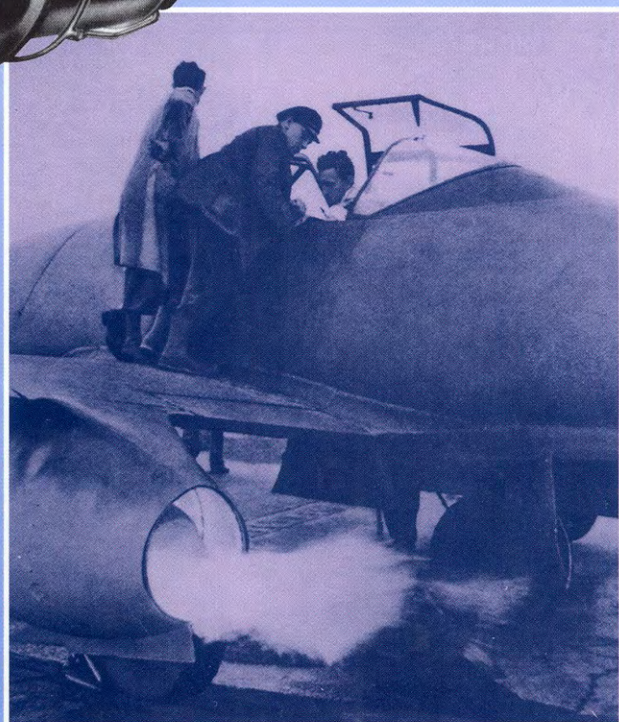
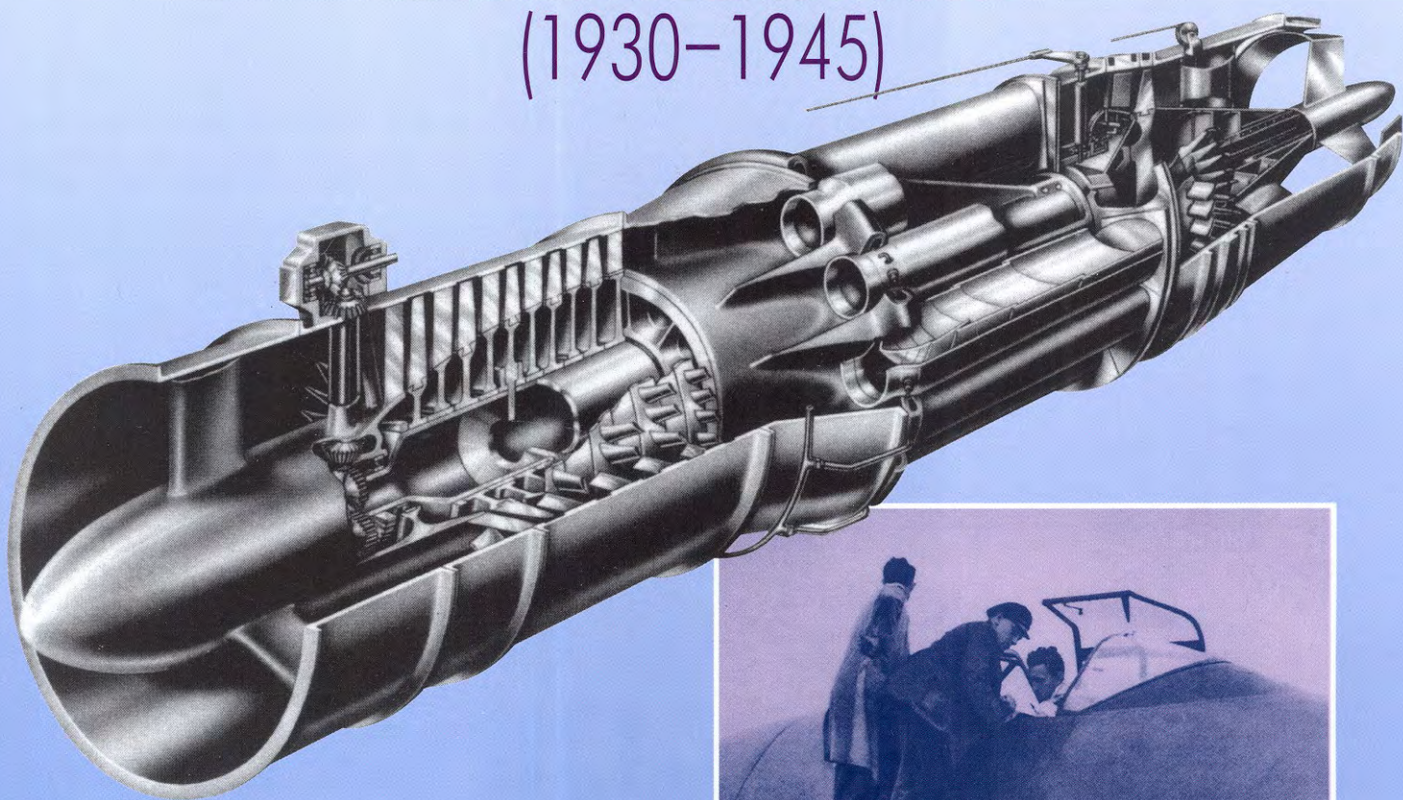


# ИСТОРИЯ РАЗРАБОТКИ и СОЗДАНИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ и ГАЗОВЫХ ТУРБИН в ГЕРМАНИИ

(1930–1945)



Энтони Л. Кей



Книга содержит информацию по разработке реактивных, турбовинтовых, турбовентиляторных и комбинированных двигателей, в ней рассмотрены конструкции самолетов, оснащенных данными двигателями, а также газовые турбины для танка «Пантера» и других военных наземных транспортных средств, для скоростных патрульных катеров и миноносцев, варианты промышленного применения новых изобретений.





---

# **ИСТОРИЯ РАЗРАБОТКИ и СОЗДАНИЯ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ и ГАЗОВЫХ ТУРБИН в ГЕРМАНИИ**

(1930–1945)

Энтони Л. Кей

**НПО САТУРН**

---

Рыбинск  
2006

---



---

# Содержание

Предисловие	8
Раздел 1 Введение	9
Раздел 2 Газовые турбины для авиации	16
Раздел 3 Газовые турбины для наземных транспортных средств	173
Раздел 4 Судовые газотурбинные установки	192
Раздел 5 Промышленные газотурбинные установки	212
Раздел 6 Исследования и разработки в области газовых турбин	231
Раздел 7 Реактивный вертолет	256
Раздел 8 Авиационные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели	263
Раздел 9 Авиационные прямоточные воздушно-реактивные двигатели	293
Хронология разработки и создания реактивных двигателей и газовых турбин в Германии	323
Справочная литература	326
Приложение	328

---



# Предисловие

Доктор Дж. М. Левис, член Королевского авиационного общества  
(бывший технический директор Rolls Royce plc)

**П**ервый полет самолета с турбореактивным двигателем был совершен в Германии в августе 1939 года, а уже через шесть лет было изготовлено более 6000 реактивных двигателей. Этим событиям предшествовала огромная работа, связанная с научными исследованиями и разработками, вдохновляемая и поддерживаемая, а иногда и срываема правительственными и промышленными кругами, ведущими свои политические игры. В данной книге подробно исследованы вопросы развития реактивных двигателей в Германии, начиная с момента зарождения концепции и до конца Второй мировой войны, включая анализ работы, связанной с применением газовых турбин для танков, кораблей и в промышленных целях, а также работ по реактивным вертолетам и пульсирующим воздушно-реактивным двигателям для самолетов-снарядов Фау-1. В разделе о прямоточных реактивных двигателях прослеживается связь с достижениями ведущих мировых конструкторов в области сверхзвуковых полетов.

Работы, проводимые в Великобритании в то время, описаны не так подробно, за исключением исследований покойного сэра Фрэнка Уиттла. Необходимо отметить, что как в Германии, так и в Великобритании существовало много общего в подходе ко многим техническим проблемам, но разница заключалась в масштабах поддержки со стороны правительства и степени восприятия новых идей признанными фирмами по производству авиационных двигателей. В связи с пятидесятилетней годовщиной первого полета самолета с реактивным двигателем, сконструированного доктором Гансом фон Охайном, я вспомнил слова Уиттла, который сказал, что если бы сэр Уиттл имел такую же поддержку, как доктор Ганс фон Охайн, то Королев-

ские ВВС могли бы получить на вооружение реактивный истребитель на три года раньше, чем Люфтваффе.

Мой путь в авиации начался в конце 1945 года в Bristol Aeroplane, где я работал над эскизным проектом реактивного двигателя Олимпус, более поздние разработки которого применяются на самолетах Конкорд и на многих морских судах. Темп развития требовался такой, что показатели по тяге были увеличены более чем в четыре раза, а КПД по топливу — на 40 % от характеристик серийных двигателей, которые выпускались в то время. Расчетные данные, представленные в виде докладов Королевского научно-исследовательского центра авиации и реактивных двигателей Великобритании, были неполными, но все отличного качества. В процессе разработки из бюро ВМФ США стали поступать переведенные материалы об испытаниях, проведенных в Германии при научных исследованиях, и эти обширные и систематизированные данные испытаний использовались для обоснования и уточнения наших проектных нормативов по более широкой базе данных. В последующий период прямое влияние информации из Германии на разработку британских двигателей было незначительным в отличие от того вклада, который внесли немецкие инженеры в послевоенное развитие реактивных двигателей в России, Франции и США.

Эта книга раскрывает вопросы управления и руководства конструкторским процессом в период появления новых изобретений в условиях усилившегося промышленного краха Германии, которой не хватило совсем немного времени, чтобы выиграть войну в воздухе.



## Раздел I

# Введение

Первые исследователи (1877–1934 годы) — Правительственные организации, курировавшие научные разработки (1933–1945 годы) — Правительственная политика в области разработки и закупки оборудования. Замечания по техническим данным и терминологии

К моменту окончания Второй мировой войны в 1945 году побежденная Германия занимала ведущие позиции в области технологии реактивных двигателей и газовых турбин. Она осуществила первый в мире полет самолета с турбореактивным и пульсирующим воздушно-реактивным двигателями, она запустила в производство и приняла на вооружение первые реактивные истребители, бомбардировщики и самолеты-снаряды. Кроме того, она была первой в мире страной, которая подняла в воздух реактивный вертолет и ракеты с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, а также установила газовые турбины на промышленных предприятиях и активно участвовала в проектах, связанных с газотурбинными силовыми установками для судовых и наземных транспортных средств. Фактически это был период новых технических разработок. Вот только некоторые из них: самолет-снаряд Фау-2 (немецкое обозначение V2 или A4), который мог достигать космического пространства; радиолокационная, инфракрасная и другая электронная техника; появление изделий из синтетических материалов и создание предпосылок для производства атомной бомбы.

Все эти разработки были в значительной степени связаны с войной, причем с особой интенсивностью работа велась в течение десяти лет до 1945 года. Общая продолжительность от научного открытия до реализации проекта, влияющего на жизнь людей, составляла около 50 лет. Это упоминается в книге часто и может быть в общем смысле отнесено к реактивным двигателям и газовым турбинам, разработка которых в Германии подробно описана в данной книге. Мы будем рассматривать не только предпосылки к разработке многих двигателей и проектов, но также их производство, срок службы и послевоенное использование там, где необходимо. Мы уделим соответствующее внимание людям и политике, проводимой в этой области.

Все рассматриваемые двигатели относятся к воздушно-реактивному типу, причем ракетные двигатели (с запасом кислорода для поддержания горения) не рассматриваются в данном издании, кроме тех случаев, когда это касается реактивных двигателей или газовых турбин. Эти два последних термина, включенные в название книги, имеют очень широкий смысл, но в данном случае они означают двигатель, в котором для получения горячих газов, создающих тягу для двигателя

и/или передающих механическую энергию через рабочее колесо турбины, горение топлива поддерживается кислородом, забираемым из атмосферы. Сегодня эти двигатели если и не играют главной роли, то выполняют гораздо более значительные объемы работ во всех областях, где до этого применялись другие типы двигателей, такие как поршневые (работающие на бензине, нефтепродуктах или паре). Конечно, наиболее характерным является турбореактивный двигатель, который используется на большинстве современных самолетов.

Принимая во внимание значение технической революции, читатель может задать вопрос, почему основное внимание в книге уделено Германии, вместо того чтобы дать общую картину технических достижений во всем мире. Но, учитывая тот факт, что обзор технических достижений во многих странах уже изложен в ряде книг, основное внимание в данной публикации будет уделено работам, проводившимся в Великобритании и Германии, по крайней мере, до конца 1940-х годов. В других изданиях описывается положение дел в Великобритании, но ни один автор не попытался представить полную (не беру на себя ответственность сказать — глубоко аналитическую) картину работ, выполненных только в Германии.

Тем не менее, рассказ о Германии привлекает к себе внимание размахом выполняемых работ и тем, что большую часть времени эти работы выполнялись в стране, находившейся в изоляции в связи с военными действиями и жившей в обстановке особого нацистского режима. Вторая мировая война для Германии началась 1 сентября 1939 года и закончилась 7 мая 1945 года. За этот период большая часть работ по реактивным двигателям и газовым турбинам в стране была уже выполнена исключительно для поддержания или укрепления военной мощи. По мере того как военная обстановка менялась от периода успешных военных действий до критической ситуации, а затем и до периода безысходности, предпринимались все более энергичные усилия для того, чтобы появился небольшой шанс технического и военного прорыва, когда перспективные или не до конца проработанные проекты были бы предпочтительнее возможности полного поражения.

В то время как война стимулировала развитие изобретательства, прежде всего любознательность (а не необходимость) стала основой изобретения. Чтобы выяс-



нить, кто первым проявил интерес к реактивным двигателям и газовым турбинам, нам необходимо вернуться к началу XX века и даже к более раннему периоду, когда первые исследователи и изобретатели придумывали проекты и проводили эксперименты. Их идеи охватывали обширную область и распространялись на все типы и комбинации паровых и газовых турбин, а также реактивных двигателей. Обдумывались все варианты их применения, но большой проблемой для первых инженеров-разработчиков был выбор перспективного проекта работы. Первые исследователи были рассредоточены по всему миру, но было бы полезно взглянуть на наиболее интересные идеи, которые сформировали базу для последующей деятельности и могли иметь влияние на раннем этапе, в частности, на немецких разработчиков. В этой связи речь пойдет о нескольких патентах, полученных в Германии до 1933 года.

### Первые исследователи (1877–1934 годы)

Номера соответствующих патентов (Patentschrift), полученных в Германии, указаны в скобках, причем некоторые патенты были оформлены в других странах; в свою очередь некоторые иностранные патенты были зарегистрированы в Германии.

Самый ранний из немецких патентов на газовые турбины (2023) был получен Джозефом Вертгеймом из Франкфурта. Этот патент распространялся на воздушно-реактивный двигатель, в турбине которого воспламенялась газозоогазная смесь. Патент был выдан в 1877 году. В следующем году патент (3944) был выдан Текленбургу из Дармштадта на газовый двигатель, в состав которого входила турбина взрывного типа, работающая на бензине; это был первый патент на камеру сгорания открытого типа. Самый ранний патент на турбину взрывного типа при постоянном объеме принадлежит Христиану Броеку из Мангейма; этот патент (53322) был выдан в 1890 году и содержал описание камеры сгорания закрытого типа, в которой воспламенялась газозоогазная смесь. Более интересным является патент (89297), выданный в 1896 году Августу Рохрбаху из Эрфурта на турбину с приводом от расширяющегося воздуха, которая относилась к типу газовых турбин с постоянным давлением.

Несмотря на то, что подобные идеи продолжали возникать и были запатентованы, первая газовая турбина была построена в Германии лишь в 1908 году, когда Ганс Хольцварт (исследования которого относятся к 1905 году) построил газотурбинную установку с постоянным объемом. Этот сложный агрегат никогда не был серьезной альтернативой более практичных газовых турбин постоянного давления, хотя Хольцварт (и некоторые другие) настойчиво пропагандировал его преимущества, и несколько таких агрегатов было установлено на промышленных предприятиях. В тот же период были запатентованы многочисленные разработки, представляющие другие идеи.

В 1925 году Вильгельму Папе, работавшему в электрической фирме Bergmann, расположенной в Берлине,

был выдан патент (409,743) на турбину с камерой взрывного типа в контуре. Карл Ф. Лейх из Гамбурга также получил несколько патентов на турбины сгорания, например, патент (427,985) был выдан в 1926 году. Любопытная конструкция турбины с вращающимися камерами сгорания, расположенными на ободе ротора, была запатентована (патент 476,033) Оскаром Хартом и Джозефом Геттериком из Мюнхена в 1929 году. В некотором смысле аналогичная конструкция определяла патент (454,003), который был выдан Карлу Эндерсу из Дрездена в 1930 году на турбину с камерами сгорания, расположенными вокруг ротора.

Во многих случаях в этот период тесная связь прослеживается между паровыми турбинами и предлагаемыми газовыми турбинами или турбинами сгорания, а в некоторых конструкциях характеризуется сама «рабочая жидкость». Таким примером является конструкция паровой или газовой турбин с противоточной циркуляцией с преимущественно осевым впуском жидкости, запатентованная (патент 502,555) в 1930 году автором многих изобретений Карлом Редером из Ганновера. В других конструкциях предпринималась попытка объединения поршневого двигателя с турбиной, примером чего является патент (545,768) Георга Дрехера из Берлина, где «поршневой двигатель и турбина работают вместе таким образом, что часть газообразных продуктов сгорания поршневого двигателя воздействуют на турбину». Этот патент был выдан в 1930 году. На практике было разработано и применялось много комбинированных установок, где турбина использовалась для утилизации энергии выхлопных газов, и такая работа в конечном итоге давала хорошие результаты при использовании турбонагнетателей для поршневых двигателей. В этой области активную работу вели такие немецкие фирмы, как BMW, Rhainmetall, Junkers и Argus.

За пределами Германии изобретатели и конструкторы также занимались вопросами создания турбин и реактивных двигателей всех типов, и к 1933 году в Германии было выдано много соответствующих патентов. Герман Оберт из Румынии (который позднее приобрел известность благодаря исследованиям в области ракетной техники) получил патент (429,462) за разработку турбины с камерой сгорания со вспомогательной жидкостью в 1926 году. Лилиан Фэрроу из Великобритании в 1928 году оформила патент (519,018) на турбину с камерой сгорания с нагнетателем с одной стороны корпуса и ротором — с другой. В тот же год Роберт Э. Лесли из США разработал конструкцию газопаровой турбины, на которую был выдан патент (560,273) в 1932 году. В это же время над разработкой конструкции турбины активно работал Альфред Лисхольм из Швеции, который уделял особое внимание силовой установке самолета, и одна такая разработка была оформлена в 1933 году и в 1939 году защищена патентом (672,114). В этой области также работал Фредерик Лунгстрем, который оказывал помощь Лисхольму и оформлял патенты в Германии.

Примечательно, что работа над конструкцией первого в мире турбовинтового двигателя мощностью в 100 л.с. была начата в 1932 году Джорджем Ендрасси-



ком на вагоностроительном заводе Ganz в Будапеште, Венгрия. Этот высококачественный двигатель был опробован в 1937 году, а за ним последовал турбовинтовой двигатель Cs-1 мощностью 1000 л.с., который был опробован в августе 1940 года. Перспективный двигатель имел 15-ступенчатый компрессор и 11-ступенчатую турбину, но к 1941 году работа над двигателем была остановлена в связи с начавшейся войной.

Большие объемы исследований были выполнены во Франции, и среди наиболее ранних — разработка Виктором Караводиным газогенераторов взрывного типа для турбин. В 1934 году в Германии Рене Ледук (позднее привлеченный к себе вниманием исследованиями по прямоточным воздушно-реактивным двигателям) разработал конструкцию газовой турбины и в 1938 году получил патент (665,954). Именно в этот год Йозеф Леффлер из Чехословакии получил патент (664,169) на турбину взрывного типа. Ранее, в 1934 году, Марсель де Ладеррир из Франции получил патент (605,003) на турбину сгорания с двумя коаксиальными валами. Практическая работа, проводившаяся во Франции и представлявшая особый интерес, не осталась незамеченной в Германии. Эта работа проводилась Рене Арменгандом и С. Лемалем, разработавшими газовую турбину в период между 1900 и 1906 годами, хотя она вырабатывала незначительную полезную энергию и имела КПД около 3 %. Работа по турбонагнетателям для поршневых двигателей, в результате которой были получены необходимые данные для проектирования газовых турбин, проводилась во Франции Люси и Августом Рате.

Из приведенных выше примеров видно, что к 1934 году данных и идей было мало, даже после внимательного изучения архивных патентов и проведения других исследований, связанных с работами не только немецких инженеров, но и инженеров других стран. Чтобы перечислить другие работы, нужно подробно остановиться на этом вопросе. В конечном итоге прорыв наступил в Германии, когда в результате исследований Ганса фон Охайна был проведен первый реальный полет турбореактивного самолета (Хейнкель He 178) 27 августа 1939 года. Исследования по газовой турбине для реактивной силовой установки самолета проводились фон Охайном с начала 1930-х годов. Любопытным фактом является то, что он не начал свою деятельность с подготовки подробной схемы работ и анализа исследований, проведенных до него. Например, когда в 1934 году он просматривал патентные архивы, возможно, ему не попался на глаза патент Уиттла за 1930 год, патент Жилльема на турбореактивный двигатель с осевым компрессором за 1923 год или патенты на турбореактивный двигатель «Мило» Швеция. Исследовательские работы, проведенные в Великобритании Фрэнком Уиттлом по реактивному двигателю, широко известны, но надо отдать должное и Рене Анксионазу из Société Rateau. На удивление передовым оказался французский патент Анксионаза (864,397), оформленный в декабре 1939 года на двухконтурный реактивный двигатель.

Уиттл и Анксионаз были современниками фон Охайна, который первым показал (не для широкой публики)

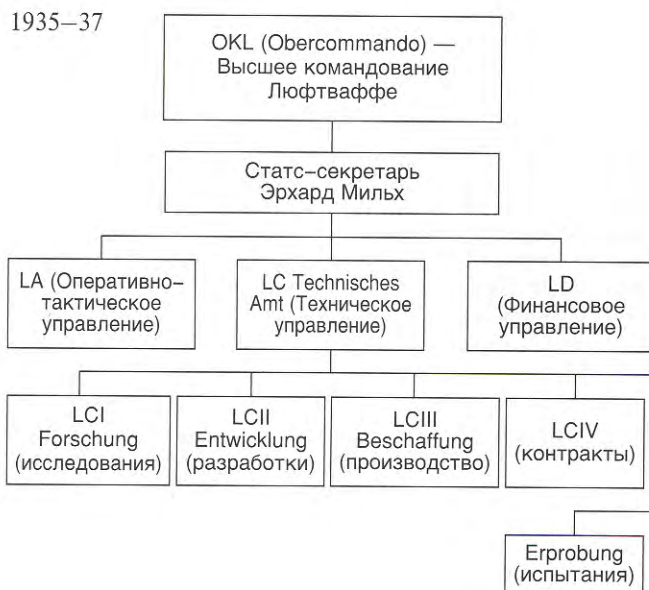
принцип работы турбореактивного двигателя и тем самым открыл поле деятельности для реактивного двигателя и расширил возможности газовой турбины. На последующих страницах некоторые из уже упомянутых имен появятся вновь, но большинство имен первых изобретателей кануло в лету, что, к сожалению, характерно для судьбы большинства изобретателей. Их усилия, порождаемые обычно любопытством, не были реализованы по многим причинам, а именно: непрактичность, преждевременность, отсутствие поддержки, недоверие к новым идеям со стороны других людей и отсутствие необходимости применения. Для внедрения новой машины требуется следующее соотношение: 10 % изобретения и 90 % от инновационной деятельности, которая обеспечивается в основном постоянной практической работой и финансовой поддержкой. Основная поддержка программы разработки немецких реактивных двигателей и газовых турбин исходила от правительственных организаций. Поэтому, чтобы не ввести в заблуждение несведущего читателя, мы сейчас кратко рассмотрим структуру этих организаций.

### **Правительственные организации, курировавшие научные разработки (1933-1945 годы)**

Основное внимание правительственных организаций Германии, имевших отношение к обсуждаемой теме, было обращено на область авиации, поскольку именно в этот период и несколько позднее начались исследования также в других областях. После первой мировой войны правительственная поддержка, направленная на развитие авиации, исходила от такой организации, как Министерство связи (Verkehrsministerium), которое в 1931 году предоставило первый контракт на исследования пульсирующего воздушно-реактивного двигателя Паулю Шмидту. Когда Адольф Гитлер и его нацистская партия пришли к власти, Герман Геринг был назначен рейхскомиссаром (Reichskommissar) авиации, а вскоре после этого, 29 апреля 1933 года, было создано Министерство авиации рейха (Reichsluftfahrtministerium — RLM) вместо Министерства связи, возглавляемого Герингом. Министерство авиации претерпело много изменений за период до 1939 года, хотя в начальный период в Министерстве было немного специалистов с широким техническим кругозором. В качестве первого шага для устранения этого недостатка был создан инженерный отдел под руководством дипломированного инженера Гюнтера Бока, но работа этого отдела успеха не имела, так как мало кто стремился попасть в него, и постепенно, начиная с 1942 года, началось его расформирование. В 1935 году под Берлином, в местечке Гатов, была создана высшая школа летчиков (Hoehere Luftwaffenschule) для подготовки офицеров по программе обеспечения боеготовности BBC (Люфтваффе) Германии, и к этому периоду Министерство авиации стало организацией, способной всесторонне контролировать научные исследования, разработки и производства, связанные с Люфтваффе. В упрощенном ви-



де Министерство авиации с 1935 года имело следующую структуру:

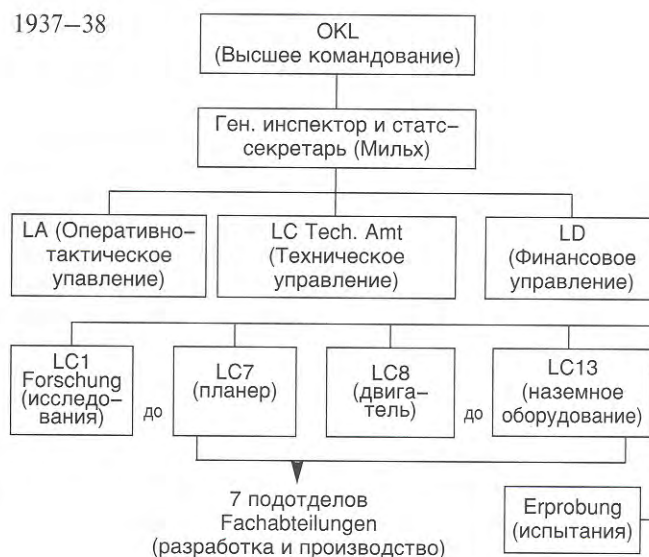


Самым важным аспектом этой организации было создание Technisches Amt (Технического управления), которое в 1937 году через свой отдел разработок LCII начало оказывать поддержку Гельмуту Вальтеру в его научно-исследовательских работах по стартовым ракетам для самолетов. В то же самое время научно-исследовательский отдел LCI продолжал оказывать помощь не только в исследовательской работе, проводимой Шмидтом по пульсирующему воздушно-реактивному двигателю, но также и Вальтеру, работавшему над прямоточным реактивным двигателем.

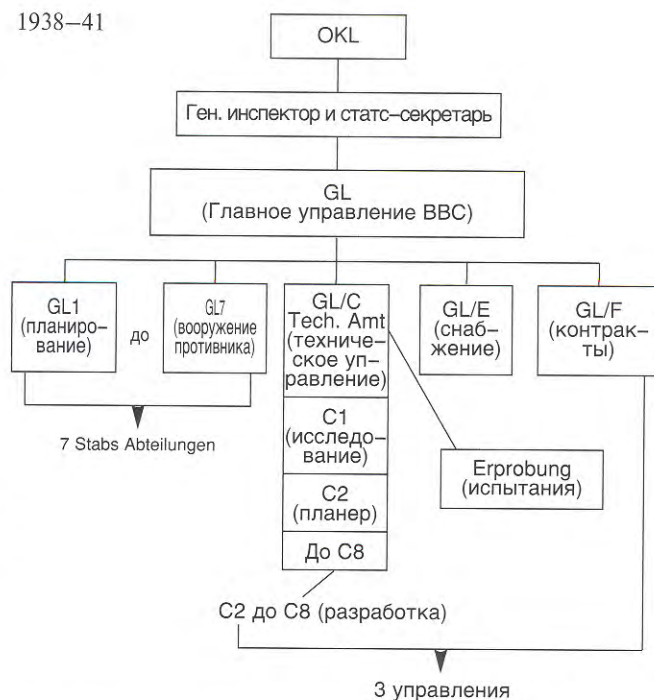
В 1936 году Геринг перевел Эрнста Удета в Техническое управление и Удет сменил Бока на посту главного инженера. Учитывая растущие потребности Люфтваффе, в 1937 году была проведена реорганизация, которая укрепила горизонтальные связи в области научных исследований и разработок между различными подразделениями, отвечавшими за разработку (планера, самолета, двигателей, вооружения и т.д.). Это привело к образованию семи профессиональных технических подразделов (Fachabteilungen LC7—LC13), каждый из которых занимался вопросами разработки и производства. Ниже приведена упрощенная схема после реорганизации 1937—1938 годов.

Созданная структура оказалась временной и просуществовала только один год, после чего в 1938 году была заменена Главным управлением BBC (GL), которое оставалось базовым в течение нескольких лет. Из структурной схемы Министерства авиации 1938—1941 годов видно, что при организации GL образовалось семь штабных отделов (Stabs Abteilungen GL1—GL7), а также три управления, одним из которых стало Техническое управление (GL/C).

1937—38



1938—41

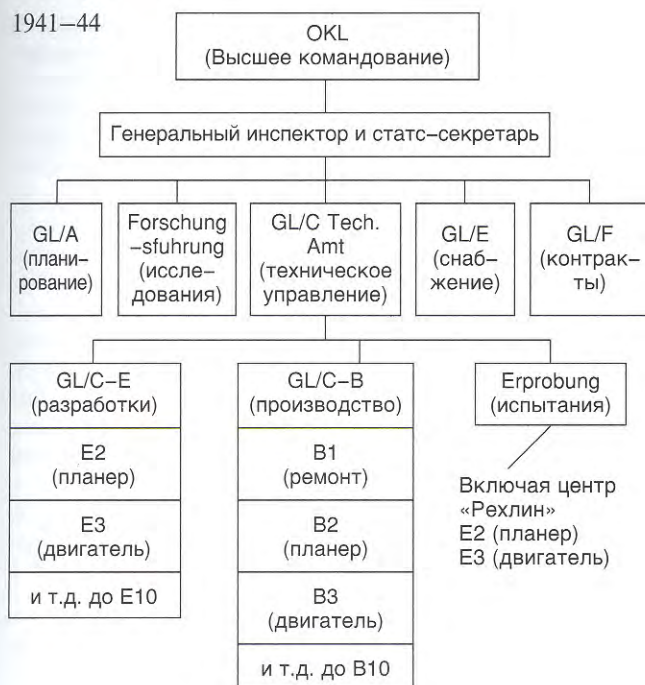
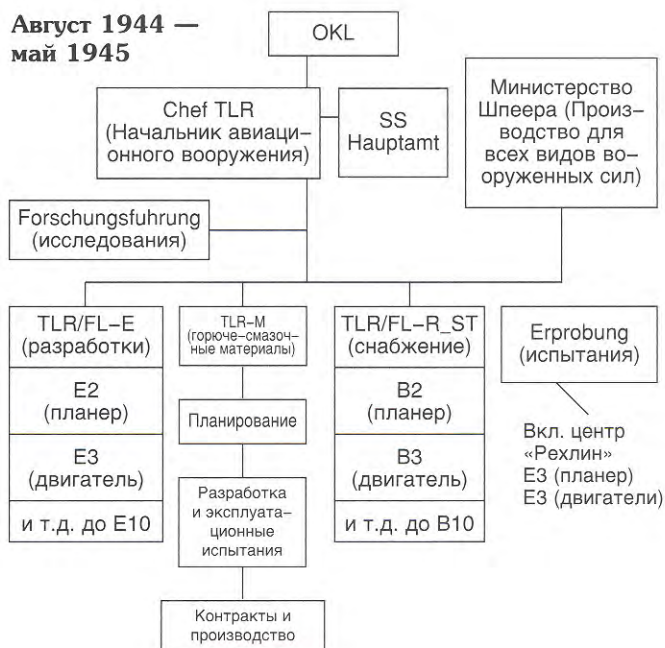


Вопросы разработки техники производства и снабжения решались по вертикали через подразделения GL/C2—C8 Технического управления (подотдел по исследованиям GL/C1), а также подотделом GL/E. Но при этом связь между подотделом по исследованиям и различными другими подотделами по разработкам стала не такой тесной, как раньше.

В 1941 году неудачи военной кампании Германии привели к созданию Министерства вооружений и боеприпасов (Ministerium für Bewaffnung und Munition), которое позднее получило условное обозначение R.f. Ruk. Главой Министерства был назначен Альберт Шпеер.



1941–44

Август 1944 —  
май 1945

Это Министерство взяло на себя ответственность за материальное обеспечение, тем самым освободив на 2/3 от этой работы Министерство авиации. Последующая реорганизация Министерства авиации была более радикальной, чем можно было предположить. Среди принципиальных изменений — объединение должностей генерального инспектора и статс-секретаря (оба поста занимал генерал Эрхард Мильх), включение штабных отделов (Stabs Abteilungen) в одно управление по проектам (GL/A Planungamt) и придание одинакового статуса управлению по исследованиям (Forschungsführung) и Техническому управлению GL/C.

Последняя реорганизация Министерства авиации была осуществлена 1 августа 1944 года в связи с переводом всех отделов, связанных с производством, в Министерство Шпеера, а должность начальника ГУ стала называться Chef der Technischen Luft Rüstung или Chef TLR — начальник авиационного вооружения Министерства авиации. Ниже приведена структурная схема Министерства авиации на последнем этапе ее существования и все подразделения, которые связаны с разработкой и производством двигателей. К моменту, указанному выше, Геринг оказывал незначительное влияние на эту сферу, причем 25 апреля 1945 года его даже сместили с поста главнокомандующего ВВС и заменили фон Граймом. Кроме того, после июльского заговора 1944 года с целью ликвидации Гитлера служба СС установила негласный контроль над Министерством авиации и заставила определенную часть офицеров, инженеров, ученых вступить в службу СС, которую они поддерживали, однако, только на словах.

Читатель должен ясно представлять, что на этих схемах показана только небольшая часть структуры RLM (Министерства авиации рейха) и что аналогичная или

даже более сложная структура существовала в других родах войск. К министерствам, которые поддерживали научно-исследовательскую работу, разработку и закупку вооружений для других родов войск, относились Heereswaffenamt, или HWA (Артиллерийско-техническое управление сухопутных войск), и Kriegsmarine Technischesamt, или КТА (Техническое управление ВМС). Все рода войск подчинялись Oberkommando der Wehrmacht, или ОКВ (Высшему командованию вооруженных сил), которое было создано 4 февраля 1938 года Гитлером и, естественно, находилось под его командованием. Четвертый род войск — СС — постепенно поставил под свой контроль все сферы жизни и деятельности страны, и его зловещая власть укреплялась в результате политических интриг, которые мастерски разыгрывали Генрих Гиммлер и его приспешники.

### Правительственная политика в области разработки и закупки оборудования

Общая политика правительства в области разработки и закупки оборудования (например двигателей) для военных целей в интересах авиации кратко рассмотрена ниже.

Определение политики в области разработки оборудования для Министерства авиации было прерогативой Технического управления (Technisches Amt, GL), а затем, в 1944 году, начальника управления авиационного вооружения — Chef TLR. Эта политика проводилась в жизнь соответствующими отделами. Что касается двигателей, то вопросами их разработки занимались следующие отделы: LCII-2 — в 1935 году, LC8 — в 1937 году, GL/C3 — в 1938 году, GL/C-E3 — в 1941 году и TLR/FL-E3 — в 1944 году. Отдел научных разработок разрабатывал технические условия (которые обычно



определялись оперативно-тактическими требованиями, исходившими от ОКЛ — высшего командования Люфтваффе) и обращался к выбранным фирмам отрасли с предложением заключения контракта на разработку. Фирма ориентировалась в основном на один из родов войск. После утверждения проекта фирма приступала к работе над несколькими опытными образцами двигателя (серии V), которые затем проходили испытание в самой фирме и в испытательном центре Министерства авиации (Erprobungstelle). После успешного проведения испытаний выпускалась опытная партия двигателей (серия O), которая испытывалась на государственных предприятиях и в войсках. После того как двигатель соответствовал требованиям на стадии производства (серия A), он попадал под контроль соответствующего производственного департамента.

Существовало семь государственных испытательных центров (под руководством полковника-инженера Петерсена), старейшим из которых был центр Е-Штелле-Рехлин (руководитель — майор Беренс), которые несли ответственность за испытание самолетов и двигателей. Если этот центр рекомендовал соответствующему отделу разработки запустить оборудование в производство, то это указание выполнялось неукоснительно. «Рехлин» занимался теми же вопросами, что и аналогичные отделы Технического управления. Отделение ЕЗ центра «Рехлин» проводило испытания двигателей (за исключением ракетных). Например, типовые испытания турбореактивных двигателей состояли из испытаний:

*Режим испытания двигателя истребителя:*

- (а) 5 минут на режиме полной мощности;
- (б) 5 минут на режиме 80 % от максимальной скорости вращения;
- (в) 15 минут на режиме полной мощности;
- (г) 10 минут на режиме 80 % от максимальной скорости вращения.

Повторный цикл в течение 100 часов и 3 минуты работы при тяге 110 % через каждые пять часов. Запуск из холодного состояния до холостых оборотов за одну минуту. Переход с холостых оборотов на режим полной тяги за шесть секунд.

*Режим испытания двигателя бомбардировщика:*

- (а) 5 минут на режиме полной тяги;
- (б) 30 минут на режиме 80 % от максимальной скорости вращения.

Повторный цикл в течение 100 часов работы и 3 минуты работы при тяге 110 % через каждые пять часов. Запуск из холодного состояния до холостых оборотов за одну минуту. Переход с холостых оборотов на режим полной тяги за шесть секунд.

Серийные двигатели подвергались испытаниям по той же схеме, но в течение только одного часа. Помимо статических испытаний, проводимых отделением ЕЗ «Рехлин», отделение Е2 «Рехлин» проводило также летные испытания.

Вопросы, связанные с основными исследованиями или исследованиями, возникавшими в ходе разработки

или проведения испытаний, направлялись для решения в соответствующие научно-исследовательские учреждения или решались самой заинтересованной фирмой.

Контракты на проведение базовых научно-исследовательских работ обычно исходили из отдела научных исследований (Forschungsführung), хотя, начиная с 1941 года, связи между этим отделом и Министерством авиации начали ослабевать, так как существовало мнение, что научно-исследовательские работы должны проводиться самостоятельно. Во второй половине 1944 года отдел СС (SS Hauptamt) работал совместно с министерством Шпеера и контролировал действия всех политически ненадежных ученых и инженеров. К этому времени служба СС, сухопутные войска и ВМС были заняты собственными программами производства транспортных средств и судов, оснащенных газовыми турбинами.

В заключение необходимо отметить, что немецкие программы научных разработок и исследований подразделяются на следующие три категории:

- (а) программы, не являющиеся первоочередными, которые финансировались военными организациями или из средств общих фондов фирмы или заинтересованного учреждения на нерегулярной основе;
- (б) программы, заслуживающие внимания и активно поддерживаемые военной организацией с тем, чтобы эти программы имели приоритет в последующий период;
- (в) программы, получившие абсолютный приоритет в связи с интересом к этим программам со стороны Гитлера. Однако такой интерес мог иметь обратную сторону, потому что Гитлер нередко принимал свои решения без учета мнения военных, реального положения дел в промышленности и науке и временами не прислушивался к мнению своих советников и экспертов.

Программы разработки немецких реактивных двигателей и газовых турбин (например турбореактивных и пульсирующих воздушно-реактивных двигателей) отнеслись ко всем трем категориям, что является вполне закономерным процессом, если бы не вмешательство Гитлера в этот процесс. Каждый из восьми разделов данной книги посвящен отдельному типу двигателя или области его применения, причем деятельность отдельных фирм или учреждений дана в хронологическом порядке в том объеме, который был возможен. Каждый раздел заканчивается заключением (с изложением судьбы разработок в послевоенный период), кроме раздела 2, где заключение дано после описания деятельности каждой фирмы.

### **Замечания по техническим данным и терминологии**

В связи с тем, что при работе над книгой использовались различные источники информации, автор не имел возможности дать точные сравнительные данные по тому или иному вопросу, и поэтому некоторые проблемы не были освещены полностью. Кроме того, различные



источники информации нередко содержат разные данные, а при полном отсутствии данных автору приходилось находить ответы на свои вопросы, сопоставляя различную информацию, выполняя расчеты или полагаясь на свою интуицию. Все параметры приводятся в метрической системе с их переводом в единицы, применяемые в Англии\*. Эти переводные единицы заключены в скобках. Некоторые из этих терминов поясняются ниже:

Тяга указана в килограммах.

Скорость вращения (напр. 9500 об/мин) определяется максимальным значением.

Вес указан в сухом или не в сухом состоянии (определение такого веса не всегда возможно).

Степень сжатия указана при полной скорости вращения ротора (или тяге) в статическом режиме.

Расход воздуха определяет скорость прохождения воздушной массы за единицу времени.

Удельный расход топлива указан в кг топл./кг тяги·час для статической тяги над уровнем моря.

Удельный вес — это вес на единицу тяги для статических условий над уровнем моря.

Указанные определения применяются по всему тексту, если нет других оговорок на этот счет.

Что касается сокращений, то в Германии была постепенно внедрена система сокращений, которая стала использоваться фирмами и официальными государственными учреждениями.

Самые распространенные сокращения приведены ниже.

GT — газовая турбина

TL — Turbinenluftstrahl (турбореактивный)

TLR — турбореактивный, совмещенный с ракетным (Rakete) стартовым двигателем

TLS — турбореактивный двигатель с форсажем

PTL — Propellerturbinenluftstrahl (турбовинтовой двигатель)

ML — Motorenluftstrahl (поршневой двухконтурный турбовентиляторный двигатель)

MLS — поршневой двухконтурный турбовентиляторный двигатель с форсажем

MTL — двухконтурный турбовентиляторный двигатель в сочетании с поршневым двигателем и турбоприводом

L или S — Lorin-Triebwerk или Staustrahltriebwerk (дозвуковой прямоточный реактивный или воздушно-реактивный двигатель)

Tr — Trommsdorf-Triebwerk (привод Trommsdorf или сверхзвуковой прямоточный реактивный двигатель)

IL — Intermittierendes-Luftstrahl (пульсирующий воздушно-реактивный двигатель или аэрорезонатор).

Например, при использовании реактивной силы от турбореактивного двигателя используется обозначение TL-Antrieb, а при использовании турбореактивного двигателя — TL-Triebwerk или TL-Gerät. Другие сокращения, например ZTL, PTLR, LR, RL, встречаются в тексте реже.

\* В русском переводе опущены.



## Раздел 2

# Газовые турбины для авиации

Фирма Ernst Heinkel — Фирма Junkers Flugzeug-und Motorenwerke — Фирма Beyerische Motoren Werke (BMW) — Фирма Daimler Benz AG — Фирма Dr.-Ing. h.c. Porsche

**В**се свои усилия в области исследований двигателей Германия направила на разработку газовых турбин для их последующего использования в качестве силовых установок самолетов. Разработанные газовые турбины использовались в турбореактивных двигателях и планировались к внедрению на турбовинтовых и других двигателях комбинированного типа. Такие двигатели относятся к типу ротационных двигателей, которые способны развивать более высокие скорости и мощности по сравнению с поршневыми двигателями. Для получения потока горячих газов в камере (или камерах) сгорания сжигается смесь топлива и воздуха. При увеличении скорости воздушного потока, проходящего через двигатель, создается тяга для движения, но часть энергии горячих газов забирается турбиной, которая вращает компрессор, нагнетающий сжатый воздух в двигатель. Если при этом возникает необходимость передать вращение на воздушные винты, как это происходит в турбовинтовом двигателе, турбина должна отбирать больше мощности, оставляя меньше энергии для создания реактивной тяги. Конечно, даже для основных узлов двигателя, таких как компрессор, система сгорания и турбина, существует много различных схем компоновки и конструкции.

Для разработки турбореактивного двигателя, который был предшественником турбовинтового и других типов двигателей, требовался не только определенный уровень технических знаний и квалификация, но также и значительные материальные ресурсы для оплаты труда квалифицированных работников и на приобретение специального оборудования. После поражения Германии в Первой мировой войне для авиации этой страны наступили не лучшие времена, но к 1926 году удалось обойти условия Версальского мирного договора, в результате чего промышленность начала возрождаться. К 1933 году, когда нацистская партия во главе с Гитлером пришла к власти, провозгласив курс на общую глобальную экспансию, промышленность Германии занимала одно из ведущих мест, и ее лицо определяли фирмы, производившие авиационные двигатели, такие как Argus, BMW, Bramo, Daimler Benz, Hirth, Junkers и Walter. Эти фирмы продолжали энергично работать над производством надежных поршневых двигателей высокой мощности, но только несколько типов двигателей мощностью 800 л.с. были готовы к производству

(некоторые двигатели разрабатывались по иностранным проектам) или находились в стадии разработки. Разработка новых двигателей проходила при поддержке правительства. В то время мало кто интересовался реактивными двигателями (однако именно в то время Пауль Шмидт получил контракт на проведение научно-исследовательских работ по пульсирующему воздушно-реактивному двигателю) по той простой причине, что поршневые двигатели могли обеспечить необходимые рабочие характеристики в ближайшем будущем. Вероятно, некоторые инженеры и ученые понимали, что на исследования и разработку турбореактивного двигателя потребуется много лет до его практического применения, но только правительство могло стать инициатором долговременной программы с расчетом на получение в будущем самолета с высокими характеристиками.

Принятие обширной программы разработки турбореактивного двигателя в Германии стало возможным благодаря усилиям нескольких человек из Министерства авиации, предпринятыми ими еще на раннем этапе. В августе 1937 года Гельмут Шельп был направлен в научно-исследовательский отдел LC1 Технического управления в качестве специалиста, отвечающего за проекты Шмидта и Вальтера по разработке пульсирующего воздушно-реактивного и прямоточного реактивного двигателей, работа над которыми уже финансировалась. Однако Шельпа больше всего интересовали газовые турбины, и именно это обстоятельство в Министерстве авиации помогло на начальном этапе определить программу по реактивным двигателям. К концу войны в 1945 году Шельп был одним из тех людей в Германии, кто был наиболее осведомлен об этой программе, хотя его технические знания носили общий, а не конкретный характер. Он получил степень магистра технических наук в университете «Стивенс», расположенном в Хобокене, США, в 1936 году. В том же году он вернулся в Германию и оказался среди тех, кто прошел отбор для изучения нового курса авиационной техники в Немецком авиационном экспериментальном институте (DVL) в Берлине; в этот курс входили все аспекты авиационной техники и, кроме того, обучение пилотированию самолета. Целью данного курса была подготовка ядра квалифицированных специалистов для занятия руководящих должностей. После успешного окончания учебы Шельп получил диплом инженера



с квалификацией, отвечающей требованиям для поступления на правительственную службу по специальности инженер-проектировщик. В конечном итоге он занял должность, которая соответствует воинскому званию подполковника в армии Великобритании.

Во время самостоятельной работы в период обучения на курсах в Авиационном экспериментальном институте Шельп занимался теоретическими расчетами максимально возможной скорости самолета и сделал вывод о том, что благодаря влиянию факторов сжатия эта скорость будет равна числу  $M = 0,82$  или будет значительно ниже скорости звука. Следующим этапом стало рассмотрение типов двигателя, которые могли бы дать самолету такое ускорение. Специалисты, выступавшие в защиту применения воздушных винтов для полетов на больших скоростях, включая профессора Квика из Авиационного экспериментального института, утверждали, что максимальный КПД=71 % можно получить для воздушного винта при числе  $M=0,82$ . Кроме того, стало очевидным, что для получения большой мощности, необходимой для воздушного винта, потребуется применение поршневого двигателя с недопустимо большой массой, и, хотя Шельп рассматривал возможность применения двухконтурного поршневого двигателя, ему пришлось отказаться от этого двигателя из-за веса. Вне всякого сомнения, Шельп был знаком с работами и исследованиями всех первых исследователей, которые уже упоминались выше, и кроме этого он провел тщательное изучение всех типов реактивных двигателей, способных развивать высокие скорости. К моменту своего перехода в Техническое управление Министерства авиации он твердо решил, что силовые установки, включающие в свой состав газовую турбину, — это именно то, чем следует заниматься.

Специалисты Авиационного экспериментального института, как и научно-исследовательского отдела LC1 Технического управления, не разделяли это мнение, но к сентябрю 1938 года Шельп ушел из этого отдела и перешел в отдел разработки конструкции двигателей LC8 (который вскоре стал называться отделом GL/C3). Этим отделом руководил Вольфрам Айзенлор, который вначале не отдавал предпочтения реактивным двигателям. Шельп вскоре нашел союзника в лице Ганса А. Мауха, возглавлявшего отдел разработки ракет в GL/C3. Интерес к исследованиям появился у Мауха после его знакомства с заводом по производству турбореактивного двигателя Хейнкеля. Он участвовал в дискуссиях в фирме по производству планера самолета Junkers (интересно, что обе эти фирмы занимались не двигателем, а планером самолета). Тем не менее, эти фирмы не получили официальной поддержки для осуществления разработки турбореактивного двигателя, поскольку Маух считал, что такую основательную разработку следовало бы доверить надежным фирмам, производящим двигатели, и это было вполне понятно. В поисках разработчиков он и Шельп проводили консультации с BMW, Bramo, Daimler Benz и с отделом двигателей Junkers по вопросам разработки турбореактивного двигателя и связанным с ним агрегатов, но их встречали без особого энту-

зиазма, поскольку предмет обсуждения был связан с необходимостью решения многочисленных технических проблем. В промышленности также стремились сконцентрировать все усилия в основном на совершенствовании поршневых двигателей, что имело смысл. В конечном итоге все фирмы, выпускавшие авиационные двигатели, и некоторые другие фирмы в соответствии с программой Министерства авиации стали работать над турбореактивными двигателями.

Один из самых сильных аргументов против турбореактивного двигателя — отсутствие для него осевого компрессора с соответствующим коэффициентом полезного действия — мог быть в значительной степени сведен на нет перспективными исследованиями, которые проводили Людвиг Прандтл, В. Энке и А. Бетц в Экспериментальном аэродинамическом институте в Гёттингене. Осевого компрессор в отличие от центробежного занимал доминирующее положение в конструкциях немецких газовых турбин и на начальном этапе был выбран Шельпом для турбореактивных двигателей из-за меньшей фронтальной площади и меньшего лобового сопротивления. Другой особенностью конструкции, которая встретила одобрение должностных лиц, но не была принята так безоговорочно в других странах, было применение кольцевой камеры сгорания. Однако растущий дефицит импортных специальных металлов, которые применялись для производства жаропрочных сталей, стал объективным фактором, влияющим на качество немецких турбореактивных двигателей, в частности на турбины этих двигателей. Из таблицы, представленной ниже и опубликованной Министерством Шпеера в ноябре 1943 года, видно, что наличие специальных металлов ежемесячно снижалось.

	Хром	Кремний	Молибден	Никель	Марганец
Ежемесячное потребление (тонн)	3751	7000	69,5	750	15500
Ежемесячный импорт (тонн)*	—	4200	15,5	190	8100
Ежемесячный дефицит, возмещаемый за счет запасов (тонн)	3751	2800	54,0	560	7400
Ежемесячный резерв запасов (тонн)	5,6	6,4	7,9	10,7	18,9

\*Данные по снижению объемов импорта металлов из стран Балканского полуострова, Турции, СССР (Никополь), Финляндии и Северной Норвегии из-за военной обстановки не учтены в вышеприведенной таблице.



Фактически при производстве такого оборудования, как турбореактивные двигатели, использовалась только небольшая доля редких металлов, в то время как промышленность, производившая оружие, для производства которого необходим хром, была основным потребителем этого металла. История о том, как немецкий турбореактивный двигатель вышел из этой ситуации в условиях дефицита металла, будет освещена ниже, но на начальном этапе, по крайней мере, отсутствовали препятствия для его разработки. К концу 1939 года Маух приступил к программе исследования и разработки реактивных двигателей. Против этой программы выступил Айзенлор, предложивший свой собственный долгосрочный проект, который был отвергнут Эрнстом Удетом, возглавлявшим Техническое управление. Уже к 1941 году Айзенлора убедили в необходимости разработки турбореактивного двигателя. Тем временем программа стала реализовываться, в основном, на фирме Junkers, проводившей работы по двигателю 109-004, который должен был быть доработан в краткие сроки до готовности к производству, а также на фирме BMW, которая разрабатывала более перспективный аналог 109-003. (Немецкие воздушно-реактивные двигатели имели маркировку, которая обычно начиналась с трех цифр 109, после чего следовала цифра от 1 до 499, определяющая принадлежность двигателя к определенной фирме.)

Турбореактивные двигатели, указанные выше, были единственными двигателями, которые достигли состояния готовности к производству и относились к «классу I». Этот класс, наряду с другими классами, включен в нижеследующую таблицу, составленную в Техническом управлении, из которой видно, что разработка газовых турбин для авиации осуществлялась в широких масштабах.

Класс	Тяга ТРД (кг)	Степень сжатия	Кол-во ступеней турбины	
			ТРД (TL)	ТВД (PTL)
I	До 1000	3,5/1	1	—
II	1300 до 1700	5,0/1	2	3
III	2500 до 3000	6,0/1	2	3
IV	3500 до 4000	7,0/1	3	5

В соответствии с планом предусматривалась разработка турбовинтовых двигателей (ТВД) на базе самых больших турбореактивных двигателей (ТРД) с дополнительными ступенями турбин для привода воздушного винта. Кроме того, планировалось использовать вышеуказанный базовый двигатель для разработки более экономичного двухконтурного турбовентиляторного двигателя, который обеспечивал полет самолета на большие расстояния, чем ТРД, но на меньшие расстояния, чем ТВД. Эта часть программы, однако, не была встречена с должным вниманием.

Управление Шельпа, где ключевыми фигурами были Вальтер Брискен и Эмиль Вальдман, после знакомства с турбореактивными двигателями выполнило большой

объем научно-исследовательской работы по этим двигателям. Большое внимание в исследованиях было уделено турбовинтовым двигателям с теплообменниками, обеспечивающим скорость до 600 км/час и высоту до 10000 м. Хотя промышленность взялась за разработку таких двигателей, срок реализации тщательно подготовленного плана Шельпа (16 лет) вышел за временную границу окончания войны и не был реализован.

Поскольку главной целью создания турбореактивного двигателя было получение более высоких скоростей, нельзя было также забывать и об аэродинамике, из-за которой позднее возникли серьезные проблемы. Поэтому при определении официальной программы разработки реактивного двигателя в конце 1938 года для полетов на больших скоростях также определялась соответствующая программа разработки планера самолета. Эта работа была выполнена Гансом М. Анцом из отдела разработки планера самолета LC7 (вскоре переименованного в отдел GL/C2) Технического управления. Эти программы согласовывались по мере возможности, причем обе программы оказывали взаимное влияние друг на друга. Хотя фирма Heinkel уже вела самостоятельные работы по опытным образцам самолетов с реактивным и ракетным двигателем, Анц установил контакт по производственным вопросам с фирмой Messerschmitt. Этот контакт принес положительные результаты, поскольку, несмотря на трудности технического и политического характера, двухместный истребитель Мессершмитт Me 262 был принят на вооружение еще до окончания войны. Гораздо меньший резонанс вызвало принятие на вооружение реактивного бомбардировщика Арадо Ar 234 и реактивного истребителя Хейнкель He 162, причем последний не участвовал в боевых действиях. Проектировались, конструировались или находились в процессе разработки реактивные самолеты многих других типов.

Прежде чем перейти от программы разработки реактивного двигателя, принятой Министерством авиации, необходимо упомянуть о замедлении темпов разработки реактивного двигателя и их последствиях. Этот процесс начался после того, как Эрнст Удет покончил жизнь самоубийством 17 ноября 1941 года. Удет, будучи энтузиастом в области авиации, сторонником радикальных разработок и имевший большое влияние внутри Министерства авиации, сделал многое для преодоления сопротивления своих оппонентов, связанного с разработками и производством реактивных двигателей. После его смерти все решения по этому вопросу принимались Эрхардом Мильхом, который стремился произвести самое благоприятное впечатление на Гитлера своими высокими показателями в производстве обычного оборудования, но уделял мало внимания вопросам разработки реактивных самолетов. Эта информация производила должное впечатление на Гитлера, по крайней мере, первое время, и поэтому он мало задумывался о судьбе реактивной авиации. Приказ о начале производства Me 262 был отдан лишь 5 июня 1943 года. Длительные задержки с его выполнением были вызваны бомбардировками со стороны стран антигит-



леровской коалиции и тем, что вопрос о выделении рабочей силы и оборудования не был решен. В ноябре 1943 года, когда ухудшение военной обстановки заставило замолчать последних противников разработки реактивных самолетов, на руководящем посту появился компетентный специалист. Этим специалистом стал главный инженер Зигфрид Кнеймайер, который оставил свой пост технического советника Геринга (по вопросам электроники) и возглавил отдел разработки планера самолета и двигателя (отдел GL/C-E, позднее переименованный в отдел TLR/FL-E). В его обязанности входило руководство разработкой не только всех типов самолетов и вооружений для Люфтваффе, но и управляемых ракет.

Кнеймайер был специалистом в области электроники, аэродинамики и навигации, он работал в промышленности, прошел обучение по программе подготовки боевых летчиков и выполнял разведывательные полеты на большой высоте. Отстаивая свое мнение о необходимости добиться превосходства над самолетами противника в скорости не менее 150 км/час (93 мили в час) и учитывая критическое состояние ПВО Германии, он предложил отказаться от большинства самолетов

обычного типа, для того чтобы сосредоточить все усилия на производстве реактивных истребителей и бомбардировщиков. Несмотря на то что Геринг согласился с мнением Кнеймайера, Гитлер, не без помощи Геббельса и Бормана, которые уговаривали его продолжать выпуск обычных самолетов, что очень устраивало руководителей предприятий, продолжал сомневаться в необходимости производства реактивных самолетов. Поэтому производство самолетов с поршневым двигателем достигло рекордной отметки, хотя для этих самолетов уже не хватало пилотов и топлива, а программы подготовки были сильно сокращены. В такой обстановке противодействия программа Кнеймайера по реактивным самолетам реализовывалась медленно, и только после сентября 1944 года, когда было сформировано первое подразделение боевых истребителей Me 262, Гитлер понял значение реактивной авиации. Наконец, в марте 1945 года программа разработки реактивных самолетов была признана приоритетной. Руководителем ее стал генерал СС Ганс Каммлер, однако к тому времени преимущества, связанные с этими самолетами, были упущены, а до конца войны оставались считанные недели.



## Фирма "Ernst Heinkel"

HeS 1 (TL) — HeS 3 (TL) — HeS 6 (TL) — HeS 8 или 109-001 (TL) — Разработки HeS 8 (TL и ZTL) — Расширение программы разработки турбореактивного двигателя Хейнкеля — HeS 30 или 109-006 (TL) — Турбореактивный двигатель с постоянным объемом HeS 40 (TL) — Турбовентиляторные двигатели Мюллера (ML и MTL) — HeS 60 (MTL) — Основное внимание на разработку двигателя HeS 011 или 109-011 (TL) в Цуффенхаузен — 109-011, серий V1-V5 — 109-011, серий V6-V25 — 109-011 A-0 — Применение двигателя 109-011 A — Двигатель Титтлингена — 109-021 (PTL) — Заключение

Ernst Heinkel — солидная фирма, работавшая над планером самолета, но не имевшая опыта в разработке двигателей, была первой германской фирмой, которая начала практическую разработку газовой турбины с целью создания реактивной силовой установки для самолета. Инициатором разработки был доктор Ганс-Йоахим Пабст фон Охайн, родившийся в Дессау 14 декабря 1911 года. Его отец занимался торговлей электрическими лампочками в Берлине и преуспел в делах. Будучи студентом факультета прикладной физики и аэродинамики в Геттингенском университете фон Охайн увлекался пилотированием планера, что в ту пору всячески поощрялось правительством.

Еще во время обучения в университете, точнее к 1935 году, у фон Охайна стало формироваться собственное представление о реактивном двигателе. Он запатентовал простую реактивную установку для самолета, состоящую из двухступенчатого компрессора (осевого вентилятора с расположенным за ним центробежным компрессором) и центростремительной турбины. Была предусмотрена кольцевая камера сгорания с 8 или 12 медными бензиновыми форсунками. Такая схема в общих чертах соответствовала конструкции, изложенной в патенте Фрэнка Уиттла в 1930 году. Но остается неизвестным, знал ли в то время фон Охайн о существовании патента Уиттла или нет.

Через некоторое время фон Охайн и его коллеги стали внимательно следить за информацией о патентах, полученных как внутри страны, так и за ее пределами, и изучили аналогичные работы Уиттла, а также А. Лисхольма (пользовавшегося финансовой поддержкой фирмы Milo Aktiebolaget, расположенной в Стокгольме).

Во время своего пребывания в Гёттингене фон Охайн пользовался небольшой спортивной машиной и услугами гаража Bartels und Becker, и именно там он познакомился с инженером и специалистом по автомобильной и железнодорожной технике Максом Ханом, который был квалифицированным специалистом и впоследствии стал его надежным другом. Поэтому, когда фон Охайн придумал модель для показа работы турбореактивного двигателя, он отправился в гараж к Максус Хану с намерением построить эту модель, причем ее стоимость составила около 1000 немецких марок, выплаченных фон Охайном из собственного кармана. Это был пример успешного взаимодействия высококлассного теоретика и ученого и высококлассного мастера-практика. Позднее фон Охайн вспоминал: «Я, как физик, не имел понятия, что такое болты и гайки».

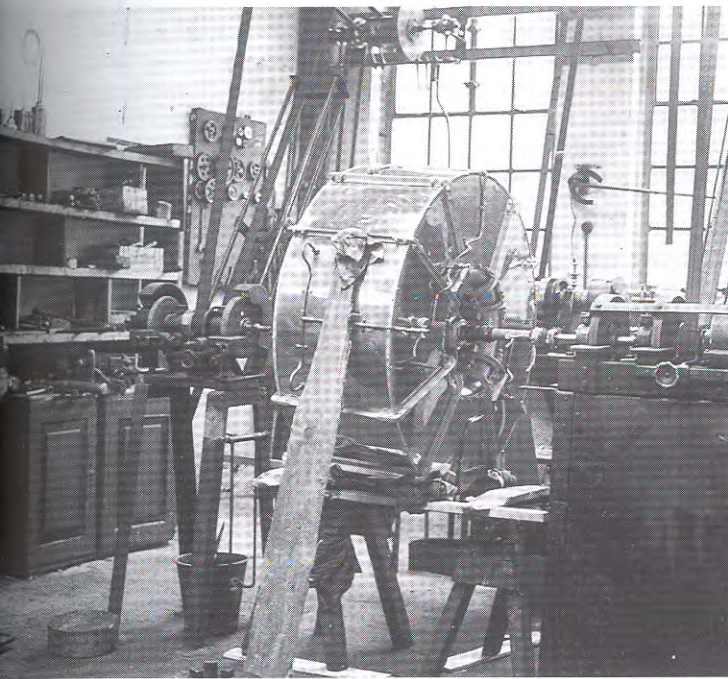
Фон Охайн перевез экспериментальную модель двигателя («гаражную модель») и разместил ее на площадке за отделением физики Геттингенского университета для того, чтобы добиться удовлетворительной работы этого двигателя, но сделать это не удавалось из-за дефектов системы сгорания. Бензин, используемый для работы двигателя, не обеспечивал устойчивого горения, поэтому происходило догорание топлива в турбине и в выхлопном сопле. Из выхлопного сопла вырывалось пламя до трех метров, и электрический мотор, вращавший двигатель со скоростью 8000 об/мин, перегревался.

Поскольку фон Охайн потратил все свои личные средства на деятельность, не предусмотренную учебным планом, для продолжения экспериментов по реактивному двигателю необходимо было найти спонсора. В этот момент профессор (руководитель факультета 1-го физического института) Роберт В. Поль пришел на помощь фон Охайну, написав письмо Эрнсту Хейнкелю в феврале 1936 года, в котором он подтвердил перспективность работ, проводимых фон Охайном. Хейнкель всегда внимательно следил за достижениями в области авиации и проявлял большой интерес к проектам самолетов с ракетным двигателем. Поэтому он организовал встречу своих технических специалистов с фон Охайном, который взял с собой свои расчеты. На встрече он заявил, что построил «гаражный двигатель», который еще не был доработан. Инженеры Хейнкеля проверили этот двигатель и заявили, что двигатель плохой, но замысел интересный. Главным образом благодаря интересу Эрнста Хейнкеля к новым силовым установкам, после этой встречи фон Охайн был принят на работу в фирму, куда по его инициативе в апреле 1936 года был приглашен Макс Хан. Эти два человека на основе чрезмерно оптимистичной оценки сроков разработки и финансовых затрат приступили к работам по дальнейшей разработке экспериментального двигателя, используя в качестве исходной установки «гаражный двигатель». Позднее фон Охайн вспоминал: «Когда я впервые пришел к Хейнкелю, инженеры посчитали меня сумасшедшим специалистом-физиком, который не учитывал проблем, связанных с материалами, их обработкой, литьем и механическими инструкциями. Меня очень волновали пробелы в моем обучении, и я очень много работал над их устранением, с тем чтобы стать полноценным инженером. Через два или два с половиной года я уже знал все теоретические вопросы проектирования, и инженеры Хейнкеля уже не могли сказать мне ничего об этом предмете».

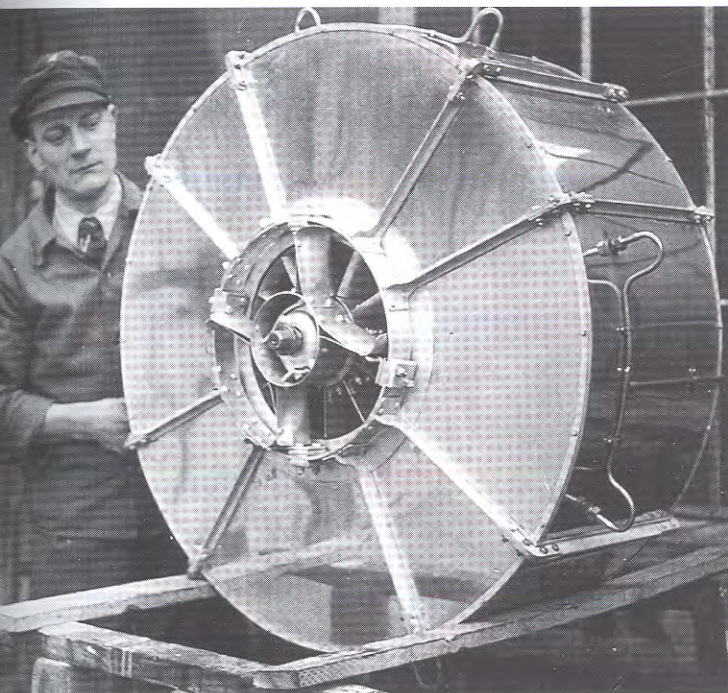


Рис. 2.1. Первая демонстрационная модель турбореактивного двигателя фон Охайна («гаражный двигатель»)

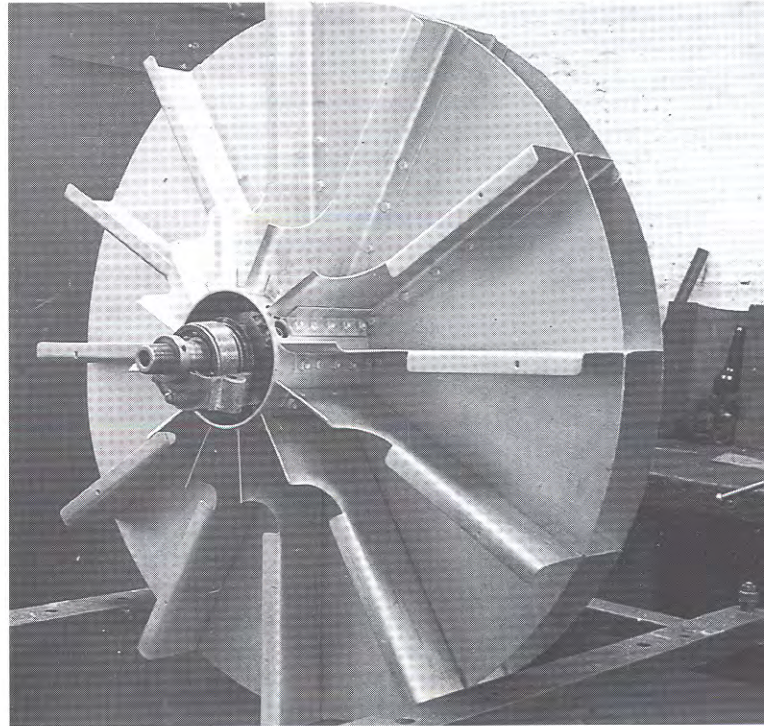
Фотографии с подписями предоставлены Гансом фон Охайном



Это был первый турбореактивный двигатель, построенный Максом Ханом в автомобильном гараже Bartels und Becker, Гёттинген, 1935 г. Двигатель был разработан и построен на средства Ганса фон Охайна. Общая стоимость — менее 1000 марок



Макс Хан с экспериментальным двигателем



Ротор: центробежный компрессор и центростремительная турбина (наружный круглый кожух снят, чтобы показать лопатки ротора)

### Двигатель HeS 1 (TL)

Фон Охайн и Хан перевезли «гаражный двигатель» на фирму Хейкеля и стали применять электрический мотор большей мощности для вращения двигателя в холодном состоянии со скоростью 1000 об/мин, а затем с использованием небольшого количества бензина. Было установлено, что поток воздуха между компрессором и камерой сгорания был беспорядочным и, кроме того, наблюдалось даже падение давления, вызываемое обратным потоком в компрессоре. Испытания заняли приблизительно два месяца. Затем было решено начать все работы сначала и разработать новый демонстрационный двигатель, использующий водород в качестве топлива.

Работы по разработке двигателя HeS 1 (Heinkel-Strahltriebwerk 1, или «реактивного двигателя Хейнкеля 1» — условное название этого демонстрационного двигателя) осуществлялись в обстановке большой секретности в отдельном помещении, построенном на аэродроме Маринес, расположенном между Росток и Варнемюнде.

Поскольку в то время фон Охайн не имел инженерного образования, в помощь ему был направлен дипломированный инженер Вильгельм Гундерман. Гундерман изучал авиастроение и турбостроение в Высшей технической школе (Technische Hochschule) в Берлине под руководством профессора Хермана Фоттингга. Кроме того, в помощь Охайну была выделена группа, состоявшая из шести–восьми специалистов-чертежников и аналитиков в области напряжения в конструкциях. В качестве исходных данных при расчетах использовались характе-



ристики центробежных насосов, центростремительной гидротурбины Френсиса и формулы паровых турбин.

Тем временем Макс Хан организовал бригаду из шести-восьми слесарей и механиков для работы в мастерской. В отличие от конструкторов, которые в основном были привлечены для работы со стороны, Хан отбирал лучших специалистов из мастерских Хейнкеля, хотя и к большому неудовольствию начальников цехов. Кроме того, Хан играл главную роль в конструкторской работе, разрабатывая систему сгорания, поскольку он раньше активно занимался этим вопросом в Геттингене и зарегистрировал на свое имя несколько патентов. Фактически он имел больше патентов, чем фон Охайн и Гундерман, но этот вопрос требует уточнения, так как некоторые патенты регистрировались под именем Хана просто из соображений секретности.

На фотографиях (см. рис. 2.1) видно, что конструкция «гаражного двигателя» была простой с применением листового металла для элементов конструкции, включая компрессор и корпус двигателя. Конечно, при такой конструкции удалось избежать больших отливок и трудоемких механических операций, причем только небольшая часть деталей была закуплена у других фирм. Именно это обстоятельство вполне устраивало предприятия Хейнкеля, которые занимались планером самолета, — использовать аналогичную, но несколько усложненную конструкцию для двигателя HeS 1, изготовление которого началось в конце лета 1936 года. На местной судовой верфи можно было изготовить детали из листового металла с помощью шаблонов, сделанных из твердого дерева. Затем к каркасам из листового металла приклепывались фланцы и механически обрабатывались до нужного размера. Были установлены радиальный компрессор, который не был доработан полностью,

и двигатель большого диаметра, так как кольцевая камера сгорания устанавливалась за пределами компрессора. Это сделано для того, чтобы горение топлива занимало большую площадь по длине. Турбина, приводящая во вращение компрессор, была центростремительного типа с антифрикционным подшипником на обоих концах ротора. Затраты на изготовление этого простого и легкого двигателя оказались незначительными.

Простота, компактность и, прежде всего, естественное сочетание характеристик турбины и компрессора, благодаря определенной конструкции, были главными предпосылками для использования фон Охайном варианта с комбинацией центробежного (или радиального) компрессора и центростремительной турбины. Спаренная конструкция турбины и «гаражного двигателя» была отвергнута, и эти узлы были разведены так, чтобы обеспечить большую надежность и менее резкие перепады с лучшими характеристиками потока.

К марту 1937 года работа над двигателем HeS 1 была завершена почти полностью, и через несколько недель двигатель был опробован на простом испытательном стенде. Проблема, связанная с горением, частично снималась путем использования водорода, однако при этом происходило сильное выгорание металла. Только с сентября 1937 года в двигателе стал использоваться бензин, но при этом через некоторое время камеры сгорания покрывались коксом. Под давлением со стороны Хейнкеля фон Охайн вынужден был работать день и ночь над решением этой проблемы. В конце концов, решение было найдено Ханом, который создал камеру сгорания, работающую по принципу паяльной лампы. Для этой камеры сгорания, так же, как и в пропановых камерах сгорания, он применил бензиновый испаритель бойлерного типа.

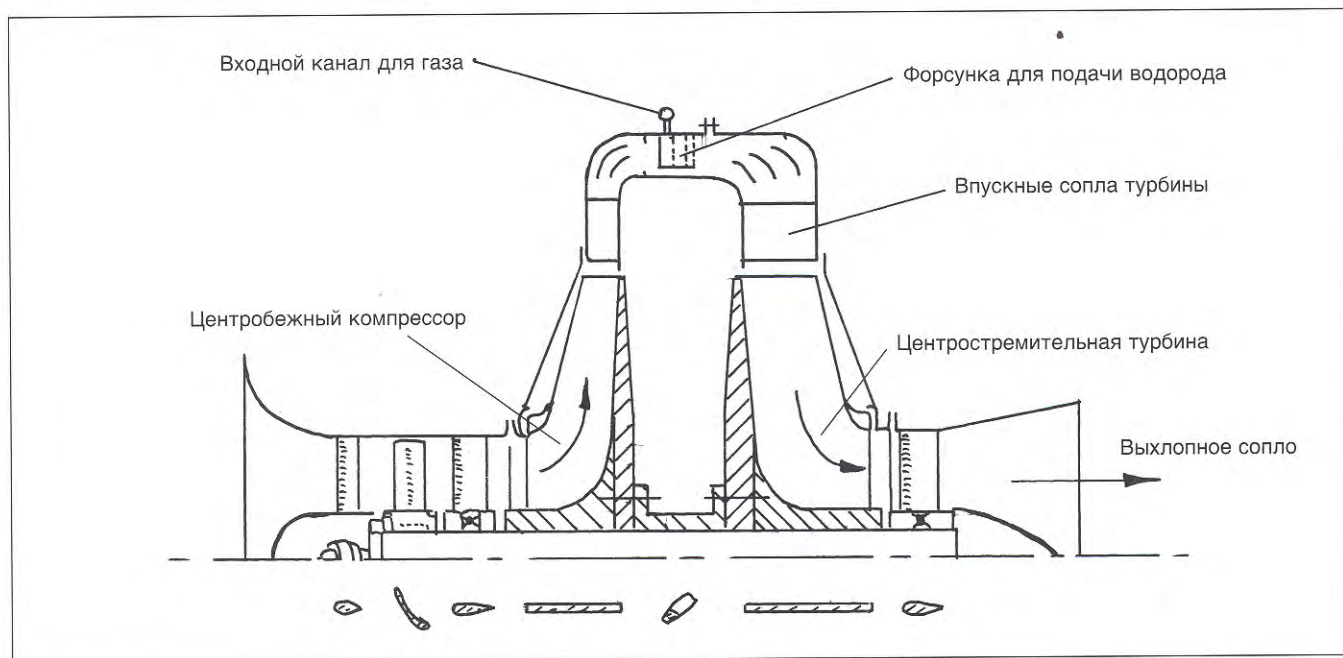


Рис. 2.2. Первый турбореактивный двигатель Хейнкеля (HeS 1) в разрезе



На рис. 2.2 видно, что весь поток воздуха в двигателе проходил через камеру сгорания. Кроме того, поскольку ротор был изготовлен, в основном, из относительно тонкого и легкого листового металла, его момент инерции был очень небольшим, и поэтому приемистость двигателя была исключительно высокой, почти такой же, как у поршневого двигателя того времени. Результаты при устойчивой работе двигателя произвели огромное впечатление, поскольку они показали возможность реализации принципа турбореактивного двигателя и побудили Хейнкеля проводить политику, направленную на дальнейшие разработки в этом направлении. Затем началась разработка самолётного двигателя HeS 3 вместе с проектированием соответствующего испытательного самолета Хейнкель 178 (He 178).

Мы знаем очень мало о двигателе HeS 1. Ниже представлены некоторые технические данные этого двигателя:

Статическая тяга — 136 кг\*  
Частота вращения ротора — 10000 об/мин  
Диаметр ротора — 0,61 м  
Общий диаметр — 0,905 м  
Длина — 0,90 м

\* По данным фон Охайна в других источниках приведена цифра 550 фунтов.

### Двигатель HeS 3 (TL)

Основными задачами, преследуемыми фон Охайном при проектировании этого самолётного двигателя, были уменьшение диаметра нового двигателя по сравнению с двигателем HeS 1, применение жидкотопливной системы сгорания и увеличение статической тяги до 800 кг (1764 фунта). Новый двигатель был оснащен осевым входным заборным устройством, за которым располагался центробежный компрессор. Заборное устройство и компрессор приводились в движение центростремительной турбиной. К работе над первым образцом двигателя HeS 3 было привлечено большее количество специалистов, и первый экземпляр этого двигателя прошел стендовые испытания в марте 1938 года. К сожалению, попытка уменьшить размеры этого двигателя привела к уменьшению размеров компрессора и ухудшению процесса сгорания, и развиваемая при этом тяга была недостаточной.

Переработка конструкции привела к появлению двигателя HeS 3b (см. рис. 2.3), и летом 1939 года стало ясно, что эти два двигателя имеют большие перспективы. Двигатель имел 8-лопастное осевое входное заборное устройство, за которым располагался 16-лопастной центробежный компрессор. Вышеуказанные устройства приводились в действие 12-лопастной центростремительной турбиной. Воздух из компрессора поступал в тангенциальные щели диффузора, после чего часть воздуха направлялась вперед через противоточную кольцевую камеру сгорания, а другая часть — назад, где он смешивался с газообразными продуктами сгорания перед поступлением в турбинный отсек. Перед входом

в турбину располагались изогнутые направляющие сопловые аппараты. Использовалось также выхлопное сопло постоянного сечения. Лопасты компрессора крепились с помощью заклепок к диску, на котором имелся изогнутый прилив, направленный в сторону укороченного вала, установленного на кольце шарикоподшипника. Для турбины применялась аналогичная конструкция, но укороченный вал был направлен назад в сторону опоры кольца роликового подшипника. Короткая труба с фланцами соединяла компрессор и диски турбины с помощью болтов. В качестве топлива для этого двигателя применяли бензин, который впрыскивался через несколько простых топливных форсунок, расположенных вокруг камеры сгорания. Каждая форсунка опиралась внутри камеры сгорания на небольшую сетку из четырех трубок, по которым подавалось топливо, а сетки служили для предварительного подогрева топлива и улучшения смешивания топлива с воздухом путем турбулентности. Подогрев топлива также осуществлялся путем его использования для охлаждения корпуса заднего роликового подшипника (за турбиной) перед подачей топлива в топливные форсунки.

Летные испытания начались в июле\* 1939 года после стендовых испытаний, при этом один из двигателей HeS 3b был подвешен под фюзеляжем самолета He 118 (D-OVIE), который был переоборудован в «летающую лабораторию». (He 118 — это двухместный одномоторный моноплан. Было выпущено несколько таких самолетов серии V, предназначенных для использования в качестве пикирующих бомбардировщиков, но заказ на производство получил Юнкерс Ju 87). Все мероприятия проводились в обстановке секретности, и летные испытания проводились каждый день в ранние утренние часы до начала открытия заводов. Самолет пилотировал капитан ВВС Эрих Варзиг. В состав экипажа входил бортинженер Кунзель. После взлета самолета с помощью поршневого двигателя запускался двигатель HeS 3b, который оставлял за собой голубоватый след от выхлопных газов из-за использования бензина в качестве горючего.

После серии летных испытаний было обнаружено прогорание турбины в двигателе HeS 3b, но к тому времени уже был готов планер самолета He 178 для установки второго двигателя. He 178 — это одноместный моноплан с верхним расположением крыла, с носовым воздухозаборником и воздушным каналом, идущим к двигателю, и длинным выхлопным каналом, длина которого составляла 1/3 длины фюзеляжа. Мы имеем недостаточный объем информации о потерях в воздушных каналах. Эти длинные каналы были неэффективными. Тем не менее, после рулевых испытаний самолет He 178 был поднят в воздух и 24 августа 1939 года совершил кратковременный полет вдоль взлетной полосы, а полный полет — 27 августа. Эти полеты сделали моноплан He 178 первым самолетом в мире, использовавшим энергию только турбореактивного двигателя. После достигнутого успеха Хейнкель стремился полу-

\* Согласно некоторым источникам — в мае.



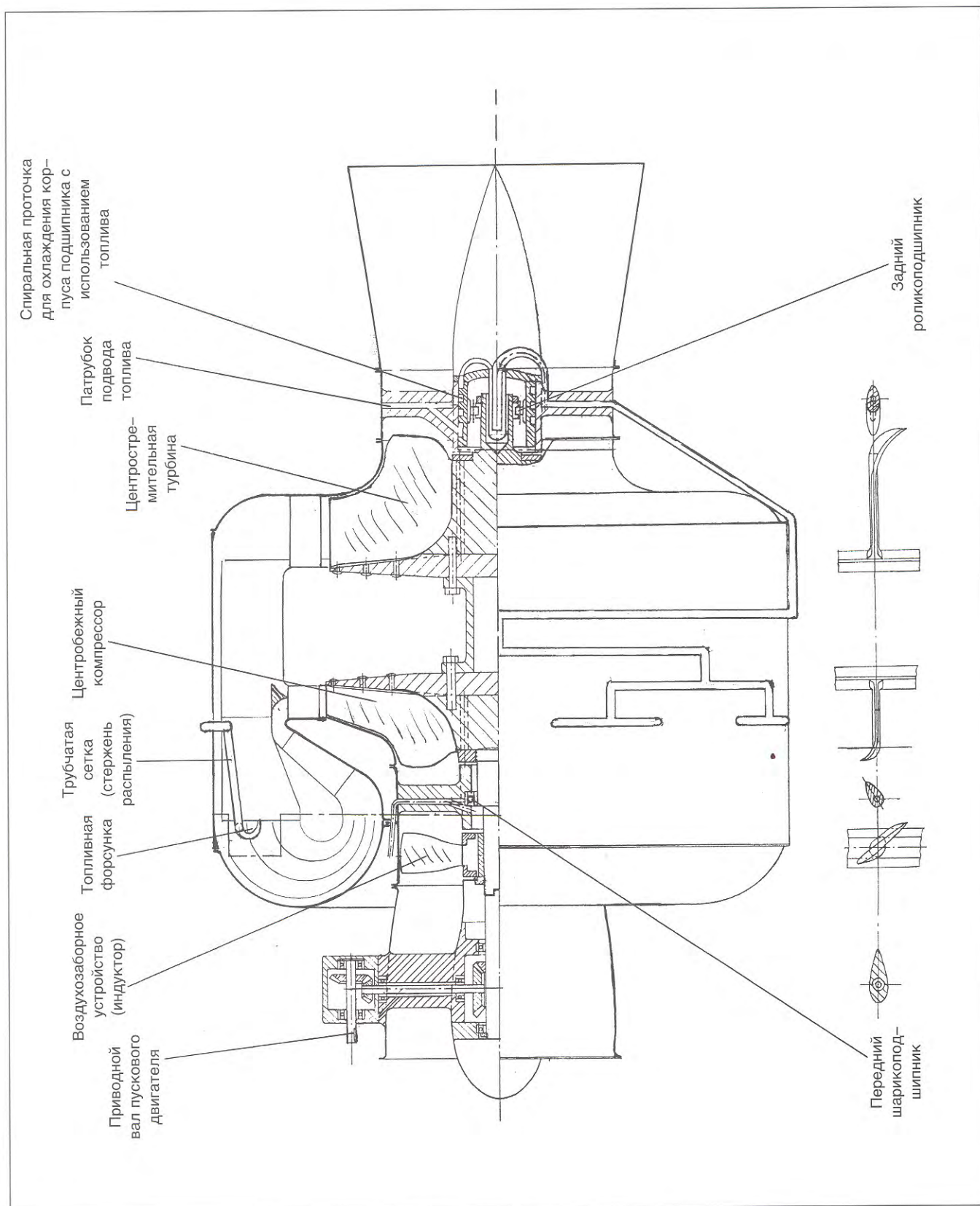


Рис. 2.3. Турбореактивный двигатель HeS 3b (оригинальная схема разработана Вильгельмом Гундерманом)



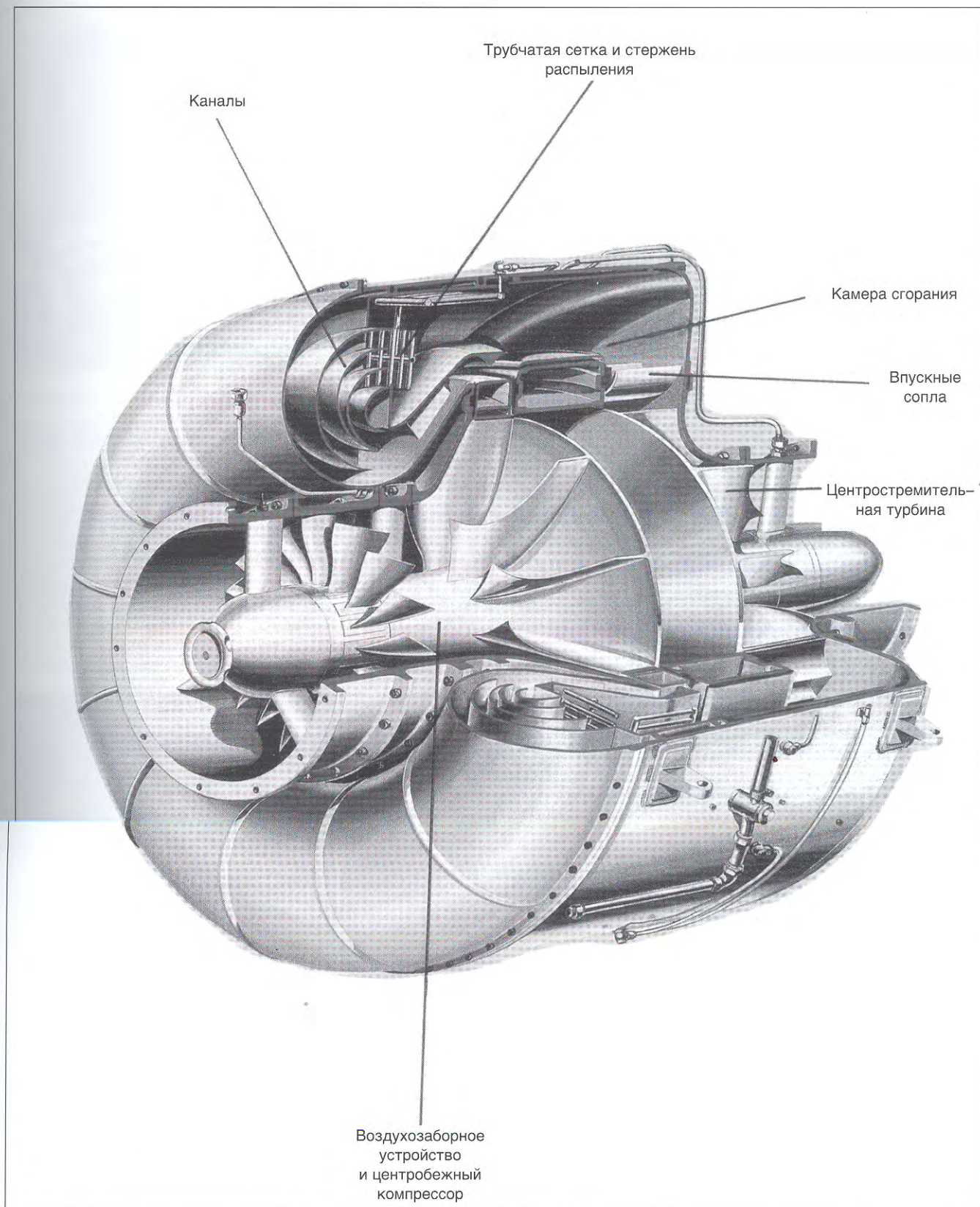


Рис. 2.4. Турбореактивный двигатель HeS 3b (схема получена от Билла Ганстона)



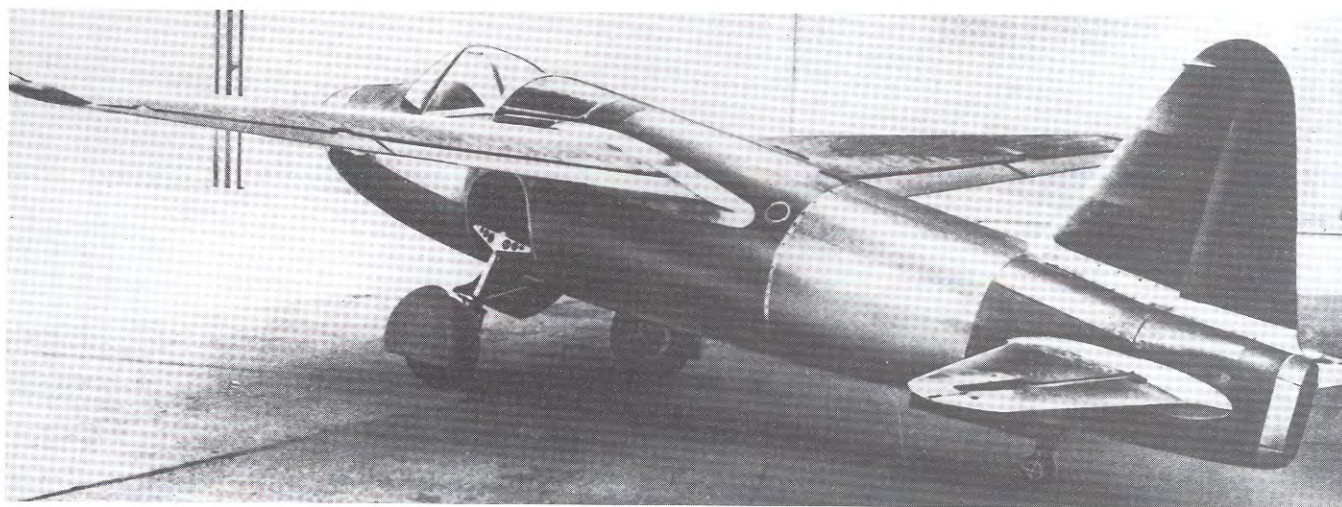
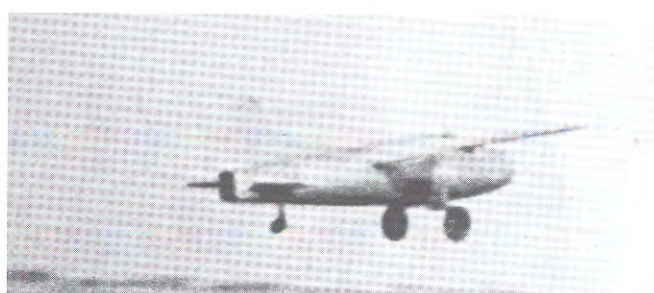


Рис. 2.5А. Первый в мире турбореактивный самолет Хейнкеля He 178



2.5В, С. Взлет самолета He 178



Рис. 2.5D. После первого полета турбореактивного самолета Хейнкеля He 178, 27 августа 1939 года по поводу этого события было организовано торжественное мероприятие. Слева направо: летчик Эрих Варзиг; профессор Эрнст Хейнкель и конструктор двигателя доктор Ганс фон Охайн. Эрнст Хейнкель и Ганс фон Охайн стали инициаторами подготовки и реализации немецкой программы разработки турбореактивных двигателей



чить поддержку в Министерстве авиации, где было известно о его проекте реактивного двигателя 1938 года. Демонстрация полета самолета He 178 перед официальными представителями Министерства авиации 1 ноября 1939 года не вызвала большого восторга, хотя Ганс Маух позднее сказал фон Охайну, что самолет He 178 все-таки оказал определенное воздействие на представителей Министерства авиации, выступивших в поддержку продолжения разработки реактивного самолета. Тем не менее, Маух был против того, чтобы заводы Хейнкеля, занятые разработкой планера самолетов, стали разрабатывать летные образцы двигателя из-за отсутствия опытных инженеров и конструкторов двигателей. С другой стороны, Шельп одобрил работу Хейнкеля по двигателям, а после ухода Мауха в конце 1939 года он занял более солидное положение в отделе GL/C3 Технического управления. Самолет He 178 находился в эксплуатации непродолжительное время, до момента изменения программы. Максимальная скорость, достигнутая этим самолетом, составляла 600 км/час. Ниже приведены данные по двигателю HeS 3b:

Тяга — 450 кг при скорости 800 км/час  
Скорость вращения ротора двигателя — 13000 об/мин  
Вес — 360 кг  
Степень сжатия — 2,8:1  
Удельный расход топлива — 2,16 кг топл./кг тяги·час  
Расход воздуха — 22,5 кг/с  
Удельный вес — 0,8  
Диаметр — 0,93 м  
Длина — 1,48 м  
Лобовая площадь — 0,68 м<sup>2</sup>

### Двигатель HeS 6 (TL)

В результате модификации двигателя HeS 3b появился двигатель HeS 6 с увеличенной тягой, причем его вес увеличился, а летные характеристики оставались на прежнем уровне. Тем не менее, по сравнению с двигателем HeS 3b расход топлива значительно уменьшился. Летные испытания с двигателем, установленным под фюзеляжем самолета He 111, прошли в конце 1939 года, но от дальнейшей разработки двигателя HeS 6 пришлось отказаться. Ниже приведены некоторые параметры этого двигателя:

Тяга — 550 кг прибл. при скорости 800 км/час  
Скорость вращения ротора двигателя — 13300 об/мин  
Вес — 420 кг  
Удельный расход топлива — приблизительно 1,6 кг топл./кг тяги·час  
Удельный вес — 0,73  
Лобовая площадь — 0,66 м<sup>2</sup>

В этот период группа, возглавляемая фон Охайном, стала заниматься разработкой нового центробежного двигателя HeS 8. Хейнкель привлек к этой работе Макса А. Мюллера и других инженеров, которые ушли из фирмы Junkers Flugzeugwerke, где они работали над несколькими проектами реактивных двигателей. Среди проектов, которые Мюллер взял с собой при переходе к Хейн-

келю, были двухконтурные турбовентиляторные двигатели и один особый осевой турбореактивный двигатель, который позднее стал известен как двигатель HeS 30. Разработка новых двигателей описана ниже, но особый интерес представляют центробежный двигатель HeS 8 и осевой двигатель HeS 30, которые должны были стать альтернативными силовыми установками для проектируемого двухмоторного истребителя Хейнкель He 280.

### Двигатель HeS 8 или 109-001 (TL)

HeS 8 был первым турбореактивным двигателем Хейнкеля, который финансировался государством, и Министерство авиации присвоило ему условное обозначение 109-001. Разработка была нацелена на создание центробежного двигателя с тягой приблизительно 700 кг, но с меньшим весом и диаметром по сравнению с двигателем предыдущей серии HeS 3/6. Уменьшение в диаметре достигалось, в основном, за счет определения новой компоновки камеры сгорания, которая находилась сзади компрессора, а не за его габаритами. Таким образом, противоточная камера сгорания была заменена прямоточной камерой.

Для двигателя HeS 8 был выбран центробежный компрессор, но не благодаря «протекции» фон Охайна, а потому, что Хейнкель получил из Министерства авиации указание нацелить фон Охайна на проведение НИР в области центробежных двигателей. Фактически первоначальный план фон Охайна после его знакомства с доктором Энке из Экспериментального аэродинамического института (см. раздел 6) в 1938 году состоял в том, чтобы начать разработку осевого турбореактивного двигателя, и он хорошо знал многочисленные преимущества механизмов с осевым потоком, считая их самыми перспективными для будущей разработки турбореактивного двигателя. Его первоначальный выбор центробежных роторов обуславливался тем фактом, что для осевых роторов требуются испытательные стенды для проверки составных частей больших размеров с целью должного согласования различных ступеней осевого компрессора, а также согласования турбины и компрессора. В то время фон Охайн не имел в своем распоряжении испытательных стендов для проверки составных частей, и необходимо было наглядно показать принцип действия турбореактивного двигателя, с тем чтобы получить такое дорогое оборудование.

Компрессор двигателя HeS 8 состоял из 14-лопастного воздухозаборного устройства во впускном канале, после которого располагался 19-лопастной центробежный компрессор. Лопасти воздухозаборного устройства имели аэродинамический профиль и штамповались из алюминиевого сплава, а лопасти компрессора тоже были изготовлены из алюминиевого сплава, но фиксировались в стальной втулке и крепились с помощью заклепок к заднему диску. 14-лопастная центробежная турбина имела конструкцию, аналогичную центробежному компрессору, но ее лопасти были изготовлены из стали. Ротор барабанного типа с фланцами на концах соединял компоненты турбины и компрессо-



ра с помощью болтов, которые ввертывались в диск и втулку с каждой стороны. Вращающаяся система опиралась с одной стороны на корпус шарикоподшипника с двумя кольцами шарикоподшипника между рабочим колесом турбины и компрессором, а с другой — на корпус с одной роликовой обоймой за турбиной.

До поступления в кольцевую камеру сгорания воздух из компрессора проходил через две секции диффузорных лопаток. Топливо впрыскивалось в камеру сгорания через 16 блоков форсунок, по восемь форсунок в каждом блоке (всего 128 форсунок), при этом каждая форсунка представляла собой небольшую трубку. Половина трубок имела длину, отличную от длины остальных трубок, для того чтобы топливо можно было распылять на два круглых кольца на входе в камеру сгорания. Кольца изготавливались из стали и имели на своей поверхности канавки, проходя по которым топливо испарялось, смешивалось с воздухом и воспламенялось. Топливная система двигателя HeS 8 представлена на рис. 2.6.

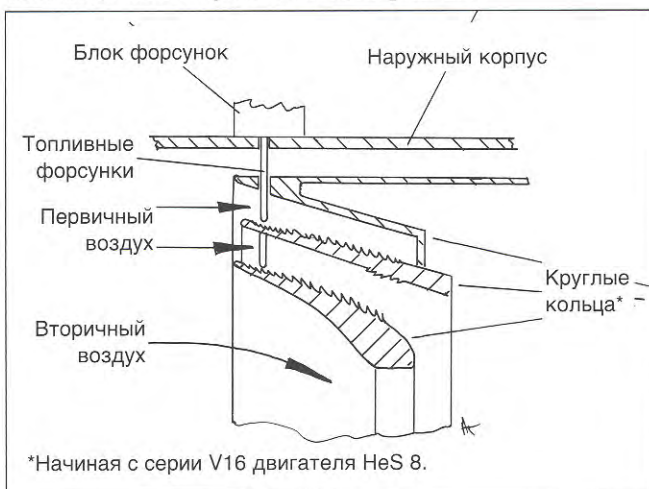


Рис. 2.6. Топливная система двигателя HeS 8

Основной корпус двигателя был литой и имел наружные ребра для увеличения жесткости. Выхлопное сопло имело постоянное сечение, а все вспомогательные устройства группировались вокруг отсека воздухозаборника меньшего диаметра. Приводные валики вспомогательных устройств проходили через обтекатели\* воздухозаборника и соединялись посредством конических шестерен.

Несмотря на то что по сравнению с предыдущими конструкциями удалось уменьшить диаметр и вес двигателя HeS 8, особого улучшения эксплуатационных характеристик не произошло. К сентябрю 1940 года был изготовлен планер самолета He 280 V1 (первый опытный образец реактивного истребителя с двумя двигателями Хейнкеля), но двигатель HeS 8 пока еще не был готов к установке. Работы успешно велись на других планерах самолета He 280, хотя проведение планируемых полетов намечалось только для He 280 V1. К марту

\*Один из валиков находился в воздушном потоке.

1941 года, после того как самолет совершил около 40 планирующих полетов, двигатель HeS 8 уже развивал статическую тягу 500 кг, и два двигателя этого типа были установлены под крыльями самолета He 280 V1. Этот самолет, за штурвалом которого находился летчик-испытатель Фриц Шефер, 2 апреля 1941 года совершил первый кратковременный полет. Во время этого полета из-за утечек топлива на двигателях HeS 8 не были установлены обтекатели двигателя. Один из наиболее важных полетов самолета He 280 V1 состоялся 5 апреля 1941 года в присутствии официальных лиц, включая Удета, Айзенлора и Шельпа. Успех этого демонстрационного полета окончательно развеял все сомнения относительно того, нужна ли официальная поддержка программе Хейнкеля по разработке реактивных двигателей.

К началу 1942 года эксплуатационные характеристики двигателя HeS 8 не были удовлетворительными: тяга составляла 550 кг и фактически только двигатели серии V14 были изготовлены и испытаны. В двигателе HeS 8 V15 была предпринята попытка усовершенствовать компрессорную установку путем размещения одноступенчатого осевого компрессора непосредственно за центробежным компрессором. На основании проектных расчетов было установлено, что на ступень нового осевого компрессора приходилось от 0,5 до 1 от общей степени сжатия, составляющей 3,2 в расчете на всю компрессорную установку. В двигатель HeS 8 V16 (см. рис. 2.8) были введены комбинированные смесители вторичного воздуха. (Большинство, если не все двигатели более ранних модификаций, не имели системы распределения вторичного воздуха за компрессором.)

Количество изготовленных двигателей HeS 8 не известно, хотя большая часть из всех изготовленных двигателей — это двигатели серии HeS 8 V30. Только к началу 1943 года было изготовлено большее количество двигателей HeS 8 для самолетов He 280 V2 и V3. К этому времени статическая тяга каждого двигателя этой серии увеличилась до 600 кг, однако в дальнейшем исследования сосредоточились на самолете Юнкерс 109-004 и других турбореактивных двигателях Хейнкеля. Самолет He 280 V3 продолжал полеты с двигателями HeS 8 для получения данных для других разработок, но во время одного из полетов из-за поломки турбины он потерпел аварию при посадке (см. рис. 2.10). Проводились также другие испытательные полеты с двигателем HeS 8, установленным под фюзеляжем переоборудованного бомбардировщика He 111 (см. рис. 2.11). К весне 1943 года все работы с двигателем HeS 8, включая экспериментальные, были прекращены. Ниже приводятся некоторые характерные данные по этому двигателю:

Расчетная тяга — 700 кг при скорости 800 км/час  
Максимально достигнутая тяга — 600 кг, статическая  
Скорость вращения ротора двигателя — 13500 об/мин  
Вес — 380 кг  
Степень сжатия — 2,7:1  
Удельный вес — 0,55  
Диаметр — 0,775 м  
Длина — 1,60 м  
Лобовая площадь — 0,48 м<sup>2</sup>



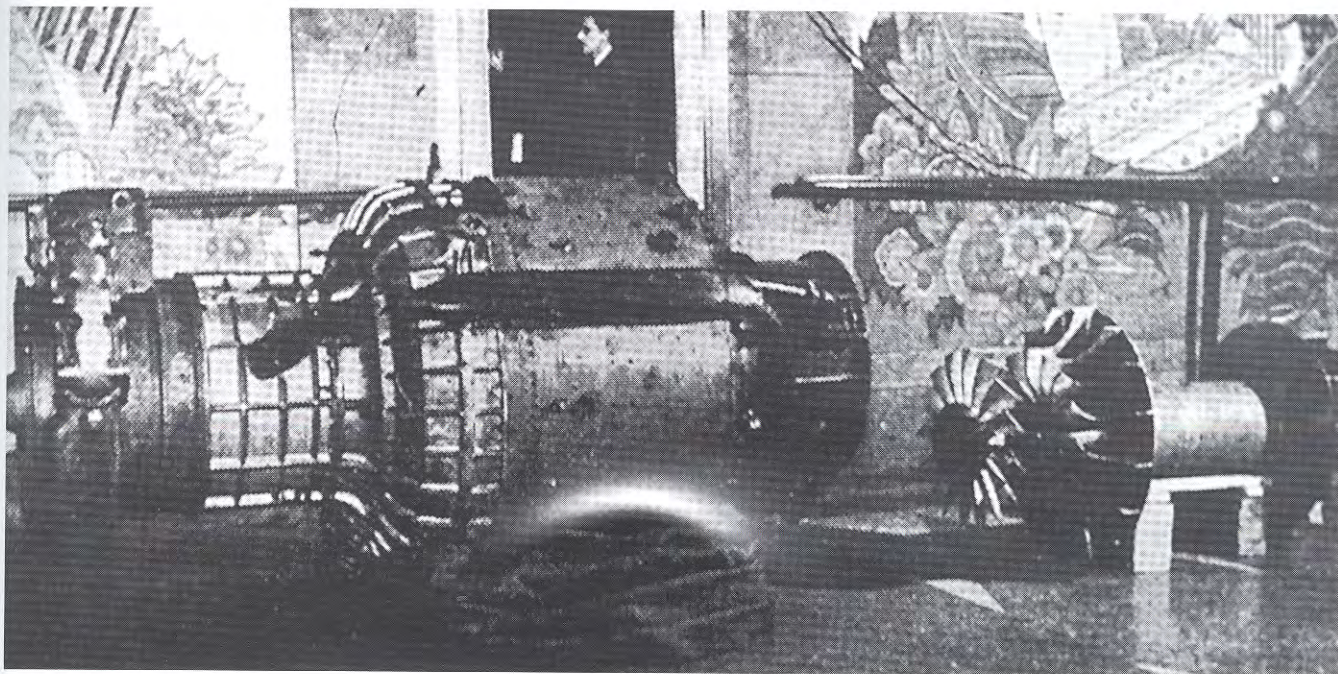


Рис. 2.7. Двигатель HeS 8, по-видимому, относящийся к серии, предшествующей V16, и ротор в сборе представлены на выставке

### Разработки на базе двигателя HeS 8 (TL и ZTL)

Хотя на этот счет нет полной информации, полагают, что двигатель HeS 9 (TL) был сконструирован на базе HeS 8 V15 (см. рис. 2.21). Об этом свидетельствует тот факт, что в состав двигателя HeS 9 должны были войти центростремительная турбина, аналогичная турбине двигателя HeS 8, и новая компрессорная установка, которая должна была состоять из воздухозаборного устройства, диагонального компрессора и, наконец, двухступенчатого осевого компрессора. Такая компоновка двигателя HeS 9 найдет свое отражение в разработке канала для движения потока в двигателе HeS 011 (который будет описан ниже), но точно известно, что 10 двигателей HeS 9 были заказаны Министерством авиации для проведения разработок.

В заказ также были включены три экспериментальных двухконтурных турбовентиляторных двигателя HeS 10 или 109-010 (ZTL), создаваемых на основе двигателя HeS 8. Модифицированный двигатель HeS 8 имел снаружи обтекаемую форму и поддерживался стойками внутри обтекателя, образующего воздуховод вокруг всего двигателя. Вентилятор, установленный у воздухозаборника обтекателя, приводился во вращение удлиненным концом вала двигателя через зубчатую передачу, и воздух от вентилятора вместе с выхлопными газами турбореактивного двигателя выходил через выхлопное сопло обтекателя. Применялась центростремительная турбина, мощности которой при установке на обычный двигатель HeS 8 обычно хватало только на приведение в действие воздухозаборного устройства и центробежного компрессора. Что касается двигателя HeS 10, то в нем отсутствовало воздухозаборное устройство пре-

дыдущих модификаций двигателей, и для вращения вентилятора второго контура необходимо было увеличить мощность турбины этого двигателя. Поэтому внутри выхлопного сопла новой конструкции за центростремительной турбиной была установлена вторая турбина осевого типа. Она не имела собственного соединения с вентилятором второго контура, причем такое соединение могло быть новым техническим решением. На схеме двигателя HeS 10, показанной на рис. 2.15, видно, что воздухозаборник турбореактивного двигателя был модернизирован, а камера сгорания была такой же, как у ранних конструкций двигателя HeS 8. При разработке двигателя HeS 10 рассчитывали получить более экономичный двигатель на малых скоростях для увеличения дальности полета. Однако разработка этого двигателя была завершена, хотя возможно то, что один двигатель для испытаний был изготовлен на начальном этапе разработки двигателя HeS 8. Двигатель HeS 10, или 109-010, имел следующие характеристики:

Расчетная тяга — 900 кг при скорости 600 км/час  
 Скорость вращения ротора двигателя — 13500 об/мин  
 Вес — 500 кг  
 Удельный вес — 0,56  
 Диаметр — 1,01 м  
 Длина — 2,86 м  
 Лобовая площадь — 0,8 м<sup>2</sup>

### Расширение программы разработки турбореактивного двигателя Хейнкеля

К ноябрю 1939 года Хейнкель привлек к работе над турбореактивными двигателями и самолетами в Росто-



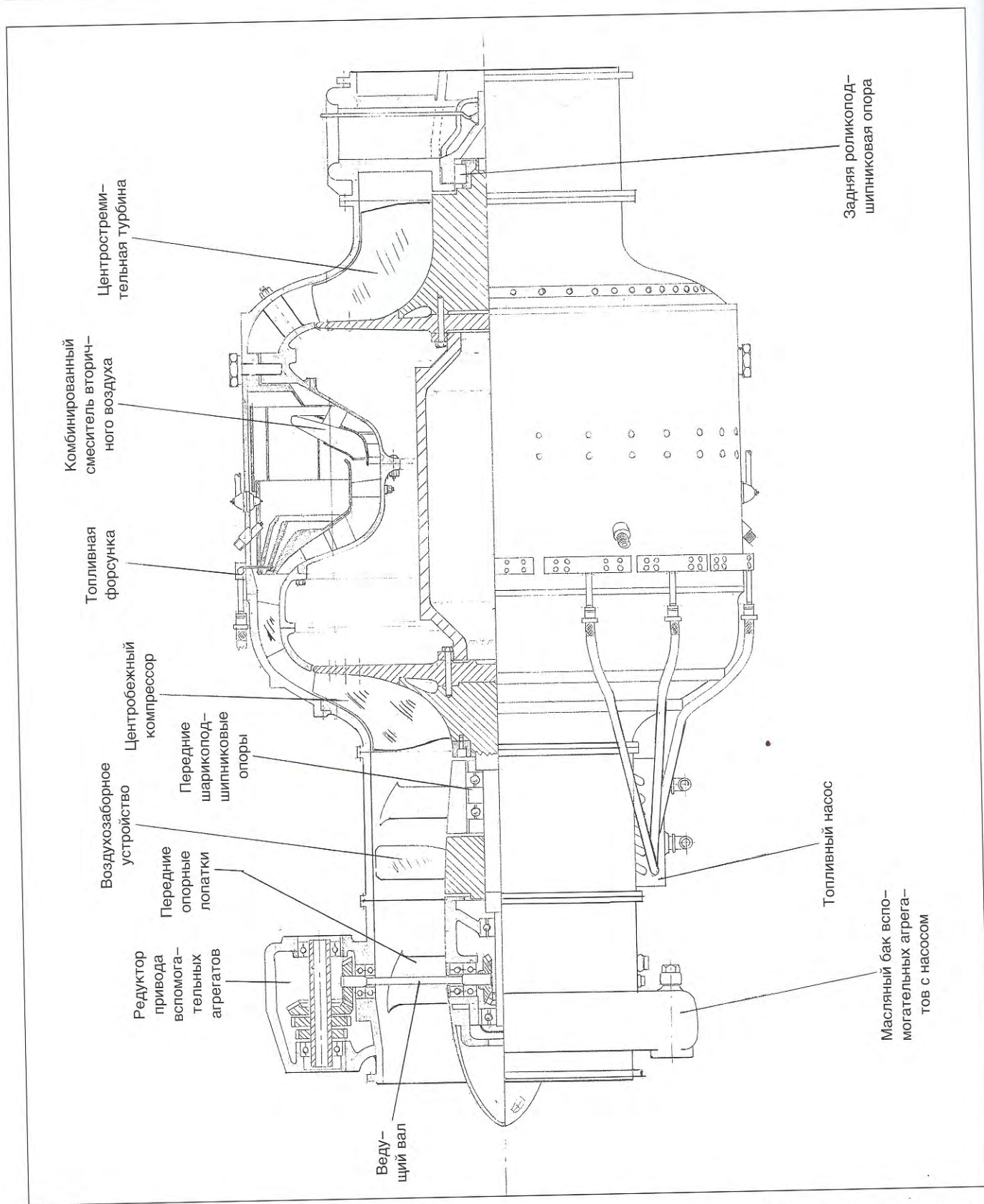


Рис. 2.8. Турбореактивный двигатель HeS 8 V16 с использованием первичного воздуха, подаваемого в камеры сгорания, и вторичного воздуха (автор)



ке около 120 ученых, техников и инженеров. Количество ИТР было увеличено в октябре 1939 года с приходом Макса Адольфа Мюллера и почти половины специалистов из его группы, работавшей на фирме Junkers. В то время как группа фон Охайна продолжала разрабатывать центробежные турбореактивные двигатели (в тот период начались работы над двигателем HeS 8), группа Мюллера продолжила исследования, начатые еще при работе на фирме Junkers, самыми важными из которых стали разработки двигателей HeS 30, 40, 50 и 60. И хотя количество персонала увеличилось, в связи с увеличением числа разрабатываемых конструкций двигателей проблема привлечения необходимого количества квалифицированных специалистов стала более актуальной. Кроме того, исследования многочисленных проектов реактивных двигателей проводились, главным образом, группой Мюллера, работавшей над осевым турбореактивным двигателем. Производственные мощности в Ростове расширялись, и началось проектирование нового предприятия по разработке двигателей, а также строительство испытательного стенда для компрессоров (14000 кВт, 12000 об/мин), который до окончания войны закончить не удалось.

Для привлечения дополнительной рабочей силы и оборудования для работы по программе создания реактивных двигателей Хейнкель должен был получить соответствующее разрешение в Министерстве авиации, однако определенные лица Министерства препятствовали этому. Так, Шельп возражал против масштаба программы, а Вольфрам Айзенлор, который возглавлял отдел GL/C3 и выделял специалистов для осуществления разработки авиационных двигателей, все еще сомневался в необходимости срочной разработки турбореактивного двигателя. Однако на следующий день после полета самолета He 280, за которым наблюдали официальные лица, т. е. 5 апреля 1941 года, Айзенлор, находившийся под впечатлением от этого полета, заявил в Берлине: «Фирма Хейнкеля прославилась благодаря созданию первого реактивного двигателя. Это обстоятельство позволяет продолжить работу по разработке двигателя». Эрнст Удет, начальник отдела GL/C Технического управления, на которого полет He 280 тоже произвел впечатление, помог Хейнкелю 9 апреля 1941 года получить контрольный пакет акций фирмы Hirth Motoren GmbH с помощью банка Aero Bank и стать владельцем этой фирмы, которая занималась конструированием, разработкой и производством небольших поршневых двигателей с высоким КПД, таких как HM508 и HM60R, и вспомогательных агрегатов (масляных насосов и т. д.). Основными производственными предприятиями, приобретенными Хейнкелем, стали завод Хёрта, расположенный на ул. Маркони, в Штутгарте/Цуффенхаузене, а также меньший по размерам завод в Берлине/Грюнау (Werk Waltersdorf).

Финансовая операция по получению контрольного пакета акций, на который претендовали шесть других фирм, обошлась Хейнкелю якобы на 50 % дороже рыночной цены. Полное поглощение фирмы Hirth Motoren GmbH фирмой Ernst Heinkel произошло в апреле 1943

года. Фактически главной задачей завода в Штутгарте была разработка турбореактивного двигателя класса II (с последующим условным обозначением 109-011), и именно договоренность по разработке этого двигателя помогла Хейнкелю получить этот завод под свое управление в 1941 году. Однако только лишь к концу 1942 года Хейнкелю удалось переоснастить завод в Штутгарте для работы по своему плану. Тем временем фон Охайн и Мюллер продолжали свои разработки в Ростове.

### Двигатель HeS 30 или 109-006 (TL)

Хотя турбореактивный двигатель HeS 30 с осевым компрессором был одним из наиболее перспективных двигателей фирмы Junkers и, возможно, единственным двигателем с длительным сроком службы, проект разработки этого двигателя был прекращен на начальном этапе. Всю предварительную работу по проекту этого двигателя (и других двигателей) выполнил Мюллер на заводе Flugzeugwerke фирмы Junkers еще до 1938 года.

В целом это был самый лучший двигатель с малыми размерами и проектной тягой. Особый интерес представляли лопатки осевого компрессора, 50 % которых были реактивными. В этом компрессоре работа по сжатию воздуха выполнялась лопатками ротора и статора. (Такая конструкция отличалась от конструкции, применяемой для большинства других компрессоров с активными лопатками, выполняющими почти всю работу по сжатию; такие компрессоры, в основном, использовались в проектах Энке и Бетца из Экспериментального аэродинамического института.) Компрессор двигателя HeS 30, степень сжатия которого с пятью ступенями составляла 3:1, был спроектирован Рудольфом Фридрихом — специалистом по аэродинамике фирмы Junkers. Двигатель Мюллера был изготовлен и подвергнут испытаниям в конце 1938 года, но тогда этот двигатель не мог работать как самостоятельный узел. Только при подаче сжатого воздуха от внешнего источника и при очень высоком расходе топлива двигатель был способен набрать 50 % от расчетной скорости вращения. Фирма Junkers фактически прекратила его доводку, когда в 1939 году подписала официальный контракт на разработку турбореактивного двигателя (позднее известного под названием Юнкерс 109-04).

Тем не менее, Мюллер обещал, что этот двигатель начнет работать через год после его прибытия в Ростов в октябре 1939 года. Фактически первый запуск двигателя был осуществлен почти через два года. У нас нет данных, насколько окончательная конструкция двигателя HeS 30 отличалась от первоначальной конструкции двигателя фирмы Junkers.

Как было сказано выше, планировалось разработать двигатель HeS 30 параллельно с двигателем HeS 8 в качестве альтернативных силовых установок для истребителя He 280. Основной задачей при разработке обоих двигателей было обеспечение малой лобовой площади для крепления приемлемых крыльевых гондол, с тем чтобы избежать ненадежных воздухопроводов в фюзеляже, таких, например, как в самолете He 178. Из этих двух двигателей двигатель HeS 30 имел меньший диаметр.



На фото справа:

Рис. 2.9. Самолет Хейнкель He 280 V1 взлетает с аэродрома Мариенехе для выполнения первого полета 2 апреля 1941 года. С турбореактивных двигателей HeS 8 сняты обтекатели из-за течи топлива, которая могла стать причиной пожара. Хейнкель возлагал на этот самолет большие надежды, связанные с его желанием занять ведущие позиции в области создания истребительной и реактивной авиации

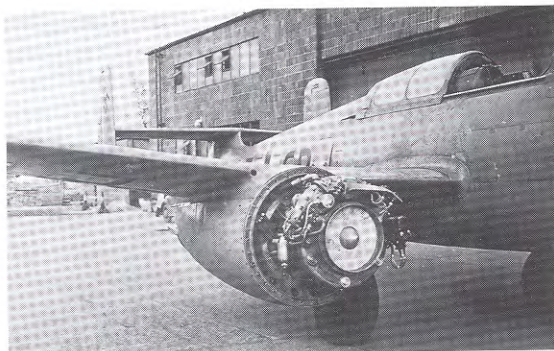
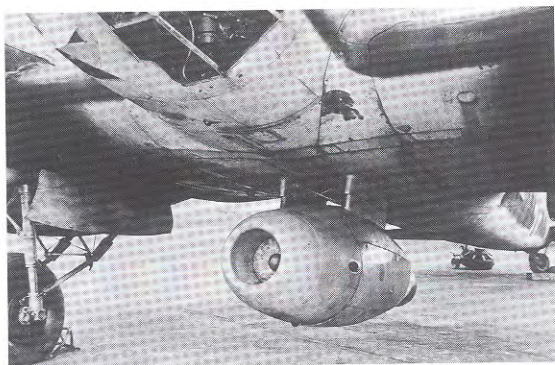


Рис. 2.10. Самолет Хейнкеля He 280 V3 (CJ+CB)

На фото сверху слева: с двигателей сняты обтекатели из-за течи топлива  
На фото сверху: занос самолета при посадке



На фото слева:

Рис. 2.11. Для обеспечения успешной разработки двигателя HeS 8A, в частности регулятора скорости вращения ротора двигателя и выхлопного сопла переменного сечения, было совершено много полетов на бомбардировщике He 111, переоборудованном в «летающую лабораторию». Обратите внимание на обтекаемые телескопические стойки, используемые для размещения контрольного двигателя в более спокойном воздушном потоке после установки на самолете (Р.С. Силей)

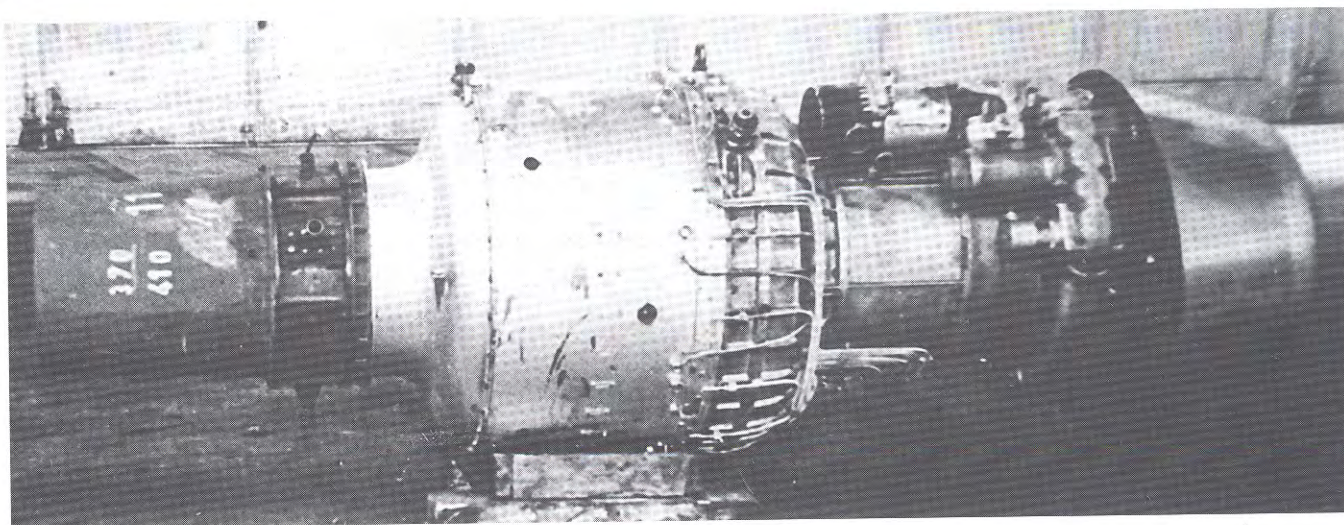


Рис. 2.12. Турбореактивный двигатель Хейнкеля HeS 8A с установленным входным обтекателем (справа) и выхлопным каналом



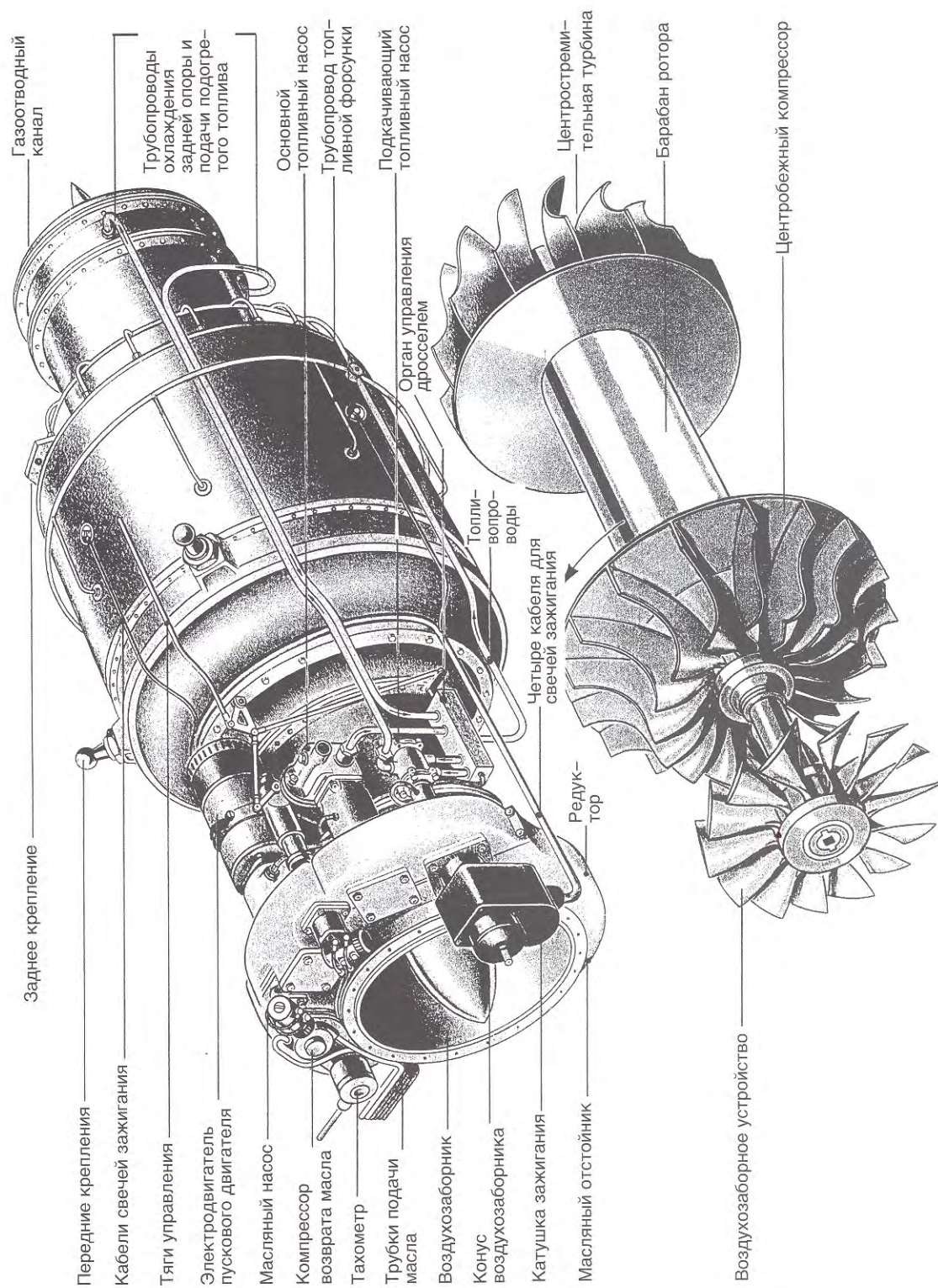


Рис. 2.13. Общий вид турбореактивного двигателя HeS 8A



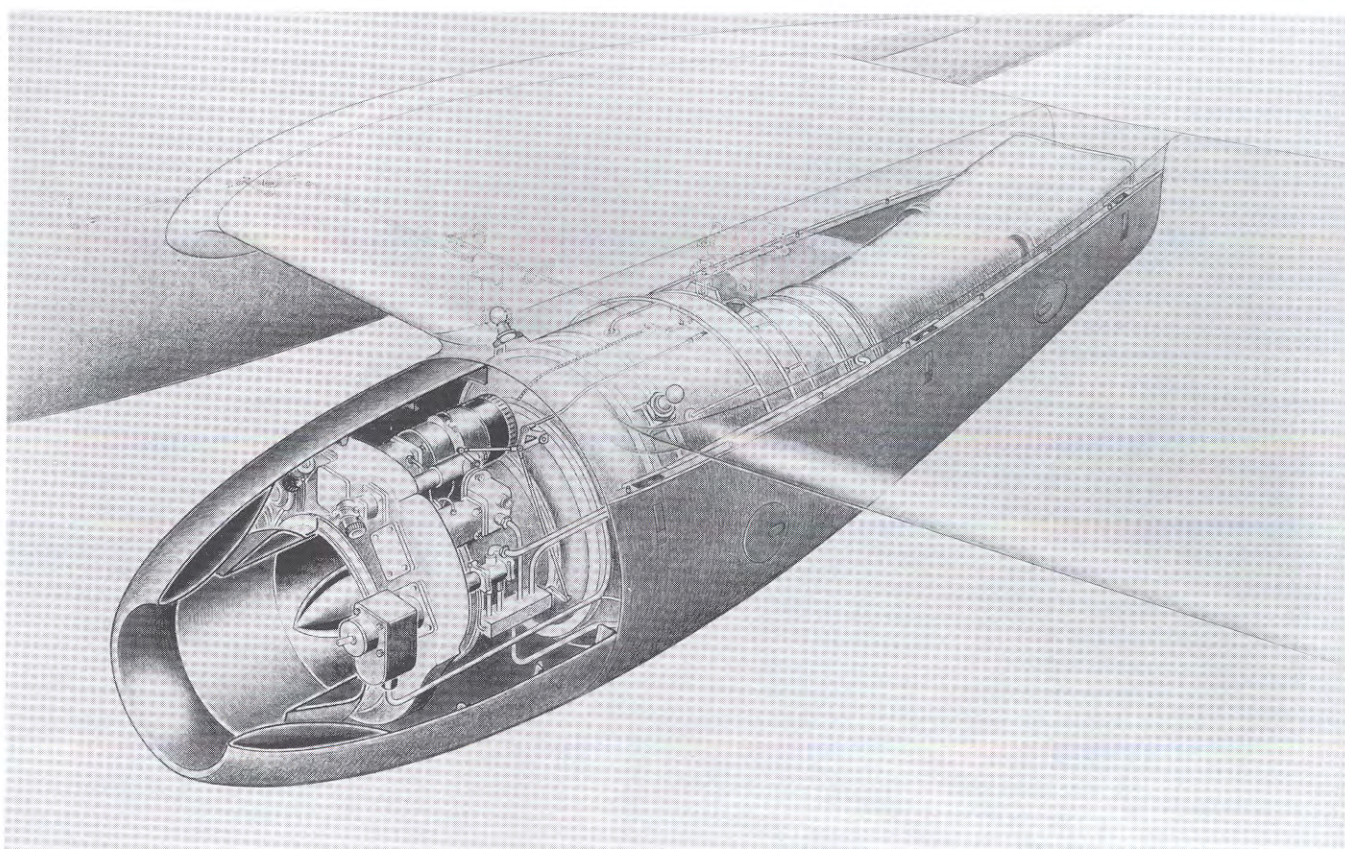


Рис. 2.14. Часть установки турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт HeS 8A на самолете Хейнкеля He 280

Общий вид двигателя HeS 30 показан на рис. 2.16, а изображение этого двигателя, выполненное в художественной манере — на рис. 2.17. Компрессор осевого типа имел пять ступеней. Он приводился в работу одноступенчатой осевой турбиной. В двигателе устанавливались десять индивидуальных камер сгорания, причем сечение каждой из камер изменялось от круглого на входе до сердцевидного на выходе. Необходимо отметить одну из особенностей, связанную с изменением формы лопаток входного направляющего аппарата турбины. Вторичный воздух подавался в каждую камеру сгорания, проходя под трубчатыми кожухами, перекрывающими камеру сгорания и увеличивающимися к концу. Выхлопное сопло было регулируемого типа — особенность конструкции, которая стала общей для немецких турбореактивных двигателей с осевыми компрессорами. Такая конструкция, по мере возможности, обеспечивала оптимальные условия эксплуатации. Например, для запуска двигателя была выбрана увеличенная площадь сечения сопла на входе (и более низкое давление за турбиной). Такое изменение, по-видимому, обеспечивало возможность избежать помпажа в осевом компрессоре на определенной высоте при максимальной скорости вращения. Одним из недостатков осевого компрессора, по сравнению с центробежным компрессором, является то, что оптимальная скорость вращения осевого компрессора близка к скорости, на кото-

рой возникает помпаж, причем на определенной высоте эти скорости могут совпадать. Явление помпажа приводит к значительному изменению скорости вращения, повышению вибрации и потере мощности. Что касается двигателя HeS 30, то площадь выходного сечения сопла изменялась путем перемещения внутренней наклонной стенки хвостового конуса (вперед или назад). Эта внутренняя стенка крепилась по секциям к трем обтекаемым стойкам, которые, в свою очередь, крепились к центральному обтекателю. Обтекатель удерживался пружиной и втягивался внутрь с помощью системы тросов и роликов.

Фирма получила заказ на производство трех экспериментальных двигателей под официальным условным обозначением 109-006, но производственные возможности в Ростке не могли обеспечить быстрое выполнение этого заказа, и изготовление первого HeS 30 шло очень медленно. Основная проблема состояла в том, чтобы обеспечить согласование турбины и компрессора, у которого массовый расход воздуха был больше расчетного. Первый двигатель начал работать примерно в апреле 1942 года, а в мае того же года Мюллер поссорился с руководством Heinkel и уволился из фирмы. Уже к октябрю 1942 года удалось добиться значительного успеха, связанного с работой двигателя HeS 30, который развивал статическую тягу около 860 кг при собственном весе только 390 кг. Соотношение тяги



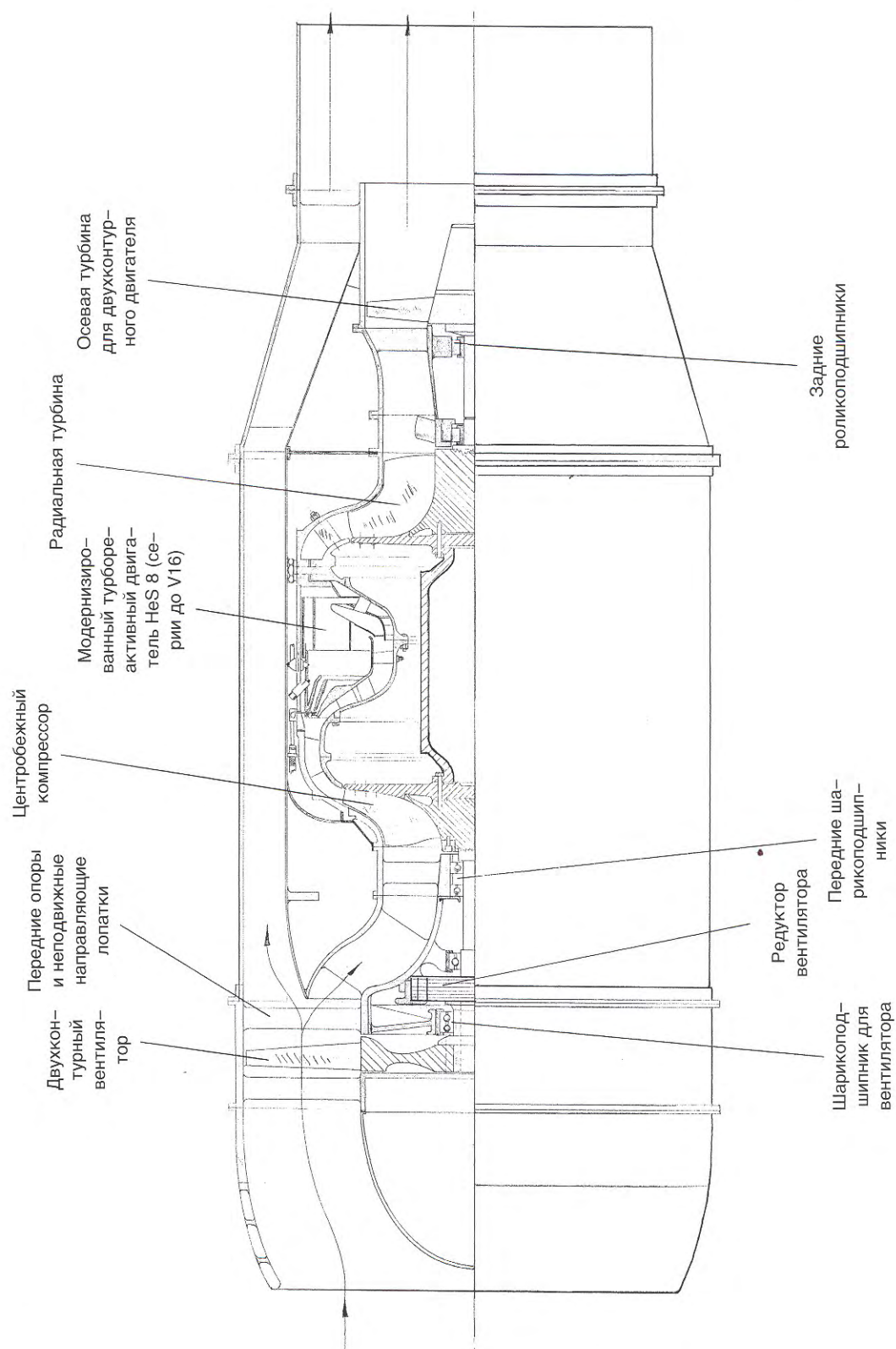


Рис. 2.15. Экспериментальный двухконтурный турбовентиляторный двигатель HeS (109-010) ZTL (автор)



и веса двигателя было гораздо лучше, чем аналогичное соотношение двигателя Юнкерс 109-004, а что касается удельного расхода топлива и соотношения лобовой площади на единицу тяги, то этот двигатель, как утверждалось, не имел себе равных до 1947 года.

К сожалению, этот замечательный двигатель не нравился Шельпу несколько «несуразным» (с его точки зрения) расположением опор двигателя, он также возражал против использования 50 % реактивных лопаток компрессора и считал, что двигатель HeS 30 имеет слишком малые размеры, при которых будет невозможно выполнить требования, предъявляемые к этому двигателю в будущем, и что место этого двигателя вскоре будет занято более консервативными двигателями Юнкерс 109-004 и BMW 109-03.

Официальное мнение Министерства авиации рейха сводилось к тому, что двигатель 109-006 являлся отличным двигателем, однако его появление запоздало, поскольку разработка двигателей фирм BMW и Junkers намного опередила разработку этого двигателя. Министерство авиации не собиралось тратить деньги на то, чтобы помочь фирме Heinkel догнать фирмы BMW и Junkers. По словам фон Охайна, Эрнст Хейнкель чуть не заплакал, когда услышал это.

Руководство Министерства авиации заявило, что в отказе от финансовой поддержки со стороны Министерства был виноват сам Хейнкель, главным образом потому, что он не прислушался к мнению Министерства, в частности, когда оно пыталось определить общую национальную программу двигателестроения. На самом деле Шельп хотел начать разработку двигателя класса II, и к концу 1942 года Хейнкелю были даны указания заняться именно этим двигателем (см. описание двигателя HeS 011 ниже). Хотя после нескольких испытаний Министерство авиации прекратило финансовую поддержку программы создания двигателя HeS 30, его испытания, по-видимому, продолжались периодически, в надежде, что разработка двигателя будет возобновлена. Статическая тяга, равная 910 кг, была получена во время испытания в 1945 году, причем основными техническими данными двигателя HeS 30 являются:

Максимальная расчетная тяга — 1125 кг при скорости 800 км/час  
 Статическая тяга — от 860 кг до 910 кг  
 Скорость вращения ротора — 10500 об/мин  
 Вес — 390 кг  
 Степень сжатия — 3:1 (прибл.)  
 Удельный вес — 0,44 (прибл.)  
 Диаметр — 0,62 м  
 Длина — 2,72 м  
 Лобовая площадь — 0,30 м<sup>2</sup>

### Двигатель с постоянным объемом HeS 40 (TL)

В 1941 — 1942 годах группа Мюллера работала над проектом турбореактивного двигателя HeS 40, представляющего большой интерес, который объяснялся тем, что он проектировался для работы по принципу постоянного объема, в отличие от принципа постоянного давления,

повсеместно используемого в настоящее время в турбореактивных и газотурбинных двигателях. Несомненно, что в этот исторический период активные сторонники двигателей с циклом работы с постоянным объемом были в меньшинстве. Здесь возникает необходимость дать некоторые пояснения, касающиеся этого цикла работы.

В обычном турбореактивном двигателе с постоянным давлением компрессор подает воздух с постоянным давлением в камеру сгорания, где за счет использования тепла воздух получает ускорение, причем реакция на это ускорение создает тягу. В таком турбореактивном двигателе камера сгорания открыта с обеих сторон. Однако, если воздух смешивается с топливом в камере сгорания при давлении несколько большем, чем атмосферное давление при закрытых концах, сгорание происходит в постоянном объеме при постоянной плотности. Затем давление увеличивается пропорционально температуре, и выпуск газообразных продуктов сгорания через сопло создает движущий импульс. Сложности возникают, когда делаются попытки создать постоянную тягу путем использования нескольких камер сгорания, воспламенение в каждой из которых происходит в разное время, с тем чтобы выровнять импульсы. Такая система была применена Хольцвартом (информация об этой системе представлена в другом разделе книги), хотя и не для турбореактивного двигателя. Упрощенный реактивный двигатель с постоянным объемом является пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, в котором при горении закрыт только один конец камеры сгорания (входной). Этот тип двигателя рассматривается в отдельном разделе настоящей книги.

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель с постоянным объемом, работающий при степени сжатия менее 2:1 и значительном увеличении скорости сгорания, рассматривался как конкурент двигателя с постоянным давлением, высокой степенью сжатия и более медленной скоростью сгорания. Однако оставалось несколько проблем, которые нужно было решить, причем не самой последней из них была проблема метода управления. Поэтому было принято решение изготовить экспериментальный двигатель HeS 40 с использованием таких узлов, как осевой компрессор (модифицированный для получения меньшей степени сжатия), регулируемое выхлопное сопло с другими механическими элементами турбореактивного двигателя HeS 30, работа над которым в то время замедлилась. Сравнительный анализ двух систем двигателей HeS 40 и HeS 30 был проведен непосредственно на этих двигателях.

Общий вид двигателя HeS 40 представлен на рис. 2.18. Сжатый воздух подавался в камеры сгорания пятиступенчатым осевым компрессором, приводимым во вращение одноступенчатой турбиной. Было предусмотрено шесть индивидуальных камер сгорания, каждая из которых во время горения была открыта на выходе в турбину и закрыта с противоположной стороны — на входе в турбину — с помощью клапана тарельчатого типа. Каждый шток входного клапана выдвигался в обтекаемые направляющие, смонтированные в секции диффузора, идущие от компрессора. Неизвестно, был



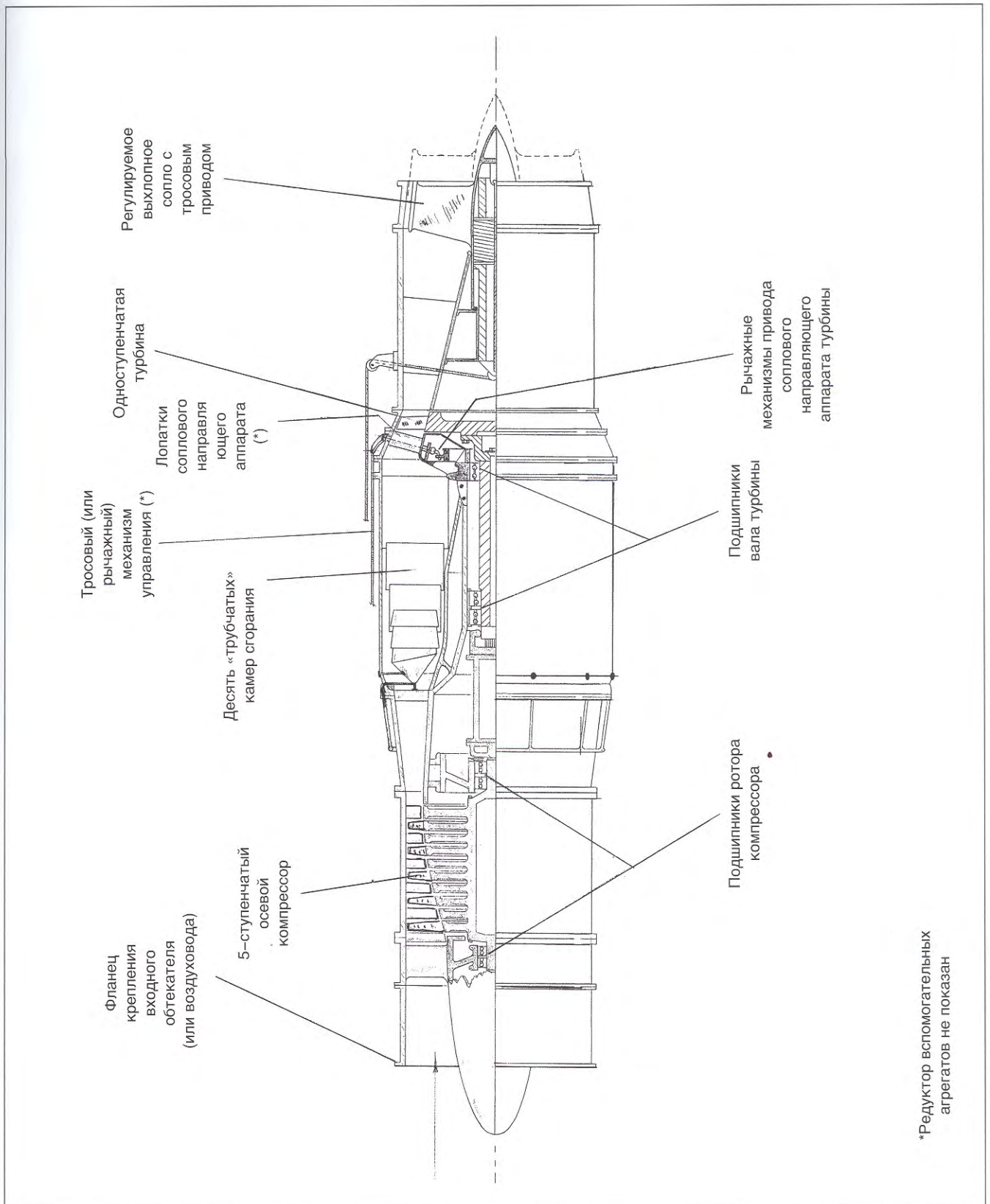


Рис. 2.16. Турбореактивный двигатель HeS 30 (109-006) с осевым компрессором (схема выполнена автором)



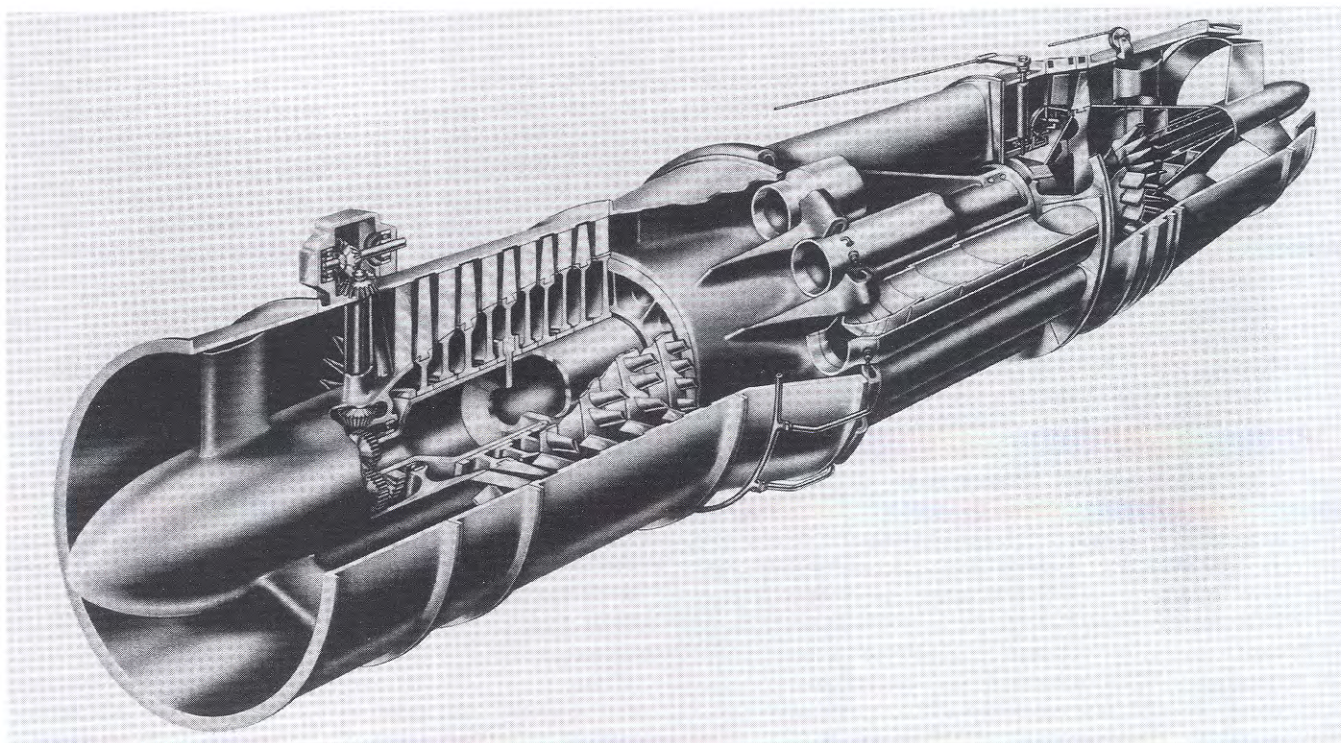


Рис. 2.17. Изображение турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт HeS 30 (109-006), выполненное в художественной манере. Это был один из наиболее перспективных немецких турбореактивных двигателей, характеризующийся простотой и обтекаемостью двигателя. Обратите внимание на особенности регулируемого направляющего аппарата турбины. Прекращение разработки этого двигателя произошло в связи с тем, что двигатель фирмы Heinkel не был включен в государственную программу разработки двигателей и, несмотря на то, что это был перспективный двигатель, он отставал от аналогичных разработок фирм Junkers и BMW (фото Рихарда Т. Эгера)

ли изготовлен экспериментальный двигатель HeS 40 или нет, но к 1942 году, когда разработка этого двигателя была уже прекращена, стало ясно, что двигатель характеризуется отличными показателями. Вес двигателя HeS 40 был бы несколько больше из-за механизма привода клапанов и больших камер сгорания, что могло бы быть компенсировано за счет уменьшения веса менее нагруженного компрессора.

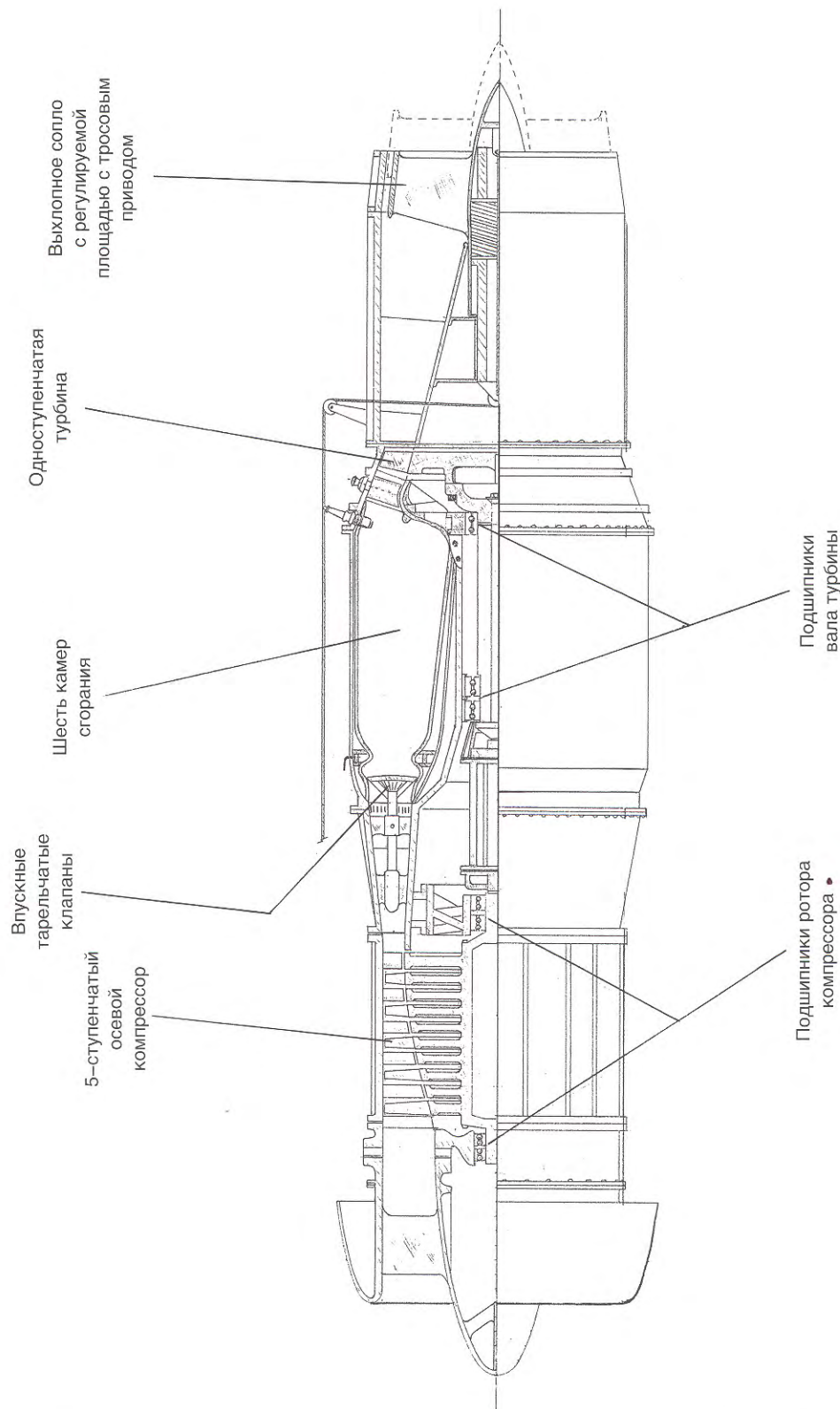
### Двухконтурные турбовентиляторные двигатели Мюллера (ML и MTL)

Группа Мюллера в Ростке проявляла особый интерес к двухконтурным турбовентиляторным установкам двигателя ML и MTL с приводом от поршневых двигателей. Предпосылки для создания этих двигателей изучались Мюллером ранее во время его работы в фирме Junkers, когда были построены деревянные макеты этих двигателей. В то время считалось, что эти двигатели с расходом воздуха в диапазоне расхода воздуха обычных винтового и турбореактивного двигателя окажутся более эффективными, чем воздушный винт, приводимый во вращение поршневым двигателем, при скорости около 720 км/час на дальних полетах с длительностью до десяти часов. Также предполагалось, что двигатель ML будет иметь расход топлива, равный примерно

половине расхода топлива турбореактивного двигателя (TL). При такой конструкции отсутствовала необходимость разработки компрессора.

Первый двигатель ML (известный в фирме Heinkel под названием Мария Луиза) HeS 50d был спроектирован для использования в качестве дизельного двигателя, несмотря на его высокий удельный вес, причем все надежды связывались с малым удельным расходом топлива во время продолжительных полетов. Однако основными требованиями к двигателю ML, а позднее — MTL (сочетание ML и TL) были, по-видимому, высокое соотношение мощности и веса и очень высокая скорость вращения двигателя. Первое требование могло быть выполнено с помощью двухтактного двигателя, но были и неразрешенные проблемы, связанные с увеличением числа оборотов такого двигателя. Поэтому возникла необходимость разработать поршневой двигатель специально для двухконтурных турбовентиляторных установок, но эта специализированная работа не входила в сферу деятельности фирмы Heinkel, а фирма Hirth выполняла работы отдельно от группы Мюллера. Поэтому исследования были поручены профессору Вунибалду И.М. Камму из Научно-исследовательского института автомобилестроения (Forschungsinstitut für Kraftfahrwesen und Fahrzeugmotoren) при высшей технической школе в Штутгарте. Эти исследования были





(Редуктор вспомогательных агрегатов не показан)

Рис. 2.18. Турбореактивный двигатель HeS 40 с постоянным объемом и осевым компрессором



доведены до этапа изготовления и испытания цилиндрического двигателя, который являлся базой для создания многоцилиндровых двухтактных бензиновых двигателей. Поршневые двигатели, спроектированные позднее для двухконтурных турбовентиляторных установок, например HeS 50z и 60, имели более короткий ход поршня и были сконструированы по схеме аналогичного основного цилиндрического двигателя. Что касается двухконтурного турбовентиляторного двигателя в целом, то было подсчитано, что степень сжатия этого двигателя должна быть от 1,5–1,9 до 1, в то время как степень сжатия поршневого двигателя — от 3–6 до 1.

Разработка в Ростке двухконтурных турбовентиляторных установок с приводом от поршневого двигателя не продвинулась дальше этапа исследования и моделирования. В 1940–1942 годах специалисты работали над тремя проектами: HeS 50d, 50z и 60, описание которых приводится ниже. Первые два проекта получили поддержку от официальных структур. В отчете о проведении общих расчетов от 31 января 1941 года Мюллер писал: «Следует ожидать, что в ближайшее время пройдут опытные испытания первой силовой установки ML. Результаты, уже полученные с одноцилиндровым двигателем, свидетельствуют о том, что заветная мечта может стать реальностью. Эти результаты могут стать решающими не только для разработки силовых установок ML, но также для целой группы высокоскоростных поршневых двигателей с исключительно большой мощностью на литр объема, если размеры установок не будут слишком малы».

Но фактически после мая 1942 года планам фирмы Heinkel не суждено было сбыться, так как Мюллер к этому времени уже уволился из фирмы, и разработка двухконтурных турбовентиляторных двигателей была немедленно прекращена.

### Двигатель HeS 50 (ML и MLS)

Были спроектированы (но не изготовлены) три прототипа двухконтурных турбовентиляторных двигателей серии HeS 50. В первой конструкции с условным обозначением HeS 50d предполагалось использование 24-цилиндрового двигателя с жидкостным охладителем мощностью 1000 т.л.с. и взлетной мощностью 1200 т.л.с. Внутренний диаметр цилиндра составлял 95 мм, а ход поршня — 90 мм, причем цилиндры имели U-образное расположение в четыре ряда по шесть цилиндров в каждом ряду. Шестеренчатый привод располагался между сдвоенных коленчатых валов на половине их длины и передавал вращение на вал, приводящий во вращение двухступенчатый вентилятор на входе в воздухопровод. Воздуховод был проложен от воздухозаборника вдоль всего двигателя и изгибался вокруг задней части двигателя в направлении сопла, причем вся установка была расположена в обтекаемой гондоле. Воздухозаборник для дизельного двигателя располагался сразу за туннельным вентилятором в верхней части двигателя и был оснащен центробежной крыльчаткой или нагнетателем. Еще один воздухозаборник в нижней

части двигателя (внутри воздуховода) предназначался для радиатора. Воздух, проходящий через воздухопровод, получал некоторое ускорение за счет тепловой энергии выхлопных газов дизельного двигателя, но для кратковременного увеличения скорости существовала возможность добавления секции форсажной камеры. Добавление такой камеры привело к преобразованию установки в установку MLS, но такие устройства, предназначенные для увеличения скорости, привели к чрезмерному увеличению расхода топлива.

Из данных двигателя HeS 50d, приведенных ниже, следует отметить значительное падение тяги при увеличении скорости полета:

Тяга — 950 при 0 км/час  
325 кг при 800 км/час  
Скорость вращения ротора вентилятора — 4600 об/мин  
Вес — 678 кг  
Диаметр — 0,85 м  
Длина — 2,375 м  
Лобовая площадь — 0,57 кв. м  
Тяга с форсажем — 1800 кг при 0 км/час, 2000 кг при 800 км/час

После исследований поршневого двигателя, проведенных в Научно-исследовательском институте автомобилестроения, произошла замена проекта разработки двигателя HeS 50d на новый проект, связанный с разработкой двигателя HeS 50z, компоновка которого показана на рис. 2.19. По сравнению с предшествующей конструкцией двигатель HeS 50z был проще, имел меньший вес и, как ожидалось, должен был иметь гораздо более ровную характеристику тяги и большую тягу в верхнем диапазоне скоростей. Новый двухтактный бензиновый двигатель имел большую скорость вращения и более высокую температуру выхлопных газов для подогрева воздуха в туннеле. Этот 16-цилиндровый двигатель имел номинальную мощность 800 т.л.с. и взлетную мощность — 1000 т.л.с. Цилиндры имели X-образное расположение, причем внутренний диаметр цилиндров равнялся 100 мм, а ход поршня — 70 мм. Простота конструкции обуславливалась использованием воздушного охлаждения и единого коленчатого вала для всего двигателя.

Решетчатый трехступенчатый вентилятор со ступицей большего диаметра устанавливался на входе в туннель, который проходил назад между блоками цилиндров двигателя. Верхняя часть туннеля отводила часть потока в секцию двигателя, расположенную в задней части, откуда поток забирался в систему карбюраторов с помощью центробежного вентилятора с шестеренчатым приводом (в отличие от двигателя HeS 50d, в котором воздух для двигателя забирался в передней части, сразу за туннельным вентилятором). Выхлопные трубы двигателя имели серию кольцевых воздухозаборников, обеспечивающих поступление воздуха для обогрева.

Техническая характеристика двигателя HeS 50z представлена ниже:

Тяга — 550 кг при 0 км/час,  
400 кг при 800 км/час



(по оценке форсаж увеличивает тягу примерно на 300 кг на всех скоростях)  
 Скорость вращения ротора — 6000 об/мин  
 Вес — 370 кг  
 Диаметр — 0,62 м  
 Длина — 1,47 м  
 Лобовая площадь — 0,30 м<sup>2</sup>

### Двигатель HeS 60 (MLS)

Двигатель HeS 60 проектировался для замены двигателя серии HeS 50, от которых он отличался тем, что имел турбину, предназначенную для получения дополнительной мощности, используя выхлопные газы и воздух перед их выбросом. Кроме того, было признано необходимым использовать нагнетатель с шестеренчатым приводом.

Замысел заключался в обеспечении силовой установки с большими запасами мощности, чем установки ML, но с меньшим расходом топлива при нормальном крейсерском полете.

Считалось, что окончательный вариант силовой установки MTL будет иметь нормальный расход топлива, близкий к расходу обычного поршневого двигателя аналогичного размера, в то время как при увеличенной мощности расход топлива будет ниже, чем у турбореактивного двигателя.

Вполне вероятно, что существовала возможность увеличения мощности почти вдвое по сравнению с нормальной величиной при использовании нагнетателя поршневого двигателя, причем выход воздуха из нагнетателя регулировался при изменении передаточного числа привода.

На рис. 2.20 показана схема двигателя HeS 60. Этот бензиновый двигатель имеет такой же основной блок цилиндров, который планировалось использовать для двигателя HeS 50z, т.е. с внутренним диаметром 100 мм и ходом поршня 70 мм, но с количеством цилиндров в 2 раза больше, чем у других двигателей. Таким образом, в двигателе HeS 60 использовалось 32 цилиндра, расположенных в восемь рядов по четыре цилиндра в каждом ряду, в форме двойного X. Этот двигатель имел номинальную мощность 1000 л.с., а его взлетная мощность или мощность при форсаже — 2000 л.с. Сложная компоновка его цилиндров вынудила разработчиков использовать четыре коленчатых вала, которые соединялись с помощью шестеренчатых передач с центральным валом, приводящим во вращение трехступенчатый вентилятор на входе в туннель. Радиальная турбина с противоположной стороны воздуховода (туннеля) соединялась с центральным валом с помощью шестеренчатого привода, который позволял поршневому двигателю опередить турбину, если скорость вращения турбины снижалась ниже скорости, необходимой для передачи дополнительной мощности на центральный вал и вентилятор. Четыре коленчатых вала обеспечивали компактное подсоединение вспомогательных агрегатов (таких как пусковой двигатель, насос и генератор) к передним концам валов, в то время как привод нагнетателя осуществлялся от заднего конца

кожуха одного из нижних коленчатых валов. Нагнетатель забирал воздух, не содержащий выхлопных газов, из нижней части туннеля, кроме того, предусматривалось охлаждение воздуха на выходе из нагнетателя. В конце туннеля располагалось выхлопное сопло с переменной площадью сечения и подвижными наклонными внутренними стенками.

Характеристика двигателя HeS 60 представлена ниже:

Номинальная тяга — 525 кг при 0 км/час  
 425 кг при 800 км/час  
 (по оценке форсаж мог увеличить тягу до 675 кг на всех скоростях)  
 Скорость вращения ротора вентилятора — 6000 об/мин  
 Вес — 800 кг  
 Диаметр — 0,90 м  
 Длина — 2,075 м  
 Лобовая площадь — 0,64 м<sup>2</sup>

### Концентрация усилий в Цуффенхаузене на двигателе HeS 011 или 109-011 (TL)

В июле 1941 года Техническое управление GL/C выпустило технические условия на разработку бомбардировщика с двумя новыми турбовентиляторными силовыми установками. Схема турбовентиляторного двигателя была разработана отделом, возглавляемым Гельмутом Шельпом, и включала две газовые турбины (с собственными компрессорами и камерами сгорания), которые служили в качестве источников газа для питания третьей силовой турбины, приводящей во вращение воздушный винт с изменяемым шагом. Исследования этого проекта, проводимые фирмой Heinkel, показали, что сначала необходимо создать турбореактивный двигатель, который мог бы впоследствии использоваться как один из источников газа для турбовентиляторного двигателя. В схему первого турбореактивного двигателя, разработанного группой фон Охайна в Росток, входил двигатель HeS 9, о котором уже шла речь как о разработке двигателя HeS 8. Однако еще до конца 1941 года Шельп уговорил руководство фирмы Heinkel начать разработку еще одного турбореактивного двигателя, в котором воплотилась его идея, связанная с компрессорами. Компрессор нового двигателя состоял из диагональных или скошенных ступеней (предполагаемый компромисс между осевым и центробежным потоком), за которыми располагались три осевые ступени. Коэффициент полезного действия диагональной ступени не мог быть высоким, и ее использование означало увеличение диаметра двигателя. Кроме того, было заявлено, что при наличии прочных лопаток диагональная ступень компрессора из-за воздействия грязи и камней не так часто будет выходить из строя и реже подвергаться обледенению. Группа фон Охайна не проявляла энтузиазма в отношении предлагаемой системы компрессора, поскольку аналогичная система уже была исследована и отвергнута несколько лет тому назад, когда Мюллер работал на фирме Junkers. Тем не менее, Эрнст Хейнкель взялся за разработку вышеуказанного двигателя, поскольку он был связан обязательствами по ис-



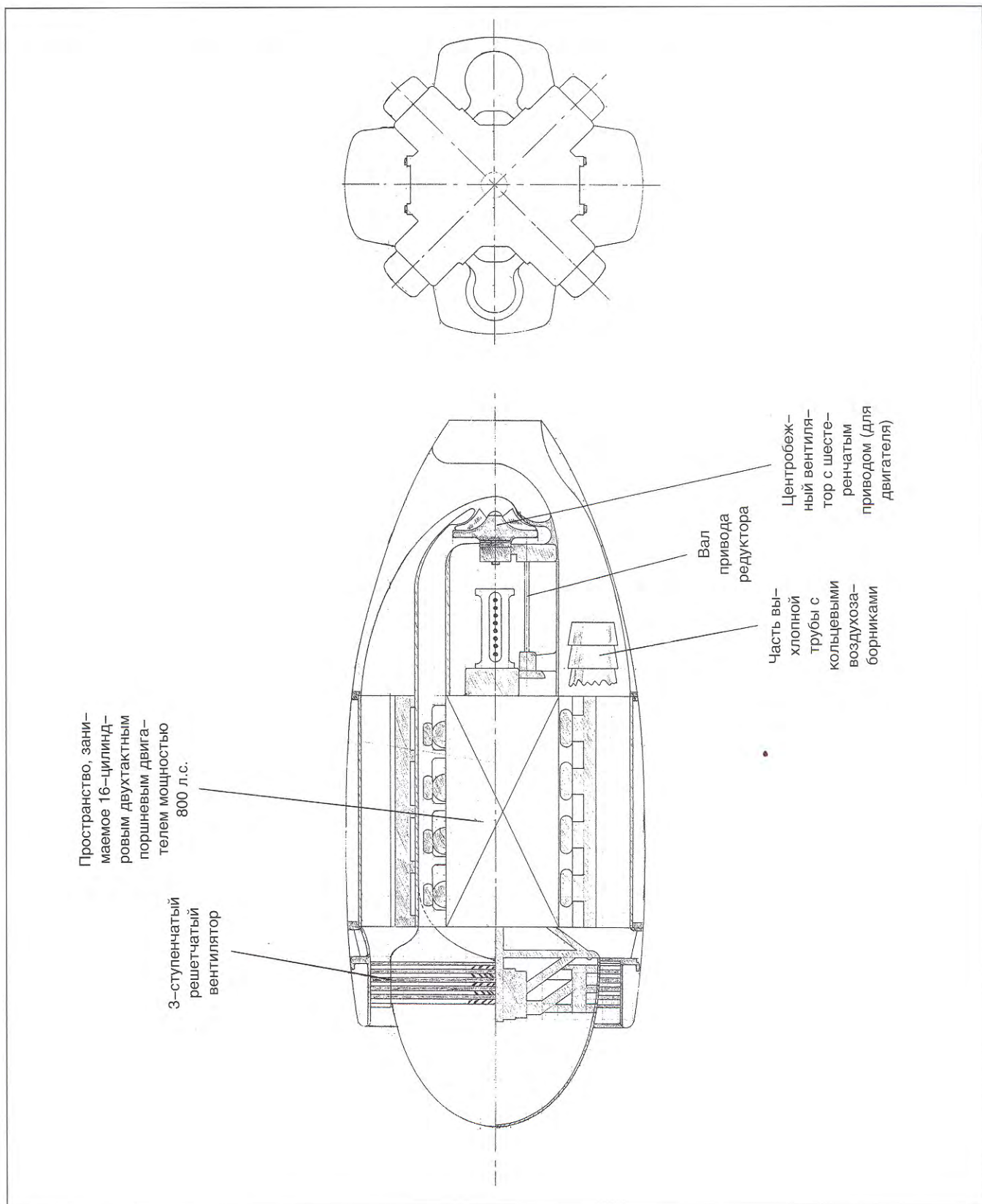


Рис. 2.19. Силовая установка HeS 50z ML (схема выполнена автором)



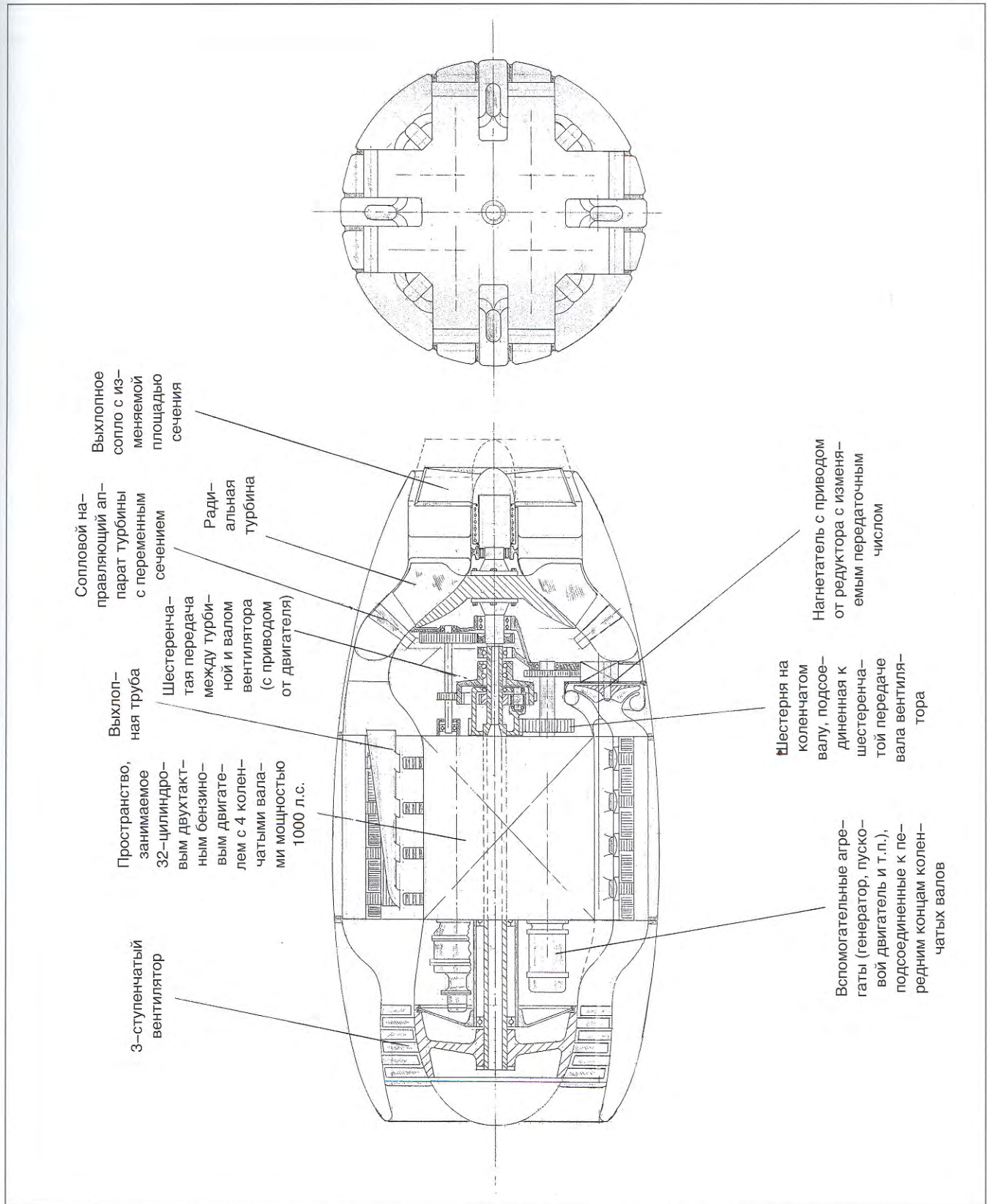


Рис. 2.20. Двухконтурный ТВД HeS 60 MTL (схема выполнена автором)



пользованию мощностей заводов фирмы Hirth Motoren для производства турбореактивного двигателя Хейнкель (в частности, он надеялся использовать эти мощности для разработки двигателя HeS 30, но не осуществил свои замыслы).

Хотя первоначально предложенная двоякая турбовинтовая установка не была реализована, работа над турбореактивным двигателем с условным обозначением HeS 011 или 109-011 успешно продвигалась вперед, причем Шельп, используя свои права руководителя, стремился к тому, чтобы этому двигателю была присвоена классификация двигателя класса II. Это приобрело особую значимость к концу 1942 года, когда разработка турбореактивного двигателя 109-004 класса I, осуществляемая фирмой Junkers, дала положительные результаты, и запуск этого двигателя в массовое производство ожидался в самое ближайшее время. Кроме того, к концу 1942 года началась экспериментальная работа с двигателем HeS 011, а предварительные исследования завершились уже в сентябре того же года. Фирма Heinkel получила указания сосредоточить усилия только на этом двигателе. Таким образом, группа фон Охайна в Ростоке, в конце концов, была переброшена на этот участок работы и объединилась с бывшей группой Мюллера для совместной работы над двигателем HeS 011 на заводах Hirth Motoren в Штутгарте/Цуффенхаузене, где с этой целью было собрано около 150 инженеров, конструкторов и других научных работников. Хотя фон Охайн оставался главным инженером, несущим ответственность за проект и изготовление двигателя, из фирмы BMW на завод в Цуффенхаузене был переведен еще один человек — Гарольд Вольф для работы в качестве технического инспектора по разработке турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт; и в марте 1943 года по приказу Эрхарта Мильха он был назначен ответственным исполнителем за всю исследовательскую работу. Ниже представлен перечень лиц, занимавших ключевые должности в фирме Heinkel-Hirth и работавших в то время над турбореактивным двигателем.

Существовавший в Цуффенхаузене штат инженерно-технических работников в наибольшей степени соответствовал требованиям, необходимым для работы над турбореактивным двигателем, поскольку некоторые операции на заводе Hirth Motoren, проводившиеся совместно с Авиационным экспериментальным институтом, были связаны с производством и разработкой турбонагнетателей для поршневых двигателей и газовых турбин в качестве вспомогательных силовых установок, таких, например, как 19-518 и 109-051. Большой объем этой работы был выполнен по лицензии, но фирма работала над созданием турбонагнетателя с целью обеспечения работы поршневого двигателя Даймлер Бенц DB 605G на высоте 15000 м. В 1944 году Министерство авиации рейха отменило все эти работы, чтобы сконцентрировать усилия на разработке турбореактивных двигателей. На предприятиях по производству турбореактивных двигателей в Цуффенхаузене использовались испытательные стенды, мостовые краны и тележки (с помощью которых подвешенный двигатель мог

Фамилия, И.О.	Занимаемая должность	Код отдела
Директор К. Шиф	Специалист по техническим вопросам	TK
Доктор Штиглиц	Помощник по техническим вопросам	ATD
Доктор фон Охайн	Специалист по проектированию и научным исследованиям	MBA
Доктор Ваничек	Специалист по основным расчетам конструкции и научным исследованиям	ENA
Дипломированный инженер Макс Бентеле	Специалист по предварительной разработке проекта	VEW
Шмитц	Руководитель конструкторского бюро по созданию экспериментальных двигателей	MKB
Хартенштейн	Руководитель опытно-конструкторского отдела	VSA
Ф. Реес	Специалист по техническому руководству	TVW
Ф. Шёфер	Специалист по летным испытаниям	FLV
И. Реес	Начальник производственного цеха	SKB
Доктор Шлаттеншек	Специалист по исследованиям материалов	WKF

Необходимо особо отметить доктора Бентеле, который был известен как инженер по аэромеханике и вопросам вибрации лопаток турбины.

транспортироваться и монтироваться в испытательной камере), а также стенд для испытания компрессора мощностью 1600 кВт.

Разработка двигателей HeS 011 или 109-011 вплоть до этапа производства планировалась в следующей последовательности:

- (а) двигатели 109-011 серии V1-V5: экспериментальные двигатели для статических испытаний со многими отличиями — разработка с целью определения основной схемы;
- (б) двигатели 109-011 серии V6-V25: экспериментальные двигатели, пригодные для летных испытаний;
- (в) двигатели 109-011 серии V26-V85: вторая серия экспериментальных двигателей, относящаяся к длительному периоду, большая часть из них была модернизирована на основе серийных двигателей (были представлены отчеты по двигателю V86 и последующим сериям двигателя, но никаких специальных планов для этих двигателей не было подготовлено);
- (г) двигатели 109-011 А-0: первые серийные двигатели.

Этапы (а), (б), (в) и (г) рассматриваются ниже. Хотя разработка двигателей согласно этапу 3 была уже начата, она не продвинулась далеко, поскольку все усилия были сконцентрированы на производстве серийных двигателей. Требования, предъявляемые к двигателю 109-011 в сентябре 1942 года, перечислены ниже:

Статическая тяга — 1300 кг  
Температура цикла — 750 °C



Степень сжатия — 4,4:1  
Расход воздуха — 30 кг/с

### Двигатели 109-011, серии V1-V5

Хотя Шельп из Министерства авиации рейха настаивал на том, чтобы использовать диагональный компрессор (Kombinationsgebläse) для двигателя 109-011, необходимо отметить технологическую цепочку разработки турбореактивных двигателей HeS, показанную на рис. 2.21. До изготовления первого экспериментального двигателя требовалось определить размеры и форму диагонального компрессора более точно по сравнению с расчетами, выполненными в то время. Поэтому сначала проводились испытания с тремя разными осевыми воздухозаборными устройствами совместно с тремя разными диагональными компрессорами и только после этого окончательно выбранная комбинация этих устройств испытывалась с каждой из трех осевых ступеней компрессора. Эта работа выполнялась на испытательном стенде мощностью 1600 кВт (в Цуффенхаузене) при скорости вращения ниже расчетной.

После того как был изготовлен первый экспериментальный двигатель 109-011 V1 для проведения статических испытаний, компрессорный узел работал менее одного часа. Диагональная ступень компрессора (выполненная в виде сплошного узла) вышла из строя из-за больших центробежных напряжений и усталости металла, связанной с вибрацией. Эти проблемы были устранены в ходе работы под руководством доктора Бентеле, который отвечал за проведение аэродинамических испытаний компрессоров и специальных работ по изучению напряжений. Первый отчет Бентеле по двигателю 109-011 V1 под номером VEW 1-139 был подготовлен в октябре 1942 года, в котором он предложил следующее решение этой проблемы. Различные методы расчета напряжений, проверяемые, по возможности, на самом двигателе дополнялись проверками частоты вибрации. К сожалению, этот первый случай выхода из строя ступени компрессора из-за вибрации застал фирму Heinkel-Hirth врасплох, а сами проверки частоты вибрации проводились с помощью такого инструмента, как пианино, а также на слух (позднее был приобретен комплект специальных камертонов, а еще позднее в Научно-исследовательском институте автомобилестроения было получено электронное и пневматическое оборудование). Из этих расчетов и испытаний стало ясно, что причиной отказа была опорная ступица подшипника с четырьмя стойками, установленная за осевой ступенью компрессора (в той же плоскости, что и лопатки входного направляющего аппарата камеры сгорания).

Доктор Бентеле был не в состоянии изменить конструкцию компрессора, но он модернизировал опорную ступицу, расположив четыре стойки через  $60^\circ$ — $120^\circ$ — $60^\circ$ — $120^\circ$ . Это изменило величину гармоники скорости вращения двигателя и увеличило время безаварийной работы на четыре-пять часов. Однако такая серьезная доработка конструкции стала началом большой работы, и для последующих двигателей были проведены различ-

ные эксперименты с лопатками компрессора. Для снижения напряжения изгиба в замковой части лопаток диагонального компрессора каждая лопатка имела шаровидную замковую часть, что позволяло лопатке свободно качаться и занимать положение, при котором воздушная нагрузка уравнивалась центробежной силой. Между лопатками устанавливались фрикционно-демпферные пластины. Кроме того, испытаниям подвергалась закатка коротких канавок в верхних кромках полых лопаток осевого компрессора, которая придавала жесткость задней кромке. Эти экспериментальные лопатки схематически показаны на рис. 2.22.

Схема двигателя 109-011 V1 показана на рис. 2.23. Отличительные особенности двигателя перечислены ниже. Двигатель изготавливался из стальных отливок и листового металла, причем разработчики не делали

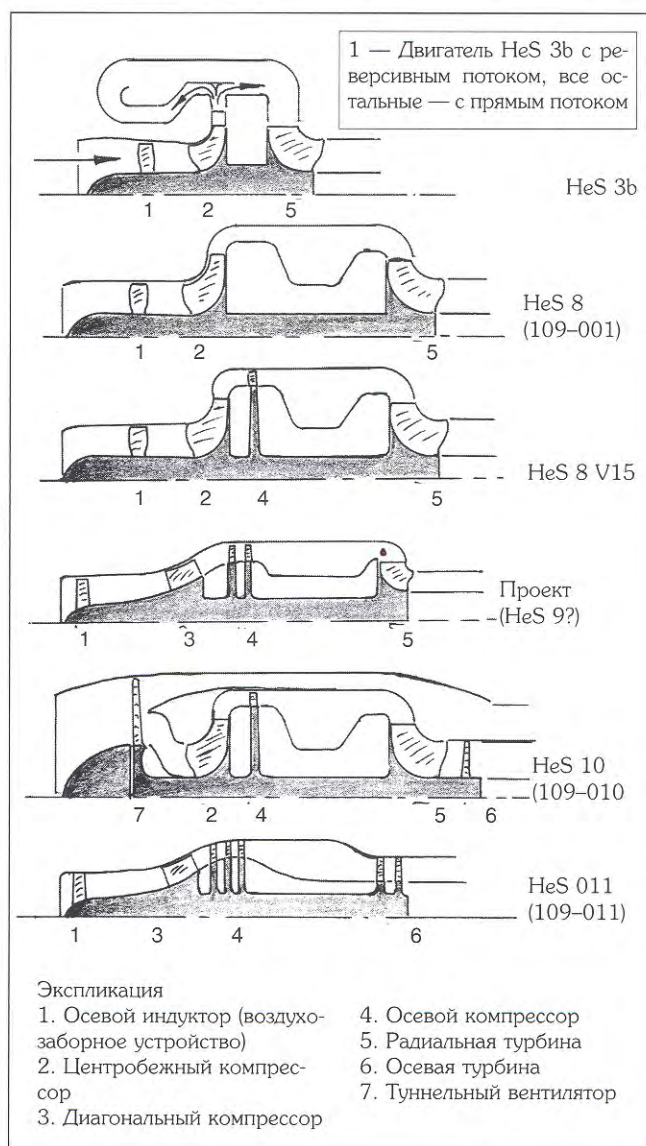


Рис. 2.21. Технологическая цепочка разработки турбореактивных двигателей Хейнкель



никаких попыток уменьшить его вес и соблюсти стандарты конструкции самолета. Компрессорный агрегат, ротор барабанного типа и турбинный агрегат соединялись с помощью длинного стяжного стержня для компенсации осевого дисбаланса. Весь узел опирался на три ряда антифрикционных подшипников. Первый ряд включал три обоймы шарикоподшипников, расположенных перед диагональным компрессором. За осевыми ступенями в плоскости выходных направляющих лопаток устанавливался второй роликоподшипник с одной обоймой. Третий роликоподшипник с одной обоймой установлен за турбиной.

Диагональная ступень компрессора фрезеровалась из целого куска алюминиевого сплава. Эта операция оказалась исключительно трудной, но, в конце концов, была освоена фирмой J.M. Voith GmbH из Хайденхайма.

Но даже при таких условиях на изготовление одного диагонального компрессора на фрезерном станке требовалось около 3000 человеко-часов, что вызывало большое беспокойство. Этот компрессор крепился болтами к передней части узла дисков лопаток осевого ротора, стянутого болтами, причем эти диски, в свою очередь, крепились с помощью болтов к переднему торцу ротора барабанного типа. Аналогичная конструкция использовалась для турбины с противоположной стороны ротора. В двухступенчатой осевой турбине использовались сплошные лопатки, удерживаемые в дисках с помощью V-образных замковых частей, закрепленных штифтами. Конструкция топливной системы и камеры сгорания двигателя 109-011 V1 была аналогична конструкции двигателя HeS 8 V15, но в кольцевую камеру сгорания через радиальные пальцы или смесители типа «сэндвич» подавалось определенное количество вторичного воздуха. Для регулировки площади критического сечения выходного сопла использовался двухпозиционный хвостовой конус, управляемый с помощью гидравлического цилиндра. Поскольку двигатель не предназначался для полетов, на нем не устанавливалось никаких вспомогательных агрегатов, кроме пускового электродвигателя над передним опорным кольцом. Приводной вал проходил от редуктора пускового двигателя через одну из стоек ступицы. Эти стойки устанавливались под определенным углом и работали в качестве направляющих лопаток для потока воздуха, поступающего из осевого воздухозаборного устройства в диагональный компрессор. Характеристики двигателя HeS 011 V1 перечислены ниже:

Статическая тяга — 1115 кг  
Скорость вращения ротора — 9920 об/мин  
Температура рабочего цикла — 660 °C  
Расход воздуха — 21,65 кг/с  
Площадь сечения сопла — 0,14 м<sup>2</sup>

Согласно спецификации, разработанной в сентябре 1942 года, значительное улучшение характеристик должно было быть достигнуто за счет увеличения температуры рабочего цикла и массового расхода воздуха. Компрессор в сборе не испытывался при максимальной скорости вращения (11000 об/мин) до декабря 1943 года, когда на заводах фирмы MAN в Аугсбурге был ис-

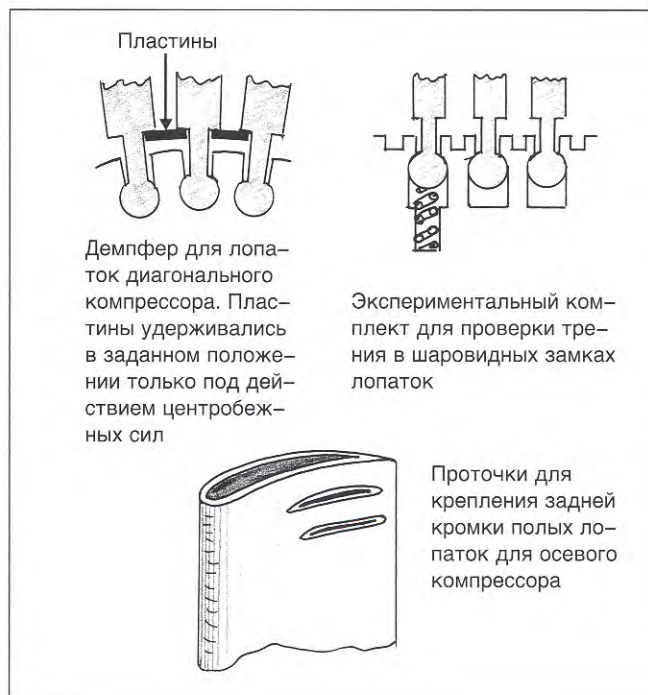


Рис. 2.22. Экспериментальные лопатки компрессора для двигателя HeS 011 (109-011)

пользован испытательный стенд Авиационного экспериментального института. Конкретные данные по остальным четырем двигателям серии V1/V5 отсутствуют, но, по-видимому, некоторые из двигателей имели регулируемые лопатки статора компрессора аналогично лопаткам двигателя серии V6 и более поздних серий. Двигатель V5 испытывался с одноступенчатой турбиной, разработанной Авиационным экспериментальным институтом с полыми лопатками и воздушным охлаждением, причем это была первая попытка замены дорогостоящих лопаток, изготавливаемых из целого куска жаропрочного сплава.

Однако группа доктора Макса Бентеле не была удовлетворена работой Авиационного экспериментального института (которая проводилась под руководством доктора Фритца А. Ф. Шмидта), так как, по ее мнению, слишком большой акцент был сделан на систему охлаждения и недостаточный акцент на вопросы механической обработки и изготовления. Поэтому Бентеле изучил десятки концепций, связанных с охлаждаемыми лопатками турбины, до того как у него зародилась идея создания лопатки турбины из целого листа металла под названием *Faltschaufel* или складной лопатки. Затем из двух заинтересованных предприятий по изготовлению лопаток было выбрано одно предприятие — знаменитый Вюртембергский завод металлоизделий (WMF), расположенный в Гейслингене/Штейге. После определенной модернизации, отвечающей требованиям по технологии производства на заводе металлоизделий, охлаждаемый вариант лопатки стал известен под названием *Topfschaufel* (трубчатая или листовая лопатка), кото-



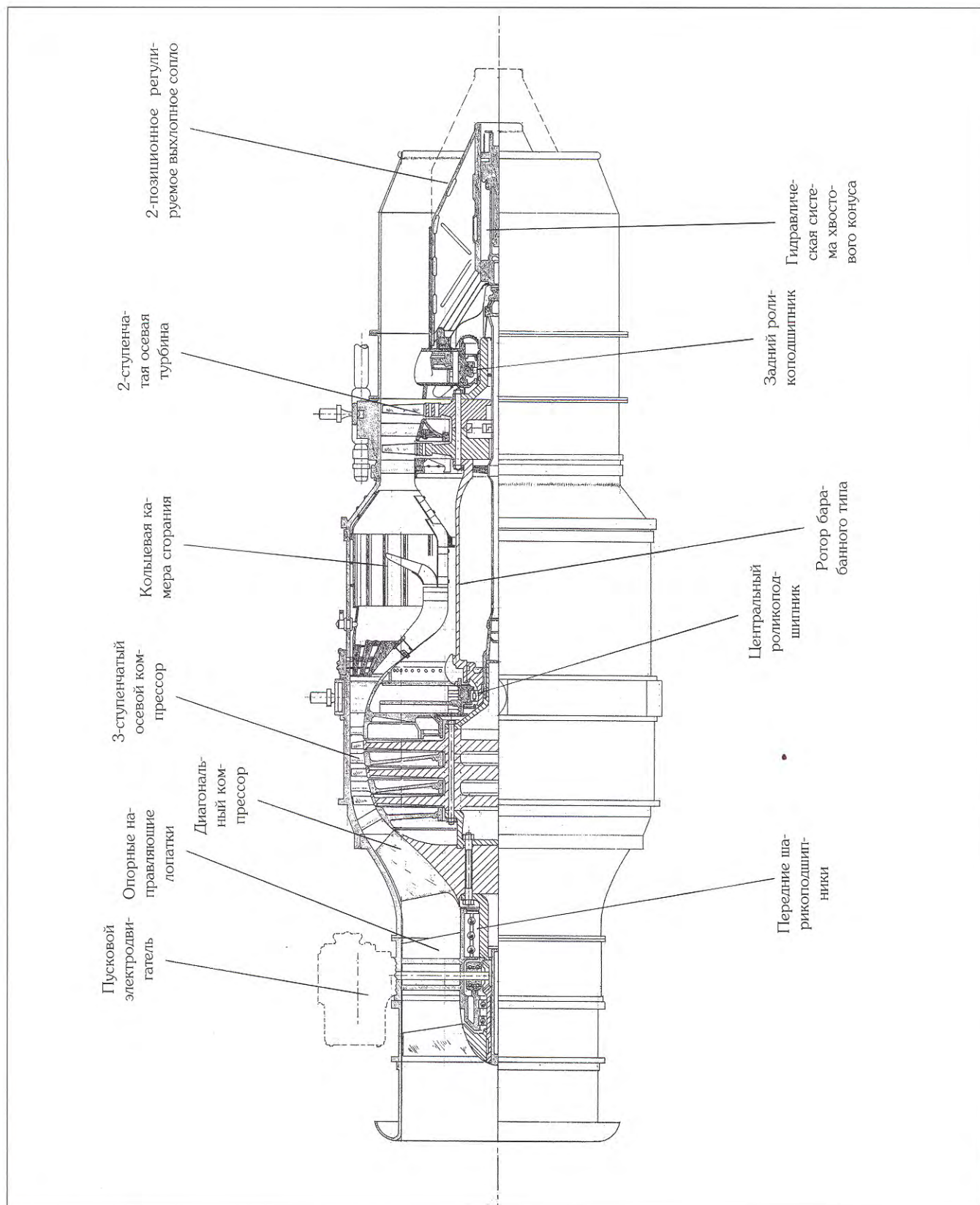


Рис. 2.23. Турбореактивный двигатель HeS 011 (109-011 V1) (схема выполнена автором)



рый стали успешно применять в турбонагнетателях, а также в двигателе 109-011. (Патент на применение этой конструкции лопатки был зарегистрирован 6 ноября 1943 года на Макса Бентеле и Ганса Брайга, специалистов Вюртембергского завода металлоизделий.)

К экспериментальным методам производства компрессора относились ковка и литье осевого воздухозаборного устройства, производство диагонального компрессора, поковка и формовка лопаток осевого статора из листового металла. Пять двигателей этой серии были изготовлены в конце 1943 года, но общая наработка этих двигателей в часах неизвестна.

### Двигатели 109-011 серий V6-V25

Работа над данными сериями двигателей, следующих за предыдущими, в основном экспериментальными двигателями, была нацелена на улучшение конструкции и подгонку двигателей под самолет. Этот этап работы был начат в Цуффенхаузене в начале 1944 года, но угроза бомбежек со стороны армий стран, входивших в антигитлеровскую коалицию, привела к необходимости рассредоточения заводов в районе Штутгарта и продолжения работы в более безопасных местах. Одним из таких мест была соляная шахта, известная под названием Staatliche Saline Friedrichshall в Кохендорфе. Подготовка этой шахты была начата весной 1944 года организацией Todt, причем использовался труд заключенных, и этот объект получил название Eisbak. Он за-

нимал площадь в 144250 кв. м, из которых 36100 кв. м было отведено для фирмы Heinkel-Hirth, под кодовым названием Ernst Werk. Фирма Heinkel-Hirth начала перемещение в этот пункт в июне 1944 года и примерно к августу-сентябрю 1944 года была готова возобновить работу над двигателем 109-011. (Она также собиралась начать производство турбонагнетателей с приводом для выхлопных газов для поршневых двигателей.) К этому времени почти два года было затрачено на решение сложных проблем с первыми пятью двигателями и, тем не менее, в компрессоре все еще возникали неисправности. Была поставлена задача ускорить разработку двигателя, и в начале 1943 года была разработана спецификация двигателя 109-011 для авиационных фирм, которые должны были начать проектирование нового, крайне необходимого реактивного самолета.

Основными изменениями в схеме двигателя серии V6-V25 были уменьшение длины двигателя за счет изменения конструкции камеры сгорания и использование двух (вместо трех) подшипниковых опор для ротора. Схема двигателя 109-011 V6 показана на рис. 2.25, а описание этого двигателя представлено ниже. Узел компрессора и турбина крепились с помощью болтов на концах ротора барабанного вала упрощенной конструкции, не подлежащего разборке в средней части, где установлен центральный подшипник. Ротор устанавливался на узлы антифрикционных подшипников, расположенных на каждом конце. Подшипниковые узлы состояли из обоймы шарикоподшипника и роликопод-

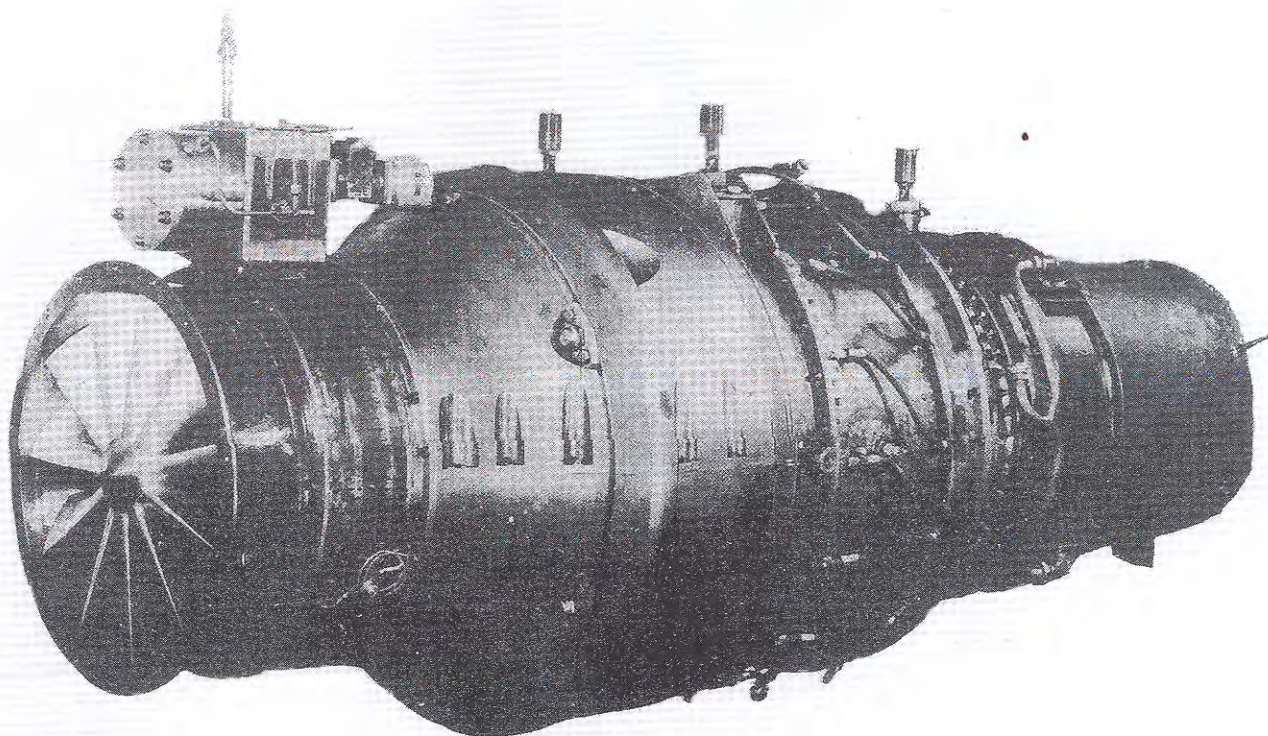


Рис. 2.24. Одна из лучших обнаруженных фотографий двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 V1. Также см. чертеж этого двигателя



шипника перед диагональным компрессором и обоймы роликоподшипника — за турбиной.

Корпус переднего подшипника опирался на три обтекаемые стойки, расположенные внутри кольцевой отливки, причем стойки ступицы располагались под определенным углом для работы в качестве направляющих лопаток для входящего воздуха. Смазка и охлаждающий воздух подавались на задний подшипник через стойки опорной втулки.

Для диагонального компрессора использовалась сборная конструкция. 12 лопаток компрессора изготавливались на станке из штампованных заготовок из алюминиевого сплава, и каждая лопатка удерживалась в стальной ступице с помощью шаровидных замков диаметром 33 мм, о которых речь шла выше. Демпфирующие блоки между лопатками у их основания образовывали внутреннюю стенку для прохода воздуха. Лопатки диагонального компрессора также были изогнуты в направлении вращения на входе и в обратном направлении на выходе. Сзади ступицы имелся фланец, к которому на болтах крепились последующие ступени, а на переднем конце располагался вал ступицы для переднего подшипника. Этот вал имел внутренние шлицы для соединения с полым валом, идущим к шестеренчатым приводам вспомогательных агрегатов и осевому индуктору, расположенному в передней части. Установка лопаток ротора осевого компрессора осуществлялась с помощью U-образных опор, причем лопатки первой и второй ступеней изготавливались из алюминиевого сплава, а третьей ступени — из стали. Работа выполнялась с лопатками ротора и статора (аналогично работе на двигателях предшествующих серий), но результат этой работы неизвестен. Лопатки имели измененный аэродинамический профиль с параболической линией изгиба.

Хотя осевой компрессор был трехступенчатого типа, количество лопаток ротора было сокращено с четырех до трех рядов, причем за последней ступенью лопаток ротора сразу же следовал один ряд лопаток входного направляющего аппарата камеры сгорания. Эти направляющие лопатки изготавливались из стали, а предшествующие им лопатки ротора — из алюминиевого сплава. Лопатки статора крепились во внешнем корпусе, изготовленном из алюминиевого сплава, причем углы лопаток регулировались механически. Каждая лопатка статора имела вал, расположенный по оси в стальных разрезных кольцах, закрепленных шпонкой в корпус, причем вал имел бобышку с пазом для регулировки. Шаровидная опора каждой лопатки входила в кольцо и лабиринтное уплотнение.

Радикальным изменениям подверглась система сгорания. Вместо прежней топливной системы испарительного типа со 128 форсунками стали использоваться 16 форсунок, впрыскивающих топливо по потоку. Эти топливные форсунки устанавливались в кольцевом бандеже, который образовывал переднюю часть камеры первичного выпуска. Вторичный воздух поступал в камеру сгорания через группу смесителей типа «сэндвич» прямо за камерой первичного воздуха. В дополнение

к попытке создать зону первичного сгорания была также сделана попытка заменить детали камеры сгорания из тугоплавкой стали на детали из низкоуглеродистой стали с алюминиевым покрытием, нанесенным методом напыления или погружения. Такое решение было вызвано дефицитом тугоплавкой стали. На выходе из камеры сгорания устанавливались регулируемые лопатки направляющего аппарата. Аналогичная конструкция уже использовалась в некоторых двигателях предыдущих серий.

Лопатки направляющего соплового аппарата были полыми для их охлаждения воздухом, причем охлаждающий воздух подавался к ним из кольцевых воздуховодов, охватывающих камеру сгорания, и поступал в отверстия в верхней и нижней части каждой лопатки, после чего выходил через щелевые задние кромки лопаток.

Лопатки турбины с воздушным охлаждением, очевидно, не применялись на этом двигателе. Причина отказа от регулируемого выхлопного сопла предшествующей конструкции и ее замены нерегулируемым выхлопным соплом была не ясна. В центральной части опорной ступицы заднего подшипника, внутри этого сопла, устанавливался большой куполообразный обтекатель.

Поскольку двигатель серии V6 (и последующих серий за ним) предназначался для летных испытаний, его внешняя форма должна была отвечать требованиям, предъявляемым аэродинамикой. Входной воздуховод крепился к переднему фланцу передней кольцевой отливки. За воздуховодом воздухозаборника располагался кожух из листового металла, в котором располагалось вспомогательное оборудование, смонтированное в верхней части кольцевой отливки, и масляный бак — в нижней части. Через один из кронштейнов опорной ступицы проходил вертикальный вал, соединяющий полый вал двигателя с редуктором вспомогательных агрегатов, к которому крепился пусковой двигатель и до шести вспомогательных агрегатов, включая пульсирующий масляный насос.

Мы мало знаем о двигателях серий, следующих за серией 109-011 V6, но только двигатель этой серии и три последующих двигателя серий V6-V25 имели наработку за определенный период. По меньшей мере один двигатель имел основной литой корпус с диагональными внешними ребрами жесткости в виде крупной ромбовидной сетки. Четыре двигателя этой серии, прошедшие испытания, работали в основном на земле, но до конца войны было совершено один или два полета с использованием самолета Юнкерс Ju 88 в качестве «летающей лаборатории».

Ни один из двигателей не использовался для полетов самостоятельно. В целом к 1 января 1945 года четыре двигателя (серии V6 и три двигателя других серий) имели наработку, равную 184 часам. Из них 154 часа составляла наработка при тяге менее 800 кг, и только три часа из оставшейся наработки двигателя работали при тяге свыше 1100 кг. Характеристики двигателей серии 109-011 представлены ниже:



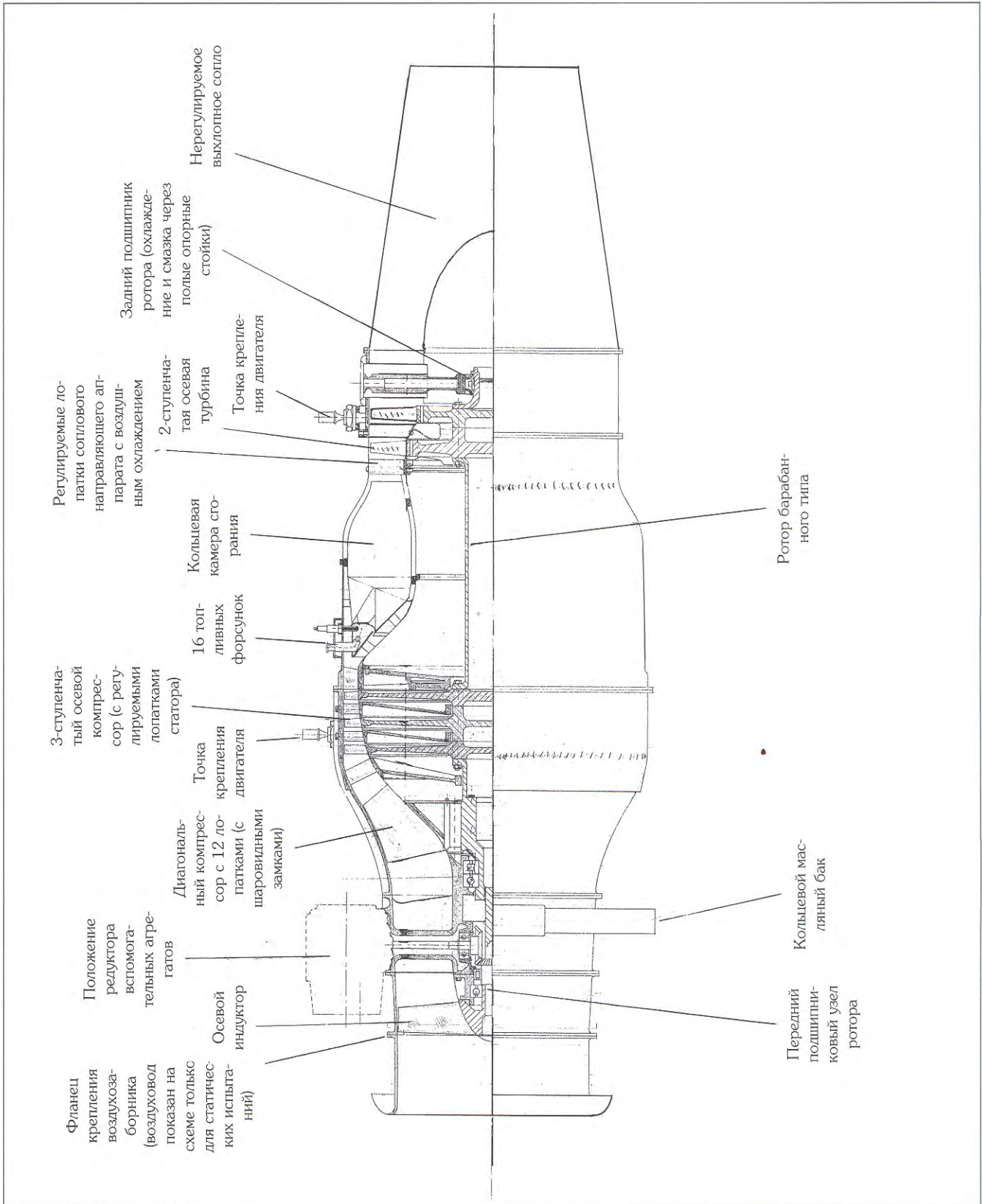


Рис. 2.25. Турбореактивный двигатель Хейнкель-Хирт 109-011 (автор)



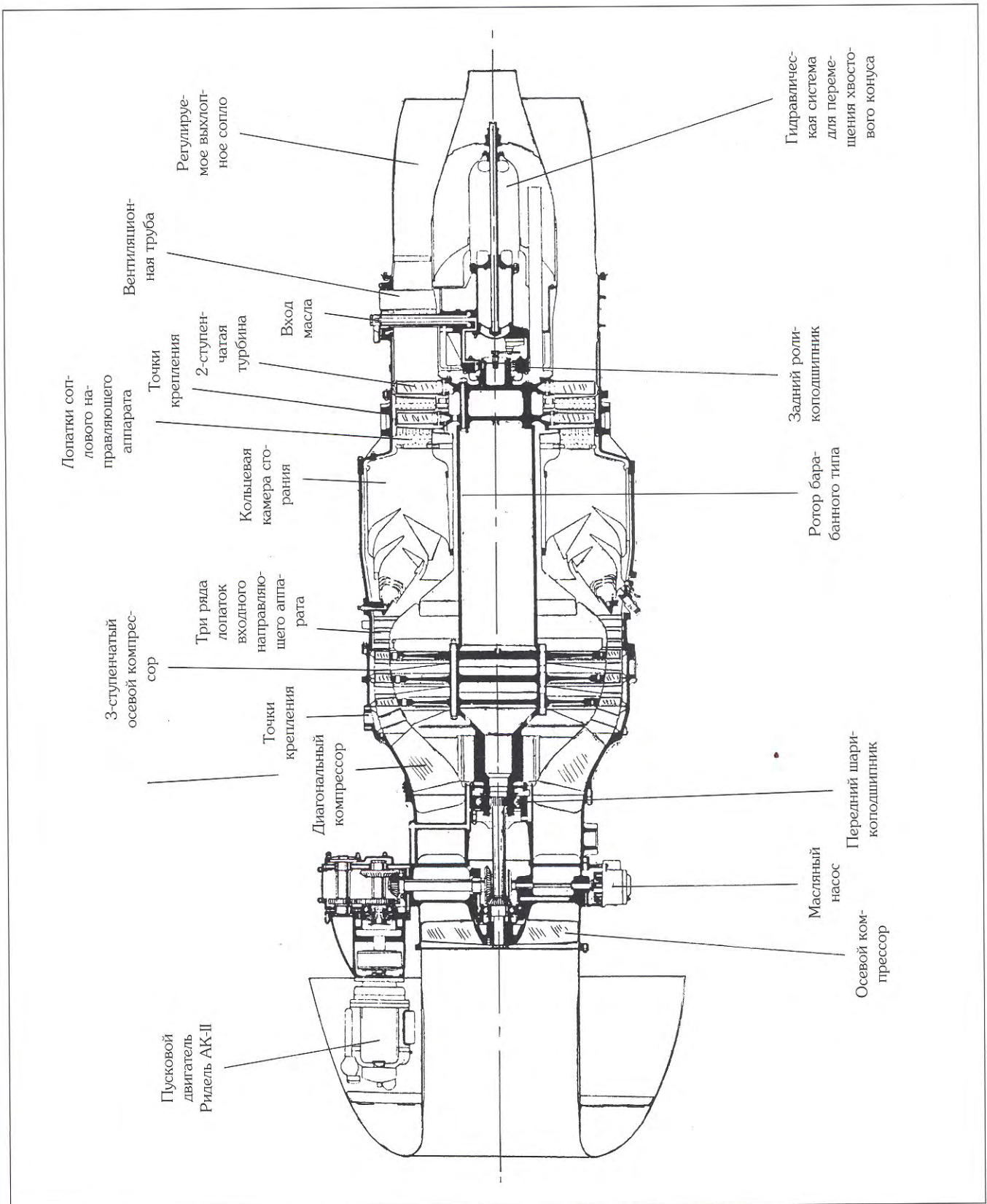


Рис. 2.26. Турбореактивный двигатель Хейнкель-Хирт 109-011 А-0



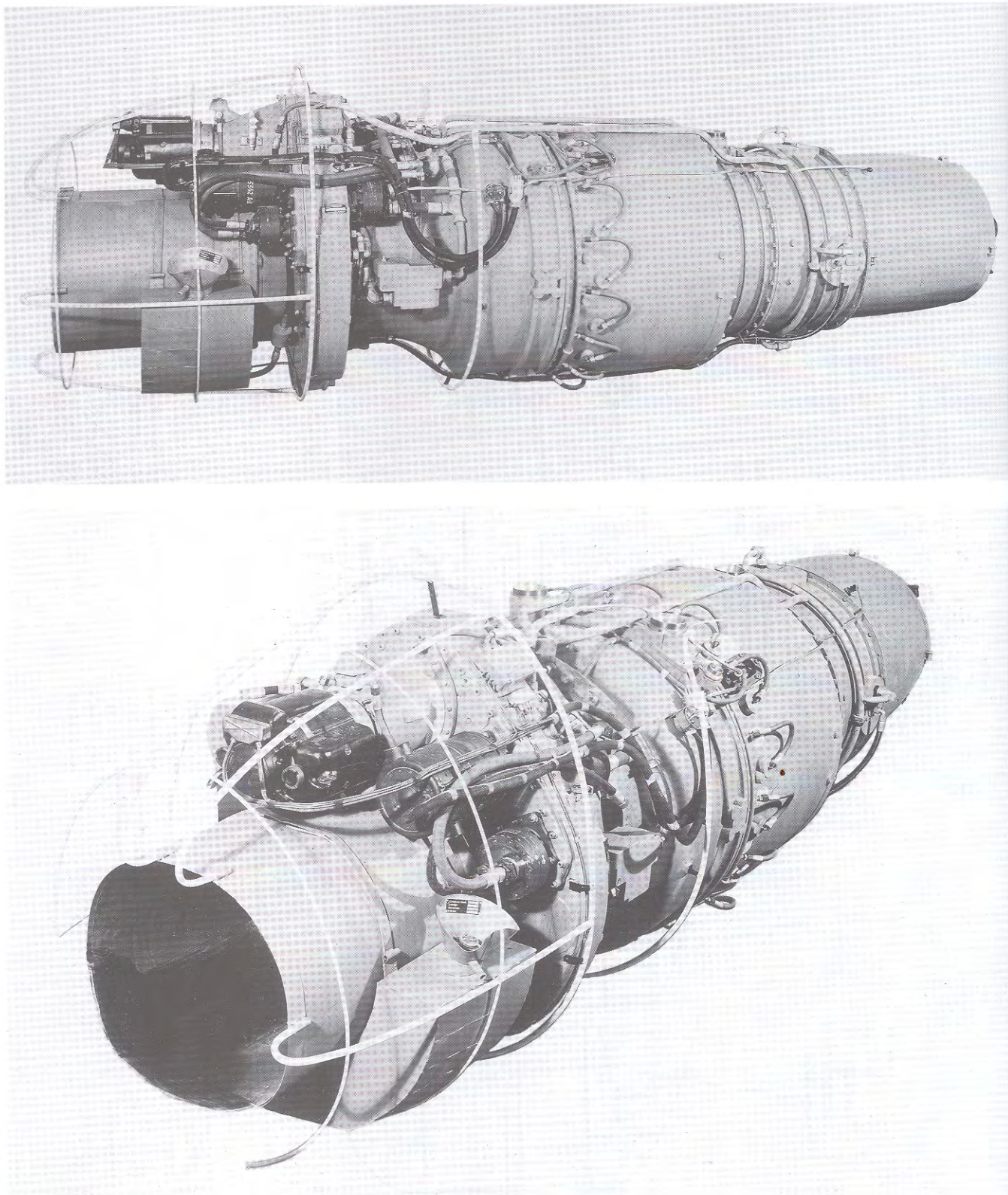


Рис. 2.27. Макет турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 А-0, изготовленный на этапе подготовки к производству. На макете установлен трубчатый каркас для проверки зазоров обтекателя. Хотя этот двигатель не был разработан полностью, тем не менее, к концу войны он стал одним из самых мощных двигателей в Германии (фотография сделана 14 марта 1945 года)



Статическая тяга — 1300 кг на уровне моря  
Скорость вращения ротора — 11000 об/мин  
Удельный расход топлива — 1,32

### Двигатель 109-011 A-0

К концу 1944 года фирма Heinkel-Hirth была вынуждена обратить свое внимание на первый серийный двигатель 109-011 A-0, поскольку все усилия фирмы, направленные на быстрое создание экспериментального двигателя с удовлетворительными характеристиками, оказались безрезультатными. Экспериментальные двигатели, как мы знаем, представляли собой конструкции характеризующиеся перестановкой различных схем и узлов, в результате чего на ранней стадии разработки было довольно сложно выбрать лучший из них. Компрессорный агрегат все еще оставался несовершенным и, вероятно, был причиной возникновения основных проблем. Доктор Энке из Экспериментального аэродинамического института в Гёттингене проводил испытание компрессорного агрегата и сообщил о том, что его характеристики являются неудовлетворительными. Он ожидал, что в целом коэффициент полезного действия осевого компрессора будет равен 85 %, в то время как коэффициент полезного действия осевого компрессора двигателя 109-011 в связи с понижающим эффектом диагональной ступени составил только 80 %. Неполадки возникали также в системе сгорания, в которой происходило прожигание металлических смесительных устройств, но никогда не возникало никаких проблем с нагарообразованием. Была проведена обкатка двигателя, как при работе на В4 (парафиновый бензин), так и на более сыром топливе J2, переключение на которое (играющее важную роль в связи с критической нехваткой топлива) сопровождалось некоторыми осложнениями при запуске.

Было проведено коренное изменение конструкции серийного двигателя, связанное отчасти с предшествующими экспериментами и отчасти с адаптацией конструкции к массовому производству. Начать производство планировалось в марте 1945 года на одном из заводов BMW (Мюнхен), намеченном к переводу в другое место дислокации, причем ранее этот завод был хлопкопрядильной фабрикой в Кольбермуре (на полпути между Вад Айблингом и Розенгеймом, Бавария). Более мелкие узлы должны были изготавливаться на заводе Ernst Wern (Кохендорф), а окончательная сборка должна была осуществляться на заводе Werk Waltersdorf (Берлин).

Такие элементы, как топливные форсунки и пусковые двигатели, изготавливали на специализированных производственных предприятиях (L'Orange GmbH, Zuffenhausen и Norbert Riedel KG, Мюгендорф, соответственно). Во время войны не было полностью изготовлено ни одного двигателя, поскольку перевод заводов в Кольбермур не был завершен до начала апреля 1945 года, а в следующем месяце война закончилась. После перевода завода из Цуффенхаузена были внесены небольшие изменения в программу разработки двигателей, вызванные бомбежками, так, например, шахта лифта на



Рис. 2.28. Воздухозаборники и крыльчатка двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 A-0 (Музей в Кроуфорде, фото Рихарда Т. Эгера)

заводе Ernst Wern была накрыта артиллерийским огнем и уничтожена в завершающий период войны.

Схема двигателя 109-011 A-0 показана на рис. 2.26, а макет двигателя, изготовленный на предварительном этапе подготовки к производству, — на фото (см. рис. 2.27). Схема агрегата, состоящего из компрессора и турбины, была аналогичной схеме этого агрегата, установленного на двигателях серии V6-V25, но более простой за счет изъятия обоймы переднего роликоподшипника. На осевом индукторе, расположенном на полном валу, имелось одиннадцать лопаток, причем угол поворота каждой из них изменялся от 9° 30' в замковой части до 48° 30' на верхней кромке. Небольшие изменения были сделаны в диагональном компрессоре, который имел 12 вставных лопаток. Все лопатки трехступенчатого компрессора теперь были полыми, изготовленными из листового металла, причем лопатки статора крепились заклепками в кожухе из листового металла, а лопатки ротора — заклепками в дисках. Если в двигателях предшествующих серий использовался один ряд входных направляющих лопаток, следующий за последним рядом лопаток ротора, то теперь использовались три ряда входных направляющих лопаток, ведущих к камере сгорания.

Полые лопатки с воздушным охлаждением конструкции Бентеле использовались в двухступенчатой турбине. Каждая лопатка (см. рис. 2.29) удерживалась в диске турбины с помощью штифта, проходящего через ее полую замковую часть, и поэтому могла вращаться, для того чтобы избежать возникновения напряжения в замковой части таким же способом, что и в лопатках диагонального компрессора. Охлаждающий воздух поступал из кольцевого пространства, ограниченного каме-



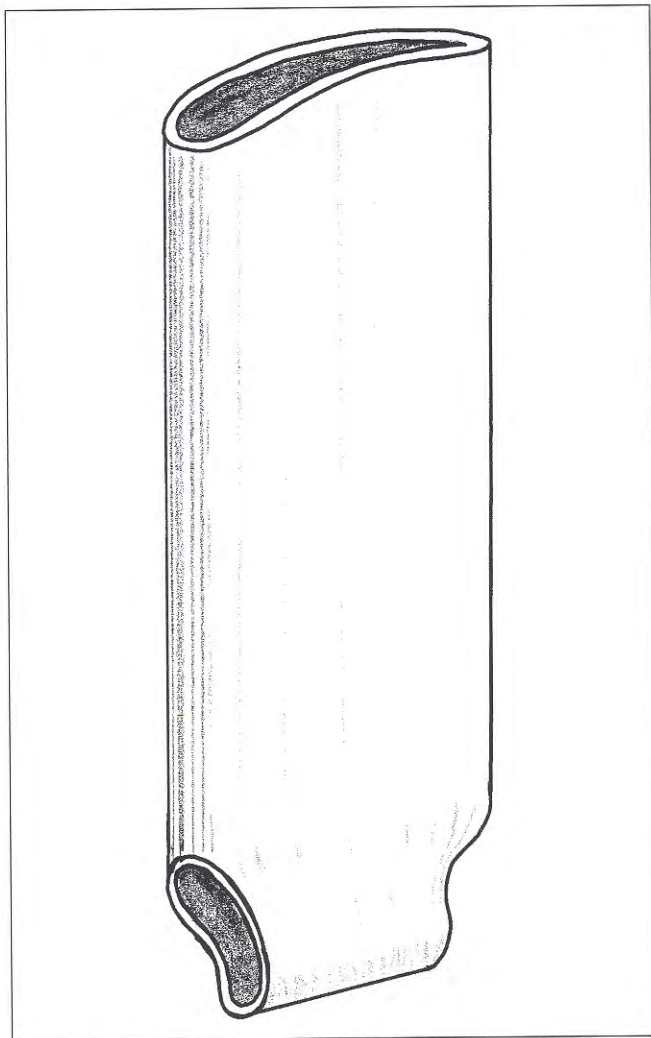


Рис. 2.29. Полая лопатка турбины Tropfschaufel для двигателя 109-011 A-0

рой сгорания, через отверстия в дисках турбины и далее через лопатки ротора и выходил из их торца. Часть того же охлаждающего воздуха входила в сопловый аппарат, расположенный перед турбиной, так же, как и на двигателях предшествующей серии. Охлаждающий воздух для одного ряда лопаток статора турбины подводился к замковым частям лопаток из внешнего кольцевого воздухопровода, окружающего камеру сгорания. Рабочая температура в районе турбины была около 750 °С, в то время как максимальная температура в лопатках поддерживалась путем охлаждения на уровне ниже 600 °С.

Система сгорания двигателя 109-011 A-0 была серьезно модернизирована. Идея о зоне первичного сгорания возникла в последующий период.

Были установлены шестнадцать топливных форсунок, впрыскивающих топливо по потоку, при этом обтекатель каждой форсунки работал в качестве опорных спиц для защитного кольца с V-образным сечением,

окружающего форсунки (аналогично конструкции на двигателе V6). Первичный воздух проходил вокруг защитного кольца и при помощи шести рядов маленьких смешивающих пальцев, установленных за первичной камерой, смешивался с топливом. Для подачи вторичного воздуха в камеру сгорания на первых экспериментальных двигателях был разработан обратный воздуховод к пальцам смесителей радиального типа, но в последующей для двигателя 109-011 A-0 использовались только четыре ряда пальцев.

Эти пальцы забирали воздух из кольцевого пространства, окружающего камеру сгорания, изготовленную из листовой стали, с алюминиевым покрытием. С помощью этих пальцев достигалось вполне нормальное смешивание воздуха и топлива при падении давления всего на 0,5 атмосферы, но при этом происходило быстрое окисление металла.

Хотя на чертеже показаны симплексные или односопловые топливные форсунки, на серийных двигателях устанавливалось 16 дуплексных (двухсопловых) топливных форсунок. Это было важным отличием и представляло особый интерес, поскольку ни один немецкий турбореактивный двигатель не был оборудован подобным образом, причем те турбореактивные двигатели, которые были введены в эксплуатацию (БМВ 109-003 и Юнкерс 109-004), оборудовались односопловыми топливными форсунками. Поскольку топливная форсунка не только распыляла, но и дозировала топливо, не представлялось возможным подавать необходимое количество топлива через одиночное сопло во всех режимах. Поэтому, если двигатель работал на малых оборотах или на больших высотах, т. е. когда давление в камере сгорания было низким, происходил грубый распыл топлива из форсунок, и значительная его часть выходила из камеры в виде несгоревших капель, а коэффициент полезного действия уменьшался. Двухсопловые форсунки для двигателя 109-011 A-0 показаны на рис. 2.30. В двигателе использовались два топливных коллектора, один — для подачи топлива в первичную ступень распылителя, а другой — во вторичную ступень. Использовались два топливных насоса, один из которых являлся рабочим насосом, забирающим топливо из основных баков и подающим его на вход второго насоса, который подавал топливо под давлением к двум коллекторам каждой форсунки. Нагруженный предохранительный клапан пропускал топливо к коллектору первичной ступени под давлением до 1,55 кг/см<sup>2</sup>, а если давление было выше, то топливо подавалось в оба коллектора. Рабочий насос изготавливался фирмой Ehrich & Graetz из Гамбурга, а нагнетательный насос — на предприятиях фирмы Vagmag из Ремшейда. Максимальная производительность 16 форсунок составляла около 1770 кг топлива J2 в час, а давление топлива изменялось в пределах от 1,05 кг/см<sup>2</sup> до 60 кг/см<sup>2</sup>.

Снова в конструкцию было введено регулируемое выхлопное сопло, причем перемещение хвостового конуса с открытым концом осуществлялось с помощью гидравлического цилиндра. Перекомпоновка передней части двигателя привела к увеличению его общей дли-



ны. Если ранее вал привода вспомогательных агрегатов проходил через опорную ступицу и направляющие лопатки сразу за осевым индуктором, валы привода вспомогательных агрегатов в двигателе 109-011 A-0 теперь проходили через два полых обтекателя, причем направляющие лопатки располагались сразу за этими двумя обтекателями. Система приводов с коническими шестернями от полого вала двигателя до валов вспомогательных агрегатов, в основном, оставалась аналогичной конструкции предыдущих серий, так же, как и вспомогательный редуктор. Второй дополнительный вал привода вспомогательных агрегатов приводил во вращение импульсный масляный насос в нижней части воздухоборника двигателя, причем смазка двигателя осуществлялась по замкнутой системе, используя смесь моторного масла и легкой нефти в пропорции 50/50. Пусковой двигатель, закрепленный на переднем торце шестеренчатого редуктора привода вспомогательных устройств, был двухтактным бензиновым двигателем Риделя АК11 (9-7034) мощностью 10 л.с., который мог запускаться от руки или с помощью небольшого электродвигателя. Более мощный пусковой двигатель Риделя АК1 (9-033) также мог быть установлен на двигателе, после монтажа нового обтекателя двигателя, что увеличивало длину двигателя на 0,15 м. (Более полное описание пускового двигателя Ридель изложено в разделе о двигателях Юнкерс).

Технические характеристики двигателя 109-011 A-0:

Тяга — 1300 кг, статическая  
 1040 кг при скорости 900 км/час на уровне моря,  
 500 кг при скорости 900 км/час на высоте 10000 м  
 Макс. скорость вращения ротора — 11000 об/мин  
 Скорость вращения ротора на холостых оборотах — 6000 об/мин  
 Удельный расход топлива — 1,31  
 Коэффициент полезного действия компрессора — 80 %  
 Вес ( $\pm 2$  %) — 950 кг. Вес двигателя был уменьшен, и ожидалось, что он составит 865 кг  
 Удельный вес — приблизительно 0,73  
 Высота — 1,08 м  
 Ширина — 0,864 м  
 Длина — 3,455 м

### Планируемое применение двигателя 109-011 A

Одним из первых самолетов, спроектированных для использования с турбореактивным двигателем 109-011 A класса II, был самолет Хейнкель He 343Д, который был задуман как вариант обычного реактивного бомбардировщика He-343 с четырьмя двигателями.

В течение 1944 года фирма Focke-Wulf провела проектные исследования для определения лучшего варианта бомбардировщика с двумя двигателями 109-011 A со следующими характеристиками: бомбовая нагрузка — 1000 кг, скорость — 1000 км/час при радиусе действия 1000 км. Поскольку планировалось, что двигатель 109-011 A заменит турбореактивные двигатели класса I, то вполне естественно, что проводилась проектная разработка уже построенных или находившихся в эксплу-

атации реактивных самолетов, на которых использовались турбореактивные двигатели класса I. Первый в мире реактивный бомбардировщик Арадо Ar-234 проектировался к производству в разных вариантах (P-3, P-5 и D-2) с использованием двух двигателей 109-011 As, а ночной бомбардировщик Ar 234 C-7 — с четырьмя такими двигателями. Аналогичные проекты существовали для истребителя Мессершмитт Me 262 (находившегося в эксплуатации) и бомбардировщика Юнкерс Ju 287 В (экспериментальная модель), на каждом из которых планировалось установить два двигателя 109-011 As, а также для истребителя Хейнкель He 162 (только что введенного в эксплуатацию) и истребителя-бомбардировщика Гота Go 229 (экспериментальная модель), на каждом из которых должен был быть установлен один такой двигатель.

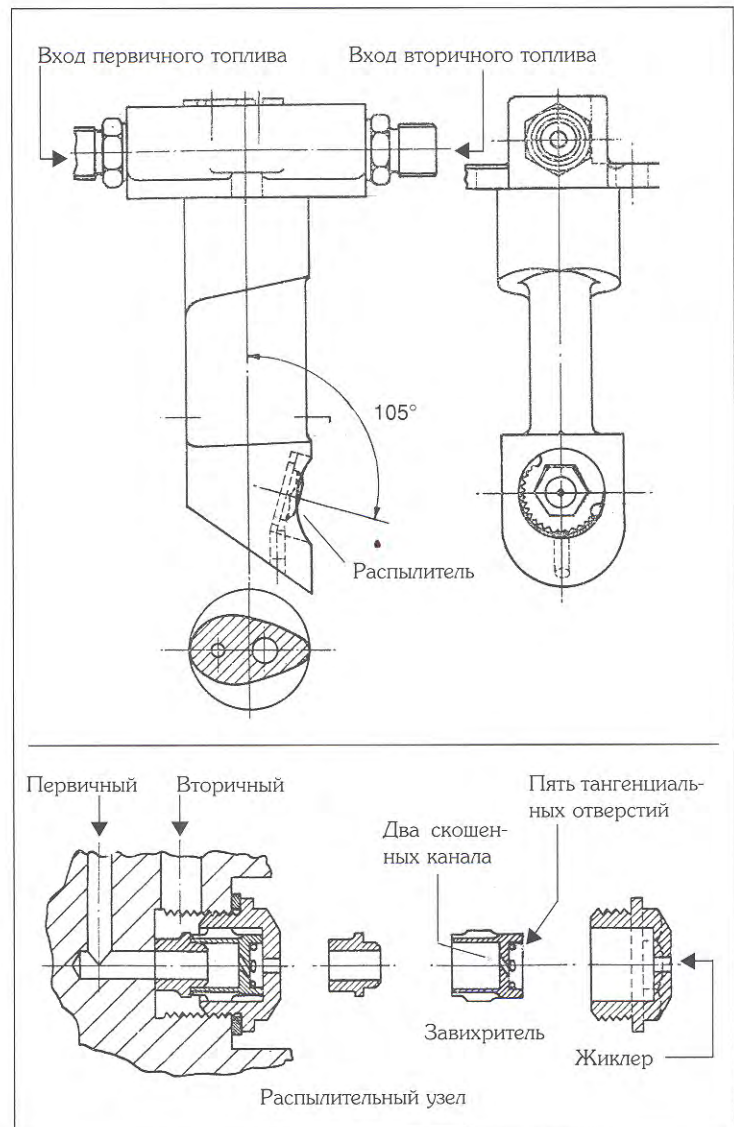


Рис. 2.30. Дуплексная топливная форсунка для двигателя 109-011 A-0



Большинство новых самолетов, на которых планировалось использовать двигатели 109-011 А, были истребителями. Когда в 1945 году были опубликованы технические характеристики этого двигателя, авиационные фирмы (в частности Messerschmitt и Focke-Wulf) приступили к разработке реактивных одномоторных истребителей, которые по своим характеристикам соответствовали или превосходили реактивные самолеты с двумя двигателями, такие, например, как Me 262. Однако официальные круги отдавали предпочтение существовавшим реактивным самолетам (с одним турбореактивным двигателем класса I) почти до конца войны, когда ненадежная работа турбореактивных двигателей класса I на высоте свыше 11000 м была признана серьезной проблемой. Ситуация еще больше ухудшилась, когда стало ясно, что даже преимущество немецких самолетов в скорости не гарантирует превосходства в воздухе по причине ожидаемого появления реактивных самолетов в ВВС стран антигитлеровской коалиции. Специалисты полагали, что самолеты, оснащенные турбореактивным двигателем 109-011 А, будут достигать предельной высоты полета, превышающей полетные высоты самолетов противников, особенно когда двухсopловые топливные форсунки (о которых шла речь) подтвер-

дили свою эффективность. Поэтому в конце 1944 года Высшему командованию Люфтваффе потребовался новый реактивный истребитель для защиты воздушного пространства Германии, и полковник Зигфрид Кнеймейер (начальник авиационного вооружения Министерства авиации Германии) стал инициатором соревнования по созданию нового истребителя. В технических условиях, направленных всем основным авиационным фирмам, указывалось, что новый истребитель с одним турбореактивным двигателем 109-011 А должен иметь скорость горизонтального полета 1000 км/час на высоте 7000 м, работать на высотах до 14000 м, иметь запас топлива около 1500 литров. Истребитель должен быть вооружен четырьмя 30-мм пушками МК-108. К февралю 1945 года от пяти фирм были получены восемь проектов, которые были рассмотрены на официальном совещании 27–28 февраля. Ниже дается краткий перечень проектируемых самолетов.

Из всех этих проектов для безотлагательной разработки и запуска в производство был выбран самолет Фокке-Вульф Та 183/1. До начала поставок турбореактивного двигателя 109-011А на первых прототипах должны были устанавливаться турбореактивные двигатели Юнкерс 109-004, но, несмотря на все предприни-

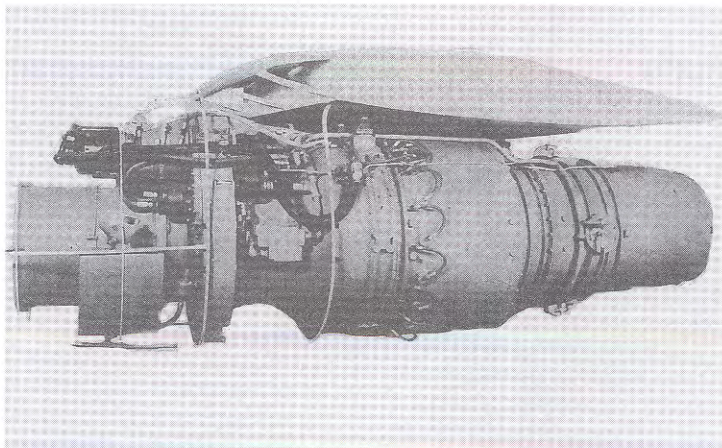


Рис. 2.31А. Макет турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 А-0 с креплением под крылом

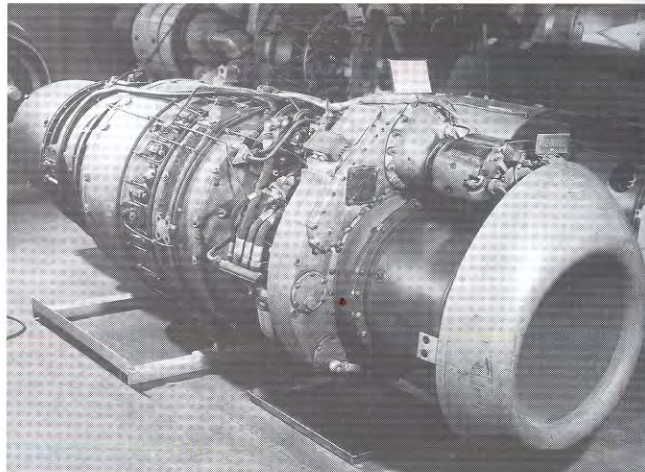
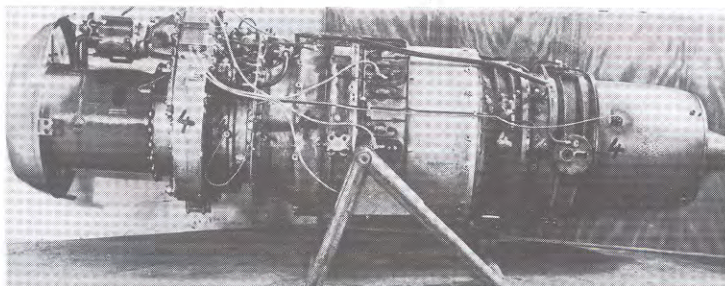
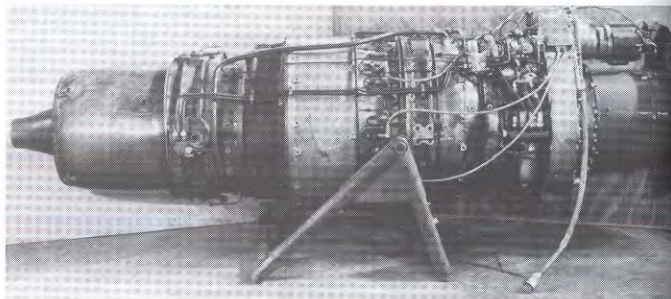


Рис. 2.31В. Макет турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 А-0 в технологическом институте Крэнфильда (Белфорд), март 1970 года



(фото Рихарда Т. Эгера)

Рис. 2.31 С и Д. Турбореактивный двигатель Хейнкель-Хирт 109-011 А-0, захваченный американцами (фотография выполнена службой ВВС США)





Тип	Конструкция	Воздухозаборник(и)
Блом и Фосс P.212	Без хвостового оперения	В носовой части
Хейнкель P.1078C	Без хвостового оперения	В носовой части
Юнкерс EF128	Без хвостового оперения	По бокам фюзеляжа
Мессершмитт P.1101	С хвостовым оперением	В носовой части
Мессершмитт P.1110	С хвостовым оперением	Кольцевой, над фюзеляжем
Мессершмитт P.1111	Без хвостового оперения	В левой корневой части крыла
Фокке-Вульф Ta 183/I	С хвостовым оперением	В носовой части
Фокке-Вульф Ta 183/II	С хвостовым оперением	В носовой части

маемые усилия, технический проект не был завершен, а в апреле 1945 года все заводы фирмы Focke-Wulf, подходящие для производства самолетов, были захвачены войсками стран антигитлеровской коалиции. Для улучшения характеристик по перехвату самолет Ta 183 должен был иметь ракетный ускоритель с тягой 1000 кг, устанавливаемый под турбореактивным двигателем, причем запас ракетного топлива, размещенного в сбрасываемых топливных баках под крыльями, обеспечивал работу ускорителя в течение 200 секунд.

Самолет, который должен был появиться в результате конкуренции фирм, считался наиболее важным для размещения двигателя 109-011 А. Даже до начала конкурентной борьбы по созданию самолета в начале 1944 года фирма «Мессершмитт» сконструировала самолет P.1101, а в июле 1944 года по своей инициативе приступила к изготовлению прототипа истребителя.

Этот прототип имел крыло прямой стреловидности, изменяемое на земле, причем производство этого прототипа было закончено почти на 80 %, когда он был захвачен американцами (см. рис. 2.32). На прототип самолета был установлен только макет двигателя 109-011 А, однако планировалось провести испытания прототипа P.1101 с двигателем 109-004.

К другим истребителям, которые проектировались для использования с одним турбореактивным двигателем 109-011 А, относились Мессершмитт P.1116 и P.1106, Хейнкель P.1079 А-1, Блом и Фосс P.215 и Дорнье Do 435, причем последний самолет планировалось использовать с поршневым двигателем DB 603 в дополнение к турбореактивному двигателю. В настоящей книге не представляется возможным ознакомить читателя во всех деталях с самолетами, проектировавшимися для работы с двигателем 109-011 А, который официальные власти так и не ввели в эксплуатацию до конца войны.

### Двигатель «Тутлинген»

Работа над новым газотурбинным двигателем, порученная фон Охайну и Г. Вольффу, началась после того, как

закончились начальные этапы разработки турбореактивного двигателя 109-011. Новый двигатель был назван «Тутлинген» по месту расположения передислоцированного завода, где выполнялась работа, на реке Дунай, примерно в 100 км от Штутгарта.

Задача конструкторов заключалась в улучшении характеристик турбины Хольцварта с постоянным объемом камеры сгорания путем устранения прерывистого цикла горения и неисправностей механических устройств, связанных с этим циклом. В рабочем цикле турбины Хольцварта холодный воздух, находящийся под низким давлением, подогревался при постоянном объеме для создания пульсирующего высокого давления и необходимой температуры газов для турбины. Для сжатия холодного воздуха до более высокого давления фон Охайн предложил использовать часть энергии при падении температуры горячего сжатого воздуха. С этой целью в двигатель «Тутлинген» был установлен один вращающийся узел, который выполнял функции компрессора и турбины. Кроме того, вокруг ротора устанавливалось клапанное устройство для обеспечения пульсирующего потока горячего и холодного воздуха. Предлагалось много вариантов этой схемы, но наиболее подходящий вариант описывается ниже.

Режим работы двигателя «Тутлинген» схематично показан на рис. 2.33. Стационарные секторные клапаны показаны в разрезе BF и GH в концевой части роторного узла, причем площадь на выходе больше площади на входе. Направляющие лопатки и выход камеры сгорания, направляющей выхлопные газы в одну из сторон роторного узла, показаны в разрезе (AB) в передней части роторного узла. Направляющие лопатки и воздухозаборник, направляющий воздух с противоположной стороны ротора в камеру смешивания и сгорания, показаны в разрезе (CD) в задней части роторного узла. Следует отметить, что роторный узел приводит во вращение предкомпрессионный вентилятор, расположенный в воздухозаборнике двигателя. После прохождения через этот вентилятор воздух поступает в лопатки роторного узла в нижней части и засасывается в камеру смешивания и сгорания. В то же время топливовоздушная смесь сжигается в камере сгорания и образующиеся в результате этого горения газы выходят с другой стороны роторного узла и отдают часть тепла поступающему воздуху, когда газы выходят со стороны ротора и попадают в секцию силовой турбины. Часть выхлопных газов направляется на эту турбину неподвижными соплами, расположенными за задним стационарным секторным клапаном.

В выбранной конфигурации силовая турбина не была связана с роторным узлом, что вынудило конструкторов устанавливать четыре подшипниковых узла для двигателя в сборе. Информация о предполагаемом применении этого двигателя отсутствует, поскольку на этот счет не было принято никакого решения до того, как при проведении многочисленных испытаний все характеристики двигателя не были определены.

Схема, показанная на рисунке, не соответствовала требованиям по ее использованию на самолете, по-



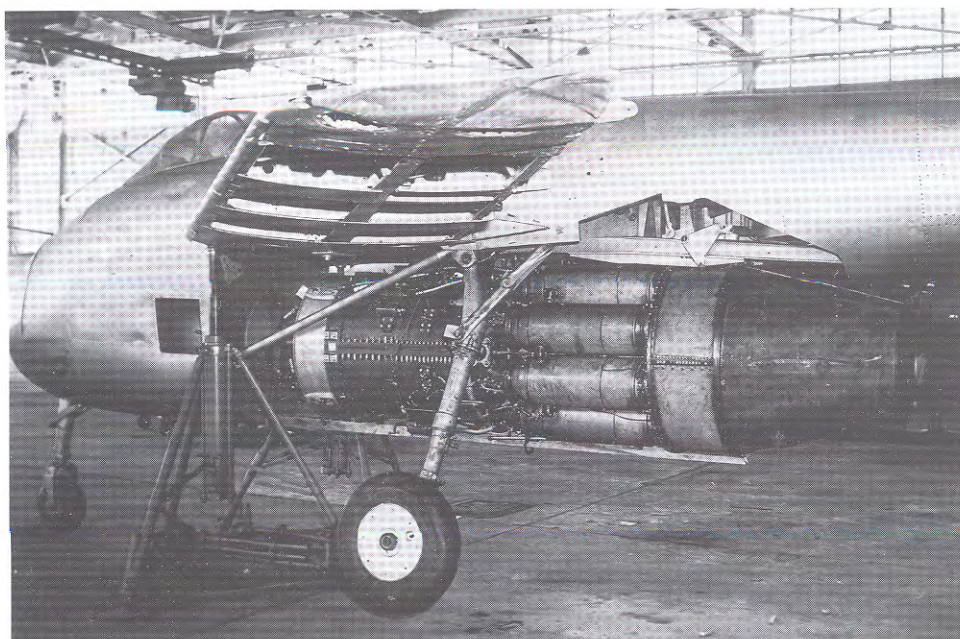
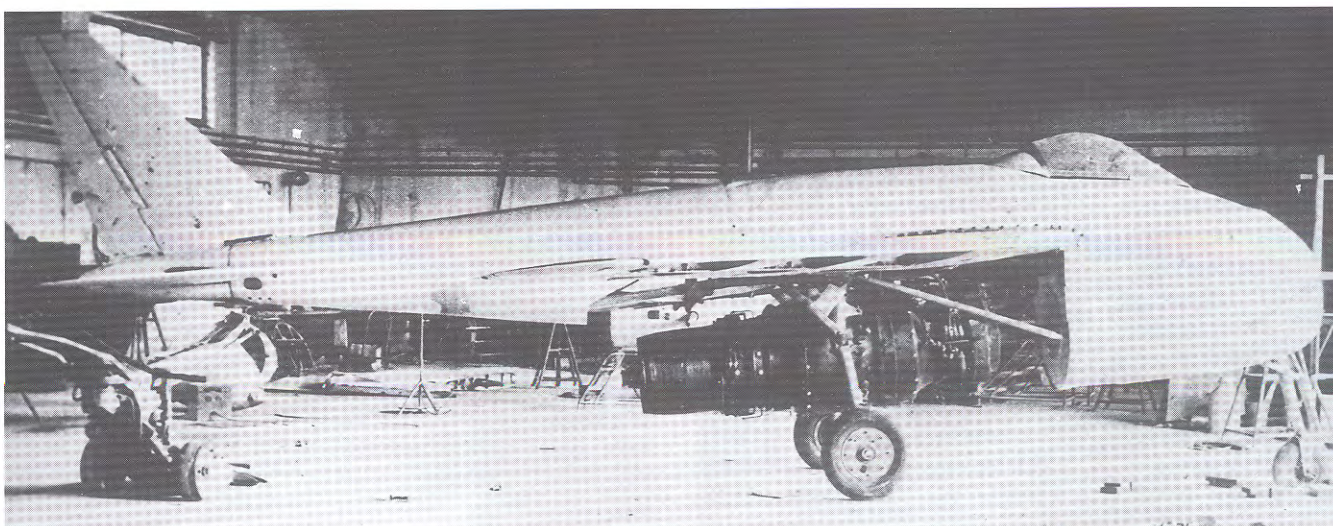
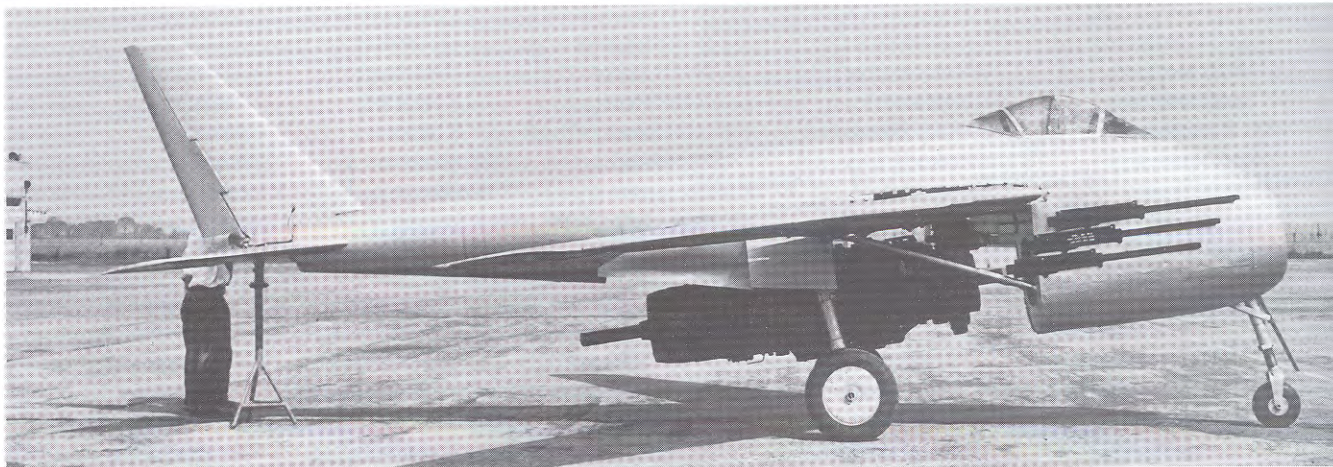


Рис. 2.32. Три вида самолета Мессершмитт Me P.1101

На рисунке сверху и в центре: самолет с двигателем Хейнкель-Хирт 109-011. Турбореактивный двигатель и макет пушки. Двигатель имел осевую регулировочную штангу, устанавливаемую во внешнем кронштейне

На рисунке внизу: позднее на поврежденном самолете P.1101 в США для проведения пробных полетов был установлен турбореактивный двигатель Аллисон J35, и фирма Bell Aircraft Corporation провела тщательное исследование этого самолета прежде чем приступить к проектированию экспериментального самолета, Белл X-5. Было изготовлено два самолета X-5, первый из этих самолетов взлетел с воздушной базы Эдвардс 20 июня 1951 года



скольку силовая турбина не приводила во вращение воздушный винт. С другой стороны, двигатель «Тутлинген» без силовой турбины мог бы рассматриваться как газогенератор, а два таких агрегата, устанавливаемые параллельно, могли бы приводить во вращение отдельную силовую турбину, соединенную с воздушным винтом. Такая схема могла бы соответствовать представлению Гельмута Шельпа о двухконтурном турбовентиляторном двигателе, относящемуся к 1941 году. Преимуществами двигателя «Тутлинген» являлись небольшой наружный диаметр, простота конструкции и высокая рабочая температура, так как материал, из которого был изготовлен ротор, подвергался воздействию высокой температуры в течение только одной части рабочего цикла. После войны двигатель уже не привлекал внимания исследователей стран антигитлеровской коалиции, поскольку даже при использовании общего коэффициента полезного действия при сжатии—расширении в 80 % коэффициент полезного действия при рабочем цикле мог бы быть равен только 27 %.

По словам фон Охайна, небольшая испытательная модель двигателя (60 л.с.) была изготовлена и опробована в Тутлингене, но испытания закончились неудачно из-за выхода двигателя из строя. Кроме того, были

потеряны чертежи узлов и деталей, и к концу войны осталось очень мало данных об этом двигателе.

### Двигатель 109-021 (PTL)

В январе 1945 года был спроектирован турбовентиляторный вариант (PTL) турбореактивного двигателя 109-011. Этот вариант получил условное обозначение 109-021. Этот двигатель был аналогичен двигателю 109-011 А-0, за исключением выступающего вала для привода одного воздушного винта с помощью планетарной передачи, хотя турбина не имела дополнительных ступеней. На двигателе был установлен короткий завихритель воздуха, образующий воздушозаборник.

У нас нет достаточной информации об этом проекте, кроме данных, показанных на чертеже 109-021.6008 от 29.01.1945 года, разработанном фирмой Heinkel-Hirth (см. рис. 2.34). Это был самый простой проект модернизации турбореактивного двигателя 109-011 для передачи крутящего момента на винт, но удивительно то, что этот проект был также передан фирме Daimler-Benz, которая разработала более сложный вариант двигателя 109-021 (см. раздел, посвященный фирме Daimler-Benz).

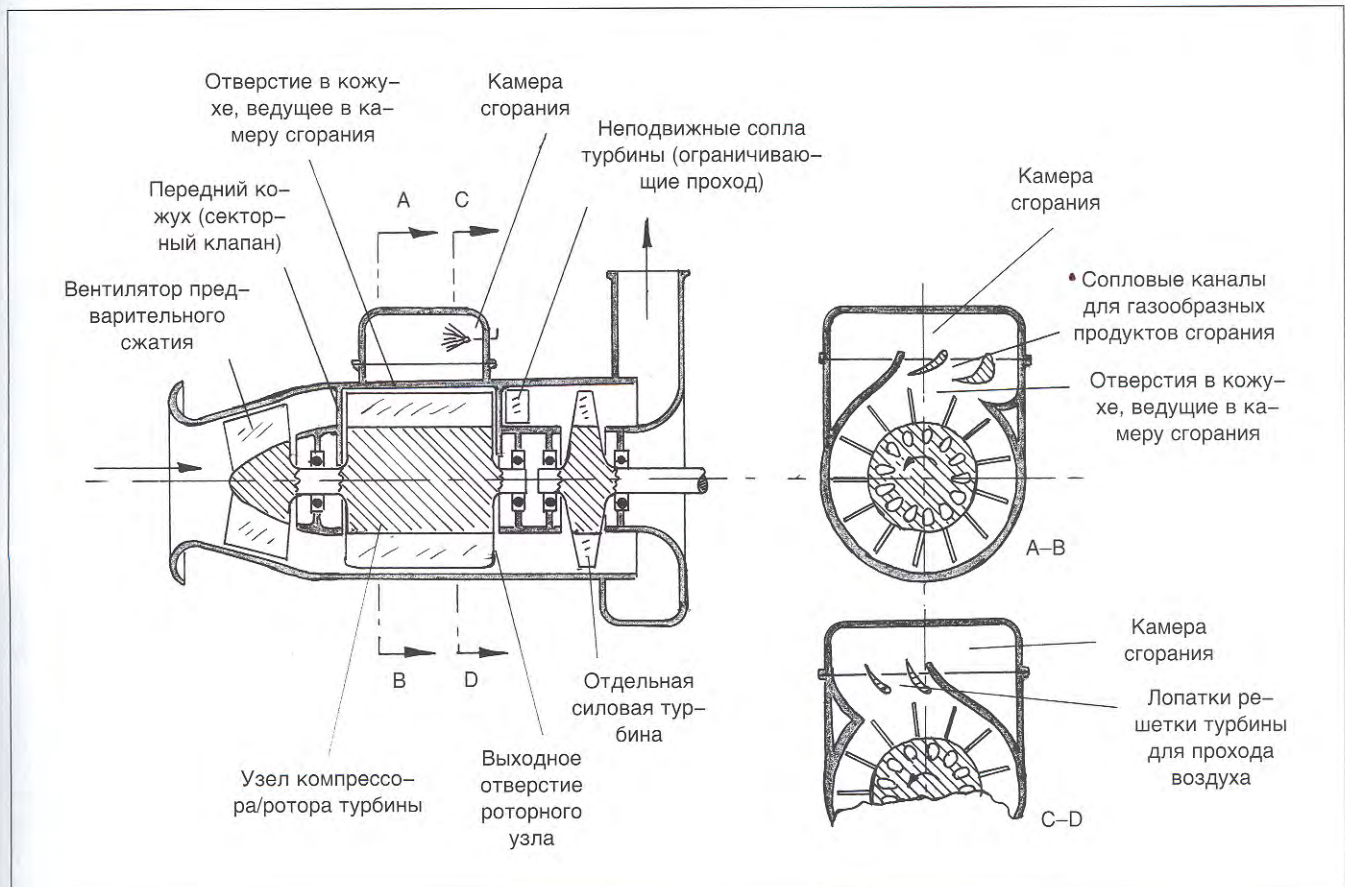


Рис. 2.33. Схема двигателя «Тутлинген»



## Заключение

Несмотря на то, что фирма Ernst Heinkel AG, Heinkel, а позднее Heinkel-Hirth приступила к осуществлению программы разработки турбореактивного двигателя на раннем этапе (с 1936 года), эта программа закончилась неудачно, так как после десяти лет работы ни один двигатель не был запущен в производство. Причины такого положения дел из-за того, что фирма была первой на пути исследований двигателя, можно легко определить. В большинстве случаев слишком мало специалистов по двигателям были привлечены к этой работе и их усилия были направлены на разработку большого количества проектов. Эта ситуация изменилась в 1942 году, когда была получена директива о необходимости сконцентрировать все усилия на разработке одного турбореактивного двигателя — 109-011. Другим недостатком явилось то, что фирма Heinkel-Hirth в большой степени специализировалась в области исследований, а не в области разработки двигателя вплоть до этапа производства, а конфигурация, выбранная для двигателя 109-011, оказалась очень сложной. Хотя к концу войны этот двигатель являлся самым мощным турбореактивным двигателем в Германии и был готов к запуску в производство, он отнюдь не был полностью разработан. В соответствии с официальным запросом фирма BMW рассмотрела вопросы предоставления технической помощи фирме Heinkel-Hirth в производстве ее экспериментального двигателя 109-011 и обсудила эти вопросы на совещании, проведенном в период с 15 по 19 февраля 1945 года. Затем фирма BMW была приглашена для участия в конференции, состоявшейся в марте, с тем, чтобы высказать свое мнение о проекте 109-011. На этой конференции встретились фон Охайн и Шмидт из фирмы Heinkel-Hirth с Ольстрихом, Биефангом и Хагеном из фирмы BMW. Была показана кинолента о двигателе после его восьмичасового испытания, причем камера сгорания после испытаний находилась в очень плохом состоянии. У специалистов сформировалось мнение о плохой термодинамике между компрессором и турбиной, а сам двигатель 109-011 не произвел особого впечатления на персонал фирмы BMW, и поэтому фирма Heinkel-Hirth оказалась в трудном положении. Эта история могла бы закончиться совсем по-другому, если бы официальные органы позволили Хейнкелю завершить разработку перспективного турбореактивного двигателя HeS 30 или 109-006.

После окончания войны огромное количество документации было предоставлено конструкторам для исследований. Фон Охайн, Хартенштейн, Тетцлофф (технолог) и большое количество других сотрудников фирмы Heinkel-Hirth, связанной с разработкой турбореактивного двигателя, находились под арестом в Кольберморе. Большинство инженеров вскоре нашли работу за границей.

Так, например, доктор фон Охайн и доктор Бентеле какое-то время работали в США в фирме Curtiss-Wright

Corporation. Именно американцы проявили основную заинтересованность в работах фирмы Heinkel-Hirth над турбореактивным двигателем. Под покровительством ВМС США были заказаны шесть образцов турбореактивного двигателя 109-011 A-0. На заводе в Кольберморе уже имелись детали для десяти двигателей, и окончательная сборка была осуществлена в конце 1945 года на заводе в Штутгарте/Цуффенхаузене. Один из этих двигателей был доставлен в Англию, в Фарнборо, для Национального общества газовых турбин. Что касается остальных двигателей, то некоторые из них были подвергнуты испытаниям в районе Кольбермора, а некоторые были доставлены в США для летных испытаний. Говорили, что испытания этих двигателей не гарантировали продолжения разработки, тогда как разработка турбореактивных двигателей приобрела очень динамичный характер в США и во всех других странах. Кроме того, началась политическая игра, когда в советской прессе был поднят большой шум, связанный с приоритетом и явной поддержкой, которую ВМС США оказали разработке немецкого турбореактивного двигателя. Поэтому вся программа была очень быстро свернута, а сотрудничество прекратилось в 1946 году. По информации из источников видно, что Эрнст Хейнкель решил испытать судьбу, когда попытался продать двигатель 109-011 правительству Египта. Другими двигателями, заинтересовавшими ВМС США, были турбореактивный двигатель 109-006 и двигатель «Тутлинген», но этот интерес вскоре был потерян. Два законсервированных образца турбореактивного двигателя 109-011 — это все, что осталось от разработок фирмы Heinkel-Hirth в области турбореактивных двигателей.

Начиная с 1951 года, на основе контрактов, подписанных между правительством Испании и некоторыми немецкими фирмами, при Национальном институте промышленности была сформирована группа немецких и испанских инженеров с целью доведения турбореактивного двигателя 109-011 до статической тяги 2500 кг на первом этапе и последующего запуска двигателя в производство. В 1956 году были изготовлены три образца этого двигателя, но, к сожалению, постоянно возникавшие технические трудности и отсутствие необходимых станков привели к прекращению программы приблизительно в том же году.

Общее мнение специалистов состояло в том, что разработки турбореактивных двигателей фирм BMW и Junkers в техническом плане обогнали разработки фирмы Heinkel. Двигатели Хейнкель ранней модификации в большей степени зависели от использования жаропрочной стали, что в условиях, когда в Германии наблюдался дефицит таких металлов, стало совершенно неприемлемым фактором в ходе войны. Поэтому фирма Heinkel позднее других начала разработку более экономичных узлов с внутренним охлаждением, которая в итоге была доведена до совершенства другими фирмами:



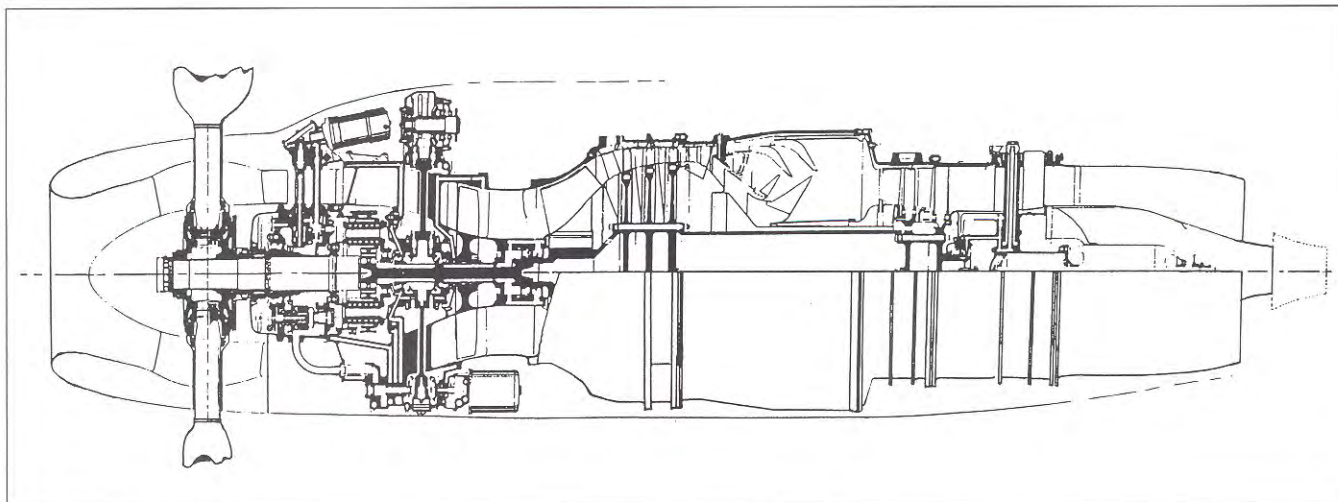


Рис. 2.34. Турбореактивный двигатель 109-021 (PTL), спроектированный фирмой Heinkel-Hirth

Этот пример показывает то, в чем фирма Heinkel-Hirth отставала от других фирм, но совершенно ясно, что больших результатов можно было бы добиться при проведении необходимого количества испытаний турбореактивного двигателя 109-011 A-0 для определения тех узлов двигателя, которые нуждаются в дальнейшей модернизации.

Оставляя в стороне все другие соображения, отметим: вера разработчиков в то, что исследования принесут плоды, прошла проверку временем; в памяти, в частности, останется первый в мире полет турбореактивного самолета He 178 с одним турбореактивным двигателем HeS 3b, причем самолет и двигатель были сконструированы и изготовлены одной и той же фирмой. Более того, новые изобретения фон Охайна — ученика Эрнста Хейнкеля — стали побудительным мотивом перехода к программе создания турбореактивного двигателя.

Интересное замечание было сделано талантливым конструктором Гельмутом Шельпом, который являлся инициатором национальной программы по разработке авиационных двигателей, когда его в 1945 году перевезли в Англию и провели с ним интервью. Он сказал: «Сразу после окончания войны англичане перевезли меня самолетом в Лондон для проведения допроса. Они поселили меня в обычном многоквартирном доме и разрешили мне самостоятельно гулять по Лондону. Я только должен был сообщать о своем местонахождении каждые 24 часа и быть в установленных местах и в установленное время для бесед с британскими должностными лицами. Ко мне относились довольно лояльно. Однажды, гуляя по Лондону, я заметил изображение самолета с турбореактивным двигателем Уиттла. Я подумал, что это был самолет Глостер E28 — первый в мире британский самолет. Под ним стояла надпись «Это — первый реактивный самолет в мире, совершивший полет». Когда я встретился с лордом Бэнксом\*, я начал подтрунивать над ним по этому поводу. Я сказал: «Вы знаете, что это неправда». Я сказал ему,

что он наверняка знал о том, что Охайн и Хейнкель были первыми, кто совершил полет на турбореактивном самолете еще 27 августа 1939 года, и, черт возьми, я знал, что это была правда, потому что я сам был свидетелем этого. Он ответил: «Я полагаю, что мы «проморгали» этот факт».

Я не знаю, что можно было сделать в этой связи в то время, поскольку и в наши дни аналогичные ситуации нередко возникают в жизни. Точно такая же история произошла с двигателем. В течение многих лет можно было слышать один и тот же вопрос: «Кто первый создал турбореактивный двигатель — англичане или немцы?» Первенство — это вопрос национальной гордости. Тем не менее, после того, как доктор фон Охайн в январе 1966 года получил премию Американского института аэронавтики и космонавтики имени Годдарда, он впервые встретился с основоположником создания британского турбореактивного двигателя сэром Фрэнком Уиттли. При обсуждении вопроса о первой демонстрации турбореактивного двигателя HeS 1, Уиттли сказал с улыбкой: «Значит, вы опередили меня, продемонстрировав работу двигателя до того, как это сделал я». Однако фон Охайн не согласился с ним и заявил, что его простая модель, изготовленная из листового металла, не может сравниться с первым двигателем Уиттли, который был доведен до технического совершенства, в котором уже тогда была решена проблема сгорания жидкого топлива.

В начале 1960-х годов фон Охайн работал в США в качестве директора лаборатории аэронавигационных исследований ВВС США, а когда позднее и Уиттли обосновался в США, они оба стали большими друзьями. Среди огромного количества премий, полученных ими, была премия за технологию имени Чарльза Дрейпера, которую они получили вместе в 1992 году. Уиттли умер в августе 1996 года, а фон Охайн — в 1998 году.

\* Шельп ссылается на командующего авиацией Ф. Р. Бэнкса.



## Фирма "Junkers Flugzeug- und Motorenwerke AG"

Структура и персонал фирмы Junkers, занимавшейся разработкой турбореактивных двигателей в Дессау — Эволюция двигателя 109-004 А (TL) — Двигатель 109-004 В-0 (TL) — Описание двигателя 109-004 В-1 (TL) — Двигатели 109-004 В-2 и В-3 (TL) — Полые лопатки турбины конструкции Прима и Веллнера — Двигатель 109-004 В-4 (TL) — Производство двигателей 109-004 В-1 (TL) и 109-004 В-4 (TL) — Испытания двигателей серии 109-004 — Практическое применение двигателей 109-004 В — Двигатель 109-004 С (TL) — Двигатель 109-004 D-4 (TL) — Двигатель 109-004 Е (TLS) — Двигатель 109-004 F — Двигатель 109-004 G (TL) — Двигатель 109-004 H (TL) — Двигатель 109-012 (TL) — Двигатель 109-022 (PTL) — Первоначальная разведывательная информация, полученная союзниками о турбореактивных двигателях Юнкерс — Заключение

В течение всей Второй мировой войны фирма Junkers Flugzeug- und Motorenwerke AG являлась крупнейшим в Германии производителем авиационной техники и оборудования. Фирма была образована 15 июля 1936 года после слияния Junkers Flugzeugwerk AG и Junkers Motorenbau GmbH, что позволило объединить самолетостроительные и двигателестроительные отделения фирмы Junkers. Основатель фирмы Гуго Юнкерс в 1897 году стал профессором термодинамики в высшей технической школе Ахена. В 1913 году он основал двигателестроительную фирму Junkers Motorenbau в Магдебурге (неподалеку от Дессау) и в 1918 году — самолетостроительную фирму Junkers Flugzeugwerk. Следует, однако, отметить, что авиацией он начал активно интересоваться задолго до этого. Первоначально, в области двигателестроения, профессор Юнкерс занимался в основном разработкой стационарного двухпоршневого двигателя с противоположно двигающимися поршнями. Впоследствии этот двигатель дорабатывался для установки на грузовых автомобилях и самолетах, а затем — для применения в качестве свободнопоршневого дизеля-компрессора без коленчатого вала и шатунов, продемонстрировавшего исключительную надежность в работе. (Над аналогичными двигателями работал Рауль П. Пескара, которому принадлежит один из первых патентов в данной области, полученных во Франции и Швейцарии. Один из его патентов, № 509,758, полученный в октябре 1930 года, был выдан на конструкцию газовой турбины с замкнутым циклом и свободнопоршневым компрессором.) Свободнопоршневой индукторный двигатель Юнкерса был запатентован как турбокомпрессор в апреле 1936 года. Этот патент № 629,222 был оформлен на имя Терезы Юнкерс. Аппаратура управления для этого турбокомпрессора была запатентована в мае 1938 года за № 709,066 на имя Франца Нойгебауэра, работавшего в научно-исследовательском отделе фирмы вместе с профессором Юнкерсом.

Однако еще до 1935 года фирма Junkers Motorenbau приступила к работам над применением свободнопоршневого турбокомпрессора для приведения в действие турбины, от которой осуществлялся привод воздушного винта. Это и было первое предложение Юнкерса об использовании газовой турбины в качестве источника мощности для самолета. Прочие исследования, характеризовавшиеся более близким к современному подхо-

дом, осуществлялись приблизительно в тот же период времени. Они проводились с целью создания турбовинтовых двигателей со сгоранием при постоянном давлении. Однако от такого рода проектов отказались, поскольку они, по мнению разработчиков, предполагали слишком значительный расход топлива.

Хотя Гуго Юнкерс и оставался наиболее способным инженером фирмы, имевшим на своем счету большое количество научных открытий как в технике, так и в бизнесе, он придерживался антифашистских настроений и отказался сотрудничать с нацистским режимом. Вследствие этого в 1933 году его вынудили фактически отстраниться от руководства своими фирмами и покинуть Дессау. Он перебрался в Мюнхен, где продолжил свои работы над свободнопоршневым двигателем и умер в феврале 1935 года, в возрасте 76 лет. В течение непродолжительного времени пост своего отца занимал Клаус Юнкерс, однако он слабо разбирался в самолетах и двигателях. Вскоре его сменил новый генеральный директор фирмы, доктор Коппенберг.

Несмотря на слияние в составе единой фирмы Junkers в 1936 году, двигателестроительное (зачастую называемое Jumo) и самолетостроительное (JFA) отделения фирмы в течение некоторого времени продолжали работать над собственными проектами практически независимо друг от друга, не обмениваясь идеями. Так, доктор Ансельм Франц из двигателестроительного отделения работал главным образом над созданием конструкций поршневых двигателей, которые обеспечивали бы большую мощность реактивной тяги (при уменьшении передачи мощности на вал воздушного винта), в то время как Герберт Вагнер из самолетостроительного отделения проявлял интерес к иным, не поршневого типа, авиационным двигателям.

В 1936 году Герберт Вагнер, руководитель самолетостроительного отделения, обосновал свое предположение относительно того, что более чем эффективной альтернативой поршневому может стать турбовинтовой двигатель (PTL). В результате до наступления 1938 года в Магдебурге уже были созданы специальные исследовательские учреждения соответствующего профиля, причем совершенно независимо от головного двигателестроительного предприятия Jumo в Дессау. Именно в Магдебурге Макс Адольф Мюллер приступил к исследованиям и разработкам в области турбовинтовых дви-



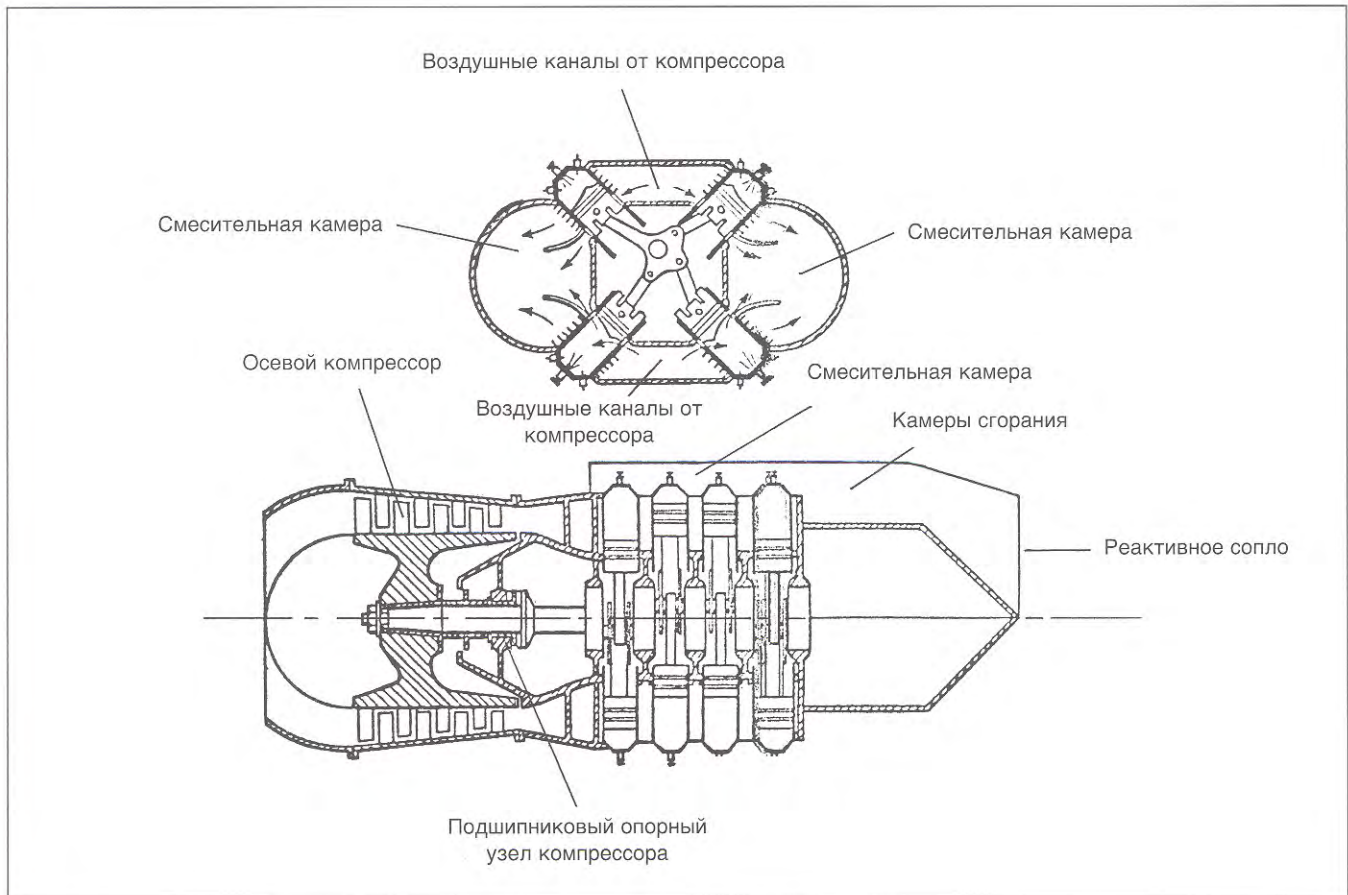


Рис. 2.35. Одна из ранних схем двигателя MLS фирмы Junkers (Дж. Дж. Смит)

гателей, в чем ему помогала группа, включавшая в себя более 30 инженеров-конструкторов и чертежников. По мере расширения проводимых работ исследования распространились на турбореактивные двигатели (ТР), двухконтурные двигатели с поршневым приводом (MLS) и целый ряд других конструкций. Одна из таких ранних конструкций представлена на рис. 2.35. Данный проект предполагал использование многорядного Х-образного двухтактного поршневого двигателя с приводом осевого компрессора. Воздух от компрессора по каналам, предусмотренным в верхней и нижней частях двигателя, проходил между цилиндрами и поступал в смесительные камеры, располагающиеся с обеих сторон двигателя. Воздух, находящийся в смесительных камерах, уже частично подогретый при прохождении между цилиндрами, затем дополнительно подогревался выхлопными газами, выталкиваемыми поршнями из цилиндров, после чего смесь, полученная в каждой из камер, поступала назад, в направлении двух реактивных сопел. Перед каждым из реактивных сопел располагалась камера сгорания, в которой с целью получения дополнительной тяги могло сжигаться добавляемое в смесь топливо.

В течение 1938 года был построен опытный образец турбореактивного двигателя с осевым компрессором,

который, однако, лишь попытались раскрутить хотя бы до пониженной частоты вращения с использованием внешнего источника подачи сжатого воздуха. Работы над этим двигателем, сколь упорно, столь и безуспешно, продолжались и в первые месяцы 1939 года. В этот период шла отработка конструкции турбовинтового двигателя, а также были выполнены из дерева в натуральную величину макеты двухконтурного двигателя с поршневым приводом. Описание дальнейшего развития двигателей Мюллера содержится в главе, посвященной фирме Хейнкель (см. HeS 30, 40, 50 и 60), поскольку летом 1939 года Мюллер и некоторые его сотрудники ушли из Junkers и стали работать на Ernst Heinkel AG. Интересно отметить, что 29 июля 1939 года, т.е. уже после увольнения Мюллера из Junkers, Junkers Flugzeugwerk от его имени подала заявку на патент системы охлаждения ротора турбины.

Инициативные разработки, предпринятые самолетостроительным отделением Junkers, так и не получили государственной поддержки, хотя Вагнер и обратился с соответствующим предложением в Министерство авиации еще летом 1938 года. Как нам уже известно, с точки зрения Ганса Мауха, начальника технического отделения (GL/C3), разработка двигателей не входила в сферу деятельности самолетостроительных фирм,



и он хотел, чтобы все работы над двигателем Мюллера взяло на себя двигателестроительное отделение Junkers. Еще в конце 1938 года Маух и Шельп посетили руководителя двигателестроительного отделения Junkers профессора Отто Мадера, пытаясь уговорить его хотя бы одобрить заключение контракта на проведение исследований в области газотурбинных и реактивных двигателей, но Мадер не выказывал особого энтузиазма относительно разработки принципиально новых типов авиационных силовых установок. Будучи действительно выдающимся специалистом в своей области, он, однако, полагал, что сначала следует в полной мере реализовать все возможности, предоставляемые поршневыми авиационными двигателями. Кроме того, подобно Гуго Юнкерсу, он не отличался особой лояльностью к нацистскому режиму и не слишком стремился к сотрудничеству с руководством Третьего рейха. Однако, в отличие от Юнкерса, ему удалось оставаться на занимаемом посту до самой своей смерти, последовавшей в конце 1943 года. Его сменил доктор Рихард Лихтер, также крупный специалист по поршневым двигателям. Тем не менее, в августе 1938 года была начата реализация контракта на проведение исследований в области авиационных двигательных установок. Проект возглавил доктор Ансельм Франц, австрийский инженер, руководивший работами в области аэродинамики и термодинамики поршневых двигателей, а также разработкой приводных нагнетателей и выхлопных систем для поршневых двигателей.

После общего исследования возможностей реактивного двигателя в начале 1939 года доктор Франц приступил к более целенаправленным исследованиям. Учитывая тот богатый опыт в области свободнопоршневых двигателей, который был уже накоплен фирмой Юнкерс, представляется совершенно естественным, что сначала исследования проводились со свободнопоршневыми реактивными двигателями. Однако вскоре доктор Франц пришел к выводу, что такие двигатели будут обладать слишком низкой удельной мощностью, что практически исключит возможность их применения в авиации. Получив официальное предложение государственных структур рейха относительно того, что двигателестроительному отделению Junkers следует продолжить работу над двигателями Мюллера, приблизительно в мае 1939 года доктор Франц посетил Магдебург и ознакомился с полученными там результатами, после чего пришел к выводу, что ни один из представленных ему двигателей не заслуживает дальнейших затрат на его доводку. Во всяком случае, Мадер, лично посетив Магдебург, счел целесообразным сконцентрировать усилия фирмы на разработке реактивных двигателей только одного типа, что стало причиной его переговоров с Мюллером и способствовало его последующему переходу в фирму Хейнкель.

В конечном счете, Франц предпочел, практически с азов, приступить к разработке турбореактивных двигателей, что имело для Junkers весьма далеко идущие последствия. Летом 1939 года фирма получила от Министерства авиации контракт на разработку двигателя

данного типа. Впоследствии этот двигатель получил обозначение 109-004.

### Структура и персонал фирмы Junkers, занимавшейся разработкой турбореактивных двигателей в Дессау

Работы по разработке турбореактивных двигателей были начаты на двигателестроительном предприятии Jumo в Дессау, при этом штат отдела, руководимого доктором Францем и занимавшегося поршневыми двигателями, был расширен незначительно, по сравнению с 1939 годом. Все строительные работы первоначально осуществлялись в экспериментальных мастерских, специализировавшихся на поршневых двигателях. Хотя Отто Мадер по-прежнему полагал, что все усилия следует направить на дальнейшее совершенствование поршневых двигателей, с тем чтобы не отстать от зарубежных достижений в этой области, с 1940 года в составе фирмы появились и начали развиваться отдельные структуры с расширенным штатом, специализировавшиеся исключительно на реактивных двигателях.

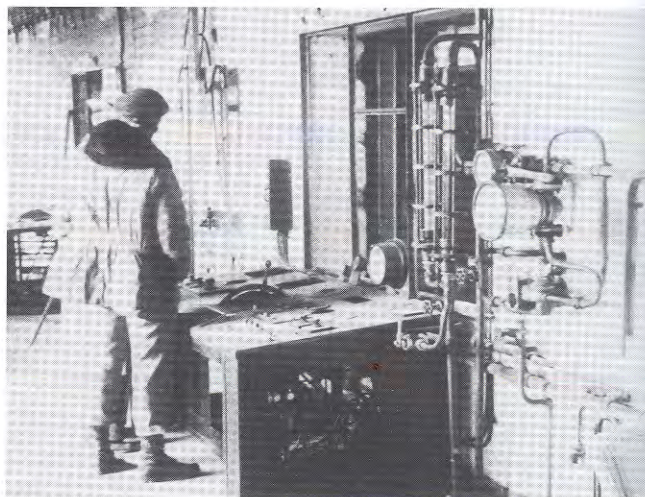


Рис. 2.36. Щит управления одной из камер для испытания турбореактивных двигателей 109-004 фирмы Junkers, предположительно в Дессау (Рихард Т. Эгер)

Сначала была построена первая установка для проведения высотных испытаний с двумя одинаковыми камерами для испытаний двигателей, а затем, в 1942 году, вторая, более крупная, которая могла работать параллельно с первой. Если были задействованы обе установки, то они могли подавать до 7,5 кг воздуха в секунду с характеристиками, эквивалентными высоте 10000 м над уровнем моря, что было достаточным для обеспечения массового расхода воздуха, необходимого турбореактивным двигателям модели 109-004. Совокупная мощность установок в 6500 л.с. позволяла поддерживать температуру и давление, по критериям Международной комиссии по воздушным сообщениям (ICAN), соответствующие высоте до 13000 м. Воздух,



подаваемый в испытательные камеры, охлаждался турбоохладителем и осушался хлоридом кальция. Охлаждение отработанных газов, поступающих от испытываемых двигателей, осуществлялось распылителями воды и теплообменниками, смонтированными в стояках водяного охлаждения. Пусть камеры, которые Junkers использовал для проведения полномасштабных высотных испытаний, не шли ни в какое сравнение со значительно более совершенными высотными камерами, установленными BMW в Обервейсенфельде, однако они являлись важным звеном для проведения исследований и дополнительных продолжительных «летных» испытаний на земле.

На каждом из стендов для испытания камер сгорания могла одновременно испытываться только одна трубчатая камера сгорания. Работу пары таких испытательных стендов обеспечивал общий компрессор мощностью 1800 л.с., который подавал к каждому из стендов сжатый воздух под давлением 4 атмосферы при расходе 3,5 кг/с. Затем был оборудован еще один стенд для проведения высотных испытаний камер сгорания. На этом стенде обеспечивался отвод горячих отработанных газов из камеры сгорания, которая свободно устанавливалась в резиновых крепежных приспособлениях, благодаря чему по величине ее смещения можно было измерять силу тяги.

К началу 1943 года количество персонала, малочисленного на начальном этапе и работавшего в Дессау над турбореактивными двигателями, возросло примерно до 500 инженеров, конструкторов, ученых и техников. После смерти в 1943 году доктора Мадера техническим директором предприятия стал доктор Р. Лихтер, в то время как доктор Франц в качестве главного инженера осуществлял руководство всеми работами двигателей, проводившимися фирмой. Ниже приводятся лица, внесшие наиболее заметный вклад в разработку турбореактивных двигателей.

Научное звание и фамилия	Должность или сфера деятельности
Доктор Дехер	Главный технолог
Доктор Штайн	Главный конструктор
Доктор Бек	Ведущий инженер-конструктор по турбинам
Доктор Аденштадт	Исследования в области металлургии
Доктор Батес	Исследования в области аэродинамики, в частности, компрессоров Экспериментальные испытания. Камеры исследования, связанные с форсунками и турбинами
Доктор Хаген	
Доктор Т. Т. Шмидт	
Инженер Г. Тимм	Инженер по испытаниям

Следует отметить, что лишь немногие сотрудники, работавшие над турбореактивными двигателями в Магдебурге, продолжили свою деятельность в фирме Junkers под руководством доктора Франца. Из наиболее крупных и заметных специалистов можно назвать, пожалуй, лишь доктора Генриха Аденштадта.

## Эволюция двигателя 109-004 А (ТЛ)

Государственные структуры предоставили фирме Junkers практически полную свободу во всем, что касалось конструкции нового турбореактивного двигателя. Единственное требование состояло в том, что этот двигатель должен был развивать на уровне моря тягу в 600 кг при скорости 900 км/ч, что соответствовало статической тяге на уровне моря порядка 680 кг. (Министерство авиации Германии определило для измерения тяги реактивного двигателя скорость в 900 км/ч на уровне моря исключительно для установки единых критериев оценки характеристик всех двигателей данного типа, а вовсе не для обозначения фактической максимальной скорости. Следует отметить, что многие данные по величине тяги, приведенные в предыдущей главе для двигателей фирмы «Хейнкель», основываются не на официально установленных критериях, а рассчитаны с использованием ранних методик, практиковавшихся именно в этой фирме.) Указав, таким образом, желаемую величину тяги, Министерство выдвинуло еще одно очень существенное требование — двигатель модели 109-004 должен был быть разработан и запущен в производство как можно быстрее, пусть и в ущерб некоторым его эксплуатационным показателям, повышения которых предполагалось добиваться уже по ходу производства.

При выборе основных конструктивных особенностей будущего двигателя решено было остановиться на осевом компрессоре (вместо центробежного, уже знакомого по разработке турбоагрегатов фирмы Junkers), что позволяло воспользоваться преимуществами, которые обеспечивало более прямое прохождение потока нагнетаемого воздуха сквозь двигатель, а также создать двигатель с меньшей лобовой площадью. Конструкцию лопаток компрессора разрабатывал Экспериментальный аэродинамический институт (AVA) в Геттингене, а одноступенчатую турбину привода компрессора создавал, в основном, профессор Крафт из фирмы AEG (Allgemeine Elektrizitäts Gesellschaft — Всеобщая электрическая фирма), Берлин. Для сжигания топливно-воздушной смеси решено было использовать несколько отдельных трубчатых камер сгорания, а не единые кольцевые камеры сгорания, которым отдавалось предпочтение ранее. В основном это было обусловлено предположением, что такие камеры могут быстрее будут разработаны и доведены, поскольку отдельно взятые трубчатые камеры сгорания было проще испытывать и модифицировать.

Для получения первоначальных данных по первому варианту конструкции двигателя было решено сконструировать, выполнить и испытать его уменьшенную модель в масштабе, обеспечивающем потребление мощности компрессором в пределах всего 400 л.с. при частоте вращения порядка 30000 об/мин или несколько выше, а также позволяющем использовать уже имеющееся испытательное оборудование. Такая модель была изготовлена в конце 1939 года, однако из-за малых размеров в ней не обеспечивалось адекватное сгорание топливно-



воздушной смеси, вследствие чего вибрация, сопровождавшая работу двигателя, была слишком высокой. Затем были выполнены испытания только отдельно взятого компрессора, который, однако, разрушился при высокой частоте вращения в ходе одного из испытаний. Неудача с уменьшенной моделью, а также еще более настоятельная, в связи с началом Второй мировой войны, потребность в ускорении работ обусловили принятие решения о проведении всех исследований и испытаний на двигателях, выполненных в натуральную величину. Работы на таком двигателе, получившем обозначение 109-004 А, были начаты в декабре 1939 года.

Двигатель 109-004 А был оборудован восьмиступенчатым осевым компрессором, шестью отдельными камерами сгорания и одноступенчатой турбиной. Данную модель изначально предполагалось ускоренно разрабатывать только до получения опытного образца с приемлемыми эксплуатационными показателями, поскольку в ней использовались цельные лопатки турбины, выполненные из специальной жаростойкой стали, дефицит которой заранее предполагался, вследствие чего ее следовало всячески экономить. Соответственно для будущих, уже серийных, двигателей одновременно разрабатывались охлаждаемые воздухом полые лопатки турбины. Первый испытательный прогон прототипа двигателя 109-004 А, но еще без реактивного сопла, состоялся 11 октября 1940 года, а в конце января 1941 года уже была получена тяга в 430 кг при 9000 об/мин. Однако испытания в целом нельзя было признать успешными, поскольку двигатель едва не разрушился полностью вследствие слишком сильной вибрации некоторых лопаток статора компрессора. К решению данной проблемы был привлечен доктор Макс Бентеле, известный специалист по вибрации лопаток. Он изменил конструкцию лопаток статора, которые первоначально заделывались одним внешним концом. Кроме того, их стали теперь изготавливать не из алюминиевого сплава, а из стали. После шести месяцев напряженной работы и испытаний, проведенных со следующими прототипами двигателя, проблеме вибрации удалось частично решить. Благодаря этому 6 августа 1941 года в ходе одного из испытаний удалось достичь проектной тяги в 600 кг, хотя введенные в конструкцию двигателя изменения обеспечили лишь незначительное увеличение срока его службы. Одно время рассматривался вопрос об использовании осевого компрессора с лопатками статора, вращающимися в противоположном направлении, однако в этом случае общий диаметр двигателя оказался неприемлемо большим для применения в авиации. Кроме того, и с двигателем стандартной конструкции было связано множество иных проблем, настоятельно нуждавшихся в решении, вследствие чего схема с компрессором противоположного вращения особенно углубленно не изучалась.

15 марта 1942 года двигатель 109-004 А был впервые испытан в полете, с использованием поршневого Мессершмитта Bf 110, и уже вскоре два таких турбореактивных двигателя были отправлены для установки на прототип истребителя Мессершмитт Me 262. Ранее, в 1941

году, уже предпринимались не имевшие успеха попытки поднять в воздух Me 262 V1 (PC+UA) с двумя турбореактивными двигателями Хейнкель HeS 8 (модель 109-001), а затем с двумя турбореактивными двигателями BMW 109-003. Таким образом, первый полет на полностью реактивной тяге был выполнен прототипом Me 262 V3 (PC+UC) 18 июля 1942 года, оснащенным турбореактивными двигателями модели 109-004 А-0 с номинальной статической тягой по 840 кг (1848 фунтов) каждый (см. рис. 2.38). К этому времени эти двигатели уже находились в опытном производстве. Всего, в конечном счете, было изготовлено около тридцати двигателей данной модели, два из них 2 октября 1942 года были установлены на Me 262 V2 (PC+UB), а с остальными образцами фирма Junkers проводила интенсивные испытания и исследования. На испытательном стенде прототипу V5 модели 109-004 А удалось развить тягу в 1000 кг, однако лишь в течение непродолжительного времени, при работе с недопустимым перегревом. Усредненные же данные по данной модели приведены ниже.

Тяга — 840 кг, статическая  
Частота вращения ротора — 9000 об/мин  
Вес — 850 кг  
Удельный расход топлива — 1,4 кг/ч  
Удельный вес — 1,01  
Диаметр — 0,960 м  
Длина — 3,80 м

### Двигатель 109-004 В-0 (TL)

Накопив некоторый опыт в ходе работ над моделью 109-004 А, фирма Junkers приступила к конструированию серийной модели двигателя 109-004 В. На раннем этапе были сразу изготовлены некоторые крупные конструкционные элементы, поскольку предполагалось, что они не будут существенно отличаться от аналогичных частей опытных двигателей серии А. Решение относительно общей компоновки модели 109-004 В было принято в декабре 1941 года, а детальная разработка конструкции была завершена к октябрю 1942 года. Первые пробные запуски на испытательном стенде датируются декабрем 1942 года, и в январе 1943 года первые опытные образцы двигателя 109-004 В-0 были уже готовы к отправке. Основные отличия двигателей серии В-0 от серии А были обусловлены интересами массового серийного производства и включали в себя:

- 1) Компрессор усовершенствованной конструкции с раздельными дисками ротора.
- 2) Замена литых листовым металлом везде, где это возможно.
- 3) Снижение более чем вдвое весового количества стратегических материалов, использовавшихся в модели 004 А (хотя лопатки турбины все еще оставались цельными).
- 4) Усовершенствованный вход воздухозаборника.

Модель 109-004 В-0 еще не вполне удовлетворяла всем требованиям, однако незначительное количество таких двигателей все же было построено для установки на



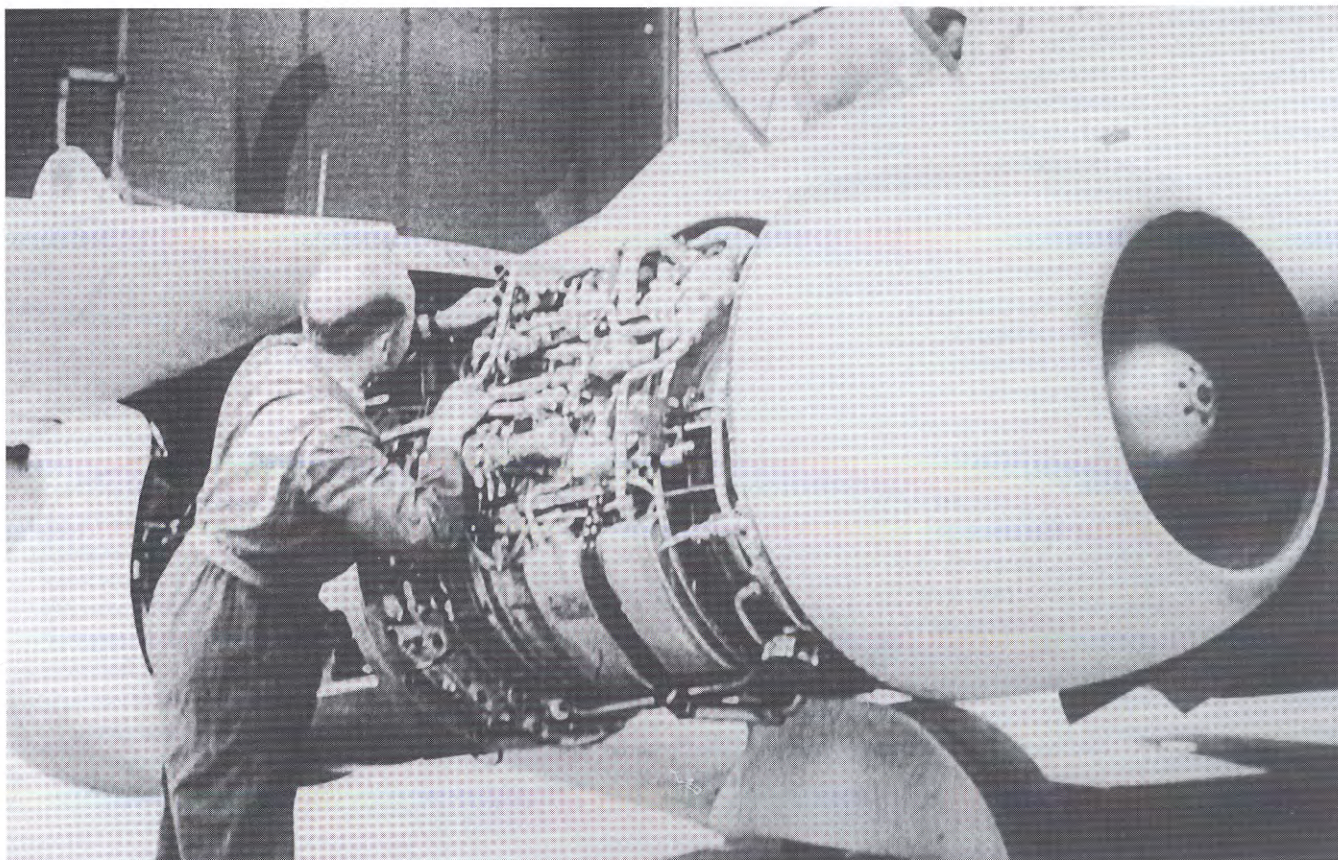


Рис. 2.37. Техник выполняет работы на турбореактивном двигателе Юнкерс 109-004 А4, установленном на самолете Мессершмитт Ме 262 V3 (PC+UC). Обратите внимание на отсутствие вытяжного кольца во входном обтекателе пускового двигателя. Данный вариант исполнения двигателя 15 марта 1942 года прошел первое полетное испытание с установкой под самолетом Мессершмитт Bf 110, а уже примерно через 4 месяца был впервые установлен на Ме 262 (V3)

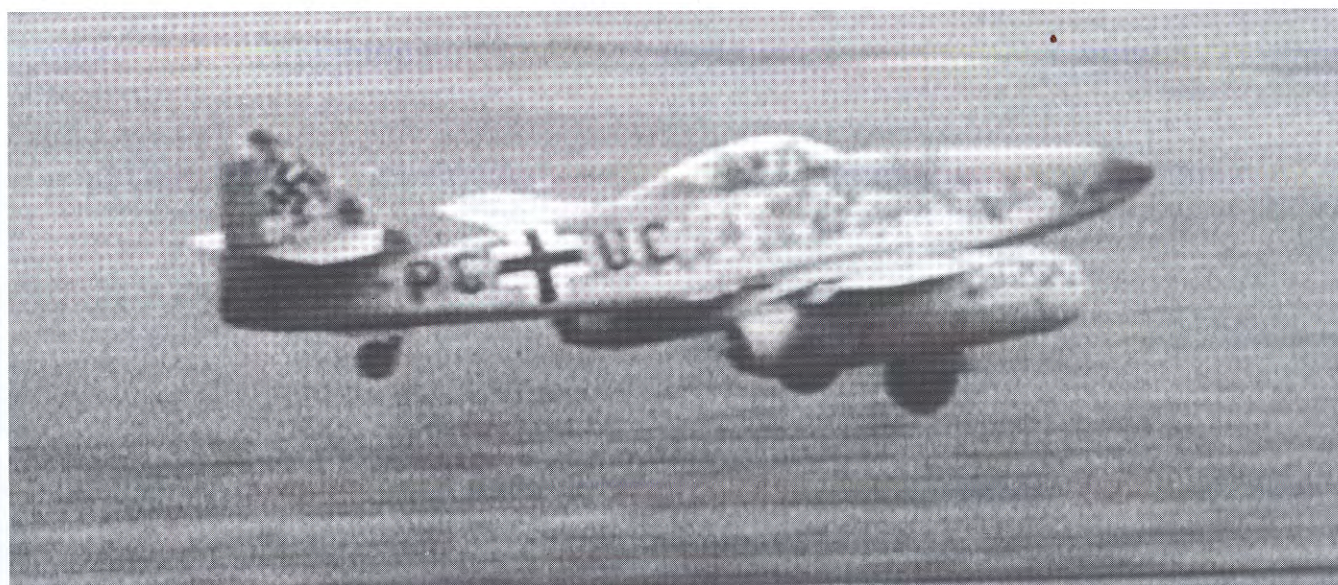


Рис. 2.38. Первый полет на полностью реактивной тяге был совершен на опытном образце самолета Мессершмитт Ме 262 V3 (PC+UC) 18 июля 1942 года в Лейпхайме. На самолет было установлено два двигателя Юнкерс 109-004 А-0. Первые опытные образцы Ме 262 имели шасси с хвостовым колесом, вследствие чего летчик-испытатель Фриц Вендель при взлете по достижении нужной скорости вынужден был задействовать тормоза, чтобы приподнять хвост самолета над поверхностью ВПП



опытных образцах реактивных самолетов. Так, на опытный образец Me 262 V1 (PC+UA), совершивший свой первый полет еще 18 апреля 1941 года с поршневым двигателем, вместо поршневого было установлено два двигателя В-0, и 2 марта 1943 года он полетел уже на полностью реактивной тяге. Аналогичная силовая установка была использована и на опытном образце самолета Me 262 V4 (PC+UD), который взлетел в следующем месяце, а уже 22 апреля этот самолет пилотировал генерал-лейтенант Адольф Галланд в рамках одного из мероприятий, призванных убедить нетехническое руководство Люфтваффе и государственное руководство Третьего рейха в том, что принятие на вооружение реактивных самолетов целесообразно и желательно. У первых опытных образцов истребителя Me 262, в отличие от последующих образцов, имелись хвостовые колесные шасси, вследствие чего реактивный выхлоп двигателей направлялся на взлетную полосу, и в результате этого воздействия из ВПП зачастую выламывались целые куски гудронного покрытия и даже бетона. В апреле 1943 года с двигателями В-0 взлетели опытные образцы самолетов фирмы «Хейнкель» — He 280 V2 (GJ+CA) и V7 (NU+EB), а 15 июня 1943 года впервые поднялся в воздух опытный образец перво-

го в мире реактивного бомбардировщика Арадо Ar 234 V1 (GK+IV), на котором также использовались двигатели серии В-0. К концу 1943 года в воздух поднялись еще два опытных образца этого бомбардировщика с аналогичной силовой установкой. Двигатели 109-004 В-0 имели следующие основные характеристики:

Тяга — 840 кг, статическая  
Частота вращения ротора — 8700 об/мин, приблизительно  
Вес — 730–750 кг  
Удельный расход топлива — 1,4 кг/ч  
Удельный вес — 0,88, приблизительно  
Диаметр — 0,960 м  
Длина — 3,80 м

Из приведенных данных видно, что при сохранении прежних эксплуатационных показателей и размеров двигателя важнейшим достижением для данной серии явилось существенное уменьшение веса (а также количества использованных в конструкции стратегических материалов). Столь значительные весовые допуски объясняются, прежде всего, наличием деталей, полученных литьем в песчаные формы, машинная обработка которых производилась лишь по мере необходимости.



Рис. 2.39. Самолет Me 262 V3 (PC+UC), восстановленный после аварии при взлете, произошедшей 11 августа 1942 года. Летные испытания самолета были возобновлены 20 марта 1943 года. По периметру аэродрома (на заднем плане) располагаются бомбардировщики Хейнкель He 177 Greif (Гриф)



## Двигатель 109-004 В-1 (ТЛ)

Этот двигатель описывается подробнее и с большим количеством иллюстраций, поскольку является типичным и к тому же наиболее массово производившимся представителем турбореактивных двигателей модели 109-004. Дальнейшее совершенствование компрессора и соплового аппарата на входе турбины позволило уменьшить вибрацию и увеличить тягу до 900 кг. Хотя стальные лопатки компрессора и являлись к тому времени уже хорошо испытанным и изученным элементом конструкции, здесь все еще случались поломки, обусловленные резонансными колебаниями в третьем ряду лопаток статора. Поэтому, хотя профессор Энке во всех конструкциях и предпочитал использовать лопатки компрессора с тонким аэродинамическим профилем (т.н. лопатки Геттингена 684), для данной конструкции было признано более целесообразным отдать предпочтение лопаткам тонкого сечения с широкой хордой для первых двух ступеней компрессора и лопаткам сравнительно более толстого сечения с относительно узкой хордой для шести следующих ступеней. Эта мера не решила проблему резонанса, однако обеспечила повышение жесткости лопаток и, соответственно, увеличение сроков их службы. В конструкции двигателей поздних выпусков были внесены и некоторые иные изменения.

Поставки первых серийных двигателей модели 109-004 В-1 относятся к маю или июню 1943 года, и первым самолетом, взлетевшим с такой силовой установкой, стал Me 262 V6 (VI+AA, заводской № 130 001). Эта машина, впервые для данного типа, была оборудована полностью убирающимся шасси с носовым колесом. Первый полет этого самолета состоялся в октябре 1943 года, 26 ноября этот же самолет был продемонстрирован Гитлеру, который задержал реализацию всей программы месяцев на шесть, поскольку категорически настаивал на том, что новый истребитель должен нести бомбовую нагрузку. Следует отметить, что и у двигателей 109-004 В-1, производство которых после этого продолжалось, но невысокими темпами, было немало проблем, связанных, прежде всего, с вибрацией лопаток турбины. Для получения нужных исходных данных Ансельм Франц решил выяснить собственные резонансные частоты лопаток турбины. С этой целью он привлек к работам профессионального музыканта, который, ударяя по каждой из лопаток скрипичным смычком, благодаря музыкальному слуху определял эти частоты. Кроме того, за соответствующими консультациями снова обратились к доктору Макс Бентеле, который пришел к выводу, что проблемы с вибрацией лопаток обусловлены, прежде всего, наличием в двигателе шести камер сгорания, а также трех стоек корпуса реактивных сопловых аппаратов турбины. В начале 1944 года эту проблему наконец удалось решить за счет увеличения конусности лопаток турбины, уменьшения их длины на 1 мм, усовершенствования сопловых аппаратов на входе турбины, а также снижения максимальной частоты вращения с 9000 до 8750 об/мин. К апрелю того же года в дополнение к уже имевшимся 12 опытным образцам было выпущено 13 предсерий-



Рис. 2.40. Предсерийный самолет Мессершмитт Me 262 А-0 во время запуска левого турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1 летчиком-испытателем. С помощью этого варианта двигателя пытались устранить плохое распределение скоростей выхлопных газов

ных истребителей Me 262 А-0 (см. рис. 2.40). Летом первые машины были отправлены в испытательный центр Рехлин. Примерно в это же время сборочные цеха покинули первые бомбардировщики Арадо Ar 234 В-0, некоторые из них также поступили в Рехлин. Хотя уже в самое ближайшее время и реактивные истребители, и бомбардировщики с турбореактивными двигателями 109-004 В-1 были в производстве и на вооружении, решение о безусловной приоритетности реактивных самолетов над обычными винтовыми машинами было принято лишь после того, как ситуация на театрах военных действий сложилась окончательно не в пользу Германии. Краткое описание действий немецких реактивных самолетов в ходе войны содержится в разделе «Практическое применение двигателей 109-004 В».

## Описание двигателя 109-004 В-1

На рис. 2.41 показан двигатель 109-004 В-1 в разрезе. Фотографии, представленные на рис. 2.42, изображают двигатель, снятый с захваченного бомбардировщика Арадо Ar 234. Ниже приводится описание модели 109-004 В-1 (от носового обтекателя до реактивного сопла) — основного турбореактивного двигателя Германии.



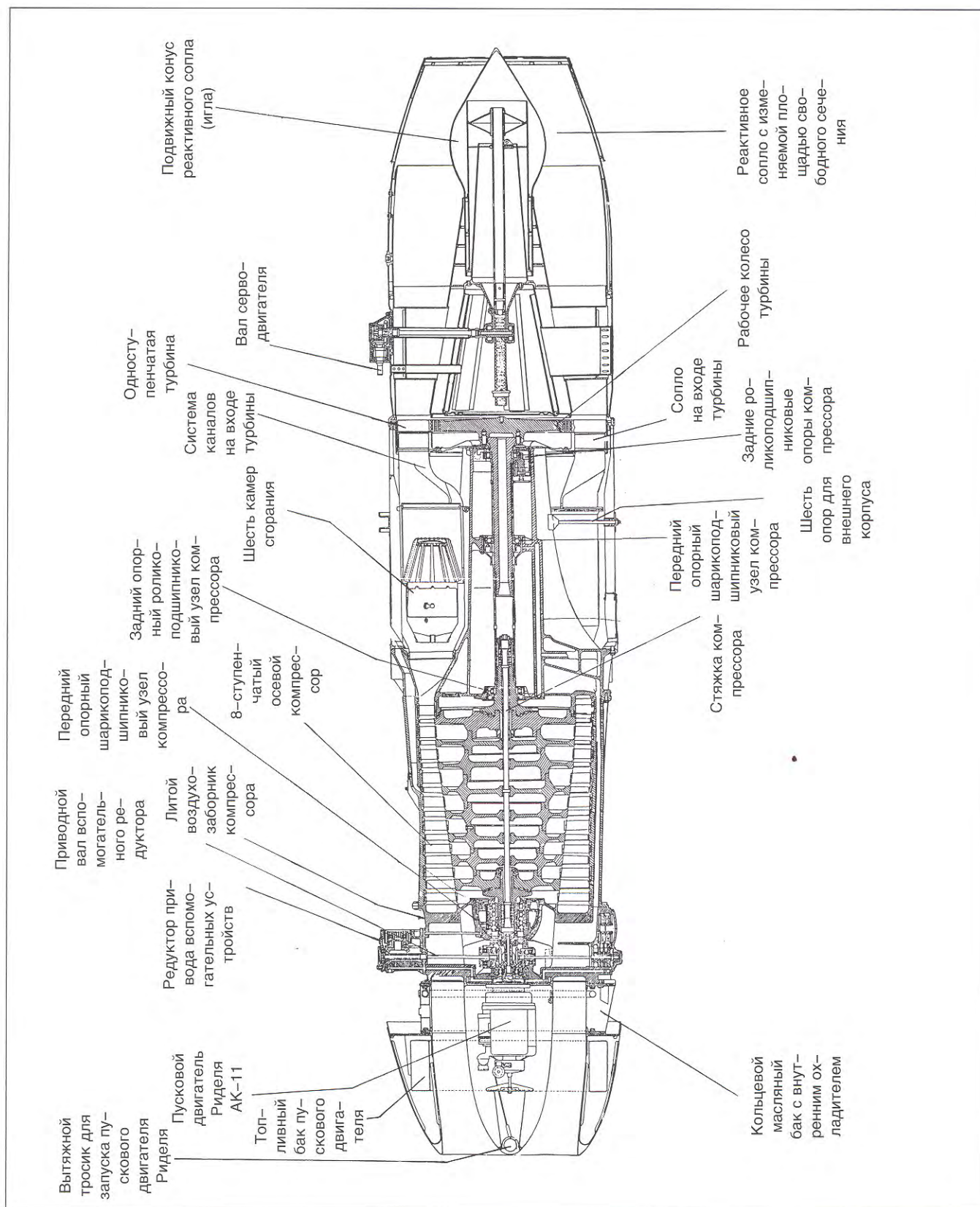


Рис. 2.41. Устройство турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1





Слева:  
Вид сзади двигателя  
с установленными  
кожухами-обтекате-  
лями

В центре:  
Вид справа со сняты-  
ми кожухами-обтека-  
телями

Внизу:  
Вид сверху

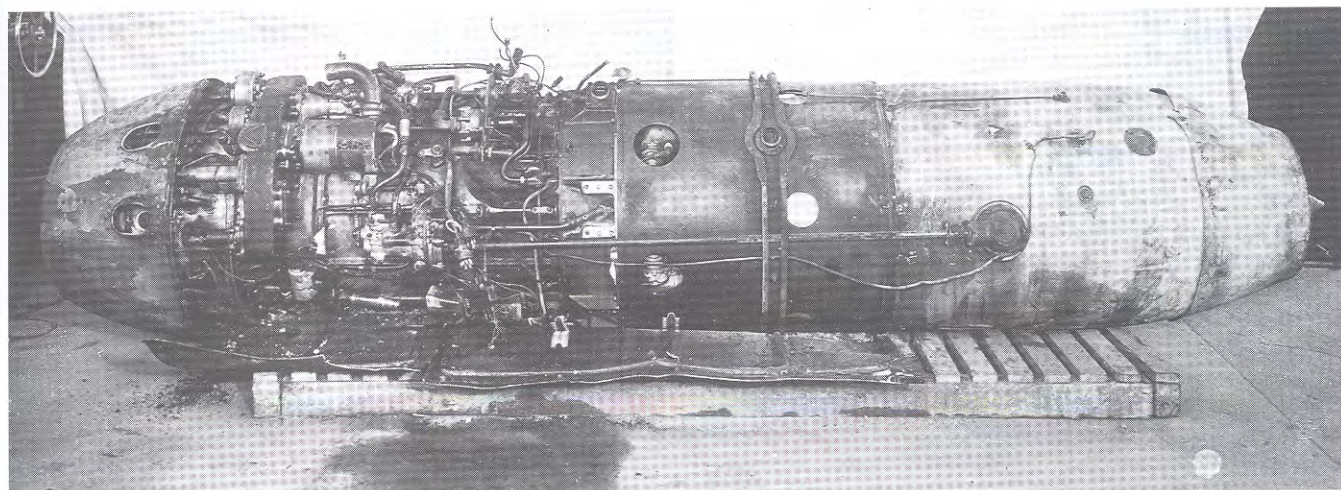
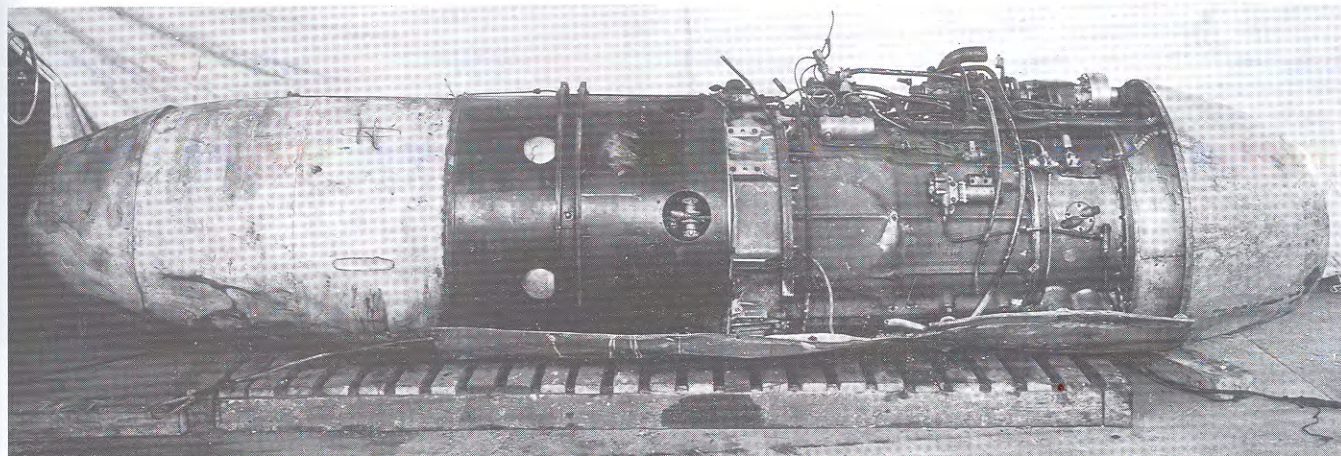


Рис. 2.42. Три вида на один из двух турбореактивных двигателей Юнкерс 109-004 В-1, снятых с захваченного Арадо Ar 234 и достав-  
ленных в апреле 1944 года в Англию для проведения испытаний



### *Носовой обтекатель и литой воздухозаборник*

Носовой обтекатель аэродинамической формы, выполненный из алюминиевого сплава, предназначался для опоры и подгонки под конструкцию самолета аэродинамических обтекателей всего двигателя в целом при его открытом размещении, например, под крылом. Внутри обтекателя располагался кольцевой топливный бак, разделенный на две секции. В верхнюю секцию бака заправлялось 3,5 литра бензино-масляной смеси, на которой работал пусковой двигатель Риделя, а в нижнюю секцию — 17,0 литра бензина для воспламенения топливно-воздушной смеси в турбореактивной части двигателя. После запуска двигатель переключался на подачу основного топлива — J2. За кольцевым топливным баком располагался кольцевой масляный бак емкостью 18,0 литра. Горячее масло подавалось в верхнюю часть бака перед дефлектором, располагавшимся у внутренней поверхности, проходило по этому внутреннему охлаждающему кольцевому каналу и затем поступало в нижнюю, основную секцию бака. Тепловая энергия передавалась от масла на внутреннюю поверхность масляного бака, которая постоянно охлаждалась воздухом, поступающим в двигатель.

Внутри центрального обтекателя двигателя размещался двухтактный пусковой двигатель Риделя, который крепился к внутренней кольцевой части литого воздухозаборника компрессора. Форма носового и центрального обтекателей была подобрана таким образом, чтобы на всем протяжении воздухозаборного канала, вплоть до входного направляющего аппарата, обеспечивалась приблизительно постоянная площадь сечения — 1420 см<sup>2</sup>. Литой воздухозаборник компрессора хорошо виден на рис. 2.43, где показан двигатель, с которого сняты носовой обтекатель, топливный и масляный баки, а также верхняя половина корпуса компрессора. Видны также четыре стойки обтекаемой формы, соединяющие внутреннюю и внешнюю кольцевые части литого воздухозаборника, выполненного из магниевых сплава. Во внутренней кольцевой части располагалась коническая зубчатая передача, обеспечивавшая привод вспомогательных устройств, а также, вслед за ней, передний опорный подшипниковый узел компрессора. Указанный подшипниковый узел включал в себя три однорядных шарикоподшипниковых кольца DKF, установленные в стальных вкладышах и размещенные в полусферическом корпусе, выполненном из легкого сплава. Несколько пружин обеспечивали постоянный контакт этого корпуса с охватывающей полусферой, являвшейся частью литого воздухозаборника. Сферическая конструкция опорного подшипникового узла была признана необходимой для обеспечения его нормальной работы при любых рассогласованиях вала ротора, однако, если судить по имеющимся данным, от этой особенности, по всей вероятности, отказались в двигателях более поздних выпусков. Учитывая ограниченность в пространстве, использовать здесь более простую конструкцию в составе одного самоцентрирующегося шарико- или роликоподшипникового кольца было невозможно вследствие чрезвычайно высоких,

примерно до 2275 кг, осевых нагрузок, которые должен был выдерживать данный узел. Столь значительные нагрузки были обусловлены отсутствием у данного двигателя регулировки осевого усилия. Чтобы обеспечить равномерное распределение осевого усилия на три шарикоподшипниковых кольца, все они в процессе сборки двигателя должны были затягиваться на втулках в точном соответствии с предписанными усилиями.

### *Литая часть компрессора и литая центральная деталь*

Литая часть компрессора, образующая корпус статора компрессора, была выполнена из кремний-алюминиевого сплава. Она состояла из двух половин, которые крепились болтами друг к другу и к задней части литого воздухозаборника компрессора. По фотографиям, на которых двигатель показан целиком, хорошо видно, что именно к внешней стороне корпуса компрессора крепилась большая часть вспомогательного оборудования, кабелей и трубопроводов. На панели, располагающейся в этой части двигателя, размещена большая часть узлов подключения, вводов, выводов и т. п., соединяющих двигатель с самолетом. Сзади, на участке высокого давления, литая часть компрессора крепилась болтами к литой центральной детали, также выполненной из кремний-алюминиевого сплава. Эта литая центральная деталь была самым тяжелым из неразъемных элементов двигателя. Поскольку она являлась основной несущей деталью для всей конструкции в целом, именно здесь располагались три основных точки (узла) крепления двигателя к самолету. На рис. 2.44 показана литая центральная деталь (с одной из камер сгорания), в которую устанавливались также задняя подшипниковая опора компрессора, две подшипниковых опоры турбины, сопла на входе турбины и шесть трубчатых сопел. У переднего конца литой центральной детали воздушный канал, кольцевой на выходе компрессора, распределялся в шесть располагавшихся по кругу входных отверстий, через которые воздух поступал в камеры сгорания. В основаниях ребер литой центральной детали было предусмотрено шесть отверстий во всю длину детали. По пяти из них проходил охлаждающий воздух, а по одному — масло для смазки.

### *Узел камер сгорания и соплового аппарата турбины*

На рис. 2.45 показаны два вида узла камер сгорания и соплового аппарата турбины. Каждая из камер сгорания посредством штифтов фиксировалась своим фланцевым выпускным концом к системе каналов на входе турбины, а ее входной конец упирался в литую центральную деталь. Для компенсации термического расширения каждая из камер сгорания могла свободно скользить по тыльной поверхности литой центральной детали. Чтобы предотвратить чрезмерную утечку воздуха, здесь были предусмотрены резиновые уплотнительные кольца. Систему сопел окружал кожух, выполненный из мягкой стали, достаточной толщины и прочности. В ней были предусмотрены большие отверстия для доступа к топливным форсункам и воспламенителям. Спереди этот кожух крепился болтами к переднему концу литой центральной детали, а сзади, также болтами — к флан-



цам системы каналов на входе турбины, кольцевому узлу соплового аппарата турбины и выхлопной патрубке — причем последний поддерживает всю систему выхлопа в целом. Дополнительная опора для основной, внешней оболочки обеспечивается вблизи ее середины шестью длинными болтами, которые крепятся к перегородкам литой центральной детали. Один из этих болтов проходит и через заднюю точку (узел) крепления двигателя к самолету. Необходимая жесткость внешней оболочки обеспечивалась за счет крепления к ней шести

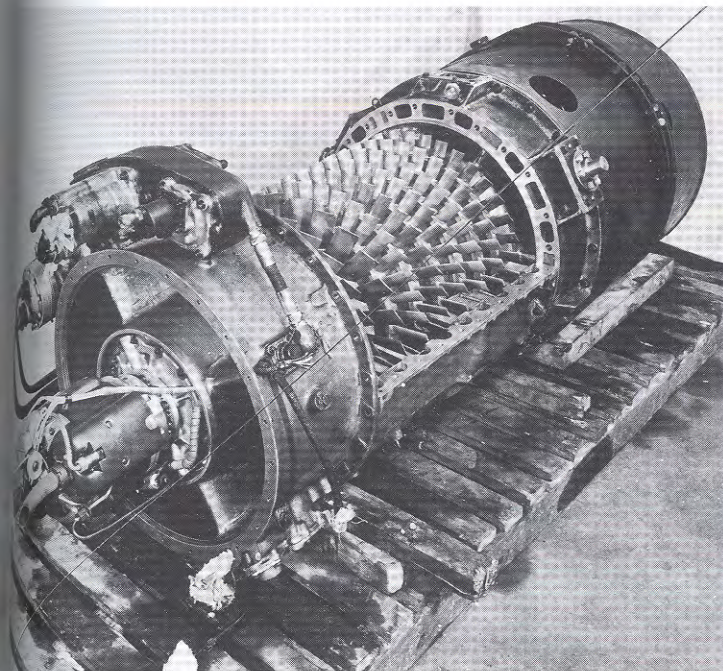


Рис. 2.43. Турбореактивный двигатель Юнкерс 109-004 В-1 без носового обтекателя, топливного и масляного бака, а также верхней половины корпуса компрессора и система реактивного выхлопа

каналов вдоль по ее внешней стороне. По этим каналам к выхлопной системе проходит охлаждающий воздух, отведенный от четвертой ступени компрессора. У системы каналов на входе турбины, выполненной из листовой мягкой стали с алюминиевым покрытием, был предусмотрен прочный фланец, приваренный к ее тыльному концу. К этому фланцу болтами крепилось внутреннее бандажное кольцо узла соплового аппарата турбины, которое, в свою очередь, крепилось болтами к заднему, узкому концу литой центральной детали (см. рис. 2.44 и 2.45).

#### Турбина и система реактивного выхлопа

Более подробное описание одноступенчатой турбины (и приводимого ею компрессора) будет приведено ниже. Роторы турбины и компрессора соединялись друг с другом посредством трубчатого вала со шлицами, который мог смещаться в осевом направлении. Кованый из молибденовой стали диск, на котором были установ-

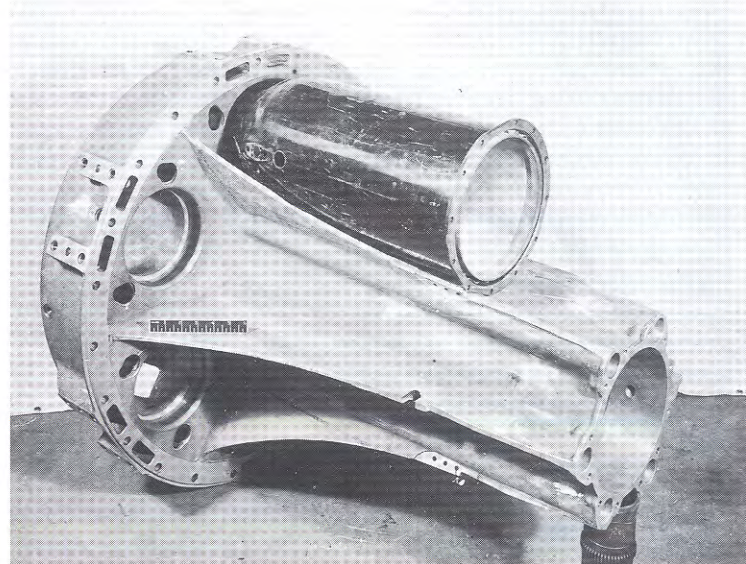


Рис. 2.44. Литая центральная деталь двигателя Юнкерс 109-004 В-1

лены лопатки ротора, крепился к короткому валу шестью болтами; подшипниковая опора короткого вала в литой центральной детали обеспечивалась одним шариковым и одним роликовым подшипниковыми кольцами. Охлаждение подшипников осуществлялось только маслом.

На рис. 2.46 представлены две фотографии элементов системы реактивного выхлопа, использовавшейся в двигателях данной модели. Внешний и внутренний конусы, опорные стойки и внешний кожух изготавливались из листовой мягкой (низкоуглеродистой) стали, после чего на них наносилось алюминиевое покрытие. Конус реактивного сопла (обтекатель), заподлицо подогнанный к внутреннему конусу, был выполнен подвижным в осевом направлении, что позволяло менять площадь свободного сечения выхлопного реактивного сопла соответственно изменению эксплуатационных условий. Перемещение обтекателя газов осуществлялось посредством специального механизма в составе зубчатой рейки и шестеренчатого привода, которые показаны на рис. 2.46. Привод вала-шестерни обеспечивался через конические зубчатые колеса от длинного вала (выходящего за пределы собственно двигателя), приводимого редукторным гидромотором. Расчетное усилие, необходимое для смещения обтекателя газов, составляло примерно 225 кг. Охлаждающий воздух, поступавший по шести упомянутым выше каналам, проходил через двойную обшивку внешнего кожуха и далее, через опорные стойки, к внутреннему конусу.

#### Компрессор

В восьмиступенчатом осевом компрессоре использовались лопатки статора активного типа, при этом возрастание давления в ступени происходило практически полностью на лопатках ротора. Такое устройство компрессора позволяло упростить конструкцию лопаток



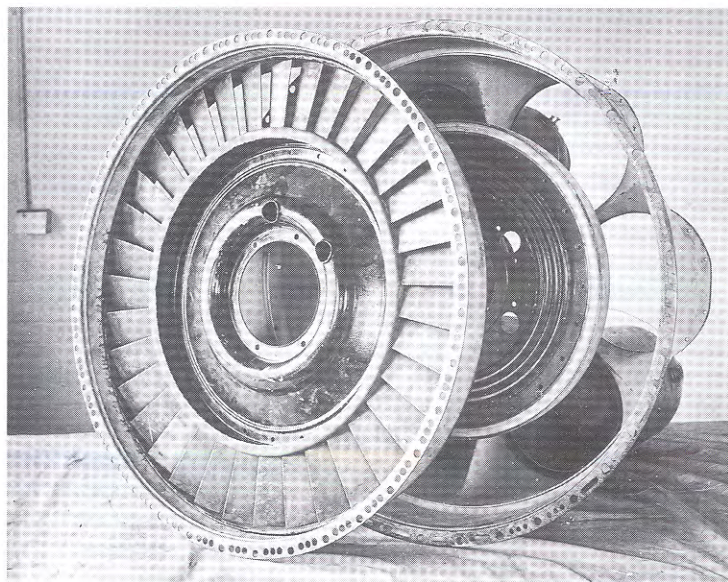
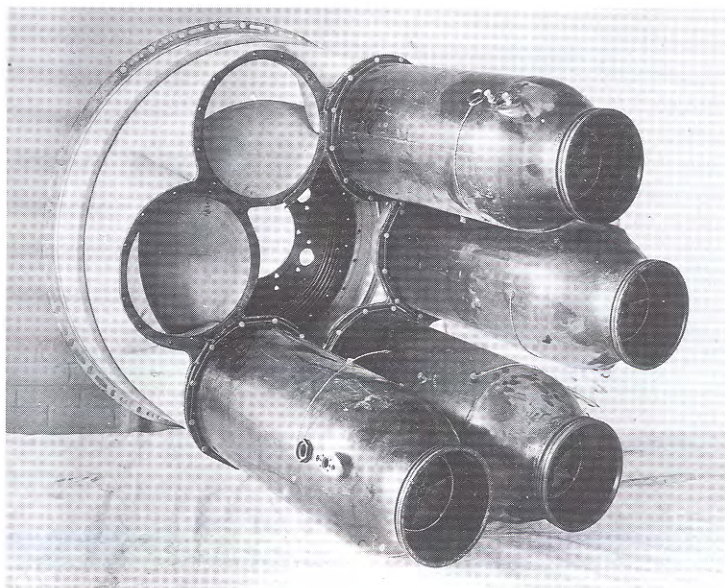


Рис. 2.45. Элементы двигателя Юнкерс 109-004 В-1  
Вверху: Система каналов на входе турбины и камеры сгорания  
Нижне: Сопловой аппарат и система каналов на входе турбины

статора, а также не требовало очень точного выдерживания величины зазоров между бандажными кольцами статора и кромками диска. Однако за относительную простоту в производстве приходилось расплачиваться значительным весом конструкции. Степень сжатия составляла 3:1 и более при КПД от 75 до 80 %, хотя КПД специального компрессора при максимальной частоте вращения достигал 83 % (Аналогичные эксплуатационные показатели могли обеспечиваться и центробежным компрессором меньшего веса, однако при вдвое большей лобовой площади. Как нам уже известно, меньшая лобовая площадь была одной из основных причин, по

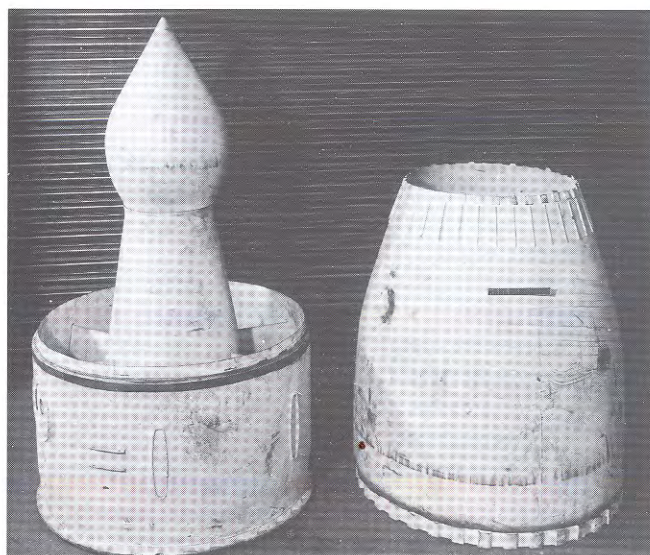
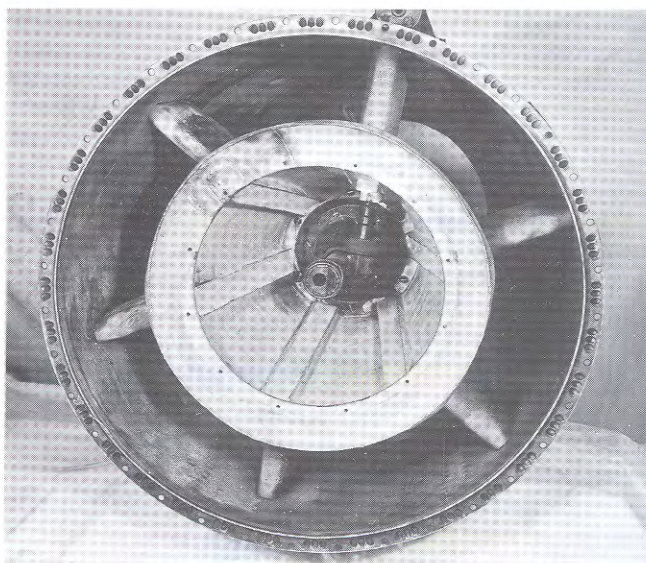


Рис. 2.46. Элементы турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1

Вверху: Вид на конус реактивного сопла, или обтекатель газов, со стороны турбины. Торцевая крышка снята, чтобы были видны зубчатая рейка и шестеренчатый привод конуса  
Нижне: Система реактивного выхлопа

которым немцы остановили свой выбор именно на осевом компрессоре). Воздух поступал в компрессор со скоростью порядка 130 м/с и выходил из него со скоростью порядка 80 м/с при температуре около 150 °С. Поскольку скорость воздуха на выходе компрессора была относительно низкой, отпадала необходимость в диффузионном канале на участке между компрессором и камерами сгорания. Критическая частота вращения ротора компрессора составляла от 10000 до 11000 об/мин. При испытаниях на стенде с максимальной частотой вращения критическая скорость кончиков лопа-



ток первой ступени ротора компрессора достигала 0,76 числа Маха. Срыв воздушного потока в компрессоре происходил в ступенях низкого давления по всей длине лопаток.

На рис. 2.47 изображен компрессор, установленный в двигателе, а на рис. 2.48 — снятая с двигателя верхняя половина корпуса статора. На втором рисунке хорошо видны лопатки статора. Ротор компрессора состоял из восьми кованных дюралюминиевых дисков, которые скреплялись друг с другом совмещающимися фланцами, а также давлением, которое оказывала на них центральная стяжка. Перед комплектованием сборки дисков ротора производилась динамическая балансировка каждого из них с установленными лопатками. С каждой из сторон к диску крепился короткий стальной вал под подшипниковые опоры. Выступы заднего короткого вала и болты, проходящие через фланец каждого из дисков, обеспечивали передачу на ротор компрессора крутящего момента от турбины. Стяжка прижимала друг к другу части компрессора в сборе с усилием, составлявшим примерно 8 тонн.

На внешней круговой поверхности каждого из дисков были предусмотрены проходившие под углом (относительно плоскости вращения) пазы, в которые входили выполненные по типу «ласточкин хвост» хвостовики кованных дюралюминиевых лопаток ротора. Каждая из лопаток удерживалась по месту (в осевом направлении) установочным винтом с плоским концом. Углы скашивания (относительно плоскости вращения) концов лопаток ротора (шаг) оставались довольно постоянными на протяжении первых шести ступеней и уменьшались (т. е. шаг лопаток возрастал) в последних двух ступенях, в то время как толщина хорд лопаток ротора ступенчато уменьшалась по длине компрессора. Лопатки ротора с самыми широкими хордами устанавливались в первых двух ступенях компрессора и имели аналогичные тонкие аэродинамические профили с низким соотношением толщины к ширине хорды. В последующих шести ступенях ширина хорд лопаток уменьшалась, а толщина профилей возрастала. В первых двух ступенях было по 27 лопаток ротора, а в каждой из последующих ступеней — по 38.

Кольца, в которые устанавливались лопатки статора, были выполнены составными из двух половин, которые по концам крепились болтами и гайками к литой части компрессора, также разделенной в продольном направлении на половины. Узлы крепления лопаток ротора хорошо видны на рис. 2.48. Лопатки входного направляющего аппарата (в верхней части рисунка) и первые два ряда лопаток статора были выполнены из легкого сплава, при этом концы лопаток без зазора входили в прорези бандажных колец и крепились посредством пайки твердым припоем. Начиная с четвертого ряда и далее лопатки статора изготавливались из листовой стали и фиксировались тремя шпонками на каждом из концов, которые без зазора входили в щели бандажных колец, а затем загибались и окончательно закреплялись точечной сваркой. Третий ряд лопаток статора (на рисунке черные) мог быть различным как по форме

лопаток, так и по способу их крепления. В некоторых случаях эти лопатки выполнялись из листов легкого сплава и крепились посредством пайки твердым припоем, а иногда, как и лопатки последующих рядов, изготавливались из листовой стали и крепились точечной сваркой. Лопатки входного направляющего аппарата и последнего ряда статора использовались для спрямления воздушного потока. Остальные (активные) лопатки статора, которые устанавливались под углом, близким к нулевому, обеспечивали только подачу воздуха к следующему ряду лопаток ротора. В литой части компрессора, над пятым рядом лопаток ротора, была предусмотрена щель, ориентированная в направлении потока, через которую осуществлялся отбор воздуха для нужд охлаждения.

#### Камеры сгорания

Воздух, поступающий из компрессора, подавался с максимальной скоростью порядка 75 м/с в шесть кольцевых камер сгорания. Элементы камеры сгорания продемонстрированы на четырех фотографиях рис. 2.49, а схема газозвездного тракта камеры сгорания показана на рисунке 2.50.

Каждая из камер сгорания состояла из трех основных частей, а именно внешнего корпуса длиной 523 мм с максимальным диаметром 219 мм, выполненного из мягкой стали, внутри которого располагались вкладыш из мягкой стали с алюминиевым покрытием и жаровая труба. Вкладыш был отделен от внешнего корпуса гофрированным листом, что позволяло охлаждающему воздуху проходить между внешним корпусом и вкладышем. Жаровая труба состояла из цилиндра, выполненного из мягкой стали (покрытого черной эмалью), и решетчатой секции газосборника с обводными каналами, выполненной из мягкой стали, к которой крепился круглый тарельчатый дефлектор диаметром порядка 100 мм. Секция газосборника с обводными каналами состояла из 10 дуг с каналами, приваренных с одной стороны к опорному кольцу, а с другой стороны — к отражательной пластине. Кольцо было приклепано к черному эмалированному цилиндру. Кроме того, к опорному кольцу были приклепаны небольшие полукруглые дефлекторы, которые способствовали принудительной подаче воздуха в отводные каналы. В каждой второй камере устанавливалось по свече зажигания; воспламенение топливно-воздушной смеси в остальных трех камерах осуществлялось посредством специальных трубок, по которым камеры сгорания соединялись друг с другом. Вес одной полностью укомплектованной камеры сгорания составлял 8,6 кг.

Первичный воздух для сжигания топлива поступал в каждую из камер сгорания через шестилопаточный завихритель. Впрыск топлива осуществлялся навстречу вихревому потоку первичного воздуха из неподвижной и регулируемой форсунки, установленной на длинном штоке. Как видно на схеме (рис. 2.50), смешивание горячих газообразных продуктов сгорания с более холодным вторичным воздухом происходило в секции газосборника. Часть вторичного воздуха поступала в об-



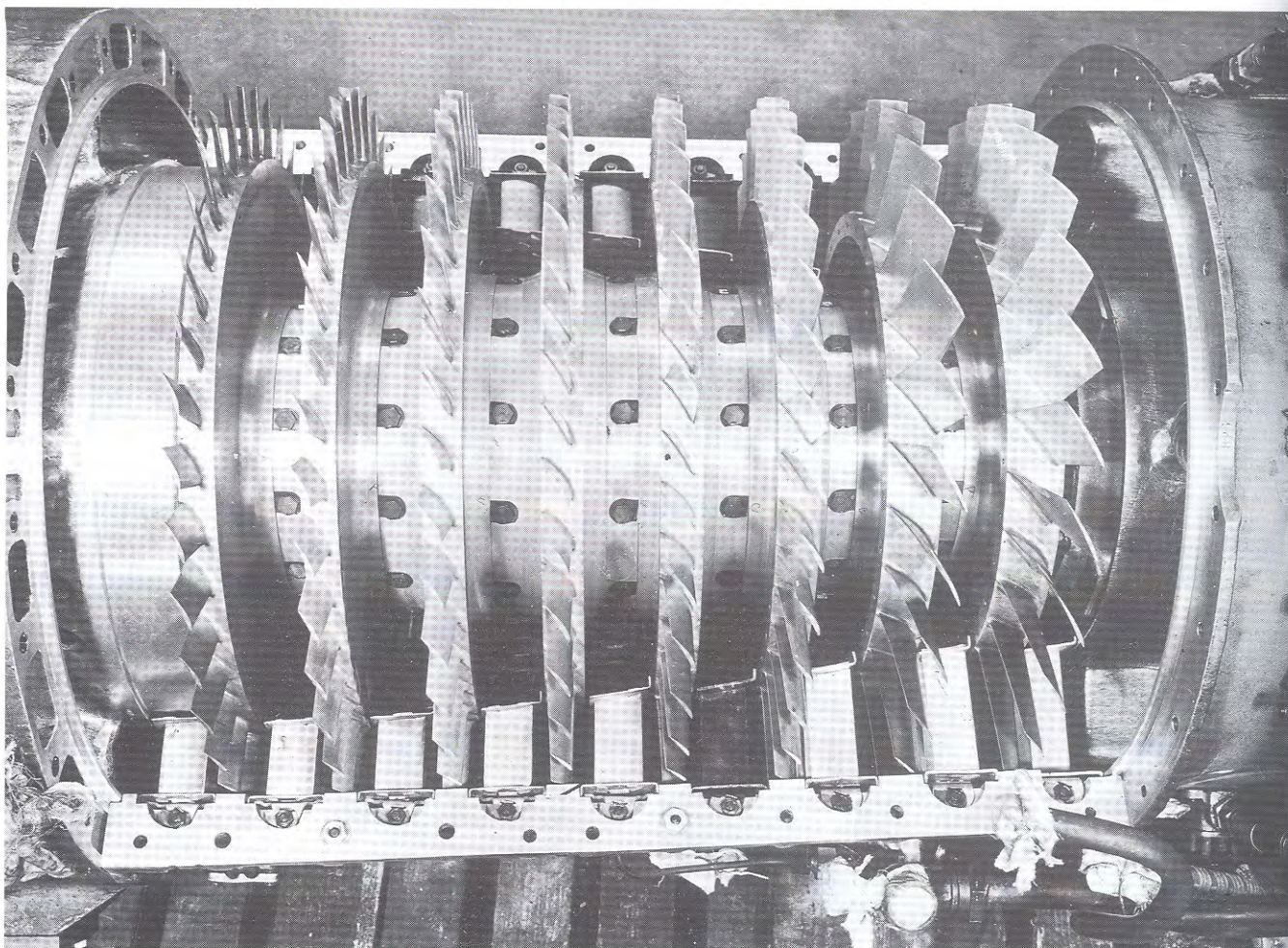


Рис. 2.47. Вид сверху на ротор компрессора двигателя Юнкерс 109-004 В-1. Воздухозаборник справа (не показан)

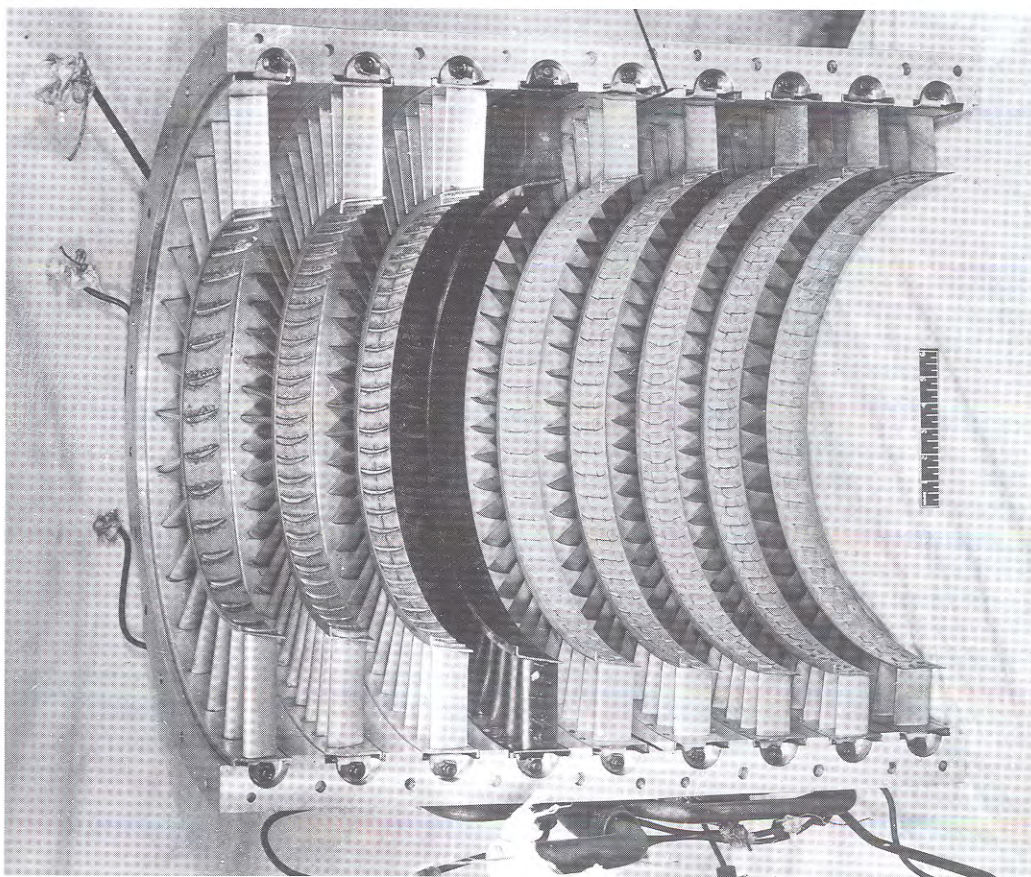


Рис. 2.48.  
Верхняя половина корпуса  
статора компрессора двига-  
теля Юнкерс 109-004 В-1



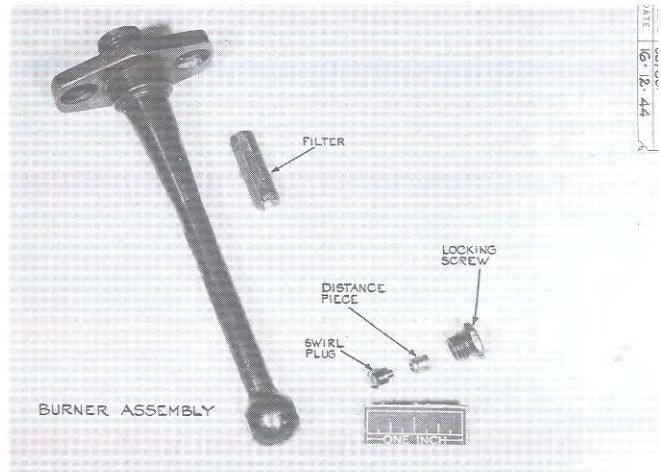
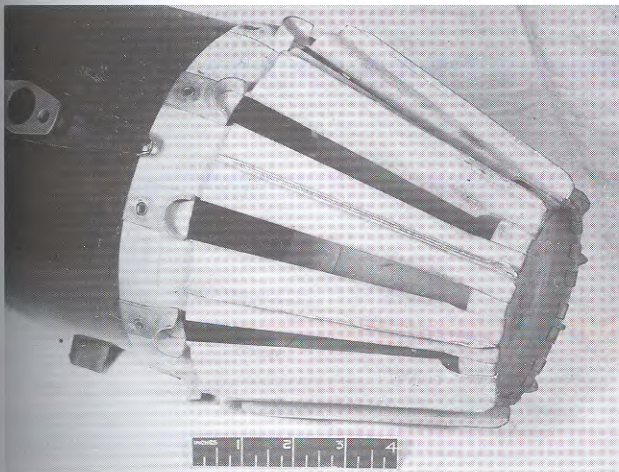
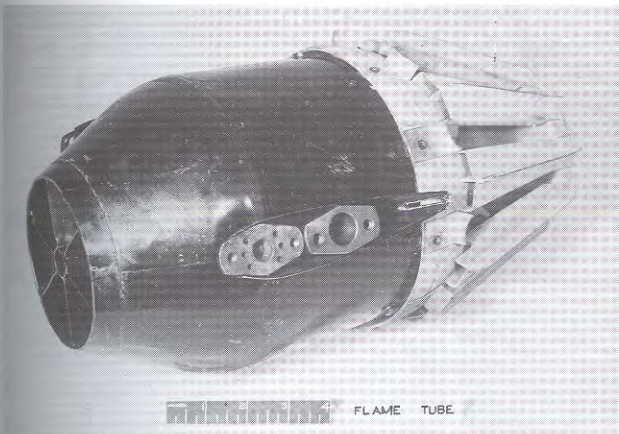


Рис. 2.49. Элементы одной из камер сгорания турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1

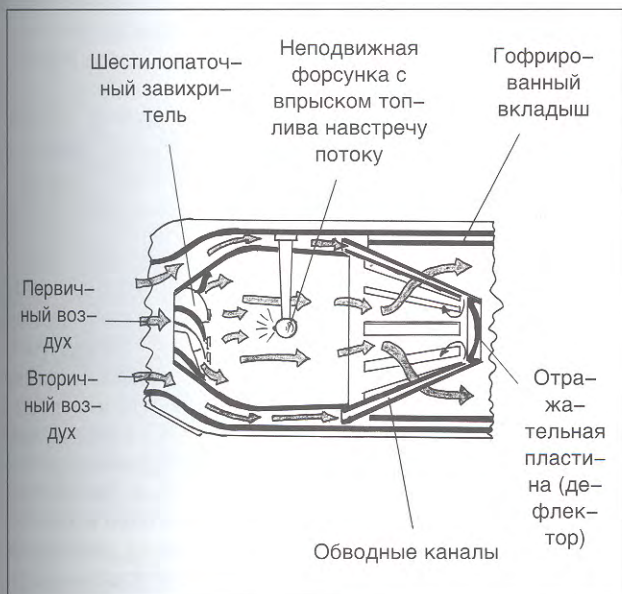


Рис. 2.50. Газовоздушный тракт камеры сгорания двигателя 109-004 В-1

водные каналы и, пройдя по ним, направлялась дефлектором обратно к горячим газам, однако в основном смешивание происходило за счет отклонения горячих газов во вторичный воздух, поскольку в обратном случае могли сгореть концы дефлекторов холодного воздуха (в этой связи следует вспомнить проблемы, вставшие перед фирмой Heinkel-Hirth). Проводились также испытания экспериментальной камеры сгорания, в которой вторичный воздух отклонялся в горячие газообразные продукты сгорания напрямую, однако работы над ней проводились лишь в незначительном объеме. Наиболее высокая полнота сгорания топлива у двигателей серийного образца составляла (на уровне моря) 97–98 % при полной частоте вращения, снижаясь до 92–95 % при частоте вращения 80 % от полной. Падение давления составляло от 0,1 до 0,15 атмосферы.

Стандартным и основным являлось топливо J2 на основе среднедистиллятных фракций нефти, однако неподвижная и нерегулируемая форсунка не обеспечивала удовлетворительное распыление такого топлива при запуске двигателя. Поэтому в целях облегчения запуска маленький бустерный насос сначала подавал в форсунки бензин сорта В4, который обеспечивал быстрое первоначальное воспламенение топливоздушной смеси.



Однако основным недостатком рассматриваемой системы являлась нестабильность процесса сгорания на большой высоте, которая из-за сложности встречного запуска двигателя (после его самопроизвольного включения в полете) в итоге имела следствием неадекватное снижение практического потолка самолета в реальных эксплуатационных условиях. Нестабильность процесса сгорания начинала отмечаться уже на высотах порядка 10000 м, хотя максимальная высота, которую мог достичь истребитель Me 262 с двумя двигателями 109-004 В, составляла 12700 м. С целью обеспечения бесперебойной работы двигателя на больших высотах в Германии разрабатывалась двухканальная топливная форсунка.

Недолговечность камер сгорания являлась одним из наиболее существенных факторов, ограничивающих срок службы и снижающих коэффициент готовности двигателя в целом. Части камеры сгорания обычно приходилось заменять при капитальном ремонте каждые 25 часов наработки. Ситуацию усугублял тот факт, что из-за неудобного доступа во время замены камеры сгорания приходилось разбирать практически весь двигатель. Таковы были последствия изначального выбора в пользу конструкции двигателя с несколькими отдельными трубчатыми камерами сгорания, хотя и обеспечившей известное ускорение работ, однако крайне неудачной с точки зрения долговечности и удобства доступа. Самым непродолжительным оказался срок службы топливных форсунок (их наличный запас должен был составлять 400 % фактической эксплуатационной потребности), хотя их относительно легко можно было менять через шесть больших отверстий, предусмотренных для этой цели в стальной обшивке блока камер сгорания. Нужно было всего лишь демонтировать муфту топливопровода, вывернуть два болта и извлечь из двигателя форсунку в сборе.

#### Турбина

На рис. 2.51 показан двигатель Юнкерс 109-004 В-1, с которого снята система реактивного выхлопа, благодаря чему хорошо видно рабочее колесо турбины. После того как к конструированию турбины подключилась Всеобщая электрическая фирма AEG, были проведены ее практические испытания паром с использованием самых современных для рассматриваемого периода технологий. Была, в частности, определена величина реакции лопаток турбины (т. е. их противодействия вектору тяги). Необходимо было получить нужную величину работы при относительно невысокой частоте вращения, а также не слишком большой турбулентности отработавших газов, поскольку в будущем изначально предполагалось использовать также эффект форсажа, т. е. дожигания топлива в камере догорания (см. ниже). Выбранная величина реакции составила 20 %, хотя специалисты фирмы Junkers настаивали на большей, а специалисты фирмы AEG — как можно меньшей. Столь низкая реакция имела следствием уменьшение осевого давления на рабочее колесо турбины, благодаря чему возникающие при работе двигателя осевые

нагрузки могло выдерживать одно шарикоподшипниковое упорное кольцо, а также обеспечивалось всасывание охлаждающего воздуха к хвостовикам лопаток. Хотя первое время с целью скорейшего получения реальных результатов использовались цельные лопатки турбины (в двигателях 004 В-1 и В-2), работа над полыми лопатками, охлаждаемыми воздухом, велась с самого начала, благодаря чему в двигателях последующих моделей могли быть достигнуты более высокие температурные режимы при меньшем расходе топлива. Во всех вариантах рассматриваемой модели двигателя на входе турбины устанавливались полые лопатки сопловых аппаратов с воздушным охлаждением. Общая конструкция турбины обеспечивала ей очень высокий КПД, составлявший порядка 80 %. При капитальном ремонте двигателя, проводившемся с периодичностью 25 рабочих часов, производилось металлографическое обследование турбины (с использованием рентгеновского излучения). При удовлетворительных результатах обследования после ремонта турбина могла работать еще 10 часов, но 35 рабочих часов являлись абсолютно максимальным сроком ее службы.

Воздух для охлаждения 35 лопаток соплового аппарата на входе турбины отводился из компрессора и проходил через три отверстия, предусмотренные в основании продольных ребер литой центральной детали. Далее воздух поступал в пространство между двумя диафрагмами (служившими опорой для кольца входных сопел и системы входных каналов) и уже оттуда направлялся к полым лопаткам. Далее охлаждающий воздух отводился из лопаток через щели в их задних кромках. Формовка каждой лопатки осуществлялась из листов марганцевой стали (18,0 Мп, 9,0 Сr), которые изгибались вкруговую и затем приваривались к фасонным промежуточным кольцам. Поскольку сталь лопаток обладала относительно низкой окислительной стойкостью, нормальное функционирование и относительно продолжительные сроки службы указанных элементов конструкции не могли обеспечиваться без их охлаждения воздухом.

В турбинах большинства двигателей модели 109-004 В-1 устанавливалось по 61 рабочей лопатке. Лопатки изготавливались ковкой из цельных заготовок; их вилокобразные концы крепились в диске турбины двумя заклепками. В каждой лопатке было по 346 граммов жаростойкой легированной немагнитной стали, известной под названием Tinidur (0,13 С; 0,8 Si; 0,7 Мп; 2,1 Ti; 29,2 Ni; 14,9 Сr; остальное Fe), которая выплавлялась на заводах Круппа в Эссене. Материал Tinidur был, в общем, аналогичен английскому материалу Nimonic 80, однако сопротивление ползучести у него резко снижалось при температурах порядка 580 °С, а устранение этой неприятной особенности за счет повышенного содержания никеля было невозможным вследствие дефицита этого металла в Германии. Однако и хвостовики, и концы лопаток турбин немецких двигателей прекрасно работали и при 450 °С, в значительной степени благодаря потоку охлаждающего воздуха, направляемого к хвостовикам, а также особенностям распределения температуры газов, поступающих из камеры



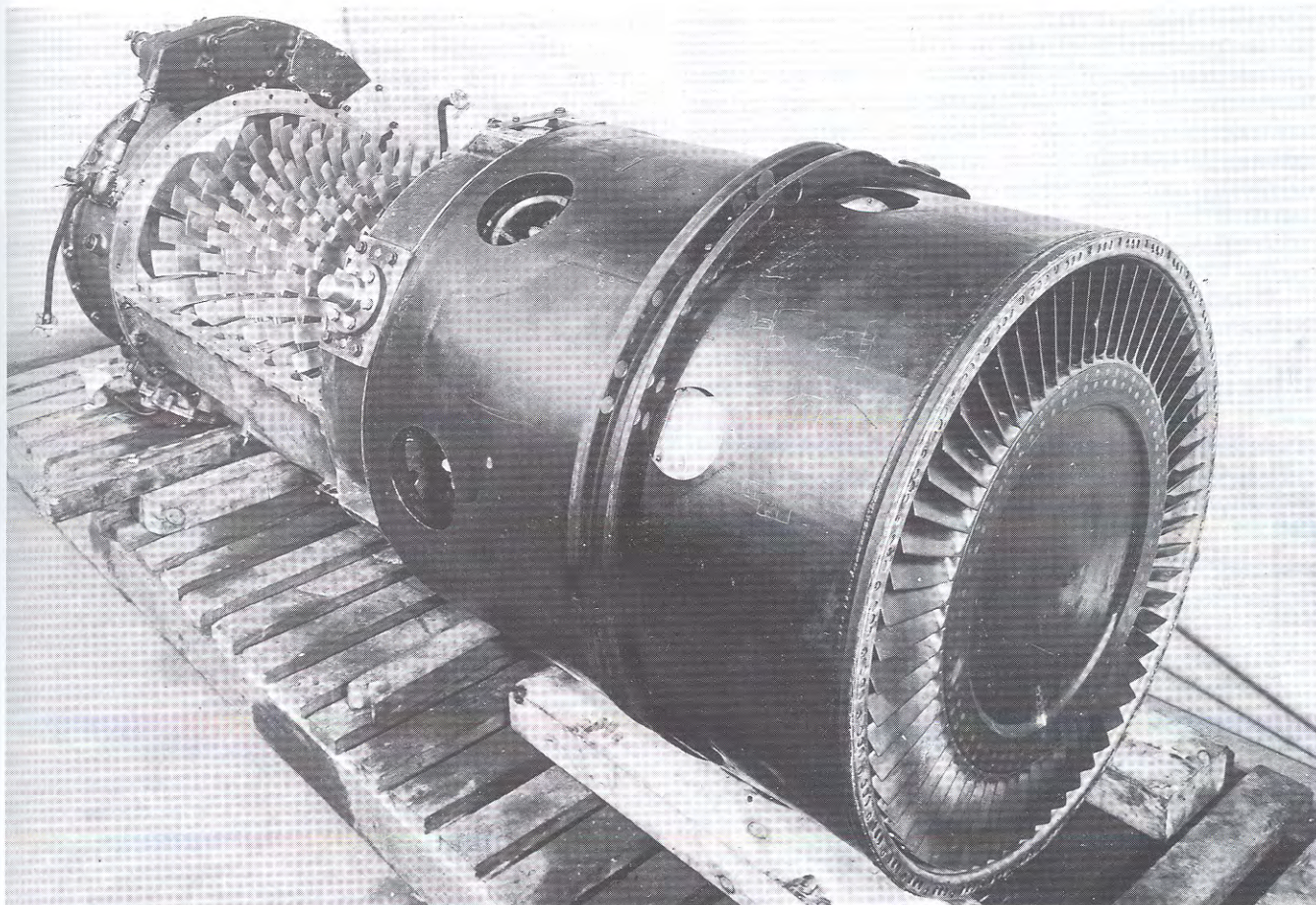


Рис. 2.51. Двигатель Юнкерс 109-004 В-1 со снятой системой реактивного выхлопа. Хорошо видно рабочее колесо турбины

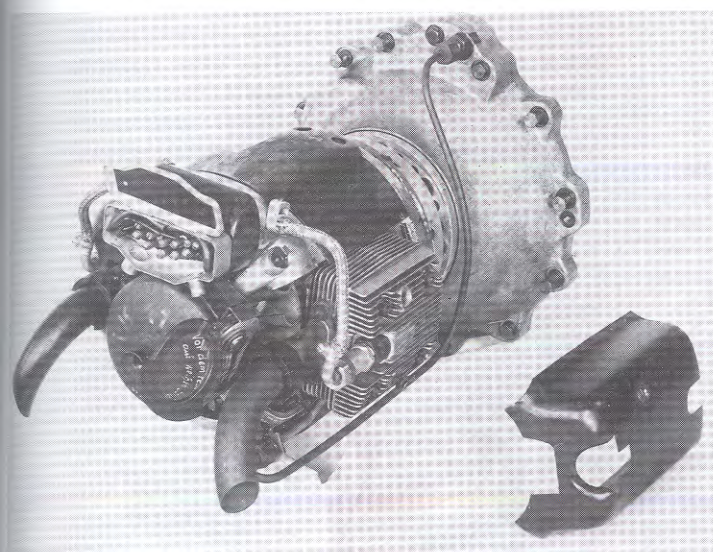


Рис. 2.52. Запуск немецких реактивных двигателей класса I обеспечивался очень компактным и надежным двухтактным двухцилиндровым бензиновым двигателем Риделя воздушного охлаждения типа АК 11 (9-7034). Обратите внимание на металлическое вытяжное кольцо, посредством которого запускался этот двигатель

сгорания. С другой стороны, средние части лопаток работали при температурах, близких к критическим для данного материала, вследствие чего необходимо было обеспечивать относительно низкие центробежные нагрузки, а также изгибающие нагрузки, возникающие вследствие отклонения лопаткой потока газов.

Поначалу применение цельных лопаток турбины давало нестабильные результаты, так, некоторые испытания длились до 100 часов, а некоторые приходилось завершать уже через 5 часов, причем без каких-либо очевидных различий как в конструкции турбины и ее лопаток, так и в условиях проведения испытаний. Специалисты фирмы Junkers пришли к выводу, что для получения нужной информации необходимо очень точно контролировать все этапы процесса изготовления лопаток. В частности, особое внимание следовало уделять процессуковки лопаток, поскольку именно на этом этапе в основном определяется последующая жаростойкость материала Tinidur. Большая часть проблем, связанных с цельными лопатками турбины, была успешно решена уже к концу 1943 года, после чего основные усилия сконцентрировались на окончательной разработке полых лопаток турбины, описание которых содержится в разделах, посвященных более поздним двигателям фирмы Junkers.



Немало проблем было связано и с сопловыми аппаратами турбины. Поначалу они выходили из строя по самым разнообразным причинам, а сроки их службы могли составлять от 90 до 2 часов. Были испытаны разные сочетания входных сопловых и рабочих лопаток турбины; в конечном счете, сочетание 35/61 оказалось наиболее удачным с точки зрения прекращения резонанса. В конце концов, эту проблему удалось решить за счет более тщательной разработки элементов конструкции с целью получения достаточной жесткости бандажного кольца и лучшего охлаждения лопаток сопловых аппаратов на входе турбины. Следует сказать, что даже у двигателей 109-004 В-1 серийного образца отмечались отдельные изменения в конструкции пакета сопловых аппаратов, оказавшегося одним из наиболее проблемных элементов двигателя, о чем наглядно свидетельствовала целая свалка непригодных и неисправных сопловых аппаратов в Дессау.

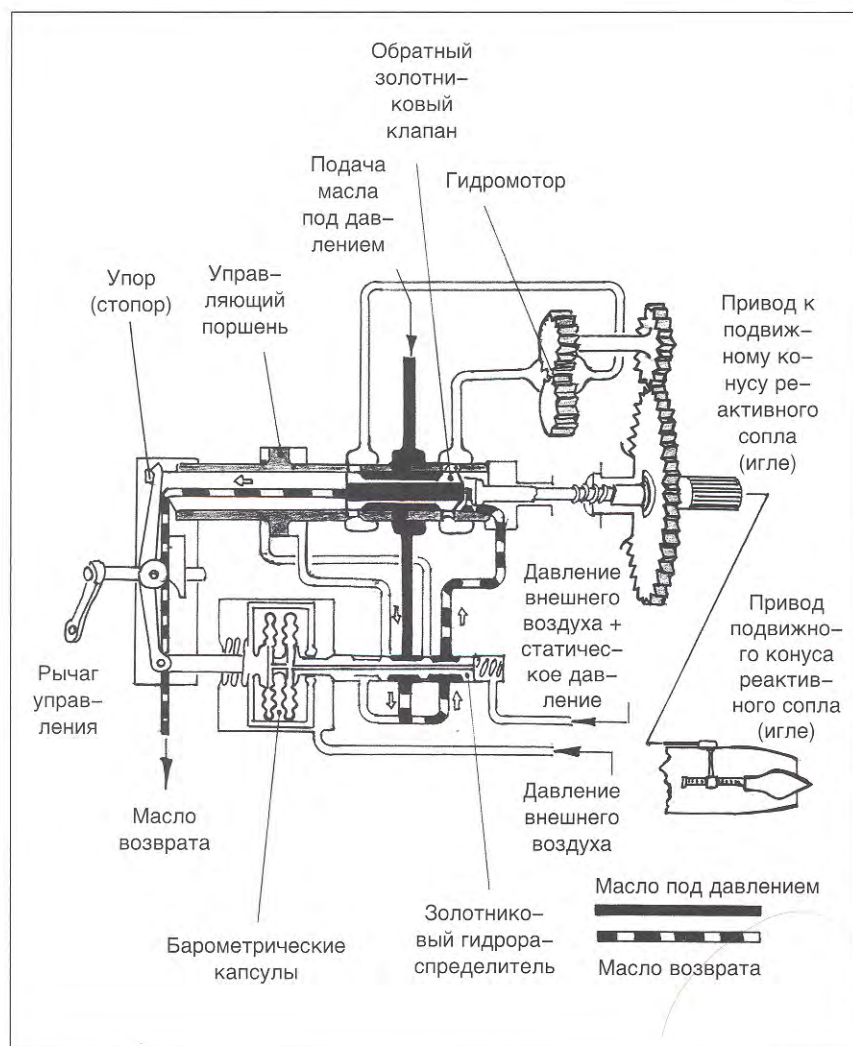


Рис. 2.53. Схема гидравлического регулятора тяги, который применялся в турбореактивных двигателях Юнкерс 109-004 В

#### Вспомогательные устройства

Главный редуктор, который устанавливался сверху на литой детали воздухозаборника (см. рис. 2.41), обеспечивал привод тахометра, воздушно-масляного сепаратора, насосов гидравлической системы и главного топливного насоса у своего переднего торца, а также привод генератора и регулятора частоты вращения двигателя у заднего торца.

Работу масляных насосов, размещавшихся у нижней части литой детали воздухозаборника, обеспечивал отдельный приводной вал. С правой стороны корпуса статора компрессора располагался электрический бензонасос (системы запуска двигателя), а с левой стороны сервомотор привода подвижного конуса реактивного сопла.

Пусковой двигатель, размещавшийся в центральном обтекателе воздухозаборника, представлял собой охлаждаемый воздухом двухтактный двухцилиндровый бензиновый двигатель Риделя типа АК 11 (9-7034) (см.

рис. 2.52). Известное также под обозначением RBA/S10 это пусковое устройство вместе с интегрированным редуктором (передаточное число 4,8:1) весило 16,5 кг. Запуск самого пускового двигателя производился посредством вытяжного тросика или собственного пускового электродвигателя. Максимальная частота вращения коленчатого вала двигателя Риделя составляла 10000 об/мин. При наиболее эффективной частоте вращения в 1200–1500 об/мин развиваемая им эффективная мощность достигала 10 л.с. С точки зрения веса и размеров этот пусковой двигатель был просто великолепен, однако в случае его самопроизвольного отключения на большой высоте с его помощью невозможно было произвести повторный запуск турбореактивного двигателя, поскольку по мере подъема машины его показатели слишком быстро снижались, и он уже не обеспечивал надежного запуска двигателя в нормальных эксплуатационных условиях.

#### Топливная система

Главный топливный насос представлял собой одноступенчатый насос шестеренного типа. При работе на полных оборотах он обеспечивал подачу 2275 литров топлива в час под давлением 70 кг/см<sup>2</sup>. Топливо поступало в форсунки камер сгорания через всережимный регулятор. Использовался регулятор очень сложной конструкции (см. рис. 2.53 и 2.54), состоявший из пяти соединявшихся друг с другом основных частей, описания которых приведены ниже:

1) Масляный насос, который обеспечивал циркуляцию и давление масла гидравлической системы, необходимые для работы сервомеханизма регулятора и сервомотора привода подвижного конуса реактивного сопла.



2) Центробежный регулятор, основными элементами которого являлись центробежные грузики, управляющий поршень, соединенный с грузиками, и следящий механизм. При перемещении грузиков из нейтрального положения происходило перемещение управляющего поршня, который, в свою очередь, регулировал расход масла гидравлической servосистемы в направлении поршней, воздействовавших на перепускной клапан. При помощи сектора газа изменялось давление, оказываемое пружинами на грузики центробежного регулятора, при этом соответственно менялась и частота вращения двигателя.

3) Перепускной клапан регулировал расход и давление топлива, подаваемого к дросселю. Он приводился в действие маслом гидравлической servосистемы, которое подавалось к концам поршня, при этом расход масла контролировался главным образом центробежным регулятором.

4) Дроссель, который в различной степени ограничивал расход топлива по топливопроводу на участке между перепускным клапаном и топливными форсунками, также мог перекрываться полностью, выполняя в этом случае роль запорного крана высокого давления.

5) Клапан регулировки давления, который ограничивал падение давления на дросселе до  $10 \text{ кг/см}^2$ , открывая линию перепуска или возврата топлива. Таким образом, исключалось нагнетание топливным насосом слишком высокого давления в системе.

Продолжая совершенствовать рассмотренную выше топливную систему, для регулирования подачи топлива фирма Junkers пыталась использовать термочувствительные элементы типа термопар, приводимые в действие посредством реле, однако работ над электронными регуляторами подачи топлива не велось вовсе.

При запуске первоначальная раскрутка двигателя обеспечивалась пусковым двигателем Риделя, одновременно небольшой бустерный электронасос нагнетал в топливные форсунки бензин. После разгона двигателя на бензине до 2000 об/мин сектор газа смещался в положение холостого хода, обеспечивающее подключение главной топливной системы. При очень быстрой работе сектором газа могло происходить самовоспламенение топливовоздушной смеси в камерах сгорания, поскольку температура при этом могла возрастать до  $200^\circ \text{C}$  и выше. Данная опасность была наиболее актуальной при частотах вращения от 3000 до 6700 об/мин вследствие незначительной скорости прохождения воздуха сквозь двигатель, поэтому регулировать подачу топлива (посредством сектора газа) приходилось с соблюдением установленных временных интервалов.

Для облегчения пуска и обеспечения достаточного ускорения без срыва потока в компрессоре и его пере-

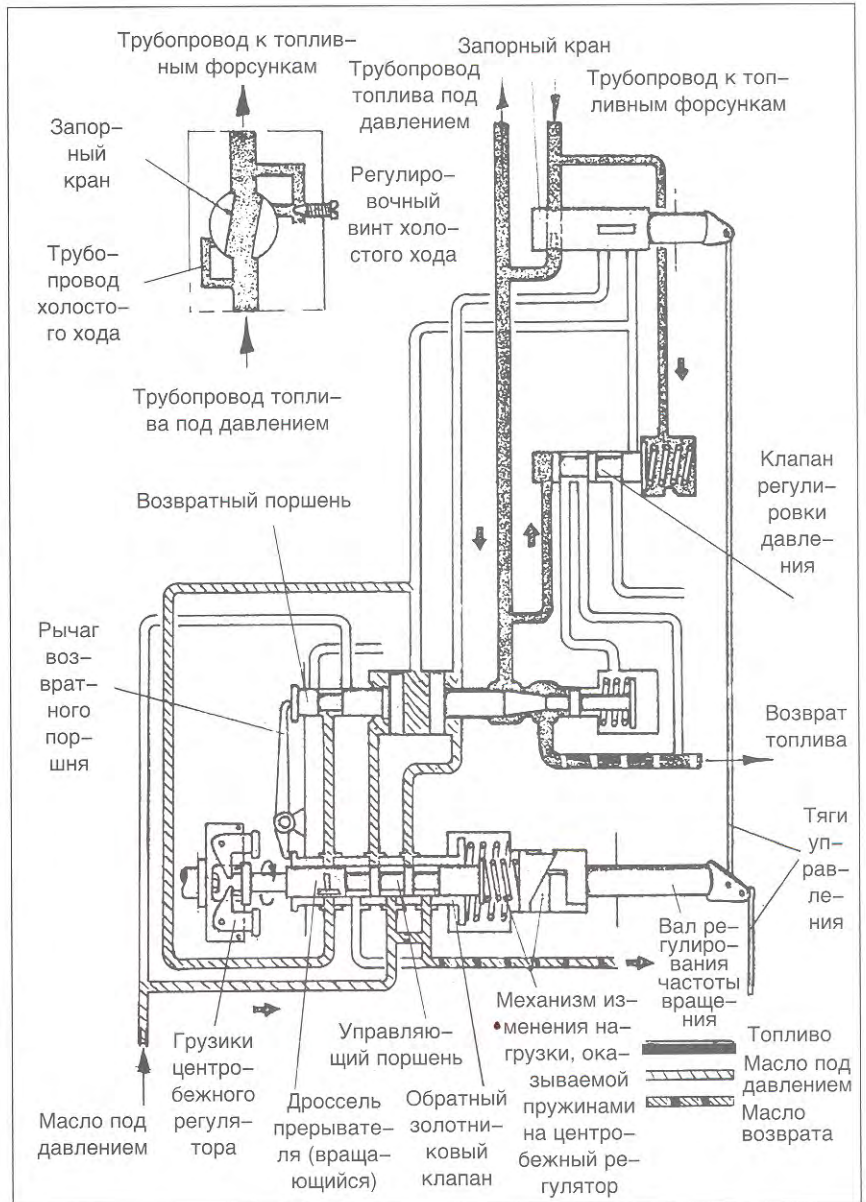


Рис. 2.54. Схема всережимного регулятора, который применялся в турбореактивных двигателях Юнкерс 109-004 В

грева реактивное выхлопное сопло при низких частотах вращения устанавливалось в полностью открытое состояние. Однако при подаче сектора газа в полностью открытое положение обтекатель газов, располагавшийся в реактивном сопле, отводился назад, при этом площадь открытого (для прохождения газов) сечения сопла уменьшалась до нужной величины, например, необходимой при взлете. Перемещение обтекателя газов обеспечивалось сервогидромотором шестеренчатого типа, масло в который подавалось шестеренчатым насосом, который располагался в регуляторе. Управление указанным сервомотором осуществлялось через кулачок, который механически соединялся с сектором газа,



а также соответственно разности давлений на барометрической капсуле. Об эффективности такого барометрического контроля сейчас трудно судить, однако у некоторых двигателей отводы давления, ведущие к барометрическим капсулам, были просто заглушены, хотя в этом случае двигатели требовали от пилота большего внимания.

Ниже приведены основные характеристики типового турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1.

Тяга	900 кг, статическая
Тяга при скорости 900 км/час	730 кг, на уровне моря, 320 кг, на высоте 10000 м
Частота вращения	(8700±50) об/мин
*Вес	720 кг + 3 % (распределение веса по элементам см. ниже)
Степень сжатия компрессора	от 3,0:1 до 3,5:1
Удельный расход топлива	1,38 кг топл./кг тяги·ч (в течение нескольких часов работы может возрасти до 1,45 кг топл./кг тяги·ч вследствие скапливания загрязнений в компрессоре)
Расход воздуха	21 кг/с
Удельный вес	около 0,85
Температура газов	макс. 700 °С
Диаметр	0,8 м
Длина	3,864 м или, с выдвинутым до конца обтекателем газов, 4,144 м

\*Вес 720 кг, данный выше, был чистым сухим весом двигателя (без обтекателя и вспомогательного оборудования), указанным в официальном справочнике D.(Luft)T.g.3004 В-1, а нижеследующая разбивка веса двигателя 109-004 В-1 основана на весе узлов настоящего сфотографированного двигателя:

<i>Секция воздухозаборника</i>		кг
Литая часть с масляными насосами и фильтрами	26,0	
Коническая зубчатая передача в сборе и приводные валы	8,2	
Редуктор и приводы	15,9	
Передняя подшипниковая опора компрессора в сборе	11,4	61,5
<i>Секция компрессора</i>		
Корпус и лопатки статора	90,8	
Ротор с короткими валами и стяжкой (стяжным болтом)	100,0	190,8
<i>Центральная секция</i>		
Литая центральная деталь и фитинги	74,0	
Внешняя литая деталь и фитинги	45,5	

Задняя подшипниковая опора компрессора в сборе	3,0	
Передняя подшипниковая опора турбины в сборе	3,4	
Несущая подшипниковая опора турбины в сборе с продувочными (откачивающими) насосами	4,1	130,0
<i>Секция камер сгорания</i>		
Шесть камер сгорания с топливными форсунками, воспламенителями и соединительными трубками	52,8	52,8
<i>Секция турбины</i>		
Система впускных каналов и кольцевые уплотняющие прокладки	19,0	
Сопловый узел	19,5	
Диафрагмы жесткости	4,5	
Диск с ЦЕЛЬНЫМИ лопатками	68,5	
Вал, втулка и фитинги	13,5	125,0
<i>Трубчатый вал (карданная труба)</i>		3,5
<i>Реактивное выхлопное сопло в сборе</i>		86,5
Вес двигателя без устройств и систем		650,1
<i>Вспомогательные устройства</i>		
Масляный бак	12,3	
Топливный насос	4,0	
Регулятор	7,7	
Тахометр	0,7	
Центробежный сепаратор	1,8	
Сервогидромотор управления соплом	8,0	
Вал привода конуса сопла	1,8	
Топливный фильтр	0,9	
Невозвратный клапан топливной системы	0,45	
Дроссель и рычажный механизм	3,5	
Трубы, болты и фитинги	11,4	52,55
Кронштейны крепления двигателя		7,0
Полная сухая масса двигателя (без топлива)		709,65
<i>Система запуска</i>		
Пусковой двухтактный двигатель Риделя	16,5	
Бензиновые баки и опорные фланцы	9,1	
Бензиновый насос	2,7	
Катушки зажигания	1,4	29,7
Чистая сухая масса двигателя без топлива с системой запуска		739,35



*Вспомогательные устройства самолета*

Генератор и фитинги	16,5	
Насос гидравлической системы самолета	<u>3,7</u>	20,2

*Обтекатели*

Обтекатель пускового двигателя Риделя	1,8	
Передний обтекатель (вокруг баков)	7,7	
Остальные обтекатели двигателя	<u>39,0</u>	<u>48,5</u>
Полная сухая масса двигателя без топлива с обтекателями		808,05

\*Для сравнения, полная сухая масса двигателя без топлива со всеми обтекателями, полученная при взвешивании турбореактивного двигателя 109-004 В-1 (заводской номер 1106) на авиабазе Райт Филд, штат Огайо, США, составила 805 кг.

## Двигатели 109-004 В-2 и В-3 (ТЛ)

Разработка двигателя модели 109-004 В-2 была завершена примерно к середине 1943 года. Он был оборудован компрессором новой конструкции, который появился в результате сотрудничества Junkers и Экспериментального аэродинамического института (AVA). Следует отметить, что к этому времени фирма Junkers уже вела в этой области свои собственные аэродинамические исследования, в ходе которых доктор Батес, сотрудник фирмы, тесно взаимодействовал с профессором Энке из Института AVA. Благодаря новому компрессору должна была быть окончательно решена проблема вибрации, а также существенно повышены высотные характеристики двигателя. Сначала было уменьшено количество лопаток ротора в каждой из ступеней, с тем чтобы вывести критическую частоту вращения за пределы диапазона частот вращения двигателя. В целях повышения высотных характеристик решили изменить конфигурацию лопаток ротора в сторону увеличения ширины их хорд. Теперь в роторе компрессора было шесть ступеней с низким соотношением толщины профиля/ширины хорды лопаток и две ступени с большей относительной толщиной профиля лопаток (в то время как прежде было две ступени с тонкопрофильными лопатками и шесть ступеней лопаток с относительно большей толщиной профиля). Профилей лопаток статора изменения не коснулись, но сами лопатки были переустановлены с незначительным увеличением дифференциального угла, в то время как величины осевых зазоров между лопатками ротора и статора также остались прежними. Однако, несмотря на все приложенные усилия, новый компрессор продолжал испытывать вибрацию лопаток, вследствие чего двигатель 109-004 В-2 так и не пошел в серию. Сведения о нем весьма скудны, из характеристик известно лишь, что он был на 20 кг тяжелее модели В-1. Но исследования были продолжены, их целью было дальнейшее совершенствование компрессора с учетом ограничений в пространстве, установленных для серийных образцов; время от вре-

мени в конструкцию вводились различные изменения. Так, одна из поздних схем предполагала изменение собственных частот лопаток ротора за счет прорезания проходящих через центр щелей в лопатках первой, третьей, пятой и седьмой ступеней компрессора, однако нет сведений о том, успели ли немецкие специалисты реализовать эту идею на практике.

На сегодняшний день найден только один, причем весьма сомнительный источник, в котором упоминается двигатель модели 109-004 В-3, хотя предполагается, что именно в нем были впервые применены охлаждаемые воздухом полые лопасти турбины. Возможно, двигатель В-3 был лишь экспериментальной моделью, которая предшествовала появлению серийного двигателя 109-004 В-4 с полыми лопатками турбины. Как бы то ни было, далее необходимо подробнее рассмотреть последовательность разработки полых лопаток турбины для турбореактивных двигателей Юнкерс.

## Полые лопатки турбины Прима и Веллнера

Необходимость в разработке полых, охлаждаемых воздухом лопаток турбины была определенно обусловлена прежде всего дефицитом в Германии металлов, которые были необходимы для получения особо жаропрочных сплавов, вследствие чего нужных результатов приходилось добиваться с использованием имеющихся материалов не столь высокого легирования. Естественно, на изготовление полых лопаток уходило меньшее количество материала, по сравнению с цельными. Кроме того, за счет воздушного охлаждения таких лопаток можно было достигать более высоких рабочих температур, что позволяло повысить КПД и увеличить тягу, или при прежних рабочих температурах — существенно продлить срок службы двигателей. Тем более, что в ходе экспериментов, проводившихся фирмой Junkers с высокотемпературными керамическими лопатками, так и не удалось получить лопатки достаточной прочности (прочие работы в данной области рассмотрены в главе 6 и других главах книги), а нужные результаты можно было теперь получить только с полыми металлическими лопатками. Кроме того, при оценке открывающихся перспектив был сделан вывод, что при существующем ограничении нагрузок, прилагаемых к рабочему колесу турбины, полые и, соответственно, легкие лопатки могли обеспечивать повышенные частоты вращения и большую величину тяги.

Сначала фирма Junkers пыталась изготавливать полые лопасти из листов сплава Tinidur, изгибая, складывая и сваривая их, однако, как выяснилось, материал Tinidur не годился для сварки. Вследствие этого фирма Junkers была вынуждена прибегнуть к помощи специалистов извне, и в феврале 1943 года она обратилась к фирме William Prym из Штольберга (неподалеку от Ахена) с просьбой разработать технологию производства полых лопастей турбины для двигателей модели 109-004. Следует отметить, что с ноября 1942 по февраль 1943 года Прим, по рекомендации фирмы AEG, уже привлекался фирмой Junkers к работам над полыми ло-



патками для турбокомпрессора Юмо 207, турбина которого предназначалась для установки в выхлопной системе поршневого двигателя. До войны Прим занимался производством шпилек, иголок, пуговиц и т. п., однако, стремясь расширить сферу деятельности своей фирмы, он организовал в ее составе относительно автономное отделение глубокой вытяжки (известное под названием *Abteilung Spanlose Formung* — Отдел формовки без снятия стружки) под руководством Германа Кёля. Успех этого начинания был просто ошеломляющим, и уже вскоре Прим стал одним из ведущих производителей изделий глубокой вытяжки (например патронных и снарядных гильз) в Германии.

После примерно двух месяцев работы Прим, уже в апреле 1943 года, представил первые 70 лопаток для двигателя 109-004, которые, однако, были выполнены с хвостовиками неправильных размеров. Тем не менее было очевидно, что он вполне в состоянии добиться удовлетворительных результатов, вследствие чего в мае 1943 года на предприятии фирмы в г. Штольберг состоялась встреча для обсуждения проблем, связанных с лопатками. В ходе этой встречи удалось достичь определенных практических результатов, а также было официально продемонстрировано стремление государственного руководства Германии к решению всех сопутствующих проблем и скорейшему получению крупносерийных турбореактивных двигателей с нужными характеристиками. Помимо официальных лиц из Министерства авиации на встрече присутствовали представители фирм Junkers, Dessau; Krupp, Эссен; Brown Boveri, Мангейм; BMW, Берлин; Heinkel-Hirth и Deimler-Benz, Штутгарт; фирмы AEG, Берлин; Экспериментального авиационного института.

Спустя месяц после этой встречи Прим получил от Министерства авиации контракт на разработку лопаток турбины для двигателя 109-004. Уже в июле 1943 года он поставил первые полторы сотни пробных лопаток, которые, однако, производились на основе деревянных моделей, поскольку фирма Junkers еще не определилась окончательно с их формой. По этой причине первую «настоящую» лопатку удалось получить не ранее августа 1943 года. Согласно утвержденному производственному графику, за ней должны были последовать еще 800 лопаток, до конца 1943 года — 140000, к середине 1944 года — 225000; впоследствии производство предлагалось осуществлять в темпе, достигающем 500 лопаток в день. Но планы эти так и не были реализованы: так, например, в августе 1944 года было выпущено всего 5000 лопаток.

Естественно необходимым представлялось адекватное наращивание производственных мощностей, и в 1943 году Прим приступил к строительству своего нового завода в местечке Цвейфаль (в 15 км к юго-востоку от Штольберга), который должен был специализироваться исключительно на лопатках турбины. На этом предприятии, к полномасштабной производственной эксплуатации которого планировалось приступить в октябре 1944 года, должно было быть 40–50 прессов (в Штольберге, для сравнения — от 12 до 15), которые должны были разместиться в цехах общей площадью 2250 м<sup>2</sup>. Вначале

здесь предполагалось выпускать по 100000 лопаток в месяц с последующим наращиванием темпов — до 300000 в месяц к концу 1943 года, однако строительство этого предприятия до конца войны так и не было завершено.

Для разработки технологии производства полых лопаток Министерство авиации направило в созданное Примом отделение глубокой вытяжки около сорока технических специалистов Люфтваффе, а всему проекту был присвоен гриф секретности. На рис. 2.55 представлен чертеж полых лопатки турбины типа, производившегося для двигателя 109-004 В-4. Их производство осуществлялось рассмотренным ниже порядком. Сначала из листа материала Tinidur толщиной 3 мм выштамповывалась заготовка диаметром 97 мм с 9,5-миллиметровым отверстием по центру. Затем холодным волочением заготовке придавалась чашевидная форма и в конечном счете — форма трубы с закрытыми (замкнутыми) концами. После этого закрытые концы отрезались, а полученная трубчатая заготовка последовательно расширялась, сглаживалась и формовалась до получения лопатки нужного профиля с «прямоугольным» хвостовиком. Первоначально предпринимались попытки формовать лопатки сразу из трубчатых профилей, однако они не увенчались успехом. Когда же было принято решение о переходе на круглые заготовки, то для определения их оптимальных размеров потребовалось немало поэкспериментировать. На одном из этапов фирма Junkers поменяла длину хвостовика лопатки, и Приму пришлось проводить опыты по определению оптимальных размеров заготовки едва ли не с самого начала. Готовая полая лопатка весила 173 грамма, т. е. примерно вдвое меньше цельной.

Пока Прим трудился над своей технологией изготовления лопаток из Tinidur'a посредством холодной вытяжки, фирма Metallwarenfabrik Wellner Soehner AG из Ауэ занималась разработкой технологии производства полых лопаток турбины из другого жаростойкого сплава, известного под названием Cromadur (18 Mn; 12 Cr; 0,65 V; 0,5 Si; 0,2 Ni; менее 0,12 C, остальное Fe). Этот материал производился Крупном и предназначался для замены Tinidur'a. Сверхдефицитного никеля в нем содержалось более чем на два порядка меньше, а вместо него использовался марганец, тогда еще менее дефицитный. Поскольку Cromadur (в отличие от Tinidur'a) отлично сваривался, Веллнер изготавливал полые лопатки посредством гибки листов с последующей сваркой по задней кромке. Сварные лопатки Веллнера опередили тянутые лопатки Прима, и их эксплуатация была начата раньше, хотя по пределу текучести Cromadur несколько уступал Tinidur'y. Однако, поскольку ни одна из фирм так и не смогла обеспечить требуемые объемы производства, в двигатели 109-004 В-4 устанавливались лопатки обоих типов.

### Двигатель 109-004 В-4 (TL)

К концу 1944 года модель 109-004 В-1 сменила в производстве следующая модель двигателя — 109-004 В-4, основным отличием которой явились полые и охлаждаемые воздухом лопатки турбины. Были и другие незна-



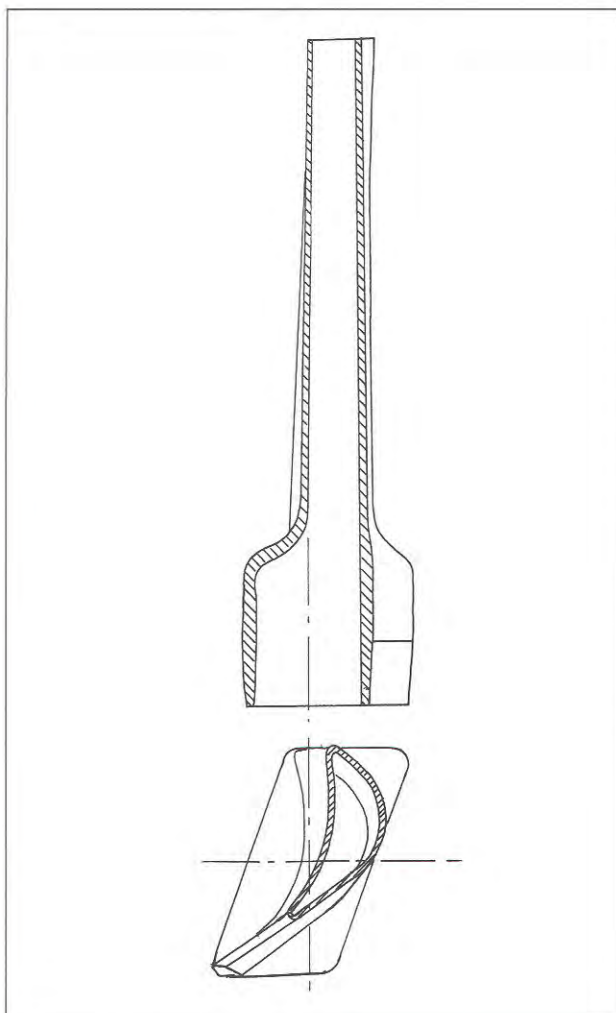


Рис. 2.55. Чертеж полый лопатки турбины турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1

чительные изменения, в частности, отбор охлаждающего воздуха за последней ступенью компрессора производился теперь не с наклоном, а под прямым углом относительно оси двигателя.

Кроме того, незначительные усовершенствования системы сгорания позволяли двигателю работать с более высокими рабочими температурами и развивать большую тягу, однако величина статической тяги осталась прежней — 900 кг, поскольку куда более важным представлялось увеличение срока службы и повышение надежности двигателя, вследствие чего он должен был эксплуатироваться в том же диапазоне рабочих температур, что и модель В-1. Помимо экономии дефицитных материалов еще одним, возможно, неожиданным преимуществом полых лопаток над цельными стала относительно высокая скорость и простота их производства.

Полые лопатки запрессовывались в стойки рабочего колеса турбины и затем припаивались твердым припоем. Чтобы внутри полых лопаток мог поступать охлаждающий воздух, в венце диска турбины сверлились от-

верстия. Принудительная подача воздуха обеспечивалась специальными центробежными лопатками, установленными в обращенную к набегающему потоку торцовую поверхность диска турбины (см. рис. 2.57). Такое рабочее колесо было заметно легче оборудованного цельными лопатками, что имело следствием снижение оказываемых им нагрузок, при этом усилие, прилагаемое каждой из лопастей к рабочему колесу турбины, достигало 3,4 тонны. Следует отметить, что и ранее порядка 3 % воздушного потока, проходящего сквозь двигатель, расходовалось на нужды охлаждения в ущерб КПД, а теперь часть воздуха направлялась еще и на охлаждение полых лопаток, однако дальнейшее незначительное снижение КПД двигателя с лихвой компенсировалось упомянутыми выше преимуществами полых лопаток. В отличие от БМВ, специалисты фирмы Junkers отнюдь не считали, что их полым лопаткам так уж необходима внутренняя втулка.

Лопатки паялись к диску турбины твердым припоем, или Degussa Flussmetall (85 % серебра, 15 % марганца, температура плавления 1000 °C), или Silma (86 % серебра, 14 % марганца, температура плавления 960 °C); в качестве флюса использовался фторид лития. Приведенные ниже указания по пайке лопаток припоем Silma основываются на рекомендациях, разработанных немецкими специалистами:

#### 1. Подготовка рабочего колеса и лопастей

Расточите стойки рабочего колеса в радиальном направлении, не стесывая кромки. Лопатка должна устанавливаться по месту легкими ударами деревянного молотка.

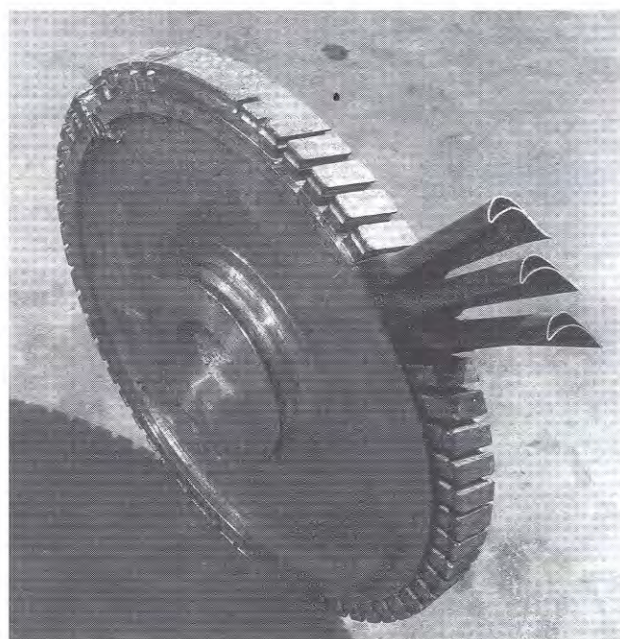


Рис. 2.56. Рабочее колесо турбины для турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В0-4, подвергнутое частичной механической обработке и подготовленное к испытанию полых лопастей воздушного охлаждения (Рихарт Т. Эгер)



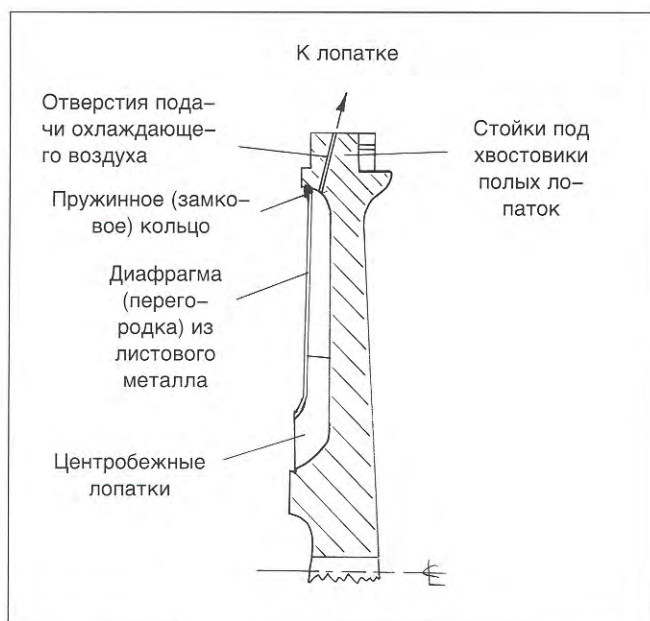


Рис. 2.57. Эскиз разреза рабочего колеса турбины двигателя 109-004 В-4, на котором наглядно показана система охлаждающего воздуха

Введите кольцо проволочного припоя в специально предназначенную для этой цели проточку (расход припоя — 250 г на ротор).

Подвергните хвостовики лопастей пескоструйной обработке, обезжирьте стойки рабочего колеса и нанесите на припаиваемые поверхности флюс.

До затвердения флюса, ударяя деревянным молотком, установите хвостовики лопаток по месту в рабочее колесо.

Просверлите отверстия под фиксирующие шпильки с охлаждением сверла содовой водой (охлаждение маслом не допускается).

Вставьте шпильки (предназначенные прежде всего для фиксации лопаток во время пайки).

## 2. Пайка

Установите рабочее колесо в сборе в печь, разогретую до 600–800 °С и выключенную.

Подогревайте рабочее колесо в течение 20 минут.

Включите печь.

В течение 40 минут доведите температуру до (1050±15) °С, поворачивая рабочее колесо. Во избежание окисления разогрев печи следует производить с некоторым избытком газа.

Разогрев все рабочее колесо до температуры пайки, выньте его из печи и дайте остыть на воздухе, без обдува.

## 3. Закалка

Закалка осуществляется в газовой печи.

Для лопаток из Tinidur'a — пять часов при 650–80 °С. Необходимая твердость (измеренная у хвостовика лопасти) для лопаток из Tinidur'a — НР 20220 кг/мм². Если нужная твердость не получена, повторите процесс, но в течение меньшего времени.

После пайки и закалки рабочее колесо турбины подвергалось чистовой механической обработке, осмотру и балансировке. Эффективность крепления лопаток турбины посредством пайки в значительной степени определялась правильностью сборки и качественным распределением припоя (см. рис. 2.58). Следует отметить, что лопатки выходили из строя как вследствие не-

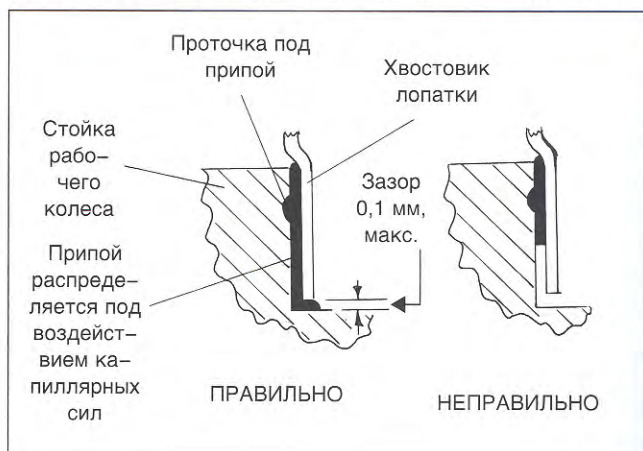


Рис. 2.58. Пайка полых лопаток турбины двигателя 109-004 В-4

правильной пайки, так и из-за перегрева двигателя, ослаблявшего припой. Чтобы обеспечивать качественное крепление лопаток пайкой, по ним водили скрипичным смычком и, благодаря накопленному опыту, на слух определяли частоту звука, которая соответствовала правильной пайке. Данная процедура получила название Prüfenweisung. Еще одной проблемой, связанной с полыми лопатками, стали довольно частые случаи их расслоения по задней кромке под воздействием вибрации, вследствие чего задние кромки пришлось усилить двумя заклепками.

Точные данные по техническим характеристикам двигателя 109-004 В-4 отсутствуют, известно лишь, что в основном они соответствовали характеристикам модели 109-004 В-1, но при несколько меньшем весе. Если брать двигатель в целом, то он едва ли обеспечивал уж очень существенную экономию наиболее дефицитных металлов, таких как никель, вольфрам, молибден и хром. Так, для производства двигателя 109-004 В-4 с полыми лопатками турбины из Tinidur'a требовалось 4,6 кг хрома, 6,5 кг никеля и 0,2 кг молибдена, а аналогичного двигателя с полыми лопатками из Cromadur'a — 4,7 кг хрома, 3,5 кг никеля и 0,2 кг молибдена. Вольфрам не использовался вовсе. Для сравнения, двигателю 109-004 В-1 (с цельными лопатками из Tinidur'a) требовалось 6,35 кг хрома, 9,85 кг никеля и 0,205 кг молибдена.

## Производство двигателей 109-004 В-1 и В-4

Ближе к концу 1943 года Министерство авиации приняло все же окончательное решение о серийном произ-



водстве турбореактивных двигателей, и двигатели 109-004 В-1 стали выпускаться в заметных количествах. Первые серийные двигатели были изготовлены в Дессау, там же, где строились все экспериментальные двигатели Юнкерс, однако уже к августу 1944 года соответствующие производственные мощности были развернуты на предприятии в г. Кетен (в 25 км к юго-западу от Дессау) и в Мульденштайне (через реку от Дессау). В Мульденштайне было выпущено в общей сложности наибольшее количество таких двигателей. Кроме того, воистину гигантский подземный завод, известный под названием Mittelwerke GmbH, был построен в горах Гарц, вблизи Нордхаузена. Он приступил к реализации производственной программы с октября 1944 года, за ним, уже в следующем месяце, последовал завод в Циттау (75 км к юго-востоку от Дрездена, ныне республика Чехия). Основным центром производства турбореактивных двигателей в Германии должно было стать предприятие в Лейпциге, известное под названием Mitteldeutsche (букв. Средне-Германское), однако к концу войны там едва успели приступить к их выпуску. Было также еще одно предприятие, освоившее производство реактивных двигателей, оно располагалось за пределами собственно Германии — неподалеку от Праги, по всей видимости, это были авиазаводы Летов. На этом исчерпывается перечень предприятий, выпускавших полностью собранные турбореактивные двигатели Юнкерс. В общей сложности к концу войны было построено 6010 двигателей 109-004 В1/В4, включая опытные и экспериментальные образцы. В помещенной ниже таблице приведены данные о производстве двигателей по месяцам и отдельным предприятиям.

Предприятие	1944					1945		
	Авг.	Сент.	Окт.	Нояб.	Дек.	Янв.	Фев.	Март
Дессау	96*	—	—	—	—	—	—	3
Кетен	25*	60	170	200	210	100	20	40
Мульденштейн	189*	220	430	448	467	334	335	307
Mittelwerke (Нордхаузен)	—	—	10	20	50	430	630	815
Циттау	—	—	—	12	53	86	115	120
Mitteldeutsche (Лейпциг)	—	—	—	—	—	—	—	5
Прага	—	—	—	—	—	—	—	10
ИТОГО:	310	280	610	680	780	950	1100	1300

Для производства одного 109-004 В требовалось в общей сложности около 700 человеко-часов, а одного БМВ 109-003 — порядка 600 человеко-часов. Разумеется, в некоторых случаях приходилось затрачивать значительно больше времени. Так, на предприятии Mittelwerke, где фирма Junkers занимала лишь заднюю часть трехкилометрового зала-туннеля, расположившегося к северо-западу от городка Нордхаузен, имелись серьезные проблемы, связанные с организацией производства в условиях, когда и без того относительно скудное пространство приходилось делить с чрезвычайно

загруженными цехами по производству элементов и частей для так называемого оружия возмездия (Фау-1/Фау-2), а также других реактивных двигателей. Для производства многих измерительных приборов не хватало технологической оснастки — так было, во всяком случае, на предприятии Mittelwerke. Однако, несмотря на все трудности и проблемы, темпы выпуска двигателей 109-004 В к концу войны, похоже, вплотную приблизились к запланированным показателям. По данному вопросу трудно составить окончательное суждение вследствие недостатка достоверной информации по некоторым из указанных выше предприятий, поскольку многие из них были рассредоточены, а впоследствии — полностью разрушены и прекратили свое существование.

Помимо названных выше создавались и другие предприятия, однако они или не успевали наладить полноценное производство, или захватывались наступающими войсками союзников по антифашистской коалиции. По-видимому, крупнейший из таких центров располагался на территории Франции, в Страсбурге, где в собственности фирмы Junkers отошел завод Matford, на котором до этого выпускались автомобили Ford. Переименованный в Junkers-Meinauwerke, этот завод был дооборудован для производства 250 новых поршневых двигателей, в частности Юмо 211, и ремонта 500 поршневых двигателей в месяц. Первоначально планировалось, что предприятие в Страсбурге в сентябре 1944 года начнет свое производство с 20 двигателей 109-004 В и к июлю 1945 года темпы производства здесь достигнут 1000 двигателей в месяц, однако бомбардировка 27 мая 1944 года перечеркнула все расчеты. Пришлось принять меры к рассредоточению производства не столько для снижения эффективности последующих бомбардировок, сколько с целью максимального использования имеющихся производственных мощностей. Известны следующие основные предприятия, на которых должны были производиться и обрабатываться указанные ниже элементы двигателей.

Хассероде: литые центральные детали.

Мутцинг: машинная обработка литых центральных деталей.

Ротхам: машинная обработка валов турбины.

Илькирх (Graffstaden Mill): склады и машинная обработка рабочих колес турбины. Пайка лопаток производилась где-то в другом месте.

Лутцельхаузен: полые валы и конические передачи привода конуса газов.

Пфаффенхаузен (Omega Works): все работы с листовыми металлами.

Прочие элементы и части, например компрессоры и лопатки турбины, должны были поступать из Германии, а окончательную сборку двигателей предполагалось производить в Страсбурге, на предприятии Junkers-Meinauwerke. Затем собранные двигатели следовало направлять в Мульденштайн и на Mittelwerke для испытаний и дальнейшего распределения. Работы в районе Страсбурга были начаты в июле 1944 года, они



производились с широким привлечением эльзасцев (население рассматриваемого района, франко-германского происхождения) и русских, однако до освобождения региона союзными войсками здесь так и не было произведено ни одного готового двигателя. Во Франции они должны были выпускаться под названием Юмо 203, что как бы ставило их в один ряд с поршневыми двигателями Юнкерс Юмо 9-204, 205 и т. д. Возможно, таким образом пытались ввести в заблуждение разведку противостоящей стороны.

### Испытания двигателей серии 109-004

Помимо рутинных функциональных испытаний, производившихся предприятиями перед окончательным выпуском готовых серийных двигателей, как серийные, так и экспериментальные двигатели постоянно испытывались в испытательном центре (E-Stelle) Рехлин и на головном предприятии Юнкерс. Об официальных статических и полетных испытаниях, проводившихся соответственно отделами Е3 и Е2 центра Рехлин, уже упоминалось во вступлении.

Отдел Е2 центра Рехлин проводил полетные испытания турбореактивных двигателей с постоянным весом, при этом для получения каждой точки на кривой рабочей характеристики требовалось выполнить отдельный полет. Такие испытания осуществлялись с целью устранения эффекта повышенного расхода топлива для всего «летающего испытательного стенда» (т. е. системы самолет-двигатель) в целом. Реактивная тяга двигателя измерялась при помощи летающего испытательного

стенда на базе самолета Юнкерс Ju 52/3m, после чего полученные результаты оценивались и анализировались в ходе последующих полетных испытаний тех же двигателей, установленных на конкретных реактивных самолетах. Для измерения тяги двигатель устанавливался в параллельно-подвижную раму под фюзеляжем. При работе двигателя происходило сжатие пружин рамы, сила этого сжатия измерялась электроиндукционным способом (посредством динамометрических элементов).

Для измерения тяги двигателя в полете фирма Junkers использовала принципиально иной метод. Он основывался на сравнительном анализе давлений перед турбиной, за турбиной и у реактивного сопла. Потребление топлива измерялось расходомерами. Типовая установка для испытания двигателя в полете (см. рис. 2.59) представляла собой двигатель 109-004, размещенный под левой плоскостью самолета Юнкерс Ju 88 (GCH+—).

Как показали испытания Мессершмитта Me 262 А с двумя 109-004 В-1, проводившиеся в центре Рехлин, изменение температуры воздуха за бортом на 15 °С имело следствием изменение тяги на 30 % и потребления топлива на 25 %. Таким образом, средняя максимальная скорость горизонтального полета истребителя Me 262 на высоте 7000 м варьировалась в пределах от 868 км/ч зимой до 820 км/ч летом. Для проведения летных испытаний двигателей 109-004 центром Рехлин использовались перечисленные ниже Me 262:

Me 262 А	заводской № 130 018	код: Е3+01
Me 262 А-1а	заводской № 130 163	код: Е3+01

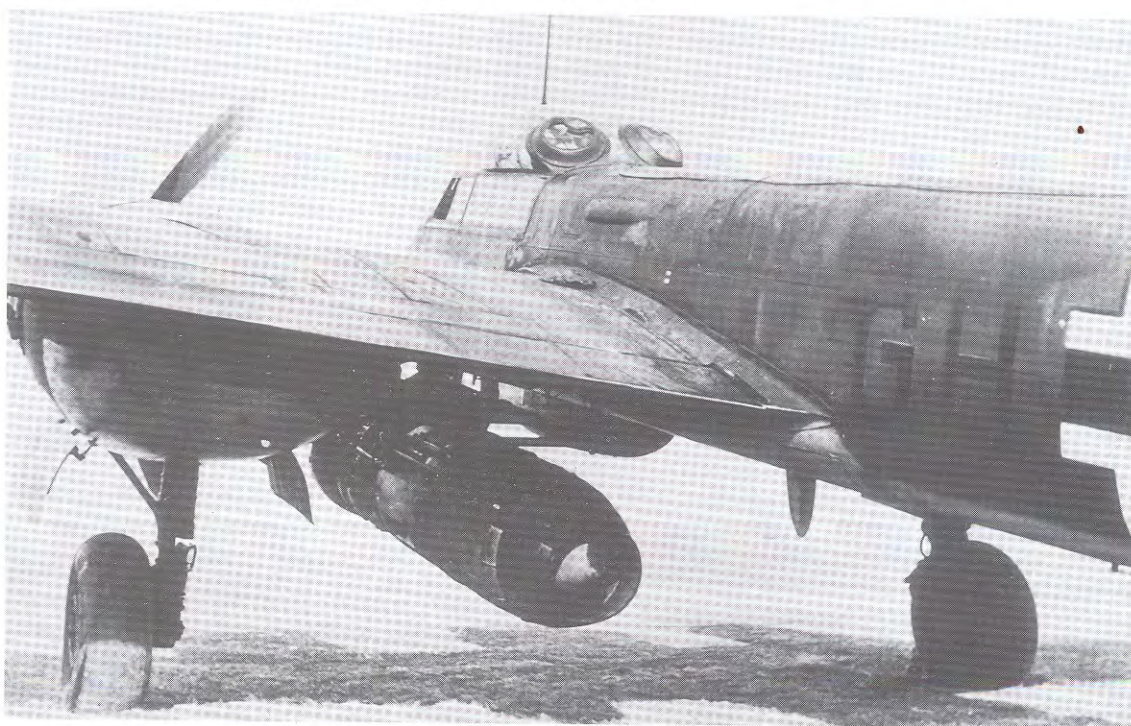


Рис. 2.59. Самолет Юнкерс Ju 88 А-5 (GCH+—) с подвесным турбореактивным двигателем Юнкерс 109-004 готов к проведению полетных испытаний. Двигатель крепится к жесткой точке подвески, которая обычно использовалась под бомбы



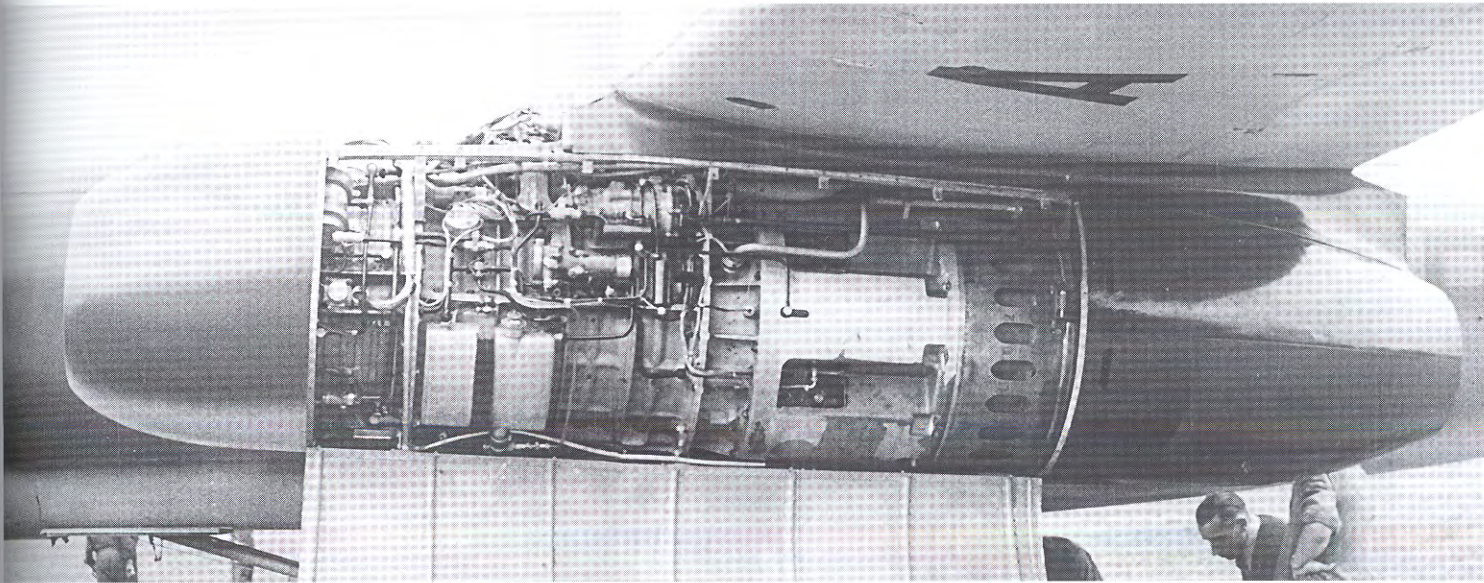


Рис. 2.60А. В феврале 1943 года первые два двигателя Юнкерс 109-004 В-0 были переданы предприятию фирмы Арадо в Варнемюнде и установлены на самолет Ар 234, прототип V2. Откидные панели обеспечивали доступ к двигателю для проведения осмотра и обслуживания

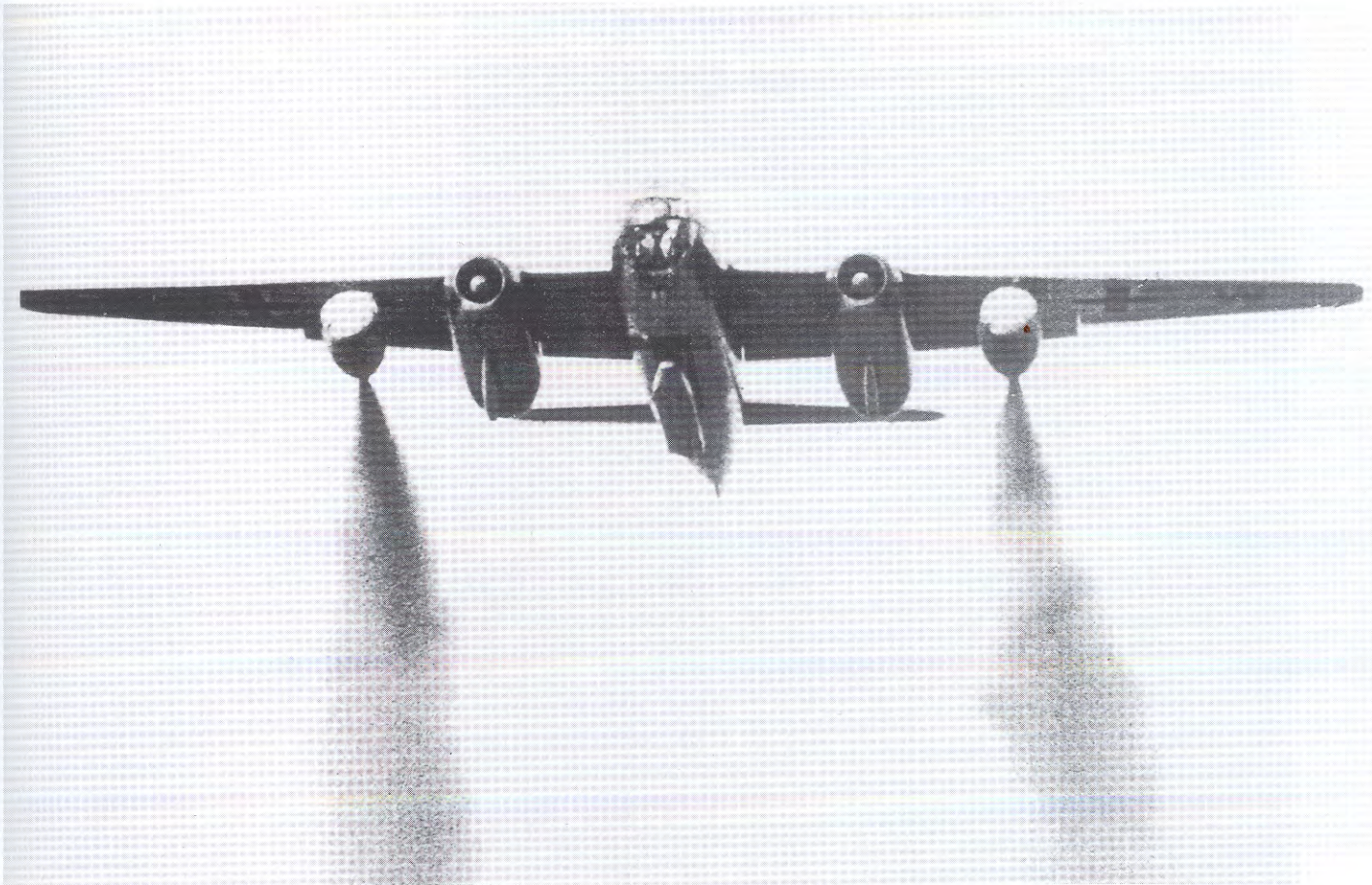


Рис. 2.60В. Взлет самолета Арадо Ар 234 V3 с использованием ракетных ускорителей. Этот самолет с двумя турбореактивными двигателями Юнкерс 109-004 В-0 совершил свой первый полет 25 августа 1943 года. Самолет был оборудован герметичной кабиной и катапультируемым креслом пилота. В ходе одного из первых полетов самолет разбился (Филлип Джарретт)



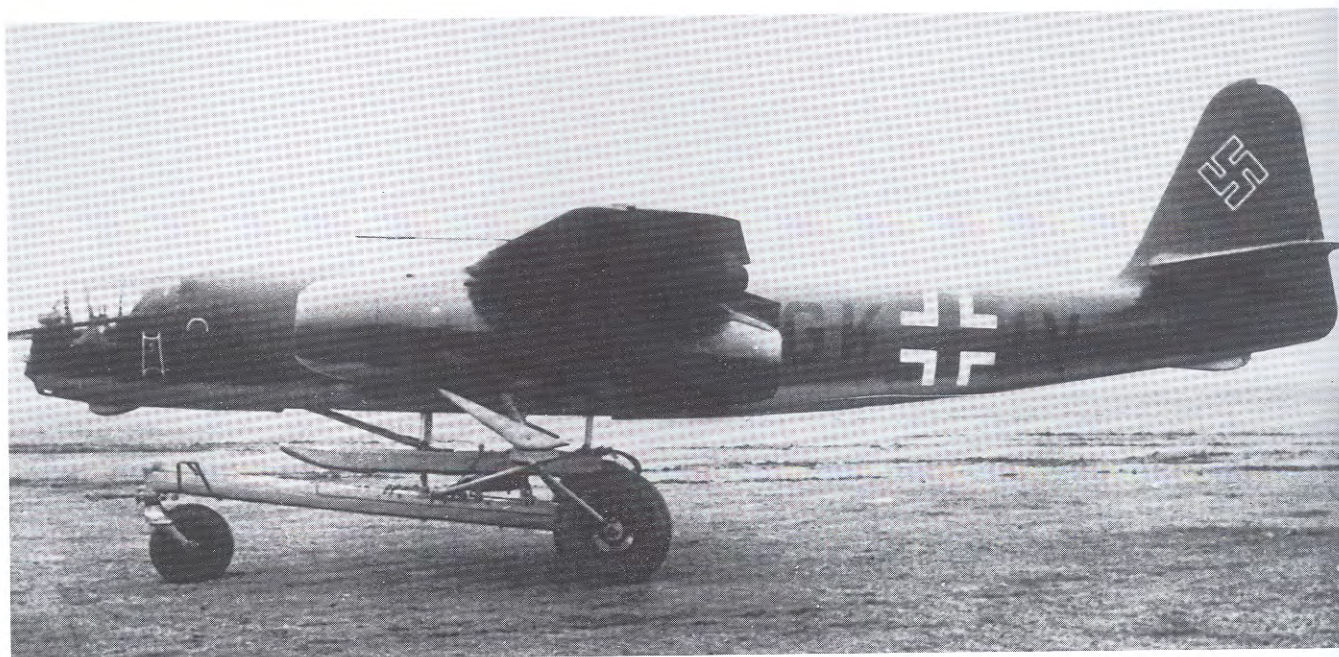


Рис. 2.61А. Арадо Ar 234 V5 (GK+IV) с двумя турбореактивными двигателями Юнкерс 109-004 В-0. На рисунке хорошо видна подфюзеляжная тележка, которая использовалась при взлете самолета еще до создания и внедрения убирающегося шасси

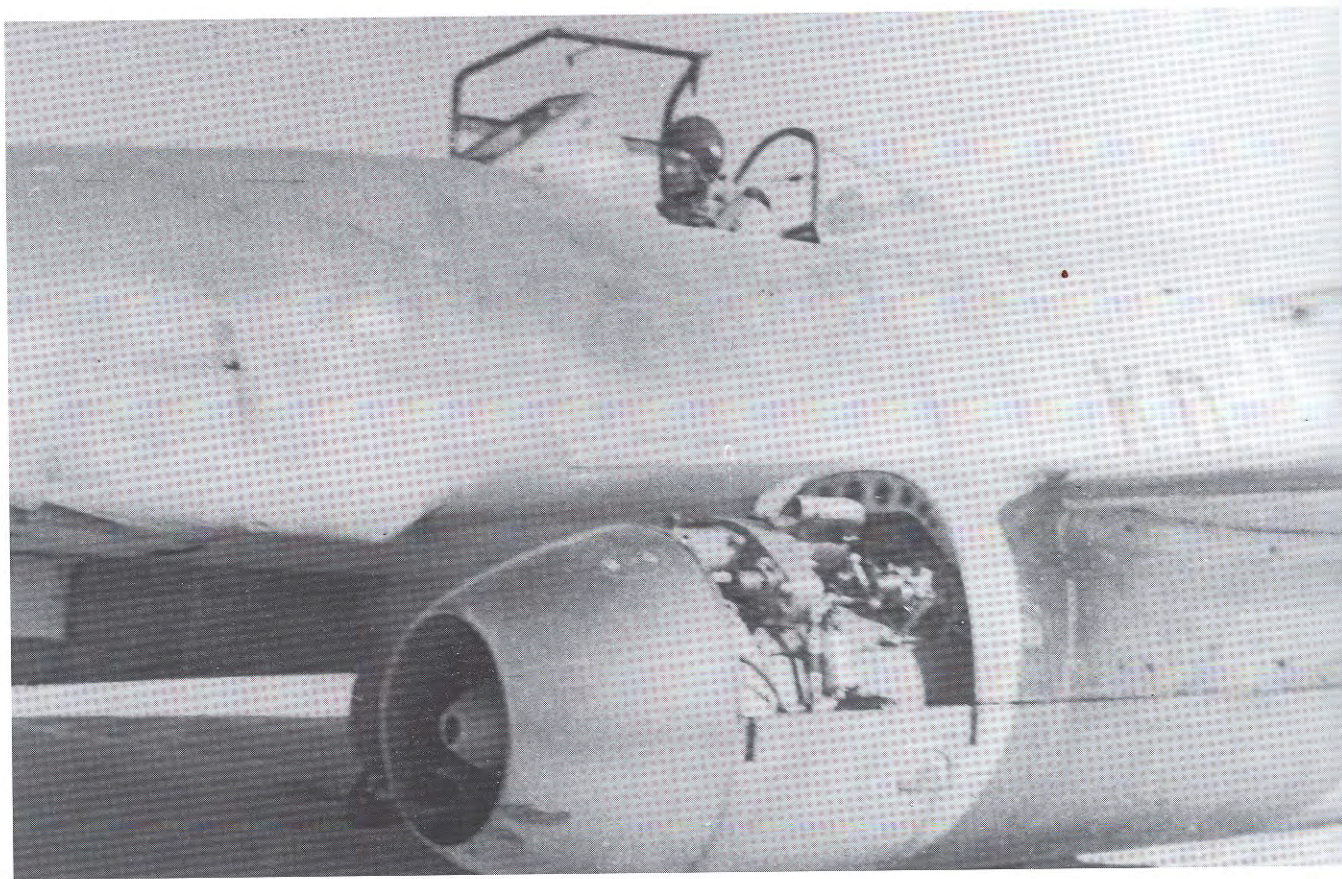


Рис. 2.61В. Мессершмитт Me 262 A-1a (предположительно KD+EA, заводской № 170 095, испытательный центр Рехлин). У левого турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1 снята часть обшивки



Me 262 A	заводской № 130 168	код: E3+02
Me 262	заводской № 170 095	код: KD+EA

При полетах в условиях, способствующих обледенению, каких-либо проблем с компрессором не отмечалось, однако в случае обледенения компрессора в будущем ему предполагалось противодействовать, направляя к компрессору затурбинные отработанные газы или используя жидкие противообледенители. Не отмечалось и проблем, связанных с эрозией лопаток компрессора вследствие попадания песка и абразивной пыли. Впрочем, условия на аэродромах Германии и не способствовали развитию этого явления.

### Практическое применение двигателей 109-004 В

Хотя первоначально разрабатывалось несколько типов турбореактивных самолетов, до ввода в эксплуатацию удалось довести только два из них, и оба с двигателями Юнкерс 109-004 В — Мессершmitt Me 262 и Арадо Ar 234. Сначала 1-я, а затем и 3-я эскадрильи испытательного подразделения Versuchsverband Ob.d.L. с июля 1944 года начали выполнять на них пробные разведывательные вылеты в реальных боевых условиях. Согласно одному из источников, неофициально двигатели 109-004 В называли Orkan (ураган), что представляется вполне оправданным. Обслуживание новых самолетов

первоначально осуществлялось с широким привлечением персонала фирм Messerschmitt, Arado и Junkers. По результатам испытаний в реальных условиях оба самолета получили оценку «отлично» — ими было легче управлять, и они были значительно быстрее своих поршневых собратьев, хотя и при худшей маневренности, к тому же им требовались длинные ВПП (взлетно-посадочные полосы). Что касается двигателей Юнкерс 109-004 В-1, то они оказались склонными к преждевременному выходу из строя и не прощали пилоту ошибок. Чаше других ломались компрессор, сопловые аппараты турбины и рабочее колесо турбины. Иногда перед вводом в эксплуатацию приходилось полностью перебирать совершенно новые двигатели. Тем не менее, реактивные самолеты были признаны вполне готовыми к массовому производству. В эксплуатацию было принято три основных типа — истребитель Me 262 A-1a Schwalbe (ласточка), бомбардировщик Me 262 A-2a Sturmvogel (буревестник), разработанный по приказу Гитлера, а также разведчик и бомбардировщик Ar 234 В. За ними должен был последовать целый ряд подвариантов, предназначенных для выполнения различных специальных задач, например, для использования в качестве ночного истребителя.

К сентябрю 1944 года первое многоцелевое реактивно-истребительное подразделение, Erprobungskommando 262, завершило оценку боевых возможностей Me 262,

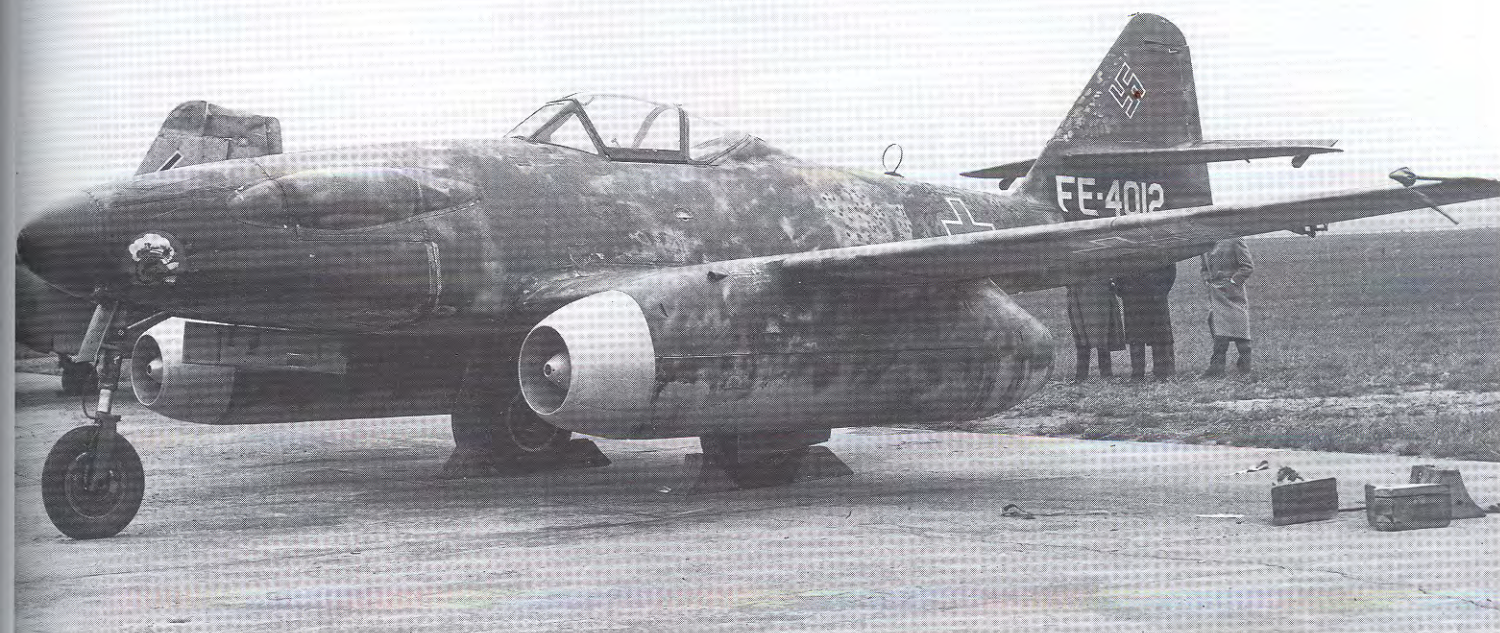


Рис. 2.62. Мессершmitt Me 262 A-1a/U3 представлял собой реактивный истребитель, переоборудованный для использования в качестве фоторазведчика. Хорошо видна выпуклость носовой части, в которой размещались две вертикальные фотокамеры. Самолет был захвачен американцами, и ему был присвоен номер иностранной разработки (Foreign Evaluation number FE4012). На заднем плане видна верхняя часть хвоста Юнкерса Ju 88. (Снимок выполнен BBC США 30 сентября 1945 года)





Рис. 2.63. Мессершmitt Me 262 B-1a/U1, двухместный ночной истребитель (заводской № 121 442) с носовыми антеннами радиолокатора SN-2 Lichtenstein, которым он был оснащен. Самолет был захвачен американцами, и ему был присвоен номер иностранной разработки (Foreign Evaluation number) FE610. (Снимок выполнен BBC США в 1945 году)

и было сформировано специальное подразделение для проведения боевых испытаний Ar 234 — Sonderkommando Götz. Первым чисто боевым подразделением Люфтваффе, вооруженным реактивными самолетами, стало Kommando Nowotny, которое с 3 октября вступило в войну со своими примерно двенадцатью истребителями Me 262 A-1a. Однако результаты первых боев с армадами бомбардировщиков ВВС США оказались разочаровывающими — несколько Me 262 было сбито, когда их пилоты сбрасывали скорость, поскольку иначе не могли эффективно атаковать противника. Остальные самолеты были потеряны в авариях, в том числе 34 % — вследствие неисправностей шасси, 33 % — двигателей и 10 % — хвостового оперения. В последнем случае основной причиной стали резонансные колебания, вызываемые реактивной струей, которые приводили к разрушению конструкции стабилизаторов Me 262.

К ноябрю 1944 года было создано еще два небольших разведывательных подразделения, вооруженных Ar 234,

однако с нового года их сменили три более крупных — 1.(F)/100, 1.(F)/123 и 1.(F)/33, которые могли практически безнаказанно вести разведку над Британскими островами и другими регионами. Еще одно подразделение, Sonderkommando Sommer, выполняло аналогичные задачи над Северной Италией. В ноябре же 1944 года была сформирована еще одна истребительная эскадра, JG7, где пытались решать проблему ведения атаки на большой скорости, главным образом за счет установки на истребители Me 262 ракетного вооружения. Для более безопасного ознакомления пилотов с особенностями реактивных машин были созданы учебно-тренировочные подразделения на двухместных самолетах Me 262. Здесь проходили переподготовку будущие пилоты как истребительных, так и бомбардировочных подразделений Люфтваффе. (Формирование первых подразделений на бомбардировщиках Me 262 A-2a было начато в сентябре 1944 года, они известны под названиями Kommando Schenk и Kommando Edelweis.)





Рис. 2.64. 6 августа 1945 года, аэродром Сола (г. Ставангер, Норвегия). Именно отсюда был выполнен последний разведывательный вылет Люфтваффе на Британские острова. Арадо Ar 234 B-2/1p (9V+CH, заводской № 140 493) готовят к полету в том же направлении, но уже под контролем британского персонала. Самолет, ранее входивший в состав Einsatzkommando 1.(F)/5, был захвачен в исправном состоянии и перегнан на авиабазу Фарнборо в Англии. (Имперский военный музей, Великобритания)

К переподготовке пилотов на бомбардировщики Ar 234 приступили с ноября 1944 года в Альт Лённевитц, где располагался основной центр производства этих машин. Во время Арденнского наступления в декабре 1944/январе 1945 годов несколько Ar 234 из состава 6./KG 76 впервые отбомбились по позициям союзников, а вскоре в действие вступили и другие подразделения эскадры KG 76, вооруженные бомбардировщиками Ar 234. Первоначально их операции носили довольно ограниченный характер из-за жестокой нехватки горючего, однако с начала марта вылазки KG 76 участились, причем зачастую при поддержке Me 262 из состава бомбардировочных эскадрилий I. и II./KG 51. Наиболее отчаянными из этих операций были зачастую просто самоубийственные атаки на мосты, например, на Ремангенский мост через Рейн. Однако в конце марта активность Ar 234 резко снизилась, а ближе к концу войны их полеты практически прекратились.

Все это время Me 262 продолжал привлекаться к выполнению задач, для которых он оказался наиболее приспособленным. Практически неуязвимый, способный летать без отклонения на высочайшей для того времени скорости, этот самолет был просто идеальным ближним авиаразведчиком. Этим занималось подразде-

ление Sonderkommando Brauegg, сформированное в декабре 1944 года. На его вооружении состояли самолеты Me 262 A-1/U3. В новогодний день 1945 года Люфтваффе в последний раз нанесли действительно мощный удар, атаковав силами всех имевшихся в его распоряжении самолетов аэродромы союзников в Европе, но затем последовал стремительный спад, и вскоре реактивные самолеты остались одними из немногих, которые все еще летали. В апреле отмечались их последние, крайне редкие, боевые вылеты — в роли ночных истребителей, которые выполнили Kommando Welter на Me 262 и Kommando Bonow на Ar 234. 10-го числа того же месяца Люфтваффе предприняли свой последний рейд на Британские острова. Это был всего один Ar 234 из состава 1.(F)/33, который взлетел из Ставангера (Норвегия) и провел разведку над северной Шотландией (см. рис. 2.64).

Следует также отметить, что в новом году целый ряд бывших бомбардировочных подразделений спешно реформировывались и переучивались на истребители Me 262, однако в строй успела вступить лишь одна эскадрилья — I./KG(J)54. К концу войны только два подразделения из числа летавших на истребителях Me 262 оставались боеспособными — III./JG 7 и Jägdverband 44.



Летчик-ас, генерал лейтенант Адольф Галланд формировал свою знаменитую Jägdkorps 44 (эскадрилья истребителей 44) в качестве своего рода «последнего рубежа» на пути авиации союзников. Это была попытка сконцентрировать в составе одного подразделения сливки истребительной авиации Люфтваффе, посадив лучших пилотов на лучшие истребители того времени. Эта последняя попытка Германии отбить налеты авиации союзников, которые уже практически разрушили ее, успела лишь продемонстрировать способности новых реактивных истребителей в сочетании с вполне освоенной тактикой их боевого применения. Сформированная 10 февраля 1945 года JV 44 приступила к боевой работе 31 марта. Первоначально группа базировалась в Мюнхен-Рим, с примерно 25 истребителями Me 262 и 50 пилотами; вскоре из утративших боеспособность подразделений и частей сюда было стянуто еще около сотни реактивных истребителей. Имея в боеспособном состоянии обычно не более 6 Me 262 одновременно, группа успела ко времени своей капитуляции 3 мая 1945 года сбить до 45 самолетов противника. Единственным реактивным истребителем союзников, который успели ввести в боевую эксплуатацию до конца войны, был Gloster Meteor I. На континенте он начал действовать с 16 апреля 1945 года, но контактов с реактивными истребителями Люфтваффе у него не было.

Данное резюме по практическому применению двигателей 109-004 В не будет полным без хотя бы краткого упоминания еще об одном самолете, на который они устанавливались, пусть он и не был введен в эксплуатацию. Примерно в то же время, когда прототип первого в мире реактивного бомбардировщика Ar 234 V-1 в июне 1943 года выполнил свои первые полеты, фирмой Junkers были начаты разработки еще одного реактивного бомбардировщика. Если Ar 234 определенно имел небольшие габариты для полноценного бомбардировщика, к тому же его скорость несколько ограничивалась нестреловидным крылом, то фирма Junkers планировала разработать машину значительно больших размеров, причем с крылом обратной стреловидности, которая должна была развивать скорость до порядка 0,8 М. Бомбардировщик Ju 287 располагал существенно большей по сравнению с другими самолетами реактивной мощностью за счет применения силовой установки в составе четырех 109-004 В-1, два из которых крепились к передней части фюзеляжа и еще два — к задней кромке каждой из плоскостей крыла. Именно с такой силовой установкой совершил свой первый полет (16 августа 1944 года, Брандис) низкоскоростной опытный образец Ju 287 (RS+RA). Как и в некоторых случаях Ar 234, Ju 287 V-1 для взлета нуждался в помощи сбрасываемых стартовых ракетных ускорителей Вальтера, однако в будущем машину предполагалось оснастить еще более мощной силовой установкой, например, в составе шести турбореактивных двигателей BMW 109-003 A-1 на Ju 287A. Разрабатывались также другие типы бомбардировщиков, в которых основную мощность обеспечивали обычные двигатели с воздушными винтами, а турбореактивные двигатели в течение

непродолжительного времени должны были лишь придавать ускорение. Таким был, например, огромный Фокке-Вульф Та 400 обычной конструкции, оборудованный шестью радиальными поршневыми двигателями и в дополнение к ним двумя 109-004 В.

Интересный проект истребителя-бомбардировщика P.178 разрабатывался фирмой Blohm und Voss. Эта машина была выполнена асимметрично: гондола пилота располагалась слева по крылу, а единственный двигатель 109-004 В — справа. Еще на одной машине этой же фирмы, истребителе P.202, предполагалось использовать два таких же двигателя, но в данном случае наибольший интерес представляло действительно очень странное крыло, плоскости которого при взлете и посадке располагались под прямым углом к фюзеляжу и при полете на высокой скорости поворачивались в вертикальных осях. Казалось бы, обычная изменяемая стреловидность, но у этого самолета левая плоскость отклонялась назад, а правая — вперед, что в принципе обеспечивало полноценную стреловидность крыла, если, разумеется, не принимать во внимание проблемы, связанные со стабилизацией такого самолета.

Не столь курьезным, но все же достаточно интересным по своей схеме был истребитель Хортен Но IX (позже Гота Go 229). Эта бесхвостка (или летающее крыло) первоначально, в 1942 году, проектировалась под два BMW 109-003, однако Но IX V-2, последовавший за не имевшим двигателей опытным образцом, летал в 1944 году со скоростью до 800 км/ч уже на двух 109-004 В-1, поскольку они были более доступны. Налетав считанные часы, этот самолет разрушился при вынужденной посадке из-за отказа одного из двигателей, уже строились его последующие опытные образцы, когда война закончилась.

Вполне естественно, работы, которые велись в Германии над турбореактивными двигателями, не могли не заинтересовать другие державы, и в Дессау регулярно наведывались делегации из Японии, последняя из которых побывала там 5 марта 1945 года. Таким образом, японцы постоянно были в курсе самых последних разработок. Чертежи последних версий 109-004 В должны были отправиться в Японию на подводной лодке, но, по всей видимости, так и не прибыли туда. В любом случае опытные образцы единственного реактивного истребителя Японии во Вторую мировую войну — Накадзима J8N1 Кикка — имели силовую установку в составе двух двигателей, представлявших собой уменьшенную версию германского BMW 109-003. Италия также была заинтересована в получении 109-004 В для своего первого реактивного истребителя Капрони Реджиане Re 2007 с одним двигателем и носовым воздуховодом. Было выделено два двигателя Юнкерс для установки на опытных образцах, которые прибыли в провинцию Удина, но окончательный разгром Италии положил этим планам конец, и оба были проданы в Милане после войны.

К концу войны на турбореактивных двигателях Юнкерс 109-004 В летали сотни немецких самолетов. У большинства из них силовая установка была пред-



ставлена двумя двигателями, размещенными под крылом, а наиболее распространенным типом был Me 262, построенный в количестве 1433 единиц, из которых, впрочем, лишь менее 200 или около того успели поступить в боевые части. Вниманию, которого постоянно требовал ненадежный 109-004 В, пожалуй, наиболее наглядно иллюстрируется помещенными ниже выдержками из инструкции Люфтваффе L.Dv.T.2262 (для Me 262 A-1 и A-2), изданной в январе 1945 года. Приведены только указания, относящиеся к двигателям.

#### 1. Подготовка к взлету

- 1) Если установлены стартовые ускорители, то съемный штекер следует присоединять только перед взлетом.
- 2) Топливные краны должны быть закрыты. Сектор газа должен быть установлен в положение «стоп».

#### 2. Запуск

- 1) Установите упорные (тормозные) колодки перед всеми колесами шасси, кроме носового.
- 2) Установите защитные сетки перед воздухозаборниками двигателей.
- 3) Подайте на себя автоматический выключатель с красным кольцом. Если самолет подключен к внешнему источнику электроэнергии, то выключатель с обозначением Fernselbstschalter (дистанционный автоматический выключатель) должен находиться в выключенном положении.

**Предупреждение!** Не включайте кнопку зажигания, в противном случае возможно возгорание.

- 4) Нажимайте пусковую рукоятку в течение трех–пяти секунд. Пусковое топливо поступит в воздухозаборник пускового двигателя Риделя.

- 5) Потянув пусковую рукоятку, включите зажигание и устройство пуска двигателя Риделя.

- 6) Двигатель Риделя должен запуститься в течение пяти секунд, в противном случае выполните операции повторно.

- 7) После того как двигатель Риделя заработает, нажмите переключатель на два положения, включив шкалу низких оборотов двигателей.

- 8) Частоту вращения считывайте по внутренней шкале тахометра.

- 9) Когда частота вращения достигнет примерно 800 об/мин, нажмите кнопку на секторе газа, при этом произойдет впрыск и зажигание пускового топлива посредством свечей зажигания. Частота вращения двигателей возрастет.

- 10) Следите за температурой. При наличии слишком сильного пламени, а также, если температура превысит предельно допустимое значение, отпустите кнопку и дайте двигателю Риделя продолжить работу, т. е. снова потяните рукоятку пускового двигателя.

- 11) Примерно при 2000 об/мин отпустите рукоятку пускового двигателя и выключатель шкалы тахометра. Откройте топливный кран на левой консоли управления.

- 12) Медленно сдвигайте сектор газа из положения «Стоп» в положение «Холостой ход». Храповая собачка защелкивается в фиксатор. Продолжайте нажимать кнопку зажигания до тех пор, пока частота вращения не достигнет 3000 об/мин. Не подавайте сектор газа за положение «Холостой ход».

- 13) На 3000 об/мин отпустите кнопку зажигания. Теперь двигатели работают на топливе J2.

- 14) Переключите выключатель с обозначением «Fernselbstschalter» на «Ein» (вкл.). Двигатели работают на холостом ходу.

#### 3. Разгон (двигателей)

- 1) Постепенно подавайте сектор газа вперед в пределах от 3000 до 6000 об/мин. Температура должна подниматься не выше максимально допустимой. Блок управления начинает работать при частоте вращения свыше 6000 об/мин. Вследствие этого при слишком быстрой подаче сектора газа вперед существует опасность появления значительного пламени и даже возгорания.

- 2) Достигнув 6000 об/мин, осторожно подайте сектор газа до полностью открытого положения. Максимальная частота вращения: 8700 + 200. Температура выхлопных газов должна стабилизироваться через одну минуту.

- 3) Резко подайте сектор газа обратно в положение «Холостой ход». Это не должно вызвать остановку двигателя.

- 4) При низкой температуре масла частота вращения может превысить максимально допустимую на 250. По достижении маслом рабочей температуры частота вращения снова упадет.

#### 4. Движение к точке начала разгона при взлете

- 1) Самолет буксируется к точке начала разгона. Использование буксирного устройства является обязательным.

- 2) В зависимости от наземных условий самолет начинает движение при частоте вращения от 4500 до 6000 об/мин. Выдерживайте частоту вращения обоих двигателей одинаковой; в любом случае сначала следует привести самолет в движение и затем поворачивать, притормаживая одно из колес. Использование двигателей для рулежки или маневрирования не допускается.

#### 5. Взлет

Установите самолет по направлению взлета. Продолжайте задействовать тормоза до тех пор, пока частота вращения не достигнет 7000 об/мин. Начав разбег для взлета, установите сектор газа в положение «Полная нагрузка». При наличии стартовых ускорителей необходимо проконтролировать также следующие моменты.

- 1) По сигналу «Готов» механик подключает кабель зажигания.

- 2) При приведении самолета в движение установите тумблер в положение «Ein» (вкл.), при этом загорается индикатор на левой консоли управления.

- 3) Нажмите кнопку. Это приведет к зажиганию стартовых ускорителей, которые горят (работают) в течение порядка шести секунд. (Таблица скоростей, при которых, в зависимости от взлетного веса, следует включать стартовые ускорители, прилагается.)

- 4) После взлета, но при скорости не выше 400 км/ч, сбросьте стартовые ускорители. Для этого следует потянуть тросик, располагающийся под левой консолью управления.

#### 6. Полет на крейсерской скорости

- 1) Максимальная частота вращения составляет 8700 об/мин и допускается в течение не более 15 минут. Превышение допускается только при наборе высоты, во время боя и на больших высотах.



- 2) При крейсерской частоте вращения максимально допустимыми являются следующие значения параметров:
- |                   |                         |
|-------------------|-------------------------|
| Давление топлива  | 40–60 атмосфер          |
| Давление масла    | 1–3 атмосферы           |
| Температура газов | не выше красной отметки |

#### 7. Полет на большой высоте

- 1) При высоте свыше 8000 м включите насосы обоих главных топливных баков.
- 2) На высотах от 4000 до 8000 м открывать или закрывать сектор газа следует очень медленно. На высотах свыше 8000 м не следует устанавливать частоту вращения ниже, чем на 8000 об/мин.
- 3) Если частота вращения возрастает свыше 8700 об/мин при закрываемом секторе газа, снова установите его в положение «Полная нагрузка».
- 4) Если двигатели остановились на высоте более 4000 м, установите сектор тяги в положение «Стоп» и не пытайтесь выполнить повторный запуск. Повторный запуск возможен на высотах 4000 м и ниже.

#### 8. Снижение

Установите сектор газа в положение «Холостой ход» при частоте вращения порядка 5000 об/мин. Максимальная допустимая скорость снижения — 950 км/ч.

#### 9. Посадка

Не закрывайте сектор газа дальше положения «Холостой ход».

#### 10. Выключение

- 1) Уменьшите частоту вращения двигателей до остановки сектора газа в положение «Холостой ход».
- 2) Закройте топливные краны.
- 3) Нажмите кнопку зажигания, поднимите сектор газа над фиксатором «Холостой ход» и полностью закройте его.

#### 11. Порядок действий в нештатных ситуациях

Полет на одном двигателе

- 1) Сектор газа вышедшего из строя двигателя следует немедленно установить в полностью закрытое положение. Закройте также топливный кран.

2) Выровняйте самолет. При незначительном крене в направлении работающего двигателя следует менее энергично работать рулем направления и выполнять виражи с большим радиусом.

Повторный запуск двигателя в полете

Возможен только на высотах 4000 м и ниже. Как только остановившийся двигатель начал работать, использование пускового двигателя Риделя не допускается.

- 1) Уменьшите скорость до 300–350 км/ч или частоту вращения до порядка 3000 об/мин.
- 2) Откройте топливный кран.
- 3) Включите зажигание и, когда температура начнет медленно возрастать, сдвиньте сектор газа в положение «Холостой ход».

Кавитация в компрессорах

На значительной высоте — от 4000 м и выше — многие двигатели проявляют склонность к возникновению кавитации в компрессоре, что проявляется в форме падения тяги и в стремлении самолета к повороту вокруг вертикальной оси. Кроме того, повышается температура. Для устранения данного явления следует закрывать сектор газа, пока частота вращения не сни-

зится до порядка 8400 об/мин, а затем, когда температура упадет, снова открыть сектор газа.

Из приведенных выше инструкций становится ясным, что особой осторожности и точности требовала работа сектором газа. Если для увеличения тяги пилот (привыкший уже к быстрой реакции поршневых двигателей) подавал сектор газа слишком резко, то турбореактивный двигатель или останавливался, или не мог развить полную частоту вращения. Чтобы устранить эту проблему, предпринимались попытки обеспечить необходимую задержку посредством органов управления, однако в этом случае регулятор частоты вращения плохо работал на больших высотах, вследствие чего приходилось полагаться на искусство и выучку пилотов.

Из-за замедленной реакции на работу сектором газа, свойственной этим ранним турбореактивным двигателям, пилот садящегося самолета не мог выполнять энергичных маневров, что делало его на этом этапе фактически совершенно беспомощной мишенью для атакующих истребителей противника.

Защитные полусферические сетки-корзины для вздухозаборников двигателей, на которые имеется ссылка в приведенных выше инструкциях, при работающих двигателях обычно снимались (если вообще использовались), однако с ними проводились испытания с целью изучения возможностей их более широкого применения — для защиты двигателей от осколков и обломков, появляющихся в ходе воздушного боя, при этом, как выяснилось, эксплуатационные характеристики существенно не менялись.

Несомненный интерес представляет история, связанная с выходом из строя подвижного конуса сопла двигателя 109-004 В. В ряде случаев, при поломке одного из двигателей, Ме 262 неизбежно терпел катастрофу, несмотря на любые усилия пилота. Самолеты просто падали сразу же после остановки двигателя, и причина этих, на удивление фатальных, аварий в ходе войны так и не была найдена. Ответ пришел вскоре после ее окончания, когда немецкий летчик-испытатель Людвиг Гоффман перегонял Ме 262 для американцев. Перелет планировался из Лехфельда в Шербур, однако по пути вышел из строя один из двигателей и самолет сразу вошел в пике, из которого более чем опытный Гоффман так и не смог его вывести. К счастью, пилоту удалось спастись, и его свидетельства позволили найти объяснение этого феномена. Как выяснилось, конус сопла одного из двигателей отвалился и застрял в газоздушном тракте, полностью заблокировав прохождение воздуха через двигатель. Следствием, естественно, явилось скольжение самолета на крыло с переходом в пике, при этом хвостовые рули не действовали, поскольку конструкции самолета препятствовали прохождению к ним необходимого воздушного потока. Первым в этой серии «странных» катастроф стал Ме 262 V3 (PC+UC). Едва восстановленный после предыдущей аварии, он снова разбился, погубив своего пилота.

Ближе к концу войны, вследствие разрушения большей части нефтеперерабатывающих заводов, немецкие



турбореактивные двигатели (в частности 109-004 В) эксплуатировались в основном на нерафинированном нефтяном топливе (очищенном только центробежным способом). Перед заправкой в баки это низкосортное топливо просто подогревалось, и каких-либо серьезных проблем в связи с этим не возникало, если не принимать во внимание ускоренное загрязнение сажей свечей зажигания. Это был большой успех, особенно если вспомнить, что фирма Junkers изначально проектировала свои двигатели в расчете на использование специального топлива J2 или иного топлива дизельного типа, хотя этот выбор был обусловлен не столько предположениями о будущем дефиците обычного авиационного бензина, сколько соображениями чисто технического плана (безопасность, экономичность и т. п.).

### Двигатель 109-004 С (ТЛ)

Двигатель 109-004 С представлял собой переконструированную модель В-4 с некоторыми усовершенствованиями в деталях, которые были призваны обеспечить большую тягу при меньшем весе и размерах. Этот двигатель предполагалось устанавливать как на уже имеющихся самолетах, так и на разрабатывавшихся перспективных машинах, таких как бомбардировщики Блом и Фосс Р.188 (четыре двигателя) и Мессершмитт Р.1100 (два двигателя). Немецкая промышленность к концу войны едва успела приступить к производству

109-004 С, хотя уже к июлю 1945 года этот двигатель планировалось выпускать в массовых количествах. Его внешний вид иллюстрирует помещенная ниже фотография, (см. рис. 2.65) кроме того, по нему известны следующие технические данные:

Тяга — 1000 кг, статическая  
Тяга при 900 км/ч — 775 кг на уровне моря,  
380 кг на высоте 10000 м  
Частота вращения ротора — 8700 об/мин  
Вес — 720 кг  
Удельный вес — 0,72  
Диаметр — 0,755 м  
Длина — 3,830 м

Когда выполнялся испытательный полет с целью выяснения максимальной горизонтальной скорости Ме 262, на него было установлено два двигателя или 109-004 С, или 109-004 D. Предположительно, речь идет о Ме 262 V12 (VI+AG, заводской номер 130 007), который достиг скорости 930 км/ч. На рис. 2.67 и 2.68 показаны строящиеся опытные образцы самолета Гота Go 229, на один из которых установлены двигатели 109-004 С.

### Двигатель 109-004 D-4 (ТЛ)

Усовершенствованная система сгорания топлива позволила при сжигании его получить более высокую темпе-

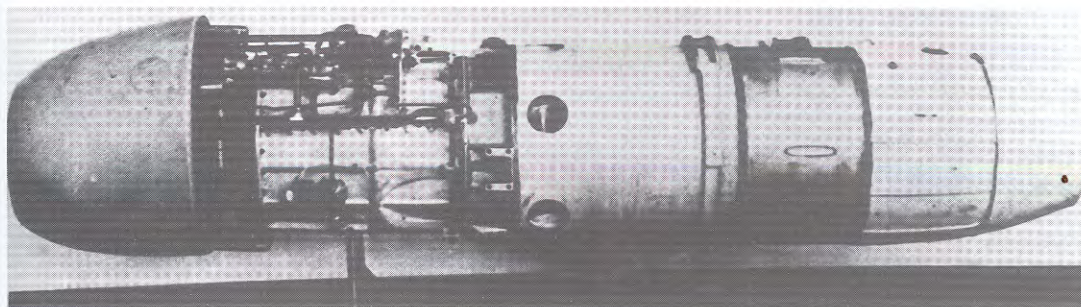


Рис. 2.65. Один из редких снимков турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 С. От модели В-4 он отличается некоторыми детальными усовершенствованиями, выполненными с целью увеличения тяги. Его производство было начато в 1945 году

Внизу:

Рис. 2.66. Ораниенбург: прототип истребителя Хортен Хо IX перед своим первым полетом, состоявшимся в конце декабря 1944 года. Оборудованный двумя 109-004 В-1, он потерпел катастрофу и разрушился при вынужденной посадке на одном двигателе в феврале 1945 года. Летчик-испытатель Циллер погиб







Рис. 2.67. Строящийся опытный образец истребителя Гота Go 229, выполненный по конструкции «летающее крыло», с двумя двигателями Юнкерс 109-004 С. Этот завод вблизи Фридрихсроде был захвачен войсками VIII корпуса 3-й армии США 14 апреля 1945 года. (Снято фотографом сухопутных сил США)

ратуру и увеличить тягу, но лишь за счет некоторого сокращения срока службы двигателя. Судя по всему, это было лишь промежуточное решение, позволяющее форсировать тягу, и двигатель 109-004 D-4, в котором было воплощено данное усовершенствование, изначально не предназначался для массового производства. Статическая тяга этого двигателя составляла 1050 кг, при этом он должен был размещаться в таких же гондолах, что и уже эксплуатировавшиеся двигатели фирмы. Перечень самолетов, на которые предполагалось устанавливать такие двигатели, включал в себя ночной истребитель Арадо Ar 234 P-4 и бомбардировщик Арадо Ar 234 C-8.

### Двигатель 109-004 Е (ТЛS)

Двигатель 109-004 С, но с форсажной камерой, предполагалось представить под обозначением 109-004 Е в июле 1945 года, при этом ожидали возрастание тяги на 20 %. Для проверки теоретических выкладок двигатель 109-004 был оборудован удлиненной секцией реактивного выхлопа, однако реально, без перегрева секции реактивного выхлопа и порчи элементов ее конструкции, удалось получить лишь 13–14 %, не более. Испытывалось два основных способа впрыска топлива:

а) впрыск топлива на уровне соплового аппарата турбины, что обеспечивало нужную стабильность процес-

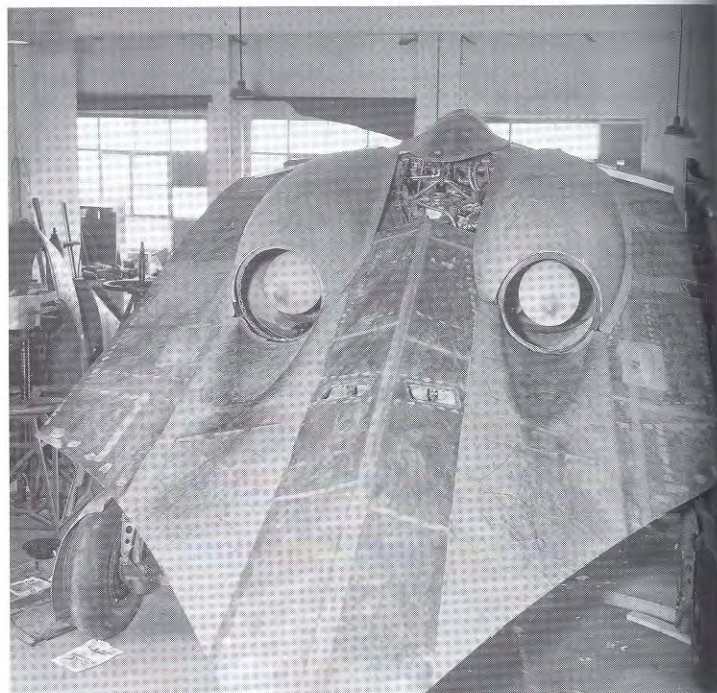


Рис. 2.68. Еще один опытный образец истребителя Гота Go 229, строительство которого явно продвинулось дальше, также был захвачен на заводе Фридрихсроде. И здесь заметно заброшенное состояние цеха, однако, судя по оставленным рабочим листкам (справа от самолета), здесь работало порядка 30 человек. (Снято фотографом сухопутных сил США)

са сгорания, но плохо сказывалось на состоянии лопаток турбины;

б) впрыск топлива навстречу набегающему воздуху без отклонения потока сразу за турбиной — не обеспечивал достаточной стабильности процесса, однако был признан предпочтительным, поскольку не сопровождался повышением температуры турбины.

Все испытания производились исключительно на стенде, испытательных полетов не было. Согласно одному из источников, наработка в ходе испытаний составила порядка 100 часов как с форсажной секцией, так и без нее. Планировалось, что статическая тяга двигателя 109-004 Е на форсаже составит 1200 кг, однако на практике удалось получить не более 1140 кг. По этой причине, а также исходя из результатов других исследований продолжение работ над этим двигателем было признано нецелесообразным.

### Двигатель 109-004 F

О двигателе с обозначением F какие-либо конкретные сведения отсутствуют, известно лишь, что в модельном ряду двигателей типа 109-004 были использованы все литеры от А до Н. Можно лишь предполагать, что F следует понимать как Flüssig, т. е. жидкость, и что в двигателе 104-009 F использовался впрыск воды. Как



бы то ни было, фирма Junkers действительно испытывала двигатель 109-004 с радиальным впрыском воды, как перед турбиной, так и за ней, и даже добились возрастания тяги на 15 % за счет увеличения рабочей температуры или увеличения массы рабочего тела. Эти работы так и не продвинулись особенно далеко, поскольку проведение экспериментов тормозилось отсутствием свободных испытательных стендов, преимущественно задействованных на проведении испытаний двигателей уже находившихся в производстве типов.

### Двигатель 109-004 G (TL)

Такой двигатель конструировался в целом на основе двигателя 109-004 C, но с 11-ступенчатым компрессором и восемью камерами сгорания, а также обычной одноступенчатой турбиной. За счет возрастания массового расхода воздуха этот двигатель, относившийся уже к классу II, должен был обеспечивать статическую тягу в 1700 кг, однако так и не был построен.

### Двигатель 109-004 H (TL)

Переделанный настолько, что практически мог считаться другим, заново сконструированным двигателем, 109-004 H должен был при лишь незначительном увеличении размеров давать вдвое большую тягу по сравнению с серийными двигателями модели В. Новый двигатель имел 11-ступенчатый компрессор, 2-ступенчатую турбину и относился к классу II. Ни один из его элементов до конца войны так и не был изготовлен, сам же двигатель находился на стадии завершения чертежно-проектировочных работ, поскольку Министерство авиации присвоило более высокий уровень приоритетности другому турбореактивному двигателю, 109-012, описание которого приведено ниже. Двигатель 109-004 H-4 имел следующие проектные данные:

Тяга — 1800 кг, статическая  
Частота вращения ротора — 6600 об/мин  
Вес — 1200 кг, приблизительно  
Степень сжатия — 5,0:1  
Удельный расход топлива — 1,2  
Расход воздуха — 29,5 кг/с  
Удельный вес — 0,67, приблизительно  
Диаметр — 0,860 м  
Длина — 4,00 м

Под двигатель 109-004 H проектировалось относительно небольшое количество самолетов. К ним относится выполненный по конструкции «бесхвостка» дальний бомбардировщик Хортен Но XVIII. На нем планировалось установить шесть таких двигателей, сгруппированных под крылом. При крейсерской скорости 800 км/ч он должен был летать на более чем 8000 км.

### Двигатель 109-012 (TL)

После того как турбореактивный двигатель 109-004 класса I был принят в производство и основные его недостатки были устранены, технический отдел GL/C Technisches Amt побудил фирму Junkers к разработке турбореактивного двигателя класса II. Предложенные первоначально двигателя 109-004 G и H были найдены недостаточно мощными, потому была начата разработка двигателя 109-012, относящегося уже к классу III.

Конструкция двигателя 109-012 разрабатывалась под руководством доктора Штайна. Работы шли со значительными затруднениями в связи с недостатком технических и иных средств. По своей конструкции новый двигатель в основном соответствовал уже накопленному к тому времени практическому опыту. Компрессор был 11-ступенчатый, осевого типа, с цельными лопатками. Он размещался в удачно сконструированном корпусе, выполненном из мягкой листовой стали с усиливающими элементами ленточного типа. Изначально предполагалось наличие некоторых сложностей, связанных с ослаблением конструкции такого корпуса, однако литой корпус был отвергнут сразу вследствие его значительно-го веса, а также исходя из предыдущего опыта — как оказалось, литые заготовки трудно получить быстро и в больших количествах. Лопатки компрессора, разработанные Энке из аэродинамического института (AVA) под скорость 0,8 М, были тоньше, чем у 109-004, и имели более острые передние кромки; их максимальная толщина приходилась примерно на 55 % хорды. Была предусмотрена возможность оборудования отвода воздуха после пятой или шестой ступени, что при необходимости позволяло получить дополнительную подачу сжатого воздуха для вспомогательных или иных нужд. Изготовленное машинным способом выходное устройство компрессора подавало воздух к восьми камерам сгорания, размещенным в общем корпусе из листового металла. Двухступенчатая турбина осевого типа была выполнена с полыми лопатками, для изменения свобод-

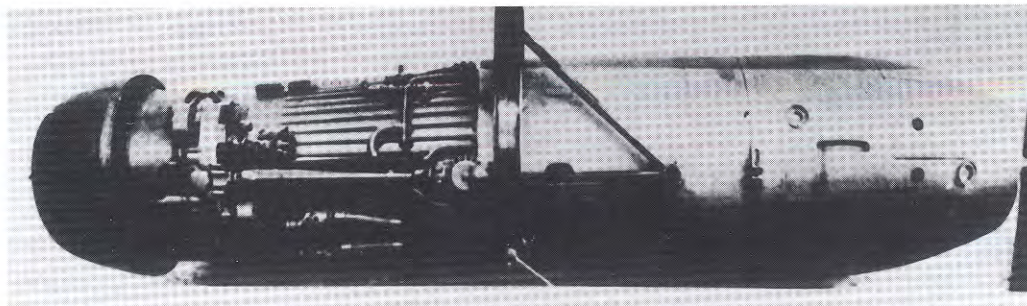


Рис. 2.69. Турбореактивный двигатель Юнкерс 109-012. Имелся только не завершенный до конца макет. Должен был развивать тягу втрое большую, чем у 109-004 В. Его размеры неизбежно предполагали применение корпуса компрессора из листовой стали — иначе вес получался слишком большим



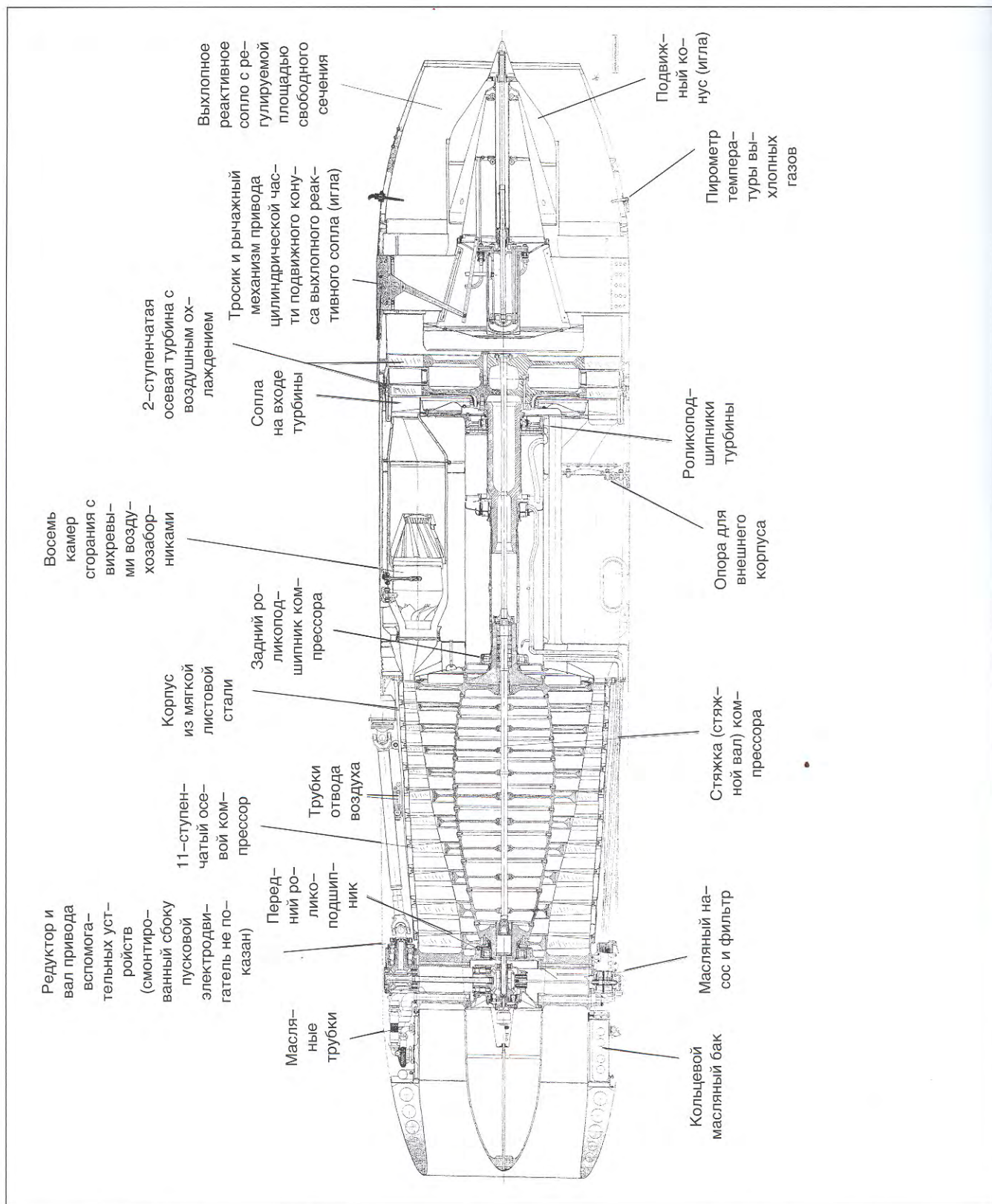


Рис. 2.70. Устройство турбореактивного двигателя Юнкерс 109-012 А, класс III. Данный общий чертеж подготовлен на основе чертежей фирмы Junkers, выполненных в апреле 1944 года, однако в обобщенном виде он так и не появился до конца войны



ной площади сечения реактивного выхлопного сопла использовался подвижный конус (игла).

Для осуществления первоначальных практических исследований и разработок было заказано десять турбореактивных двигателей 109-012. В Дессау были произведены некоторые элементы и части первых трех двигателей, где-то еще (предположительно, фирмой Опель) были изготовлены девять выхлопных конусов, но ни одна из частей испытана не была, поскольку в декабре 1944 года Министерство авиации рейха приказало прекратить разработки (причина неизвестна), после чего все конструкторские работы были перераспределены из Дессау в Брандис, Акен и Мозигкау. Макет двигателя 109-012 показан на рис. 2.69, а общий чертеж-схема — на рис. 2.70. Двигатель должен был иметь приведенные ниже технические характеристики:

Тяга — 2780 кг, статическая  
 Тяга при 900 км/ч — 2200 кг на уровне моря  
 1100 кг на высоте 10000 м  
 Частота вращения ротора — 5300 об/мин  
 Вес — 2000 кг, приблизительно  
 Степень сжатия — 6,0:1  
 Удельный расход топлива — 1,2  
 Расход воздуха — 50 кг/с, приблизительно  
 Удельный вес (вес/тяга) — 0,72, приблизительно  
 Диаметр — 1,063 м  
 Длина — 4,862 м

Бомбардировщик Ju 287 В-2 с крылом обратной стреловидности изначально проектировался с двумя турбореактивными двигателями 109-012 (или BMW 109-018), установленными под крылом; два таких двигателя предполагалось использовать и в проектировавшемся бомбардировщике Хейнкель He 343.

### Двигатель 109-022 (PTL)

Параллельно с официально утвержденной программой разработки турбореактивных двигателей намечалось создать и турбовинтовые двигатели на основе турбореактивных двигателей класса II и более крупных, которые должны были существенно повысить эксплуатационные показатели больших самолетов. Турбовинтовой вариант двигателя 109-012 проектировался под обозначением 109-022. По своим размерам и мощности он должен был занимать промежуточное положение между относительно небольшим Даймлер-Бенц 109-021 и более крупным BMW 109-028. В основном турбовинтовой самолет должен был использовать двигатель 109-012 с дополнительной ступенью турбины, которая позволяла через редукторы приводить в движение два трехлопастных винта переменного шага диаметром 3,50 м, которые вращались в противоположных направлениях. В зависимости от скорости воздушные винты обеспечивали от 40 до 60 % совокупной мощности. Конструирование двигателя 109-022 к концу войны так и не было завершено, остановившись на стадии преодоления трудностей, связанных с созданием достаточно компактного редуктора привода воздушных винтов. Как бы то ни было, в декабре 1944 года по понятным

причинам все работы над турбовинтовыми двигателями были отложены — «до лучших времен». На рис. 2.71 показан рабочий габаритный чертеж двигателя 109-022, технические данные которого приведены ниже:

Номинальная мощность на уровне моря, статическая, эквивалентна 4600 л.с. на валу (отдельные данные по реактивной тяге и мощности на валу отсутствуют)  
 Номинальная мощность на уровне моря при скорости 800 км/ч  
 Реактивная тяга — 1200 кг, приблизительно  
 Мощность на валу — 3500 л.с.  
 (итого эквивалентно 9500 л.с. на валу)  
 Частота вращения пропеллеров — 1200 об/мин  
 Вес — 2600 кг  
 Диаметр — 1,063 м  
 Длина — 5,640 м, включая 1,605 м кока воздушных винтов  
 Диаметр кока воздушных винтов — 0,650 м

Поскольку двигатель 109-022 находился на начальной стадии проектирования, для него были запланированы лишь немногие варианты применения.

### Первоначальная разведывательная информация о турбореактивных двигателях Юнкерс, полученная союзниками

До конца 1944 года разведка союзников располагала лишь крайне скудными и фрагментарными техническими данными относительно работ над турбореактивными двигателями, которые велись в Германии. В частности, источники информации во Франции были в данном случае малоэффективны, поскольку немцы чрезвычайно осторожничали и старались не распространять сведения сверх необходимого. Тем не менее, обоснованное предположение о скором появлении на вооружении Люфтваффе реактивных самолетов было сформулировано до того, как это произошло в действительности. Для этого имелись некоторые основания. Так, в апреле 1943 года англичанами был захвачен и допрошен старший офицер испытательного подразделения Versuchsverband Ob.d.L. Наряду с прочими интерес-

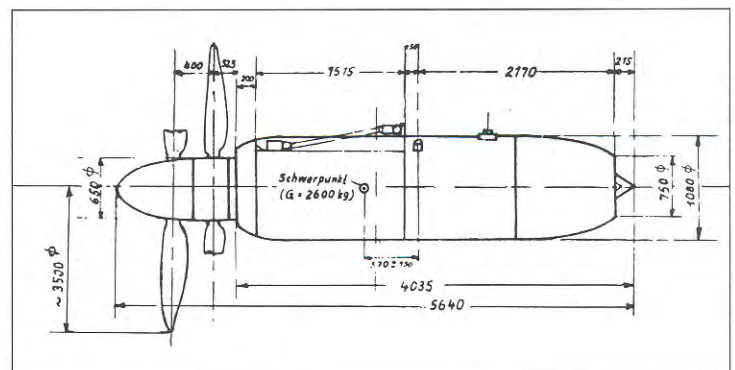


Рис. 2.71. Турбовинтовой двигатель Юнкерс 109-022. Найден был только этот общий эскиз с указанием габаритных размеров и центра тяжести



ными сведениями он сообщил, что его командир, полковник Ровель, был недавно проинформирован Гитлером относительно того, что уже летом против Британии будут применены новые виды оружия, включая ракеты и реактивные самолеты. Фактическое же представление союзников о такого рода вооружениях определялось главным образом потерями, которые немцы несли в ходе испытаний или во время боевых действий.

Первые экземпляры двигателей Юнкерс были захвачены союзниками в сентябре 1944 года, когда один из Me 262 разбился в Бельгии. Из его обломков военнотехнические специалисты сухопутных сил США извлекли два 109-004 В-4, которые 11 сентября были отправлены в Англию для изучения специалистами Power Jets Limited из Пайстока (Piestock). К сожалению, эти двигатели были очень сильно повреждены, особенно спереди, что исключало их прогон на испытательном стенде. После этого прошло еще шесть месяцев, прежде чем удалось захватить двигатели, находившиеся в рабочем состоянии, и обстоятельства, сопутствовавшие этому событию, заслуживают более подробного описания.

24 февраля 1945 года в 11:00 истребителям Рипаблик Р-47 «Тандерболт» из состава девятой воздушной армии США впервые удалось сбить Арадо Ar 234, который затем попал в руки союзников. У этого реактивного бомбардировщика (из состава III./KG 76, которая вступила в действие с февраля 1945 года и базировалась в Рейне) загорелся один из двигателей, и самолет совершил аварийную посадку у деревни Зегельсдорф, которая в этот период находилась очень близко к линии фронта. Пилот был ранен и, поскольку повреждения самолета бы-

ли незначительными, немцы попытались уничтожить его. Однако перед лицом наступающих сил союзников им удалось эвакуировать только документацию к самолету, и в 11:00 25 февраля, после небольшой перестрелки, самолет попал в руки военнотехнических девяти армии сухопутных сил США. Позже немцы предприняли попытку накрыть Арадо артиллерийским огнем, и после одного из залпов только чудо спасло офицера отдела технической разведки ВВС США, когда снаряд попал в прицеп его джипа, но не разорвался.

Самолет был разобран и переправлен в Англию для детального изучения. Таким образом 2 марта 1945 года в Пайсток поступило два двигателя 109-004 В-1 под номерами 1163 и 2006. Каждый из них обгорел сверху, особенно сильно в зоне редуктора и дополнительных устройств, и каждый был поврежден пулями калибра 12,7 мм. Двигатель № 1163 полностью перебрали, и 4 апреля он заработал. Всего за этот месяц он наработал 9 часов 31 минуту. Если не принимать во внимание выход из строя некоторых немногих элементов, включая регулятор частоты вращения, двигатель функционировал очень хорошо. Механическая вибрация была очень незначительной, однако особого внимания заслуживала неравномерность процесса сгорания. Если сравнивать с успехами, которые к тому времени были достигнуты в этой же области англичанами, то этот двигатель № 1163 фирмы Junkers продемонстрировал на испытательном стенде далеко не впечатляющие эксплуатационные показатели: тягу в 839 кг при удельном расходе топлива 1,40 и температуре газов 660 °С, и все это при 8800 об/мин.

## Заключение

Почти все усилия, прилагавшиеся фирмой Junkers в области разработки турбореактивных двигателей, были сконцентрированы на модели 109-004, однако до конца войны значительная часть серийных двигателей этого типа оказывалась непригодной, прежде всего вследствие выхода из строя различных конструктивных элементов. Солдат союзных сил, захватывающих предприятия Юнкерс, зачастую встречали целые свалки двигателей и их частей, как отправленных в отходы, так и поврежденных в ходе бомбардировок (см. рис. 2.72). Эксплуатационные показатели и сроки службы серийных 109-004 также были довольно низкими; в этом отношении их можно сравнивать только с W1 — первым из пригодных к летной эксплуатации реактивных двигателей фирмы British Power Jets. Тем не менее, фирме Junkers все же удалось решить поставленную перед ней задачу. Она сумела получить рабочий турбореактивный двигатель и запустить его в производство, следовательно, проводившаяся фирмой политика последовательного и консервативного ведения инженерных работ на пути к постепенному, пусть умеренному, успеху оправдала себя. Изучение результатов, достигнутых фирмой Junkers, фактически сводится к анализу эксплуатационных показателей, продемонстрированных двигателем

109-004, а по данному вопросу наилучшим свидетельством является помещенное ниже извлечение из отчета № R.1089 фирмы British Power Jets относительно двигателя 109-004 В-1.

«Судя по общей конструкции двигателя, эксплуатационные показатели в данном случае носили явно вторичный характер относительно возможности его массового производства. В результате получился очень тяжелый двигатель, основные элементы которого, в частности компрессор, турбина и камеры сгорания, были очень просты по конструкции при весьма умеренной эффективности в работе. Конструкция была призвана свести к минимуму использование жаростойких сталей. Разработчикам пришлось проявить недюжинную изобретательность и приложить немало усилий, а также в полной мере использовать весь охлаждающий воздух, который можно было отобрать от компрессора, всего лишь для того, чтобы получить двигатель, в котором из жаростойкой стали изготовлены только сопла и лопатки турбины.

Если эксплуатационная эффективность элементов двигателя приносится в жертву требованиям производства, то от него едва ли можно ожидать высоких КПД по топливу. Очень высокая интенсивность потребления топлива этим двигателем объясняется отча-



сти недостаточной эффективностью его элементов и отчасти низкой степенью сжатия, обеспечиваемой компрессором...

Если рассматривать отдельно только турбину и компрессор, то создается впечатление, что разработка этого двигателя шла по тем же принципам, что и у нас — в направлении увеличения пропускной способности и температуры газов. Для повышения производительности (пропускной способности) компрессора и турбины на 20 % достаточно было бы при тех же размерах изменить положение лопаток и сопел. Ввести изменения в систему сжигания топлива будет значительно сложнее, поскольку и без того средняя скорость прохождения газов здесь примерно на 10 % выше по сравнению с английскими двигателями. Кроме того, эксплуатационные показатели и сроки службы камер сгорания в составе рассматриваемой конструкции крайне низки, о чем наглядно свидетельствуют результаты стендовых испытаний. В свете вышесказанного представляется вполне вероятным, что именно проблемы со сгоранием топлива препятствовали повышению тяги за счет простого увеличения пропускной способности.

Противник прежде всего стремился обеспечивать низкую температуру горячих металлических деталей, однако имея он хороший источник никеля и хрома, который позволил бы использовать жаростойкие стали лучшего качества, тогда едва ли можно усмотреть причину, по которой тот же двигатель не мог бы работать при температуре где-то на 50 °C выше. Это дало бы увеличение тяги примерно на 10 %, однако лишь за счет дальнейшего роста потребления топлива, и без того очень значительного.

Если не вводить каких-либо изменений в установленные размеры и использовать те же материалы, то этот двигатель можно было бы улучшить за счет снижения веса и повышения КПД камер сгорания. Естественно, это ни в коей мере не увеличило бы развиваемую им тягу.

Насколько можно судить, на этом двигателе едва ли можно научиться чему-либо полезному с точки зрения

разработки газотурбинных двигателей в будущем. У противника всегда отмечалась тенденция к тому, чтобы жертвовать в интересах массового производства практически всем чем угодно, к тому же он вынужден был постоянно и не жалея усилий преодолевать проблемы, связанные с дефицитом различных материалов. Как следствие, эксплуатационные показатели оказались невысокими, однако было убедительно продемонстрировано, что пригодный к эксплуатации турбореактивный двигатель можно построить даже в условиях недопоставки жаростойких сталей».

Двигатель, к которому относятся приведенные выше замечания, был выполнен, разумеется, с неохлаждаемыми, цельными лопатками турбины. Но и помимо применения лопаток турбины с воздушным охлаждением мы уже могли видеть, сколь разнообразными были методы, к которым прибегала фирма Junkers в процессе совершенствования своих двигателей. Как бы то ни было, американские и английские специалисты по турбореактивным двигателям не проявили особого интереса к дальнейшему изучению работ фирмы Junkers. Во Франции же, наоборот, основной упор делался на использование в силовых установках различных самолетов захваченных 109-004, пусть и в качестве временной, вынужденной меры.

Первый французский реактивный самолет Суд-Ост S.O.6000 «Тритон» впервые поднялся в воздух 11 ноября 1946 года с одним двигателем Юнкерс 109-004 В. Аналогичный двигатель использовался и в самолете Арсенал VG 70, совершившем свой первый полет 23 июня 1948 года. Если «Тритон» имел фюзеляж большого сечения, с тем чтобы на нем можно было производить летные испытания различных турбореактивных двигателей, то VG 70 представлял собой экспериментальный самолет небольших размеров, и ему удалось достигнуть скорости горизонтального полета порядка 900 км/ч.

Следует иметь в виду, что и до того, как в распоряжение Франции поступили двигатели, захваченные у немцев, отдельные группы французских инженеров уже изучали проблемы, связанные с турбореактивными двигателями, причем занимались этим в условиях изоляции, ничего не зная об английских и немецких разработках в рассматриваемой области. Одной из таких групп, работавших тайно во время немецкой оккупации, была Société de Construction et d'Etudes de Matériels d'Aviation (SOCEMA), которая с 1941 года приступила к созданию собственного турбовинтового двигателя TGA-1 (Turbo-Groupe d'Air). Когда в январе 1944 года BBC впервые упомянула о самолетах без пропеллера, французы решили, что речь идет о турбореактивных двигателях, выполненных по известным им патентам Уиттли. О немецких работах в данной области ходили только слухи, однако в августе 1944 года, сразу же после освобождения Франции, в сгоревшем вблизи Орлеана немецком грузовике были найдены частично разрушенные турбореактивные двигатели Юнкерс 109-004. После этого Société Nationale de Constructions

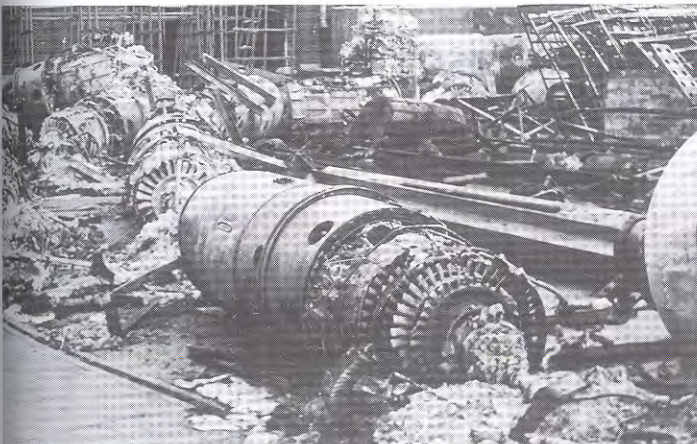


Рис. 2.72. Турбореактивные двигатели Юнкерс 109-004 В на заводе в Магдебурге, разрушенные при бомбардировке. Впрочем, эти первые серийные двигатели очень часто ломались и имели множество недостатков, вследствие чего нередко отправлялись в отходы и без бомбардировок



Aéronautiques de Sud-Est (SNCASE) обратилась к SOCEMA с предложением о разработке турбореактивных двигателей несколько больших размеров, чем у Юнкерс, но с вдвое большей тягой. Получившийся двигатель известен под обозначением TGAR-1008, и при его разработке определенно использовались данные, полученные в ходе интенсивного изучения 109-004. Так, его восьмиступенчатый осевой компрессор был вполне аналогичен по конструкции (однако использовал 100 % аэродинамической реакции), кроме того, использовались одноступенчатая турбина с воздушным охлаждением и подвижный конус сопла. Система регулирования частоты вращения двигателя, созданная Société Bosavia, основывалась на конструкции регулятора фирмы Junkers. И все же TGAR-1008 был отнюдь не попыткой копирования, а полноценной самостоятельной разработкой, воплотившей в себе целый ряд новаторских идей и конструктивных особенностей, таких как двойная кольцевая камера сгорания, а также специфический метод воздушного охлаждения сопловых аппаратов на входе турбины. Двигатель TGAR-1008 прошел стандартное 150-часовое испытание при статической тяге 2100 кг, а двигатель TR-1008 более поздней разработки развивал тягу в 2500 кг.

В Чехословакии, где во время войны выпускались авиационная техника и оборудование для немцев, производство двигателей Юнкерс 109-004 В-1 и самолетов Me 262 было продолжено и после капитуляции Германии. Начиная с 1946 года чехословацким специалистам удалось, соединив имевшиеся и производившиеся в стране элементы, построить на заводах Avia 18 самолетов Me 262 A (при этом одноместный истребитель получил обозначение S.92, а двухместный учебно-тренировочный самолет — CS.92). Двигатели 109-004 В-1 производились на заводах Letecke в Малеснице под обозначением М-04. Эскадрилья реактивных самолетов указанных выше типов оставалась в составе чехословацких ВВС до 50-х годов, когда на смену им пришли советские МиГ-15.

В Советском Союзе события развивались несколько иначе. К концу 1945 года здесь уже появился первый реактивный истребитель Як-15. У него был фюзеляж поршневого истребителя Як-9, приспособленный для размещения турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В, при этом крыло пришлось приподнять. А в октябре 1946 года из Восточной Германии в СССР двинулись уже целые эшелоны с авиационным оборудованием, двигателями и станками, туда же отправилось около 240 специалистов по турбореактивным двигателям. Собственно, это была лишь незначительная часть немецкого оборудования, технологий и специалистов, которые были вывезены из Германии в Советский Союз, где для их размещения обычно создавались отдельные изолированные поселения (городки). Большая часть материалов, находившихся на предприятиях Junkers в Дессау и Бернберге, была отправлена на Волгу, в городок ГАЗ-19 вблизи Куйбышева, где немецкие и австрийские инженеры, в основном на безальтернативной основе, работали над турбореактивными двигателями

под руководством русского конструктора Н. Д. Кузнецова. В рамках обширной программы обучения и подготовки русские специалисты вплотную следовали за работой немцев. Зимой 1946—1947 годов было начато производство двигателей Юнкерс 109-004, выпускавшихся под обозначением РД-10 (РД = Реактивный Двигатель). Именно с этим двигателем поступили на вооружение истребитель Як-15, а вслед за ним Як-17 (см. рис. 2.73). Следующим этапом стал запуск в производство копий английских турбореактивных двигателей («Нин» и «Дервент» фирмы Rolls-Royce), однако некоторое внимание уделялось и двигателям Junkers — турбореактивному 109-012 и турбовинтовому 109-022. Как нам уже известно, ни один из этих двигателей не был запущен до конца войны, причем даже их расчетные показатели особо не впечатляли, однако впечатление произвели, по всей видимости, их относительно большие размеры и мощность. В сентябре 1950 года группа инженеров, работавшая вблизи Куйбышева под руководством австрийского инженера Фердинанда Бранднера (бывшего сотрудника Junkers), создала на базе модели 109-022 большой турбовинтовой двигатель мощностью, эквивалентной 6000 л.с. Работы были продолжены (и привели к запуску гигантского НК-012 в 1951 году), а выжившие немецкие и австрийские специалисты разъехались по своим странам лишь в 1954 году.

Чтобы проиллюстрировать ту настойчивость, с которой советские специалисты пытались претворить в жизнь немецкие идеи в области реактивного самолетостроения, достаточно привести два примера. Сначала в Дессау, а затем в Стаханово (ныне г. Жуковский) были продолжены работы над бомбардировщиком Юнкерс Ju 287 с крылом обратной стреловидности, который получил обозначение ЕФ-131. На этот самолет было установлено шесть двигателей Юнкерс 109-004, но он не летал (летал только Ju-287 V1). Вслед за ним, под руководством Брунольфа Бааде, разрабатывался аналогичный, но более совершенный ЕФ-140 (позже 140 Р) с двумя двигателями ВК-1 (советский вариант двигателя «Нин» фирмы Rolls-Royce), первый полет которого состоялся 12 октября 1949 года. Вторым примером являются производившиеся под руководством Олега Антонова работы над так называемым истребителем М. Машина создавалась на основе немецкого Хейнкель He 162, на который первоначально устанавливался один двигатель РД-10. Прототип этого самолета с двумя РД-10 (а позже — с двумя РД-45) и размещенными по бокам воздухозаборниками был уже почти готов к своему первому полету, когда в июле 1948 года проект был закрыт.

Похоже, большая часть наиболее известных специалистов фирмы Junkers все же сумела избежать депортации в СССР. Например, доктор Ансельм Франц выехал из Дессау примерно за неделю до появления там американцев и отправился жить в Алленштадт (Гарц), где 16 мая 1945 года и состоялась его беседа с представителями союзников. Позже, в 1954 году, д-р Франц отправился в США. Там он организовал для фирмы Avco Lycoming, штат Коннектикут, группу разработки газотурбинных двигателей. К концу своей карьеры он зани-





Рис. 2.73. Примером послевоенного применения турбореактивных двигателей фирмы Junkers является советский истребитель Як-17 с одним двигателем РД-10А (фактически - Юнкерс 109-004). Як-15 с аналогичной силовой установкой вступил в строй 24 апреля 1946 года, а Як-17 – в 1948 году. Обе машины развивали на высоте 3000 м (9840 футов) скорость порядка 500 миль в час (Автор)

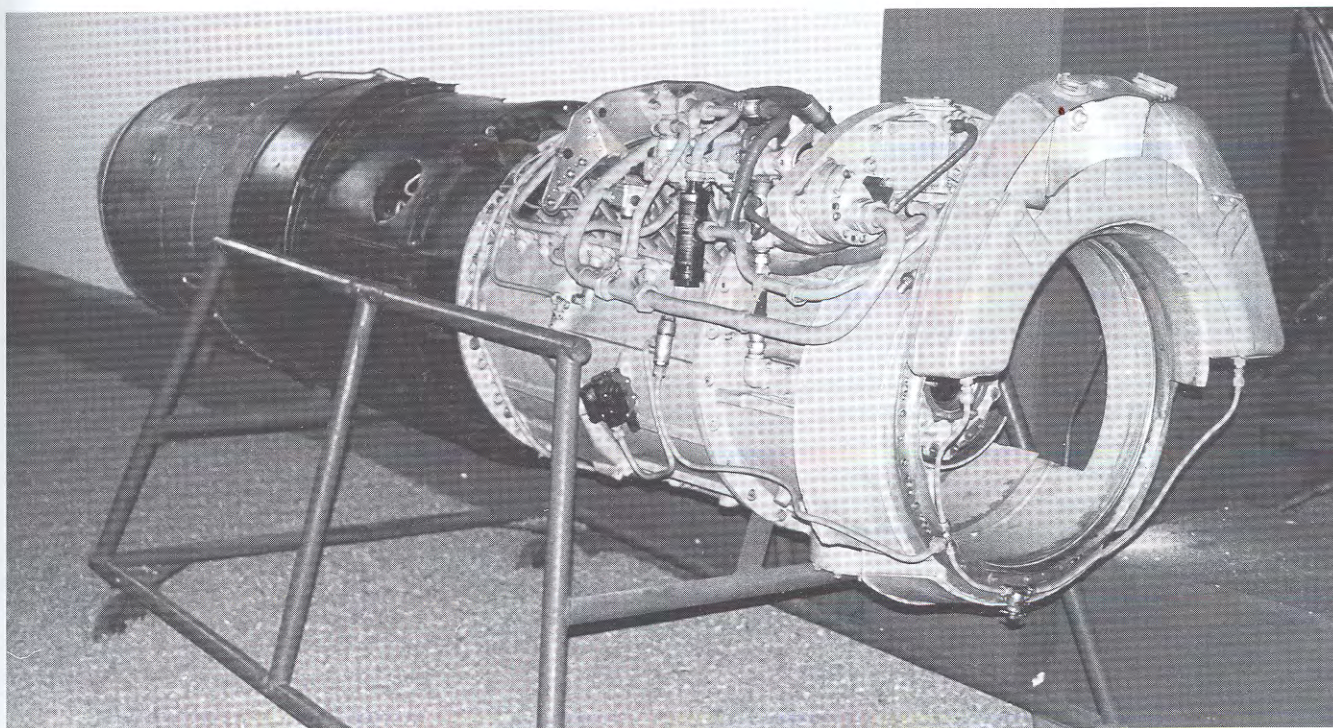


Рис. 2.74. РД-10 – строившийся в Советском Союзе вариант турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 (Ян Гоффман)



мал пост вице-президента и помощника генерального управляющего этой фирмы. Другие специалисты также продолжили работу в различных иностранных фирмах, некоторые из них впоследствии вернулись в Германию.

В качестве заключительного комментария к работам над турбореактивными двигателями, которые осуществлялись фирмой Junkers, следует отметить, что на их двигателях летали не только первый в Германии и мире реально эксплуатировавшийся реактивный самолет, но также и первые советский и французский реактивные самолеты; они же планировались к использованию в реактивных первенцах других стран, например Италии. Построенный в довольно большом количестве Юнкерс 109-004 В является наиболее многочисленным из сохранившихся немецких турбореактивных двигателей того времени; он экспонируется во многих музеях мира.

Доктор Ансельм Франц, отправившись в США, дополнил свои новаторские достижения при создании и принятии в массовое производство первых реактивных двигателей разработкой целого ряда очень удачных газотурбинных двигателей для фирмы Avco Lycoming. К ним относятся, в частности, T53, газотурбинный двигатель для вертолетов («Кобра», «Могавк», УН-1 «Ирокез» и др.), турбовальные двигатели серии T55, а также созданный на основе T55 турбовентиляторный двигатель с высокой степенью двухконтурности, получивший обозначение ALF-502. Шестидесятые годы ознаменовались для него разработкой газотурбинного двигателя AGT-150, который устанавливается на основном боевом танке М1 «Абрамс». Обладатель множества отличий, почетных премий и наград, доктор Франц скончался в 1994 году в возрасте 94 лет.

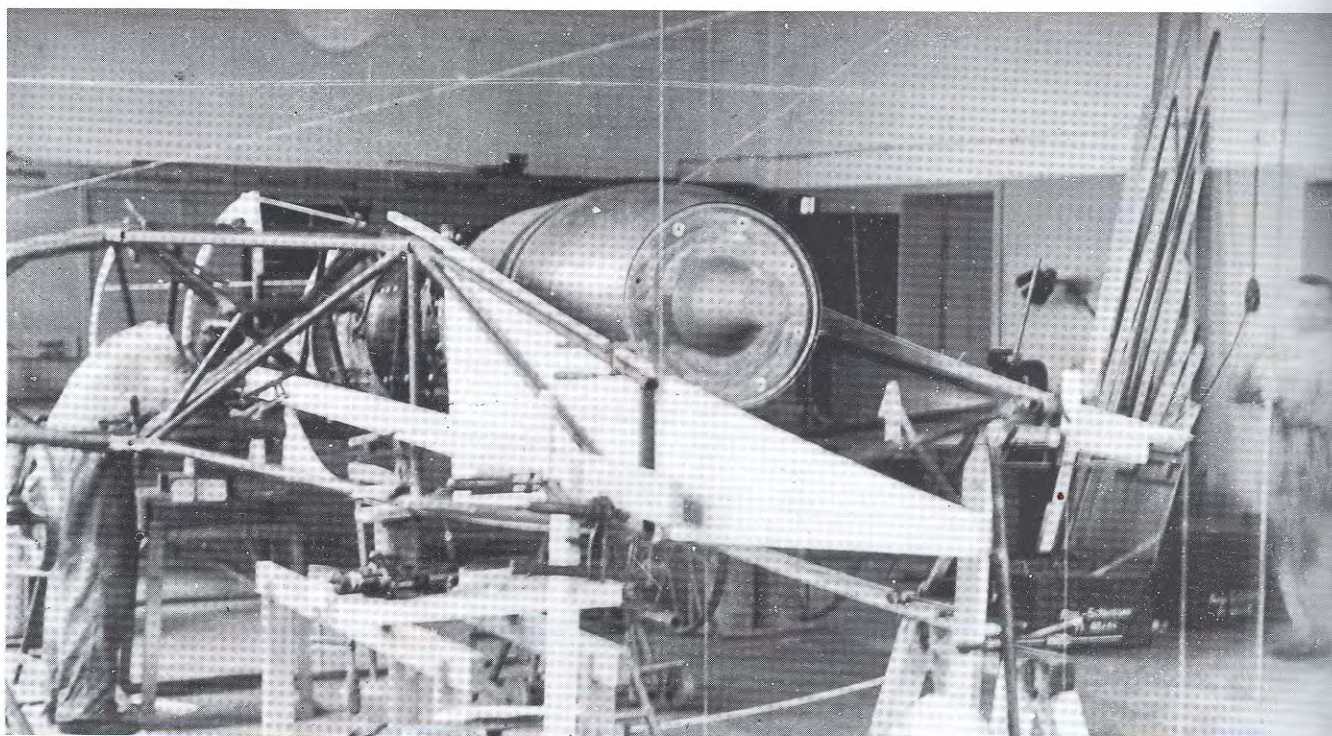


Рис. 2.74А. Ранняя стадия работ над реактивным истребителем Гота Go 229, который был выполнен по схеме «летающее крыло». С использованием макета двигателя осуществляется доводка его крепления в несущем каркасе самолета



## Фирма "Bayerische Motoren Werke AG" (BMW)

Фирма Brandenburgische Motorenwerke GmbH, Берлин-Шпандау (Брамо), начало создания двигателя P.3302 (TL) и выпуск двигателя P.3304 или 109-002 (TL) в течение непродолжительного времени — фирма BMW Flugmotorenbau GmbH, Мюнхен, и непродолжительный период разработки двигателя P.3303 (TL) — Предприятия и персонал

фирмы BMW, занимавшиеся разработкой турбореактивных двигателей — Двигатель P.3302 (TL) серии V1-V10 — Двигатель P.3302 (TL) серии V11-V14 — Двигатель 109-003 A-0 (TL) — Двигатели 109-003 A-1 и A-2 (TL) — Описание двигателя 109-003 A-1 и A-2 — Двигатели 109-003 E-1 и E-2 (TL) — Изготовление двигателей 109-003 A и E — Испытание двигателя 109-003 — Использование двигателей 109-003 A-1 и A-2, E-1 и E-2 — Двигатель 109-003 C (TL) — Двигатель 109-003 D (TL) — Двигатель 109-003 R (TLR) — Дальнейшая разработка двигателя 109-003 — Двигатель 109-018 (TL) — Двигатель 109-028 (PTL) и проект спаренного двигателя PTL — Двигатель P.3306 — Двигатель одноразового применения P.3307 (TL) — Заключение

Фирма Bayerische Motoren Werke GmbH имеет большой опыт в проектировании и производстве авиационных двигателей, начиная с 1917 года, когда эта фирма начала динамично развиваться, поглотив мюнхенскую фирму Rapp-Motorenwerke GmbH. Техническое отставание в разработке авиационных двигателей, возникшее после Первой мировой войны, привело к тому, что Германия стала закупать двигатели со звездообразным расположением цилиндров и с воздушным охлаждением (Hornet and Wasp), производимые американской фирмой Pratt & Whitney, они и послужили основой для создания новых, более мощных двигателей, которые к 1933 году были востребованы Министерством авиации рейха. В конце 1934 года в Мюнхене была специально создана дочерняя фирма BMW Flugmotorenbau GmbH для разработки и производства авиационных двигателей. В этой области также работала фирма Brandenburgische Motorenwerke GmbH (Bramo), расположенная в Берлин-Шпандау, и в 1938 году эта фирма начала вести совместные разработки с фирмой BMW. В 1939 году фирма Bramo была поглощена фирмой BMW, в результате чего образовался крупнейший немецкий производитель авиационных двигателей времен Второй мировой войны. Одним из организационных отличий этой фирмы было то, что она являлась единственной в Германии фирмой, занимавшейся разработкой всех основных типов авиационных силовых установок: поршневых, турбореактивных и ракетных двигателей. В начале описания истории создания турбореактивных двигателей следует рассказать о фирме Bramo вплоть до того времени, когда Bramo и BMW работали по единой программе разработки турбореактивных двигателей, после чего последовало поглощение фирмы Bramo фирмой BMW.

**Фирма Brandenburgische Motorenwerke GmbH, Берлин-Шпандау (Bramo), начало создания двигателя P.3302 (TL) и выпуск двигателя P.3304 или 109-002 (TL) в течение непродолжительного времени**

Фирма Brandenburgische Motorenwerke GmbH, или Bramo, была создана в 1936 году в Берлин-Шпандау как отдельная дочерняя фирма Siemens & Halske AG (далее

по тексту Siemens Apparate und Maschinen GmbH), в которой Bramo ранее являлась отделом, занимавшимся авиационными двигателями. Руководитель научно-исследовательского отдела фирмы Bramo Герман Острих в 1929 году уже проводил исследования возможности создания реактивного двигателя и пришел к выводу, что для расчетных скоростей самолетов того времени реактивный двигатель мог бы оказаться слишком неэффективным, чтобы быть использованным на практике. Поэтому, когда в 1938 году фирма Mauch and Schelp of GL/C3 обратилась к фирме Bramo с просьбой исследовать область применения реактивных двигателей, Острих обратил внимание на туннельные вентиляторы с приводом от поршневого двигателя (силовые агрегаты ML), которые на тот период в большей степени соответствовали требованиям по скорости.

К концу 1938 года фирма Bramo изготовила первый силовой агрегат ML, который состоял из звездообразного двигателя Bramo 314 A с семью цилиндрами и воздушным охлаждением мощностью 160 л.с., приводящего во вращение многолопаточный воздушный винт, со скоростью 2200 об/мин, который находился в коротком кольцеобразном туннеле или кольце. Этот агрегат был установлен на самолете Фокке-Вульф Fw 44 Steiglitz — двухместном биплане — вместо обычного двигателя и воздушного винта. Результаты летных испытаний показали, что силовой агрегат с туннельным вентилятором заслуживает того, чтобы продолжать его разработку. Поэтому был спроектирован и изготовлен силовой агрегат MLS, в котором для создания дополнительного ускорения было предусмотрено дожигание топлива. Туннельный вентилятор этого агрегата приводился в действие со скоростью 2600 об/мин с помощью звездообразного двигателя Bramo 323 мощностью 1200 л.с. с воздушным охлаждением. К сожалению, результаты испытаний агрегата MLS в аэродинамической трубе на предприятии Экспериментального аэродинамического института в Гёттингене оказались неудовлетворительными, что отчасти объяснялось небольшой производительностью вентилятора и низкими оборотами.

Как мы могли видеть, значительно более высокие скорости вращения были получены на предприятии фирмы Heinkel при разработке агрегатов с туннельными вентиляторами Мюллера, но это преимущество бы-



ло востребовано позже. Как бы то ни было, фирма Bramo не стала продолжать разработку агрегата MLS и в начале 1939 года прекратила работу над этим проектом, чтобы сконцентрировать усилия на изучении турбореактивного двигателя (TL), разработка которого была более перспективной в связи с увеличивающимися скоростями самолетов. Такое решение было принято в условиях, когда в фирме Bramo считали, что при полете на больших скоростях агрегаты ML и TL теоретически имели одинаковый КПД, но агрегат ML мог обеспечить лучшую мощность на взлете и меньший удельный расход топлива при частичной нагрузке. В противовес этому агрегат TL имел не такую сложную конструкцию, что в сочетании с вызывающими разочарование характеристиками подвергнутого испытаниям агрегата MLS, кажется, повлияло на решение сосредоточить усилия на исследованиях турбореактивного двигателя (TL), которые начались в конце 1938 года.

В ходе этих исследований был рассмотрен вопрос о выборе наилучшего типа компрессора, и, с учетом веса и размеров, компрессоры расположили в порядке предпочтения следующим образом: осевой — с противоположным вращением, осевой и центробежный. Однако при рассмотрении вопроса о простоте и легкости ведения разработок фирмой, не имевшей опыта в области создания газовых турбин или турбореактивных двигателей, было принято решение начать разработку турбореактивного двигателя с прямоточным осевым компрессором. Этот двигатель был спроектирован в период с декабря 1938 по апрель 1939 года, и позднее в него было включено рабочее колесо одноступенчатой турбины, разрабатываемой фирмой BMW в Мюнхене, поскольку в этот период обе фирмы начали объединять свои разработки. Другие данные проекта турбореактивного двигателя были собраны на основе экспериментов фирмы Bramo по системам сгорания и т. п.

Когда летом 1939 года фирма Bramo вошла в состав фирмы BMW, эта объединенная фирма получила новое название BMW Flugmotorenbau Entwicklungswerk (Шпандау). После этого проект создания турбореактивного двигателя фирмой Bramo получил условное обозначение P.3302. По договоренности с Министерством авиации этот двигатель в то время рассматривался как опытный образец, предназначенный для оказания помощи в разработке более сложного турбореактивного двигателя с вращающимся в противоположную сторону осевым компрессором, который, как полагали, мог бы иметь меньший диаметр. Двигателю с вращением в противоположную сторону было присвоено проектное обозначение P.3304 и официальное обозначение 109-002.

Помощь в разработке двигателя 109-002 была оказана независимым техническим консультантом Гельмутом Вайнрихом из Хемница, который уже имел некоторый опыт в создании подобных проектов. В 1936 году Вайнрих представил Министерству авиации рейха план разработки турбовинтового двигателя (PTL), в котором использовались вращающиеся в противоположные стороны компрессор и турбина, а спустя некоторое время

были проведены соответствующие эксперименты. Однако официальные лица в министерстве, похоже, не были готовы на тот период времени принять столь радикальные планы в этой области. Еще одной работой в данной области был патент (663, 935), полученный Вайнрихом в августе 1938 года на метод впрыскивания топлива в камеры сгорания турбин, другая же работа Вайнриха обсуждалась в отделе 4 фирмы Brückner-Kanis. К 1940 году по двигателю 109-002 был выполнен большой объем работы, хотя в Шпандау этими работами занималось только около двадцати конструкторов и инженеров. Были изготовлены и испытаны отдельные ступени компрессора, вращающегося в противоположную сторону, причем кованные лопатки из алюминиевого сплава были произведены фирмой WMF из Гейслингена, а конструкция кольцевой камеры сгорания была утверждена для разработки. Реализация проекта по мере приобретения опыта показала, что при разработке даже прямоточного осевого компрессора возникли технические сложности.

Поэтому к началу 1942 года проект разработки двигателя 109-002 был остановлен, чтобы все ресурсы фирмы BMW были бы сосредоточены на разработке турбореактивного двигателя P.3302 с прямоточным осевым компрессором. Эта разработка, которая впоследствии развилась в работы по созданию двигателя 109-003 BMW, будет рассмотрена ниже после описания начала работ над турбореактивным двигателем фирмы BMW в Мюнхене.

### **Фирма Flugmotorenbau GmbH (Мюнхен) и не-продолжительный период разработки двигателя P.3303 (TL)**

Когда в 1938 году фирма BMW в Мюнхене заключила официальный договор на исследование реактивной силовой установки, ответственным за эту работу был назначен начальник научно-исследовательского отдела этой фирмы Курт Лёнер. Было решено, что ценный опыт мог бы быть приобретен при использовании существующих конструкций двигателя и при испытании экспериментального турбореактивного двигателя, применяя, где это возможно, результаты предыдущих испытаний, полученные фирмой BMW при создании турбонагнетателей с приводом от выхлопных газов поршневых двигателей. Работой над турбонагнетателями с 1937 года в основном руководил доктор Альфред Мюллер (деятельность которого впоследствии была связана с подразделением III), работавший в фирме BMW в качестве независимого консультанта. В декабре 1937 года под именем Мюллера была представлена на патент конструкция полых лопатки с воздушным охлаждением для газовых турбин (в частности в турбонагнетателях), а в октябре 1939 года была запатентована конструкция авиационной турбины с приводом выхлопных газов, в которой использовались полые лопатки (патент 682,744).

Типовая конструкция нагнетателя BMW состояла из одноступенчатой осевой турбины, приводившей во



вращение одноступенчатую центробежную крыльчатку или компрессор. В 1938 году полые турбинные лопатки с воздушным охлаждением в этих нагнетателях обеспечивали работу рабочего колеса турбины при рабочих температурах примерно до 900 °С. К составным элементам, выбранным Лёнером для экспериментального турбореактивного двигателя, относилась одноступенчатая осевая турбина (оснащенная полыми лопатками с воздушным охлаждением), которая приводила во вращение двухступенчатый центробежный компрессор и систему сгорания с высокой рабочей температурой, равной 900 °С. В то время как этот двигатель, проект которого, предположительно, получил условное обозначение Р.3303, разрабатывался более подробно, проводились эксперименты с рабочим колесом турбины, в ходе которых возникли первые трудности. С началом войны в сентябре 1939 года был дан импульс тому, чтобы перенести акцент с экспериментальных работ на практические разработки, в результате чего было достигнуто соглашение о том, что фирма BMW в Мюнхене прекратит работу над турбореактивным двигателем Лёнера с центробежным компрессором и сконцентрирует свои усилия на производстве поршневых двигателей для Люфтваффе. По возможности, должен был быть использован опыт работы с двигателем Лёнера, чтобы помочь в разработке турбореактивного двигателя Р.3302 с осевым компрессором на предприятиях фирмы BMW в Шпандау (бывшая фирма Bramo).

### Предприятия и персонал фирмы BMW, занимавшиеся разработкой турбореактивных двигателей

Когда фирма Bramo вошла в состав фирмы BMW, предполагалось, что все работы по разработке реактивных двигателей будут проводиться в Шпандау. Значительная часть этого плана была выполнена, но сложная организационная структура фирмы BMW, обусловленная многообразием типов производимых силовых установок, а также рассредоточением заводов и заводов-субподрядчиков, создала предпосылки к тому, что разные виды работ над турбореактивным двигателем должны были проводиться в разных местах. Тем не менее, основной объем разработок этого двигателя проводился в Шпандау (первоначально при помощи других организаций), пока бомбардировки Берлина не привели к тому, что большая часть работ была перенесена и рассредоточена по предприятиям, укрытым в пещерах в районе Виттрингена (около Саарбрюкена). После освобождения Франции в 1944 году работы должны были быть перенесены из этого приграничного района в другое место, и, наконец, после непродолжительного проведения работ на некоторых других площадках, предприятие разместили в заброшенном соляном руднике (шахты 6 и 7) в Ной-Штассфурте. Это место получило название Калаг. Там были размещены двадцать просторных, прекрасно оборудованных подземных цехов. Стенды для испытаний двигателей были расположены в начале шахты 6.

В 1939 году в Шпандау только около сорока инженеров и конструкторов работали над турбореактивным двигателем, а изготовление и испытания должны были выполняться в тех же цехах, которые использовались для производства поршневых двигателей, являвшегося на тот момент приоритетным. Положение улучшилось в 1942 году, когда были прекращены работы не только над проектом турбореактивного двигателя 109-002 и различными другими проектами, в частности над проектом MLS, но также была остановлена работа над поршневыми двигателями в Шпандау, с тем чтобы привлечь большее количество персонала к работе над одним проектом турбореактивного двигателя, обозначенного Р.3302. Таким образом, в 1942 году около 200 конструкторов, ученых и испытателей трудились и оказывали содействие в этой работе и около 700 человек были заняты в рабочих цехах. К концу войны в 1945 году эти цифры возросли приблизительно до 550 и 1000 соответственно, в основном за счет перевода персонала фирмы BMW с работ над поршневыми двигателями на данный проект.

Примерно до ноября 1944 года генеральным директором фирмы был Фриц Хилле. К этому времени усилилось влияние ведомства Шпеера, поэтому Хилле сменил на его посту доктор Вильгельм Шааф, а руководителем, ответственным за производство двигателей, был доктор Штоффреген, причем оба руководителя пришли из ведомства Альберта Шпеера. На заводе в Обервизенфельде близ Мюнхена все разработки фирмы BMW по авиационным силовым установкам проводились под руководством доктора Бруно Брукмана, которому подчинялись доктор Бифанг (которого позднее сменил доктор Рольф Амман), возглавлявший разработку поршневых двигателей, доктор Х. Острих, руководивший разработкой турбореактивного двигателя, и Х. Зборовски, руководивший работами по разработке ракетного двигателя. Курт Лёнер, похоже, обратился к другим темам, когда в Мюнхене была прекращена разработка турбореактивного двигателя Р.3303 с центробежным компрессором. Приблизительно с 1942 года и до конца войны штат сотрудников команды Остриха, занимавшейся разработкой турбореактивного двигателя, включал следующих ведущих специалистов (нам неизвестны точные даты их назначения на должности):

Имя и фамилия	Занимаемая должность
Дипломированный инженер Х. Хаген	Специалист по основным расчетам конструкции и проекта (помощник Остриха). Конструктор и испытатель
Х. Роскопф*	Главный конструктор
Дипломированный инженер Х. Зобль	Исследователи в области систем сгорания и топливных форсунок
Дипломированный инженер Круппе	
Доктор В. Саверт	Исследователь в области металлургии
Х. Вольф*	
	Экспериментальный исследователь (в 1943 году перешел в фирму Heinkel-Hirth)



Имя и фамилия	Занимаемая должность
Домстен*	Разработчик лопаток турбин
Доктор Боссе	Конструктор
Дипломированный инженер Менц	Конструктор (помощник Боссе)

\* Научные звания неизвестны.

Кроме того, ниже названы специалисты, которые под руководством Брукмана прибыли для выполнения основных работ по двигателю и, таким образом, также содействовали все более расширяющейся разработке турбореактивного двигателя:

Имя и фамилия	Занимаемая должность
Вильцман*	Главный технолог
Доктор Х. Виганд	Главный специалист по металлургии
Доктор Шайнхост	Помощник Виганда. Ведущий специалист по турбинам
Доктор Ноак	Специалист по проблемам систем управления и регулирования
Дипломированный инженер П. Каппус	Руководитель группы проектных исследований
Дипломированный инженер Хубер	Специалист по проектным исследованиям (помощник Каппуса)
Капитан авиации Штеге	Начальник группы летных испытаний
Доктор Денкмаер	Ответственный за летные испытания турбореактивного двигателя (с июля 1944 года)
Дипломированный инженер Штёкихт	Специалист по механике
Доктор Донат	Специалист по производству серии О

\* Научные звания неизвестны.

Как и фирма Junkers, фирма BMW на первой стадии разработки турбореактивного двигателя использовала свои существующие предприятия по производству поршневых двигателей. Стенды по испытанию камер сгорания сначала создавали воздушный поток, достаточный для испытания только части системы сгорания, поэтому фирма BMW проводила эксперименты только с сегментом кольцевой камеры сгорания. По меньшей мере один контрольный нагнетатель имел привод от авиационного звездообразного двигателя Брам-323 мощностью 900 л.с. Постепенно предприятия реконструировались и становились более специализированными, и в этой связи специальная установка BMW для испытания высотных двигателей заслуживает более пристального внимания. Строительство этого испытательного стенда, сконструированного доктором Зештмейером, было начато в мае 1940 года в северной части площадки завода BMW Oberweissenfeld в Мюнхене. В мае 1944 года стенд серьезно пострадал от взрыва тяжелой бомбы, но к октябрю 1944 года был отремонтирован, и с этого времени до конца войны постоянно эксплуатировался, причем на нем проводились испытания как

турбореактивных двигателей 109-003 фирмы BMW, так и турбореактивных двигателей Юнкерс 109-004.

Испытательный стенд состоял из высотной камеры диаметром около 3,80 м и длиной 7,30 м, в которой устанавливался либо поршневой, либо турбореактивный двигатель. Схема стенда вместе с диаграммой рабочих характеристик представлена на рис. 2.75. Трехступенчатый центробежный компрессор с потребляемой мощностью 2800 л.с. и степенью сжатия 2,4:1 обеспечивал максимальный расход воздуха в 25 кг/с. Воздух, проходящий через теплообменник, мог быть использован для подогрева воздуха, если бы это потребовалось, но вместо этого охлаждался распыленной водой. Далее воздух проходил через фреоновую установку, в которой температура воздуха снижалась до минус 15 °С, после чего воздушный поток расширялся в турбине, выполняя полезную работу, в результате которой температура воздуха при необходимости понижалась до минус 70 °С. Как показано на диаграмме, контрольные клапаны были соединены в обходной цепи между выходом компрессора и входом турбины, так что можно было получить любую нужную температуру воздуха. После расширения в турбине воздух поступал к двигателю в испытательном отсеке, создавая необходимое динамическое давление для имитации скоростей до 900 км/час. Высотные условия создавались на выходе из испытательного отсека, сначала путем охлаждения водяной струей, понижающей температуру до 250 °С, а затем — за счет прохождения через охладитель, в результате чего температура еще снижалась до 40 °С. Два вытяжных вентилятора или вакуумных насоса соединялись с помощью клапана либо последовательно, либо параллельно, в зависимости от необходимых высотных условий, чтобы обеспечить требуемое низкое давление на выпуске. Если вытяжные насосы располагались последовательно, использовался промежуточный охладитель. Диапазон давления на входе в испытательный отсек составлял от 1,5 до 0,008 атмосферы, а давление внутри отсека могло поддерживаться равным давлению на высоте до 16500 м. Вторая кривая на графике показывает увеличение параметров характеристики, которые планировалось получить при использовании дополнительного оборудования, которое хотя и было изготовлено, но позднее оказалось рассредоточенным в разных частях Западной Германии.

Поскольку силовая нагрузка при работе стенда составляла около 10000 кВт, то работы на нем возможно было вести только ночью, в режиме минимальных нагрузок. Для технического обслуживания в дневное время использовалась бригада из 10 человек; для ночных испытаний также использовалась бригада из 10 человек, хотя условия в испытательном отсеке мог контролировать один человек. Перископ, установленный в диспетчерской, позволял изучать условия сгорания в двух продольных положениях. Для замера выходной мощности поршневых двигателей использовался гидротормоз, способный поглотить до 5000 л.с., в то время как реактивная сила измерялась механически, а позднее — с помощью динамометрических датчиков.



Еще один отсек для высотных испытаний двигателей был построен фирмой Brown Boveri & Cie из Гейдельберга для фирмы BMW в Оберюрах под Штутгартом. Этот отсек, выполненный в виде аэродинамической трубы, обеспечивал расход воздушного потока 20 кг/с, но за счет использования вспомогательного агрегата можно было увеличить расход воздушного потока до 30 кг/с. Два аналогичных испытательных отсека были также изготовлены для фирмы E-Stelle Rechlin, но поскольку эти сооружения не были своевременно готовы, они не монтировались, а складировались в лесной местности рядом с аэродромом.

### Двигатель P.3302 (TL) серии V1-V10

В течение 1939 года фирма BMW в Шпандау разработала проект турбореактивного двигателя P.3302, обеспечивающего тягу 600 кг на скорости 900 км/час, или статическую тягу около 700 кг на уровне моря. Кроме того, был запланирован осевой компрессор с приводом от

одноступенчатой турбины, работающий при очень низкой температуре сгорания 600 °С. Однако, когда к концу года в Мюнхене работа над проектом турбореактивного двигателя Лёнера P.3303 с центробежным компрессором была остановлена, было принято решение включить рабочее колесо турбины, разрабатываемое для этого двигателя, в состав двигателя P.3302.

Считалось, что в случае использования рабочего колеса турбины с полыми лопатками температура сгорания может быть повышена до 900 °С при одновременном уменьшении планируемого коэффициента сжатия компрессора. К этому времени Министерство авиации заказало десять экспериментальных двигателей (V1-V10).

Компрессор для двигателя P.3302 VI был спроектирован профессором Энке из Экспериментального аэродинамического института. Это был шестиступенчатый осевой компрессор с небольшой степенью реактивности и низкой степенью сжатия 2,77:1 при 9000 об/мин. Лопатки ротора имели высокоскоростной профиль, разработанный фирмой Экспериментального аэро-

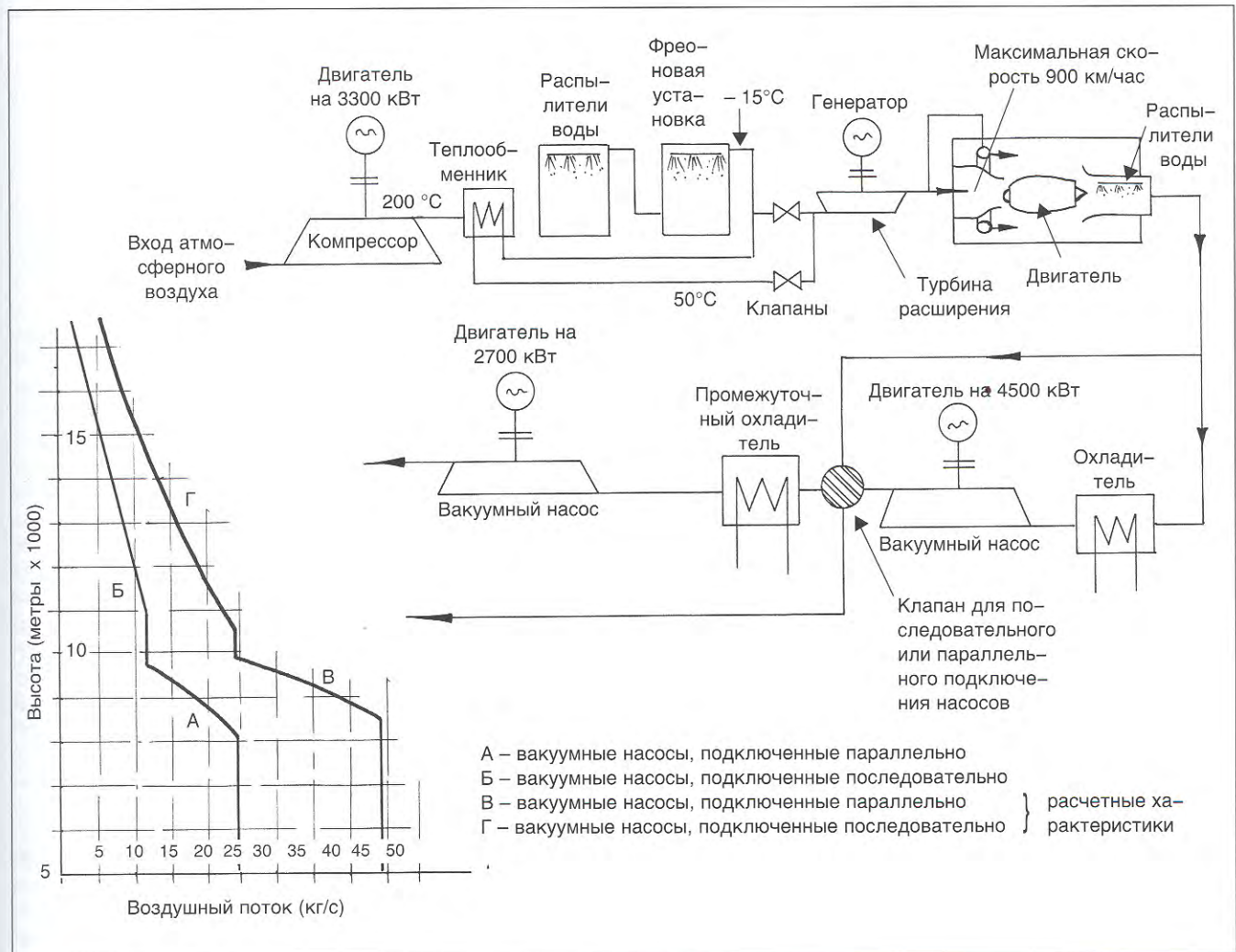


Рис. 2.75. Принципиальная схема и кривые характеристик камеры для высотных испытаний производства фирмы BMW



намического института в г. Гёттингене, и результаты испытаний на стенде показали, что производительность компрессора равна 80 %.

Кольцевая камера сгорания для двигателя P.3302 была выбрана по результатам экспериментов, успешно проведенных в 1938 году фирмой BMW в Шпандау с сегментами кольцевой камеры сгорания, в результате чего диаметр двигателя составил всего лишь 0,670 м, причем для Министерства авиации необходим был двигатель с минимально возможной лобовой площадью двигателя. Эксперименты с рабочим колесом турбины позволили сделать вывод, что температура сгорания 900 °С слишком высока, и поэтому до конца 1939 года разработчики добились снижения температуры до 750 °С. Когда в августе 1940 года впервые был осуществлен запуск первого двигателя P.3302 V1, результаты оказались неутешительными: тяга, полученная на испытательном стенде, составляла всего лишь 150 кг при 8000 об/мин.

Столь неудовлетворительные результаты были обусловлены следующими причинами:

- недостаточный расход воздуха (воздушный поток) для температуры сгорания 750 °С, поскольку расчетная температура составляла 900 °С;
- низкий коэффициент полезного действия турбины, в силу того что снижение температуры сгорания привело к уменьшению скорости прохождения горячих газов. Это, в свою очередь, привело к снижению мощности, подаваемой на компрессор, и, соответственно, расхода воздуха компрессора;
- неравномерное распределение температуры в камере сгорания; разность температур между самой горячей и самой холодной точкой составляла 370 °С. Это привело к деформации жаровой трубы камеры сгорания и диафрагмы соплового аппарата турбины, в результате чего в подшипниках двигателя возникло трение;
- коэффициент полезного действия кольцевой камеры сгорания составил всего лишь 60–70 %, и из камеры сгорания выходило большое количество несгоревшего топлива. Наблюдались также потери полного давления, вызванные использованием системы дефлекторов.

Для устранения этих недостатков необходимо было создать новый компрессор, систему сгорания и турбину, а также провести большой объем работ по модернизации других устройств. Это, разумеется, повлекло за собой полное перепроектирование, и разработка новых составных частей началась незамедлительно. Для этих исследований, в дополнение к другому оборудованию, были использованы двигатели P.3302 V2–V10. Фирмам Brown Boveri, Brücker-Kanis и MAN было оказано содействие в разработке новой турбины, а фирме Henschel и Технической академии BBC (TAL) помогли в создании новой системы сгорания. Отделение TAL, занимавшееся системами сгорания и возглавляемое доктором Нагелем, располагалось в Экертале (Гарц).

Однако фирма BMW стремилась выполнить как можно больший объем работы своими силами. Уже

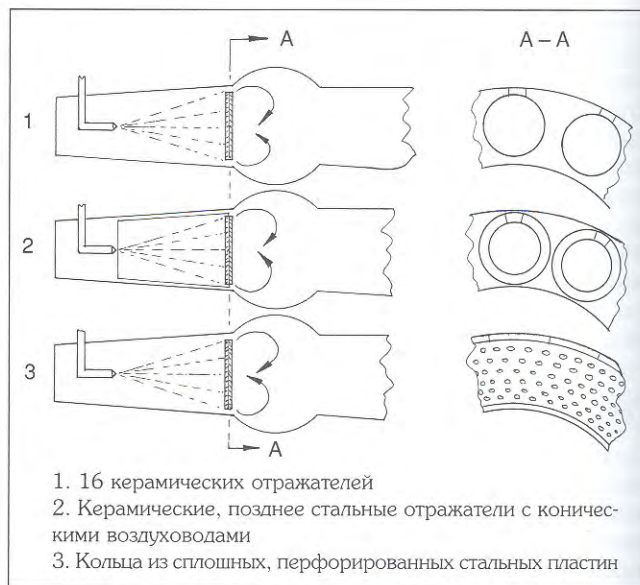


Рис. 2.76. Три основные системы камер сгорания с отражательными пластинами, испытанные фирмой BMW

в 1938 году в Шпандау были начаты исследования по камерам сгорания, с тем чтобы решить вопрос устойчивого эффективного сгорания без срыва горения. Было решено, что этого можно достичь путем создания зон завихрения в воздушном потоке, поэтому была начата разработка отражающих пластин внутри кольцевой камеры сгорания. Были испытаны три основные системы, которые показаны схематически на рис. 2.76. В первой системе в камере сгорания были установлены 16 керамических отражающих пластин, распыленное топливо из форсунок, установленных выше по потоку, попадало на передние поверхности этих отражателей. Весь воздушный поток проходил вокруг отражателей, доставляя топливо в зоны низкоскоростного завихрения для сгорания. Однако не только характеристики по срыву горения оказались неудовлетворительными, но также воздушный поток вокруг отражателей был неравномерным по всей кольцевой камере, в результате чего распределение температур и скоростей далее по потоку тоже не было равномерным, и работа без срыва горения в условиях полного воздушного потока становилась невозможной. Тогда эта система была доработана, и получилась вторая система, в которой напротив керамических отражателей были установлены конические направляющие трубки. Эти трубки позволили осуществлять работу с полным потоком без срыва горения, но распределение температур и скоростей по-прежнему оставалось неудовлетворительным. Неудовлетворительным оставался и коэффициент полноты сгорания, а керамические отражатели часто выходили из строя под воздействием «термоудара». Замена этих отражателей на отражатели из перфорированного стального листа обеспечила неограниченный срок их службы, но ничего не дала для системы в целом, кроме небольшого улучшения характеристик по срыву горения. В стрем-



лении получить равномерный воздушный поток вокруг системы отражателей было решено не использовать отдельные кольцевые отражатели, а заменить их на кольцо из сплошного перфорированного стального листа, но это не привело к какому-либо улучшению и фактически увеличило потери давления в камере.

Именно кольцевой отражатель использовался в двигателе P.3302 V1, и при тщательном анализе неудовлетворительных результатов работ был сделан вывод о том, что попадание распыленного топлива на отражатель было неправильным решением. Были проведены эксперименты по впрыску топлива выше по потоку в зоны завихрения, что позволило улучшить коэффициент полноты сгорания на 20 % по сравнению с коэффициентом, полученным на двигателях ранних модификаций и составляющим 60–70 %. Было также достигнуто улучшение распределения температуры и скорости на 25 %, хотя и этот результат был далеко не лучшим, так как весь поток воздуха по-прежнему проходил вокруг отражателя прямо в камеру сгорания. Тем не менее, эта модернизированная система сгорания с отражателями использовалась в последующих двигателях серии P.3302. (Использование системы продолжалось до тех пор, пока не появились следующие серии двигателей, где система отражателей была исключена и введена новая система сгорания, которая разрабатывалась параллельно, в ней воздушный поток разделялся на первичный и вторичный.)

К лету 1941 года разработчики добились того, что двигатель P.3302 показал на испытательном стенде тягу около 450 кг, в основном за счет вышеупомянутой модернизации камеры сгорания, и затем начались летные испытания на аэродроме Берлин-Шёнефельд на самолете Мессершмитт Bf-110 (истребитель со сдвоенным винтом) с турбореактивным двигателем, подвешенным снизу. Осенью того же года два турбореактивных двигателя были доставлены на завод фирмы Messerschmitt в Аугсбурге для установки на самолет Me-262 V1 (PC+UA), являющийся прототипом истребителя с двумя двигателями. Рассчитанный на турбореактивные двигатели, этот самолет летал с 18 апреля 1941 года, используя тягу поршневого двигателя Юмо 210G мощностью 1200 л.с. с воздушным винтом, расположенным в носовой части. Этот двигатель продолжал стоять на самолете, когда 25 ноября 1941 года была предпринята попытка поднять самолет в воздух с двумя двигателями P.3302, установленными под крыльями. Однако эта попытка оказалась неудачной, поскольку турбины не обеспечивали необходимый взлетный режим, так как мощность этих турбореактивных двигателей вместе с работающим винтовым двигателем оказалась слишком низкой. Трудности возникали с турбинами и ранее, и отказы случались при низких скоростях, составляющих 8000 об/мин. Тип конструкции турбины, которая применялась для этих ранних двигателей P.3302, показан схематически на рис. 2.77. Использовались активные лопатки газовой турбины классического типа, причем диаметр рабочего колеса турбины составлял 530 мм, а длина лопаток — 90 мм. Каждая лопатка изготавлива-

лась путем сварки двух кусков металла, крепились путем приваривания основания к рабочему колесу турбины. Охлаждающий воздух поступал в рабочее колесо турбины только с переднего торца, затем проходил по отверстиям, просверленным по диагонали в полых лопатках, и выходил из их кромок. Хотя этот вариант конструкции оказался удовлетворительным при меньших размерах турбины, используемой в нагнетателях BMW, большие размеры турбины турбореактивных двигателей оказались чрезмерными, и поэтому появлялись дефекты в сварных швах из-за усталости металла и повреждения в лопатках ввиду их хрупкости, возникавшей по причине перегрева. Для определения причин отказов требовалось время, и этот вариант конструкции турбины, как оказалось, долго использовался в большинстве, если не во всех десяти, двигателях этой серии.

В начале 1942 года два двигателя серии P.3302 V2-V10 были снова доставлены на предприятие фирмы Messerschmitt и установлены на самолет Me-262 V1. 25 марта 1942 года на самолете были смонтированы поршневой двигатель в носовой части и два турбореактивных двигателя, и Фриц Вендель тщательно подготовился к полету на этом самолете. Доработка турбореактивных двигателей увеличила статическую тягу примерно до 550 кг, но все же это было несколько ниже запланированного значения. Тем не менее, самолет взлетел, хотя ему в значительной степени не хватало мощности, а на высоте около 50 м произошла поломка лопаток турбины левого двигателя, затем и правого двигателя. Только благодаря большому мастерству, Венделю удалось посадить аварийный самолет после, возможно, самого короткого кругового маневра, выполненного всего лишь на одном поршневом двигателе. Этот трагичный эпизод, без сомнения, сильно повлиял на перспективы поставок фирмой BMW двигателей для оснащения будущих самолетов Me-262. (Поврежденный Me-262 V1 был отремонтирован и 2 марта 1943 года снова поднялся в воздух на двух турбореактивных двигателях Юнкерс 109-004 B-0, и практически все последующие самолеты этой серии также оснащались

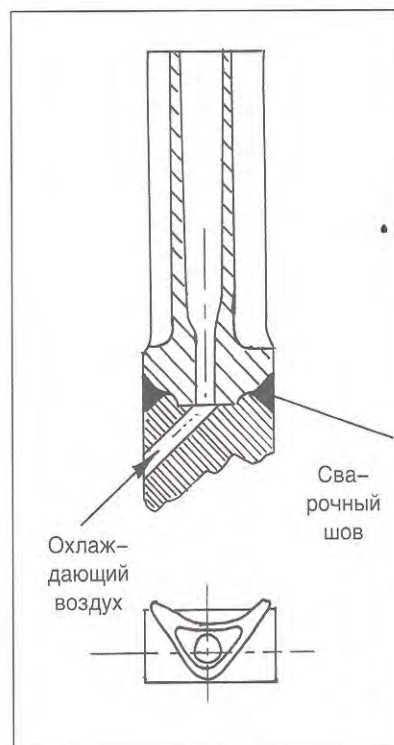


Рис. 2.77 Чертеж конструкции турбины серии BMW P.3302 V1-V10

двигателями



Junkers). И даже при этом примерно до апреля 1942 года экспериментальные двигатели Junkers и BMW развивали тягу ниже расчетной примерно на одну и ту же величину, и обе фирмы сталкивались в работе с трудностями. Окончательные достоверные данные по двигателям серии P.3302 V1-V10, без вспомогательных агрегатов или регулируемых выхлопных сопел, приводятся ниже:

Тяга — 550 кг, статическая, на уровне моря  
Скорость вращения ротора — около 9000 об/мин  
Вес — 750 кг  
Степень сжатия — 2,77:1  
Удельный расход топлива — 2,2 кг топл./кг тяги·ч (бензин)  
Расход воздуха — приблизительно 15 кг/с  
Удельный вес — 1,36  
Диаметр — 0,670 м, позднее 0,690 м

### Двигатели серии P.3302(TL) V11-V14

Летом 1942 года, накопив опыт работы с двигателем серии P.3302 V1-V10 и проведя испытания новых узлов, фирма BMW в Шпандау начала разработку новых экспериментальных двигателей. Были предприняты меры к увеличению расхода воздуха двигателя путем создания нового компрессора с увеличенным на 30 % массовым расходом воздуха и увеличенной степенью сжатия 3,1:1 при скорости вращения от 9000 до 9500 об/мин. Новый компрессор был сконструирован и изготовлен в Шпандау и имел семь (вместо прежних шести) ступеней. Профиль лопаток ротора был изменен, а вместо прежних высокоскоростных лопаток производства Экспериментального аэродинамического института в Гёттингене были установлены более толстые лопатки фирмы НАСА, вероятно, по совету профессора доктора Бетца из Экспериментального аэродинамического института. В результате произошло увеличение давления в лопатках статора на 30 %. Длина лопаток была уменьшена.

Была также установлена модернизированная турбина со значительно увеличенным коэффициентом полезного действия. Вместо ранее использовавшихся лопаток, имевших одинаковую форму передних и задних кромок, лопатки ротора этой турбины имели закругленные передние кромки и удлиненные острые задние кромки. Для улучшения охлаждения лопаток и, следовательно, для увеличения их долговечности большее количество воздуха подавалось с обеих сторон рабочего колеса турбины в замковую часть полых лопаток. Применявшийся ранее метод крепления лопаток сваркой также больше не использовался; новые лопатки имели удлиненную замковую часть, и каждая лопатка крепилась к рабочему колесу с помощью трех осевых штифтов, которые наполовину вставлялись в замковую часть лопатки, а наполовину — в рабочее колесо. Штифты, два из которых располагались с одной стороны и один крепился с другой стороны замковой части лопатки, удерживали лопатку от действия центробежных сил, в то время как буртики в основании каждой лопатки противостояли

действию сил, действующих в тангенциальном направлении, или сил, вызывающих раскачивание лопатки. Ранее используемые простые изогнутые металлические лопатки соплового аппарата на входе в турбину были заменены на полые лопатки, профили которых были аналогичны профилям лопаток ротора турбины. Такое решение позволило не только обеспечить большую жесткость и сопротивление деформации узла входного соплового аппарата, но также использовать воздушное охлаждение.

Охлаждающий воздух поступал в основание входных лопаток соплового аппарата и выходил через щели на выходной кромке. На этой ступени система сгорания была все еще системой кольцевого типа с отражателями, с впрыском топлива против потока в завихренные зоны воздушного потока, без его разделения.

Стендовые испытания двигателя P.3302 V11 были начаты в конце 1942 года, но попыток поднять в воздух самолет с новыми двигателями так и не предпринималось: полеты были ограничены «летающей лабораторией» Bf-110. На определенном этапе в состав двигателя был включен новый воздухозаборник и начались первые испытания двигателя с регулируемым выхлопным соплом.

Воздухозаборник и воздуховод двигателей P.3302 серии V1-V10 соответствовали стандартам Verein Deutscher Ingenieure (VDI) и способствовали небольшому увеличению скорости воздуха в этих устройствах по сравнению со скоростью над внешними контурами воздухозаборника с целью обеспечения равномерного распределения скорости воздуха до входа в компрессор. Этот воздухозаборник вполне подходил для низких скоростей и работы на испытательном стенде, но скоро стало очевидным, что для летных образцов двигателей необходима более точная форма этих воздухозаборников.

Для полета на большой скорости необходимо было избегать увеличения скорости воздуха над внешними контурами воздухозаборника, с тем чтобы не допустить разделения потока воздуха, в то время как трансформация набегающего потока воздуха в динамическое давление в воздухопроводе воздухозаборника должна оказать наиболее положительное воздействие. В диапазоне низких скоростей также требовались наилучшие условия в воздухозаборнике для получения полной тяги и наилучшего режима работы при взлете. Доктор Кюхеман из Аэродинамического экспериментального института Гёттингена, работал над измененной формой внешнего обтекателя, а эксперименты в аэродинамической трубе авиационного НИИ в Брауншвейге позволили выбрать правильную форму для воздухопровода воздухозаборника.

Тип регулируемого выхлопного сопла, который испытывали на двигателе P.3302 серий V11-V14, показан схематично на рисунке 2.78. Это устройство относилось к так называемому Ringspalt-Schubdüse (кольцевому-щелевому типу), в котором конусное кольцо перемещалось в осевом направлении для увеличения или уменьшения площади сопла. Эта операция выполнялась вручную (возможно, с помощью зубчатой рейки или



шестерни), а охлаждающий воздух, забираемый от четвертой ступени компрессора, подавался в полые, опорные спицы или лопатки кольца и проходил через щели

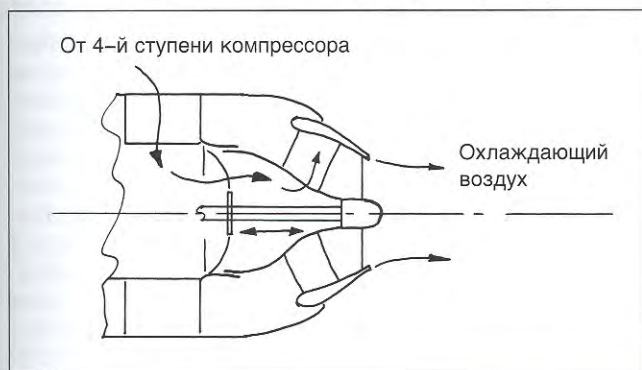


Рис. 2.78. Кольцевое-щелевое выхлопное сопло для двигателей БМВ Р.3302 серий V11-V14

в хвостовой кромке кольца, тем самым охлаждая спицы и кольцо.

При проведении испытаний новый двигатель развивал статическую тягу не менее 550 кг. Однако эти результаты оказались неутешительными, и, кроме того, в ходе испытаний было выявлено несколько дефектов:

- а) трещины из-за вибрации, появляющиеся в лопатках ротора первой ступени через короткий промежуток времени. Пусковые характеристики нового компрессора оказались хуже, чем у старого компрессора, поскольку изъяны, связанные с аэродинамикой, привели к очень высокому лобовому сопротивлению при запуске;
- б) серьезные проблемы с камерой сгорания, оборудованной отражателями, а также низкая полнота сгорания топлива в камере сгорания и неудовлетворительное распределение температуры;
- в) поломок лопаток турбины стало меньше, но они все еще происходили достаточно часто;
- г) искажение формы кольца выхлопного сопла и перегрев его рабочего механизма;
- д) осевой опорный подшипник компрессора легко перегревался из-за недостаточной подачи масла при запуске или ускорении.

Характеристики двигателей Р.3302 серий V11-V14, которые значительно изменялись в ходе работы, определяются максимальными значениями, полученными в конце выпуска двигателей данной серии:

- Тяга — 600 кг
- Скорость вращения ротора — 9500 об/мин
- Вес — 650 кг
- Степень сжатия — 3,1:1
- Удельный расход топлива (бензина) — 1,6 кг топл./кг тяги·ч
- Расход воздуха — около 18,8 кг/с
- Удельный вес — около 1,08
- Диаметр — около 0,690 мм

После 1942 года были найдены решения для устранения наиболее серьезных проблем и началось изготовле-

ние нового двигателя. Ответственным за создание нового двигателя, который представлял собой его окончательный вариант, был назначен Ганс Роскопф, который в это время был главным конструктором ряда предприятий в Шпандау. Этот двигатель (Р.3302) получил условное обозначение 109-003, а опытные образцы условное обозначение 109-103 А-0.

### Двигатель 109-003 А-0 (ТЛ)

Новые устройства, включенные в состав двигателя 109-003 А-0, не имели тех дефектов, которые были присущи двигателям более ранних выпусков. Некоторые из этих устройств, по-видимому, были испытаны на двух экспериментальных двигателях Р.3302 V15 и V16, но на этапе подготовки к производству все еще требовалась доводка двигателя 109-003 А-0, после чего они получили условное обозначение 109-003 А-00.

Лопатки первой ступени ротора нового компрессора, которые также использовались в предшествующих экспериментальных двигателях (Р.3302 V11-V14), вышли из строя в течение первого часа работы, и это, очевидно, создало серьезные трудности, которые требовали тщательного анализа. Поэтому в корпусе компрессора двигателя было установлено пластмассовое окно, обращенное к лопаткам первой ступени. Затем в кромку одной из лопаток ротора был вставлен небольшой стальной стержень, или заостренный штырь, в точке центра тяжести ее профильного сечения. С помощью этого элемента было выяснено, что лопатка ротора длиной 75 мм воспринимала вибрирующие колебания на частоте собственных колебаний, амплитуда которых достигала 2 мм, при наиболее критических условиях при номинальной скорости вращения около 9500 об/мин. Однако частота лопатки была слишком низкой для ее возбуждения от вибрации из-за аэродинамического давления, создаваемого лопатками ротора проходящих через спутные струи стационарных лопаток, устанавливаемых перед ротором. Было обнаружено, что причина неполадок заключалась в выступе профилированных опорных ребер (или ступицы) переднего подшипника ротора. Эти ребра создавали спутные струи, вызывающие аэродинамические завихрения, которые рассекались лопатками ротора. К сожалению, при работе в режиме номинальных оборотов лопатки первой ступени ротора рассекали завихрения с частотой собственных колебаний лопаток, в результате чего появлялась резонансная вибрация, приводящая к усталости и выходу из строя лопаток. Но ни одна из лопаток ротора, расположенная после первой ступени, никогда не создавала аварийных ситуаций, так как по мере перемещения к хвостовой части аэродинамические возмущения нарастали с меньшим темпом, в то время как по мере уменьшения длины лопаток каждой ступени частота собственных колебаний лопаток увеличивалась.

Для устранения этих проблем в конструкцию были внесены следующие два изменения, обеспечивающие, насколько это было возможно, большую разность между критической скоростью вращения ротора и номи-



нальной скоростью вращения ротора двигателя (номинальная скорость вращения ротора двигателя (9500 об/мин) по возможности должна была оставаться неизменной):

а) изменение профилей лопаток ротора. Если лопатки предшествующих модификаций имели толщину, равную 9 % у ступицы и 6 % у верхней кромки, то новые лопатки были изготовлены с толщиной 12 % у ступицы и 5 % у верхней кромки. Это значительно увеличило частоту собственных колебаний и уменьшило напряжение от центробежных сил и напряжение при изгибе лопаток;

б) новая опорная ступица переднего подшипника ротора. Количество ребер было уменьшено, что привело

к уменьшению частоты возбуждения, передаваемой в спутные струи. Кроме того, чтобы изменить последовательность импульсов, ребра были размещены с неравномерными интервалами.

Вероятно, эти изменения оказали положительный эффект, поскольку в последующем поломок лопаток компрессора не происходило, но производительность компрессора снизилась с 80 до 78 %. Интересно отметить, что в октябре 1942 года аналогичный вывод о причинах отказов компрессора был сделан доктором Бентеле из фирмы Heinkel-Hirth, занимавшейся разработкой двигателя 109-011 V1. Однако, несмотря на то, что фирма Heinkel-Hirth перепроектировала опорную ступицу, нарушающую нормальную работу, она также

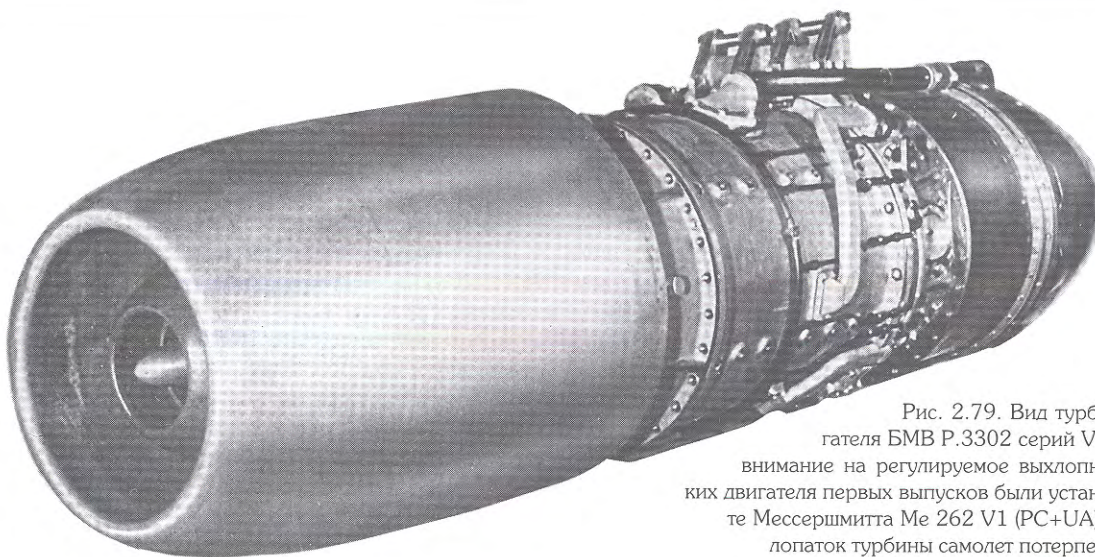
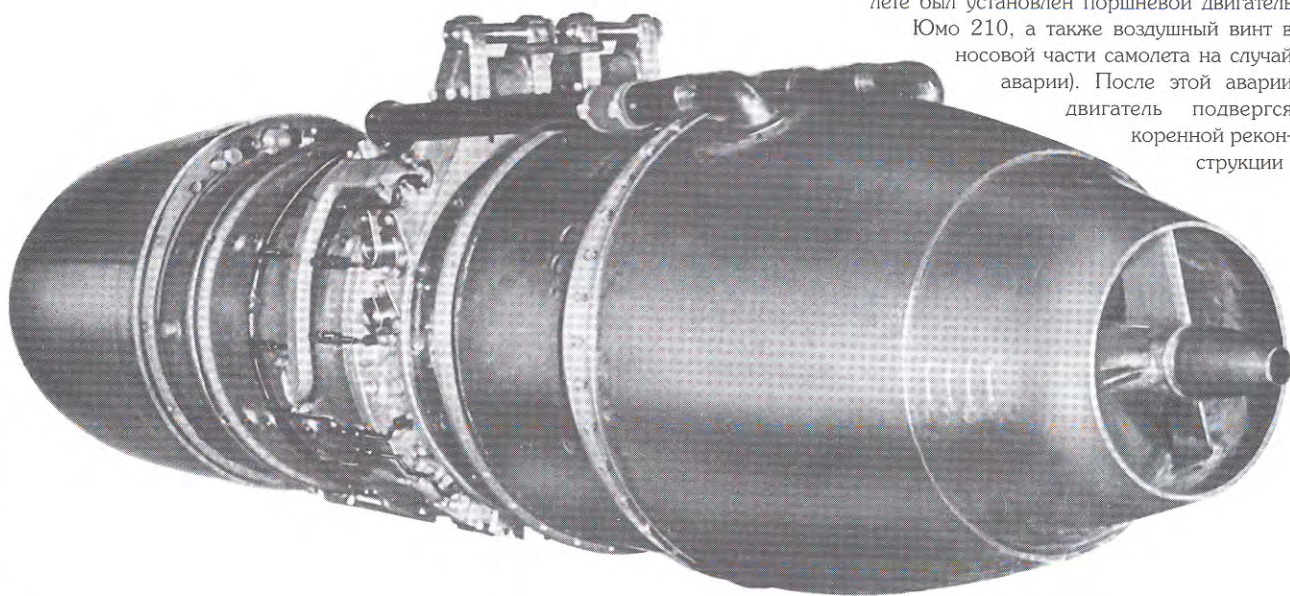


Рис. 2.79. Вид турбореактивного двигателя BMW P.3302 серий V11-V14. Обратите внимание на регулируемое выпускное сопло. Два таких двигателя первых выпусков были установлены на самолете Мессершмитта Me 262 V1 (PC+UA), но из-за поломки лопаток турбины самолет потерпел аварию сразу после своего взлета 25 марта 1942 года (на самолете был установлен поршневой двигатель Юмо 210, а также воздушный винт в носовой части самолета на случай аварии). После этой аварии двигатель подвергся коренной реконструкции





прибегла к другим способам снижения напряжений изгиба в замковой части лопаток, таким как введение в конструкцию свободно качающихся лопаток. Фирма BMW также пыталась применить на одной из ступеней лопатки компрессора с определенной степенью свободы в роторной части. Специалисты фирмы выяснили, что работа с такими лопатками вполне возможна, причем центробежные силы удерживают лопатки в устойчивом положении, но критические вибрации были сильнее, чем при нормальном креплении лопаток, и поэтому предпочтение было отдано неподвижно закрепленным лопаткам компрессора.

Несмотря на значительные усовершенствования камеры сгорания, результаты продолжали оставаться неудовлетворительными, и поэтому было принято решение — отказаться от камеры сгорания с отражателями. Была начата разработка второго типа камеры сгорания, которая была позднее подготовлена для установки в двигатель 109-003 А-0 (см. рис. 2.80). Принципиальное отличие новой камеры заключалось в разделении воздушного потока на первичную и вторичную воздушные струи. Первичная струя (60–70 % от всего потока) поступала к конусу камеры сгорания для поддержания горения, а вторичная струя (30–40 % всего потока) подводилась далее по потоку для смешивания с горячими газами. К каждому из 16 конусов камеры сгорания подавалась его собственная первичная струя, причем нижняя кромка конуса образовывала тороидальные завихрения, в которые напрямую впрыскивалось топливо. Далее по потоку были установлены 80 полых пальцев, которые выступали внутрь кольцевой камеры сгорания от внешних и внутренних стенок, а вторичный воздух подавался из этих пальцев в поток газов. Дальнейшая доработка заключалась в подаче небольшого количества воздуха в пространство вокруг фактических топливных форсунок, что уменьшало температуру в центре пламени и охлаждало форсунки. Новая камера сгорания оказалась успешной. Коэффициент сгорания был увеличен до 90 % или более, снизились потери давления, а распределение температуры и скорости значительно улучшилось. На этом этапе в качестве топлива все еще использовался бензин.

Работа по усовершенствованию турбины двигателя была направлена на улучшение охлаждения и увеличение срока службы лопаток ротора. Была предпринята попытка замены лопаток турбины, изготовленных из двух сварных половин и установленных на двигателях предшествующей модификации на лопатки, выкованные из трубчатого профиля, поставляемые фирмой Leistvitz; но хотя эти лопатки и обладали более долгим сроком службы, они оказались неподходящими для массового производства в необходимых количествах. Тогда фирма BMW разработала новую лопатку, изготавливаемую из листового проката с отбортовкой и свариванием задней кромки. Внутри полый лопатки находился вкладыш из листового металла, который ограничивал прохождение охлаждающего воздуха по внутренней стенке лопатки турбины. Таким образом достигалось соответствующее охлаждение с использованием мини-

мального количества воздуха, в этом случае расход охлаждающего воздуха составлял на двигателе 109-003 А-0 около 2 % от всего потока воздуха. Вставка, регулирующая расход охлаждающего воздуха, не только обеспечивала значительную экономию для охлаждения лопаток турбины, но содействовала тому, чтобы в последующем не происходило поломок лопаток; трение между лопаткой и вкладышем при каждом изгибе лопатки приводило к возникновению сильного демпфирующего воздействия. Поскольку новая лопатка по сравнению со старой лопаткой имела значительно меньшую сплошную замковую часть, возникла необходимость в нахождении нового способа ее крепления к рабочему колесу. На рис. 2.81 представлен схематический чертеж нового способа крепления, при котором штифт приваривался к лопатке и основанию вкладыша охлаждения, а весь узел крепился с помощью двух боковых штифтов в соответствующий фигурный вырез в ободе рабочего колеса турбины. Фасонные кольцевые пластины с каждой стороны рабочего колеса препятствовали продольному перемещению лопаток и штифтов, а также служили для направления охлаждающего воздуха к лопаткам. Этот воздух отводился от четвертой ступени компрессора.

Для изготовления лопаток использовалась сталь FBD (17,0 Cr; 15,0 Ni; 2,0 Mo; 1,15 Ta-Nb; 1,0 Si; 0,1 C; остальное — Fe), производимая австрийской фирмой Gebrueder Boehler of Kapsfenberg Steiermark, а охлаждающая вставка была изготовлена из другой жаропрочной стали, известной под названием Remanit 1880 S (18,0 Cr; 8,0 Ni; 0,1 C; остальное — Fe), производимой фирмой DEW. Массовое производство новых лопаток было организовано на заводе Württembergische Metallwarenfabrik (WMF) фирмы Geislingen/Steige, на котором научные исследования проводились под руководством доктора технических наук, профессора Артура Буркхардта.

Результаты, полученные при работе новой турбины, оказались хорошими. Значительно увеличился срок службы турбины и уменьшилось количество используемой жаропрочной стали. Более того, двигатель

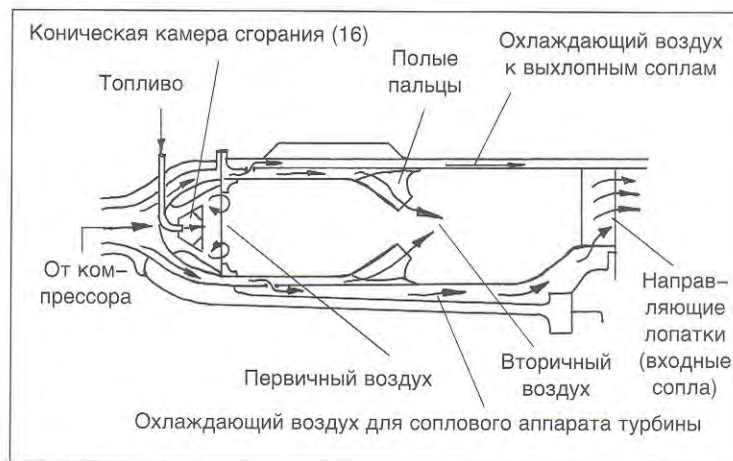


Рис. 2.80. Эскиз камеры сгорания двигателя BMW 109-003



109-003 A-0 был спроектирован таким образом, чтобы ротор турбины мог быть легко заменен без снятия двигателя с самолета, что было преимуществом по сравнению с двигателем Юнкерс 109-004. При выходе из строя турбины (на начальном этапе после двадцати часов работы) на шейке лопатки прямо над замковой частью появлялись трещины, вызванные упрочнением металла.

Поскольку кольцевое-щелевое выхлопное сопло оказалось дефектным, было разработано новое устройство для изменения выходной площади выхлопного сопла, получившее название Pils-Schubdüse (грибовидное выхлопное сопло). Это сопло в принципе было аналогично соплу с подвижной центральной иглой, о котором шла речь при описании двигателей Хейнкель-Хирт и Юнкерс.

Мощность для осевого перемещения иглы и изменения выходной площади, связанного с этим перемещением, отбиралась от электродвигателя и передавалась с помощью вала, конических шестерен, радиального вала и оси двигателя к другим шестерням, вращающим гайку. Эта гайка вращалась на резьбовом вале, соединенном с иглой. Для охлаждения части приводного механизма использовался воздух, а выхлопные элементы из листового металла и новая система были менее восприимчивы и менее подвержены деформации.

К кардинальным изменениям конструкции двигателя 109-003 A-0 относились новая и более совершенная система смазки и использование антифрикционных шарикоподшипников и роликоподшипников во всех основных точках. Ранее некоторые подшипники были подшипниками скольжения втулочного типа. Были установлены все вспомогательные устройства, включая пусковой двигатель Риделя.

С момента создания двигателя 109-003 A-0 отдел летных испытаний, входивший в состав фирмы BMW, начал эксплуатацию самолета Юнкерс Ju-88 с двумя поршневыми двигателями в качестве «летающей лаборатории». Испытываемый турбореактивный двигатель устанавливали под фюзеляжем самолета, а его топливный бак — в бомбовом отсеке. Первые полеты оборудованных подобным образом самолетов Ju-88 были начаты в октябре 1943 года. Новые устройства, установленные на двигателе 109-003 A-0, оказались полезными, и в ходе систематического усовершенствования конструкции тяга двигателя достигла 800 кг, что соответствовало новому значению номинальной тяги, причем была достигнута безаварийная работа двигателя в течение двадцати часов.

В течение 1943 года наступил момент проведения повторных испытаний турбореактивных двигателей BMW в качестве единственных силовых установок самолета. К этому времени фирма Heinkel-Hirth была вынуждена прекратить работы с турбореактивными двигателями 109-001 (HeS 8) и 109-006 (HeS 30) и приступить к работам с двигателями других фирм для оснащения опытных образцов истребителя Хейнкель He 280 с двумя турбореактивными двигателями. Самолет He 280 V4 впервые взлетел 15 августа 1943 года с использованием двух двигателей BMW 109-003 A-0, а аналогичный самолет моди-



Рис. 2.81. Схематическое изображение крепления лопаток турбины двигателя BMW 109-003 A-0

фикации V9 (опытный образец He 280) совершил первый полет 31 августа. В октябре 1943 года оба самолета, He 280 V5 и V6, впервые взлетели на двигателях 109-003 A-0, причем самолет V5 до этого летал в течение двух месяцев на двигателе 109-001. Насколько мне известно, двигатели BMW удовлетворительно работали на самолетах He 280, причем полеты проводились как для испытания двигателей, так и самолетов. Максимальная и крейсерская скорость полета на высоте была в диапазоне 900 км/час и 820 км/час соответственно. Несмотря на хорошие характеристики двигателей, в 1943 году прекратилась борьба за получение заказа на производство опытных образцов истребителей He 280 и Me 262, причем последний истребитель был отвергнут в основном из-за меньшей дальности полета.

Следующий двигатель 109-003 A-0 был предназначен для экспериментальных образцов самолета Арадо Ar 234 A (см. рис. 2.82). Опытные образцы этого самолета летали на сдвоенных двигателях Юнкерс 109-004, но самолеты Ar 284 V6 и V8 предназначались для установки четырех турбореактивных двигателей BMW. Самолет Ar 234 V8 (GK+IV) впервые взлетел 1 февраля 1944 года с двигателями, размещенными в спаренных гондолах под крыльями. Между этими гондолами и фюзеляжем возникали жесткие ударные волны, поэтому самолет Ar 234 V6 (GK+IW), впервые взлетевший 8 апреля 1944 года, имел четыре двигателя в четырех отдельных гондолах под крыльями. Эта компоновка оказалась немногим более приемлемой, но к тому времени, когда самолет



Ar 234 V13 впервые взлетел в августе 1944 года (с четырьмя двигателями 109-003 A-1), компоновка спаренных гондол была улучшена и считалась наиболее эффективной.

Все вышеизложенное нашло свое отражение в аннотации по новым устройствам и изменениям, внесенным в двигатель 109-003 A-0 без подробного описания двигателя, поскольку в главных чертах этот двигатель был аналогичен двигателям A-1 и A-2, описанным ниже. Характеристики двигателя 109-003 A-0 представлены ниже:

Тяга — 800 кг  
 Скорость вращения ротора — 9500 об/мин  
 Вес — 570 кг  
 Степень сжатия — 3,1:1  
 Удельный расход топлива (бензина) — 1,35–1,4 кг топл./кг тяги·ч  
 Расход воздуха — 19,3 кг/с  
 Удельный вес — 0,712  
 Диаметр — 0,690 м, базовый  
 Длина — 3,565 м с выпущенной иглой, 3,460 м с убранной иглой

К августу 1944 года были изготовлены двигатели 109-003 A-0, причем 60 из них предназначались для полетов, и более 4000 часов было наработано двигателями на испытательных стендах только с целью дальнейшей разработки и проведения экспериментов. Однако характеристики этого двигателя были хуже, чем характеристики двигателя Юнкерс 109-004, и, кроме того, требовалось дополнительное время для подготовки двигателя к работе на топливе J2 вместо бензина.

Вместе с тем существовало официальное мнение о том, что двигатель БМВ имеет хорошие перспективы для дальнейшей разработки (например кольцевая камера сгорания двигателя, легкий доступ, меньшая лобовая площадь и вес рассматривались как преимущества) ожидалось, что производство двигателей БМВ произойдет раньше, чем двигателей Юнкерс, и что такое производство будет выгоднее экономически.

### Двигатели 109-003 A-1 и A-2 (TL)

Первые образцы двигателя массового производства 109-003 A-1 начали поступать со сборочного конвейера приблизительно в октябре 1944 года, хотя несколько образцов этого двигателя были выпущены для испытаний несколькими месяцами ранее. Модели двигателей A-1 и A-0 отличались в основном техническим проектом, который отвечал требованиям массового производства, и поскольку характеристики двигателей почти не изменились (кроме срока службы двигателя), необходимо было принять во внимание три серьезных ограничения. Эти ограничения, подготовленные по официальному запросу, заключались в том, что трудоемкость при производстве двигателя должна быть около 500 человеко-часов на одно изделие с расходом не более 6 кг никеля (намного меньше, чем двигатель Юнкерс 109-004B), и что двигатель должен быть разбит на максимальное число легко изготавливаемых узлов. Еще одним требованием являлся легкий доступ, характерный для двигателей типа A-0.



Рис. 2.82. Опытный образец самолета Арадо Ar-234 V8 был оснащен четырьмя турбореактивными двигателями БМВ 109-003 A-0 для проведения испытаний с целью определения наилучшей компоновки двигателей для более мощного самолета Ar-234C (Фото Филлипа Джарретта)



Таким образом, прежде чем двигатель был запущен в массовое производство, проект был передан доктору Фаттлеру и его специалистам для кардинального изменения конструкции с учетом ее упрощения там, где это возможно, без ухудшения характеристик двигателя модели А-0. Доктор Фаттлер имел опыт в технологии массового производства автомобилей в США в довоенный период и заменил многие литые и механически обработанные детали на детали, изготавливаемые из листового металла. Энергичная замена таких деталей была бы продолжена и далее, если бы в результате долгих и изнурительных совещаний между специалистами д-ра Фаттлера и д-ра Остриха не было достигнуто компромисса в вопросе массового производства и получения технически хорошего двигателя. Двигатель не отвечал строгим требованиям времени его изготовления и ограничениям по использованию материала, хотя такое несоответствие было незначительным.

Чтобы увеличить срок службы двигателя, все внимание было сосредоточено на доработке секции турбины. Доработанное крепление лопатки турбины показано на рис. 2.83. С каждой стороны лопатки устанавливался клин. Под действием центробежных сил обеспечивалась плотная посадка этих клиньев, которые предохраняли лопатки от перемещения по касательной, из-за чего происходил износ или плохое крепление на предшествующих моделях. Фактически это изменение прошло проверку на нескольких последних моделях двигателя А-0. На рис. 2.84 показано колесо турбины двигателя А-0.

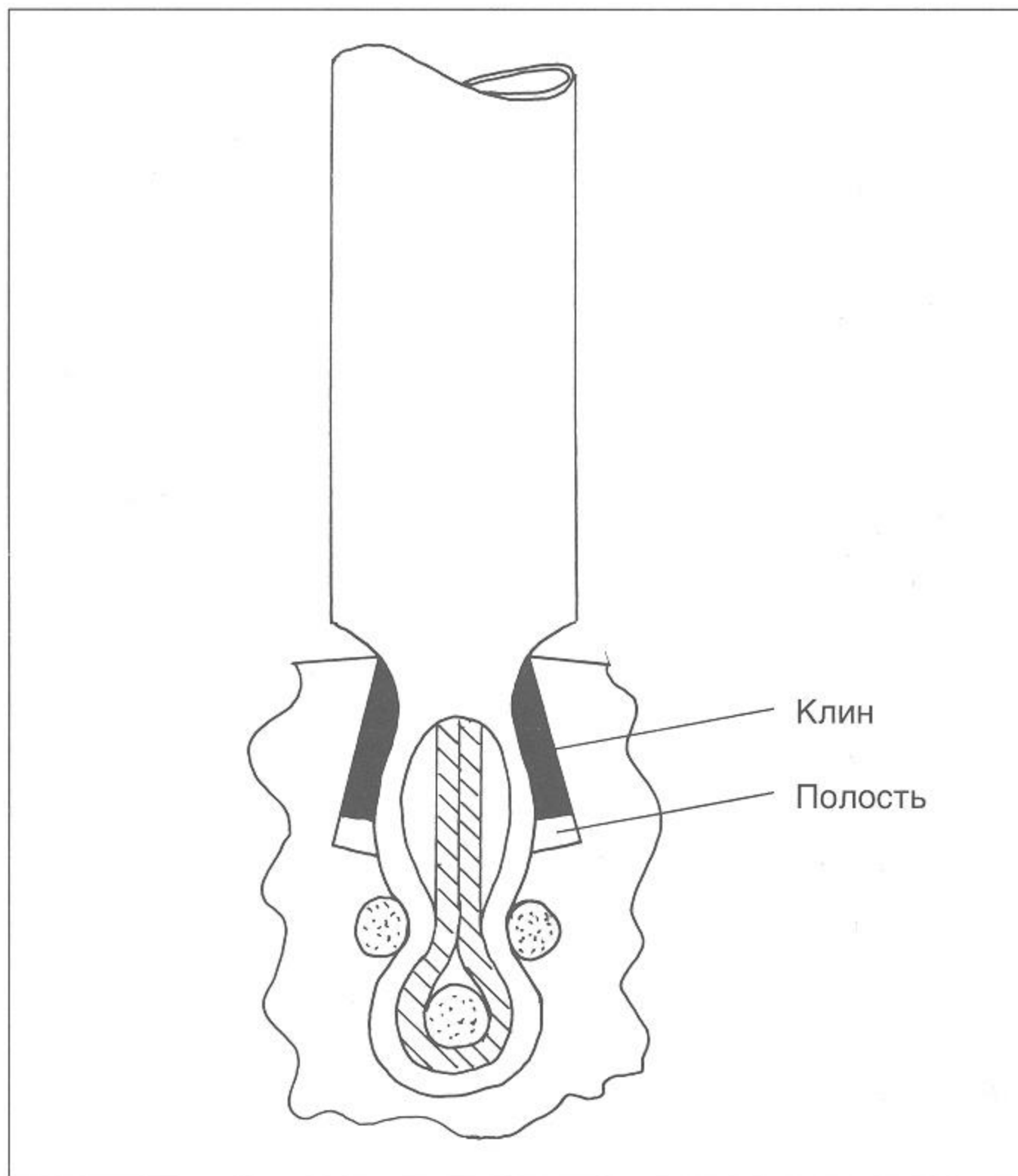


Рис. 2.83. Доработанное крепление лопатки турбины двигателя BMW 109-003 А-1

На рисунке четко видны штифты, установленные на каждом замке лопатки, а в местах, где лопатки сняты, — верхние вырезы для клиньев в ободе рабочего колеса.

Другие незначительные, но эффективные улучшения конструкции в конечном итоге позволили двигателю 109-003 А-1 работать в течение 50 и более часов без отказов, причем окончательный срок работы был определен колесом турбины. При проведении тщательного измерения была также найдена возможность уменьшения расхода охлаждающего воздуха, и воздух для турбины стал отводиться от последней ступени компрессора вместо четвертой ступени, аналогично тому, как это сделано на модели А-0.

Изменения, реализованные на двигателе 109-003 А-2, были почти полностью направлены на облегчение производства, но к концу войны не все изменения, направленные на улучшение характеристик, были воплощены на поточных линиях. Так, если экспериментальные образцы модели А-2, как считалось, обеспечивали тягу до 1200 кг, общие характеристики серийных двигателей бы-

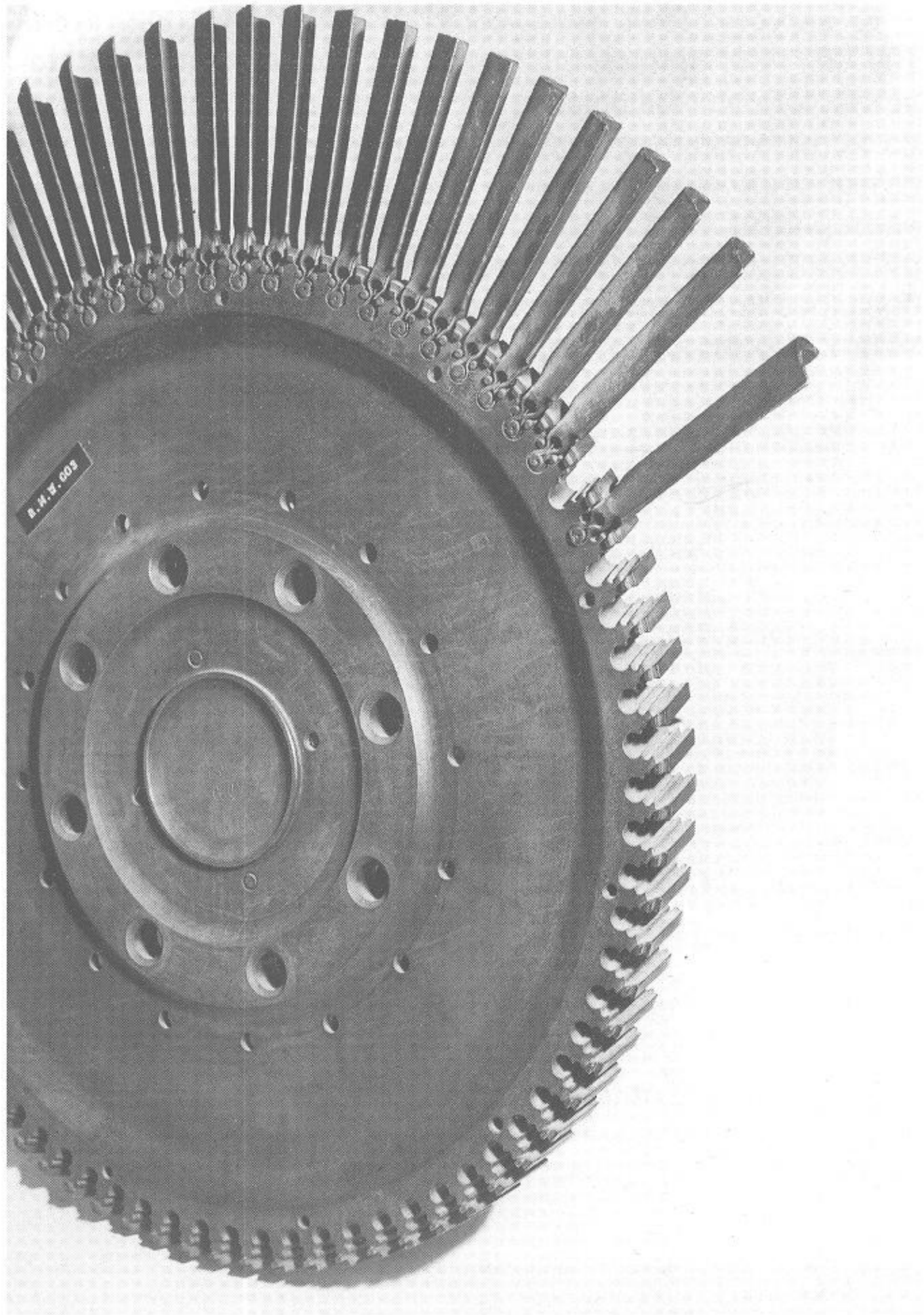


Рис. 2.84. Колесо турбины опытного образца турбореактивного двигателя BMW 109-003 А-0, на котором показан способ крепления полых лопаток. Некоторые лопатки были сняты для проведения экспериментов по теплообмену после войны в Англии (Крэнфильдский технологический институт, Бедфорд)



ли аналогичны характеристикам моделей А-0 и А-1. Однако в результате упрощения и усиления различных деталей вес увеличился на 30–40 кг. В то время как количество лопаток ротора турбины было уменьшено до 66 (по сравнению с 77 лопатками на А-1), толщина лопатки была увеличена по метрическому калибру от 2,15 до 2,65. Два небольших стабилизатора, установленные на конусе-обтекателе (игле) сопла двигателя А-2 и на последних образцах двигателя А-1, уменьшали вибрацию.

В 1944 году производство серийных двигателей было отодвинуто на второй план после официальной директивы о переводе всех турбореактивных двигателей на более доступное топливо J2, которое уже использовалось на турбореактивных двигателях Юнкерс. Топливная система двигателей БМВ J2 не была к этому готова, возникла необходимость приспособить для этой цели систему, аналогичную топливной системе двигателей Юнкерс 109-004 В, но и для этого требовалось значительное время. К наиболее крупным изменениям относятся замена центробежного насоса фирмы Henschel шестеренчатым насосом, изготавливаемым фирмой Varmag для обеспечения требуемого давления — 60 атмосфер на уровне моря. Переход на топливо J2 сначала создавал некоторые проблемы, связанные с образованием сажи, но эти трудности были преодолены путем регулировки углов распыления форсунок, и, когда камеры сгорания были приспособлены к новой топливной системе, оказалось, что эта система обеспечивает лучшее распределение тепла, чем при использовании бензина. Когда время от времени в системе камеры сгорания появлялись участки перегрева, они иногда были видны на выхлопном конусе-обтекателе. Основное внимание при описании двигателя 109-003, представленном ниже, обращено на двигатель А-1 как на основной серийный двигатель.

### Описание двигателей 109-003 А-1 и А-2

Вид полностью собранного двигателя показан на рис. 2.85, а продольный разрез этого двигателя — на рис. 2.88. Двигатель, разобранный на четыре основные секции (воздухозаборник, компрессор, камера сгорания/турбина и выхлопное сопло), показан на рис. 2.86. Составные части, изготовленные из листового материала, показаны на рис. 2.87. Описание двигателя 109-003 А-1 со ссылкой на двигатель А-2 от носовой до хвостовой части представлено ниже.

#### *Секция воздухозаборника*

Носовой обтекатель, изготовленный из алюминиевого сплава, был спроектирован так, чтобы обеспечить плавный переход в обтекатель всего двигателя при открытой схеме размещения, например под крыльями. Воздуховод воздухозаборника, ведущий от носового обтекателя, изготавливался из листов легкого сплава (усиленных внешними каналами, приклепанными к этим листам), и его внутренний диаметр увеличивался в направлении к задней части, причем наименьший диаметр в передней части составлял 0,375 м.

Вокруг воздуховода позади хвостового обтекателя размещались масляный бак и масляный радиатор. Масляный бак устанавливался сверху, его емкость составляла около 16,0 литров, а прямо позади этого бака размещался бак с меньшим объемом — около 1 литра, содержащий смесь бензина и масла для пускового двигателя Риделя. На последующей модели А-1 и всех моделях А-2 дополнительно использовался небольшой бак с бензином для запуска камеры сгорания турбореактивного двигателя до переключения на подачу основного топлива J2. Масляный радиатор трубчатого типа располагался в левой нижней части воздуховода воздухозаборника. Воздух для этого радиатора забирался через изогнутые заборники, расположенные в средней части воздуховода воздухозаборника. Затем этот воздух перемещался вперед (в обратном направлении по сравнению с направлением потока воздуха в воздухозаборнике) через радиатор и затем, выходя из кольцевой щели, образованной между носовым обтекателем и воздуховодом воздухозаборника, опять соединялся с основным потоком.

На центральном обтекателе, расположенном сзади на значительном удалении внутри воздуховода, располагался двухтактный пусковой двигатель Риделя, фланец которого крепился к корпусу центральной шестерни для вспомогательных приводов. Этот пусковой двигатель Риделя, предназначенный для ручного или электрического запуска, был того же типа, о котором шла речь ранее (см. двигатель Юнкерс 109-004 В-1).

#### *Корпус компрессора и центральный корпус*

Корпус компрессора отливался из магниевого сплава (Elektron) и представлял собой одну из самых больших единичных отливок в двигателе. На этом неразъемном в продольном направлении корпусе устанавливались большинство вспомогательных устройств и панель для большинства проводов, идущих к самолету, благодаря чему он отличался от корпуса компрессора двигателя Юнкерс 109-004. На его переднем конце болтами крепился фланец литого кольца, в котором размещались узел обтекаемой крестообразной опорной ступицы и центральный корпус для вспомогательных приводов, шестерни и передние подшипники компрессора. Воздуховод воздухозаборника крепился к переднему торцу литого кольца. На заднем торце корпуса компрессора располагался литой диск, служащий опорой для заднего подшипника компрессора и имеющий восемь отдельных кольцевых пазов для выхода воздуха из компрессора. Поскольку корпус компрессора являлся силовым элементом конструкции двигателя, в верхней части его располагались два из трех шаровых узлов крепления к самолету.

В корпусе, опирающемся на крестообразную ступицу, расположенную между пусковым двигателем Риделя и носовой частью вала компрессора, располагалась сложная система привода между пусковым двигателем и валом компрессора и между валом компрессора и вспомогательными устройствами. Эта сложность объяснялась тем, что компрессор вращался в направлении, противоположном направлению вращения двигателя



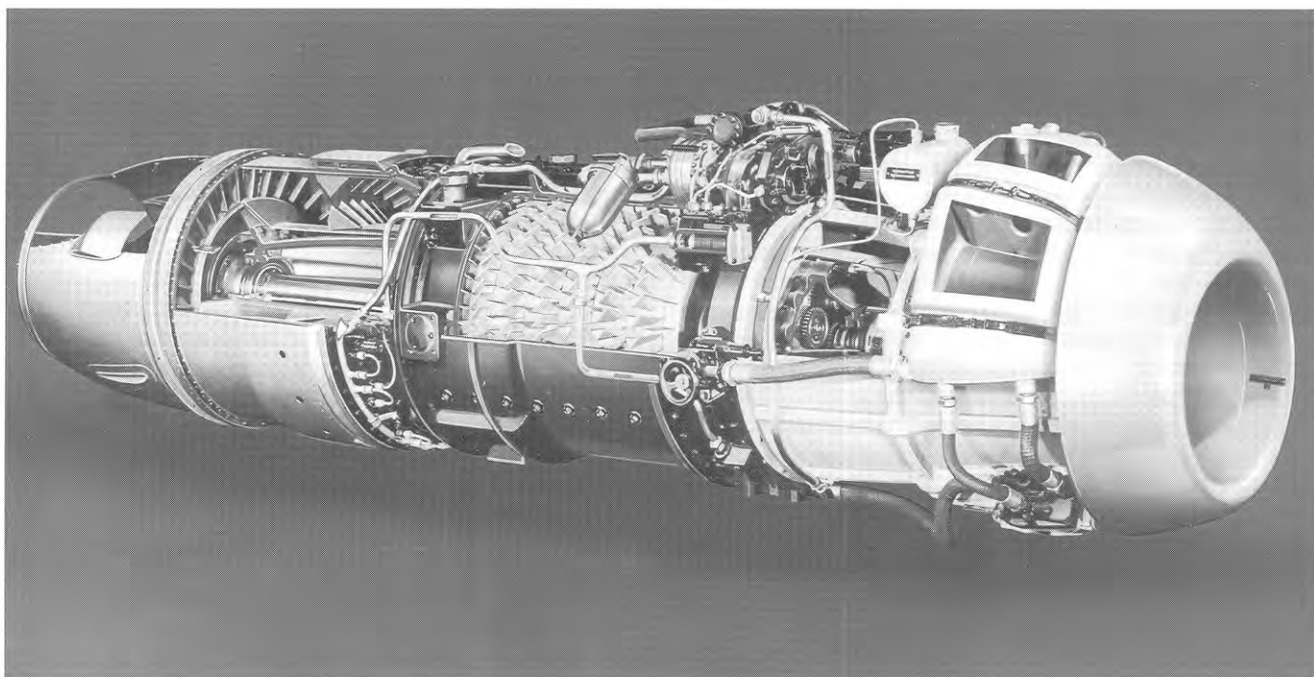


Рис. 2.85. Турбореактивный двигатель БМВ 109-003 А

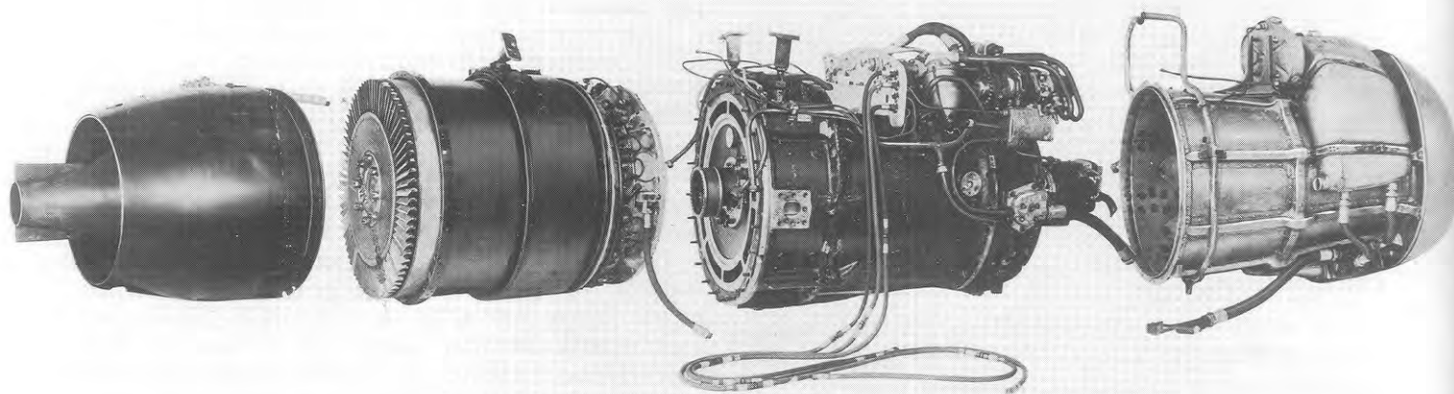


Рис. 2.86. Двигатель БМВ 109-003 А, разобранный на четыре секции

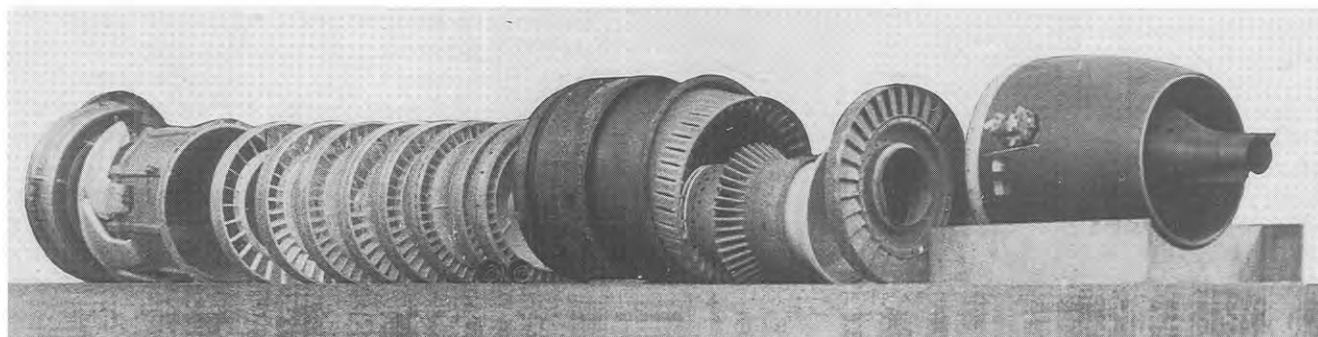


Рис. 2.87. При изготовлении узлов турбореактивного двигателя БМВ 109-003 использовалось большое количество листового металла, который также применялся для изготовления обтекателя пускового двигателя и полых лопаток ротора турбины



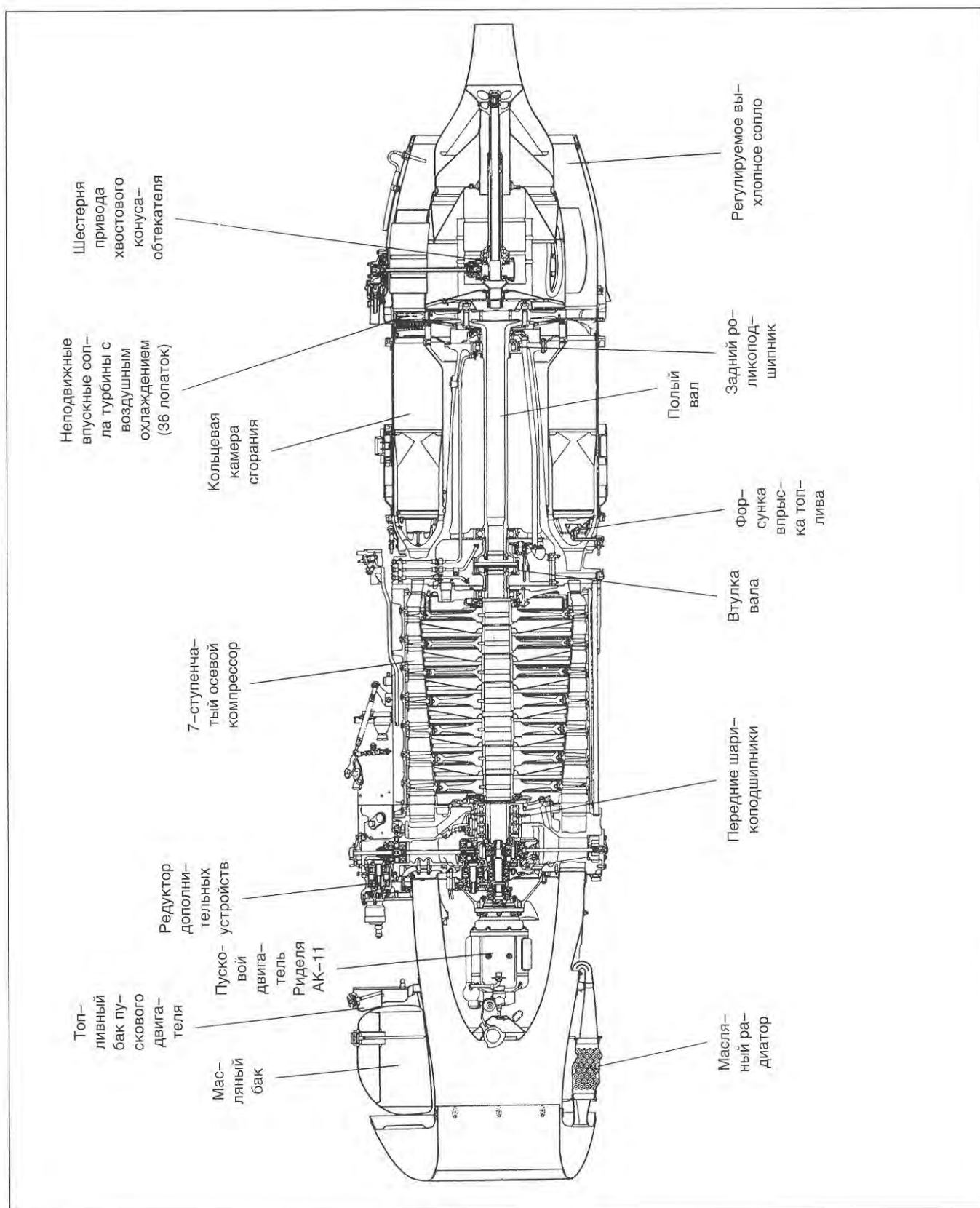


Рис. 2.88. Турбореактивный двигатель БМВ 109-003 А-0



Юнкерс 109-004, что требовало изменить направление работы привода, в то же время сохранялось направление вращения конечного привода, и обеспечить нужную степень передачи.

В задней части корпуса размещался узел из трех обойм однорядных шарикоподшипников для передней части вала компрессора, в то время как на литом диске задней части компрессора находилась обойма однорядного роликоподшипника для задней части вала компрессора. Узел из трех обойм шарикоподшипников воспринимал значительное осевое усилие от компрессора.

К литому диску в задней части корпуса компрессора на болтах крепился центральный корпус, форма которого была аналогична форме, показанной для двигателя Юнкерс 109-004 В-1, но без ребер. Передний торец центрального корпуса был выполнен в виде кольца с восемью отдельными сегментными пазми, соответствующими пазам выхода воздуха из секции компрессора. Большая центральная полость в кольце обеспечивала пространство для муфты, соединяющей валы компрессора и турбины. В задней части этой полости размещалась однорядная обойма шарикоподшипника для передней части вала турбины. От задней кромки кольца центральный корпус резко переходил в конус (внутри кольцевой камеры сгорания) и в своей задней части образовывал корпус (прямо перед турбиной для заднего подшипника вала турбины), который представлял собой обойму однорядного роликоподшипника. В центральном корпусе располагались трубопроводы для смазки центрального и заднего подшипников, кроме того, этот корпус служил в качестве опоры для камеры сгорания, турбины и узлов выхлопной системы и был соединен с задним креплением (шарнирного типа) через переходное устройство.

#### Компрессор

Диаметр 7-ступенчатого осевого компрессора по верхним кромкам лопаток ротора составлял 0,550 м. Компрессор выполнен с небольшой степенью реактивности, и его лопатки имели почти симметричный профиль и постоянную длину по хорде от замковой части до верхней кромки — 40 мм. Толщина всех лопаток составляла 5 % длины хорды у верхних кромок и 12 % — у основания. При скорости вращения 9500 об/мин и скорости конца лопатки 273 м/с на испытательном стенде была получена степень сжатия 3,9:1 на уровне моря. Степень сжатия 3,9:1 ожидалась при скорости 900 км/час. Производительность компрессора, полученная при измерении крутящего момента и общего напора, при работе от паровой турбины изменялась от 83 % при максимальном режиме до 78 % при номинальных условиях. (Результаты измерений производительности при изменении температуры оказались на 2 % выше.) При почти обычной характеристике компрессора кривая производительности была очень пологой, а расчетное число  $M$  — довольно высоким (0,8), а также отсутствовали проблемы помпажа.

Лопатки первых трех ступеней ротора компрессора изготавливались из магниевых сплава (Normen



Рис. 2.89. Одна из семи ступеней осевого компрессора БМВ 109-003 А-1

№ 3510), а остальные лопатки, работающие при более высокой температуре и давлении, изготавливались из дюралюминия (Normen № 3115). Каждая лопатка ротора крепилась к диску «ёлочным» замком; от выпадания лопатка фиксировалась продольным штифтом. На рис. 2.89 показана одна из ступеней ротора компрессора. Дюралюминиевые диски компрессора, диаметр которых увеличивался от переднего к заднему торцу, имели стальные втулки, закрепленные штифтами в бобышках, причем стальные втулки монтировались с натягом на вал компрессора. После третьей ступени на валу компрессора располагался буртик. Первые три ступени с дисками компрессора напрессовывались на вал спереди, а остальные — сзади. Собранный вал компрессора опирался на три обоймы шарикоподшипников спереди и на одну обойму роликоподшипника сзади, причем лабиринтные уплотнения для каждого подшипникового узла устанавливались со стороны компрессора.

В статоре компрессора было восемь рядов лопаток, которые начинались перед первой ступенью ротора и кончались после седьмой ступени ротора. Дюралюминиевые лопатки статора каждого ряда крепились между внутренним и внешним кольцами бандажа, при-



чем внутренние кольца монтировались с тугой посадкой между замковыми частями лопаток ротора, а внешние кольца крепились к промежуточным перекрывающим кольцам, прикрепленным болтами к корпусу компрессора.

Перед установкой на вал компрессора каждый диск ротора компрессора оснащался своими лопатками и подвергался статической балансировке. Затем собранный ротор компрессора проходил динамическую балансировку перед разборкой для дальнейшей сборки с рядами статора. Поскольку корпус компрессора был неразборный, требовалось попеременно устанавливать кольца статора и диски ротора, начиная с четвертого ряда лопаток статора и далее — в направлении к переднему и заднему торцам. После попеременного размещения лопаток ротора и статора никаких проверок балансировки не проводилось. Хотя конструкция этого ротора компрессора была проще, чем ротора на двигателе Юнкерс 109-004 В, конструкция статора была гораздо сложнее, как и процесс сборки всего компрессора (требующий большого количества оснастки).

Лопатки компрессора изготавливались методомковки на Вюртембергском заводе металлоизделий в Геслингене, полировались и подвергались химической обработке (анодированию) против коррозии. После сборки ротор компрессора покрывался эмалью и выдерживался в печи при температуре около 200 °С, чтобы обеспечить дополнительную защиту. Эмаль не влияла на балансировку и выдерживала испытание в течение 50 или 100 часов, но быстро теряла свои защитные качества при воздействии песка или других абразивных частиц.

Диск седьмой, или последней, ступени ротора имел на задней кромке буртик, который выступал по окружности диска. Этот выступающий буртик вращался вместе с компрессором и вместе с кожухом выполнял роль лабиринта, обеспечивая уплотнение между последней ступенью компрессора и внутренней секцией заднего подшипника.

Если на предшествующих двигателях 109-003 А-0 охлаждающий воздух отводился от четвертой ступени компрессора и через центральный корпус подавался по трубопроводам в секцию турбины, то при производстве моделей А-1 и А-2 использовалась значительно упрощенная система. Было обнаружено, что можно использовать более горячий воздух, поступающий от последней ступени компрессора, и подавать его прямо в пространство вторичного воздуха камеры сгорания и затем непосредственно в секцию турбины.

#### Камера сгорания

Внутренняя и внешняя секции кольцевой камеры сгорания, изготовленные из листового металла, показаны на рис. 2.90 (также см. схему на рис. 2.80). Кольцо из алюминиевого сплава, отлитое в песочной форме, поддерживающее внутри 16 основных топливных форсунок, крепилось на болтах к заднему торцу кольца центрального корпуса. Внутренняя и внешняя секции из листового металла с полыми пальцами (см. рис.) крепились на болтах к литому кольцу. Эти секции образывали

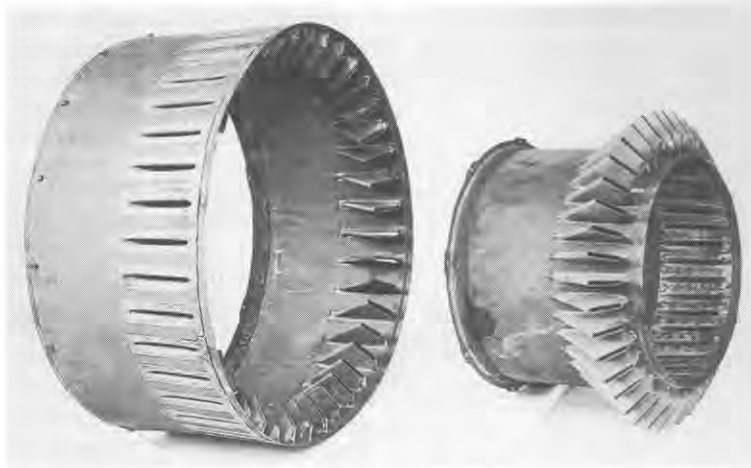


Рис. 2.90. Камера сгорания турбореактивного двигателя BMW 109-003 А-1. Обратите внимание на полые пальцы, выступающие из каждой секции для подачи вторичного воздуха

вали половину длины камеры сгорания, вторая половина которой представляла собой простые кольца из листового металла, ведущие к выпускным соплам турбины.

Шестнадцать конусов форсунок впрыскивали топливо J2 по основному потоку и придавали топливу определенное завихрение для обеспечения распыления. Вокруг верхней половины камеры сгорания были расположены две дополнительные топливные форсунки и две свечи зажигания, предназначенные только для запуска (на последних образцах двигателя модели А-0 использовалось шесть пусковых форсунок). Ток на свечи зажигания подавался через пусковую катушку.

На внешней окружности устанавливалось 40 пальцев, которые направляли вторичный поток воздуха в горячую зону горения, а на внутренней окружности — 40 полых пальцев, причем одна группа форсунок была направлена в сторону свободного пространства между форсунками другой группы.

Распределение температуры газов в турбине во многом зависело от угла наклона и расположения этих полых пальцев. Полые пальцы также подвергались воздействию самой высокой температуры в камере сгорания, причем температура в замковой части передних кромок составляла 800 °С и снижалась до 160 °С в верхних точках передних кромок, т. е. в точках, расположенных между внутренними и наружными пальцами. Поэтому эти пальцы были изготовлены методом глубокой вытяжки из жаропрочной хромистой стали, известной под названием Sicromal, которая использовалась в различных сочетаниях (например сталь Sicromal 10 содержала 12,0–14,0 Cr; 1,5–2 Al; 1,0–1,5 Si; 0,1 C; остальное Fe). Для остальных деталей камеры сгорания, изготавливаемых из листового металла, применялась низкоуглеродистая алитированная сталь, что было обусловлено дефицитом жаропрочной стали.

Необходимо отметить относительно низкие скорости движения газа в камере сгорания двигателя BMW. Воздух поступал в секцию прямо перед конусами форсун-



ки со скоростью 110 м/с и получал ускорение до максимальной скорости 120 м/с внутри конусов и между полыми пальцами. Скорость вторичного воздуха составляла всего 27,5 м/с при его прохождении вокруг кольца крепления конусов форсунок и поступлении в кольцевые пространства, ведущие к пальцам. Здесь вторичный воздух получал ускорение до 75 м/с. Срок службы камеры сгорания составлял около 200 часов.

#### *Турбина и сопловый аппарат турбины*

Кольцо нерегулируемого соплового аппарата турбины размещалось в конце камеры сгорания, непосредственно перед турбиной. В целях обеспечения простоты производства профили лопаток соплового аппарата (нерегулируемые лопатки) и лопаток турбины сохранялись одинаковыми по всей длине, по радиусу и не были закручены. Фирма BMW провела сравнительные испытания закрученных и незакрученных лопаток. При этом было обнаружено, что закрученные лопатки обеспечивали большую производительность при оптимальном угле атаки по всей своей длине, но эта производительность уменьшалась гораздо быстрее при изменении оптимальных условий по сравнению с незакрученными лопатками. Поэтому незакрученные лопатки явились компромиссным решением в отношении производительности, причем эти лопатки были более подходящими для массового производства.

Узел соплового аппарата на входе в турбину состоял из 36 полых лопаток, закрепленных между внутренним и внешним кольцами кожуха. Внешнее кольцо крепилось с помощью фланца на задней внешней стенке камеры сгорания, а внутреннее кольцо стыковалось с внутренней стенкой камеры сгорания и затем переходило в перфорированный барабан, который крепился с помощью болтов на задней части центрального корпуса. Через небольшие отверстия в передней части камеры сгорания охлаждающий воздух под полным давлением, создаваемым компрессором, поступал в пространство между внутренней стенкой камеры сгорания и центральным корпусом. В конце центрального корпуса этот воздух входил в перфорированный барабан, через отверстия в кольце внутреннего кожуха соплового аппарата поступал в неподвижные полые лопатки и затем выходил через пазы в задних кромках. Лопатки, образующие сопловый аппарат турбины, были изготовлены из жаропрочной стали Sicromal 10, а кольца и барабан — из низкоуглеродистой стали с алюминиевым покрытием.

Одноступенчатая турбина имела полый вал, отделенный от вала компрессора. В передней части этот вал опирался на один шарикоподшипник и один роликоподшипник — в задней части, причем эти подшипники устанавливались внутри центрального корпуса. Передний конец вала турбины соединялся с задним концом вала компрессора с помощью шлицевой муфты, которая позволяла осуществить необходимое продольное перемещение. После прохождения через задний роликоподшипник вал переходил во фланец, к которому с помощью болтов крепился диск турбины. Этот диск изготавливали из стального сплава (0,80 Mn; 0,90 Cr;

0,80 Mo; 0,40 Si; 0,15–0,9 C; остальное — Fe) с термообработкой для обеспечения необходимого предела прочности на растяжение. Осевое расположение диска обеспечивалось с помощью отработанного выступа над кромкой фланца вала и восьми отверстий в диске с внутренней фаской, которые соответствовали гайкам крепления. Собранный турбина, прикрепленная болтами к валу, показана в конце раздела на рисунке разобранного двигателя.

Метод, при котором полые лопатки турбины крепились к венцу диска с помощью штифтов и клиньев, уже ранее описан и показан на рисунке для последних образцов модели 109-003 A-0. Профилированная пластина, устанавливаемая с каждой стороны диска турбины, служила не только для предотвращения продольного перемещения штифтов лопаток, но также для направления охлаждающего воздуха в лопатки на их замковые части. Охлаждающий воздух из перфорированного барабана, о котором речь шла выше, направлялся в профилированную пластину, смонтированную на переднем торце диска турбины; воздух доходил до заднего торца, проходя через 16 отверстий в диске. Очень небольшой расход охлаждающего воздуха для лопаток ротора турбины достигался с помощью вкладыша, который оставлял только очень узкое (около 1 мм) воздушное пространство внутри каждой лопатки. В результате тонкий слой охлаждающего воздуха достигал высокой температуры в момент выхода воздуха из верхних кромок лопаток, но в любом случае напряжение в кромках лопаток было небольшое. С помощью охлаждающего вкладыша обеспечивалось уменьшение трения в лопатках турбины. Приблизительный расход воздуха для охлаждения ротора турбины в процентах от общего расхода воздуха двигателя составлял от 1 до 1,5 % — при прохождении воздуха через лопатки и кромки в поток горячих газов, от 0,5 до 1 % — через отверстия в замковой части лопаток и 0,5 % — при утечке воздуха между вращающейся передней пластиной турбины и неподвижным перфорированным барабаном.

Из-за осадки замковых частей лопаток турбины и искажения кольца кожуха, изготовленного из листового металла, возникла необходимость в производстве новых двигателей с зазором между концами лопаток около 2,75 мм, причем наименьший допустимый зазор составлял 1,50 мм. Приблизительно через 50 часов работы лопатки турбины двигателя A-1 закалялись и трескались, поэтому проверка проводилась через каждые 10 часов работы. Более продолжительный срок службы был получен на двигателе A-2 (некоторые улучшения конструкции не были реализованы до конца войны), но турбина все равно считалась главным узлом, ограничивающим срок службы двигателя. Поэтому производство было отлажено на изготовление 50 % запасных дисков турбины и 100 % запасных лопаток ротора турбины. С учетом этого замена рабочего колеса турбины на модели A-1 или A-2 занимала немного времени (около двух часов) по сравнению с аналогичной работой на двигателях Юнкерс 109-004 B. После отсоединения секции выходного сопла, поскольку гондолы двигате-



для самолета были сконструированы так, что эта секция оставалась открытой, ротор турбины с его болтами крепления становился полностью доступным.

Для изготовления лопаток ротора турбины использовались различные жаропрочные стали: около 77 марок сталей для двигателя А-1 и 66 — для двигателя А-2. Одной из них была хромо-никелевая сталь FBD (17,0 Cr; 15,0 Ni; 2,0 Mo; 1,15 Ta-Nb; 1,0 Si; 0,1 C; остальное — Fe), а позднее — сталь FCMD (13,7 Cr; 15,5 Mn; 0,42 Mo; 0,22 Nb; 0,45 Si; 0,20 V; 0,12 C; остальное — Fe) с целью использовать меньшее количество никеля, заменив его марганцем. Хромоникелевая сталь Remani 1880 S, используемая для изготовления охлаждающих вкладышей, также была заменена, по-видимому, на сталь FCMD (18,0 Mn; 13,0 Cr; остальное — Fe) или FCM (16,0 Mn; 15,0 Cr; остальное — Fe). Сталь всех марок производилась фирмой Gebrueder Boehler, кроме стали Remanit, которая производилась фирмой DEW.

Процесс, используемый на Вюртембергском заводе металлоизделий для изготовления полых лопаток турбины, заключался в следующем. Из холоднокатаного листа толщиной 2 мм вырезались полосы размерами 90 мм в ширину и 125 мм в длину. Затем они прокатывались на конус (0,7 мм у кромки и 2,6 мм у корня), подвергались отжигу и нарезались по размеру там, где толщина сечения точно соответствовала необходимой толщине. Затем вырезались пазы, чтобы сформировать входное отверстие для охлаждающего воздуха, и материал прокатывался в продольном направлении. Затем с профилированным сердечником, вставленным внутрь, лопатка прессовалась до нужной формы на эксцентриковом прессе, а затем приваривалась задняя кромка с использованием атомарного водорода. Охлаждающий вкладыш (тонкая прессованная и согнутая металлическая полоска) накручивался вокруг сплошного штыря и запрессовывался внутрь лопатки. Затем вокруг вкладыша загибались краины замковой части лопатки, вставлялся штифт и производилась сварка. После этого замковая часть лопатки отшлифовывалась до нужной формы. Наконец собранная лопатка нагревалась до 1150 °С и резко охлаждалась в воде, замковая часть подвергалась пескоструйной обработке, после чего лопатка полировалась вручную и подвергалась антикоррозионной обработке.

#### Выхлопная система

Выхлопная система состояла из сопла с подвижной иглой или хвостовым конусом, предназначенным для изменения площади выходного сечения сопла. В состав выхлопной системы входила внутренняя звездообразная ступица или опорные лопатки, на которые опиралась конструкция хвостового конуса и механизм конечного привода. Корпус сопла имел двойные стенки и малые воздухозаборники для доступа наружного воздуха с целью охлаждения. Этот воздух проходил по сложному каналу между двумя стенками сопла через полые лопатки опорной ступицы, вокруг внутреннего механизма привода, и далее проходил по подвижной игле, после чего воздух выходил из отверстия в задней части этой

иглы там, где поток выхлопных газов двигателя создавал значительный эжекторный эффект. Основная опора выхлопной системы обеспечивалась креплением наружного корпуса к усиленному кольцу, расположенному в задней части камеры сгорания, в результате чего нагрузка опосредованно смешалась на заднюю часть центрального корпуса.

Перемещение иглы выхлопного сопла в продольном направлении осуществлялось с помощью электродвигателя, приводящего во вращение вал, который был соединен с коническими шестернями на корпусе выхлопного сопла. Эти шестерни передавали вращение под необходимым углом на другой вал, проходящий через одну из полых лопаток ступицы, которая приводила во вращение конечные внутренние конические шестерни. От конечных конических шестерен вращение передавалось на резьбовую муфту, опирающуюся на два шарикоподшипника. Эта муфта перемещала вперед или назад вал, соединенный с подвижной иглой. Поскольку выхлопная система была изготовлена из листового металла, на игле разместили две лопатки для устранения вибрации. С целью выбора различных положений иглы и, следовательно, площади выходного сечения сопла использовался электрический переключатель, расположенный в кабине самолета. Положения иглы приводятся ниже в таблице:

Положение иглы	Режим работы	Площадь выходного сечения сопла
A	Запуск и работа на холостом ходу	Максимальная
S	Взлет и набор высоты	Минимальная
H	Горизонтальный полет	Промежуточная

По имеющейся информации, при горизонтальном перемещении иглы на 105 мм площадь выходного сечения сопла могла бы изменяться от 970 кв. см до 1400 кв. см, но фактически на серийных двигателях этот диапазон был меньше. На ранних образцах двигателя 109-103 А-0 использовалось четвертое положение иглы для полетов на больших высотах с высокими скоростями, и это изменение могло бы быть реализовано на двигателях 109-003 Е. Как описано ниже, автоматическое управление работой иглы выхлопного сопла в постоянно меняющемся режиме находилось в стадии разработки.

Хотя температура в выхлопном сопле достигала 600 °С, только полые лопатки опорной ступицы должны были быть изготовлены из жаропрочной стали Sicromal 10, а все остальные детали из листового металла изготавливались из алитированной углеродистой стали. Метод алитирования для поверхностной защиты деталей часто упоминался в связи с немецкими турбореактивными двигателями, он заключался в выполнении одного из двух технологических процессов, по крайней мере для двигателей БМВ. Деталь либо погружалась в расплавленный алюминий (процесс алитирования погружением), либо окрашивалась алюминие-



вым лаком, разработанным фирмой Zarges-Weilherm, а затем подвергалась обжигу при 400 °С (процесс алигирования окраской). Этот процесс считался лучшим.

#### *Вспомогательные агрегаты*

Шестерни основного пускового и вспомогательного приводов были расположены в сложном узле в корпусе между пусковым двигателем и передним торцом вала компрессора. Двухтактный, двухцилиндровый бензиновый двигатель Риделя типа АК 11 (9-7034) с воздушным охлаждением (о котором шла речь в описании турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004 В-1) устанавливался перед корпусом шестеренчатого привода внутри центрального обтекателя воздухозаборника. На ведущем валу этого пускового двигателя размещался кулачок стартера, который при работе соединялся с коротким валом, расположенным перед валом компрессора. Вращение передавалось на короткий вал, далее на другой, смещенный короткий вал и от него — на вал компрессора. При работе турбореактивного двигателя кулачковый вал пускового двигателя вращался независимо от пускового двигателя и через коническую зубчатую передачу приводил в действие три вспомогательных вала, которые устанавливались под необходимым углом к оси двигателя и проходили через полые лопатки опорной ступицы.

Верхний вертикальный вспомогательный вал приводил в действие главный вспомогательный редуктор, установленный на верхней части двигателя, прямо перед корпусом компрессора. Топливный насос, регулятор оборотов и регулятор подачи топлива были размещены на этом редукторе. Нижний вертикальный вспомогательный вал вращал передний маслооткачивающий насос, а третий вспомогательный вал приводил в действие нагнетательный масляный насос, расположенный на правой стороне, прямо перед корпусом компрессора. Второй маслооткачивающий насос, расположенный внутри двигателя за компрессором, приводился в действие от переднего вала турбины через привод с прямыми и коническими шестернями.

Масло Flugöl S3 подавалось с расходом около 180 литров/час нагнетательным насосом, установленным на правой стороне, к основным и вспомогательным редукторам и к передним и задним подшипникам валов компрессора и турбины. Снаружи в центральной части двигателя был установлен коллектор для подачи масла в два центральных и один задний коренные подшипники через трубопроводы, идущие от коллектора к этим подшипникам. Масло с помощью форсунок распылялось на эти подшипники, стекало в центральный корпус и откачивалось вторым маслооткачивающим насосом. Масло также стекало на дно кожуха центрального редуктора и откачивалось оттуда первым маслооткачивающим насосом. Оба маслооткачивающих насоса подавали возвратное масло через общий трубопровод в масляный радиатор, который был оснащен предохранительным клапаном от перегрузки при использовании холодного масла. Перепускной предохранительный клапан открывался при давлении около 10,55 кг/кв. см.

Небольшой центробежный насос, служащий только для подачи бензина или пускового топлива В4, приводился в действие от своего собственного электродвигателя, а насос подачи основного топлива J2 шестеренчатого типа, выпускаемый фирмой Varmag — от главного редуктора. В состав остальной оснастки, устанавливаемой снаружи двигателя, входила панель для обеспечения соединения электрической, гидравлической и топливной систем с самолетом, а также термомпара для замера температуры выхлопной струи (ТВС).

#### *Топливная система и работа*

Основное топливо топливных баков самолета поступало через фильтр, установленный на турбореактивном двигателе, к топливному насосу Varmag, который подавал топливо во всережимный регулятор, регулятор подачи топлива и 16 конусов камеры сгорания. Максимальная производительность насоса составляла около 2275 литров в час при давлении 70 кг/кв. см и почти соответствовала потребностям двигателя при работе в холодный период на уровне моря, тем самым обеспечивая определенную защиту от работы двигателя вразнос в случае отказа регулятора. Вследствие того что фирма BMW должна была быстро переделать свои двигатели для работы на топливе J2, используемая топливная система почти повторяла систему, установленную на двигателе Юнкерс 109-004 В.

Центробежный всережимный регулятор, регулирующий подачу топлива и скорость вращения двигателя, был оснащен сервомеханизмом с подачей масла из гидравлического бака самолета. Скорость вращения двигателя регулировалась пилотом с помощью дросселя, воздействовавшего на противовесные пружины регулятора, который, в свою очередь, воздействовал на перепускной клапан. Этот клапан направлял излишнее топливо назад к топливному насосу.

Чтобы ограничить ускорение двигателя, специальный клапан акселератора открывал клапан для перепуска излишнего топлива до тех пор, пока не будет достигнута заданная скорость вращения двигателя. Клапан управлялся анероидной капсулой, реагирующей на перепад давления в компрессоре. Этот клапан был разработан фирмой Kinsler в Донау-Эшлингене. Топливная система допускала инерцию компрессора турбины при начальном ускорении и препятствовала подаче полного потока топлива до тех пор, пока достаточное количество воздуха не будет проходить через двигатель. Температура выхлопного сопла поддерживалась в пределах 540–620 °С, что позволяло избежать перегрева. Хотя методика автоматического управления площадью выходного сечения выхлопного сопла находилась на этапе разработки, этим планам не суждено было сбыться, поэтому основным средством регулировки сопла был переключатель, которым управлял пилот.

При запуске самолетный двигатель вращался пусковым двигателем (стартером) Риделя до скорости 1200 об/мин при включении электрического бензинового насоса и зажигания. Стартер оставался включенным до достижения скорости вращения 2000 об/мин, когда



можно было включать систему подачи основного топлива J2. Поскольку центробежная часть регулятора не работала до тех пор, пока двигатель не достигнет скорости вращения 6000 об/мин, при скорости вращения ниже указанного значения пилот с помощью рычага непосредственно воздействовал на дроссельный клапан.

Скорость холостого хода на земле или на испытательном стенде могла быть снижена до 3500 об/мин, при этом создавалась тяга 55 кг, но в полете минимально допустимая скорость холостого хода была 6500 об/мин, что предотвращало срыв пламени двигателя до высоты около 10000 м. Для ускорения от 6500 об/мин до максимальной скорости вращения — 9500 об/мин требовалось от пяти до семи секунд. Раскрутка при быстром ускорении составляла около 150 об/мин.

Основные топливные форсунки, показанные на рис. 2.91 (на котором показаны также пусковые топливные форсунки), были рассчитаны на высоту до 12000 м, но при полном открытии дросселя работа была возможна на высоте 13000 м, хотя при уменьшении мощности на этой высоте двигатель мог заглохнуть. Возможность использования двигателя на высоте 13000 м была впервые продемонстрирована в сентябре 1944 года, когда капитан Биспинк из отдела летных испытаний фирмы BMW, совершал полет на самолете Ar 234 V13, на котором были установлены два двигателя 109-003 A-1. Для работы на больших высотах и для более эффективной работы на всех высотах разрабатывалась двойная топливная форсунка, но она не была готова к использованию в срок.

При срыве пламени двигателя повторный запуск в полете был возможен только на высоте не более 3500 м, для чего необходимо было перевести двигатель в режим авторотации при воздушной скорости 400 км/час. На высоте 2000 м повторный запуск мог быть осуществлен при воздушной скорости 250 км/час, когда двигатель находился в режиме авторотации со скоростью 2000 об/мин.

Однако на этой высоте минимальная воздушная скорость, рекомендуемая при повторном запуске двигателя, составляла 550 км/час, что обеспечивало скорость авторотации 2500 об/мин.

Характерные технические данные двигателей BMW 109-003 A-1 и A-2 с указанием различия между ними приведены ниже:

Тяга — 800 кг, статическая  
 Тяга при 900 км/час — 705 кг на уровне моря,  
 565 кг на высоте 4000 м,  
 315 кг на высоте 10000 м  
 Скорость вращения ротора — 9500 об/мин  
 Вес — модель A-1: 570 кг  
 модель A-2: 600 — 610 кг  
 Степень сжатия — 3,1:1  
 Удельный расход топлива при статической тяге — модель A-1: 1,33–1,35 кг топл./кг тяги·ч (бензин) модель A-2: 1,40–1,47 кг топл./кг тяги·ч (J2)  
 Расход воздуха — 19,3 кг/с  
 Удельный вес — модель A-1: 0,711  
 модель A-2: 0,756  
 Температура газа — 800 °C, максимум

Диаметр } В основном те же, что и двигателя 109-003 A-0  
 Длина }

### Двигатели 109-003 E-1 и E-2 (TL)

Двигатели 109-003 A-1 и A-2 были модернизированы и изготовлены как модели E-1 и E-2 соответственно, причем эти двигатели могли устанавливаться над крыльями или фюзеляжем вместо их установки под крыльями. Для этой цели на двигателе имелось три точки крепления в нижней части двигателя, и, кроме того, были изменены линии прокладки кабельных и трубных соединений, были установлены заборники охлаждающего воздуха вокруг верхней части выхлопного сопла, а также новый обтекатель. Этот обтекатель придавал двигателю характерную горбатую конфигурацию, поскольку на верхней передней части подкрыльевого двигателя размещалось дополнительное оборудование. Двигатель 109-003 E-1 со снятым основным обтекателем показан на рис. 2.93.

Характеристики двигателей модели E, полученные на испытательном стенде, были аналогичны характери-

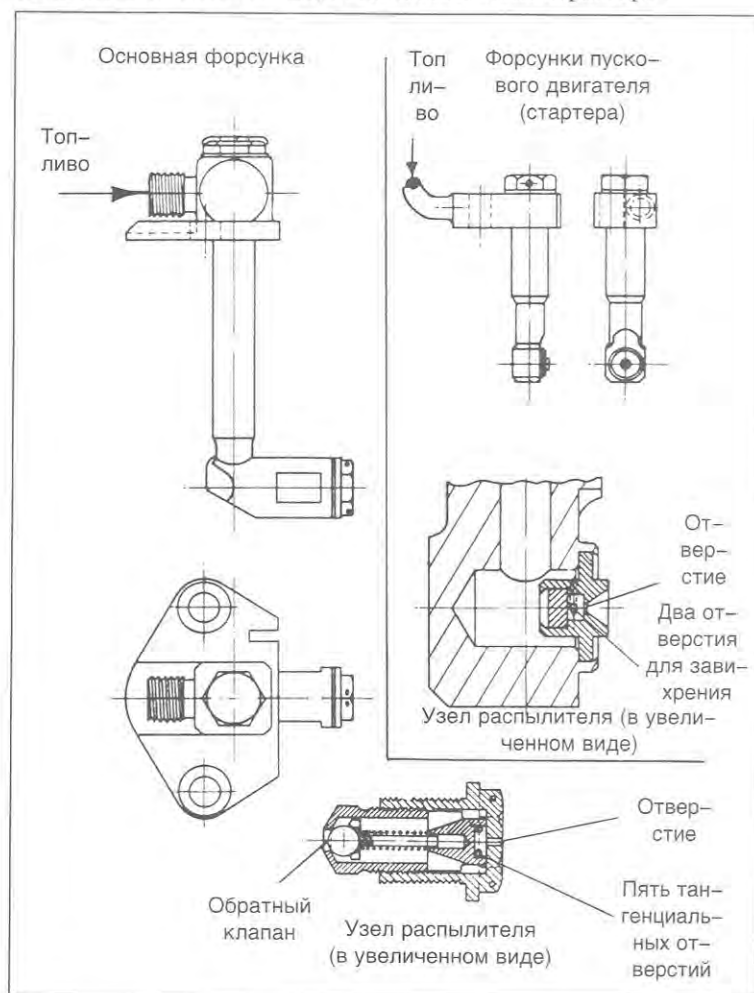


Рис. 2.91. Основная и пусковая форсунки для двигателя BMW 109-003 A



стикам двигателей модели А, кроме незначительной разницы в массе. Существовали некоторые аэродинамические отличия между двумя моделями, что объяснялось различными формами обтекателя и взаимодействием обтекателя и фюзеляжа.

Потребность в двигателе 109-003 Е возросла в сентябре 1944 года, когда различные фирмы начали проектирование истребителей с одним турбореактивным двигателем в связи с требованием властей о создании дешевого народного истребителя (Volksjäger). Единственным серийным истребителем для полетов с двигателем 109-003 Е был самолет Хейнкель Но 162 (прототип He 162 V1 Spatz, который совершил свой первый полет 6 декабря 1944 года), а пикирующий бомбардировщик Хейнкель Hs 132 так и не поднялся в воздух до конца войны. Оба типа самолетов имели одинаковую компоновку.

### Изготовление двигателей 109-003 А и Е

Изготовление опытных образцов двигателей 109-003 А-0 и А-00 осуществлялось на заводах фирмы BMW в Шпандау и Босдорфе, а окончательная сборка и испытание — в Айзенахе (50 км к западу от Эрфурта). В марте 1944 года перед началом производства двигателей 109-003 А-1 было принято решение перенести производство в подземные помещения или, по крайней мере, рассредоточить производственные участки, что было вызвано бомбежками и разрушением части предприятий фирмы BMW за один месяц до указанного выше

срока, хотя должностные лица фирмы BMW еще в 1937 году просили перенести производственные цеха в подземные помещения.

Министерство Шпеера предоставило следующие площадки для рассредоточения завода в Айзенахе (кодовое название завода Town-Werke):

Хейлигенрода: Это была соляная шахта вблизи Дорндорфа (в 30 км к юго-западу от Айзенаха) с производственной площадью 40000 кв. м. Она предназначалась для производства двигателей, но к концу войны только часть шахты использовалась для производства.

Абтеррода: Значительно меньшая соляная шахта под Хейлигенродом, где должны были производиться масляные радиаторы.

Бад Зальцунген: Соляная шахта (в 25 км к северо-западу от Айзенаха) предназначалась для сборки, но не была использована по назначению, так как планы по изготовлению деталей двигателя не были реализованы.

Шпринген: Это была самая большая соляная шахта в районе Айзенаха с производственной площадью 176800 кв. м., выделенной для фирмы BMW. Хотя там было установлено 500 станков, эксплуатация на полную мощность так и не была достигнута.

Комплексное производство планировалось для заводов в районе Айзенаха и заводов, рассредоточенных в районе Магдебурга, основными из которых были:

Пломин: Соляная шахта в районе Баальберг, Бернбург (в 35 км к северо-западу от Магдебурга), предназначалась в основном для механической обработки крупных деталей.

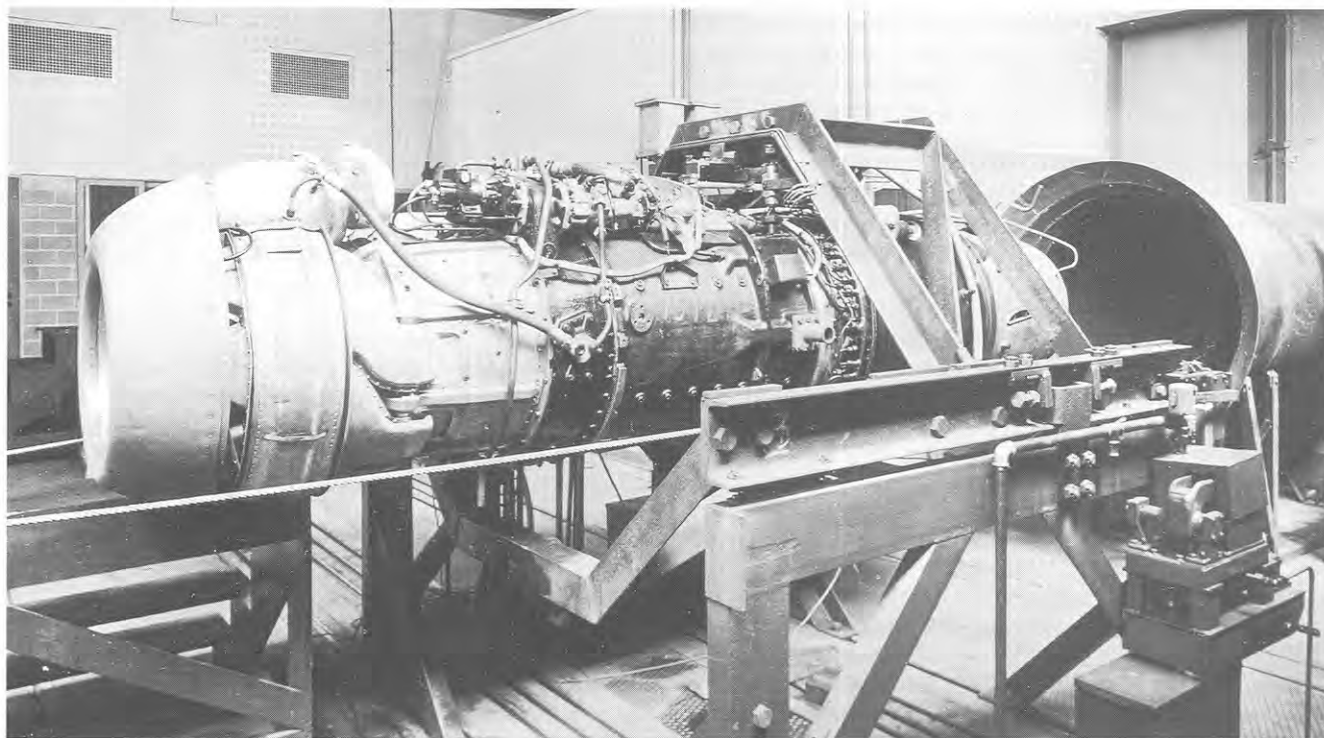


Рис. 2.92. Двигатель BMW 109-003 А на испытательном стенде. Опорная рама соединена с электрическими датчиками нагрузки с двух сторон для замера тяги (Фотография из немецкого музея в Мюнхене)



Эгелън: Недалеко от вышеуказанной соляной шахты (около 20 км к северо-западу от Магдебурга) было несколько шахт по добыче калия, некоторые из которых использовались фирмой Junkers из Дессау. Шахта № 8 располагала значительными производственными воз-

можностями по сборке реактивных истребителей Хейнкель He 162, а шахта № 7 являлась новым местом расположения части завода фирмы BMW после его перемещения из Шпандау. На этой шахте изготавливались двигатели 109-003, а испытательные стенды были

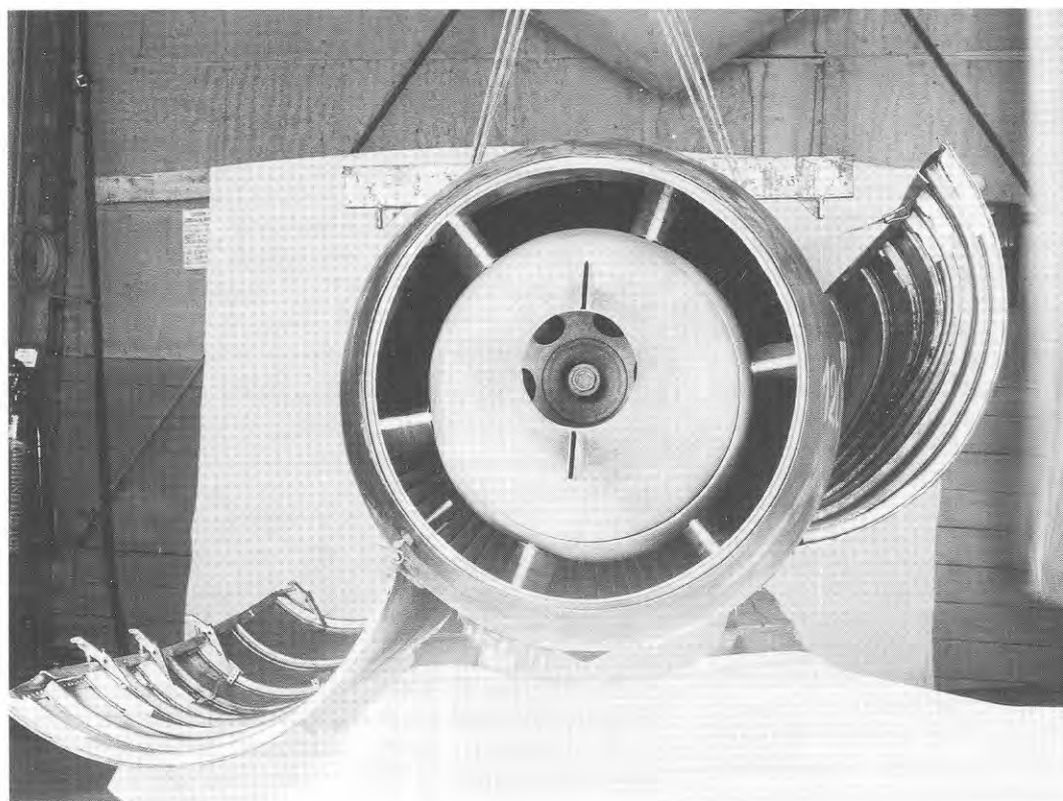
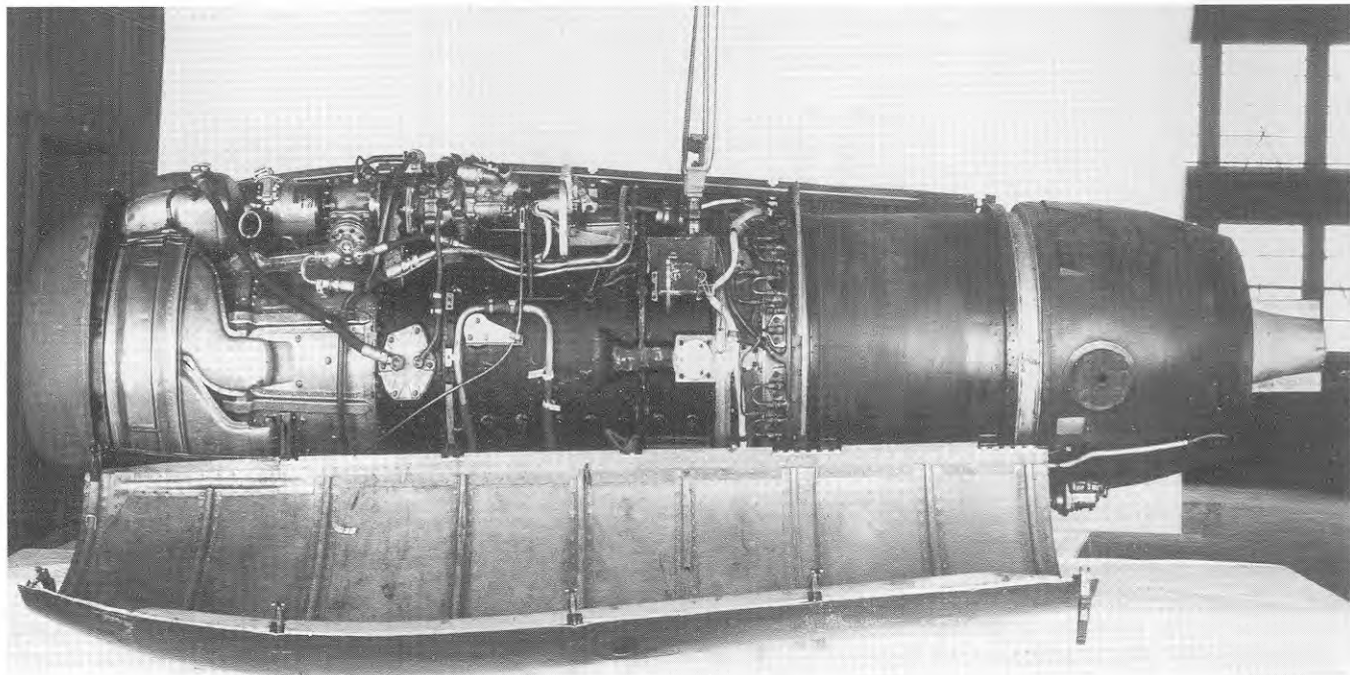


Рис. 2.93. Турбореактивный двигатель BMW 109-003 E-1 на подъемнике. Показана часть открытого обтекателя (Фото Рихарда Т. Эгера)



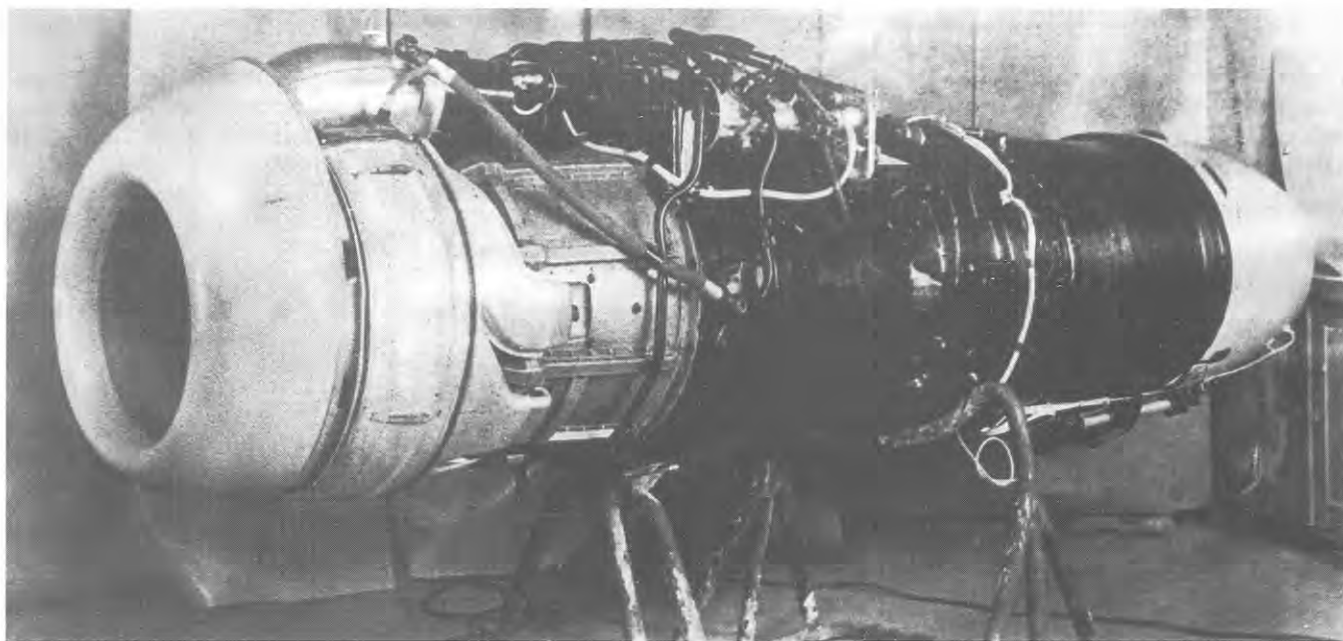


Рис. 2.94. Турбореактивный двигатель BMW 109-003 E-1. Модифицированная модель двигателя A-1, позволяющая осуществлять крепление двигателя над крылом или фюзеляжем. Большинство моделей E-1 и E-2 были предназначены для истребителя Хейнкель He 162 «Саламандра»

построены и размещены в небольшом лесу севернее шахты № 7. На этой же территории располагался опытный завод BMW — Kalag.

Производство, сосредоточенное в Шпандау (Берлин) было переведено в основном в Зюльсдорф, под Ораниенбург (в 30 км к северо-западу от Берлина), а другая самостоятельная производственная линия была развернута в главном туннеле В (рядом с линией сборки самолетов-снарядов Фау-1 (см. рис. 8.11) завода Mittelwerke (Нордхаузен)). Большинство узлов, необходимых для работы завода Mittelwerke, производилось на других предприятиях. Одним из крупных субподрядчиков было предприятие по изготовлению воздушных винтов — фирма VDM, заводы которой находились во Франкфурте и Маркклиса. В дополнение к трем основным производственным и сборочным комплексам в районах Айзенаха—Магдебурга, Зюльсдорфа и Миттельверке планировалось также наладить производство узлов и деталей в многочисленных малых городах и деревнях, где в небольших цехах, гаражах и т. д. можно было бы изготавливать узлы и детали для отправки на основные заводы. Эти планы легли в основу проектирования двигателей с максимальным количеством легко изготавливаемых узлов и деталей.

11 сентября 1944 года был подготовлен первый официальный график производства двигателей 109-003, в котором предусматривалось ежемесячное производство 6000 двигателей к январю 1946 года (по сравнению с планируемым максимальным уровнем производства 5000 двигателей Юнкерс 109-004 в месяц).

При объединении усилий всех вышеупомянутых производственных мощностей уровень производства должен был достигнуть следующих показателей:

1944 год			1945 год					
нояб. 75	дек. 100	январь 180	фев. 400	март 800	апр. 1400	май 1900	июнь 2365	июль 2800
1945 год						1946 год		
авг. 3350	сент. 4100	окт. 4700	нояб. 5300	дек. 5750	январь 6000			

Нет необходимости говорить о том, что эти производственные планы были исключительно оптимистичными и трудновыполнимыми из-за бомбежек, непригодности подземных помещений и т. п. Первые серийные двигатели 109-003 A-1 были поставлены из Зюльсдорфа в октябре 1944 года, и фактически к концу войны этот завод изготовил большинство двигателей. За исключением 100 опытных образцов двигателей 109-003 A-0 и A-00 производственные показатели, достигнутые всеми заводами, выглядели следующим образом:

1944 год			1945 год		
окт. 30	нояб. 65	дек. 94	январь 100	фев. 120	март 150

Всего было изготовлено 559 двигателей, большая часть которых были двигатели типов A-1 и E-1, причем последний тип предназначался для истребителя Хейнкель He 162. Максимальное количество двигателей было изготовлено в марте, включая около шестидесяти двигателей типа A-1. Низкие производственные пока-



затели вместе с усилением интенсивности бомбардировок со стороны войск антигитлеровской коалиции и перенос приоритетов на двигатель Юнкерс 109-004 В (для истребителя Ме 262) привели к пересмотру графиков производства модели 109-003 Е-2. 8 марта 1945 года был подготовлен новый график (программа производства двигателя модели 003). Этот график в обобщенном виде представлен ниже:

	1945 год						
	март	апр.	май	июнь	июль	авг.	сен.
Зюльсдорф Комплекс в Айзенахе и Магдебурге	180	150	200	300	450	500	500
Производство в деревнях	20	100	250	400	550	700	700
Завод Миттельверке (Нордхаузен)	–	100	200	300	500	500	500
Общее планируемое производство в месяц	–	–	20	80	200	400	800
	200	350	670	1080	1700	2100	2500

Хотя доктор Фаттлер планировал, что трудоемкость при производстве одного двигателя составит 500 чел.-час., фактическая трудоемкость оказалась значительно выше. Тем не менее, эта трудоемкость была реальной и распределялась следующим образом:

Выполняемая работа	Планируемая трудоемкость (чел.-час.)	Достигнутая трудоемкость (чел.-час.), прикл.
Механическая обработка	220	220
Обработка листового металла	160	160
Пусковой двигатель, регулятор и т. д.	80	60
Разное		100
Сборка	40	60
Общая трудоемкость	500	600

В нижеприведенной таблице указана трудоемкость при изготовлении деталей из листового металла:

Узлы и детали	Трудоемкость (чел.-час.)
Секция воздухозаборника	21,5
Обтекатель пускового двигателя	3,0
Вкладыши масляного радиатора	1,75
Масляный радиатор в сборе	25,0
Кольца лопаток статора компрессора	36,5
Камера сгорания	20,75
Сопловый аппарат турбины	14,5
Лопатка ротора турбины	10,0
Выхлопное сопло	27,0
Всего	160,00

Вышеперечисленные детали, изготавливаемые из листового металла, за исключением обтекателя пускового двигателя и лопаток ротора турбины, показаны на рис. 2.87. При этом создается впечатление о высокой пропорциональной доли деталей двигателя, изготавливаемых из листового металла.

Некоторые из причин невозможности достигнуть планового уровня производства турбореактивных двигателей 109-003 были перечислены выше, но одна из наиболее серьезных проблем возникла из-за больших надежд, связанных с производством двигателей в заброшенных шахтах. Главным недостатком этих шахт было то, что небольшие старые лифты ограничивали размеры станков и снижали производительность, а более современные лифты только начали выпускаться, причем очень медленно. В соляных шахтах была низкая влажность, и стены шахты могли бы осесть, если большое количество влаги имело возможность выхода из бетонной массы; в лифтах и вертикальных стволах влажность была значительно выше, и поэтому в этих местах возникала коррозия лифтового и другого оборудования. Максимальная продолжительность рабочего дня на заводах, расположенных в соляных шахтах, составляла восемь часов в день, но к концу войны рабочее время было увеличено до 12 часов. Большое количество рабочих (до 55 %) состояло из насильственно завербованных и военнопленных. Еще одна производственная проблема была связана с постоянной заменой материалов; так, например, один из видов материала для двигателя 109-003 заменялся семь раз без какого-либо очевидного преимущества в характеристиках или экономических показателях. Вот такая неразбериха существовала к началу 1945 года.

## Испытания двигателя 109-003

В дополнение к испытаниям, проводимым фирмой BMW, фирма E-Stelle Rechlin проводила официальные функциональные проверки и эксплуатационные испытания серийных и экспериментальных двигателей аналогично испытаниям двигателя Юнкерс 109-004. Однако если двигатель Юнкерс прошел официальные испытания как на истребителе, так и на бомбардировщике (см. вступление), то двигатель BMW 109-003 к концу войны прошел официальные испытания только на истребителе.

Лучшим устройством для измерения тяги турбореактивного двигателя по оценке фирмы BMW были весы маятникового типа (которые используются в коммерческих целях), поскольку другие, гидравлические и электрические, устройства были признаны неудовлетворительными. Самой лучшей установкой для наземных испытаний, которую имела фирма BMW, была высотная камера в Обервейзенфельде под Мюнхеном, о чем шла речь ранее. Этот испытательный и другие боксы дополнялись многими испытательными стендами, которые были рассредоточены на большой территории и имели прочную конструкцию из кирпича и бетона.

Большой объем работ по испытаниям был выполнен отделом летных испытаний фирмы BMW, который одно



время проводил испытания на аэродроме Шонфельд в Берлине под руководством капитана авиации Стаеге. В июле 1944 года руководителем подотдела летных испытаний турбореактивных двигателей был назначен доктор Денкмайер, но к концу войны, когда исследования в области полетов на большие расстояния потеряли смысл, ответственным за проведение летных испытаний был назначен дипломированный инженер Питер Г. Каппус, который в первую очередь занялся подготовкой двигателя 109-003 для установки на истребитель He 162. Ранее Каппус руководил отделом проектных исследований (отдел EZD), но он был далек от кабинетного стиля работы. Интенсивная летная подготовка перед войной в Авиационном экспериментальном институте помогла ему освоить полеты на реактивных самолетах.

Первым самолетом, использованным фирмой BMW для летных испытаний двигателя 109-003, был самолет Ju 88 с двумя поршневыми двигателями, который начал летать с подвешенным турбореактивным двигателем A-0 в октябре 1943 года. На совещании, организованном фирмой BMW 2 мая 1943 года, были рассмотрены варианты использования других самолетов для летных испытаний турбореактивных двигателей и были представлены запросы на большее количество самолетов. В результате этого во второй половине 1944 года было получено еще два самолета Арадо Ar 234 V15 и V17 для использования в качестве «летающих лабораторий». Эти самолеты были прототипами бомбардировщика Ar 234 B Blitz, и на каждом из них были установлены два двигателя 109-003 A-1. Самолет V15 совершил свой первый полет 10 июля 1944 года.

Основной задачей при летных испытаниях было изучение срыва пламени двигателя на высоте и предела повторного запуска при наличии топливных форсунок с нерегулируемым отверстием, испытание выхлопного сопла с переменной площадью сечения, а также испытание топливной системы J2, которая была установлена на двигателе несколько позже. Еще одна программа летных испытаний включала испытание нового масляного радиатора поверхностного типа, который должен был быть реализован на последних моделях двигателя 109-003 A-2; этот радиатор был неотъемлемой частью входного обтекателя, предназначался для борьбы с обледенением компрессора и был проще в изготовлении, чем трубчатый радиатор. Однако работа над топливной системой стала первоочередной, и поэтому к 1945 году отдел летных испытаний фирмы BMW получил в свое распоряжение следующий прототип самолета Ar 234 B (возможно V18), прототип самолета Ar 234 C (с четырьмя двигателями), еще один самолет Ju 88 и два самолета Мессершмитт Me 262. Тем не менее, в связи с острой нехваткой топлива время полетов постепенно и неуклонно сокращалось по мере решения каждой задачи.

К концу войны самолеты фирмы BMW в целях безопасности были передислоцированы на различные базы. Первая передислокация в Ораниенбург произошла в 1944 году, после чего последовала передислокация в Бург (под Магдебургом). Затем пришел приказ эвакуироваться из Бурга, где, по-видимому, были оставлены

два самолета Me-262, оснащенные двигателями 109-003, поскольку они не были готовы для испытаний. Полеты самолетов фирмы BMW должны были продолжаться с использованием автомобильного шоссе к югу от Мюнхена, но вызывает сомнение тот факт, что на таком этапе можно было выполнить большой объем работы. В любом случае, сам Каппус летал на одном из прототипов самолета Ar 234 B из Бурга в Лехфельд (к югу от Аугсбурга), а затем в Нойбиберк (к югу от Мюнхена), где фирма BMW ликвидировала свое оборудование с помощью взрывчатки, когда 42-й дивизион армии США подошел к Мюнхену. К сожалению, те данные об общем количестве летных испытаний двигателя 109-003, которыми мы располагаем, определяются широким диапазоном — от 500 до 1000 часов.

При рассмотрении вопроса о «летающих лабораториях» для двигателя 109-003 следует упомянуть ночной истребитель Хейнкель He 219, который базировался в Вене. Известная фотография этого самолета оказалась подделкой. Самолет был оснащен одним турбореактивным двигателем 109-003, подвешенным под фюзеляжем, однако это было сделано не с целью испытания турбореактивного двигателя. Задача заключалась в сборе данных о распределении выхлопной струи вблизи фюзеляжа, причем такие данные помогали при разработке аэродинамических характеристик самолета с турбореактивными двигателями, установленными под фюзеляжем самолета (например He 219). Условия, при которых выхлопная струя будет «притягиваться» к оболочке фюзеляжа, меняются в зависимости от угла атаки фюзеляжа в полете, но оптимальные условия могут быть получены за счет правильного расположения двигателя и обеспечения соответствующей формы фюзеляжа за двигателем. Таким образом, между фюзеляжем и выхлопной струей можно создать демпфирующий поток воздуха, чтобы предотвратить «притягивание» выхлопной струи при нормальных условиях. Неизвестно, насколько далеко продвинулись испытания самолета He 219, но испытания в гидродинамической трубе, проведенные ранее доктором Н. Кунзе (1944 год), показали, что можно ожидать «притягивание» выхлопной струи к фюзеляжу при угле атаки  $-10^\circ$ , что не происходит при углах от  $+10^\circ$  до  $0^\circ$ .

### Использование двигателей 109-003 A-1 и A-2, E-1 и E-2

В то время как турбореактивный двигатель Юнкерс 109-004 В имел значительную наработку во время войны, двигатель BMW 109-003 был введен в эксплуатацию только к концу войны, поскольку разработка этого двигателя отставала от разработки двигателя Юнкерс приблизительно на девять месяцев. Двигатель BMW предназначался для установки на самолете He-162 и конкретных моделях самолета Ar 234, причем по данным одного источника двигатель имел неофициальное название «Шторм».

Когда летом 1944 года были выполнены экспериментальные разведывательные полеты самолетов Me 262



и Ag 234 В (2 двигателя Юнкерс 109-004), разработка была продолжена с использованием предложенного самолета Ag 234 С (4 двигателя БМВ 109-003). За год до этого были проведены эксперименты с самолетами Ag 234 V6, V8 и V13, для определения наилучшей схемы расположения четырех двигателей под крыльями самолета, причем в итоге было решено установить двигатели попарно в двух гондолах. Для разработки различных вариантов использования самолетов Ag 234 С (в качестве самолета-разведчика и бомбардировщика) планировалось изготовить 12 прототипов этого самолета от Ag 234 V19 до V30 включительно (каждый с четырьмя двигателями 109-003 А-1, А-2 или их улучшенными моделями).

Самолет Ag 234 V19 совершил свой полет 30 сентября 1944 года, а полет самолета V20 состоялся на месяц позже. Первыми серийными самолетами были: самолет из опытной серии Ag 234 С-0, самолет-разведчик Ag 234 С-1 и бомбардировщик Ag 234 С-2. К остальным типам планируемых самолетов относились: многоцелевой самолет С-3 (самолет V21 выступал в качестве прототипа), специальный самолет-разведчик С-4, двухместный бомбардировщик С-5 (самолет V28 выступал в качестве прототипа), двухместный самолет-разведчик С-6 (самолет V29 выступал в качестве прототипа) и ночной истребитель С-7. Планировалось использование также крупнофюзеляжного варианта самолета С-7 под названием Ag 234 Р-1 и Р-2, оснащенного четырьмя двигателями. К концу войны было изготовлено десять прототипов самолетов вместе с 14 самолетами Ag 234 С-0 из опытной серии и самолетами-разведчиками С-1, но в результате проволочек с поставками двигателей 109-003 А-1 и А-2 ни одна из этих машин не была передана Люфтваффе.

В ходе разработки самолета Ag 234 С (хотя и слишком медленными темпами из-за разрушения соответствующего завода фирмы *Agado* и количества разрабатываемых вариантов) произошли события, которые должны были привести к созданию еще одного самолета с двигателем 109-003. 8 сентября 1944 года были опубликованы ТУ на разработку «народного истребителя» (*Volksjäger*), что стало возможным благодаря совещанию руководителей отраслей, промышленности и министерства Шпеера, проведенному в конце лета 1944 года.

Эти технические условия, которые появились благодаря Карлу Отто Сауру — новому руководителю технического отдела, предусматривали создание конструкции с использованием существующих узлов и деталей самолета и изготовление оборудования только в минимально необходимых объемах. Номинальная статическая тяга, которую должен был обеспечить турбореактивный двигатель БМВ 003, составляла 800 кг. Максимальная скорость должна была быть равна 750 км/час, продолжительность полета — не менее 20 минут на уровне моря, полный вес — не более 2000 кг, нагрузка на крыло — не более 200 кг/кв. м. Самолет должен был считаться предметом потребительских товаров и быть готовым к 1 января 1945 года.

На пять авиационных фирм, планировавших представить проекты по этим ТУ, оказывалось сильное дав-

ление, и, наконец, 30 сентября был выбран проект самолета Хейнкель Р.1073, которому было присвоено условное обозначение He 162 Spatz (щегол). Через месяц круглосуточной работы были подготовлены рабочие чертежи, и первый опытный образец, пилотируемый капитаном авиации Петером, взлетел 6 декабря. Хотя позднее этот самолет потерпел аварию и разрушился, работа по устранению конструкционных и аэродинамических неполадок продвигалась быстрыми темпами с целью разработки около тридцати опытных образцов самолета. Одновременно продвигалось вперед производство самолетов He 162 А-1, а затем и А-2, причем в этот период самолет получил название «саламандра» вместо «щегол».

Наряду с производством двигателя 109-003 А перделка его в модель Е для установки над фюзеляжем не представляла особых трудностей, поэтому возникла необходимость значительно сократить сроки, предусмотренные первоначальным графиком.

Поскольку самолет He 162 рассматривался как «предмет потребительских товаров», планировалось изготовить только около 20 % запасных частей для двигателей по сравнению с 40–50 % запасных частей для двигателя 109-003 А-1 (для самолета Ag 234).

Несмотря ни на какие трудности, нацисты, которые очень многое поставили на He 162 и к тому времени контролировали почти все, были полны решимости ввести реактивный истребитель в эксплуатацию в период, когда темпы производства самолетов Me 262 были недостаточны, чтобы эффективно сражаться с противником в небе Германии. Любое предприятие насильно включалось в работу по хорошо спланированной программе производства (по крайней мере, то, что касается фюзеляжа), и к январю 1945 года начались рабочие испытания самолета He 162. Эта работа выполнялась подразделением *Erprobungskommando 162* (еще одно название этого подразделения *Einsatzkommando Bär*), базировавшемся в Рехлене, а позднее — в Мюнхене-Рейме, 6 февраля 1945 года подразделение I./JG 1 было переброшено с восточного фронта для обучения полетам на самолете He 162 в Пархиме, а в следующем месяце подразделение II./JG 1 передислоцировалось в Варнемюнде для аналогичного обучения.

Наступавшие войска стран антигитлеровской коалиции нарушили интенсивную программу обучения большого количества летчиков, согласно которой планировалось, что к 4 мая 1945 года подразделения, проходившие обучение, будут объединены в одно подразделение I./(*Einsatz*) Gruppe/JG 1 в г. Лек (земля Шлезвиг-Гольштейн), на вооружении которого могло находиться около пятидесяти самолетов He 162.

Однако боевые действия с противником были запрещены, поскольку для этого требовалось дополнительное обучение. 8 мая 1945 года подразделение в Леке вынуждено было сдать в плен английским войскам со всеми своими неповрежденными самолетами. За пять дней до этого элитное подразделение под командованием Адольфа Галланда, имевшее на вооружении самолеты Me 262 (JV 44), к которому присоединилось под-



разделение Einsatzkommando Bär с самолетами He 162, также было вынуждено капитулировать.

Таким образом, турбореактивный двигатель БМВ 109-003 был почти полностью введен в эксплуатацию на самолете He 162. Все усилия для реализации программы «Народный истребитель» закончились ничем в военном плане из-за нехватки времени. К концу войны было укомплектовано около 275 самолетов He 162S и около 800 самолетов были укомплектованы частично. Для большей части из них так и не были поставлены двигатели. Стандартные характеристики самолета He 162 A-2 «Саламандра» с двигателем 109-003 E-1 или E-2: максимальная скорость — 835 км/час на высоте 6000 м, начальная скорость набора высоты — 1290 м/мин и максимальная дальность — 1000 км.

Хотя к сентябрю 1944 года основное количество двигателей 109-003 предназначалось для программы He 162, двигатели БМВ продолжали планироваться для установки на другие самолеты, кроме Ar 234 C. В марте 1945 года продолжалось строительство прототипа пикирующего бомбардировщика Хейнкель He 132 V1 с компоновкой, почти аналогичной самолету He 162, но с прозрачной носовой частью для лежащего пилота. Мощность обеспечивалась одним двигателем 109-003 E-2, а первый полет планировался на июнь 1945 года, но самолет V1 вместе с двумя другими прототипами (построенными параллельно) был захвачен советскими войсками на аэродроме Менефельд до начала летных испытаний.

Как мы знаем, испытательный самолет Ju 287 V1 с малой скоростью полета, предназначенный для использования в качестве бомбардировщика с крыльями обратной стреловидности, впервые поднялся в воздух в августе 1944 года с помощью четырех турбореактивных двигателей Юнкерс 109-004 B-1. Хотя официальная поддержка этой разработки скоро была прекращена в связи с разработкой истребителя, тем не менее, уже в марте 1945 года она опять возобновилась. Таким образом, работы продвигались на первых прототипах и опытной серии самолетов Ju 287, оснащенные шестью турбореактивными двигателями 109-003 A-1. Эти двигатели устанавливались следующим образом: по одному двигателю с каждой стороны носовой части самолета и по два двигателя в двойных гондолах на главном лонжероне каждого крыла, причем последние четыре двигателя обеспечивали балансировку крыла по весу. Такое размещение двигателей было неправильным с точки зрения аэродинамики, поэтому рассматривался вопрос об использовании меньшего количества двигателей с большей мощностью. Однако самолет Ju 287 V1 и незаконченный образец самолета V2 были захвачены советскими войсками, и после войны эта программа была продолжена уже в СССР. Говорили, что измененный вариант самолета Ju 287 V2 с крыльями прямой стреловидности достиг скорости около 1000 км/час с использованием предположительно двигателей БМВ.

Один из самолетов, на котором немцы планировали производить полеты с двигателями БМВ, назывался Хортен Ho IX V1 (летающее крыло). Как видно на рисунках раздела, посвященного самолетам Юнкерс, для

этой конструкции требовалась очень компактная установка основного оборудования в центральной части крыла. Поэтому, когда оказалось, что два двигателя БМВ 109-003 A-1 имели диаметр, превышающий рассчитанный авиаконструкторами в Геттингене, эти двигатели не были установлены, а Ho IX V1 комплектовался как испытательный планер. Последующие опытные образцы самолетов были сконструированы под двигатели Юнкерс, которые позднее можно было легче достать. И в итоге — фирма BMW упустила свой шанс на установку своих двигателей.

Необходимо также упомянуть некоторые проекты немецких самолетов, спроектированных под двигатели 109-003. Одним из наиболее интересных самолетов был бомбардировщик Юнкерс Ju EF 130, который немного больше, чем самолет Ju 287, и совершенно отличался по компоновке. Самолет EF 130 был еще одной конструкцией самолета типа «летающее крыло», которая фактически не имела вертикальных поверхностей. Четыре турбореактивных двигателя 109-003 E были сгруппированы воедино в задней части центральной секции крыла, а экипаж помещался в гондоле на передней кромке. Ожидалось, что максимальная скорость самолета будет 990 км/час на высоте 6000 м при дальности полета 5900 км, но реализация проекта была отложена.

Без сомнения, существовало несколько истребителей, спроектированных по требованиям создать «Народный истребитель», на роль которого был выбран самолет He 162. В то время многие считали, что самолет Блом и Фосс P.211 имел лучшую конструкцию, которая будто бы была незаслуженно оставлена без внимания по политическим причинам. Самолет P.211 имел более современную конструкцию, в том смысле, что турбореактивный двигатель 109-003 устанавливался внутри фюзеляжа, и опасения о потерях в воздуховоде воздухозаборника могли привести к отказу от этого двигателя. Другими особенностями самолета были простые крылья прямой стреловидности с постоянной хордой и хвостовое оперение, смонтированное на лонжероне. Максимальная скорость самолета P.211 по оптимистическим оценкам составляла 1035 км/час на высоте 15000. Конкурентом «Народного истребителя» был самолет Арадо Ar E.580. Компоновка, размеры и расчетная характеристика этого самолета были аналогичны самолету He 162 с одним двигателем 109-003 E, установленным над фюзеляжем.

Интересный вариант размещения внешнего двигателя был показан на проектируемом самолете Гота Go P.60. Этот самолет был сконструирован как ночной истребитель с треугольным крылом, очень небольшими вертикальными поверхностями у законцовки крыла и носовой частью, продвинутой вперед от места расположения крыла. В носовой части размещался экипаж и оборудование. Два двигателя 109-003 (один двигатель модели A и другой — модели E) устанавливались следующим образом: один двигатель был установлен над задней центральной частью крыла, а другой — под этой частью.

Существовало много других проектов разработки турбореактивного двигателя БМВ (хотя и не так много, как



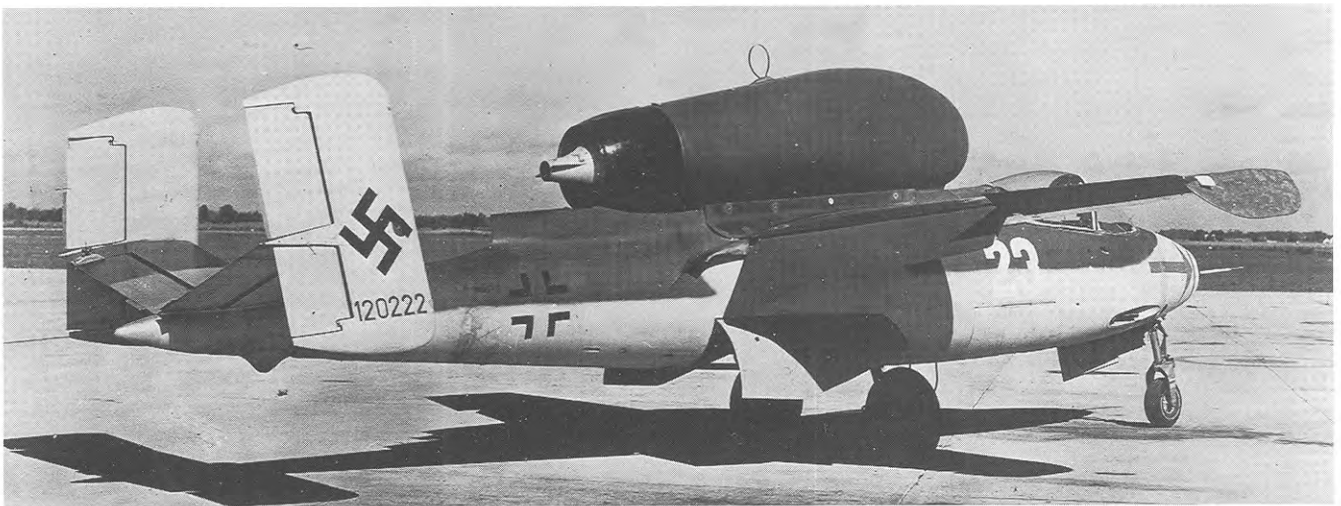
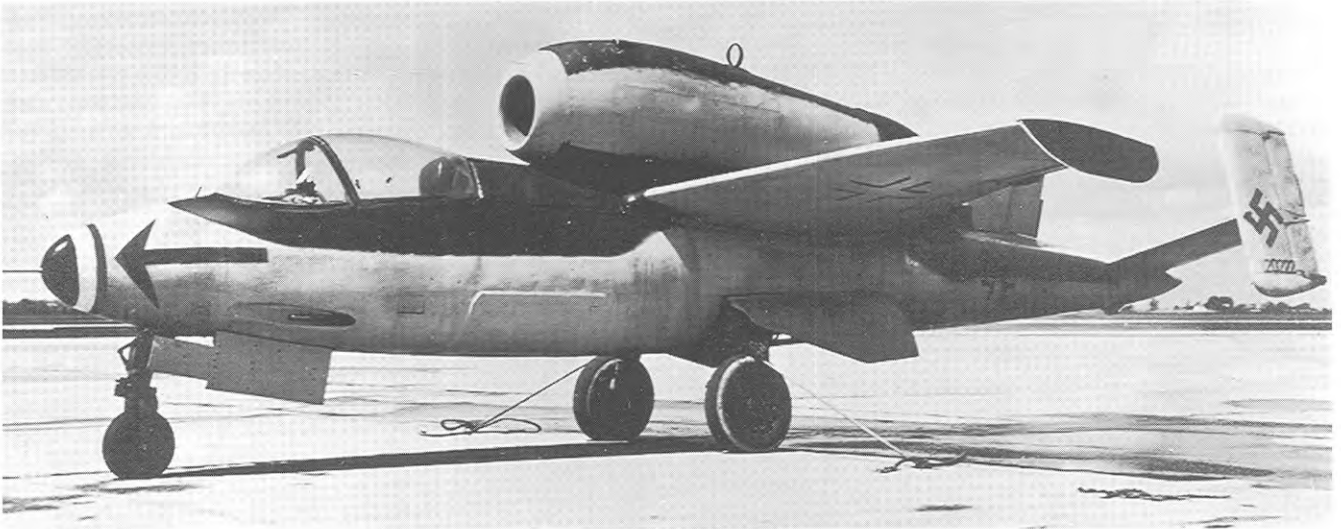


Рис. 2.95. Два вида самолета Хейнкель He 162 А-2 «Саламандра» (заводской № 120 222), бывший JG 1. Этот самолет испытывался в США под кодовым названием Т-3-504

Верхнее фото. Вид слева, самолет закреплен тросом (немецкий музей в Мюнхене)

Среднее фото. Вид справа (Смитсоновский институт)



Рис. 2.96. Самолет Хейнкель He 162 «Саламандра» в полете (Фото Филлипа Джаррета)



для турбореактивных двигателей Юнкерс), предназначенных в основном для истребителей, разработанных фирмами Focke-Wulf (Фокке-Вульф) и Blohm und Voss (Блом и Фосс). В различных проектах планировалось использование комбинированных поршневых и турбореактивных двигателей, в таких, например, как проект истребителя Fw P.222-004, пригодного для полетов днем и ночью, который мог бы совершать полеты на поршневом двигателе Юмо 222 и увеличивать скорость с помо-

щью двух двигателей 109-003. Ввиду того что в задании по проектированию можно включить турбореактивные двигатели Юнкерс или БМВ, вряд ли стоит упоминать о дополнительных типах самолетов, предназначенных для эксплуатации двигателей 109-003 А и Е. Сейчас мы должны вернуться к главной теме обсуждения и рассмотреть дальнейшую разработку двигателя 109-003. В силу того что у нас нет никакой информации о модели В, мы переходим к обсуждению модели С.

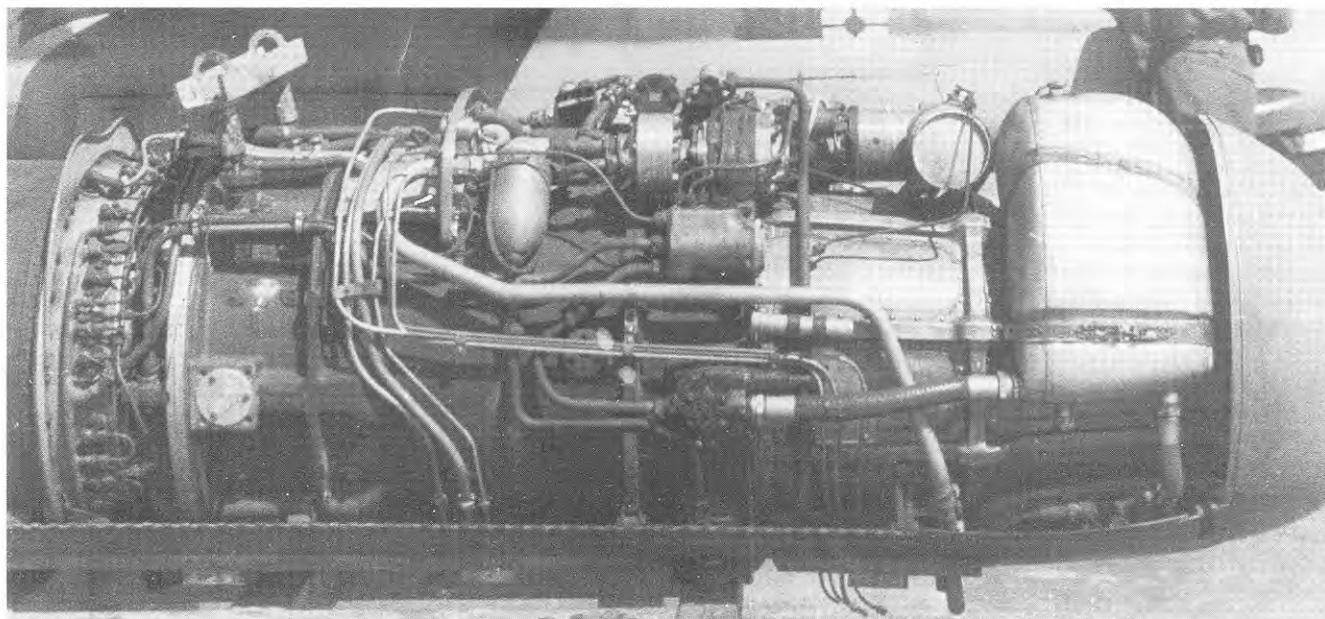
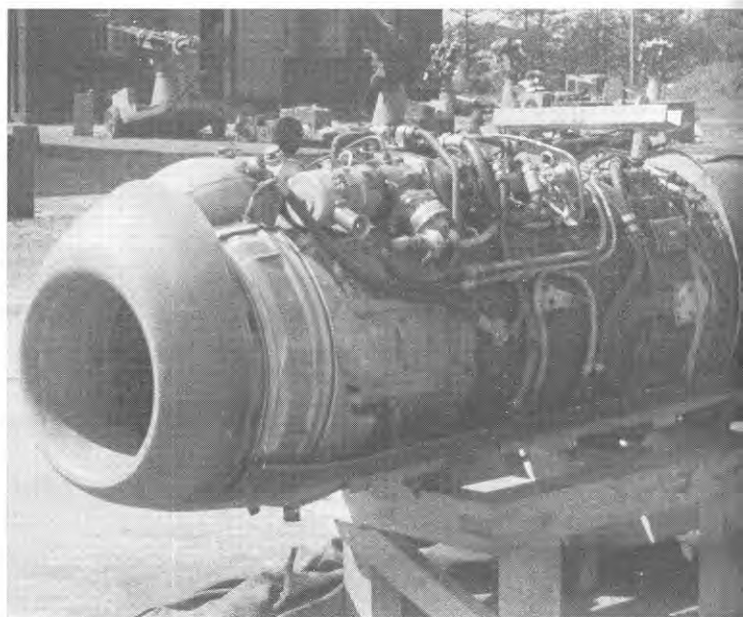
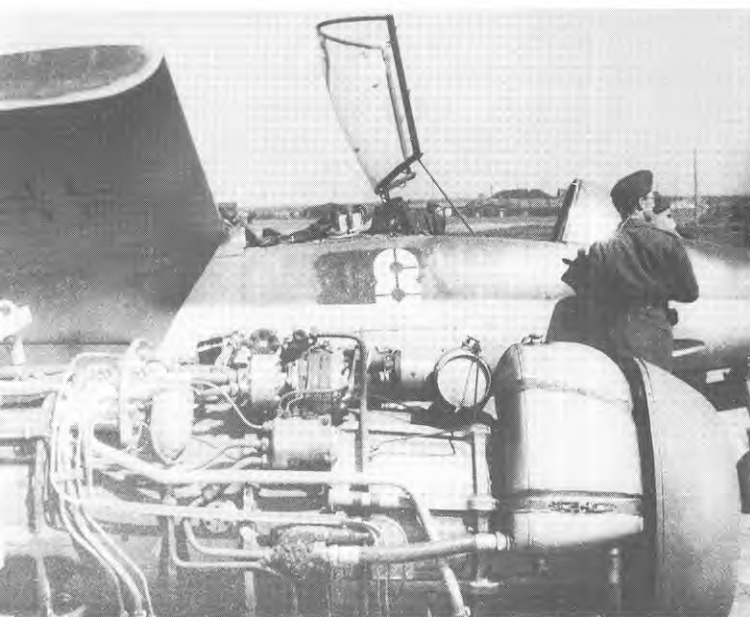


Рис. 2.97. После войны специалисты стран антигитлеровской коалиции испытали одну часть истребителей Хейнкель Не 162 в полете, а другая часть была утилизирована. На снимке показана разборка самолета Не 162 А (заводской № 120 017, с кодовым наименованием Т-2-494, на авиабазе «Райт-Паттерсон» в США). На переднем плане показан самолетный турбореактивный двигатель БМВ 109-003 Е (фото Рихарда Т. Эгера)



Рис. 2.98. (справа): Самолет Хейнкель He 162 V20 (Заводской № 220 003), поврежденный во время войны в р-не Рейма (Мюнхен) в мае 1945 года. Эта машина была построена на заводе Хинтербрюль фирмы Heinkel.



Рис. 2.99 (внизу). Захваченный самолет Хейнкель He 162 А «Саламандра» (заводской № 120 086) на выставке, по-видимому, на аэродроме в Фарнборо (фото Филлипа Джарретта)



### Двигатель 109-003 С

В 1941 году по предложению отдела GL/C-E2 технического управления фирма Brown Boveri & Cie (BBC) в Мангейме получила заказ на разработку и проектирование нового осевого компрессора для двигателя 109-003 А-0. В это время такой двигатель проектировался с целью устранения неисправностей на предшествующих экспериментальных двигателях Р.3302, причем основные трудности были связаны с компрессором. Хотя фирма BMW самостоятельно работала над устранением неполадок с компрессором, компрессор фирмы BBC в случае его успешной разработки должен был использоваться для замены компрессора BMW.

Ответственность за работу, известную как проект Хермсо (Hermso), была возложена на дипломированного инженера Германа Рейтера из отдела TLUK/VE и его персонал, включая Германа Шнейдера, Джозефа Краус-

са и Карла Вальдманна. Главное отличие конструкции компрессора, разработанного в BBC по сравнению с конструкцией, разработанной в Экспериментальном аэродинамическом институте, заключается в том, что в этом компрессоре использовалось 50 % реактивных лопаток, которые равномерно распределяли нарастание давления между лопатками ротора и статора. Цель заключалась в том, чтобы достичь большего КПД, массового расхода воздуха и степени сжатия и сохранить взаимозаменяемость с компрессором Экспериментального аэродинамического института. Когда эта цель была достигнута, семиступенчатый компрессор Hermso I имел коэффициент полезного действия 84 %, массовый расход воздуха 20 кг/с и степень сжатия 3,4:1. Эти результаты были получены при работе компрессора, который был помещен в специально изготовленный кожух с многочисленными точками для замера давления, вер-



тикальным выходным воздухопроводом и задним выступающим валом для внешнего привода.

К сожалению, работа заняла много времени, поэтому двигатель BMW 109-003 C, предназначенный для размещения компрессора Hermso I, не был изготовлен до конца войны. Фирма BBC изготовила еще один компрессор, предназначенный для двигателя 109-003. Это был десятиступенчатый осевой компрессор Hermso II (см. рис. 2.100) с коэффициентом полезного действия 90 %, который превышал КПД любого другого немецкого компрессора. Технические данные проектируемого двигателя 109-003 C с компрессором Hermso I перечислены ниже:

Статическая тяга — 900 кг  
800 кг при скорости 900 км/час  
на высоте 8000 м  
Скорость вращения ротора — 9800 об/мин  
Вес — 610 кг  
Степень сжатия — 3,4:1  
Удельный расход топлива J2 — 1,27–1,3 кг топл./кг тяги·ч  
Расход воздуха — 20 кг/с  
Удельный вес — 0,677  
Базовый диаметр — 0,690 м  
Длина — 3,415 м с выдвинутой иглой сопла

Увеличение общего коэффициента полезного действия двигателя 109-003 C, которое, как ожидалось, обеспечивалось компрессором BBC, означало, что в камере сгорания необходимо было выработать меньше количества тепла, при том что тяга в данном случае была больше, чем у модели A-2. Это означало меньший удельный расход топлива и дальнейшее увеличение дальности полета самолета. Однако у нас нет информации по какому-либо проекту самолета с использованием двигателя 109-003 C, но в этом нет ничего необычного, поскольку даже прототип этого двигателя не был изготовлен.

### Двигатель 109-003 D

В 1944 года фирма BMW получила директиву модернизировать конструкцию двигателя 109-003 с тем, чтобы добиться большей тяги и экономии топлива, сохраняя при этом прежний литраж. Запрашиваемая статическая тяга двигателя составляла 1100 кг. Планировалось использовать этот двигатель для самолетов-разведчиков дальнего действия Арадо Ar 234, которые могли бы работать на предельных высотах до 17000 м и имели бы преимущество использования двигателя с уменьшенным удельным расходом топлива. Двигатель 109-003 D должен был быть двигателем класса II, и, поскольку фирма Heinkel-Hirth уже разрабатывала несколько больших двигателей (109-011 A) в этом классе, предполагалось, что двигатель BMW (с его сложным путем прохождения потока) был бы более эффективным и более подходящим для работы при большой дальности полета, в то время как двигатель фирмы Heinkel-Hirth имел бы больший запас прочности для воздушного боя.

Хотя за его основу, насколько возможно, был взят двигатель 109-003 A, в частности в таких его устройствах, как система камеры сгорания, регулируемое вы-

хлопное сопло и конструкция корпуса, двигатель 109-003 D фактически был новым двигателем. Он имел новый восьмиступенчатый осевой компрессор, обеспечивающий массовый расход воздуха на 30 % больше, чем на предшествующих двигателях, более высокую степень сжатия и повышенный коэффициент полезного действия, а также двухступенчатую турбину.

Фирмы BMW и Brückner-Kanis разработали новый компрессор, но если бы 10-ступенчатый осевой компрессор (Hermso II), который разрабатывался фирмой Brown Boveri & Cie, оказался более эффективным, то именно этот компрессор был бы установлен на двигателе. Работой над компрессором для двигателя BMW в фирме Brückner-Kanis руководил Рудольф Фридрих, который за несколько лет до этого сконструировал компрессор для передового по тем временам турбореактивного двигателя Хейнкель HeS 30 (109-006). По аналогии с компрессором двигателя 109-006 Фридрих выбрал лопатки с 50 %-ной степенью реактивности для нового двигателя BMW.

К концу войны не было изготовлено ни одного опытного образца двигателя 109-003 D, хотя в некоторых документах значилось, что двигатель находится в производстве. Однако значительный прогресс был достигнут в разработке компрессора. Контрольный компрессор с неполным числом ступеней работал с коэффициентом полезного действия 89 % и степенью сжатия 3,2:1, причем были характерные признаки того, что можно получить коэффициент полезного действия 85 % и необходимую степень сжатия 4,95:1, но компрессор с полным числом ступеней не был завершен к необходимому сроку. Характеристики и технические данные двигателя 109-003 D приведены ниже:

Статическая тяга — 1100–1150 кг  
Скорость вращения ротора — 10000 об/мин  
Вес — 620 кг  
Степень сжатия — 4,95:1  
Удельный расход топлива — 1,1 кг топл./кг тяги·ч  
Расход воздуха — 25 кг/с  
Удельный вес — 0,56  
Диаметр — 0,70 м, базовый  
Длина — 3,656 м, с выдвинутой иглой внешнего сопла

### Двигатель 109-003 R (TLR)

В 1943 году, когда разработка двигателя 109-003 A-0 начала приносить результаты, отдел исследований фирмы BMW под руководством дипломированного инженера Каппуса определил, что создание комбинированной установки в составе турбореактивного и ракетного двигателей (TLR), является суперконцепцией. С помощью такой установки надеялись получить преимущество крейсерского и скоростного полета с приемлемой экономией топлива на турбореактивном двигателе, имея в резерве ракетный двигатель для быстрого разгона и набора высоты без большого увеличения веса. Ракетный двигатель мог бы также использоваться для увеличения высоты за короткое время. Поскольку фирма BMW уже работала над ракетными двигателями для ракет и самолетов, техническое управление одобрило



предложение о разработке комбинированной установки TRL, и в сентябре 1943 года был подписан контракт на ее разработку. Так началась работа над первой в мире комбинированной ракетной силовой установкой, которая получила условное обозначение 109-003 R. В состав установки должен был входить турбореактивный двигатель 109-003, модернизированный для того, чтобы приводить во вращение топливные насосы жидкостного ракетного двигателя, установленного сверху этого двигателя.

Поэтому первоначальной целью была разработка ракетного двигателя, которому в BMW был присвоен номер P.3395 и официальное обозначение 109-718. Работа в BMW над ракетным двигателем началась еще в 1938 году, когда аналогичную работу выполняли другие немецкие организации. Осенью 1939 года дипломированный инженер Хельмут Филипп фон Зборовски был приглашен для участия в работе в качестве технического консультанта при планировании и строительстве научно-исследовательского и испытательного центра для ракетных двигателей BMW на заводе этой фирмы в Цульсдорфе. В то время Зборовски работал над про-

блемами ракетных двигателей в Брюнсвике сначала под руководством профессора Буземана, а затем — Евгения Сёнгера, а до этого, в 1934 году, работал на предприятии BMW в Мюнхене. Поэтому его опыт и технические способности были востребованы в BMW, куда он вернулся, когда создание центра в Цульсдорфе приближалось к завершению, где он занимался разработкой ракетных двигателей до конца войны. С увеличением объема работ над ракетным двигателем BMW был задействован завод Аллах под Мюнхеном, а к работе на заводе в Брюкмюле (Верхняя Бавария) был привлечен персонал основного завода в Цульсдорфе, после того как этот завод подвергся бомбардировке в 1943 году.

Когда фирма BMW впервые занялась разработкой ракетных двигателей, было проведено тщательное изучение с целью выбора окислителя, который должен был использоваться для поддержания горения топлива в камере сгорания. Жидкий кислород, который использовался в ракете дальнего действия А-4 (ФАУ-2) требовавший специального хранения, был отвергнут из-за низкой температуры кипения и поэтому не мог использоваться в случаях, когда ракета и самолет должны

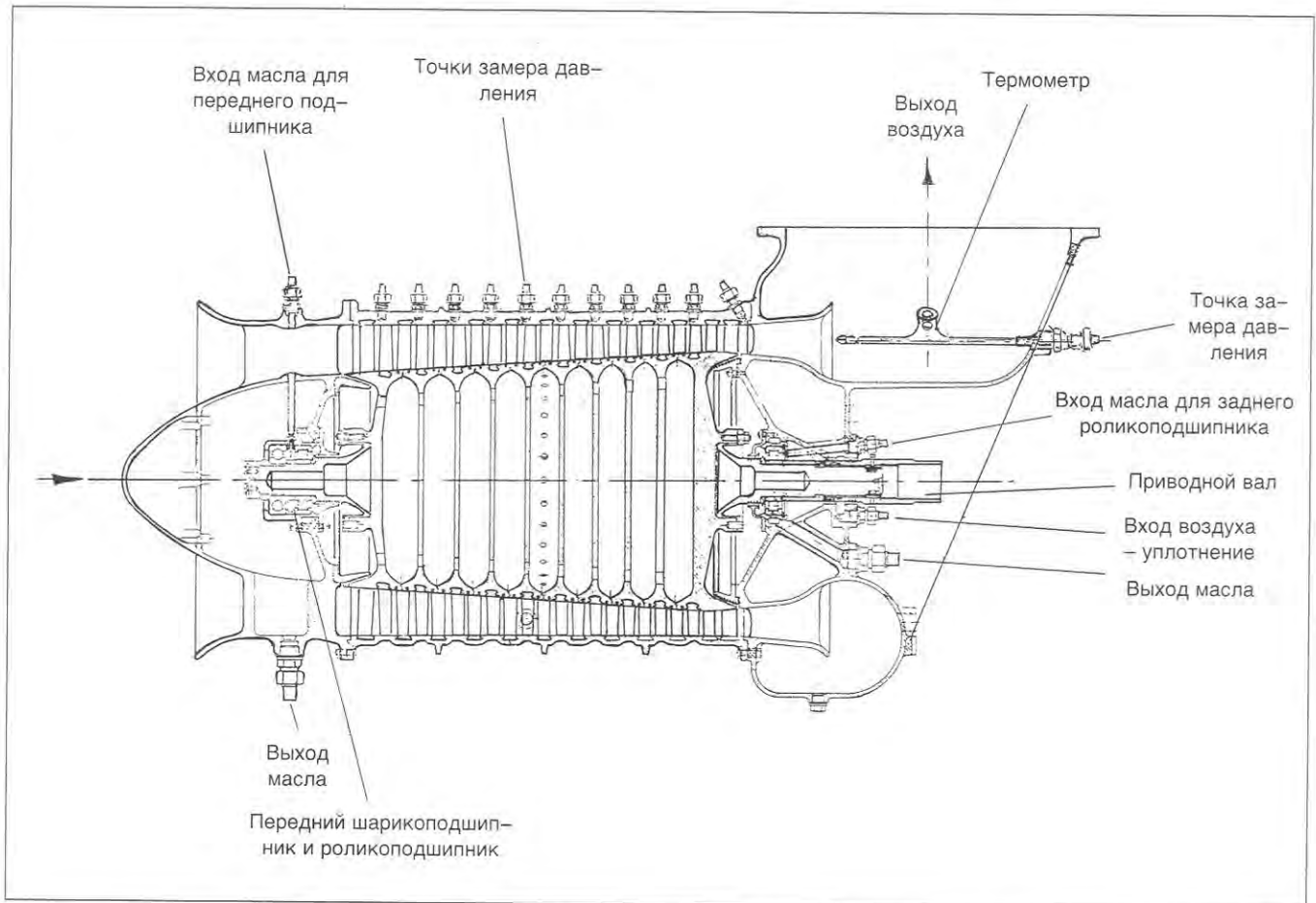


Рис. 2.100. Экспериментальный 10-ступенчатый осевой компрессор Hermso II, изготовленный фирмой Brown Boveri & Cie (BBC) из Мангейма для турбореактивного двигателя BMW 109-003 D, имел более высокий коэффициент полезного действия, чем любой другой немецкий компрессор



были находиться в постоянной готовности к ведению боевых действий. Пероксид водорода, с успехом применявшийся фирмой Walter Werke, был отвергнут из-за низкого коэффициента безопасности, связанного с его нестабильностью, а чувствительность к низким температурам требовала соблюдения специальных мер безопасности при хранении и устанавливала нереальные границы высот для самолета. Изучение всех других возможных химических компонентов привело к принятию решения об использовании азотной кислоты в качестве окислителя, несмотря на неблагоприятные отзывы инженеров-ракетчиков об этой опасной и непроверенной жидкости. Сомнения, связанные с азотной кислотой и высказывавшиеся в официальных кругах, в большой степени способствовали задержке с ее внедрением в качестве основного окислителя, но решение фирмы BMW об использовании этой кислоты было связано с тем, что она имела более высокую плотность, чем одобренные окислители, это компенсировало разницу в удельном импульсе и придавало ракетам более высокую баллистическую поперечную устойчивость (плотность сечения). Кроме того, фирма I. G. Farber также подтвердила возможность экономичного производства неограниченного количества концентрированной азотной кислоты (SV-Stoff or Sarbei).

В качестве топлива первоначально использовался метанол (M-Stoff или Mell), потому что он обеспечивал безопасное воспламенение с азотной кислотой при использовании пиротехнической или электрической системы воспламенения (как на двигателях 109-510 и 511). Позднее метанол был заменен жидким углеводородным топливом, характеризующимся большей плотностью, и, в конечном счете, стало использоваться стандартное авиационное топливо, чтобы упростить поставки в процессе эксплуатации. Желание повысить безопасность ракетных двигателей путем их оснащения вспомогательными системами воспламенения привело к поиску сортов топлива, которые могли мгновенно воспламениться при соприкосновении с окислителем в виде азотной кислоты. Сначала были проверены соединения органических элементов с металлами, такие, например, как этил цинка, но они обладали недостатком — старением в атмосферном кислороде, что приводило к ухудшению их свойств. Первые испытания со скипидаром в качестве топлива, который, как было случайно обнаружено, мог работать при добавлении меди, привели к поискам самовоспламеняющегося вида топлива среди аминов, в итоге закончившимся определением разных сортов топлива, которые в BMW обобщенно назывались R-Stoff или Tonka. Состав топлива Tonka был многокомпонентным и сложным, но в конечном итоге количество сортов топлива сократилось до трех, а именно Tonka 93, 250 и 500, и во все сорта входил сырой ксилитин.

К моменту начала разработки ракетного двигателя 109-718 для установки TLR основными видами топлива в фирме BMW были самовоспламеняющиеся топливо Tonka и окислитель в виде азотной кислоты. Основная задача заключалась в получении тяги 1250 кг в течение трех минут, причем тяга по желанию должна

включаться и выключаться. С начала разработки высокие температуры, создаваемые самовоспламеняющимися реагентами, создавали большие проблемы, связанные с прожиганием и короблением гильз камер сгорания, изготовленных из хромоникелевых сталей (SAS-2) и используемых на первых 15 испытательных установках. В тот период использовали запас из 80 дюралюминиевых гильз, которые были заказаны по ошибке, и хотя эти гильзы плавилась в течение десяти секунд, они помогли разработать улучшенную систему впрыска и смешивания топлива. Кроме того, требовалось добавить систему внешнего охлаждения, чтобы предотвратить постоянное увеличение температуры стенок камеры сгорания. Решение было найдено в результате работы над идеями, первоначально предложенными первооткрывателем ракетных двигателей инженером, доктором Обертом. Определенная часть потока топлива Tonka отводилась от головки форсунки таким образом, что вокруг стенки камеры сгорания образовывалась пленка охлаждающей жидкости. Таким образом, камера имела две системы охлаждения: наружную рубашку охлаждения азотной кислотой и внутреннюю охлаждающую пленку топлива Tonka.

Результаты испытаний с новой камерой сгорания были удовлетворительными, и непосредственное улучшение заключалось в том, что стала возможной непрерывная работа этой камеры в течение часа без каких-либо отказов. Дальнейшая модернизация привела к снижению расхода топлива, увеличению тяги, повышению скорости выхлопных газов до 2040 м/с и сокращению веса камеры сгорания. Предшествующая камера сгорания двигателя 109-718 весила 24,92 кг, причем 37 % ее деталей были изготовлены из дюралюминия и другого легкого сплава. В последующем, благодаря созданию новой системы охлаждения, появилась возможность изменить конструкцию камеры сгорания, используя почти исключительно легкий сплав (93 %), что позволило уменьшить ее вес до 12,77 кг. Таким образом, дорогостоящие компоненты из жаропрочной стали были почти вытеснены, и камера стала гораздо легче поддаваться механической обработке. Следующий шаг заключался в подгонке насосов и механизма управления (взятых с предшествующего ракетного двигателя 109-510), а также объединению ракетного двигателя и турбореактивного двигателя 109-103, для чего группа экспертов по ракетному и турбореактивному двигателю в Цульсдорфе работала вместе.

Двигатель 109-003 R в сборе показан на рис. 2.101. К секции камеры сгорания турбореактивного двигателя крепились два монтажных кронштейна, расположенные на расстоянии 0,36 м для установки камеры сгорания ракетного двигателя. Насосы подачи ракетного топлива устанавливались на редукторе в передней части ракетного двигателя, причем 200 л.с. для их привода отбирались от главного вспомогательного редуктора турбореактивного двигателя и передавались в привод насосов ракетного двигателя через удлиненный вал (с двумя универсальными шарнирами) и электрогидравлическую муфту. Насосы были центробежного типа и запускались, только ког-



да турбореактивный двигатель работал на полных оборотах 9500 об/мин, при этом насосы подачи ракетного топлива работали со скоростью 16300 об/мин, а насосы подачи окислителя — 20000 об/мин. К остальному оборудованию относились необходимые трубопроводы и электрогидравлические отсечные клапаны; баки ракетного топлива и окислителя располагались внутри самолета.

Весовое соотношение компонентов ракетного топлива (горючего и окислителя) — 1 часть топлива Тонка к 3,5 частям окислителя. Позднее предполагалось применять стандартное топливо J2 и воспламеняющий реагент нетурбореактивных двигателей вместо топлива Тонка, которое было значительно дороже и требовало больше времени для производства. При заправке топливных баков мгновенно воспламеняющимся топливом персонал должен был надевать специальную защитную одежду, резиновые перчатки и ботинки. Более того, специально подчеркивалось, что один человек должен заправлять бак ракетного двигателя, а другой — бак окислителя. Планируемый общий вес ракетного топлива, который должен был нести заданный самолет, было трудно оценить в связи с начальным этапом разработки такого самолета и с изменениями пропорции смеси ракетного топлива, но для двукратной установки 109-003 R, смонтированной на самолете Me-262, вес топлива составлял около 1000 кг, что обеспечивало горение в течение 140 секунд.

Двигатель 109-003 R работал следующим образом. Когда летчик включал тумблер, срабатывала электрогидравлическая муфта, которая входила в зацепление

с валом, передающим вращение на насос подачи ракетного топлива. При достижении необходимого давления для обоих видов топлива клапаны открывались и пропускали топливо в камеру сгорания, где осуществлялось самопроизвольное воспламенение. Если требуемое давление топлива не было достигнуто в течение трех секунд после включения, приводная муфта автоматически отсоединялась, а второй ракетный двигатель на установке со двукратными двигателями автоматически отключался при отказе первого.

Когда разработка двигателя 109-003 R была завершена, наступило время летных испытаний. Государственные испытания и передача ракетного двигателя не представляли особых трудностей, поскольку в этом двигателе использовались камера сгорания, насосы и клапаны, аналогичные тем, которые уже испытаны на ракетной установке BMW 109-510, изготовленной для использования на самолете с ракетным двигателем. Ракетный двигатель 109-718 прошел обкатку в виде типового испытания около 50 раз с длительностью каждой обкатки 3 мин. 19 ноября 1943 года состоялось совещание по вопросу установки двух двигателей 109-003 R на испытательном самолете Me-262 (на этом совещании также обсуждался вопрос о дальнейшей разработке новой силовой установки). Затем последовало распоряжение о том, чтобы приступить к изготовлению экспериментальной партии двигателей 109-003 R и установить их на испытательном самолете на авиационном заводе в фирме Messerschmitt в Аугсбурге. Однако, хотя разработка двигателя продвигалась

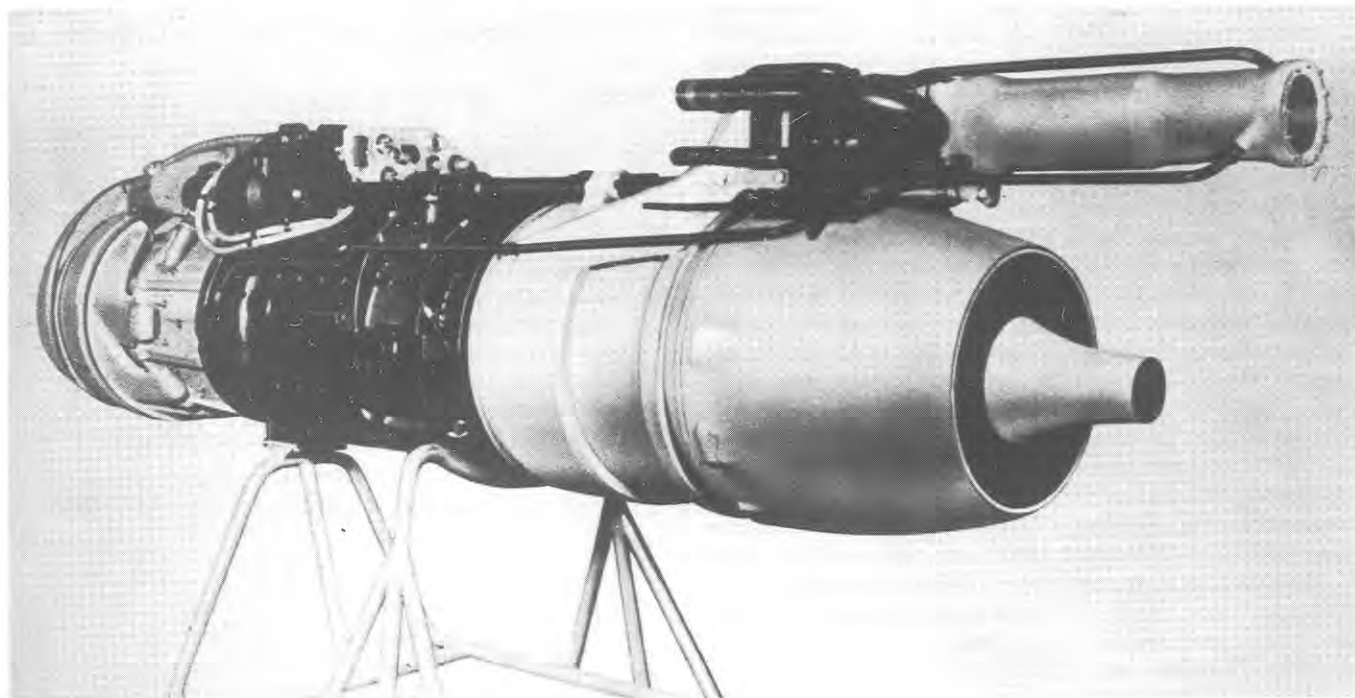


Рис. 2.101. Турбореактивный двигатель BMW 109-003 R (TLR) с подсоединенным жидкостным ракетным двигателем BMW 109-718. Это был один из методов увеличения мощности еще до того, как была изобретена форсажная камера. Давление подачи топлива в камеру сгорания увеличивалось постепенно, чтобы увеличить тягу до фиксированного максимального уровня, но регулировать тягу с помощью дросселя было невозможно



галась быстро, экспериментальное производство узлов и деталей ракетного двигателя 109-718 на заводах BMW в Аллахе и Брукмюле отставало на целый год от графика из-за бомбежек и рассредоточения заводов.

К ноябрю 1944 года в Аугсбурге началась установка двух двигателей 109-003 R на опытный образец самолета Me-262 C-2b, но во время первого наземного испытания самолета в Лехфельде ракетная установка взорвалась, очевидно, из-за небрежного обращения. Степень повреждения самолета неизвестна, и только в начале следующего года этот самолет был подготовлен для испытания, причем самолет имел заводской номер 170 078. 28 марта 1945 года капитан авиации Карл Баур поднял самолет с аэродрома Лехфельд и совершил полет, причем ракетные двигатели были включены, когда самолет оказался в воздухе. Было совершено только два полета до момента возникновения отказа в турбореактивном двигателе, хотя до конца войны замена двигателя не была осуществлена. Несмотря на то, что в отчете об этих полетах сказано, что они были эффективные, у нас нет данных о полученных характеристиках. Однако ожидалось, что при выведении ракетных двигателей на скорость 700 км/час на уровне моря самолет Me 262 C-2b должен достичь начальной скорости набора высоты 5100 м/мин, высоты 10000 м за 1 минуту 55 секунд и высоты 13000 м за 2 минуты 20 секунд. Ожидалось, что максимальная скорость составит 900 км/час на высоте 9000 м. Максимальная высота могла быть достигнута путем включения ракетных двигателей на нормальном практическом потолке, если самолет нес недостаточное количество топлива, при этом был бы возможен теоретический потолок 18000 м. С другой стороны, максимальная дальность могла быть достигнута при включении ракетных двигателей сразу после взлета, чтобы быстро пробиться сквозь плотные слои атмосферы, и затем продолжать полет на высоте, наиболее эффективной для турбореактивных двигателей. По такой методике самолет Me 262 со сбрасываемым баком, встроенным в фюзеляж, мог проходить расстояния до 1700 км.

В стадии разработки находились другие варианты самолета Me-262 с ракетными двигателями, в которых нашли отражение более простые решения с менее впечатляющими характеристиками. Опытный образец самолета Me-262 C-1a (№ 130 186) имел ракетный двигатель Вальтера 109-509 A-2, работавший на перекиси водорода и установленный так, что струя выхлопных газов выбрасывалась из измененной хвостовой части, причем стандартные турбореактивные двигатели Юнкерс оставались на самолете. Карл Бауэр взлетел на этом самолете 27 февраля 1945 года и с дополнительной тягой реактивного двигателя 1700 кг достиг высоты 11700 м за 4 минуты 30 секунд с момента запуска. Еще более простая компоновка должна была быть осуществлена на самолете Me-262 C-3a, на котором ракетный двигатель Вальтера и топливные баки подвешивались под фюзеляжем в сбрасываемой подвеске, однако ни один опытный образец этого самолета не был завершен в срок. И еще одна схема для ускорения скорости набора высоты и увеличения потолка заключалась в уста-

новке прямоточных ВРД типа Сёнгер\* над турбореактивными двигателями самолета Me-262. Эти примеры служат для пояснения той конкуренции, которую должна была выдержать схема TLR фирмы BMW, причем полагают, что если бы война была продолжена, то для самолета Me-262 была бы выбрана самая простая схема Сёнгера (как в самолете Me-262 C-3a). Без сомнения, схема установки двух двигателей 109-003 A и двух двигателей 109-003 R на самолете Арадо Ar 234 (которую отдел проектирования фирмы BMW представил в отчете № 61 от 27 января 1945 года) не устояла бы перед схемой Вальтера.

В крайне затруднительной ситуации того периода двигатель 109-003 R оказался наиболее подходящим для самолета с одним двигателем, и поэтому отдел проектирования выпустил отчет № 62 от 9 февраля 1945 года анализирующий характеристики самолета Me-162 с одним двигателем 109-003 R. Схема этого двигателя обсуждалась на совещании, состоявшемся 27 марта 1945 года, но объем работ с этим двигателем, предпринятый за оставшийся короткий срок, неизвестен. Ожидалось, что с момента начала разбега самолет Me-162, оснащенный установкой TLR, наберет высоту 10000 м за 2 минуты 47 секунд. Еще одним проектом с использованием одного двигателя 109-003 R был проект истребителя с треугольным крылом Хортен Но XIII В и кабиной пилота, размещенной в основании длинного киля. Планировалось совершить первый полет этого самолета в середине 1946 года, и при работе ракетного турбореактивного двигателя этот самолет должен был развить скорость 1800 км/час на высоте 12000 м, т. е. число  $M = 1,7$ .

Технические данные двигателя 109-003 R указаны ниже:

Данные турбореактивного двигателя (тяга, скорость вращения и т. п.), аналогичны данным, приведенным для серийных двигателей 109-003 A или E  
 Длина — 3,735 м  
 Технические данные только ракетного двигателя:  
 Тяга — 1250 кг  
 Скорость выхлопных газов — 2040 м/с  
 Вес, включая соединительные элементы — 80 кг, приблизительно  
 Расход топлива при полной тяге — 6,5 кг/с  
 Ракетная часть:  
 Длина — 1270 м, приблизительно  
 Высота — 0,292 м

### Дальнейшие разработки двигателя 109-003

Несмотря на то, что разработка базового турбореактивного двигателя 109-003 до этапа производства серьезно отставала от графика, фирма BMW позднее выяснила, что она располагает достаточным количеством персонала, чтобы работать над различными вопросами усовершенствования базового двигателя. Некоторые из этих разработок были доведены до этапа испытаний, а другие оставались на стадии проектирования, в зависимости от их приоритета и времени принятия концепции.

\* Работа Сёнгера описана в разделе 9.



Большой объем работ был направлен на то, чтобы двигатель подходил для работы на больших высотах, исходя из тактических соображений (многие самолеты с поршневыми двигателями, бывшие на вооружении авиации стран антигитлеровской коалиции, имели рабочие потолки выше, чем требуемые от немецких турбореактивных двигателей). К проблемам, связанным с высотными полетами, относились обледенение воздухозаборника и компрессора, срыв пламени в камере сгорания и необходимость герметизации кабины пилота. Хотя новый тип поверхностного масляного радиатора находился в стадии испытаний и планировался для установки на последних моделях двигателя 109-003 A-2/E-2, изучались и другие средства борьбы с обледенением, такие как электрический обогрев лопаток статора первой ступени компрессора. Почти была начата работа над использованием компрессора для герметизации кабины летчика.

Несмотря на то что существующие топливные форсунки с фиксированным отверстием были разработаны для работы на высотах до 12000 м, срыв пламени мог легко произойти на высотах выше 10000 м при малейшем перемещении дросселя. В любом случае даже расчетная высота должна была быть скорректирована, поэтому продолжалось исследование топливной форсунки дуплексного типа с отдельным распылительным соплом для больших высот. Также существовала заинтересованность в топливной системе конструкции Bosch, в которой использовались насосы впрыска.

Информация об изменении конструкции для увеличения тяги турбореактивного двигателя была изложена выше (см. двигатели 109-003 C и D). Проводились эксперименты по впрыску воды и форсажу в базовом двигателе для временного увеличения тяги. Испробованными методами впрыска воды были:

- а) впрыск в камеру сгорания с расходами до 1200 кг/час. Этот метод обеспечивал увеличение тяги до 20 %, и соответствующие эксперименты все еще проводились в конце войны;
- б) впрыск за камерой сгорания и до турбины, в результате чего были получены очень плохие результаты;
- в) впрыск через полые лопатки турбины с расходом до 400 кг/час. Результаты неизвестны;
- г) впрыск в воздухозаборник компрессора. Этот метод был отвергнут в связи с отрицательным влиянием на коэффициент полезного действия компрессора.

Основной целью этих экспериментов было увеличение тяги путем повышения возможной температуры цикла или КПД двигателя. С другой стороны, целью форсажа было использование кислорода, все еще присутствовавшего (растворенного во вторичном воздухе) в выхлопных газах двигателя, впрыскивая и дожигая дополнительное топливо за турбиной и добываясь тем самым увеличения тяги. Фактически к задней части турбореактивного двигателя (TLS) был прикреплен прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Фирма BMW провела испытания, связанные с впрыском топлива в секцию выхлопного сопла на аналогичных линиях испытания двигателей Юнкерс 109-004 E, но резуль-

таты были не в его пользу, и стабильность горения не была достигнута. Это частично объяснялось тем, что двигатель 109-003 имел короткое выхлопное сопло и более высокую скорость выхлопных газов, чем двигатель Юнкерс 109-004. Вполне естественно, что фирма BMW считала свой двигатель 109-003 R идеальной системой для временного увеличения тяги, особенно для истребителей, поэтому эксперименты по впрыску воды и форсажу не имели ясного приоритета. Тем не менее, конкретная программа для таких экспериментов все еще являлась предметом обсуждения на совещании, состоявшемся 19 марта 1945 года.

В Нойбиберге, к югу от Мюнхена, последней базе отдела летных испытаний фирмы BMW, уже была готова для испытаний система автоматического управления регулируемым соплом, установленная на самолете Ag 234. Это оборудование системы управления было сконструировано и изготовлено в Штассфурте под кодовым обозначением T.5, но до первого испытательного полета прошло много времени. Принцип ее работы состоял в том, что каждый из элементов — приемник воздушных давлений, расположенный снаружи гондолы двигателя, биметаллическая (теплочувствительная) пластина прямо перед компрессором и электродвигателем для иглы сопла — работал в качестве потенциометра. Эти три потенциометра соединялись в цепи уравновешенного измерительного моста, идущего к релейной коробке, контролируемой вращением электродвигателя иглы выхлопного сопла, то есть система действовала по принципу слежения или обратной связи. При максимальной скорости вращения двигателя оборудование T.5 могло поддерживать температуру выхлопных газов в пределах  $\pm 10^\circ\text{C}$ , а механический рычажный механизм между рукояткой дросселя и релейной коробкой использовался для регулировки системы для других скоростей вращения двигателя. Более сложная система управления (одна из тех, которая должна быть изготовлена как система менее приоритетная, чем T.5) была предназначена для обеспечения постоянного числа М в полете при постоянной установке дросселя. Эта система находилась в стадии проектирования под руководством дипломированного инженера Хагена, который был автором этой идеи. Кроме этого, в стадии проектирования находился гидравлический механизм для управления иглой выхлопного сопла (в качестве альтернативы для системы электродвигателя).

Рассмотрев некоторые изменения конструкции, запланированные для турбореактивного двигателя 109-003, мы завершаем историю разработки этого двигателя до момента падения Германии и переходим к обсуждению работы фирмы BMW над другими проектами турбореактивного двигателя. Однако до этого необходимо упомянуть об интересной работе, выполненной в Японии — союзнике Германии. Изготовив турбореактивный двигатель Ne-12, японцы не смогли достичь «скромной» расчетной тяги, равной 340 кг (749 фунтов). В то время в руки инженера военно-морских сил Японии Эйхи Вайи попали некоторые фотографии турбореактивного двигателя BMW 109-003. Используя эти



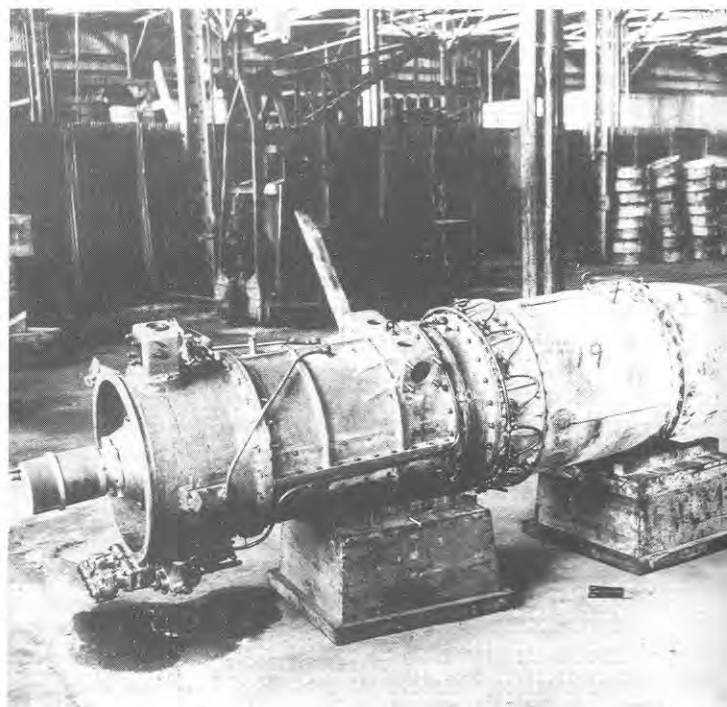


Рис. 2.102. Два образца японского турбореактивного двигателя Ne-20, прообразом которого выступил двигатель БМВ 109-003 (Фото Рихарда Т. Эгера)

фотографии, изобретательные японские инженеры смогли сконструировать и изготовить осевой турбореактивный двигатель Ne-20, который был рассчитан на тягу 475 кг. Затем два из таких двигателей были установлены в качестве силовой установки на опытном образце ударного бомбардировщика Накадзима Кикка (цвет апельсина), который совершил единственный полет 7 августа 1945 года. Двигатель Ne-20 также планировался в качестве силовой установки самолета Ohka (цветок вишни) 33 модели для летчиков-камикадзе.

### Двигатель 109-018 (TL)

В соответствии с обширной программой разработки турбореактивного двигателя, предусмотренной господином Шельпом из технического управления, после окончания разработки и/или запуска производства турбореактивного двигателя класса I (109-004 и 003) должна была начаться разработка более мощных двигателей. Как мы установили, фирма Heinkel-Hirth работала над турбореактивным двигателем класса II (109-011), а фирма Junkers — над турбореактивным двигателем класса III (109-012). Фирма BMW выбрала работу над большим турбореактивным двигателем класса IV и в 1942 году получила заказ на выполнение работ над этим двигателем, несмотря на то, что ее турбореактивный двигатель 109-003 был далек от совершенства и определенно не готов для запуска в производство, этот двигатель, получивший условное обозначение 109-018, был нацелен на обеспечение тяги, равной 3500 кг и был предназначен для работы на высотах от 15000 м до

18000 м и для разгона бомбардировщиков ближнего действия до критической скорости  $M = 0,82$ .

Основные очертания и компоновка двигателя 109-018 были в основном аналогичны двигателю 109-003, но с соответствующим изменением размеров и дополнительными ступенями компрессора и турбины. Основной трудностью при проектировании было то, что при таких размерах двигателя необходимо было применять механически обрабатываемые детали вместо литых конструкций. Хотя такие детали должны быть стандартизированы со снятием напряжения, деформация при эксплуатации могла создать ряд проблем. (Такие же проблемы возникали в двигателе Юнкерс 109-012). Вследствие возникновения трудностей в разработке двигателя 109-003, который не был полностью запущен в производство до конца 1944 года, проект двигателя 109-018 не был завершен до конца 1943 года (или позже), когда началась работа по изготовлению трех опытных образцов. Дальнейшая потеря времени была связана с тем, что экспериментальная группа должна была передислоцироваться 4 раза в связи с бомбежками и освобождением территории Франции.

Разработка двигателя 109-018 была официально прекращена в ноябре—декабре 1944 года (примерно тогда же, когда была прекращена программа разработки двигателя Юнкерс 109-012), поскольку она считалась долгосрочной разработкой, для которой в любом случае не имелось подходящего самолета. Однако по своей собственной инициативе фирма BMW продолжала работы. Был изготовлен один компрессор, но еще до того, как этот компрессор был использован, он был уничтожен



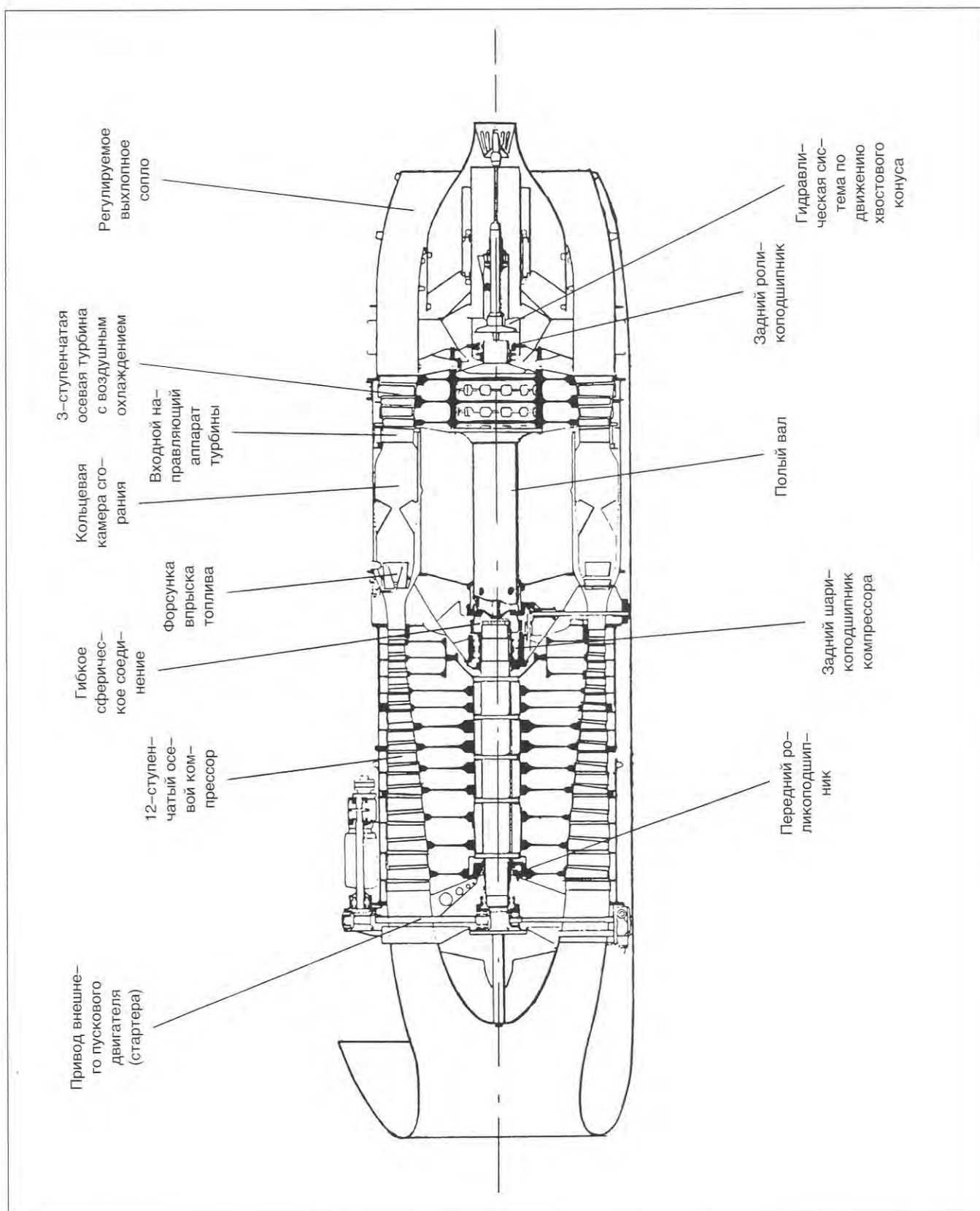


Рис. 2.103. Турбореактивный двигатель БМВ 109-018



в Стассфурте из-за возможности его захвата. Испытания должны были быть проведены в Дрездене или Оберхаузене. К концу войны камера сгорания уже была готова к испытаниям, чтобы определить оптимальные углы смесителей вторичного воздуха типа «сэндвич», и в Стассфурте было почти закончено изготовление трех двигателей. Планировалось, что двигатели будут окончательно собраны на заводе в Кольбермуре с последующим испытанием и доработкой в Обервейзенфельде, причем решение по этому плану было принято в марте 1945 года. Большая часть специального инструмента, включая инструмент для изготовления лопаток, была переведена в Кольбермур, но в связи с очевидным поражением Германии в войне все узлы и детали двигателя были, по-видимому, уничтожены.

Продольное сечение двигателя 109-018 показано на рис. 2.103, а один из частично укомплектованных двигателей — на рис. 2.105. Компрессор имел 12 ступеней осевого типа с расчетным коэффициентом полезного действия 79 %. За разработку двигателя отвечали два инженера, Лöffлер и Фикерт, которые, по всей видимости, были служащими фирмы BMW. Для компрессора была использована легкая конструкция, причем первые пять дисков были изготовлены из дюралюминия, а остальные — из стали. Лопатки ротора первых семи ступеней изготавливались из дюралюминия и крепились к дискам с помощью полых заклепок, а остальные лопатки ротора, работающие под высоким давлением, изготавливались из стали. Прочность корпуса компрессора, изготовленного из листового металла, обеспечивалась прочными ребрами или швеллерами, образованными на наружной поверхности опорных колец лопаток стопора компрессора, которые, в свою очередь, были закрыты стальной оболочкой. Полый вал компрессора (небарabanного типа) опирался сзади на две большие обоймы шарикоподшипников и в передней части — на обойму роликоподшипника меньшего размера.

Кольцевая камера сгорания имела ту же конструкцию, что и для двигателя 109-003, хотя, естественно, была больше и, вероятно, имела даже то же количество внутренних и внешних полых пальцев для направления вторичного воздуха. Однако в этой камере сгорания было 24 основных конуса форсунок и 8 дополнительных топливных форсунок, причем последние предназначались для запуска. Ожидалось, что максимальный коэффициент полезного действия составит 95 %. К сожалению, подробная информация о системе сгорания отсутствует, но с учетом полетов на больших высотах в этой системе должны были использоваться дуплексные топливные форсунки. Планируемые высоты полетов с этим турбореактивным двигателем демонстрировали наиболее амбициозные идеи немцев.

В двигателе применялась трехступенчатая осевая турбина с воздушным охлаждением. Диски турбины фиксировались воедино с помощью длинных болтов, которые были единственными деталями двигателя селективной сборки. В отличие от технологии сборки предшествующих конструкций в турбине было только один роликоподшипник, который устанавливался в задней части

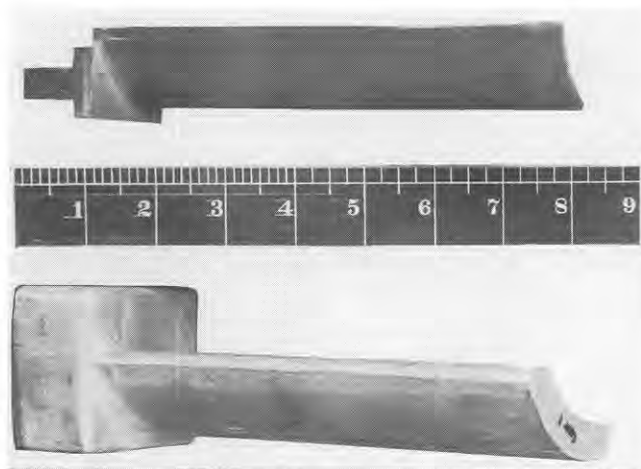


Рис. 2.104. Поковка лопатки компрессора и лопатки турбины турбореактивного двигателя BMW 109-018

турбины. Большой полый вал использовался в качестве опоры турбины. Передний конец этого вала размещался в сферическом гнезде, закрепленном на валу компрессора, причем мощность передавалась с вала турбины на вал компрессора с помощью шпильки со смещенной осью. Конструкция сферического гнезда допускала возникновение определенной несоосности в результате деформации конструкции, что позволяло избежать опасных напряжений. Перед сферическим гнездом к валу турбины была прикреплена длинная стяжка, которая передавала нагрузку, создаваемую силой тяги турбины, на передний конец компрессора. Эта стяжка имела винтовую резьбу для обеспечения перемещения турбины при демонтаже двигателя. Ожидалось, что коэффициент полезного действия турбины составит 75 %, а мощность — 40000 л.с. (большая часть которой поглощалась компрессором) при температуре газа в турбине около 800 °C.

Охлаждающий воздух для турбины забирался после пятой ступени компрессора и подавался на лопатки через полый вал турбины и полый барабан, образованный дисками турбины. Для охлаждения соплового аппарата турбины или лопаток входного направляющего аппарата часть вторичного воздуха проходила в обход камеры сгорания в лопатки направляющего аппарата и выходила через задние кромки. Около 1 % от общего массового расхода воздуха использовалось для охлаждения турбины, и около 1,5 % — для охлаждения соплового аппарата турбины. Для охлаждения выхлопного сопла и узла хвостового конуса использовался воздух, забираемый из атмосферы аналогично тому, как это происходило на двигателе 109-003, но конструкция механизма подвижной иглы имела свои отличия. Игла или конус перемещались в продольном направлении на роликах, смонтированных вокруг центральной трубки для изменения выходного сечения сопла. В одной из частей этой трубки размещался гидравлический цилиндр для перемещения иглы сопла, причем управление внутренним пусковым клапаном осуществлялось с помощью кабеля типа



Bowden. Однако первоначально игла должна была работать с помощью электромеханических средств, что сдерживало разработку гидравлической системы.

Для запуска двигателя должен был быть использован двухтактный бензиновый двигатель Риделя мощностью 50 л.с., но позднее вместо него должна была использоваться небольшая газовая турбина. Отдел, возглавляемый Шельпом, отдавал предпочтение газовой турбине для запуска больших турбореактивных двигателей, и перед фирмой Heinkel-Hirth была поставлена задача разработки такого пускового двигателя (стартера). Вне зависимости от используемого типа стартер устанавливался на корпус компрессора и соединялся с ротором турбореактивного двигателя с помощью конических шестерен и вала, который проходил через одну из полых стоек передней опорной ступицы, причем эта компоновка была более простой, чем та, которая использовалась в двигателе 109-003. Прочее вспомогательное оборудование было сгруппировано вокруг передней части двигателя со своим собственным редуктором, приводимым во вращение с помощью отдельного вспомогательного вала.

Основной масляный насос с производительностью 40000 кг/час перекачивал смесь авиационного масла Flugöl S3 и гидравлической жидкости, находившейся в пропорции 50:50. Общий объем циркуляции масла составлял 1200 кг/час, из которого масло в объеме 100 кг/час подавалось на подшипник турбины, 150 кг/час — на передний подшипник компрессора, 300 кг/час — на задние подшипники компрессора, 300 кг/час — на охлаждение механизма стартера и на работу гидравлической системы иглы регулируемого сопла, а остальной объем — в редукторы, расположенные позади обтекателя воздухозаборника.

Маслооткачивающий насос приводился в движение от задней части вала турбины, а еще один насос — от задней части вала компрессора, в то время как третий комбинированный насос находился перед центральным редуктором. Поступило предложение использовать деаэраторы для системы смазки.

Техническая характеристика и данные двигателя 109-018 представлены ниже:

Статическая тяга — 3400 кг

Тяга при 900 км/час — 3000 кг на уровне моря

1460 кг на высоте 10000 м

Скорость вращения ротора — 5000 об/мин

Вес — 2500 кг для экспериментальных двигателей, но не менее 2200 кг, планируемый для серийных образцов двигателей

Степень сжатия — 7,0:1, приблизительно

Удельный расход топлива (J2) — 1,1–1,15 при статической тяге

Расход воздуха — 83 кг/с

Удельный вес — от 0,735 (экспериментальные двигатели) до 0,647 (серийные двигатели)

Средняя температура газа — 800 °C

Диаметр — 1250 мм

Длина — 4,950 м

В ходе дальнейшей работы над проектом двигателя 109-018 была проведена конструкторская проработка варианта TLR (109-018 R) по направлениям, аналогичным двигателю 109-003 R. Предполагалось, что в качестве ракетной силовой установки должна была стать разработка ракетного двигателя 109-718, развивавшего тягу 2000 кг в течение 60–90 секунд. Фирма BMW считала, что лучшим из спроектированных ракетных двигателей был двигатель, работавший на трех видах топлива,

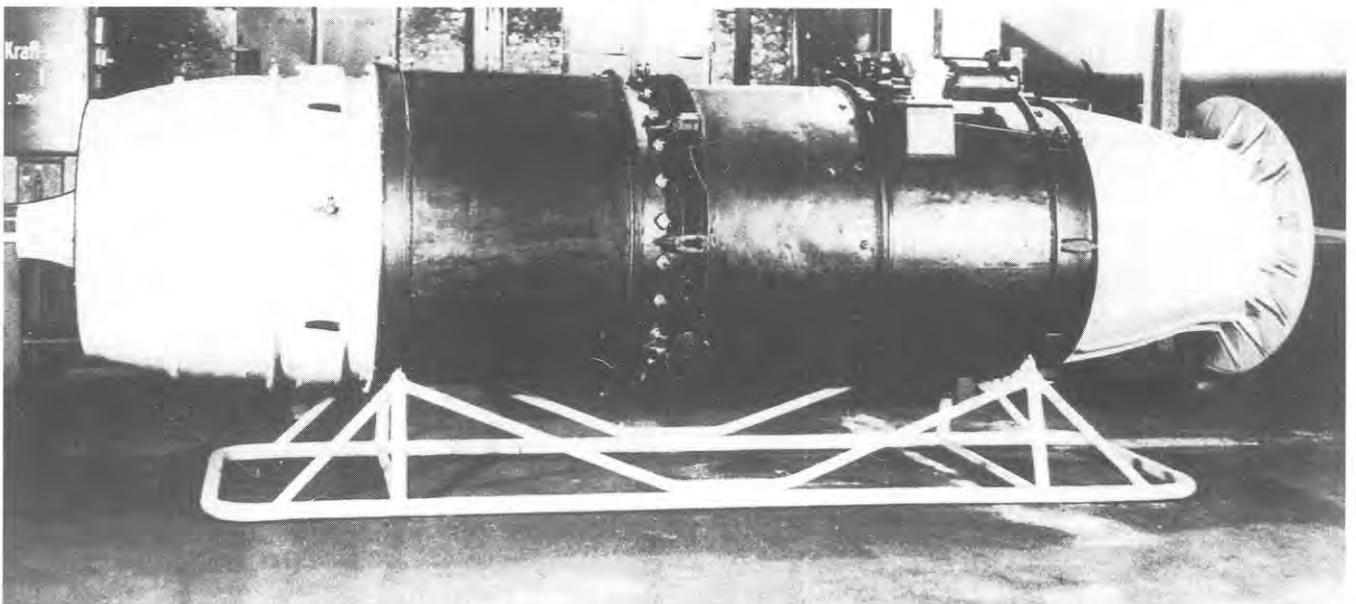


Рис. 2.105. Турбореактивный двигатель БМВ 109-018 класса II, собранный не полностью. Этот самый большой турбореактивный двигатель, разработанный немцами к 1945 году, отличался от других двигателей тем, что он был спроектирован для работы на высотах свыше 15000 м (49200 футов) и скорости  $M = 0,82$





Рис. 2.106. Компрессор, который был завершен к концу войны в Стассфурте для турбореактивного двигателя BMW 109-018, но затем был уничтожен, чтобы не попасть в руки противника

Фото сверху: Авиационный техник союзников осматривает компрессор, взорванный с помощью порохового заряда, искорежившего корпус и статор (фото Рихарда Т. Эгера)

Фото сверху: Обойма переднего роликоподшипника компрессора, на фото помещена на опорном кольце из листового металла с отверстиями для 24 основных форсунок камеры сгорания

поскольку он мог бы работать на топливе J2 и окислителе Salbei (азотная кислота или SV-Stoff) и запускаться с помощью небольшого количества воспламеняющегося вещества, например, топлива Tonka (R-Stoff). Такая топливная система, рекомендуемая для всех проектов ракетного двигателя TLR, не только увеличивает безопасность, но увеличивает дальность полета, поскольку часть топлива J2 могла быть использована в турбореактивном двигателе, если бы ракетный двигатель не использовался в полете. Тем не менее, не существовало никаких планов производства двигателей 109-018 R, поскольку двигатели типа TLR подходили только для истребителей, а разработка истребителей больших размеров в то время не предусматривалась, хотя по меньшей мере один высотный истребитель проектировался для размещения двигателя без ракетной установки.

Переделка двигателя 109-018 для его использования в виде двоярусной турбовинтовой установки описывается в конце раздела, связанного с двигателем 109-028.

Что касается специального самолета, предусмотренного для больших двигателей 109-018, то наиболее многочисленными из них были бомбардировщики. Например, самолет Юнкерс Ju 287 В-2 проектировался с двумя двигателями 109-018 (или двумя двигателями Юнкерс 109-012), так же как и проектируемый фирмой Henschel бомбардировщик Р.122. Это был самолет типа «летающее крыло» — в том смысле, что он не имел хвостового оперения, а имел сигарообразный фюзеляж, на конце которого был расположен вертикальный киль и руль высоты. Один из двух турбореактивных двигателей устанавливался снизу в средней части каждого низкорасположенного стреловидного крыла. Несмотря на его большие размеры, предполагалось что, бомбар-

дировщик фирмы Heinkel достигнет максимальной скорости 935 км/час на высоте 10000 м и будет иметь дальность полета 2000 км и потолок 17000 м. Еще одним бомбардировщиком был Р.1107/II, проектируемый фирмой Messerschmitt, причем этот реактивный самолет был одним из самых мощных самолетов, созданных немцами, поскольку на нем было установлено четыре двигателя 109-018, развивавших общую статическую тягу, эквивалентную приблизительно 45 % веса заправленного бомбардировщика — 30700 кг. Двигатели были скрыты в корневой части стреловидных крыльев с воздухозаборниками в передних кромках. Двигатели были установлены по центральной линии сигаровидного фюзеляжа. Остекление носовой части фюзеляжа обеспечивало видимость из кабины, а хвостовое оперение имело форму бабочки. Максимальная расчетная скорость, равная 880 км/час, была единственным параметром характеристики двигателя Р.1107/II, который мы знаем.

Работая самостоятельно, без привлечения специалистов из различных отраслей промышленности, изготавливающих планеры, фирма BMW разработала свои собственные проекты самолетов, предназначенные для полетов с турбореактивным двигателем 109-018. Для изучения таких самолетов в фирме BMW была создана группа вместе со специалистами авиационной промышленности и другими заинтересованными сторонами, что наряду с аналогичной работой фирмы Daimler-Benz представляло первую попытку проектирования систем, при которой планер, двигатель и оборудование сводились воедино с самого начала проектирования.

Один бомбардировщик фирмы BMW — Schnellbomber I (скоростной бомбардировщик 1) — имел обычную схему, за исключением крыла обратной



стреловидности в корневой части и прямой стреловидности на основных наружных консолях крыла. В точке изменения стреловидности крыла с каждой стороны должен подвешиваться турбореактивный двигатель 109-018 и турбовинтовой двигатель 109-028 (описанный ниже). Ожидалось, что этот очень большой бомбардировщик должен нести 15000 кг бомбовой нагрузки и развивать максимальную скорость 850 км/час. В еще одном проекте бомбардировщика фирмы BMW — Strahlbomber II — предлагался фюзеляж самолета в виде гондолы с крыльями прямой стреловидности и без вертикальных или хвостовых поверхностей. В задней части фюзеляжа, который не имел воздухозаборника в носовой части, должны были быть установлены два турбореактивных двигателя. Этот «бесхвостый» бомбардировщик должен был нести 5000 кг бомбовой нагрузки и иметь максимальную скорость 950 км/час.

На этих примерах предлагаемого использования двигателя 109-018 завершается его обсуждение. Необходимо отметить, что это был последний проект фирмы BMW, который прошел стадию разработки до конца войны. Сейчас переходим к обсуждению других проектов BMW, которые все еще были на стадии проектирования, когда прекратились военные действия.

### Проект двигателя 109-028 (PTL) и двоярного турбовинтового двигателя

Еще в 1940 году отдел проектирования фирмы BMW провел исследования большого турбовинтового двигателя (PTL), и к началу 1941 года разработка такого двигателя получила поддержку Технического управления. Хотя этот проект не был завершен, разрабатываемый двигатель должен был получить условное обозначение 109-028. В июле 1942 года планировалось, что этот двигатель будет развивать мощность, эквивалентную 8000 л.с. на валу (комбинированная мощность реактивного двигателя и воздушного винта) при скорости 800 км/час на высоте 8000 м. Примерно в то же время было принято решение о разработке турбореактивного двигателя 109-018. Работа фирмы BMW над турбовинтовым двигателем предшествовала работе над турбореактивным двигателем, а не наоборот, как произошло в других фирмах, например, двигатель Юнкерс 022 PTL был создан на основе двигателя 012 TL.

Тем не менее, первые проекты для двигателя 109-028 имели много общего с турбореактивным двигателем 109-018, например 12-ступенчатый осевой компрессор дисковой конструкции, аналогичные узлы камеры сгорания и выхлопного сопла и та же методика соединения валов компрессора и турбины. Хотя турбина этого двигателя имела почти ту же конструкцию, что и турбина двигателя 109-018, за исключением того, что к ней была добавлена еще одна ступень для получения мощности, передаваемой на воздушные винты, двигатель 109-028 имел четырехступенчатую осевую турбину, использовавшую около 30 % реактивной силы. Ступени турбины, добавленные для создания мощности, передаваемой на винты, были взаимосвязаны с тремя другими ступе-

нями и скреплялись болтами. Мощность передавалась на соосные винты противоположного вращения с помощью вала на передней части привода компрессора через планетарные шестеренчатые передачи, расположенные в ступице или втулке воздушного винта.

Ступица воздушного винта турбовинтового двигателя данной конструкции (см. рис. 2.107А) находилась в воздуховоде или кожухе, который начинался перед передним торцом втулки и далее проходил заподлицо с воздухозаборником двигателя. Ответственными за проектирование привода воздушного винта и секции воздухозаборника были назначены дипломированный инженер Стоеких из фирмы BMW и Эберт из фирмы VDM, занимавшиеся разработкой воздушных винтов. Именно с этими узлами двигателя были связаны самые большие проблемы. Кроме того, возникали трудности, связанные не только с механической частью двигателя из-за ограниченного пространства и ограничений по весу, но также с аэродинамикой — в плане обеспечения поступления надлежащего потока воздуха в компрессор, расположенный после воздушных винтов. Если бы конструкторы не разработали подходящую конструкцию, объем входящего в компрессор (прямоточного) воздуха был бы недостаточен из-за аэродинамических возмущений, создаваемых воздушными винтами и их центробежным воздействием на поток воздуха у ступицы. Это воздействие должно было быть сведено к минимуму путем использования двух больших воздушных винтов, вращающихся с минимальной скоростью без потери эффективности, чего нельзя было сказать о других видах возмущений в воздухозаборнике. Причина выбора туннельной втулки винта состояла в том, что в этом случае воздух забирался бы из зоны, расположенной до основных возмущений, создаваемых воздушным винтом. Недостатком этого варианта было то, что кольцевое пространство между туннелем и ступицей было плотно занято направляющими и опорными лопатками в дополнение к замковым частям лопастей воздушных винтов.

Хотя никаких испытаний этой конструкции воздухозаборника не проводилось, была предложена еще одна конструкция — без воздуховода (туннеля) или кожуха вокруг ступицы воздушного винта. Цель этой конструкции состояла в том, чтобы разместить воздушный винт на максимально возможном удалении от воздухозаборника. Поэтому появилась длинная ступица воздушного винта с самым коротким заборником компрессора, который имел острые, слегка выгнутые наружу кромки. Кроме того, для уменьшения консольной нагрузки на выступающую секцию воздушного винта его главные шестеренчатые приводы были отодвинуты назад из внутренней части ступицы и установлены в положение прямо перед компрессором. В эту конструкцию были внесены также дальнейшие изменения, такие как модернизированная камера сгорания и новая игла выхлопного сопла, которая не выступала за заднюю кромку выхлопного сопла. Площадь сечения сопла должна была регулироваться в соответствии с высотой и воздушной скоростью, при этом был сконструирован соответствующий профиль кулачка управления



с тем, чтобы на воздушные винты не передавалась мощность, превышающая 7000 л.с., на которую были рассчитаны их редукторы.

Конфигурация этой второй схемы двигателя 109-028, которая могла быть принята на вооружение, показана на рис. 2.107В.

В отношении этого двигателя, который находился на этапе проектирования, имелась следующая информация: соосные винты противоположного вращения должны были иметь от 3 до 4 лопастей (в зависимости от выбранного диаметра) с переменным отрицательным шагом, позволяющим создавать тормозящую реверсивную тягу после посадки. Для гидравлического управления шагом воздушного винта был создан всережимный регулятор, управляемый, в свою очередь, с помощью кулачка, профиль которого был рассчитан на обеспечение экономичного расхода топлива при частичной загрузке. Привод вспомогательных агрегатов двигателя должен был осуществляться от радиального вала, расположенного между компрессором и камерой сгорания, при этом мощность привода составляла до 300 л.с. при максимальной скорости вращения, существующей для этой цели. Управление иглой регулируемого сопла планировалось осуществлять с помощью гидросистемы, а секции турбины и выхлопного сопла должны были иметь воздушное охлаждение. Планируемые коэффициенты полезного действия составляли 70 % для турбины и 80 % для компрессора при средней температуре горения газов перед турбиной, равной 770 °С. Температура выхлопных газов должна была ограничиваться с помощью клапана, предназначенного для измерения массового расхода воздуха (по температуре и давлению за компрессорами) и соответственно регулирующего расход топлива.

В конечном итоге была предпринята полная реконструкция проектируемого двигателя 109-028, для внедрения более простых решений и получения положительных результатов соосные винты противоположного вращения были заменены одним винтом для устранения сложных шестеренчатых передач, кроме того, в конструкцию был введен усовершенствованный короткий воздухозаборник. Были спроектированы заново такие узлы, как 12-ступенчатый осевой компрессор и 5-ступенчатая турбина. Этот (третий) вариант двигателя показан на рисунке 2.107С.

Планировалось провести первые летные испытания бомбардировщика Хейнкель Не 177 «Грейф» с двумя двигателями 109-028. Обычно на этом самолете использовались два больших воздушных винта, приводимые в действие четырьмя поршневыми двигателями, спаренными по два. Однако, поскольку рабочий проект этого турбовинтового двигателя не был завершен, не было начато строительство даже опытного образца. Технические данные двигателя 109-028 указаны ниже.

Номинальная мощность на уровне моря  
Статическая тяга ТРД — 2200 кг  
Мощность на валу — 4700 л.с. (6570 л.с. эквивалентная мощность на валу)  
Номинальная мощность на уровне моря и скорости 800 км/час

Тяга реактивного двигателя — 1425 кг  
Мощность на валу — 7000 л.с. (12600 л.с. эквивалентная мощность на валу)  
Номинальная мощность на высоте 10000 м и скорости 800 км/ч  
Тяга реактивного двигателя — 790 кг  
Мощность на валу — 3280 л.с. (6800 л.с. эквивалентная мощность на валу)  
Номинальная мощность на высоте 12000 м и скорости 800 км/час — 5500 л.с. (эквивалентная мощность на валу)  
Скорость вращения воздушного винта — 925 об/мин  
Вес — 3500 кг  
Удельный расход топлива при скорости 800 км/час (кг на л.с. в час) — от 1,46 на уровне моря до 1,06 на высоте 12000 м  
Расход воздуха — 100 кг/с при скорости 800 км/час на уровне моря  
Диаметр — 1,250 м  
Длина — 6,0 м  
Диаметр воздушных винтов — от 3,5 до 4,0 м

Вне зависимости от плана трансформирования самолета Не-177 для летных испытаний существовало еще несколько вариантов использования двигателей 109-028. Были проведены расчеты по установке двух таких турбовинтовых двигателей на самолет Мессершмитт Me-264, который первоначально проектировался для беспосадочного полета в США, хотя и с малой бомбовой нагрузкой, поскольку для такого полета требовался огромный запас топлива. Опытный образец этого самолета начал летать в декабре 1942 года, причем необходимая мощность обеспечивалась четырьмя поршневыми двигателями Юмо 211. Создание последующих образцов, предназначенных для использования в качестве дальних самолетов-разведчиков, было приостановлено, и эта идея так и не была реализована. Ожидалось, что характеристики самолета Me-264 с двумя двигателями 109-028 будут хорошими. Тем не менее, необходимо было выполнить много работы для усиления шасси (которое еще до этого выдерживало нормальный вес полностью заправленного самолета, равный приблизительно 46 тоннам). В то же время фирма BMW предложила проект бомбардировщика Schnellbomber II (проект самолета Schnellbomber I) упоминался в разделе «Турбореактивный двигатель 109-018»), на котором должны были использоваться два двигателя 109-028, установленные на пилонах над передней секцией фюзеляжа. Поверхности управления состояли из крыльев обратной стреловидности и треугольного стабилизатора, на котором устанавливался большой киль. Характеристики этого проектируемого бомбардировщика неизвестны, но его размеры должны были быть аналогичны размерам самолета Me-264.

В связи с трудностями, связанными с разработкой воздухозаборника с турбовинтовым двигателем 109-028, был предпринят новый подход по всем вопросам компоновки больших ТВД. До этого основная идея состояла в том, чтобы добавить к турбореактивному двигателю одну или две дополнительные ступени турбины для отвода основной части мощности на воздушный



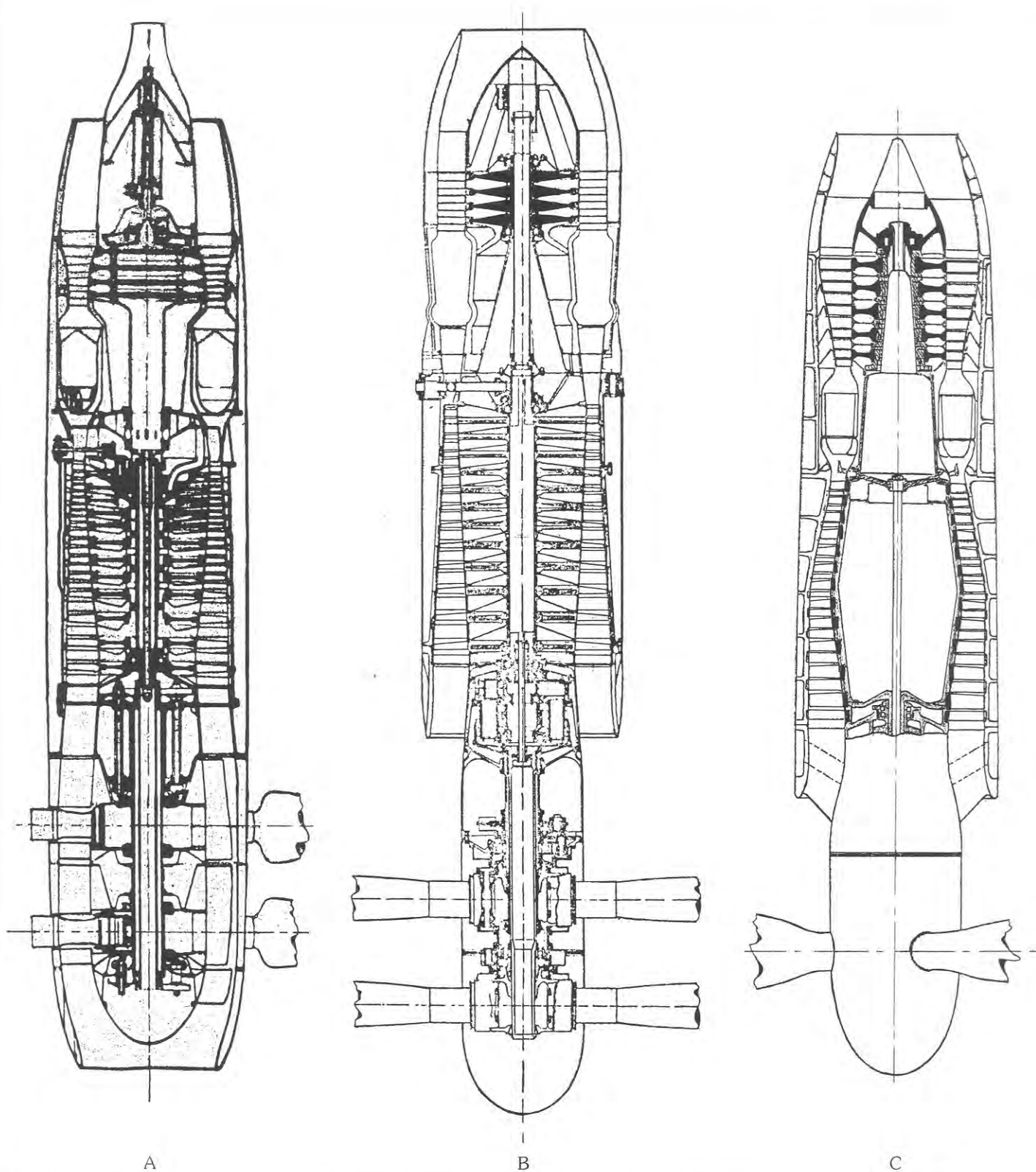


Рис. 2.107. Схемы проектируемого турбовинтового двигателя БМВ 109-028 (PTL)



А. Схема двигателя с соосными винтами противоположного вращения, корпусом туннельного обтекателя втулки, 12-ступенчатым компрессором и 4-ступенчатой турбиной

В. Схема двигателя с соосными винтами противоположного вращения и шестеренчатыми передачами, сдвинутыми назад, укороченным воздухозаборником, 12-ступенчатым компрессором и 4-ступенчатой турбиной

С. Схема двигателя с одним винтом, укороченным воздухозаборником, 12-ступенчатым компрессором и 5-ступенчатой турбиной

винт, расположенный в передней части (обеспечивая тем самым большую массу более медленного воздушного потока, подходящего для самолетов больших размеров, летающих с меньшей скоростью). Однако, по совету независимого консультанта д-ра Альфреда Мюллера, Техническое управление дало указание фирме BMW провести изучение новой схемы ТВД. Эта схема, по существу, включала турбореактивный двигатель 109-018 с увеличенным компрессором, от которого воздух мог отбираться для его подачи в две независимые силовые установки, устанавливаемые в крыльях самолета. Каждая силовая установка состояла из камеры сгорания, подающей горячие газы в турбину, приводящую во вращение воздушный винт, причем турбина работала при весьма высокой по тем временам температуре — от 900 до 1000 °С. При условии, что этот интересный проект (который мы могли бы обозначить как проект ZPTL) был бы продолжен, он бы не принес желанных результатов до тех пор, пока базовый турбореактивный двигатель 109-018 не был бы усовершенствован. Вместе с тем, можно сравнить эту схему со схемой, рассматриваемой фирмой Heinkel, в которой турбореактивные двигатели меньших размеров должны были подавать горячие газы на независимую турбину, приводящую во вращение воздушный винт.

За разработку двух схем заинтересованные фирмы получили материальное поощрение от официальных лиц.

### Двигатель Р.3306 (TL)

На конференции, состоявшейся в марте 1945 года, техническое управление обсудило заключение фирмы BMW о двигателе 109-011, разработанном фирмой Heinkel-Hirth, который, как предполагалось, должен был к этому времени поступить в производство, чего, однако, не произошло из-за различных технических трудностей. Хотя были разработаны планы, согласно которым фирма BMW оказывала бы помощь фирме Heinkel-Hirth в производстве двигателей 109-011, доктор Брукман (руководитель программы по разработке силовых установок) надеялся на то, что его фирма вот-вот должна получить официальный заказ на разработку нового турбореактивного двигателя, который был бы взаимозаменяемым с двигателем 109-011, но уже со статической тягой 1700 кг вместо 1300 кг. Был также выбран рабочий потолок 15000 м. Ввиду очевидного

поражения Германии в войне и в связи со значительным официальным сокращением количества проектов и разработок Брукман должен был представить конкретное доказательство того, что заказ не требует отлагательства, так как он уже дал указание начать работу над новым двигателем BMW, проекту которого был присвоен номер Р.3306. Проект был чем-то большим, чем попытка занять работой большой конструкторский коллектив фирмы BMW того времени, и кажется очевидным общее намерение продвинуть вперед разработку турбореактивного двигателя после проведения первых пробных испытаний летом 1946 года. Предполагалось, что, как только опытный образец начнет работать, он получит полную официальную поддержку.

Схема двигателя Р.3306 была упрощена и не имела абсолютно новых параметров, а в основном повторяла схему и технологию, использованную в двигателе 109-003, в то же время включала все новаторские идеи с учетом поправок, выявленных при разработке этого двигателя. В новом двигателе был использован семи-ступенчатый осевой компрессор с дисковой конструкцией, приводимый во вращение одноступенчатой осевой турбиной. Конструкции из листового металла применялись в большем объеме, чем на двигателе 109-003, а отливки были либо эквивалентно распределены, либо сокращены до минимального размера. Использовалась обычная камера сгорания с пальцами вторичного воздуха, и средняя температура горения была поднята до 750 °С. Для изменения площади выхлопного сопла использовалась игла сопла (с открытым концом) с механическим приводом. Внутри центрального обтекателя воздухозаборника устанавливался пусковой двигатель Риделя, а также вспомогательные агрегаты и устройства. Масляные насосы и т. п. устанавливались на наружной поверхности и приводились от ротора с помощью радиальных валов. Для установки основных вспомогательных агрегатов (на верхней части корпуса компрессора) и для крепления двигателя на конструкции из листового материала монтировалась усиленная секция. Технические данные двигателя Р.3306 изложены ниже:

Статическая тяга — 1700 кг  
 Статическая тяга, допускаемая в течение короткого периода времени — 1820 кг  
 Скорость вращения ротора — 8700 об/мин  
 Вес — 900 кг  
 Степень сжатия — 4,2:1  
 Удельный расход топлива — 1,2 кг топл./кг тяги·ч  
 Расход воздуха — 40 кг/с  
 Удельный вес — 0,528  
 Диаметр — 0,850 м  
 Длина — 3,20 м

### Двигатель Р.3307 (TL) одноразового применения

В качестве силовой установки одноразового применения для ракет турбореактивный двигатель Р.3307 был сконструирован с максимальным использованием листового металла. Время его изготовления составляло



только 100 чел.-час. К сожалению, нам ничего не известно об истории этого проекта и о том, должен ли он быть продолжен в последующий период. По-видимому, он не составлял конкуренцию нижеизложенному двигателю Порше 109-005, который, хотя и планировался на ту же тягу и режим, имел небольшие отличия в характеристике. С точки зрения веса и размеров (а также общей схемы) двигатель Р.3307 был аналогичен двигателю 109-003, что трудно себе представить ввиду меньшей тяги двигателя Р.3307. Компрессор был осевого типа, но в различных источниках по-разному указывается коли-

чество ступеней (5, 6 или 7), это, вероятно, говорит о том, что проект находился на начальном этапе. В информации, имеющейся по этому двигателю, говорится, что турбина была одноступенчатой турбиной осевого типа и двигатель имел следующие характеристики:

Статическая тяга — 500 кг  
 Вес — 650 кг  
 Удельный расход топлива — 1,5 кг топл./кг тяги·ч  
 Удельный вес — 1,3  
 Диаметр — 0,690 м  
 Длина — 2,850 м

## Заключение

Фирма BMW занимала второе после фирмы Junkers место по производству турбореактивных двигателей. Однако есть все основания полагать, что это отставание было бы быстро ликвидировано, если бы для этого было больше времени. Сегодня более интересным является тот факт, что в условиях технического прогресса результаты работы фирмы BMW по газовым турбинам значительно опережают результаты работы фирмы Junkers и других фирм, и это видно на каждом шагу. К концу войны фирмы располагали достаточным количеством специалистов и великолепными производственными предприятиями, необходимыми для разработки газовых турбин, и дальнейшие разработки планировались на правильных направлениях, хотя все еще и сдерживались потребностями Германии в поставках техники и дефицитом материалов. Такое состояние дел сложилось в 1938 году после продолжительных трудностей, связанных с единственным турбореактивным двигателем 109-003, разработанным фирмой. Как мы знаем, этот двигатель в конечном итоге имел более длительный срок службы и обладал большей надежностью, чем соответствующая разработка фирмы Junkers — двигатель 109-004.

В конце войны, когда союзники подступали вплотную к соответствующим заводам, фирма BMW более тщательно выполняла приказы по уничтожению всего, что было связано с ее работой. Однако эти усилия были напрасны, поскольку обширное количество добытого материала позволило представить себе те двигатели, над которыми фирма работала. Кроме того, были обнаружены полные комплекты чертежей, зарытых в стальных ящиках, а также двигатели 109-003 Е в сборе, смонтированные на самолетах He 162. Англичане и американцы проявляли интерес главным образом к вопросам, связанным с испытаниями и оценкой работ фирмы BMW и с последующими разработками. Для этой цели имелось достаточное количество двигателей и документов, но, тем не менее, было получено указание собрать три двигателя 109-003 R для союзников. Два из них предназначались для базы Wright Field и военно-морской базы в США и один — для базы Фарнборо в Англии.

Одна из наиболее дорогостоящих установок — испытательная камера фирмы BMW для высотных двигате-

лей в Мюнхене попала в руки американцев, поскольку она находилась в американской оккупационной зоне. Испытательная камера была найдена в рабочем состоянии, несмотря на интенсивные бомбежки окрестностей, а аэродром Обервейсенфельд был очень удобен для испытаний турбореактивного двигателя союзников. Было заключено соглашение с английскими фирмами об использовании завода BMW, и к июлю 1945 года были подготовлены планы начать испытания английского турбореактивного двигателя de Havilland Goblin I. Через три недели, необходимые для модернизации производства и установки двигателя, началась серия испытаний двигателя Гоблин I вплоть до высоты 13000 м. После первого этапа прогона двигателя немецкие инженеры, помогавшие в работе, обратились с вопросом, могут ли они открыть испытательную камеру для осмотра двигателя. Когда им сказали, что этого не нужно делать, они были очень удивлены, поскольку у них не было опыта прогона турбореактивного двигателя в течение более пяти часов без последующего осмотра. Несмотря на то, что в испытательную камеру попало много пыли в результате бомбежек, двигатель Гоблин I проработал в течение 42 часов до первого осмотра. Позднее в испытательную камеру был помещен двигатель Гоблин II, который проработал в течение 71 часа безотказно.

Поскольку материалы по этим испытаниям и материалы фирмы BMW содержали ценную информацию, советские и французские власти извлекли наибольшую выгоду из работ фирмы BMW над газовыми турбинами при последующей разработке, т. к. их страны значительно отставали в этой области. Советская программа, принятая в г. Куйбышеве на Волге с целью исследования разработок немцев по турбореактивным двигателям, описана в заключительной части по двигателям Юнкерс. Оборудование было перевезено с заводов фирмы BMW в район Айзенаха, а в Куйбышеве вскоре были изготовлены двигатели 109-003, абсолютно аналогичные немецким двигателям и обозначенные как РД-20. Эта работа, по-видимому, входила в учебную часть программы по разработке двигателей, поскольку известно, что только модели турбореактивных двигателей фирмы Junkers и британских фирм были установле-



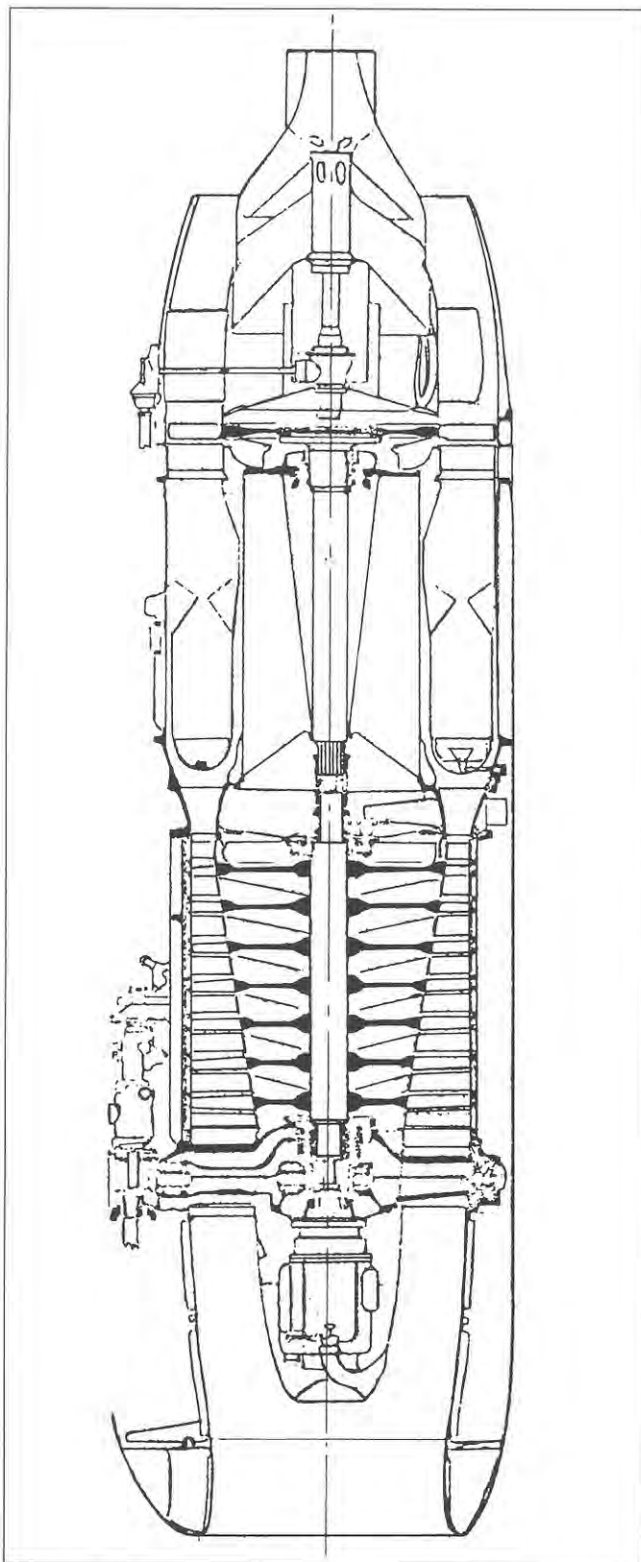


Рис. 2.108. Проектируемый двигатель P.3306 (TL) фирмы BMW должен был быть взаимозаменяемым с двигателем 109-011 фирмы Heinkel-Hirth и более простым по конструкции для ускорения процесса его производства. Разработчики надеялись, что его испытания начнутся летом 1946 года

ны на советских серийных самолетах. После 1950 года немецкие инженеры привлекались для разработки двоярного турбовинтового двигателя, а затем турбовинтового двигателя мощностью 12000 л.с., но мы не можем с уверенностью сказать, что в этой работе использовались наработки какой-либо конкретной немецкой организации. Возможно, что начало этой работы было положено объединением усилий и обменом идей по турбовинтовым двигателям между фирмами BMW и Junkers. В любом случае, в 1955 году на Западе стало известно о тяжелом бомбардировщике Туполева Ту-20 «Медведь» с четырьмя турбовинтовыми двигателями НК-012 конструкции Кузнецова с эффективной мощностью 12000 л.с., которые были созданы с помощью немецких инженеров, работавших в Куйбышеве. По мощности и размерам этот советский турбовинтовой двигатель был сопоставим с двигателем BMW 109-028, но его удельный расход топлива составлял только половину, а вес — только 65 % от соответствующих показателей немецкого двигателя.

Французской стороне также повезло. Они первыми воспользовались опытом и знаниями доктора Х. Ойстриха (бывшего руководителя программы по разработке турбореактивных двигателей фирмы BMW) и поручили ему продолжить программу разработки двигателя 109-003 вместе с ведущей национализированной французской фирмой SNECMA/Société Nationale d'Etudes et de Construction de Moteurs d'Aviation (Общество по разработке и производству авиационных двигателей). Была проведена полная модернизация двигателя BMW. Прежде всего ставилась задача добиться статической тяги 1700 кг. Новый двигатель получил название ATAR 100. (ATAR — это сокращение от Atelier Technique Aéronautique Richenbach.) Так назывался завод BMW, расположенный недалеко от озера Констанц во время немецкой оккупации Франции. Первый экспериментальный двигатель ATAR был установлен на испытательный стенд в мае 1948 года, а спустя некоторое время конструкторы смогли получить расчетную тягу двигателя при температуре сгорания ниже 700 °C. Его главные узлы — семиступенчатый осевой компрессор (с 50-процентной реактивной силой), кольцевая камера сгорания, турбина с воздушным охлаждением и выхлопное сопло с переменной площадью сечения — были аналогичны двигателю BMW 109-003. Затем последовали испытательные полеты с использованием самолета B-26 Marauder в качестве «летающей лаборатории». В июне 1948 года температура камеры сгорания была поднята до 800 °C, а статическая тяга увеличена до 2200 кг. В результате постоянных усовершенствований двигателя ATAR 101E во время испытаний в течение 150 часов летом 1954 года статическая тяга была доведена до 3500 кг при весе 820 кг. Затем в конструкцию были внедрены новейшие разработки фирмы BMW, связанные с впрыском воды и дожиганием топлива (форсажем двигателя), причем без отклонений от графика проведения работ. Достаточно сказать, что разработка двигателей серии ATAR (очевидно не имевших сходства с оригинальным двигателем BMW) была наиболее успешной,



что позволило установить этот двигатель на многие французские самолеты, в частности на первые самолеты конструкции Дассо (истребители «Мираж»). Сравнительная характеристика модернизированных двигателей, вероятно, может заинтересовать читателя.

	1945	1948	1954
	BMW 109-003 A-2	ATAR 101A	ATAR 101E
Статическая тяга (кг)	800	1700	3500
Вес (кг)	600	835,4	820
Удельный вес	0,75	0,49	0,235
Удельный расход топлива	1,4	1,3	1,05
Диаметр (м)	0,690	0,886	0,920

Что касается двигателя ATAR 101E, то необходимо отметить, что доработка этого двигателя была направлена на уменьшение удельного веса и увеличение в 2,5 раза (по сравнению с двигателем 109-003 A) тяги на единицу лобовой площади. Однако в ходе изучения истории послевоенного развития авиационных двигателей может сложиться ложное впечатление о том, что вся деятельность фирмы BMW по разработке двигателей осуществлялась в нужном направлении. Напротив, несмотря на успешную разработку фирмой классического турбореактивного двигателя с постоянным давлением и правильный выбор осевого компрессора, кольцевой камеры сгорания и других компонентов, первоначальная проектная работа над турбореактивным двигателем незадолго до окончания войны началась с турбореактивного двигателя с постоянным объемом. Конструкторы предложили использовать вращающуюся камеру сгорания с клапанами (вероятно, для того чтобы выровнять импульсы на турбине), и в этом отношении такая схема отличалась от схемы двигателя Хейнкель HeS 40. Хотя концепция турбореактивного двигателя с постоянным объемом вряд ли рассматривалась кем-либо в настоящее время (также как в 1945 году и ранее), послево-

енные годы были тем временем, когда еще очень многое предстояло узнать об авиационных двигателях. Силовая установка TLR, разработка которой была впервые начата фирмой BMW, а также другие составные элементы ракетных ускорителей привлекали внимание исследователей и на Востоке, и на Западе в течение многих лет, причем было построено много экспериментальных самолетов, однако, в конечном счете, разработка форсажной камеры турбореактивного двигателя фактически вытеснила идею дополнительного ракетного двигателя для кратковременного увеличения мощности.

Тем временем доктор Бруно Брукман (в прошлом руководитель всех проектов фирмы BMW по разработке силовых установок) и его коллеги Герхард Нойман и дипломированный инженер Питер Каппус переехали в США, чтобы в качестве ведущих специалистов реализовать программу создания двигателей фирмы General Electric. В дальнейшем именно под руководством Ноймана фирма General Electric воплотила в жизнь много своих программ по созданию двигателей (включая двигатели J79), в результате чего Нойман стал одним из самых талантливых конструкторов в области авиационных двигателей.

Несмотря на то что фирма BMW активно занималась вопросами разработки всех типов авиационных силовых установок: поршневых, ракетных, турбореактивных, турбовинтовых — нельзя сказать, что конструкторы фирмы превзошли самих себя и добились отличных результатов по всем показателям. Во время войны их планы по вводу в эксплуатацию турбореактивных двигателей и ракет несколько раз срывались, что отчасти объясняется медленным темпом работы на начальном этапе и более сложным направлением исследований. Сегодня модели основного турбореактивного двигателя 109-003, разработанные этой фирмой, хранятся во многих музеях мира, хотя торговая марка BMW стала олицетворением, главным образом, автомобилей. Что касается разработки газовых турбин, то в этой области работает дочерняя фирма MAN-Turbo.

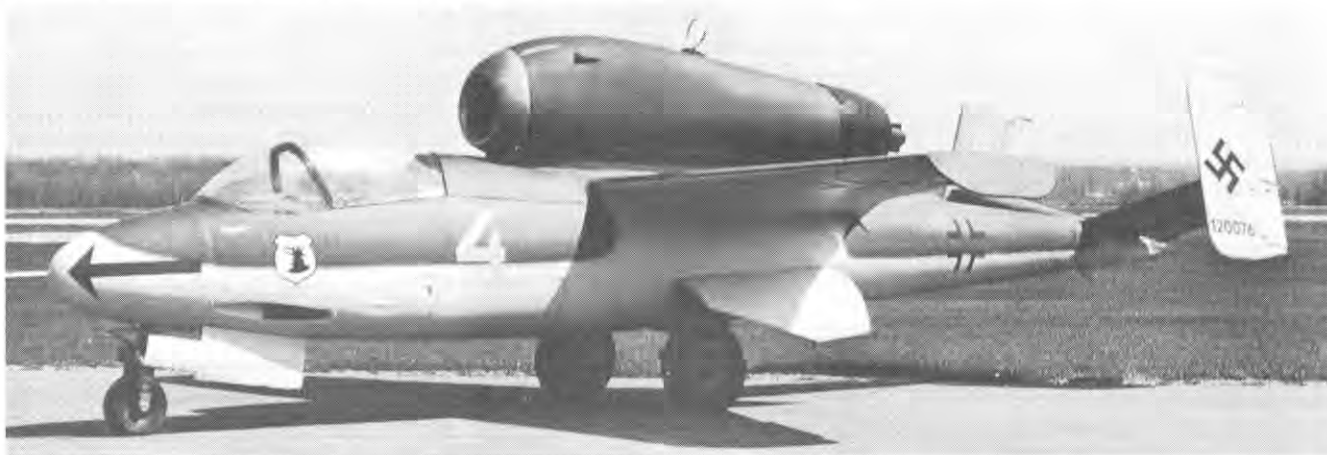


Рис. 2.108А. Самолет Хейнкель He 162 A-2 «Саламандра» (120 076), восстановленный после войны /желтой краской на корпусе нанесена маркировка 4 (I./JG 1). Самолет передан в Национальный музей авиации Оттавы, Канада



## Фирма "Daimler-Benz AG"

Ход выполнения программы создания турбореактивного двигателя «Даймлер-Бенц» — Описание двигателя DB 6001 или 109-007 (ZTL) — Планируемое применение двигателя 109-007 — Двигатель 109-016 (TL) — Двигатель 109-021 (PTL) — Планируемое применение двигателя 109-021 — Заключение

В 1885 году после двух лет экспериментальных работ Готтлиб Даймлер получил патент на бензиновый двигатель (Benzin-Explosionsmotor), сконструированный на базе четырехтактного газового двигателя конструкции Отто. После проведения испытаний на судах и автомобилях двигатель Даймлера мощностью 2 л.с. был задействован для привода воздушного винта, который находился в нижней части небольшого аэростата, построенного доктором Карлом Вельфертом. 12 августа 1888 года этот аэростат поднялся в воздух с территории завода Даймлера в Зеельберге и стал первым в мире воздушным судном с бензиновым двигателем, совершившим полет. Затем последовала целая серия аналогичных экспериментов, после которых двигатель Даймлера стал широко использоваться на первых воздушных судах (цеппелин в 1900 году и первый воздушный корабль для практических целей конструкции Генри Джуллиота в ноябре 1902 года), однако основное внимание за период до начала Первой мировой войны уделялось автомобильным двигателям.

После экономического кризиса, последовавшего за Первой мировой войной, летом 1926 года произошло слияние двигателестроительной фирмы Daimler с автомобильной фирмой Benz, в результате чего было образовано АО Daimler-Benz. В области авиационных двигателей фирма DB сосредоточила свои усилия на разработке двигателей с жидкостным охлаждением. Эта работа осуществлялась под руководством дипломированного инженера Бергара и Фрица Наллингера, которые сконструировали свой первый двигатель в 1932 году. Это был крупногабаритный двигатель DB 600 мощностью 800 л.с. Последующие двигатели получили условное обозначение DB 601, 602 и т. д. В начале Второй мировой войны фирма Daimler-Benz являлась одной из крупнейших немецких фирм по производству авиационных двигателей, владевшей одиннадцатью основными заводами (восемь из которых работали под эгидой таких фирм, как Henschel, Steyr, Avia, Fiat и т.п.), производившими свои двигатели самостоятельно. Завод в Штутгарт-Унтертюркхайме был главным научно-исследовательским и опытно-конструкторским центром для всей продукции Daimler-Benz (включая автомобили), в то время как работа по производству опытных образцов двигателей (серии 0) выполнялась на заводе в Берлине — Мариенфельде (завод 90). О масштабе фирмы можно судить по тому, что к концу 1944 года персонал фирмы составлял 63500 человек (включая более 40 % иностранных рабочих), работавших во всех отделениях и на заводах Daimler-Benz.

Кроме того, фирма Daimler-Benz имела прекрасную репутацию в качестве первого разработчика и производителя первоклассной технической продукции, и можно было бы предположить, что Daimler-Benz окажется на передовых рубежах в вопросе разработки турбореактивных или газотурбинных двигателей, однако этого не произошло по причине консерватизма. Фирма Daimler Motoren Gesellschaft, Берлин, действительно проводила исследования по газовым турбинам до начала Второй мировой войны и слияния фирм Daimler и Benz. Это подтверждается патентом (426,009) на турбину с камерой сгорания и дополнительной подачей жидкости, выданным фирме 3 марта 1926 года. В данной конструкции турбины воздушно-бензиновая смесь воспламенялась в камере, сжимая объем воды, в результате чего образовывалась струя, которая воздействовала на лопатки силовой турбины. При этом на турбину оказывалось небольшое температурное воздействие. Тем не менее, это интересная, хотя и несколько странная, конструкция не имела ничего общего с настоящими газовыми турбинами.

### Ход выполнения программы создания турбореактивного двигателя «Даймлер-Бенц»

Осенью 1938 года Маух и Шельп из Технического управления обратились к фирме Daimler-Benz с предложением начать разработку турбореактивного двигателя, которое не нашло поддержки в фирме. В основном это объяснялось негативной позицией Фрица Наллингера, начальника отдела разработок Daimler-Benz, который категорически отказался от участия в работе по разработке турбореактивных или реактивных двигателей. Как мы знаем, к 1939 году все ведущие немецкие фирмы, занимавшиеся разработкой авиационных двигателей, и некоторые фирмы, занимавшиеся разработкой планера, были привлечены к работе над реактивным двигателем либо по официальным каналам, либо частным образом, поэтому руководство Daimler-Benz считало, что целесообразно создать только небольшую группу специалистов для работы над проектом турбореактивного двигателя, и согласилось подписать соответствующий контракт. Вместе с тем, официальная точка зрения заключалась в том, чтобы основные усилия специалистов Daimler-Benz направить в новом направлении, отличным от тех, в которых работали другие фирмы, и поэтому было принято предложение по разработке двухконтурного турбореактивного двигателя.



В 1939 году на работу в фирму DB был принят перво-классный специалист с пятилетним опытом работы в Экспериментальном авиационном институте, где он занимался разработкой турбонагнетателей с приводом от выхлопных газов и исследовал общие теоретические вопросы реактивного движения с помощью турбореактивных и прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Это был доктор технических наук, инженер Карл Лейст, под руководством которого в Штутгарт-Унтер-тюркхайме началась разработка проекта турбореактивного двигателя. Как это ни парадоксально, но ранее фирма Daimler-Benz выказывала свое нежелание работать в области создания реактивных двигателей, но тем не менее через некоторое время она все-таки выбрала проект турбореактивного двигателя, который оказался одним из самых сложных проектов создания немецкого турбореактивного двигателя, поскольку в состав этого двигателя входил не только вентилятор второго контура, но и центральный турбинный компрессор внутреннего контура противоположного вращения, причем оба узла приводились в движение от одной и той же турбины. Неизвестно, проявил ли Шельп и его отдел инициативу с тем, чтобы этот проект был принят фирмой Daimler-Benz, или это заслуга только одного Лейста. Как отмечено ранее, другие фирмы проводили исследования или испытания турбореактивных двигателей, оснащенных либо туннельным вентилятором, либо осевым компрессором с противоположным вра-

щением. Компрессор с противоположным вращением, который рассматривался для турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004, не был принят, а двигатель Браммо 109-002, на котором использовался компрессор с противоположным вращением был отвергнут в начале 1942 года в связи с большими трудностями, возникшими при разработке.

Одна особенность выделяла турбореактивный двигатель Даймлер-Бенц среди других немецких двигателей, а именно: методика охлаждения турбины. В то время как общепринятая в немецких фирмах технология охлаждения турбины сводилась к использованию полых лопаток, через которые проходил охлаждающий воздух, Лейст предложил погружать часть турбины в поток горячего газа частично, а примерно одну треть — в поток холодного воздуха. Конечно, это означало, что меньшая часть турбины будет работать менее эффективно, но в конечном итоге это должно было быть компенсировано за счет использования необычно высокой температуры газа, причем считалось возможным поднять температуру до 1100 °C.

Идея Лейста по конструкции такой турбины возникла еще в годы его работы в Авиационном экспериментальном институте. 23 февраля 1934 года Лейст направил заявку на получение патента (767,078) за разработку турбины с парциальным отражением пламени, или газовой турбины, причем в спецификации также перечислялись ранее выданные патенты на аналогичную тему.

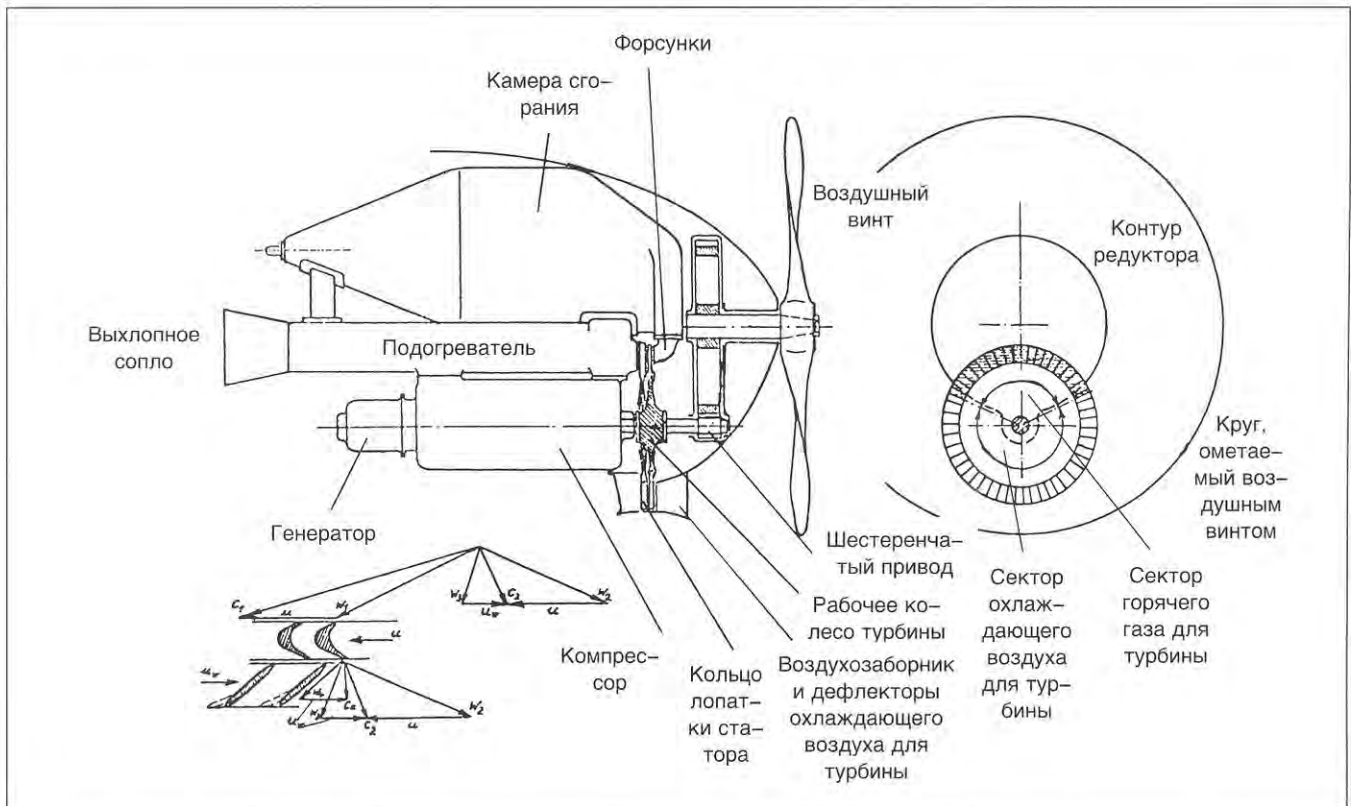


Рис. 2.109. Схема турбины с парциальным отражением пламени или газовой турбины конструкции Карла Лейста (патент 767,078)



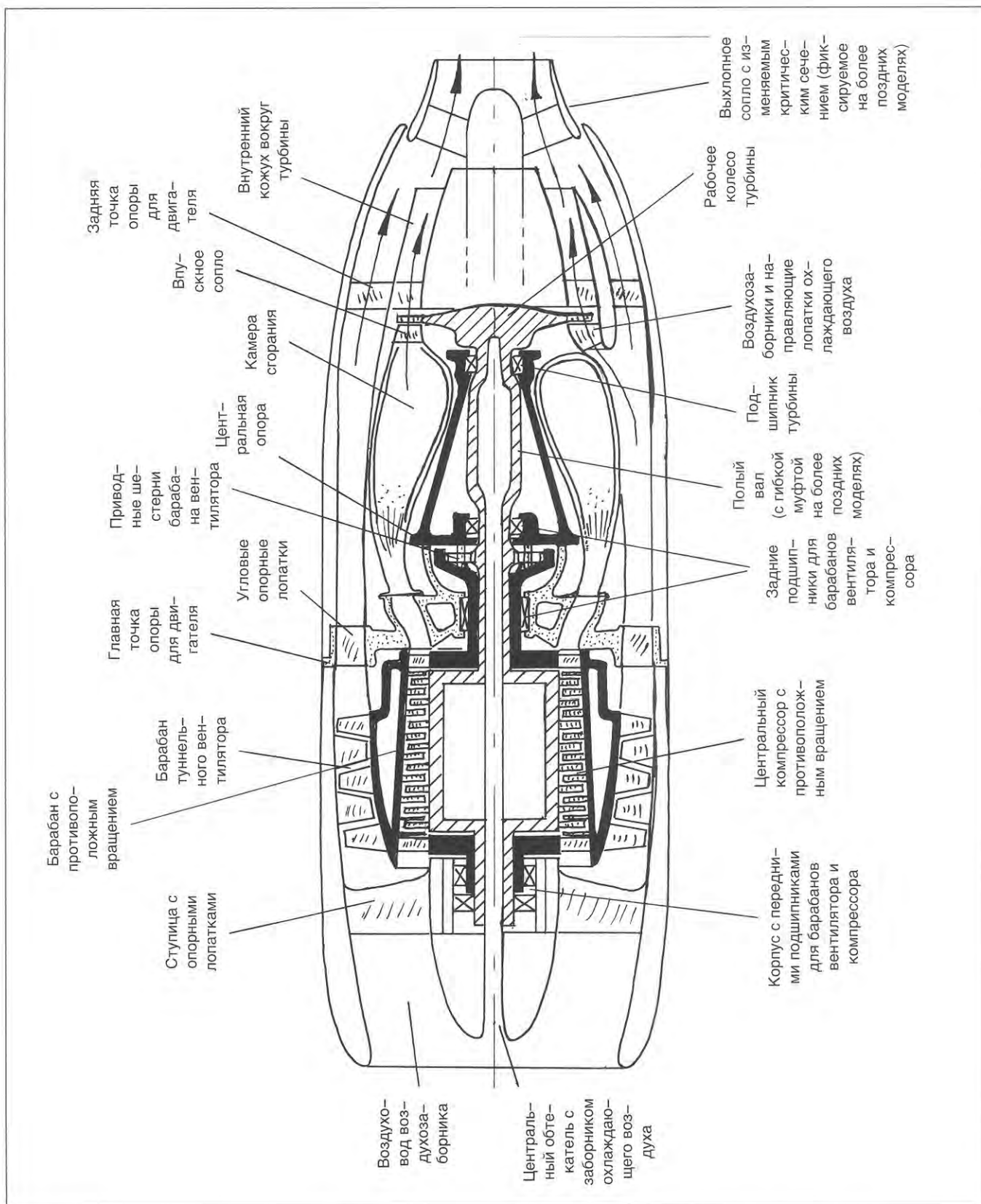


Рис. 2.110. Принципиальная схема первого двухконтурного турбовентиляторного двигателя Даймлер-Бенц 109-007 (ZTL)



На рисунке 2.109 представлен эскиз, иллюстрирующий схему турбины. По этой схеме (схема двигателя РТЛ или турбовинтовой установки) горячие газы поступали из большой камеры сгорания для привода осевой турбины, которая, в свою очередь, приводила в движение компрессор и воздушный винт, причем этот винт приводился через шестеренчатую передачу. Воздух из компрессора поступал в камеру сгорания через подогреватель, смонтированный внутри выхлопной трубы и сопла, отводя горячие газы от турбины. (Этот подогреватель появился в связи с необходимостью повысить термический коэффициент полезного действия турбореактивного и газотурбинного двигателей.) Наиболее важной особенностью схемы турбины конструкции Лейста является тот факт, что горячие газы должны были охватывать только 36 % окружности турбины. Что касается остальных 64 %, то лопатки этой части турбины находились в струе охлаждающего воздуха, забираемого из атмосферы через воздухозаборники и дефлекторы.

К концу 1940 года была разработана общая схема турбореактивного двигателя «Даймлер-Бенц», и затем началась разработка составных компонентов этой схемы. Двигатель класса II был рассчитан на тягу 1400 кг со скоростью 900 км/час на уровне моря. Однако в июне 1942 года, а возможно и раньше, конструкция двигателя была изменена, причем теперь его тяга составляла 960 кг при скорости 900 км/час на уровне моря, в результате чего этот модернизированный двигатель нельзя было относить к классу II. Обозначение двигателя, принятое в фирме, — ZTL 6001\*, а официальное — 109-007 (прежнее обозначение — 6000). Двигатель 109-007 имел два контура для прохождения воздушных потоков:

а) контур для прохождения воздушного потока через основной, центральный компрессор. Этот контур обес-

печивал подачу первичного и вторичного воздуха для системы сгорания, подающей горячие газы в турбину; б) контур для прохождения воздушного потока через вторичный компрессор или туннельный вентилятор. Большая часть этого воздуха обходила секции камеры сгорания и турбины и смешивалась с горячими газами только в секции выхлопного сопла. Однако часть потока, проходящего через туннельный вентилятор, поступала в турбину для ее охлаждения.

Сложности возникли в связи с тем, что туннельный вентилятор был установлен вокруг главного компрессора, а не перед ним. Таким образом, на внешней стороне вращающегося барабана были расположены подвижные лопатки туннельного вентилятора, а на его внутренней стороне, как и на других двигателях, — лопатки статора основного компрессора. Барабан через зубчатую передачу вращался от турбины со скоростью, равной приблизительно половине скорости вращения турбины, а внутренний барабан с внутренними лопатками основного компрессора с обратным от вала турбины вращением — с полной скоростью. Основной проблемой, стоявшей перед Лейстом и его группой конструкторов, было обеспечение необходимой прочности, компактности и легкости механических узлов.

В группу входили доктор Шпайзер и доктор Лаукхуфф, отвечавшие за производство составных узлов и деталей двигателя, а также доктор Кампс и доктор Штифель, отвечавшие за испытание этих узлов и деталей. Кроме того, для работы над этим проектом было выделено только минимальное количество специалистов, поэтому руководители проекта прибегали к услугам сторонних специалистов. Например, проводились совещания с представителями Экспериментального аэродинамического института, с обсуждением вопро-

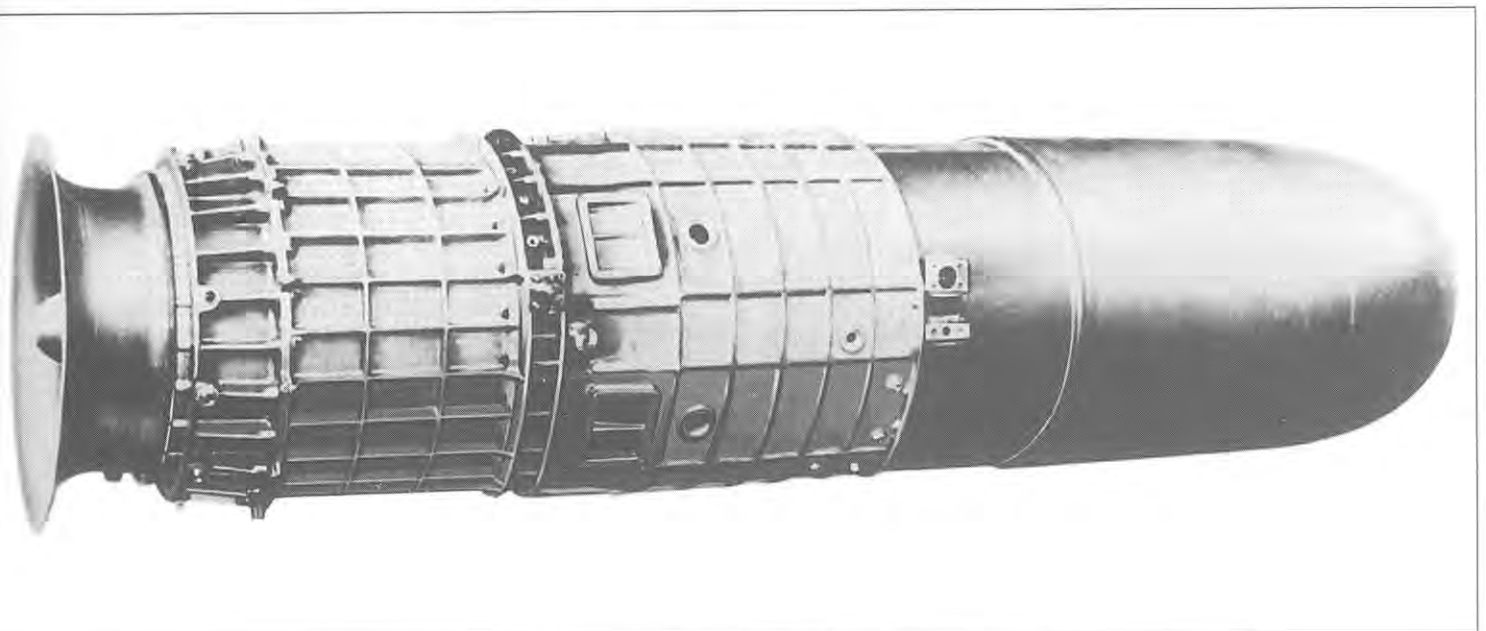


Рис. 2.112. Вид двухконтурного турбореактивного двигателя Даймлер-Бенц 109-007 (ZTL)



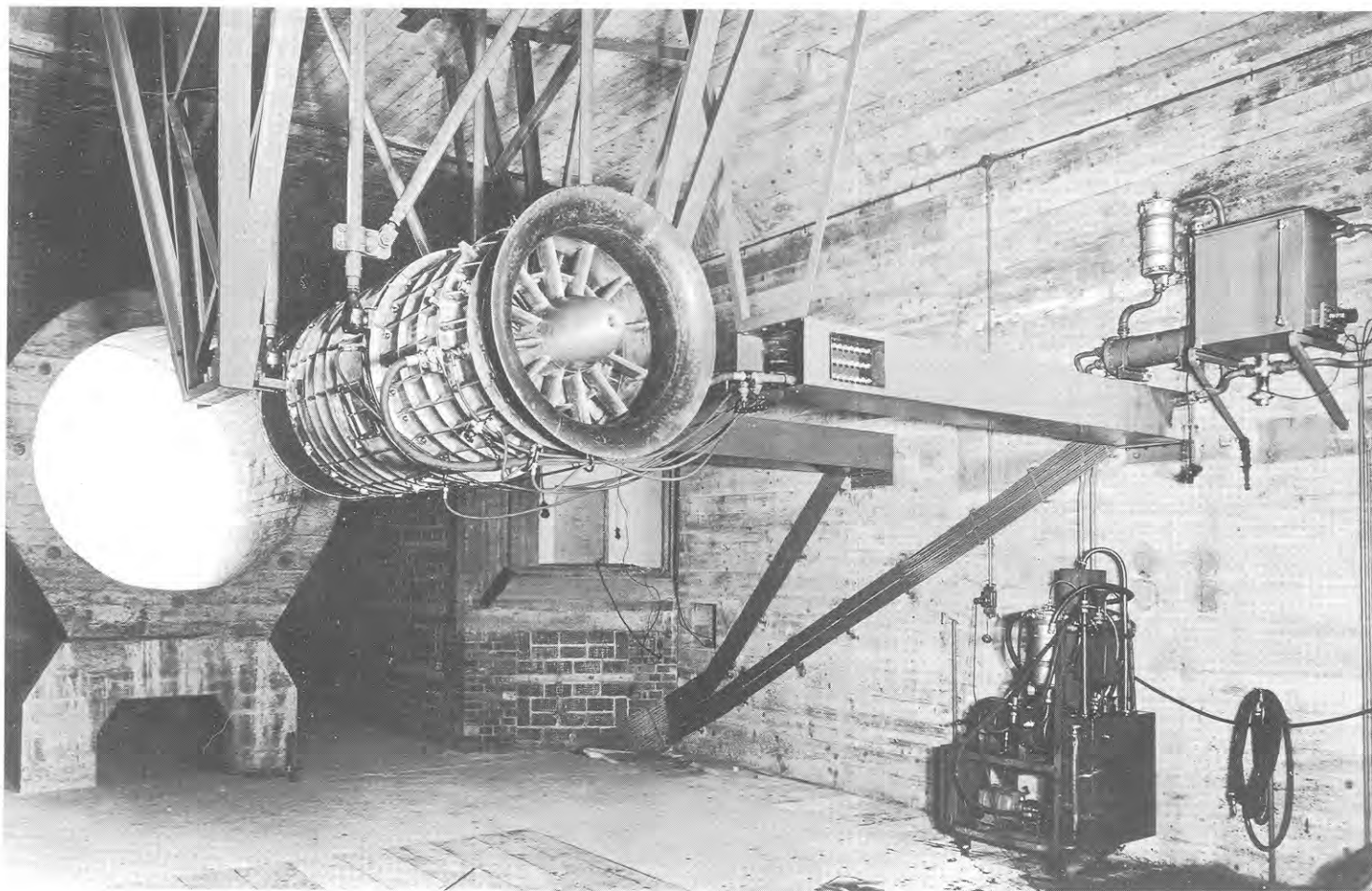


Рис. 2.111. Опытный образец двухконтурного турбореактивного двигателя Даймлер-Бенц 109-007 (ZTL) после испытаний. Этот сложный двигатель представляет особый интерес в связи с наличием в нем туннельного вентилятора, компрессора с противоположным вращением и нового способа охлаждения турбины, что привело к увеличению срока разработки этого двигателя. На снимке видна внутренняя кромка воздухозаборника, распределяющая и направляющая поток воздуха к внешнему туннельному вентилятору и внутреннему компрессору. Двигатель подвешен на четырех маятниковых рычагах, а на боковых балках установлены электрические датчики для замера тяги (Daimler-Benz)

сов конструкции лопаток компрессора и вентилятора. В свою очередь фирма Voith давала консультации по механической части этих узлов и деталей. Работа над двигателем 109-007 продвигалась крайне медленно, и к осени 1943 года работал только один образец двигателя.

Начиная с 1 апреля 1943 года, этот образец был впервые использован для механических испытаний узлов и деталей двигателя и отладки систем смазки. С этой целью двигатель испытывался без камеры сгорания и без выхлопного сопла, и в течение 21 часа его скорость вращения не превышала 5000 об/мин, т. е. была значительно меньше номинальной скорости. Другая важная часть этих испытаний связана со сбором данных по компрессору при различных скоростях вращения. При этом для вращения двигателя без камеры сгорания использовался электродвигатель мощностью 8000 л.с.

Первые испытания двигателя с камерой сгорания, форсунками, распыляющими воду для охлаждения ра-

бочего колеса турбины, и лопатками входного направляющего аппарата начались 27 мая 1943 года. В дальнейшем разработки были направлены на модернизацию туннельного вентилятора, но неизвестно, была ли эта разработка доведена до такого этапа, когда не требуется водяное охлаждение. Большинство, если не все, испытания двигателя проходили без выхлопного сопла, но, по имеющейся информации, при этом была получена статическая тяга, соответствующая 600 кг при скорости 900 км/час на высоте 7000 м. Однако такие характеристики кажутся сомнительными, поскольку они соответствуют тем данным, на которые проект был нацелен вначале, в то время как к июню 1942 года проектные характеристики были уже снижены, причем в этом случае тяга должна была быть 520 кг, а не 600 кг при скорости 900 км/час на высоте 7000 км. В любом случае, к концу 1943 года фирма Daimler-Benz могла получить точные сведения о результатах, полученных другими фирмами в разработке аналогичных двигателей,



и стремилась догнать другие фирмы в области создания турбореактивного двигателя. К сожалению, двигатель 109-007 все еще находился на начальном этапе разработки, а из-за сложности конструкции производство этого двигателя могло начаться только через несколько лет. К этому времени война должна быть закончена. Поэтому примерно в мае 1944 года Министерство авиации рейха отменило заказ на разработку двигателя 109-007 и дало указание фирме Daimler-Benz сосредоточить внимание на проекте PTL фирмы Heinkel-Hirth (описан ниже). Это решение разочаровало Карла Лейста, который решил оставить фирму и перейти на работу в Technische Hochschule Braunschweig (Высшую техническую школу, расположенную в Брауншвейге). Незадолго до этого фирма Daimler-Benz разработала или только планировала разработать еще один турбореактивный двигатель с условным обозначением 109-016.

### Описание двигателя DB 6001 или 109-007 (ZTL)

Хотя чертеж общего вида двигателя в разрезе от 6 мая 1941 года сохранился до наших дней, его отдельные детали, к сожалению, плохо читаются, но, тем не менее, они были увеличены в масштабе и показаны на рис. 2.114. Описание двигателя представлено на основе этого чертежа и дополнительного рис. 2.110, на котором показана более ранняя схема двигателя в разрезе (от 24 февраля 1941 года). Некоторые усовершенствованные элементы конструкции перечислены в конце данного описания. Опытный образец двигателя 109-007, прошедший испытания, показан на фото (см. рис. 2.111).

#### Секция воздухозаборника

Корпус переднего подшипника, к которому крепился центральный обтекатель внутри воздухозаборника, опирался на литое кольцо со ступицей и 12 опорными лопатками. Воздухозаборник из легкого сплава крепился к кромке литого кольца с небольшим смещением назад для вариантов летных двигателей, но в данном случае для статического опытного образца стенки воздухозаборника были повернуты наружу в форме доньшка колокола. Обтекаемое фиксированное кольцо соединяло опорные лопатки ступицы примерно в средней части, причем это кольцо примыкало к переднему торцу барабана туннельного вентилятора. Возможно позднее, внутри центрального обтекателя был бы смонтирован пусковой двигатель Риделя, но, по крайней мере, на опытном образце двигателя в обтекателе был расположен пусковой двигатель с питанием от внешнего источника. В носовой части центрального обтекателя был смонтирован небольшой воздухозаборник, из которого воздух поступал по трубопроводу через двигатель для охлаждения задних торцов подшипников. Внутри корпуса переднего подшипника располагался подшипник ротора компрессора, за которым следовал подшипник барабана туннельного вентилятора, причем эти подшипники, возможно, были самоустанавливающимися подшипниками роликового типа.

#### Корпус двигателя и центральная опора

За передним литым кольцом располагался литой корпус с внешними ребрами, на внутреннюю поверхность которого опирались лопатки статора туннельного вентилятора. Этот прочный корпус проходил по всей длине туннельного вентилятора и компрессора, а его задняя часть соединялась с основным элементом конструкции двигателя. Основным элементом конструкции двигателя начинался с литого кольца, которое в поперечном сечении имело форму швеллера (и на котором находились две точки крепления двигателя) с внутренними, угловыми опорными лопатками, проходившими через поток воздуха туннельного вентилятора и соединяющимися с центральной опорой. Эта центральная опора представляла собой отливку почти конической формы, которая располагалась за секцией вентилятора и компрессора, между камерами сгорания и заканчивалась перед турбиной. В ней размещались задние подшипники барабанов вентилятора и компрессора, опоры промежуточных зубчатых передач привода вентилятора, опоры камер сгорания, а в задней его части располагался подшипник турбины. Три подшипника, имеющие эти опоры, были самоцентрирующимися подшипниками роликового типа. Внешний корпус двигателя с ребрами прочности располагался за литым кольцом, которое в поперечном сечении имело форму швеллера, и доходил до уровня турбины, где находились еще две точки опоры двигателя. Остальная часть корпуса двигателя была выполнена из листового металла.

#### Компрессор

Центральный, или главный, компрессор представлял собой 17-ступенчатый агрегат осевого типа с вращающимися лопатками. Восемь ступеней набора лопаток компрессора располагались на внутреннем барабане,

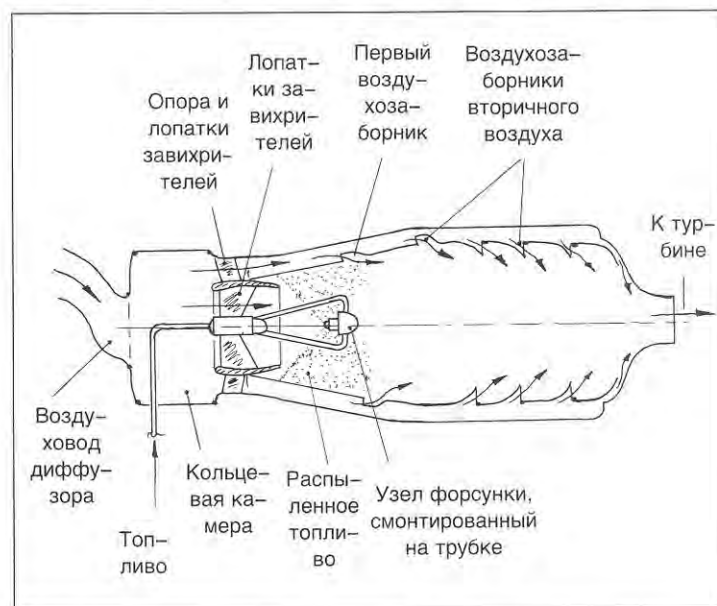


Рис. 2.113. Эскиз камеры сгорания двигателя «Даймлер-Бенц» 109-007 (ZTL)



вращающемся с максимальной скоростью вращения турбины, а девять ступеней комплекта лопаток располагались на внутренней поверхности барабана с противоположным вращением со скоростью, равной примерно половине скорости вращения турбины.

Компрессор обеспечивал 29 % от общего массового расхода воздуха двигателя при степени сжатия около 8:1. Его расчетный коэффициент полезного действия составлял 80 %, а температура воздуха на последней ступени была около 320 °С.

Полый барабан компрессора, изготовленный в основном из легкого алюминиевого сплава, имел почти постоянный внешний диаметр и собирался путем установки колец с внутренними каналами (несущими лопатки компрессора) на стальной барабан. К каждому торцу стального барабана болтами крепились кованые фланцы, которые переходили в валы для передних и задних подшипников. Задний вал с помощью большой гибкой муфты соединялся с валом турбины. На нем также располагалась шестерня низшей ведущей передачи привода барабана туннельного вентилятора. На редукторе монтировалась гибкая муфта, позволяющая избегать повышенного напряжения, создаваемого при перекосах, деформациях и ускорениях.

*Туннельный вентилятор и барабан, вращающийся в противоположном направлении*

Туннельный вентилятор представлял собой трехступенчатый агрегат осевого типа, который обеспечивал около 71 % от общего расхода воздуха двигателя, причем его расчетный коэффициент полезного действия составлял 84 %. Три ступени лопаток ротора крепились на внешней стороне барабана, вращающегося в противоположном направлении. Перед этими ступенями размещались три ступени лопаток статора с широкой хордой, которые крепились к внутренней поверхности внешнего корпуса. В продольном сечении стенка барабана имела клинообразную форму (для уменьшения длины лопаток вентилятора и компрессора в концевой части) и довольно сложную конструкцию, позволяющую облегчить сборку компрессора и вентилятора.

Барабан, вращающийся в противоположном направлении, опирался в передней части на переднюю ступень лопаток внутреннего компрессора, которые крепились к диску перед барабаном компрессора. Этот диск имел полый вал, который насаживался на вал компрессора и переходил в подшипник. По аналогичной схеме лопатки компрессора, диска, полого вала и подшипников служили опорой для задней части барабана, вращающегося в противоположном направлении. Однако при такой схеме полый вал имел колоколообразный корпус с внутренними зубьями, входящими в зацепление с планетарными шестернями. Планетарные шестерни, укороченные валы для которых крепились внутри центральной конической опоры двигателя, также входили в зацепление с центральной шестерней на ведущем валу компрессора перед соединением с турбиной. Таким образом приводился в движение барабан с противоположным вращением.

*Система сгорания*

В двигателе использовались четыре трубчатые камеры сгорания, соединенные друг с другом, хотя конструкция двигателя предусматривала пятую камеру на случай, если в будущем представится возможность сохранить объем охлаждающего воздуха, поступающего к турбине. Система сгорания была рассчитана на коэффициент полезного действия 95 % при максимальной температуре горения 1300 °С, потере давления, равной 3 %, и при давлении в камере, равном 10 атм.

Изогнутые воздуховоды диффузора были направлены назад и наружу от выхода внутреннего компрессора к сварной кольцевой камере, из которой воздух подавался в камеры сгорания. Длина каждой камеры сгорания составляла около 70 см, диаметр — 25 см. Камера состояла из внутренней и внешней труб (см. рис. 2.113). Первичный воздух для горения поступал во внутреннюю или жаровую трубу через кольцо, в котором располагались изогнутые лопатки завихрителей. От центра этих завихрителей шли трубки подачи топлива к форсункам (разработанным Daimler-Benz совместно с L'orange), распыляющим топливо в поток закрученного воздуха. При этом сопловой аппарат и трубки действовали как стабилизаторы пламени так же, как и в системе, разработанной фирмой Junkers. Вторичный воздух проходил вокруг лопаток, установленных под углом, противоположным углу установки лопаток первичного воздуха, и входил в кольцевое пространство между жаровой и внешней трубами; далее воздух поступал в жаровую трубу через маленькие воздухозаборники и пальцы под углом завихрения, обеспечивающего лучшее смешивание воздуха с выхлопными газами.

*Турбина*

Турбина была одноступенчатая, осевого типа, со скоростью вращения лопаток около 375 м/с и КПД 64 % при максимальной скорости вращения. Лопатки, расположенные на 33 % длины окружности, проходили через струю охлаждающего воздуха, в то время как лопатки, расположенные на остальной части окружности, эксплуатировались при температуре газа от 1070 до 1100 °С. Охлаждающий воздух отводился от воздушного потока туннельного вентилятора и поступал в воздухозаборник на входе внутреннего кожуха турбины. Входные лопатки направляющего аппарата на входе в этот воздухозаборник определяли угол потока охлаждающего воздуха и имели более широкую хорду, чем лопатки направляющего аппарата (лопатки соплового аппарата), которые находились перед лопатками турбины, расположенными на остальной части окружности турбины.

Кованый стальной ротор турбины крепился болтами на переднем торце к полному валу с фланцем. Этот вал вставлялся в подшипник (внутри задней части конической центральной опоры) и крепился за счет внутренних шлицов вала, соединенного с помощью гибкой муфты с валом компрессора. Лопатки турбины и соплового аппарата вставлялись в диск и имели полную конструкцию. Они изготавливались из никелевой стали.



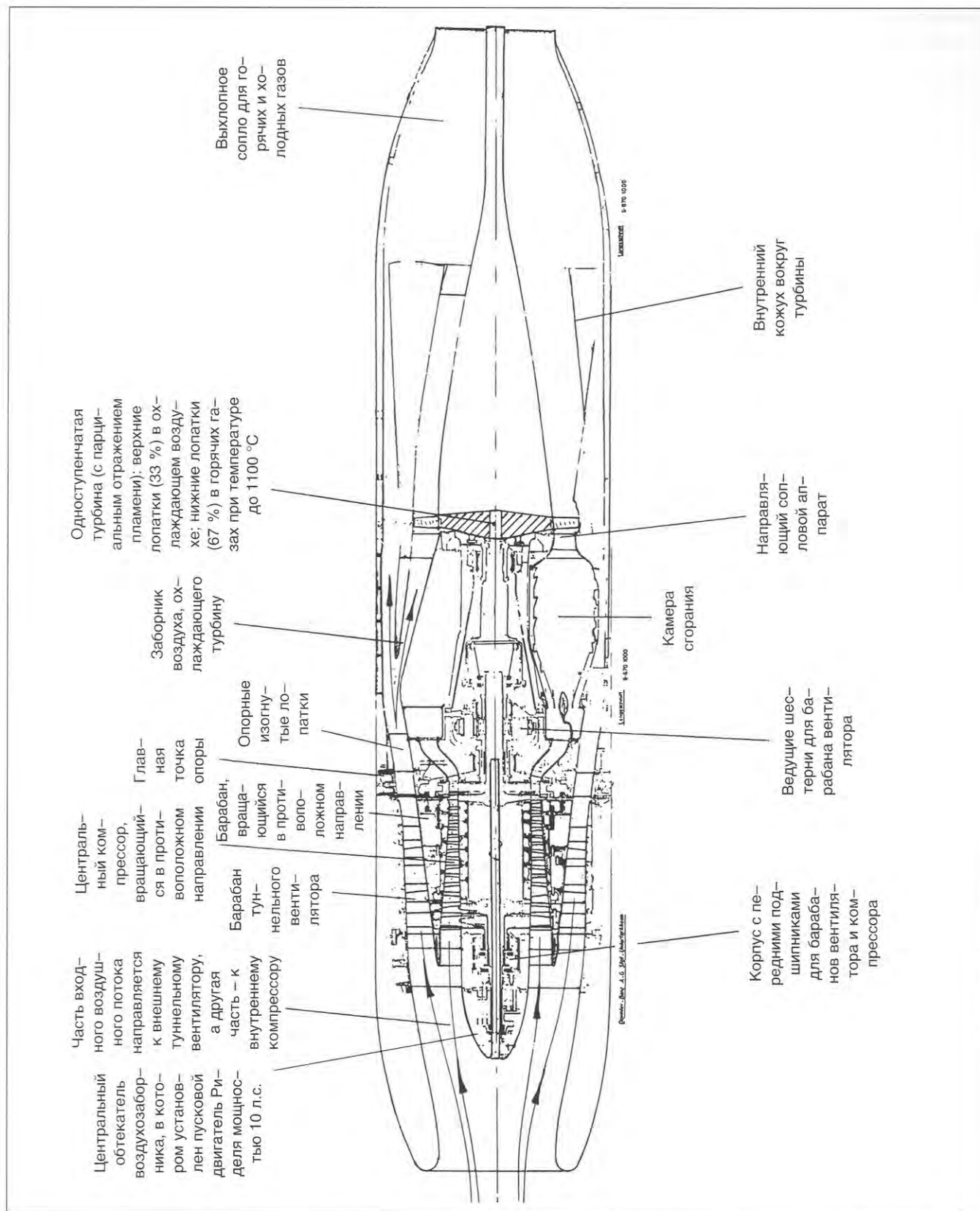


Рис. 2.114. Турбоventилиаторный двигатель Даймлер-Бенц 109-007 (ZTL). Обнаружены только частично сохранившиеся элементы чертежа



Проектирование лопаток осуществлялось фирмой Heinkel-Hirth (а возможно, и другими фирмами).

#### Система выхлопа

От секции турбины и до конца двигателя конструкция была выполнена из листового металла. От заднего колеса турбины отходил фиксированный конус, который переходил в секцию трубы в конце двигателя. Вокруг конуса располагался короткий внутренний кожух, который направлял выхлопные газы и охлаждающий воздух из турбины в выхлопное сопло. Основная часть воздуха из туннельного вентилятора проходила через кольцевое пространство внутри двигателя и соединялась с горячими газами сразу после внутреннего кожуха, причем оба потока выходили через выхлопное сопло. На одном из этапов разработки конструкторы предложили использовать сопло с регулируемым критическим сечением кольцевого типа, с которым фирма BMW проводила первые эксперименты, но в итоге было решено использовать выхлопное сопло с постоянной площадью критического сечения. Хотя двигатель не проходил испытания с выхлопным соплом, кажется вполне возможным, что выходящий с большой скоростью поток горячих газов и выходящий с более медленной скоростью поток из туннельного вентилятора смешивались только частично, причем второй поток окружал первый на выходе в атмосферу. В этом случае двигатель 109-007 работал бы значительно тише других двигателей такой же мощности, причем это было бы достигнуто тем способом, с помощью которого снижается уровень шума современных турбореактивных двигателей.

#### Вспомогательные устройства

На первом двигателе, прошедшем испытание на стенде, было установлено немного вспомогательных устройств. На последующих двигателях вспомогательные устройства, перечисленные ниже, применялись более широко. Для запуска использовался пусковой двигатель Риделя с эффективной мощностью 10 л.с., смонтированный внутри центрального обтекателя и соединенный с валом внутреннего компрессора при помощи муфты. Информация о дополнительном редукторе или способе его привода отсутствует. Топливная система должна была состоять из шестеренчатого насоса Barmag с производительностью 2400 кг/час и максимальной скоростью вращения. Двигатель работал на топливе J2, но мог использоваться бензин; двигатель имел две свечи зажигания, барометрическую систему регулировки подачи топлива, ограничитель скорости вращения и дроссельный клапан. Для смазки использовалась система смазки с сухим картером и подачей масла к коренным подшипникам под давлением.

Расчетные и фактические данные с учетом проведения экспериментов на раннем этапе разработки двигателя 109-007 представлены ниже.

Статическая тяга — 1275 кг,  
960 кг при скорости 900 км/час на уровне моря;  
560 кг при скорости 900 км/час на высоте 6000 м  
Скорость вращения ротора внутреннего компрессора  
— 12600 об/мин

Скорость вращения туннельного вентилятора и барабана с противоположным вращением — 6200 об/мин  
Вес — 1300 кг для опытных образцов и 1000 кг, планируемый для последующих двигателей

Степень сжатия — 8,0:1

Удельный расход топлива (расчетный) — минимальное значение: 1,05 кг топл./кг тяги·ч при скорости 520 км/час на высоте 12000 м. Максимальная величина: 1,45 кг топл./кг тяги·ч при скорости 810 км/час на уровне моря

Расход воздуха, проходящего через компрессор, — 8,2 кг/с  
Расход воздуха, проходящего через туннельный вентилятор, — 19,9 кг/с

Удельный вес — около 0,78 (расчетный)

Наибольший диаметр — 1,625 м

Диаметр внутренней стенки туннельного вентилятора — 0,99 м

Длина — 4,725 м

При подготовке описания двигателя 109-007 использовался чертеж W601 № 19-670 1000 от 6 мая 1944 года, разработанный Daimler-Benz, а также принципиальная схема двигателя, показанная на рисунке 2.110 от 24 февраля 1941 года. Основные отличия схемы двигателя на начальном этапе проектирования от более поздней схемы двигателя с изменениями в проекте перечислены ниже:

- а) в первоначальном варианте не использовалось входное обтекаемое фиксируемое кольцо, соединяющее 12 лопаток опорной ступицы;
- б) расположение лопаток вентилятора и компрессора была изменено;
- в) на вале ротора, между редуктором и турбиной, не было гибкой муфты;
- г) предполагалось, что вместо отдельных камер сгорания может быть использована кольцевая камера сгорания, заглушенная со стороны поступления охлаждающего воздуха в турбину;
- д) первоначально ожидалось, что вместо выхлопного сопла с постоянным сечением будет использоваться сопло с изменяемым критическим сечением.

#### Планируемое применение двигателя 109-007

Поскольку турбореактивный двигатель 109-007 был экспериментальным двигателем, объем исследований по его применению был небольшим. Фирма Daimler-Benz сама предложила проект бомбардировщика со стреловидными крыльями и стреловидным хвостовым оперением, двумя киями и двигателем 109-007, размещенным над фюзеляжем. Этот бомбардировщик должен был подвешиваться под ЛА-носителем (оснащенным шестью поршневыми двигателями и сдвоенными хвостовыми балками) и переходить на самостоятельный полет в зоне расположения цели. Благодаря этому скоростной реактивный бомбардировщик должен был иметь большую дальность действия в результате экономии части топлива, необходимого для возвращения с больших дальностей на свой аэродром. Нет необходимости упоминать, что этот проект и другие проекты фирмы Daimler-Benz, связанные с полетами, оста-



лись нереализованными, но в связи с экономией топлива, распространявшейся даже на двухконтурные турбореактивные двигатели, этот двигатель не рекомендовался для полетов на большие расстояния, и его основным преимуществом была скорость.

Из всех немецких авиационных фирм компания Arado первой получила подробные характеристики двигателя 109-007. Было реализовано несколько проектов, предусматривающих установку двух турбореактивных двигателей Даймлер-Бенц на самолете Ar-234.

### Двигатель 109-016 (TL)

К марту 1944 года двигатель 109-007 проработал 152 часа на испытательном стенде, но, несмотря на это, Министерство авиации рейха решило прекратить его разработку и в конце 1944 года распорядилось о том, чтобы фирма Daimler-Benz занялась разработкой турбореактивного двигателя с кодовым обозначением 109-016. Это был крупногабаритный двигатель для того времени, намного больше, чем двигатели класса IV, и самый большой из проектируемых двигателей в Германии. Имеются скудные данные об этом турбореактивном двигателе в дополнение к информации, полученной из прилагаемого чертежа. Были выполнены сотни расчетов и подготовлены некоторые чертежи, изготовлен макет осевого компрессора прямого вращения. Данные проектируемого двигателя 109-016 (известного также как проект DB P.100 (Ü-TL-Project) приведены ниже.

Статическая тяга — 13000 кг  
Скорость вращения ротора — 3500 об/мин  
Расход воздуха — 400 кг/с  
Вес — 6200 кг  
Удельный вес — 0,48  
Диаметр — 2,0 м без подвесных вспомогательных агрегатов  
Длина — 6,70 м

### Двигатель 109-021 (PTL)

В мае 1944 года вся работа фирмы Daimler-Benz по разработке турбореактивного двигателя была прекращена по указанию Министерства авиации с тем, чтобы начать разработку турбовинтового двигателя на базе турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011, который получил условное обозначение 109-021. После ухода Карла Лейста из фирмы Daimler-Benz руководителем исследований по разработке этого двигателя был назначен, по нашим сведениям, дипломированный инженер Герцог. Работа проводилась в одном из пунктов рассредоточения фирмы Daimler-Benz в Бакнанге (Вюртемберг). Еще до конца мая фирма Daimler-Benz рассматривала возможность разработки такого двигателя и обсудила с фирмой Arado возможность применения двигателя 109-021 в качестве силовой установки реактивного бомбардировщика Ar-234 (с двумя двигателями) в качестве самолета-разведчика дальнего действия.

Двигатель DB 109-021 с меньшими размерами, чем турбовинтовой двигатель Юнкерс 109-022, должен был

состоять из базового двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 с дополнительной, третьей ступенью турбины, используемой для того, чтобы приводить во вращение (через редуктор) трехлопастные воздушные винты противоположного вращения размером 2,50 м с изменяемым шагом. Рассматривалась также альтернативная схема самолета с несколькими двигателями, в которой один шестилопастной винт мог бы приводиться во вращение с помощью модернизированного редуктора. Не менее 50 % мощности двигателя должно было расходоваться на обеспечение тяги винта. Редуктор для воздушного винта или винтов должен был быть планетарного типа и обеспечивать передаточное отношение 1:5,82. Приборы управления двигателем должны были обеспечивать регулировку шага винта в дополнение к регулировке подачи топлива и установке изменяемого поперечного сечения выхлопного сопла в одном из трех положений.

Все остальные элементы двигателя 109-021 должны были соответствовать элементам двигателя 109-011 с тем, чтобы компрессорный узел состоял из диагонального компрессора, за которым следовал бы трехступенчатый осевой компрессор, но неизвестно, сохранился ли бы осевой индуктор в воздухозаборнике. В двигателе предполагалось использовать кольцевую камеру сгорания со смесителями типа «сэндвич» и 16 двойными топливными форсунками самой последней модели, изготавливаемыми фирмой L'Orange, и лопатками турбины с воздушным охлаждением.

Остальные отличительные особенности турбовинтового двигателя Даймлер-Бенц неизвестны. В августе 1944 года фирма Arado проинформировала фирму Daimler-Benz о том, что Эмиль Вальдман (главный специалист отдела Гельмута Шельпа в Техническом управлении) решил отказаться от индивидуального пускового электродвигателя для основного двигателя 109-021 и вместо него использовать центральный источник электроэнергии, расположенный в фюзеляже или под фюзеляжем самолета. Электроэнергия от этого источника должна была бы подаваться меньшим по размерам пусковым электродвигателем, устанавливаемым на основных двигателях самолета. Однако, несмотря на такие изменения конструкции, фирма Daimler-Benz не добилась успехов в изготовлении турбовинтового двигателя 109-021 к концу войны. Возможно, сказывалось неприятие официальных лиц в столь долго разрабатываемый двигатель, поскольку в 1944 году фирме BMW было дано указание разработать турбореактивный двигатель 109-003 D, который выполнял бы те же задачи, что и турбовинтовой двигатель, о котором уже шла речь. Расчетные данные двигателя 109-021 приведены ниже.

Номинальная мощность на уровне моря, статическая: реактивная тяга — 500 кг; мощность на валу — 1950 л.с. (эквивалентная мощность на валу 2400 л.с.)

Номинальная мощность на уровне моря и на скорости 800 км/час: реактивная тяга — 585 кг; мощность на валу — 2400 л.с. (эквивалентная мощность на валу 4750 л.с.)

Скорость вращения турбины — 10500 об/мин



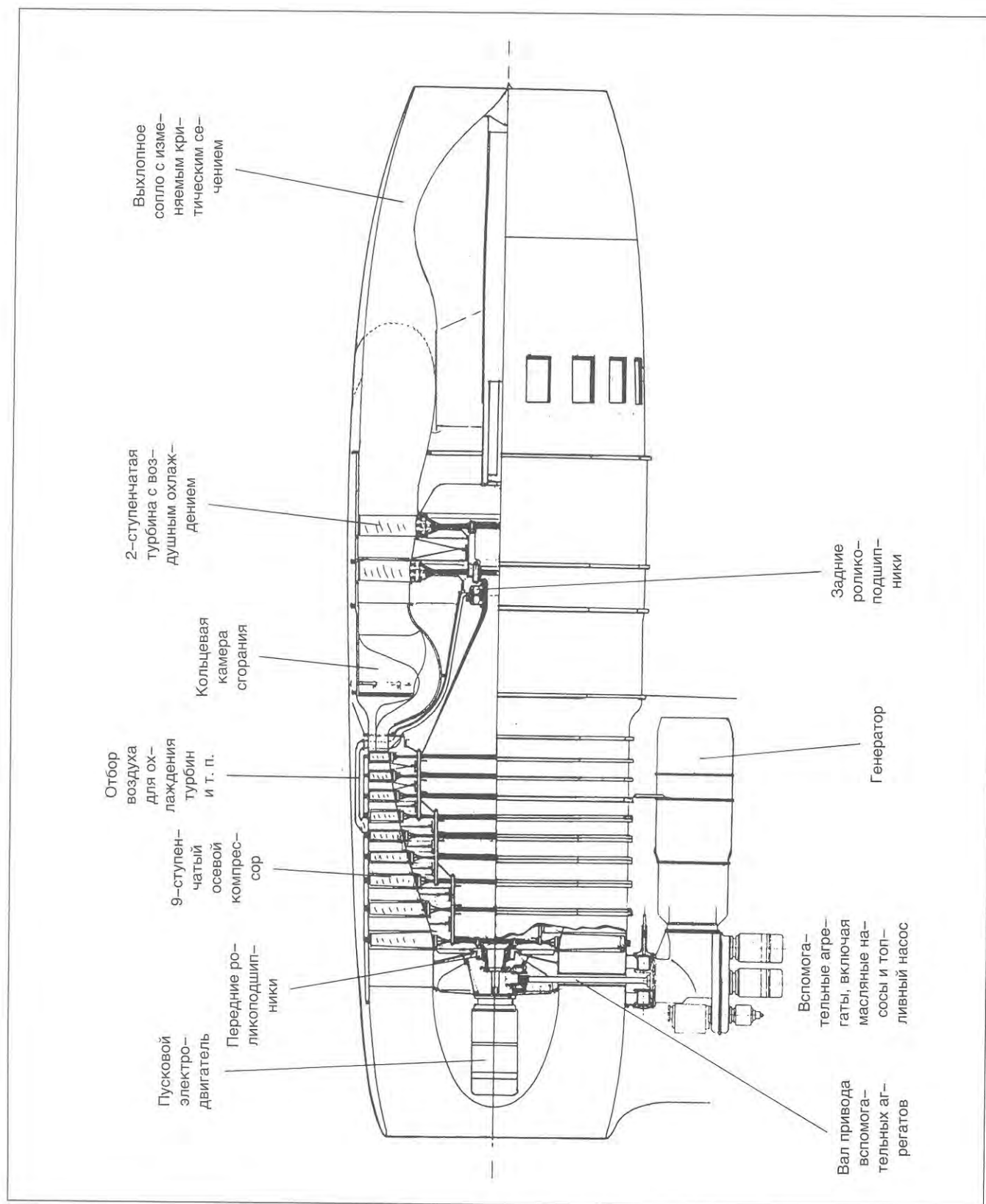


Рис. 2.115. Проектируемый турбореактивный двигатель Даймлер-Бенц 109-016 (TL) был самым большим планируемым к производству в Германии турбореактивным двигателем с огромной для того времени статической тягой, равной 13000 кг



Скорость вращения винта — 1800 об/мин  
 Вес без обтекателя — 1266 кг  
 Вес с обтекателем — 1306 кг  
 Диаметр — 0,910 м  
 Длина — 3,696 м  
 Диаметр воздушного винта — 2,5 м

Вышеуказанные данные приведены в Отчете разведки войск союзников (сентябрь 1945 года), но общая мощность, указанная в этом отчете отличается от мощности, показанной на графике фирмы Daimler-Benz от 12 февраля 1945, а именно:

Номинальная мощность на уровне моря при скорости 800 км/час: эквивалентная мощность на валу — 3300 л.с.  
 Номинальная мощность на высоте 10000 м и на скорости 800 км/час: номинальная мощность на валу — 1620 л.с.  
 Номинальная мощность на высоте 12000 м и на скорости 800 км/час: номинальная мощность на валу — 1300 л.с.

В другом Отчете разведки войск союзников даны предполагаемые данные, согласно которым тяга на скорости 750 км/час на уровне моря равна 790 кг, а мощность на валу равна 2000 л.с.

### Планируемое применение двигателя 109-021

Как уже упоминалось выше, основной целью работ над турбовинтовым двигателем 109-021 было создание си-

ловых установок для самолета Ar-234 для выполнения задач дальней разведки, но планировались и другие варианты применения этого двигателя. Одним из объектов проектных исследований был транспортный самолет, который должен был доставить скоростной бомбардировщик в зону бомбометания, затем освободить стопорный механизм для отхода бомбардировщика от транспортного самолета, что в конечном итоге увеличит дальность его действия. Транспортный самолет имел огромное прямое крыло с размахом около 94,0 м и очень длинные обтекаемые неубирающиеся стойки шасси, чтобы обеспечить необходимое пространство между подвешенным под крылом реактивным бомбардировщиком и землей. Простой фюзеляж с обычным хвостовым оперением соединялся с крыльями, под которыми располагались 4 или 6 турбовинтовых двигателей 109-021, установленных на пилонх обратной стреловидности. (Реактивный бомбардировщик, подвешенный под крылом транспортного самолета, имел стреловидные крылья и хвостовое оперение, напоминающее форму бабочки. На нем были установлены два турбореактивных двигателя BMW 109-018.) Совершенно иное применение этого двигателя предусматривалось фирмой Focke-Wulf, которая выдвинула проект истребителя-бомбардировщика с одним двигателем 109-021.

## Заключение

Являясь одним из лучших в Германии разработчиков поршневых двигателей, фирма Daimler-Benz не смогла добиться большого успеха в разработке реактивных двигателей. Единственным итогом почти пятилетней работы был опытный образец сложного турбореактивного двигателя 109-007, и даже эта работа была прекращена в связи с необходимостью работы над другими проектами с длительным периодом разработки. Последующая работа также проводилась вяло и не принесла конкретного результата.

Как было сказано позднее представителями фирмы, очень медленный темп разработки был обусловлен недостатком рабочих рук, хотя фактически фирма Daimler-Benz никогда не испытывала трудностей в этом вопросе. Что касается технических средств, то и они были на должном уровне. Хотя к сентябрю 1944 года бомбардировки привели к серьезным повреждениям заводов в Унтертюркхейме (было разрушено 70 % завода и много испытательных стендов), децентрализация производственных мощностей осуществлялась с 1942 года, и к весне 1944 года значительная часть цехов по произ-

водству авиационных двигателей была рассредоточена. Наибольшее отставание в графике разработок (от трех до четырех месяцев) было связано с мощным налетом союзной авиации в сентябре 1944 года.

В то время как все говорило об отсутствии интереса фирмы Daimler-Benz в области создания турбореактивных двигателей, любопытно то, что ее основной проект турбореактивного двигателя 109-007 был проектом с самой передовой концепцией. Стоит упомянуть только две особенности: компрессор с противоположным вращением и туннельный вентилятор. Неизвестно, в какой степени принятие этой концепции было связано с именем доктора Лейста. Хотя двигатель 109-007, несомненно, был одним из самых интересных немецких турбореактивных двигателей, улучшенные целевые характеристики не казались такими же впечатляющими, как характеристики немецких двигателей аналогичной мощности. В частности, удельный расход топлива казался чрезмерным для турбовентиляторного двигателя, а вес и лобовая площадь представлялись большими для тяги двигателя.



# Фирма "Dr-Ing. h. c. F. Porsche" KG

Одноразовый двигатель 109-005 (TL) — Описание двигателя 109-005 — Заключение

В 1930 году доктор Фердинанд Порше создал в Штутгарте-Цуффенхаузене независимое конструкторское бюро, носящее его имя. Порше сделал свою карьеру и завоевал славу как технократ, добившийся наибольших успехов в области создания гоночных автомобилей и автомобилей «Фольксваген». Фердинанд Порше родился 3 сентября 1875 года, в 1894 году поступил в Высшее техническое училище в Вене, а через 4 года стал руководителем отдела испытаний фирмы Bela Egger (позднее Brown Boveri) и первым помощником руководителя отдела теоретических расчетов. В 1912 году, работая в других фирмах, Порше спроектировал свой первый авиационный двигатель с воздушным охлаждением (считающийся предшественником двигателя для автомобиля «Фольксваген»). В это время он в основном занимался проектированием автомобилей для австрийских фирм, таких, например, как Daimler and Steyr, пока не создал свое собственное конструкторское бюро.

Вначале штат фирмы Porsche насчитывал 13 человек, но к концу войны в 1945 году он увеличился до 40 инженеров и 120 рабочих, причем к этому времени бюро было передислоцировано из Штутгарта в Гмюнд и Рейнау. Начиная с 1940 года проектные работы и исследования этого конструкторского бюро были связаны с бронированными боевыми транспортными средствами, в частности, с танками «Леопард», «Тигр», «Фердинанд» и «Мышонок». Но что известно о деятельности Порше в области газовых турбин? В этой связи необходимо сказать, что наиболее интересной была работа над газовой турбиной для бронированных боевых машин (см. раздел 3). Кроме того, известна его работа над одним проектом турбореактивного двигателя, который описывается в нижеследующем разделе.

## Одноразовый двигатель 109-005 (TL)

Когда во второй половине 1944 года войска союзников продвигались по территории Франции, немцы постепенно утрачивали свои стартовые площадки, используемые для запуска самолетов-снарядов Fi 103 (Faу-1) с целью нанесения ударов по Лондону. Выбитые с территории Франции в центральную часть Голландии, подразделения, на вооружении которых состояли самолеты-снаряды Фау-1, могли атаковать только такие цели, как Антверпен в связи с небольшой дальностью полета этих снарядов. Для поражения целей на дальностях свыше 240 км немцы безуспешно попытались осуществить запуск самолетов-снарядов с бомбардировщика He 111 или увеличить запас топлива самолета-снаряда за счет уменьшения веса боевой головки. Кроме того, они попытались уменьшить расход топлива

пульсирующей реактивной силовой установки Аргус 109-014 (см. раздел 7) или заменить эту установку более эффективной установкой. В этой связи Техническое управление оговорило возможность использования небольшого турбореактивного двигателя, который не только увеличивал бы дальность полета Fi 103 за счет меньшего расхода топлива, но позволил бы устранить недостатки самолета-снаряда с пульсирующим реактивным двигателем. К таким недостаткам относились необходимость использования специальной катапульты для запуска, малая скорость полета и низкий практический потолок, что в целом привело к большим потерям самолетов-снарядов. Очевидно, что основными характеристиками турбореактивного двигателя для этих самолетов-снарядов должны были быть максимальная простота и экономичность при изготовлении, что связано с одноразовым применением самолета-снаряда. Что касается простоты конструкции, то турбореактивный двигатель нельзя никоим образом сравнить с пульсирующим реактивным двигателем.

Официальное указание на проведение проектных расчетов по одноразовым турбореактивным двигателям было отдано, очевидно, в октябре 1944 года, но известны только проекты БМВ (Р.3307) и Порше. В любом случае проект Порше с условным обозначением «109-005» был, как представляется, единственной и серьезной работой в этой области. В то время как пульсирующий ракетный двигатель Аргус 109-014 имел статическую тягу 350 кг, турбореактивный двигатель 109-005 был рассчитан на статическую тягу 500 кг. Хотя этот турбореактивный двигатель был спроектирован доктором Порше и его группой, этот проект был передан позднее доктору Макс Адольфу Мюллеру, задача которого состояла в том, чтобы все его практические наработки нашли отражение в конструкции этого двигателя на основе большого опыта этого конструктора в области разработки газовых турбин. В других проектах опыт Макса Адольфа Мюллера оказался неоценимым при работе над реактивными двигателями для фирм Junkers и Heinkel-Hirth, когда в феврале 1945 года он заменил доктора Альфреда Мюллера для работы над проектом газовой турбины для боевой бронированной машины (см. раздел 3). Описание проекта турбореактивного двигателя 109-005, сконструированного в конце войны, представлено ниже. В этой связи необходимо отметить, что проектные работы по этому двигателю не были закончены, причем не было изготовлено никаких деталей этого двигателя. Тем не менее, были проведены испытания отдельных систем, например, системы сгорания.



## Описание двигателя 109-005

К сожалению, никаких чертежей этого турбореактивного двигателя, интересного с точки зрения конструкции, не сохранилось. В базовую схему двигателя входили осевой компрессор, восемь индивидуальных камер сгорания, одноступенчатая турбина и выхлопное сопло с фиксированной площадью поперечного сечения. В двигателе можно отметить характерные особенности, свойственные двигателям конструкции Мюллера и его опыту работы с фирмой Heinkel-Hirth, одной из которых было включение в схему осевой подпорной ступени перед компрессором. Для изготовления всего двигателя требовалось 130–140 чел.-час. или немного более 1/5 от времени, необходимого для изготовления серийных двигателей фирм BMW и Junkers.

### Секция воздухозаборника

Воздуховод воздухозаборника был направлен к задней части двигателя для формирования диффузора, необходимого для уменьшения скорости входящего воздуха на первой ступени компрессора в диапазоне от 180 м/с до 140 м/с. На достаточно большом расстоянии от компрессора (перед ним) в воздуховоде воздухозаборника была установлена осевая подпорная ступень, которая вращалась со скоростью 4500 об/мин, что составляло чуть меньше одной трети скорости вращения компрессора. Хотя использование таких новейших устройств, как индуктор, было связано с возникновением неисправностей в работе двигателя одноразового применения, существует четыре довода в его пользу:

- а) индуктор обеспечивал первоначальное закручивание воздуха в направлении вращения компрессора;
- б) индуктор обеспечивал подогрев воздуха и тем самым предотвращал обледенение в первом ряду лопаток статора;
- в) индуктор обеспечивал увеличение температуры воздуха в воздухозаборнике, что позволяло получить более высокие абсолютные скорости в начальных ступенях компрессора без превышения критического значения числа  $M$ ;
- г) индуктор обеспечивал увеличение давления и температуры в первых ступенях компрессора, что увеличивало расход воздуха через компрессор и позволяло использовать меньшее количество ступеней компрессора.

### Компрессор

Количество ступеней, использованных в осевом компрессоре, неизвестно. Компрессор был рассчитан на коэффициент полезного действия, равный 0,78, и степень сжатия 2,8:1 при статической тяге и 50 % реактивной силе. Для компрессора было выбрано число  $M = 0,78$ , причем это число оставалось постоянным для всех ступеней, так как позволяло использовать лопатки, прессованные из листового металла или отлитые с меньшей точностью, несмотря на то что более высокое число  $M$  увеличило бы КПД. Лопатки как ротора, так и статора, имели толщину, равную 12 % хорды, а их профили повторяли измененное сечение NACA с увеличением кривизны к задней кромке. Лопатки ком-

прессора были также закручены для поддержания постоянного угла атаки по их длине, в то время как скорость вращения на концах лопаток ротора была одной и той же для всех ступеней, что отчасти облегчает их изготовление.

### Система сгорания

В двигателе было восемь индивидуальных камер сгорания, заключенных в кольцевую оболочку. Каждая камера состояла из топливной форсунки и кольцевого пилотного отражателя внутри цилиндра первичного воздуха, конец которого входил внутрь передней части большего цилиндра вторичного воздуха. Горение начиналось в вихре кольцевого отражателя и заканчивалось в первичном цилиндре, и образовавшийся в результате этого горячий газ соединялся с вторичным воздухом, входящим через кольцевое пространство между двумя цилиндрами. Скорость воздуха на пусковых фазах равнялась 10 м/с; средняя скорость газа в камере сгорания была равна 60 м/с, и при испытании одной камеры коэффициент полноты сгорания составлял 94–95 % при давлении впрыска топлива, равном 60 атм. Планировалось, что подача топлива J2 в подпружиненные топливные форсунки с приемлемым сечением будет осуществляться с помощью шестеренчатого насоса Barmag.

### Турбина

Лопатки турбины с воздушным охлаждением изготавливались из листовой хромоникелевой стали и были аналогичны лопаткам двигателя BMW 109-003. Однако, вместо чисто механических (штифты и т. п.) методов крепления лопаток к рабочему колесу турбины, лопатки приваривались после того, как их V-образные основания вставлялись в соответствующие пазы в венце рабочего колеса. Ожидалось, что сварка обеспечит распределение напряжений на более широкой площади. Кроме того, приварка лопаток облегчила использование колеса турбины, изготовленного из двух дисков листового металла, которые выгорали по периферии. Такая турбина из листового металла была очень экономична с точки зрения затрат материала и рабочей силы, поэтому в случае отказа при испытании все колесо турбины могло быть демонтировано и заменено.

Температура газа в камере сгорания падала от 800 °C до 660 °C на выходе из лопаток соплового аппарата (или направляющих лопаток), а затем до 610 °C на выходе из лопаток колеса турбины. В отличие от обычной для немецких фирм практики охлаждения полых лопаток турбины, охлаждающий воздух не забирался от компрессора, а подавался от отдельного источника (вероятно, забирался из атмосферы), поскольку всасывающее действие внутри вращающихся лопаток соответствовало необходимым требованиям с учетом непродолжительного срока службы ракеты.

### Выхлопное сопло

Поскольку двигатель должен был работать в узком диапазоне скоростей и высот полета, регулируемое сопло (с изменяемым критическим сечением) было признано нецелесообразным и позволило решить все проблемы,



связанные с автоматической работой регулируемого сопла.

Характеристика двигателя 109-005 приведена ниже.

Статическая тяга — 500 кг; 340 кг при скорости 650 км/час на высоте 4000 м  
 Скорость вращения ротора — 14500 об/мин  
 Вес (базового двигателя) — 180 кг  
 Вес полностью укомплектованного двигателя — 200 кг  
 Степень сжатия — 2,8:1  
 Удельный расход топлива — 1,38 кг топл./кг тяги·ч при статической тяге;  
 1,7 кг топл./кг тяги·ч при скорости 650 км/час на высоте 4000 м  
 Удельный вес — 0,40  
 Диаметр — 0,650 м припл., со всеми обтекателями  
 Длина — 2,850 м

Сравнительные характеристики самолета-снаряда Fi 103 (Фау-1) с обычным пульсирующим реактивным

двигателем Аргус 109-014 или с проектируемым турбореактивным двигателем Порше 109-005 приводятся ниже. Насколько нам известно, размеры самолета-снаряда, боевая головка и запас топлива для двух вариантов должны были остаться без изменений.

	Самолет-снаряд с двигателем Аргус 109-014	Самолет-снаряд с двигателем Порше 109-005
Максимальная рабочая скорость	645 км/час	650 км/час
Максимально возможная скорость	800 км/час	900 км/час
Потолок	3000 м	4000 м или более
Дальность (при запуске с земли)	240 км	700 км

## Заключение

Хотя Фердинанд Порше и его группа конструкторов завоевала признание в области технического проектирования, особенно в проектировании автомобилей и танка «Тигр», работа этой группы, связанная с разработкой газовых турбин и турбореактивных двигателей, была свернута на более позднем этапе, и поэтому шансы на разработку или испытания таких двигателей были невелики. Хотя есть некоторые доказательства того, что Порше в свое время проектировал различные небольшие турбореактивные двигатели. Нам известна только часть информации по двигателю 109-005, который, как сказано выше, был передан для окончательной доводки доктору М.А. Мюллеру. Однако после войны американские исследователи критически отзывались о проекте и некоторых идеях Мюллера, например о системе впрыска топлива для двигателя 109-005. После своего осво-

бождения из лагеря Шлатт Мюллер воспроизвел подробный сборочный чертеж двигателя 109-005, переданный американцам, но дальнейшая судьба двигателя и самого Мюллера неизвестна. Вместе с тем необходимо отметить, что из приведенных выше характеристик видно, что самолет-снаряд с небольшим одноразовым турбореактивным двигателем был в такой же степени уязвим со стороны средств ПВО союзников, что и самолет-снаряд с пульсирующим реактивным двигателем. Однако в этом случае основная цель, связанная с увеличением дальности его полета, была бы достигнута, и процесс ввода в действие был бы упрощен и стал бы более гибким. В настоящее время фирма Porsche работает в области автомобилестроения в Штутгарте-Цуффенхаузене, а сам основатель фирмы Фердинанд Порше умер в январе 1952 года.



## Раздел 3

## Газовые турбины для наземных транспортных средств

В течение 1943 года в Германии серьезно занялись изучением проблемы возможного использования газовой турбины на наземных транспортных средствах. К этому времени единственным наземным транспортным средством, приводимым в движение газовой турбиной, был экспериментальный локомотив, который фирма «Швейцарские федеральные железные дороги» заказала в начале 1939 года. Силовая установка, построенная фирмой Brown Boveri (г. Баден, Швейцария), обеспечивала мощность 2200 л.с., необходимую для приведения в движение локомотива с помощью электрической силовой передачи. Испытания на железной дороге начались после приемочных испытаний силовой установки в сентябре 1941 года, но в военное время эти испытания были ограничены из-за нехватки топлива. Что касается Германии, то только в 1944 году, когда Вторая мировая война уже шла к завершению, власти этой страны стали проявлять интерес к вопросу применения газовой турбины на наземных транспортных средствах. Официальной организацией, пожелавшей поддержать такую разработку, стало Управление вооружений сухопутных войск, и интерес этого ведомства лежал не в области локомотивостроения, а в области создания боевых бронированных машин. На передний план среди таких машин выходили, конечно, танки и самоходные артиллерийские установки, и именно для них была востребована газотурбинная силовая установка, которая могла отвечать определенным требованиям.

Причины для начала такого радикального проекта в то время, когда ресурсы Германии сокращались, были разные, но основным аргументом являлось то, что газовая турбина могла работать на гораздо более низкосортном топливе, чем двигатели внутреннего сгорания, находившиеся в то время в эксплуатации, и ввиду критического положения с топливом в Германии такие соображения преобладали. К тому времени большая часть топлива производилась либо синтетическим способом, либо на основе неочищенной нефти, импортируемой из Румынии. Производство такого низкосортного топлива позволяло экономить время и усилия при производстве, последовательно увеличивая объем его выработки. Еще одной причиной заинтересованности в применении газовой турбины являлось то, что такая турбина имела большую мощность для данного размера и веса транспортного средства (и, в любом случае,

большую мощность, чем можно было получить при использовании танковых двигателей традиционной конструкции), и поэтому она больше подходила для более тяжелых танков с высокими ходовыми качествами, которые разрабатывались для противодействия бронетанковой технике союзников, имевшей численное превосходство. Дополнительное отличие газовой турбины от поршневого двигателя состояло в том, что она была более простой конструкции и более дешевой при производстве, более плавной в работе, не требовала дополнительной системы охлаждения, а также в том, что проблема очистки воздуха была если не устранена, то, по крайней мере, упрощена. В связи с последним утверждением стоит отметить, что немецкая бронетанковая техника слишком часто выходила из строя из-за абразивного воздействия песка и щебня, а когда возникала необходимость в поставках запасных частей для бронетанковой техники на Восточный фронт и в Африку, немецкая система снабжения работала неэффективно, не поспевая за нуждами военных.

Вся ответственность за выполнение проекта создания газовой турбины была возложена на инженера Отто Задника (Porsche), который работал в небольшом конструкторском бюро в городе Рейнау на австрийско-швейцарской границе совместно с четырьмя другими инженерами: Вайтцелем, Херманном, Копелем и Юнгом. Отто Задник, который был специалистом главным образом по электрическим приводам, получил задание спроектировать силовую установку и курировать весь процесс монтажа турбины на транспортном средстве. Чтобы обеспечить заданные требования, в его обязанности входила координация работы различных специалистов, занимавшихся комплектующими частями и аппаратурой управления для газовой турбины. Ведущим специалистом, главным разработчиком газотурбинных силовых установок Kraftfahr Technische Versuchsanstalt der SS (Научно-исследовательский отдел двигателей службы СС) в Ст. Аэгид, Нидердонау, под Веной, был доктор Альфред Мюллер.

Доктор Мюллер имел большой опыт в разработке турбин и турбонагнетателей для самолетов и начинал свои исследования в Высшей технической школе Штуттгарта. В 1936 году, в связи с защитой докторской диссертации в этой школе, он проводил специальные исследования по турбинам с компрессором наддува (по



предложению профессора В. Камма), и эта работа сделала его убежденным сторонником применения в будущем газовой турбины для всех видов полетов. К 1937 году Мюллер работал в фирме BMW в качестве независимого консультанта по проведению экспериментов с полыми лопатками турбины и по другим проблемам турбореактивных двигателей, и именно в 1943 году он безуспешно пытался заинтересовать военных специалистов возможностями применения газовой турбины в качестве силовой установки танков. В январе 1944 года он закончил разработку перспективного турбонагнетателя, известного как модель BMW тип 801, который был пригоден для поршневых двигателей различных фирм, и его следующей главной задачей стала разработка газовой турбины для боевых бронированных машин.

## Первые проекты

На встрече с представителями Управления вооружений сухопутных войск, состоявшейся в Дрездене 30 июня 1944 года, было решено создать все необходимые условия для работы доктора Мюллера и его помощника инженера Кольба, которым ставилась задача — спроектировать установку с выходной мощностью 1000 л.с., массовым расходом воздуха 8,5 кг/с и температурой в камере сгорания 800 °C. Хотя было понятно, что газовая турбина для транспортных средств по многим своим характеристикам сильно отличается от самолетной турбины, тем не менее, опыт работы и данные, полученные на основе исследований Мюллера, сформировали основу проведения большей части работ по газовой турбине, предназначенной для боевых бронированных машин.

На рис. 3.1 показаны пять основных схем газовой турбины, которые изучались в Германии для их использования на наземных транспортных средствах. Эти схемы подробнее будут описаны ниже.

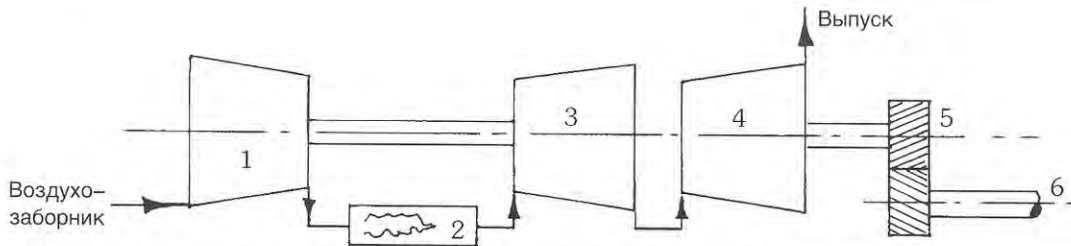
К разработке первой схемы (см. рис. 3.1А) Мюллер приступил в июле 1944 года. Данная схема включала в себя диагональный компрессор, за которым следовал пятиступенчатый осевой компрессор, непосредственно соединенный с двухступенчатой турбиной для подачи горячего газа для третьей турбины. Третья турбина была установлена соосно за двумя другими турбинами без каких-либо механических соединений и обеспечивала силовой привод к передаточным узлам транспортного средства. Данная конструкция (см. рис. 3.2) имела тот недостаток, что при снятии нагрузки (например при переключении передач) третья, рабочая турбина раскручивалась до опасно больших оборотов. При этом возникали две трудно выполнимые задачи. Либо рабочую турбину нужно было сильно притормаживать при отсутствии нагрузки, либо в этот период необходимо было отводить от силовой турбины горячие газы. Был принят первый вариант решения задачи, поскольку свободно вращающаяся турбина имела хорошие характеристики крутящего момента, при перегрузке могла притормаживаться и немедленно восстанавливать полную мощность при снижении нагрузки, благодаря это-

му компрессор всегда оставался в рабочем состоянии. Этот проект 12 августа был предложен для анализа и подвергнут критике как слишком дорогой и непригодный для применения с вращающимися топливными форсунками, которые считались экономичными для впрыска низкосортного топлива.

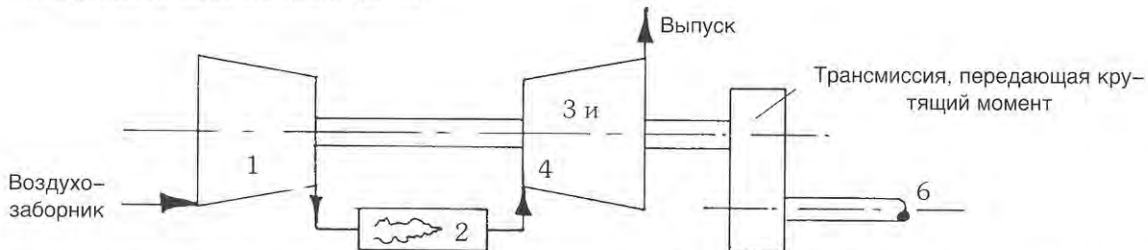
Поэтому был предложен новый проект, в котором для облегчения разработки конструкции такие элементы, как диагональный компрессор и барабанный ротор, были взяты из турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 А. Кроме того, по причинам экономии должны были использоваться только два опорных подшипника вместо шести, предложенных в первом проекте, и это, конечно, означало отказ от использования схемы с отдельной рабочей турбиной. К 14 сентября 1944 года второй проект (см. рис. 3.3) был готов к испытаниям с учетом основной характерной особенности — все три ступени турбины были установлены на общем барабанном роторе, в результате чего возникала необходимость применения метода поддержания крутящего момента вне турбины (см. рис. 3.1В). Хотя электрический привод в этом случае был бы идеальным решением, дефицит меди в Германии исключал его применение, и передача мощности от газовой турбины должна была осуществляться через гидравлический трансформатор какого-либо типа, например гидростатический трансформатор Thoma или гидродинамический трансформатор Föttinger. Поскольку было оговорено применение вращающихся топливных форсунок, они были включены в состав конструкции; но если посмотреть на рис. 3.3, то станет очевидным, что в качестве альтернативы можно использовать и фиксированные форсунки. Для того чтобы предотвратить создание центробежными силами во вращающихся форсунках давления топлива в 350 атмосфер, было разработано устройство, уменьшающее эффективную длину гидравлической струи топлива. Вращающиеся форсунки позволяли избегать температурных местных перегревов на лопатках статора турбины, но, конечно же, не давали такого же эффекта на рабочих лопатках ротора турбины. Тем не менее, как уже отмечалось, их выбор был обусловлен необходимостью обеспечить использование топлива самого низкого сорта, что являлось главной причиной разработки данного проекта вообще. Хотя для данного проекта конструкции был разработан диагональный компрессор Хейнкель-Хирт, в будущем для замены компрессоров старой конструкции планировалось также разработать девятиступенчатый осевой компрессор большей эффективности (КПД). Первоначально попытки привести в соответствие скорость вращения компрессоров обоих типов и скорость вращения турбины были неудачными, но в итоге удалось согласовать этот показатель, который составил 14000 оборотов в минуту, и уже 29 сентября 1944 года был получен заказ на разработку обоих типов компрессоров.

Другая сложная проблема возникла, когда стало ясно, что компрессоры после модернизации должны подходить также для установки на турбореактивные двигатели самолетов, и, соответственно, расход воздуха ком-

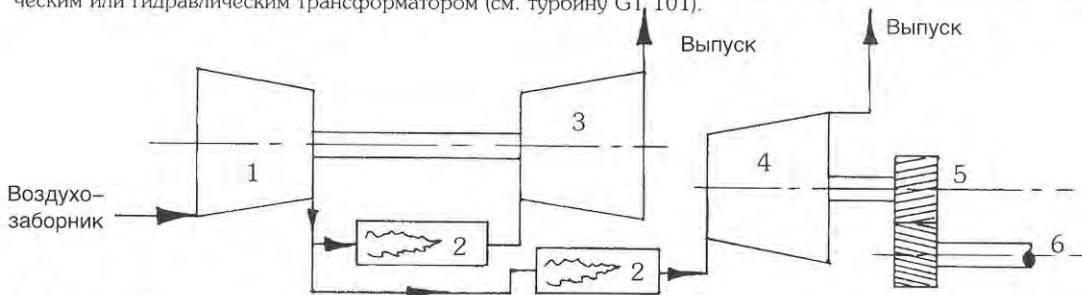




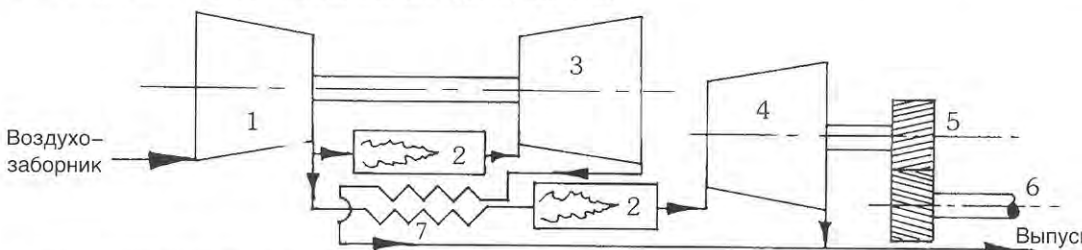
А. Одна турбина для привода компрессора и одна турбина для выработки выходной мощности. Обе турбины используют газ из одной системы сгорания.



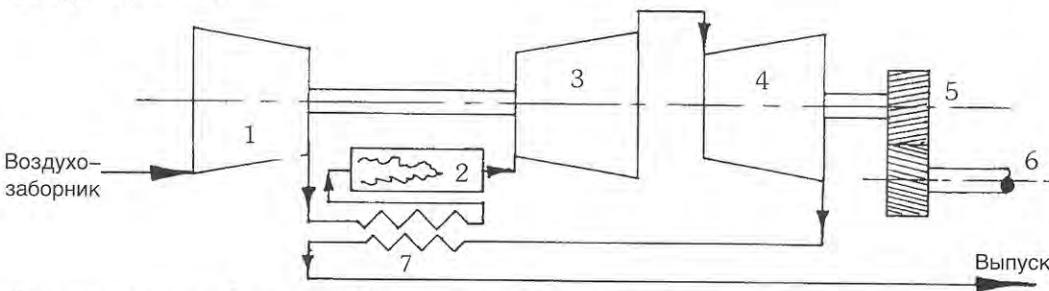
Б. Одна турбина для привода компрессора и выработки выходной мощности. Необходима трансмиссия с электрическим или гидравлическим трансформатором (см. турбину GT 101).



В. Одна турбина для привода компрессора и одна турбина для выработки выходной мощности. Две отдельные системы сгорания от одного компрессора (см. турбину GT 102).



Г. Аналогично схеме В, но с теплообменником перед камерой сгорания для рабочей турбины. Другой теплообменник также может устанавливаться до основной камеры сгорания с целью дальнейшего снижения расхода топлива (см. турбину GT 103).



Д. Аналогично схеме А, но теплообменник установлен до камеры сгорания.

**Условные обозначения:**

- 1 – компрессор
- 2 – камера сгорания
- 3 – турбина привода компрессора
- 4 – рабочая турбина
- 5 – редуктор
- 6 – выходной вал
- 7 – теплообменник

Рис. 3.1. Основные схемы газотурбинных (GT) агрегатов для наземных транспортных средств, которые разрабатывались в Германии



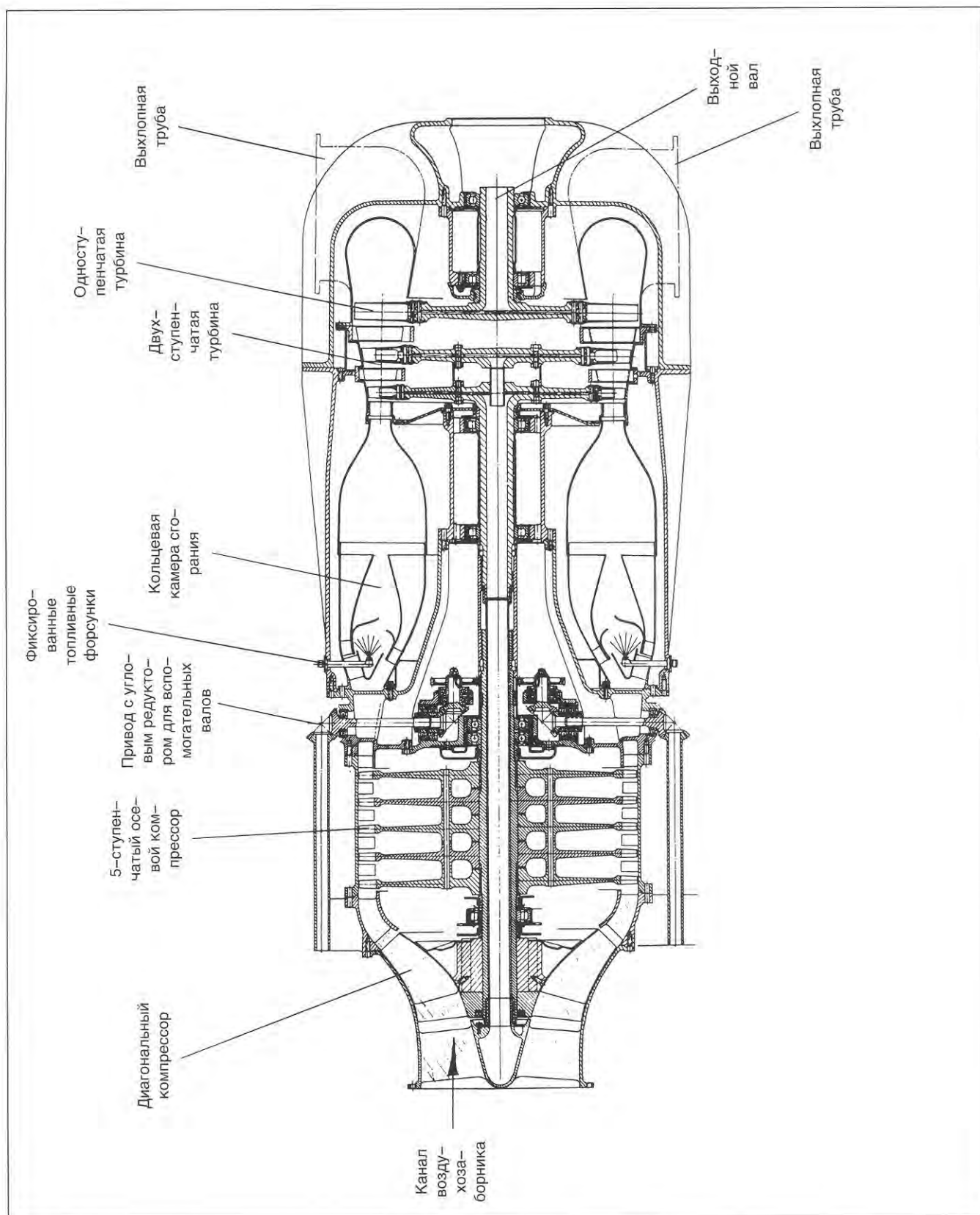


Рис. 3.2. Первый газотурбинный агрегат для боевых бронированных машин



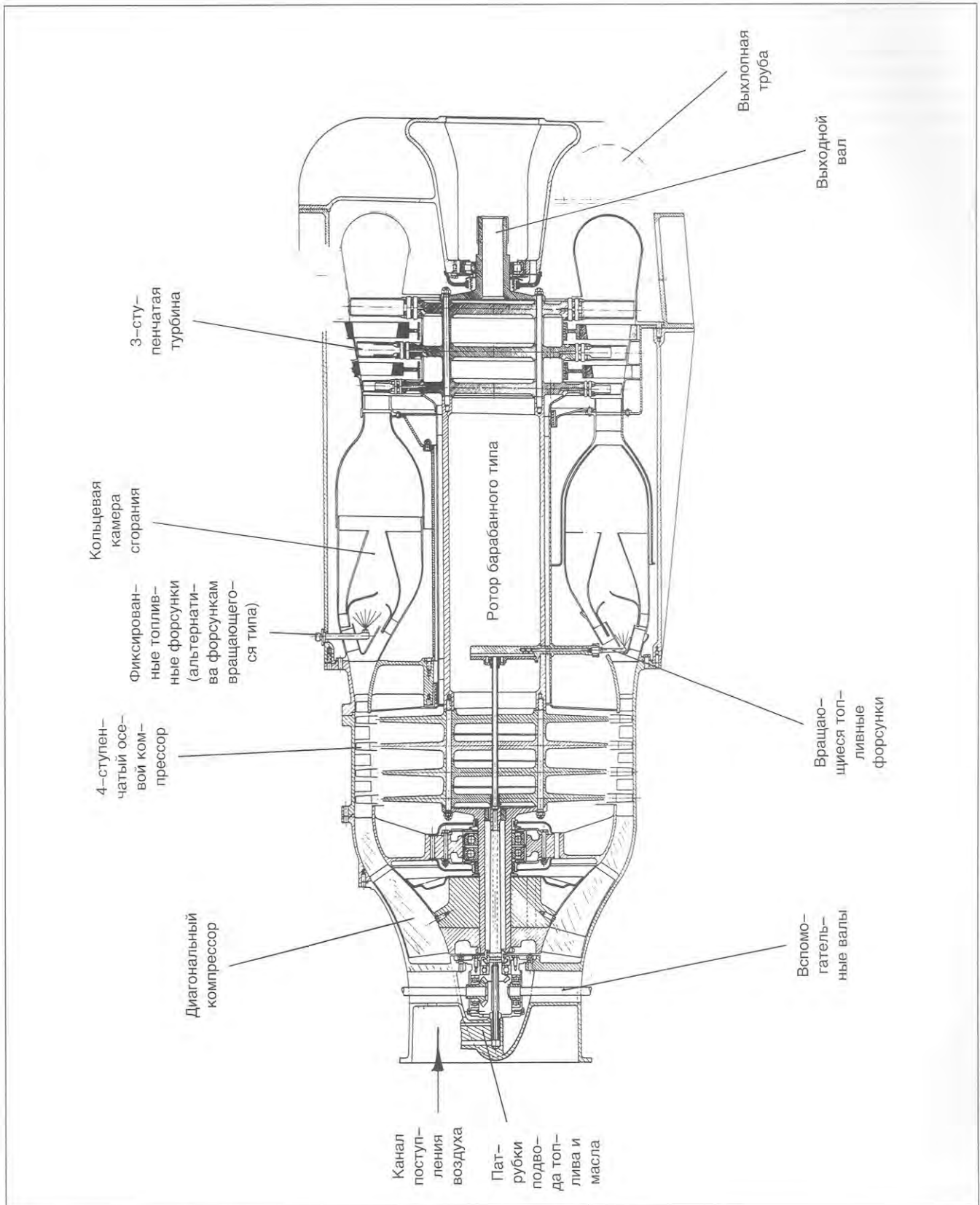


Рис. 3.3. Второй газотурбинный агрегат для боевых бронированных машин



прессора боевой бронированной машины должен быть увеличен до 10 кг/с. Кроме того, проектная группа вместе со стационарными топливными форсунками решила принять модифицированную конструкцию кольцевой камеры сгорания (уже используемой в турбореактивном двигателе BMW 109-003 A) и сконцентрироваться на разработке компрессора осевого типа. Более тщательное исследование конструкции ротора показало необходимость использования третьего подшипника, расположенного между компрессором и секциями турбины, чтобы избежать чрезмерного прогиба ротора под воздействием ударных нагрузок (возникающих, например, при наезде на мину), которые из-за контакта кожуха с вращающимися лопатками могли бы привести к разрушению ротора. Все эти новые соображения привели к возникновению третьего варианта, который оказался окончательным проектом турбины, имеющей соосную компоновку (с маркировкой В, см. рис. 3.1), который получил условное обозначение GT 101. Эскизный проект этого агрегата, подвергшийся серьезному анализу, был завершен к середине ноября 1944 года и стал первым проектом газотурбинного двигателя для танка.

В качестве первоначального образца танка, который должен был быть оснащен агрегатом GT 101, был принят танк Panzerkampfwagen VI (Тигр I) (машина специального назначения 181), однако для нового агрегата,

который, хотя и имел меньший объем, чем традиционный двигатель, но был больше его по длине, не хватало пространства для его размещения. Поэтому для установки агрегата был выбран танк Panzerkampfwagen V «Пантера» (машина специального назначения 171), и с 25 сентября 1944 года все последующие мощности производства должны были сконцентрироваться на выпуске этого танка (см. рис. 3.4 и 3.5). Первые экспериментальные испытания агрегата должны были проводиться с танком Jagdpanzer VI (Истребитель тигров) (sd.kfz. 186), опытный образец которого был выпущен на заводе «Порше».

С согласованным к этому времени проектом ГТА стало возможным более тщательное исследование его потенциальных возможностей. Особый интерес представляла удельная выходная мощность (или отношение мощности двигателя к весу транспортного средства) предложенного танка «Пантера» с газотурбинным (GT) двигателем, так как чем больше это отношение, тем больше маневренность и ускорение данного транспортного средства, и, соответственно, тактические возможности. Удельная выходная мощность некоторых основных типов танков Второй мировой войны указана в таблице, представленной ниже.

Приведенные цифры позволяют понять, почему осенью 1941 года русский танк Т-34 оказался столь «грозным оружием» для немцев, когда они впервые столкну-



Рис. 3.4. Танк «Пантера» (Panzerkampfwagen V G) (машина специального назначения 171). В сентябре 1944 года танк «Пантера» этой модификации был выбран для размещения газотурбинной установки с целью увеличения соотношения мощности к весу. Танк «Пантера», оснащенный обычным поршневым двигателем, доказал, что является грозным оружием. (Центр королевских бронетанковых войск, Бовингтон)



Наименование	Вес (тонн)	Удельная выход- ная мощность (л.с./т)	Максимальная скорость (км/час)
Русский танк Т-34	26	20	53
Немецкий танк «Пантера»	46	13,5	54
Американский танк «Шерман»	30	13	39
Немецкий танк «Тигр»	60–70	11–9	45
Английский танк «Черчилль»	38	10	26

лись с ним на поле боя на Восточном фронте. Танк Т-34 оказал серьезное влияние на разработку танка «Пантера», однако немецким специалистам не удалось добиться получения необходимой удельной выходной мощности. Наиболее мощным, полностью отработанным двигателем, которым располагали немцы в тот период, был поршневой бензиновый двигатель Майбах HL 230 P30 мощностью 700 л.с., причем из этой развиваемой мощности около 80 л.с. расходовалось на вентиляторы охлаждения и вспомогательные устройства, а остальные 620 л.с. обеспечивали танку «Пантера» удельную выходную мощность около 13,5 л.с. на тонну. Попытки повысить эту мощность за счет использования большего поршневого двигателя могли оказаться напрасными, так как в этом случае необходимо было бы увеличить размер отсека двигателя и топливные баки, а значит, увеличить площадь броневой защиты и, соответственно, вес машины вместе с ходовой частью, а также ухудшить рабочие характеристики и создать большую площадь для атак со стороны противника. (Разработчики надеялись увеличить мощность двигателя Майбах до 900 л.с. путем впрыска бензина, но тогда этого не удалось добиться.) С установкой газотурбинного агрегата предполагалось, что удельная выходная мощность танка «Пантера» будет удвоена и при мощности 27 л.с. на тонну он будет значительно превосходить все другие боевые бронированные машины. Что касается максимальной скорости, то на дорогах с твердым покрытием разработчики хотели бы получить скорость 60 км/час, но из-за ударов при движении (которые прямо пропорциональны квадрату скорости движения) ходовая часть и гусеницы подверглись бы сильному износу и частым поломкам. Считалось, что, прежде всего, необходимо свести к минимуму отрицательное воздействие этих факторов, и поэтому генерал-инспектор танковых войск (General der Panzerkampfwagen) ограничил максимальную скорость движения танков до 40 км/час, маршевую скорость до 30 км/час и скорость сопровождения до 25 км/час, хотя фактическая скорость была меньше указанных значений. В соответствии с целями проектирования планировалось, что танк «GT Пантера» (с газотурбинным двигателем) должен иметь такую же скорость движения, как и танк «Пантера» с обычным двигателем, — до 54 км/час.

## Газотурбинная установка GT 101

Несмотря на трудности, возникшие на начальном этапе эксплуатации из-за проблем с размещением установки GT 101 в отсеке двигателя танка «Пантера», была разработана конструкция, при которой выхлопная часть газовой турбины выступала из отверстия в наклонном заднем броневом листе танка, причем такой вариант установки получился идеальным. Этот вариант (см. рис. 3.6) был представлен 9 ноября 1944 года. Фактически установка GT 101 была немного больше, чем обычный турбореактивный двигатель, установленный на самолете и связанный с соответствующей трансмиссией, но, тем не менее, она имела свои особенности. Например, скорость истечения газов в турбине полностью сбрасывалась со счетов и рассматривалась как потеря, несмотря на то, что эта скорость, как в случае турбореактивного двигателя самолета, обеспечивала создание полезной тяги. Поэтому расширяющийся диффузор в танковом двигателе был размещен за турбиной, с тем чтобы частично преобразовывать отработанный газ в давление и, таким образом, минимизировать потери на выходе. Диффузор позволял использовать лопатки соответствующей длины последней ступени низкого давления танковой турбины.

Неудовлетворительные характеристики крутящего момента установки GT 101, вызванные подключением рабочей турбины к компрессору, потребовали использования достаточно сложной трансмиссии, которая была разработана фирмой Zahnradfabrik of Friedrichshafen (ZF). Для этой трансмиссии был необходим блок охлаждения весом в 40 кг и масляный бак емкостью 4,5 литра. Эта гидравлическая трансмиссия имела трехступенчатый автоматический гидротрансформатор, а коробка переключения передач имела шесть скоростей для передвижения по дорогам и шесть скоростей для движения по пересеченной местности. Поскольку в установке отсутствовал синхронизатор, возникла необходимость в использовании автоматического механизма переключения передач, который бы включал понижающую передачу в момент, когда из-за перегрузок частота вращения двигателя уменьшалась до 80 процентов, или повышающую передачу, когда нагрузка на двигатель снижалась. Эта функция выполнялась с помощью управляющего устройства и электрических контактов. Другая сложность возникала из-за того, что установка GT 101 не обеспечивала крутящий момент при частоте вращения ниже 5000 оборотов в минуту. Поэтому, чтобы избежать проблем с запуском боевой машины, использовался небольшой генератор, приводимый в действие двигателем, когда он достигал необходимой частоты вращения. Указанный генератор приводил в действие электрическую муфту сцепления. В случае необходимости автоматическое управление можно было заменить ручным управлением.

Установка GT 101 являлась перспективной также с точки зрения использования этой установки в качестве тормозного устройства двигателя, поскольку при максимальной частоте вращения двигателя на работу компрессора затрачивалась мощность около 2600 л.с. Если





Рис. 3.5. Танк «Пантера» (Panzerkampfwagen V G). Экипаж в момент передышки между боями; один из танкистов внимательно наблюдает за воздушной обстановкой (Государственный архив, Кобленц)

танк при движении вниз по склону излишне раскручивал трансмиссию, то она автоматически начинала торможение двигателя. Еще одна отличительная особенность данной конструкции была связана с большим моментом энергии ротора, которая составляла до 325000 кг·м при 14000 об/мин и была эквивалентна инерции всего танка «Пантера», передвигающегося со скоростью 43 км/час. Таким образом, ротор мог действовать как маховик и энергетический аккумулятор, обеспечивающий подачу сил ускорения при передвижении по пересеченной местности.

Газовая турбина GT 101 имела следующие основные характеристики:

Мощность турбины — 3750 л.с.  
 Мощность, потребляемая компрессором — 2600 л.с.  
 Мощность на выходном валу — 1150 л.с.  
 Скорость вращения при полной нагрузке — 14000 об/мин  
 Скорость вращения без нагрузки — 14500 об/мин  
 Вес — 450 кг  
 Степень сжатия — 4,5:1  
 Удельный расход топлива — 450–500 г/л.с./час при полной нагрузке или 430 г/л.с./ час при 70 %-ной нагрузке  
 Расход воздуха — 10 кг/с  
 Температура газов перед турбиной — 800 °C

Поскольку показатели турбины по расходу топлива были, по крайней мере, на 90–100 % больше по сравнению с нормальным поршневым двигателем, возникла необходимость выполнить определенную работу по модернизации за счет использования теплообменника, который должен был снизить потребление топлива примерно на 30 %. Несмотря на эти шаги, проблемы, возникающие из-за неудовлетворительных показателей крутящего момента газотурбинной установки, были признаны проблемами, не имеющими решения, и данная конструкция была заменена газотурбинной установкой GT 102. Здесь не требуется давать детального описания газотурбинной установки GT 101, поскольку она практически не изменилась при формировании компрессорной группы или группы воздушного генератора установки GT 102, описанного ниже. Так как газотурбинная установка GT 101 имела много общего с установкой GT 102, с целью получения предварительных данных планировалось разместить эту установку в порядке проведения эксперимента вместе с почти стандартной коробкой передач на 71,7-тонный танк Jagdtiger (истребитель тигров).



## Газотурбинная установка GT 102

В декабре 1944 года было решено вернуться к идее использования отдельной рабочей турбины, которая рассматривалась в первой схеме газовой турбины для боевой бронированной машины и была известна как газотурбинная установка GT 102. Тем не менее, в отличие от первой схемы рабочая или силовая турбина больше не находилась в соосном положении за компрессорной турбиной, а смешалась как автономный блок (см. рис. 3.1B). Поэтому газотурбинная установка GT 102 состояла из компрессорной группы с 9-ступенчатыми компрессорами, приводимыми в работу тремя ступенями турбины (по существу, вся газотурбинная установка GT 101), и отдельной камеры сгорания для 2-ступенчатой рабочей турбины, которая соединялась с трансмиссией танка. 70 % сжатого воздуха подавалось в камеру сгорания основной турбины, приводящей в работу компрессор, в то время как остающиеся 30 % воздуха отводились через клапаны регулятора и систему трубопроводов в камеру сгорания вторичной или отдельной рабочей турбины.

Следует напомнить, что основной проблемой конструкции, разработанной в июле 1944 года, была проблема управления свободно работающей турбиной в период снятия нагрузки, например при переключении передач. Предполагалось, что в газотурбинной установке GT 102 с отдельной рабочей турбиной можно будет довольно легко предотвратить ее раскрутку, управляя регулирующими клапанами в системе трубопроводов подачи воздуха от компрессора к вторичной камере сгорания без детальной разработки отвода горячего газа или тормозной системы, необходимой для турбины. Как ожидалось, новая разработка должна была обеспечить крутящий момент при заторможенном двигателе, составляющий примерно 2,33 от крутящего момента при максимальной частоте вращения рабочей турбины, работающей бесперебойно, что могло обеспечить наилучшие показатели при прохождении рвов, для чего нужна была только простая зубчатая трансмиссия с нечастым переключением передач. С другой стороны, преимущество газотурбинной установки GT 102 была бы не такой высокой, как установки GT 101, потому что более легкая рабочая турбина установки GT 102 имела меньшую кинетическую энергию и, следовательно, меньшее количество избыточной мощности, но она могла замедляться без воздействия на компрессорную группу и сразу же ускоряться после снижения нагрузки. Поскольку монтаж газотурбинной установки GT 102 на танке «Пантера» оказался более трудоемким, чем газотурбинной установки GT 101, было принято такое решение, которое показано на рис. 3.7.

Хотя компрессор должен работать при расходе воздуха 10 кг/с (как в установке GT 101), компрессорная турбина должна работать при расходе воздуха 7 кг/с, поскольку воздушный поток, расход которого составлял 3 кг/с, сразу же после компрессора отводится в камеру сгорания отдельной рабочей турбины. Это позволяло уменьшить либо длину основного вытяжного диффузора, либо лопатки третьей ступени турбины. Изготов-

ление более короткого компрессорного узла было бы наиболее желательно, учитывая форму отсека двигателя, для чего и рассматривались различные варианты. Идея монтажа камеры сгорания над компрессором для уменьшения длины компрессорного узла как раз на длину камеры сгорания была отклонена из-за того, что были созданы плохие условия для прохождения воздушного потока, а отчасти и потому, что критическая ситуация на фронтах требовала быстрой разработки газотурбинной установки. Предлагалось также разделить компрессорную группу на отдельные агрегаты — компрессор, камеру сгорания и турбину, связанные между собой системой трубопроводов и т. д. Несмотря на то, что этим достигалась необходимая форма газотурбинной установки, такая компоновка тоже требовала слишком большого объема. Также предусматривались другие способы уменьшения длины газотурбинной установки, но было принято решение разрабатывать их в качестве альтернативных проектов (GT 102 Ausf. 2, см. ниже).

## Описание газотурбинной установки GT 102

Компрессорный узел показан на рис. 3.8, а отдельная рабочая турбина (без камеры сгорания) — на рис. 3.9. Газотурбинная установка в сборе показана на рис. 3.7, а ее описание представлено ниже.

### Воздухозаборники

Воздух поступал в отсек двигателя через толстые жалюзи левого борта в верхней хвостовой части корпуса танка и подавался в переднюю часть компрессора через два изогнутых воздуховода, расположенных по обеим сторонам компрессора. Были предприняты попытки установить систему фильтрации воздуха центробежного типа, в состав которой входил глушитель. При этом конструкторы надеялись, что благодаря этому устройству шум в воздухозаборниках будет снижен до удовлетворительного уровня. В системе фильтрации использовались две вентиляционные трубы, для увеличения центробежного эффекта в два раза разбитые на секции по диаметру. Кроме того, были установлены приемные емкости, отделенные центрифугой, для сбора пыли и мелких твердых частиц, которые выдувались из сепараторов независимым центробежным нагнетательным вентилятором. Вентиляционные трубы были рассчитаны на максимальный расход воздуха 10 кг/с и скорость движения воздушной массы около 80 м/с. Главным разработчиком системы фильтрации была фирма Mann und Hummel.

### Компрессор

Компрессор девятиступенчатого осевого типа с 50-процентной степенью реактивности был разработан инженерами Рейтером, Вальдманном и Хринижаком из фирмы Brown Boveri & Cie (Мангейм). Учитывая великолепные результаты, полученные этой фирмой при разработке нового осевого компрессора\* для турбореактивного двигателя BMW 109-003, она же была выбрана.

\* Проект Hermso.



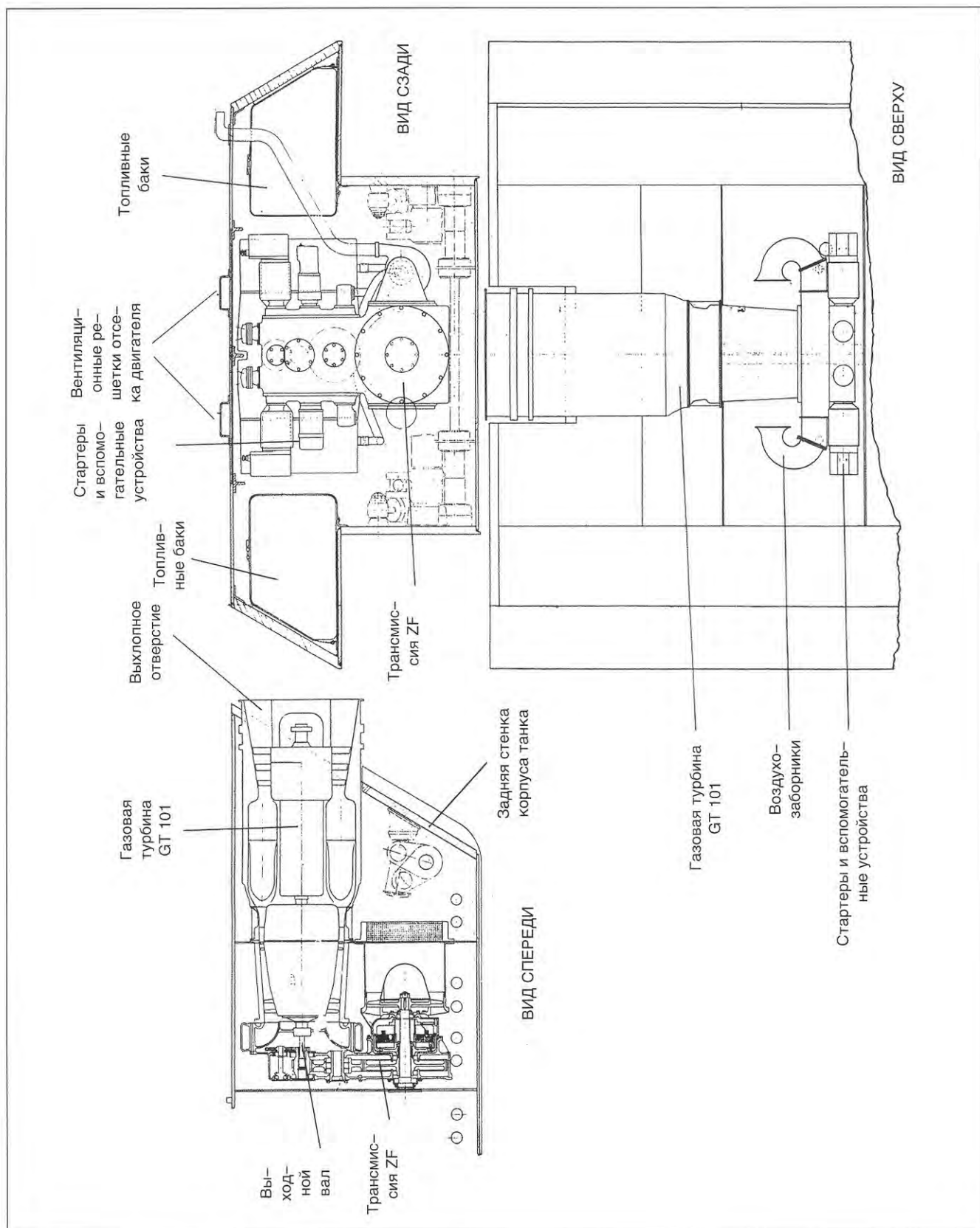


Рис. 3.6. Газотурбинная установка GT 101 в танке «Пантера»



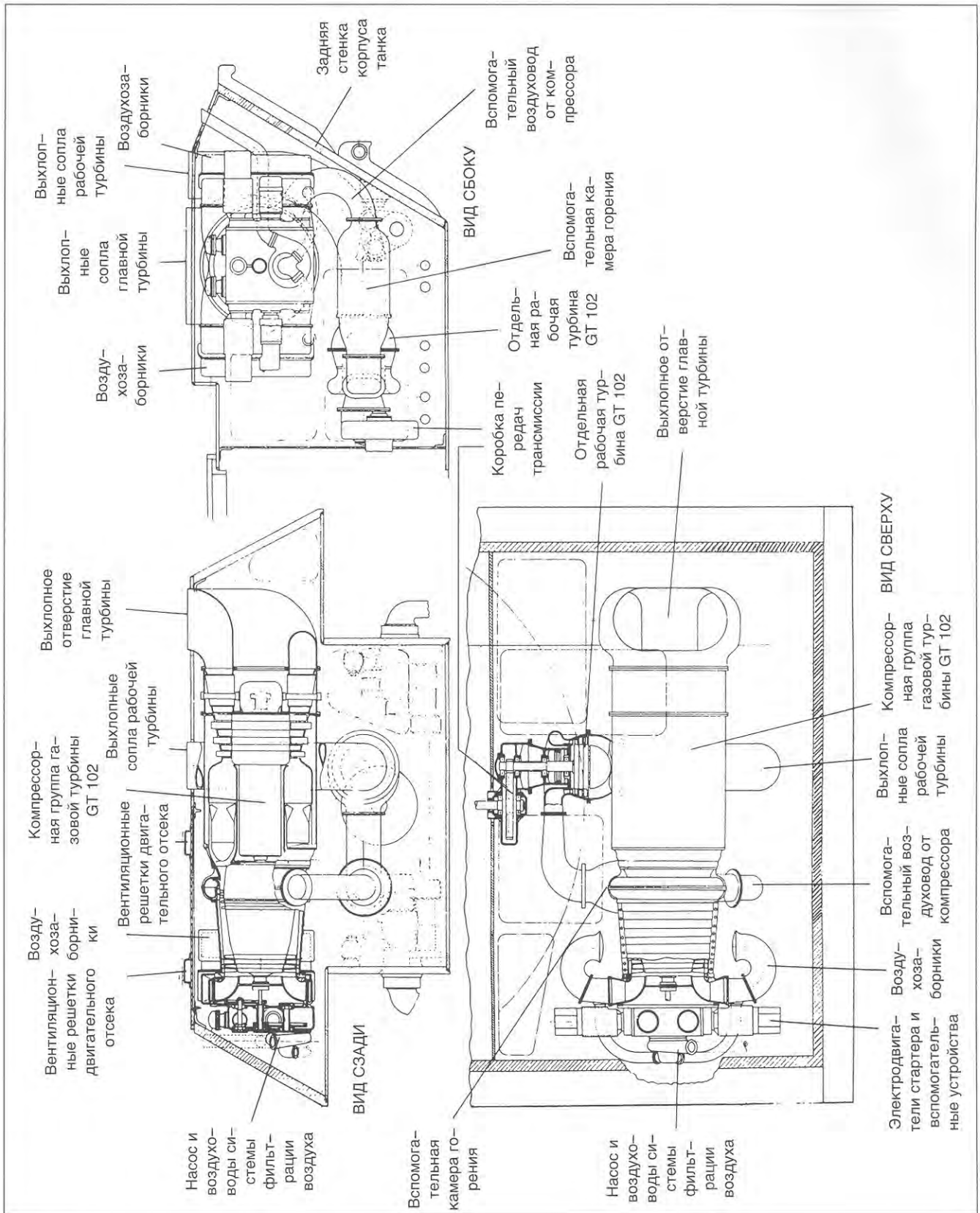


Рис. 3.7. Газотурбинная установка GT 102 в танке «Пантера»



на и для его создания. Поскольку температура воздуха на выходе из компрессора могла в летний период достигать 240 °С, последние два ряда лопаток и дисков ротора изготавливались из стали, хотя для простоты производства на более раннем этапе их делали из легкого сплава. Таким образом, в конструкции ротора использовались металлы с различными модулями упругости и коэффициентами расширения. Для того чтобы обеспечить согласованное взаимное положение между дисками ротора при изменении центробежных сил и температур, кромки каждого последующего диска (с большим нагревом) были расположены внутри фланцев предшествующего диска (с меньшим нагревом), за исключением случаев перехода дисков из легкого сплава на диски из стали, то есть между седьмой и восьмой ступенями, где диск из легкого сплава подгонялся внутри стального диска.

В состав ротора компрессора входили часть дисков компрессора и часть колец, расположенных между дисками для фиксации лопаток в заданном положении. Основание каждой лопатки ротора было запрессовано в косые пазы, расположенные в кромке соответствующего диска, причем замку лопатки сначала придавали шероховатость, чтобы уменьшить зазоры. Затем по обеим сторонам дисков и замкам лопаток делался желобок, и в каждый желобок плотно подгонялась кромка установочного кольца. Потом вся сборка дисков, лопаток и установочных колец стягивалась вместе с помощью длинных соединительных болтов, которые также соединяли сквозные фланцы на переднем и заднем опорных валах. Подобный тип сборки использовался для (фиксированных) лопаток статора компрессора, хотя распорные кольца и лопаточные венцы закреплялись болтами с внешней стороны корпуса компрессора, и их наружный диаметр постепенно увеличивался к задней части таким образом, чтобы внутренние пазы в корпусе могли быть обработаны на станке за один проход. Задний опорный вал компрессора и ротор барабанного типа из турбины не имели жесткой связи, поскольку их взаимное соединение осуществлялось с помощью тонкого мембранного диска соединительной муфты. Этот диск свободно передавал крутящий момент и напряжение при поперечном изгибе, однако при изгибе между турбиной и компрессорными ступенями ротора имел возможность передавать очень небольшие напряжения. Осевое усилие от турбины передавалось заднему опорному валу компрессора посредством длинного стяжного болта, который предотвращал передачу такого осевого давления на вышеупомянутый мембранный диск соединительной муфты. Таким образом, задняя опора компрессора (состоящая из спаренных колец шарикоподшипников) должна была работать в условиях разницы осевого усилия между компрессором и турбиной, причем такая разность в усилиях составляла приблизительно 500 кг. Подшипник для переднего вала компрессора был роликового типа.

Воздух из компрессора подавался в кольцевой канал диффузора, ведущий к основной камере сгорания.

Примерно на полпути вдоль этого канала кромка на внешней стенке отводила часть воздушного потока в кольцевое аккумулирующее пространство, откуда воздух подавался в дополнительную камеру сгорания для рабочей турбины.

#### *Основная камера сгорания*

Кольцевая камера сгорания находилась после канала диффузора компрессора. Эта камера сгорания имела компоновку, аналогичную компоновке турбореактивного двигателя BMW 109-003 А. Для того чтобы воспользоваться преимуществом, предоставляемым конструкциями фирмы BMW, размеры топливных форсунок, а также расстояние между втулками топливных форсунок, воздушными конусными соплами и вспомогательными лопатками для перемешивания воздуха либо пальцами остались неизменными, в то время как диаметр камеры сгорания был уменьшен, а число форсунок сокращено с 16 до 14. Расход воздуха мог уменьшаться (поскольку основная камера сгорания работала только при расходе воздуха 7 кг/с по сравнению с 19,3 кг/с для двигателя BMW), компенсируясь действием более высоких температур на воздухозаборнике и более высоких давлений.

#### *Турбина компрессорного узла*

Особое внимание уделялось разработке турбины компрессорного узла, так как от эффективности (КПД) работы этого устройства в значительной степени зависела эффективность работы всей установки. Кроме того, принимая во внимание дефицит жаропрочных сталей в Германии, существовала проблема разработки полых лопаток с воздушным охлаждением, изготавливаемых из низкосортных сталей. Для привода компрессора использовалась трехступенчатая турбина высокого давления. Лопатки ротора турбины закреплялись в дисках, причем последний диск имел укороченный вал, и они вместе с промежуточными кольцами стягивались длинными соединительными болтами. Те же самые болты соединялись с задней частью полого барабанного ротора, проходящего между внутренними стенками камеры сгорания, для подсоединения к мембранному диску соединительной муфты, прикрепленному к заднему валу компрессора.

Роликоподшипник был расположен на укороченном валу турбины, и, поскольку данный подшипник находился в горячей зоне, требовалось его охлаждение, которое достигалось следующим образом. В канале выпускного диффузора, находящегося за последней ступенью турбины, создавалось давление, которое было меньше давления окружающей среды. Эта разница давлений увеличивалась с помощью малых вентиляционных лопаток, расположенных в последней ступени турбины, и воздух, охлаждающий подшипник, всасывался через четыре полых стойки, приваренных внутри вытяжного канала для поддержки корпуса подшипника. После поступления в зону, окружающую подшипник турбины, охлаждающий воздух через вентиляционные лопатки проходил в вытяжной канал, смешивался с го-



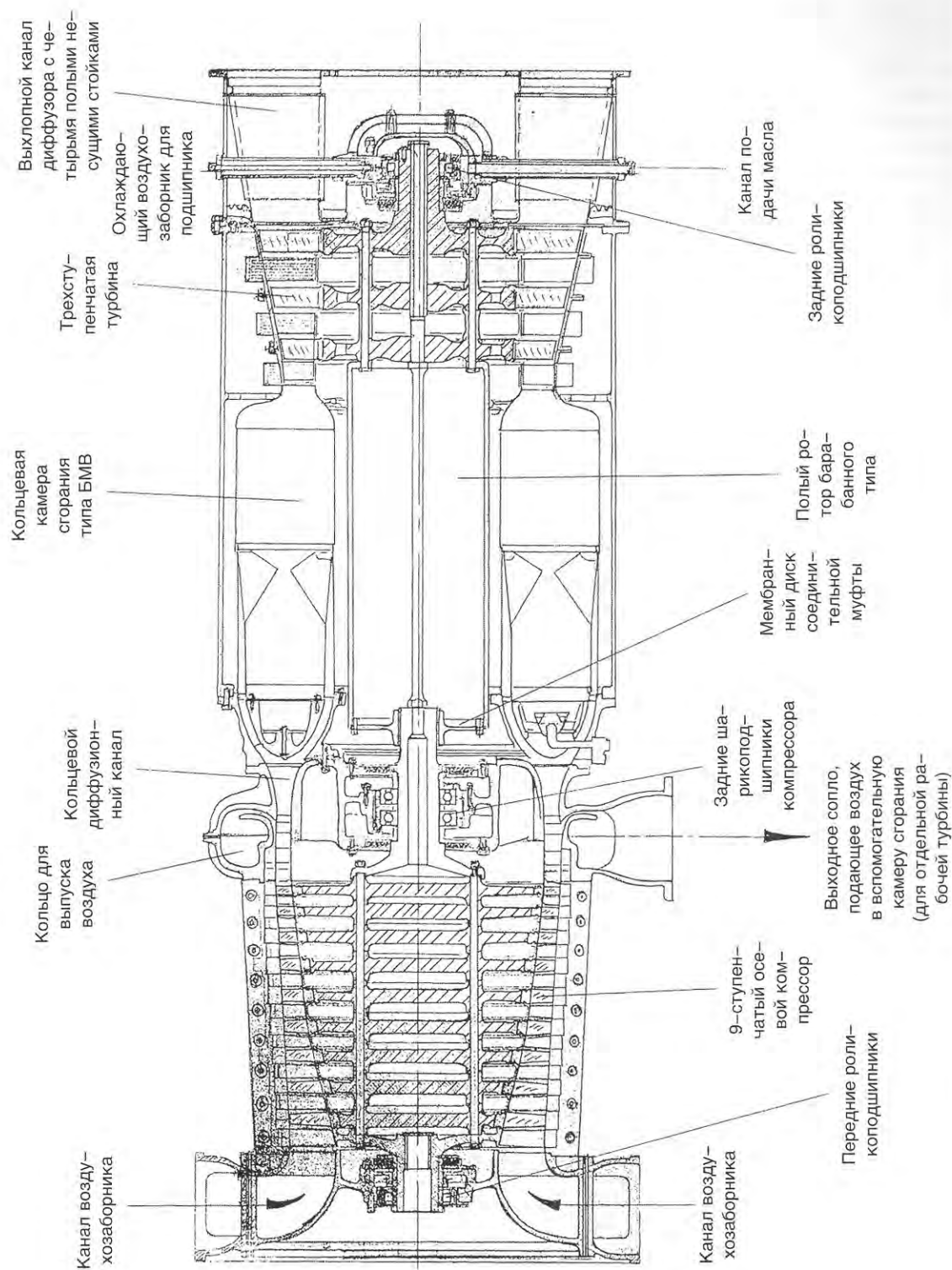


Рис. 3.8. Компрессорной узел газовой турбины GT 102



рячими газами, обеспечивая охлаждение внутренней стенки диффузора.

Длинные полые лопатки ротора и статора турбины с учетом высокого напряжения, связанного с длиной этих лопаток, могли крепиться либо с помощью сварки, либо по методике фиксации основания с проточками, применяемой в турбоагрегатах фирмы BMW. Кроме того, оба типа лопаток могли быть изготовлены путем закрытого прессования заготовок круглого поперечного сечения. На рис. 3.10 показана лопатка ротора турбины со специальной вставкой охлаждения. Эта вставка из стального листа толщиной 2 мм была изогнута в виде петли, через которую пропусклся штифт, и затем обе эти детали вставлялись в предназначенное для них отверстие, расположенное на краю диска. Для создания между вставкой и лопаткой зазора, необходимого для прохождения охлаждающего воздуха, вставка имела поверхность с равномерно расположенными лунками, благодаря которым турбулентность воздуха увеличивалась, а теплообмен улучшался. Аналогичные вставки, но имеющие продольное рифление вместо лунок, были предусмотрены для лопаток статора турбины, которые закреплялись с помощью сварки во втулках лопаточного венца.

Доктор Мюллер провел значительные исследования, связанные с вопросами охлаждения турбины. Для воздушного охлаждения газовой турбины требуется использование некоторой мощности, потребление которой растет с увеличением числа ступеней турбины. Поэтому было проведено тщательное исследование влияния количества ступеней турбины на ее производительность в сравнении с потерями мощности, связанными с воздушным охлаждением турбины. Полученные результаты показали, что производительность трехступенчатой турбины увеличивается на 2,5 %, в результате чего существенно увеличивается выходная мощность и уменьшается расход топлива (по сравнению с турбинами другой компоновки). Таким образом, целью разработки системы воздушного охлаждения явилось обеспечение минимального потребления воздуха и полной очистки потребляемого воздуха от масла во избежание ухудшения эффективности охлаждения из-за карбонизации внутренней полости лопаток. Охлаждающий воздух поступал от диффузора компрессора и проходил через корпус центрального подшипника и мембранный диск соединительной муфты в полый ротор барабанного типа и далее к лопаткам соплового аппарата и рабочим лопаткам турбины. Выхлопные газы из турбины выходили через отверстие, расположенное на правом борту в верхней задней части корпуса танка.

#### *Дополнительная камера сгорания*

Подача воздуха с расходом 3 кг/с для дополнительной камеры сгорания осуществлялась из диффузора, расположенного за компрессором, в круговую или кольцеобразную полость. В этой полости скорость потока воздуха уменьшалась от 110 м/с до 80 м/с, и здесь же осуществлялось дальнейшее изменение давления. Воздух проходил от кольцеобразной полости через выхлопное сопло, связанное с системой труб, ведущей к дополни-

тельной камере сгорания. Камера сгорания и отдельная рабочая турбина, куда подавался воздух, устанавливались, примыкая друг к другу, ниже компрессорного узла, причем их оси находились под прямым углом к оси компрессорного узла. Такое расположение давало возможность получить дополнительную камеру сгорания с необходимой длиной, что создавало равномерную температуру на входном канале турбины. (На рис. 3.7 видно, что ось компрессорного узла находится под прямым углом к продольной оси танка «Пантера» в отличие от оси газотурбинной установки GT 101, которая была расположена параллельно продольной оси боевой машины.) В связи с недостатком времени разработка дополнительной камеры сгорания не была завершена, однако согласно ее конструкции газообразные продукты от камеры сгорания отводились трубопроводам на 180° и затем подавались в кольцеобразную полость у входного канала отдельной рабочей турбины.

#### *Отдельная рабочая турбина*

Чтобы получить конструкцию с минимальным моментом инерции (для быстрого ускорения и замедления), для рабочей турбины вместо трехступенчатой была выбрана двухступенчатая модель (см. рис. 3.9), позволяющая не применять подшипник со стороны выхода газов с высокой температурой и снизить производственные затраты. Такое решение представляло интерес с точки зрения того, что потери в производительности двухступенчатой турбины не играли большой роли, равно как и потери в производительности отдельной рабочей турбины оказывали небольшое влияние на производительность всей установки. Для лопаток ротора были предусмотрены два диска, которые фиксировались друг с другом болтами. Диск со стороны впуска или высокого давления доходил до вала со шлицами, соединенного с трансмиссией танка, и опирался на два подшипника — один подшипник с роликовой обоймой, другой — с шариковой.

Конструкция турбины была в значительной степени заимствована из конструкции турбокомпрессора фирмы BMW, и только лопатки ротора имели воздушное охлаждение. Охлаждающий воздух (который на этой ступени имел температуру около 230 °С и поэтому не мог быть направлен по каналам в сторону каких-либо подшипников) подавался по трубе, проходящей через полую обтекательную стойку, установленную внутри кожуха канала выхлопа. Из этой трубы охлаждающий воздух поступал в полый вал турбины и полое пространство между двумя турбинными дисками и отсюда — в лопатки ротора. Соединение между закрепленной трубой и вращающимся пустотелым валом было закрыто кожухом с подходящим уплотняющим сальником. Гораздо более трудной представлялась задача создания уплотнения для предотвращения утечки горячих газов (при давлении 3,5 абсолютных атмосфер) из турбины в корпус соседнего подшипника. Эта проблема была решена путем использования двух радиальных лабиринтных кольцевых уплотнений, установленных в ряд, и подачи между ними уплотняющего воздуха, отбираемого от охлаждающего воздуха.



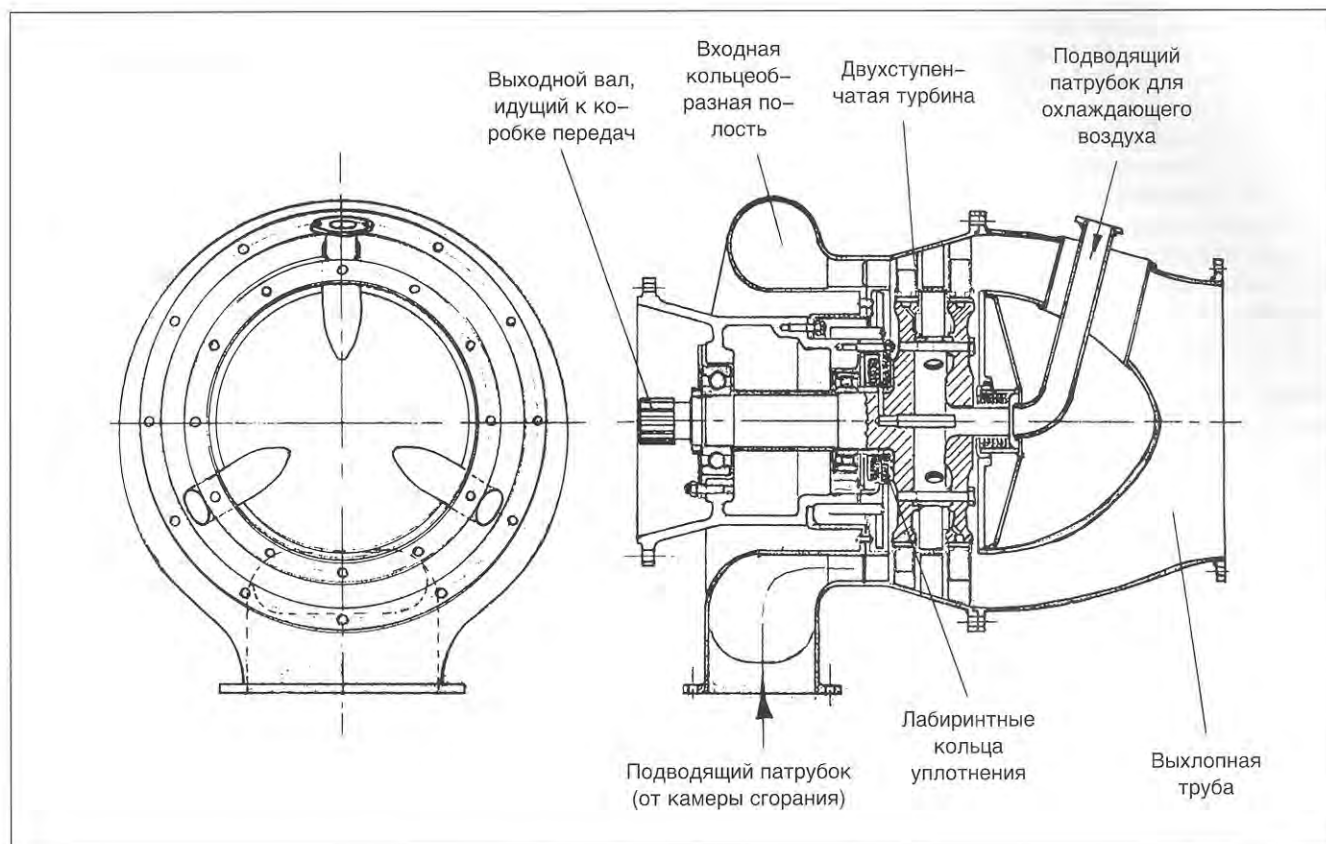


Рис. 3.9. Отдельная рабочая турбина для газотурбинной установки GT 102

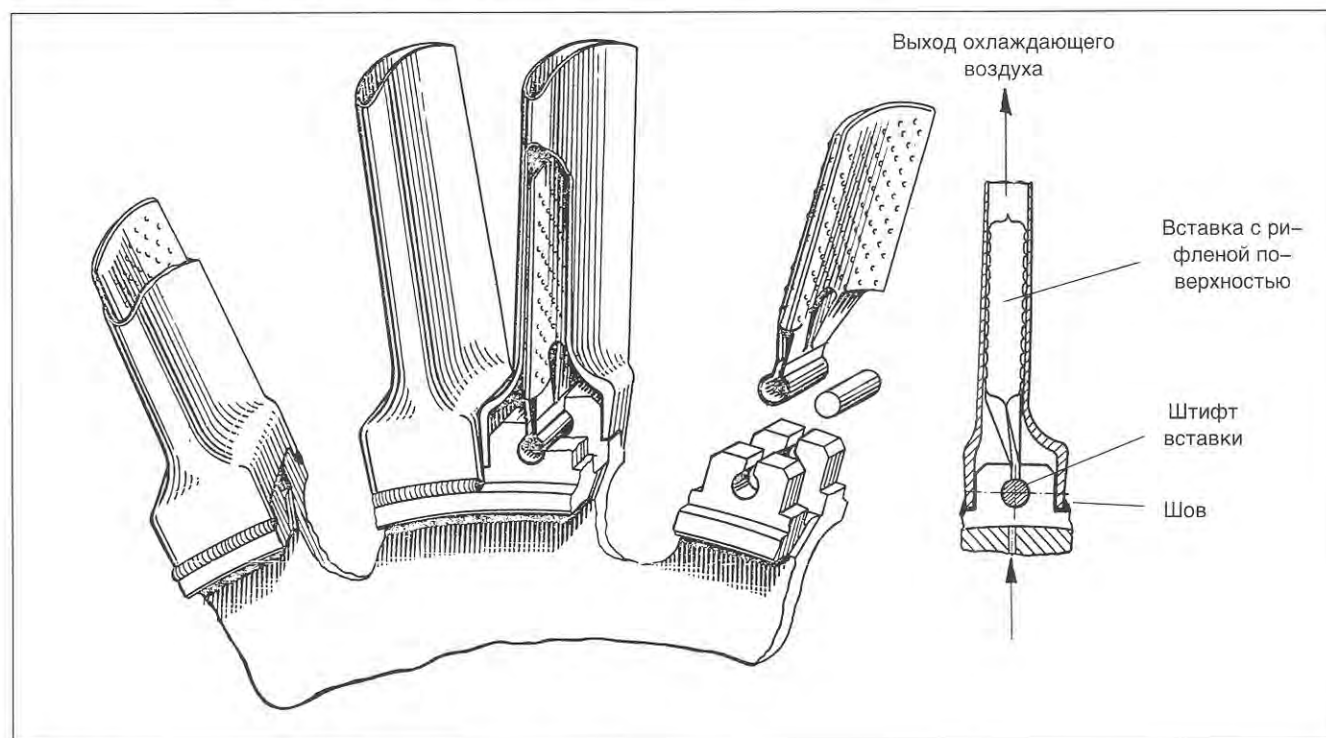


Рис. 3.10. Конструкция турбинной лопатки с воздушным охлаждением



### Эксплуатация и управление

Предварительные исследования показали, что вал рабочей турбины можно было подсоединить к довольно простой трансмиссии типа ZF 305, состоящей из двухскоростной планетарной шестерни, приводимой в действие двумя стационарными электромагнитными многодисковыми муфтами сцепления. Была также предусмотрена вторая двухскоростная коробка передач, которая включалась при остановках транспортного средства и обеспечивала необходимое передаточное число для движения по дороге и по пересеченной местности.

Наиболее трудной задачей при разработке газотурбинной установки GT 102, которая так и не была полностью решена к концу войны, было создание системы контроля и управления. Эта система должна была поддерживать соответствующий баланс между потреблением топлива компрессорным узлом и секцией отдельной рабочей турбины, с тем чтобы в каждом из этих узлов избежать повышенных температур и скоростей, вызывающих значительный перерасход топлива. Центробежные регуляторы должны были играть основную роль в различных рассматриваемых схемах управления, и эта работа была поручена доктору наук Виктору Шпейзеру. Для запуска компрессорного узла, работающего на бензине, использовался электромотор, и в режиме холостого хода питание переключалось на низкосортное топливо. Топливный насос, работающий на низкосортном топливе, был шестеренчатого типа и представлял собой аналог насоса фирмы BMW (но меньшего размера). Этот насос создавал давление предельной нагрузки перед форсунками приблизительно в 60 атмосфер. Вспомогательные агрегаты, такие как топливный и масляный насосы, приводились в движение от коробки передач со стороны впускного устройства компрессорного узла и были размещены таким образом, чтобы обеспечить свободный доступ к ним из боевого отделения танка.

Газотурбинная установка GT 102 имела следующие характеристики:

Компрессорный узел:

Мощность турбины — 2600 л.с.

Поглощение мощности компрессора — 2600 л.с.

Максимальная скорость вращения ротора — 14000 об/мин

Степень сжатия — 4,5:1

Расход воздуха — 10 кг/с

Расход воздуха на пути к камере сгорания — 7 кг/с

Температура воздуха до камеры сгорания — приблизительно 180 °C

Температура газообразных продуктов сгорания — 800 °C

Отдельная рабочая турбина:

Мощность на выходном валу — 1150 л.с.

Максимальная скорость вращения — 20000 об/мин

Максимальный расход воздуха — 3 кг/с

Максимальное давление перед турбиной — 4,3 абс. атм.

Максимальная температура перед турбиной — 800 °C.

Предварительная техническая разработка газотурбинных установок GT 102 и GT 101 была завершена в начале 1945 года, а детальные чертежи для этих механизмов

планировалось выполнить к 15 февраля 1945 года, но эта работа не была полностью реализована. Хотя расход топлива в газотурбинной установке GT 102 оценивался меньшей величиной, чем в установке GT 101 (т. е. примерно в два раза больше, чем расход топлива стандартного поршневого бензинового двигателя «Майбах» мощностью 700 л.с.), пространство в танке «Пантера» позволяло удвоить запас топлива и довести его в случае необходимости до 1400 литров, чтобы сохранить необходимый запас хода. При выведении из состава конструкции системы охлаждения обычного двигателя создавалось пространство для размещения дополнительного запаса топлива. Тем не менее, в другой части программы разработок предусматривалось использование теплообменника с маркировкой GT 103.

### Газотурбинная установка GT 103

Газотурбинная установка GT 103 представляла собой газотурбинную установку GT 102 с дополнительным регенеративным теплообменником, предназначенным для уменьшения расхода топлива (см. рис. 3.1Г). Принцип действия такой установки с теплообменником состоял в том, чтобы нагреть сжатый воздух на входе путем использования высокой температуры выхлопных газов, в результате чего потребовалось бы меньшее количество топлива, чтобы поддерживать нужную температуру в камере сгорания. Такой теплообменник должен был быть тщательно разработан с тем, чтобы избежать потерь полного давления, а также получить высокую температуру на выходе турбины компрессорной группы или на выходе отдельной рабочей турбины. Этот теплообменник должен был осуществлять предварительный нагрев первичного воздуха только для отдельной рабочей турбины, то есть приблизительно 30 % от воздушного потока для всей установки. Принципиальная схема предложенного регенеративного теплообменника показана на рис. 3.1I. Разработка теплообменника была поручена В. Хринижаку (фирма Brown Boveri, Гейдельберг), который работал над созданием компрессора для установки GT 102, а в послевоенные годы стал ведущим специалистом по теплообменникам. Теплообменник разработки Хринижака состоял из керамического вращающегося барабана, сконструированного таким образом, что выхлопные газы и воздух, необходимый для горения, не могли смешиваться. Перегородки внутри барабана обеспечивали переход выхлопных газов снаружи барабана во внутреннее пространство, а первичный воздух (из компрессора) по мере вращения барабана выходил из барабана. Таким образом, пористый керамический материал барабана действовал как накопитель высокой температуры, который поглощал тепловую энергию выхлопных газов в течение поворота барабана на пол-оборота и за оставшуюся часть поворота отдавал эту энергию воздуху. Расчетные значения температуры приведены на соответствующих графиках. Мнения специалистов относительно использования теплообменника для экономии расхода топлива разделились: одни предполагали очень большую экономию, другие — незначитель-



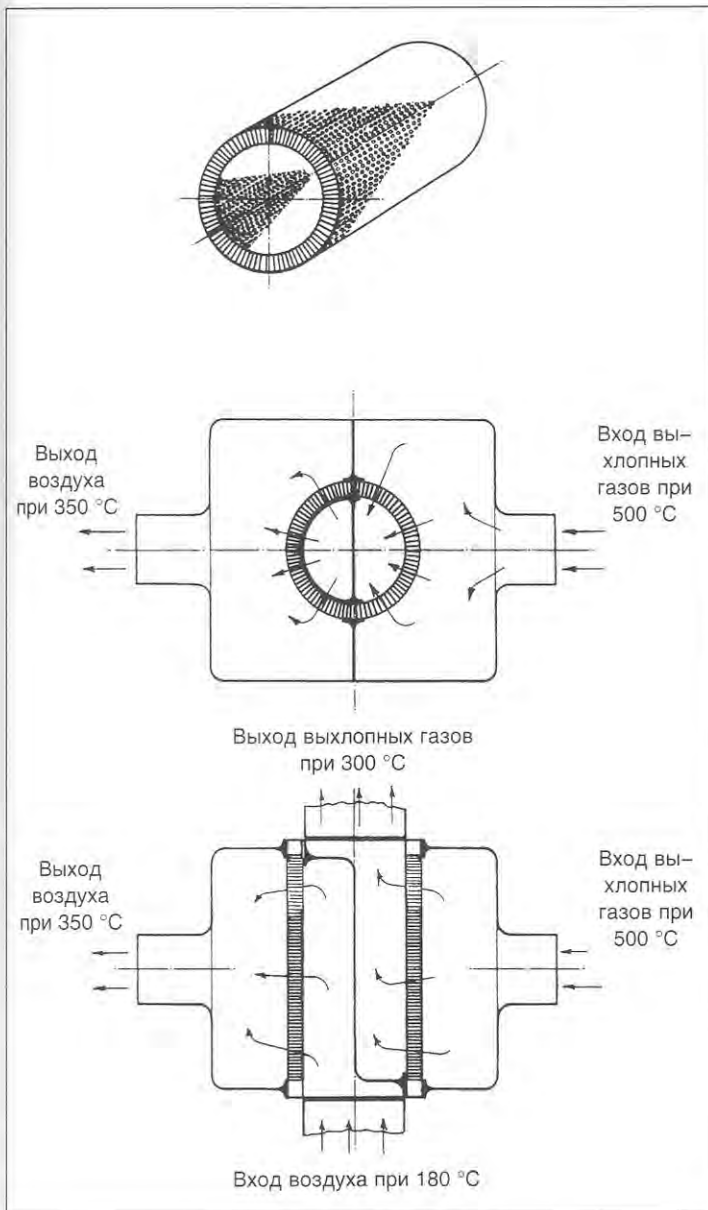


Рис. 3.11. Схема теплообменника для газотурбинной установки GT 103

ную, но средняя оценка была такой, что расход топлива на установке GT 102, равный 450 г/л.с./час, может быть уменьшен приблизительно до 300 г/л.с./час, хотя в настоящее время этот прогноз кажется слишком оптимистичным. Кроме того, считалось, что большой расход воздуха может быть уменьшен за счет применения теплообменника и на основании более поздних разработок неохлаждаемых лопаток турбины (например керамических лопаток) с целью увеличения температуры газов перед турбиной. Основной причиной, обуславливающей сокращения потребления воздуха, являлась настоятельная необходимость уменьшить до минимума отверстия в танковом корпусе.

В соответствии с другой схемой газотурбинной установки GT 103 предусматривалось сокращение наполовину удельного расхода топлива путем установки второго теплообменника. При такой конструкции высокая температура выхлопных газов из турбины компрессорной группы обеспечивала предварительный нагрев первичного воздуха для компрессорной группы, а высокая температура выхлопных газов из рабочей турбины обеспечивала предварительный нагрев воздуха для дополнительной камеры сгорания. Данная схема обеспечивала использование отходящего тепла с максимальной выгодой, но за счет усложнения конструкции. Нижеуказанные технические данные газотурбинной установки GT 103 с двумя теплообменниками были рассчитаны до разработки конструкции самого теплообменника:

Компрессорный агрегат:

Мощность турбины — 1400 л.с.

Поглощение мощности компрессора — 1400 л.с.

Максимальная скорость вращения ротора — 19000 об/мин

Степень сжатия — 4,5:1

Расход воздуха — 6 кг/с

Расход воздуха на пути к камере сгорания — 4 кг/с

Температура воздуха после теплообменника и перед горением — 500 °C

Температура газообразных продуктов сгорания — 800 °C

Отдельная рабочая турбина:

Мощность на выходном валу — 800 л.с.

Максимальная скорость вращения ротора — 25000 об/мин

Максимальный расход воздуха — 2 кг/с

Максимальное давление перед турбиной — 4,1 абс. атм.

Температура воздуха после теплообменника и перед горением — 500 °C

Температура газообразных продуктов горения — 800 °C

Удельное потребление топлива для всей установки — от 150 до 230 г/л.с./час

Тепловой КПД — 28,8 %

Вышеуказанный тепловой КПД соответствует приблизительно 16 % прироста мощности газовой турбины без теплообменников и примерно 35 % для хорошего поршневого двигателя внутреннего сгорания того времени.

## Газотурбинная установка GT 102 вар. 2

У газотурбинной установки GT 102 компрессорный агрегат мог быть размещен только под прямым углом к продольной оси танка «Пантера» и путем поднятия концов агрегата до скошенных сторон корпуса в пространстве, занятом ранее топливными баками. Чтобы уменьшить длину компрессорного агрегата, агрегат установки GT 102 вар. 2 был разработан в качестве дополнительной конструкции. Уменьшение длины агрегата должно было быть достигнуто за счет уменьшения длины камеры сгорания и компрессора. В предшествующих модификациях длинная камера сгорания применялась для смешивания топлива и равномерного распре-



деления тепла при использовании низкокачественного топлива, но в то же время конструкторы рассчитали, что эти характеристики можно получить путем использования вращающихся форсунок. Сокращение количества ступеней компрессора сопровождалось увеличением нагрузки на некоторые из них, поэтому потеря производительности вполне могла иметь место и значение таких потерь определялось эмпирическим путем. Предлагаемый компрессор был семиступенчатым осевого типа со скоростью потока, проходящего через лопатку, приближающейся к числу М1. Проектирование этого устройства было поручено доктору Фридриху из Авиационного экспериментального института (Гёттинген) с дальнейшей доработкой фирмой Brücker-Kanis (Дрезден).

### Газотурбинная установка для коммерческого использования

По причине ведения войны почти все исследования в Германии, касающиеся газотурбинных установок для наземных транспортных средств, были направлены на применение этих установок на военных транспортных средствах, в частности на бронированных боевых машинах. Хотя финансовая поддержка разработок коммерческой газотурбинной установки для транспортных средств со стороны государственных структур отсутствовала, разработчики провели определенные предварительные теоретические исследования по такой установке и сформулировали некоторые практические требования к ней. Основная схема, которой уделялось наибольшее внимание, показана на рис. 3.1Д, в соответствии с ней рабочая турбина устанавливалась соосно с осью двухступенчатой турбины компрессора и использовала общий поток горячего газа. Шестиступенчатый осевой компрессор также планировался для этой уста-

новки вместе с теплообменником, расположенным перед камерой сгорания.

В то время как мощность рассматриваемых установок была примерно 1000 л.с., предусмотренная для автомобильной газотурбинной установки коммерческого использования, составляла только 320 л.с. Для газовой турбины такая мощность была очень небольшой, и получение приемлемого КПД ее составных узлов (а следовательно, и полного КПД установки) при значительном сокращении размеров стало одной из существенных задач наряду с другими по разработке такой установки. Другая задача была связана с требованием быстрого и эффективного контроля и управления силовой установкой в определенных узких границах, например при изменяющихся дорожных условиях, и в этой связи особую важность приобретало создание для рабочей турбины регулируемых впускных сопел. Несмотря на значительные трудности, с которыми столкнулись разработчики коммерческой автомобильной газотурбинной установки, были определены следующие характеристики, которые необходимо было достигнуть:

- Мощность на выходном валу — 320 л.с.
- Скорость вращения главной турбины и компрессора — 21000 об/мин
- Скорость вращения отдельной рабочей турбины — 7500 об/мин
- Степень сжатия — 3,7:1
- Расход воздуха — 6,5 кг/с
- Температура воздуха на выходе из компрессора — 172 °C
- Температура перед главной турбиной — 750 °C
- Температура выхлопных газов после обеих турбин — 540 °C
- Удельный расход топлива — 400 г/л.с./час
- Максимальный диаметр установки с теплообменником — 1,0 м

## Заключение

К концу войны проект разработки силовой установки для наземных транспортных средств на основе газовой турбины находился на стадии детальной разработки, но не было организовано никаких конструкторских работ, а основные технологические разработки предстояло осуществить в будущем. В феврале 1945 года главного конструктора силовых установок для боевых бронированных машин доктора Альфреда Мюллера заменил доктор Макс Адольф Мюллер, который поддерживал нацистские взгляды, по крайней мере, на словах. Как отмечалось в разделе 2, доктор М.А. Мюллер стоял у истоков первых разработок турбореактивного двигателя, осуществлявшихся в фирме Junkers, а впоследствии перешел в фирму Heinkel AG, чтобы продолжить работу по линии создания перспективного турбореактивного двигателя Хейнкель 109-006 (HeS 30). Замена доктора Мюллера на должности главного конструктора была

связана с кадровой политикой Гитлера в начале июля 1944 года, когда на часть постов, занимаемых офицерами и учеными, назначались «выходцы» из службы SS, а лица, не соответствовавшие предъявляемым требованиям, были уволены со своих постов. Подразделение Waffen SS, которое входило в состав германских вооруженных сил и действовало только в районах боевых действий), также проявляло большой интерес к проектам по совершенствованию боевых бронированных машин.

Основные усилия по разработке газовой турбины для боевых бронированных машин были направлены на создание и размещение установки GT 101 в простейшем варианте для получения экспериментальных данных, а также для последующей разработки установки GT 102 с отдельной рабочей турбиной для боевого использования этой установки в танке «Пантера». Танк «Пантера» наряду с русским танком Т-34 уже тогда были лучшими



танками в мире и оказали значительное влияние на последующие разработки танков в других странах. Поэтому теоретически использование танка «Пантера», оснащенного газотурбинной установкой, могло привести к возникновению больших проблем у армий союзников, но наряду с прочими техническими недостатками танк «Пантера» имел высокий расход топлива, что, вероятно, явилось одной из основных причин прекращения разработки этого танка сразу же после войны. Интересно отметить, что профессор В. Камм и профессор Ф. Вайниг из Высшей технической школы Штутгарта рассматривали проект газотурбинной установки для боевой бронированной машины как «притянутый за уши» — мнение, которое вряд ли нашло поддержку в наши дни. Хотя ни один из этих специалистов не был привлечен к работе над данными установками, тем не менее, в фирме Brown Boveri они участвовали в разработке девятиступенчатого осевого компрессора для установки GT 102.

Поскольку к концу войны работа немецких инженеров не продвинулась дальше детальных исследований, результаты этой работы представляли не более чем полезное руководство для других инженеров, занимавшихся разработкой газотурбинных установок для наземных транспортных средств. За пределами Германии инженеры уже занимались этими вопросами и обдумывали проекты с использованием разработок на основе немецких схем. В Англии фирма Rover Gas Turbines Limited вскоре выдвинулась на передовые позиции в области разработки автомобильной газотурбинной установки, выпустив, в частности, в 1950 году первый автомобиль с газотурбинной установкой. В настоящее время газотурбинные установки находят все большее применение в различных видах наземного транспорта, таких как локомотивы, грузовики и легковые автомобили. Особый интерес в этой связи представляет грузовой автомобиль с газотурбинной силовой установкой, разработанный в Англии фирмой Leyland Gas Turbines Limited. Используемая в автомобиле силовая установка своими основными элементами напоминает газотурбинную установку на 320 л.с. для коммерческого использования, разработанную в Германии. Газотурбинная установка фирмы Leyland мощностью 400 л.с. имеет центробежный компрессор, отдельную камеру сгорания трубчатого типа, отдельную соосную рабочую турбину, парные стеклокерамические теплообменники и регулируемые впускные сопла рабочей турбины для торможения. Для сравнения газотурбинной установки фирмы Leyland с немецкой разработкой приводятся следующие характеристики:

Мощность на выходном валу — от 370 л.с. (номинальная) до 400 л.с. (максимальная)  
Скорость вращения основной турбины и компрессора в режиме холостого хода — 19000 об/мин  
Максимальная скорость вращения отдельной рабочей турбины — около 30000 об/мин  
Скорость вращения выходного вала — 2960 об/мин  
Степень сжатия — 4,0:1  
Расход воздуха — 1,70 кг/с  
Температура горения — 1000 °C  
Минимальный удельный расход топлива — 178 г/л.с./час  
Высота — 1,125 м  
Ширина — 0,713 м

Эти данные свидетельствуют о прогрессе, достигнутом в разработке этого типа силовых установок, хотя газотурбинная установка фирмы Leyland развивает мощность только 400 л.с., его экономичность такова, что позволяет осуществить промышленное производство и использовать газотурбинную установку в тех областях, где до настоящего времени доминировал дизельный двигатель. В послевоенное время многие фирмы работали с автомобильными газотурбинными установками или занимались их разработкой для легковых автомобилей, грузовых автомобилей, танков, бульдозеров и т. д. Назовем лишь несколько работающих в настоящее время фирм: Austin, Budworth, Centrax и Standard в Великобритании, AIREsearch, Boeing, Chrysler, Ford и General Motors в США, Turbomeca во Франции и Fiat в Италии. Кроме того, основные модели боевых танков, обладающие превосходной маневренностью, в настоящее время оснащаются, как правило, газотурбинными установками. К таким танкам относятся: русский танк Т-80, американский танк М1 Абрамс и украинский танк Т-84. Силовой установкой для танка М1 Абрамс служит газовая турбина AGT-1500, разработанная в 1960-х годах группой инженеров под руководством Ансельма Франца, известного по созданию турбореактивного двигателя «Юнкерс». Эта установка имеет три вала и развивает расчетную мощность на валу 1500 л.с. Возможно, что современные танки весом 50 и 60 тонн в недалеком будущем будут заменены боевыми машинами, в которых используется гораздо более легкая и трудно обнаруживаемая броня из композиционных материалов, и эти машины, оснащенные газотурбинными силовыми установками, будут иметь более высокие скорости движения и больший запас хода.



## Раздел 4

# Судовые газотурбинные установки

Введение — Фирма Brückner-Kanis GmbH — Фирма Blohm und Voss Schiffswerft — Фирма Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg AG (MAN) — Заключение

### Введение

Если причины проведения Германией исследований по применению газотурбинных установок на наземных транспортных средствах, которые рассматривались в предыдущем разделе, вполне очевидны, этого нельзя сказать относительно проводимых Германией работ по внедрению газовых турбин в качестве судовых силовых установок. Поскольку аргументация, приводимая в пользу исследовательской работы такого характера, в настоящее время неясна, следует остановиться на предположении и некоторых наблюдениях по поводу основного типа кораблей, где предполагалось применять газотурбинную установку. К этим судам относились небольшие быстроходные военно-морские корабли типа торпедных и сторожевых катеров.

Хотя Гельмут Вайнрих работал над судовой газотурбинной установкой непосредственно перед Второй мировой войной, примерно до 1942 года не оказывалось реальной официальной поддержки такой работе. На этом этапе войны военно-морскую мощь Германии составляли, в основном, подводные лодки, но они вытеснялись с атлантических трасс интенсивного морского судоходства с помощью превосходящих средств электронного обнаружения и воздушного патрулирования армий стран антифашистской коалиции. К началу 1943 года союзники получили превосходство в Атлантике и подводные лодки немцев, теперь в значительной степени вытесненные в Индийский океан и Аденский залив, безуспешно вели сражение на море. По мере того как разворачивались эти события, торпедные катера Германии приобретали все большее значение в ее операциях на море. Эти корабли, представленные в различных вариантах, принимали участие во многих морских операциях и были задействованы в военных действиях в Средиземном, Балтийском, Черном морях и в проливе Ла-Манш.

Обычный торпедный катер класса S-100 (см. рис. 4.1) имел водоизмещение 105 куб. м (около 103 тонн) и команду, состоящую приблизительно из 23 офицеров и матросов. Катер, на вооружении которого были торпеды и набор орудий (калибром до 40 мм), имел дальность плавания до 700 морских миль на скорости 30 узлов и наибольшую скорость 42 узла. Силовая установка этого катера состояла из трех дизельных двигателей, которые выдавали на валу суммарную мощность 7500 л.с. Проектируемые немецкие газотурбинные установки развивали мощность от 5000 до 10000 л.с., но в боль-

шинстве случаев было не ясно, должны ли такие агрегаты заменить часть или все дизельные двигатели. Несомненно, проектировщики рассматривали оба случая применения.

Там, где газотурбинная силовая установка должна была заменить один или два дизельных двигателя, главной целью являлось использование дополнительной мощности для получения большей скорости в ходе ведения морского боя и преследования противника. Однако в этом случае увеличение и так уже достаточно большой скорости (42 узла для торпедного катера S-100) происходило бы за счет повышения расхода топлива и уменьшения дальности плавания. Кроме того, принимая во внимание все возрастающую нехватку топлива в Германии, преимущества использования газотурбинной установки могли показаться сомнительными.

Тем не менее, необходимо также рассмотреть еще один, возможно, более важный фактор. Предполагалось, что производство отдельной газотурбинной установки будет гораздо более быстрым и более дешевым по сравнению с выпуском дизельных двигателей той же или меньшей полной мощности. Это позволило бы не только выпускать большее количество торпедных катеров за то же самое время и при том же объеме рабочей силы, но и сделало бы катера более пригодными для одноразового применения.

В отличие от стран антифашистской коалиции большую часть периода войны немцы не рассматривали свои малые боевые корабли как пригодные для одноразового применения. Тем не менее, поскольку способность военно-морских сил проводить операции с достаточной мощностью истощалась, и большое число моряков требовалось призвать на повторную службу, то разрабатывались и новые методы ведения боевых действий. Следуя примеру итальянцев, в Германии разрабатывалось новое оружие, и везде, где это было возможно, переделывалось существующее оснащение. Одним из новых видов вооружения был дистанционно управляемый катер, снаряженный взрывчаткой (кодовое название Линза), который предназначался для использования против вражеских судов в прибрежных операциях. В этом случае требовался корабль, пригодный для одноразового применения, с небольшой дальностью плавания, но обладающий очень большой скоростью для преодоления обороны противника, и на котором, как предполагали, будет уместным применение газотурбинной установки.



Подразделение СС совместно с военно-морскими силами разрабатывали новое оружие (такое как катер Линза) и готовили личный состав для его боевого применения. Научно-технической лабораторией двигателей подразделения СС в Сент-Аэгиде, Нидердонау, близ Вены, проводились исследования по применению газотурбинных установок на быстроходных катерах и танках. Подобное исследование, как предполагается, было единственной разработкой в Германии, когда различные типы транспортных газотурбинных установок (наземных, судовых и т. д.) изучались совместно, и это притом, что люди, работавшие над судовыми газовыми турбинами, и те, кто занимался газотурбинными уста-

новками, общались мало, или у них вовсе не было контактов. Как бы то ни было, интерес к этой работе в подразделениях СС проявился позднее и ограничивался прикладными исследованиями.

Субсидирование, там где оно проводилось для фирм, выполнявших основное проектирование и разработку судовых газовых турбин, осуществлялось по линии высшего командования военно-морского флота (ОКМ) (см. Введение). К фирмам, о работе которых речь идет в данном разделе, относятся фирмы Brückner-Kanis, Blohm und Voss и MAN, известные как фирмы, ведущие исследования в области разработок и создания судовых газотурбинных установок.



Рис. 4.1. Типовой торпедный катер военно-морских сил, в данном случае S-128. Хотя эти катера уже входили в число самых быстроходных судов Второй мировой войны, считалось, что возможно еще увеличить их мощность за счет установки газовых турбин

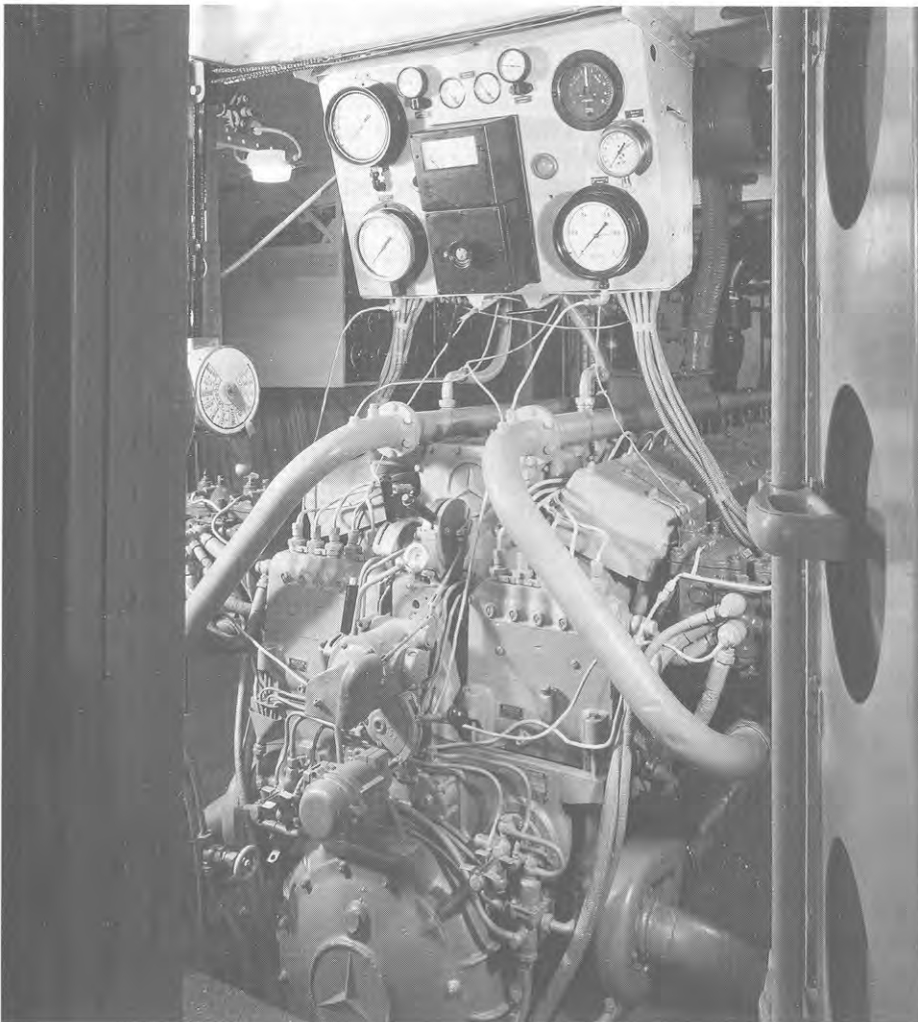


Рис. 4.2. Тесное машинное отделение торпедного катера S-116 периода 1943 года. Здесь показаны стандартные дизельные двигатели фирмы Mercedes-Benz, которые предполагалось заменить газотурбинной установкой. (Фото Deutsches Museum, Мюнхен)



## Фирма "Brückner-Kanis GmbH"

Газотурбинная установка Vorkauf Drehkessel — Газотурбинная установка Drehkessel мощностью на валу 5000 л.с. — Газовая турбина K229 — Прогресс в разработке агрегата мощностью на валу 5000 л.с. — Газовые турбины Вайнриха — Судовая газотурбинная установка мощностью на валу 10000 л.с. — Прогресс в разработке агрегата мощностью на валу 10000 л.с.

В машиностроительной фирме Brückner-Kanis, Дрезден, занимающейся выпуском паровых турбин, в течение Второй мировой войны велись работы над двумя основными схемами по применению газотурбинных установок на быстроходных морских судах, таких как торпедные катера. Эти две схемы были совершенно отличными друг от друга в плане концепции, но были более детально разработаны по сравнению со схемами фирм Blohm und Voss и MAN, описываемыми в данном разделе. В книге сначала дается описание так называемой газотурбинной установки Vorkauf Drehkessel, в которой объединены паровая и газовая турбины; кто-то может возразить, что в данной книге не следует упоминать такую схему, но все же необходимо отметить, что более чем 60 % мощности агрегата предполагалось получить от секции газовой турбины. Вторая описываемая схема является чисто газотурбинной установкой и была, вероятно, наиболее детально разработана немцами для силовых нагрузок.

### Газотурбинная установка Vorkauf Drehkessel

Вращающийся испаритель (Drehkessel) с капиллярными трубками был спроектирован в начале 1930-х годов, а возможно, и раньше. В 1932 году доктор Форкауф написал по этой теме работу, тогда как Р. Гуэттнер в это же самое время высказал аналогичные предложения. Использование вращающегося испарителя, имеющего внутреннюю паровую турбину, открывало возможность создания экономичной силовой установки небольшого веса и размеров, для которой не требовалось никакого насоса или регулятора для подачи воды, поскольку центробежная сила автоматически управляла водоснабжением. В схеме Гуэттнера встроенная паровая турбина имела левостороннее направление вращения и приводила в движение и капиллярный испаритель, и приводной вал, тогда как в схеме Форкауфа турбина приводила в действие только испаритель, а пар отводился к отдельной силовой турбине. Предусматривалось применение агрегата Drehkessel и в качестве привода электрического генератора, и как блок стартера газотурбинной установки. Производство труб для блока стартера Drehkessel (K294) газотурбинной установки мощностью 20 л.с. было начато фирмой Brückner-Kanis, но выполнение всей технологической схемы было прекращено, возможно, в течение 1940 года.

Отказ от разработки установки Drehkessel был вызван рядом неблагоприятных обстоятельств. Главным недо-

статком или, точнее, нерешенной проблемой была необходимость поддержания динамического равновесия узла ротора, в то время как трубы испарителя подвергались воздействию изменяющегося напряжения и температуры. Не была даже решена задача достижения статического равновесия в холодном состоянии. Для данного работоспособного агрегата требовалось около минуты, чтобы запустить его с помощью отдельного электродвигателя.

Тем не менее, Форкауф уже внес предложение включить в систему газовую турбину с целью увеличения термодинамического КПД и сокращения размеров установки.

Использование производительного вращающегося испарителя без ненадежных капиллярных трубок теперь стало реальностью, поскольку эти трубки могли быть заменены за счет применения вращающейся цилиндрической внутренней стенки камеры сгорания и движущихся (полых) лопаток газовой турбины. Таким образом, газовая турбина не только эффективно охлаждалась, но и произведенный ею пар использовался для приведения в движение паровой турбины. Паровая турбина приводила в действие компрессор для газотурбинной установки, и обе турбины подсоединялись через зубчатую передачу к выходному валу.

На рис. 4.3 приводится блок-схема, которая ниже будет описана более подробно.

### Газотурбинная установка Drehkessel мощностью на валу 5000 л.с.

В рамках проведения исследований по применению газовой турбины Drehkessel в качестве судовой силовой установки (или для других видов использования) фирма Brückner-Kanis сотрудничала с берлинской фирмой La Mont Kessel Herpen & Co, которая специализировалась на котлах и паросиловых установках. От фирмы La Mont в проекте участвовали ведущие специалисты и знающие инженеры доктор Форкауф и Генрих Петерс.

Для использования на судах самую современную газовую турбину с вращающимся испарителем, известную как K229, необходимо было встроить в установку, выдающую мощность на гребном валу 5000 л.с. На рис. 4.4 показана схема механического присоединения агрегата. Газовая турбина с вращающимся испарителем K229 состояла из кольцевой камеры сгорания, ротора турбины и газосборника, который вел к каналу выброса отработавшего газа. Сжатый воздух в камеру сгора-



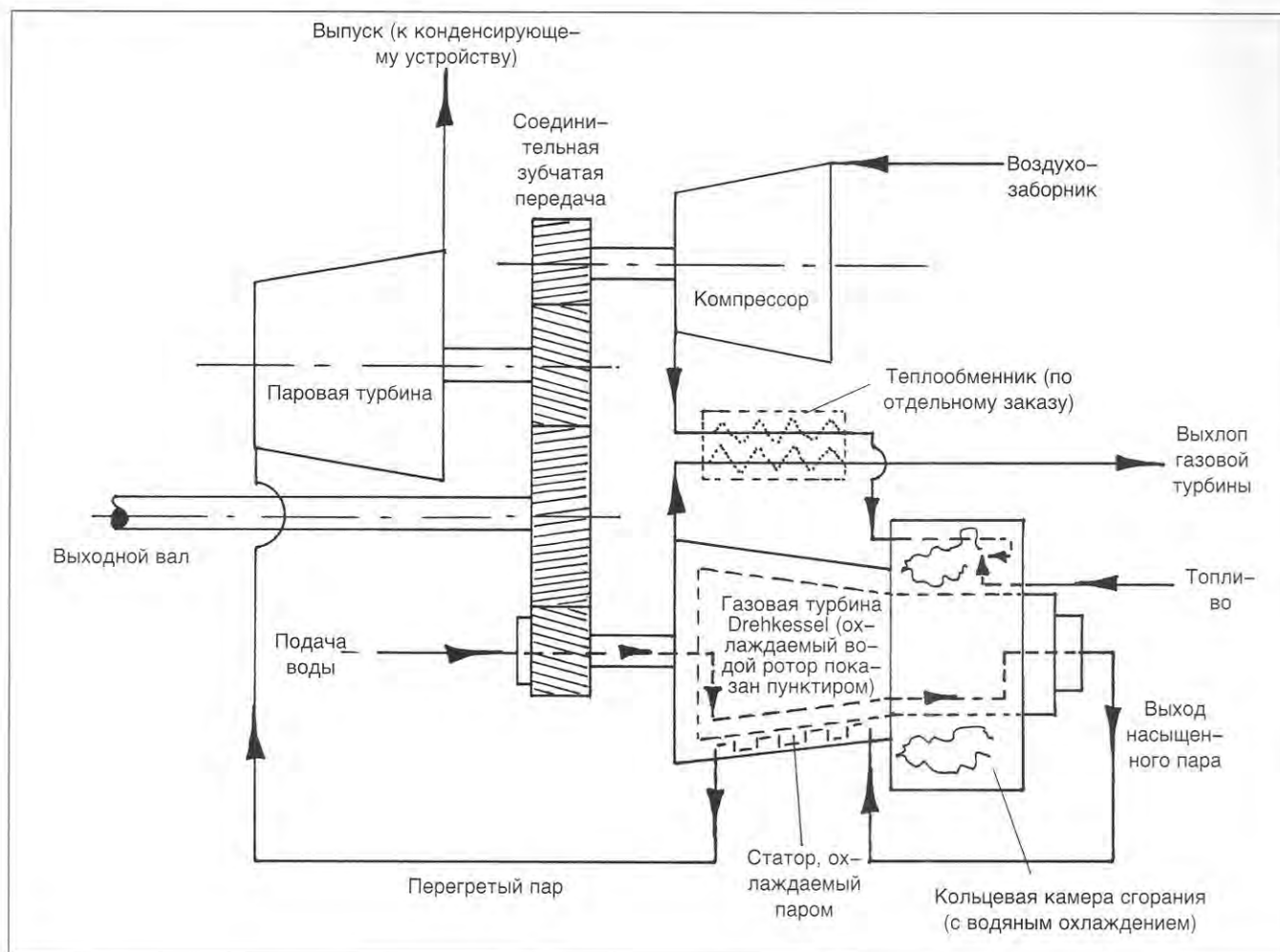


Рис. 4.3. Блок-схема газовой турбины Drehkessel (с вращающимся испарителем)

ния подавался осевым компрессором, приводом которого была паровая турбина. Горячие газы из турбины перед их выпуском в атмосферу могли сначала пропускаться через теплообменник, который подогревал подаваемый в камеру сгорания сжатый воздух с целью сокращения расхода топлива. Вода вводилась в газовую турбину, охлаждала различные горячие элементы агрегата — либо в виде воды, либо в виде пара, а затем как перегретый пар по трубам подавалась к паровой турбине, откуда уходила в конденсирующее устройство. Большая часть мощности газовой турбины уходила на гребной вал (через зубчатую передачу), в то время как при работе на максимальной скорости вся мощность паровой турбины расходовалась на приведение в движение воздушного компрессора.

### Газовая турбина K229

Приблизительная компоновка газовой турбины K229 показана в правой части рис. 4.3. На рисунке выходной вал показан выходящим из выпускной системы, для которой требовался газосборник и вытяжной канал для

отвода газов, но при другой компоновке K229 выходной вал газовой турбины выступал из входного канала, для того чтобы сопло для выхлопных газов могло быть использовано с противоположного конца.

#### Камера сгорания

Воздух, входящий по трубчатому каналу, проходил вокруг внешней стороны корпуса, охлаждаемого воздухом, и поступал в камеру сгорания через короткие радиальные искривленные лопатки, предназначенные для обеспечения оптимального перемешивания горючей смеси. Внутренняя стенка этой кольцевой камеры формировалась за счет выступа ротора и имела рифленую поверхность для снятия напряжения. Низкокачественное топливо подавалось в полый вал ротора на одном конце и впрыскивалось в камеру сгорания из двух диаметрально противоположных форсунок. Таким образом, топливо разбрызгиванием подавалось под прямым углом к входящему воздушному потоку и эффективно распылялось. Для обеспечения полного перемешивания продуктов горения перед их входом в турбину к ротору был прикреплен ряд коротких дефлекторов



непосредственно перед выходом из камеры. Эти дефлекторы также служили защитой первых лопаток турбины от значительного теплового излучения.

Предполагалось, что при соотношении компонентов топливовоздушной смеси 16 к 1 возникнут очень высокие температуры горения, создавая тем самым на входе в турбину температуру 1800 °С. Поэтому, помимо того, что внутренняя вращающаяся стенка охлаждалась водой, а наружная поверхность корпуса имела воздушное охлаждение, предполагалось, что для внутренней неподвижной поверхности камеры сгорания потребуется огнеупорная футеровка, какая используется в печах.

#### Турбина

Турбина имела 13 ступеней, температуру на входе 1800 °С и на выходе 400 °С. Вода входила в ротор с более холодного выпускного конца (после зубчатой передачи вала), проходила сквозь подвижные лопатки, через полую рифленую внутреннюю стенку камеры сгорания, а затем выходила через выпускную оконечность полого ротора в виде насыщенного пара. Затем насыщенный пар перекачивался по трубам в более горячий выпускной конец полого кожуха, окружающего турбину, и после охлаждения лопаток статора турбины выпускался из внешнего конца в виде перегретого пара. Интересно то, что охлаждение паром последней ступени лопаток статора было невозможно, ввиду того что в этой точке температура газа составляла всего лишь 400 °С, по сравнению с температурой перегретого пара 475 °С. Рассматривалась возможность того, что из-за высокой температуры газов на входе в турбину вместо охлаждения паром первой ступени лопаток статора необходимо было бы использовать воду. Хотя не было окончательно определено точное число ступеней статора, которые должны были охлаждаться паром, предполагалось, что для этого будет приемлемым снижение давления пара приблизительно на 15 % от его первоначального значения.

Предполагалось, что давление пара составит до 100 атмосфер. В результате первоначальные разработки лопаток турбины из листового металла были признаны неудачными, и были проведены исследования различных конструкций твердотельных и сборных лопаток. В случае использования для ступеней ротора лопаток с водяным охлаждением в лопатках просверливались отверстия или в лопатки встраивались каналы для обеспечения циркуляции воды. Вода входила через меньшие отверстия и проходила через большее центральное отверстие обратно в ротор или в пространство между дисками ротора. Циркуляция поддерживалась за счет разницы в центробежной силе, действующей на входящую и выходящую колонки воды, в которых вода имела разную температуру и плотность. Данная система отличалась от более поздней конструкции Шмидта (см. раздел 6) тем, что соединительные проходы между отверстиями предусматривались по периферии лопаток. Поскольку некоторые охлаждающие отверстия могли иметь всего 2 мм в диаметре, существовал серьезный риск их засорения твердыми частицами, находящимися в воде. В этом случае из-за высокой рабочей температуры произошло бы разрушение лопаток. Одно

из предложенных возможных решений заключалось в том, чтобы использовать замкнутый водяной контур либо смесь дифенила и оксида дифенила.

Хотя предполагалось изготавливать лопатки турбины из мягкой стали, испытательная установка фирмы Brückner-Kanis (K290) имела лопатки из хромоникелевой жаропрочной стали марки Bühler SAS 8. Лопатки ротора были приварены на отдельное рабочее колесо каждой ступени турбины, каждое рабочее колесо было посажено на втулку, которая шпонкой крепилась на валу ротора. Зазоры между рабочими колесами турбины образовывали резервуары для охлаждающей воды, а отверстия в колесах соединяли резервуары друг с другом и вели в лопатки ротора. Рабочие колеса турбины образовывали ротор, диаметром 0,45 м, а лопатки увеличивались по длине в сторону выпуска. На каждом конце вала ротора были установлены роликовые подшипники, и выходной вал соединялся с гребным валом через понижающую зубчатую передачу 5:1. Лопатки статора были соединены с опорными кольцами, закрепленными внутри внешней оправы, чтобы образовать кольцевой канал для охлаждающего пара. Для того чтобы предотвратить погружение в воду охлаждаемых паром лопаток статора до образования пара, между секторами, охлаждаемыми водой и охлажденным паром, был установлен подпружиненный клапан.

#### Запуск и управление

К более поздним, хотя и нереализованным идеям относительно запуска агрегата, имеющего мощность 5000 л.с. на валу (или другого подобного агрегата), относились следующие:

- (а) К ротору газовой турбины K229 подавалась вода.
- (б) Сцепление, соединяющее паровую турбину с газовой турбиной и передаточными механизмами выходного вала, выключалось.
- (в) Сжатый воздух из аккумулярующих баллонов подавался в камеру сгорания, а процесс горения инициировался бензином или керосином и искрой.
- (г) Вслед за образованием пара и подъемом давления подпружиненный клапан открывался и пропускал пар в паровую турбину через лопатки статора газовой турбины.
- (д) Затем паровая турбина раскручивалась до необходимой скорости, приводя в движение компрессор, подающий воздух к газовой турбине, которая, в свою очередь, начинала работать на неочищенном топливе, отключая пусковой воздух и топливо (бензин или керосин).
- (е) После этого сцепление отпускалось таким образом, чтобы любая избыточная мощность паровой турбины, не потребляемая компрессором, отводилась бы на выходной вал. Однако рассматривалась также схема, в соответствии с которой паровая турбина не подсоединялась механически к выходному валу, поскольку существовала возможность возникновения определенных трудностей, связанных с внезапной сменой нагрузок.

Необходимо отметить, что там, где в месте установки агрегата пар уже был бы доступен, аккумулярующие



баллоны и т. д. для пускового воздуха были не нужны, и вся процедура запуска была бы упрощена. Специальные инструкции по управлению агрегатом, уже находящимся в работе, разработаны не были.

Характеристики газовой турбины Drehkessel мощностью 5000 л.с. на валу следующие:

Газовая турбина K229:

Мощность — 5500 л.с. на валу

Скорость вращения — 7250 об/мин

Температура на входе — 1800 °C

Температура на выходе — 400 °C

Диаметр ротора — 0,45 м

Диаметр камеры сгорания — 0,975 м

Габаритная длина (включая коробку передач) — 2,46 м

Компрессор:

Потребляемая мощность на максимальной скорости вращения — 3250 л.с.

Степень сжатия — 16:1

Паровая турбина:

Мощность — 3250 л.с.

Температура пара — 475 °C

Давление пара — 80 атм.

Выходной вал:

Скорость вращения — 1450 об/мин

Мощность — 5000 л.с.

Вес агрегат в сборе:

Масса, кг:

Газовая турбина K229 (с коробкой передач) — 1863

Компрессор — 350

Паровая турбина — 565

Трубопроводы паровой турбины и т. д. — 85

Вспомогательное оборудование и оснастка — 222/3085

Удельный вес — 0,617 кг/л.с.

## Прогресс в разработке агрегата мощностью на валу 5000 л.с.

Главным требованием для завершения разработки агрегата газовой турбины Drehkessel мощностью 5000 л.с. на валу было создание, по существу, нового элемента: газовой турбины K229, которая замещала также и парогенератор. В этом направлении фирма Brückner-Kanis планировала предварительную разработку этого элемента следующими этапами:

(а) Проведение отдельных испытаний камеры сгорания с целью устранения неэффективности процесса горения перед тем, как ввести в работу турбину.

(б) Проведение испытания на стенде одноступенчатой турбины K290 для исследования эффективности охлаждения лопаток. На стенде для испытания турбин просто был проделан канал подвода горячих газов из отдельного источника.

(в) Проведение испытаний агрегата газовой турбины (K236) для разработки камеры сгорания и комплекта лопаток с водяным охлаждением. Этот агрегат включал двухступенчатую турбину и кольцевую камеру сгорания, имеющую диаметр 0,80 м и длину 0,625 м.

К концу войны агрегат K236 был построен и подготовлен к испытаниям, так что можно было предположить, что два предшествующих этапа были пройдены.

Это означало, что в то время как секция газовой турбины мощностью 5000 л.с. на валу была разработана в деталях фирмой La Mont, результаты окончательных испытаний, проводимых фирмой Brückner-Kanis, подлежали корректировке, поэтому для прототипа агрегата можно было изготовить только несколько отдельных элементов, если таковые вообще имелись. Разрабатывался также по меньшей мере еще один агрегат (обозначенный T134), подобный вышеописанной установке, но он выдавал мощность на валу 7500 л.с.

Перед тем как завершить обзор систем Drehkessel, необходимо упомянуть еще об одном проекте, обозначенном T109. Это была компактная силовая установка длиной 0,640 м и диаметром 0,225 м, развивающая мощность 450 л.с., чтобы приводить в движение торпедный аппарат. Вращающийся испаритель установки состоял из цилиндра, который засасывал морскую воду в свой внутренний объем. Внутри цилиндра в этот объем воды, вводилась перекись водорода, которая разлагалась на кислород и пар, выделяя при этом значительное количество тепла, которое затем превращало в пар окружающую воду. Получившаяся смесь пара и газов проходила через дефлекторы и проходы и поступала на турбину, которая вращалась против часовой стрелки, имела пять ступеней, приводящих в движение вращающийся испаритель, и пять промежуточных ступеней, соединенных с ротором. Коробка передач соединялась с элементами, вращающимися против часовой стрелки, и осуществляла привод на торпедные движители\*.

## Газовые турбины Вайнриха

Притом, что ранее рассмотренная схема газовой турбины Drehkessel изначально разрабатывалась специалистами по паровым агрегатам, схема другой газовой турбины, также находившаяся в разработке фирмы Brückner-Kanis для использования на судах, первоначально создавалась для проекта турбореактивного двигателя самолета, который, в свою очередь, был продолжением более ранних разработок Гельмута Вайнриха.

Как уже упоминалось в разделе 2, в течение 1939 года различные немецкие фирмы, занимавшиеся авиационными двигателями, и самолетостроительные фирмы либо начинали, либо продолжали разработку турбореактивных двигателей. Однако уже в 1936 году независимый специалист инженер Вайнрих из Хемница представил в Министерство авиации рейха некоторые наброски создания весьма совершенного, даже революционного проекта турбовинтового двигателя (PTL), использующего компрессор и турбину с левосторонним вращением. К сожалению, никто из тех, кто мог бы оценить перспективность проекта и/или обладал влия-

\*Практически все ВМС мира отказались от таких систем, поскольку если перекись водорода вытечет на некоторые металлы, такие как латунь или медь, то скопление газа под высоким давлением в замкнутом пространстве приведет к взрыву. Полагают, что это было причиной трагической гибели российской подводной лодки «Курск» в 2000 г., возможно, самой тяжелой аварии такого рода.



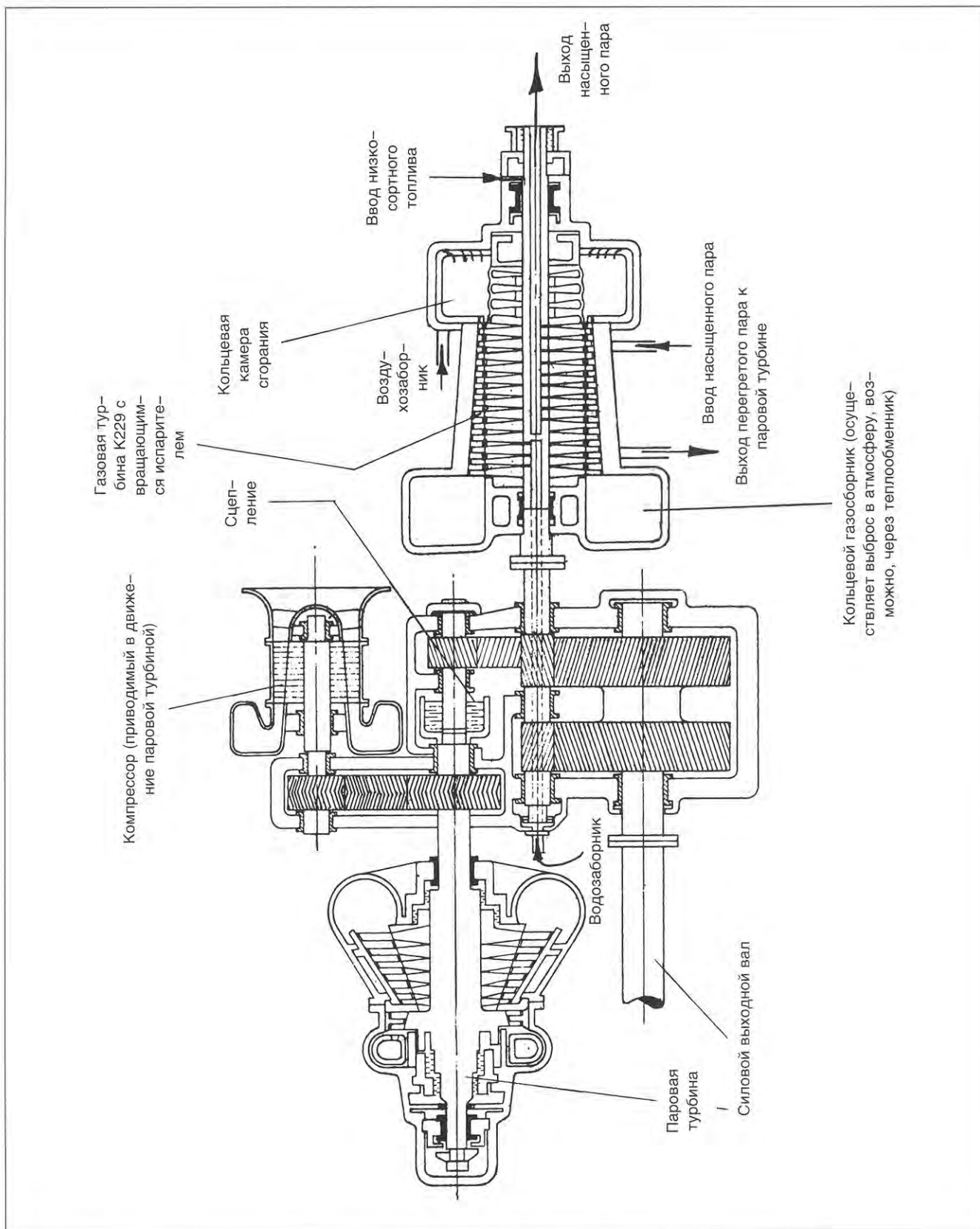


Рис. 4.4. Методика механического соединения газотурбинной установки Drehkessel мощностью 5000 л.с. на валу



нием в Министерстве авиации, в то время не слышал об идеях Вайнриха, и ученый не смог получить какую-либо поддержку официальных лиц. Тем не менее, с достойной одобрения настойчивостью и верой в свои силы Вайнрих впоследствии представил новую схему агрегата на рассмотрение Верховного командования военно-морского флота.

В своей новой схеме Вайнрих предложил использовать, как и ранее, компрессор и турбину с левосторонним вращением, но газотурбинная установка переделывалась во вспомогательную силовую установку для быстроходных сторожевых катеров ВМС. В таком виде установка имела значительно меньшие размеры и, как считают, была рассчитана на мощность в 100 л.с. на гребном валу. Данная схема была одобрена Верховным командованием военно-морского флота Германии, и была построена экспериментальная газотурбинная установка, которая успешно совершенствовалась и на испытательном стенде могла развивать мощность 50 л.с. Дальнейшая судьба этого проекта неизвестна, но есть сведения о том, что фирма Brückner-Kanis, по крайней мере, занималась разработкой турбореактивного двигателя самолетов, в котором использовались компрессор, камера сгорания и турбина с левосторонним вращением. Этот потрясающий турбореактивный агрегат буквально был наполнен различными нововведениями, и, возможно, его создание было основано на разработках Вайнриха, а также, вероятно, было связано со схемой турбовинтового двигателя, собранной Вайнрихом в 1936 году, и его работой над турбореактивным двигателем BMW 109-002 в 1939 году (см. раздел 2). Нет

определенных сведений о том, насколько официальные лица смогли поддержать разработки турбореактивного двигателя, которые вела фирма Brückner-Kanis, если чиновники вообще оказали какую-либо поддержку, но также ничего не известно об активной разработке данной схемы. Тем не менее, позднее (возможно, в конце 1943 года или в самом начале 1944 года) фирма Brückner-Kanis передала турбореактивный агрегат Вайнриха в качестве одного из четырех газогенераторов, используемых в очень большой газотурбинной установке, разработка которой велась по заказу Верховного командования военно-морского флота.

### Судовая газотурбинная установка мощностью на валу 10000 л.с.

Данная газотурбинная установка должна была использоваться в качестве дополнительной силовой установки на быстроходном корабле ВМС во время атаки и/или преследования и должна была развивать мощность до 10000 л.с. на гребном валу. Проектирование и разработка установки проводились в фирме Brückner-Kanis под руководством дипломированного инженера Генриха Хольцапфеля, притом что Гельмут Вайнрих продолжал работать консультантом по этой теме.

Хольцапфель имел некоторый полезный опыт работы с турбинами и начинал свои исследования в Высшей технической школе в Ганновере под руководством профессора Рейдера. Рейдер был отмечен за вклад в разработку турбин, поэтому Хольцапфель, который какое-то время был его помощником, должен был многое осво-

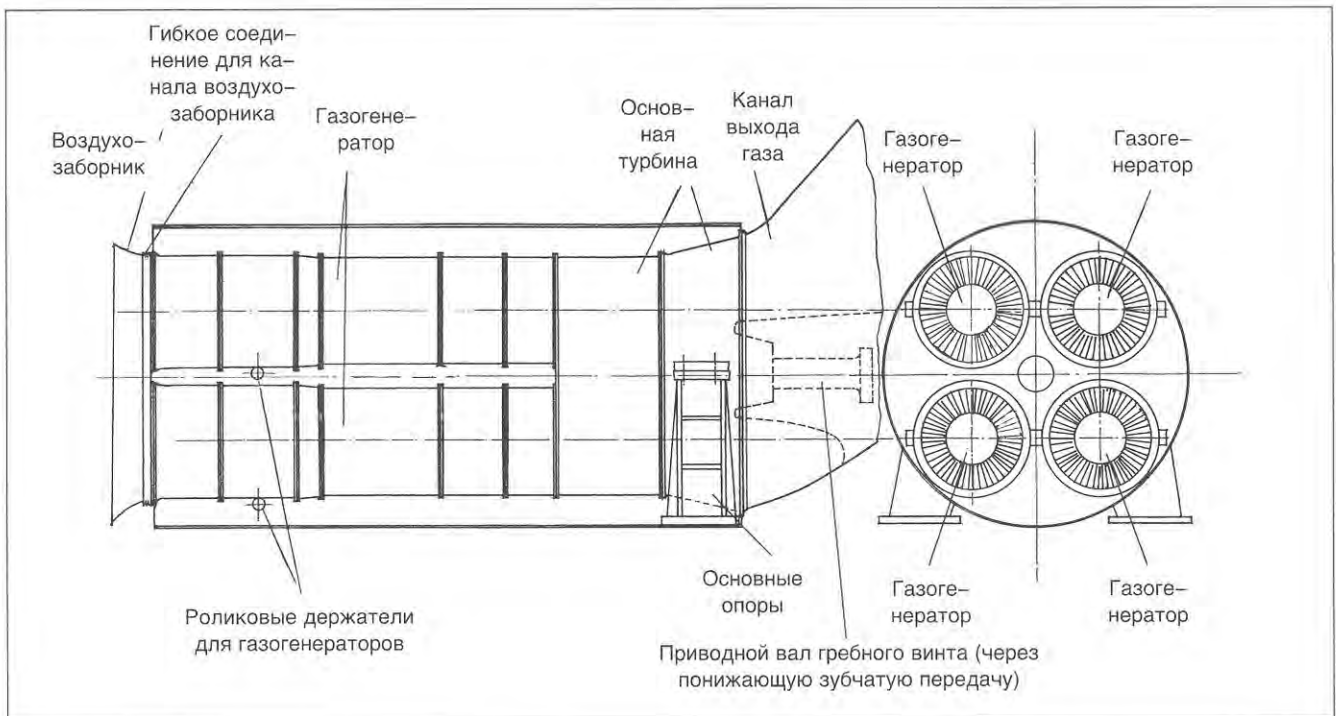


Рис. 4.5. Общая компоновка судового аварийного силового агрегата (газовой турбины) мощностью 10000 л.с. на валу фирмы Brückner-Kanis



ить в этой области на этом раннем этапе своей деятельности. Затем он поступил на работу в фирму BMW в отдел разработки турбоагрегатов, приводимых в движение выхлопными газами, и проработал там до перехода в фирму Brückner-Kanis, куда был приглашен для оказания помощи в разработке турбин на перекиси водорода, а также газовых турбин для торпедных катеров и другой подобной техники. Турбины на перекиси водорода (создание которых было начато фирмой H. Walter KG из Киля) включали уже упоминавшиеся торпедные двигатели Drehkessel.

Для силовых установок мощностью 10000 л.с. на валу схема с использованием четырех отдельных газовых турбин для подачи горячего газа к отдельной силовой турбине была выбрана частично для того, чтобы учесть ограниченность пространства для размещения установки, а также отчасти для того, чтобы использовать детали и узлы, размер и тип которых, в какой-то мере, уже были известны. К другим требованиям, которые необходимо было учесть в проекте, относились простота монтажа и технического обслуживания наряду с определенной эластичностью, создаваемой между основными элементами, например между газогенераторами и силовой турбиной. Общая компоновка силовой установки представлена на рис. 4.5. На рисунке показаны четыре газогенератора, сгруппированные вместе в округлом корпусе и с гибко соединенным общим каналом воздухозаборника. За газогенераторами находилась основная, или рабочая, турбина, приводящая в движение гребной вал судна через планетарную передачу, которая понижала скорость вращения турбины с 4500 об/мин до 500 об/мин. Отработанные газы из всего агрегата отводились по каналу, чтобы обойти трансмиссионный вал, а затем выпускались вверх. Каждый газогенератор, будучи закрепленным задним концом в корпусе силовой турбины, передним концом устанавливался на подвижные опоры, чтобы обеспечить расширение и другие перемещения, необходимые для гибко подсоединенного канала воздухозаборника. Далее будут подробно рассмотрены все элементы газотурбинной установки с указанием на многие необычные и новые возможности схемы.

#### Газогенераторы

Каждый из четырех газогенераторов представлял собой автономную газовую турбину достаточной мощности, чтобы приводить в движение только свои собственные компрессоры, которые предназначались только для производства горячих газов для работы силовой турбины. Каждый газогенератор был идентичен турбореактивному двигателю, разработанному фирмой Brückner-Kanis (по схеме Вайнриха) для использования на самолетах, за исключением того, что его входные и выходные каналы для газогенератора были изменены, и, поскольку отсутствовал эффект скоростного напора впуска, вызываемого высокой скоростью воздуха, перед основным компрессором устанавливался предварительный компрессор. На рис. 4.6 показаны полусекция одного газогенератора и его основные элементы: предва-

рительный компрессор, компрессор с левосторонним вращением, камера сгорания с левосторонним вращением и турбина с левосторонним вращением, описание которых приводится ниже.

#### Предварительный компрессор

Предварительный компрессор (или индуктор) состоял из обычного пятиступенчатого осевого компрессора со степенью сжатия 1,75:1 при скорости 6600 об/мин. Для упрощения производства лопатки и статора, и ротора имели одинаковый профиль (основанный на аэродинамических профилях). Для монтажа дисковых и кольцевых лопаток использовалась сборная конструкция и центральный вал с опорным шарикоподшипником впереди и опорным роликовым подшипником сзади.

Каждая ступень лопаток статора была сконструирована следующим образом. Лопатки вставлялись в пазы на кольце, которое, в свою очередь, было установлено на диске. Свободно вставленные лопатки затем закреплялись с помощью кольца, чтобы временно удерживать их для динамической балансировки. Потом пространство между лопатками заполнялось массой, состоящей из парафиновой канифоли, чтобы получить твердый диск, который можно было обработать на станке. После обработки на станке масса наполнителя удалялась, а временное удерживающее кольцо заменялось опорным лопаточным венцом, после чего завершенная сборка проходила окончательную обработку на станке. Поскольку опорный лопаточный венец нагревался и зажимал лопатки, эту операцию необходимо было делать очень аккуратно, чтобы не допустить перекашивания лопаток. Выступы на лопатках статора блокировались в пазах на внутренней части венца. Особенностью конструкции каждого опорного лопаточного венца статора являлось то, что венец имел длинный выступ, который нависал над кончиками последующих лопаток ротора и окружал их. Это позволяло создать небольшой зазор для кончиков лопаток ротора, и в случае заклинивания вращающиеся лопатки могли повредить только окружающий выступ, а не весь корпус предварительного компрессора. Таким образом достигалась возможность более быстрого и более дешевого ремонта, и данная особенность была использована для лопаток компрессоров и турбин всего агрегата. (Эта методика, похоже, не применялась в какой-либо другой немецкой газотурбинной установке, за исключением, возможно, использования для судовой газотурбинной установки мощностью 7500 л.с. на валу, разработанной фирмой Blohm und Voss.)

В каждой ступени ротора предварительного компрессора использовались диск и лопатки, изготовленные на станке из твердого кованого дюралюминия, а значительное количество срезанного материала использовалось для изготовления болтов и других небольших деталей. После ряда операций по резке и фрезеровочных работ по профилированию лопаток ротора на кончики лопаток насаживалось окружающее кольцо по методике, подобной той, которая была описана для сборки лопаток статора. В завершение в центр диска запрессовывался и закреплялся адаптер.



На внешнюю сторону колец, окружавших кончики лопаток ротора, и на внутреннюю часть дисков лопаток статора устанавливались лабиринтовые уплотнения. Полный стальной вал, на который устанавливались диски лопаток ротора, передним концом был соединен с планетарной передачей, а задним концом соединялся с вращающимся корпусом компрессора левостороннего вращения. Планетарная передача и передний опорный подшипник закреплялись в корпусе, поддерживаемом стабилизаторами воздухозаборника.

#### *Компрессор левостороннего вращения*

Воздух выходил из предварительного компрессора с температурой около  $80^{\circ}\text{C}$  и проходил через кольцевой проход длиной 0,15 м в четырехступенчатый осевой компрессор левостороннего вращения, имеющий степень сжатия 2,4:1. Этот компрессор состоял из корпуса с четырьмя ступенями, вращающимися со скоростью 6600 об/мин, и внутреннего ротора барабанного типа, также с четырьмя ступенями, но вращающимися со скоростью 8400 об/мин и в направлении, противоположном корпусу. Корпус компрессора приводился в движение непосредственно от задней оконечности вала предварительного компрессора, в то время как внутренний ротор компрессора приводился в движение валом, который проходил через полый вал предварительного компрессора к блоку планетарной передачи.

Четыре ступени вращающихся лопаток, подсоединенных к корпусу, являлись только направляющими лопатками, а первая ступень этих лопаток имела толстые симметричные профили, поскольку они действовали как передние опоры корпуса. Эти лопатки первой ступени изготавливались на станке из сплошной заготовки с диском и имели кольцо, закрепленное сверху по кончикам лопаток. Это кольцо было закреплено внутри корпуса и зашплинтовано, в то время как центральный фланец на диске первой ступени прикреплялся болтами к переходнику, соединенному с валом предварительного компрессора. Другие три ступени направляющих лопаток были также выточены на станке из сплошной заготовки и имели посадочные кольца для крепления к вращающемуся корпусу, но закреплялись в центре в дисках с лабиринтными уплотнениями вокруг ротора компрессора.

За четырьмя ступенями направляющих лопаток находились четыре ступени нагнетательных лопаток. Эти лопатки также вытачивались на станке из сплошной заготовки вместе с держателями и устанавливались на диски, прикрепленные шпонкой к внутреннему валу. Между кончиками лопаток и вращающимся корпусом находились лабиринтные уплотнения. Между лопатками всех рядов, кроме первого, были установлены вспомогательные лопатки меньшего размера, заштифованные по месту. Эти лопатки были необходимы для того, чтобы избежать неравного распределения воздушного потока, вызываемого большой высотой основных лопаток.

На передней стороне компрессора левостороннего вращения ставился большой роликовый подшипник для переднего опорного узла вращающегося корпуса, а внутри этого подшипника находился роликовый под-

шипник меньшего размера для переднего конца вала внутреннего ротора. Опорой для этих подшипников, а также для заднего подшипника предварительного компрессора являлась отливка, которая соединяла внешние оболочки двух компрессоров. Кроме того, отливка образовывала кольцевой канал, ведущий к компрессору левостороннего вращения, и имела опорные стойки, пересекающие этот канал.

#### *Камеры сгорания левостороннего вращения*

Воздух для камеры сгорания выходил из компрессора левостороннего вращения, имея температуру около  $200^{\circ}\text{C}$  и давление  $41300\text{ кг/м}^2$ , и это давление также являлось давлением в камере сгорания. Кольцевая камера сгорания состояла из следующих основных частей: внешние и внутренние направляющие решетки воздухозаборников с разделяющим коническим кожухом камеры сгорания; решетки соединялись с надставкой вращающегося корпуса компрессора и, таким образом, вращались со скоростью 6600 об/мин; кольца камеры сгорания, поддерживающие лопатки вентилятора и топливные форсунки; кольца находились внутри конического корпуса и прикреплялись к удлинителю ротора барабанного типа компрессора таким образом, что они вращались в противоположном к коническому корпусу направлении со скоростью 8400 об/мин.

Использование камеры сгорания левостороннего вращения было запланировано для обеспечения эффективного распределения и смешивания топлива и воздуха и, следовательно, создания хороших условий горения, а также ровной температуры газа и равномерного распределения скоростей на входе в секцию турбины. В любом случае существовала небольшая трудность или дополнительная сложность в создании такой необычной камеры сгорания, поскольку основные элементы служили для соединения вращающихся частей компрессора и турбины (спереди и сзади).

Внешние и внутренние направляющие решетки воздухозаборников вместе со стабилизаторами создавали некоторое завихрение во входящем воздушном потоке, и в двух воздушных потоках завихрения образовывались в противоположных направлениях. В зоне между этими двумя потоками вихревая скорость была нулевой, и именно здесь впрыскивалось топливо и происходило начальное возгорание. Внешняя направляющая решетка входного канала была напрямую соединена с вращающимся корпусом, в то время как внутренняя направляющая решетка входного канала также соединялась с корпусом, но через ступень стабилизаторов, образующих выход из компрессора левостороннего вращения. Конический кожух с отверстиями для воздуха был прикреплен к внешней направляющей решетке так, что появлялась возможность некоторой степени искривления.

Внутри конического кожуха находились пять колец (уменьшающихся в диаметре в направлении выхода из камеры), которые поддерживались лопастями вентилятора, прикрепленными держателями к ротору барабанного типа. Эти профилированные лопасти вентилятора были предназначены для компенсации потерь давления





Рис. 4.6. Поперечный разрез газогенератора для газотурбинной установки фирмы Brückner-Kanis мощностью 10000 л.с. на валу



воздушного потока, возникающих в камере сгорания. Некоторые из лопастей несли также форсунки для топлива, которое впрыскивалось под действием центробежной силы. Первый ряд лопастей вентилятора имел четыре форсунки, через которые впрыскивался бензин только для запуска; бензин распылялся в малой кольцевой камере, в которую воздух подавался спереди, полученная смесь воспламенялась с помощью электрического устройства со скользящим контактом (устройство устанавливалось через один из стабилизаторов внешней направляющей решетки). Второй и третий ряды лопастей вентилятора имели каждый по 12 форсунок, с помощью которых вводилось основное рабочее топливо (сырая нефть или газойль). Топливо подводилось к поворотным форсункам через трубу, проходящую сквозь пустотелый вал и ротор агрегата. После запуска поток топлива к бензиновым форсункам отключался, и установка работала на 24 основных форсунках.

Воздух через внутреннюю направляющую решетку подавался через кольца камеры сгорания в отдельные зоны горения. Топливо, распыленное с помощью центробежных сил, сгорало в пределах кратчайшего возможного расстояния. Воздух от внешней направляющей решетки проходил через отверстия (от 5 до 8 мм в диаметре) в коническом кожухе во внешние зоны области горения. Этот воздух вместе с воздушным потоком, нагнетаемым во внутренние зоны горения лопастями вентилятора, разбавлял горячие газы и понижал среднюю температур горения приблизительно до 650 °С, которая легко переносилась секцией турбины. Длина камеры сгорания от воздухозаборника до выходного канала для газов составляла приблизительно 0,32 м. Там, где горячие газы покидали камеру сгорания, имелось дивергентное кольцо, образованное внутренними и внешними искривленными стенками левостороннего вращения. Для конического кожуха камеры сгорания использовалась листовая сталь, в то время как направляющие кольца были сделаны из жаропрочной стали марки Ruhr D.712 (10,0 Cr; 18,0 Mn, остальное — Fe).

#### *Турбина левостороннего вращения*

Турбина левостороннего вращения была разработана, чтобы развивать достаточную мощность для приведения в действие предварительного компрессора, основного компрессора, камеры сгорания и вспомогательного оборудования. Она состояла из пяти ступеней лопаток, прикрепленных к вращающемуся корпусу, скорость вращения которого составляла 6600 об/мин, и трех ступеней лопаток, прикрепленных к ротору барабанного типа, скорость вращения которого составляла 8400 об/мин. Кроме того, в турбине был установлен ряд неподвижных направляющих лопаток, которые предшествовали конечному ряду вращающихся лопаток, и второй ряд неподвижных направляющих лопаток был установлен после последнего вращающегося ряда. Необычным в конструкции было то, что не было никаких впускных сопел или направляющих стабилизаторов, которые отводили бы горячие газы из камеры сгорания в турбину, а первый ряд вращающихся лопаток (закрепленных на

корпусе) размещался сразу же после дивергентного выходного кольца камеры сгорания. Горячие газы проходили через турбину на высоких осевых скоростях до 350 м/с, поэтому лопатки устанавливались с большим шагом. Был использован аэродинамический профиль лопаток, а также устанавливалось от 30 до 40 лопаток на ступень. Лопатки увеличивались в длине по направлению газового потока.

Для каждой из ступеней турбины лопатки обрабатывались на станке с их держателями или дисками как одно твердое тело таким же способом, как и ступени компрессора. В ходе станочной обработки внутренних и внешних окружностей пространство между лопатками снова заполнялось компаундом, а после его удаления насаживались опорные кольца для ротора или облучки для внутренней части корпуса ротора. К корпусу и ротору крепились штифтами разные ступени, чтобы создать конструкцию, учитывающую возможность расширения и сжатия. В отличие от большинства газовых турбин немецкого производства, лопатки данной турбины не имели воздушного охлаждения, но изготавливались целиком из жаропрочной стали — либо марки Bühler FBD (17,6 Cr; 15,2 Ni; 2,2 Mo; 1,06 Ta или Nb; 1,8 Cu, остальное — Fe), либо марки Ruhr D.712 (10,0 Cr, 18,0 Mn, остальное — Fe). Принимая во внимание недостаток в Германии металлов для выпуска жаропрочных сталей, возникает вопрос, применялись ли в более поздних установках турбины с воздушным охлаждением, использующие экономичные полые лопатки. Значения температуры, которые стремились получить разработчики, составляли: в лопатках турбины около вращающегося корпуса — 550 °С, в центре лопаток — 750–800 °С и 500 °С около ротора. Известно, что Вайнрих (возможно, самостоятельно работавший в Хемнице) провел предварительные исследования по использованию охлаждаемых лопаток для данной турбины, но главной целью, как предполагается, являлась, скорее, возможность получения более высокой рабочей температуры, чем использования более экономичного материала для лопатки. Как бы то ни было, по неизвестным причинам, договор с Вайнрихом на выполнение именно этой работы к концу 1943 года был прекращен.

Вращающийся корпус турбины был соединен спереди с вращающимся корпусом камеры сгорания, в то время как сзади он соединялся через лопатки седьмого ряда с диском и валом, имеющим роликовый подшипник. Ротор турбины был подсоединен к ротору камеры сгорания спереди, а сзади он входил в диск и вал с роликовым подшипником. Литой корпус заключал в себя два роликовых подшипника и был установлен внутри сварной конструкции из листового металла, имеющей форму обтекаемого купола. Вся секция подшипника удерживалась тремя полыми обтекаемыми стойками внутри выпускного сопла. Эти распорки также имели воздухопроводы и маслопроводы и были разработаны с аэродинамическим профилем, чтобы исключить любые завихрения в потоке горячих газов, выходящих из установки. Выхлопной коллектор (который был установлен на фланце секции рабочей турбины) был гибко



соединен с корпусом внутреннего подшипника, а передняя часть всего агрегата была установлена на ро-ликах.

#### *Вспомогательное оборудование*

Запуск агрегата осуществлялся с помощью электродви-гателя постоянного тока мощностью 15 л.с., который, после того как газовая турбина начинала работать, ис-пользовался как электрогенератор. Топливные насосы приводились в движение от блока планетарной переда-чи (который соединял ротор и корпуса левостороннего вращения), а на топливопроводах были установлены электрические реле. Всасывающий масляный насос шестеренчатого типа устанавливался внутри корпуса заднего подшипника и приводился в движение от рото-ра турбины. Масло подавалось в передний подшипник и корпус шестеренчатой передачи, проходило через пол-ный вал к другим подшипникам, и отсасывалось из корпуса переднего подшипника. Охлаждение подшип-ников обеспечивалось с помощью масла, а также час-тично с помощью нагнетаемого воздуха, который ис-пользовался для герметизации различных лабиринтных уплотнений вокруг ротора.

#### *Рабочая турбина*

Четыре из вышеописанных газогенераторов были уста-новлены в корпусе газосборника, из которого горячие газы проходили в рабочую турбину. В данной турбине не было никаких усовершенствований или каких-либо новшеств, и ее рабочие характеристики были весьма средними: турбина работала при температуре всего лишь 450 °С и имела максимальную скорость 4500 об/мин. При этих условиях турбина развивала мощ-ность 12000 л.с., из которых после потерь на трансмис-сию на гребной вал катера подавалось как минимум 10000 л.с.

Рабочая турбина была двухступенчатого типа и, предположительно, имела сплошные стальные лопат-ки. Держатели лопаток образовывали диски, к которым болтами крепились укороченные валы, а осевая нагруз-ка от турбины поглощалась многоступенчатым под-шипником Radiax. Планетарная передача, имеющая передаточное число 9:1, устанавливалась между задним валом рабочей турбины и гребным валом, а отработан-ные газы через канал выводились в атмосферу.

Расчетные характеристики судовой газотурбинной установки мощностью 10000 л.с. на валу были следую-щие:

Для одного газогенератора (требуется четыре):

Частота вращения внутреннего ротора — 8400 об/мин

Частота вращения внешнего барабана левостороннего

вращения — 6600 об/мин

Степень сжатия — 4,13:1

Расход воздуха — 30 кг/с

Средняя температура горения — 650 °С

КПД компрессора — 83 %

Диаметр — 0,7 м

Длина (без канала ввода) — 2,01 м

Диаметр обтекателя для четырех газогенераторов (и всего агрегата) — 1,8 м

Рабочая турбина:

Частота вращения — 4500 об/мин

КПД — 87 %

Мощность — 12000 л.с.

Диаметр кожуха — 1,675 м

Частота вращения вала гребного винта — 500 об/мин

Мощность вала гребного винта — 10000 л.с.

Габаритная длина всего агрегата — 3,5 м

### **Прогресс в разработке агрегата мощностью на валу 10000 л.с.**

К концу войны судовая газотурбинная установка мощ-ностью 10000 л.с. на валу, запланированная в фирме Brückner-Kanis, была достаточно детально разработана, и начались испытания некоторых ее составных частей. Нет сведений о том, сколько элементов турбины было изготовлено, но проект, похоже, получил поддержку должностных лиц в конце войны в мае 1945 года.

Очевидно, что первоначальная задача состояла в том, чтобы разработать проект газогенератора, а для этого первым шагом было совершенствование камеры сгора-ния левостороннего вращения для обеспечения пра-вильного температурного распределения по лопаткам турбины. Для проведения испытаний камеры сгорания требовалось модифицировать первоначальную разра-ботку. В основном это означало изменение количества и положения отверстий подачи воздуха в коническом кожухе камеры сгорания, чтобы получить необходимое распределение температуры. Несмотря на очень корот-кие фронты пламени, все топливо сжигалось внутри камеры, и общие результаты были превосходными. При одном испытании воздушный поток увеличивался на одну треть сверх расчетных требований без какого-либо неблагоприятного воздействия на процесс горе-ния. Переделка камеры сгорания по результатам испы-таний привела также к перемещению турбины немного назад по норме. Подробности других произведенных усовершенствований неизвестны, но время было упу-щено для постройки всего агрегата.



## Фирма "Blohm und Voss Schiffswerft"

Судовая газотурбинная установка мощностью 7500 л.с. на валу (Auftrag 353) — Прогресс в разработке установки Auftrag 353

Фирма Blohm und Voss, владевшая различными предприятиями в окрестностях Гамбурга, занималась, в основном, судостроением и судовым машиностроением, включая создание паровых турбин. Кроме того, в июле 1933 года был создан конструкторский отдел по проектированию и строительству летательных аппаратов, и хотя этот отдел очень продуктивно и активно работал, он получал сравнительно небольшие военные заказы. Большая часть авиационных разработок сосредотачивалась на производстве летающих лодок BV 138 и, в большей степени, на субподрядных работах для других авиастроительных фирм.

Не позднее марта 1942 года фирма Blohm und Voss начала работу над судовой газотурбинной установкой, описанной ниже, а ее проектирование в основном было завершено уже к концу марта 1943 года. Поддержанный Верховным командованием ВМФ и известный в фирме Blohm und Voss как проект установки Auftrag 353 (приказ или поручение), проект был разработан в отделе Wigo Tu.107 на принадлежавшем фирме предприятии Hamburg-Steinwarder. Единственное известное имя, которое связано с данной разработкой, это Герман Шеплер, и вполне возможно, что он являлся главным инженером этого проекта.

### Судовая газотурбинная установка мощностью 7500 л.с. на валу (Auftrag 353)

Установка состояла просто из газовой турбины, вал которой соединялся через коробку передач с валом центрального гребного винта катера. Два других боковых гребных вала судна приводились в движение дизельными двигателями, и хотя тип катера неизвестен, можно предположить, что это был торпедный катер типа S.100. В этом случае обычный центральный дизельный двигатель мощностью 2500 л.с. был заменен газотурбинной установкой, которая была приблизительно в три раза мощнее. В то время как газовая турбина фирмы Blohm und Voss, несомненно, предназначалась только для увеличения скорости катера в ходе боевых действий и преследования противника, интересно отметить, что эта установка разрабатывалась для продолжительной эксплуатации. На рис. 4.7 показана компоновка установки, которая включала следующие элементы.

#### Блок впуска и компрессор

Блок впуска состоял из литого кольцевого корпуса с колоколообразным входным отверстием наверху. Кроме того, наверху находились точки крепления, в то время как целиком литой несущий корпус был сформирован в центре. Фланец в задней части отливки блока впуска болтами крепился к передней части корпуса компрессора, который был отлит с глубокими внешними кольцевыми ребрами и для удобства сборки был разрезан в продольном направлении. В верхней задней части корпуса компрессора находились дополнительные точки крепления.

Что касается компрессора, то Экспериментальный аэродинамический институт в Геттингене провел альтернативные исследования осевых компрессоров с 11, 12 и 14 ступенями, имеющих ту же скорость вращения, но с разными диаметрами. По результатам этих исследований был выбран осевой 14-ступенчатый компрессор, в котором использовались лопатки статора активного типа, благодаря чему большая часть прироста давления приходилась на лопатки ротора, а лопатки статора работали как направляющие стабилизаторы. Данный компрессор обеспечивал степень сжатия приблизительно 5,0:1 с общим КПД 85 %. Геометрически подобные секции искривленного аэродинамического профиля использовались для всех лопаток ротора, а лопатки статора на некоторых ступенях имели довольно толстые закругленные секции различного рода. По мере продвижения от впускного конца лопатки уменьшались в размере, а на некоторых ступенях количество лопаток, в расчете на ступень, было увеличено. Ротор имел постоянный диаметр 0,53 м, в то время как размер лопаток постепенно уменьшался по высоте.

В соответствии с технологией, применяемой фирмой Blohm und Voss при производстве паровых турбин низкого давления, ротор компрессора состоял из полого барабана с закрепленными болтами дисками на концах и короткими валами. Для восприятия существенного осевого усилия от компрессора передний вал устанавливался в упорный шарикоподшипник, вставленный внутрь литого впускного устройства. Задний вал опирался на роликовый подшипник. Внутри ротора барабанного типа находился стальной вал, который в промежуточных точках удерживался радиальными стальными укосинами, прикрепленными к стенке ротора.



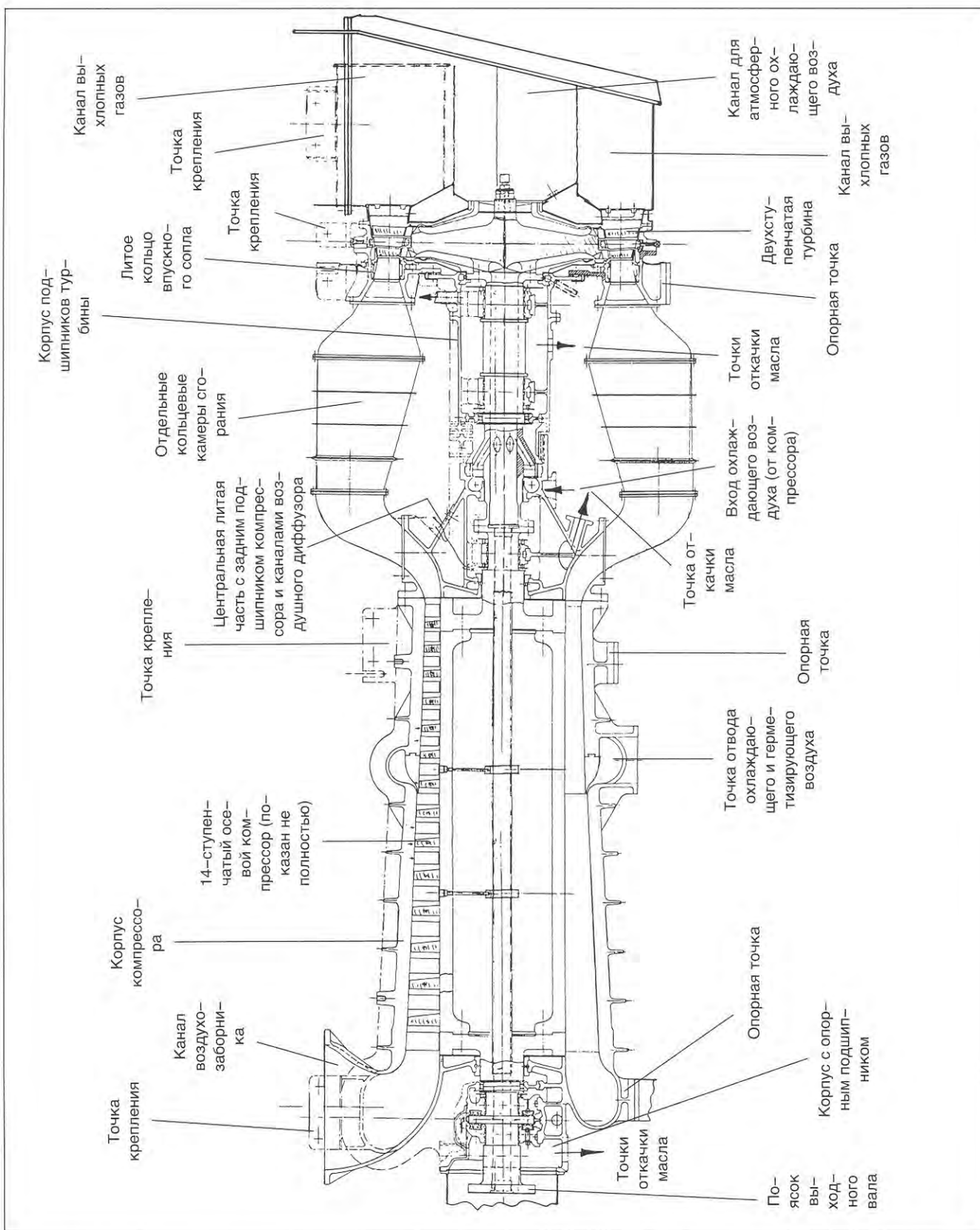


Рис. 4.7. Судовая газотурбинная установка Auftrag 353 фирмы Blohm und Voss мощностью 7500 л.с. на валу



Этот внутренний вал заключал в себе термоэлектродную проволоку, идущую от турбины, для получения данных о температуре, а также электрические токосъемные кольца для создания внешнего соединения внутри корпуса впускного устройства.

Все лопатки компрессора делались из стали, имели прочные основания, вставляемые в пазы с отдельными прокладками. Для лопаток ротора основания имели ромбовидное сечение. Непосредственно перед восьмой ступенью лопаток кожуха компрессора имел выступ и кольцевую камеру, из которой по каналу отводилось около 7 % всего воздушного потока для герметизации и охлаждения турбины. Поскольку агрегат был предназначен для использования на судах, литые части устройства впуска и кожуха компрессора (а также некоторые другие детали, такие как прокладки для основания лопаток) были сделаны из специального коррозионно-устойчивого алюминиевого сплава (4,5/5,0 Mg; 0,6/1,5 Si; 0,1 Zn; 0,1/0,5 Mn; 0,05 Cu; 0,5 Fe, 0/0,3 Sb; 0/0,3 Cr; 0/0,5 Ti; остальное — Al).

Задняя часть кожуха компрессора крепилась болтами к фланцу центральной отливки, которая представляла собой корпус для заднего подшипника компрессора, а также для канала диффузора, отводящего воздух к камерам сгорания. Воздух выходил из компрессора и входил в каналы отвода при температуре 190–200 °C, при этом массовый расход воздуха примерно в 3,3 раза превышал расчетные потребности процесса горения.

#### *Камеры сгорания*

Камеры сгорания трубчато-кольцевого типа были разработаны Немецким авиационным экспериментальным институтом из Берлина. Другие подробности о данной разработке отсутствуют, за исключением того факта, что пиковая температура горения составляла 900 °C, но, исходя из общего компоновочного чертежа, можно предположить, что были использованы шесть камер сгорания, хотя места было достаточно и для семи. Камеры сгорания впускными концами крепились с помощью болтов к каналам диффузора центральной отливки, а выпускными концами прикреплялись к кольцу литого соплового аппарата.

#### *Секция турбины*

Кольцо литого соплового аппарата имело в верхней части точки крепления агрегата, а внутри круговой фланец был прикреплен радиальными шпонками с малым зазором к трубчатому корпусу подшипников вала турбины. Эта методика шпоночного крепления сводила к минимуму эффект теплопроводности, а также обеспечивала возможность расширения конструкции. Трубчатый корпус был гибко соединен с задней средней точкой центральной отливки и оснащался двумя комплектами роликовых подшипников для вала турбины, а с другой стороны рабочего колеса турбины подшипники (или вал) отсутствовали. Соединение между турбиной и валами компрессора было выполнено непосредственно за задней частью корпуса ротора компрессора.

Лопатки соплового аппарата турбины, или направляющие стабилизаторы, соединялись ласточкиным хвостом и приваривались к внутренним и внешним опорным кольцам, которые затем устанавливались и крепились болтами в кольцо соплового аппарата. Что удивительно, сама турбина была так называемого двухрядного типа Curtis (имела около 10 % степени реактивности), с двумя ступенями лопаток ротора на одном колесе и с отдельной ступенью лопаток статора между ступенями ротора. Средний диаметр турбины составлял 0,99 м. Для изготовления соплового аппарата и лопаток турбины фирмой DEW использовалась жаропрочная сталь, известная под маркой ATS (18,0 Cr; 9,5 Ni; 1,5 W; 0,60 Mn; 0,50 Si; 0,14 C, остальное — Fe). Лопатки ротора турбины имели полые держатели, которые устанавливались в нарезные втулки на рабочем колесе турбины и крепились штифтами, а лопатки статора соединялись ласточкиным хвостом и врезались во внутренние и внешние опорные кольца, притом что внешнее кольцо, прикрепленное болтами к выступу кольца соплового аппарата I ступени, образовывало корпус турбины. Между внутренним опорным кольцом лопаток статора и ободом рабочего колеса турбины находилось лабиринтное уплотнение. Использовался оригинальный и в то же время простой метод герметизации у кончиков лопаток ротора турбины, в соответствии с которым внутри корпуса турбины были приварены тонкие пластины для создания очень маленького кольцевого зазора и при этом для сохранения гибкости в случае трения о корпус кончика лопатки.

Рабочее колесо турбины было изготовлено фирмой Bochumer Verein из легированной стали, известной под маркой BVT 90 (1,43 Cr; 1,10 Mo; 0,55 Mn; 0,93 Si; 0,55 W; 0,10 C, остальное — Fe), и крепилось болтами к фланцу на пустотелом валу турбины. С каждой стороны рабочего колеса турбины находились стабилизаторы, которые поддерживали пластины, образующие каналы для прохождения охлаждающего воздуха к лопаткам ротора. Система подачи охлаждающего воздуха для лопаток ротора турбины и направляющих стабилизаторов выпускных газов описана ниже, но поскольку не удалось найти какие-либо сведения относительно охлаждения впускных сопел и лопаток статора турбины, можно предположить, что эти изделия изготавливались из жаропрочной стали марки ATS.

#### *Отсек выхлопных газов*

Непосредственно за секцией турбины находились направляющие стойки с воздушным охлаждением, которые направляли отработавшие газы в угловой канал. Этот канал представлял собой относительно легкую сварную конструкцию и имел точки крепления в своей верхней части. Канал направлял отработавшие газы вверх и заключал в себе канал для забора охлаждающего атмосферного воздуха.

#### *Система воздушного охлаждения и герметизация*

Воздух, выходящий из компрессора, передавался по трубам к точке соединения в задней части центральной



отливки (непосредственно после точки, где соединялись валы турбины и компрессора). Из этой точки соединения воздух выводился в кольцо, из которого охлаждающий воздух распределялся вперед и назад в корпусы подшипников, а затем выпускался в атмосферу. Однако большая часть воздуха выходила из кольца в отверстия в полом вала турбины. Поток воздуха проходил внутри вала и выходил в каналы, образованные на передней стороне рабочего колеса турбины. Из этих каналов воздух входил в первый ряд лопаток ротора через пазы основания и выходил через кончики лопаток в поток горячего газа. Второй ряд лопаток ротора охлаждался подобным же образом, но в этом случае воздух втягивался из атмосферы сквозь отдельный патрубок, проходящий в канале выхлопных газов, и направлялся в каналы задней стороны рабочего колеса турбины короткими лопастями стабилизаторов, прикрепленных к рабочему колесу. Также через атмосферный патрубок осуществлялся забор охлаждающего воздуха для полых направляющих стабилизаторов канала выхлопных газов; охлаждающий воздух выходил из задних кромок направляющих стабилизаторов, и, понижая температуру отработавших газов, делал возможным реализовать более легкую конструкцию канала выхлопных газов.

На передней или впускной стороне рабочего колеса турбины находилось три комплекта радиальных прокладок для герметизации корпуса внутренних подшипников от горячих газов. Расположенная ближе всего к внутренней части прокладка находилась вокруг крепежного фланца рабочего колеса турбины, и эта прокладка герметизировалась воздухом, выходящим из компрессора. Воздух просачивался сквозь другие уплотнения в горячие газы (проходящие в турбину), а также внутрь корпуса подшипников турбины.

#### *Выходной вал*

Турбина развивала мощность 20000 л.с. на полном ходу, 12500 из которых использовались для приведения в движение компрессора и вспомогательного оборудования. Оставшиеся 7500 л.с. передавались гребному валу судна через коробку передач, подробная конструкция

которой неизвестна. После достижения значительной величины мощность отбиралась от вала газотурбинной установки на холодном впускном конце.

#### *Вспомогательное оборудование*

Типы и методы подсоединения таких узлов, как стартер, генератор и масляные насосы, неизвестны. Для смазки масло по трубам подавалось к подшипникам, а затем отводилось из корпусов передних и центральных подшипников с помощью откачивающих насосов для фильтрации и рециркуляции.

Расчетные характеристики судовой газотурбинной установки фирмы Blohm und Voss (Auftrag 353) следующие:

Мощность турбины — 20000 л.с.  
 Поглощение мощности компрессором — 12500 л.с.  
 Мощность на выходном валу — 7500 л.с.  
 Скорость вращения — 5400 об/мин  
 Полный вес — 11000 кг  
 Степень сжатия — 4,98:1  
 Удельный расход топлива — 450–500 г/л.с./час  
 Расход воздуха — 44,95 кг/с  
 Удельный вес — 1,46 кг на л.с.  
 Пиковая температура цикла — 900°C  
 КПД компрессора — 85 %  
 КПД турбины (с учетом потерь на охлаждение) — 82 %  
 Общий КПД установки — 15 %  
 Высота (над камерами сгорания) — 1,63 м  
 Габаритная длина (от фланца выходного вала до конца канала выхлопных газов) — 5,06 м

#### **Прогресс в разработке установки Auftrag 353**

К концу войны разработка установки была в основном завершена, и были проведены испытания образца камеры сгорания. Была выполнена черновая обработка рабочего колеса турбины, но колесо не было доставлено на предприятие фирмы Steinwärder. Сама же фирма Blohm und Voss смогла дойти только до этапа изготовления литых частей компрессора и некоторых лопаток турбины.



# Фирма "Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg AG" ("MAN")

Судовая газотурбинная установка мощностью 7500 л.с. на валу — Заключение

Крупное объединение предприятий с названием Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg AG (MAN) было сосредоточено, в основном, в городах Аугсбурге и Нюрнберге. Большая часть работ фирмы MAN была связана с военно-морским флотом: это производство дизельных двигателей и орудий большого калибра, проектирование, в частности, двухтактных двигателей мощностью до 16500 л.с. для военно-морских судов, а также научно-исследовательские работы, охватывающие такие темы, как дизельные двигатели с наддувом для подводных лодок. Еще одним направлением в работе фирмы в области тяжелого машиностроения являлось производство танков. Только в районе Аугсбурга на производстве фирмы MAN было занято приблизительно 10000 рабочих и служащих, в то время как другие люди работали в огромном научно-исследовательском центре в том же самом районе. Этот научно-исследовательский центр финансировался в основном Верховным командованием военно-морского флота, и имел дело главным образом с поршневыми двигателями.

## Судовая газотурбинная установка мощностью 7500 л.с. на валу

Когда в 1942 году фирма MAN предложила проект судовой газотурбинной установки, он был отвергнут. Тогда внимание фирмы переключилось на разработку газотурбинной установки для производства генераторного газа, который приводил в действие электрогенераторы мощностью 12000 кВт (см. раздел 5), а к идее создания судовой газовой турбины вернулись только после вывода фирмы из Аугсбурга. Конструкторское бюро, выведенное из Аугсбурга, было размещено в служебных помещениях цементного завода в Харбурге (приблизительно в 50 километрах к северу от Аугсбурга). Здесь

под руководством доктора Шойте в течение 1943 года была разработана судовая газотурбинная установка мощностью 7500 л.с. на валу, но в марте 1944 года этот проект был повторно отклонен Верховным командованием военно-морских сил. Во время воздушного налета на район Аугсбурга в феврале 1944 года чертежи силовой установки были утрачены, и хотя в Верховном командовании ВМС имелись копии этих материалов, только отдельные детали схемы этой установки можно было восстановить на основании воспоминаний доктора Шойте.

Установка состояла из компрессорного блока, подающего воздух к газовой турбине, которая вращала гребной вал через редуктор. Для компрессорного блока использовалась газовая турбина, состоявшая из осевого компрессора, кольцевой камеры сгорания и осевой турбины. Мощности этой турбины хватало только для приведения в движение компрессора. Часть воздушного потока отводилась из компрессора и подавалась во вторую отдельную кольцевую камеру сгорания, которая подавала горячие газы в силовую установку. Для изготовления лопаток турбины использовалась жаропрочная сталь фирмы «Крупп» марки Tinidur (29,2 Ni; 14,9 Cr; 2,1 Ti; 0,8 Si; 0,7 Mn; 0,13 C, остальное — Fe), и это предполагало, что при отсутствии охлаждения средняя температура в турбине не могла превышать примерно 600 °C.

На рисунке 4.8 показана компоновка установки, единственными характеристиками которой являются следующие:

Мощность на выходном валу 7500 л.с.  
Скорость вращения силовой турбины — 6000 об/мин  
Максимальная температура вводимого в турбину газа — 800 °C  
Общий КПД установки — 25 %  
Скорость вращения выходного вала — 1000 об/мин.

## Заключение

Как можно видеть из вышеизложенного, ни одна из схем судовых газотурбинных установок, разработанных немецкими фирмами, не достигла стадии практической реализации к концу войны, когда эти разработки вовсе прекратились. Неудача этого дела, даже в тех случаях, когда эти проекты находили поддержку со стороны Верховного командования военно-морских сил, объясняется, очевидно, нехваткой времени, хотя образцы установок, по крайней мере, фирм Brückner-Kanis

и Blohm und Voss могли бы быть построены, если бы на эту работу было выделено больше средств. В случае с установками фирмы Brückner-Kanis ответственность за этот неуспех дела можно было бы возложить на официальных лиц, издавших директиву гласившую, так сказать, «поменять лошадей на переправе», когда для создания газовой турбины Drehkessel (совмещавшей роль паровой и газовой турбины) была предоставлена низкоприоритетная экспериментальная база, чтобы со-



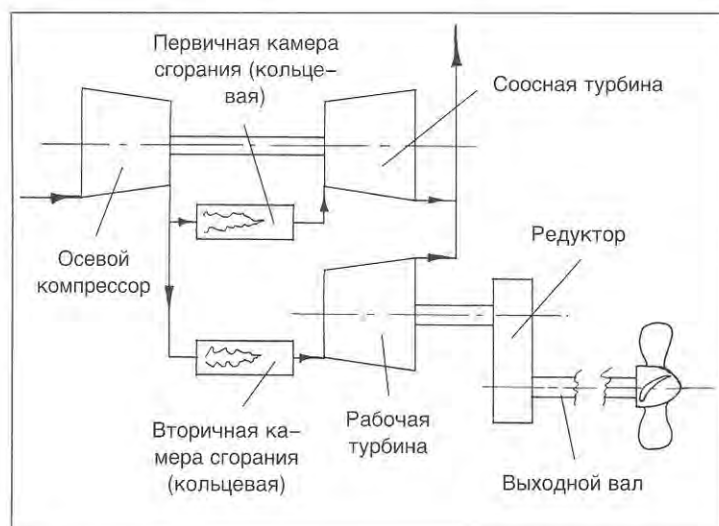


Рис. 4.8. Схема судовой газотурбинной установки фирмы MAN мощностью 7500 л.с. на валу

средоточить силы на разработке системы чисто газовой турбины.

Несмотря на значительные трудности в разработке, связанные с созданием газовой турбины Drehkessel, реализация этого проекта считалась оправданной, поскольку по проекту обеспечивался тепловой КПД, по крайней мере, столь же высокий, как и у газовых турбин, и лучше, чем у судовых паровых турбин того времени. Важным требованием являлось получение высокой производительности силовой установки (возможно около 30 %) без использования, при изготовлении газовой турбины, крайне недостающих жаропрочных сталей. За счет использования охлаждаемых водой элементов установки стало возможным применение очень высоких температур горения. Однако поскольку послевоенные разработки позволили быстро усовершенствовать газовые турбины без использования охлаждаемых элементов, важность применения газотурбинной установки Drehkessel уменьшилась, и не имеется сведений о дальнейших работах по данной установке, за исключением теоретических исследований, проводимых непосредственно в послевоенные годы. Тем не менее в последующем использовался агрегат, объединивший паровую и газовую турбину (COSAG); например, в 1959 году Королевские военно-морские силы заказали фирме «АЕИ» сторожевой корабль с силовой установкой типа COSAG.

Создание фирмой Brückner-Kanis чисто газовой турбинной установки, в которой четыре приспособленных турбореактивных двигателя действуют как газогенераторы для отдельной силовой турбины, сейчас следует рассматривать как пример строительства большой силовой установки в сравнительно короткие сроки. Хотя, с точки зрения истории развития техники, интересна вся установка, основной интерес вызывает газогенерирующий элемент, то есть газовая турбина левостороннего вращения. Такая газовая турбина обеспечивала

большую мощность и очень высокую производительность ее элементов при минимальном объеме установки, вследствие чего, вероятно, комбинацию четырех таких блоков сочли практичной для судовой установки. Первоначально используемая в качестве турбореактивного двигателя, газовая турбина левостороннего вращения фирмы Brückner-Kanis, по всей вероятности, превосходила бы все другие немецкие турбореактивные двигатели подобного размера, разумеется, при условии ее успешной разработки. Принимая во внимание такую возможность, трудно понять, почему Министерство авиации не смогло оказать поддержку в разработке этого двигателя для применения на самолете, особенно притом, что предполагалось построить этот двигатель (в модифицированной форме) для использования на судах. Среди различных типов современных турбореактивных двигателей можно будет найти какие-либо из элементов, разрабатывавшихся для турбореактивного двигателя фирмы Brückner-Kanis, хотя сложно с уверенностью сказать, какие конкретные узлы и детали были созданы немецкими разработчиками. Бесспорно, Хельмут Вайнрих, который занимался этой конкретной работой, был дальновидным специалистом.

Среди судовых газотурбинных установок, описанных в данном разделе, установка, предложенная фирмой Blohm und Voss имела наиболее простую схему прямого механического соединения между ротором газовой турбины и валом гребного винта. Однако, несмотря на то, что в этой установке имелись некоторые оригинальные конструктивные находки, например новшество в герметизации и охлаждении турбины, данная установка была очень тяжелой для ее выходной мощности, имела низкую нагрузку и низкий общий КПД. Более того, даже для газотурбинной установки этот агрегат имел очень высокий удельный расход топлива, значения которого были такими же, как и для простой газотурбинной установки GT 101 (для бронированных боевых машин, описанных в предыдущем разделе), которая имела приблизительно в шесть раз меньшую мощность. Быстрый расчет показывает, что установка фирмы Blohm und Voss при работе на полную мощность потребляла бы одну тонну топлива приблизительно за восемнадцать минут! Несмотря на эти показатели, не позволяющие дать полностью положительную оценку данной установке, все же представляется логичным, что Верховное командование военно-морских сил продолжало поддерживать ее разработку как наименее сложный первый шаг в освоении новой области развития судовых газотурбинных установок. Имея установку фирмы Blohm und Voss, построенную без особых трудностей, можно было бы получить необходимый опыт судового использования, прежде чем перейти к работе над более сложной и производительной газотурбинной установкой.

Схема, по которой создавалась судовая газотурбинная установка фирмы MAN мощностью 7500 л.с. на валу, являлась развитием схемы, принятой фирмой Blohm und Voss, и была, по крайней мере, принципиально схожа со схемой установки GT 102 для брониро-



ванных боевых машин, описанной в предыдущем разделе. Хотя данная разработка не была поддержана Верховным командованием военно-морских сил, возможно, существовал план развития установки фирмы MAN, как только был бы получен опыт работы с более простой установкой фирмы Blohm und Voss. Слишком мало подробностей известно, чтобы дать полную оценку установке фирмы MAN, но следует отметить предполагаемый высокий общий КПД, даже если это предположение излишне оптимистично. Несмотря на то что установки как фирмы Brückner-Kanis, так и фирмы MAN имели отдельные силовые турбины, данная особенность была выделена по разным причинам. В установках фирмы Brückner-Kanis отдельная силовая турбина составляла неотъемлемую часть системы (паровая турбина в газопаровой системе) или модификации системы («унифицирующая» турбина в системе мультигазового генератора). В установке фирмы MAN отдельная силовая турбина была выбрана вместо простой компоновки данного типа, использованной фирмой Blohm und Voss. Причины для такого выбора, сделанного фирмой MAN, неизвестны, но, должно быть, заключаются в следующем. Использование механически отделенной силовой турбины обеспечивает простую зубчатую передачу на вал гребного винта, дает больший диапазон скоростей без слишком большого отклонения от оптимальной скорости компрессорного блока, а также высокий крутящий момент при движении на малых скоростях или когда вращение винта затруднено из-за обломков, плавающих вокруг.

Без сомнения, в одной из первых газотурбинных установок, которую предполагалось применить в качестве судовой силовой установки, использовалась механически отделенная силовая турбина. В 1950 году две га-

зовые турбины Т.8 с эффективной мощностью 200 л.с., разработанные фирмой Rover в Англии, были установлены на моторной яхте Torquil, а другие установки были закуплены Королевским военно-морским флотом для проведения их оценки. В установке Т.8 (которая, как следует отметить, не имела ничего общего с предыдущими немецкими разработками) силовая турбина располагалась соосно позади турбины, приводящей в движение компрессор. В отношении других достойных внимания послевоенных разработок, а также фирм, занимавшихся соответствующими силовыми установками, можно упомянуть событие 1947 года, когда вышел в море первый корабль с газотурбинной установкой (фирмы Metropolitan-Vickers), назвав 1952 год и проход через Атлантику судна, которое впервые приводилось в движение только одной газотурбинной установкой (фирмы British Thomson-Houston), и, наконец, 1959 год, когда военно-морские силы США проводили испытания судна на подводных крыльях с газотурбинной силовой установкой (фирма Lycoming).

Несмотря на достаточно разные исходные характеристики, все разрабатываемые в Германии судовые газотурбинные установки имели одно общее свойство — высокий расход топлива. Как и в случае применения газовых турбин для бронированных боевых машин, необходимость снижения удельного расхода топлива была весьма важна, хотя и не в такой степени, как на наземных транспортных средствах, поскольку судовые установки в основном предназначались только для кратковременного повышения скорости судна. И вновь решение проблемы сводилось к повышению КПД установки за счет использования теплообменника и/или путем повышения температуры горения.



## Раздел 5

# Промышленные газотурбинные установки

Фирма Holzwarth Gasturbinen GmbH — Фирма Brown Boverie & Cie, AG (BBC), Мангейм — Фирма Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg AG (MAN) — Фирма Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft (AEG) —  
Заключение

**В** данном разделе мы попытаемся осветить деятельность наиболее известных немецких фирм, которые работали над созданием стационарных газотурбинных установок для обеспечения промышленности энергией. Фирмы Holzwarth, MAN и AEG производили турбины для выработки электроэнергии, а фирма Brown Boverie выпускала газовые турбины для более разнообразного применения, в частности, для производства горячего воздуха и пара. Часто в турбинах использовалась теплота, которая, должна была тем или иным образом быть израсходованной.

На первый взгляд, разработка стационарной газотурбинной силовой установки представляла гораздо меньше проблем, чем разработка более легких и более компактных передвижных газотурбинных установок, но большое количество схем, появившихся примерно до 1930 года, не было использовано для создания какой-либо установки, в основном из-за отсутствия соответствующих жаропрочных материалов. Затем, когда были разработаны приемлемые конструкции газовых турбин, по-прежнему оставалась проблема производства либо достаточно больших, либо массивных агрегатов, а также сохранялся вопрос, насколько они востребованы для использования в промышленности.

Большинство фирм, участвовавших в производстве паровых турбин, больших поршневых двигателей и т. д., в то или иное время проводили исследования по газовым турбинам, иногда используя эти агрегаты в сочетании с более известными силовыми установками. Естественно, не все немецкие фирмы или предприятия, которые имели какое-либо отношение к промышленным газотурбинным установкам, могут быть упомянуты в данной книге. Многие из них до 1945 года только начали свою деятельность.

Однако следует заметить, что силовые установки, описываемые или упомянутые на страницах этой книги, иногда разрабатывались как газогенераторы для промышленных турбин. Примером такой установки является многорядный вариант вращающегося поршневого газогенератора фирмы Lutz (см. раздел 6), который предназначался для турбины мощностью 40000 л.с., также различные варианты газовой турбины Drehkessel (см. раздел 4) проектировались для стационарного применения, в то же время были возможны многочисленные компоновки турбореактивных двигателей в качестве газогенераторов для больших силовых турбин (в частности, см. описание работы фирмы Brückner-Kanis в разделе 4). Что касается турбины Drehkessel (вращающийся испаритель) или охлаждаемой водой камеры сгорания, то здесь можно провести интересное сравнение между этой установкой и газовой турбиной фирмы Holzwarth. В первой турбине пар, произведенный при охлаждении камеры сгорания и турбины, использовался для приведения в действие паровой турбины, вращающей компрессор и выдающей большую выходную мощность. В агрегате Holzwarth также использовался пар, произведенный при охлаждении газовой турбины, для вращения компрессора, но в этом случае производство пара было почти побочным процессом и не являлось одной из основных функций агрегата. В установке фирмы MAN мощностью 5000 кВт, описанной ниже, пар, произведенный при охлаждении газовой турбины, использовался совершенно другим способом в процессе производства газа, который служил топливом для камеры сгорания.



# Фирма "Holzwarth Gasturbinen GmbH"

## Газовые турбины постоянного объема разработки Хольцварта

Доктор технических наук, инженер Ганс Хольцварт одно время являлся в Германии ведущим специалистом по разработке турбины постоянного объема или газовой турбины взрывного типа, и первая такая турбина была построена по его проекту в 1908 году. Целью Хольцварта была разработка и поставка на рынок турбины для промышленного использования, хотя позднее, по крайней мере в одном патенте (575,054), зарегистрированном в феврале 1930 года, предлагалось использовать турбину как агрегат для приведения в движение транспортных средств. При том что турбины Хольцварта производились другими фирмами, в итоге, в Мюльхайме (Рур) была создана фирма Holzwarth Gasturbinen GmbH, занимающаяся проектированием, разработкой и эксплуатацией турбин, а перед Второй мировой войной был также образован филиал фирмы в Нью-Йорке. Однако в связи с трудностями, связанными с производством турбоагрегатов, усилия по их внедрению в коммерческое использование имели только ограниченный успех. Двумя ведущими инженерами вышеуказанной фирмы являлись Г. Шапер и Ф. Хофман.

### Газовые турбины постоянного объема Хольцварта

Побудительной причиной к началу разработки турбин постоянного объема или газовых турбин взрывного типа явилось желание преодолеть трудности, связанные с разработкой достаточно производительного компрессора для газовой турбины постоянного давления или газовой турбины непрерывного горения. В турбинах последнего типа компрессор должен был поставлять большое количество воздуха для смешивания с газообразными продуктами сгорания, чтобы уменьшить температуру газа до температуры, приемлемой для турбины; в то же время этот компрессор должен был быть достаточно производительным, чтобы не забирать слишком много имеющейся мощности от турбины. Хольцварт искал способ обойти эти трудности (которые в то время считались непреодолимыми) путем использования турбины постоянного объема, поскольку компрессор для такого агрегата должен был подавать относительно небольшое количество воздуха, а его производительность могла быть низкой, не оказывая, при этом, отрицательных последствий на работу всей установки.

С 1905 года Хольцварт занимался своими разработками, а в период с 1906 года по 1908 год по его проекту фирмой Körting в Ганновере была построена первая газовая турбина. Этот экспериментальный агрегат позво-

лил получить многие полезные данные, которые пригодились при дальнейшем проектировании. В последующих разработках для подачи взрывчатой смеси топлива и воздуха в камеру сгорания использовались клапаны с гидравлическим управлением, а также подпружиненные клапаны (позднее с гидравлическим управлением), чтобы пропускать горячие газы, образуемые последовательно проводимыми взрывами к впускным соплам турбины. Камера сгорания и турбина охлаждались водой, а пар, полученный от этого процесса, использовался для приведения в действие паровой турбины, которая раскручивала компрессор марки Rateau, подающий сжатый воздух в камеру сгорания. Кроме того, паровая турбина также приводила в действие вытяжной вентилятор, который отсасывал остаточные газы взрыва из камеры сгорания перед подачей свежей топливной/воздушной смеси для очередного взрыва.

Поскольку для охлаждения использовалась вода, компрессор должен был только подавать количество воздуха намного больше потребностей процесса горения, и поскольку камера сгорания имела большой объем, то требовалось всего лишь небольшое сжатие воздуха. После взрыва давление в камере сгорания возрастало примерно в 4,5 раза от первоначального значения, и предполагалось, что такое давление позволит добиться высокой производительности. Однако это преимущество нивелировалось прерывистым крутящим моментом и пониженным КПД турбины, что было вызвано взрывной или пульсирующей природой цикла. Помимо этого были и другие недостатки, такие как сложность конструкции и значительная стоимость установки, обусловленные использованием автоматических клапанов, сложных деталей отливок, оборудования для управления системами водо- и пароснабжения и т. д. В целом Хольцварту и его команде потребовались большая настойчивость и упорство в достижении цели, чтобы решать очень трудные задачи разработки.

В период с 1909 года по 1913 год была создана вторая газовая турбина взрывного типа Хольцварта. В этот раз турбину построила фирма Brown Boveri & Cie (BBC) на своем предприятии в городе Мангейме. Этот агрегат, который, возможно, создавался для коммерческого использования, имел расчетную мощность 1000 л.с., но выдавал полезную мощность только около 200 л.с. и имел не вполне удовлетворительные характеристики. К этому добавлялись технические недоработки и качество материалов, которыми располагали в то время. Одним из наиболее существенных ограничивающих факторов было то, что материалы, используемые для изготовления турбины, ограничивали ее температуру всего



лишь до 450 °С или около этого значения, что, следовательно, отрицательно сказывалось на КПД установки.

С 1914 года по 1927 год Хольцварт продолжал работать над усовершенствованием турбины и в этой работе сотрудничал с фирмой *Maschinenfabrik Thyssen Company* в Мюльзайме (которая позже слилась с фирмой *DEMAG* из Дуйсбурга). В течение последних двух лет этого периода были проведены испытания процесса горения при использовании различных видов топлива, таких как коксовый газ, нефть, а также битуминозный и бурый уголь (последний вид угля составлял большую часть твердого топлива Германии). Распыляемый уголь горел очень плавно и без отказов, но угольная зола оказывала серьезное воздействие на лопатки турбины и недопустимо быстро приводила к их глубокой точечной коррозии. (Тем не менее, в качестве примера отметим, что уже в 1931 году были зарегистрированы два патента Хольцварта: касающихся оборудования для подачи каменноугольной пыли (566,740) и по поводу использования клапанов управления камерой сгорания при ее эксплуатации с распыляемым углем (578,254). Полученный опыт и более качественные материалы позволили провести основные усовершенствования турбины Хольцварта, и фирме *Prussian State Railways* был сделан заказ на изготовление турбины, приводящей в движение электрогенератор мощностью 350 кВт. Такой агрегат был построен фирмой *Thyssen* и введен в эксплуатацию в 1923 году. Агрегат успешно работал в течение нескольких лет, и какое-то время считалось, что он был единственной газовой турбиной, регулярно использовавшейся для промышленных нужд.

В 1928 году Хольцварт возобновил сотрудничество с фирмой *Brown Boveri*, которая построила турбину взрывного типа для приведения в действие трехфазного генератора мощностью 2000 кВт. В 1933 году этот агрегат был установлен на самом большом сталелитейном заводе *August Thyssen Hütte* в Хамборн-Брюкхаузене (на север от Дуйсбурга), и на агрегате использовался двухкамерный двухтактный цикл.

Между тем было зарегистрировано большое количество патентов, связанных с созданием и разработкой турбоагрегата Хольцварта. В качестве примеров можно упомянуть различные схемы охлаждения лопаток турбины с использованием масла, пара и т. д. и авторские права на создание оборудования для охлаждения лопаток, принадлежавшие Ф. Хофману и зарегистрированные в 1933 году патентом 597,556; заявку на патент (Н 143,820) для теплообменника, работающего с отработавшими газообразными продуктами сгорания, зарегистрированную в 1935 году, но на которую патент не

был выдан. На рис. 5.1 приведена схема компоновки газовой турбины Хольцварта, заявка на патент 619,216 для которой была зарегистрирована в августе 1932 года, а патент был выдан в сентябре 1935 года. На подлинном чертеже патента показаны элементы, которые на тот момент были либо запланированы, либо разработаны. К этим элементам относились клапаны с гидравлическим управлением, пустотелые охлаждаемые стенки для камеры сгорания и корпуса турбины и охлаждаемые лопатки турбины. Турбина имела вал и опорные подшипники только со стороны отдаваемой мощности, в то время как ее лопатки были расположены в соответствии с технологией, применяемой в паровой турбине, когда имелось два ряда лопаток ротора и промежуточного ряда лопаток статора. В той же самой документации указывалась скорость вращения турбины 8500 об/мин при общей длине турбины вместе с взрывной камерой или камерой сгорания (включая конические части), равной шести внутренним диаметрам, и длине центральной цилиндрической секции, равной 2,23 диаметра. Согласно альтернативной схеме предусматривалось использование двух камер сгорания, которые, как предполагалось, могли бы способствовать значительному выравниванию процесса взрывов, обеспечивая поочередное воспламенение топливной смеси.

Вторая газотурбинная установка, построенная фирмой *Brown Boveri* в 1938 году, была установлена на сталелитейном заводе *August Thyssen Hütte*. Газовая турбина (идентификационный номер 4706) приводила в движение электрогенератор мощностью 5000 кВт, а на ее паровую турбину пар подавался из испарителя фирмы *BBC*, нагреваемого выхлопными газами. Топливом для камеры сгорания служил доменный газ, сжатый приблизительно до 6 атмосфер, а клапаны с гидравлическим управлением работали со скоростью от 60 до 100 циклов в минуту. Этот агрегат считался экспериментальным и не относился к стандартному заводскому оборудованию. Поэтому он эксплуатировался только от случая к случаю во время дневных смен и последний раз был запущен в работу в 1943 году, когда серьезно пострадал в результате бомбардировки. После ремонта и как раз перед запланированными испытаниями в результате налета бомбардировщиков 22 января 1945 года агрегат был вновь поврежден. Уже в феврале 1944 года были подготовлены чертежи для большого агрегата (идентификационный номер 4710) мощностью 20000 кВт, но окончание войны в мае 1945 года положило конец разработкам газовой турбины постоянного объема Хольцварта, и данные о возможном дальнейшем интересе к этой работе отсутствуют.



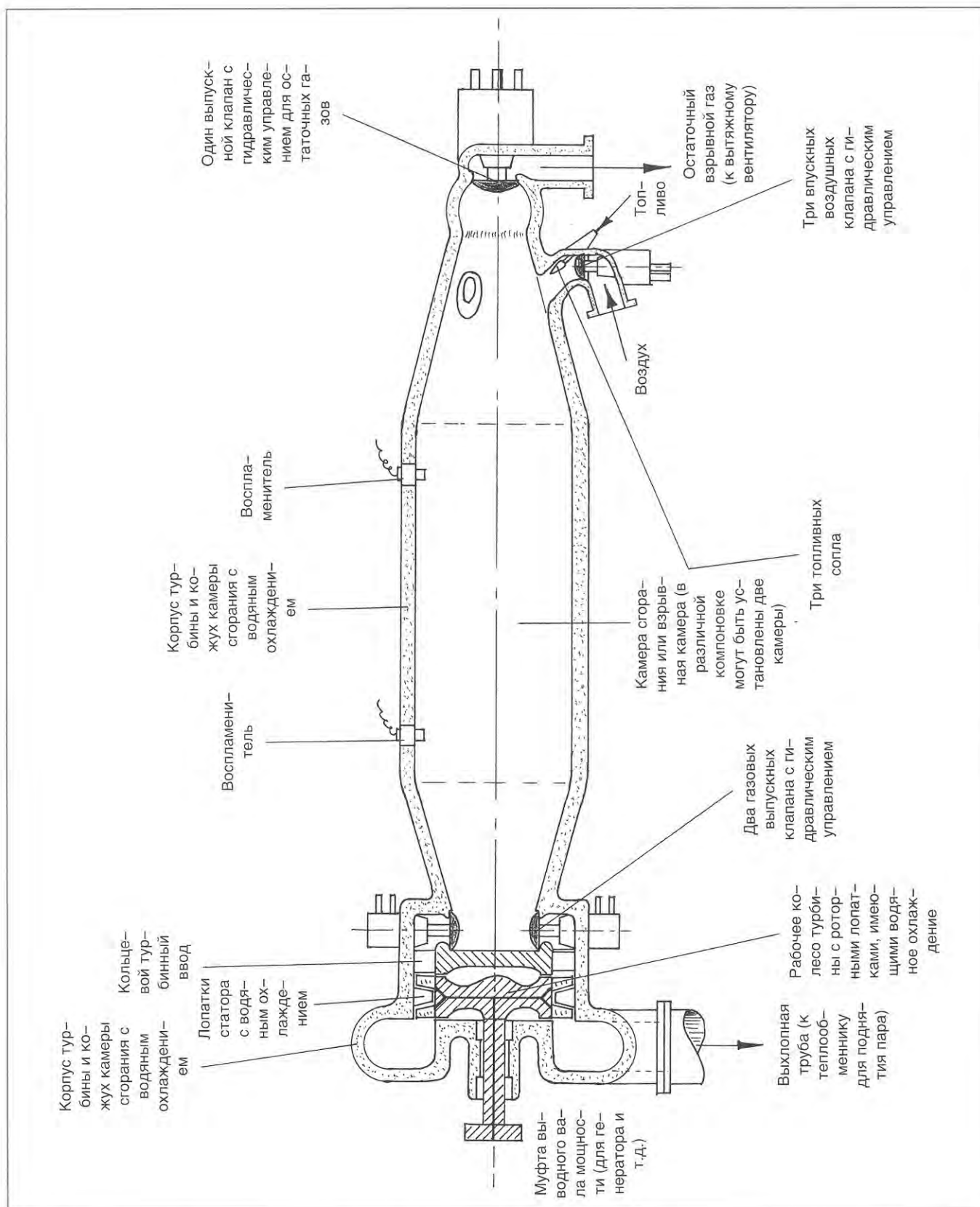


Рис. 5.1. Схема газовой турбины постоянного объема Хольцварта (описанная в патенте 619,216) (Автор)



## Фирма "Brown Boveri & Cie, AG" (BBC), Мангейм

Парогенератор Velox — Нагнетательный вентилятор газовой турбины доменной печи — Газовая турбина регенератора — Парообразование, комбинированное с нагревом воздуха и нагнетанием — Нагнетательный вентилятор газовой турбины с воздухом нагревателем с наддувом — Сравнение характеристик систем фирмы BBC

Опыт известной фирмы Brown Boveri в разработке газовых турбин хронологически относится к началу 1900-х годов, и если оценить работу немецких и швейцарских отделений этой фирмы, то можно говорить о первых внушительных достижениях в этом направлении. Немецкое отделение фирмы BBC располагалось в городе Мангейм-Кеферталь, а швейцарское отделение BBC находилось в Бадене, но нет определенных сведений о степени сотрудничества и обмена информацией по газовым турбинам между этими двумя отделениями в течение военного времени. Кроме того, в соответствии с целью написания данной книги авторов интересовали данные о работе немецкого отделения фирмы BBC по внедрению газовой турбины в промышленность, но все же некоторые замечания относительно ранних разработок и немецкого, и швейцарского отделений фирмы представляют определенный интерес.

Вероятно, впервые внимание фирмы BBC на разработку газовой турбины было обращено, когда в Швейцарии выпустили компрессор, разработанный фирмой Rateau приблизительно в 1905 году и предназначавшийся для газовой турбины, построенной фирмами Armengaud и Lemale во Франции. В период между 1909 и 1938 годами фирмой BBC в Германии был получен определенный опыт работы с газовой турбиной взрывного типа Хольцварта, а в 1922 году фирма начала производить турбонагнетатели на выхлопных газах для дизельных двигателей. Данный тип турбонагнетателя был создан на основе идей доктора Альфреда Дж. Бюхи, который в 1905 году в Швейцарии изобрел турбонагнетатель на отработанных газах для поршневых двигателей и впоследствии получил большое количество патентов на это оборудование. (Доктор Хосс в США примерно в это же время, независимо от Бюхи, разрабатывал подобную идею.) Турбонагнетатели фирмы BBC были разработаны для эксплуатации в отработавших газах, имеющих температуру около 550 °C, для лопаток турбины был выбран материал, долговременно выдерживающий температуру 575 °C и кратковременно — температуру до 600 °C.

С 1928 года примерно по 1940 год от имени фирмы BBC, Баден, в Германии было зарегистрировано большое количество патентов в области разработок газовых турбин. Ниже приводятся имена и фамилии инженеров, авторов патентов, а также темы их разработок:

Ханс Пфенингер — Выработка воздуха для газовых турбин  
Вальтер Г. Ноак — Теплообменники  
Эрих Шмит — Смешивание газов  
Клод Зейпель — Управление и строительство

Адольф Мейер — Технологические процессы и оборудование

В 1936 году фирма BBC в Швейцарии построила первую технологическую газотурбинную установку для процесса, который впоследствии стал известен как технологический процесс Гудри. При этом процессе горячий воздух из установки крекинга нефти использовался для приведения в действие турбины, которая служила приводом компрессора, поставляющего воздух для регенерации катализатора. Эта же турбина служила также приводом электрогенератора. Этот первый агрегат был установлен на нефтеперерабатывающем заводе Marcus Hook в Филадельфии, США, где впоследствии интерес Гудри получил дальнейшую разработку.

Через три года (в 1939 году) фирма BBC в Швейцарии построила еще две газовые турбины высшего качества. В Неймателе в результате успешной разработки была установлена первая газотурбинная генераторная установка открытого цикла и постоянного давления, заключенная в герметичный корпус для аварийного использования в военное время; в этой установке использовались компрессор и турбина осевого типа, установка работала на легком дистиллярном топливе. Кроме того, в 1939 году фирма выпустила первую газовую турбину для локомотива, о которой уже говорилось в разделе «Газовые турбины для наземных транспортных средств».

В это же время фирма BBC в Германии тоже вела работу по созданию газовых турбин. Хотя в 1941 году фирма сформировала отдел для работы над проблемами турбореактивных двигателей, еще значительно раньше основные усилия фирмы были сосредоточены на использовании газовой турбины в промышленности (например на литейных заводах). Эта работа, которая будет рассмотрена ниже, предположительно имела свою основную или отправную точку в уже упоминавшихся патентах, выданных на имя фирмы BBC из Бадена. В Мангейме главным инженером фирмы BBC, который занимался промышленными газовыми турбинами, был Макс Шаттшнейдер. Во время Второй мировой войны руководимый им отдел (а также и другие подразделения) был переведен в школу Роберта Бунзена в городе Нойенхайме, расположенном на другом берегу реки от Гейдельберга.

### Парогенератор Velox

Создание фирмой BBC газовой турбины Хольцварта мощностью 2000 кВт, которая была смонтирована к 1933 году, давало стимул для дальнейшей разработки парогенератора Velox (быстродействующего типа). В то



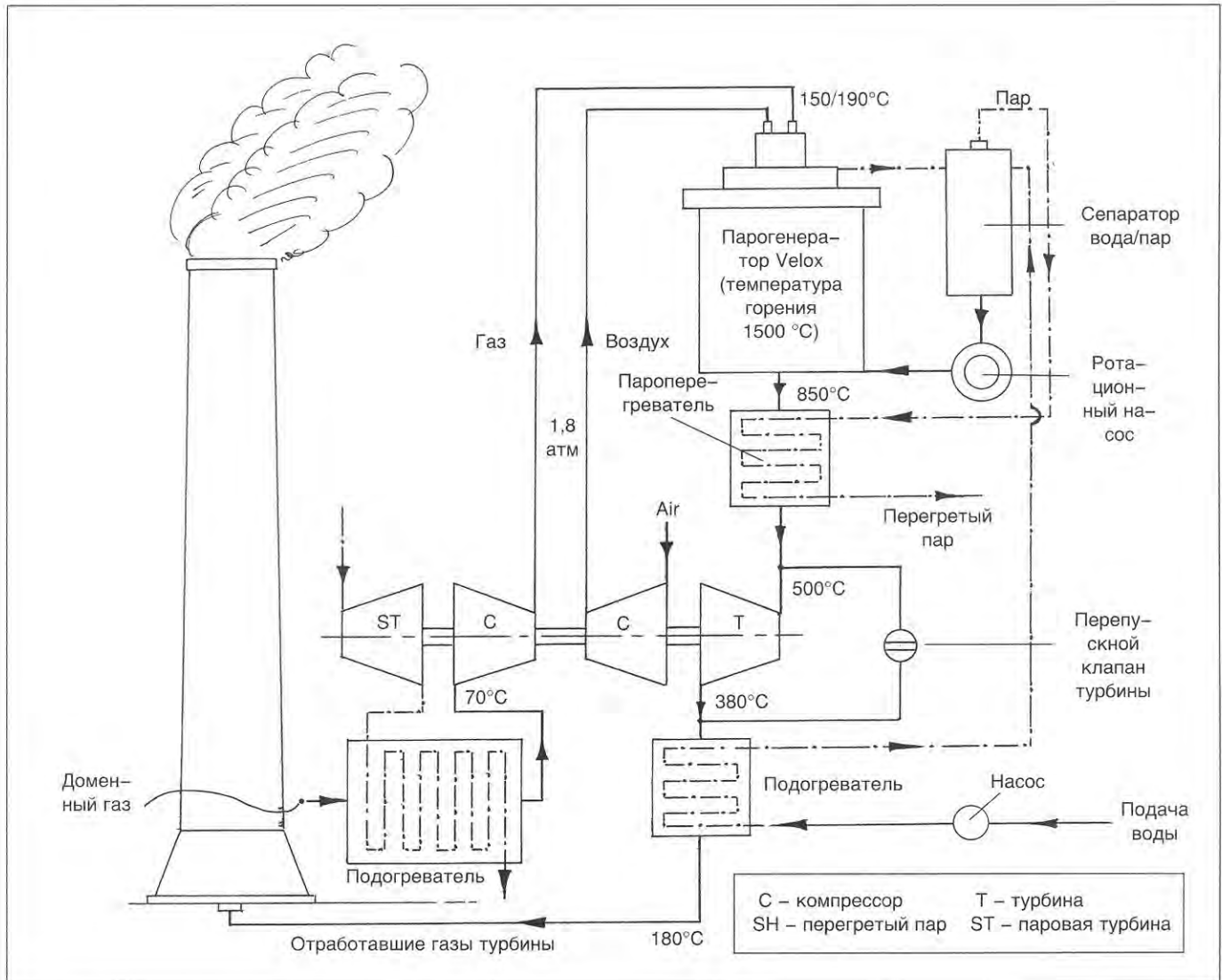


Рис. 5.2. Парогенераторная система Velox фирмы BBC

время процесс парообразования имел первостепенную важность для тяжелой промышленности, в частности для черной металлургии и сталелитейного производства, так как паровая турбина могла служить эффективным приводом для крупногабаритных электрических генераторов и нагнетательных вентиляторов, чтобы подавать необходимое количество электрической энергии и воздуха. Целью разработки парогенератора Velox являлось быстрое и эффективное производство пара на сравнительно малых площадях за счет применения процесса горения под давлением. Используя горячие отработавшие газы от процесса горения внутри парогенератора, чтобы приводить в движение турбину, можно было бы приводить в действие турбоагнетатель для камеры сгорания Velox. Заявка на патенты для всей схемы и ее основных элементов была зарегистрирована к апрелю 1932 года, а патенты были выданы к январю 1938 года.

Стремление воплотить эти идеи в изготовлении конкретных технических средств способствовало интенсификации технологических разработок, тем более что в вышеупомянутых отраслях тяжелой промышленности могло использоваться только прочное и надежное оборудование. Предыдущий опыт фирмы BBC в Мангейме относительно разработки турбоагнетателей для дизельных двигателей позволил получить некоторые полезные данные о турбинах, хотя информация о центробежных компрессорах для этих турбоагнетателей не имела большого значения, поскольку, по мнению разработчиков, для агрегата Velox требовались осевые компрессоры. Более того, там, где предполагалось, что для парогенератора будет использоваться в качестве топлива доменный газ, в дополнение к воздушному компрессору был необходим компрессор для этого газа. Поскольку оба компрессора приводились в действие



одной газовой турбиной, необходимо было рассчитать выход обоих компрессоров, чтобы обеспечить необходимое соотношение воздух/топливо на всех скоростях. Разработка этих осевых компрессоров с их особыми характеристиками велась на основе недавно полученных новых знаний по теории аэродинамики. Что касается требований к мощности, то камера сгорания парогенератора должна была обеспечивать горячими отработавшими газами в количестве, достаточном (после подъема пара) для работы газовой турбины в диапазоне мощностей приблизительно от 1350 до 9350 л.с.

На рис. 5.2 показана эксплуатационная схема парогенераторной системы Velox. Пройдя через блок подогрева газа, сконденсированная вода вводилась в сепаратор пар/вода. По принципу турбулентности сепаратор пропускал пар через пароперегреватель, а оставшаяся вода направлялась в парогенератор Velox. В парогенераторе температура горения, доходившая до 1500 °С, воздействовала на элементы испарителя для производства насыщенного пара, который перекачивался назад в сепаратор для повторного извлечения и рециркуляции пара. Достигнув требуемого состояния, пар выпускался из сепаратора и подавался в пароперегреватель, откуда уходил по назначению.

Некоторое количество тепла из контура вода/пар использовалось для предварительного подогрева промывного газа доменной печи до температуры приблизительно 70 °С. Затем газ и воздух пропускались через соответствующие компрессоры и достигали камеры сгорания Velox по давлением 1,8 атмосферы и с температурой 150–190 °С. Это давление подачи и температура газа и воздуха являлись главным фактором для скорости и температуры процесса горения, а следовательно, и скорости подъема пара.

После работы по подъему пара горячие отработавшие газы покидали парогенератор Velox и по трубам перекачивались к пароперегревателю, куда они входили со скоростью 200 м/с и с температурой 850 °С. Отсюда газы проходили к газовой турбине, в которую они входили под давлением 1,5 атмосферы и с температурой 500 °С. Из газовой турбины, которая приводила в движение оба компрессора, газы выпускались в атмосферу через предварительный нагреватель подводящей воды. Окончательная скорость и температура газов составляли соответственно около 60 м/с и 180 °С.

Автоматическое регулирование системы проводилось следующим образом. Если давление пара снижалось вследствие увеличения потребности в нем, паровая турбина (или другой тип вспомогательного двигателя, используемого для запуска газовой турбины) запускалась и ускоряла вращение обоих компрессоров и газовой турбины, которые были все вместе связаны. Таким образом, большее количество топлива и воздуха протекало к камере сгорания, и давление пара повышалось. Если требовалось понизить давление пара, открывался клапан для отвода горячих газов мимо газовой турбины и для их подачи к подогревателю подводящей воды. Это фактически отключало подачу топлива/воздуха к парогенератору до тех пор, пока давление пара не снижалось до необходимого уровня.

Преимущества парогенератора Velox по сравнению с современным традиционным водотрубным испарителем (например с паровым турбокомпрессором) следующие:

- 1) Теплота, ранее в значительной степени затрачиваемая впустую после подъема пара, действовала как нагревательное устройство для газовой турбокомпрессорной системы постоянного давления, обеспечивающей парогенератор. В результате достигалась производительность в сочетании с экономией необходимого пространства и материалов.
- 2) КПД составлял 88–90 % при использовании доменного газа и 91–93 % при использовании жидкого топлива. Такие характеристики поддерживались между загрузкой на одну четверть и полной загрузкой.
- 3) Меньшее количество материала означало более простую технологию изготовления новой и модернизированной установки. Для производства одной тонны пара парогенератору Velox, отапливаемому доменным газом, требовалось около двух тонн материала по сравнению с шестью-восемью тоннами — для традиционных водотрубных котлов.
- 4) Быстрый запуск. Для перехода из холодного состояния в полное рабочее требовалось десять минут или даже пять минут, в особых случаях.
- 5) Быстрый ремонт. После выключения камера сгорания Velox через час была готова к работе.
- 6) Снижение опасности взрывов за счет меньшего пространства, занимаемого газом и водой.

К концу 1940 года уже был отмечен успех фирмы BBC в создании парогенераторов Velox, подтвержденный тем, что были получены в общей сложности 75 заказов на агрегат, способный производить в целом около 2000 кг пара в час. К тому времени немецкие чугунолитейные и сталелитейные заводы уже получили или собирались получить шесть агрегатов Velox, работающих на доменном газе.

### Газотурбинный нагнетатель для доменной печи

В течение 1940 года фирма BBC приступила к производству газотурбинной установки в чистом виде для применения на доменной печи. Ввиду того что система Velox содержала паровой элемент, создание газовой турбины для доменной печи представляло собой следующий шаг в разработке газовых турбин фирмой BBC. Раньше воздух в доменную печь поставлялся посредством поршневой воздуходувки либо паровым турбоагнетателем, причем турбоагнетатель, возможно, обеспечивался паром от парогенератора Velox. До недавнего времени доменная печь была основой черной металлургии и, следовательно, промышленности в целом. После заполнения железной рудой, коксом и известняком и доведения доменной печи до рабочей температуры все, что было необходимо для производства жидкого чугуна, который, в свою очередь, мог быть преобразован в различные виды стали, это было создание непрерывного потока воздуха сквозь доменную печь. В ходе данного процесса производилось также большое количество газа вместе со значительным количеством



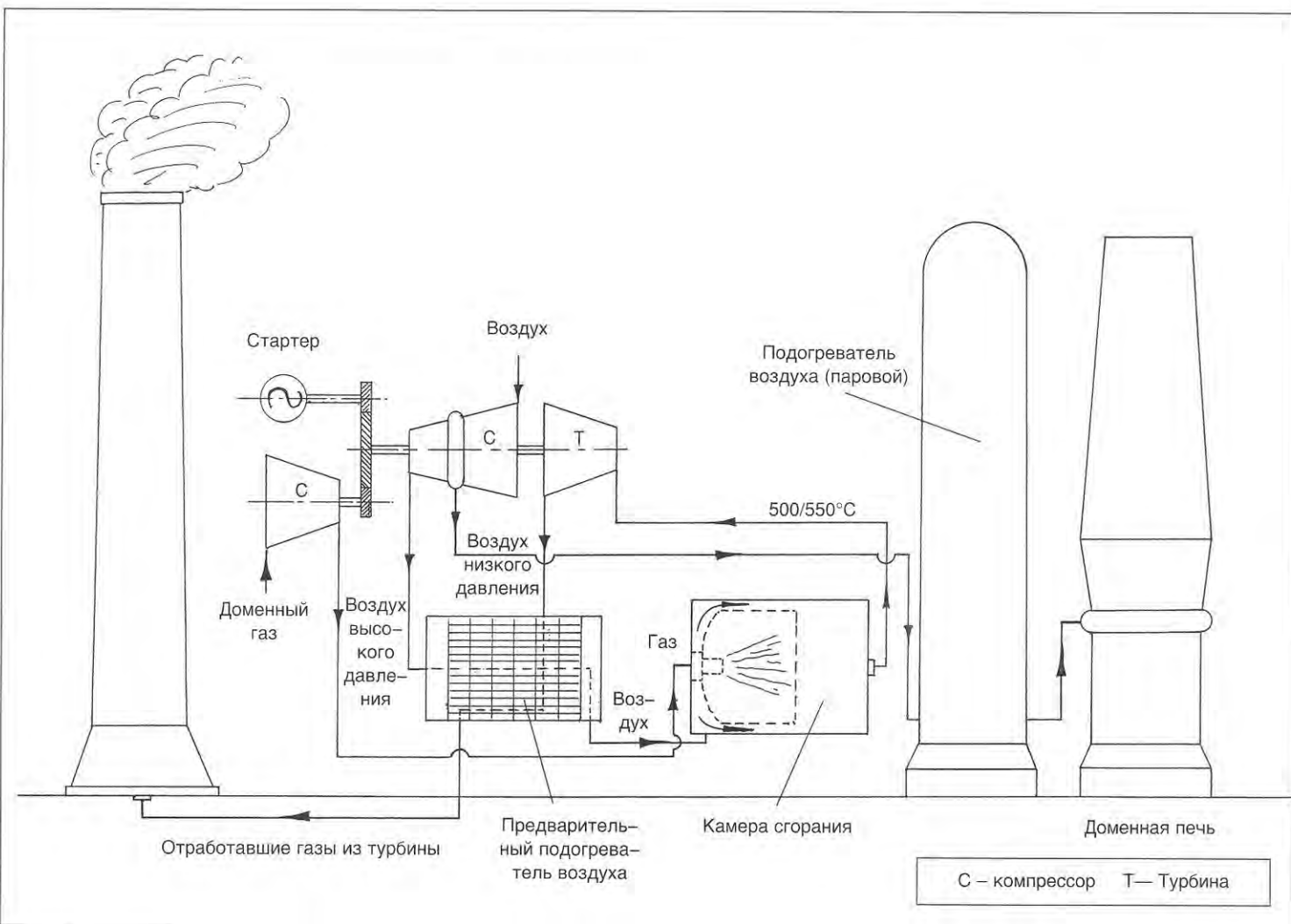


Рис. 5.3. Система газотурбонагнетателя фирмы BBC для доменной печи

шлака. Процесс не мог быть ускорен выше определенного предела за счет повышения температуры или увеличения количества продуваемого воздуха, так как режим работы печи становился нечетким и/или увеличивалось удельное потребление кокса.

Поэтому целью фирмы BBC было сделать процесс более эффективным и уменьшить пространство, необходимое для установки, что всегда ценилось более всего на предприятиях металлургической промышленности, особенно, на старых предприятиях. При использовании доменных газов для приведения в действие газотурбонагнетателя предусматривалось, что для испарителя и конденсирующей установки можно было бы обойтись меньшим количеством материала и меньшим пространством, которое потребуется, а воздушная генераторная установка могла бы устанавливаться непосредственно на доменной печи, благодаря чему можно было избежать потерь воздушного потока в воздуховодах.

На рис. 5.3 показана схема системы газотурбонагнетателя для доменных печей. В целом, могли бы быть при-

менены элементы, использованные в системе Velox, за исключением того, что была необходима камера сгорания специально для газовой турбины. Два осевых компрессора, приводимых в действие одной турбиной, поставляли воздух и доменный газ в камеру сгорания. Соотношение газ/воздух было таким, что излишек воздуха понижал температуру газообразных продуктов сгорания на их пути в турбину примерно до 500/550 °C. После выхода из турбины и перед выпуском в атмосферу горячие газы проходили через нагреватель, который предварительно подогревал воздух между компрессором и камерой сгорания. Из того же компрессора воздух отводился в точке промежуточного давления и подводился к доменной печи через нагреватель, который получал тепло от пара. Обычно в доменную печь подавалось около 100000 кубических метров воздуха в час при давлении 1,2 атмосферы, но давление можно было повысить до 1,85 атмосферы путем увеличения количества оборотов в минуту.

К 1945 году в Мангейме фирмой BBC были построены два газотурбонагнетателя, каждый мощностью при-



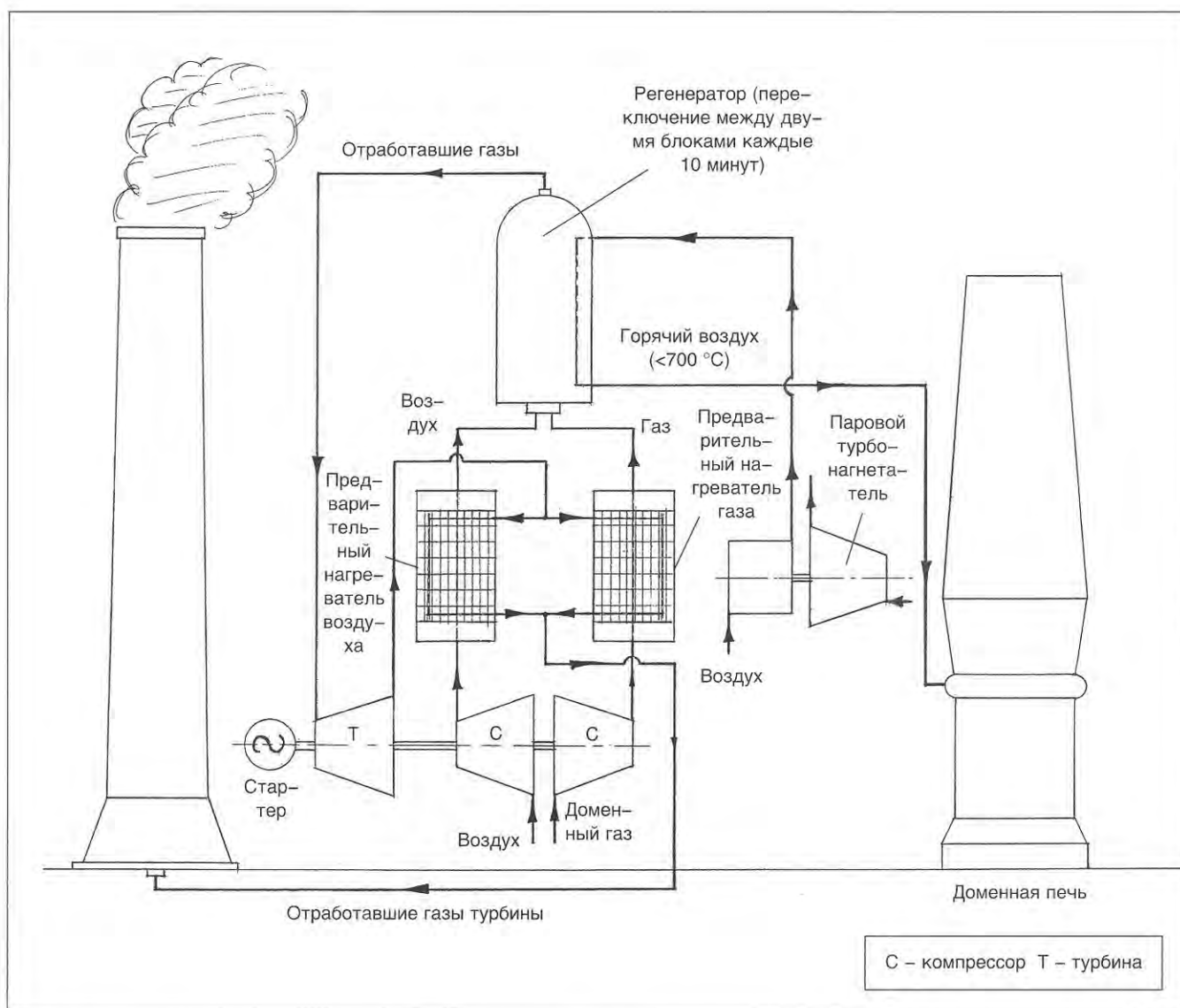


Рис. 5.4. Система с турбонаддувом фирмы ВВС для регенератора доменной печи (нагреватель воздуха)

близительно 5350 л.с. Агрегаты предназначались для сталелитейного завода «Герман Геринг» в Ваттенштадте, около Брауншвейга, но к концу войны был частично установлен только один из них.

### Газовая турбина регенератора

Следующим элементом оборудования для металлургических заводов, которые фирма ВВС предполагала усовершенствовать за счет использования газовой турбины, являлся доменный регенератор или аккумулятор тепла. Это оборудование, впервые примененное Вильгельмом и Фредериком Сименсами в 1857 году, состояло из камеры, сложенной из огнеупорного кирпича, которая сохраняла нагрев печи и передавала его воздуху (а позднее также и газу), который подавался в доменную печь. За счет ис-

пользования двух регенераторов, один из которых нагревался топочными газами, а другой отдавал свое тепло подаваемому воздуху, получался непрерывный процесс, в результате чего сберегалось тепло и значительно экономилось топливо. По мере возможности регенератор должен был действовать как компенсатор между производством и потреблением доменного газа. К сожалению, для строительства регенераторов требовалось большое количество огнеупорной кладки и металла. Поскольку, как предполагалось, на одну доменную печь необходимо было иметь три регенератора (включая один резервный) и каждый регенератор должен был иметь размеры от 6 до 8 м в диаметре и от 25 до 30 м в высоту, то уменьшение размеров было бы, очевидно, весьма желательно.

С этой целью в первой схеме фирмы ВВС предлагалось использовать газовую турбину, приводящую в дей-



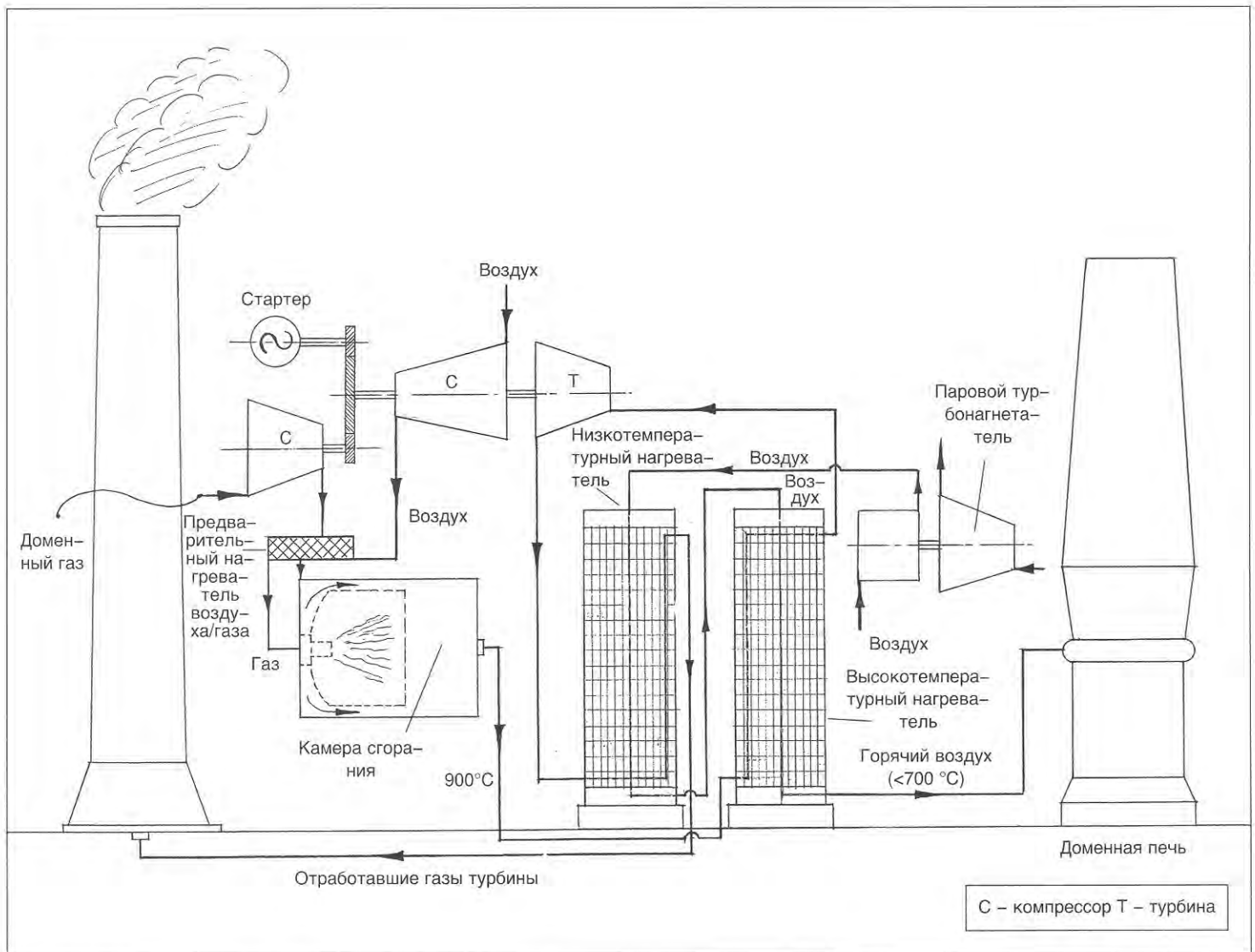


Рис. 5.5. Система фирмы BBC с газотурбинной установкой нагрева воздуха для доменной печи

ствие осевые компрессоры для наддува регенератора доменным газом и воздухом, чтобы улучшить процесс горения. При таком нагреве под более высоким давлением по сравнению с нагревом при давлении, близком к атмосферному, каналы огнеупорной кладки в регенераторе могли бы быть значительно сужены, в результате чего весь агрегат мог бы быть уменьшен в размерах приблизительно до 3–4 м в диаметре и до 6–8 м в высоту. После сгорания газа и воздуха в регенераторе получившиеся горячие газы проходили на турбину, являющуюся приводом компрессоров. По выходе из турбины эти газы использовались для подогрева газа и воздуха на их пути в регенератор. Использовался отдельный паровой турбоагрегат (состоящий из паровой турбины и приводимого ею в действие четырехступенчатого центробежного нагнетательного вентилятора) для прогона воздуха через регенератор и подачи его к доменной пе-

чи с температурой, превышающей 700 °С. Переключение с одного регенератора на другой осуществлялось каждые десять минут. На рис. 5.4 показаны основные элементы схемы.

Несмотря на то что эта схема позволила значительно улучшить футерованные огнеупорным кирпичом регенераторы, эти агрегаты не являлись идеальными устройствами, поскольку имели невысокую способность накапливать теплоту, а удельная теплопроводность огнеупорного кирпича была незначительной, притом что эти недостатки становились более заметными по мере повышения температуры. На рис. 5.5 показана вторая схема, в которой регенераторы из огнеупорного кирпича заменены цельнометаллическими нагревателями, но с ограничением, когда воздух, подаваемый к доменной печи, имеет температуру ниже 700 °С. Газовая турбина приводила в действие два компрессора, поставлявшие



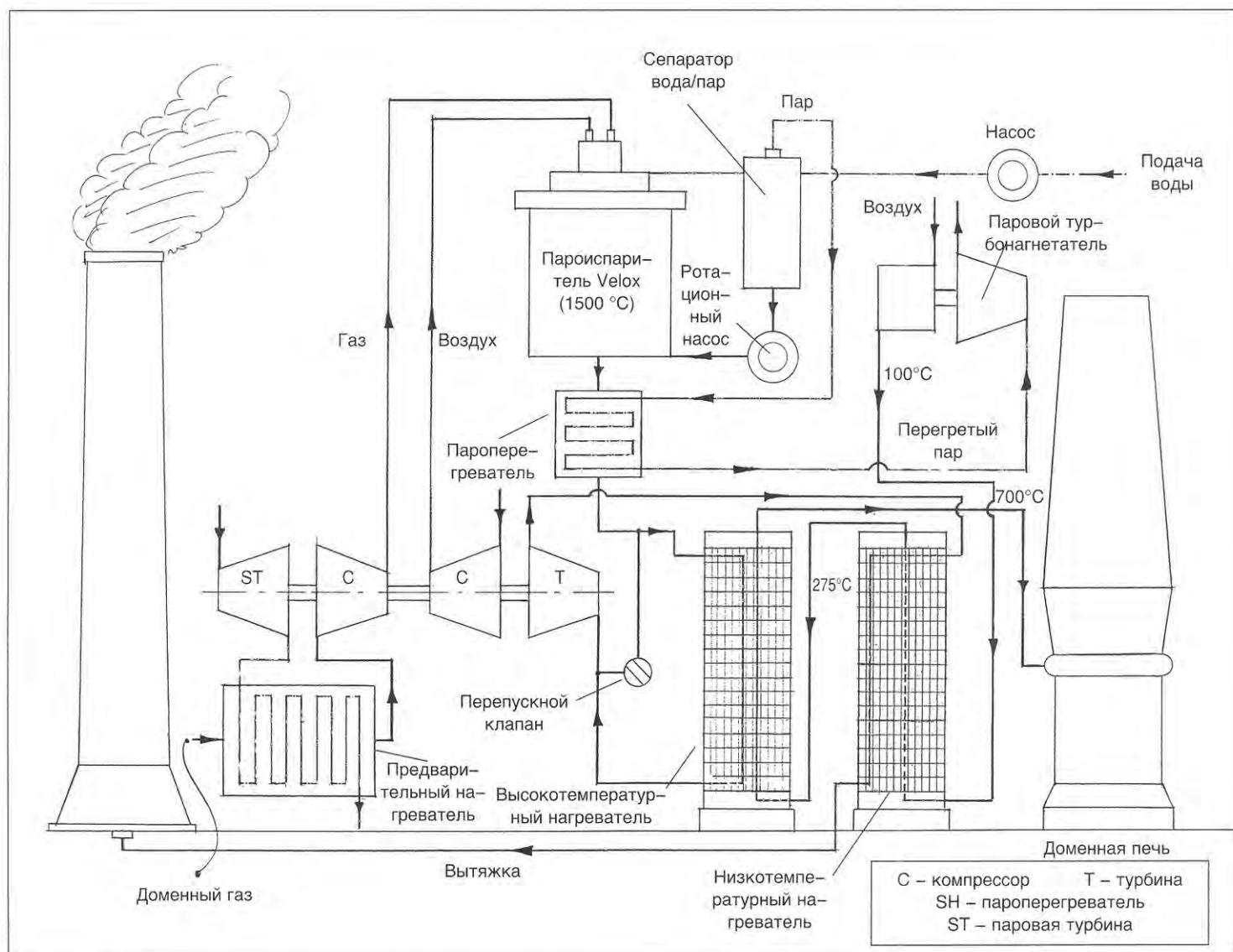


Рис. 5.6. Объединение схемы производства пара системой Velox и процесса нагрева воздуха для доменной печи, выполненное фирмой BBC.

доменный газ и воздух в камеру сгорания. Получающиеся отработавшие газы охлаждались приблизительно до  $900^{\circ}\text{C}$  излишком воздуха, когда они выходили из камеры сгорания, и проходили через высокотемпературную секцию теплообменника перед входом в газовую турбину. Затем отработавшие газы из турбины проходили через низкотемпературную секцию теплообменника перед их выпуском в атмосферу. Воздух из доменной печи подавался отдельным паровым турбоагрегатом и проходил через низкотемпературную и высокотемпературную секции теплообменника, перед тем как достичь входа в доменную печь.

При такой компоновке продувка воздуха являлась независимой от нагрева воздуха, и каков бы ни был объем воздуха, поставляемого паровым турбоагрегатом, его можно было нагреть до максимальной температуры равной  $700^{\circ}\text{C}$ .

### Объединение процесса парообразования с нагревом и продувкой воздуха

До сих пор схемы парообразования с нагревом и продувкой воздуха рассматривались отдельно, но фирма BBC, оценив экономические преимущества объединения обоих процессов, и, несмотря на предполагаемые трудности в управлении, разработала схему, представленную на рис. 5.6. Компрессоры, которые приводились в действие газовой турбиной, нагнетали в парогенератор Velox доменный газ и воздух. Из парогенератора Velox горячие газы проходили через пароперегреватель, а затем через высокотемпературную секцию воздухоподогревателя перед входом в газовую турбину. Из турбины отработавшие газы проходили через низкотемпературную секцию воздухоподогревателя перед их выпуском в атмосферу. В это время паровой турбоагрегат, приводи-



мый в движение частью пара из парогенератора Velox, подавал воздух к доменной печи через низкотемпературную и высокотемпературную секции нагревателя. Этот воздух выходил из турбоагнетателя с температурой сжатия, равной примерно  $100^{\circ}\text{C}$ , и достигал соответственно температуры  $275^{\circ}\text{C}$  и  $700^{\circ}\text{C}$ , после прохождения через две секции воздухонагревателя.

Ограничение температуры значением  $700^{\circ}\text{C}$  определялось тем, какие материалы были в то время доступны, и согласно только что рассмотренной схеме температурные ограничения определялись объемом производимого пара и, соответственно, количеством продуваемого воздуха. Для того чтобы обойти этот недостаток, нужно было использовать второй парогенератор Velox, подсоединенный к первому.

### Газовый турбоагнетатель с нагревателем нагнетаемого воздуха

Конечной целью работы фирмы BBC по применению газовой турбины на доменной печи являлась подача на-

гретого воздуха путем использования системы газового турбоагнетателя, работающего только на доменном газе. Схема, показанная на рис. 5.7, отличалась от других схем тем, что не требовалось никакого парового турбоагнетателя, а также отличалась от схемы, приведенной на рис. 5.3, тем, что для нагрева воздуха не требовалось пара и, таким образом, данная система образовывала единый блок с доменной печью. Как и прежде, один компрессор подавал воздух к доменной печи и к камере сгорания для газовой турбины, а второй компрессор подавал доменный газ в камеру сгорания. Тем не менее, горячий газ из этой камеры сгорания мог быть нагрет до более высокой температуры в  $900\text{--}1000^{\circ}\text{C}$  таким образом, чтобы он мог проходить нагреватель воздуха для доменной печи перед подачей к газовой турбине. Специальное оборудование нагрева воздуха для этой системы было разработано при сотрудничестве с фирмой Rekuperator GmbH из Дюссельдорфа.

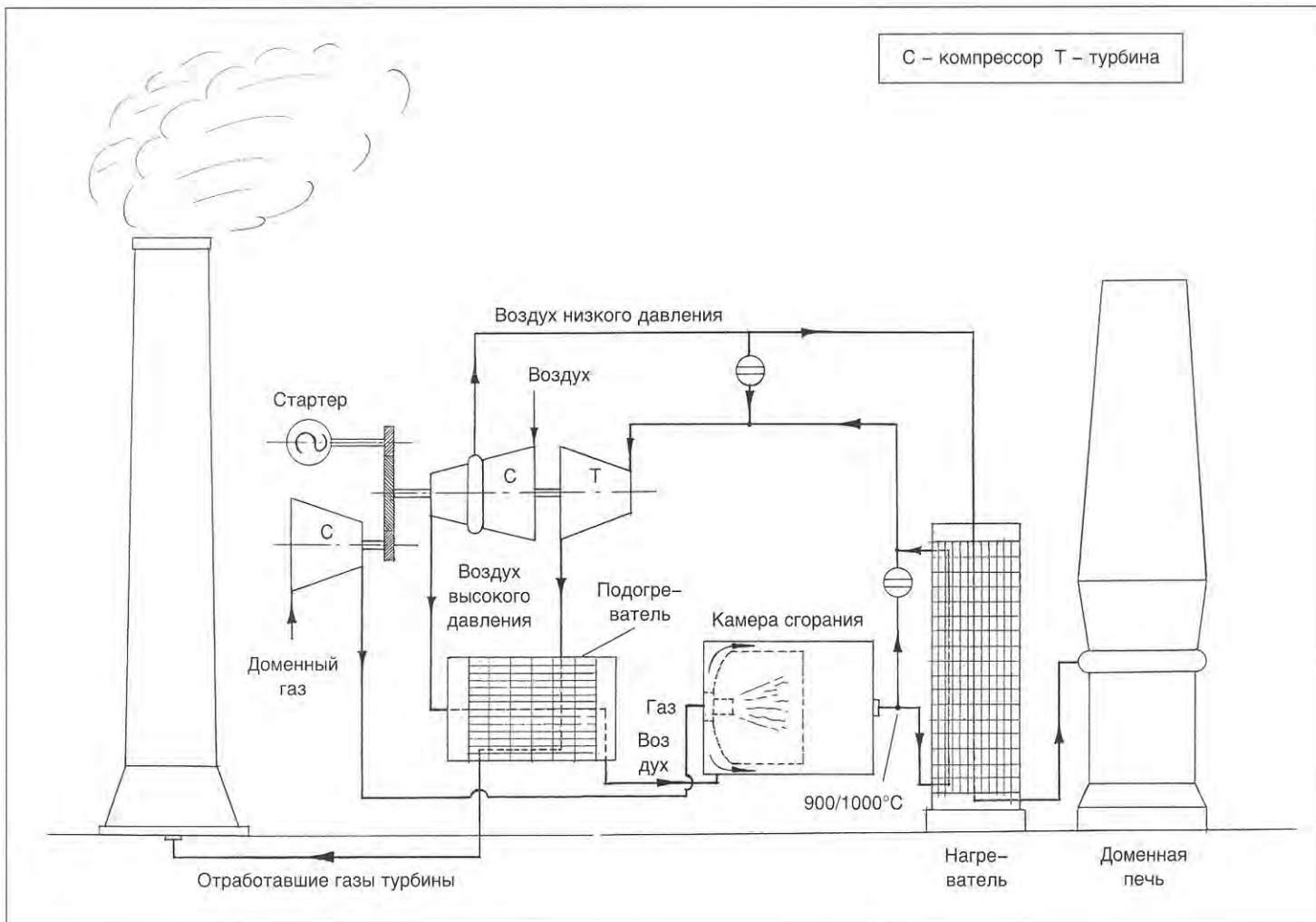


Рис. 5.7. Газотурбинный нагнетатель доменного газа фирмы BBC с нагревателем нагнетаемого воздуха



## Количественное сравнение систем фирмы ВВС

Следующие цифры дают основу для сравнения различных систем подачи воздуха для доменных печей. Системы (А) и (В) находились в использовании в то время, когда фирма ВВС вела свои разработки, а системы (С) и (D) были схемами фирмы ВВС по внедрению парогазовых, а затем газовых систем.

В каждом нагнетательном отсеке находилось пять нагнетателей (мощностью 4500 кВт каждый), четыре нагнетателя для подачи воздуха к доменным печам и один резервный. Газовая поршневая нагнетательная установка включала в себя охлаждающий испаритель, трубопровод, клапаны, фундаментные болты и специальный блок переключения. Паровая турбоагнетательная установка состояла из средств подачи воды, подогревателя, испарителя, емкости для подачи воды, трубопровода и т. д. Для отсеков паровых турбоагнетателей были предусмотрены либо три парогенератора Velox, либо три водотрубных котла, при этом один из агрегатов был в резерве. Поэтому для различных систем рассчитывались следующие показатели потребностей в пространстве и материалах для нагнетательного отсека:

Установка	Площадь (м <sup>2</sup> )	Объем (м <sup>3</sup> )	Механические установки, здания, фундаменты, краны и т. д. (тонны)
(А) Газовый поршневой нагнетатель	3700	70000	8450
(В) Водяной трубчатый котел с паровым турбоагнетателем	2200	34600	2350
(С) Парогенератор Velox с паровым турбоагнетателем	1500	24000	1850
(D) Газотурбинный нагнетатель	1900	26500	1600

Когда рассматривались и продувка воздуха, и нагрев воздуха для доменной печи, сравнивались различные системы в отношении объема доменного газа, который они потребляли (поскольку имелись другие потребители, куда оставшийся газ мог направляться):

Установка	Процент от общего необходимого объема произведенного доменного газа
(А) Газовый поршневой нагнетатель	31
(В) Водотрубный котел с паровым турбоагнетателем и регенератором	35
(С) Паровой генератор Velox с паровым турбоагнетателем и регенератором	32
(D) Газовый турбоагнетатель с нагнетательным нагревателем воздуха	26

Из этих и других оценок следует, с учетом анализа капитальных и текущих затрат на эксплуатацию, что газовый турбоагнетатель превосходил другие системы, а за ним располагались, по мере значимости, паровой турбоагнетатель с парогенератором Velox, паровой турбоагнетатель с традиционным котлом и, наконец, газовый поршневой нагнетатель.



# Фирма "Maschinenfabrik Augsburg-Nürnberg AG" (MAN)

Комбинированная газотурбинная установка L760 мощностью 12000 кВт  
— Газотурбинный генератор мощностью 5000 кВт

Исследования возможности применения газовых турбин в промышленности были начаты объединением MAN примерно в 1939 году. Другие работы по газовым турбинам, как отмечалось в разделе 4, охватывали разработку турбонагнетателей на отработавших газах и проект судовой силовой установки мощностью 7500 л.с. на валу. Руководителем этой и всех других технологических разработок в объединении MAN, являлся профессор, дипломированный инженер Эмиль Соренсен, который также был вице-президентом фирмы и входил в руководство Немецкого авиационного экспериментального института.

Ко времени, когда проект судовой газотурбинной установки был окончательно отвергнут Верховным командованием военно-морских сил в марте 1944 года, в Харбурге (в 50 километрах к северу от Аугсбурга) под руководством доктора Альфреда Шойтте начались работы над созданием большой газотурбинной установки для обеспечения привода генератора мощностью 12000 кВт. Благодаря усилиям Соренсена, от фирмы Electro Werke, Берлин, был получен контракт на разработку установки, которая должна была работать на газе, производимом из бурого угля, и иметь гарантированный КПД 32 %, без учета процесса производства газа. По крайней мере, на стадии проекта установка фигурировала под кодовым наименованием L760.

## Комбинированная газотурбинная установка L760 мощностью 12000 кВт

Схема газотурбинной установки фирмы MAN показана на рис. 5.8. В установке использовались четыре осевых компрессора (последовательно и с промежуточным охлаждением между каждым), приводимые в движение тремя турбинами, в то время как четвертая турбина являлась приводом электрического генератора. После очередного прохождения этих четырех компрессоров воздух выходил под давлением в 20 атмосфер и через теплообменник отработавших газов поставлялся в две соединенные параллельно камеры сгорания. Горячие газы из этих камер направлялись на две турбины, приводящие в действие два последних компрессора высокого давления.

После прохождения этих двух турбин горячие газы направлялись в третью камеру сгорания, где они смешивались с дополнительным количеством топлива, и подавались в третью турбину, приводящую в движение первые два компрессора низкого и промежуточного давления. Выйдя из третьей турбины, горячие газы поступали в четвертую камеру сгорания, вновь смеси-

вались с дополнительным количеством топлива и после этого подавались на конечную турбину, являющуюся приводом генератора мощностью 12000 кВт. Таким образом, в то время как в первые две камеры сгорания поступали и топливо, и воздух, в последние две камеры сгорания поступало только топливо, поскольку в горячих газах оставалось достаточно воздуха, чтобы поддерживать процесс горения на каждой ступени. Во всех случаях цель разработки состояла в том, чтобы потери тепла при прохождении каждой турбины были такими, чтобы перед следующей турбиной сохранялась температура газа 700 °С.

После выхода из последней турбины горячие газы, имевшие теперь температуру около 465 °С, перед выпуском в атмосферу проходили через котел-утилизатор тепла отходящих газов и теплообменник пара/воздуха (для парогенератора), а также через воздушный теплообменник. Воздушный теплообменник, установленный между конечным компрессором и первыми двумя камерами сгорания, возвращал часть тепла от отработавших газов обратно в систему, и таким образом достигалась экономия топлива. При этом в его проекте не было ничего необычного: это был теплообменник трубчатого типа с КПД, приблизительно равным 80 %.

Первые два компрессора низкого давления были шестиступенчатыми осевого типа, в то время как третий компрессор промежуточного давления имел восемь ступеней, а конечный компрессор высокого давления имел 15 ступеней. Эти компрессоры были разработаны с малой густотой лопаток и с КПД одной ступени, равным 90 %. Каждая турбина имела шесть осевых ступеней и была рассчитана на работу с КПД 88 %. Лопатки турбины, охлаждаемые отводимым от компрессоров воздухом, были сделаны из хромоникелевой жаропрочной стали марки Tinidur концерна «Крупп» и имели максимальную окружную скорость конца лопатки приблизительно 200 м/с. Каких-либо подробностей по данному проекту относительно камер сгорания или значительного количества трубопроводов, необходимых для установки, не известно, однако есть сведения о том, что в объединении MAN проводились очень тщательные исследования и измерения расхода воздуха и потерь давления в трубах и системах каналов, и, таким образом, разработчикам были известны связанные с этим проблемы.

### Топливная система

Топливом для установки служил газ, получаемый с помощью газификации высокого давления бурого газа на оборудовании, разработанном фирмой Lurgi Gesellschaft für Warmetechnik, Франкфурт-на-Майне. Как предполагалось, газ, вырабатываемый с помощью



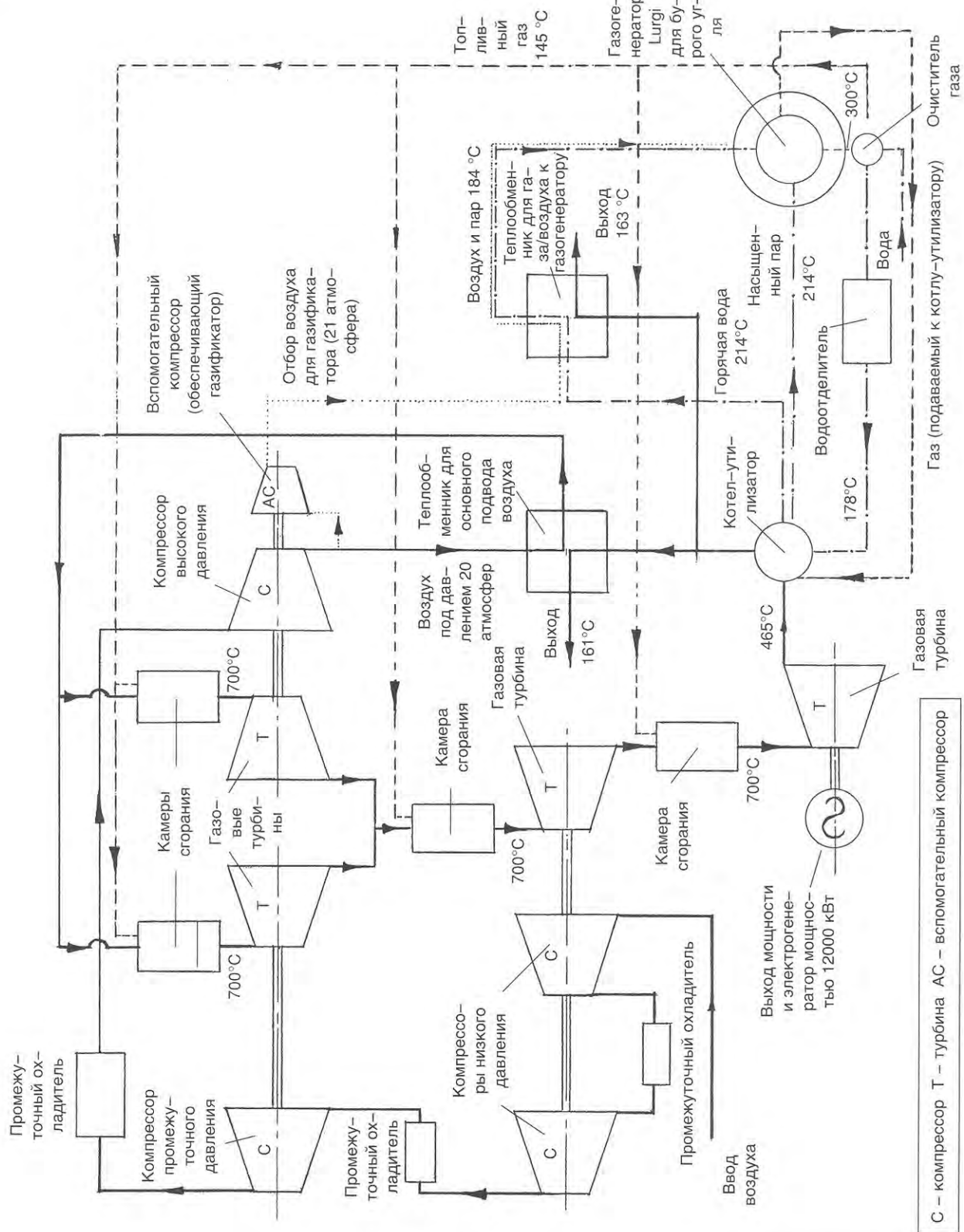


Рис. 5.8. Схема смешанной газотурбинной установки фирмы MAN для приведения в действие электрогенератора мощностью 12000 кВт



оборудования фирмы Lurgi, должен был иметь высокую теплотворную способность и выходить из газогенератора и газоочистителя с температурой  $145^{\circ}\text{C}$ . Однако одной из проблем при такой методике являлось присутствие произведенной остаточной золы, которая могла повредить лопатки турбины. Рассматривались различные схемы удаления золы, например, центробежная сепарация, электрическое осаждение и смывание водой, но до момента разработки лучших методов должен был использоваться метод промывки газа.

Оборудование фирмы Lurgi состояло из газификатора, газоочистителя и водоотделителя, котла-утилизатора тепла отходящих газов и парового/воздушного теплообменника. При использовании этого оборудования бурый уголь (высушенный до 30-процентного содержания влаги) газифицировался путем реакции с воздухом высокого давления и паром, осуществляемой в газификаторе. Вода циркулировала по котлу-утилизатору тепла отходящих газов для производства пара, который смешивался с подаваемым воздухом, затем паровоздушная смесь перед входом в газификатор пропусклась через теплообменник. После промывки полученный газ по каналам подавался к четырем камерам сгорания, кроме небольшого количества (2,5 %), которое отводилось для сжигания в котле-утилизаторе, что было необходимо для поднятия температуры теплообменника выше значения, которой было возможно при использовании только отработавших газов турбины.

Подача воздуха для газификатора происходила от небольшого вспомогательного компрессора, который

приводился во вращение от того же самого вала, и куда отводился воздух из того же канала, что и для конечного основного компрессора. Этот воздух, отводимый под давлением 20 атмосфер, достигал газификатора под давлением 21 атмосфера, пройдя вспомогательный компрессор и теплообменник. Рассматриваемое как необходимое условие для процесса газификации высокое рабочее давление также оценивалось как дающее преимущество, поскольку в этом случае устранялась необходимость пропускать газ через компрессоры или нагнетатели перед впуском в камеры сгорания; это позволяло сократить затраты на оборудование и исключить из технологического процесса операцию глубокой очистки газа. Было подсчитано, что газогенератор фирмы Lurgi выдаст газа в 1,65 раза больше, чем вес угля, использованного для его производства. Поскольку теплотворная способность газа составляла около 49 % от теплотворной способности угля, эффективность топливной конверсии ожидалась на уровне 81 %. Кроме того, как еще одно, возможно, незначительное достоинство, следует отметить, что газогенератор выдавал в качестве побочных продуктов небольшое количество смолы и бензина.

Установка фирмы MAN-Lurgi мощностью 12000 кВт имеет следующие характеристики:

Выходная мощность конечной турбины — 16090 л.с.

Скорость вращения конечной турбины 3000 об/мин

Скорость вращения компрессоров малого давления — 4600 об/мин

Скорость промежуточного компрессора и компрессора высокого давления — 9000 об/мин

Степень сжатия после четырех компрессоров — 20:1

Расход топлива (газа) — 5,70 кг/с

Расход воздуха (на входе) — 47,30 кг/с

Воздух, отводимый для газификации — 2,80 кг/с

Воздух, отводимый для охлаждения — 5,40 кг/с

Максимальная температура цикла —  $700^{\circ}\text{C}$

Общий КПД установки (без сушки угля) — 20,5 % (принимая потребленное топливо за 35 % от общего КПД)

К концу войны данная установка, изготовление которой планировалось в течение двух лет после поставки материалов, не была построена из-за того, что материалы не были доставлены. В отчетах приводятся различные данные относительно того, на каком этапе были работы к 1945 году, но было очевидно, что были проведены испытания таких элементов, как отдельные ступени ком-

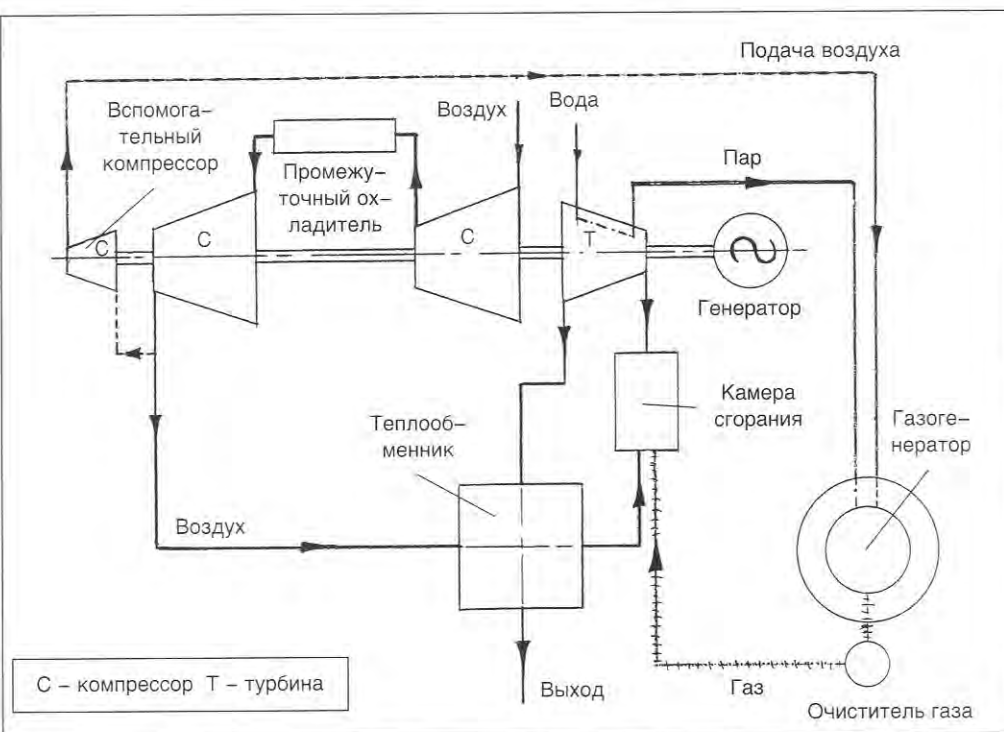


Рис. 5.9. Схема газовой турбины фирмы MAN мощностью 5000 кВт с использованием турбины Шмидта с водяным охлаждением



прессора, разработка компрессора и турбины была выполнена примерно на 50 % и, кроме того, было запущено производство установки. Полные данные о газификаторе Lurgi не были получены и, несомненно, это замедлило завершение всего проекта установки в целом.

### **Газотурбинный генератор мощностью 5000 кВт**

В соответствии с другим проектом газовой турбины фирмы MAN планировалось использование специальной турбины T-4, разработанной специалистами под руководством доктора Е. Шмидта из фирмы LFA (см. раздел 6). Эта турбина должна была приводить в действие электрогенератор мощностью 5000 кВт и два компрессора с промежуточным охладителем, соединенные

последовательно. Топливом для установки служил газ, вырабатываемый на оборудовании Lurgi (как было описано выше) с использованием бурого угля, воздуха высокого давления и пара. Воздух отводился из потока, подаваемого на основной компрессор, а пар получался из воды, используемой для охлаждения лопаток турбины. Отработавшие газы из турбины проходили через теплообменник, чтобы подогреть основной воздушный поток,двигающийся к камере сгорания.

Вся установка должна была быть одним из ряда агрегатов электростанции, и по расчетам общий КПД должен был составить 34 % за счет использования компрессора производительностью 80 %. Хотя проектные работы были завершены, строительство установки до конца войны так и не было начато. На рис. 5.9 представлена упрощенная схема установки.



## Фирма "Allgemeine Elektrizitäts-Gesellschaft" (AEG)

Как можно было предположить, основной интерес фирмы AEG в области создания газовых турбин состоял в использовании этого двигателя для приведения в действие электрических генераторов, но к концу войны в 1945 году были проведены только исследования различных схем. Одним из наиболее ранних из большого количества патентов на газовую турбину, полученных фирмой AEG, был патент доктора Эрнеста А. Крафта (438,782), который был зарегистрирован в июле 1924 года и касался создания устройства для уравнивания осевого давления в паровой или газовой турбинах. (Позднее доктор Крафт принял участие в разработке турбины для турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004.) Последующие патенты и исследования касались таких проблем, как управление потоком газа, фильтрация, стабилизация, термодинамика и охлаждение турбины, а в число инженеров, принимавших участие в этих работах, входили Отто Розенлехер, Артур Рощ, Генрих Трайтель и С.Р. Пиффер. В 1937 году была предложена одна из первых схем фирмы AEG для реальной установки, и в этой схеме компрессорная станция приводилась в действие двигателем на конденсированном паре, а турбина, работающая на перегретом воздухе, подсоединялась позади компрессора. На эту схему, разработанную Вилли Куэне, в 1938 году был

выдан патент (664,018). В следующем году была подана заявка на патент (L99,185) на газотурбинный электрогенератор, разработанный С.Р. Пиффером, а в 1940 году была подана еще одна заявка на патент (L99,853) на газовую турбину с охлаждаемыми лопатками разработкой Рихарда Штрёлена.

Среди различных возможных вариантов циклов газовой турбины в фирме AEG выбрали для изучения незамкнутые циклы с использованием газа или нефти, комплексные незамкнутые циклы с охлаждаемым компрессором (такой цикл использовался в установке фирмы MAN) и замкнутые циклы. Особое внимание уделялось замкнутым циклам, поскольку, как предполагалось, такие циклы обладали определенными преимуществами при использовании твердого топлива, а применение такого топлива, особенно на электростанциях, давало существенную экономию. Схема газовой турбины замкнутого цикла представлена на рис. 5.10. Рабочей средой в турбине являлся воздух (или другой газ), который проходил по замкнутому контуру через компрессор и турбину. Перед входом в турбину воздух предварительно подогревался в теплообменнике, используя теплоту отработавших газов в турбине, а затем нагревался в подогревателе внешней системой сжигания топлива. Перед повторным вводом в компрессор воздух охлаж-

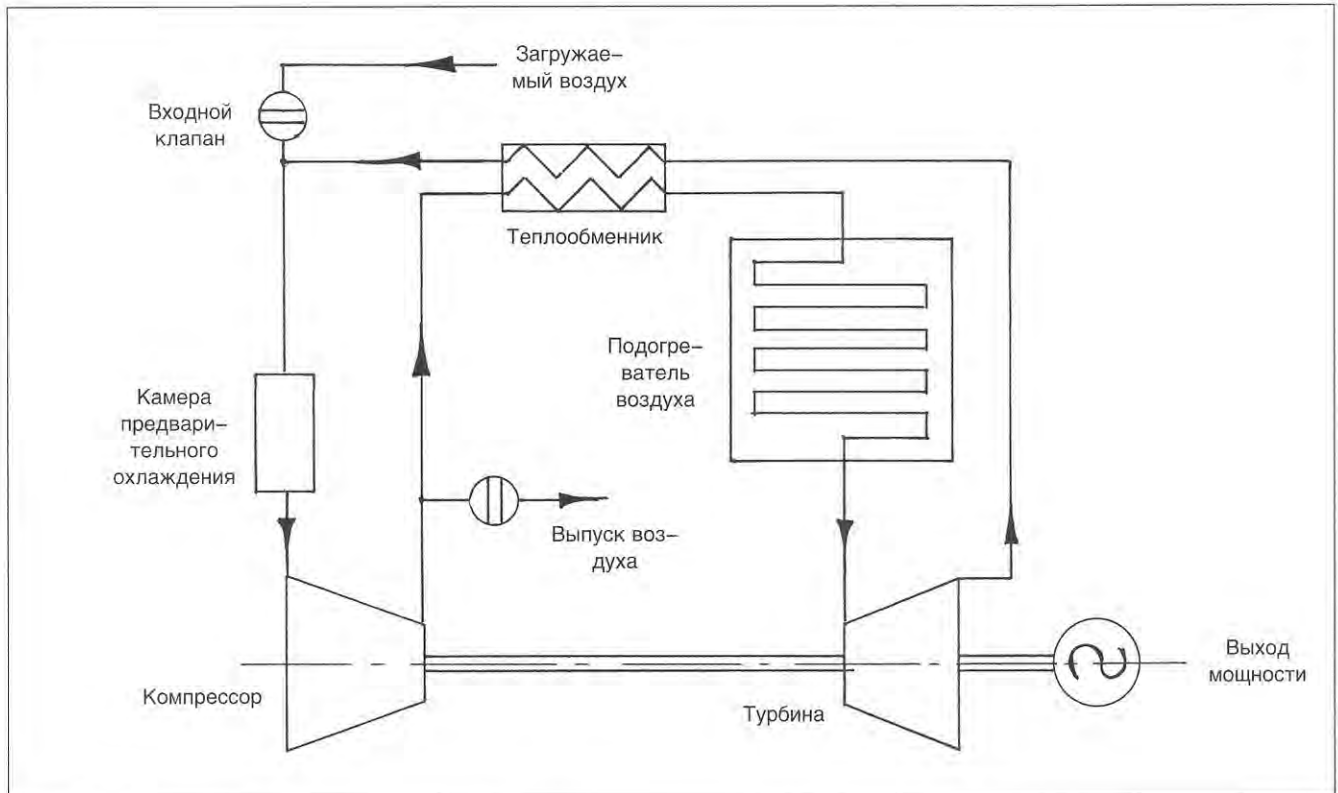


Рис. 5.10. Схема газовой турбины замкнутого цикла

дался. Для загрузки или герметизации системы использовался малый компрессор, а также имелся клапан, чтобы разгрузить систему, когда это потребуется. Теоретически замкнутый цикл мог работать на любом топливе, и в случае с использованием твердого топлива устранялась проблема наличия золы, разрушающей лопатки турбины, поскольку никакие продукты горения не выходили из контура. Кроме того, была возможность получить хорошую производительность при частичной нагрузке, так как для получения нужных результатов можно было менять и рабочее давление, и ввод топлива. Притом что компрессор, турбина и система каналов могли быть небольшого размера за счет высокого рабочего давления, нагреватель должен был быть очень большим, вследствие чего процесс горения

происходил при сравнительно низком давлении. Также управление системой представляло значительные проблемы. Инженеры фирмы AEG в какой-то мере предполагали, что эффективность цикла была переоценена в силу ожидаемой восприимчивости к потере давления.

Исследовательские работы по газовой турбине замкнутого цикла фактически были переданы швейцарской фирме Escher-Wyss, которая провела первые пробные запуски установки в 1940 году. К 1945 году фирма AEG не пришла к каким-либо определенным выводам по данным разработкам, но сосредоточила свое внимание на нескольких направлениях будущих исследований. Одним из перспективных агрегатов, уже упоминавшихся выше, по мнению фирмы AEG, был газификатор бура угля, разработанный фирмой Lurgi.

## Заключение

Исходя из ранее представленных описаний газовых турбин Хольцварта и фирмы BBC, можно сделать вывод, что, по крайней мере, некоторые отрасли германской промышленности не страдали от излишнего консерватизма и разрабатывали новые виды силовых установок. В определенной степени этому способствовало то, что паровые турбины уже использовались в промышленности. Неудача же Хольцварта состояла в ошибочном выборе цикла газовой турбины постоянного объема, поскольку трудности в использовании такого цикла привели к отказу от этого проекта в 1945 году.

Что касается фирмы BBC, то разнообразное применение газовых турбин постоянного давления, в частности для подачи воздуха и парообразования в черной металлургии и сталелитейной промышленности, имело полный успех, а разработка схем этой фирмы проводится и в наши дни. Возрастающее преобладание газовых турбин в системах нагрева и продувки воздуха для доменных печей было подтверждено количественными сравнениями, а с учетом перспектив разработки других типов запланированных систем открывались новые возможности для централизации деятельности.

Что касается работ в области выработки электроэнергии с использованием газовой турбины, были рассмотрены примеры агрегата Хольцварта мощностью 5000 кВт, а также нескольких установок мощностью 1500 кВт, построенных фирмой BBC. Однако в то время различным отраслям промышленности требовались генераторы мощностью от 10000 до 50000 кВт, и прежде всего велись работы по созданию простой газовой турбины, обладающей достаточной мощностью (от 13400 до 67000 л.с.), чтобы приводить в действие такие генераторы. Для генераторов мощностью до 10000 кВт, приводимых в действие паровыми турбинами, в то время не было лучшей альтернативы, и для таких турбин парогенератор Velox фирмы BBC считался идеальным в тех случаях, когда имелась возможность использовать в качестве топлива доменный газ. Тем не менее, все

шире велась разработка больших газотурбинных установок, и не только фирмой BBC, но и фирмами MAN, AEG и другими.

Однако разработка этих больших установок, которые использовали комбинированные открытые и замкнутые циклы, была далеко не простой. Например, в случае с установкой фирмы MAN мощностью 12000 кВт у разработчиков возникли определенные сомнения относительно того, будут ли высокие затраты создания такой сложной установки восполнены преимуществами ее дальнейшего использования. Тем не менее, как потенциальный источник получения энергии из низкосортного твердого топлива, схемы фирм MAN и Lurgi вызывали большой интерес, и различные комбинированные газотурбинные установки, специально приспособленные к среде их использования и имеющемуся топливу, находят свое применение и в настоящее время. Во время войны работы над перспективной газовой турбиной замкнутого цикла находились в Германии на самом начальном этапе, а фирма Escher-Wyss из Цюриха добилась реальных результатов в продвижении разработок по этой системе.

В послевоенные годы фирма Escher-Wyss GmbH, Павенсбург, Германия, и фирма Gutehoffnungshütte (GHH), Штеркраде, построили первую в мире газотурбинную установку замкнутого цикла для промышленного использования, которая приводила в действие генератор мощностью 2000 кВт, а с 1956 года эта установка успешно работала полностью на битуминозном угле. К другим немецким фирмам, которые стали активно работать в области строительства газовых турбин для промышленного использования, относятся фирмы AEG, BBC, Klöckner-Humboldt-Deutz, MAN Turbo (бывшая BMW), MAN, Siemens Schuckertwerks и VEB Starstrom-Anlagebau. Однако в некоторых случаях применялось лицензионное производство на основе английских и швейцарских разработок.



## Раздел 6

## Исследования и разработки в области газовых турбин

Компрессоры — Сгорание и топливо — Турбины: Турбины с водяным охлаждением Т.2 и Т.3 конструкции Э. Шмидта; Керамические турбинные лопатки; Полые турбинные лопатки конструкции Ф.А.Ф. Шмидта; Измерение температуры турбинной лопатки в Экспериментальном авиационном институте; Методы испытания турбин в Авиационном научно-исследовательском институте — Установка для испытаний реактивного двигателя — Регенеративный теплообменник — Поршневой газогенератор Лутца — Заключение

До сих пор мы рассматривали работу отдельных фирм по разработке конкретных газотурбинных двигателей для применения в воздухе, на суше и на море. Там, где это уместно, упоминалась помощь, оказанная различными немецкими научно-исследовательскими институтами. А теперь мы более внимательно посмотрим на работу этих институтов в той мере, в какой она связана с газовыми турбинами. Зачастую отдельные фирмы находились под чрезмерно жестким контролем военно-технических ведомств, таких как Министерство авиации и Техническое управление ВМС, которые ставили задачи по разработке таких параметров, которые бы намного превышали технические характеристики. С другой стороны, научно-исследовательские институты большей частью были предоставлены сами себе и мало контактировали с промышленностью и фирмами, которые нуждались в их помощи. Иногда контакты с фирмой организовывались в официальном порядке только после того, как она в течение некоторого времени безуспешно билась над решением какой-либо технической проблемы. Контакты также устанавливались персонально после трудоустройства людей, прошедших подготовку в научно-исследовательских учреждениях. Обмен новыми разработками между институтами и промышленностью осуществлялся с использованием отчетов, ежегодных публикаций и совещаний, которые иногда проводились в рамках Немецкой академии исследований в области авиации.

Первое из таких совещаний по разработке реактивных двигателей (фактически симпозиум) было организовано Министерством авиации рейха в январе 1941 года. Руководство фирм Junkers, BMW, Heinkel и различных институтов смогли установить тесные контакты, но взаимный обмен информацией был организован плохо.

Министерство авиации, разочарованное отсутствием такого взаимного обмена, пыталось улучшить положение дел во всех областях, помимо реактивных двигателей, в приказном порядке. Была создана Всеобщая электрическая фирма (Arbeitsgemeinschaft für Triebwerksplanung), и на ее первом совещании 11 апреля 1942 года Айзенлор заявил: «Недавно мной был сде-

лан вывод о том, что одна из фирм не имела ни малейшего представления о том, какой вклад внесли другие фирмы в аналогичных областях, хотя Министерство авиации недвусмысленно и неоднократно подчеркивало, что следует производить обмен такой информацией. Положение об обязательном обмене информацией я включил в изданную директиву». Совещания проводились раз в полгода, но директива Айзенлора не возымела действия, и взаимообмен был налажен только в конце войны, когда Министерство вооружений Шпера издало еще одну директиву на этот счет. Одним из заметных результатов взаимодействия организаций был выпуск фирмой BMW системы управления турбореактивным двигателем. Фирма BMW получила доступ к изучению конструкций фирмы «Юнкерс».

Вместе с тем, создается впечатление, что научные работники и ученые были свободны в реализации программ по своему собственному усмотрению. Отсутствие постоянно действующего координирующего органа, а также слабые контакты с промышленностью привели к тому, что исследовательские институты иногда дублировали друг друга в решении задач, которые часто реализовывались в теоретическом плане, далеко от текущих практических проблем газотурбинных двигателей того времени. Конечно, с течением времени большая часть фундаментальных исследований принесла бы свои плоды, но этого не случилось в связи с окончанием войны в 1945 году. К концу войны были предприняты некоторые шаги по координации исследовательской деятельности в направлении решения наиболее важных задач.

Несколько интересных замечаний по наиболее важным научно-исследовательским институтам можно было бы сделать перед тем, как перейти к рассмотрению работ этих институтов в области ГТД. Одним из старейших институтов был Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt (Немецкий авиационный экспериментальный институт), основанный в Берлине в 1912 году. С течением времени он неуклонно расширялся по всем направлениям исследований в области аэронавтики и двигателей и играл важную роль в разработке нагнетателей поршневых двигателей в 1930-х годах. Во время Второй мировой войны Авиационный эксперименталь-

ный институт имел свои отделения в Гармиш-Партенкирхене и Альтес Уппенборне под Моосбургом. Профессор Шмидт руководил исследованиями в области газотурбинных двигателей (в основном, проблемами процесса сгорания в газотурбинных установках).

Почти таким же старым, как Авиационный экспериментальный институт, был и Aerodynamische Versuchsanstalt (AVA — Экспериментальный аэродинамический институт), созданный как филиал Университета в Геттингене. К началу 1915 года в этом институте имелась первая аэродинамическая труба, и следует упомянуть, что профили крыла, разработанные в этом институте, стали общепринятыми. Расширение института, проведенное в 1927 году, привело к созданию Institut für Stromungsmaschine (Кафедры турбомашин). В начале 1930-х годов руководство этой кафедрой было поручено д-ру Энке, и начиная с 1935 года велись работы по проблемам, связанным с компрессорами, которые впоследствии приобрели фундаментальное значение в деле развития немецких газотурбинных двигателей. Кафедра под руководством д-ра Д. Кюхемана впервые занялась планомерным изучением проблем аэродинамики, связанных с устройством реактивных двигателей, в то время как другая кафедра вела важные исследовательские работы в области теплообменников под руководством д-ра Рица.

После прихода к власти нацистов в 1933 году и вследствие постоянного роста немецкой промышленной и военной мощи создавались новые исследовательские центры, а небольшим центрам (обычно составлявшим часть технических университетов или высших школ), постепенно ставились новые задачи. В то же самое время всем научно-исследовательским и техническим институтам приходилось вести постоянную борьбу, чтобы не допустить ухода своих лучших специалистов в промышленность и на военную службу.

Самым крупным из вновь созданных научно-исследовательских институтов был институт Luftfahrtforschungsanstalt Hermann Goering (Авиационный научно-исследовательский институт Германа Геринга), но, несмотря на первоклассное оборудование, он официально не имел контактов с фирмами производителями газотурбинных двигателей до декабря 1943 года. Отдел двигателей Авиационного научно-исследовательского института в Фелькенроде был создан в 1936 году и возглавлялся профессором Э. Шмидтом. Занимаясь в основном возвратно-поступательными типами двигателей, этот отдел также работал над газотурбинными двигателями и в конечном счете включал около сорока высококвалифицированных инженеров, которым помогало около 45 инженеров и конструкторов. Отдел состоял из четырех групп, занимавшихся вопросами термодинамики (проф. Экерт), теплопроводности (д-р Хилперт), сгорания (д-р Зельшоппе) и химии (д-р Эдсе). Как и прочие крупные исследовательские организации, институт имел в своем распоряжении аэродинамические трубы, испытательные стенды, лаборатории, мастерские, офисы и прочие сооружения и оборудование.

Следующим новым научно-исследовательским учреждением была Technische Akademie der Luftwaffe (TAL) (Техническая академия Люфтваффе), занимавшаяся в начальный период своей деятельности исследованиями в области сгорания топлива в газовых турбинах и изучавшая проблемы топлива, результаты чего сыграли положительную роль в работе фирм BMW и Junkers. Техническая академия Люфтваффе, первоначально располагавшаяся в пригороде Берлина Гатове, в период войны имела ряд разбросанных по всей стране исследовательских отделов, таких как отдел в Шуссенриде под Ульмом, занимавшийся исследованиями топлива для всех типов двигателей во главе с профессором Хольфедером; в то же время ведущий инженер Негель возглавлял отдел исследования камеры сгорания в Экертале-Гарце; профессор Шардин возглавлял отдел в Биберахе под Ульмом, занимавшийся исследованиями топлива. Все эти подразделения Технической академии Люфтваффе находились под общим руководством проф. Вальтера Германа.

Множество других исследовательских центров, игравших незначительную роль и внесших небольшой вклад в исследования газотурбинных двигателей, не упоминаются в этой книге. Правда, один институт все же заслуживает внимания. Это Forschungsinstitut für Kraftfahrwesen und Fahrzeugmotoren (FKFS) (Научно-исследовательский институт автомобилестроения) при Штутгартском университете. Мы уже видели, каким образом этот институт под руководством проф. В.И.Э. Камма содействовал фирме Ernst Heinkel AG в разработке двухконтурного турбореактивного двигателя, нагнетателя и т. п. Кроме того, начиная с 1939 года, Ф. Вайнигом и Б. Экертом велись базовые теоретические работы по компрессорам. Само собой разумеется, что упомянутые исследовательские институты совместно с другими учреждениями работали по всем вопросам, связанным с наукой и техникой, но не относящимся к предмету нашего исследования. Другие институты, как, например, знаменитый Немецкий планерный научно-исследовательский институт и Институт Кайзера Вильгельма, упомянуты в других разделах, относящихся к пульсирующим и прямоточным воздушно-реактивным двигателям. Далее в данном разделе мы рассмотрим различные аспекты исследований и разработок газотурбинных двигателей.

## Компрессоры

Что касается газотурбинных двигателей, то разработка немецких компрессоров была посвящена почти исключительно компрессору осевого типа. О двух исключениях, касающихся диагонального компрессора для турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011 и центробежного компрессора для турбореактивного двигателя BMW P.3303, уже шла речь в разделе 2, но тем не менее центробежный компрессор с двухсторонним входом получил признание у англичан, но не признавался немцами. Центробежные компрессоры доминировали в программе исследований Министерства авиации рей-



ха в области нагнетателей поршневых авиационных двигателей, но эта сторона исследований была довольно-таки специфической. Выходя за рамки обсуждаемой темы, можно отметить, что такие фирмы, как AEG, BBC, DEMAG, Escher Wyss и GHH, выпускали центробежные компрессоры с внутренним и наружным охлаждением для использования в горнодобывающей и других отраслях промышленности. Но значительного прогресса в этой области, которая практически не была связана с газовыми турбинами и совсем не интересовала исследовательские институты, достигнуто не было.

Основной стимул для разработки осевого компрессора появился в 1939 году и был связан с официальной поддержкой разработки турбореактивного двигателя, для которого такой компрессор единоподношно признавался подходящим по причине его минимальной фронтальной поверхности. Большая часть этих разработок позднее была перенесена в область газотурбинных двигателей для морских и наземных транспортных средств.

В течение длительного периода своей истории немецкие осевые компрессоры были импульсного типа, в которых наибольшее увеличение давления происходило в движущихся лопатках ротора. Профессоры Бец и Прандль вместе с д-ром Энке были общепризнанными творцами данного типа компрессора, и, в частности, их работа была основополагающей при разработке турбореактивных двигателей BMW и Юнкерс. Бец и Прандль поддерживали тесные отношения с Келлером в Швейцарии, где работал Штодол, книги которого по динамике турбин стали настольными пособиями в ряде немецких университетов. Вслед за общими исследованиями в области осевых компрессоров первый официальный проект, над которым работала Institut für Stromungsmaschine AVA (кафедра турбомашин Экспериментального аэродинамического института), касался осевого турбокомпрессора (или нагнетателя) для поршневого двигателя Юнкерс. Как оказалось, по своим характеристикам он превосходил соответствующий центробежный нагнетатель, но не разрабатывался дальше из-за большой массы и стоимости. В результате этого все внимание было перенесено на осевой нагнетатель для поршневых двигателей, но вскоре эта идея была заброшена из-за неожиданных трудностей особого характера. Для работ с турбонагнетателем было достаточно иметь простой испытательный стенд с электроприводом малой мощности. Более крупный испытательный стенд для работ над компрессором был введен в эксплуатацию в 1935 году, причем питание подавалось от двухступенчатой турбины мощностью 90 л.с., в которую, в свою очередь, сжатый воздух подавался из резервуара. Эта мощность была достаточной, поскольку испытывались малогабаритные модели предлагаемых конструкций. Ввиду ограниченной емкости резервуара сжатого воздуха испытания были краткими по времени. Данные каждого испытания должны были записываться с помощью высокоскоростной фотоаппаратуры для их последующего изучения. Около 18 приемников давления на фоне прозрачных шкал были расположены вокруг опытной модели, и фотокамера регистрировала изменения давления и прочие данные.

Такой испытательный стенд обеспечивал получение данных не только по оригинальным турбореактивным компрессорам Юнкерс 109-004 и BMW 109-003, но и по другим устройствам. В результате применения моделей компрессоров финансовые расходы были уменьшены. Наружный диаметр большинства роторов моделей компрессоров был около 150 мм, диаметр диска только 75 мм, и обычно они были двух- или четырехступенчатыми. Как бы то ни было, зарегистрированный КПД ступеней компрессоров был выше 88 % при скоростях на концах лопаток, равных 200 м/с. Тот факт, что Экспериментальный аэродинамический институт работает в правильном направлении, было позже подтверждено в период производства полноразмерных компрессоров и двигателей.

В связи с малыми размерами моделей компрессоров Экспериментального аэродинамического института требовалась большая точность при их изготовлении и тестировании. Во избежание возможных ошибок и разбалансировки ротора в сборе было принято решение о сложной механической обработке моделей роторов компрессоров, изготовленных из кованных заготовок магниевого сплава. Ответственность за проектирование и разработку необходимых специальных станков была возложена на главного инженера Экспериментального аэродинамического института по производству Карла Гротеля, высокообразованного и квалифицированного специалиста. Несколько станков были разработаны и использовались в мастерских Экспериментального аэродинамического института в Геттингене, но позднее были перевезены в отделение Экспериментального аэродинамического института в Рейерхаузене, где в качестве мастерских использовались наземные сооружения закрытой соляной шахты. На новом месте разработки продолжились. С помощью одного станка можно было вырезать и профилировать двадцать лопаток компрессора за один раз на дисках роторов, в то время как другой станок использовался для обработки лопатки на внутренней стороне колец.

Изделия, полученные с помощью этих станков, еще требовали ручной доводки до требуемого уровня точности, и при их производстве использовалась специальная технология измерения и контроля. Фактически микроскоп с небольшим увеличением наводился на лопатку в определенных точках, и его показания фиксировались на крупномасштабном чертеже профиля лопатки, который впоследствии мог сравниваться с проектным чертежом профиля лопатки. Утверждалось, что с помощью этой технологии контроля и коррекции модель компрессора могла изготавливаться с точностью 0,025 мм по всем размерам.

Используя упомянутое выше оборудование и технологию, Экспериментальный аэродинамический институт получил данные с точностью, которой раньше было невозможно достигнуть для таких малых моделей. Затем в течение 1944 года в эксплуатацию был введен второй, модернизированный стенд с целью проведения более длительных испытаний с постоянной скоростью. Привод опытной модели состоял из турбины и двух

электродвигателей, установленных на одном и том же валу, причем второй двигатель позволял проводить испытания оппозитных компрессоров. После прохождения через опытную модель компрессора воздух проходил через турбину (для уменьшения мощности, требуемой от электродвигателей) и после охлаждения поступал в компрессор. В связи с трудностями, связанными с электроэнергией, второй стенд мало использовался до конца войны.

Следующий новый стенд, работавший в конце 1944 года, предназначался для испытаний полноразмерных компрессоров. Этот стенд использовал электродвигатель постоянного тока мощностью 5360 л.с. со ступенчатой коробкой передач, расположенной на каждом конце вала коробки передач. Одна коробка передач служила для управления высокоскоростным валом испытываемого компрессора, а другая была предназначена для приведения в действие установки сжатого воздуха, необходимой для проведения других работ. В результате единственным полноразмерным компрессором, испытанным в Геттингене, был диагональный компрессор для турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011. Проект этого компрессора, конечно, не имел никакого отношения к Энке и его специалистам, и фактически их деловые отношения с большинством фирм были не очень тесными. Только в фирме Junkers Энке получил разрешение присутствовать на полномасштабном испытании компрессора, связанного с его разработками. Это испытание было проведено на модели компрессора турбореактивного двигателя 109-004 в марте 1942 года в Дессау. Позднее возникло деловое сотрудничество между Экспериментальным аэродинамическим институтом и фирмой Junkers по проектированию компрессоров.

Что касалось результатов исследований в области компрессоров, проводимых Экспериментальным аэродинамическим институтом под руководством Энке, то они превзошли все другие результаты, полученные немецкими научно-исследовательскими институтами, и заслуживают внимания. Конечно, не хотелось бы умалять достоинства этих работ, но Энке был скорее экспериментатором, чем теоретиком, что, возможно, и объясняет причину того, почему он ушел от исследований в области импульсного (в отличие от реактивного) осевого компрессора. Привлекательность импульсного компрессора состояла в том, что лопатки статора могли изготавливаться из листового металла, так как они должны были направлять воздушный поток, и между лопатками ротора и статора не требовалось наличие точных зазоров. Это привело к упрощению конструкции. С другой стороны, не достигался высокий КПД, а большая тяга ротора означала поддержание на довольно низком уровне степени сжатия (около 3:1) и использование сложных подшипников большого размера. Наконец, компрессор такого типа имел значительный вес.

Для решения этих проблем был создан компрессор со степенью реактивности 50 % и более, в результате чего процесс сжатия воздуха был распределен между

лопатками ротора и статора. В Германии первым разработчиком таких компрессоров был специалист в области аэродинамики Рудольф Фридрих, который до 1938 года разработал осевой компрессор с 50 % реакцией для турбореактивного двигателя Юнкерс. Позже этот двигатель был подвергнут модернизации, результатом которой стало создание перспективной модели турбореактивного двигателя Хейнкель 109-006. Затем Фридрих разработал аналогичные компрессоры для турбореактивного двигателя BMW 109-003 D (1944 год) и газовую турбину GT 102 Ausf. 2 для наземных транспортных средств (начало 1945 года). Эти компрессоры должны были разрабатываться фирмой Brückner-Kanis, а сам Фридрих работал в Экспериментальном аэродинамическом институте в Геттингене до 1945 года. В это время импульсный тип осевого компрессора для новых двигателей все еще находился в разработке в Экспериментальном аэродинамическом институте и в других институтах, и поэтому реактивные компрессоры не нашли широкого применения. Несомненно, это было связано с отсутствием официальной поддержки, что объяснялось недоверием Гельмута Шельпа из Технического управления к реактивным компрессорам. Позже это недоверие исчезло в результате перспективности в разработке турбореактивного двигателя Хейнкель 109-006 и успеха работ по разработке новых компрессоров для турбореактивного двигателя BMW 109-003C, достигнутого Германом Рейтером из фирмы Brown Boveri.

Ф. Вайниг и Б. Экерт из Научно-исследовательского института автомобилестроения считали, что самой важной задачей в разработке компрессоров является увеличение давления без снижения КПД. Поэтому с 1939 года проводились эксперименты с различными конструкциями компрессора, и был собран большой объем данных. Один из типов осевого компрессора имел отдельные лопатки ротора с поворотными штифтами на задних кромках, в то время как другие осевые компрессоры были оппозитными и пульсирующего типа, в которых одна или две ступени могли быть отключены при необходимости. Многоступенчатый радиальный компрессор был всесторонне изучен. Хотя число его ступеней было ограничено диаметром, компрессор мог быть использован при ограниченном пространстве, причем в этом случае длина компрессора должна быть минимальной. Дальнейшее уменьшение длины было достигнуто в радиальном компрессоре оппозитного типа. На рис. 6.1 показана схема двух типов радиального компрессора. (Радиальные турбины ранее с успехом использовались в течение многих лет в паровых установках.) Другие эксперименты, проводимые в Научно-исследовательском институте автомобилестроения, дали информацию об эффектах, возникающих на входе компрессора и втулки, регулируемых лопаток ротора и статора, различных профилей лопатки и т. д.

Главным сторонником осевого компрессора противорращения (оппозитного типа) был инженер Гельмут Вайнрих, который еще до 1936 года разработал такой компрессор для турбовинтового двигателя. К двигателям его конструкции относились турбореак-



тивный двигатель БВМ 109-002. Работа Вайнриха изложена в подразделе, посвященном фирме Brückner-Kanis, см. раздел 4. Осевой компрессор оппозитного типа для турбореактивного двигателя 109-007 фирмы Daimler-Benz получил свое начало в Экспериментальном авиационном институте, руководимом Карлом Лейстом, и в целом этот тип компрессора был изучен в большей степени фирмами, чем научно-исследовательскими институтами.

Такие институты, как Немецкий авиационный экспериментальный институт, Авиационный научно-исследовательский институт и другие уделяли мало внимания работам над компрессорами. В течение некоторого времени компрессоры и другие части газовой турбины, предложенной Немецким авиационным экспериментальным институтом, прошли испытания в его отделении, расположенном в Альтес Уппенборне, но эта работа была прекращена из-за работы над другими турбинами (к сожалению, отсутствует подробная информация по газовой турбине Немецкого авиационного экспериментального института и запланированной цели ее применения). Сооружение стенда мощностью 4000 л.с. для испытаний компрессора стало возможным благодаря наличию незадействованной ГЭС в Альтес Уппенборне. Второй испытательный стенд Немецкого авиационного экспериментального института на заводе

фирмы MAN в Аугсбурге использовался для испытаний диагонального компрессора для первого турбореактивного двигателя Хейнкель-Хирт 109-011, но информация о других работах с компрессорами отсутствует. Авиационный научно-исследовательский институт в Фелькенроде провел испытания лопаток статора компрессора БМВ с использованием интерферометра, причем эти работы касались главным образом лопаток турбин и описаны в соответствующих разделе книги.

### Сгорание и топливо

Подобно большинству специалистов других стран, немцы сначала недооценили проблемы, связанные со сгоранием топлива в газовых турбинах. Большую часть времени фирмы, работавшие над газовыми турбинами, должны были самостоятельно отводить вопросам решения проблем, связанных со сгоранием топлива и топливной системой. Часто исследования в области сгорания топлива, проводившиеся исследовательскими институтами, оказывали мало практической помощи при разработке конкретных двигателей и не были связаны с реальными проектами. Случаи, когда Техническая академия Люфтваффе помогала фирмам BMW и Junkers в решении исходных проблем со сгоранием топлива в турбореактивном двигателе, являются исключениями.

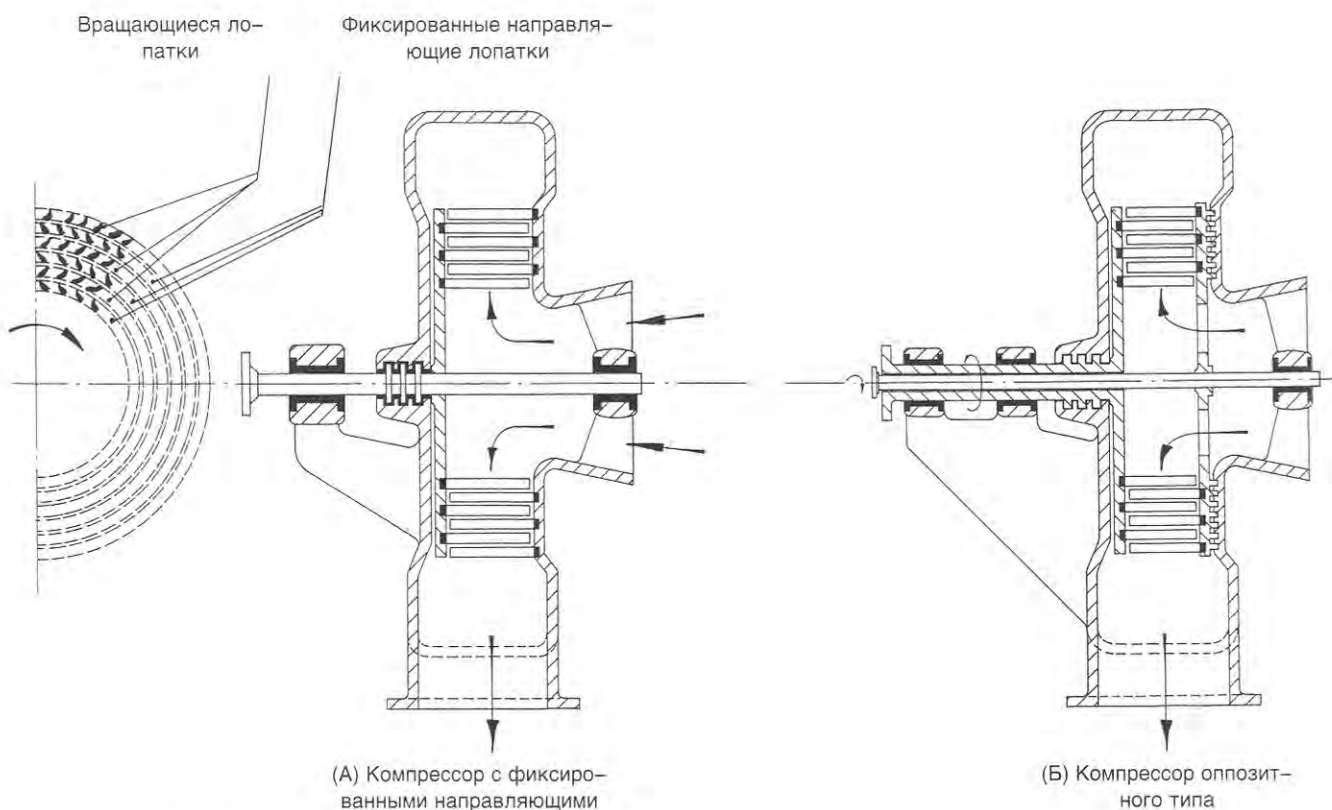


Рис. 6.1. Схема двух типов радиальных компрессоров Научно-исследовательского института автомобилестроения

Техническая академия Люфтваффе проводила исследования камеры сгорания при использовании жидкого и газообразного видов топлива, причем высокоскоростная установка для фотографирования Schlieren использовалась для регистрации информации по топливу, скорости распространения пламени и детонации.

Авиационный научно-исследовательский институт и Немецкий авиационный экспериментальный институт все более активно задействовались в исследованиях по сгоранию топлива, по мере того как турбореактивные двигатели стали более интенсивно использоваться в авиации, а проблема срыва пламени на больших высотах стала актуальной. Техническое управление рейха ознакомило некоторые институты с этой проблемой, которая могла отрицательно сказаться на тактике боевых действий реактивных самолетов Люфтваффе. Пределы воспламеняемости исследовались в Авиационном научно-исследовательском институте по всему диапазону отрицательных давлений и качеств топливовоздушной смеси, где пропан использовался в качестве топлива, а спектроскопия — для анализа. Испытательный стенд института был предназначен для одной трубчато-кольцевой камеры сгорания (аналогично камере сгорания турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004), которая была смонтирована в вертикальной плоскости для отвода газов в верхнем направлении. Камера поддерживалась опорными ребрами, соединенными с взвешивающим механизмом, расположенным в соседнем помещении, где измерялась тяга. Во избежание погрешности при измерении тяги труба подачи воздуха имела изменяемый угол наклона и соединялась гибким сильфоном с камерой сгорания. Компрессоры обеспечивали подачу воздуха с расходом до 4,0 кг/с под давлением 4 атм. Из данной работы в Авиационном научно-исследовательском институте было сделано немного выводов о том, что границы воспламеняемости топлива могли быть расширены при низком атмосферном давлении путем увеличения размера данной камеры сгорания. Кроме того, было установлено, что горячая поверхность давала большую эффективность, чем энергия искры при давлении менее 0,02 атм. Другая часть аппаратуры, разработанной в Авиационном научно-исследовательском институте, состояла из камеры со смотровым окном, в которой фронты пламени и детонация могли исследоваться с помощью аппаратуры для фотографирования по методу полос.

Когда проблема срыва пламени была передана для решения в Авиационный экспериментальный институт, то все испытания для решения этого вопроса были проведены на турбореактивном двигателе BMW 109-003 с использованием только части кольцевой камеры сгорания и одной топливной форсункой. Эти испытания позволили определить границы воспламеняемости и сгорания при различных скоростях входящего воздуха и различном качестве топливовоздушной смеси. Испытания обычно проводились под давлением, близким к атмосферному, при котором происходил срыв пламени. В качестве топлива использовались водород, метан и газообразный ацетилен. Первые два вида топлива поз-

волили получить результаты, аналогичные результатам, полученным с обычным топливом для турбореактивных двигателей, тогда как последний вид топлива обеспечил получение более высоких результатов. При повторном запуске двигателя 109-003 после срыва пламени были изменены условия испытаний путем установки обтекаемой секции перед одной из первичных топливных форсунок камеры сгорания. Расположенная в этом сопле единственная запальная свеча позволяла производить воспламенение топлива для всех трех сопел, но возникли сомнения относительно того, что обтекаемое устройство работало за счет теплопроводности, а не турбулентности. Исследования в области сгорания принесли мало пользы в решении неотложных проблем. Тем не менее, Немецкий авиационный экспериментальный институт оказал практическую помощь промышленности в решении проблем сгорания в газотурбинном двигателе, когда он сконструировал камеру сгорания для судового газового турбоагрегата Blohm und Voss (Auftrag 353). Фирма BMW могла бы достигнуть больших результатов в решении проблемы сгорания, если бы она могла ознакомиться с работами в этом направлении фирмы Junkers, но этого не происходило до тех пор, пока Luftkriegs-akademie (LKA) (Военно-воздушная академия) в г. Гатове не предоставила этой фирме полный доступ к документации по этому вопросу.

Более интенсивное исследование проводилось по проблеме расхода топлива. В результате исследований в Авиационном научно-исследовательском институте было обнаружено, что коксование в камерах сгорания зачастую возникало из-за неравномерного распространения струи топлива, что вызывало изменение концентрации топливовоздушной смеси в зоне сгорания. Для изучения этой проблемы был создан направляющий аппарат или "patternator". Это устройство состояло из квадратной конструкции размером 0,7 м из плексигласа, который удерживал испытываемую топливную форсунку в центре своей крыши для распыления топлива сверху вниз. Шесть рычагов внизу этой конструкции фиксировали ряды вертикальных труб для сбора части разбрызгиваемой струи. Степень заполнения труб давала информацию о радиальном распространении струи, а сами рычаги могли поворачиваться для проведения дальнейших испытаний с целью получения более полной картины.

Для определения размера частиц распыла струи имелось специальное устройство, позволяющее струе проходить через дроссель, попадая на пластину, покрытую сажей. Осмотр пластины со следами распыла струи топлива позволил определить средний размер частиц распыленной струи, а также угол сходимости струи. При необходимости испытания могли проводиться под давлением, составляющим несколько атмосфер. Принцип действия этого оборудования был хорошо известен в других странах. Второе аналогичное устройство, находившееся в Авиационном научно-исследовательском институте, имело увеличенное сопло, в котором давление могло быть измерено в различных точках, а также измерительное устройство, с помощью которого можно было замерить импульс струи топлива.



Д-р Юнг в Немецком авиационном экспериментальном институте проводил исследования по распылению топлива, размеру частиц и т. п. С помощью установки специальной формы с запальным устройством было получено много увеличенных фотографий струи топлива, а также данных о скорости струи, направлении и уровне испаряемости топлива. Вихревые распылители фирмы BMW прошли испытания наряду с другими устройствами.

Большинство фирм, работавших над турбореактивными двигателями, обращалось за помощью специализированных фирм (например L'Orange и Bosch) для разработки двухканальной топливной форсунки. Это было своего рода реакцией на проблему срыва пламени. Непонятно, почему эта тема не освещена в работах научно-исследовательских институтов, специально занимавшихся разработкой таких форсунок, но общие результаты, полученные ими, несомненно, играли большую роль для специализированных фирм.

## Турбины

КПД газотурбинного двигателя в значительной степени зависит от КПД турбины, которая должна получать максимальное количество энергии в результате сгорания газообразных продуктов для приведения в действие компрессора, а также обеспечивать передачу этой мощности на потребители. Неэффективность турбины должна быть компенсирована сжиганием дополнительного количества топлива. Немецкие турбины были в основном импульсного типа с использованием паровой энергии на начальном этапе их разработки и довольно низким КПД. На проект разработки газотурбинного двигателя влияла необходимость использования более дешевых материалов, что позволило немцам продвинуться далеко вперед в технологии охлаждения газотурбинных двигателей. Когда фирмы приступали к разработке газовых турбин, то они обращались либо к инженерам-специалистам в области паровых турбин, либо использовали опыт, накопленный при работе с турбонагнетателями поршневых двигателей, в качестве основы для проектирования. От исследовательских институтов в этом вопросе было мало проку, хотя многие специалисты использовали свои теоретические знания при переходе на работу в промышленную сферу.

В такой обстановке в Авиационном экспериментальном институте и Авиационном научно-исследовательском институте было проведено много интересных и заслуживающих внимания исследований в области газовых турбин. Крупные программы исследований газотурбинных двигателей, одобренные руководством институтов, касались исследования турбонагнетателей, производства полых металлических лопастей и керамических лопаток турбин. В программе исследования керамической лопаток турбины, помимо Авиационного научно-исследовательского института, была задействована фирма MAN.

## Турбины с водяным охлаждением Т.2 и Т.3 института Э. Шмидта

Начиная с 1938 года проф. Эрнст Шмидт из Авиационного научно-исследовательского института в Фелькенроде проводил исследования, результатом которых стало создание турбины с водяным охлаждением. На начальном этапе эти исследования касались теплопроводности жидкостей при критических точках давления и температуры. Теплопроводность жидкости в критической точке теоретически приближается к бесконечности и, в любом случае, значительно увеличена. Для показа этого свойства жидкости был изготовлен стальной стержень таким образом, что одна часть стержня была полый, а другая часть была заполнена аммиаком (на 1/3 объема). Затем стержень был нагрет, и при температуре 20 °С его коэффициент теплопроводности стал равен коэффициенту теплопроводности цельного стержня, изготовленного из меди, а при критической температуре и давлении удельная теплопроводность медного стержня была в 20 раз больше.

Установив закономерность этого явления, Шмидт вернулся к проекту разработки экспериментальной турбины, которая могла бы функционировать при очень высокой температуре газа, равной 1200 °С, при использовании лопаток с водяным охлаждением. Первая турбина такой конструкции была одноступенчатого типа и имела условное обозначение Т.2 (турбина Т.1 была керамической турбиной, см. описание ниже). Доктор-инженер К. Баммерт и старший инженер П. Лечки помогали Шмидту в его исследованиях. Заказ на производство этой турбины получило предприятие по выпуску паровых турбин в Брно (Чехословакия).

Турбина Т.2 имела диаметр по концам лопаток ротора, равный 0,32 м, и при рабочей скорости 12000 об/мин развивала окружную скорость, равную 200 м/с. Лопатки ротора имели резко изогнутые профили и подвергались механической обработке вместе с кованым ротором из низколегированной стали. Пять отверстий были просверлены в каждой цельной лопасти почти рядом с вершиной, но, в отличие от лопастей Форкауфа с водяным охлаждением (см. раздел 4), эти отверстия не были соединены внутри лопасти. На начальном этапе предлагалось просверлить отверстия в лопатках внутри полого ротора, но эта идея была отвергнута из-за отсутствия точной технологической оснастки. Вместо этого отверстия были просверлены с внешней стороны и затем сварены с использованием пробочного шва, расположенного рядом с вершиной лопатки.

Вода циркулировала через отверстия лопатки ротора благодаря большой центробежной силе. Плотность более горячей воды на периферийной части отверстий была меньше, чем в центральной части. Теплопроводность воды резко снижается при температурах до и после критического значения 374 °С, но при этой температуре была достигнута высокая степень теплопроводности. Вода подавалась через пустотелый вал с одной стороны ротора, нагревалась внутри лопастей и превращалась в пар при ее циркуляции в направлении ротора, где давление составляло приблизительно 7,75 кг/см<sup>2</sup> по

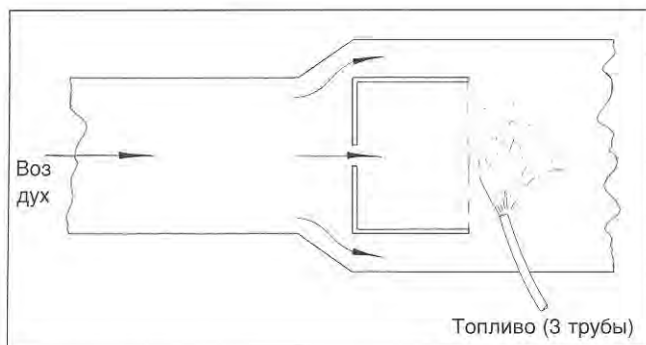


Рис. 6.2. Схема трубчато-кольцевой камеры сгорания турбины Т.2 конструкции Э. Шмидта

сравнению с давлением около  $35,0 \text{ кг/см}^2$  на концах лопаток. Пар выходил из ротора через пустотелый вал с другой стороны вала, и его количества было достаточно для приведения в действие паровой турбины с мощностью, составлявшей приблизительно одну десятую часть от мощности газовой турбины. Автоматическое регулирование потока воды в роторе и его лопатках зависело от высоты потока воды в роторе и изменения удельной проводимости и свойств, вызванных колебаниями от уровня критической точки. При температуре газа  $1200^\circ\text{C}$  температура основных частей корпуса лопаток составляла приблизительно  $400^\circ\text{C}$ , а температура задних кромок без просверленных отверстий была равна  $500^\circ\text{C}$ .

Лопатки статора (изготовленные из листового металла) и корпус турбины были узлами, которые охлаждались очень медленно из-за отсутствия центробежной силы, создающей естественный поток. Турбина имела одну трубчатую или цилиндрическую камеру сгорания с тремя топливными форсунками и простой жаровой трубой, направлявшую первичный и вторичный потоки воздуха. Схема этой камеры, представленная на рис. 6.2, была, по-видимому, установлена отдельно от корпуса газовой турбины.

Изготовление турбины Т.2 было закончено в 1943 году, после чего она прошла полный цикл испытаний в течение 10–15 часов. Вслед за этой разработкой была спроектирована и построена четырехступенчатая турбина высокого давления мощностью 2000 л.с., получившая условное обозначение Т.3.

Многие характеристики турбины Т.3 были аналогичны характеристикам турбины Т.2, включая лопатки ротора, полученные с помощью механической обработки цельной кованой заготовки ротора. Но роторный барабан имел ребра жесткости, допускавшие более высокую скорость вращения 20000 об/мин, а трубчато-кольцевая камера сгорания имела одну топливную форсунку вместо трех. Турбина Т.3 никогда не работала с использованием горячих газов из-за выхода из строя лопаток статора в ходе предварительных испытаний и разрушения сварного шва, а запасные части так и не были поставлены предприятием по выпуску паровых турбин в Брно. Окончательный проект этой турбины, обозна-

ченный как Т.4 и предназначенный в качестве промышленной газовой турбины мощностью 5000 кВт, был запланирован фирмой MAN, но эта турбина так и не была построена (см. раздел 5).

#### Керамические турбинные лопатки

Летом 1944 года Техническое управление рейха дало указание фирме MAN и Авиационному научно-исследовательскому институту немедленно приступить к изучению возможности замены жаропрочных сталей в газовых турбинах керамическими материалами. Это решение было несколько запоздалым не только потому, что необходимые металлы, такие как никель и хром, имелись в ограниченном количестве в течение определенного времени, но и в связи с тем, что фирма MAN проводила исследования в области керамики с 1939 года, а Авиационный научно-исследовательский институт приступил к таким исследованиям в 1940 году.

Работа, проводимая в фирме MAN под руководством проф. Эмиля Соренсена, была направлена на создание керамических лопаток газотурбинных двигателей, которые могли бы функционировать при температуре газа  $800^\circ\text{C}$  (а фактически при  $1000^\circ\text{C}$ ) и скорости вращения лопаток 150 м/с. Задача состояла в том, чтобы удовлетворить требованиям, предъявляемым к стационарной промышленной газовой турбине. По инициативе фирмы несколько позднее был создан комитет по решению общих прикладных задач в области применения керамики в газовых турбинах.

Керамические материалы, по данным Соренсена, были разбиты на группы спеченных, кварцевых и фарфоровых материалов. Затем была проведена оценка каждого материала по его свойствам, т. е. коэффициент расширения, теплопроводность, модуль продольной упругости и отношение предела прочности к массе при высоких температурах. Было обнаружено, что спеченные материалы типа карборунда имеют хорошую прочность при высоких температурах и устойчивы к тепловому удару, но их высокая плотность затрудняла процесс изготовления лопаток из этого материала. Ввиду невозможности изготовления отливок возникла необходимость шлифовать лопатки из спеченного материала до получения окончательного размера. Требовалось приблизительно 400 часов для снятия только 0,25 мм материала от замковой части типовой лопатки с помощью шлифовки. Неудивительно, что идея с лопатками из спеченного карборунда была отвергнута.

Хотя кварц не выдерживал тепловой удар, фирма MAN полагала, что его можно было использовать в турбинах промышленного назначения, где существовала возможность медленного нагревания и охлаждения турбины во избежание образования трещин. Следовало также избегать высоких температур, так как кварц подвергается изменению на кристаллическом уровне при температуре  $900\text{--}950^\circ\text{C}$ . Было разработано рабочее колесо турбины диаметром 200 мм в виде одной детали из плавящегося кварца, и, хотя предполагалось, что стоимость этого изделия будет составлять около 100000 рейхсмарок, стало большой неожиданностью то обстоятельство,



что фирма Heraeus Glassmelze из Хану-на-Майне изготовила два или три образца по цене 1200 рейхсмарок каждый. К сожалению, качество рабочего колеса турбины не было высоким, и при испытаниях при вращении на холостом ходу одно из рабочих колес разрушилось при скорости на концах лопаток 18 м/с, в то время как другие образцы выдержали скорость 45 м/с.

Особое внимание было обращено на изделия из фарфора, который, как казалось тогда, был самым перспективным материалом. Фирма Heschau из Эрмсдорфа предоставила различные образцы из этого материала для испытаний, а также лопатки и полное кольцо статора с 18 лопатками. Это кольцо было изготовлено в виде одной детали из фарфора, его диаметр составлял 230 мм, ширина ступицы 50 мм, а длина лопатки 30 мм. Испытания этого образца не проводились, поскольку помещения отдела керамики фирмы MAN в Аугсбурге были почти полностью разрушены при воздушном налете в феврале 1944 года, и большинство аппаратуры и записей было уничтожено. Возможно, лучшим керамическим материалом, найденным фирмой MAN в это время, был материал с основой из кварца, кремнекислого алюминия и оксида марганца (или силиката марганца). Тем не менее, даже этот материал имел свои недостатки, такие как значительное снижение предела прочности при температуре выше 800 °С и отсутствие сопряжения по пределу прочности между поверхностно-идентичными образцами лопаток. Рабочее колесо турбины было разработано для проведения испытаний этих лопаток. Поперечный разрез этого колеса со способом крепления лопатки показан на рис. 6.3. На чертеже можно заметить большие зазоры для температурного расширения лопаток, но их механические свойства при высокой температуре и напряжении вызывают сомнение, судя по исследованиям, проведенным Авиационным научно-исследовательским институтом, см. описание ниже. Разработка многих других образцов из различных материалов была получена фирмой MAN, но к концу войны суть ее работы в области керамики сводилась только к механическим испытаниям и боль-

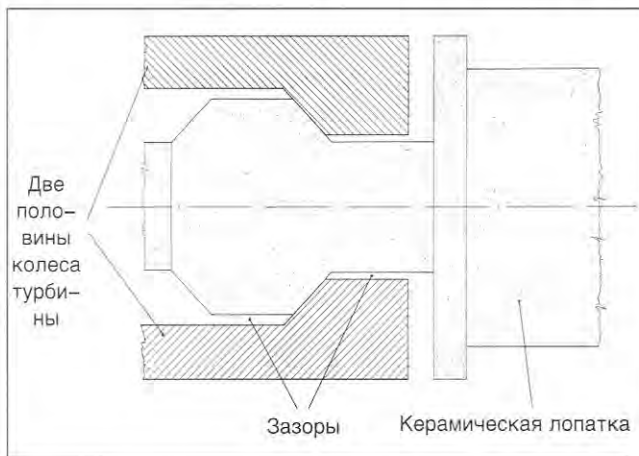


Рис. 6.3. Метод крепления керамической лопатки на рабочем колесе турбины фирмы MAN

шому объему проектных работ. Тем не менее, следует отметить первенство фирмы в области исследований по использованию керамики для лопаток турбин.

В Авиационном научно-исследовательском институте такие исследования проводились под руководством д-ра Дирксена и его помощника д-ра Э. Шмидта. В 1940 году испытания лопаток паровой турбины с керамическим покрытием оказались неудачными, и следующие три года были потрачены на поиск удовлетворительных керамических материалов для реактивных двигателей и сопел. Когда в 1944 году проблема стала первоочередной, Авиационный научно-исследовательский институт обратился к производителям керамики в попытке найти новый материал для лопаток газовых турбин. Полученные таким образом материалы использовались в бытовой технике и электрике и не были пригодны для газовых турбин.

Такие фирмы, как Stemag (Берлин), Heschau (Эрмсдорф), Degussa (Франкфурт), Koppers (Дюссельдорф), Porzellan-Manufaktur (Берлин) и Osram (Берлин), получили указания провести исследование керамики, способной выдерживать высокие напряжения и температуры газовых турбин. Этот процесс занял много времени, причем в 1944 году многие производители материалов пострадали от бомбежек. Несколько видов керамики казались перспективными, но большая их часть имела температурные ограничения в 700 °С, поэтому вряд ли имеет смысл приводить длинный перечень этих материалов. Предполагалось, что один из самых перспективных материалов Dug фирмы Osram может использоваться до температуры 1000 °С, но этот материал заинтересовал Авиационный научно-исследовательский институт лишь в конце войны. К методам профилирования лопаток в зависимости от типа материала относились метод прессования или виброусадки порошков, метод литья под давлением и метод формовки. Изготавливались как цельные, так и полые лопатки.

В течение 1944 года Авиационный научно-исследовательский институт начал работу над экспериментальной четырехступенчатой осевой турбиной с лопатками статора и ротора, изготовленными из цельной керамики. Турбина получила условное обозначение Т.1, и планировалось использовать керамический материал производства фирмы Stemag, известного как Sipa H, который содержал окись кремния и окись марганца. Во избежание высоких растягивающих нагрузок на керамические лопатки, лопатки ротора были установлены во вращающемся барабане таким образом, чтобы усилия, действующие на лопатки, были направлены на сжатие и изгиб. Схема турбины Т.1 показана в разрезе на рис. 6.4. Лопатки ротора, выполненные заодно с их замковой частью, располагались внутри барабана на выступах стальных колец, и целый узел из керамики удерживался на месте за счет трения, создаваемого давлением крестовины с подпружиненными рычагами. Выступы и крестовина были рассчитаны на расширение керамики при высоких температурах. В керамических основаниях лопаток статора были выполнены уступы для стальных колец, действующих в качестве разделителей

и опор. При этом узел стягивался как одно целое так, чтобы обеспечить расширение, но исключить механическое напряжение керамики.

Горячие газы поступали в турбину Т.1 через центральный канал, отражались экраном отражателя на 180° и поступали в лопатки турбины. Газы выходили с противоположной стороны таким образом, что вокруг входного канала создавалось кольцо отработанных газов. На противоположном от входа конце и в выхлопной трубе располагался канал, из которого охлаждающий воздух поступал в крестовину и пространство вокруг наружной стороны керамического ротора. Часть этого охлаждающего воздуха просачивалась между краем фиксированного газоотражателя и вращающегося барабана и действовала как уплотнение. Предполагалось, что это мог быть способ воздушного охлаждения основания лопаток статора, но не ясно, как это осуществлялось в реальности.

Поскольку фирма Stenag работала в чрезвычайно сложных условиях военного времени, поставка керамических узлов началась только в конце 1944 года. Тем временем строительство остальной части турбины шло полным ходом. Авиационный научно-исследовательский институт проводил испытания различных материалов и профилей лопаток в горячем потоке газа, но все имевшиеся к тому времени материалы разрушались

при температуре около 800 °С. В конце концов, благодаря успешной разработке Шмидтом турбины Т.2 с водяным охлаждением, было решено приостановить работу над турбиной Т.1 на некоторое время и сконцентрировать все дальнейшие усилия на разработке лопаток ротора с водяным охлаждением и керамических лопаток статора. При таком варианте, сочетавшем лучшие достижения обеих конструкций, планировалось изготовить газовую турбину, работающую на скорости 20000 об/мин в потоке газа с температурой 1200 °С.

Были изучены различные способы изготовления узла лопатки статора из керамики. Цельное керамическое кольцо статора было отвергнуто из-за высокого коэффициента расширения и неизбежного разрушения при изменениях температуры. Поэтому все внимание было сосредоточено на методах индивидуального крепления лопаток. В определенной точке керамическое основание лопатки должно было крепиться к металлу, но без усилия, создаваемого, к примеру, болтами и штифтами. Идея использования лопаток с керамическими основаниями, запланированными на начальном этапе для турбины Т.1, была отвергнута, и поэтому были предприняты попытки создания металлического основания вокруг лопатки. Первым шагом в этом направлении было создание основания из прессованного металлического порошка вокруг лопатки, но этот шаг оказался

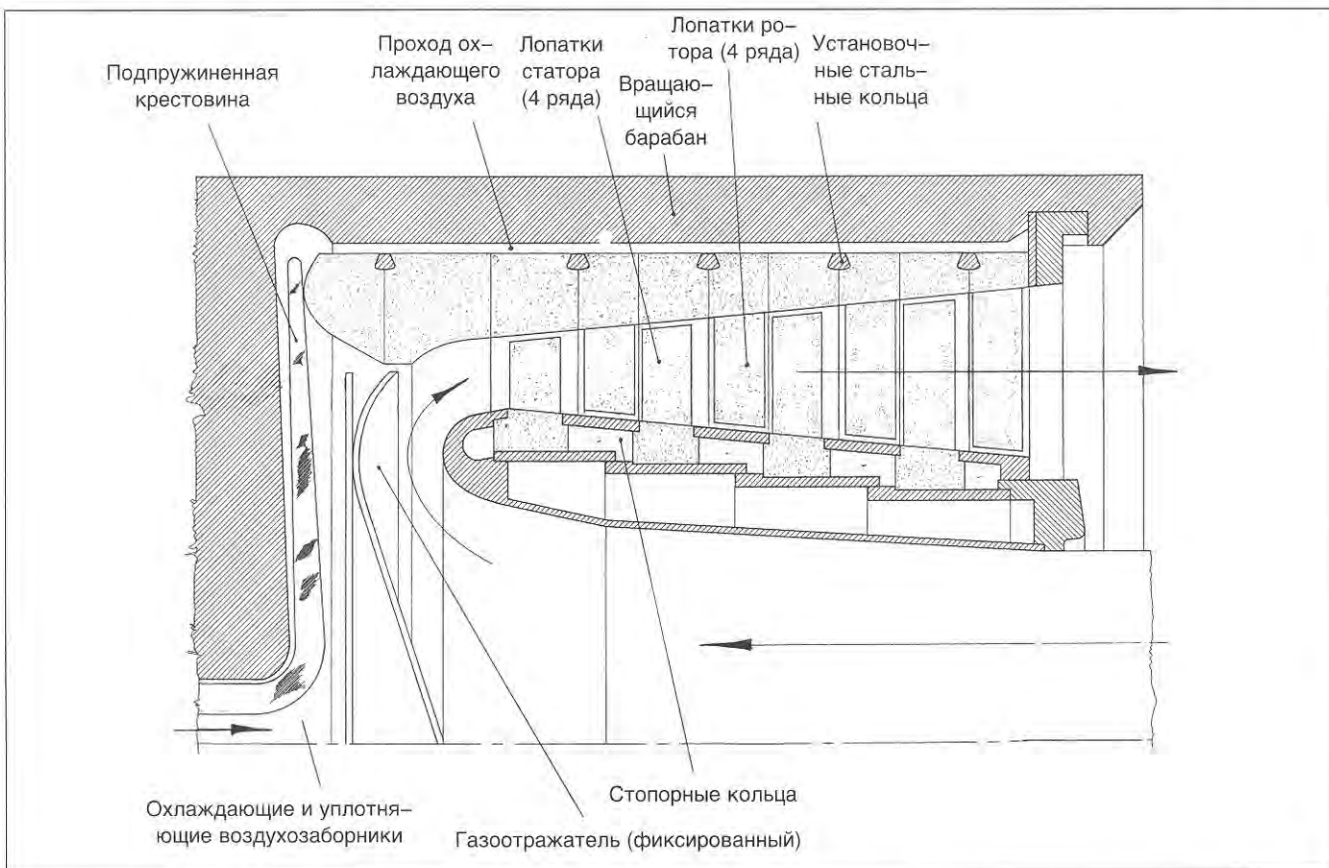


Рис. 6.4. Экспериментальная турбина Т.1 Авиационного научно-исследовательского института с керамическими лопатками (разрез 1/2)



неудачным из-за различных коэффициентов расширения порошка и керамики. Затем керамическая лопатка была установлена в основание, изготовленное из жаропрочной стали, а в зазор вокруг лопатки был залит медно-серебряный припой. Эта технология оказалась неверной из-за плавления припоя при высоких температурах. Технология создания основания лопатки путем напыления горячего металла на конец лопатки оказалась правильной, но от нее пришлось отказаться в связи с продолжительным процессом изготовления основания лопатки. Наконец, была разработана схема, показанная на рис. 6.5, в которой керамическая лопатка крепилась с помощью порошковой стали в профильные прорези, сделанные из жаропрочной стали в основании. Стальной порошок был запрессован вокруг лопатки в прорези, а затем подвергнут процессу спекания. Полное кольцо лопаток статора зажималось между двумя поддерживающими кольцами, которые формировали кольцевой канал для охлаждающего воздуха. Учитывая работу, проделанную в следующем году, с большой долей вероятности можно сказать, что к 1946 году Авиационный научно-исследовательский институт мог бы производить керамические лопатки статора, пригодные для температуры газа 1200 °С.

Вклад Авиационного научно-исследовательского института в разработку керамических турбин был незначительным, поскольку работа в этом направлении велась лишь в последние несколько месяцев войны. Д-р Шмидт проводил эксперименты с технологией нанесения тонких распыляемых покрытий из керамики на стальные лопасти, рассматривая этот метод в качестве возможного варианта создания лопаток для турбореактивных двигателей.

*Полые турбинные лопатки конструкции Ф.А.Ф. Шмидта*  
Хотя работа д-ра Ф.А.Ф. Шмидта над лопатками с керамическим покрытием была недолгой, его отдел в Немецком авиационном экспериментальном институте (отделение в Гармиш-Партенкирхене) также занимался другими вопросами, связанными с турбиной. Практические усилия были направлены на улучшение конструкции полых лопаток турбины с воздушным охлаждением, и позднее эта работа получила официальную поддержку в лице Министерства авиации. На свет появились разнообразные турбины необычной формы, и в большинстве из них использовался основной элемент конструкции простой формы, выполненный за одно целое с диском турбины и имевший хорошие характеристики по прочности. Вокруг этого элемента, или центрального ядра, формировался профиль лопатки из тонкого термостойкого листового металла, который фиксировался с помощью точечной сварки. При этом между ядром и профилем были расположены каналы внутреннего охлаждения, тогда как из-за плохой теплопроводности швов центральная часть оставалась сравнительно холодной. Центральная часть, поддерживающая лопатки в некоторых конструкциях, могла крепиться к диску турбины отдельно, а не составлять с ним одно целое. Следующий тип пустотелой лопатки конст-

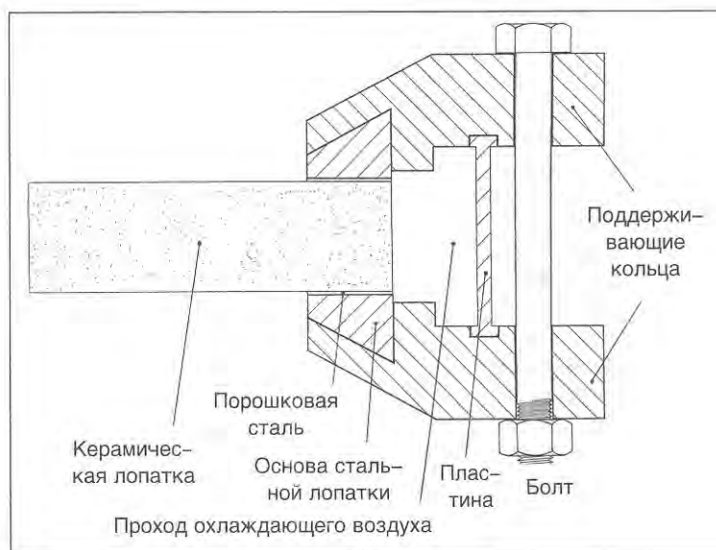


Рис. 6.5. Метод крепления керамических лопаток статора, разработанный Авиационным научно-исследовательским институтом

рукции Шмидта обеспечил получение отличных результатов, связанных с охлаждением, но он был более дорогим в производстве. Лопатка изготовлялась из твердого металла с продольными стабилизаторами (или прорезями), которые были получены с помощью механической обработки. С помощью точечной сварки к стабилизаторам была приварена вогнутая облицовка из листового металла. Каналы, созданные в результате этого внутри лопатки, служили для направления охлаждающего воздуха. Как упоминалось в разделе, посвященном турбореактивным двигателям, в мае 1943 года на заводе Вильяма Прима было проведено совещание производителей для обсуждения проблем производства полых лопаток, на котором Авиационный экспериментальный институт был единственным представителем научно-исследовательских институтов.

*Измерение температуры турбинной лопатки в Немецком авиационном экспериментальном институте*

В Немецком авиационном экспериментальном институте в Гармиш-Партенкирхене был изобретен оригинальный метод измерения температуры вращающихся роторов и турбин. Ответственными за эту работу были назначены д-р Гнам и д-р Кюх. Термопары для измерения температуры изготавливались из чугуна для температур до 600 °С и из никеля/хрома для более высоких температур. (Термопара состояла из двух проводов, изготовленных из разных металлов, которые вместе соединяются в цепь. При нагревании термопары создавался ток, пропорциональный температуре.) Термопара устанавливалась в лопатку турбины или другую часть ротора, и ее провода выводились через углубления в полый телескопический вал. С торца пустотелого вала выступала вторая термопара, соединенная с первой таким образом, что токи шли в противоположном направлении. Вторая, или выступающая, термопара была окру-

жена печью с регулировкой температуры. При работе турбины температура печи регулировалась таким образом, чтобы ток не поступал ни от одной термопары по цепи. Это означало, что известная температура печи была равна температуре лопатки или другой ее части с термопарой.

На первый взгляд аппаратура кажется чрезмерно сложной, но при этом допускалась скорость вращения ротора, в четыре раза превышающая скорость, необходимую для получения точных показаний с помощью простых электрических контактных колец. Вместо скользящих контактов колец, ток в цепи термопары определялся якорем, установленным на телескопическом валу ротора. Неподвижная катушка окружала якорь и была подключена к осциллографу. Когда ток протекал в цепи термопары, в неподвижной катушке возникал переменный ток, значения которого отображались на осциллографе. Аппаратура была очень чувствительной, и поэтому требовалось экранировать генератор от влияния магнитного поля Земли.

*Методы испытания турбин в Авиационном научно-исследовательском институте, включая интерферометр*

Два основных стенда для испытания турбин и комплектов их лопаток были установлены в Авиационном научно-исследовательском институте в Фелькенроде. Стенд для испытания турбин работал при низких скоростях и имел воздушное охлаждение. Центробежный вентилятор мощностью 1 кВт использовался для отвода воздуха от турбины через пластмассовый воздуховод. Электрический тормоз измерял мощность турбины, а ее скорость определялась с помощью стробоскопа. Шелковые пучки, наблюдаемые сквозь пластмассовый воздуховод, давали зрительное представление о потоке.

Второй стенд предназначался для испытания каскадов турбин и отдельных лопаток. Модели лопаток, как правило, имели размер приблизительно в 1,5 раза меньше лопаток полного размера и были изготовлены из прессованной древесины с сечением профиля по хорде около 50 мм и длиной 125 мм. Этот стенд был рассчитан тоже на небольшие скорости (предельная величина скорости соответствовала числу  $M = 0,3$ ). На стенде измерялись потеря давления и отклонения воздушного потока. Наиболее интересным в то время было оборудование, использовавшееся для изучения воздушного потока, которое позволяло делать множество фотографий. Таким оборудованием был интерферометр, выполненный известной оптической фирмой Carl Zeiss. На рис. 6.6 показана схема его работы. Свет от монохроматического источника делился на две части полусеребряным зеркалом (i). Свет, проходивший через зеркало (i), попадал на полностью серебряное зеркало (iii), а затем проходил через каскад испытываемых лопаток, который был установлен между оптическими плоскостями (v). Остающаяся часть света, отраженная зеркалом (i), проходила точно такое же расстояние, но через зеркало (iv), и встречала такое же оптическое сопротивление, за исключением участка воздуха в каскаде, в котором наблюдались изменения плотности воздуха и светового сопротивления.

После этого два световых потока сводились вместе на полусеребряном зеркале (ii), и в результате небольших сдвигов световой фазы, вызванных изменением плотности воздуха в воздушном потоке каскада, возникала интерференция. Области постоянной плотности были представлены линиями интерференции, которые могли быть сфотографированы на пластине (vi). При помощи измерений статического давления можно было соотнести интерференционные полосы с фактическими значениями давления и с большой точностью рассчитать скорость в любой точке каскада.

Существовало два различных способа возможного использования этого оборудования. При первом способе все зеркала устанавливались строго параллельно друг другу, и свет однородной интенсивности окружал каскад лопаток при отсутствии воздушного потока. С началом воздушного потока интерференционные полосы появлялись в соответствии с изменением плотности вокруг лопаток, причем каждая полоса представляла собой линию постоянной плотности. Этот метод был выбран для скоростей, приближавшихся и превышавших число  $M = 1,0$ , хотя на стенде Авиационного научно-исследовательского института нельзя было создать такие скорости.

Для дозвуковых потоков использовалось более чувствительное устройство, в котором зеркало (i) или зеркало (ii) было установлено с некоторым отклонением от параллели с другими зеркалами. Это отклонение послужило причиной того, что ряд параллельных полос стал появляться при отсутствии воздушного потока. Когда начинался воздушный поток, полосы изгибались в соответствии с изменением плотности вокруг лопаток каскада. Существовала также возможность изменения направления интерференционных полос относительно каскада, что иногда повышало чувствительность.

Используя интерферометр, Авиационный научно-исследовательский институт провел семь серий индивидуальных испытаний на лопатках турбины для сторонних фирм и выполнил измерения в широком диапазоне углов входа газа и отношений тангажа/хорды.

Было проведено четыре испытания двигателей БМВ-Шпандау (в период ноября 1942 года и июля 1943 года), тогда как другие испытания были проведены для двигателей МАН (сентябрь–октябрь 1943 года), Хейнкель-Хирт (март 1944 года) и Юнкерс (май 1944 года). Другая серия испытаний для двигателей БМВ проводилась на комплектах лопаток компрессора в ноябре 1944 года. В случае двигателей БМВ любое изменение конструкции выполнялось в соответствии с испытаниями, проводимыми Авиационным научно-исследовательским институтом. На основании результатов, полученных Авиационным научно-исследовательским институтом, было изменено отношение тангажа/хорды лопаток турбины турбореактивного двигателя БМВ 109-003, но кроме этого Авиационный научно-исследовательский институт просто проверял результаты, уже полученные для конструкций, намеченных для производства без внесения изменений. Стенд с интерферометром использовался для другой работы, включая испытания



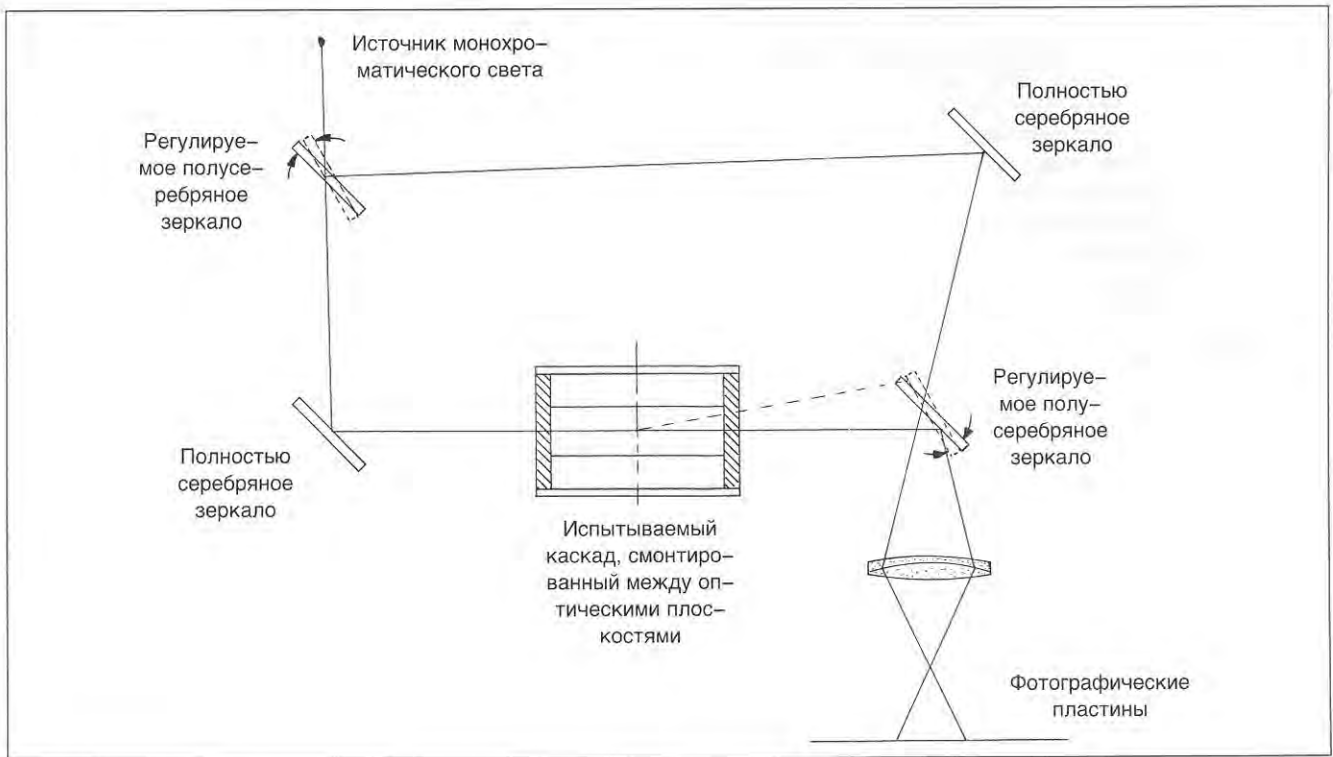


Рис. 6.6. Принцип интерферометра Zeiss, использованного Авиационным научно-исследовательским институтом при испытаниях каскадов лопаток

лопаток турбины с водяным охлаждением Шмидта. Для этого пар пропусклся через пять отверстий в каждой лопатке, наблюдения велись с помощью интерферометра и температура измерялась в различных точках. Обычные стенды также использовались Авиационным научно-исследовательским институтом при испытаниях каскадов лопаток.

### Установка для испытаний реактивного двигателя

Появление реактивных агрегатов, предназначавшихся в основном для турбореактивных двигателей, вызвало проблемы, связанные с их установкой в самолете. Аналогичные проблемы возникли позже с другими реактивными агрегатами типа пульсирующего реактивного двигателя и прямоточного воздушно-реактивного двигателя, где воздух затягивался на переднем конце и выходящая струя с увеличенной скоростью выходила из задней части. Сначала была сделана попытка установки реактивных агрегатов аналогичным образом на узлах воздушного винта, но помимо того, что это не дало удовлетворительных результатов, особые преимущества установки, обеспечиваемые реактивными агрегатами, были упущены.

Первый в Германии и мире самолет, летавший исключительно на турбореактивном двигателе, был Heinkel He 178, который выполнил первый полет 27 августа 1939 года. Форма двигателя и аэродинамические

показатели этого экспериментального самолета были далеки от совершенства, но возникла совсем непредвиденная проблема в результате того, что единственный двигатель был установлен на фюзеляже с длинным входным каналом и более длинным выхлопным. В этих каналах возникали большие потери из-за трения со значительной площадью стенок, и при отсутствии основных данных аэродинамики приходилось обращаться к другим вариантам установки. В поиске таких решений немецкая авиационная промышленность была в целом предоставлена сама себе, и, хотя она имела несколько хороших аэродинамических труб и другое исследовательское оборудование, ею были предложены несколько причудливых проектов.

Фирмы, фактически разрабатывавшие реактивные двигатели, имели массу возможностей достижения надежности их работы без учета аэродинамики установки. С позиции аэродинамики главная цель состояла в том, чтобы получить минимальную фронтальную площадь, и по причине войны было мало времени для тщательного изучения проблемы установки. Соответственно, немецкий реактивный самолет появился с двигателями, установленными самым простым способом: под крылом (например у моделей He 280, Me 262, Ar 234) или вне фюзеляжа (например у моделей He 162, Hs 132, Fi 103). Это частично решало задачу путем проектирования гондолы с очень короткими трубами и хорошего аэродинамического узла крепления к самолету. Один из немногих случаев, когда исследовательские институ-

ты сыграли активную роль в проектировании, касался гондолы турбореактивного двигателя BMW 109-003, для которой Авиационный научно-исследовательский институт предоставил данные для входного канала, а Экспериментальный аэродинамический институт разработал внешнюю форму гондолы.

Только в 1944 году было предпринято совместное усилие с целью выяснения всех вероятных способов монтажа реактивных агрегатов вместе с работой, необходимой для решения проблем. Программа исследований была составлена профессорами Д. Кюхеманном, О. Конрадом и Й. Вебером из Экспериментального аэродинамического института в Геттингене. Началась программа испытаний в аэродинамической трубе. Запланированная процедура испытаний была следующей. Модели с различным размещением двигателей были подготовлены в максимально возможной степени с использованием обычной аэродинамической трубы для получения форм обтекателя, которые бы давали гладкий воздушный поток. На данном этапе, возможно, помогал пропуск пузырьков воздуха в гидродинамической трубе. Дальнейшие испытания устранили модели с высоким фрикционным торможением, и окончательный выбор был сделан с помощью высокоскоростной аэродинамической трубы. Двигатели для самолетов были представлены моделями, имевшими упрощенную внутреннюю форму, но напоминавшими фактическую гондолу двигателя по внутренним и внешним условиям потока. Для учета энергии, передаваемой внутреннему потоку в фактическом двигателе, реактивная струя сжатого воздуха подавалась внутрь образцового двигателя. При испытаниях в гидродинамической трубе смесь воды и воздуха вдувалась в образцовый двигатель. На рис. 6.7 показано сквозное сечение в масштабе 1/5 модели, представляющей турбореактивный двигатель BMW 109-003.

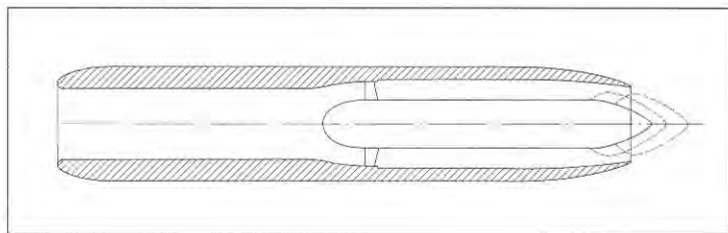


Рис. 6.7. Сквозное сечение модели, разработанной в Экспериментальном аэродинамическом институте, в масштабе 1/5, представляющей внутреннюю и внешнюю форму потока турбореактивного двигателя BMW 109-003

Большинство испытаний, проведенных фирмами и исследовательскими институтами, проводились без соблюдения технологии, разработанной в Экспериментальном аэродинамическом институте, и полученные результаты были подвергнуты сомнению по причине непродолжительности испытаний, малых размеров использованных моделей и отсутствия больших высокоскоростных аэродинамических труб. Даже при фактически построенном реактивном самолете было слиш-

ком мало времени для улучшения обтекателя между гондолой двигателя и крылом или фюзеляжем. Поскольку испытания по программе Экспериментального аэродинамического института не реализовывались в течение длительного времени до конца войны, то даже статьи значительного объема едва хватило бы, чтобы дать краткое описание многочисленных схем монтажа, запланированных для исследований вместе с сопутствующими им проблемами. Вместо этого мы можем завершить данный подраздел, упомянув два интересных проекта самолета, появившихся в результате срочного конкурса на лучший истребитель в конце 1944 года. Организовавшая этот конкурс Люфтваффе дала задание на разработку улучшенной модели истребителя со скоростью горизонтального полета, равной приблизительно 1000 км/час при потолке 7000 м, и практическом потолке 14000 м. Полет должен был обеспечиваться одним турбореактивным двигателем Хейнкель-Хирт 109-011, и во всех представленных проектах этот двигатель должен был размещаться внутри фюзеляжа. Однако из восьми представленных проектов только в двух учитывались проблемы потерь в воздухозаборнике. Первый проект представлял собой воздушное судно типа «летающее крыло» Юнкерс 128 с крыльями прямой стреловидности, к которым крепились двоянные стабилизаторы и рули; воздухозаборники двигателя были расположены по сторонам фюзеляжа под крылом приблизительно посередине хорды и предназначались для отклонения пограничного слоя воздушного потока к хвостовой части выходного вентиляционного отверстия обтекателя кабины. Вторым проектом был самолет с крыльями прямой стреловидности Messerschmitt P.1110/II с V-образным хвостовым оперением; его воздухозаборник кольцевого типа окружал фюзеляж прямо перед обтекателями задней кромки крыла. Вытяжной вентилятор, приводимый в движение турбореактивным двигателем, втягивал воздух в пограничном слое передней части фюзеляжа через прорези в воздухозаборнике. Насколько известно, эти особенности воздухозаборника брали свое начало от исследований, проводившихся промышленными фирмами, но не исследовательскими учреждениями. Конечно, Messerschmitt и Junkers имели большие отделы исследований аэродинамики.

### Регенеративный теплообменник

В предыдущих разделах упоминались различные намерения, касающиеся стремления получить теплообменники, которые путем отведения части теплоты назад в камеру сгорания, обычно затрачиваемой впустую в выхлопной трубе газовой турбины, могли бы уменьшать расход топлива. Рекуперативные теплообменники (в которых горячие и холодные потоки разделялись тонкими металлическими поверхностями труб) уже описывались в разделе, посвященном промышленным газовым турбинам, и в данном разделе нас интересует регенеративный теплообменник. В теплообменнике регенеративного типа соответствующий материал, вроде пористого огнеупора, поочередно подвергается воздей-



ствию горячих и холодных потоков газа, забирает теплоту у одного потока и затем отдает ее другому. В. Хри- низак из Brown Boveri разработал такой регенератив- ный теплообменник для газовой турбины GT 103 для наземных транспортных средств (см. раздел 3), но бо- лее интенсивные и фундаментальные исследования бы- ли проведены д-ром Рицом из Экспериментального аэродинамического института в Геттингене. Его цель состояла в создании регенеративного теплообменника, который не только повышал КПД газовой турбины, но и имел достаточно небольшой вес позволявший ис- пользовать его в турбореактивных двигателях самолета.

Г-н Риц, имевший восемь помощников в Геттингене, первоначально интересовался проблемами удаления льда, перед тем как приступить к изучению теплооб- менника. Эти исследования показали, что существова- ла возможность создания теплообменника с эффектив- ностью (или тепловым отношением) 90–95 %, весом и объемом, составлявшими лишь часть от существовав- ших в то время обменников. Было установлено, что при наличии теплообменника с эффективностью 80 % су- ществовавшая в то время газовая турбина могла срав- няться по КПД с поршневым двигателем. Тип регене- ративного теплообменника, участвовавшего в экспери- ментах, в основном состоял из медленно вращающего- ся огнеупорного диска (или трубы) с очень малыми от- верстиями, которые поочередно пропускали потоки го- рячего газа и холодного воздуха. Мгновенно горячие и холодные потоки воздуха проходили через отверстия, и теплообменник полностью нагревался до огнеупор- ной температуры в пределах короткой длины отвер- стий. При циркуляции холодного воздуха сквозь отвер- стия требовались отверстия большей длины для дове- дения температуры воздуха до огнеупорной, поскольку некоторая часть теплоты забиралась предшествующим воздухом. Поскольку отверстия приближались к концу воздушного отсека, требовалась вся длина отверстия для нагревания воздуха до заданной температуры. Этот

процесс занимал половину оборота, тогда как в то же самое время другая половина огнеупорного диска или трубы воспринимала новую часть тепла по мере его прохождения через отсек горячих газов.

Были проведены эксперименты на двух типах тепло- обменника, чертежи которых даны на рис. 6.8. В пер- вом типе теплообменника осевой поток проходил через сквозные диски с отверстиями, в то время как во вто- ром радиальный или поперечный поток проходил через трубчатый элемент тканой сетки (при числах Рейнольд- са 50–200 тип поперечного потока был признан наи- лучшим). В качестве материала для вращающегося эле- мента была выбрана керамика, потому что она могла удерживать большое количество тепла для своего веса и была удобна в очистке в случае необходимости с помо- щью химических веществ или сильного нагрева. Правильный выбор керамических материалов обеспечивал приемлемое сопротивление тепловому удару и доста- точно высокую теплопроводность в толщу стенки меж- ду отверстиями, препятствуя слишком высокой прово- димости между горячими и холодными отсеками на- прямую через вращающийся элемент. Другим момен- том, требовавшим пристального внимания, было уп- лотнение вокруг вращающегося элемента для предот- вращения утечки между горячими и холодными отсека- ми. Расширенные испытания показали, что перистый тип лабиринтного уплотнения давал утечку менее 1 % при степенях сжатия до 7 к 1.

После вынесения решения о его превосходстве внима- ние было сосредоточено на конструкции теплообменни- ка с поперечным течением. Для этого был создан враща- ющийся цилиндр или труба из многослойной тканой сетки, которая создавала локальные турбулентные дви- жения в потоке и таким образом увеличивала теплопере- дачу с небольшой потерей давления. Сетка образовыва- ла удобную систему стержней из стекла для средних тем- ператур и кварца для более высоких температур до 900 °С. Секционные стержни по оси цилиндра использо- вались для усиления рулона сетки. Толщина стенки ци- линдра составляла приблизительно 60 мм, и плетение сетки обеспечивало отверстия, равные диаметру 1 мм, с толщиной стенок между отверстиями, равными при- близительно 0,15 мм. Таким образом, сетка имела боль- шую пористость для радиального потока. Скорость вра- щения составляла приблизительно 30 об/мин и обеспе- чивала достижение секцией вращающегося элемента температуры газов, выходящих из турбины, которая про- ходила в воздух, текущий к камере сгорания, и начинала отдавать накопленную ей теплоту.

После того как стало ясно, что самые трудные про- блемы, связанные с уплотнением между горячими и хо- лодными отсеками и конструкцией достаточно шерохо- ватого цилиндра, преодолены, появились разнообраз- ные проекты по использованию теплообменника Рица. Предлагаемые области применения варьировались не только от газотурбинных двигателей самолетов, но и других двигателей типа газовых турбин замкнутого цикла Sulzer для быстроходных судов и торпед. Облас- ти применения газовых турбин, приводящих в движе-

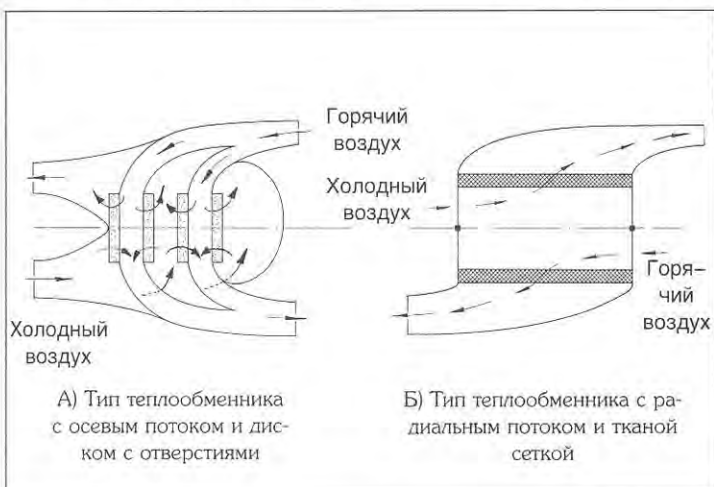


Рис. 6.8. Две схемы компоновки регенеративного теплообмен- ника испытанного Рицом из Экспериментального аэродинами- ческого института

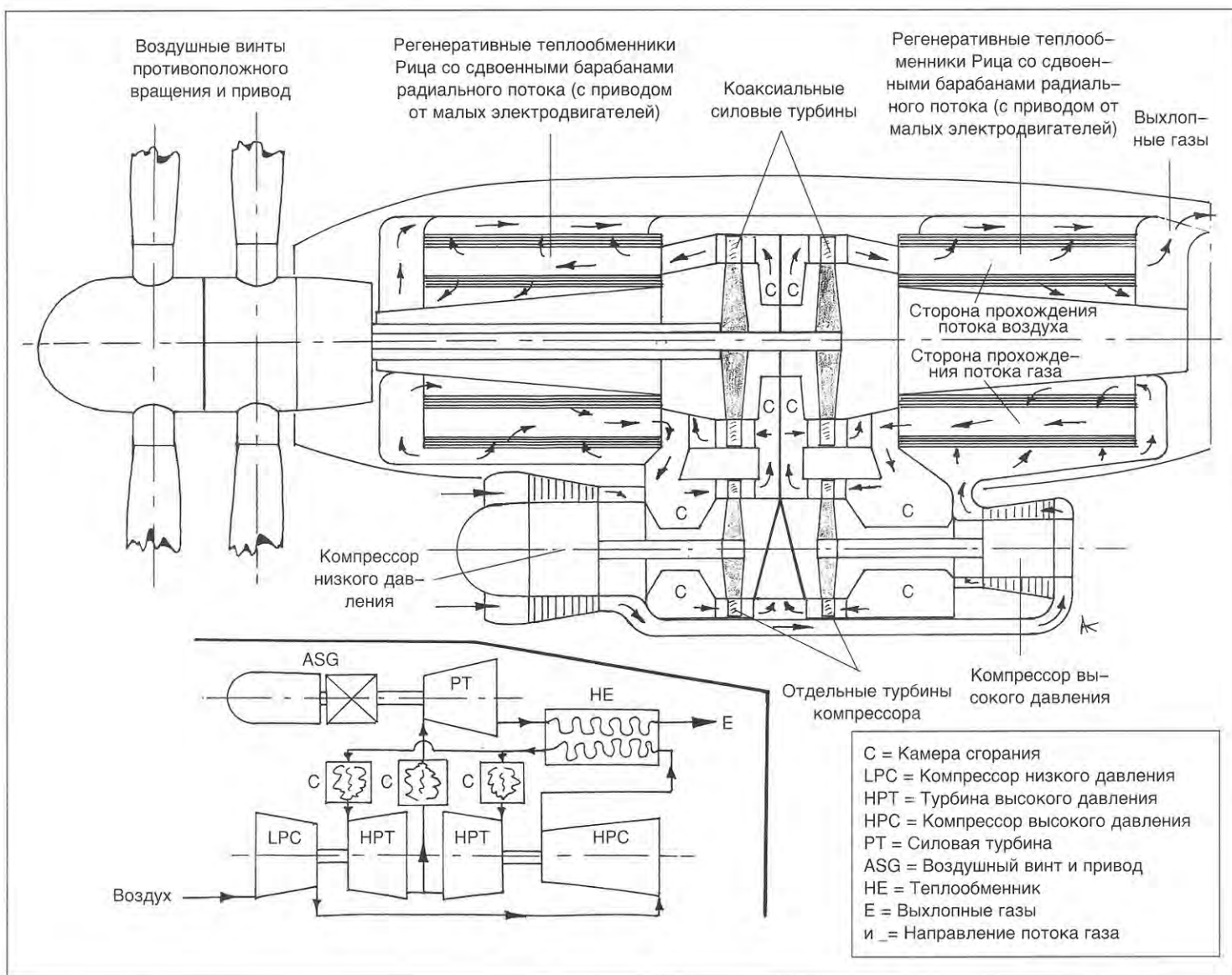


Рис. 6.9. Схема компоновки турбовинтового двигателя (PTL) образца 1943 года фирмы Brown Boveri & Cie (BBC) с использованием парных теплообменников Рича. Ниже приведена упрощенная схема. Парой таких двигателей предполагалось комплектовать бомбардировщик Мессершмитт Me 264. Ожидалось, что дальность его полета составит 11000 миль (17703 км), что сделает возможным бомбардировочный налет на Нью-Йорк

ние валы были более успешными, чем те, которые относились к газовым турбинам реактивной тяги.

Сравнительные исследования с использованием теплообменника были проведены на трех типах самолетов. Модели самолетов включали реактивный истребитель ближнего радиуса действия Me 262, проектируемый реактивный бомбардировщик с трехчасовой дальностью полета и проектируемый самолет дальнего радиуса действия Me 264 с турбовинтовыми двигателями и дальностью полета более десяти часов. Результаты этих исследований показали, что никакой теплообменник не следует использовать в Me 262, в то время как умеренный теплообмен давал некоторое улучшение технических ха-

рактеристик реактивного бомбардировщика с трехчасовой дальностью полета. С другой стороны, теплообменник, использованный в Me 264, оснащенный двумя турбовинтовыми двигателями (прототипы этого бомбардировщика/разведочного самолета каждый имели четыре поршневых двигателя), удвоил радиус действия вследствие феноменального уменьшения расхода топлива.

Основываясь на этом исследовании, Техническое управление в 1943 году поручило BBC (Гейдельберг) и AEG (Берлин) работу по проектированию турбовинтового двигателя (PTL) с регенеративным теплообменником Рича для Me 264. Герман Рейтер был ответственным за разработку PTL в BBC, и информация об этом



была представлена в Техническое управление. На устройстве ВВС использовалось два компрессора, каждый из которых приводился в действие собственной турбиной и двумя мощными турбинами, приводившими в движение воздушные винты противоположного вращения. На одной фазе было также дожигание. Компрессоры и турбины подвешивались к теплообменникам, которые были коаксиально расположены вместе с турбинами воздушного винта и приводились в движение малыми электродвигателями. Схема компоновки турбовинтового двигателя ВВС с теплообменниками Рича показана на рис. 6.9, и ниже приведены технические характеристики, но предполагаемые значения технических характеристик сильно варьировались:

Номинальная мощность на высоте 10000 м и скорости 600 км/час — 5000 эквивалентных л.с.

Максимальный вес — 6000 кг, включая 750 кг для теплообменников

Степень сжатия — 7,0:1

Удельный расход топлива (принятый в расчете на высоту 10000 м и скорость 600 км/час) — 140,7 граммов/эквивал. л.с./ч

КПД теплообменника — 90–95 %

Общий КПД узла — 41–42 %

Диаметр теплообменника в сечении — 1,40 м

Высота с подвесными компрессорами и турбинами — 1,94 м

Полная длина узла — 5,0 м

Приведенное выше предполагаемое значение расхода топлива 140,7 граммов/эквивал. л.с. сравнивалось с 207,9 граммами и 181,6 граммами для поршневых силовых установок четырехтактного поршневого двигателя и дизельного двигателя, установленных на Me 264 и работавших при тех же самых условиях.

Конструкция двигателя фирмы AEG была аналогична конструкции двигателя фирмы ВВС, но предусматривала установку двигателя горизонтально на крыле вместо подвешивания под ним. Существовали иные различия, главным из которых было то, что теплообменник Рича устанавливался в цепь между выходами турбины компрессора и выхлопной трубой (тогда как по конструкции ВВС теплообменник Рича располагался в цепи между выходом воздушного винта силовой турбины и выхлопной трубой). По конструкции AEG отсутствуют какие-либо данные кроме размеров, данных на чертеже (см. рис. 6.10).

Теоретически теплообменник Рича обещал феноменальное повышение КПД газовой турбины, но к концу войны были проведены лишь испытания лабораторных моделей авиационных теплообменников (с перспективными результатами) и были предложены различные проекты.

## Поршневой газогенератор Лутца

Следует вспомнить о попытках использования поршневых двигателей и других газогенераторов вместе с газовыми турбинами. Фирма Junkers, в частности, интересовалась использованием газогенератора со свободными

ми поршнями в авиационных газотурбинных агрегатах. 2 октября 1942 года Франц Нойгебауер, работавший одно время в фирме Junkers, прочитал лекцию в рамках восьмого научного совещания по КПД камер сгорания высокого давления для турбин и реактивных агрегатов. Камерой сгорания высокого давления считалась та, в которой не только происходило сгорание под высоким давлением, но также сжатие газов перед их подачей в горячем виде под давлением для выполнения работы. Для турбореактивного двигателя или другой газовой турбины это означало сопряжение компрессора с камерой сгорания и некоторой частью двигателя, где бы могло происходить расширение для привода компрессора с помощью турбины.

Вслед за лекцией Нойгебауера проф. д-р Хабиль Отто Лутц из Авиационного научно-исследовательского института в Мюнхене приступил к разработке газогенератора высокого давления для его использования с турбиной. Сначала он изучил предыдущие работы Пескара, Юнкера, Нойгебауера, Камма и других по двигателю со свободными поршнями, на которых в то время в основном применялись камеры сгорания высокого давления. Эти и другие исследования привели Лутца к заключению, что такая камера сгорания должна отвечать следующим основным требованиям:

(а) Она должна иметь большую площадь проходного сечения для увеличения частоты ходов. Клапаны должны быть заменены каналами с переменным сечением, управляемыми поршнями.

(б) Она не должна иметь какого-либо уменьшения полноты сгорания при полной нагрузке и, соответственно, никакой последовательной связи двигателя с компрессором.

(в) Следует избегать потерь при дросселировании для сохранения максимально возможного КПД.

(г) Помимо простоты конструкции агрегат должен включать ряд цилиндров рабочим объемом 3–4 литра.

Сначала (около 1938 года) рассматривались типы поршней спиральной формы. В последующем Лутц сосредоточил усилия на так называемом качающемся поршне, рабочий цикл которого показан на рис. 6.12. Кольцевая камера, или тороид, замыкала две группы поршней, каждая из которых включала три поршня, прикрепленных к двум втулкам. Поскольку эти шесть поршней перемещались вокруг кольцевой камеры, планетарная передача заставляла их качаться в обоих направлениях относительно друг друга. Таким образом, образовывалось шесть областей, из которых, например, 1, 3 и 5 одновременно увеличивали свой объем, в то время как объем областей 2, 4 и 6 уменьшался на ту же самую величину.

В соответствии с циклом, показанным на рис. 6.12, возьмем положение 1 (мертвую точку воспламенения области 1), при котором два поршня находятся в мертвой точке под камерой предварительного сгорания В, зафиксированной на верхней части тороида. Из-за повышенного давления газа объем области 1 имеет тенденцию к увеличению. Путем размещения поршней по этой схеме центр каждой из рабочих областей вращает-

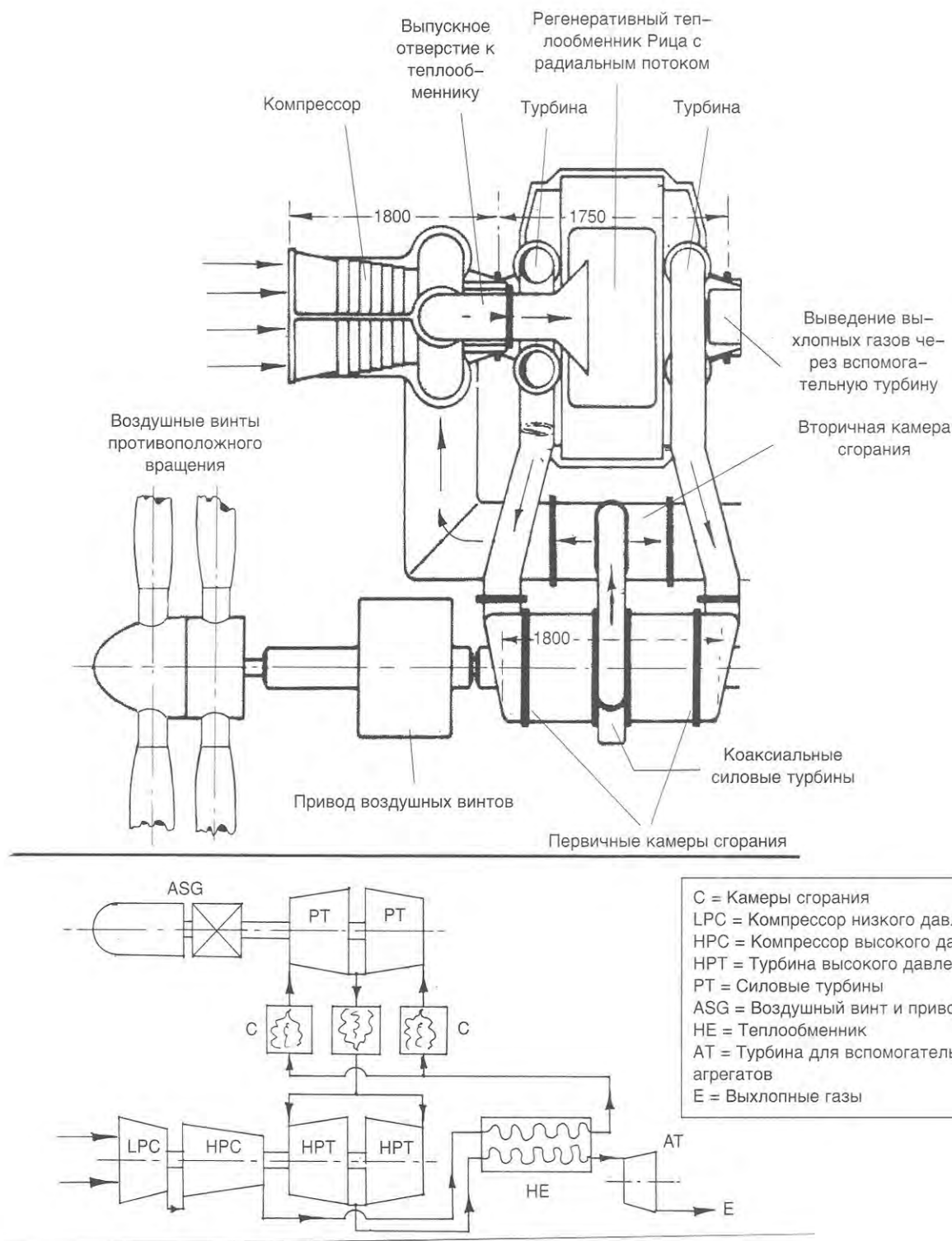
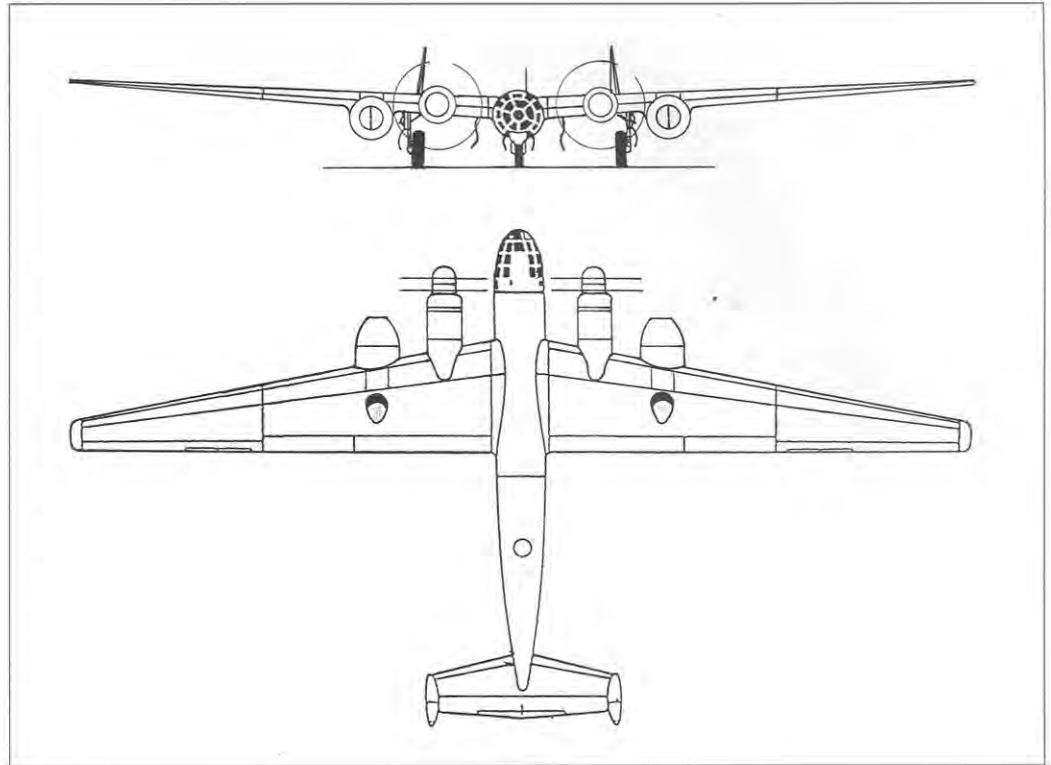


Рис. 6.10. Горизонтальная проекция турбовинтового двигателя (PTL) образца 1943 года фирмы AEG с использованием теплообменника Рича. Ниже приведена упрощенная схема. Другая конкурирующая модель двигателя PTL BBC предполагавшаяся для комплектации бомбардировщика сверхдальнего радиуса действия Мессершмитт Me 264. Наряду с другими схемами теплообменника, цель состояла в увеличении КПД и удельного расхода топлива до появления более продвинутых конструкций турбореактивных двигателей



Рис. 6.11. Существовал проект оснащения бомбардировщика и разведывательного самолета сверхдальнего радиуса действия Мессершмитт Me 264 двумя турбовинтовыми двигателями с теплообменником Рича мощностью по 5000 л.с. каждый. Они пришли бы на смену предыдущим четырем радиальным поршневым двигателям мощностью 1700 л.с. каждый, и благодаря большей экономии топлива дальность полета 14991 км была бы удвоена. Предполагалось установить двигатели фирмы BBC или AEG. Двигатели фирмы AEG показаны на чертеже



ся равномерно, в то время как обе поршневые группы продолжают качаться друг относительно друга. Область 1 расширяется на величину кругового расстояния от камеры предварительного сгорания В до выпускного отверстия Е, за которым следует рабочая область 6, которая одновременно сжимает воздух на расстоянии от впускного отверстия 1 до камеры предварительного сгорания. Тем временем рабочая область 2 выталкивает газ через выходное отверстие Е, в то время как рабочая область 5 втягивает воздух через впускное отверстие. Как видно по чертежу, четыре рабочие области 1, 5, 6 и 2 отображают полный четырехтактный цикл по принципу управляемых поршнями портов.

Однако нормальный четырехтактный процесс двигателя на тяжелом топливе дает высокую температуру выхлопных газов, которую в то время было трудно контролировать в выхлопной турбине. По этой причине были добавлены два рабочих хода, при которых такой воздух всасывался и выпускался для смешения и снижения давления и температуры выработанного газа (области 3 и 4). Посредством этого температура газа снижалась до величины приблизительно 600 °С и была приемлема для неохлаждаемой турбины. Основной агрегат с качающимся поршнем был аналогичен свободнопоршневому двигателю, имеющему бесконечное число последовательно соединенных свободно-поршневых элементов. Его главными преимуществами по сравнению со свободнопоршневым двигателем были следующие:

- (а) Уменьшились потери из-за потока и продувки по причине сокращения числа ходов в рабочем цикле, менее чувствительном к изменению скорости вращения.
- (б) Отсутствие клапанов допускало максимальный размер порта и более высокую скорость поршней.
- (в) Процесс сжатия и процесс сгорания объединены в одном узле, так что не было причин, в силу которых полнота сгорания должна была уменьшаться при

предельной нагрузке по сравнению с состоянием холостого хода.

(г) Стал возможным более простой метод встраивания цилиндров объемом 3–4 литра. Таким образом, 6-цилиндровый двигатель обладал только двумя основными движущимися деталями, и существовала возможность объединения любого числа таких двигателей в один компактный блок.

Другие характеристики двигателя с качающимся поршнем или газогенератора были такими, что силы инерции компенсировались давлением газа и способствовали более высокой скорости вращения (в отличие от кривошипного поршневого двигателя), в то время как максимальное давление было очень чувствительно к скорости вращения.

Вслед за исследованиями Лутца и ожидаемыми масштабными перспективами, предлагаемыми газогенератором, объединенным с турбиной, Гельмут Шельп и помощник по имени Гебхардт (из Технического управления) взяли инициативу в свои руки и заключили договор на разработку с фирмой Büssing-NAG-Entwicklungsgesellschaft в Брансви́ке. В 1944 году эта фирма построила экспериментальный агрегат, показанный на рис. 6.13 и имевший базовую конструкцию следующего типа.

Узел поршня состоял из двух аналогичных отливок (из чугуна и позже литой стали), каждая из которых имела три поршня, симметрично закрепленных вокруг фланца, формирующего несущее устройство или крестовину. Эти две крестовины удерживались по центру посредством общего вала, на котором они могли качаться в прямом и обратном направлениях относительно

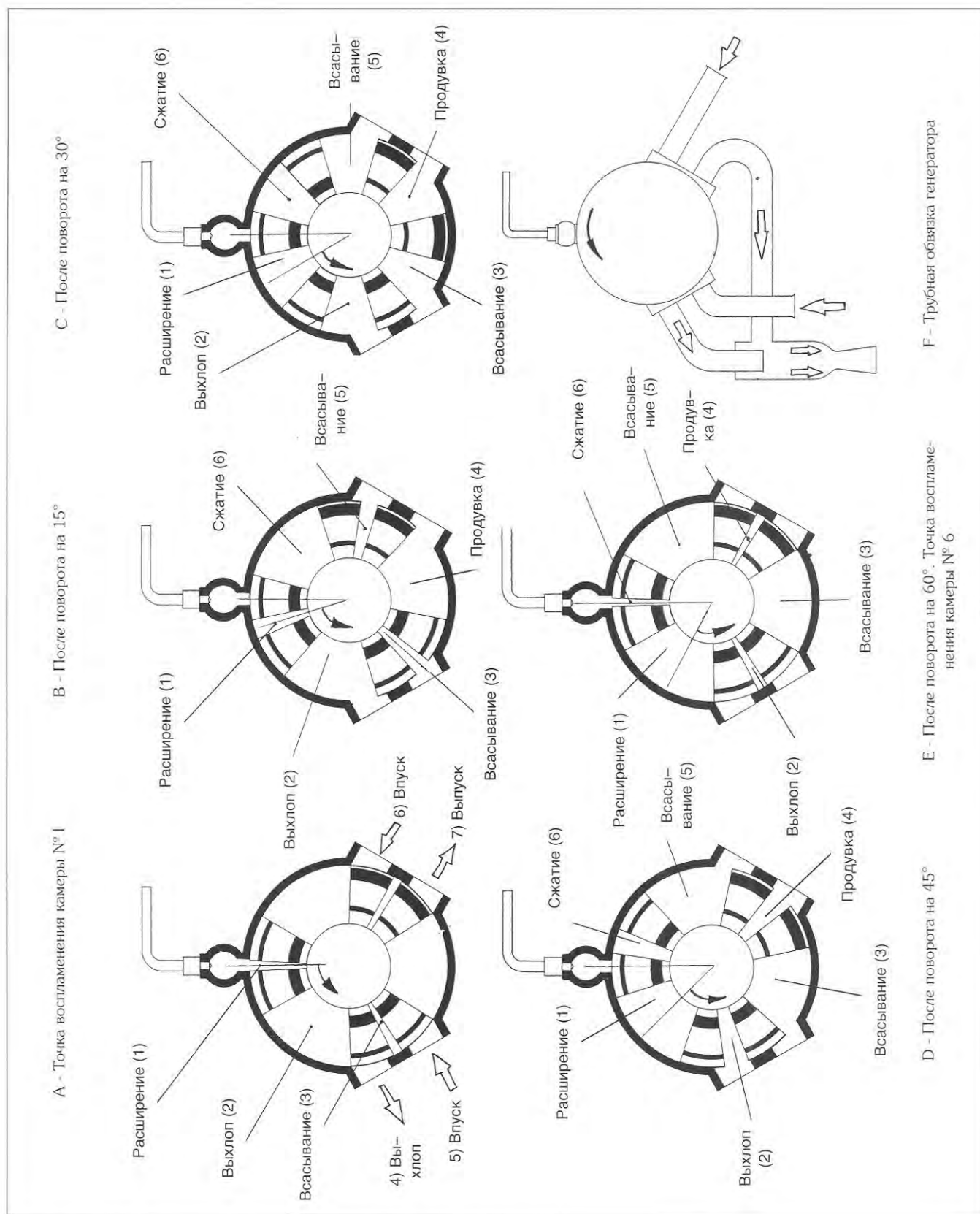


Рис. 6.12. Рабочий цикл газогенератора с качающим поршнем Лутца



но друг друга, и были связаны кулачковым приводом, расположенным внутри корпуса. Во время предварительных испытаний двигателя (когда он использовался на сжатом воздухе) возникло много проблем, таких как разрушение качающихся поршней и потеря качающейся симметрии после некоторого времени. Среди исследований, проведенных в это время, были исследования, выполненные проф. Дирксом в Авиационном научно-исследовательском институте, в которых экспериментальный узел поршня испытывался с помощью метода «хрупкого лака для идентификации напряжений в твердых телах» (см. рис. 6.14), и эта, и другая работа постепенно давали решения.

Поначалу допускался небольшой люфт ( $15^\circ$ ) для поршней относительно их валов, а затем было изобретено новое соединение между узлами поршней, состоящих из планетарных зубчатых колес и коленчатых рычагов. Это привело к изменению типа двигателя со свободно качающимися поршнями на коленчатый рычаг, что технически напоминало двигатель обычного поршневого типа. Однако даже с ограниченным числом поршней был сохранен свободный баланс давления и массы газа.

Разработка очень чувствительных контрольно-измерительных приборов была поручена фирме Askania, в то время как фирма AEG-Turbinenfabrik работала над соответствующей турбиной. Поставка контрольно-измерительных приборов была отсрочена из-за действий противника, так что в конечном счете фирма Büssing-NAG должна была продолжать разработку элементов управления самостоятельно. Идея относительно элементов управления может быть получена из того факта, что колебание максимального давления на уровне  $5 \text{ кг/см}^2$  требовало 3 % изменения скорости вращения турбины в интервале около 0,3 с, тогда как в это же самое время автоматическое управление должно было дросселировать вход. Понадобилось около девяти месяцев для изготовления контрольно-измерительных приборов.

Другая сложная задача касалась разработки соответствующих уплотняющих конструкций, и в этом деле помогала фирма Goetze-Burscheid. Уплотнение должно было быть между поршнями и кольцевой камерой сгорания, между поршнями и их носителями, и после испытания многочисленных аналогичных конструкций, которые не были окончательными, были найдены решения.

На рис. 6.15 показаны две схемы компоновки газогенератора Лутца, испытывавшегося в течение 1944 года. На переднем плане виден пускатель авиационного двигателя, в то время как под смежным, подобным барабану, металлическим кожухом, видна аппаратура управления. Соединительные элементы труб всасывания, байпаса и выхлопных портов расположены на правой стороне, в то время как на левой стороне видны соединительные элементы труб, ведущих к дополнительному баку, управляемому запорными клапанами.

Основанные на данном испытательном агрегате исследования конструкции показали, что моноблочная конструкция двигателя могла бы обеспечивать мощность 445 л.с. при весе около 140 кг, в то время как блок

двигателя мощностью около 3450 л.с. имел бы размеры около 2,0 м длины, 0,7 м диаметра. Таким образом, при небольшой мощности двигатель казался на удивление небольшим и легким.

Среди различных проектов, разработанных для агрегата Лутца, нас в основном интересует его использование в качестве газогенератора турбины. В авиации предусматривалось использование силовой установки для скоростного полета, как показано на рис. 6.16. Цель, преследовавшаяся данным агрегатом с качающимся поршнем, состояла в уменьшении расхода топлива современных турбореактивных двигателей (ТР) путем замены обычной камеры сгорания с постоянным давлением камерами сгорания высокого давления. Исходным условием расчета была воздушная скорость 900 км/час при высоте 10000 м.

На сечении, представленном на рис. 6.16, видны камеры сгорания высокого давления и генерирующий газ отсек, состоящий из пяти блоков агрегатов с качающимся поршнем. Пятиступенчатый осевой компрессор на впуске подавал часть своего воздушного потока в камеры сгорания высокого давления, которые значительно повышали уровень его энергии перед подачей на трехступенчатую осевую турбину в виде горячих газов. Турбина использовала некоторую часть энергии газа для приведения в действие осевого компрессора, в то время как его остаток преобразовывался в тяговое усилие выхлопной форсункой. Излишек воздуха компрессора в соответствии с требованиями к сгоранию просто проходил через отсек сгорания и поступал в отсек выхлопа.

Как ожидалось, характеристики данного агрегата были следующими. Самое большое тяговое усилие приходилось на область, имевшую наилучшие условия расхода топлива, но тяговое усилие и удельный расход топлива резко падали после достижения оптимальной величины. Однако, как ожидалось, расход топлива составлял лишь половину от аналогичного агрегата турбореактивного двигателя (с постоянным давлением сгорания) и был особенно хорошим при частичной нагрузке и статических условиях тягового усилия. Конечно, эти достижения получались за счет усложнения двигателя и необходимости охладителя или радиатора для блоков с качающимися поршнями. Технические характеристики агрегата:

КПД компрессора — 80 %

турбины — 80 %

камеры сгорания — 88–90 %

Давление на выходе компрессора — 1,5 атм

Температура газа на впуске турбины —  $650^\circ\text{C}$

Общая длина — 2,80 м

Общий диаметр — 0,88 м

Другой проект представлял собой турбовинтовой двигатель с качающимися поршнями РТЛ для дальних воздушных перелетов, исходные условия расчета составляли скорость 540 км/час на высоте 10000 м. При этой схеме камеры сгорания состояли из восьми блоков агрегатов с качающимися поршнями, установленных на крыле самолета и доступных во время полета. Турбина приводила в движение воздушный винт и осевой

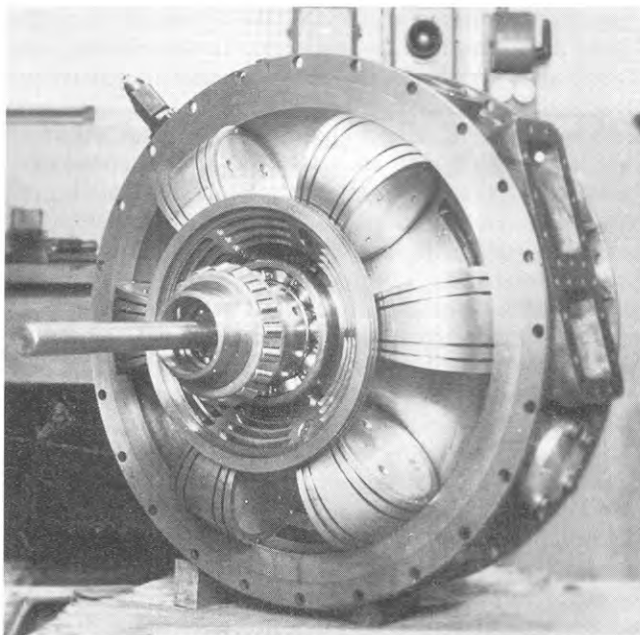


Рис. 6.13. Данный образец двигателя с качающимся поршнем Лутца был построен в 1944 году фирмой Büssing-NAG Entwicklungsgesellschaft в Брансвике. При снятой передней половине тороидального кожуха видны подшипники с антифрикционным вкладышем и две группы из трех поршней (О. Лутц)

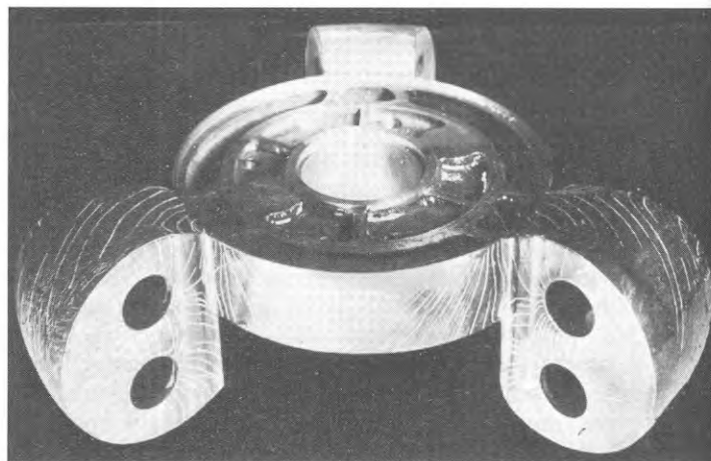


Рис. 6.14. Экспериментальный узел поршня Лутца, проходивший испытания в Авиационном научно-исследовательском институте с использованием метода хрупкого лака для идентификации напряжений в твердых телах (О. Лутц)

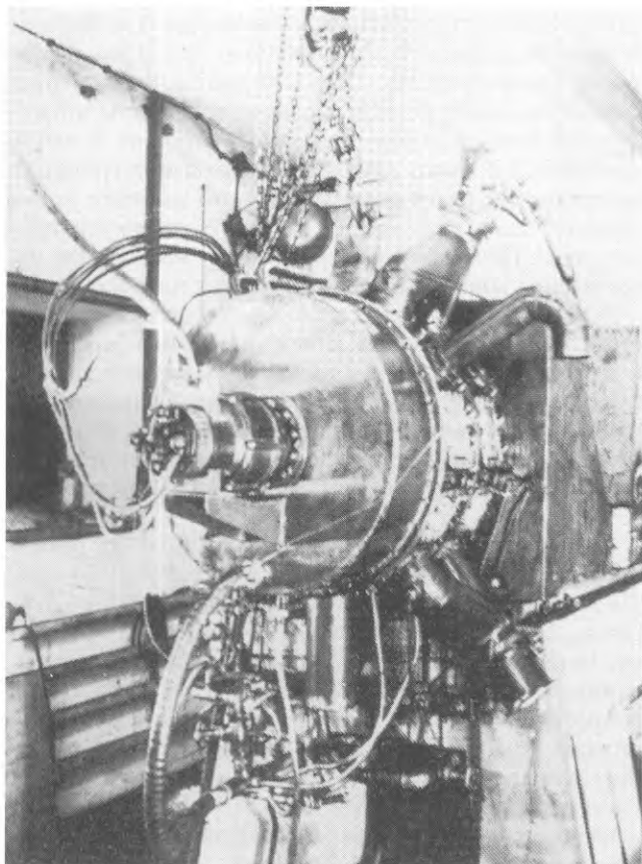
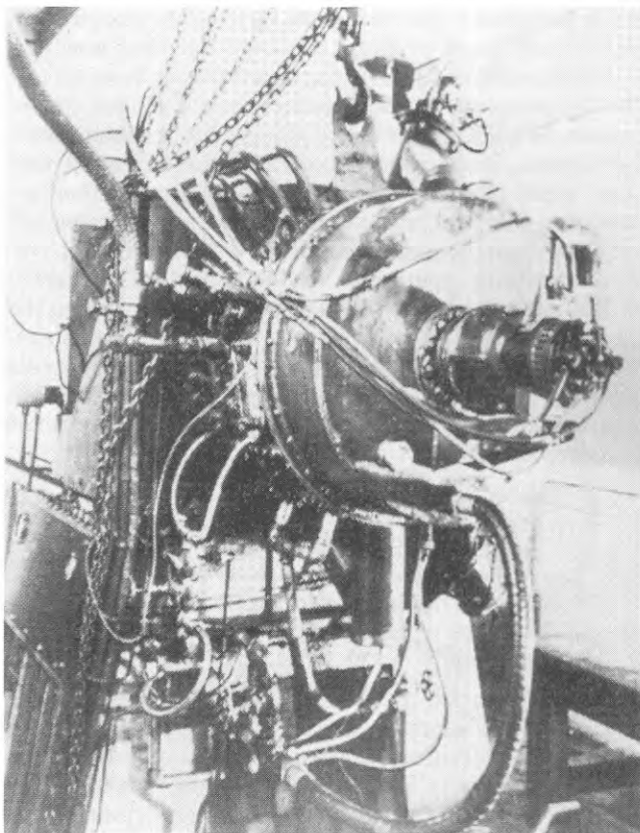


Рис. 6.15. Два вида газогенератора с качающимся поршнем Лутца, установленные в испытательной камере двигателя в течение 1944 года (О. Лутц)



компрессор, подававший воздух в камеры сгорания. Существовала возможность установки осевого компрессора отдельно от турбины и отсека компрессора. Данные этого агрегата для дальних воздушных перелетов следующие:

Мощность на высоте 10000 м и скорости 540 км/час — 4930 л.с.

Давление на выходе компрессора — 1,07 атм

Воздушный поток — 12,0 кг/с

Давление на выходе камер сгорания — 4,80 атм

Температура газа на впуске турбины — 650 °С

Диаметр компрессора — 0,680 м

Диаметр блока с качающимися поршнями — 0,560 м

Диаметр турбины — 0,875 м

Диаметр воздушного винта — 6,0 м

Для области промышленного производства энергии была предложена схема с качающимися поршнями Лутца мощностью 40000 л.с. При этой схеме четыре пакета газогенераторов, каждый состоящий из восьми блоков с качающимися поршнями, подавали горячие газы с температурой 550 °С на центральную турбину, которая приводила в действие вентилятор (для камер сгорания) и обеспечивали подачу мощности на вал. Аналогичные схемы были предложены для судов, их заявленные преимущества включали компактность, удобную схему компоновки, небольшие трубы топливной системы и экономный расход топлива.

## Заключение

С окончанием войны значимость большей части немецких исследований в области газовых турбин не могла быть непосредственно оценена. Во многих случаях научно-исследовательские работники стран-победительниц сотрудничали с немецким персоналом для продолжения или оценки исследовательских проектов в авиационном экспериментальном или аэродинамическом институтах. Завершение проекта и оценка данных и записей иногда занимали до двух лет совместных усилий в Германии.

Ныне очень трудно дать конкретные примеры пользы, которую принесли немецкие исследования государствам-членам антифашистской коалиции, но по крайней мере один из исследователей высказал мнение, что немецкие исследовательские центры были более известны изобилием и превосходством своего оборудования, чем полученные ими результаты. В областях компрессоров и сгорания немцы, кажется, не могли предложить ничего, что было бы оригинальным или не превзойденным англичанами. Наибольший интерес вызывали работы над турбинами и керамические материалы, схемы турбин с водяным и воздушным охлаждением подверглись тщательному изучению. Сегодня интенсивная разработка воздушных и других систем охлаждения в дополнение к использованию новых и необычных материалов привела к достижению турбиной чрезвычайно высоких температур около 1400 °С. Для достижения более высоких температур керамика все еще изучается в продолжающихся программах исследований. Композиционные материалы из карбида кварца, имеющие керамические матрицы, дают надежду, но по высокой цене. Также керамика имеет некоторые специализированные области применения, как, например, во впрысках форсунок автомобильных газовых турбин, в то время как турбины с воздушным охлаждением были установлены на американском самолете с турбореактивным двигателем для устранения перегрева до того, как он поступил в эксплуатацию на авиалинии. Ис-

следования регенеративных теплообменников представляли большой интерес и были объединены с обширными программами исследований после окончания войны, но многие из представленных в данной статье ожиданий так и не были реализованы. Однако продолжают исследования теплообменника, и были отмечены некоторые успехи (как, например, в области автомобильных газовых турбин).

Фундаментальное значение имела программа исследований Экспериментального аэродинамического института, касавшихся установки реактивных агрегатов. Эта программа едва началась к концу войны и впоследствии была в значительной степени продолжена под руководством д-ра Кюхемана в Фарнборо в Англии. По мере повышения скоростей самолетов послевоенного выпуска увеличивалось число технических проблем, связанных с установкой, которые требовали решения.

В том что касается газогенератора Лутца с качающимися поршнями, с уверенностью можно сказать лишь о направлении, которое приняла эта работа после войны. В конце войны Британское Адмиралтейство отправило экспериментальный газогенератор Лутца в Англию, где британская Ассоциация исследований двигателя внутреннего сгорания (BICERA) взяла его для испытаний. По завершении испытаний агрегат Лутца был подключен к стартеру-генератору и работал в течение часа в качестве воздушного компрессора. Затем он был заправлен топливом, но при низкой степени сжатия, равной 8,5 к 1, он не запустился, пока не был нагрет приточный воздух. После запуска зажигания агрегат отказал через минуту из-за торсионного разрыва вала трубы, соединяющей крестовины поршней и зубчатые муфты. Помимо этого, уже присутствовали признаки задиров и локального перекоса кольцевой камеры сгорания, или тороида. Проект был оставлен, но был извлечен урок о существовании больших сил в любом поршневом узле свободного качения, и эти силы осваивались при ограничении люфта. Качающийся пор-

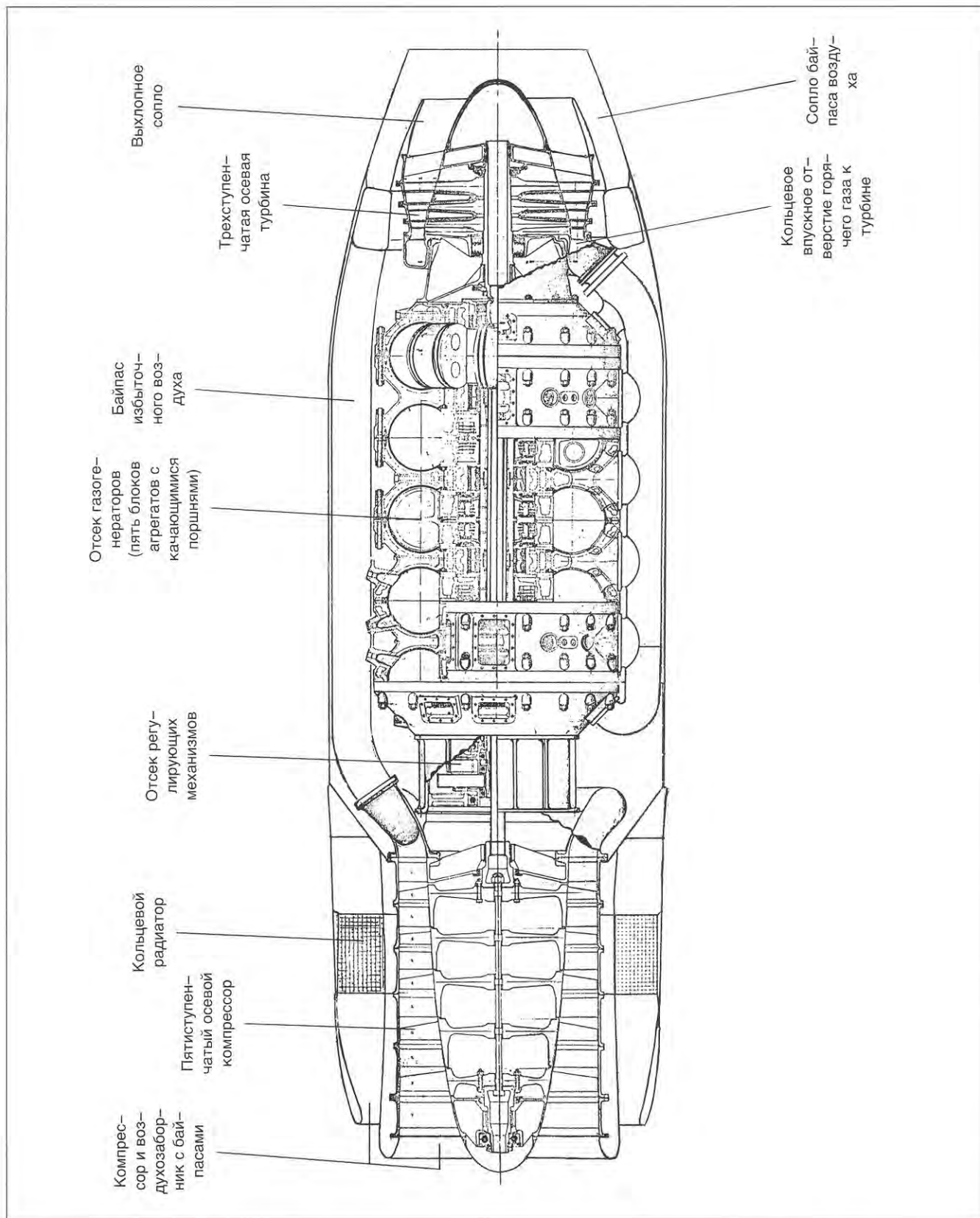


Рис. 6.16. Двигательная установка Лутца с качающимися поршнями для высокоскоростных полетов (Schnellflug-Triebwerk)



шень с диаметром 168 мм на рычаге с радиусом 195 мм дал уровень вращающего момента, не встречавшийся ранее в обычном кривошипно-шатунном двигателе, потому что в нем пиковое давление в цилиндре возникает только около верхней мертвой точки, где нет фактически никакого эффективного удерживающего рычага. У агрегата Лутца отказ был вызван чрезмерным вращающим моментом (во время начального ускорения),

который был увеличен для приведения в действие тяжелого генератора. Основное использование агрегата Лутца в качестве газогенератора высокого давления для турбины больше не требовалось при улучшении расхода топлива газовых турбин. На сегодня сохранились два агрегата Лутца, один в Кренфилдском технологическом институте в Англии, а другой, вероятно, в Музее Науки в Лондоне. Один из них показан на рис. 6.17.

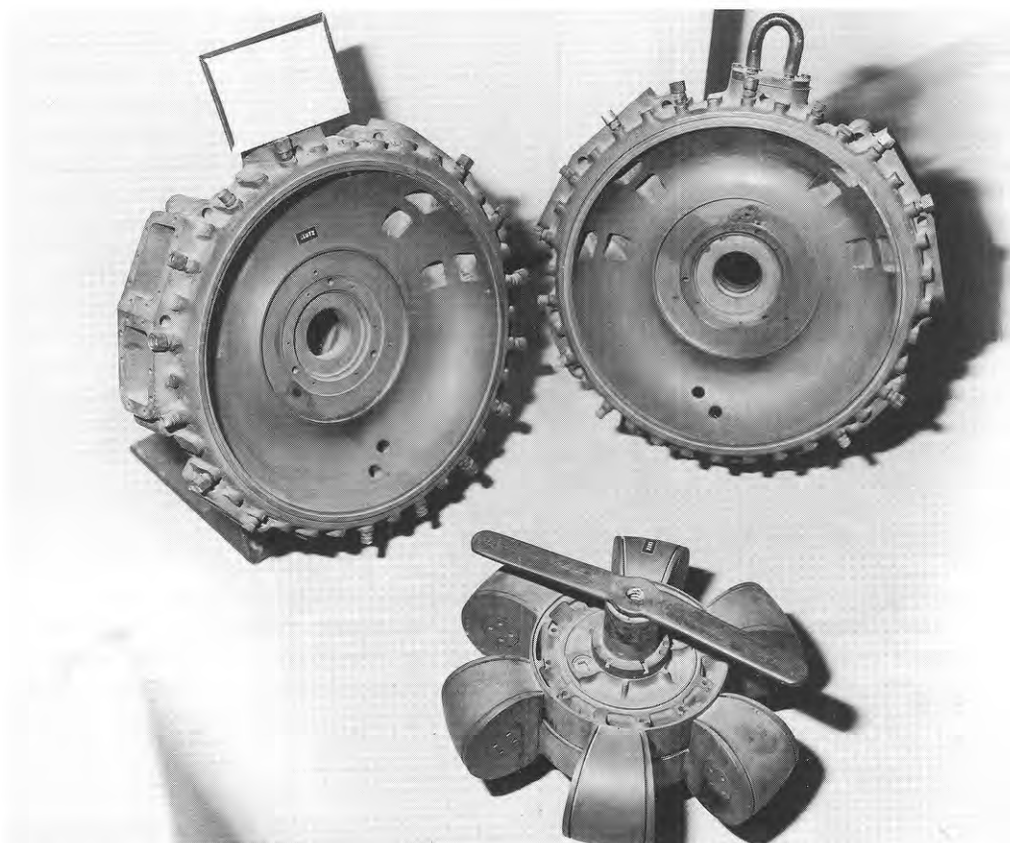


Рис. 6.17. Газогенераторный двигатель Лутца в разобранном виде в Кренфилдском технологическом институте, Бедфорд. Два образца находились в институте в момент фотографирования в марте 1970 года

## Раздел 7

# Реактивный вертолет

История создания Doblhoff/WNF 342 — Краткое описание вертолета — Реактивная система — Летные испытания — Заключение

**И**нтерес немцев к винтокрылым летательным аппаратам возник в 1930-х годах, когда намечался технический скачок с автожира на вертолет. С того времени до конца Второй мировой войны в Германии был разработан и построен значительный диапазон вертолетов, в основном фирмами Anton Flettner и Focke-Achgelis, и множество рекордов и передовых достижений были на их счету. Самой общей чертой, характеризовавшей практически все немецкие (и австрийские) конструкции, было использование роторных систем, в которых отмечался недостаток крутящего момента и которые по своему существу противодействовали ему. Вместо использования классического метода хвостового винта с противодействием вращающему моменту несущего винта (сначала разработанного Игорем Сикорским в 1939 году) немцы предпочли системы со сдвоенными роторами или подавали мощность прямо на концы ротора. Из последних методов наиболее выдающимся был метод, с которым экспериментировал Фридрих фон Доблхофф и который привел к созданию первого в мире реактивного вертолета. Программа его исследований была начата в октябре 1942 года, и четыре вертолета, представляющие прогрессивные, экспериментальные модели, были построены заводом Wiener Neustadter Flugzeugwerke (WNF), расположенным в предместьях Вены. Машины получили условное обозначение RLM WNF 342. С Доблхоффом работали дипломированный инженер Теодор Лауфер, специализировавшийся на теории, дипломированный инженер Август Штепан, инженер-конструктор и летчик-испытатель, и группа приблизительно из двадцати человек. В своем распоряжении они имели технические сооружения WNF. Вертолеты разрабатывались для упрощения внесения изменений, диктовавшихся эмпирическим экспериментом.

### История создания Doblhoff/WNF 342

Доблхоффа привлекала идея использовать ротор вертолета, приводимый в движение реактивным двигателем, потому что это обеспечивало простоту, привод без крутящего момента и отсутствие тяжелых передаточных валов, муфт и т. д., которые присутствуют в роторах, приводимых в движение непосредственно двигателем. Метод применения реактивной тяги к концам ротора состоял в их приспособлении к отдельным реактивным агрегатам типа прямоточных или пульсирующих воздушно-

реактивных двигателей, но это подразумевало концентрацию веса на концах ротора, с нежелательным увеличением гироскопического эффекта и роторной инерции. Другой метод, которому следовал Доблхофф, состоял в подаче сжатой горючей смеси к концам ротора для сжигания в простых прямоточных камерах сгорания. Обычный поршневой двигатель был выбран для приведения в действие установки для сжатия воздуха и впрыска топлива. При этой системе сжигание топлива происходило вне поршневого двигателя в камерах сгорания, удаленных от установки на фюзеляже, так что не требовалось никакой турбины для извлечения энергии для сжатия воздуха, и вся энергия, извлеченная из этого топлива, должна была быть в форме тягового усилия.

В принципе, система напоминает один из методов реактивной тяги, запатентованный д-ром Харрисом (Англия) в 1917 году и кратко исследованный Виттлом в 1929 году. Подобным идеям следовал Кампини в Италии, который использовал поршневой двигатель для приведения в действие туннельного вентилятора, за которым следовало кольцо топливных форсунок для нагрева сжатого воздуха. Реактивная тяга была неэффективна, но по проектам Кампини был построен летательный аппарат Carponi N-I, который совершил первый полет 27 августа 1940 года и был оставлен летом 1942 года. Несколько месяцев спустя Доблхофф начал работу. Сколько времени он потратил на изучение предыдущей работы, проделанной над реактивным двигателем, неизвестно, но он определенно не имел никакого предыдущего опыта в этой области.

### Краткое описание вертолета

Перед подробным рассмотрением реактивной системы WNF 342 следующие замечания по вертолету могут оказаться полезными. Каждый из первых трех вертолетов (V1, V2 и V3) был укомплектован малым задним воздушным винтом для подачи воздуха на поверхности хвостового оперения для управления, но последняя машина (V4) имела второй коаксиально установленный воздушный винт для создания тягового усилия для горизонтального полета при подключении к двигателю компрессора. Таким образом, в машине V4 роторные реактивные двигатели, имевшие большой расход топлива, использовались только для взлета, зависания и посадки, а ротор вращался самовращением во время горизонтального полета. Для упрощения трудностей, связанных с разработ-



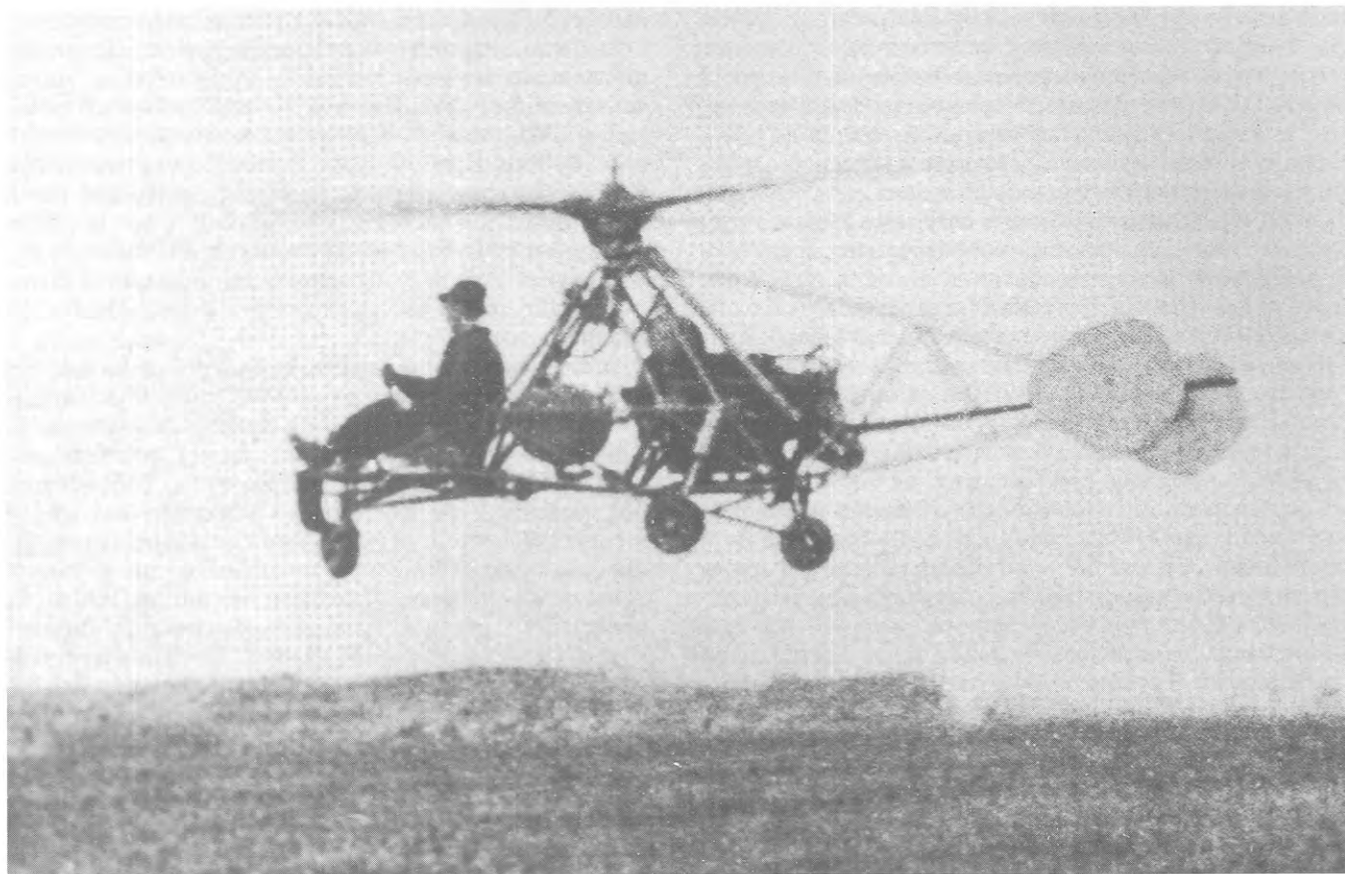


Рис. 7.1. Реактивный вертолет Доблхофф WNF 342 V1 совершил первый полет весной 1943 года. Малый воздушный винт был установлен в хвостовой части для подачи воздуха на поверхности хвостового оперения при низких скоростях



Рис. 7.2. Реактивный вертолет Доблхофф WNF 342 V4

кой, первые три вертолета не имели никакого устройства изменения шага несущего винта, и вертикальное управление обеспечивалось простым изменением скорости вращения несущего винта. Описание оригинального метода управления углом тангенса, изобретенного для V4, будет дано ниже, поскольку оно было связано с системой управления реактивным двигателем.

WNF 342 V1 был построен и совершил первый полет весной 1943 года, но был незначительно поврежден в 1944 году во время воздушного налета на Вену. Вслед за этим испытательная программа была переведена в близлежащий город Оберграфендорф, где двигатель Walter-Mikron мощностью 60 л.с., приводящий в действие компрессор, в машине V1 был заменен двигателем мощностью 90 л.с., и общие изменения были сделаны до этапа, когда машина получила обозначение V2. Для машин V3 и V4 было проведено прогрессивное увеличение диаметра ротора, и эти две машины использовали дополнительную мощность 140 л.с. двигателя БМВ-Брамо Sh 14A, приводившего в действие компрессор. Только у машины V4 такие усовершенствования, как обтекатели, были полупостоянными приспособлениями, хотя это все еще происходило на экспериментальном этапе. У всех машин нагнетатель с редуктором Argus As 411 был приспособлен в качестве воздушного компрессора. V4 имел два места (у предыдущих прототипов было только одно), диаметр ротора 10,0 м и вес с полной нагрузкой 640 кг, который давал роторную нагрузку на диск 8,17 кг/м<sup>2</sup>.

## Реактивная система

### Топливная система

Главная проблема, которую пришлось решать Дoblhoffу, заключалась в достижении эффективного смешивания топлива с воздухом. Это было особенно важно по причине небольшого размера камер сгорания или реактивных двигателей, концов трех лопаток ротора и небольшого объема воздуха, который мог быть пропущен через полые лопасти за один раз. Поставленные условия должны были включать быстрое сгорание, полное смешивание топлива и воздуха и воздушно-топливный коэффициент, приблизительно равный 14 к 1. Первые испытания включали впрыск под давлением жидкого топлива в поток сжатого воздуха, но они были безуспешными, поскольку приблизительно половина теплосодержания отдавалась в окружающую среду.

Успех, однако, был достигнут путем испарения топлива при 160 °C до впрыска. Горячие отработанные газы поршневого двигателя обеспечивали передачу тепла на испаритель, и пары топлива впрыскивались в воздушный поток перед компрессором, расположенным в первых трех опытных образцах вертолета. По этой системе давление переходило от компрессора в топливный бак и обеспечивало подачу топлива в испаритель, из которого оно поступало в компрессор под давлением, соответствующим атмосферному давлению. Действие лопаток компрессора обеспечивало полное смешивание паров топлива и воздуха. Позже множество ма-

лых труб были установлены в испарителе, чтобы демпфировать тенденции колебания давления. Хотя смешивание по этой системе было превосходным, запуск двигателя был трудным, и если один роторный реактивный двигатель глох, то два остальных также глохли вместе с ним. Кроме того, компрессор имел небольшой КПД, поскольку втягивал нагретый газ, требовавший дополнительной энергии для сжатия. В то время как на этом этапе вертолеты летали, у них определенно не было никакой тяги несущего винта или подъемной силы, так что Дoblhoff изобрел другую систему смешивания топлива с воздухом.

Вторая система схематично представлена на рис. 7.3 и существенно отличается тем, что пары топлива впрыскивались в воздушный поток после компрессора, то есть со стороны с высоким давлением. Следовательно, топливный насос шестеренчатого типа, работающий под давлением три или четыре атмосферы, был введен в систему вместе с регулятором для поддержания постоянного коэффициента топливовоздушной смеси. Зоны мембран в регуляторе были рассчитаны таким образом, чтобы обеспечить правильное соотношение давления топлива к давлению наддува. Пружина в регуляторе обеспечивала постоянное наличие топлива для запуска двигателя и холостого хода, и путем простой ре-

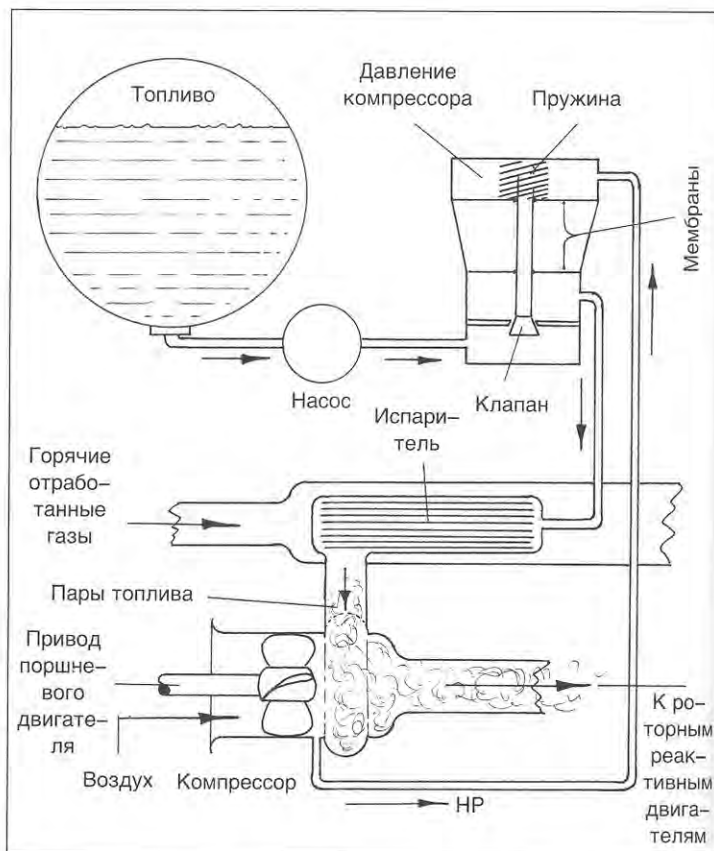


Рис. 7.3. Схема системы смешивания топлива с воздухом вертолета Дoblhoff WNF 342 (V4)



гулировки давления пружины коэффициент топливо-воздушной смеси мог при необходимости изменяться.

#### Втулка несущего винта

Топливо-воздушная смесь направлялась от выхода компрессора к входу полый втулки несущего винта, показанной на рис. 7.4 и 7.5. Поскольку смесь была под давлением и соответствовала установке режима работы двигателя, она использовалась в оригинальном методе

управления шагом несущего винта. Каждая лопатка ротора была соединена с головкой посредством гибкой трубы, поддерживаемой стальными листовыми пружинами, соединенными с отливкой из алюминиевого сплава, образующей верхнюю половину полый втулки. Верхняя отливка вращалась в нижней, неподвижно закрепленной отливке, и между ними располагалось уплотнение. Топливная смесь поступала изнутри полый втулки в трубы трех лопаток ротора. Полый неподвиж-

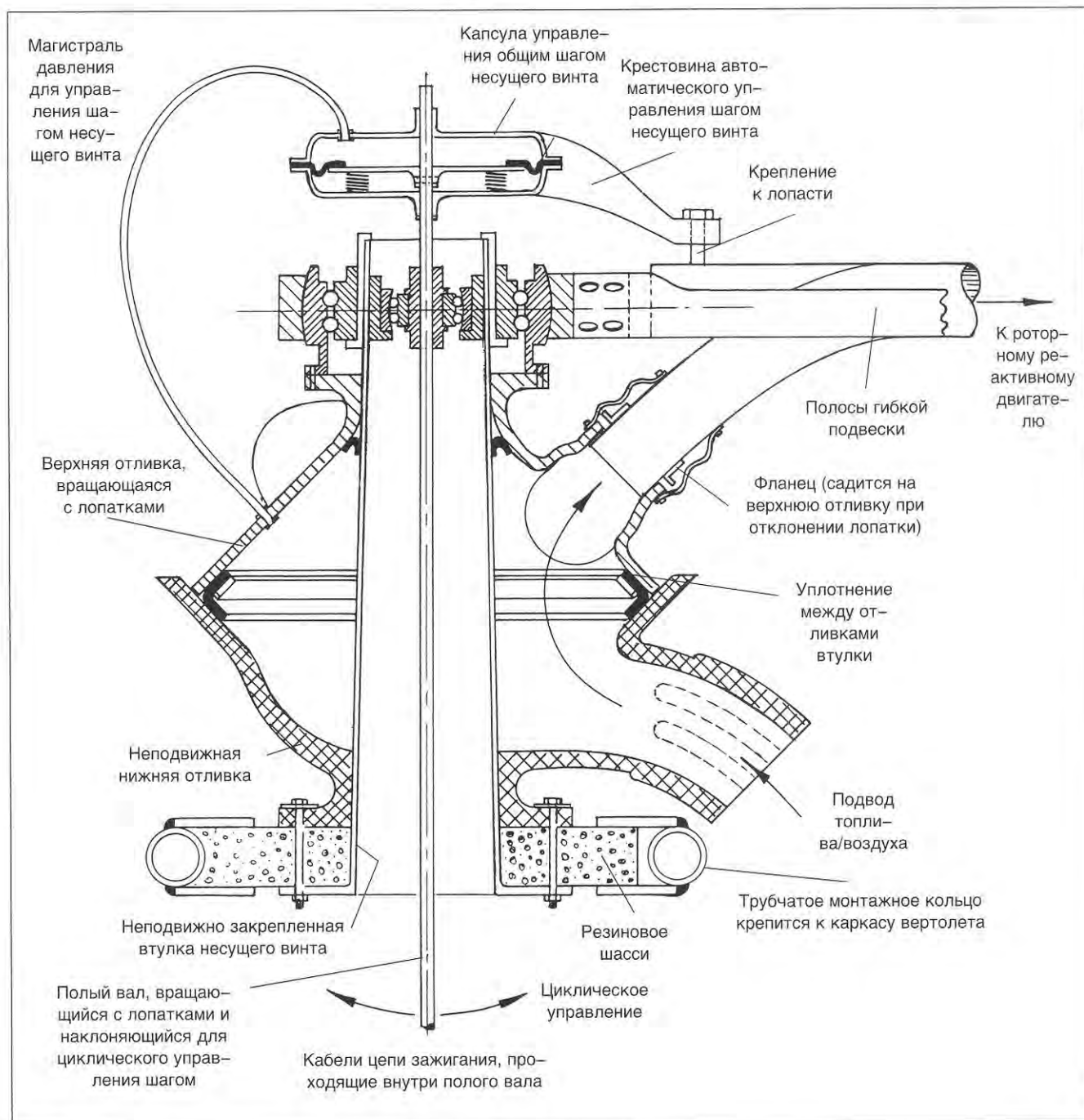


Рис. 7.4. Втулка несущего винта реактивного вертолета Доблхофф WNF 342 (V4)

но закрепленный вал, служивший опорой для верхней отливки, проходил сквозь полую втулку и крепился к каркасу вертолета на резиновых шасси. Внутри пустотелого вала вращался другой вал в сферически установленной опоре и на своей головке нес крестовину управления шагом лопасти. Таким образом, угловое смещение внутреннего вала наклоняло крестовину и обеспечивало соответствующее управление циклическим шагом. Для управления общим шагом несущего винта крестовина соединялась с внутренним валом посредством мембранного датчика давления, соединенного с трубопроводом, по которому давление топливовоздушной смеси подавалось в полую втулку. Крестовина приводилась в вертикальное движение в соответствии с этим давлением, которому противодействовали пружины внутри мембранного датчика давления. Кроме того, управление общим шагом несущего винта осуществлялось торсионной жесткостью центробежно нагруженных держателей пружин. Когда пилот перемещал рычаг управления тягой для увеличения мощности, происходило быстрое увеличение давления топливовоздушной смеси и реактивной тяги, вместе с увеличением общего шага несущего винта, который поддерживал на постоянном уровне скорость вращения несущего винта. Постоянная скорость вращения несущего винта значительно упростила средства управления.

#### *Лопатки ротора*

Лопатки ротора должны были быть приемлемыми с точки зрения аэродинамики при наличии внутреннего полого пространства для передачи топливовоздушной смеси с минимальной потерей давления к реактивным двигателям. Соответствующая конструкция была получена с третьей попытки. Круглая труба из алюминиевого сплава была протянута через волочильные доски для получения полого аэродинамического профиля (NACA 23018) без задней кромки. Деревянная задняя кромка с отверстием для кабеля цепи зажигания была закреплена с помощью бакелитовой смолы. На конце роторной трубы заклепками была закреплена стальная арматура, к которой крепился роторный реактивный двигатель.

#### *Роторные реактивные двигатели*

Поскольку температура горения свыше 2000 °C была очень высокой, роторные реактивные двигатели изготавливались из жаропрочной стали производства Gebrueder Boehler, содержащей 20 % никеля и 18 % хрома. Каждая камера сгорания изготавливалась из двух половинок, которые сваривались вместе. Во избежание обратной вспышки в полую лопатку ротора каждая камера сгорания имела пять труб (сквозь и вокруг которых мог проходить воздух), которые действовали в качестве фильтра. Небольшой клин в конце каждой трубы создавал достаточную турбулентность для стабилизации сгорания. Исключительно для целей запуска двигателя у каждого реактивного агрегата была запальная свеча, которая включалась, когда лопатка ротора располагалась со стороны правого борта вертолета. Конечная длина кабеля цепи зажигания, ведущего к каждому реактивному двигателю, для предохранения раз-

мешалась в кварцевой оболочке. В то время как сгорание было достаточно устойчивым, оно не было постоянным и имело колеблющееся давление с частотой 270 циклов в секунду.

Данные системы реактивных двигателей вертолета WNF 342 V4 следующие:

Максимальная мощность поршневого двигателя — 135 л.с. (мощность в 95 л.с. использовалась для зависания)  
 Мощность охлаждения — 9 л.с.  
 Рулевая мощность воздушного винта — 3 л.с.  
 Мощность, подводимая к валу компрессора — 114 л.с.  
 Число оборотов двигателя — 250 об/мин  
 Скорость компрессора — 36000 об/мин  
 КПД компрессора — 68 %  
 Воздушный поток (для зависания) — 0,7 кг/с  
 Зависание:  
 Расход моторного топлива — 32,0 кг/ч  
 Расход роторного реактивного топлива — 135,0 кг/ч  
 Температура сгорания — выше 2000 °C  
 Полезная тяга роторного реактивного двигателя — 13,3 кг  
 Линейная скорость конца лопасти ротора от действия реактивной тяги — 160 м/с  
 Скорость вращения несущего винта — 305 об/мин  
 Мощность ротора — 525 л.с.

#### **Летные испытания**

Как указывалось, полеты вертолета WNF 342 V1 начались весной 1943 года. Эта машина не имела лопаток ротора с весовой компенсацией даже после модификации до модели V2, но ротор имел очень легкую нагрузку и не достигал критической скорости флаттера. По причине несущего винта с реактивным приводом без крутящего момента полет вертолета был очень плавным и дрожание рукоятки управления было очень незначительным.

Однако трудности начались с более тяжелым прототипом вертолета V3, который проявил значительную вибрацию во время первых испытаний. Вращение лопаток ротора приводило к боковым перемещениям втулки несущего винта, дополнявшихся качанием всей машины. При скорости вращения несущего винта менее 300 об/мин ситуация была плохой, но при более высокой скорости полет проходил совершенно плавно. К сожалению, единственный способ приземления на этом этапе состоял в уменьшении скорости вращения несущего винта, так как не было никакого управления шагом несущего винта. Таким образом, летчик-испытатель Август Штепан оказался в затруднительном положении при первом полете, поскольку всякий раз, когда он пробовал приземлиться, уменьшая скорость вращения несущего винта, вибрация и колебание были настолько сильными, что он вынужден был снова увеличивать режим. В конечном счете ему пришлось приземлиться, но сильное колебание поставило вертолет на одно колесо и перевернуло его. Решение этой проблемы было найдено путем расчетов и состояло в том, что частота колебаний лопатки ротора вдоль хорды была близка числу оборотов ротора в минуту. Все было хорошо, ког-



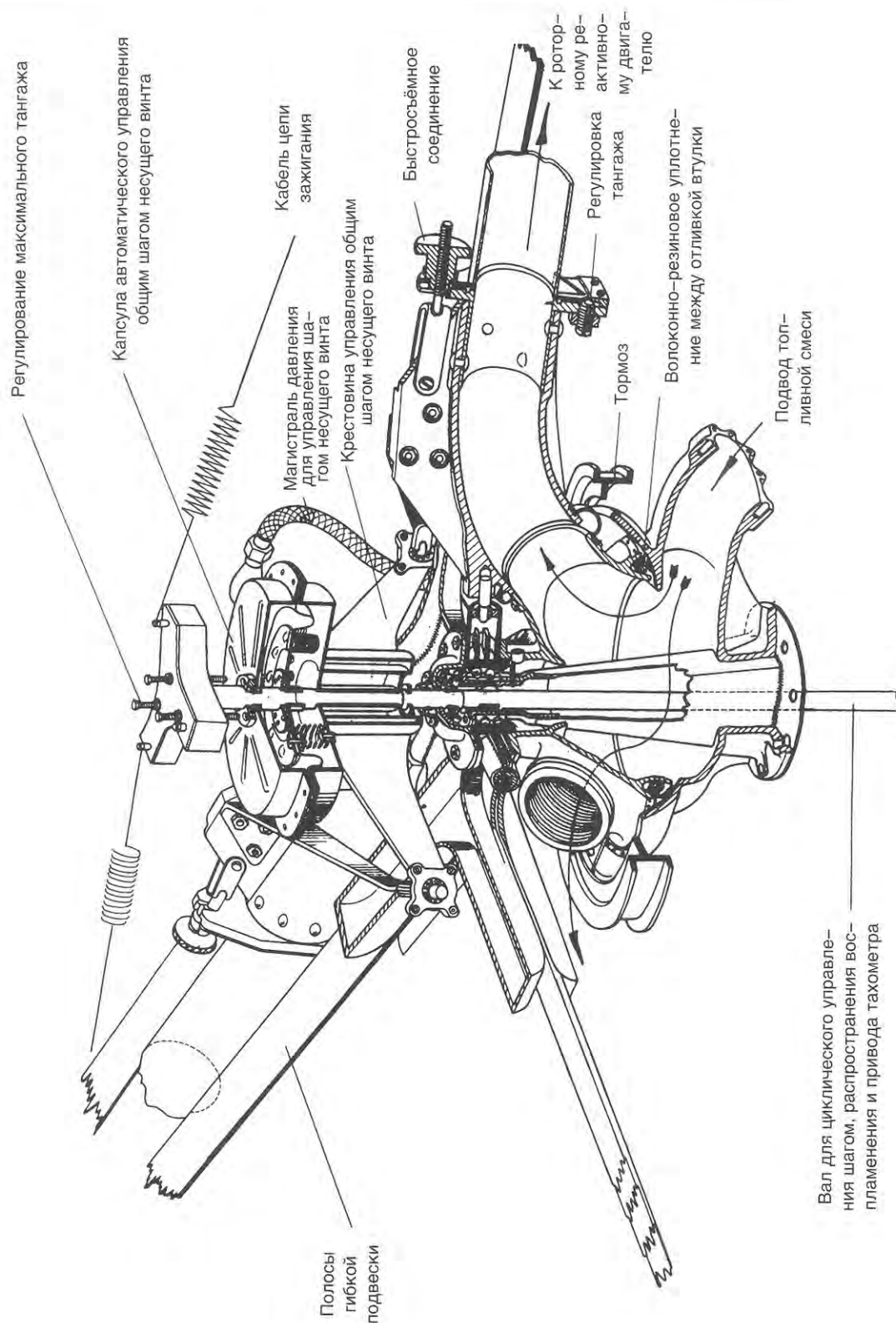


Рис. 7.5. Перспективный вид втулки несущего винта реактивного вертолета Дюблхофф WNF 342 (V4)

да величина вращения была большой, но когда она уменьшалась, возникали сильные колебания (в особенности когда разность между частотой колебаний лопасти ротора вдоль хорды и величиной вращения была близка к собственной частоте фюзеляжа вертолета).

Средством решения проблемы оказалось удлинение и смягчение полос подвески пластинчатой пружины таким образом, чтобы собственная частота лопастей была всегда ниже величины вращения. Даже в этом случае приходилось поддерживать скорость вращения несущего винта на максимально возможном уровне, и всегда существовали определенной величины колебания при нахождении машины на земле. После переделки ротора машины V3 один из реактивных двигателей не был правильно установлен, что в итоге привело к возникновению сильного флаттера. Во время ночных испытаний наблюдение за снопами пламени реактивных двигате-

лей показало, что амплитуда перемещения лопасти составляла один метр. Эта ошибка при установке одного из реактивных двигателей привела к дополнительным расчетам и теории, которая указывала на необходимость весовой компенсации лопаток ротора перед передней кромкой. Сначала эта модификация, проведенная на машине V4, привела в результате к очень устойчивому полету, но средства управления были медленными, и полеты на небольшом расстоянии от земли при ненастной погоде представляли опасность. Более чувствительные средства управления были получены путем доработки, позволяющей уравновесить массу и нагрузку, с тем чтобы у машины V4 отсутствовала вибрация и был плавный полет. Ко времени приостановки программы разработок вертолет V4 зависал в общей сложности в течение 25 часов, но не имел скорости при горизонтальном полете выше 40–48 км/час.

## Заключение

В течение трех с половиной лет своей программы исследований Доблхофф достиг значительных успехов в направлении создания надежного реактивного вертолета, но его главным недостатком был большой расход топлива ротором реактивного двигателя. Поскольку роторные реактивные двигатели расходовали топливо в объемах, в четыре раза превышающих двигатель компрессора и воздушных винтов, то мощность ротора была намеренно ограничена горизонтальным полетом и висением. В остальном машина использовалась как автожир. Для устранения потерь, возникающих в трубах и в целом в системе, Доблхофф на одном из этапов рассматривал вращение роторов с помощью пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, и даже миниатюрных турбореактивных двигателей, установленных прямо на их концах. К концу войны в 1945 году, под носом у Красной Армии, приближающейся к Вене, группа Доблхоффа спешно ретировалась к Цел-ам-Зее, где прототипы WNF 342 V2 и V4 были захвачены американскими войсками. После оценки машина V4 была перевезена для сохранения в Смитсоновский институт в Вашингтоне.

Существовало множество вариаций реактивной системы Доблхоффа, которые испытывались в различных странах в течение послевоенных лет. В 1947 году фирма Fairey Aviation в Англии запатентовала систему реактивного роторного двигателя, основанную на работах Доблхоффа. В этой системе газовая турбина использовалась вместо более раннего поршневого двигателя. Центробежный компрессор подавал воздух через теплообменник к форсункам на концах ротора, степень расширения этого горячего воздуха была достаточной для создания тягового усилия без сжигания дополнительного топлива. Часть воздуха, вышедшего из теплообменника, передавалась на турбину, приводившую в движение компрессор, и этот воздух нагревался далее в камере сгорания. Отработанные газы турбины проходили через теплообменник и выходили наружу через рулевое и хвостовое

сопла для обеспечения управления. Усовершенствования в виде автоматических устройств включали центробежное управление зонами выхода роторных сопел и доводку шага несущего винта для авторотации в случае отказа турбины или компрессора. В результате этих разработок появился сверхлегкий вертолет Fairey, использовавший газотурбинный двигатель Blackburn Turboméca Palouste. Модель прошла много успешных демонстраций, но шум и большой расход топлива вынудили правительство остановить ее разработку в пользу вертолета с поршневым двигателем, известного как Skeeter. Эти вертолеты использовались для поддержки взаимодействия армейских подразделений. После войны Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Ouest (SNCASO) также заинтересовалось схемами Доблхоффа. SNCASO вскоре разработало и построило три прототипа вертолета с роторами, имеющими горелки на концах. Это были модели Ariel I и II с поршневыми двигателями, приводящими в действие нагнетатель и Ariel II с турбиной, приводящей в действие нагнетатель. Они находились в эксплуатации в 1949, 1950 и 1951 годах. По причине сложности регулировки горелок и большого расхода топлива эти вертолеты были вытеснены газотурбинной моделью Farfadet. В вертолете Farfadet использовался только оснащенный реактивным двигателем ротор для вертикального полета, и при горизонтальном полете он поворачивался на манер автожира. Это была более экономичная схема, чем та, которую Доблхофф планировал первоначально. Вертолет начал полеты в 1953 году без каких-либо серьезных проблем, но разработка была остановлена после некоторых трудностей, связанных с газовой турбиной, и из-за недостатка средств. Сегодня в наиболее распространенном типе реактивного вертолета используется экономичный турбовальный двигатель для механического приведения в действие ротора, но поршневой двигатель все еще очень в моде, особенно в небольших моделях вертолетов.



## Раздел 8

# Авиационные пульсирующие воздушно-реактивные двигатели

Пауль Шмидт, Мюнхен — Фирма Argus Motoren Gessellschaft, Берлин — Разработка пульсирующего воздушно-реактивного двигателя в Научно-исследовательском центре в Айнринге — Научно-исследовательская работа, проводимая в институте FKFS — Фирма H. Walter KG, Киль — Америка следует в фарватере Германии — Заключение

**И**стория развития пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД) является уникальной для авиационных силовых установок. Принципы этого двигателя, известные с первого десятилетия прошлого столетия, в той или иной степени не учитывались в течение последующих двух десятилетий до тех пор, пока не начались практические работы в Германии. Интенсивные опытно-конструкторские работы, связанные с разработкой воздушно-реактивных двигателей во время Второй мировой войны, принесли свои плоды, хотя сразу же после окончания войны этот тип двигателя устарел, так и не будучи отработан до конца.

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель состоит из трубы с системой клапанов с одной стороны, обеспечивающей поступление воздуха только во внутреннее пространство, системы впрыска и смешивания топлива, камеры сгорания со средствами зажигания и, наконец, длинной выхлопной трубы. Во время полета воздух принудительно подавался в камеру сгорания за счет воздушно-скоростного напора, а также благодаря уменьшению давления в камере после сгорания и выпуска газов. После воспламенения топливовоздушной смеси горячие газы выбрасывались через выхлопную трубу в хвостовой части с большей скоростью, чем скорость входящего воздуха, в результате чего создавалась тяга в направлении полета. Быстрое и автоматическое повторение цикла приводило к серии всплесков топливовоздушной смеси и последующим колебаниям воздушного объема и давления.

Основная задача заключалась том, чтобы обеспечить по мере возможности работу почти при постоянном объеме. В этом смысле выхлопная труба является исключительно важным элементом главным образом потому, что она подает столб воздуха примерно равного объема. Волна сжатия отражается от выхлопной трубы в виде волны разрежения или отрицательной волны, которая возвращается к камере сгорания. Если труба имеет достаточно большую длину, то давление в камере сгорания будет снижаться после сгорания топливовоздушной смеси перед подходом волны разрежения. Подход волны разрежения приводит к дальнейшему падению давления в камере сгорания ниже давления ок-

ружающей среды, что способствует открытию клапанов для подачи порции свежего воздуха. Заключительной задачей выхлопной трубы является определение частоты всего цикла, поскольку время, необходимое для прохождения и отражения волны сжатия вдоль выхлопной трубы, зависит от длины трубы.

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель в отличие от прямоточного воздушно-реактивного двигателя (описанного в разделе 9), максимально близкого к нему по конструкции, развивает тягу на нулевой скорости. Таким образом, теоретически он может быть использован для взлета, хотя на практике взлет при запуске или взлет со стартовым двигателем дает более эффективную начальную тягу. Хотя ПуВРД является простым двигателем с высокой удельной мощностью, норма расхода топлива этого двигателя очень высокая. К другим недостаткам относятся пульсирующая тяга, уровень шума, вибрация и разрушающая акустика, которую он создает.

О современном пульсирующем воздушно-реактивном двигателе написаны целые тома. Однако, чтобы оценить труды первооткрывателей ПуВРД, вышеизложенного материала будет вполне достаточно. Следует пояснить, что в данном случае мы рассматриваем только пульсирующий двигатель. Во многих ранних проектах и опубликованной патентной литературе частота пульсирующего двигателя зависела от синхронизации подачи смеси и ее зажигания, с тем чтобы двигателю не приходилось работать на собственной частоте системы (непульсирующий двигатель).

На раннем этапе создания неппульсирующих двигателей выдвигалось много идей, и некоторые из них будут рассмотрены ниже. В 1908 году Рене Лорен выдвинул идею о том, чтобы пропускать выхлопные газы поршневого двигателя через регулируемый вращающийся клапан, а затем выбрасывать их через реактивное сопло в виде высокоэнергетической реактивной струи, создающей тягу. В том же году Гольцварт сконструировал базовый тип камеры сгорания, а затем разработал камеру сгорания газовой турбины (см. раздел 5). Для регулирования процессов газообмена неппульсирующих двигателей потребовалось использование ряда элементов, та-

ких как клапаны и золотники, что было связано с некоторыми трудностями.

С другой стороны, пульсирующий двигатель регулирует происходящие в нем газовые процессы простым способом и в автоматическом режиме. С технической точки зрения конструкция пульсирующего двигателя близка к акустическим устройствам, которые уже в начале двадцатого столетия могли генерировать звук огромной мощности. В патентах Марконнета (1909 год) содержался ряд предложений по работе резонатора взрывного типа с целью создания тяги самолета. В 1910 году Караводин использовал резонирующие взрывы (вспышки) для работы газовой турбины в течение нескольких часов, что являлось большим достижением. Периодичность вспышек в трубе его конструкции составляла 38–48 циклов в секунду, полезная мощность турбины была 1,6 л.с., а общий КПД около 2,5 %. Такая низкая эффективность, по-видимому, явилась при-

чиной последующего снижения интереса к пульсирующим двигателям, пока Рейнст в Голландии и Пауль Шмидт в Германии не начали свои опытно-конструкторские работы.

Резонатор взрывного типа конструкции Рейнста представлял собой кувшинообразный двигатель (1930 год), работающий в режиме самовоспламенения, т. е., будучи запущенным один раз, двигатель не нуждался в дополнительных средствах запуска, таких как свечи зажигания, для поддержания серии вспышек. В патентах Рейнста излагался важный процесс самовоспламенения и детонирующего воспламенения. Резонатор его конструкции, в котором воздух и выхлопные газы проходили через одно и то же отверстие, был доставлен в механическую лабораторию Высшей технической школы в Дрездене, где использовался в качестве парогенератора.

## Пауль Шмидт (Мюнхен)

Имя дипломированного инженера Пауля Шмидта неразрывно связано с пульсирующими воздушно-реактивными двигателями, поскольку он был одним из первых специалистов, занятых практической работой с этими двигателями.

Впервые он заинтересовался возможностями реактивного двигателя в 1928 году, когда стал изучать возможность вертикального взлета самолета обычной конфигурации. Обычный воздушный винт обеспечивал самолету тягу для прямолинейного горизонтального полета. Реактивные струи, направленные вниз от фюзеляжа и крыльев, позволили бы самолету перемещаться в вертикальной плоскости, и для этой цели понадобились бы единица или единицы высокой удельной мощности.

К тому времени существовали некоторые предложения об увеличении тяги снаряда с использованием наружного атмосферного воздуха для обеспечения большего весового расхода, но Шмидт отверг эти предложения как бесперспективные.

Затем у него зародилась идея переноса энергии в атмосферу, используя давление продуктов сгорания в прямоточной трубе, осуществляя заправку трубы с использованием в ней инерции уходящего воздуха, проходящего через комплект обратных клапанов, установленных на ее передней торцевой части. Процесс должен был носить периодический характер с обменом энергии почти без потерь и, как следствие, с образованием больших импульсов.

Практические работы продвигались медленно, поскольку в это время основной работой Шмидта была гидродинамика, над проблемами которой он работал совместно с консалтинговой фирмой Maschinen und Apparatebau. Тем не менее, к 25 апреля 1931 года Шмидту был выдан патент (№ 523655) под названием

«Методика создания реактивных сил на самолете», относящийся к разработанному автором пульсирующему воздушно-реактивному двигателю, и в этом же году он обратился к правительству с просьбой об оказании финансовой помощи, которая была удовлетворена. Это обращение было адресовано Адольфу Баймкеру, руководителю Verkehrsministerium (научно-исследовательского отдела Министерства связи, которое впоследствии стало Министерством авиации). До конца войны работа Шмидта финансировалась без перебоев (сначала научно-исследовательским отделом Министерства связи, а с 1935 года научно-исследовательским отделом Министерства авиации). Это был первый проект создания реактивного двигателя, который получил финансовую помощь от немецкого правительства.

Некоторые специалисты высказывали возражения по поводу системы зажигания воздушно-реактивного двигателя, поскольку скорости зажигания, известные в то время, были слишком малы для обеспечения практической тяги. В 1931 году Шмидт приступил к работе над новым устройством, с помощью которого зажигание осуществлялось ударной волной (скачком уплотнения). Цель заключалась в том, чтобы получить скорости зажигания до 100 м/с включительно, что почти в десять раз больше, чем любая другая скорость, известная в то время. В 1923 году в научном докладе излагались теории Р. Вендланда о воздействии скачков уплотнения, но Вендландт не проводил фактических исследований воздействия скачка уплотнения горячих газов на холодную топливовоздушную смесь, и этот процесс впервые был исследован Паулем Шмидтом.

На начальном этапе испытания проводились с использованием устройств зажигания, вызывающих только одиночные скачки уплотнения, посредством чего топливовоздушная смесь поджигалась с целью разрыва



диафрагмы и посылки скачка уплотнения вдоль выхлопной трубы. Этот скачок уплотнения в свою очередь поджигал различные топливовоздушные смеси в трубе. При этом устранялось любое другое воздействие кроме воздействия скачка уплотнения, которое могло бы вызвать зажигание. В конце 1934 года было разработано устройство зажигания, которое вызывало скачки уплотнения с частотой 50 циклов в секунду с использованием системы клапанов и поршня.

Устройство постепенно совершенствовалось, и в 1937 году были проведены первые осциллографические измерения, в результате которых было установлено, что система зажигания работала с частотой 50 циклов в секунду, а сама труба с частотой 100 циклов в секунду. Таким образом, каждую секунду зажигание происходило автоматически, что не стало полной неожиданностью для инженеров, поскольку в предыдущих испытаниях было отмечено, что иногда зажигание трубы продолжалось три или четыре периода после выключения системы зажигания. Фактически Шмидт открыл явление автоматического зажигания, которое впервые исследовал Караводин за четверть века до него.

Учитывая то, что автоматическое зажигание было вызвано слабыми скачками уплотнения, движущимися в обратном направлении от конца трубы после вспышки топливовоздушной смеси (инициируя, таким образом, следующую вспышку), Шмидт решил усилить этот скачок уплотнения, немного увеличив сопротивление воздушных впускных клапанов трубы. Результат оказался обнадеживающим, поскольку труба сразу же включалась в работу автоматически, и устройство зажигания, на которое было потрачено много времени и усилий, больше не понадобилось, что открыло путь для разработки пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.

Этот важный результат был достигнут Шмидтом без труда, причем часть работ оплачивалась из его собственного кармана в дополнение к финансированию со стороны правительства. В 1934 году Шмидт пытался получить дополнительную финансовую помощь для ускорения темпов работы. Было предпринято несколько попыток привлечь интерес конструкторов к идее самолета с вертикальным взлетом и посадкой, и Шмидт по совету друга сформулировал идею применения пульсирующего воздушно-реактивного двигателя в военных целях. В этом вопросе ему оказал помощь профессор доктор Г. Маделунг, который провел аэродинамические исследования самолета-снаряда, истребителя-перехватчика и легкого бомбардировщика.

Проект создания самолета-снаряда (см. рис. 8.1) был представлен Министерству авиации, которое расценило его как не внушающий доверия с технической и тактической точек зрения. В состав самолета-снаряда, не получившего должного признания, должен был входить ПуВРД, выполненный в виде продолжения хвостовой части фюзеляжа с впускными клапанами в уплотненной ленте вокруг середины фюзеляжа. Расчетная скорость этого снаряда составляла 800 км/час на высоте 2000 м, а его размах составлял 3,125 м.

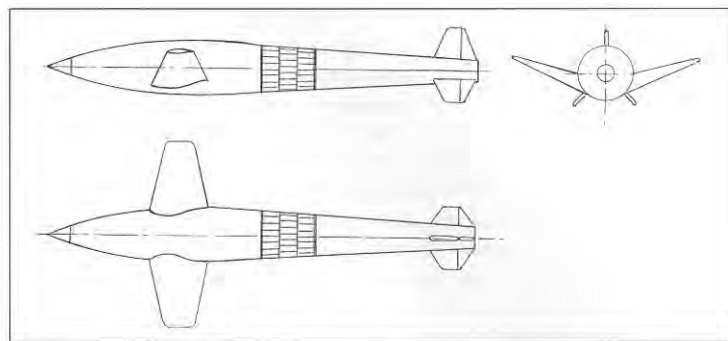


Рис. 8.1. Проект самолета-снаряда, разработанный Шмидтом и Маделунгом в 1934 году

Финансовая сторона дела улучшилась, когда в 1935 году Шмидту была оказана материальная помощь со стороны профессора Буземана, доктора фон Брауна, доктора В. Дорнбергера, профессора А. Негеля и доктора Лоренца. В результате этого Министерство авиации рейха и Военное ведомство по вооружению проявили большой интерес к созданию самолета-снаряда, выделив дополнительные средства для его разработки. Когда сумма на счете достигла одного миллиона рейхсмарок (которая была возвращена в конце 1944 года), Шмидт смог привлечь небольшую группу специалистов во главе с Гансом Лембке для проведения опытно-конструкторских работ в Мюнхене. В свою очередь группа специалистов во главе со Шмидтом должна была разработать три типа пульсирующего двигателя, представленных схематически на рис. 8.2. После разработки прямооточного воздушно-реактивного двигателя типа А работа должна была продолжаться над пульсирующим воздушно-реактивным двигателем со вторым набором клапанов для впуска дополнительного воздуха и увеличения тяги (тип В). В двигателе типа С, который так и не был создан, максимальный коэффициент полезного действия предназначался для дополнительного ввода устройства сжатия с колеблющимся поршнем, которое должно было выпускать в трубу газовую массу, состоящую из различных компонентов, которые смешивались перед воспламенением.

Первый двигатель Шмидта с автоматическим зажиганием прошел испытания в 1938 году. Длина трубы составляла около 2 м, диаметр — 120 мм, а сама труба работала на эфирно-воздушной смеси, всасываемой из бака. В 1939 году диаметр трубы был увеличен до 200 мм, а позднее до 510 мм с длиной трубы приблизительно 3,50 м. В начале 1940 года была изготовлена труба диаметром 500 мм, которая предназначалась для статической тяги 500 кг и работала в течение непродолжительного времени на газообразном пропане или бутане в качестве топлива. Топливоздушная смесь была впервые испытана на трубе диаметром 200 мм, при этом кольцевое устройство топливных форсунок размещалось внутри короткой впускной трубы перед всасывающими клапанами. Эта система работала нормально, но от нее пришлось отказаться из-за опасности пожара,

который мог возникнуть при подготовке топливной смеси вне трубы.

По этой причине была начата разработка системы для подготовки топливной смеси внутри трубы, а первые эксперименты с бензином были проведены с использованием трубы диаметром 120 мм. К весне 1940 года были разработаны топливные форсунки (см. рис. 8.3), которые устанавливались за головкой клапана, т. е. в начале камеры сгорания. Скорость потока топлива устранялась с помощью защитных сеток, а давление, оказываемое на топливо, обеспечивалось самим всасываемым воздушным потоком. Таким образом, топливо впрыскивалось пропорционально воздушному потоку через кольцеобразно расположенные отверстия в каждой форсунке. Шмидт полагал, что наилучшие рабочие условия были бы получены при прерывистом низконапорном образовании смеси. В стадии разработки находилась ритмически работающая форсунка, которая располагалась в центре трубы около корпуса клапана. Чувствительные механизмы форсунки имели небольшой топливотрегулирующий поршень и слабую пружину, которая удерживала форсунку в закрытом положении для

предотвращения утечки топлива. В течение цикла впуска входящий воздух поднимал поршень, и соответствующее количество топлива впрыскивалось в трубу с сильным завихрением для лучшего распределения струи. Однако в конце войны эта система была все еще в стадии разработки. Между тем продолжалась разработка других компонентов двигателя, таких как воздушные впускные клапаны. Минимальное сопротивление входного отверстия трубы было необходимо для значительного увеличения подачи воздуха, и для этой цели сначала использовалась коробчатая конструкция с пружинными створчатыми клапанами простого типа. Клапаны типа гармоник конструкции Шмидта были сконструированы после испытаний многих образцов, один из которых проработал не более двадцати часов в 1941 году. В таких клапанах воздушные каналы и держатель створчатого клапана подсоединялись к заклепанному пружинным створчатым клапанам для создания клапанного узла в сборе. Для подачи большого количества воздуха в трубу площадь открытых каналов должна быть максимально близкой к площади поперечного сечения трубы. Соответственно, был разрабо-

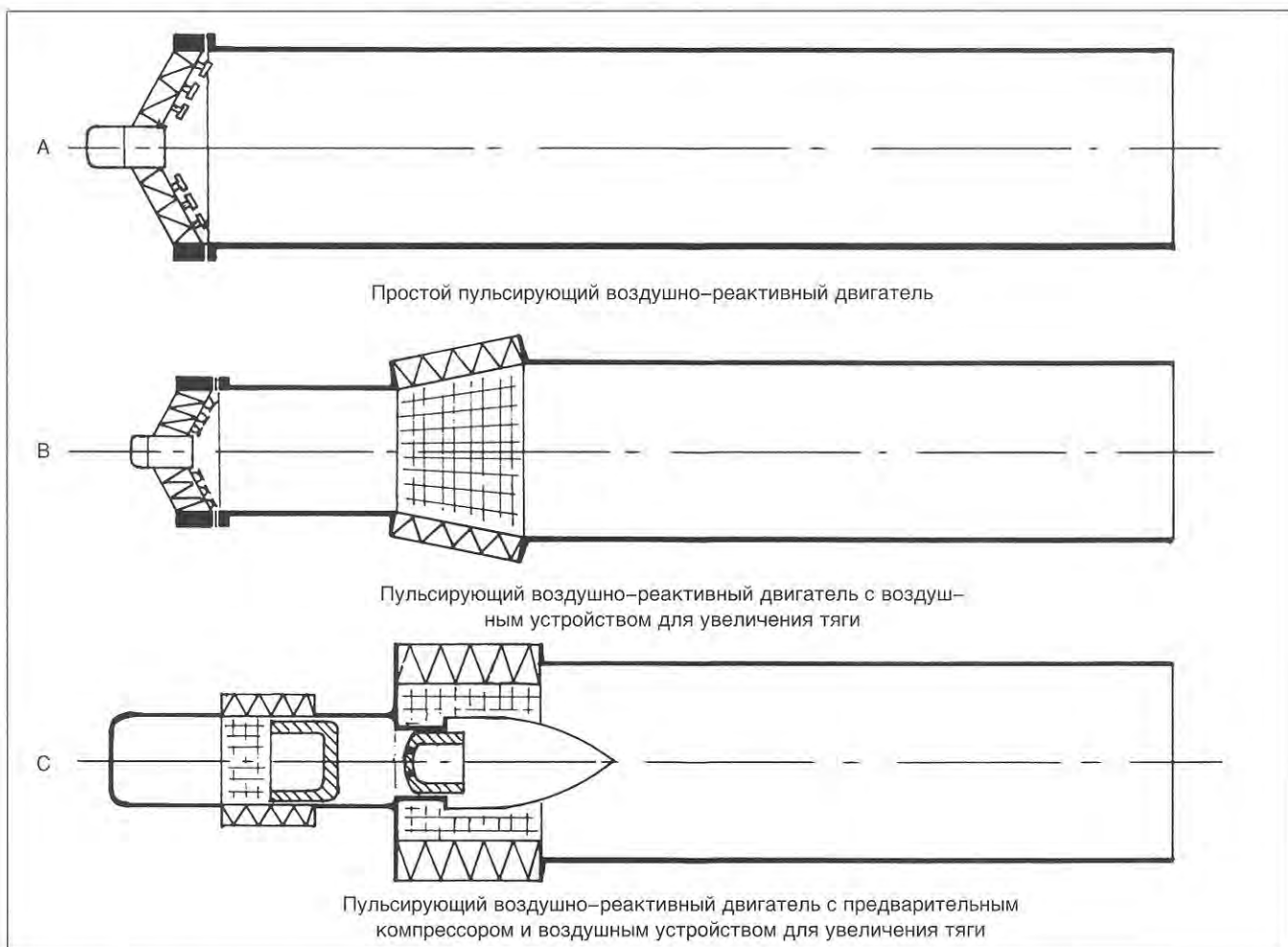


Рис. 8.2. Три типа пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, запланированного для разработки Паулем Шмидтом



тан конический клапан для ПуВРД SR 500 (трубы диаметром 500 мм конструкции Шмидта-Рора или Шмидта). Из-за конической формы клапана в сегментах были предусмотрены воздушные каналы, а опорные поверхности створчатых клапанов имели различные углы кривизны. Успешно прошло также испытание створчатых клапанов, расположенных под прямым углом к трубе.

На рис. 8.3 показан ПуВРД SR 500 в разрезе, а на рис. 8.4 — вид двигателя SR 500 в разрезе без пускового агрегата. Разрабатываемый пусковой агрегат был снабжен электродвигателем на 24 вольта, который приводил в действие осевой нагнетатель, воздушный поток от которого нагнетался вместе с топливом. Полученная топливоздушная смесь подавалась в камеру сгорания через среднюю часть головки клапана. Когда электродвигатель находился в нерабочем состоянии, лопатки нагнетателя автоматически поворачивались для закрытия центрального входного устройства, оставляя головку основного клапана для нормальной работы входного устройства. После включения основного топливного клапана запуск электродвигателя, прохождение пускового и основного топлива, воспламенение свечи зажигания и выключение электродвигателя и свечи зажигания происходили автоматически в последовательности, определяемой электрическим реле. Топливо из бака подавалось насосом, приводимым в действие импульсами давления, поступавшими из камеры сгорания ПуВРД. Используемый управляющий клапан не отключал подачу топлива, если горение в трубе происходило в нормальном режиме. Если система зажигания

выходила из строя, клапан закрывался после двух или трех циклов во избежание переполнения трубы топливом и исключения опасности возникновения пожара. Запуск вышеупомянутым методом занимал около 1,5 секунды.

В 1942 году SR 500 был модернизирован для увеличения статической тяги до 750 кг путем увеличения диаметра трубы со стороны выхлопа (см. фото). Это позволило улучшить технические характеристики и повысить эффективность силовой установки при взлете, хотя ни один ПуВРД Шмидта не находился в полете. После обращений о выделении дополнительных финансовых средств группа Шмидта получила заказ на изготовление нескольких силовых установок для демонстрационных целей. Одна из последующих моделей двигателя показала отрицательные результаты. В конце 1942 — начале 1943 года Министерство авиации распорядилось провести испытание силовой установки с тягой 750 кг в аэродинамической трубе Авиационного научно-исследовательского института в Брунсвике. Сначала производительность топливного насоса была слишком низкой, а когда был получен второй насос, то оказалось, что его производительность составляла всего лишь около половины от нормального расхода топлива. В результате труба работала довольно шумно на этом более низком эксплуатационном уровне, а замеренная тяга составила всего лишь 375 кг на скорости 350 км/ч.

Мягкая подвеска трубы не использовалась при испытаниях в Брунсвике, вследствие чего здание испытывало сильную тряску, и возникла опасность его обрушения. Эта опасность была достаточно явной, поскольку

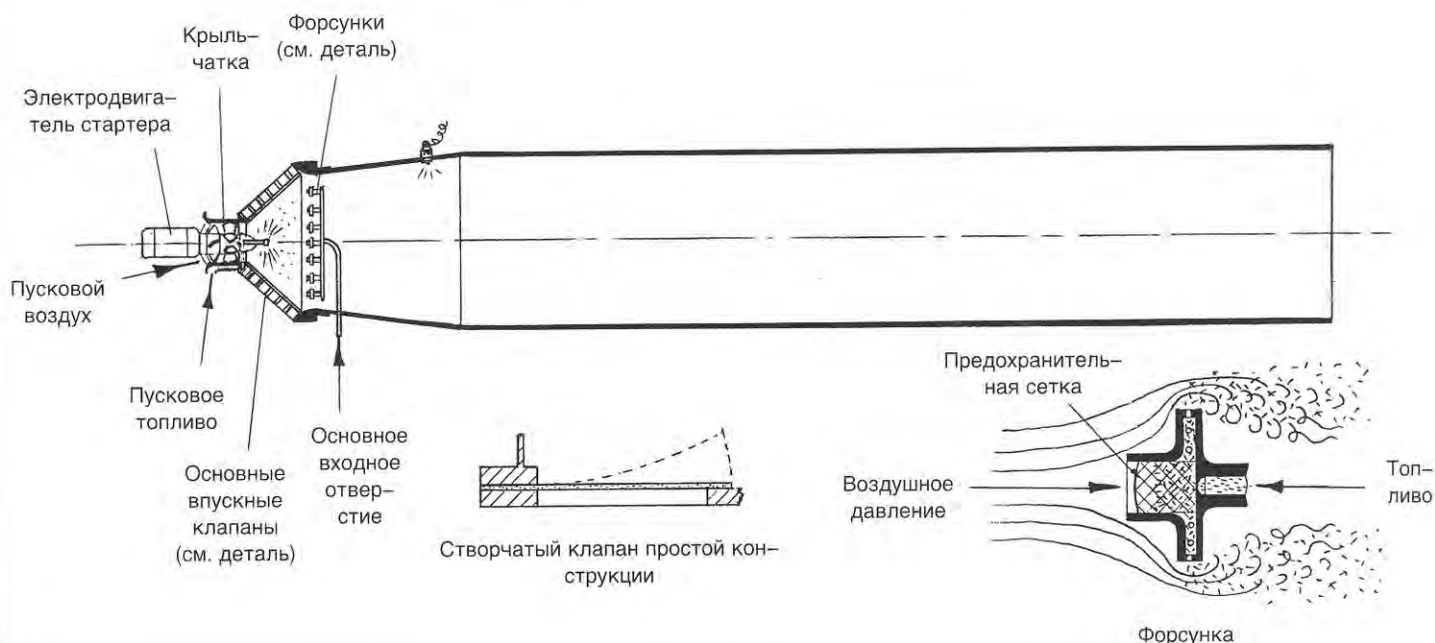


Рис. 8.3. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель диаметром 510 мм конструкции Шмидта

здание испытывало толчки силой в несколько тонн, с частотой 50 толчков в секунду в дополнение к акустическим воздействиям трубы. Дальнейшие испытания в аэродинамической трубе не проводились, даже несмотря на то что Шмидту в Мюнхене не приходилось встречаться с подобными толчками при разработке ПуВРД, хотя тяга этих двигателей была в 2 раза больше. Тогда энергетические пики и вибрации, создаваемые периодическим горением, компенсировались подпружиненными подвесками. Трубы были соединены с подвесками с помощью спиральных пружин, в результате чего колебания мощности составляли только около одного процента от средней тяги в точке крепления. Этот метод сглаживания тяги давал удовлетворительные результаты при тяге ниже 1000 кг, но при тяге выше этой величины отмечались энергетические пики. Поэтому для улучшения системы амортизации было предусмотрено дополнительное гидравлическое амортизационное устройство, которое предполагалось установить на испытательном стенде.

Что касается испытаний, то можно легко представить, что уровень звука, исходившего от ПуВРД, создавал дискомфорт для тех, кто находился рядом, и длительная работа в таких условиях могла вызвать большую усталость и нервное напряжение. Поэтому в Мюнхене группа Шмидта уменьшила уровень звука, установив ПуВРД на вертикальных испытательных стендах таким образом, чтобы выхлопные газы были направлены вверх. Тяга замерялась на устройстве с гидравлическим поршнем, в то время как предыдущая калибровка была выполнена подвешиванием гирь на трубе. К сожалению, испытания двигателей в таком положении с технической точки зрения оказались менее удачными, чем испытания, проводимые на других (горизонтальных) типах испытательных стендов, и не смогли выявить неправильное распределение струи горячего. В горизонтальном положении, когда сила тяги воздействовала под прямым углом по отноше-

нию к средней линии трубы, струя горячего от форсунок Шмидта направлялась в сторону нижней части камеры сгорания, оказывая отрицательное воздействие на эксплуатационные характеристики. Это привело к чувствительности двигателя к пространственному положению и нестабильным эксплуатационным характеристикам.

Эти проблемы наряду с другими проблемами постепенно решались с помощью нового дополнительного оборудования, находящегося в стадии разработки, и, тем не менее, к концу войны не было ни одного пульсирующего воздушно-реактивного двигателя Шмидта с полной доводкой.

Некоторые параметры ПуВРД SR 500 с улучшенными техническими характеристиками приводятся ниже:

Тяга (над уровнем моря) — 750 кг, статическая  
 630 кг на скорости 350 км/ч  
 680 кг на скорости 700 км/ч  
 Частота импульсов — 50 циклов/с  
 Удельная тяга — 0,3 кг/см<sup>2</sup>  
 Удельный расход топлива — 2,75  
 Максимальный диаметр трубы — 0,565 м  
 Диаметр перед форсажной камерой — 0,450 м  
 Общая длина — 3,575 м

В начале 1940 года Министерство авиации пыталось наладить сотрудничество между группой Шмидта и фирмой Argus в области разработки ПуВРД, и с этой целью в феврале того же года Пауль Шмидт посетил фирму Argus. В марте Шмидт показал один из своих двигателей, рассчитанный на тягу 500 кг, но, тем не менее, сотрудничество, по-видимому, не было прочным и плодотворным. К концу 1941 года фирма Argus заметно продвинулась вперед в разработке пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, обогнав Шмидта, который начал исследования раньше. Это произошло отчасти из-за того, что фирме Argus было выделено больше денежных средств.



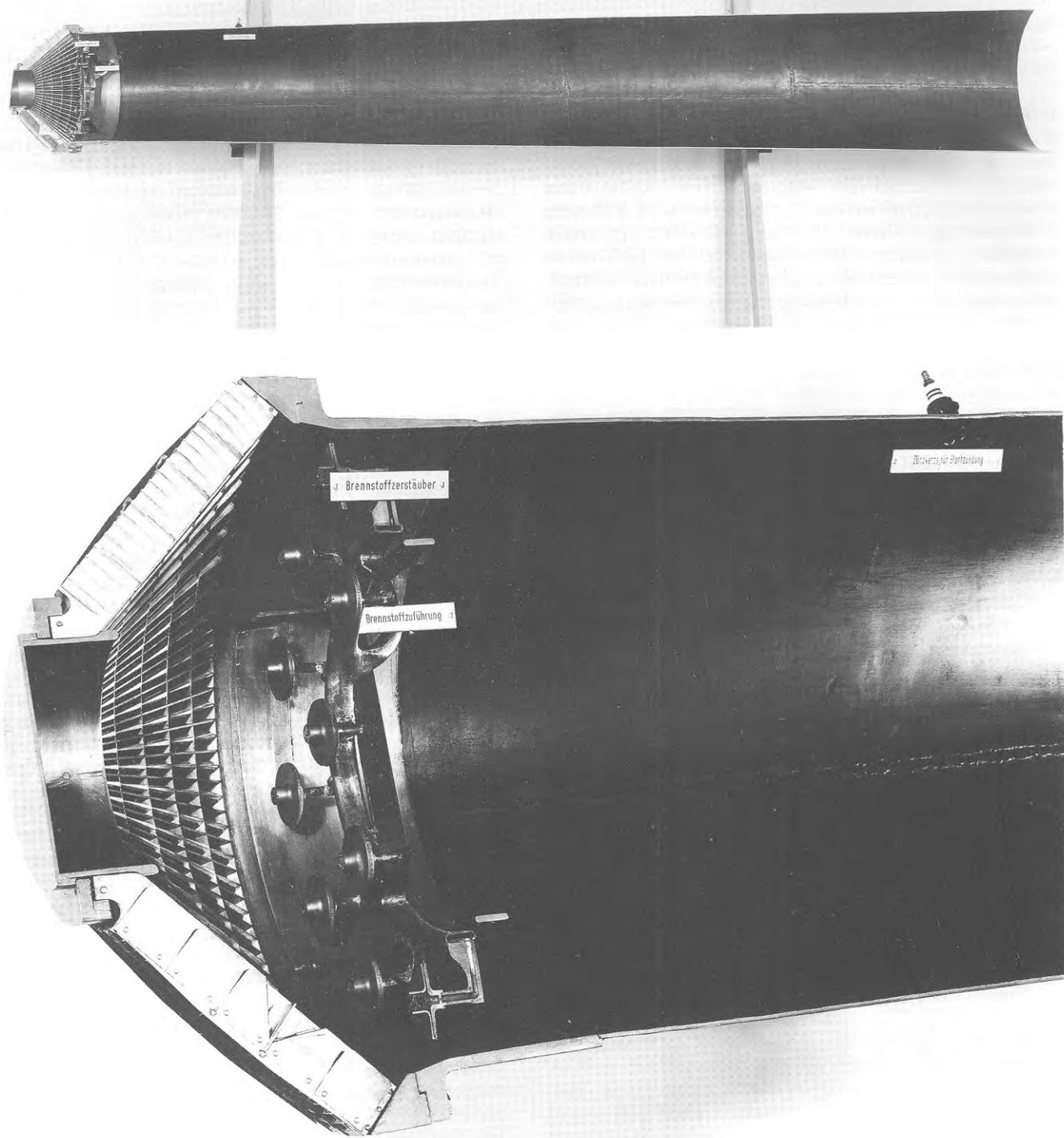


Рис. 8.4. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель SR 500 конструкции Шмидта-Рора (вид в разрезе). Системы воздушных впускных клапанов и топливных форсунок хорошо видны в крупном плане. Деревянная оправка располагалась там, где обычно находился пусковой агрегат (фотография предоставлена Немецким музеем Мюнхена)

## Фирма "Argus Motoren Gesellschaft", Берлин

Первые испытания на земле и в воздухе, проводимые фирмой Argus — Доводка пульсирующего воздушно-реактивного двигателя 109-015 фирмы Argus до готовности к эксплуатации — Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель 109-015 используется в военных целях — Дальнейшие научно-исследовательские работы, проводимые фирмой Argus

В 1939 году Техническое управление Министерства авиации приняло решение о начале разработки реактивных двигателей. Для участия в этой работе было привлечено несколько фирм, о чем шла речь в разделе 2. Фирма Argus Motoren Gesellschaft, располагавшаяся в Берлине и занимавшаяся производством небольших авиационных поршневых двигателей и нагнетателей, была приглашена для разработки пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Не имея никакой информации о работе Шмидта, фирма приступила к выполнению задания в ноябре 1939 года под руководством доктора технических наук Фрица Госслау (директора фирмы Argus) и инженера Гюнтера Дидриха, несомненно, очень способного. Дидрих проводил исследования в Высшей технической школе в Берлине и в течение 1935—1937 годов выполнял опытно-конструкторские работы с парогенераторами обычного типа на заводе паровых турбин Всеобщей электрической фирмы Allgemeine Elektrizitätsgesellschaft (AEG) в Берлине. Кроме того, он исследовал проблемы, связанные с возможным применением автомобилей и самолетов с паровым двигателем.

В начале работы специалисты фирмы Argus не располагали информацией об аэрорезонаторе и ничего не знали о работе Рейнста. В качестве первого шага Дидрих должен был получить сведения о работе резонатора взрывного типа, провести эксперименты с различными смесями, получить информацию о тягах реактивного двигателя с целью разработки стартового двигателя для самолета. Группе под руководством Г. Вальтера — Н. Walter KG, работавшей в Киле, была поставлена аналогичная задача, но касавшаяся реактивных двигателей. Как выяснилось, позже, пульсирующий воздушно-реактивный двигатель предназначался для скоростей полета не менее 700 км/ч, и это обуславливалось тем, что воздух мог бы подаваться в двигатель при соответствующем скоростном напоре. После этого при периодической подаче воздуха можно было бы непрерывно впрыскивать топливо в камеру сгорания. Этот точный анализ в значительной степени способствовал проведению опытно-конструкторских работ в фирме Argus.

Первая опытная модель состояла из вибрационной камеры и насадка Борда (см. рис. 8.5), в которой доступ обратного потока горящих газов во входное устройство перекрывался конфигурацией камеры, а не механическими клапанами. Воздушный поток располагался таким образом, чтобы небольшое количество воздуха, проходящее в направлении, противоположном впуску,

способствовало образованию вихрей, которые в свою очередь приводили к образованию высокого сопротивления потоку (аэродинамического кризиса течения). Непрерывное горение топлива гасилось погружением насадка форсунки в небольшую дополнительную камеру и экранированием этой камеры от камеры сгорания пламегасителем по принципу шахтерской лампы. Общая длина этой модели составляла 0,6 м, включая длинную узкую выхлопную трубу диаметром 20 мм. Впервые модель была введена в действие 13 ноября 1939 года и работала в прерывистом режиме с частотой вспышек до 200 циклов в секунду. Дидрих констатировал, что первая экспериментальная модель появилась в результате его сотрудничества с группой Шмидта, хотя на официальном уровне сотрудничество было установлено только после 1940 года. К тому времени фирма Argus создала вторую модель по тому же принципу, что и первая, но с существенными отличиями, которые заключались в заборе атмосферного, а не сжатого, воздуха спереди и в отсутствии вибрационной камеры.

Аэродинамическая конфигурация насадка Борда или вихревой камеры обеспечивала движение потока выхлопных газов в направлении выхлопной трубы. Контакт с Паулем Шмидтом в феврале 1940 года подтвердил, что створчатый клапан его конструкции превосходил проточный клапан фирмы Argus. Применение фирмой Argus простых по конструкции створчатых клапанов благоприятным образом сказалось на опытно-конструкторских работах. Затем была создана третья модель с простой клапанной коробкой и пластинчатой пружиной, через которую проходило 90 % от общего объема воздушного потока, поступающего из атмосферы (см. рис. 8.5). Остальные 10 % воздушного потока приходились на сжатый воздух для распыления и впрыска топлива. Эта модель работала в пульсирующем режиме с частотой вспышек около 10 циклов в секунду. Кроме того, модель не имела системы автоматического зажигания и могла работать только в режиме непрерывной работы свечи зажигания.

В течение 1940 года опытно-конструкторские работы были нацелены на получение топливоздушных смесей, и к концу января 1941 года Дидрих нашел решение этой проблемы с помощью так называемого интерцептора-насадка. К этому времени пульсирующий воздушно-реактивный двигатель уже эксплуатировался со всеми необходимыми компонентами двигателя фирмы Argus, используемого для самолета-снаряда Фау-1. Непосредственно за клапанной решеткой, установленной



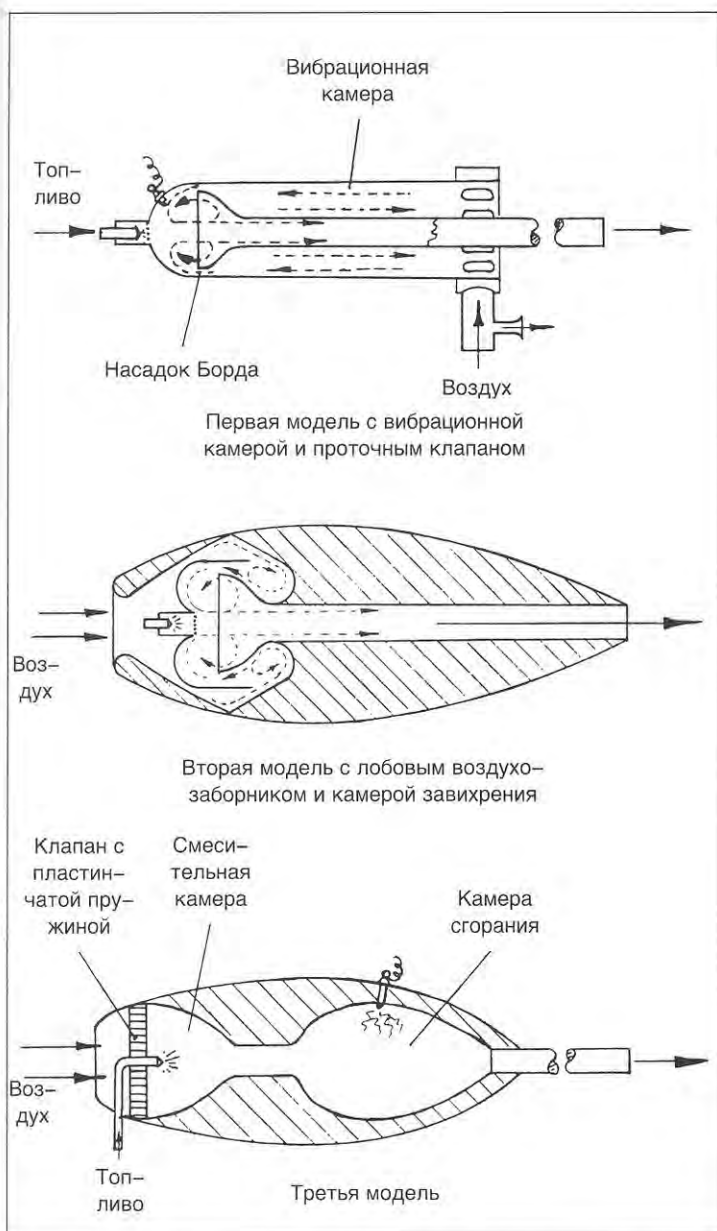


Рис. 8.5. Три модели, разработанные фирмой Argus для пульсирующего воздушно-реактивного двигателя

в воздухозаборнике, располагалось небольшое кольцо, имеющее форму трубки Вентури. Сразу же за выходом этого кольца имелось кольцевое пространство застойного воздушного потока. Топливо, впрыскиваемое из центра клапанной решетки, распространялось в застойную воздушную зону и обеспечивало равномерное, устойчивое горение. Принцип, согласно которому входящий воздух для сжигания топлива поступает в камеру сгорания с более высокой скоростью, минуя топливную форсунку, и интенсивно смешивается с распыленным топливом, был описан в патенте технологического процесса А 93713.

### Первые испытания на земле и в воздухе, проводимые фирмой Argus

Как только были получены первые результаты работы пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на топливоздушной смеси, приготовленной с помощью интерцептора-насадка, Дидрих приступил к испытаниям этого двигателя на земле (в конце января 1941 года) для сравнения скоростных характеристик с данными статических стендовых испытаний.

Для этой цели был изготовлен автомобиль по утилитарному, но вполне функциональному принципу. Кроме сиденья водителя и испытываемого пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, автомобиль был оборудован топливным баком высокого давления, клапаном регулирования давления, батарейным зажиганием и пневматическими шинами. Несмотря на то, что конструкция автомобиля и ограниченная длина дороги снижали максимальную скорость до 100 км/ч, автомобиль оказался прекрасной испытательной лабораторией. Фактически такие автомобили были впоследствии использованы для проведения статических испытаний, так как шины автомобиля поглощали вибрацию, а подвеска шасси способствовала быстрой замене пульсирующих воздушно-реактивных двигателей. В этой конфигурации автомобиль имел устойчивость и подсоединялся крюком к пружинным динамометрам для измерения тяги.

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель со статической тягой 120 кг и выхлопной трубой диаметром 300 мм был разработан в сжатые сроки, и после проведения испытаний на земле был подготовлен к проведению первых летных испытаний. Этот ПуВРД устанавливался под бипланом Гота Go 145 (D-IIWS), имел шарнирное соединение для обеспечения дорожного просвета при взлете и посадке. Первый полет состоялся 30 апреля 1941 года с целью проверки работоспособности в полете (см. рис. 8.6).

Впоследствии истребитель Мессершмитт Bf 109 применялся в качестве скоростной «летающей лаборатории» с ПуВРД, установленным под фюзеляжем и вы-



Рис. 8.6. Первые летные испытания пульсирующего воздушно-реактивного двигателя были проведены 30 апреля 1941 года. Силовой агрегат фирмы Argus был установлен снизу биплана Гота Go (D-IIWS), который вылетел с аэродрома в Дипензее. Снимок сделан из кабины другого биплана Go 145

ступающим за пределы хвостового оперения с целью предотвращения воздействия температурных и вибрационных напряжений в элементах конструкции самолета. На начальном этапе летные испытания проводились фирмой Argus в р-не Дипензее, но позже была сформирована специальная группа для проведения летных испытаний в научно-исследовательском центре Е-Штелле Рехлин (E-Stelle Rechlin), где для этой цели применялись самолеты Дорнье Do 217 и Мессершмитт Bf 110, на которых пульсирующий воздушно-реактивный двигатель устанавливался над фюзеляжем с отводом газов через свободное пространство двухкилевого хвостового оперения. Для испытаний также использовались самолеты Юнкерс Ju 88 и Хейнкель He 111, на которых ПуВРД подвешивался к бомбодержателям, расположенным между фюзеляжем и мотогондолой. Основными летчиками-испытателями фирмы Argus были Штаге и Шенк.

Первым летательным аппаратом, приводимым в движение исключительно тягой ПуВРД, был грузовой планер Гота Go 242, который прошел испытание в научно-исследовательском центре в Рехлине летом 1941 года.



Рис. 8.7. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель фирмы Argus, установленный на «летающей лаборатории» — самолете Мессершмитт Bf 110 (G.I + AZ), вероятно, в научно-исследовательском центре Е-Штелле Рехлин. Самолеты с двухкилевым хвостовым оперением, такие как Ju 8 и самолет Do 217, подходили для установки ПуВРД

Для изменения угла планирования и улучшения маневренности во время захода на посадку фирма Argus получила задание установить на планер два двигателя, однако это не было выполнено. В 1942 году появился вариант летательного аппарата Go 242, оснащенного поршневым двигателем (Go 244). С появлением ПуВРД, способного развивать скорость до 300 км/ч, высказывались определенные сомнения относительно его пригодности для полетов на высоких скоростях. Эти сомнения больше всего беспокоили фирму Argus, так как в конце 1941 года Дидрих ушел из фирмы в полной уверенности в том, что он доказал непригодность ПуВРД к эксплуатации на скоростях выше 600 км/ч. К концу 1941 года фирма Argus произвела окончательную доводку на испытательном стенде пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, изменив тягу, систему запуска и регулирования. После проверки тактико-технических характеристик двигателя в полете фирма Argus ожидала

от вышестоящих инстанций принятия решения об использовании этого двигателя. Однако этот процесс не сдвинулся с места, пока в январе 1942 года самолет Хейнкель He 280 V1 (опытный образец реактивного истребителя) не был передан в испытательный научно-исследовательский центр в Рехлине для его экспериментальной оснастки шестью ПуВРД фирмы Argus вместо двух турбореактивных двигателей. В этой конфигурации самолет выполнил всего один полет 13 января. Самолет Хейнкель He 280 V1 буксировался двумя самолетами Мессершмитт Bf 110 Cs, но, к сожалению, из-за обледенения летчик был вынужден покинуть самолет Хейнкель в полете и не мог дать оценку техническим характеристикам ПуВРД при полете на высоких скоростях.

### Доработка пульсирующего воздушно-реактивного двигателя 109-014 фирмы Argus до готовности к эксплуатации

Несмотря на то что некоторые данные, касающиеся пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, были неизвестны, фирма Argus, рассмотрев ряд других вариантов использования двигателя, высказалась за то, что лучше всего использовать этот двигатель для полетов самолета-снаряда. В конечном счете Министерство авиации решило остановиться на самолете-снаряде, проект которого оказался технически успешным, и отдало соответствующее распоряжение 19 июня 1942 года. Разработка планерной части была возложена на самолетную фирму Герхарда Физелера, расположенную в Касселе, изготовление автопилота Аскания взяла на себя фирма Siemens, а разработку силовой установки оставили за фирмой Argus. Начиная с этого момента работа над пульсирующим воздушно-реактивным двигателем была неразрывно связана с самолетом-снарядом Фау-1 (Fi 103) (см. рис. 8.8). Фриц Госслау входил в состав группы, занимавшейся Фау-1.

В октябре 1942 года пульсирующий воздушно-реактивный двигатель едва не был списан вместе с самолетом-снарядом Фау-1. В это время к Авиационному научно-исследовательскому институту обратились с просьбой провести испытание ПуВРД 109-014 фирмы Argus в аэродинамической трубе этого института, расположенной в Брунсвике. Эта работа была выполнена под руководством профессора, доктора Г. Бленка и доктора Зебеля, в результате чего были получены неутешительные данные о нулевой тяге ПуВРД на скорости 620 км/ч. В то же время были получены очень плохие результаты летных испытаний на большой скорости, проводимых фирмой Argus.

Эти результаты обсуждались Рабочей комиссией по реактивным двигателям осенью 1942 года. Эта комиссия, состоявшая из 20 экспертов-исследователей, была специально создана по приказу руководства Министерства авиации. Комиссия, рассмотревшая вопрос о том, почему тяга пульсирующего реактивного двигателя исчезает на высоких скоростях, пришла к выводу, что происходил срыв пламени в задней части трубы, что



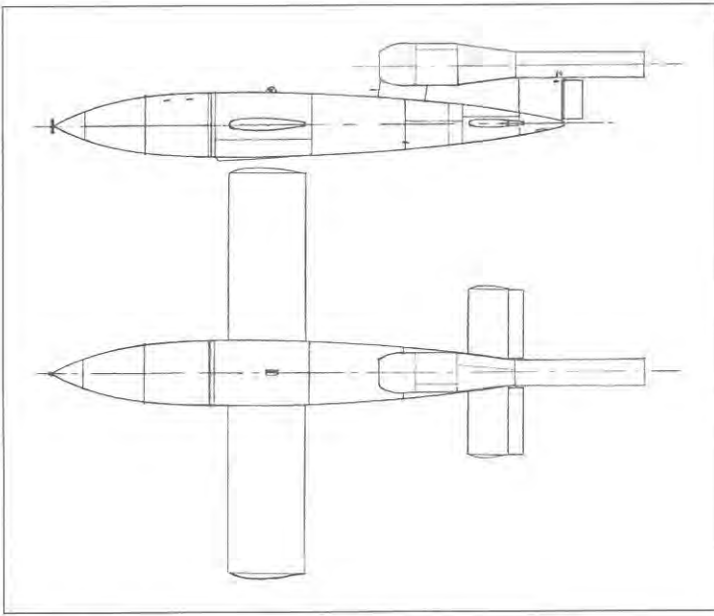


Рис. 8.8. Самолет-снаряд Fi 103 (Фав-1) «Физелер»

нарушало всю работу двигателя. Реальные ответы на свои вопросы были получены фирмой Argus по результатам испытаний, проведенных фирмой Argus и Авиационным научно-исследовательским институтом и отличающихся друг от друга.

В конце ноября 1942 года доктор Волланд, работавший в фирме Argus, обнаружил, что оборудование, предназначенное для измерения силы тяги опытного самолета, регистрировало положительную и отрицательную тягу как показания с положительным знаком. Когда это оборудование было отрегулировано, удалось получить более полные результаты, хотя они все еще отличались от результатов, полученных в Авиационном научно-исследовательском институте. Фирма Argus в январе 1943 года установила, что акустическое воздействие ПуВРД стало причиной неточных результатов, полученных в закрытом пространстве аэродинамической трубы, и поэтому достоверными являются результаты стендовых испытаний только в открытом пространстве. (Ущерб, причиненный двигателем Шмидта аэродинамической трубе Авиационного научно-исследовательского института, был возмещен). Но, тем не менее, это не оказало отрицательного воздействия на холодное испытание двигателя в аэродинамической трубе, что позволило улучшить внешнюю аэродинамическую конфигурацию и проходные поперечные сечения интерцептора-насадка для условий полета на высоких скоростях, а также увеличить тягу до приемлемой величины, в результате чего самолет-снаряд сумел достичь заданной скорости. После проведения работ в течение шести месяцев фирма Argus разработала образцы ПуВРД 109-014 и подготовила их к испытанию на планере самолета-снаряда Фау-1. И хотя в будущем все еще возникали

определенные проблемы, компоновка силовой установки была в целом правильной.

На рис. 8.9 показаны основные элементы ПуВРД 109-014. В то время как Пауль Шмидт использовал насос для системы подачи топлива собственной конструкции, идея разработчиков фирмы Argus заключалась в создании давления в топливном баке с той же самой системой подачи сжатого воздуха, которая была использована для системы управления самолетом-снарядом Фау-1. Из топливного бака топливо протекало через систему управления топливом и непрерывно подавалось в камеру сгорания через форсунки.

Девять форсунок располагались внутри девяти интерцепторов-насадок (или трубок Вентури) и без подвижных деталей создавали завихрение топлива и его распыление. Система управления топливом требовала более детального проектирования и разработки, поскольку для успешной работы трубы требовалось строго заданное давление, создаваемое форсунками, что было трудно разрешимой задачей из-за меняющихся условий работы самолета-снаряда (см. таблицу).

	Давление в топливном баке	Давление, необходимое в зоне топливных форсунок
Перед запуском	7,0 атм	—
При запуске	6,9 атм	1,2 атм
Сразу после старта	6,8 атм	2,2 атм
Во время пуска	* 9,0 атм	2,6 атм

\* Вследствие инерции топлива

По мере того как самолет-снаряд набирал высоту, возникала необходимость снижения давления в форсунке, а затем его повышения с выходом снаряда в горизонтальный полет. К тому же во время полета давление в баке медленно снижалось с 7 до 6 атм.

Система управления топливом, разработанная для указанных режимов, работала так, как указано ниже (см. рис. 8.10). Благодаря клапану постоянного давления топлива, выходящее из бака, постоянно находилось под давлением 4 атм перед дроссельным клапаном. Управление дроссельным клапаном осуществлялось с использованием перепада динамического давления воздушного потока и давления высотного мембранного датчика давления, причем две силы действовали на балансе. Таким образом, с увеличением высоты поток топлива уменьшался, в то время как с увеличением динамического давления поток топлива увеличивался, и при этом замерялось количество топлива, соответствующее расходу воздуха в любое заданное время.

Система запуска, разработанная фирмой Argus, также отличалась от аналогичной системы конструкции Шмидта по конечному виду. Для выполнения безопасного запуска необходимо было подать определенное

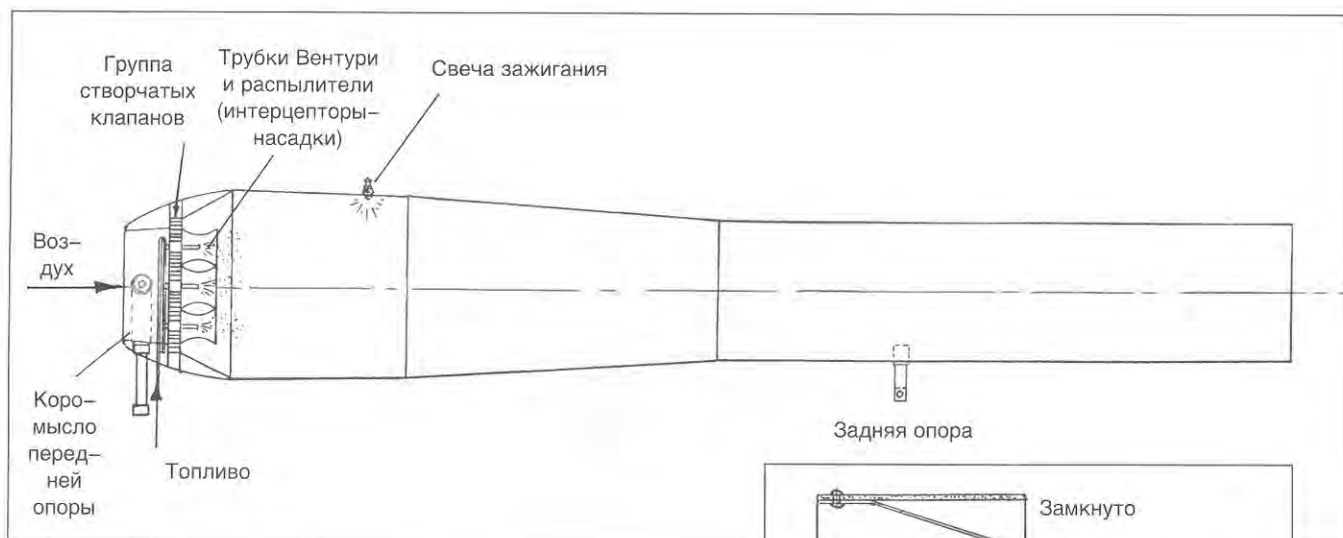
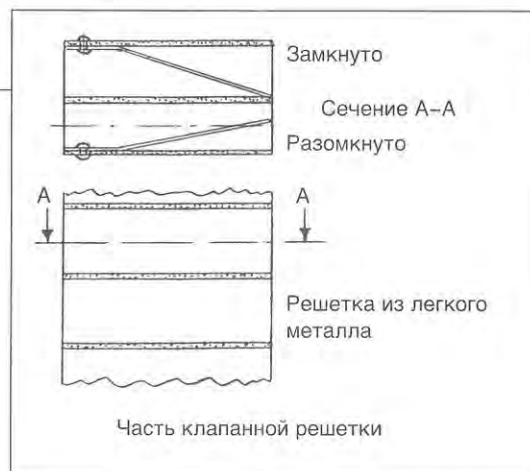


Рис. 8.9. Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель 109-014, разработанный фирмой Argus

количество топливоздушной смеси в камеру сгорания таким образом, чтобы запуск был вызван неожиданной и довольно сильной вспышкой. Вначале ПуВРД запускались с помощью нагнетателей, что приводило к неэкономному расходу воздуха и заставляло сомневаться в возможности безынерционного запуска. Последующие две системы запуска также оставляли желать лучшего. Ряд небольших трубок использовался для открытия под давлением воздушных впускных створчатых клапанов для выпуска сжатого воздуха. Далее, небольшие трубки использовались для подачи сжатого воздуха непосредственно в камеру сгорания. В конечном счете, три небольших трубки для подачи сжатого воздуха были подсоединены к клапанной решетке, но они не влияли на работу створчатых клапанов во время запуска. При нажатии кнопки сжатый воздух обеспечивал немедленное открытие клапана топливного бака, регулировку дроссельного клапана, после чего он поступал в пульсирующий воздушно-реактивный двигатель.

Что касается установки ПуВРД, то для его крепления были предусмотрены поворотная вилка на переднем конце и проушина, закрепленная на заднем конце, а также резиновые втулки и регулируемые амортизаторы. Из-за отрицательного воздействия вибрации на курсовую систему управления возникла необходимость свести к минимуму вибрацию на стальном корпусе самолета-снаряда Фау-1, но даже при этих условиях значительная часть вибрации передавалась на систему наведения и временами выводила ее из строя.

К декабрю 1942 года фирма Argus решила основные проблемы создания систем запуска и регулирования пульсирующего воздушно-реактивного двигателя 109-014, которые подходили бы к условиям эксплуатации. Вопрос об определении характеристик двигателя при



полете самолета-снаряда Фау-1 все еще оставался открытым. Данные пульсирующего воздушно-реактивного двигателя 109-014 приводятся ниже.

Тяга: 350 кг над уровнем моря, статическая;  
330 кг на скорости 400 км/ч над уровнем моря;  
240 кг на скорости 645 км/ч и высоте 3000 м  
Вес — 138 кг  
Частота импульсов — 47 циклов в секунду  
Удельный расход топлива на земле при тяге 350 кг — 2,88  
Соотношение топлива и воздуха — 1:15  
Максимальная температура трубы — 650 °С  
Температура на конце трубы — 580 °С  
Площадь поперечного сечения — 0,125 м²  
Диаметр выхлопной трубы — 400 мм  
Длина — 3,485 м

При пропорциональном увеличении этого двигателя можно было бы создать ПуВРД больших размеров, такой, например, как двигатель Аргус 109-044 со статической тягой 500 кг, но на это у фирмы Argus не хватило времени, когда она начала работу по программе Фау-1.

В начале декабря 1942 года Герхард Физелер пролетел на самолете Фокке-Вульф Fw 200 над Пеенемюндом для сброса первого планера самолета-снаряда Фау-1 (F1 103) для осуществления испытательного по-



лета без использования силовой установки. Накануне Рождества того же года первый самолет-снаряд Фау-1, оснащенный ПуВРД 109-014, был катапультирован для полета на дальность около 1000 м. Однако по мере проведения последующих запусков самолета-снаряда становился очевидным факт возникновения неполадок в работе самолета-снаряда Фау-1. Вследствие весьма напряженной программы исследований Фау-1 испытания ПуВРД, аппаратуры управления, планера и катапульты, работавшей на перекиси водорода, пришлось проводить комплексно, до их окончательной доработки. Поэтому вопрос выявления неисправностей был очень сложным, с учетом того, что большинство самолетов-снарядов было запущено в море и безвозвратно потеряно. Тем не менее, все происходило в спешке, так как командование Люфтваффе было озабочено вопросом скорейшего использования армейского самолета-снаряда А4 (Фау-2) для воздушных ударов.

Для недопущения избыточной подачи топлива в камеру сгорания дозировка топлива на начальном этапе была небольшой, и хотя авария не произошла, скорость полета была неудовлетворительной. Посредством регулировки топливной системы вскоре были достигнуты скорости до 600 км/ч, но позднее, в июне 1944 года, из Пенемюнде поступило сообщение о том, что скорости полета снизились до 450 км/ч. В конце концов, фирма Argus определила причину снижения скоростей: пласт-

массовая диафрагма, которая закрывала высотную мембранную коробку системы управления топливом, была заменена (причем без уведомления фирмы) на диафрагму из материала, который позволял топливу распыляться. Иногда бензин обтекал эту диафрагму во время стендовых испытаний и постепенно проникал в коробку. Это, в свою очередь, явилось причиной того, что высотная мембранная коробка работала неточно, и на малых высотах количество топлива было недостаточно, а мощность была низкой. Когда эта ошибка была, в конечном счете, исправлена, скорость самолета-снаряда Фау-1 увеличилась до величины эксплуатационной скорости 645 км/ч. Постепенная доводка самолета-снаряда Фау-1 перед окончанием войны позволила достичь скорости 793 км/ч.

### Применение воздушно-реактивного двигателя 109-014 в военных целях

Единственным серийно выпускаемым летающим аппаратом, оснащенным пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, был самолет-снаряд Фау-1 (а также аналогичные модели американского производства). Этот снаряд средней дальности действия класса «земля—земля» из-за относительно невысокой точности стрельбы предназначался для неприцельных бомбардировок. 16 августа 1943 года зенитно-артиллеристский

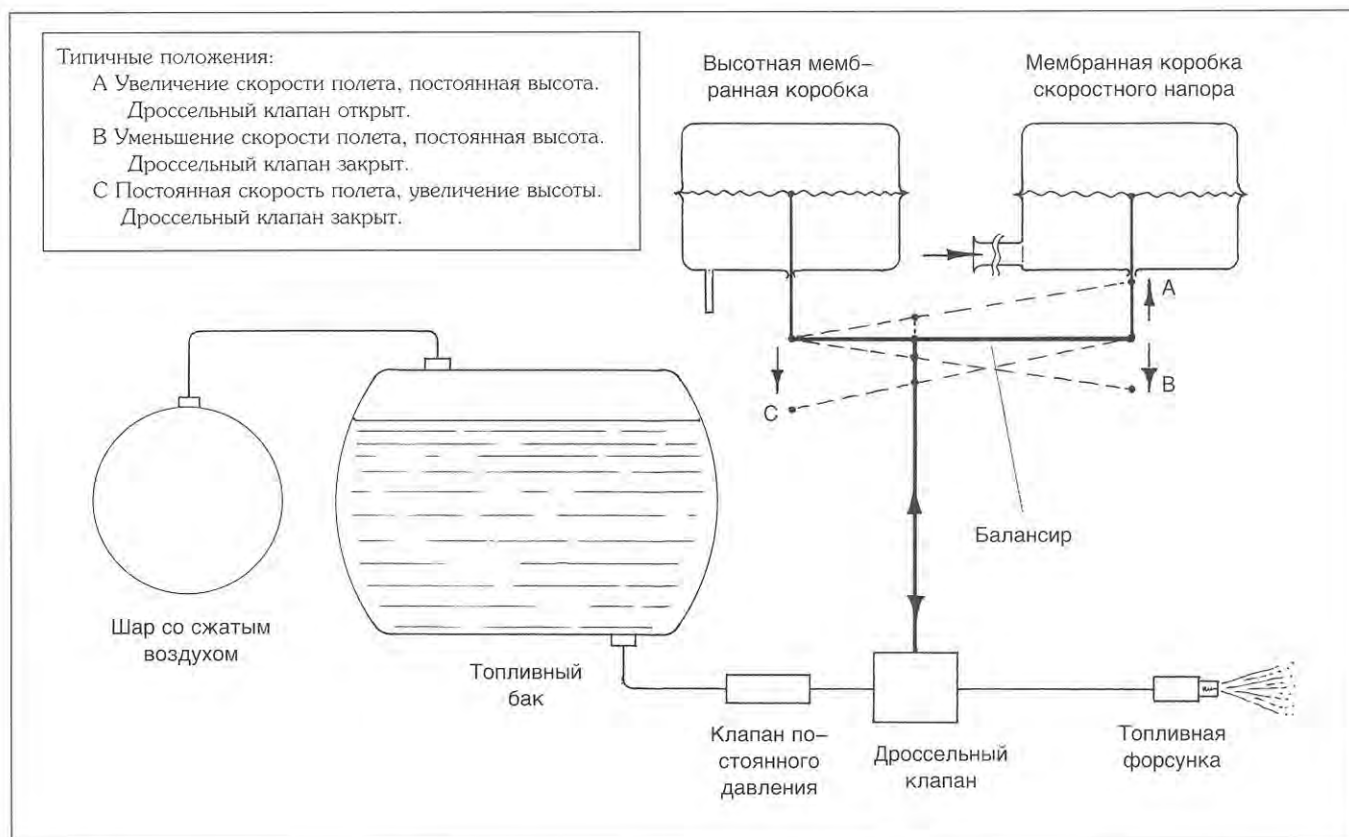


Рис. 8.10. Система контроля топлива пульсирующего воздушно-реактивного двигателя фирмы Argus

полк под кодовым обозначением 155 (W) был введен в строй как оперативное подразделение для проведения исследований под командованием Макса Вахтеля (Lehrund Erprobungs Kommando), который получил задание провести практические стрельбы самолета-снаряда Фау-1. До сентября эти наземные и воздушные стрельбы должны были быть выполнены с применением самолетов-снарядов Фау-1, еще находившихся в стадии разработки. Успех был достигнут после поступления усовершенствованных образцов снарядов, и вскоре на территории оккупированной Франции началось строительство площадок для запуска самолетов-снарядов с помощью катапульти.

Задержки в производстве самолетов-снарядов в связи с их постоянными доработками неоднократно откладывали дату нанесения удара по Англии, поскольку количество самолетов-снарядов Фау-1 было ограничено для ведения продолжительных заградительных бомбометаний (на которых особенно настаивал Гитлер).

Заводы Фольксваген и Физелер являлись основными центрами производства самолетов-снарядов, и выпуск военной продукции был затруднен из-за бомбардировок союзническими войсками обоих этих заводов и стационарных пусковых позиций (операция «Кроссбау»). Позже производство военной продукции было развернуто под землей, главным образом в Нордхаузене в горах Гарца (см. рис. 8.11). 1 декабря 1943 года новый армейский 60-й корпус под командованием фельдмаршала фон Рундштедта был введен в строй. Это было специальное командование ОКВ (командование западной группировкой немецких войск) со штаб-квартирой в Сен-Жермене. Командование было укомплектовано как армейским, так и летным персоналом для управле-

ния всеми подразделениями, на вооружении которых состояло секретное оружие (включая персонал, обслуживающий самолет-снаряд Фау-2). Неудачи и проволочки, связанные с производством самолета-снаряда Фау-1, сопровождались спорами и взаимными обвинениями, а основной замысел использования снаряда, состоявший в том, чтобы помешать подготовке союзнических войск высадиться в Европе (6 июня 1944 года), не был реализован.

В конечном итоге утром 13 июня 1944 года первые 10 самолетов-снарядов Фау-1 были запущены из катапульти для ударов по Лондону. Количество самолетов-снарядов было ничтожно мало, принимая во внимание необходимость нанесения массированных ударов. Из общего количества снарядов четыре снаряда разрушились сразу после запуска, а два других не смогли достичь земли. Гитлер, забыв о том, что сам же требовал форсировать запуск самолетов-снарядов, пришел в ярость в связи с нанесением преждевременного удара с использованием этого оружия и чуть ли не запретил реализацию всей программы Фау-1. Однако после ознакомления с несколько преувеличенными сообщениями лондонской прессы о результатах бомбардировок города самолетами-снарядами Фау-1 Гитлер воспрянул духом и приказал увеличить производство самолетов-снарядов. Ценой невероятных усилий немцам удалось создать около сорока катапульти для самолетов-снарядов и 15 июня нанести первый массированный удар.

К 29 июня было запущено 2000 самолетов-снарядов Фау-1, хотя, по мнению французских обозревателей, около трети из них не могли быть выведены точно на цель часто из-за ошибок в наведении. 7 июля самолеты-снаряды Фау-1 были впервые применены в боевых условиях авиационным подразделением III./KG3 (Blitz Geschwader), которое нанесло воздушный удар по Саутгемпτονу с самолетов Хейнкель He 111. Удары самолетов-снарядов Фау-1 по Лондону достигли кульминации 2 августа 1944 года, когда был зарегистрирован удар, при котором 107 самолетов-снарядов из 316, выпущенных из 38 катапульти, достигли земли.

Нанесение ударов самолетами-снарядами, выпускаемыми из катапульти по Лондону, постепенно прекратилось, когда союзнические войска захватили и уничтожили пусковые площадки на территории Франции. Во время операции «Арбалет» (Crossbow) стрелявшие ракетами самолеты «Тайфун» быстро уничтожили эти так называемые лыжные пусковые установки. В конечном счете, единственным способом нанесения ударов по Лондону самолетами-снарядами Фау-1 был воздушный запуск с бомбардировщиков, базировавшихся в Германии и Голландии, но этот способ оказался неудачным, в результате чего Германия понесла большие потери. К 14 января 1945 года пуски самолетов-снарядов с воздуха прекратились (см. рис. 8.16). К тому времени Антверпен стал основной целью для самолетов-снарядов Фау-1. Эти атаки усилились в декабре 1944 года и совпали с крупным наступлением войск Германии в Арденнах.

Постоянные попытки нацистской партии добиться контроля над различными программами создания сек-

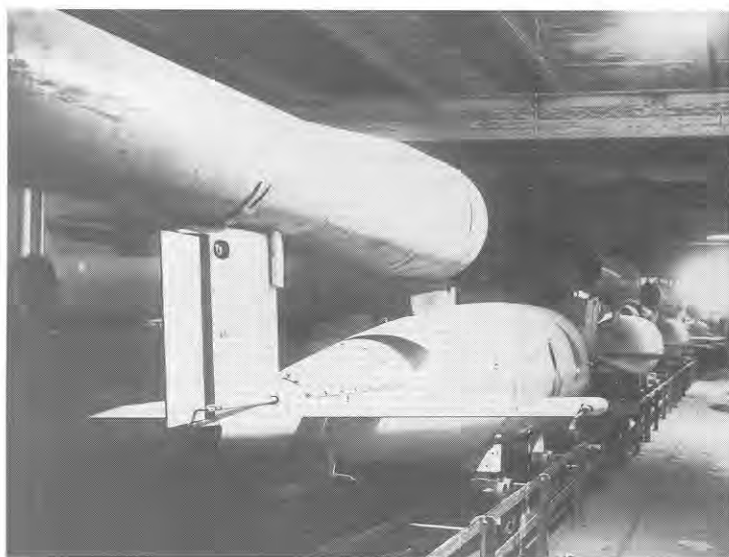


Рис. 8.11. Самолеты-снаряды Fi 103 (Фау-1) на участке сборки в подземном тоннеле в горах Гарца в Нордхаузене (центральная Германия). Эти тоннели (около 9 метров в ширину и почти столько же в высоту) были вырыты с использованием тяжелого труда подневольных рабочих (журнал «Флайт»)



ретного оружия, в конечном счете, увенчались успехом в январе 1945 года, когда генерал СС Ганс Камлер принял на себя командование всей наступательной операцией с применением оружия типа «Фау». Это привело к нарушению ранее существовавшей структуры управления, дальнейшему слиянию подразделений ВВС и сухопутных войск и даже к тому, что офицеры СС стали применять оружие типа «Фау» по собственному усмотрению.

29 марта 1945 года немцы нанесли последний удар по Лондону с использованием самолетов-снарядов. В этом же месяце последний самолет-снаряд был выпущен по Антверпену. Всего было зарегистрировано 2419 ударов по Лондону и 2448 ударов по Антверпену. Примерно четвертая часть выпущенных самолетов-снарядов достигла цели. Другие города в Британии, Голландии и Франции также подверглись бомбардировке, но в гораздо меньшей степени. В общей сложности более 30000 самолетов-снарядов Фау-1 были изготовлены в течение Второй мировой войны. В это же время в США, как мы увидим позже, были изготовлены аналогичные модели самолетов-снарядов Фау-1.

Самолет-снаряд Фау-1, находящийся в боевой готовности, весил 2180 кг, включая 850 кг взрывчатого вещества и 515 кг топлива. Катапульта конструкции Вальтера, работавшая на перекиси водорода, запускала самолет-снаряд в течение около секунды со скоростью 105 м/с. Набрав высоту примерно 3000 м, самолет-снаряд следовал своим курсом на максимальной скорости 645 км/ч и, преодолев расстояние около 240 км, переходил на пикирование. Конструкторы предложили несколько вариантов улучшения тактико-технических характеристик самолета-снаряда Фау-1 с использованием турбореактивного двигателя Порше 109-005 (см. раздел 2), пульсирующего воздушно-реактивного двигателя Агрус 109-044 или прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Тем временем опытно-конструкторские и исследовательские работы над ПуВРД продолжались, некоторые из этих работ будут рассмотрены ниже.

Однако перед этим необходимо напомнить читателю об истории снаряда Фау-1 и рассказать о планах его использования в качестве пилотируемой бомбы. Из оружия беспорядочной бомбардировки самолет-снаряд Фау-1 должен был быть преобразован в самолет-снаряд, поражающий хорошо защищенные точечные цели, такие как боевые корабли, но в этом случае летчик должен был выступить в роли «японского камикадзе». К марту 1944 года безвыходное военное положение заставило Гитлера одобрить разработку тактики «японских камикадзе». После проведения различных исследований и экспериментов начались работы по адаптации самолета-снаряда Фау-1 по предложению Отто Скорцени из Оружейного ведомства частей СС (Waffen-SS). Летом 1944 года начались испытания пилотируемых безмоторных самолетов-снарядов Фау-1, в ходе которых произошел ряд крупных аварий, главным образом, из-за высокой посадочной скорости, которая была более 220 км/ч.

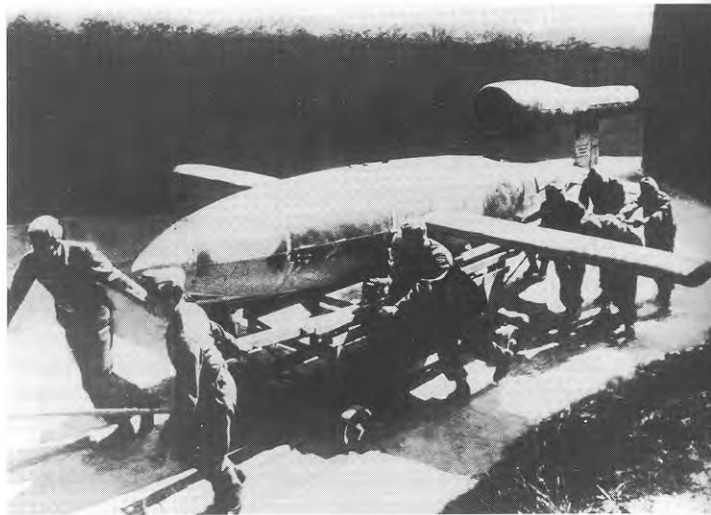
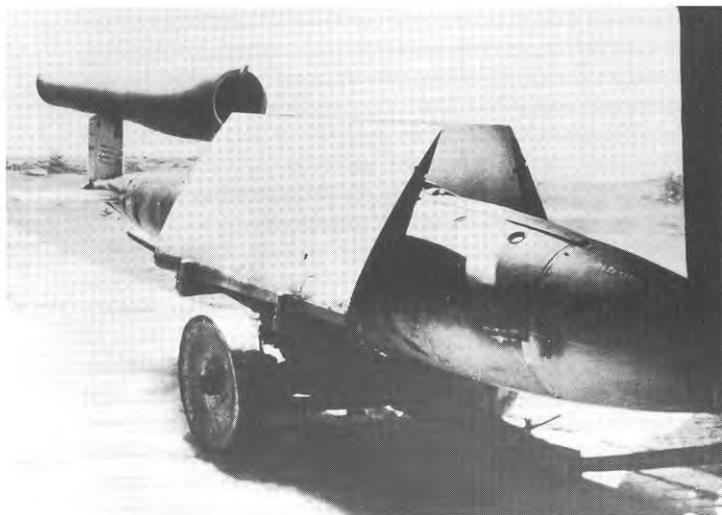
Тем временем началось производство пилотируемых самолетов-снарядов Фау-1, оснащенных двигателем

(с кодовым обозначением F1 103R-IV), на сборочном заводе в густо лесистой местности в районе Данненберга, а также на втором сборочном заводе, известном как сборочный завод Pulverhof VI. Всего было изготовлено около 175 самолетов-снарядов R-IV и из тысяч добровольцев отобрано около 70 пилотов в состав первой тренировочной группы. Однако пилотируемый самолет-снаряд, в отличие от его японского аналога, так и не использовался в боевых действиях отчасти из-за проблем в области разработки, а также отсутствия интереса к нему и разногласий среди высокопоставленных чиновников. Пилотирование самолета-снаряда F1 103R-IV по существу означало гибель пилота. После наведения снаряда и его пикирования на цель пилот должен был покинуть самолет из кабины, находящейся прямо перед воздухозаборником пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, а затем раскрыть парашют. Однако выяснилось, что задняя кромка не до конца проработанного фонаря кабины задевает за капот пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, и даже если бы фонарь мог легко сбрасываться, то все равно у пилота было бы мало шансов покинуть кабину, не получив травмы. На рис. 8.17 показан самолет-снаряд F1 103R-IV на сборочном заводе в Данненберге.

### Дальнейшая исследовательская работа, проводимая фирмой Argus

В то время как основные усилия фирмы Argus были направлены на доводку пульсирующего воздушно-реактивного двигателя 109-014 до готовности к эксплуатации и на его усовершенствование с целью использования на самолете-снаряде Фау-1, фирма нашла дополнительное время для проведения общих исследовательских работ над другими пульсирующими воздушно-реактивными двигателями, проводимыми до того момента, пока приоритет в работе не был отдан самолету-снаряду Фау-1.

Несмотря на то, что к 1945 году пружинный створчатый клапан был самым лучшим типом для ПуВРД, срок его службы (около 20 минут) был слишком непродолжительным, и поэтому фирма Argus проводила испытания створчатых клапанов других типов. В 1941 году было проведено испытание ПуВРД длиной 1,50 м с вращающимся створчатым клапаном, но этот клапан мог работать только с продувкой воздухом. Предлагались мультиротационные створчатые клапаны, но наиболее оригинальным было предложение Фритца Госслау (см. рис. 8.18). Для обеспечения автоматического вращения в створчатом клапане конструкции Госслау были проделаны отверстия, через которые определенное количество сжатого газа из камеры сгорания отводилось по касательной к периметру. Импульсы результирующего давления сообщали створчатому клапану круговое движение. Регулировка скорости вращения створчатого клапана в соответствии с рабочим циклом двигателя, смазка створчатого клапана и параметры потока, вызываемого вращением, создавали большие проблемы, в связи с чем требовалось выполнить большой объем

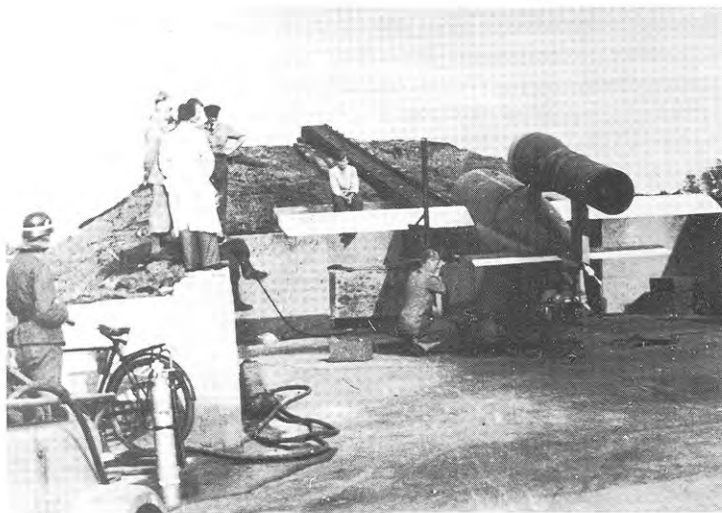


На фотоверху, слева:

Рис. 8.12. Самолет-снаряд Fi 103 со снятыми крыльями выводится из хранилища (Федеральный архив, Кобленц)

Сверху справа:

Рис. 8.13. Закатывание самолета-снаряда Fi 103 на пусковую установку (Федеральный архив, Кобленц)

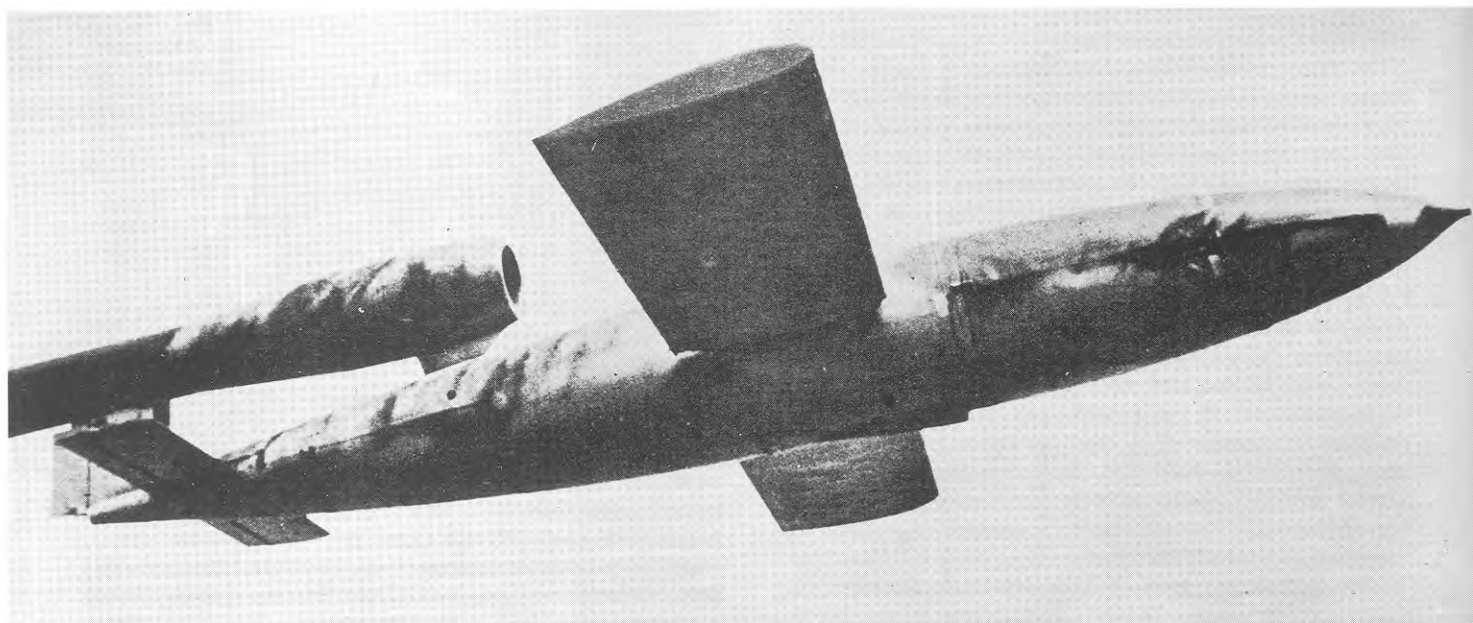


Слева:

Рис. 8.14. Подготовка самолета-снаряда Fi 103 к запуску

Внизу:

Рис. 8.15. Самолет-снаряд Fi 103 непосредственно после запуска (Имперский военный музей)





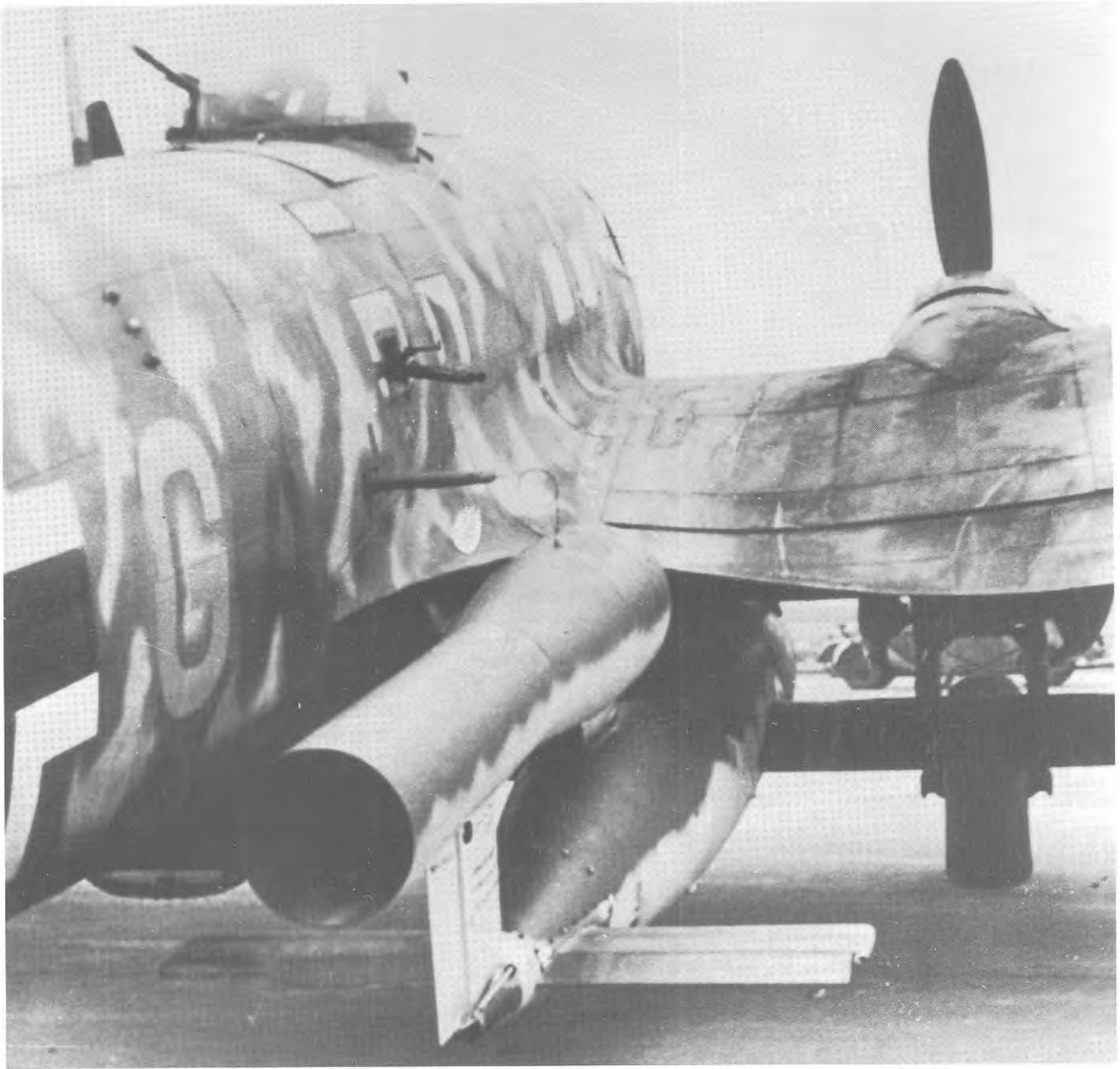


Рис. 8.16. Самолет-снаряд Fi 103 под крылом самолета Хенкель He-111, предназначенный для запуска в воздухе. Боевые запуски по территории Англии осуществлялись авиационным подразделением III./KG3 Blitz Geschwader. Обратите внимание на подсоединение к свече зажигания. Самолет-снаряд Fi 103 мог подвешиваться под любым крылом самолета He 111 H-22 (Федеральный архив, Кобленц)

доводки, прежде чем принять решение об эффективности применения створчатых клапанов.

Многочисленные испытания и исследования были проведены для решения вопроса о том, какой должна быть форма трубы ПуВРД. Дидрих предложил установить защитный кожух или наружную трубу вокруг двигателя для прохождения охлаждающего воздуха, что позволяло установить двигатель внутри фюзеляжа. Испытания, проведенные в 1941 году, показали, что горячая труба обеспечивала автоматическое всасывание ох-

лаждающего воздуха через кольцевое пространство между кожухом и трубой, что наводило на мысль о необходимости объединения пульсирующего воздушно-реактивного двигателя и прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ILS), в котором тяга увеличивается за счет горящего топлива в кольцевом потоке разогретого воздуха.

По предложению профессора доктора Бетца (из института AVA), доктора Зебеля (из Авиационного научно-исследовательского института), доктора Кюхемана



Рис. 8.17. Солдат союзнических войск находится в кабине захваченного самолета-снаряда Fi 103 A-1/R-IV со снятым носовым взрывателем. На нем снаряжение, предназначенное для летчика, без шлема и защитных очков. Самолет-снаряд оборудован очень тесной кабиной 530 мм x 430 мм (Имперский военный музей)

(из института AVA) и фирмы Argus был испытан ряд диффузоров воздухозаборника. В мае 1943 года кольцевой диффузор конструкции Кюхемана (за которым находился блок квадратных клапанов) был признан лучшим во всех отношениях, причем так же, как и ранее, этот диффузор продолжал применяться на ПуВРД 109-014. В 1945 году конструкция этого диффузора была улучшена профессором доктором Руденом, который увеличил воздухозаборник для «увлажнения» углов блока клапанов; это усовершенствование способствовало увеличению тяги на 60 кг на скорости 650 км/ч. Особый интерес представлял процесс забора воздуха, который был изучен в 1944 году по предложению специалиста по газовой динамике Ф. Шульца-Грунова. Цель исследования заключалась в уменьшении воздействия давления скоростного напора перед клапанами ПуВРД и скорости распространения фронта пламени к задней части трубы. Исследователи надеялись создать такой же процесс горения и ту же тягу в полете, какие были получены на наземном испытательном стенде. Схема Шульца-Грунова предназначалась для воздухозаборника колпачкового типа, состоящего из обтекаемого остроконечного обтекателя, расположенного перед клапанами с потайной кольцевой щелью на выходе обтекателя для подачи воздуха под давлением, близким к атмосферному, независимо от воздушной скорости. За счет обтекаемости лобовое сопротивление могло бы быть

снижено. Фирма Argus выполнила ряд других фундаментальных исследований как на земле, так и в воздухе.

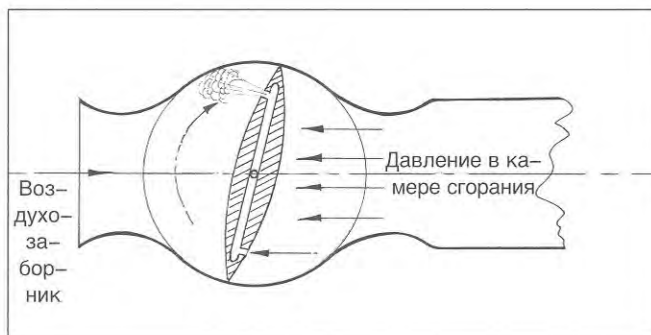


Рис. 8.18. Схема автоматического вращающегося створчатого клапана конструкции Госслау, испытанного фирмой Argus



## Разработка пульсирующего воздушно-реактивного двигателя в Научно-исследовательском центре в Айринге

Несмотря на то что Гюнтер Дидрих ушел из фирмы Argus в конце 1941 года, это вовсе не означало, что он прекратил работу над пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, поскольку, как оказалось впоследствии, он еще около одного года занимался вопросами планирования организационных методов совершенствования двигателя. Об этом стало известно из доклада, с которым он выступил перед окончанием войны в 1945 году: «Из наблюдений за структурой научно-исследовательской работы, проводимой при изучении возможностей пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, выяснилось, что лишь некоторые ученые, предлагавшие ряд новшеств, были в состоянии претворить их в жизнь. Тем не менее, мне удалось собрать небольшой коллектив высококвалифицированных специалистов, которым в течение короткого периода времени удалось создать научный центр в Айринге по разработке резонаторов». Создание этого центра, вероятно, началось еще в начале 1943 года, когда Дидрих был назначен директором Научно-исследовательского управления (Forschungsführung) Министерства авиации, которое по своему положению стояло на одном уровне с Техническим управлением. Новый научно-исследовательский центр возглавлял доктор Эйзеле, который с 1937 года работал в Научно-исследовательском институте автомобилестроения и сотрудничал как с Паулем Шмидтом, так и с Дидрихом по проблемам пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.

Приступив к работе в новой должности, Дидрих стремился решить важнейшие проблемы ПуВРД и скоординировать работу различных фирм, институтов и научно-исследовательского центра Е-Штелле (Пенемюнде), которым он определил конкретные задания. Институт FKFS получил задание исследовать влияние высоты на работу ПуВРД, разработанного фирмой Argus, и повысить надежность системы регулировки топлива.

Научно-исследовательский институт FKFS продолжил работы Шмидта, проведя более глубокие исследования, и в 1943 году изготовил миниатюрный ПуВРД, который предназначался в качестве обогревателя для прогрева самолетных двигателей. Предпринимались шаги для реализации идеи объединения пульсирующего и прямоточного воздушно-реактивного двигателей, и в 1943 году группа Пауля Шмидта получила заказ на создание такой комбинированной силовой установки, но неизвестно, была ли эта идея реализована. Именно в Пенемюнде различные идеи Дидриха прошли проверку. Одной из них была идея создания турбокарбюратора, в котором топливный насос приводился бы в действие газовой турбиной, получающей горячие газы от камеры сгорания ПуВРД; такое устройство могло бы уве-

личить тягу с ее автоматическим регулированием в зависимости от внутреннего давления трубы. В феврале 1945 года турбокарбюратор прошел испытания. В Пенемюнде прошел испытание модернизированный створчатый клапан для поперечной циркуляции воздуха. Фирме Büssing-NAG было поручено исследовать другой способ увеличения тяги. Его суть заключалась во впрыскивании закиси азота в камеру сгорания, и на предварительных этапах работы ожидалось увеличение тяги на 15–20 %. Способ впрыскивания закиси азота для увеличения тяги в поршневых двигателях GM1 был разработан Лютцем и Винклером из Авиационного научно-исследовательского института для работы двигателей на больших высотах. Закись азота не только обеспечивала получение дополнительного кислорода, но и помогала сдерживать рост температуры в камере сгорания.

В конце 1944 года в научно-исследовательском центре в Айринге все еще велись строительные работы, по окончании которых планировалось использовать этот центр для проведения всесторонних работ по пульсирующему воздушно-реактивному двигателю. Тогда же этот центр был передан Научно-исследовательскому институту DFS (также расположенному в Айринге), руководство которым осуществлял Эйзеле, причем теперь центр значился как отдел Т-2 Научно-исследовательского института DFS. Причина таких шагов не до конца ясна, хотя сотрудники института DFS уже работали над проблемами пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Профессор Вальтер Георгий, возглавлявший институт DFS, был назначен директором Forschungsführung (Управления научных исследований Министерства авиации) приблизительно в ноябре 1944 года. Что касается Дидриха, то он продолжал работать над своими проектами в Пенемюнде.

### Проекты планеров-парителей и самолетов института DFS

Немецкий планерный научно-исследовательский институт (Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug Ernst Udet (DFS)) был создан на базе фирмы Rhön-Rositten-Gesellschaft, основанной в 1925 году для проведения научно-исследовательских работ в области безмоторных полетов. Новый институт DFS, возглавляемый Вальтером Георгием, вначале находился в Вассеркуппе, но в 1933 году был передислоцирован в Дармштадт-Гришхайм с целью получения в свое распоряжение аэродромного оборудования. По мере увеличения объема работы руководящие звенья большинства подразделений института DFS стали базироваться на аэродроме в Айринге, в то время как испытания тяжелых самолетов проводились на более крупном и более оснащен-

ном аэродроме, расположенном в Хершинге. Объем работ, проводимых институтом DFS, постепенно расширялся и стал распространяться на такие области, как приборостроение, метеорология, аэродинамика, радиоуправление, подготовка бортинженеров (бортмехаников) и т.д., а к техническим средствам, которыми он располагал, относились аэродинамические трубы, ограниченное количество производственного оборудования и самолеты, предназначенные для проведения испытаний.

Перед самым концом войны в институте DFS в Айринге работало около 650 ученых, инженеров и чертежников, а сам институт занимал 33 лабораторных и административных здания. В начале 1944 года в Приен вместе с самолетостроительным отделом (S1) приехало 158 специалистов для продолжения перспективных исследований в области авиации.

Научно-исследовательский институт DFS был привлечен к работе над ПуВРД в конце 1941 года, когда отделу S1 этого института, возглавляемому доктором Крахтом, было поручено провести ряд испытаний пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, разработанного фирмой Argus. Институт также выполнил работы по доводке трубы, створчатых клапанов и топливной системы. Первые летные испытания были проведены институтом DFS с использованием планера DFS 230 (с условным обозначением D-14-644), оснащенного двумя ПуВРД, разработанными фирмой Argus, с диаметром трубы 300 мм и статической тягой 150 кг каждый

(см. рис. 8.19). В отличие от предыдущих испытаний планера в Научно-исследовательском центре в Рехлине, планер, разработанный институтом DFS, использовался в качестве «летающей лаборатории», предназначенной для испытания установок топливных систем и летных испытаний составных частей ПуВРД.

Кроме того, пульсирующие воздушно-реактивные двигатели были подвергнуты стендовым испытаниям на разрушение. На рис. 8.21 показаны три аварийных узла ВРД, разработанного фирмой Argus, после его эксплуатации в течение 3,5 часов. При этом особое внимание уделялось состоянию створчатых клапанов. Повреждение створчатых клапанов было вызвано не только воздействиями температурного и взрывного характера, но и постоянными ударами о ребро седла створчатого клапана или крестовины. (Фирма Argus рассчитывала, что эффективный срок службы створчатого клапана составит около двадцати минут, что будет достаточно для времени нахождения самолета-снаряда Фау-1 в воздухе.)

Задания, которые были даны институту DFS Научно-исследовательским управлением (Forschungsführung), были связаны с фундаментальными исследованиями и полетными испытаниями. В этой связи институту DFS был представлен на рассмотрение проект дешевого и простого скоростного самолета в начале 1943 года. Самолет с кодовым обозначением Me 328 был сконструирован фирмой Messerschmitt AG как маловысотный бомбардировщик и как дневной истребитель для экс-



Рис. 8.19. Планер DFS 230 (D-14-644), предназначенный для проведения летных испытаний двух пульсирующих воздушно-реактивных двигателей Argus 300 мм. В качестве «летающей лаборатории» этот десантный планер имел достаточный внутренний объем для размещения испытательного оборудования и различных установок топливных систем



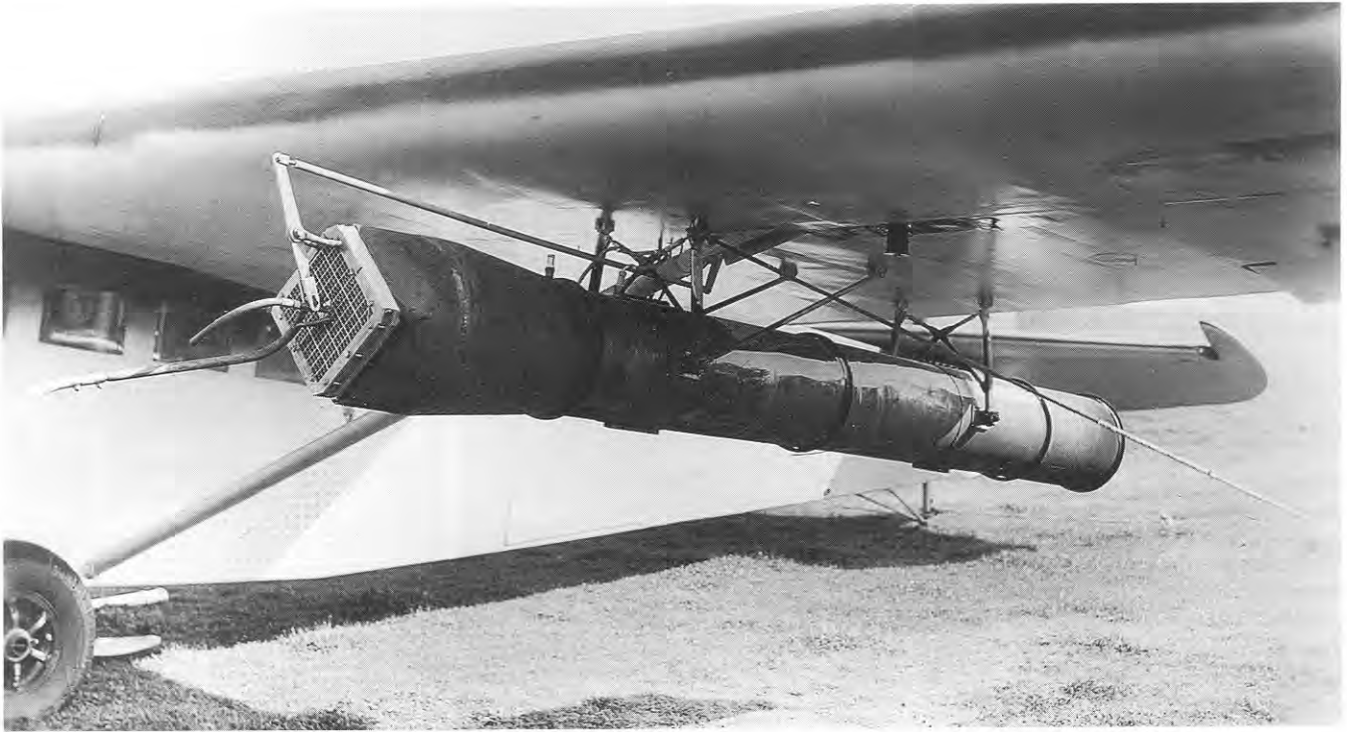


Рис. 8.20. Установка топливной системы под левым крылом планера DFS 230 (крупный план)

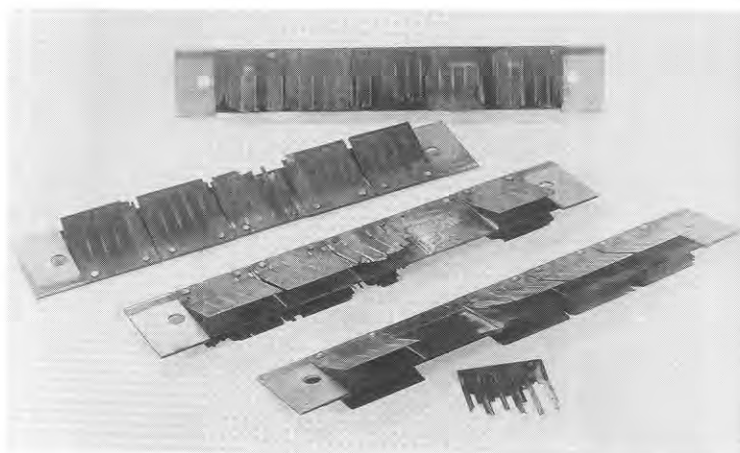
тренной ситуации. Доводка самолета была поручена Якобу Швейеру из планеростроительного отделения (Segelflugzeugbau), которое сотрудничало с институтом DFS и фирмой Messerschmitt. Всего было построено десять испытательных самолетов и первый самолет (Me 328 V1) был установлен сверху самолета Дорнье Do 217 Е для измерения сил, действующих на самолет Me 328 в полете. Самолет Me 328 без ПуВРД сбрасывался с самолета Дорнье для проведения испытаний на планирование и показал неудовлетворительные летные характеристики.

Тем не менее, программа испытаний была продолжена, хотя результаты ранее проведенных испытаний с работающим двигателем вряд ли можно назвать обнадеживающими. Испытания были проведены институтом DFS на аэродроме Хершинг близ Линца, причем под крыльями самолета были установлены два двигателя Аргус (см. рис. 8.23). При такой конфигурации трубы ПуВРД заканчивались впереди и ниже хвостового оперения. В результате повреждения конструкции задней части планера, вызванного звуковым воздействием ПуВРД, произошло несколько аварий. Обычным способом подъема этих самолетов с работающим двигателем был отрыв от земли с помощью тросовой катапульты. Находясь в воздухе, самолет Me 328 сбрасывал колеса основной опоры и садился на убирающееся ползковое шасси. Для того чтобы свести к минимуму отрицательное воздействие ритмичных вспышек выхлопных газов двигателя (которые создавали большой дискомфорт для летчика), испытания проводились с двумя

пульсирующими воздушно-реактивными двигателями, установленными с каждой стороны задней части фюзеляжа для выпуска выхлопных газов за пределы хвостового стабилизатора (см. рис. 8.23 Б). Принцип удлинения выхлопной трубы за пределы планера был точно таким же, какой применялся для самолета-снаряда Фау-1. Даже в таких условиях испытания не полностью решили задачу установки ПуВРД на самолете Me 328, и поэтому самолет такого типа не был запущен в производство. Нельзя сказать, что весь проект потерял актуальность, несмотря на то, что предлагалось бесчисленное количество других проектов. Но эти новые проекты так и остались на бумаге, поэтому не будут рассматриваться в данной работе.

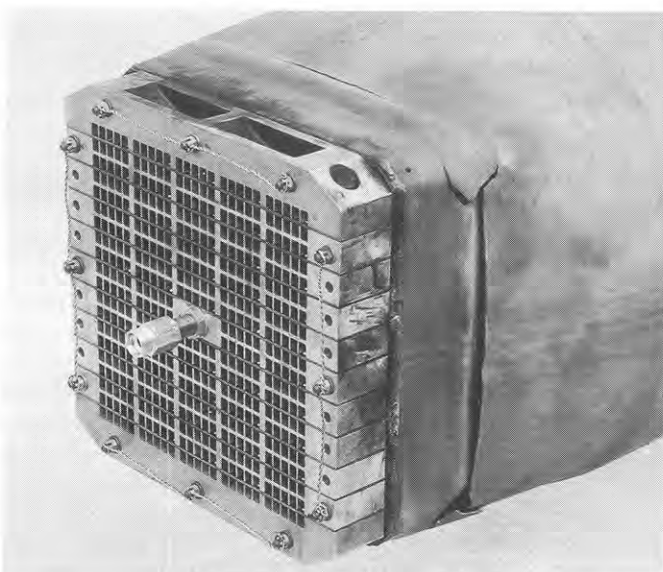
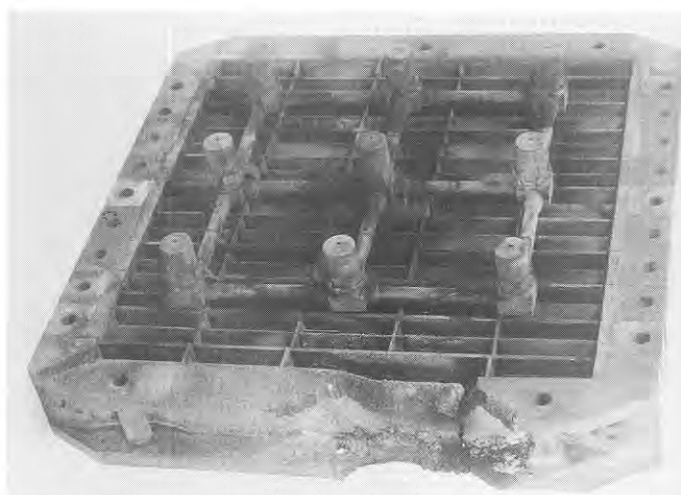
Применение самолета Me 328 институтом DFS для проведения экспериментов с ПуВРД, по всей видимости, закончилось к лету 1943 года.

В 1944 году после того, как институт DFS провел не продолжительные исследования условий сжигания угольной пыли в ПуВРД фирмы Argus, в научно-исследовательском центре в Айнринге начали проводиться исследования с целью увеличения массового расхода воздуха в силовой установке. Исследования в основном проводились с оптимальным клапаном конструкции Дидриха, получившим такое название, так как каналы перепуска в ПуВРД имели максимальное поперечное сечение за счет устранения ребристых крестовин, которые ранее предназначались для удерживания створчатого клапана в закрытом положении. Необходимая жесткость и опора (позволяющие створчатым клапанам



На фотоверху и справа

Рис. 8.21. Институт DFS был привлечен к работе над пульсирующим воздушно-реактивным двигателем в конце 1941 года. Воздушно-реактивные двигатели, разработанные фирмой Argus были подвергнуты стендовым испытаниям на разрушение. На трех рисунках показаны поврежденные входные створчатые клапаны, клапанная решетка (с топливными форсунками) и коллектор трубы двигателя после эксплуатации двигателя в течение 3,5 часов, что в 10 раз превысило ожидаемый эффективный срок службы



выдержать давление в камере сгорания) обеспечивались путем вдавливания или углубления ребер в створчатом клапане.

Только в 1944 году полностью разработанный ПуВРД Аргус 109-014 прошел летные испытания на всех скоростях и высотах. Эта работа была выполнена институтом DFS. После получения необходимых данных можно было с некоторой степенью уверенности передавать в авиационную промышленность портфель с документацией по ПуВРД, необходимой для проектирования самолетов. В августе 1944 года в рамках немецкой программы разработки истребителя для действий в экстремальной обстановке Министерство авиации заявило о необходимости создания малогабаритного истребителя. Для изготовления этого истребителя надлежало использовать минимальное количество стратегических материалов и оборудования (такого, например, как электроника), причем это должен был быть простейший истребитель, который мог бы нести на борту вооружение для ведения огня по бомбардировщикам противника.

Предусматривалось крупномасштабное производство таких истребителей. В сущности, появилась реальная возможность применения ПуВРД, для чего были предложены три проекта. Все эти три проекта датировались приблизительно ноябрём 1944 года. Фирма Heinkel предложила свой серийный истребитель He 162 А «Саламандра» с одним мощным или двумя менее мощными двигателями, устанавливаемыми в верхней части фюзеляжа вместо турбореактивного двигателя. Фирма Blohm und Voss предложила самолет P.213, который имел лонжерон хвостовой фермы для удержания Л-образного (хвостового) оперения, под которым про-

ходила труба одного ПуВРД. Этот двигатель запитывался от носового воздухозаборника, а горячая часть его трубы выходила за пределы планера. Фирма Junkers предложила самолет EF 126 Elli, который напоминал самолет-снаряд Фау-1 по компоновке, был оснащен одним пульсирующим двигателем, расположенным над фюзеляжем, и килем со срезанной законцовкой. Во всех случаях кабина пилота имела сильно выступающий фонарь. Уже на этапе строительства макета самолета Юнкерс EF 126 в декабре 1944 года работа над всеми тремя вышеуказанными проектами была приостановлена. Из этих проектов самая высокая расчетная скорость 770 км/час на высоте 1000 м была у самолета EF 126, но его летные характеристики на небольших высотах были оценены как неудовлетворительные, поэтому считалось необходимым приспособить этот самолет для нанесения ударов по наземным целям.



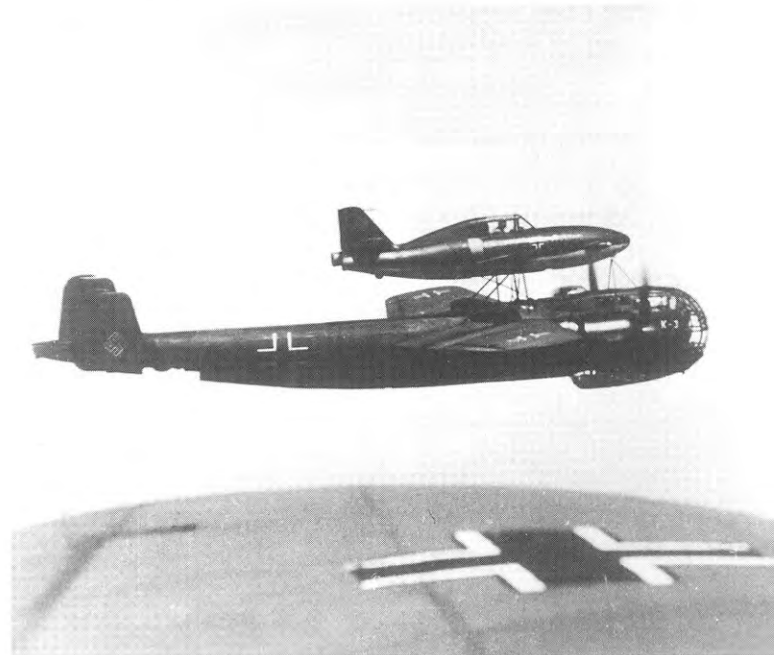


Рис. 8.22. Родившийся под несчастливой звездой самолет Мессершмитт Me 328 (RL + TY), установленный на самолете Дорнье Do 217 E, предназначенном для проведения летных испытаний самолетов, запускаемых в воздухе. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели были установлены в задней части фюзеляжа для отвода выхлопных газов за пределы хвостового оперения с целью уменьшения отрицательного акустического воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Самолет показан в трех видах

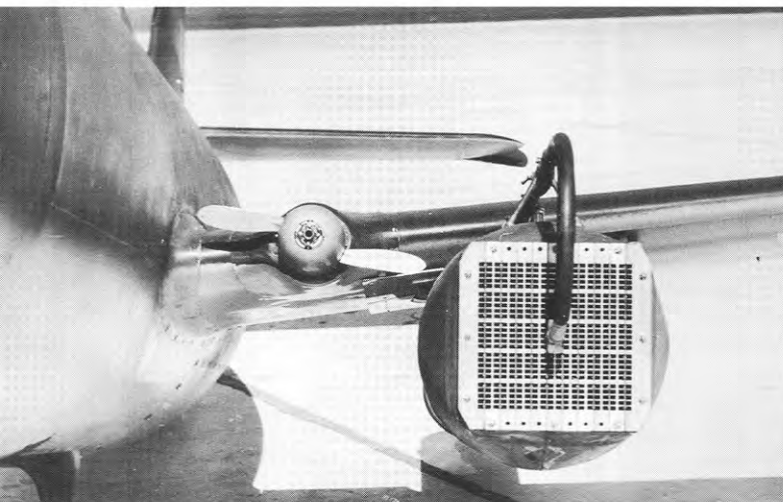


Рис. 8.23. А и Б. Две фотографии низколетающего бомбардировщика Мессершмитт Ме 328 с пульсирующими воздушно-реактивными двигателями фирмы Argus. Этот самолет базировался на аэродроме Хершинг близ Линца, где институт DFS проводил испытательные полеты этого бомбардировщика. Звуковое воздействие выхлопной трубы вызвало повреждение фюзеляжа и хвостового оперения. Поскольку пульсирующий воздушно-реактивный двигатель не имел вращающихся узлов, небольшой воздушный винт приводил в действие только электрический генератор самолета

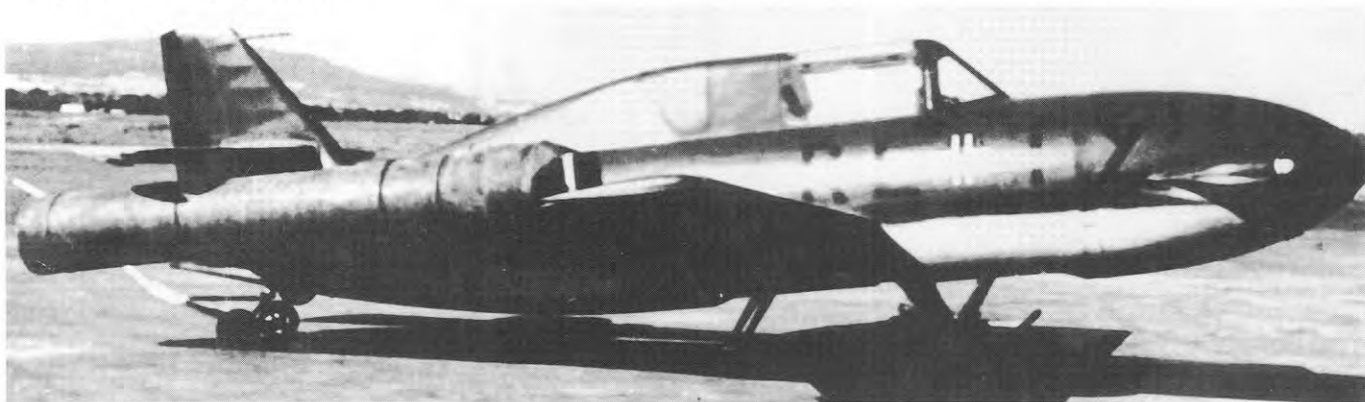


Рис. 8.23 В. Еще одна фотография самолета Ме 328 (RL + TY) с пульсирующими воздушно-реактивными двигателями, которые выдвинуты вперед для устранения пульсирующего акустического воздействия на планер



## Исследования в Научно-исследовательском институте автомобилестроения

Под руководством профессора доктора В.И.Е. Камма в Научно-исследовательском институте автомобилестроения (Forschungsinstitut für Kraftfahrwesen und Fahrzeugmotoren (FKFS)) в Штутгарте был выполнен ряд научно-исследовательских работ и исследований по ПуВРД. Согласно одним источникам, эти исследования начались в 1931 году, но в любом случае группа специалистов доктора Эйзеле довела до конца работы, начатые Шмидтом, и смогла с определенной точностью определить процесс зажигания и движение фронта пламени в ПуВРД. В это же время был изучен процесс горения и был спроектирован двигатель для полетов на больших скоростях.

В сотрудничестве с научно-исследовательским институтом Graf Zeppelin, Научно-исследовательский институт автомобилестроения изучил вопросы установки ПуВРД и исследовал способы охлаждения фонарей кабины летчика. К концу 1944 года институт получил задание на проведение исследований возможности работы воздушно-реактивного двигателя фирмы Argus на высоте и определил, что двигатель может работать на высоте до 8000 м, но со значительно уменьшенной тягой.

Однако выяснилось, что тяга практически не зависела от высоты, если наружный канал (несколько напоминающий устройство для увеличения тяги) был установлен вокруг трубы пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Это привело, как полагали, к потере лишь 15 % тяги в диапазоне от уровня моря до высоты 12500 м. Сообщалось, что для обычного воздушно-реактивного двигателя фирмы Argus с максимальной статической тягой 300 кг термический коэффициент полезного действия составлял 7–8 %. Наибольший интерес вызвало исследование ПуВРД, которое начал проводить Научно-исследовательский институт автомобилестроения незадолго до окончания войны. Это исследование, в частности, касалось многотрубных ПуВРД. Стендовое испытание спаренных ПуВРД показало, что в автоматическом режиме они работали в противофазе относительно друг друга со снижением уровня шума и вибрации, но при этом их общая тяга была меньше суммарной тяги двух одиночных двигателей. Фазовый сдвиг частоты горения между двумя каналами был особенностью, присущей многотрубным системам.

## Фирма "H. Walter KG", Киль

Фирма H. Walter KG, расположенная в Киле, была известна своими исследованиями в области ракет, работающих на перекиси водорода, турбин и катапульт, причем ракеты использовались в авиации для взлета с ускорителем, в реактивных снарядах и в первом в мире истребителе с ракетным двигателем (Me 163). Работа с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем, проведенная фирмой в течение непродолжительного времени, была направлена на создание привода турбины.

В результате был спроектирован клапан, состоящий из двух полусфер с отверстиями, причем полусферы вращались в противоположных направлениях для обеспечения направляющего вектора. Для вращения требовалась частота 50 циклов в секунду. Клапан был сконструирован, испытан и признан удовлетворительным, но дальнейшие исследования были прекращены во второй половине 1943 года в связи с успешной разработкой ПуВРД фирмой Argus. Поскольку при изготовлении деталей клапана использовалась дефицитная жаропрочная сталь, эти детали пошли на переплавку для других нужд.

Другая конструкция ПуВРД фирмы Walter предназначалась для повышения КПД путем увеличения сред-

него рабочего давления, и хотя максимальная степень сжатия составляла 8 : 1, средняя степень сжатия за весь цикл была всего лишь около 2 : 1. Конструкция состояла из двух соединенных между собой труб ПуВРД с клапанами, расположенными с каждой стороны двигателя; идея состояла в том, что большее количество топлива будет впрыскиваться, как только сжатые газы, образовавшиеся при одном цикле сгорания, достигнут дальнего конца трубы, и новый цикл сгорания увеличит давление и удельный расход топлива. Однако не было проведено ни одной проверки этой довольно сложной схемы, в который предположительно предусматривалась подача горячих газов для привода турбины.

Что касается летных образцов ПуВРД, то существовало ошибочное мнение о том, что тяга этих двигателей быстро падала на скорости выше 360 км/ч и снижалась до нуля на скорости около 800 км/ч. Предполагалось, что на скорости около 720 км/ч ПуВРД будет иметь почти такую же тягу, как и прямоточный воздушно-реактивный двигатель с одинаковым расходом топлива и, как сказано в разделе 9, фирма Walter KG сосредоточила усилия на проведении экспериментов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем.



Рис. 8.24. Производство пульсирующих воздушно-реактивных двигателей PJ-31-1 на базе двигателя Агрус в конце войны на заводах фирмы Ford. На фото сверху показаны участки сборочного цеха, включая участок электродуговой сварки труб (Фирма Ford Motor)

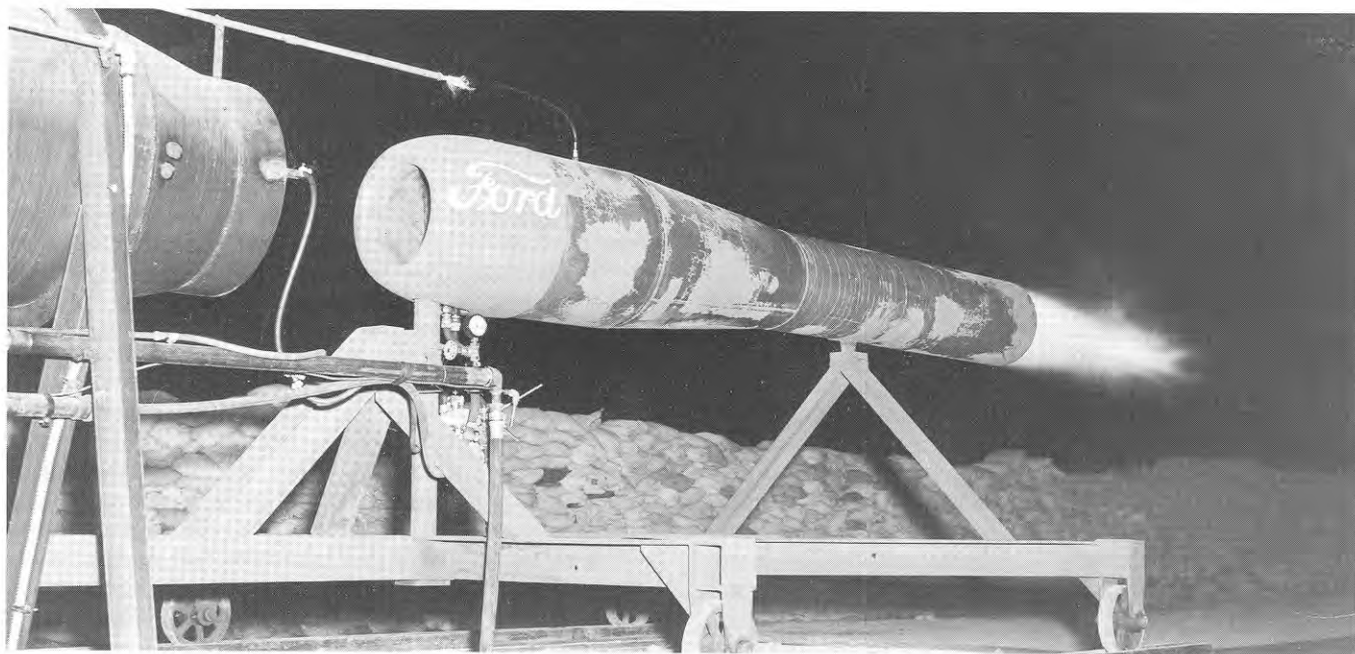


Рис. 8.25. Испытание пульсирующего воздушно-реактивного двигателя PJ-31-1 в ночное время с использованием нагнетателя. Хорошо виден факел пламени от работающего двигателя (Фирма Ford Motor)



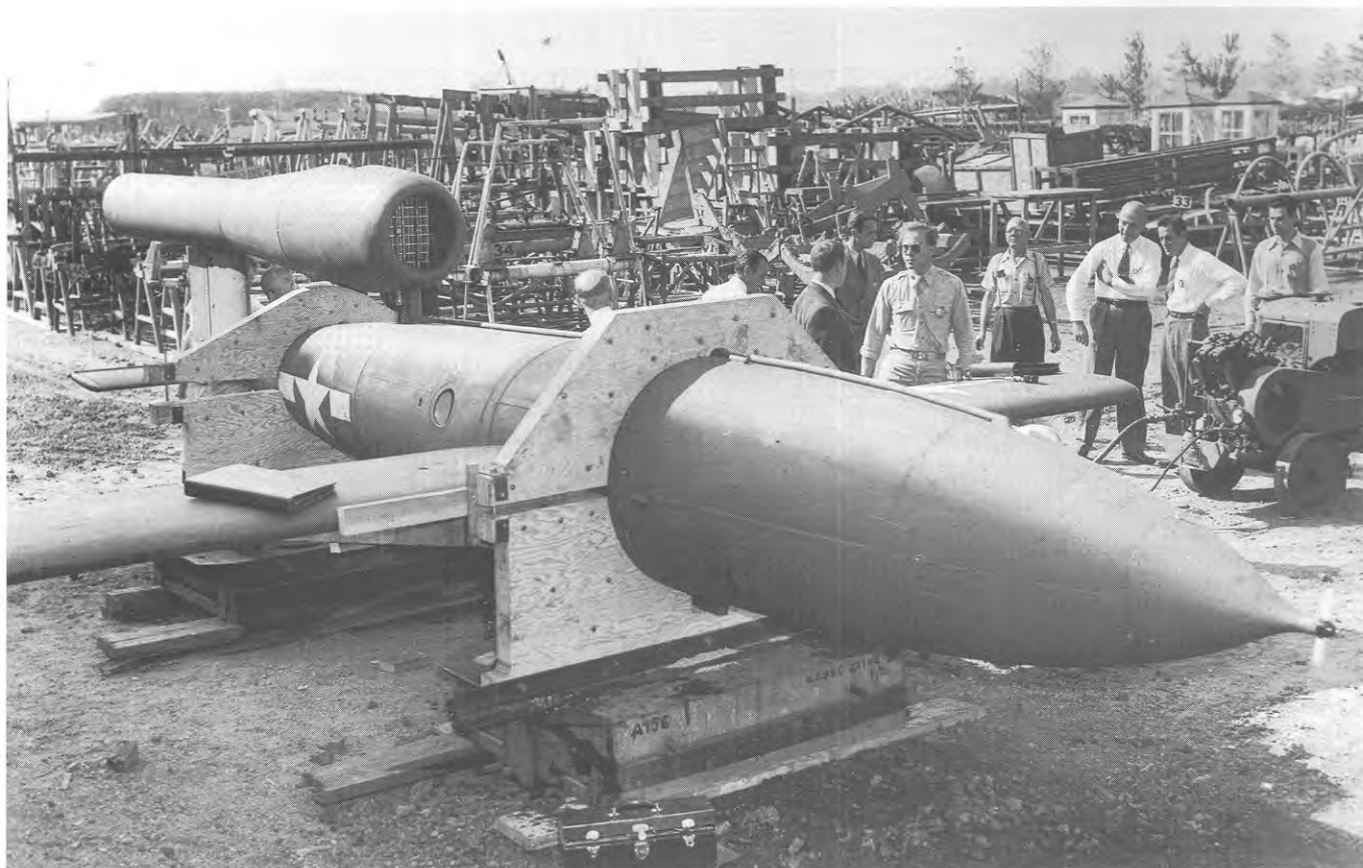


Рис. 8.26. Модель KUW-1 «Лун» самолета-снаряда JB-2 «Сандербаг» с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем фирмы Ford, установленная на опорах и зафиксированная в зажимном устройстве, подготовлена к статическому испытанию в Фармингдейле, Лонг-Айленд, штат Нью-Йорк. Эти американские аналоги немецкого самолета-снаряда Fi 103 должны были запускаться с помощью ракеты с земли, корабля, подводной лодки или бомбардировщика, находящегося в воздухе, однако американцы опоздали с их разработкой, и поэтому эти самолеты-снаряды не применялись во Второй мировой войне (журнал «Рипаблик авиэйшн»)

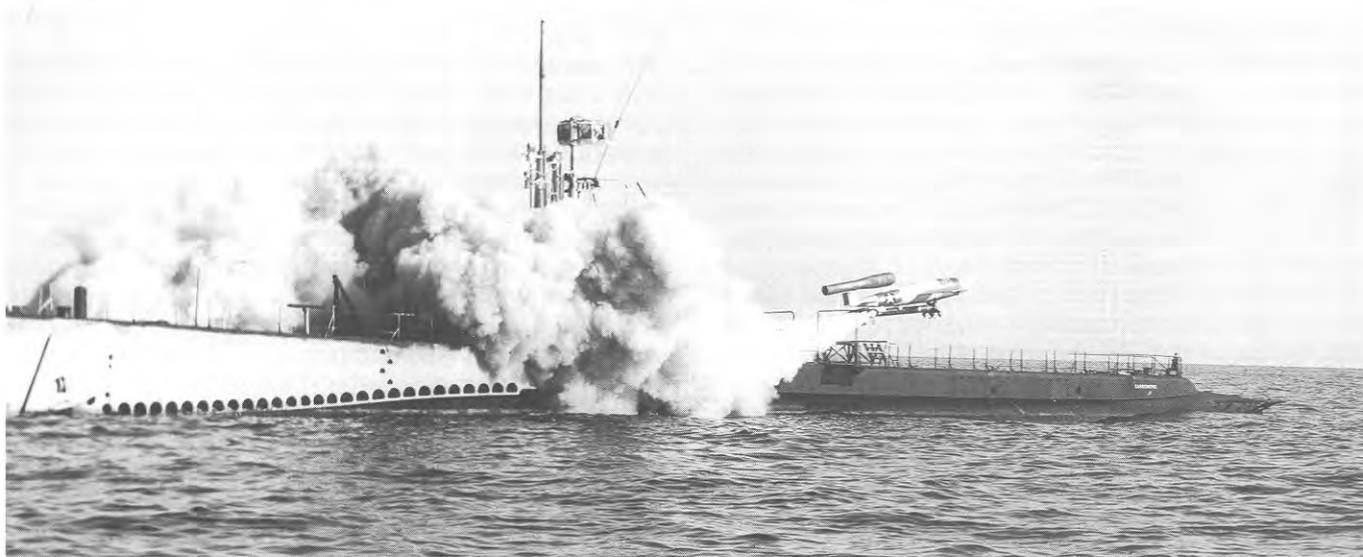


Рис. 8.27. Момент запуска американской модели KUW-1 «Лун» самолета-снаряда JB-2 «Сандербаг» с подводной лодки «Карбонеро» в Тихом океане. Во время проведения учений «Мики» на Гавайях самолет-снаряд «Лун» наводился в направлении кораблей, выстроенных в линию в качестве цели при отработке учения по противовоздушной обороне (фото Министерства обороны США)

## Америка следует в фарватере Германии

Вскоре после первых массированных пусков самолетов-снарядов Фау-1 в июне 1944 года союзные войска располагали достаточным количеством неразорвавшихся самолетов-снарядов (несмотря на то что они были оснащены тремя взрывателями), что позволило раскрыть все секреты этих снарядов. В то время Англию больше всего интересовал вопрос ведения борьбы с самолетами-снарядами, а США стремились скопировать это новое оружие.

11 июля 1944 полковник Д. Дж. Кейрн из Райт Филда, Дейтон, штат Огайо, провел телефонные переговоры с фирмой Ford Motor, расположенной в Детройте, чтобы выяснить заинтересованность этой фирмы в производстве ПуВРД. Фирма Ford проявила заинтересованность в производстве этих двигателей, хотя у нее не было чертежей, а всего лишь некоторые части неразорвавшихся самолетов-снарядов Фау-1. 15 июля 1944 был подписан контракт на изготовление 25 экспериментальных двигателей, а три недели спустя был изготовлен первый образец.

2 августа 1944 года был подписан контракт на изготовление 1500 двигателей, а 11 января 1945 года на основании изменения положений этого контракта общее количество двигателей было увеличено до 2550 шт. Это количество в последующем увеличилось до 3000 двигателей, и предполагалось, что в целом общее количество составит 7000 шт. Однако в июле 1945 года производство двигателей уменьшилось, и контракт был свернут в связи с победой над Японией. К тому времени фирма

Ford выпустила 2401 пульсирующий воздушно-реактивный двигатель типа 109-014 фирмы Argus, которому американские военные чиновники присвоили условное обозначение PJ-31-1. На рис. 8.24 и 8.25 показаны процессы производства и испытания ПуВРД фирмы Ford. Эти фотографии представляют интерес для читателя в связи с отсутствием немецких фотографий этого двигателя.

В то время как фирма Ford выпускала свои ПуВРД, фирма Republic Aviation создавала аналоги немецкого самолета-снаряда Фау-1, известного в военно-морских силах США под названием «Сандербаг» или кодовым обозначением «KUW-1 Лун», а в сухопутных силах — под кодовым обозначением JB-2. Вместо детально разработанной катапульты фирмы Walter, эти самолеты запускались с помощью четырех сгруппированных твердотопливных ракет по простому направляющему устройству; наибольший интерес представляют запуски, выполненные с помощью таких ракет с подводной лодки военно-морских сил США. Запуски самолетов-снарядов «Сандербаг» осуществлялись также в воздухе с «летающих крепостей» В-17 (т. е. 339 119), причем под крылом каждого самолета подвешивались по два снаряда. Насколько нам известно, ни один из американских аналогов самолета-снаряда Фау-1 не был применен в боевой обстановке, хотя планировалось их использование для нанесения удара по Японии. Снаряды показаны на рис. 8.26 и 8.27.

## Заключение

Идея создания самолета-снаряда в Германии получила поддержку, прежде всего, командования Люфтваффе, которое считало необходимым довести до конца разработку самолета-снаряда Фау-2 для постановки этих снарядов на вооружение сухопутных войск. Поскольку были даны необходимые гарантии, то вопрос о разработке самолета-снаряда и его силовой установки (ПуВРД) был решен положительно.

В конечном счете, Гитлер, одержимый манией нанесения ударов по противнику, отдал приказ о приоритетном характере самолета-снаряда и его массовом производстве.

Несмотря на то, что ПуВРД имел ряд недостатков, эти двигатели все же устанавливались на самолеты-снаряды Фау-1. В связи с необходимостью действия на небольшой дальности система клапанов ПуВРД имела достаточный ресурс для пролета снаряда над территорией противника без существенного ухудшения технических характеристик. ПуВРД с простой механической конструкцией мог быть изготовлен из низколегированной малоуглеродистой стали, так как его максимальная

температура не превышала 650 °С, что было экономически выгодно. Таким образом, этот двигатель отвечал требованиям, предъявляемым к самолету-снаряду с недорогим двигателем разового использования. Фактически цена более чем 50 самолетов-снарядов Фау-1 соответствовала цене одного снаряда Фау-2, и каждый самолет-снаряд доставлял бы примерно такое же количество взрывчатого вещества. С другой стороны, недостатками самолета-снаряда Фау-1, связанными с ПуВРД, были низкая высота полета и недостаточная скорость, вследствие чего самолет-снаряд был уязвим для истребителей союзнических войск и их пушек с радиолокационным наведением. Кроме того, к недостаткам, которые были позднее устранены, можно отнести отключение двигателя с началом пикирования снаряда. Эта особенность работы двигателя давала противнику возможность принять соответствующие меры защиты и сводила к минимуму эффективность преодоления обороны противника.

Что касается применения ПуВРД на истребителях, то здесь он оказался почти бесперспективным из-за мало-



го запаса мощности и потому, что его практический потолок был бы значительно ниже, чем практический потолок самолетов противника. Использование катапульты или ракеты для обеспечения взлета также представляло некоторое неудобство. Вариант, предложенный Мессершмиттом для решения этих проблем в нескольких проектируемых моделях самолета Me 328, заключался в запуске истребителя (истребителей) с ПуВРД с самолета-носителя. Самолеты с ПуВРД обладали преимуществом для выполнения задач при полете на малой высоте, например, нанесения удара по наземным целям, выполнения воздушной разведки (большое количество самолетов с необходимыми характеристиками), однако на практике это преимущество не было реализовано.

Серьезное возражение против ПуВРД обосновывалось отрицательным вибрационным и акустическим воздействием. При проведении испытаний в результате этого воздействия тканевое покрытие планеров было сорвано, а металлические конструкции и панельная обшивка более прочных самолетов были повреждены за короткое время. Такими же серьезными могли бы оказаться последствия воздействия на летчика.

Применение ПуВРД на самолете-снаряде Фау-1 — это единственный удачный случай, когда двигатель эффективно применялся в военных целях Германии (без учета аспектов боевого применения снаряда). Заслуга в разработке этого двигателя в значительной степени принадлежит фирме Argus, но не следует забывать и работу первопроходца — Пауля Шмидта. Новаторские разработки были официально признаны, когда Министерство авиации присвоило пульсирующему воздушно-реактивному двигателю наименование «Аргус-Шмидт-Рор», после выяснения состояния дел, связанных с работой над ПуВРД в 1942—1943 годах, чтобы решить вопрос о том, можно ли рассматривать этот двигатель самолета-снаряда как силовую установку нового типа.

К концу войны, в 1945 году, ПуВРД по своим техническим характеристикам уступал другим силовым установкам, таким как турбореактивный двигатель, и уже перед концом войны встал вопрос о замене ПуВРД на самолете-снаряде Фау-1 и самолете Me 328 на турбореактивный двигатель (сведения о самолете-снаряде Фау-1 изложены в разделе 2, связанном с описанием двигателя Порше).

Как было сказано выше, во время войны в США проявляли интерес к ПуВРД. Другие страны также интересовались этим двигателем и продолжали интересоваться им даже после войны. После войны исследования ПуВРД проводились довольно медленно, и, учитывая опыт Германии, самыми вероятными объектами его применения были беспилотные летающие мишени и вертолеты.

Эксперименты, которые были проведены советскими специалистами с самолетами, оборудованными ПуВРД, нельзя назвать типичными. Проектные работы с истребителем или истребителем-бомбардировщиком Юнкерс EF 126 продолжались в Дессау под руководством советских специалистов совместно с группой немецких спе-

циалистов во главе с дипломированным инженером Брунольфом Бааде. К январю 1946 года была изготовлена экспериментальная модель истребителя EF 126, а к маю 1946 года был готов опытный образец самолета-снаряда Фау-1. 12 мая 1946 года начались летные испытания самолета-снаряда, который буксировался самолетом Ju 88, пилотируемым Меем Матисом, который погиб во время одного из полетов 21 мая 1946 года. В 1946 году опытные образцы самолетов-снарядов Фау-2—Фау-5 были оснащены более мощными ПуВРД Аргус 109-044, и несколько полетов в режиме планирования и с работающим двигателем были выполнены в России, с аэродрома Стаханово (в настоящее время аэродром Жуковский). В начале 1948 года программа EF 126 была свернута.

Начиная с 1945 года некоторые исследовательские работы с ПуВРД проводились советскими специалистами с использованием трофейных двигателей 109-014, которые устанавливались на скоростном тактическом бомбардировщике Пе-2 конструкции Петлякова, а также двигателей, которые устанавливались на самолете Ту-2 конструкции Туполева. Отвод выхлопных газов от ПуВРД осуществлялся через свободное пространство двухкилевого хвостового оперения этих самолетов. В 1942 году советские специалисты начали проводить исследовательские работы с отечественными ПуВРД под руководством В.Н. Челомея, используя силовые установки, известные как Д-10 (или РД-13), которые устанавливались под крыльями истребителя Ла-7 конструкции Лавочкина в 1947 году.

К другим послевоенным разработкам относились производство усовершенствованных створчатых клапанов и испытания проточных клапанов. В США фирма Marquardt Aircraft Company изготовила серию ПуВРД для их применения на вертолетах и беспилотных летающих мишенях. В 1948 году две установки этого типа были использованы для приведения в движение вертолета М-14 этой фирмы, а позднее третья силовая установка этой же серии была установлена на беспилотный самолет Globe ED5G-1. Сообщалось, что образец Marquardt наиболее эффективно использовался при скорости с числом  $M = 0,45$  и практическом потолке около 4900 м. В 1949 году Министерство Королевских ВВС Швеции взяло под свой контроль разработку корабельной управляемой ракеты класса «земля—земля», приводимой в действие ПуВРД, который был выполнен в виде удлинения корпуса снаряда и имел впускные воздушные клапаны, расположенные в потайной ленте, опоясывающей двигатель, аналогично конструкции, предложенной Паулем Шмидтом в 1934 году. Эта ракета («робот 315») была принята на вооружение после 1955 года и применялась на эскадренных миноносцах Королевских военно-морских сил Швеции. В 1952 году английская фирма Saunders-Roe изготовила и испытала ПуВРД на вертолетах. Это были силовые установки PJ.1 с тягой 20 кг и PJ/2 с тягой 55 кг. В 1952 году во Франции (Канн) с рельсовой платформы SNASE SE-1910, работающей на соли марганцевой кислоты, были запущены самолеты-снаряды Фау-1. В 1953 году на ба-

зе силовых установок Аргус французский концерн SFECMAS создал двигатель с тягой 180 кг.

Это лишь несколько примеров исследований в этой области. В течение 1950-х годов применение ПуВРД на вертолетах было успешным, но недостаточная продолжительность полета и низкий КПД привели к тому, что

в конечном счете проект был отменен. При установке ПуВРД на беспилотных самолетах оказалось, что тяга этого двигателя недостаточна для полетов, поскольку скорость беспилотного летающего самолета не соответствовала требованиям времени на фоне возрастающих скоростей боевых реактивных самолетов.



## Раздел 9

## Авиационные прямоточные воздушно-реактивные двигатели

Фирма Н. Walter KG, Киль — Ракеты «Троммсдорф» — Прямоточные воздушно-реактивные двигатели «Ойген Зенгерс» — Фирма Focke-Wulf Flugzeugbau GmbH — Фирма Bayerische Motoren Werke AG (BMW) — Фирма Versuchsanstalt Heerte — Заключение

**П**ервая целевая работа по созданию прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) была проведена в Германии непосредственно перед началом и в ходе Второй мировой войны. И если бы не причины иного, а не технического характера, прямоточный воздушно-реактивный двигатель мог бы быть использован на самолетах и ракетах в практических целях. Теоретические принципы создания ПВРД были известны в том же десятилетии, что и пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, рассмотренного выше. Заслуга в создании концепции работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя в основном приписывается французскому инженеру Рене Лорэну, который опубликовал свою теорию в 1913 году. Фоно (Венгрия) в 1928 году и Лёдюк (Франция) в 1933 году представили заявки на патентование применения ПВРД в качестве силовой установки самолета. Однако новые разработки по этому двигателю существовали только в теоретическом плане, и практической работы было сделано мало. Даже экспериментальные работы Лёдюка постоянно задерживались главным образом из-за слишком сложной конструкции, а также из-за оккупации Франции немецкими войсками в 1940 году. Его работы были засекречены до окончания войны. Многие специалисты занимались разработкой принципа действия ПВРД, но неудачи и неудовлетворительные результаты сводили на нет энтузиазм и надежды на его создание в качестве силовой установки.

С точки зрения механики, прямоточный воздушно-реактивный двигатель имеет очень простую конструкцию, в которой отсутствуют впускные клапаны в отличие от пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. Почти все параметры зависят от геометрии силовой установки, которая должна быть точно определена для конкретной скорости полета с целью получения наилучших результатов. Геометрия или расположение ПВРД может быть различной в зависимости от расчетной скорости. Первый отсек силовой установки представляет собой диффузор для сжатия входящего воздуха. Сжатие достигается путем замедления скорости потока входящего воздуха протеканием его через расширяющийся диффузор, в котором создаются скачки уплотнения, или же воздух проходит как через диффузор со скачками уплотнения, так и через расширяющийся

входной канал. Как только воздух, уже нагретый до определенной степени при сжатии, выходит из отсека диффузора, он смешивается с топливом и нагревается до высокой температуры в последующей камере сгорания. Образованный таким образом поток горячих газов затем проходит через реактивное сопло и выбрасывается в атмосферу со скоростью, превышающей скорость полета. Благодаря такой высокой скорости газа, выходящего из двигателя, преодолевается сопротивление воздуха и создается движущая сила.

Поскольку степень сжатия воздуха в диффузоре зависит от скорости полета в атмосфере, прямоточный воздушно-реактивный двигатель не может работать в режиме старта с места и сначала должен быть выведен на режим эксплуатационной скорости с помощью вспомогательного устройства, такого как стартовый двигатель. Минимально необходимая воздушная скорость составляет примерно 260 км/ч, хотя в настоящее время нельзя считать такую скорость приемлемой для ПВРД. Чем выше скорость полета, тем выше динамическое сжатие и тяга, поскольку при этом можно эффективно сжигать больший объем топлива. Это условие остается в силе, пока реактивное сопло не заперется. В любом случае воздух должен поступать в камеру сгорания с низкой дозвуковой скоростью, а для обеспечения стабильного сгорания необходимо иметь стабилизатор пламени.

В конце концов, чтобы не обременять читателя ненужными общими рассуждениями о прямоточном воздушно-реактивном двигателе, следует отметить, что «чистая» тяга (т. е. тяга двигателя минус сила сопротивления воздуха), развиваемая ПВРД, часто произвольно определяется коэффициентом «чистой» тяги (СТ) в упрощенной виде, а именно:

$$СТ = \frac{T}{qA_2},$$

где:  $T$  — «чистая» тяга,  $q$  — динамическое давление свободного потока воздуха,  $A_2$  — максимальная площадь поперечного сечения двигателя.

## Фирма "H. Walter KG", Киль

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели конструкции Вальтера — Планы применения ПВРД Вальтера — ПВРД Вальтера со стартовым двигателем (для реактивных ракетных установок) — ПВРД Вальтера со стартовым двигателем (жидкостным ракетным двигателем) — ПВРД Вальтера со стартовым двигателем (для реактивных ракетных установок «Айнштофф»), работающий на одном виде топлива

Фирма H. Walter KG выполняла работы по созданию первого немецкого прямоточного воздушно-реактивного двигателя при поддержке правительства. Эта фирма, чьи последующие работы по пульсирующему воздушно-реактивному двигателю были упомянуты в разделе 8, была создана в 1935 или 1936 году, когда Гельмут Вальтер ушел из фирмы Heereswaffenamt с целью создания боевых ракет собственной конструкции. Эта работа получила поддержку со стороны высшего руководства всех трех видов вооруженных сил Германии, и в 1937 году отдел разработок (LC II) Технического управления Министерства авиации (RLM) стал финансировать работы Вальтера, которые впоследствии велись в направлении создания стартовых ракет для самолетов, работающих на перекиси водорода. Использование Вальтером перекиси водорода было позднее отмечено при производстве катапульти, турбин, ракетных самолетов и управляемых ракет, а также планировалось для его применения с целью приведения в движение новых типов немецких подводных лодок и торпед.

Свои первые исследования в области ПВРД Вальтер провел в 1934 году, когда авиационная торпеда с такой силовой установкой была представлена Артиллерийскому техническому управлению Сухопутных войск (Heereswaffenamt). В том же году он предложил турбореактивный форсажный двигатель (TLS) Министерству авиации. Однако официальная поддержка этой разработке не оказывалась вплоть до весны 1937, когда научно-исследовательский отдел (Forschungsführung) (LCI) Технического управления предложил контракт на проведение исследований этого двигателя. Руководил работами дипломированный инженер Ленш, директор исследовательского отдела завода Вальтера в Киле. Позднее, когда возникла необходимость производства частей и деталей, эта работа в основном была налажена на главном машиностроительном заводе фирмы в Байерберге (Силезия). Испытания и отладка производились на испытательной станции фирмы Вальтера, расположенной в Вике недалеко от Киля, где ответственным за доводку двигателя был назначен доктор Шмидт — создатель ракетных двигателей, работавших на перекиси водорода и однофамилец Е. Шмидта из Авиационного научно-исследовательского института и Ф.А.Ф. Шмидта из Немецкого авиационного экспериментального института, насколько это известно автору.

На испытательной станции в Вике воздух подавался на стенд для статистических испытаний от осевого

компрессора с приводом от электродвигателя мощностью в 800 кВт, поскольку Кильская электростанция была расположена рядом, при этом была обеспечена непрерывная подача воздуха при расходе до 7 кг/с под давлением в 6 атмосфер и со скоростью до 340 м/с, или числом М, равным 1,0.

Довольно интересным фактом является то, что для этого испытательного стенда был использован специальный компрессор турбореактивного двигателя (TLS), исследованный ранее Вальтером по его собственной инициативе. Воздух для этого двигателя предварительно подвергался сжатию в расширяющемся диффузоре, а затем сжимался при помощи многоступенчатого осевого компрессора до степени сжатия примерно 5:1. Привод компрессора осуществлялся от газовой турбины, которая приводилась в действие паром и продуктами окисления, получаемыми в результате разложения перекиси водорода (T-Stoff) и имевшими температуру около 550 °С. В отличие от компоновки обычного турбореактивного двигателя, камера сгорания силовой установки TLS Вальтера располагалась за турбиной таким образом, чтобы горячие газы, образующиеся в процессе сгорания, отдавали всю свою энергию в виде тяги и при этом не приводили турбину в действие. К горячим газам продуктов сгорания, которые выходили из турбины, также добавлялись пар и кислород, и, конечно, поток сжатого воздуха. Для выхлопного сопла силовой установки была предусмотрена система охлаждения.

Ожидалось, что такая силовая установка превзойдет турбореактивный двигатель в скороподъемности и скорости полета, а ракетный двигатель — в продолжительности полета. С этой установкой были связаны надежды на высокую эффективность благодаря большой степени сжатия. Расчеты показали, что если бы ракетный двигатель самого передового в то время самолета-перехватчика Мессершmitt Me 163 был заменен силовой установкой TLS, то дальность его полета увеличилась бы в три раза. Тот факт, что для силовой установки TLS потребовалось два вида топлива раздельной подачи, вряд ли был недостатком, так как самолет Me 163 уже в то время использовал ракетное топливо двух видов для своего ракетного двигателя. В любом случае, от дальнейшей разработки турбореактивного двигателя Вальтера отказались, когда другие фирмы разработали свои варианты турбореактивных двигателей. Тем не менее, инженеры, занимавшиеся этим вопросом, продол-



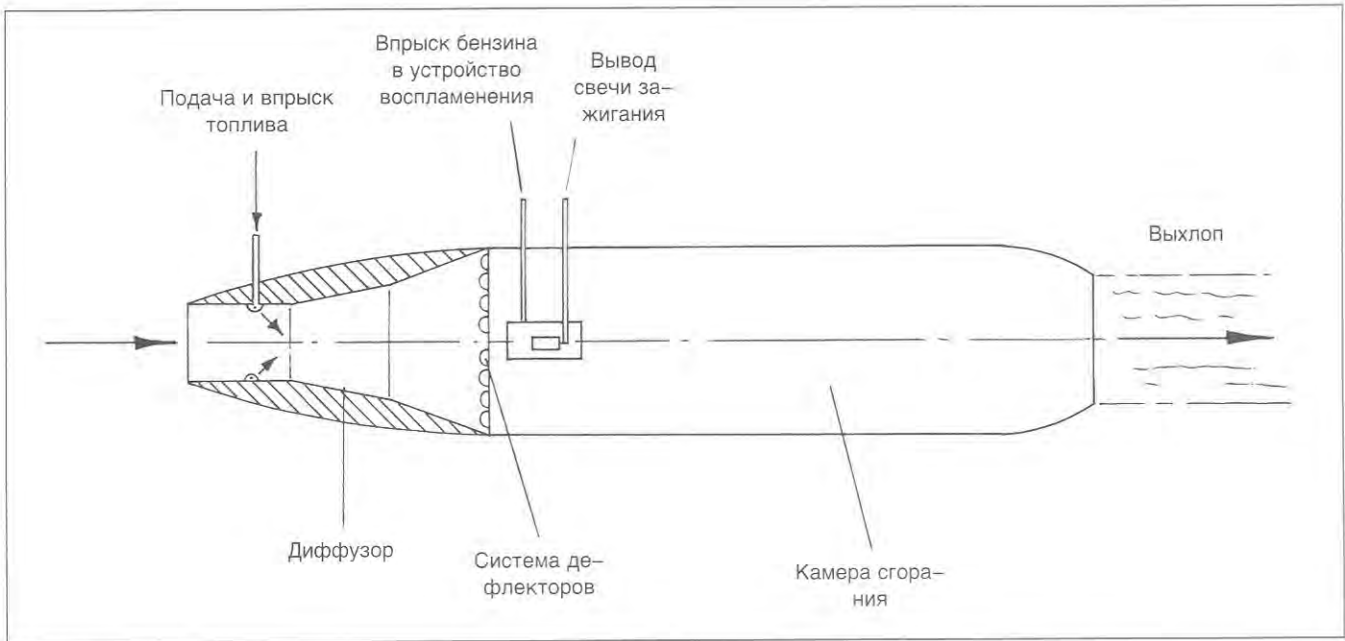


Рис. 9.1. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель Вальтера, прошедший первые испытания в 1936 году

жали интересоваться этой силовой установкой, поскольку, по словам Гельмута Вальтера, силовая установка TLS все еще находилась на испытательном стенде в конце войны, в 1945 году.

### Прямоточные воздушно-реактивные двигатели Вальтера

Первые испытания прямоточного воздушно-реактивного двигателя Вальтера для определения принципа его работы начались в 1936 году. Эта силовая установка показана на рисунке 9.1. Установка имела расходящийся входной диффузор, стенки которого сначала были расположены параллельно, а затем расходились в стороны, образуя два конических профиля с углами  $4^\circ$  и  $8^\circ$  соответственно. За диффузором располагались простая цилиндрическая камера сгорания и сходящееся выхлопное сопло. Около входа в диффузор было установлено кольцо с большим количеством топливных форсунок для впрыска топлива сверху вниз. Кольцо удерживалось двумя цилиндрическими шитками. Для поддержания стабильного процесса сгорания на входе камеры сгорания была установлена система дефлекторов, а за ней располагались инжектор бензина и устройство воспламенения для запуска рабочего процесса в камере сгорания.

Для облегчения работы на начальном этапе были выбраны большая камера сгорания диаметром 500 мм и пропан в качестве топлива. При наличии камеры большого диаметра скорости воздушного потока должны были быть низкими и тем самым обеспечивать легкость зажигания, хотя признавалось, что эта силовая установка будет иметь лобовое сопротивление, превы-

шающее создаваемую тягу. Легкость испарения и смешивания топлива обеспечивалась применением пропана при первых испытаниях, но затем перешли на использование бензина и дизельного топлива. Испытания проводились при различных скоростях воздушного потока и температурах сгорания, но нормальными условиями испытаний были скорость 280 м/с и температура сгорания  $1000^\circ\text{C}$ . При этом условии воздушный поток, огибающий внешнюю поверхность прямоточного воздушно-реактивного двигателя, был достаточен для поддержания температуры его стенок не выше  $600^\circ\text{C}$ . Однако в то время существовало мнение, что температура сгорания не выше  $1000^\circ\text{C}$  могла поддерживаться в двигателе без применения искусственного охлаждения. И, как следствие такого суждения, в ходе первых испытаний были зафиксированы низкие коэффициенты тяги порядка 0,1. По этой причине снизился интерес к прямоточному воздушно-реактивному двигателю, что было характерно вплоть до 1941 года, когда эксперименты, проводимые Вальтером с ракетными двигателями, показали, что на практике можно было достигнуть температуры около  $1800^\circ\text{C}$ . Поэтому работы над прямоточным воздушно-реактивным двигателем возобновились с 1941 года, и в конечном итоге в двигателях была достигнута температура до  $1500^\circ\text{C}$ .

В ходе дальнейших испытаний были получены следующие результаты: коэффициент сжатия 86 %, коэффициент расширения 92 % и удельный расход топлива  $4,392 \text{ кг топл./кг тяги}\cdot\text{ч}$  в режимах максимальных скоростей и температур. В условиях, когда потери отсутствуют, теоретический расчетный удельный расход топлива был равным  $3,852 \text{ кг топл./кг тяги}\cdot\text{ч}$ . Первый прямоточный воздушно-реактивный двигатель Вальтера

имел следующие размеры: входной диаметр диффузора 112 мм, диаметр камеры сгорания 500 мм, длина 1,2 м; выходной диаметр реактивного сопла 175 мм.

После окончания первых испытаний, которые заняли продолжительное время, была поставлена задача уменьшить габариты первого двигателя до оптимальных размеров и технических характеристик. Без изменения входного и выходного отверстий диаметр камеры сгорания был постепенно уменьшен до 250 мм. Общая длина ПВРД составила 1,75 м. На этом этапе, скорости воздушного потока в 300 м/с, воздух подавался в камеру сгорания со скоростью около 100 м/с, что создавало серьезные проблемы в процессе сгорания и при смешивании топлива. Для решения этой проблемы на стенках диффузора вместо одного были установлены два кольца топливных форсунок, и эти форсунки впрыскивали топливо поперек воздушного потока, а не вниз. Кроме того, пламя за кольцом дефлекторов при помощи стального кольца отклонялось в стороны для распределения по стенкам. Эти меры обеспечили хорошее смешивание топлива и сгорание поперек всего сечения камеры сгорания. Однако если срыв пламени происходил на скоростях свыше 185 м/с, то процесс сгорания не мог быть восстановлен, и поэтому устройство поджига было модернизировано. Это устройство состояло из детали, выполненной из пористого материала и помещенной в трубку. Бензин впрыскивался в пористый материал, сзади которого формировалась обогащенная смесь для поджига при помощи свечи зажигания. Полученное в результате этого устойчивое пламя позволяло возобновлять сгорание на любой скорости, вплоть до максимальной.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель, созданный на этой стадии, развивал максимальную тягу с учетом потерь, равную 105 кг и измеренную на испытательном стенде Вальтера. Это значение не учитывало поправки на лобовое сопротивление двигателя. Для определения коэффициентов лобового сопротивления и тяги ПВРД был перевезен в Авиационный научно-исследовательский институт (Фолькенрода) для испытаний в аэродинамической трубе А9, проводимых доктором Кнакштедтом. Аэродинамический обтекатель был установлен над диффузором для проведения испытаний. Было установлено, что прямоточный воздушно-реактивный двигатель развивал полезную чистую тягу в пределах от 58 до 60 кг в воздушном потоке со скоростью 1000 км/ч. Это означало, что лобовое сопротивление двигателя составляло менее половины тяги, развиваемой двигателем. В программу испытаний, проведенных в Авиационном научно-исследовательском институте, были включены испытания для контроля процесса сгорания (с использованием пропана) на дозвуковых скоростях и испытания при низких температурах на сверхзвуковых скоростях. Полученные коэффициенты тяги изменялись от 0,36 при скорости 518 км/ч до 0,27 при скорости 1000 км/ч. Тем не менее, эти коэффициенты считались нестабильными, так как при испытаниях ПВРД без кожуха аэродинамической трубы, установленного вокруг рабочей зоны, были получены более

высокие коэффициенты тяги. Фактически ПВРД Вальтера имел слишком большие размеры для аэродинамической трубы. Минимальный измеренный удельный расход топлива составил 7,56 кг топл./кг тяги·ч, что значительно превышает значение, определенное фирмой Вальтера.

Внутренний поток в прямоточном воздушно-реактивном двигателе не измерялся при проведении испытаний с камерой сгорания в Авиационном научно-исследовательском институте, но тем не менее инженеры фирмы Вальтера пришли к выводу, что цилиндрическая секция не является лучшим решением проблемы внутреннего потока в камере сгорания. Расширяющееся (расходящееся) сечение требовалось для обеспечения постоянного давления и непрерывного процесса сгорания. В соответствии с этими требованиями форма ПВРД была изменена таким образом, чтобы его наибольший диаметр был ближе к диаметру реактивного сопла. В результате этого чистая тяга увеличилась на 5–6 %. Кроме того, была применена новая внешняя конфигурация ПВРД благодаря новому открытию, сделанному доктором Зобелем и профессором Бусеманом из Авиационного научно-исследовательского института, которые работали в области аэродинамики высоких скоростей. Они обнаружили, что на околозвуковых скоростях конфигурация, обеспечивающая наименьшее лобовое сопротивление, должна быть в виде перевернутой грушевидной капли с максимальным сечением, равным примерно одной трети длины двигателя, считая от его хвостовой части. Для дальнейшего уменьшения лобового сопротивления ПВРД были проведены испытания при различных формах хвостовой части. Также были попытки отвода воздуха пограничного слоя, но при этом не было достигнуто заметных преимуществ.

Внедрение новой расширяющейся камеры сгорания (также используемой П. Шмидтом в его пульсирующих воздушно-реактивных двигателях) позволило уменьшить ее длину, так как процесс сгорания завершался раньше из-за сохранения постоянного давления. Для дальнейшего уменьшения длины были начаты эксперименты с впрыском топлива в направлении снизу вверх для того, чтобы смешивание могло начаться раньше в диффузоре. Были опробованы различные компоновки топливных форсунок и дефлекторов, и хотя эти эксперименты не были завершены, существовала надежда, в конечном счете, уменьшить длину камеры сгорания до 0,70 м, что составляло бы менее 60 % от длины существовавших камер сгорания ПВРД. Следующая серия испытаний показала, что длина диффузорного отсека могла бы быть уменьшена до размера от 350 до 400 мм без значительного уменьшения коэффициента сжатия.

### Планы применения прямоточных воздушно-реактивных двигателей Вальтера

В течение 1944 года (возможно, в конце этого года) завод Вальтера в Байерберге начал изготовление компонентов для ПВРД (в натуральную величину), предназ-



наченного к использованию в качестве силовой установки самолетов. Планировалось, что два двигателя будут подвешены под крыльями вооруженных ракетами истребителей Мессершмитт Me 263. Первый опытный образец такого самолета был построен на заводе Junkers Dessau в августе 1944 года. Предшественником этого самолета был бесхвостый самолет Me 163 В Komet с ракетным двигателем, который поступил на вооружение Люфтваффе в июне 1944 года. В то время как ракетный двигатель Вальтера позволял перехватчику развивать скорость с числом  $M = 0,82$ , продолжительность его полета была крайне ограничена. Планировалось увеличить продолжительность полета самолета Me 263 путем удлинения фюзеляжа для заправки большего количества ракетного топлива.

Использование ракетного двигателя только для разгона с целью достижения эксплуатационной скорости и затем применение ПВРД для получения основной мощности вселяло надежду на увеличение продолжительности полета при достижении высоких летных характеристик. Под каждое крыло планировалось подвешивать один ПВРД на расстоянии, достаточно близком к фюзеляжу, с таким расчетом, чтобы в случае выхода из строя одного двигателя рыскание самолета было бы минимальным. Топливо для ПВРД размещалось в основном в отсеках, ранее заполняемых ракетным топливом, так как теперь требовалось только небольшое его количество.

Конструкция ПВРД оставалась такой, как было описано выше, но размеры его увеличились. Были применены диффузор и обтекатели, сделанные из легкого сплава, а также камера сгорания диаметром 840 мм с толщиной стальной стенки 1 мм. Топливо впрыскивалось через 18 отверстий, сделанных в кольце обтекаемой формы, установленном вдоль и внутри диффузора. Девять из них направляли топливо к оси, а девять других — от оси. Отверстия были разделены на три группы, в которые топливо могло бы подаваться по командам управляющего устройства. В конце диффузора четыре или пять концентрических колец были закреплены на двух перпендикулярных опорах, в результате чего образовалась система дефлекторов для камеры сгорания. На системе дефлекторов были установлены четыре форсунки, в которые подавалось ракетное топливо для поджига топливовоздушной смеси в ПВРД. К типам ракетного топлива, применявшимся Вальтером, относились топливо классических марок T-Stoff (80 % перекиси водорода плюс 20 % воды) и C-Stoff (гидразин гидрат, метиловый спирт и вода), которые при смешивании вступали в самопроизвольную реакцию. Полагали, что при такой компоновке ПВРД может быть запущен на любой скорости, вплоть до максимально расчетной. Для поддержания необходимой температуры горения в ПВРД требовалось устройство для регулирования расхода топлива в зависимости от скорости и высоты. С этой целью было предложено использовать устройство, предназначенное для поддержания постоянной скорости зенитной ракеты Henschel Hs 117 Schmetterling («Бабочка»). (Разработка этой ракеты

была начата авиационной фирмой Henschel в 1943 году, и на одной модели использовался ракетный двигатель Вальтера. Ракета была уже почти готова к боевому применению, когда закончилась война.) По существу, это устройство управляло топливной дроссельной заслонкой ПВРД в зависимости от разности статического, или барометрического, давления, а также полного, или лобового, давления, которое, конечно, изменяется в зависимости от высоты и скорости. Альтернативным методом управления потоком топлива было применение устройства, срабатывающего от фактической температуры сгорания. Но от этого метода пришлось отказаться ввиду нерешенной проблемы получения подходящих термостойких материалов. Насос мощностью 4 л.с., работавший под давлением 10 атм., подавал топливо в двигатель, а для поджига топлива T-Stoff и C-Stoff подавался сжатый газ, выходящий при работе двигателя.

Планировалось провести испытания первого прямо-точного воздушно-реактивного двигателя этой конструкции в новой аэродинамической трубе фирмы BMW в Обервайсенфальде, Мюнхен (см. раздел 2) перед началом летных испытаний. Ближе к концу войны, в 1945 году, большинство компонентов для первого ПВРД были изготовлены и отправлены в Любек, а оттуда должны были быть отправлены в Киль. Однако эти компоненты оказались в местечке неподалеку от Босау (расположенном на полпути между Любеком и Килем), где фирма Walter KG имела экспериментальную станцию на берегах озера Плёнер. Как только война закончилась, брат Гельмута Вальтера, руководивший станцией в Босау, уничтожил наиболее важные компоненты ПВРД и другие секретные материалы, отправив их на дно озера Плёнер. Толщина ила на дне этого озера составляет около 1,5 м, что могло бы обеспечить защиту частей от коррозии на период до одного года. Зная пеленг в месте захоронения, можно было найти необходимые материалы.

По авиационному прямо-точному воздушно-реактивному двигателю Вальтера имеются следующие технические данные:

Тяга на скорости 800 км/ч — 450 кг над уровнем моря;
200 кг на высоте 10000 м
Минимальная эксплуатационная скорость — 288 км/ч
Максимальная температура сгорания — 1200 °C
Диаметр камеры сгорания — 840 мм
Длина диффузора — около 0,95 м
Полная длина двигателя — 2,50 м

### Силовая установка Вальтера на базе ракетного и воздушно-реактивного двигателей (RL)

Фирма Н. Walter KG занималась конструированием комбинированных силовых установок на базе ракетного и прямо-точного воздушно-реактивного двигателей в течение 1943 года в филиале фирмы в Хиршберге, хотя возможно, что исследования и эксперименты с этими установками проводились на более ранней стадии

исследования ПВРД. Первая конструкция комбинированного двигателя была типа RL, показанного на рисунке 9.2, при котором выхлоп ракетного двигателя осуществлялся во входное устройство ПВРД. Задача состояла в активизации, необходимой для работы воздушного потока в ПВРД, когда он находился в статическом состоянии. При достижении эксплуатационной скорости ракетный двигатель мог быть выключен. Возможно, эта идея возникла из суждений, существовавших в конце 20-х годов, когда предлагалось увеличить тягу ракетного двигателя путем увеличения объема атмосферного воздуха, поступающего в его выхлопные газы, тем самым, увеличивая массу потока. Некоторые инженеры, например Пауль Шмидт, отвергали такие идеи (см. раздел 8). Схема Вальтера представляла собой другой подход, предлагавший использовать ракетный двигатель как вспомогательный или стартовый двигатель для ПВРД, а не как основной движитель силовой установки.

Рассматривалось применение ракетных двигателей Вальтера как «холодного», так и «горячего» типов. В более раннем, «холодном» типе топливо марки T-Stoff (80 % перекиси водорода плюс 20 % воды) разлагалось пропусканием его через катализатор Z-Stoff для получения 62 % пара и 38 % кислорода при постоянной температуре около 550 °С. «Горячий» ракетный двигатель обеспечивал значительно более высокие температуры путем сжигания определенного количества топлива (например марки C-Stoff) в разложенном топливе T-Stoff. Во время исследований по ПВРД использовались в основном ракетные двигатели «холодного» типа, так как первый ракетный двигатель Вальтера «горячего» типа (с условным обозначением 109-509A-0-1) не был готов для применения до осени 1942 года.

В первых испытанных силовых установках RL входное устройство, куда устанавливался ракетный двигатель, было выполнено в форме большого раструба, ко-

торый даже при обтекаемой форме и внешнем обтекателе имел большое лобовое сопротивление. Входное устройство в форме раструба постепенно уменьшали в размерах до тех пор, пока вход в диффузор ПВРД не приобрел выступающую округлую форму. Как только диаметр этой части стал больше 20 мм, выхлоп ракетного двигателя давал возможность затягивать в диффузор большое количество воздуха. После сжатия в диффузоре этот воздух вместе с выхлопом ракетного двигателя проходил в камеру сгорания, подавая кислород в топливо ПВРД, и далее газы направлялись с большой скоростью в сопло для создания тяги.

В прямоточном воздушно-реактивном двигателе применялся диффузор простого расходящегося типа, используемый в ранее описанных одноконтурных ПВРД, но перед диффузором располагалась параллельная трубчатая секция длиной около 0,7 м. Эта секция выполняла роль смесителя для смешивания газов ракетного двигателя и эжектируемого воздуха до входа в отсек диффузора. Кроме того, производительность ракетного двигателя должна была быть тщательно отрегулирована таким образом, чтобы требуемое количество воздуха всасывалось в ПВРД, а энергия выхлопа ракетного двигателя была использована в этом процессе.

Для ракетного двигателя были опробованы трубки Вентури различных размеров от 3 до 15 мм в диаметре пока не был выбран диаметр, равный 10 мм. Этот размер обеспечивал наименьший расход ракетного топлива в соотношении: одна часть топлива T-Stoff и шесть или семь частей поступившего воздуха. Ракетный двигатель создавал поток пара и кислорода со скоростью 1000 м/с, который сообщал поступающему воздуху скорость, равную 50 м/с.

Принимая во внимание то, что ПВРД Вальтера диаметром в 250 мм развивал чистую тягу порядка 60 кг в воздушном потоке со скоростью 1000 км/ч, такого же размера силовая установка RL Вальтера развивала чис-

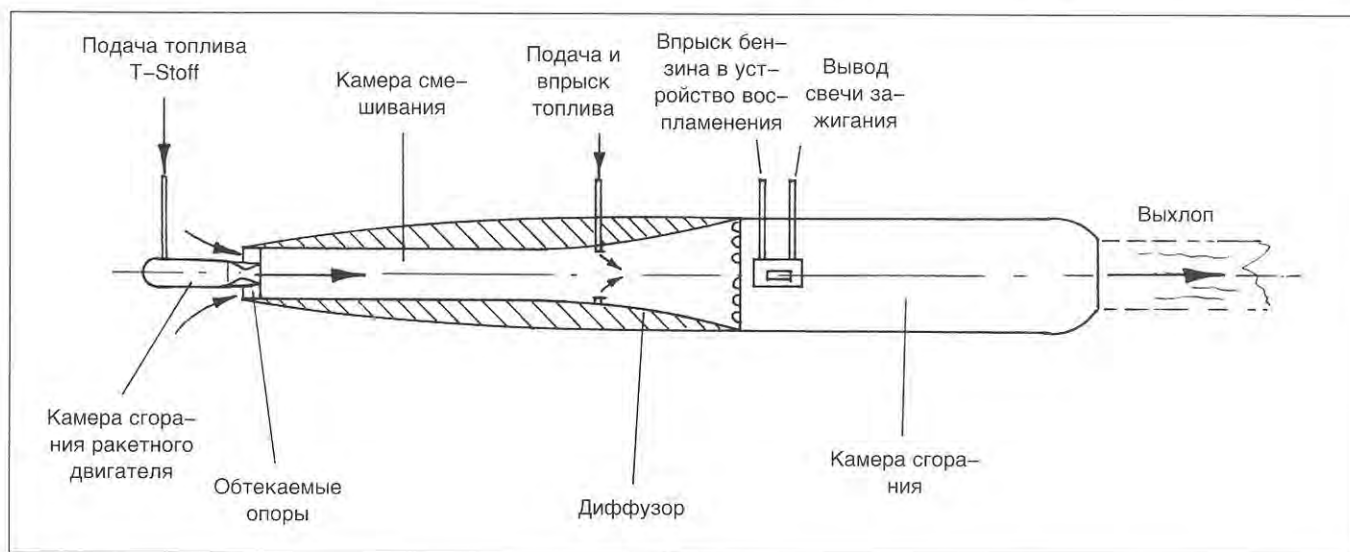


Рис. 9.2. Ракетный прямоточный воздушно-реактивный двигатель Вальтера (RL)



тую тягу до 120 кг в воздушном потоке со скоростью 840 км/ч. Этот результат был достигнут в аэродинамической трубе. Кроме того, силовая установка RL развивала тягу в 100 кг при нулевой скорости. Поэтому оказалось, что силовая установка RL развивает не только полезную статическую тягу, но ее тяга на скорости была постоянно выше, чем у простого ПВРД. Однако силовая установка RL развивала наивысшую тягу при расходе одной части ракетного топлива на каждые четыре части поступившего воздуха. Тяга порядка 80 кг была достигнута только тогда, когда силовая установка работала с минимальным расходом ракетного топлива.

### Силовая установка Вальтера на базе воздушно-реактивного и ракетного двигателей (LR)

На рисунке 9.3 показана схема второго типа комбинированной силовой установки, которую пытались создать в фирме Walter KG. В этой установке ракетный двигатель был установлен на выходе прямого воздушного реактивного двигателя. Предполагалось, что выхлопная струя ракетного двигателя будет втягивать воздух через канал ПВРД с такими же результатами, как и в случае применения силовой установки RL. Но испытания показали, что общая тяга установки всего лишь равнялась объединенной тяге отдельно взятых прямого воздушного реактивного и ракетного двигателей. Тяги этих двух узлов изменялись в соответствии с потоками подаваемого в них топлива и совершенно независимо друг от друга. Кроме того, были обнаружены недостатки при расположении ракетного двигателя в выхлопной части прямого воздушного реактивного двигателя. Проблема заключалась в том, что

было трудно сконструировать теплостойкие опоры и разработать специальные методы охлаждения ракетного двигателя. В действительности силовая установка LR оказалась не такой перспективной, как установка RL. Единственным ее преимуществом было незначительное уменьшение поверхностного трения и турбулентности в реактивном сопле ПВРД из-за всасывающего действия выхлопной струи ракетного двигателя.

### Однотопливная силовая установка Вальтера на базе ракетного и воздушно-реактивного двигателей (Einstoff RL)

Главным недостатком силовой установки RL, описанной выше, кроме топлива для ПВРД, было то, что самолет или ракета должна была нести такое ракетное топливо, как T-Stoff (а также C-Stoff для «горячего» ракетного двигателя). Поэтому была сделана попытка создания силовой установки RL, в которой как ракетный, так и прямооточный воздушно-реактивный двигатели работали бы на одном и том же топливе. Схема этой силовой установки Einstoff RL показана на рис. 9.4.

Для этой схемы термин «ракетный», возможно, может ввести читателя в заблуждение, так как схема двигателя не содержит ракетной составляющей, которая могла бы иметь свой собственный запас кислорода. Вместо этого поток перегретого топлива в виде взвеси подавался во входную часть ПВРД для забора необходимого количества воздуха для запуска. Поток топлива смешивался с воздухом в прямой трубе и сжимался в диффузном отсеке, как это делалось в предыдущих моделях. После поступления в камеру сгорания смесь спонтанно поджигалась, и поэтому не было необходимости впрыскивать

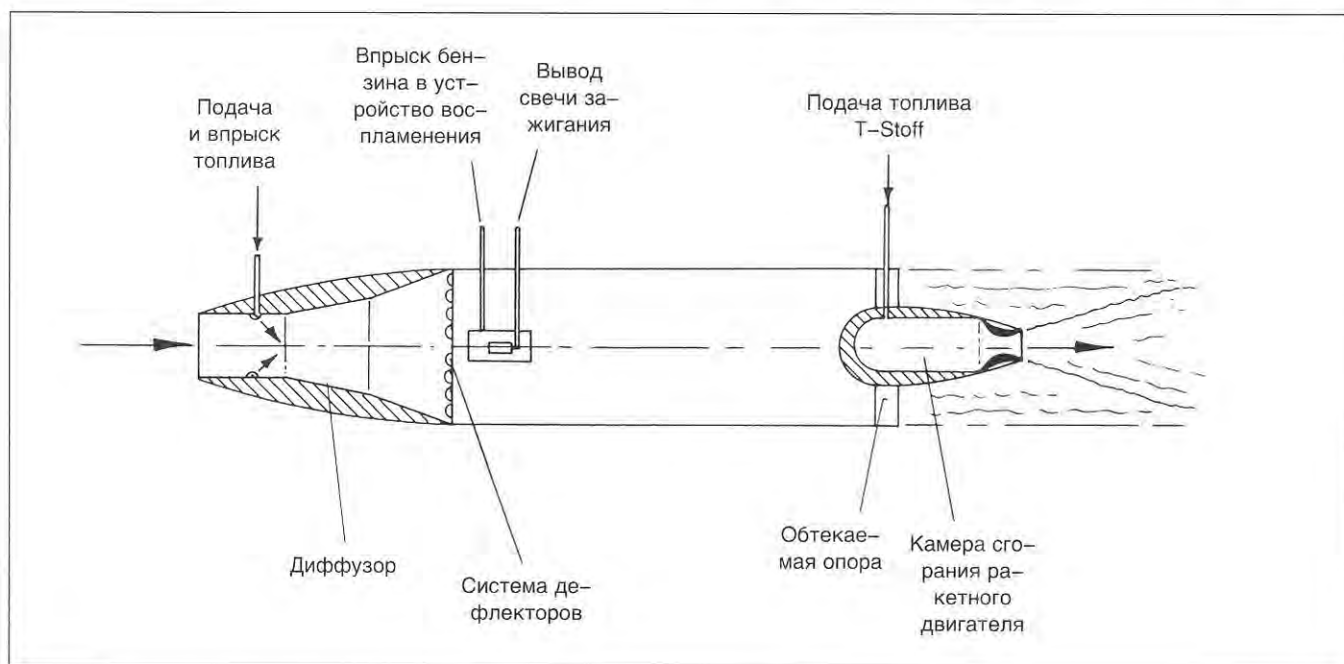


Рис. 9.3. Ракетный прямооточный воздушно-реактивный двигатель Вальтера (LR)

или поджигать топливо. Система дефлекторов все же была необходима для стабилизации процесса горения.

Топливо подавалось в сопло системы впрыска через змеевик, установленный вокруг камеры сгорания таким образом, чтобы обеспечивался нагрев для испарения и перегрев. При запуске, когда камера сгорания разогревалась, топливо подавалось через вспомогательный нагреватель. Как только система начинала работать с использованием основного нагревательного змеевика, пары топлива с температурой от 500 до 700 °C выпускались из сопла. Давление топлива составляло 25 атмосфер. При таких условиях первоначально применяемое бензиновое топливо характеризовалось взрывными процессами. Поэтому был изготовлен переключатель для метил-спиртового топлива, которое испаряется полностью, без остатка или взрывов. При этом необходимо было иметь соотношение топлива и воздуха как 1:7 для минимизации расхода топлива при расходе требуемого количества воздуха. Это соотношение было как раз необходимо для полного сгорания метилового спирта.

Тогда как в предшествующей силовой установке RL ракетный двигатель отключался, как только прямоточный воздушно-реактивный двигатель достигал эксплуатационной скорости, в схеме Einstoff RL «ракетный» компонент продолжал работать все время в составе топливной системы. Вот это и было слабым местом этой схемы, так как регулирование температуры испарившегося топлива должно быть очень точным для получения самопроизвольного поджига в нужной точке камеры сгорания. Если, например, неправильное сгорание вызывало снижение температуры в камере сгорания, то температура паров топлива падала, и это еще больше осложняло ситуацию до тех пор, пока сгорание не прекращалось. Другие проблемы, такие как горение в диффузоре, могли возникать при возрастании температуры сгорания. Разработка аппаратуры управления не была организована, и схема силовой установки Einstoff RL не пошла дальше экспериментальной стадии.

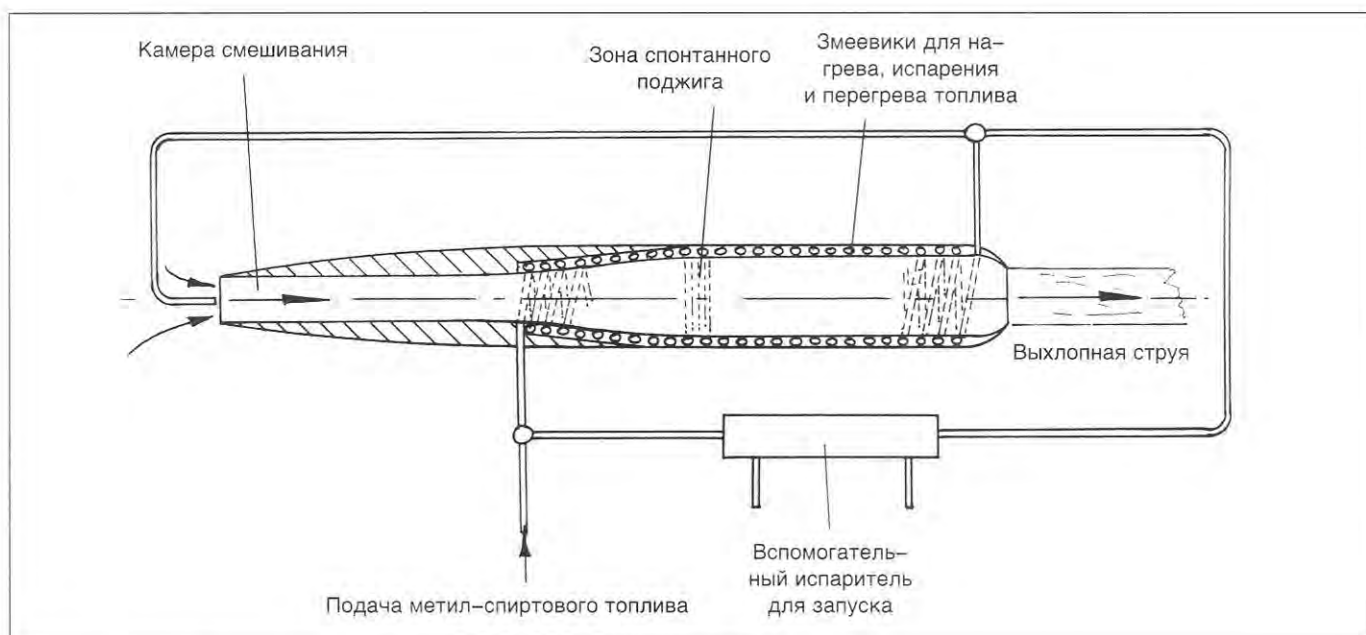


Рис. 9.4. Ракетный прямоточный воздушно-реактивный двигатель Вальтера (Einstoff RL)



## Ракеты Троммсдорфа

Появление сверхзвукового диффузора — Создание ракеты с диффузором Осватича — Межконтинентальная ракета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, работающим на одном виде топлива

Возможно, этот факт вас удивит, но первая исследовательская работа по сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателям с практическим завершением была проведена под эгидой Департамента вооружения Сухопутных сил. Эта история началась в 1936 году, когда доктор Вольф Троммсдорф предложил этому Департаменту использовать угольную пыль и сжатый воздух в качестве топлива для ракетного оружия вместо более дорогостоящего черного пороха. После проведения успешных стрельб Троммсдорф выдвинул идею замены сжатого воздуха или кислорода, используемых в ракете, на воздух, взятый из окружающей атмосферы. Таким образом, ракета данного размера могла бы нести больше взрывчатого вещества вместо окислителя. Троммсдорф запатентовал свою идею в 1937 году в Мюнхене, а на следующий год предложил эту идею Департаменту вооружения Сухопутных сил в следующей форме: запускать ракету, приводимую в действие при помощи ракетного двигателя, из ствола орудия и забирать воздух через головную часть быстролетящей ракеты для введения его в камеру сгорания ракетного двигателя либо в качестве поддерживающей среды, либо как вещество, несущее кислород.

Затем была разработана схема ракеты, которая должна была получить ускорение после выстрела из орудия, что привело бы к увеличению скорости и дальности полета. Эта идея не была новой. Примерно в то же время фирма H. Walter KG предложила использовать ракетный двигатель с топливом T-Stoff для увеличения дальности полета орудийного снаряда. Расчеты специалистов фирмы показали, что максимальная дальность могла бы достигаться, если бы ракетный двигатель запускался при входе снаряда в верхние слои атмосферы с малой плотностью. Так как возможность изготовить компоненты способными выдерживать ударные нагрузки при большом ускорении после выстрела из орудия

выглядела очень проблематичной, не было предпринято каких-либо действий по предложению Вальтера. Несмотря на предложения по использованию атмосферного кислорода, новая идея, заложенная в ракетах Троммсдорф или Tr-Geschosse, как их стали называть, привела к тому, что 17 ноября 1938 года Департамент вооружения Сухопутных сил предложил Троммсдорфу работу по практическому созданию этих ракет.

Троммсдорф переехал в научно-исследовательский отдел этого департамента в г. Готте недалеко от Кюммсдорф-Шиссплатца. Теория ракет с прямоточным воздушно-реактивным двигателем была сформулирована к концу 1938 года, когда считалось, что приемлемый КПД термодинамического процесса в ПВРД может быть достигнут только на скоростях, превышающих число  $M=2,0$ . Эксперименты начались в конце 1939 года запусками ракет того типа (см. рис. 9.5) из 88-мм зенитной пушки (знаменитая немецкая «88»). Ракета с условным обозначением E1 имела диффузор расширяющегося типа для сжатия воздуха, который затем проходил через твердотопливный заряд, имевший несколько продольных отверстий. Результирующие газы сгорания выходили наружу через реактивное сопло. Для запуска через ствол орудия реактивное сопло ракеты герметично закрывалось заглушкой в форме диска, которая выпадала после выхода ракеты из ствола орудия. Скорость выстрела составляла число  $M=2,5$ .

Пусковые испытания ракет E1 не были успешными. Во многих случаях спрессованный пороховой заряд разрушался, диффузор оказался непригодным для высоких скоростей, а ракетное топливо не сгорало с достаточной эффективностью. Еще более неутешительным фактом являлось то, что не было найдено конкретного подтверждения того, что ракета может развивать полезную тягу. Иначе говоря, она не ускорялась после вылета из ствола орудия и не достигала высот или дальностей, превышающих обычные значения.

После такого бесперспективного начального этапа последующие годы были посвящены работе над основной исследовательской программой, которая проводилась при скудном финансировании. Была построена небольшая аэродинамическая труба для испытания камер сгорания ПВРД, хотя первые успешные испытания сжигания жидкого ракетного топлива состоялись только в 1942 году. На начальном этапе работы разработчики отказались от применения твердого ракетного топлива как неподходящего для достижения высоких скоростей, и все внимание было сосредоточено на исследовании жидкого топлива. С самого начала каждый узел и элемент ракеты создавал новые проблемы, которые должны были решаться с большим трудом. Не са-



Рис. 9.5. 88-мм ракета E1 Троммсдорф с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (запускаемая из пушки и стабилизируемая хвостовым оперением)

мой легкой из проблем было конструирование механических узлов и конструкций, способных выдерживать огромные силы ускорения, причем камнем преткновения для ракет было отсутствие удовлетворительного диффузора воздухозаборника. Простой, расходящийся диффузор, применявшийся в первых ракетах, прошедших испытание, обеспечивал плохое и неэффективное сжатие воздуха на высоких эксплуатационных скоростях, так как он создавал неудовлетворительные скачки уплотнения, а лобовое сопротивление было также слишком высоким.

На ранней стадии решение проблемы диффузора было поручено доктору Г. Людвигу из Экспериментального аэродинамического института, расположенного в Гёттингене, в ходе которого Троммсдорф обсудил его предложения по ракетам со знаменитым концерном Круппа по производству вооружений. Однако Крупп в конце концов потерял интерес к этой проблеме, и Людвиг не смог продолжить свою работу из-за отсутствия финансов. Поэтому, по предложению Троммсдорфа, Департамент вооружения Сухопутных сил включил два других научно-исследовательских института в список по оказанию помощи для решения этой проблемы.

### Создание сверхзвукового диффузора

Решение проблемы создания воздухозаборника, способного эффективно осуществлять сжатие воздуха или восстановление давления на сверхзвуковых скоростях, было поручено в 1941 году двум научно-исследовательским институтам (НИИ). В Авиационном научно-исследовательском институте (г. Брюнсвик) профессор А. Бусеман и его ассистент доктор Г. Гудерли создали так называемое кольцо Бусемана. Оно представляло собой расширяющийся диффузор, аналогичный кольцу, которое уже применялось Троммсдорфом, но со значительным изменением, которое заключалось в том, что воздухозаборник имел острую входную кромку для создания нормального скачка уплотнения перед воздухозаборником. Как только сверхзвуковой воздушный поток проходил через этот скачок уплотнения, его скорость снижалась до дозвуковой и происходило сжатие воздуха. Затем сжатие уже происходило в диффузоре обычным образом. Недостатком кольца Бусемана являлось то, что оно вызывало повышенное лобовое сопротивление при скорости, примерно равной числу  $M=1,85$ .

В то же самое время, когда Авиационный научно-исследовательский институт решил проблему воздухозаборника, институт Kaiser-Wilhelm-Institut für Strömungsforschung (KWI), Гёттинген, предложил лучшее решение проблемы воздухозаборника, над которым работали доктор Клаус Осватитш и его ассистент Г. Бохм под руководством профессора Л. Прандтля. Решение института KWI, которое использовалось в последующих ракетах Троммсдорфа, основывалось на том, что сверхзвуковой воздушный поток замедлялся и вызывал сжатие на ступенях посредством нескольких скачков уплотнения, обеспечивая тем самым работу на

более высоких скоростях, чем это было возможно ранее. Применяемое устройство представляло собой многоконусный диффузор со скачками уплотнения, который имел необыкновенно низкие потери энергии от скачков уплотнения.

Этот многоконусный диффузор имел две очень важные особенности. Первой было наличие центрального тела в воздухозаборнике, которое было разработано таким образом, что минимальное поперечное сечение, открытое для поступающего воздушного потока, представляло собой кольцо, а не круг. Второй особенностью была конструкция носовой конической части центрального тела. Эта часть состояла из конического накопечника с относительно малым углом атаки, а за ней шла другая коническая часть с большим углом атаки. Третья часть с несимметричным профилем следовала за второй частью.

Разработать технологию создания элементов этого диффузора оказалось довольно легко, но определение его точной геометрии и других данных экспериментальным путем оказалось трудным делом. Эта работа была поручена Осватичу, так как он был единственным специалистом, который занимался в то время фундаментальными проблемами газовой динамики, а Прандтль был занят многими другими проблемами. Работа началась с использования небольшой аэродинамической трубы Научно-исследовательского института (KWI), которая позволяла испытывать модели диаметром не более 35 мм. Такие размеры не позволяли полностью освободиться от влияния пограничного слоя, хотя полезные предварительные результаты все же были получены. Дальнейшие работы были невозможны до тех пор, пока не были задействованы аэродинамические трубы большего размера в Экспериментальном аэродинамическом институте в Пенемюнде и Кошеле, хотя даже здесь диаметр моделей не превышал 65 мм. Было проведено много расчетов и испытаний, главным образом при скорости  $M=2,9$ . Краткое описание хода разработки и логики определения окончательной формы диффузора изложено ниже.

Первая основная модель показана на рис. 9.6А. Модель имела центральный корпус с двумя прерывистыми возрастаниями по уклону сферами в зоне сверхзвукового потока. Эти возрастающие по уклону сферы создавали два косых скачка уплотнения, которые в целом теряли меньше энергии, чем один скачок уплотнения (так, как его применял Бусеман). Внешняя часть диффузора имела острую переднюю кромку на линии пересечения двух косых скачков уплотнения, а также внешний наклон со стороны передней части центрального тела. В сочетании с достаточно обтекаемой хвостовой частью эта модель имела относительно низкие потери энергии и могла давать до 75 % от степени возможного сжатия воздуха, однако ее внешнее лобовое сопротивление было высоким. Кроме того, невозможно было определить точки, где число  $M$  воздушного потока отличалось от проектного значения (из-за того что скачки уплотнения занимали разные положения) и когда воздушный поток подходил к диффузору под углом к его осевой кромке.



Вторая основная модель показана на рис. 9.6В. Она могла обеспечить получение только до 65 % от величины возможного сжатия воздуха, но коэффициент ее лобового сопротивления составлял от 50 до 60 % от коэффициента первой модели из-за малого изгиба внешней части диффузора. Косые скачки уплотнения в этом случае входили в поток свободного воздуха снаружи диффузора. Это приводило к уменьшению сжатия воздуха, но диффузор был способен работать в небольшом диапазоне скоростей при подходе воздушного потока под небольшим углом к осевой линии. Такие размеры, как длина фронтального конуса, расстояние до максимального изгиба следующего тела и расстояние до кромки окружающего кольца (все параметры измерялись от точки центрального тела), были получены для обеспечения нужного положения скачков уплотнения относительно окружающего кольца.

Теория показывала, что при использовании бесконечного количества малых углов в носовой части центрального тела (т. е. плавная вогнутая кривая) большое количество косых скачков уплотнения приведет к замедлению сверхзвукового воздушного потока на многих ступенях без потерь энергии. Однако когда Осватич испытал первую модель по этой схеме, она в действительности имела худшие показатели, чем его вторая модель. Во всяком случае, было проще изготовить центральное тело с прямыми линиями, насколько это было возможно, а для ракет Троммсдорфа были использованы конические центральные тела без изогнутых хвостовых частей.

К 1943 году Осватич имел достаточный объем информации по своему диффузору для опубликования результатов. До конца войны он сумел провести более точные испытания больших моделей при скоростях до числа Маха = 4,4 в аэродинамической трубе в Кошеле. В конце концов, для полной доработки диффузора Осватич получил разрешение от Департамента вооружения Сухопутных сил на построение аэродинамической трубы. Технические характеристики этой трубы: рабочий диаметр, равный 150 мм, и скорость, равную 2,9 числа Маха. Работа без процесса сжигания топлива была запланирована на лето 1945 года, а со сгоранием — на август. Война в это время закончилась, и труба оказалась недостроенной.

### Создание ракеты с диффузором Осватича

Коллектив под руководством Троммсдорфа начал получать подробную информацию о сверхзвуковых диффузорах в 1942 году. Многоконусный диффузор Осватича был выбран для использования в новых ракетах с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, запускаемых из орудия. Ввиду того что вращение ракет должно было быть стабилизированным, предусматривалось, что их максимальная длина будет в пять раз больше, чем калибр ракеты. Ограничение по длине определяло, в свою очередь, минимальный калибр, при котором ракета дальнего действия, запускаемая при выстреле из пушки, могла бы быть изготовлена. Это диктовалось

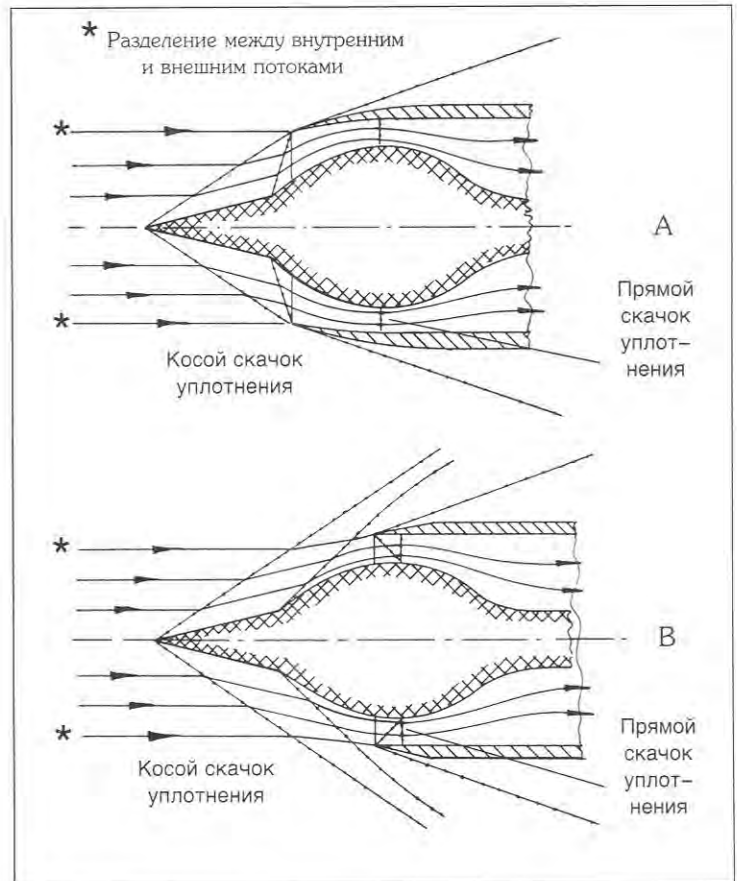


Рис. 9.6. Многоконусные сверхзвуковые диффузоры Осватича  
А – Первая основная конфигурация  
В – Вторая основная конфигурация (выполнено не в масштабе)

тем, что, в отличие от обычного артиллерийского снаряда значительная часть ракеты с ПВРД была занята свободным пространством и топливом, поэтому для взрывчатого вещества и боевой головки оставалось меньше места. Было подсчитано, что калибр 280 мм являлся минимальным подходящим калибром для стабилизированных во вращении ракет с ПВРД. И тогда вес этих ракет равнялся бы половине веса обычных снарядов того же калибра. При калибре свыше 280 мм ракета с ПВРД могла бы нести в пропорциональном соотношении большую боевую часть с зарядом.

Для получения максимальной боевой нагрузки для ракеты данного размера необходимо было минимизировать внутреннее пространство, а также вес конструкции. Принимая во внимание то, что при запуске ракеты из пушки возникали значительные нагрузки, конструкции могли быть проверены только при боевых стрельбах. Поэтому большое количество ракет было отстреляно индивидуально в ходе испытаний.

Центральное тело диффузора обеспечивало значительное пространство для хранения жидкого топлива (а позднее для взрывчатого вещества). Позднее лопатки были установлены в топливном баке, для того чтобы

топливо воспринимало вращение ракеты. Таким образом, создавалась центробежная сила в дополнение к силе, создаваемой различным устройством для подачи топлива под давлением, чтобы воздействовать на его впрыск в камеру сгорания. Были применены многочисленные небольшие топливные форсунки, и подача топлива позднее регулировалась с помощью подпружиненных скользящих грузиков. В целях упрощения процесса было испытано много видов топлива, которое спонтанно воспламенялось при температуре сжатого воздуха в конце отсека диффузора. Подача топлива в камеру сгорания осуществлялась путем срыва специального герметика с впрыскивающих сопел после запуска ракеты.

Применение обычной пушки в качестве ракетной пушковой установки считалось скорее целесообразным или необходимым, чем идеальным способом. Поэтому для ракет серий А и В были рассмотрены другие средства запуска. Ракеты обоих типов имели длину, равную девяти калибрам, и стабилизировались при помощи хвостового оперения, а не вращением. На рис. 9.7 показана ракета серии А, запускаемая твердотопливным ракетным ускорителем, установленным внутри камеры сгорания. После запуска ракетный ускоритель отделялся и падал, а отсек прямоточного воздушно-реактивного двигателя продолжал полет при стабилизации хвостовым оперением в дистанционном наведении. Ракеты серии В были в основном аналогичны (см. рис. 9.8), и предназначались для относительно плавного запуска из длинных труб, называвшихся «сверхдлинными минометами» и использовавших среднее давление газа. Это давление воспринималось силовым кольцом, размещенным по окружности ракеты около ее центра тяжести и отделяющимся после запуска. Тонкое хвостовое оперение обеспечивало стабилизацию. Ракеты серии А на самом деле не были построены, хотя детальные конструктивные исследования всех компонентов были проведены, за исключением дистанционного управления.

Первые ракеты Троммслорф с диффузором Осватича, выпускаемые из пушки, относились к серии Е. Ракета Е4 показана на рис. 9.9. Ракеты этой серии были предназначены для исследовательских целей и не несли боевого заряда. Было выпущено около 260 ракет, и результаты сравнивались с данными, полученными при испытаниях в аэродинамической трубе. Ракеты имели калибр 105 мм (Е2); 122 мм (Е3) и 155 мм (Е4), но последний тип ракеты был наиболее успешным. Двадцать пусков ракет Е4 было произведено в течение 1944 года и еще двадцать до 1 апреля 1945.

Для ракет Е4 применялось сернистоуглеродное топливо, которое помещалось в центральном блоке и впрыскивалось под давлением, создаваемым небольшим пороховым зарядом и центробежной силой. Топливо подавалось из сопел, расположенных в четыре ряда (всего 160) в начале кольцевой камеры сгорания. Ступенька или гребень, выполненная вокруг центрального блока, создавала зону турбулентности и использовалась в качестве стабилизатора пламени. Тонкий слой коллоидума служил для герметизации топливных фор-



Рис. 9.7. Ракета А4 Троммслорф (запускаемая твердотопливным ракетным ускорителем, с дистанционным наведением)

сунок до момента разрушения этого слоя после выстрела. Освобожденное топливо поджигалось в потоке сжатого воздуха. Длина камеры сгорания, составляющая только 25 см, оказалась достаточной для обеспечения эффективного процесса сгорания.

Для запуска ракеты вокруг кольцеобразного реактивного сопла было установлено силовое кольцо, которое сбрасывалось после запуска. Запуск ракет осуществлялся через ствол орудия под углом  $6^\circ$ , что позволяло отслеживать траекторию полета ракеты при помощи оптических и акустических приборов. Для получения дан-



Рис. 9.8. Ракета В2 Троммслорф со стабилизированным хвостовым оперением (выпускаемая из «сверхдлинного миномета»)

ных о характеристиках лобового сопротивления холостые ракеты заполнялись водой вместо топлива и запускались из пушки. Некоторые технические данные ракеты Е4 калибра 150 мм приведены ниже.

Чистая тяга — около 400 кг  
Общая масса — 28 кг  
Начальная скорость (у среза дула) — 3385 км/ч  
Конечная скорость через 3,2 с момента начала горения топлива — 5255 км/ч или число  $M=4,5$   
Эффективность сгорания — 98 %  
Общая эффективность блока силовой установки — 37 %  
Полный диаметр — 150 мм  
Полная длина — 0,635 м

Как только был накоплен большой объем информации и приобретен опыт, разработка боевых ракет про-



должилась. Боевое применение этих ракет должно было осуществляться с использованием сухопутных и морских артиллерийских, а также зенитных орудий. На рис. 9.10 показана ракета СЗ. Эта ракета была оснащена взрывчатким веществом, размещенным в основном корпусе конического диффузора и предназначалась для запуска из 280-мм орудия К5. Свободный объем центрального блока заполнялся топливом, в состав которого входили дизельное топливо и тетралин, которое воспламеняется при температуре сжатого воздуха, выходящего из кольца диффузора, равной 700 °С. Пороховой заряд и центробежная сила обеспечивали сжатие топлива до давления 180 атмосфер для его впрыска через 480 сопел. По сравнению с ракетой Е4 ракета СЗ имела значительно укороченную кольцевую часть диффузора, за которой располагалась более длинная камера сгорания, длина которой была около 60 см. Кроме того, ступень стабилизации пламени на центральном теле была расположена спереди, а не сзади топливных форсунок. Как и в предыдущих ракетах, силовое кольцо было установлено вокруг кольцевого реактивного сопла, а обтекаемые лопатки, поддерживающие центральное тело внутри внешней оболочки, были установлены под углом для обеспечения вращения ракеты. Испытания ракет С2, выпускаемые из 210-мм орудий, показали, что ракеты имеют недостаточные размеры для того, чтобы нести полезную нагрузку.

Технические данные ракеты СЗ калибра 280 мм приведены ниже.

- Тяга (чистая) — 2000 кг
- Общая масса — 170 кг
- Начальная скорость (у среза дула) — 4400 км/ч
- \*Конечная скорость — 6700 км/ч, или примерно Мах 5,5
- \*Дальность — 350 км
- Общий КПД блока силовой установки — 47 %
- Полный диаметр — 280 мм
- Полная длина — 1,35 м
- \* С запасом топлива

### Межконтинентальная ракета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем

В конце 1944 года коллектив специалистов под руководством Троммсдорфа выполнил конструкторскую проработку межконтинентальных ракет с ПВРД, известных как ракеты серии D. На рис. 9.11 изображена ракета D6000. Эта ракета имела фюзеляж цилиндрической формы, смонтированный вокруг ПВРД, с треугольными крыльями и хвостовым оперением, закрепленным в верхней части фюзеляжа. Аэродинамическими элементами управления являлись обычные элероны, руль высоты, киль и руль направления. В воздухозаборнике размещалось центральное тело из конических секций, формирующих диффузор Осватича с многочисленными скачками уплотнения. В центральном теле была размещена аппаратура наведения и управления, а за ней находились боеголовка и некоторое количество топлива. Большее количество топлива находи-



Рис. 9.9. 150-мм ракета Е4 Троммсдорф с прямоточным воздушно-реактивным двигателем со стабилизированным вращением (выпускаемая из пушки)

лось в кольцеобразных баках, которые окружали прямоточный воздушно-реактивный двигатель для формирования внешней обшивки фюзеляжа. Кольцевая секция диффузора, охватывающая заднюю часть центрального тела, переходила в расширяющуюся часть диффузора, которая затем проходила почти до конца фюзеляжа. Здесь же были расположены сравнительно короткие отсеки сгорания и выхлопа.

Системы топливопитания и сгорания поддерживались шестью лопатками в конце отсека расширяющегося диффузора. Топливо подавалось насосом из баков по трубопроводам в опорных лопатках вниз, в систему топливных форсунок, установленных в полом коническом кольце. Сзади этого кольца размещался обтекатель, формирующий внутренние границы кольцевого реактивного сопла. Интересная схема была разработана как для охлаждения обтекателя системы выхлопа, так

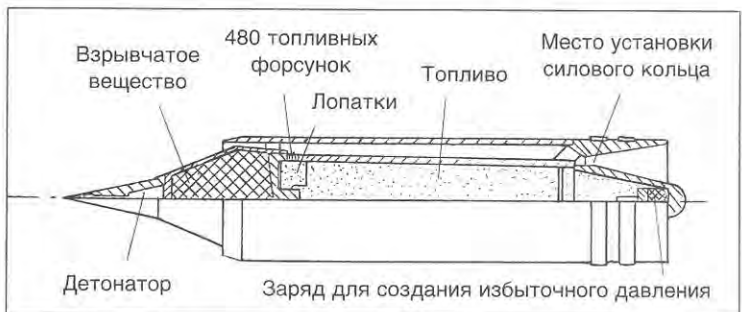


Рис. 9.10. 280-мм ракета СЗ Троммсдорф с прямоточным воздушно-реактивным двигателем и стабилизированным вращением (выпускаемая из пушки)

и для перекачки топлива. В центре шести вышеупомянутых опорных лопаток размещался кольцевой воздухозаборник, который пропускал некоторое количество сжатого воздуха в концевую часть диффузора. Этот воздух проходил через пустые внутренние полости над центральным обтекателем реактивного сопла и охлаждал его. После прохода вокруг обтекателя сжатый воз-

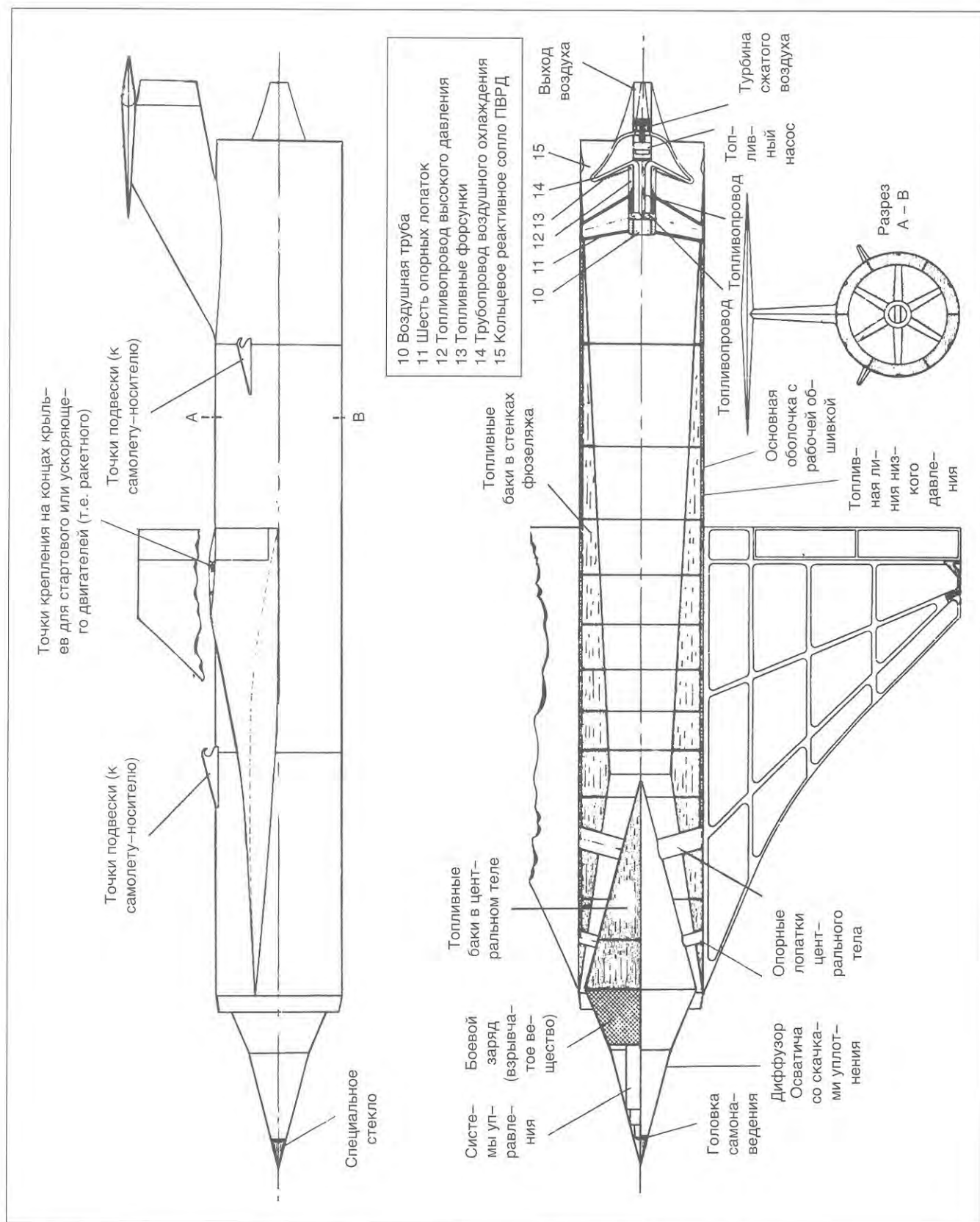


Рис. 9.11. Межконтинентальная ракета D6000 Троммсдорф с прямоточным воздушно-реактивным двигателем



дух снова нагревался и втягивался в небольшую осевую турбину, которая приводила в действие топливный насос. Насос, турбина и выхлопная труба сжатого воздуха располагались внутри обтекателя выхлопа.

Высота и скорость полета, необходимые на начальном этапе для пуска ракеты, составляли 14000 м и 720 км/ч, соответственно, что было эквивалентно числу  $M = 0,67$ . Однако отсутствие средств помешало выполнить эти условия, хотя для этой цели, по-видимому, можно было использовать самолет-носитель. Ракета падала с высоты своего запуска до тех пор, пока около земли отстреливаемые ракетные ускорители, расположенные на концах крыльев, не придавали ей ускорение до числа  $M = 2,8$ . На этой скорости включался прямоточный воздушно-реактивный двигатель, еще более ус-

корял ракету до числа  $M = 4,0$  и выводил ее на высоту 24000 м. Затем ракета продолжала полет под действием прямоточного воздушно-реактивного двигателя на дальность около 5000 км, а потом планировала следующие 300 км до местонахождения цели. Ввиду малой боеголовки (в отличие от боеголовки с ядерным зарядом) значение этой ракеты в стратегическом плане должно было быть небольшим, но тем не менее, эта ракета была намного проще по конструкции, чем модели A9/A10 немецкой ракеты Фау-2 (A4), которая планировалась для нанесения бомбовых ударов по американским городам. Однако к концу 1944 года в Германии наблюдался такой большой дефицит топлива, что невозможно было выделить даже один самолет для проведения пусковых испытаний хотя бы одной ракеты D6000.

# Прямоточные воздушно-реактивные двигатели Ойгена Зенгера

Первые работы над прямоточным воздушно-реактивным двигателем в Трауен-Фассберге — Испытательные полеты, проведенные Немецким планерным научно-исследовательским институтом (DFS) — Топливо на основе пористого угля — Планы применения ПВРД Зенгера

Доктор Ойген Зенгер начал работать над дозвуковым ПВРД в 1940 году. Эта работа позднее завершилась испытаниями, которые не принесли желаемых результатов. Зенгер получил квалификацию специалиста в области аэронавигации и пилота в Вене. К 1930 году он начал эксперименты с ракетами в Высшей технической школе в Вене. По просьбе Министерства авиации рейха он уехал из Вены в 1935 году для оказания помощи в организации нового исследовательского центра в районе природного парка Люнебургская пустошь, около Трауен-Фассберга. Хотя ему предоставили вакантную должность в Экспериментальном аэродинамическом институте в Брунсвике, в действительности своими прямыми обязанностями он не занимался, поскольку его интересовали другие проблемы. Хотя Зенгер был блестящим ученым и изобретателем, он не верил в то, что ПВРД мог бы развивать дополнительную тягу при таком высоком лобовом сопротивлении и т. д. В этом он расходился во взглядах с Гельмутом Шельпом из Технического управления, который в то время был руководителем проектов по прямоточным воздушно-реактивным и пульсирующим воздушно-реактивным двигателям, а также организатором создания фонда для проведения исследовательских работ по этим двигателям. В отличие от Шельпа, который настаивал на разработке ПВРД, Зенгер скептически относился к этому типу двигателей до тех пор, пока в 1942 году он не получил обнадеживающие результаты летных испытаний своего первого прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Поскольку финансирование осуществлялось по линии Министерства авиации, он проводил исследования по ПВРД. Исследования были начаты в 1938 году, когда Зенгер представил отчет с подробным теоретическим анализом по данной теме, хотя вначале его основная работа в Трауенском центре была связана с жидкостными ракетными двигателями.

В 1940 году некоторые офицеры Генерального штаба Люфтваффе посетили исследовательский центр и высказали свое мнение о необходимости быстрого развития противовоздушной обороны для эффективной борьбы с самолетами противника. В этой связи Зенгер заявил, что ПВРД будет подходящим объектом исследований, поскольку в диапазоне высоких дозвуковых скоростей он мог иметь преимущество перед другими ракетными двигателями из-за значительно меньшего удельного расхода топлива, а также перед турбореактивными двигателями вследствие более высокой тяги. Эксплуатационные характеристики ПВРД были опре-

делены в 1941 году, когда Министерство авиации рейха поставило задачу, чтобы средства противовоздушной обороны могли набирать высоту 12000 м за две минуты и находиться на этой высоте в течение часа.

Зенгер проводил предварительные испытания ПВРД вместе с профессором Бусеманом в Авиационном научно-исследовательском институте, расположенном в Фолькенроде. Целью испытаний было исследование внутреннего воздушного потока посредством отклонения потока воздуха в аэродинамической трубе длиной около 3,0 м. При этом бензин впрыскивался из кольца небольших форсунок, расположенного в трубе. Появление очень длинных языков пламени длиной в несколько метров сделало невозможным проведение испытаний полностью собранных ПВРД в аэродинамической трубе. Поэтому в последующем работа была продолжена в Трауенском центре, где главным помощником Зенгера был Хайнрих.

## Первые работы с прямоточным воздушно-реактивным двигателем в Трауен-Фассберге

При конструировании своего первого ПВРД Зенгер отводил определенную часть времени для завершения проекта жидкостного ракетного двигателя с тягой в 100 тонн. Что касается ПВРД, то по проекту он должен был иметь сравнительно большие размеры, прямолинейный расширяющийся диффузор, цилиндрический отсек сгорания и сужающееся реактивное сопло. В это время самой последней разработкой ПВРД была разработка фирмы H. Walter KG, которая, по мнению Зенгера, не добилась больших успехов в этот период (1940–1941 гг.) из-за низких температур сгорания и отсутствия аэродинамической трубы.

С самого начала была надежда испытать ПВРД в воздухе с применением подходящего экспериментального летательного аппарата, так как методы наземных испытаний считались неудовлетворительными. В тот период не существовало аэродинамических труб, способных смоделировать условия больших высот, на которых ПВРД должен был эксплуатироваться. А нагнетатель наружного воздуха не мог воспроизвести условия, соответствующие состоянию невозмущенной атмосферы. Тем не менее, некоторые испытания в наземных условиях были проведены для получения более обширных данных о сгорании, так как существовали большие сомнения в том, что можно контролировать требуемые высокие температуры.





Рис. 9.12. 800-мм труба, установленная на грузовике Опель-Блитц, для исследования процесса сгорания в прямоточном воздушно-реактивном двигателе в октябре 1941 года

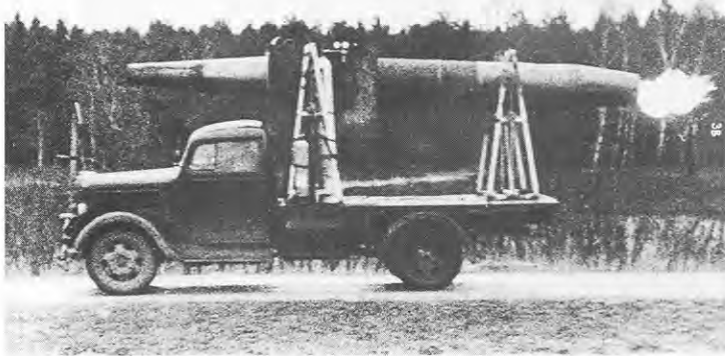


Рис. 9.13. Этот прямоточный воздушно-реактивный двигатель диаметром 500 мм был одним из двигателей, которые прошли испытания в наземных условиях на малых скоростях, проводимых Ойгеном Зенгером в 1941 году. Термин «летающая печная труба» в отношении этого двигателя возник в ходе испытаний

Наземные испытания начались ранней осенью 1941 года. Ввиду срочности выполнения программы первые испытания, связанные с процессом сгорания, были проведены с применением металлической трубы диаметром 500 мм в качестве камеры сгорания. Труба уста-

навливалась над грузовиком Опель-Блитц, который также имел необходимое количество топлива и баллоны со сжатым воздухом и в ходе испытаний в течение нескольких минут двигался со скоростями до 90 км/ч. В ходе последующих испытаний была применена камера сгорания (см. рис. 9.12) диаметром 800 мм, а также законченные агрегаты прямоточных воздушно-реактивных двигателей и диффузоры различных углов и длин (см. рис. 9.13). Исследования процессов сгорания, при которых температура доходила до 2200 °С, причем без воздействия на стенки канала, привели к созданию спрямляющей решетки с соплами вихревого типа для впрыска топлива против потока. Были также получены данные о геометрии узлов и, в частности, диффузора.

После первых испытаний ПВРД, проведенных Зенгером с использованием грузовика, двигатель стали называть «летающей печной трубой», но выводы специалистов из Научно-исследовательского управления, расположенного в Берлине, которые они сделали после получения первых результатов испытаний, нельзя было назвать обнадеживающими. Ввиду того, что у Зенгера не было официального контракта на проведение исследований ПВРД на стадии испытаний, он получил выговор от лица руководства этого Научно-исследовательского управления, и только спустя несколько месяцев он смог продолжить работу, имея официальное разрешение. Однако ему было приказано сократить объем работ, и поэтому летные испытания ПВРД не проводились.

В результате в начале 1942 года Зенгер вместе с Ирен Бредт, которая была его помощником, решили уйти из научного центра в Трауен-Фассберге и устроились на работу в Немецком авиационном экспериментальном институте в Айнринге, где профессор Вальтер Георгий предоставил им оборудование для продолжения работ над прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

### Испытательные полеты, проводимые специалистами Немецкого планерного научного института (DFS)

В конце войны у Зенгера был небольшой коллектив, помогавший ему в работе, в составе 16 человек, включая персонал вспомогательных служб. Для первых летных испытаний был построен ПВРД диаметром 500 мм. Он устанавливался сверху двухмоторного самолета Дорнье Do 17 Z (BC + NL), причем его выхлопная струя проходила между двумя стабилизаторами хвостового оперения самолета (см. рис. 9.14). Основные параметры ПВРД были получены во время наземных испытаний и оставались постоянными в течение последующих лет. Экспериментальный самолет был оснащен приборами для регистрации давления, температуры и т. п. внутри и снаружи ПВРД, который был установлен таким образом, чтобы иметь возможность замера суммарной тяги при помощи динамометра. Для расчета чистой (или полезной) тяги требовалось проведение отдельных полетов для измерения лобового сопротив-



На фото сверху:

Рис. 9.14. 500-мм прямоточный воздушно-реактивный двигатель Зенгера, установленный на самолете Дорнье Do 17 Z (BC+NL) для проведения летных испытаний по программе Немецкого авиационного экспериментального института в 1942 году



На фото справа:

Рис. 9.15. 500-мм прямоточный воздушно-реактивный двигатель Зенгера, установленный на самолете Дорнье Do 17 Z (BC+NL). Позднее самолет Дорнье Do 217 E-2 использовался для летных испытаний больших дозвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей



Рис. 9.16. Испытательный полет с 500-мм прямоточным воздушно-реактивным двигателем Зенгера, установленного на самолете Дорнье Do 17 Z (BC+NL), скорость которого составила 313 км/ч. Этот полет с пикированием самолета доказал, что прямоточный воздушно-реактивный двигатель развивал тягу без потерь (чистую тягу)



ления. Размещение двигателя показано крупным планом на рис. 9.15.

Первое летное испытание этого ПВРД состоялось в Германии 6 марта 1942 года, но оно не было первым в мире. К примеру, в Советском Союзе биплан И-153 конструкции Поликарпова поднялся в воздух с двумя ПВРД конструкции И.А. Меркулова с подвеской под нижним крылом в 1940 году. Во время полетов поддерживалась почти постоянная скорость, равная 306 км/ч, а высота изменялась от 100 м до 3000 м. Были испытаны каналы различных размеров и разные системы впрыска топлива, и, кроме того, был достигнут максимальный коэффициент тяги, равный 0,58. Хотя камера сгорания была очень длинной и составляла примерно 4 м, было принято решение уменьшить ее в соответствии с полученными результатами. При работе был слышен нормальный звук двигателя, а стенки камеры сгорания нагревались до температуры не более 600 °С. Самолет, оборудованный 500-мм ПВРД, совершил последний полет 12 апреля 1942 года, выполнив в целом 70 испытательных полетов.

Второй конструкцией, разработанной Зенгером, стал крупногабаритный ПВРД с диаметром, равным 1500 мм. Для проведения его летных испытаний требовался более крупный самолет. Летчику-испытателю Пауль Спрембергу, работавшему в фирме Rheinmetall Borsig и в центре в Трауен-Фассберге, был предоставлен для этих целей двухмоторный самолет Дорнье Do 217 E-2. Серьезные сомнения существовали в связи с установкой такого большого ПВРД на самолете и поведения двигателя в полете, несмотря на тщательные исследования модели, проведенные фирмой Дорнье в аэродинамической трубе. ПВРД вместе с насосами и топливом увеличивал общий вес до 2000 кг, а при его общей длине 10,6 м он выглядел как второй фюзеляж. При скорости полета, равной 1080 км/ч, этот двигатель был рассчитан на развитие общей тяги около 9000 кг. Таким образом, было очевидно, что он должен был оказывать значительное воздействие на стабилизацию и центр тяжести самолета.

На рис. 9.17 показана установка 1500-мм ПВРД на самолете. Для увеличения устойчивости надфюзеляжный киль был установлен на ПВРД, а его диффузор имел внешние прямолинейные нервюры для предотвращения коробления листового металла. Опасность, связанная с первым испытанием, была столь высокой, что бортмеханик отказался работать на этом самолете, и на его место был назначен другой механик, поскольку Зенгер всегда отстаивал необходимость проведения летных испытаний. В декабре 1942 года Пауль Стремберг впервые поднял в воздух громоздкий Дорнье. К счастью, каких-либо серьезных происшествий не случилось ни в одном из 18 полетов самолета с этим прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Последний полет был совершен 20 января 1943 года.

Однако это не означало, что у летчика не было проблем. Самолет со своим двигателем мог развивать скорость только 324 км/ч, а с включенным ПВРД скорость возрастала до 396 км/ч. Для достижения более высокой

скорости при испытаниях необходимо было набрать высоту около 4000 м и затем перейти в пикирование для достижения скорости 720 км/ч. При пикировании в течение 15–20 секунд самолет испытывал сильную вибрацию. Поэтому приходилось снижать тягу ПВРД путем установки соответствующего соотношения топлива/воздух, так как утяжеление носовой части самолета из-за такой тяги могло бы вскоре вывести из строя рули высоты. При этом бортмеханик должен был энергично работать закрылками самолета для восстановления управляемости самолета, причем ПВРД выключался только на высоте около 500 м. Летчик-испытатель Фриц Стамер, который наблюдал за одним из этих полетов, сказал: «Я многое повидал за свою жизнь, но ничего подобного этому пикированию с оглушительно ревущим и извергающим пламя двигателем не видел...» Как показано на схеме, ПВРД выбрасывал мощный факел пламени, которое, по-видимому, накрывало всю заднюю часть самолета. Это было связано в целом с необходимостью сжигания обогащенной смеси. В результате испытаний получена дополнительная, полезная информация, хотя при этом ничего особенного, кроме полной мощности 1500-мм ПВРД, не было продемонстрировано.

До определенного момента испытания проводились с целью получения данных по конструкции, и, как только эти данные были получены, специалисты определили диаметр ПВРД, составляющий 1000 мм, который должен был быть разработан в качестве силовой установки для ракеты или самолета или в качестве двигателя-ускорителя. Такой ПВРД был установлен на самолете Дорнье Do 217 E-2 (см. рис. 9.19), первый полет которого состоялся летом 1944 года. Всего были проведены 32 полета на скоростях до числа  $M = 0,37$ . Испытания со скоростью 420 км/ч и на высоте 7000 м соответствовали режимам работы камеры сгорания при  $M = 2,0$  и высоте 18000 м. Испытания показали в основном удовлетворительные результаты, причем был получен средний коэффициент тяги, равный 0,55. Однако из-за острой нехватки топлива последний полет должен был состояться 30 августа 1944 года. Поэтому планам по установке двух 1000-мм прямоточных воздушно-реактивных двигателей сверху турбореактивных двигателей истребителей Me 262 не суждено было сбыться. С учетом этого специалисты исходили из того, что полеты будут осуществляться со скоростью до  $M = 0,8$  и на высотах 15000 м.

После окончания летных испытаний исследования Зенгера, связанные с ПВРД в рамках Немецкого планерного научного института (DFS), должны были получить продолжение в наземных условиях с использованием нагнетателей наружного воздуха, аэродинамической и дымовой труб, а также гидроканалов. Максимальная скорость  $M = 1,5$  была воспроизведена с помощью моделей в гидроканале. Согласно исследованиям Бусемана, диффузоры таких ПВРД имели острые входные кромки расширяющегося типа с нормальными скачками уплотнения (Более ранние конструкции дозвукового расширяющегося диффузора Зенгера имели

круглую входную кромку.) Наиболее интересные испытания были проведены в барокамере Немецкого авиационного экспериментального института с целью исследования влияния высоты на процесс сгорания. Было установлено, что при соответствующем регулировании подачи топлива сгорание могло поддерживаться на высотах до 18400 м. Ввиду острой нехватки жидкого топлива была исследована возможность использования твердого топлива. Любопытная история связана с одним видом топлива, известного как Schaumkohle, или пористый уголь, о которой речь пойдет ниже.

### Топливо на основе пористого угля

Можно предположить, что работа над пористым углем как альтернативным видом топлива для реактивной

силовой установки началась по указанию правительства, принявшего это решение в результате безысходной ситуации, но в действительности это было не так или, скажем, не совсем так. В октябре 1944 года доктор Генрих Шмитт был направлен в командировку в Прагу для изготовления вместе с другими специалистами деревянной трубы с пропиткой ее смолой и загрузкой углем с окислителем, необходимым для горения угля. Выбор пал на Шмитта, поскольку его фирма с 1939 года специализировалась на производстве продукции из синтетических смол. Он, будучи физхимиком, активно работал в этой области с 1930 года. Специалисты, работавшие в Праге, не получили никаких пояснений по поводу назначения трубы, в изготовлении которой они участвовали, и поэтому не испытывали особого энтузиазма в работе. Шмитт сомневался в целесообразности

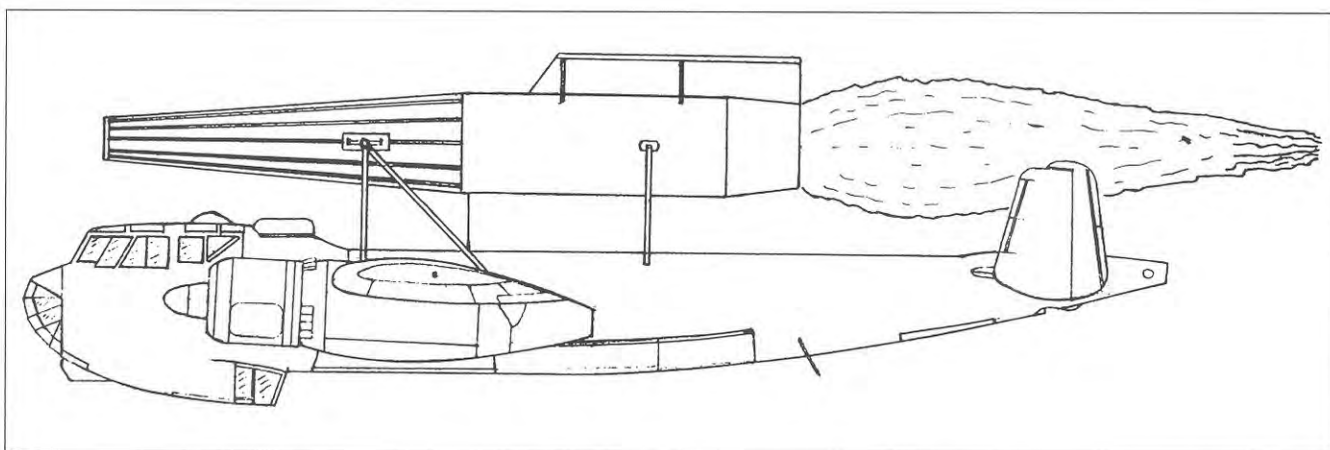


Рис. 9.17. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель Зенгера диаметром 500 мм, установленный на самолете Дорнье Do 217 E-2. На схеме показан факел пламени при работе двигателя на максимальной скорости 720 км/ч (Автор)



Рис. 9.18. 1500-мм прямоточный воздушно-реактивный двигатель Зенгера, установленный на самолете Дорнье Do 217 E-2 ( $\pm$  CD) для проведения летных испытаний в декабре 1942 года. Один вид этого «чудовища с огненным хвостом», стремительнодвигающегося в пике, вызывал ужас и оцепенение



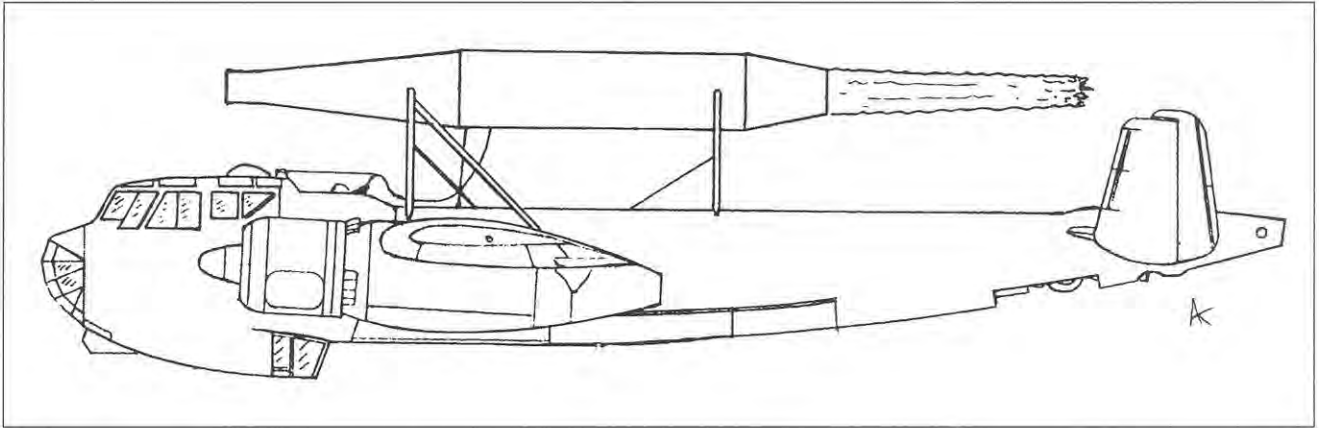


Рис. 9.19. 1000-мм прямоточный воздушно-реактивный двигатель Зенгера, установленный на самолете Дорнье Do 217 E-2. На схеме показан факел пламени при полной мощности (Автор)

соединения окислителя с углем. Когда однажды заполнитель для труб не был доставлен вовремя, он решил реализовать свою новую идею, заключающуюся в использовании пористой массы угля внутри трубы, через которую мог бы проходить воздушный поток и поддерживать процесс сгорания.

Положительный результат был получен почти сразу же при связывании гранул угля с феноло-альдегидными полимерами. Гранулы угля размером от 0,5 до 2,5 мм смешивались с полимером в пропорции от 4 до 10 % от веса угля. Полимер отливался в форме, а затем сушился и нагревался до температуры от 160 до 200 °С. При этом труба, имевшая диаметр 80 мм, стенки толщиной 6 мм и длину 550 мм, заполнялась пористым углем. Когда уголь поджигался с одной стороны, а поток воздуха подавался с другой стороны, весь уголь сгорал без остатка. Снаружи труба оставалась достаточно холодной и выдерживала нагрев. Не было выявлено случаев прожигания трубы, хотя тонкостенная металлическая труба расплавилась бы при этом.

В апреле 1945 года на авиационном предприятии фирмы Skoda начались эксперименты, проводимые Вернером Флемом, по использованию пористого угля в качестве топлива для реактивного двигателя. Было проведено два испытания с применением баллона с пористым углем в аэродинамической трубе при скорости воздуха 30 м/с. Хотя для получения полезной реактивной тяги необходима была скорость сгорания топлива около 5 мм/мин, на авиационном предприятии при испытаниях была достигнута скорость сгорания топлива только 1 мм/мин, и поэтому инженеры-испытатели не испытывали оптимизма. Кроме того, возникла проблема дросселирования или увеличения сгорания, а следовательно, и тяги. Испытания, проведенные в Научном институте DFS, привели к аналогичным выводам. При этих испытаниях 40 кг кускового угля или брикетов пенного угля загружались в обтекаемый стальной решетчатый контейнер, который помещался внутри камеры сгорания ПВРД. Нагнетатель создавал воздуш-

ный поток со скоростью до 35 м/с. Без водяного охлаждения решетчатый контейнер вскоре расплавлялся, а при использовании брикетов пенного угля без контейнеров имело место неполное сгорание. По неизвестным причинам армированный железом цилиндр для пенного угля длиной около 1,0 м и диаметром 500 мм с продольными воздушными каналами был отправлен в Берштесгартен еще до конца войны. Научно-исследовательские институты LFA и AVA также провели исследования угля при его использовании в качестве топлива для прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

### Планы применения прямоточного воздушно-реактивного двигателя Зенгера

Для продолжения дальнейшей работы Зенгера над ПВРД Немецкий авиационный экспериментальный институт в 1943 году пытался подготовить программу создания самолета с ПВРД вместе с другими организациями. В этом вопросе не приходилось рассчитывать на помощь правительства, не говоря уже о контракте на постройку самолета. В 1942 году Техническое управление рейха пригласило одного из специалистов по аэродинамике для подготовки экспертной оценки ПВРД, однако результат оказался неутешительным. По-видимому, этот специалист был перегружен работой настолько, что допустил ошибку в расчетах, при которых он получил только половину от фактического значения теоретической тяги данного двигателя. Только в сентябре 1944 года эта ошибка, к счастью, была обнаружена и исправлена в Немецком планерном научно-исследовательском институте (DFS), что восстановило реальную картину возможностей ПВРД.

Вопросы применения ПВРД не решались по многим причинам. Так, например, попытки Немецкого авиационного экспериментального института заинтересовать авиастроительные фирмы «Дорнье», «Юнкерс» и «Фокке-Вульф» в производстве испытательного самолета не принесли успеха, так как эти фирмы были пе-

регружены работой и не хотели вкладывать деньги в сомнительный, с их точки зрения, хотя и революционный, проект. Обращение к фирме H. Walter KG также не принесло результата.

Работы над ПВРД были лишь бегло упомянуты на одном из важных конгрессов по реактивным двигателям, состоявшемся в Берлине в сентябре 1943 года, а на одном из совещаний в Немецкой авиационной научно-исследовательской академии в январе 1944 года летные испытания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, проведенные в Научно-исследовательском институте (DFS), были отмечены как непроведившиеся.

После внесения в протокол совещания необходимых изменений по инициативе Немецкого авиационного экспериментального института интерес официальных кругов к ПВРД стал проявляться более наглядно. В ноябре 1944 года на совещании у начальника Управления по техническому обслуживанию авиационных систем вооружения (заменившего Техническое управление в августе 1944 года) был подготовлен отчет, в котором указывалось: «На совещании говорилось о значении двигателя Лорана (прямоточный воздушно-реактивный двигатель)... Принимая во внимание тот факт, что результаты по этому двигателю должны были быть получены как можно быстрее, возникает необходимость обмена опытом по этому двигателю в широком масштабе. Особое внимание должно быть уделено развитию звуковых двигательных устройств, а также проектам двигателей в диапазоне сверхзвуковых скоростей только в той части, которая касается этапа исследования». Этот отчет наконец-то официально открыл путь к практическим действиям, однако ввиду острой нехватки топлива официальные круги возлагали большие надежды на использование нестратегических видов топлива. Вместе с тем, в любом серьезном проекте самолета, который предлагался на рассмотрение, предусматривалась работа самолетных двигателей на жидком топливе, даже если первоначально предусматривалась его работа на твердом топливе.

Один из первых самолетов с ПВРД был спроектирован профессором Александром Липпишем. Этот конструктор всегда проявлял интерес к бесхвостым летательным аппаратам. Его первые разработки в этой области относятся к 1927 году, а более поздняя работа над программой создания истребителя Me 163 с ракетными двигателями в Немецком научно-исследовательском институте (DFS) и в фирме «Мессершмитт» позволила ему накопить опыт в аэродинамике высоких скоростей к тому времени, когда он переехал в Вену в мае 1943 года для работы в Авиационном научно-исследовательском институте (LFA). Крыло треугольной формы вызвало особый интерес у Липпиша, и, по-видимому, после получения данных о ПВРД из Немецкого авиационного экспериментального института он продолжил исследования на основе упрощенных расчетов этого двигателя и испытаний масштабных моделей в свободном полете. В конце 1944 года началась работа над проектом самолета LP-13b, который должен был иметь крыло строго треугольной формы, полностью закрыва-

ющее канал ПВРД, расположенного по центру и имеющего треугольный надфюзеляжный киль. Летчик должен был сидеть внутри киля в отсеке с остекленной передней частью. Вариант LP-13 должен был работать на жидком топливе, а вариант LP-13a был спроектирован для работы на твердом топливе. Одна схема для твердого топлива должна была состоять из цилиндра пористого угля диаметром 120 мм, длиной около 0,4 м и с отверстием диаметром 80 мм, проходящим через центр. Этот угольный цилиндр размещался внутри ПВРД, который был оснащен диффузором расходящегося типа в соответствии с работами Зенгера. Предусматривалось использование жидкостного ракетного двигателя для взлета и разгона самолета до эксплуатационной скорости, когда произойдет воспламенение угля с помощью мазутной форсунки, работающей от газа. Было подсчитано, что для полета в течение 45 минут необходимо иметь около 800 кг угля.

Вариант самолета LP-13a имел размах крыла, равный 5,92 м, вес с нагрузкой, равный 2300 кг, и предполагалось, что самолет сможет достигнуть скорости 1650 км/ч на большой высоте. Эксперименты с масштабной моделью в аэродинамической трубе больших скоростей в Гёттингене показали, что самолет имеет очень хорошую стабильность до границ максимальной скорости, полученной при испытаниях и равной числу  $M = 2,6$ . Для подтверждения возможности управляемости на малых скоростях фирма Akaflieg усовершенствовала и построила планер DM-1 конструкции Липпиша, который, однако, не прошел испытания, поскольку был захвачен американцами в Приене. Между прочим, Липпиш обращал больше внимания на эффективность ПВРД, чем на другие характеристики. Его целью было получение воздушного потока максимальной массы с минимальным повышением температуры для достижения максимального термического КПД.

В середине декабря 1944 года Высшее командование Люфтваффе, правда, с некоторым опозданием, оказало административную поддержку для налаживания совместной работы между Немецким авиационным экспериментальным институтом и Авиационным научно-исследовательским институтом, где работал Липпиш, хотя обмен данными по ПВРД и высокоскоростной аэродинамике был в то время уже налажен. В результате такого обмена информацией Липпиш представил проект истребителя Дельта VI, который Немецкий авиационный экспериментальный институт трансформировал в беспилотный самолет, несущий взрывчатое вещество. На самолете должен был использоваться один ПВРД, расположенный по центру диаметром 2000 мм. Двигатель должен был создавать расчетную тягу 7300 кг при наборе высоты на полной скорости  $M = 0,81$  на уровне моря, а также 2140 кг на высоте 12000 м при скорости  $M = 0,92$ .

В начале 1945 года фирма Skoda-Kauba Flugzeugbau, расположенная в Праге, поручила Немецкому авиационному экспериментальному институту сконструировать перехватчик с ПВРД. Поскольку эксперименты фирмы Skoda с пористым углем еще не проводились



в то время, планировалось, что прямоточный воздушно-реактивный двигатель будет работать на пористом угле, хотя одновременно предусматривался жидкотопливный вариант конструкции. Самолет с условным обозначением SK.P14 должен был иметь один центральный ПВРД диаметром 1500 мм и длиной 9,5 м. Он должен был развивать тягу 4400 кг в прямолинейном полете на уровне моря со скоростью  $M = 0,83$ , а также тягу 1350 кг на высоте 10000 м при скорости полета  $M = 0,815$ . Газовоздушный тракт ПВРД являлся составной частью конструкции фюзеляжа, но стенки камеры сгорания и реактивное сопло выступали за его пределы, что обеспечивало их охлаждение воздушным потоком. Летчик, занимавший лежачее положение под остекленным фонарем, топливный бак, хвостовое оперение и вооружение располагались над газовоздушным трактом по его длине. Все аэродинамические поверхности имели в плане коническую форму. Крылья располагались на осевой линии тракта, а хвостовое оперение фиксировалось сверху. Предполагалось, что максимальное время полета составит 43 минуты при наличии жидкого топлива в объеме 1200 кг.

Незадолго до конца войны фирма Ernst Heinkel AG получила данные по ПВРД из Немецкого планерного научно-исследовательского института (DFS) и по при-

казу Министерства авиации рейха продолжила разработку бесхвостого истребителя с ПВРД. Этот проект с обозначением P.1080 предусматривал использование двух ПВРД Зенгера диаметром 900 мм, установленных по обе стороны фюзеляжа, и их внешние кромки закрывались консолями крыла, действующими в качестве обтекателей. Газовоздушные тракты двигателей выступали за пределы фюзеляжа в большей степени для их охлаждения воздушным потоком. Планировалось применение крыльев прямой стреловидности с управлением элевонами, а также применение одного киля прямой стреловидности и руля направления. Кабина летчика располагалась в передней части, а задняя часть фюзеляжа отводилась под топливный бак. Самолет также должен был оснащаться взлетными ракетными ускорителями и посадочными лыжами. Предполагалось, что при скорости 500 км/ч каждый двигатель будет развивать тягу 420 кг, а при скорости 1000 км/ч тяга каждого двигателя будет составлять 1560 кг. Достаточно любопытен тот факт, что в апреле 1945 года фирма Heinkel в Айнбахе поручила Немецкому авиационному экспериментальному институту сконструировать другой истребитель, но с жидкотопливным ПВРД, расположенным по центру. Однако к концу войны ни один из упомянутых проектов не был реализован.

## Фирма "Focke-Wulf Flugzeugbau GmbH"

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель Пабста — Планируемое применение ПВРД Пабста

Фирма Focke-Wulf Flugzeugbau, созданная Генрихом Фокке, Георгом Вульфом и Вернером Нейманом в январе 1924 года, построила множество самолетов разных типов и играла ключевую роль в создании мощных военно-воздушных сил Германии до начала и во время Второй мировой войны. В военное время под руководством ее главного конструктора Курта Танка фирма производила такие известные самолеты, как истребитель Fw 190 «Вюргер» и самолет дальнего действия Fw 200 «Кондор». Вероятно, в 1941 году Ойген Зенгер познакомил Курта Танка с проектом ПВРД. Несомненно, это было сделано с целью привлечения ресурсов фирмы и подписания контракта для реализации проекта самолета с ПВРД. Что касается Зенгера, то для него этот контракт не принес желаемого результата. В конце 1943 года Немецкий авиационный экспериментальный институт передал фирме Focke-Wulf всю информацию о ПВРД конструкции Зенгера, причем почти в то же самое время фирма Focke-Wulf в Бад Эльзене реализовывала собственную программу разработки прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

### Прямоточный воздушно-реактивный двигатель Пабста

Программа фирмы Focke-Wulf по ПВРД выполнялась под руководством доктора Отто Пабста в отделе газовой динамики фирмы, расположенном в Кирхорстене (примерно в 6 км от Бад Эльзена). Пабст после знакомства с ПВРД конструкции Зенгера пришел к выводу, что он смог бы разработать лучшую конструкцию двигателя с меньшими размерами, который бы обеспечил сжатие воздуха и сгорание топлива. Он изучил основные принципы построения и работы воздушных диффузоров и камер сгорания и создал новые теории в этой области.

В диффузоре с расширяющимся соплом, который применялся Вальтером и Зенгером, рост давления поступающего воздуха происходил внутри этого диффузора за счет затормаживания воздушного потока. Этот диффузор, известный в Германии под названием Einlauf-Diffuseur (входной диффузор), должен был иметь большую длину, с тем чтобы не допустить создания избыточного лобового сопротивления. В диффузоре Пабста, известного в Германии под названием Fang-Diffuseur (улавливающий диффузор), рост давления поступающего воздуха происходил снаружи диффузора,

то есть в свободном потоке воздуха, подходящего к воздухозаборнику ПВРД. Для пояснения этого процесса необходимо обратиться к схеме двигателя идеальной формы, изображенной на рис. 9.20.

Как видно на эскизе, идеальный ПВРД Пабста имел полностью цилиндрическую форму внутренней части тракта, очень короткую зону сгорания и охватывающий обтекатель профильной части. При отсутствии сгорания скорости  $V_1$  и  $V_4$  были почти такие же, как и  $V_0$ , и, кроме поверхностного трения, на двигатель не оказывает воздействие ни лобовое сопротивление, ни тяга. Когда происходит процесс сгорания, возникает дросселирование тракта таким образом, что входящий воздух затормаживается, и скорость  $V_1$  становится меньше скорости  $V_0$ . В зоне сгорания увеличение температуры ускоряет движение газов, и скорость  $V_4$  превышает  $V_0$ , в результате чего возникает тяга. Ввиду того что внутренние стенки тракта расположены параллельно, тяга должна воздействовать на внешнюю часть ПВРД и определяться разностью давлений, действующих на профильный обтекатель. Как показывают линии тока, разделяющие внутренний и внешний воздушные потоки, обтекатель создает такой же эффект, как и крыло со сравнительно большим углом атаки. Это приводит к дисбалансу давления, оказываемого на верхнюю и нижнюю поверхности. Этот дисбаланс был первичным источником создания тяги в ПВРД Пабста.

Второй важной проблемой, сформулированной Пабстом при разработке ПВРД, стала проблема сгорания. Он считал, что этот процесс сгорания должен происходить на максимально коротком расстоянии. Прежде всего, топливо должно было применяться в газообразном, а не в жидком состоянии для его быстрого смешивания с поступающим воздухом. Для этого был разработан простой, но эффективный инжекторно-кумулятивный стабилизатор пламени для смешивания газовых потоков топлива и воздуха. Эскиз этого стабилизатора показан на рис. 9.21. Топливо поступало в кольцевую камеру, расположенную в воздушном потоке, и выбрасывалось вниз по потоку из щели, выполненной по периметру камеры. Поступающий воздух, протекая вокруг кольцевой камеры, создавал турбулентные «конусы», в которых топливо могло легко смешиваться, и сгорание могло продолжаться в этих малоскоростных зонах. Были проведены испытания с этим устройством с использованием водорода в качестве топлива. Для камеры сгорания был определен диаметр 22 мм. Этот ди-



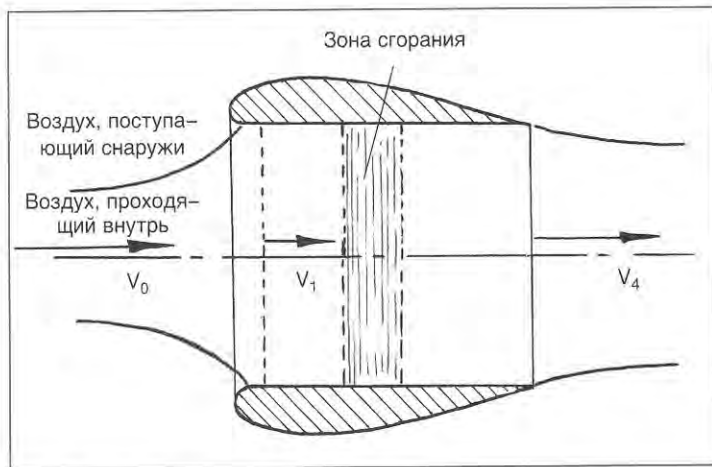


Рис. 9.20. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель Пабста идеальной формы

аметр остался таким же для всех ПВРД, но количество камер сгорания изменялось в зависимости от площади поперечного сечения зоны горения ПВРД. Камеры сгорания были расположены на расстоянии от одного до двух диаметров друг от друга таким образом, чтобы все их турбулентные потоки смешивались на коротком участке. В результате короткое пламя горения не зависит от размера ПВРД, так как оно регулируется диаметром камеры сгорания и скоростью подачи топлива.

Ввиду того что форма внешнего обтекателя ПВРД играла большую роль, для оказания помощи в исследовательской работе был приглашен доктор Кюхеман из Экспериментального аэродинамического института в Гёттингене, поскольку он имел богатый опыт работы в основном с аналогичными кольцевыми обтекателями для поршневых двигателей. Кюхеман оказал содействие в разработке методов расчета распределения давления, а следовательно, и тяги прямооточного воздушно-реактивного двигателя Пабста. Необходимо отметить один любопытный факт, который имел место при проведении экспериментов с диффузором Fang в аэродинамической трубе и который не был понят до конца. Суть его заключалась в том, что при высоких дозвуковых скоростях с числом  $M = 0,8-0,9$  диффузор не вызывал быстрого роста лобового сопротивления, несмотря на высокую степень всасывания и локальную скорость вокруг передней кромки.

После многочисленных исследований Пабст сконструировал и построил модель прямооточного воздушно-реактивного двигателя для проведения испытаний в аэродинамической трубе А-9 в Авиационном научно-исследовательском институте в Брунsvике. Эскиз этого ПВРД показан на рис. 9.22. Его оболочка была изготовлена из отливок с механической обработкой. Форма внутреннего тракта несколько отличалась от теоретически идеальной формы параллельного цилиндра. Газообразный водород использовался в качестве топлива и подавался в инжекторы (59 шт.), которые были установлены на трубчатой решетке и запитывались через нее.

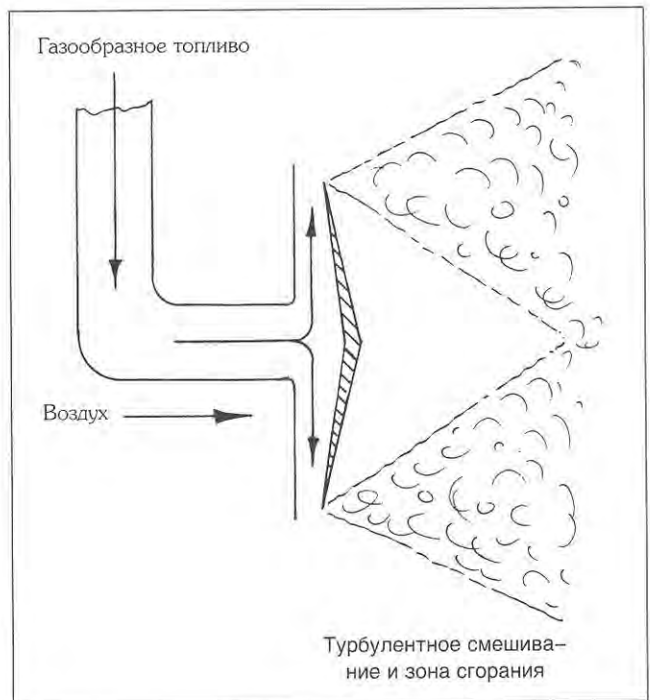


Рис. 9.21. Инжектор/стабилизатор пламени Пабста

Доктор Кнакстедт, работавший в Авиационном научно-исследовательском институте, отвечал за испытания ПВРД, во время которых была достигнута максимальная скорость  $M = 0,9$  при стабильном процессе сгорания. Количество воздуха, поступающего в ПВРД, изменялось от 2 до 14 раз по сравнению с минимальным количеством, необходимым для поддержания горения. Соответственно, температура выхлопной струи прямооточного воздушно-реактивного двигателя изменялась от 200 до 900 °С. По-видимому, ПВРД на этих испытаниях показал относительно высокий коэффициент тяги и исключительно низкий удельный расход топлива. Однако размеры модели были больше размеров, подходящих для аэродинамической трубы, а сама модель могла стать причиной получения неточных результатов из-за отсутствия постоянства давления в окружающем воздухе. Кроме того, теплотворная способность водородного топлива была высокой, что означало низкий расход топлива. Принимая во внимание эти факторы, Пабст был удовлетворен результатами испытаний. Отчет (№ 09045), написанный Пабстом о результатах испытаний, был направлен Кнакстедту в Авиационный научно-исследовательский институт, но последний не имел возможности ознакомиться с ним, так как отчет сгорел почти сразу же после его получения по инициативе офицера службы безопасности, принятого на работу в Авиационный научно-исследовательский институт и лишенного чувства юмора, который всерьез воспринял шутку: «Сжечь перед прочтением». Данные, полученные Пабстом при испытаниях в Авиационном научно-исследовательском институте, приведены ниже.

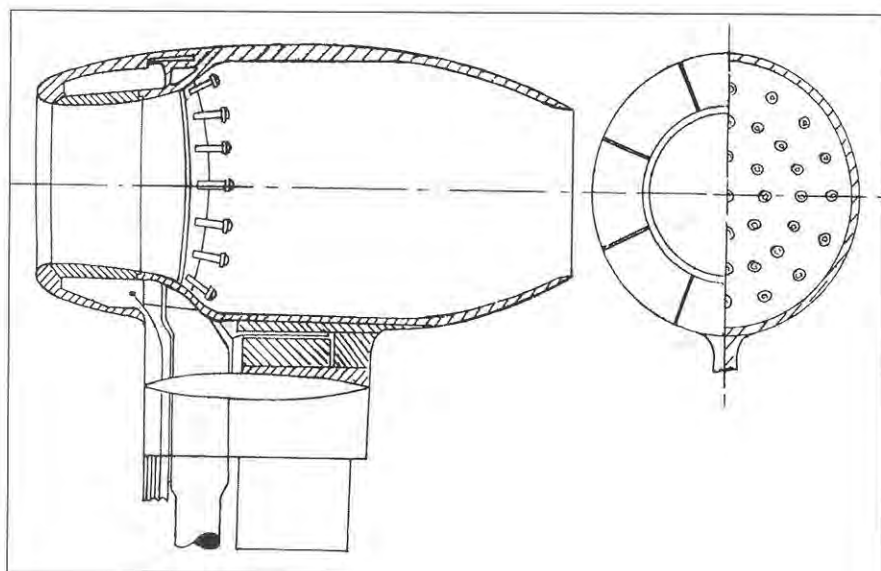


Рис. 9.22. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель Пабста, прошедший испытания в аэродинамической трубе Авиационного научно-исследовательского института

Максимальный коэффициент тяги — примерно 0,4  
 Удельный расход топлива (водорода) — 1,47 при  $M = 0,8$  и максимальной тяге  
 Коэффициент сгорания — почти 100 %  
 Максимальная температура выхлопных газов —  $900^{\circ}\text{C}$   
 Предельный диаметр — 237 мм  
 Предельная длина — 480 мм  
 Диаметр воздухозаборника — 136 мм  
 Диаметр камеры сгорания — 218 мм  
 Диаметр реактивного сопла — 138 мм

Пабст провел многочисленные испытания, исследуя процессы сгорания при использовании бензина в качестве топлива вместо водорода. Для достижения такого же быстрого смешивания и сгорания, как при водороде, бензин выпаривался и перегревался вне ПВРД перед подачей в инжекторы. Это осуществлялось путем пропускания топлива через теплообменник, встроенный в выхлопную часть ПВРД такой же конструкции, как и основной двигатель. Для двух больших ПВРД, имеющих по 50 топливных инжекторов каждый, необходим был один вышеописанный теплообменник, оснащенный всего лишь двумя топливными инжекторами для выпаривания и перегрева топлива. Это значит, что около 2 % от общего расхода топлива было использовано на выпаривание и перегрев. Удельный расход топлива повышался примерно на 3 % при применении бензина вместо водорода, но бензин был намного практичнее для авиационных целей.

### Планируемое применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей Пабста

Для использования ПВРД Пабста фирма Focke-Wulf начала работы над проектами двух разных самолетов. Одним из них был истребитель с условным обозначением

Фокке-Вульф Та 283 (в честь конструктора Курта Танка). Этот истребитель был предназначен для полетов с максимальной скоростью  $M = 1,05$  или 1125 км/ч при практическом потолке 10000 м. Полная нагрузка самолета составляла 5380 кг, а дальность действия — 690 км. Во избежание вредных возмущений воздушного потока на самолете Та 283 устанавливались два двигателя. Двигатели располагались на законцовках ярко выраженного стреловидного хвостового оперения. Крылья с размахом 7,97 м были низкорасположенными со стреловидностью передней кромки, равной  $45^{\circ}$ . Киль и руль направления, напоминающий хвостовой гребень, использовались в качестве обтекателя позади задней части фонаря кабины. Поскольку крылья и кабина были расположены со значительным сдвигом назад, носовая часть имела большую длину и малый диаметр,

причем внутри этой части было размещено вооружение. Самолет имел очень низкую посадку на убирающемся трехколесном шасси. Взлет производился при помощи ракетного ускорителя Вальтера. Хотя Министерство авиации рейха присвоило самолету обозначение Та 283 и проявило определенный интерес к этому проекту, экспериментальный самолет так и не был построен в необходимые сроки, за которые, по крайней мере, можно было бы изготовить деревянный макет этого самолета.

Второй проект самолета «Фокке-Вульф» с ПВРД был разработан в сентябре 1944 года с целью использования его в качестве истребителя, однако эта концепция не была новой. Истребитель, получивший название «Трибфлюгель» («тяговое крыло»), представлял собой вертикально взлетающий и приземляющийся на хвост истребитель, имеющий четыре одинаковых кия, образующих крестообразную хвостовую часть. Три лопасти винта, вращавшиеся вокруг фюзеляжа, были установлены в точке, отстоявшей от носа примерно на одну треть длины фюзеляжа. ПВРД Пабста устанавливался на законцовке каждой лопасти винта. Для запуска лопасти винта устанавливались в положение нейтрального тангажа и вращались до достижения эксплуатационной скорости ПВРД при помощи трех ракетных ускорителей, развивавших тягу 300 кг каждый. Ускорители размещались внутри прямоточного воздушно-реактивного двигателя. При работающем ПВРД лопасти винта затем устанавливались в положение малого тангажа, вертикальный взлет осуществлялся частично за счет тяги от вращающихся лопастей винта, а частично благодаря вертикальной тяговой составляющей от ПВРД. Когда самолет переходил в горизонтальный полет, тангаж лопастей увеличивался, и их угловая скорость уменьшалась для поддержания работы прямоточных воздушно-реактивных двигателей на режиме скорости  $M = 0,9$ . Управление самолетом осуществлялось только перемещением задних плоскостей хвостового кия, ко-



торые также могли противодействовать любому крутящему моменту, вызванному крыльями. Во время горизонтального полета хвост слегка опускался для превращения части тяговой силы в подъемную.

При посадке истребителя «Трибфлюгель» основной удар принимало на себя единственное главное колесо в основании фюзеляжа. Каждый из четырех килей опирался на маленькое колесо для сохранения баланса. Все колеса во время полета закрывались тюльпанообразными контейнерами. Летчик и вооружение располагались в носовой части фюзеляжа, а около 1590 кг топлива для ракетных ускорителей и ПВРД размещались в фюзеляже за крыльями. В случае крайней необходимости ракетные ускорители могли принимать топливо от двигателей. Предполагалось, что с вращающимся винтом ди-

аметром 11,5 м истребитель «Трибфлюгель» будет развивать скорость 840 км/ч на высоте 11000 м, иметь практический потолок, равный 14000 м, и максимальную дальность крейсерского полета 2400 км (1490 миль). Диаметр каждого прямоточного воздушно-реактивного двигателя составлял 680 мм, длина — 1,40 м. Двигатель развивал тягу около 840 кг. Технические данные по самолету Та 283 отсутствуют, но для проектов обоих самолетов ПВРД представляли собой увеличенные варианты модели, прошедшей испытание в аэродинамической трубе Авиационного научно-исследовательского института. Конечно, они имели небольшие конструктивные отличия. У истребителя «Трибфлюгель» камера ракетных ускорителей размещалась в центре решетки, несущей топливные инжекторы.

## Фирма "Bayerische Motoren Werke" (BMW)

Как сказано в разделе 2, фирма BMW активно занималась разработкой турбореактивных, ракетных и поршневых авиационных двигателей помимо исследований двигателей других типов, в состав которых входили ПВРД. Исследовательские работы по этому двигателю были начаты в 1944 году дипломированным инженером Петером Каппусом и его ассистентом, дипломированным инженером Хубером из отдела проектных исследований EZS. Практическая работа не проводилась, а теоретические расчеты не продвигались из-за отсутствия данных по сверхзвуковым диффузорам. Приведенный ниже материал о работе фирмы BMW изложен в документе EZS 55 «Прямоточный воздушно-реактивный двигатель в качестве артиллерийского оружия» фирмы от 14 сентября 1944 года.

В целях проведения расчетов и сравнения данных были изучены различные ракеты с ПВРД, технические характеристики которых приведены ниже.

Скорость — 950 км/ч  
Температура в камере сгорания (оптимальная) — 1500 °C  
Максимальная скорость пламени сгорания — 18 м/с  
Чистый вес (без ускорителей) — 500 кг  
Вес взрывчатого вещества — 1000 кг  
Вес топлива — 1000 кг  
Топливо для ускорителей — 440 кг  
Дальность на высоте 1000 м — 300 км  
Дальность на высоте 3500 м — 400 км

На рис. 9.23 представлена схема предлагаемой ракеты. Ее воздухозаборник имел круглую переднюю кромку, за которой находился расширяющийся диффузор. В конце диффузора располагались топливные форсунки для равномерного распыления топлива перпендикулярно поперечному сечению. Топливный насос, приводимый в действие винтом, размещался внутри диффузора так, чтобы он не препятствовал использованию скоростного напора. В обтекателе, окружающем диф-

фузор, содержалось взрывчатое вещество и топливо, отходящее от стенки камеры сгорания для приема внешнего воздушного потока. Любое контрольное оборудование, необходимое для работы поверхностей крыльев, должно было устанавливаться внутри обтекателя диффузора. Для взлета твердотопливный ракетный ускоритель устанавливался внутри цилиндрической камеры сгорания и затем сбрасывался.

На рис. 9.24 показана схема другой конструкции, где взрывчатое вещество сконцентрировано внутри обтекателя, находящегося в диффузоре. Кроме того, топливо находится в обтекателе, который распространяется по всей камере сгорания. Для воздушного охлаждения камеры сгорания часть воздушного потока проходила вдоль кольцевой полости между камерой сгорания и внутренней стенкой ракеты. Нагрев, создаваемый при сгорании, стремился испарить топливо, которое могло было бы использоваться аналогично тому, как это делается, например, в печи для обогрева палатки. Чтобы избежать нежелательного смещения центра тяжести ракеты при перемещении топлива в баках, было предложено заполнять их губчатой или пенистой массой. Топливо вытеснялось из этой массы под давлением топлива, находящегося в газообразном состоянии. Кроме того, сбрасываемый ракетный ускоритель, установленный внутри камеры сгорания, обеспечивал взлет, который должен был производиться под углом 45° с модифицированного орудийного лафета. Короче говоря, общие рассуждения фирмы «БМВ» можно сформулировать на основании выводов, которые сделала фирма. Ракета с ПВРД считалась неприемлемой для высоких сверхзвуковых скоростей (видимо, из-за отсутствия точных данных о диффузорах) и непрактичной, с точки зрения замены артиллерийского оружия этой ракетой. Что касается топлива, то рассматривалось применение спирта в этом качестве благодаря общей высокой энергетической составляющей и его доступности, хотя

уменьшение дальности действия ракеты было связано с его меньшей теплотворной способностью. Точное курсовое управление и наведение ракеты считалось настоятельной необходимостью вследствие ожидаемой дальности полета и сравнительно низкой скорости ракеты, но это утверждение касалось ракет больших размеров. В отличие от летающих снарядов Фау-1 (приводимых в движение пульсирующим воздушно-реактивным двигателем), скорость ракеты с прямоточным воздушно-реактивным двигателем была на 50 % выше, и поэтому трудно было перехватить эту ракету. Но ракета расходовала намного больше топлива и энергетического потенциала для взлета. Наконец, ракета с ПВРД считалась перспективной с точки зрения большей дальности действия, чем реактивное и артиллерийское оружие того времени. Считалось, что ракетное оружие будет иметь преимущество только на очень большой дальности. С просьбой исследовать ПВРД также обращались в другие фирмы-производители, однако этого не было сделано. Например, фирма «Юнкерс» заявила, что не может заниматься проблемами ПВРД, поскольку занята другими проблемами.

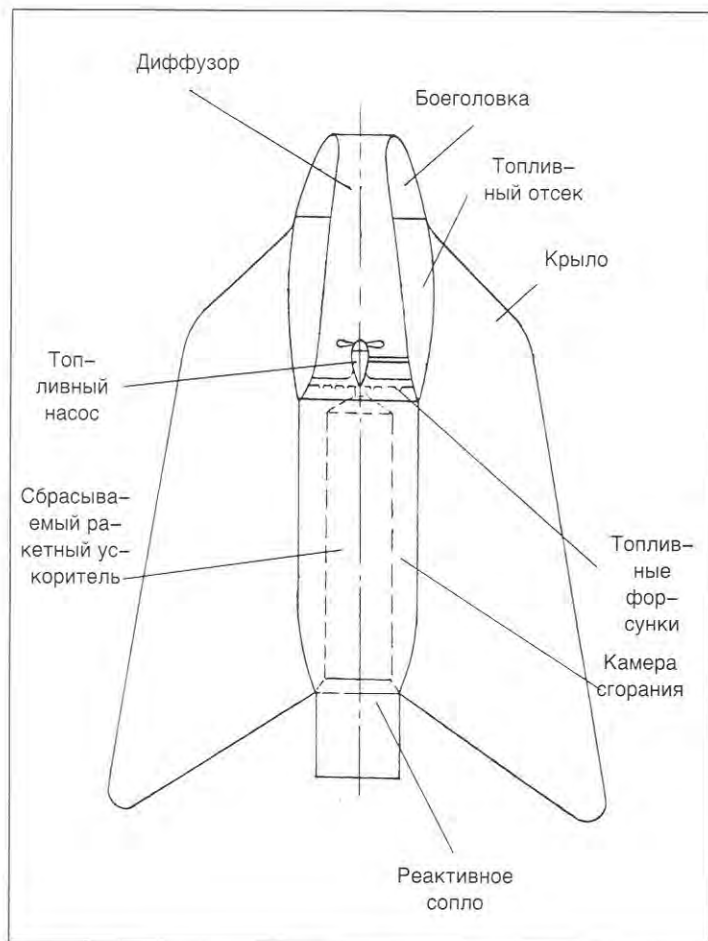


Рис. 9.23. Ракета «БМВ» с прямоточным воздушно-реактивным двигателем и постоянным воздушным потоком

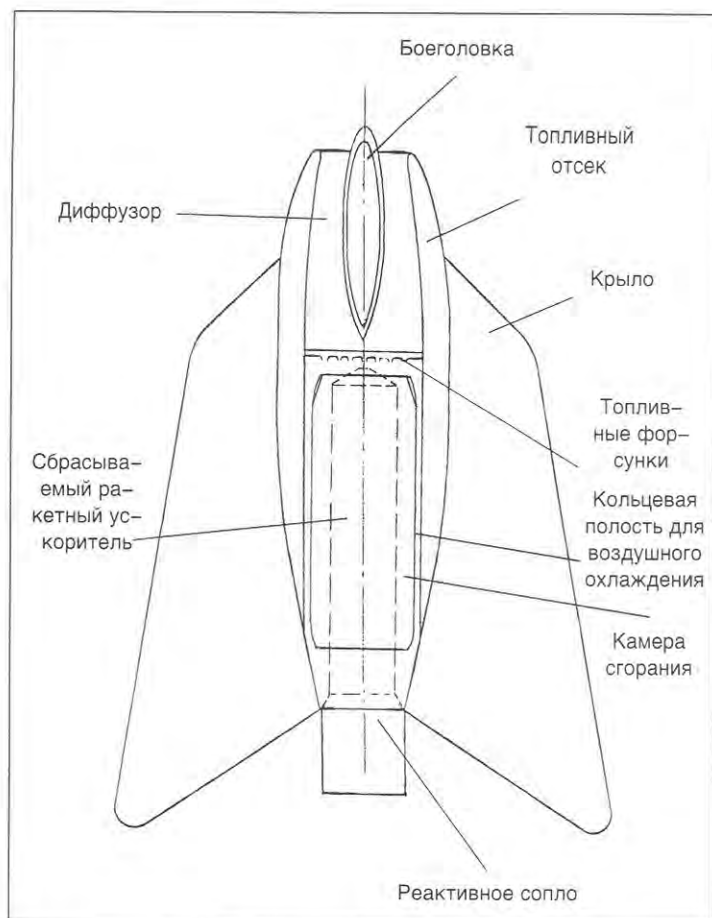


Рис. 9.24. Ракета «БМВ» с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, центральной боеголовкой и камерой сгорания с внутренним охлаждением



## Исследовательский центр "Versuchsanstalt Heerte"

В 1935 году инженеры сталелитейных заводов Германа Геринга стали авторами некоторых идей в отношении ракет, но практически почти ничего не было сделано в этой области до 1944 года, пока генеральный директор Плайгер не обратился в Министерство Шпеера за разрешением начать работы, связанные с ракетами. Министерство разрешило начать эти работы, и фирма организовала исследовательский центр Versuchsanstalt Heerte рядом с Авиационным научно-исследовательским институтом в Брунсвике. Отто Лутц стал консультантом этого института. Работа началась как по ракетным, так и по прямоточным воздушно-реактивным двигателям, но масштаб этой работы, по мнению Лутца и Бусемана из Авиационного научно-исследовательского института, был недостаточный, а перспектива сделать что-нибудь полезное была неясной. Тем не менее, несколько замечаний о работе над прямоточным воздушно-реактивным двигателем в центре Heerte под руководством доктора Райнландера представляют интерес хотя бы потому, что позволяют обрисовать картину деятельности в области разработки ПВРД в Германии.

Дозвуковой ПВРД простой конструкции с расширяющимся диффузором и сужающимся реактивным соплом был испытан при низких скоростях и давлениях. Ввиду малой скорости воздуха не было необходимости применять дефлекторы или стабилизаторы пламени. Бензиновое топливо впрыскивалось через форсунки различных типов и комбинаций, размещенных в стенке диффузора. Топливо подавалось из большого бака-отстойника, который имел коническую форму для плавного перехода в диффузор. Серия испытаний была

проведена в период 19–23 марта 1945 года. Средние значения по этому ПВРД небольшого размера приведены ниже.

Тяга — 0,70 кг

Коэффициент тяги — от 0,30 до 0,33

Расход топлива — 0,74 г/с

Диаметр камеры сгорания — 115 мм

Длина диффузора — 376 мм

Общая длина ПВРД — 1,476 м

При проведении других экспериментов планировалось установить два ПВРД со стороны двух вращающихся рычагов. Весь узел приводился в движение от электромотора до достижения эксплуатационной скорости. Каждый прямоточный воздушно-реактивный двигатель был оснащен расширяющимся диффузором и сужающимся реактивным соплом, а отсек сгорания с постоянным диаметром был изогнут для сопряжения с радиусом 2,716 м от точки вращения. Диаметр отсека сгорания был равен 522 мм, а общая длина двигателя составляла 2,882 м. Топливо подавалось по трубопроводу вдоль рычагов и поступало в каждый двигатель через одну форсунку в конце диффузора. Инициатива проведения эксперимента этого двигателя, несомненно, исходила от Лутца, который предложил установить группу ПВРД по окружности на колесо, спицы которого формировали лопасти воздушного винта для оказания помощи самолету при взлете. Колесо устанавливалось на заднюю кромку крыла и вращалось до достижения эксплуатационной скорости.

## Заключение

Несмотря на то что работы над прямоточным воздушно-реактивным двигателем начались в Германии в 1930-х годах, успехи в этой области на начальном этапе были незначительны из-за нехватки ресурсов и персонала, выделенного для проведения работ. Кроме того, первые результаты не сулили никаких перспектив в основном из-за низких температур сгорания и скоростей воздуха. Только в конце 1944 года разработки прямоточного воздушно-реактивного двигателя стали приоритетными, и именно в это время была сделана попытка согласования действий различных групп. В большинстве случаев исследуемые ПВРД были дозвукового типа с коническими расширяющимися диффузорами и имели температуру сгорания около 1500 °С. Этот тип больше всего интересовал Вальтера и Зенгера.

Фирма Вальтера была единственной в Германии фирмой, которая проводила практические испытания ПВРД. Она работала в медленном темпе, но в широком диапазоне, и в конце войны уверенно говорила о том,

что может начать строительство экспериментального ПВРД для перехватчика. Исследования процесса горения проводились довольно интенсивно, наряду с исследованиями вопросов получения эффективной тяги при нулевой скорости путем применения комбинированных установок в составе ракетных и прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Однако эти установки имели большой расход топлива и нестабильный рабочий цикл. Когда уже после войны Гельмут Вальтер работал в Англии, он уделял основное внимание проблемам, связанным с ракетной техникой и турбинами, а не с ПВРД, которые занимали незначительное место в исследованиях, проводимых в фирме. В последующем Вальтер переехал в США, где он стал вице-президентом гигантской корпорации Worthington, а его сын в то время служил в армии США, расквартированной в Германии.

Еще труднее было оценить результаты работы Зенгера, о чем говорили исследователи в конце войны. Это было вызвано методикой получения данных, которая

затрудняла определение чистой тяги. Что касается коэффициента тяги, то ПВРД Зенгера находились на уровне двигателей Вальтера, но, по-видимому, это было связано с более высокими температурами сгорания. Конструкции Зенгера не отличаются разнообразием, а эффективные летные испытания проводились на более или менее устоявшихся конструкциях для детальной проработки и получения большего объема информации. Предпочтение отдавалось практическим летным испытаниям (на малоскоростных самолетах), а не испытаниям в аэродинамической трубе. Эти испытания проводились на довольно малых скоростях и, как следствие этого, были неэффективны. Тем не менее, данные по этим работам были использованы в большинстве проектов авиационного ПВРД, над которыми работали в Германии. После войны Зенгер занялся другими проблемами авиации. В 1946 году он женился на своей бывшей помощнице Ирене Бредт в Париже, а затем они оба работали какое-то время в Авиационном арсенале французских ВВС в Шатильоне.

Занимаясь дозвуковыми ПВРД, Пабст из фирмы Focke-Wulf выдвинул совсем новые идеи, в результате чего появился относительно короткий по сравнению с диаметром ПВРД. Этот двигатель Пабста имел длину, равную всего лишь двум диаметрам, по сравнению с шестью или семью диаметрами для прямоточных воздушно-реактивных двигателей других разработчиков, в то время как Вальтер надеялся получить длину, равную только трем или четырем диаметрам. Благодаря небольшой длине, ПВРД Пабста хорошо подходил для работы при установке на законцовках несущих винтов. В послевоенные годы такие двигатели использовались в экспериментальных целях для привода винтов вертолетов, но из-за большого расхода топлива от вертолета с ПВРД со временем отказались.

В действительности, большой расход топлива был характерен для всех дозвуковых ПВРД. И только исключительная простота конструкции привлекала внимание разработчиков в послевоенные годы. Но у этих двигателей все же были недостатки, связанные с дороговизной взлетов и ограниченным диапазоном скоростей, при которых можно было бы добиться эффективной эксплуатации.

Частичное решение этого вопроса заключается в применении ПВРД не для самолетов, а для ракет, которые могли бы летать не только на высоких сверхзвуковых скоростях, но и на постоянной скорости, для которой можно было бы специально сконструировать ПВРД. Кроме того, ракета взлетает только один раз, поэтому расходы на дополнительные ускорители не являются существенными. Таким образом, сверхзвуковые ракеты Троммдорфа явились самым ценным послевоенным достижением из всех работ, проводившихся в Германии с ПВРД. Эти замечательные ракеты завоевали успех благодаря в основном многоконусному диффузору со скачками уплотнения, созданному Осватичем. Испытания ракет Троммдорфа продолжались в Советском Союзе на полигоне около Путилово (недалеко от Москвы)

с 1946 по 1952 годы. Были проведены успешные стрельбы ракет Е5, а ракеты С3 с боеголовкой преодолевали большие расстояния. Многоконусные диффузоры также стали хорошо известны на Западе, поскольку Осватич переехал в Англию и с 1947 года работал в области моделирования с использованием аэродинамической трубы больших скоростей в Фарнборо.

Ракеты конструкции Троммдорфа, запускаемые из орудия, устарели, так как мир все больше интересовали ракеты, а не дальнобойная артиллерия. Однако диффузор Осватича нашел применение во многих сферах, где требуется забор воздуха с высокой скоростью. Таким образом, в то время как ПВРД применялся в ракетах, диффузор Осватича применялся как в этих двигателях, так и в турбореактивных ракетах, а также на турбореактивных самолетах, где скорость близка или превышает число  $M = 2,0$ . Особое значение для сверхзвуковых самолетов имеет тот факт, что центральный корпус может перемещаться в воздухозаборнике в продольном направлении. Это дает возможность регулировать скачки уплотнения в пределах, позволяющих изменять скорости и высоты полета. Неподвижный и регулируемый диффузоры были предметом интенсивных исследований во всем мире. Примерами его применения могут быть такие ракеты, как «Бристоль Бладхаунд» (Великобритания), «Бомак IM-99» (США), «Хаунд Дог GAM-77» (США) и «Талос SAM-N-6» (США), а также военные самолеты, такие как МиГ-21 (СССР), «ЕЕ Лайтнинг» (Великобритания), «Дассо Мираж III» (Франция), «Локхид Старфайтер» (США) и «Локхид SR-71» (США). Важнейший принцип восстановления давления в воздухозаборнике при помощи скачков уплотнения будет всегда использоваться в скоростной авиации.

Что касается Липпиша, его исследования ПВРД играли незначительную роль после войны, чего нельзя сказать о его работе над конфигурацией высокоскоростного самолета с треугольным крылом, которая привела к созданию в США таких самолетов, как экспериментальный Конвэр XF-92 и истребитель F-102. Идеи Липпиша, Зенгера и других конструкторов по применению угля в качестве топлива для прямоточного воздушно-реактивного двигателя, которые были отнесены к разряду курьезных идей военного времени, были вскоре забыты. На долю француза Рене Лёдюка выпала честь стать создателем первого в мире настоящего самолета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. Этот самолет «Лёдюк 0,10» совершил свой первый полет 21 апреля 1949 года и проложил дорогу для проведения других исследований в области самолетостроения. В наши дни существуют проекты применения ПВРД для самолета, который на больших скоростях и во время выполнения высотных крейсерских полетов мог бы переключаться на работу со вспомогательными ПВРД. За короткий период бурного развития военной авиации стало возможным применение турбореактивного форсажа, или дожига, что фактически переводит прямоточный воздушно-реактивный двигатель в разряд турбореактивного двигателя.



# Хронология разработки и создания реактивных двигателей и газовых турбин в Германии

Чтобы дать читателю полное представление об истории развития реактивных двигателей и газовых турбин в Германии с 1930 по 1945 годы, некоторые наиболее важные события этой истории представлены в хронологическом порядке с указанием года и месяца, хотя более точные хронологические данные можно найти непосредственно в тексте книги. Некоторые события указаны в произвольном порядке, поскольку у нас нет данных в том, когда эти события произошли.

1929 г.

— Г. Эстрих (работающий в фирме Bramo) проводит исследование реактивного двигателя и забраковывает его из-за невысоких скоростных параметров.

1930 г.,

февраль Г. Гольцварт предлагает конструкцию газовой турбины постоянного объема в качестве силовой установки транспортных средств.

1931 г.,

апрель Пауль Шмидт получил патент на проектирование воздушно-реактивного двигателя и правительственную поддержку для работы над воздушно-реактивным двигателем.

1932 г.,

апрель Оформление патентов на проекты парогенератора Velox и газовой турбины фирмы Brown Boveri (BBC).

1933 г.,

— Отправка четвертой газовой турбины постоянного объема конструкции Г. Гольцварта на сталелитейный завод.

1934 г.,

февраль К. Лейст запатентовывает проект турбовинтового двигателя, оснащенного турбиной с частично сталкивающимися струями выхлопных газов.

— Г. Вальтер приступает к исследованию прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

— Г. Вальтер предлагает Министерству авиации турбореактивный двигатель с форсажной камерой.

— Моторостроительная фирма Junkers Motorenbau проводит исследования свободнопоршневого газогенератора для ввода в действие турбины, приводящей в движение воздушный винт.

1935 г.

— Оформление и получение фон Охайном патента на реактивный двигатель.

— Фон Охайн создает турбореактивный двигатель гаражного типа и проводит его пробную обкатку.

1936 г.,

апрель Фон Охайн приступает к работе в фирме Heinkel над первым демонстрационным двигателем (HeS 1).

— Г. Вагнер, работающий на самолетостроительном заводе Junkers Flugzeugwerk, считает целесообразным проведение исследований турбовинтового двигателя и монтаж специального оборудования.

— Г. Вайнрих представляет на рассмотрение Министерства авиации проект турбореактивного двигателя противоположного вращения.

— Г. Вальтер приступает к экспериментам с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, заключает контракт с Министерством авиации на проведение научно-исследовательских работ.

1937 г.,

апрель Фон Охайн приступил к проведению стендового испытания первого демонстрационного турбореактивного двигателя (HeS 1).

— П. Шмидт открывает явление автоматического зажигания.

— В. Троммсдорф запатентовывает проект ракеты с прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

— Г. Вайнрих представляет планы создания морской газовой турбины противоположного вращения Высшему командованию военно-морских сил и через некоторое время оказывает поддержку идее создания экспериментальной установки.

— Р. Фридрих проектирует осевой компрессор с 50-процентной реактивной силой для турбореактивного двигателя.

1938 г.,

март Первое летное испытание турбореактивного двигателя Хейнкель HeS 3, проводимое фон Охайном.

— Фирма BMW приступает к работе над центробежным турбореактивным двигателем P.3303 конструкции К. Ленера.

— Е. Шмидт приступает к исследованиям, в результате которых была создана турбина с воздушным охлаждением.

— Испытан первый пульсирующий воздушно-реактивный двигатель с автоматическим зажиганием конструкции Пауля Шмидта.

— Е. Зенгер излагает теорию создания прямоточных воздушно-реактивных двигателей.

август Моторостроительная фирма Junkers Motorenbau под руководством А. Франца приступает к исследованию движения с помощью реактивной силы.

ноябрь В. Троммсдорф приступает к исследованию ракеты с прямоточным воздушно-реактивным двигателем для Артиллерийского технического управления сухопутных войск.

— Фирма Junkers приступает к стендовому испытанию осевого турбореактивного двигателя конструкции М.А. Мюллера, оснащенного компрессором с 50 % реактивной силой конструкции Р. Фридриха.

— Фирма Bramo создает туннельный вентилятор с поршневым приводом (ML).

— Фирма Bramo приступает к проектированию осевого турбореактивного двигателя.

— Официальные консультации с авиационными моторостроительными фирмами относительно начала разработки турбореактивного двигателя.

1939 г.,

— Фирма Bramo проводит испытание туннельного вентилятора с поршневым приводом и форсажной камерой (MLS).

— Фирма Bramo переходит под начало фирмы BMW.

июль Первые испытания с турбореактивным двигателем Хейнкель HeS 3, установленным на испытательном стенде.

август Первый самолет, оснащенный турбореактивным двигателем He 178, выполняет первый полет.

— Фирма Junkers заключает контракт на разработку осевого турбореактивного двигателя 109-004.

— Фирма BMW приступает к работе над ТРД 109-002 противоположного вращения с осевым компрессором.

- Фирмы AEG и MAN приступают к проведению ряда исследований по проблемам промышленных газовых турбин.
- ноябрь Первая опытная модель пульсирующего воздушно-реактивного двигателя фирмы Argus работает в режиме пульсирующего горения топлива.
- ноябрь Первая официальная демонстрация турбореактивного самолета Хейнкель He 178.
- Фирма BMW приступает к проектированию турбореактивного двигателя P.3302 с осевым компрессором.
- декабрь Фирма Junkers приступает к работе над двигателем 109-004 A после неудачных работ над двигателем предыдущей модели.
- Фирма Daimler-Benz решает приступить к работе над турбореактивным двигателем.
- Фирма MAN проводит исследования керамики с целью ее применения в газовых турбинах.
- Первые неудачные запуски ракет с прямоточным воздушно-реактивным двигателем конструкции Троммдорфа.

1940 г.,

- Фирма Heinkel приступила к работе над туннельными вентиляторами, работающими от поршневого двигателя (ML, MLS, MTL).
- Фирма BMW проводит исследования по проблемам большого турбовинтового двигателя.
- Фирма Brückner-Kanis приступает к работе над газовыми турбинами с вращающимся котлом.
- Фирма BBC приступает к созданию вентилятора с приводом от газовой турбины реактивного двигателя.
- Авиационный научно-исследовательский институт (LFA) проводит исследования керамических материалов с целью их применения в газовых турбинах.
- август Первое опробование турбореактивного двигателя BMW P.3302.
- октябрь Первое опробование турбореактивного двигателя Юнкерс 109-104.

1941 г.,

- январь Фирма Argus приступила к первым наземным испытаниям пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.
- О. Пабет, работающий в фирме Focke-Wulf (Фокке-Вульф), приступает к экспериментам с прямоточным воздушно-реактивным двигателем.
- апрель Первый опытный образец реактивного истребителя (Хейнкель He 280 VI) выполняет свой первый полет.
- апрель Фирма Argus проводит первые летные испытания пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.
- Фирма BBC учреждает отдел исследований пульсирующего воздушно-реактивного двигателя.
- Первый самолет, выполнивший полет с использованием тяги пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (планер с силовыми установками фирмы Argus).
- ноябрь Неудачная попытка выполнить полет на опытном образце самолета Me 262 с двумя турбореактивными двигателями BMW P.3302.
- Фирма Heinkel приступает к работе над турбореактивным двигателем с диагональным компрессором (HeS 11).
- Е. Зенгер приступает к испытаниям прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

1942 г.,

- январь Выполнение испытательного полета опытного образца истребителя He 280, оснащенного пульсирующими воздушно-реактивными двигателями.
- Фирма BMW прекратила работу над турбореактивным двигателем 109-002 противоположного вращения.
- Фирма MAN предлагает проект разработки судовой газовой турбины Высшему командованию военно-морских сил, но это предложение не было принято.
- март Проведение первого летного испытания прямоточного воздушно-реактивного двигателя конструкции Зенгера.

- март Проведение первого летного испытания турбореактивного двигателя Юнкерс 109-004-A.
- март Опытный образец истребителя Me 262 выполняет взлет на двух турбореактивных двигателях BMW P.3302, которые выходят из строя во время полета.
- март Фирма Blohm und Voss приступает к проектированию судовой газовой турбины, финансируемому Высшим командованием военно-морских сил.
- июнь Министерство авиации отдает распоряжение о разработке самолета-снаряда Фау-1 с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем.
- июль Первый полет опытного образца истребителя Me-262 на тяге реактивных двигателей (на двух турбореактивных двигателях Юнкерс 109-004 A).
- июль Фирма BMW приступает к работе над турбовинтовым двигателем с расчетной тягой 8000 л.с.
- октябрь Успешное опробование турбореактивного двигателя Хейнкель HeS 30 с осевым компрессором.
- октябрь Фирма Doblhoff приступила к программе исследований реактивного вертолета.
- октябрь Ф. Нойгебауэр читает цикл лекций о камерах сгорания высокого давления и их использовании в турбинах и реактивных двигателях.
- ноябрь Авиационный научно-исследовательский институт (LFA) применяет интерферометр для исследования лопаток турбин.
- декабрь Фирма Junkers проводит первые опробования турбореактивного двигателя 109-004.
- декабрь Фирма Argus разработала пульсирующий воздушно-реактивный двигатель 109-014.
- декабрь Запуск первого самолета-снаряда Фау-1, приводимого в движение пульсирующим воздушно-реактивным двигателем Архус.
- О. Лютц приступает к разработке газогенератора высокого давления с целью его применения в турбинах.
- Г. Вальтер приступает к работе над пульсирующим воздушно-реактивным двигателем с целью его применения в качестве привода турбины.
- К. Осватич разрабатывает многоконический сверхзвуковой скачковый диффузор (с целью его применения в прямоточных воздушно-реактивных двигателях).

1943 г.,

- январь Выпуск опытной серии турбореактивных двигателей Юнкерс 109-004.
- май Встреча представителей фирм-изготовителей по вопросу серийного производства пустотелых лопаток турбины.
- май Первые испытания турбореактивного двигателя Даймлер-Бенц 109-007 с туннельным вентилятором.
- Первый реактивный вертолет (Doblhoff WHF 342 VI) выполняет полеты.
- июнь Опытный образец первого реактивного бомбардировщика Ar 234 VI выполняет полеты (на турбореактивных двигателях Юнкерс 109-004).
- А. Мюллер предпринимает попытки заинтересовать военные круги в производстве газовых турбин для их применения в танках. Эта попытка не приносит положительного результата.
- Фирмы AEG и BBC приступают к проектированию турбовинтовых двигателей, использующих регенеративный теплообменник Ритца.
- П. Шмидт получил заказ на изготовление комбинированной силовой установки (ILS), состоящей из пульсирующего воздушно-реактивного и прямоточного воздушно-реактивного двигателя.
- Испытан первый истребитель (Me 328), приводимый в движение пульсирующими воздушно-реактивными двигателями.
- Фирма BMW приступает к исследованиям комбинированной установки 109-003 R, состоящей из ТРД и ракеты (TLR).



август Первые полеты на реактивных самолетах (He 280 V4) с турбореактивными двигателями BMW 109-003.

сентябрь Самолет Ar 234 V13 достигает рекордной высоты 13000 метров (42640 футов) с помощью установленных на нем турбореактивных двигателей BMW 109-003.

сентябрь Заключен контракт на изготовление первой комбинированной установки, состоящей из турбореактивного двигателя и ракеты (BMW 109-003 R).

1944 г.,

— Высшее военно-морское командование отдает указание фирме Brücker-Kanis разработать судовую газовую турбину с четырьмя газогенераторами.

— Фон Охайн приступает к работе над двигателем конструкции Туттингена с унифицированной схемой компрессор/турбина.

— Фирма Junkers приступает к работе над турбореактивным двигателем 109-012 и турбовинтовым двигателем 109-022.

— Фирма BMW приступила к созданию турбореактивного двигателя 109-018.

— Аэродинамический экспериментальный институт (AVA) приступает к интенсивным исследованиям турбореактивной силовой установки.

— Авиационный научно-исследовательский институт (LFA) приступает к работе над экспериментальной газовой турбиной с керамическими лопатками.

— Фирма Büssing изготавливает и испытывает экспериментальный газогенератор конструкции Лютца (с целью его применения в турбинах).

— Первая партия опытных реактивных истребителей и бомбардировщиков (Me 262 A-O и Ar 234 B-O) отправляется на официальные испытания в исследовательский центр Е-Штелле Рехлин.

март Фирма MAN приступает к проектированию газотурбинной силовой установки для привода генератора мощностью 12000 кВт.

май Фирма Daimler-Benz приостанавливает разработку турбореактивного двигателя 109-007 и начинает проектирование турбовинтового двигателя 109-021.

июнь Нанесение первого удара самолетами-снарядами Фау-1 по Лондону. В июне произошел запуск 2000 снарядов.

июнь Артиллерийское техническое управление сухопутных войск планирует начать разработку танковых газовых турбин.

— Техническое управление издает распоряжение о рассмотрении возможностей применения керамических материалов в газовой турбине.

июль Первый боевой запуск самолета-снаряда Фау-1 в воздухе.

— Успешные запуски сверхзвуковых ракет с прямоточным воздушно-реактивным двигателем конструкции Троммдорфа.

июль Первые экспериментальные боевые вылеты реактивных самолетов Me 262 и Ar 234.

июль А. Мюллер приступает к работе над проектом танковой газовой турбины.

август Фирма Ford в США приступает к производству копий пульсирующего воздушно-реактивного двигателя, а фирма Republic Aviation создает модели самолета-снаряда Фау-1.

август Опытный образец бомбардировщика Ju 287 (с крыльями обратной стреловидности) выполняет первый полет. На бомбардировщике установлены четыре турбореактивных двигателя Юнкерс 109-004.

август Последнее летное испытание прямоточного воздушно-реактивного двигателя конструкции Зенгера.

сентябрь Фирма BMW представляет отчет о прямоточном воздушно-реактивном двигателе.

сентябрь Организована специальная эскадрилья воздушной разведки, состоящая из реактивных самолетов Ar 234.

сентябрь Захвачены первые немецкие турбореактивные двигатели (Юнкерс 109-004).

сентябрь Большинство турбореактивных двигателей BMW 109-003 планировалось установить на истребителе He 162 Volksjäger (Народный стрелок).

сентябрь Танк Пантера V был выбран для размещения на нем газовой турбины.

сентябрь Самолет Ar 234 выполняет полеты на четырех турбореактивных двигателях BMW 109-003.

октябрь Первое боевое подразделение реактивных истребителей Me 262 приступает к боевым действиям.

октябрь Ввод в эксплуатацию первого турбореактивного двигателя BMW 109-003.

октябрь Официальное распоряжение о разработке одноразового турбореактивного двигателя для применения в ракетах.

ноябрь Официальное признание приоритета авиационного прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

декабрь Опытный образец истребителя He 162 (Volksjäger) выполняет полеты (на турбореактивном двигателе BMW 109-003).

декабрь Первые боевые вылеты реактивных бомбардировщиков Ar 234.

— Принимается решение о сокращении срока монтажа танковой газовой турбины с теплообменником.

1945 г.,

март Последний запуск боевого самолета-снаряда Фау-1.

март Первый полет самолета с комбинированной силовой установкой, состоящей из турбореактивного двигателя и ракеты (два турбореактивных двигателя BMW 109-003 на истребителе Me 262).

апрель Первые боевые вылеты реактивного ночного истребителя.

апрель Последний вылет реактивного самолета Ar 234 на воздушную разведку.

апрель Фирма Avia проводит предварительные испытания пористого угля в качестве топлива для прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

— Фирма BBC приступила к установке газотурбинных вентиляторов ракетных двигателей.

май Сдача в плен подразделения реактивных истребителей Me 262.

май Сформировано подразделение реактивных истребителей He 162, которое сдалось в плен в мае.

## События после 1945 года

1947 г.

Первое судно, приводимое в движение газовой турбиной, выходит в море (фирма Metropolitan-Vickers).

1952 г.

Пересечение Атлантического океана судном, приводимым в движение газовой турбиной (разработанной фирмой British-Thomson-Houston).

1959 г.

Ввод в строй фрегата военно-морских сил Великобритании, использующего паровое и газовое турбинное оборудование (COSAG), разработанное фирмой AEI.

Газовые турбины вырабатывают электричество и сжатый воздух, расходуя канализационный газ (разработаны фирмой Ruston & Hornsby).

Военно-морские силы США проводят испытание судна на подводных крыльях, приводимого в движение газовой турбиной (разработанной фирмой Lycoming).

## Справочная литература

В отчетах союзнических войск можно встретить сокращения, приведенные ниже. Даты, указанные в скобках, в некоторых случаях определяют время посещения объектов. Отдельные ошибки умышленно оставлены в названии отчетов для облегчения их поиска.

(AI(2)g): Allied Intelligence, Technical — Техническая разведка союзнических войск

BIOS: British Intelligence Objectives Sub-Committee — Британский подкомитет по вопросам объектов разведки

CIOS: Combined Intelligence Objective Sub-Committee — Объединенный подкомитет по вопросам объектов разведки

FIAT: Field Information Agency, Technical (United States Group Control Council for Germany) — Армейское техническое информационное управление (Совет по вопросам управления Германией американской группой войск)

TIR: Technical Intelligence Report (US Army, etc.) — Донесение технической разведки (сухопутных войск США и т. д.)

### Раздел 1

CIOS XXXII-1, 8, пп. 5, 26. Допрос дипломированного инженера Гельмута Шельма (август 1945 г.)

Кей, Энтони Л. «О некоторых истоках тяговой мощности реактивных двигателей в Германии», журнал «Эр экстрэ» № 1

Мейер, Адольф. «Газотурбинный двигатель: его история, развитие и перспективы». Научно-исследовательский институт механики двигателей, 141, 1939 г.

### Раздел 2

AI2(g). Отчет 2339. Турбореактивный двигатель Хейнкель 109-011 (24 апреля 1945 г.)

AI2(g). Отчет 2372. Реактивные двигатели фирмы BMW (14 мая 1946 г.)

AI2(g). Отчет 2373. Таблицы данных о немецких реактивных и ракетных двигателях (5 сентября 1945 г.)

Бентеле, Макс. Обороты двигателя. Общество автомобильных инженеров, Уоррендейл штат, Пенсильвания, 1991 г.

BIOS. Оценочный отчет 12. Допрос доктора технических наук Эстриха (20 сентября 1945 г.)

BIOS. Общий отчет 12. Разработки немецких газовых турбин в 1939–1945 гг., 1949 г.

BIOS. Итоговый отчет 35, п. 26. Отчет о визите в фирму Daimler-Benz AG в Штутгарт-Унтертуркхайме (август/сентябрь 1945 г.)

BIOS. Итоговый отчет 255. Анализ работы газовой турбины и поршневого двигателя (1945 г.)

BIOS (— ?). Отчет о производстве авиационных двигателей в Германии (15 ноября 1945 г.)

BIOS/FIAT. Итоговый отчет 1148. Применение жаропрочных сталей в производстве газотурбинных лопаток в Германии (3 июня 1947 г.)

BIOS/FIAT. Итоговый отчет 1152. Технология проектирования и изготовления центробежных компрессоров ведущими немецкими производителями (30 мая 1947 г.)

Отчет фирмы BMW (представленный Петером Г. Каппусом). Das TL-Gerät mit R-Schubhilfe als Antrieb für Jäger (16 января 1943 г.)

CIOS IV-1, 8, пп. 25, 26. Исследование работы газовой турбины и реактивного двигателя в Париже (1945 г.)

CIOS VI-28, 29 и VIII-13, п. 5. Вильям Прим, Штольберг и Цвайфалл

CIOS XI-6, XII-9 и XIV-4; пункты 5, 26. Описание реактивных двигателей Юнкерс 004. Три отчета (5 декабря 1944 г.)

CIOS XIX-2, п. 25. Самолет без хвостового оперения конструкции Хортена (1945 г.)

CIOS XXIII-6, п. 25. Самолет без хвостового оперения конструкции Хортена (май 1945 г.)

CIOS XXIII-14, п. 5. Анализ работы газотурбинного двигателя в фирме Ernst Heinkel Aktiengesellschaft

CIOS XXIV-6, пп. 5, 26. Разработка газовых турбин БМВ, Юнкерс, Даймлер-Бенц (1945 г.)

CIOS XXV-23, пп. 19, 5. Разработки, проводимые в авиационно-моторостроительной фирме Junkers Flugzeug und Motorenwerke AG Ausbildung in Dessau (1945 г.)

CIOS XXVI-29, п. 5. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы, проводимые в области газовых турбин на моторостроительном заводе фирмы Junkers в Дессау. Дополни-

тельные сведения об Аэродинамическом экспериментальном институте, Гёттинген (30 и 31 мая 1945 г.)

CIOS XXVI-30, п. 5. Разработка газовой турбины БМВ (1945 г.)

CIOS XXX-59, п. 5. Технология изготовления газотурбинных лопаток, применяемых в реактивных двигателях БМВ 109-003 (без указания даты)

CIOS XXX-80, пп. 5, 26. Фирма BMW. Обзор производства (май 1945 г.)

CIOS XXXI-36, пп. 5, 25, 26. Оборудование для самолетов и двигателей Юнкерс, Дессау (1945 г.)

CIOS XXXI-66, п. 5. Заметки по вопросу разработок авиационных газотурбинных двигателей Юнкерс, Дессау (15 и 17 июня 1945 г.)

CIOS. Оценочный отчет 43. Допрос Брукмана и Хагена, работавших над реактивными двигателями в фирме BMW (31 мая 1945 г.)

CIOS. Оценочный отчет 69. Завод по производству самолетов Юнкерс, Дессау (8 июня 1945 г.)

CIOS. Оценочный отчет 149. Самолетостроительные заводы фирмы Junkers в Дессау, Ашерслебен, Бернберге (27 июня 1945 г.)

CIOS. Оценочный отчет 323. Допрос генерального директора К. Фридага и профессора Е. Хейнкеля (14 августа 1945 г.)

Письма Макса Куля в фирму Daimler-Benz (по вопросу 021 PTL) (июль–сентябрь 1944 г.)

Письмо фирмы Daimler-Benz с подробным описанием двигателя 109-021 и 109-007 (3 апреля 1968 г.)

Отчет фирмы Daimler-Benz о двигателях 109-021 и 109-007 (февраль 1945 г.)

Мюллер М.А. Отчет академии DAL. Перевод GDC. 10/5006T. Турбореактивные двигатели с осевым компрессором и реактивные двигатели (31 января 1941 г.)

FIAT. Итоговый отчет 441. Исследование набора лопаток турбины и компрессора двигателя БМВ 003 (31 октября 1945 г.)

Герлер, капитан Уоррен С. «Немецкий двигатель Юмо 004. Общество специалистов по автомобильным двигателям, Нью-Йорк, 7/11 января 1946 г.

«Разработки немецких реактивных двигателей». Журнал «Флайт», 13 декабря 1945 г.

Справочник по двигателю Юнкерс 109-004B. Oberkommando der Luftwaffe Chef der Technischen Lufttristung (Берлин, 26 января 1945 г.)

Кэй, Энтони Л. «Аспекты развития жидкостного ракетного двигателя БМВ с 1939 по 1945 гг.», журнал «Спейсфлайт» 9 № 12, декабрь 1967 г.

Ллойд П.Л., отчет, составленный в военно-воздушной базе Райт-Паттерсон: Заметки по разработке газовой турбины Даймлер-Бенц (папка 45213, 9 июня 1945 г.)

Ойстрих, доктор исторических наук. Отчет (представленный фирмой SNECMA): Die Entwicklung der Flug-Gasturbinen bei den Bayerische Motoren-werken wahrend des Krieges (4 апреля 1950 г.)

Отчет № R 1089 о маршевых реактивных двигателях. Реактивный двигатель Юмо 004 (апрель 1945 г.)

Отчет. Турбореактивный двигатель ATAR 101B (фирма SNECMA)

Отчет (представленный фирмой MAN Turbo): Der TL-Triebwerke 003A, C, D, E bei der Bayerische Motorenwerke A.G., составленный дипломированными инженерами Хагеном, Савертом, Мюллером, Зиглером и Каппусом (май/июнь 1945 г.)

Шлайфер Р. и Херон Д. Разработка авиационных двигателей и топлива. Гарвардский университет, 1950 г.

TIR № A-411. Реактивный двигатель, разработанный фирмой BMW в Германии (3 июня 1945 г.)

TIR № 1-67. Допрос дипломированного инженера Макса Мюллера (5 июля 1945 г.)

Уитл, Хейнкель и др. «Разногласия по поводу реактивных двигателей». Журнал «Интеравиа» VII, № 9 (1952 г.)

### Раздел 3

BIOS. Итоговый отчет 98, пп. 18, 26. Разработка газовых турбин в Германии для бронированных боевых машин (1945 г.)

Брайт Р.Г., полковник. «Разработка газотурбинных силовых установок для тяговых целей в Германии». Порядок действий в аварийной обстановке в военное время. Институт инженеров-механиков (Великобритания), (16 ноября 1945 г.)

Файст, Уве. Немецкая бронетанковая техника от танка «Пантера» Марк I до танка «Пантера» Марк V, издательство «Аэро публицерз инк.», 1966 г.



#### Раздел 4

BIOS. Итоговый отчет 931, п. 29. Покупной вращающийся котел (конструкции Дрексесселя) и газовая турбина вращающегося котла (турбина конструкции Дрексесселя) (апрель/май 1946 г.)

BIOS. Итоговый отчет 98, пп. 18, 26 (см. раздел 3)

CIOS XXV-15, пп. 26, 29; А) фирма MAN, Аугсбург и Харбург; Б) Францисканер Келлер, Мюнхен (4 мая 1945 г.)

FIAT. Итоговый отчет 291. Проект газовой турбины для быстрого катера, разработанный фирмой Blohm und Voss, Гамбург (3 октября 1945 г.)

#### Раздел 5

BIOS. Оценочный отчет 257, Фирма Brown Boveri & Cie AG, Мангейм (1946 г.)

#### Раздел 6

BIOS. Итоговый отчет 16, п. 26. Интерференционный метод исследования воздушного потока в турбине и решетках лопаток компрессора, применяемый в Авиационном научно-исследовательском институте (Luftfahrtforschungsanstalt) (LFA) в Фолькенроде (1945 г.)

BIOS. Итоговый отчет 231. Изготовление опытных образцов немецких реактивных двигателей (без указания даты)

BIOS. Итоговый отчет 298; пп. 5, 26. Регенеративный теплообменник. Аэродинамический экспериментальный институт (AVA) в Гёттингене, 14 сентября и 9 октября 1945 г.

BIOS. Итоговый отчет 470; пп. 21, 22. Специализированные керамические материалы, применяемые в производстве газотурбинных лопаток (август 1945 г.)

Торговая палата. FD. 1300/47. Научно-исследовательский институт фирмы «Фридрих Крупп AG» (январь 1947 г.)

Буркхардт, д-р Артур. Письма/лекционные записки по лопаткам WMF (октябрь 1969 г.)

CIOS XXV-2, п. 25. Авиационный научно-исследовательский институт (LFA) Германа Геринга, в Фолькенроде, Брунсвик (1945 г.)

CIOS (— ?), п. 26 (задание 26/228). Научно-исследовательская работа по конструированию осевого компрессора в Аэродинамическом экспериментальном институте в Гёттингене (1945 г.)

CIOS XXV-9, п. 5. Разработка керамических материалов с целью применения в газотурбинных двигателях (1945 г.)

CIOS XXV-10, п. 5. Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по газовым турбинам в авиационном научно-исследовательском институте Германа Геринга в Фолькенроде (1945 г.)

CIOS XXVII-20, п. 5. Профессор, дипломированный инженер Эмиль Соренсен. Фирма MAN AG (июнь 1945 г.)

CIOS. Итоговый отчет XXVII-22. Фирма Brown Boveri & Cie (июнь 1945 г.)

CIOS XXVIII-47, п. 25. Научно-исследовательские работы в области аэродинамических труб высоких скоростей и другие исследовательские работы в Германии (17–29 июня 1945 г.)

CIOS XXXI-2; пп. 1, 7. Научно-исследовательские работы, проводимые в немецких университетах и высших технических учебных заведениях (8 июня 1945 г.)

CIOS XXXI-51, пп. 2, 4, 25, 26. Авиационный научно-исследовательский институт, Фолькенроде (1945 г.)

CIOS XXXII-31, п. 19. Разработка осевого компрессора в Штутгартском научно-исследовательском институте (11 августа 1945 г.)

CIOS XXXII-45, п. 25. Разработки газовых турбин (июль, 1945 г.)

Кюхеманн Д. (ред.) Установка реактивных двигателей. Аэродинамический экспериментальный институт, монография K3 (отчеты и переводы № 1937) (1 октября 1947 г.)

Ритц Л. «Сводный отчет по теории и строительству рациональной газовой турбины». Аэродинамический экспериментальный институт в Гёттингене (июль 1945 г.)

TIR № 1-50. Допросы, проводимые в аэродинамическом экспериментальном институте в Гёттингене (7 июня 1945 года)

TIR № N-29. Авиационный научно-исследовательский институт в Брауншвейге (1945 г.)

#### Раздел 7

CIOS XXXI-5, п. 5. Реактивный вертолет конструкции Дюбл-гоффа (август 1945 г.)

Ламбермонт Р. и Пири А. «Вертолеты и автожиры в мире»

Смит Г. Джеффри. «Газовая турбина и реактивный двигатель». Иллиффе (1955 г.)

#### Раздел 8

CIOS XXVIII-53, п. 5. Вальтер Верке, Киль (6 июня 1945 г.)

Отчет GT-125 фирмы Consolidated Vultee Aircraft Corp. (Convair). Допрос немецких ученых в Райт Филде, Дейтон, штат Огайо (5 июня 1946 г.)

Отчет NR. 58 (2458) Немецкого планерного научно-исследовательского института (Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug (DFS)) (17 декабря 1942 г.)

Эдельман Л.Б. «Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, его эволюция и перспективы». SAE Quarterly Transactions I 204–16 (1947 г.)

Кэй, Энтони Л. «Самолет-снаряд». Монография, 1977 г.

TIR № A-446. Инспектирование объектов планерного научно-исследовательского института DFS (29 мая 1945 г.)

TIR № E-21. Посещение планерного научно-исследовательского института DFS в Приене (1 июля 1945 г.)

#### Раздел 9

BIOS/FIAT. Итоговый отчет № 508. Допрос персонала относительно применения угля для зажигания газовых турбин (19 ноября 1945 г.)

CIOS XXVII-53, п. 5 (см. раздел 8)

CIOS XXVII-67, пп. 4, 6. Проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по аэродинамике ракет и прямоточных воздушно-реактивных двигателей в авиационном научно-исследовательском институте Германа Геринга в Фолькенроде

CIOS XXVII-86, пп. 4, 6. Научно-исследовательские работы, проводимые в Гёттингене по аэродинамике снарядов, ракет и прямоточных воздушно-реактивных двигателей

CIOS XXX-12, п. 30. Фирма Schaumkohl und Dr Heinrich Schmitt-Werke AG (15 августа 1945 года)

CIOS XXXI-13, пп. 4, 6. Исследовательские работы, проводимые над прямоточным воздушно-реактивным двигателем и ракетой военного назначения (без указания даты)

CIOS XXX-81. Итоговый отчет. Исследование немецких прямоточных воздушно-реактивных двигателей (июль, 1945 г.)

Отчет GT-125 фирмы Convair (см. раздел 8)

Разведывательное донесение T-2 W. 61912-85. Обсуждение доктором В. Нойггератом и доктором Р. Эдсе возможностей применения реактивного движения прямоточного воздушно-реактивного двигателя ракеты в связи с основными предложениями, представленными фирме BMW в документе No. BES (?) 55 (2 ноября 1945 г.)

Письмо доктора Вольфа Троммсдорфа от 4 марта 1968 г.

TIR No. 1-82. Допрос доктора Александра Липпиша относительно применения реактивного движения прямоточного воздушно-реактивного двигателя (2 июля 1945 г.)

TIR No. 1-83 (V-17937). Допрос доктора Осватича относительно разработки сверхзвукового диффузора (1 мая 1946 г.)

#### Общие сведения

Баркер, Нонвайлер и Сметт. «Реактивные двигатели и ракеты». Издательство «Чепмен и Холл», 1959 г.

BIOS. Итоговый отчет 195, п. 4. Допрос персонала электромеханического завода (Electromekanische Werke) (17 октября 1945 г.)

Франсийон, Рене Ж. «Японские самолеты на тихоокеанском театре военных действий». Издательство Putnam, 1979 г.

Галланд, Адольф. «Первые и последние». Издательство Methuen, 1955 г.

Гартманн, Хайнц. «Люди вслед за космическими ракетами»

Ефим Гордон и Билль Ганстон. «Советские X-самолеты». Издательство Midland, 2000 г.

Билль Ганстон. «Мировая энциклопедия авиационных двигателей». Журнал «Эрлайф», 1986 г.

Джонс Р. В. «Самая секретная война». Издательство «Гамиш Гамилтон», 1978 г.

Джон Киллен. «Люфтваффе». Издательство «Фредерик Мюллер», 1967 г.

Скайф В. Гарретт. «От галактик до турбин». Издательство «Институт физики», 2000 г.

Симмонс К.Р. «Руководство по газовым турбинам».

Смит Г. Джеффри. «Газовая турбина и реактивный двигатель». Журнал «Флайт», 1942, 1944 г.

Смит Дж. Р. и Кэй Энтони Л. «Немецкие самолеты во Второй мировой войне». Издательство Putnam, 1972 г.

Авиационные турбины SOCEMA. Журнал «Флайт», 18 ноября 1948 г.

Шпате, Вольфганг. «Летчики-испытатели». Издательство «Интер-депендент букс», 1995 г.

## Приложение

### Сохранившиеся образцы двигателей

Настоящий перечень касается в основном некоторых авиационных двигателей, сохранившихся до наших дней. В то же время танки и другое вооружение можно увидеть своими глазами в музеях различных стран. Но прежде чем посетить музей, вам необходимо уточнить, выставлен ли конкретный экспонат в этом музее, или он находится на хранении, на реставрации или размещен в другом месте.

Перечень постоянно расширяется за счет вновь приобретенных экспонатов.

Двигатель	Местонахождение
HeS 3b (точная копия)	Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, федеральный округ Колумбия, США
H-H 109-011	Британский военно-исторический музей, Лондон, Англия
H-H 109-011	Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США
H-H 109-011	Кроуфордский авиационный музей, Кливленд, США
Юнкерс 109-004	Моорабинский музей авиации, Мельбурн, Австралия
Юнкерс 109-004	Центр Треолар, Канберра, Австралия
Юнкерс 109-004	Музей военно-воздушных сил Великобритании, Хэндон, Лондон, Англия
Юнкерс 109-004	Музей науки, Лондон, Англия
Юнкерс 109-004	Британский военно-исторический музей, Даксфорд, Англия
Юнкерс 109-004	Вигна ди Валле, Рим, Италия
Юнкерс 109-004 (V34?)	Музей военно-воздушных сил, Ганновер, Германия
Юнкерс 109-004	Музей военной техники, Кобленц, Германия
Юнкерс 109-004	Университет штата Айова, Эймс, США
Юнкерс 109-004	Аэрокосмический музей, Сан-Диего, Калифорния, США
Юнкерс 109-004	Музей военно-воздушных сил США
Юнкерс 109-004	Массачусетский технологический институт, США
RD-10A (советский вариант)	Музей польской авиации, Краков, Польша
BMW 109-003	Музей авиации, Камден, Нараллан, Австралия
BMW 109-003	Государственный музей, Прага, Чехия
BMW 109-003	Музей науки, Лондон, Англия
BMW 109-003	Музей военно-воздушных сил, Гатов, Германия

BMW 109-003 Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США

BMW 109-003 E-1 Музей авиационной славы, Чино, США

Ne-20 Национальный аэрокосмический музей, (японский вариант двигателя 109-003), Вашингтон, США

Поворотный поршень Лютца. Британский военно-исторический музей, Лондон, Англия

Поворотный поршень Лютца. Кренфилдский институт технологии, графство Бедфорд, Англия

Поворотный поршень Лютца. Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США

Двигатель Шмидта—Рора, 500 мм в диаметре. Немецкий музей, Мюнхен, Германия

Для получения информации по воздушно-реактивному двигателю Аргус 109-014 см. технические характеристики самолетов-снарядов Fi 103:

Ракета или самолет-снаряд	Местонахождение
Fi 103A-1 (443313)	Австралийский военный мемориальный комплекс, центр Треолоар, Австралия
Fi 103A-1 (копия)	Королевский музей вооруженных сил, Брюссель, Бельгия
Fi 103A-1	Вилрийк, Антверпен, Бельгия
Fi 103A-1/Rre 4	Вилрийк, Антверпен, Бельгия
Fi 103A-1	Национальная коллекция авиационной техники, Канада
Fi 103A-1	Атлантический музей авиации, провинция Новая Шотландия, Канада
Fi 103A-1/Re 4	Канадский военно-исторический музей, Оттава, провинция Онтарио, Канада
Fi 103A-1	Tojhusmusset, Копенгаген, Дания
Fi 103A-1 (477663)	Британский военно-исторический музей, Лондон, Англия
Fi 103A-1	Музей военно-воздушных сил Великобритании, Косфорд, Англия
Fi 103A-1 (442795)	Музей науки, Лондон, Англия
Fi 103A-1 (418947)	Министерство ракетной техники, Англия
Fi 103A-1	Форт Клэрэнс, Хоршем, Англия
Fi 103A-1	Музей военно-воздушных сил Великобритании, Кардингтон, Англия
Fi 103F-1 (477663)	Британский военно-исторический музей, Даксфорд, Англия
Fi 103A-1	Музей военно-воздушных сил Великобритании, Хэндон, Англия
Fi 103A-1	Музей авиации, Париж, Франция
Fi 103	Музей авиации, Париж, Франция
Fi 103A	Музей 19 Августа, Пурей, Франция
Fi 103A-1/Re4	Храм святого Омера, Визерн, Франция
Fi 103A	Храм святого Омера, Визерн, Франция
Fi 103A-1	Военно-исторический музей, Дрезден, Германия
Fi 103F-1 (478374)	Немецкий музей, Мюнхен, Германия
Fi 103A-1	Музей в Кёльне, Butzweilerhof, Германия
Fi 103A-1	Музей транспорта и техники, Берлин, Германия
Fi 103	Музей военной техники, Кобленц, Германия
Fi 103 (точная копия)	Музей истории техники, Пенемюнде, Германия



Fi 103 Музей военно-воздушных сил, Гатов, Берлин, Германия  
 Fi 103A-1 NNOV, Overloon, Нидерланды  
 Fi 103A-1 Музей авиации, Схипсхол, Амстердам, Нидерланды  
 Fi 103A-1 Музей военной техники, Дельфт, Нидерланды  
 Fi 103A-1/Re4 Музей военной техники, Дельфт, Нидерланды  
 Fi 103 Музей транспорта, техники и истории общества, Новая Зеландия  
 Fi 103A-1 Военный мемориальный комплекс, Окленд, Новая Зеландия  
 Fi 103A-1 Музей вооруженных сил, Осло, Норвегия  
 Fi 103A-1 Музей авиации, Малмшлатт, Линкёпинг, Швеция  
 Fi 103 Космический центр штата Канзас, США  
 Fi 103 Центр фантазии полетов Kermit Weeks, США  
 Fi 103A-1 Гринкасл, Индиана, США  
 Fi 103A-1 Музей авиационной славы, Чино, Калифорния, США  
 Fi 103A-1 (477937) Школа артиллерийско-технической службы сухопутных войск США, Абердин, США  
 Fi 103A-1 Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США  
 Ford JB-2 Ракетно-космический центр штата Алабама, США  
 Ford JB-2 Музей «У истоков авиации», Гарден-Сити, США  
 Ford JB-2 Авиационная база, Холомен, Нью-Мексико, США  
 Ford JB-2 Авиационная база Кислер, Миссисипи, США  
 Ford JB-2 Авиационная база Лэклэнд, Техас, США  
 Ford JB-2 Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США  
 Ford JB-2 Музей авиации, Новая Англия, Виндзор Локс, США  
 Ford JB-2 Музей военно-воздушных сил США, Дейтон, Огайо, США  
 Ford JB-2 Аэрокосмический музей, Сан-Диего, США  
 Ford JB-2 Музей в Трэвел Таун, Гриффит Парк, США  
 Ford JB-2 Музей космоса, мыс Канаверал, Флорида, США  
 Ford JB-2 Музей в Розуэлле, Нью-Мексико, США  
 LTV-N-2 Аэрокосмический парк, Северная Каролина, США  
 LTV-N-2 АэрCIOSt в Гикори, Северная Каролина, США  
 LTV-N-2 Ракетный парк, Уайт Сэндз, Нью-Мексико, США

#### Сохранившиеся турбореактивные самолеты

Самолет	Местонахождение
Me-262A-2a (112372)	Музей военно-воздушных сил Великобритании, Косфорд, Англия
Me-262A-1a/U3(111617/9)	Музей авиационной славы, Чино, США

Me-262A-1b (500071) Немецкий музей, Мюнхен, Германия  
 Me-262A-1b (500491) Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США  
 Me-262A-1a Музей военно-воздушных сил США, Дейтон, Огайо, США  
 Me-262B-1a/U1(110305) Южно-Африканский национальный музей военной истории, ЮАР  
 Me-262B-1a (110639) Национальный аэрокосмический музей, Уиллоу Гроув, США  
 Avia S.92A-1a (4) Военно-исторический музей, Kbely AB, Чехия  
 Avia CS.92B-1a (51104) Военно-исторический музей, Kbely AB, Чехия  
 Ar 234B-2 (3673) Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США  
 He-162A-2 (120076) Канадский национальный музей авиации, Канада  
 He-162A-2 (120086) Канадский национальный музей авиации, Канада  
 He-162A-2 (120223) Музей авиации, Париж, Франция  
 He-162A-2 (120227) Музей военно-воздушных сил Великобритании, Хэнлон, Англия  
 He-162A-2 (120230) Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США  
 He-162A-2 (120235) Британский военно-исторический музей, Лондон, Англия  
 Lippisch DM-1 Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США  
 Doblhoff WNF 342 V4 Национальный аэрокосмический музей, Вашингтон, США