

*В. Г. Ененков, А. Л. Клячкин.
В. С. Коротков, В. М. Супрун*



Авиационные эжекторные усилители тяги

Рецензент канд. техн. наук В. Т. Харитонов

Ененков В. Г. и др.

Е61 Авиационные эжекторные усилители тяги/В. Г. Ененков, А. Л. Клячкин, В. С. Коротков, В. М. Супрун. — М.: Машиностроение, 1980. — 135 с., ил.

45 к.

Книга посвящена применению авиационных эжекторных усилителей тяги (ЭУТ) на самолетах вертикального и укороченного взлета (посадки) в качестве элементов силовой установки и эжекторного крыла. В ней даны классификация и анализ современных схем многосопловых ЭУТ, рассмотрены физические основы и вопросы термодинамической эффективности рабочего процесса в эжекторных усилителях тяги и некоторые эксплуатационные характеристики ЭУТ.

Книга предназначена для инженерно-технических работников гражданской авиации и авиационной промышленности.

Е 31808-344
038(01)-80 344.80. 3606030000

ББК 39 55
6Т5.1

ПРЕДИСЛОВИЕ

На современном этапе развития авиации определенный интерес представляют эжекторные усилители тяги (ЭУТ) как подъемные устройства в силовых установках СВВП, обладающие рядом конструктивных и эксплуатационных преимуществ.

В предлагаемой читателю книге авторы делают попытку систематического изложения современных представлений об ЭУТ с анализом физических процессов и оценкой их термодинамического совершенства, а также исследованием возможных путей дальнейшего повышения эффективности эжекторных реактивных систем.

В книге даются характеристика современных методов расчета атмосферных эжекторов и результаты экспериментального исследования ЭУТ, которые могут быть использованы при проектировании.

В книгу включены новые вопросы использования ЭУТ в крыле с целью получения дополнительной циркуляции и реализации короткого взлета и посадки самолета.

Материалы, изложенные в данной работе, представляют значительный интерес и могут быть использованы в практической деятельности инженерно-техническими работниками авиационной промышленности.

Лауреат Ленинской премии
доктор технических наук профессор
В. Ф. Рошин

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

p — давление, Па,
 ρ — плотность, кг/м³,
 T — температура, К,
 a — скорость звука, м/с,
 v — скорость полета, м/с,
 w — скорость потока, м/с,
 λ — приведенная скорость,
 S — энтропия, Дж/(кг·К),
 C_p, C_v — теплоемкость соответ-
 ственно при постоянном
 давлении, объеме Дж/
 (кг·К),
 k — показатель адиабаты,
 i — энтальпия, Дж/кг,
 x, l — длина, м,
 F, f — площадь, м²,
 r — радиус, м,
 D, d — диаметр, м,
 G — массовый расход, кг/с,
 π — отношение давлений,
 θ — отношение температур,
 n — коэффициент эжекции,
 σ^* — коэффициент восстано-
 вления полного давления,
 η — к.п.д.,
 λ, ξ — коэффициент трения, по-
 теря,
 \bar{f} — относительная площадь,
 l — относительная длина,
 ϕ, β, γ — углы выдува, в градусах,

Сокращения

СВВП — самолет вертикального взле-
 та и посадки,
 ЭУТ — эжекторный усилитель тяги,
 ТРД — турбореактивный двигатель,
 ДТРД — двухконтурный ТРД,
 ДВРД — двухконтурный ВРД,

Индексы

ад — адиабатический,
 ид — идеальный,
 взл — взлетный,
 у — усиление,

ϕ — угол раскрытия диффу-
 зора, в градусах,
 J — импульс,
 R — тяга, Н; газовая постоян-
 ная, Дж/(кг·К),
 P — сила, Н,
 K_y — коэффициент тягоусиле-
 ния,
 μ — взлетная тяговооружен-
 ность,
 M — масса, кг; момент коли-
 чества движения, (кг×
 м²)/с, число M полета,
 L — работа, Дж/кг,
 E — энергия, Дж/кг,
 Y — подъемная сила, Н,
 X — лобовое сопротивление,
 Н,
 q — скоростной напор, Па,
 C_y, C_x — коэффициент соответ-
 ственно подъемной силы,
 лобового сопротивления,
 C_μ — относительный импульс,
 N — мощность, Вт,
 L — уровень шума, дБ,
 PNL — уровень воспринимаемого
 шума, РNdБ,
 EPNL — эффективный уровень
 воспринимаемого шума,
 EPNдБ

ТВД — турбовинтовой двигатель,
 ПД — подъемный двигатель,
 ПМД — подъемно-маршевый двига-
 тель,
 ГТД — газотурбинный двигатель,
 ГГ — газогенератор

диф — диффузор,
 э — эжектор,
 к.см — камера смешения,
 к — компрессор,

т — турбина,
 кр — критический,
 ком — коммерческий,
 уд — удельный,
 * — параметр заторможенного
 потока,
 пр — приведенный,
 экв — эквивалентный,
 в.п — воздушная подушка,
 t — тангенциальный,
 α — осевой,
 вх — вход,
 с — сопло,

р.с — реактивное сопло,
 ср — средний,
 опт — оптимальный,
 т — тяговый, диффузия,
 тр — трение,
 r — потери

Сечения в двигателе

0 — невозмущенный поток,
 1 — вход в компрессор,
 2 — выход из компрессора,
 3 — вход в турбину,
 4 — выход из турбины,
 5 — выход из реактивного сопла

Индексы в условных обозначениях для ЭУТ

0 — невозмущенный поток, ис-
 ходная величина,
 1 — активный газовый поток,
 2 — пассивный поток,

3 — смешанный поток,
 4 — поток на выходе из диффу-
 зора,
 Э — выход из ЭУТ

Новым и чрезвычайно перспективным направлением развития воздушного транспорта на местных воздушных линиях является создание пассажирских самолетов вертикального взлета и посадки. Обладая способностью вертикального взлета и посадки и одновременно большой крейсерской скоростью полета, самолеты ВВП будут способствовать эффективному решению сложных транспортных проблем связи труднодоступных районов страны с мощными транспортными магистралями, регулярной всепогодной эксплуатации, резкого сокращения непроизводительного «подъездного» времени современных аэропортов.

Проблема создания СВВП технически уже решена. В настоящее время в СССР и за рубежом производят оценку и отбор наиболее эффективных схем самолетов ВВП, использование которых даст возможность в условиях больших потребных подъемных тяг и аэродинамических сил обеспечить их экономическую рентабельность по сравнению с пассажирскими самолетами обычных типов и конструкций.

В этом новом направлении развития авиатехники значительная роль принадлежит эжекторным усилителям тяги.

Принцип действия эжектора как усилителя тяги давно известен и чрезвычайно прост.

Присоединение к высоконапорной вытекающей из ГТД струе газа больших масс окружающего воздуха дает возможность несложными средствами значительно (на 40...50% и более) увеличить тягу двигателя без затраты дополнительной энергии. Этот же принцип позволяет в той же мере улучшить экономичность работы силовой установки на взлетно-посадочных режимах, практически решить проблему шума и неблагоприятного воздействия авиации на окружающую среду.

Появляется реальная возможность существенного облегчения конструкции самолета из-за отсутствия в эжекторе вращающихся и поступательно-движущихся масс. Улучшаются эксплуатационные характеристики самолетов.

Можно возразить — ведь достоинства эжекторных усилителей тяги известны были и раньше. Почему же самолеты с ЭУТ не получили сколько-нибудь широкого распространения?

Новыми аргументами в пользу СВВП с ЭУТ являются экспериментально подтвержденные возможности реального получения значительного тягоусиления (вместо 20% теперь 40...50% и более) за счет использования многосопловых эжекторов укороченной длины со специальным выдувом, увеличения тяги эжектора с ростом скорости полета при его поперечном обдуве, обеспечения приемлемых осевых и габаритных размеров эжектора, наконец — создания эжекторного крыла, позволяющего в несколько раз увеличить его подъемную силу.

Краткий очерк развития эжекторных усилителей тяги

Одно из первых предложений по использованию эжекторного устройства для увеличения тяги принадлежит киевскому инженеру Ф. Гешвенду (1886 г.), который разработал проект реактивного двигателя с многоступенчатым эжектором (рис. 1). Аналогичный проект в начале XX века предложил француз Мело, разработавший ряд схем эжекторов и рекомендаций по их практическому применению в технике.

Дальнейшее развитие эжекторы получили в 40-х годах, в частности, в связи с созданием мощных авиационных газотурбинных двигателей, которые могли служить газогенераторами для ЭУТ. Вопросы применения ЭУТ на самолетах обычных схем в этот период было посвящено большое количество исследований [1, 18, 32, 60].

Интенсивность исследований эжекторных усилителей тяги намного возросла в 50-х годах в связи с проблемой создания СВВП. В 1959—1960 гг. поискам эффективных схем ЭУТ посвящены работы [17, 47—48], в которых описан проект СВВП с $M_{взл} = 6,5$ т, силовая установка которого представляет собой турбовентиляторный двигатель BS-53 с эжекторной системой. Последняя питается горячим газом, отбираемым от газотурбинного первого контура, и холодным воздухом от компрессора второго контура. Масса эжекторной системы при этом составляла 5% от взлетной массы самолета, взлетная тяговооруженность которого равнялась $\mu_{взл} = 1,2$. В работах [47, 48] экспериментально исследованы вопросы применения эжекторных агрегатов усиления тяги на летающих платформах различных весовых категорий до 10...12 т. По весовой отдаче летающие платформы с эжекторами превосходят некоторые классы вертолетов («Джин», «Алеут» и др.), уступая им, однако, в продолжительности полета. Поэтому летающие платформы с ЭУТ предназначены для перевозки больших грузов или большого

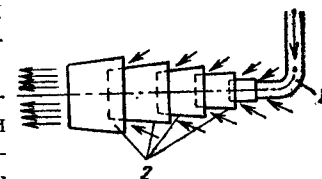


Рис. 1. Схема многоступенчатого ЭУТ Гешвенда:

1—активное сопло; 2—камеры смешения

числа пассажиров на небольшие расстояния. Аппарат, описанный в работе [48], имеет взлетную массу 12,7 т, продолжительность полета для перевозки 2,0 т груза — 60 мин, 6,0 т — 10 мин. Он снабжен четырьмя ТРД RB. 162 с тягой по 25 кН каждый. Преимуществами такого аппарата являются небольшая стоимость его производства и эксплуатации, а также легкость управления.

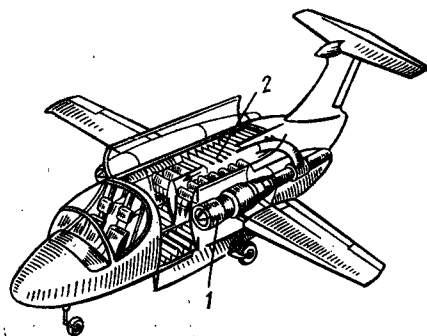


Рис. 2. Самолет с ЭУТ VZ-10 «Хаммингберд»:

1—ТРД; 2—ЭУТ

В ряде работ [50, 66] показана целесообразность применения ЭУТ в силовых установках скоростных СВВП при взлетной тяговооруженности $\mu_{\text{взл}}=1,2$. Известно, что дальность полета самолетов с раздельными маршевыми и подъемными двигателями, выполняющих вертикальный взлет, почти на 30% меньше дальности полета самолетов аналогичного класса с горизонтальным взлетом. В схемах СВВП с ЭУТ имеется возможность снижения относительных масс топливной системы и силовой установки благодаря меньшему удельному расходу топлива и меньшей массе конструкции ЭУТ; это обеспечивает увеличение дальности полета самолета с эжекторным усилителем тяги.

В начале 60-х годов в США был создан и испытан двухместный самолет фирмы Локхид VZ-10 «Хаммингберд» с эжекторной силовой установкой, расположенной в центральной части фюзеляжа (рис. 2). Самолет оборудован двумя ТРД — газогенераторами с тягой по 13,6 кН и имел взлетную тяговооруженность $\mu_{\text{взл}}=1,07$. В ходе 150 часовых летных испытаний силовая установка с ЭУТ получила высокую оценку пилота-испытателя. Однако в целом результаты проведенных испытаний самолета оказались не вполне удовлетворительными потому, что увеличение тяги, создаваемое эжекторной системой, из-за больших гидравлических потерь было получено менее ожидаемого и полученного ранее на экспериментальном самолете GL-224 и летающем стенде Фэрчайлд J-44 [58]. Конструкция экспериментального СВВП получилась перетяжеленной. Работы по доводке «Хаммингберда» продолжаются.

В начале 70-х годов появился проект самолета короткого взлета (посадки) с эжекторным крылом, в котором ЭУТ komponуется в системе закрылков. Первый полет экспериментального самолета с эжекторным крылом ДНС-5 состоялся в 1972 г. Летные испытания этого самолета с прямым крылом и двумя маршевыми ТРДД, оборудованного системой создания большой подъемной силы, показали эффективность принятой схемы эжекторного крыла [69]. Разрезное крыло, секции которого образуют камеры смещения

эжектора на взлете и посадке, было успешно реализовано в конструкции СВВП фирмы Белл.

За последние годы накоплен и творчески обобщен опыт исследования самолетов с ЭУТ.

По данным ИКАО первые самолеты ВВП воздушного транспорта (в том числе с эжекторными усилителями тяги, в компоновке с эжекторным крылом) появятся в опытной эксплуатации уже в течение ближайшего десятилетия.

В развитии теории и экспериментальной техники ЭУТ велика заслуга отечественной науки, исследований ЦАГИ, ЦИАМ, МАИ, НИИ и учебных институтов Гражданской авиации. Широко известны теоретические исследования по проблемам эжекторов, в том числе сверхзвуковых, С. А. Христиановича, Г. Н. Абрамовича, Г. И. Таганова, В. Т. Харитонов, А. Я. Черкеза, Ю. Н. Васильева.

В последние годы плодотворная работа в этом направлении велась коллективом ученых ЦАГИ под руководством академика Г. П. Свищева. Впервые в мире этим коллективом проведены подробные исследования тяговых и аэродинамических характеристик натурного самолета М-15 с эжекторным увеличением тяги, зарегистрированным в Государственном реестре СССР как изобретение, запатентованном в США, Англии и Франции (авторское свидетельство № 531389 СССР, патент Англии № 1527936; патент Франции № 7631732, патент США № 4196585 «Эжекторный увеличитель тяги»), авторы Г. П. Свищев, Ю. Г. Жулев, Ю. Ф. Потапов, В. И. Ильин, Р. А. Измайлов, А. С. Морега, В. Ф. Сливак, В. М. Чуйко, Ю. В. Дергачев, А. Г. Дворников.

Настоящая работа не претендует на исчерпывающее и систематическое изложение большой и сложной проблемы разработки эжекторных усилителей тяги. Целью ее является — изложить состояние вопроса, вызвать интерес научно-технической общественности к рассматриваемой проблеме.

Гл. 1, 3 и 6 — написаны В. Г. Ененковым, А. Л. Клячкиным, В. С. Коротковым, В. М. Супруном, гл. 2 — В. Г. Ененковым, А. Л. Клячкиным, гл. 4 — В. Г. Ененковым, А. Л. Клячкиным, В. С. Коротковым, гл. 5 — В. М. Супруном.

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ЭЖЕКТОРНЫХ УСИЛИТЕЛЯХ ТЯГИ (ЭУТ)

1.1. ПОНЯТИЕ ЭЖЕКТОРНОГО УСИЛИТЕЛЯ ТЯГИ

Эжекторным усилителем тяги (ЭУТ) называют эжекторное устройство, с помощью которого авиационный газотурбинный двигатель (авиационная силовая установка) может кратковременно (на взлетно-посадочных режимах) увеличивать свою тягу присоединением дополнительных масс воздуха из окружающей атмосферы к потоку вытекающего из двигателя горячего газа.

Эжекторные усилители тяги применяются для обеспечения вертикального или укороченного взлета, а также для увеличения тяги на маршевых двигателях самолетов обычной схемы.

1.2. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ЭУТ

Основными элементами силовой установки с эжекторным усилителем тяги являются (рис. 1.1): газогенератор 1, эжекторный агрегат 2, клапан переключения 3, система газовых коммуникаций 4, направляющие и отклоняющие поток устройства соответственно на входе и выходе эжекторного агрегата 5.

В качестве газогенератора используют одно- или двухконтурные маршевые двигатели или специальные облегченные подъемные газогенераторы, выполненные на базе ТРД, ТРДД или ТВД кратковременного действия.

Эжекторный агрегат (рис. 1.2) служит для увеличения тяги ГТД посредством передачи энергии вытекающих газов из двигателя, эжектируемой (дополнительно присоединяемой) массе атмосферного воздуха, и представляет собой двухконтурную систему, состоящую из одного или нескольких сопел 1 высоконапорного (активного) газа (I контур), между которыми через входное устройство 2 поступает атмосферный (пассивный) воздух (II контур). Оба эти потока взаимодействуют между собой в камере смешения 3, заканчивающейся, обычно, диффузором 4. Совокупность элементов эжектора, включающую сопла активного газа, входное устройство пассивного газа и камеру смешения, называют ступенью эжектора. Эжекторный агрегат может быть одно- и многоступенчатым (рис. 1.3). В последнем случае ступени соединяются последовательно, так что смешанный поток предыдущей ступени оказывается активным для последующей.

Назначение сопел активного газа — обеспечивать с минимальными потерями полное расширение газа и заданную скорость его истечения в камеру смешения. Если отношение полных давлений активного и пассивного газов значительно превышает критическую величину, то применяют сверхзвуковое сопло. Однако в ряде случаев и при сверхкритических отношениях давлений активного и пассивного газов используют эжектор с сужающимся активным соплом, в котором скорость истечения эжектирующего газа на срезе

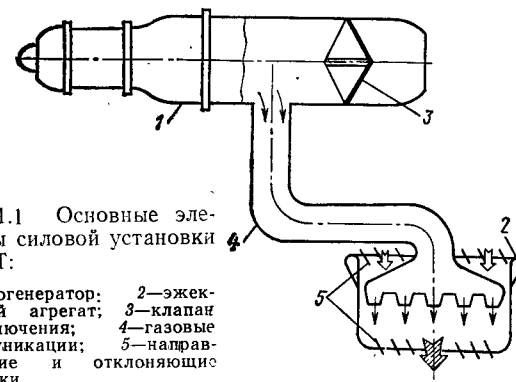


Рис 1.1 Основные элементы силовой установки с ЭУТ:

1—газогенератор; 2—эжекторный агрегат; 3—клапан переключения; 4—газовые коммуникации; 5—направляющие и отклоняющие решетки

не превышает скорости звука. Эжектор с таким соплом называют звуковым. Для авиационных усилителей тяги характерно применение звуковых эжекторов, эффективно работающих в широком диапазоне параметров активного газа, получаемого от ТРД. Поэтому в дальнейшем в книге будут рассматриваться ЭУТ, работающие в диапазонах дозвуковых и околосзвуковых режимов.

Эжектируемый газ поступает в эжекторный агрегат через входное устройство, имеющее форму суживающегося насадка (конфузора). Входное устройство является направляющим аппаратом для эжектируемого атмосферного воздуха и предназначено для его подачи в камеру смешения с минимальными потерями.

Камера смешения имеет в большинстве случаев цилиндрическую или прямоугольную форму сечения с постоянной (иногда переменной) по длине площадью и служит для смешения исходных потоков и выравнивания параметров полученной смеси. Длина камеры смешения может быть определена исходя из условия обеспечения рациональной степени равномерности полей параметров смешанного потока и должна быть по возможности короткой, чтобы уменьшить габариты и массу эжекторного агрегата, а также его гидравлические потери.

Диффузор служит для повышения статического давления смеси до атмосферного при возможно меньших потерях кинетической энергии и увеличения коэффициента эжекции.

Особенностью авиационных эжекторных усилителей тяги является равенство статических давлений невозмущенного потока перед

за эжекторным агрегатом, т. е. эжектируемый воздух всасывается из атмосферы и смешанный в эжекторе поток истекает в атмосферу. Такие эжекторы далее будем называть *атмосферными*.

В том случае, когда ТРД является одновременно маршевым двигателем и генератором активного газа для ЭУТ в эжекторном устройстве предусмотрен клапан переключения. Он предназначен для переключения газового тракта от маршевого двигателя к эжекторному агрегату или к реактивному соплу маршевого двигателя.

Рис. 1.2. Схема ЭУТ:

1—сопло активного потока; 2—входное устройство пассивного потока; 3—камера смешения; 4—диффузор

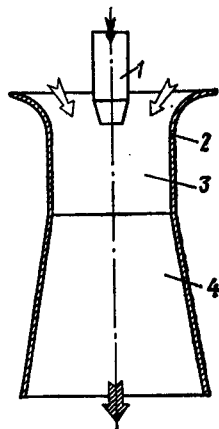
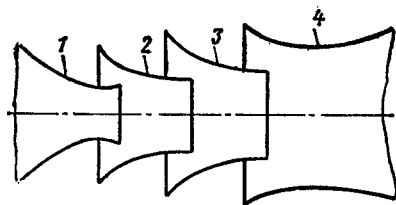


Рис. 1.3. Схема трехступенчатого эжектора:

1—активное сопло первой ступени; 2—камера смешения первой ступени (активное сопло второй ступени); 3—камера смешения второй ступени; 4—камера смешения третьей ступени



Клапан переключения позволяет превращать силовую установку в подъемную на взлете и посадке, или в маршевую — в крейсерском полете. Клапан переключения может занимать и промежуточное положение, когда газ одновременно поступает в эжекторный агрегат и в реактивное сопло маршевого двигателя. В этом случае силовая установка с ЭУТ создает вертикальную и горизонтальную тяги.

Назначением системы газовых коммуникаций является передача энергии газа от маршевого двигателя к эжекторному агрегату и органам управления летательного аппарата. Заметим, что к.п.д. энергообмена в эжекторе зависит от гидравлических потерь в газовых коммуникациях (трубопроводах) и от возможных утечек газа через уплотнения. Использование кольцевания тракта в системе газовых коммуникаций многодвигательных установок повышает безопасность полетов летательного аппарата при отказе одного двигателя, так как в этом случае в эжекторные агрегаты продолжает поступать активный газ от других двигателей.

Направляющие и отклоняющие устройства на входе и выходе эжекторного агрегата устанавливаются для обеспечения эффективной работы эжектора при эволюциях самолета во время взлета и посадки, а также для регулирования горизонтальной составляющей тяги силовой установки на переходных режимах полета.

В некоторых случаях для кратковременного повышения тяги на взлете силовые установки могут снабжаться форсажными камерами, которые устанавливаются в тракте активного газа до эжекторного агрегата.

1.3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЭЖЕКТОРНЫХ УСИЛИТЕЛЕЙ ТЯГИ

Независимо от конструктивных особенностей эжекторного усилителя тяги его рабочий процесс состоит из трех составляющих: истечения активного газа из сопла двигателя и втекания пассивного газа через входное устройство из атмосферы, турбулентного смешения этих газов в камере смешения и торможения смешанного потока в диффузоре.

Характер процесса смешения активного и пассивного потоков в эжекторе зависит от ряда геометрических и термогазодинамических факторов (рис. 1.4).

К исходным термогазодинамическим параметрам относятся:

p_1^*, p_2^* — полные давления активного и пассивного газа;
 T_1^*, T_2^* — полные температуры активного и пассивного газа;

G_1, G_2 — секундные массовые расходы активного и пассивного газа;

λ_1 — приведенная скорость активного газа на входе в камеру смешения.

Удобно пользоваться относительными параметрами рабочего процесса эжектора:

$\pi_0^* = p_1^*/p_2^*$ — располагаемый перепад полных давлений;
 $\phi^* = T_2^*/T_1^*$ — располагаемый перепад полных температур;
 $n = G_2/G_1$ — коэффициент эжекции.

Как будет ниже показано (гл. 3), четыре относительных параметра (π_0^* , ϕ^* , n и λ_1) полностью определяют процесс в эжекторе.

К основным геометрическим параметрам эжектора относятся: $d_{к.см}$ — диаметр камеры смешения; f_1, f_2, f_3, f_4 — соответственно площади на срезах сопел активного и пассивного газа, на выходе из цилиндрической камеры смешения и на выходе из диффузора; $l_{к.см}$ — длина камеры смешения.

Удобно пользоваться относительными геометрическими параметрами:

$\alpha = f_1/f_2$ — относительная площадь сопла активного газа;

$\bar{f} = f_4/f_3$ — степень расширения диффузора;

$\bar{l} = (l/d)_{к.см}$ — относительная длина камеры смешения.

Указанные термогазодинамические и геометрические параметры в значительной степени определяют эффективность эжектора.

Рассмотрим физическую модель смешения потоков в ЭУТ (см. рис. 1.4). Примем, что параметры активного потока изменяются в диапазонах, характерных для выходного потока генераторов газа ГТД, когда полные давления не превышают $(2 \dots 2,5) \cdot 10^5$ Па.

В случае дозвукового истечения газа из активного сопла статическое давление на входе в камеру смешения в обоих потоках одинаково. В сужающемся активном сопле при докритическом и критическом перепадах давлений активного и пассивного газов происходит полное расширение активного газа. Его скорость в выходном сечении сопла оказывается меньшей или равной скорости звука. При сверхкритическом перепаде давлений в пределах проточной части активного сопла газ расширяется неполностью, что обуслов-

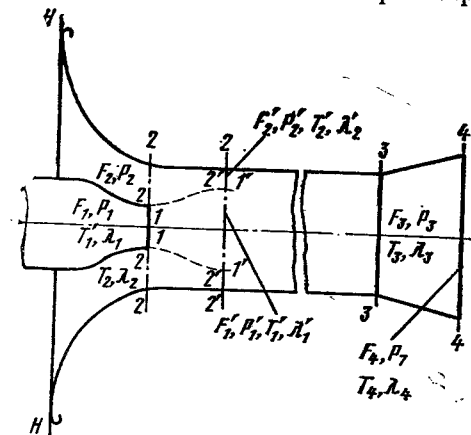


Рис. 1.4. Схема течения потоков в атмосферном эжекторе:

H — невозмущенный поток; 1 — срез активного сопла; 2 — начальное сечение камеры смешения; 1' — сечение равных давлений при сверхкритическом перепаде; 3 — выходное сечение камеры смешения; 4 — выходное сечение диффузора

наличия поперечных пульсационных компонент скорости, свойственных турбулентному движению, и обменом энергией между частицами газов с разным энерго содержанием. При этом параметры смешивающихся потоков выравниваются. В начальном участке камеры смешения наблюдается постоянное вовлечение в движение частиц атмосферного воздуха эжектирующей струей в зону смешения, благодаря чему обеспечивается втекание атмосферного воздуха в эжектор и создается разрежение во входном устройстве ЭУТ, которое вызывает появление дополнительной тяги. При дозвуковом истечении эжектирующей струи наибольшее разрежение и максимальные скорости потоков достигаются именно в начальном сечении камеры смешения ЭУТ. Процесс смешения завершается в диффузоре.

Процесс смешения и выравнивания скоростей потоков по сечению камеры смешения и диффузора сопровождается потерями. Кроме гидравлических потерь во всех элементах эжекторного усилителя тяги (входном устройстве пассивного потока, активных соплах, в камере смешения и диффузоре) рабочему процессу в эжек-

торе сопутствуют специфические потери, связанные с самим существом процесса смешения.

Таковыми потерями являются потери кинетической энергии и диффузии.

Потери кинетической энергии обусловлены различием скоростей истечения исходных потоков и аналогичны потерям энергии, возникающим при ударе неупругих шаров. В результате этих потерь кинетическая энергия смешанного потока оказывается меньше суммы кинетических энергий исходных потоков до их смешения.

Потери диффузии обусловлены смешением (диффузией) разнородных газов, отличающихся в общем случае своими давлениями, температурами, газовыми постоянными, теплоемкостями.

В камере смешения эжектора смешение газовых потоков начинается с сечения равных давлений ($p_1 = p_2$). Если при этом газовые постоянные и теплоемкости смешиваемых газов мало отличаются, то диффузия обусловлена только различием температур. Потери диффузии связаны с ростом энтропии системы при самопроизвольном выравнивании температур активного и пассивного потоков. Они отсутствуют только при смешении полностью однородных газов ($T_1 = T_2$; $p_1 = p_2$; $R_1 = R_2$; $C_{p1} = C_{p2}$). Но в таком случае отсутствует и смешение (диффузия). В этом состоит парадокс Гиббса.

Снижение потерь в элементах эжектора является источником существенного повышения эффективности ЭУТ.

1.3.1. Тягоусиление эжектора

Важнейшим параметром, характеризующим эффективность эжекторного усилителя тяги, является коэффициент тягоусиления. Он представляет собой отношение тяги двигателя с эжекторным устройством R_a к тяге исходного двигателя (без ЭУТ) R_0 , т. е. $K_y = R_a/R_0$.

1.4. КЛАССИФИКАЦИЯ СХЕМ ЭЖЕКТОРНЫХ УСИЛИТЕЛЕЙ ТЯГИ

Многообразие возможных компоновок силовых установок с ЭУТ на самолетах ВВП, а также стремление к организации наиболее эффективного рабочего процесса обусловили появление большого количества различных схем ЭУТ.

ЭУТ можно классифицировать по назначению (подъемные силовые установки, эжекторное крыло), по режиму истечения эжектирующего потока (дозвуковые, сверхзвуковые), по способу присоединения ЭУТ к газогенератору, по особенностям конструкции эжекторного агрегата, по методам организации активного потока и т. п.

Основные разновидности конструктивных схем ЭУТ показаны на рис. 1.5. Приведенная классификация строится по способу организации подвода эжектирующего потока газа в камеру смешения различной формы, т. е. по способу размещения активных сопел в эжекторе.

По форме камеры смешения эжекторные усилители тяги подразделяются на две большие группы: с цилиндрической и прямоуголь-

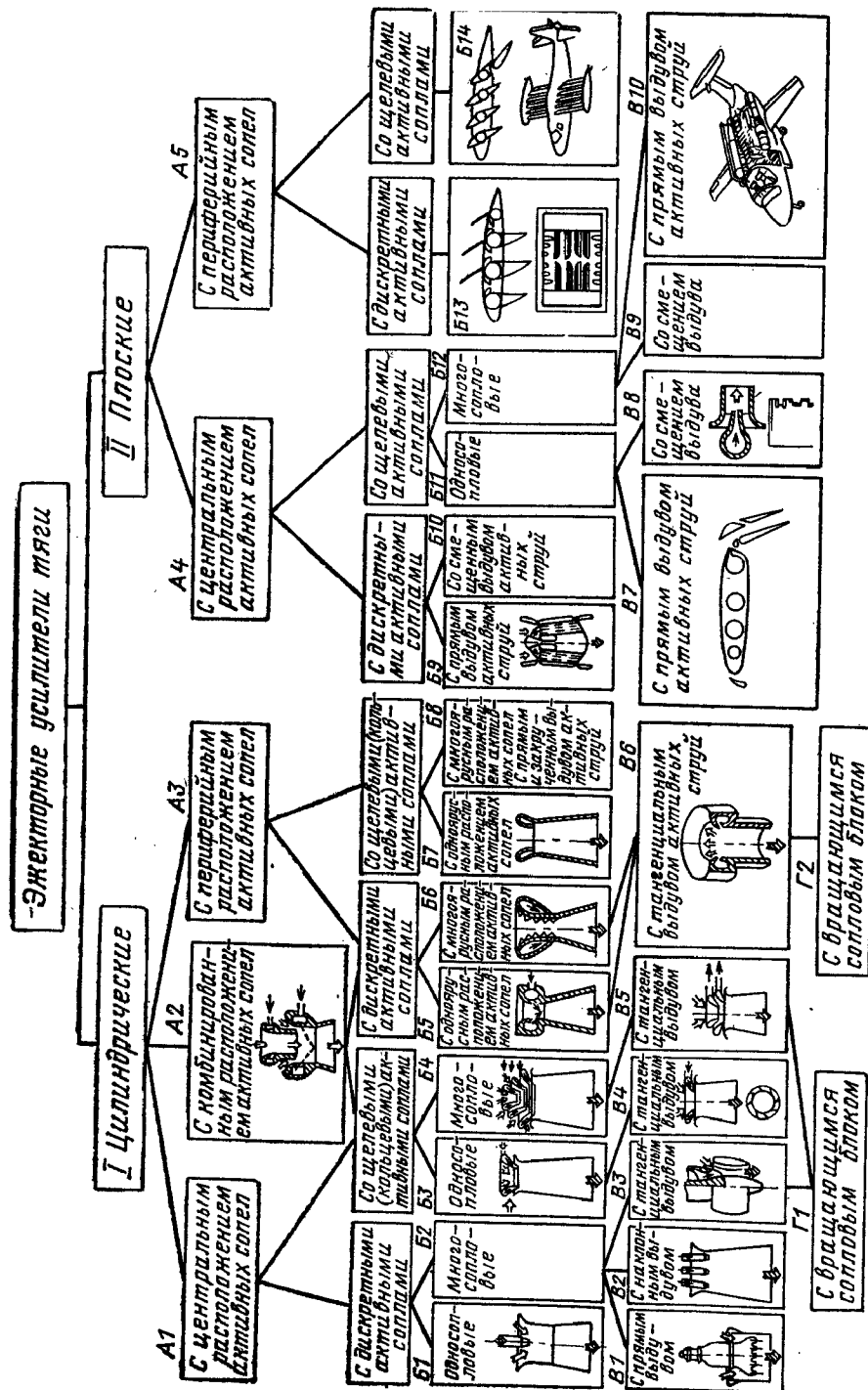


Рис. 1.5. Классификация ЭУТ

ной в поперечном сечении камерой смешения. В свою очередь, каждая из этих групп ЭУТ подразделяется на эжекторные усилители тяги с центральным и периферийным, по отношению к камере смешения, размещением активных сопел (группа А).

Как при центральном, так и при периферийном подводе активного газа в ЭУТ могут быть выполнены одно- или многосошловые конструкции, одно- или многоступенчатые. Форма активных сопел в сечении может быть круглой, кольцевой, а также в виде прямой щели (группа Б).

Оси активных сопел могут быть направлены под различными углами по отношению к продольной оси камеры смешения ЭУТ. В схемах ЭУТ с закруткой потока активные сопла устанавливаются тангенциально или выполняются с закручивающими поток направляющими лопатками для кольцевых активных сопел (группа В). Блок активных сопел может быть выполнен вращающимся как под действием реактивной силы эжектирующих струй, так и принудительно от специального привода (группа Г).

Для ЭУТ с прямоугольной формой камеры смешения характерно применение щелевых активных сопел. Для интенсификации процесса смешения сопла могут быть развернуты друг по отношению к другу под некоторым углом и иметь различную форму среза.

Рассмотрим более подробно схемы ЭУТ.

1.4.1. Односошловые ЭУТ с центральным расположением активного сопла

Одной из самых распространенных схем эжекторных усилителей тяги является схема с центральным расположением активного сопла, ось которого совпадает с продольной осью цилиндрической камеры смешения (Б1). Результаты экспериментальных исследований эффективности ЭУТ такой схемы, полученные в разные годы в работах [1, 18, 32, 51, 60, 68], можно считать достаточно согласующимися. Данная схема ЭУТ позволяет при реально осуществимых габаритных размерах эжектора на самолете при $\alpha=0,12 \dots 0,20$, $\bar{l}=\bar{l}=5$ и $\bar{f}=1,0 \dots 1,5$ повысить тягу в статических условиях на 20...25%, а при $\alpha=0,05 \dots 0,1$ и $\bar{f}=1,5 \dots 2,0$ — даже на 30...40%. Величина выигрыша в тяге определяется в основном соотношением площадей активного сопла и камеры смешения. Для несжимаемых газов равной плотности теоретически установлено, что эжектор такой схемы без диффузора в случае бесконечного увеличения его размеров при отсутствии трения о стенки камеры смешения не может дать увеличения тяги более чем в 2 раза [1].

В работе [32] показано, что эффект установки диффузора зависит от геометрического параметра α и определяется соотношением величин отрицательных сил, возникающих в диффузоре. В результате исследования влияния конфигурации и размеров входного конфузора на степень тягоусиления K_y установлено, что для достижения наибольшего увеличения тяги необходимо проектировать входное устройство для пассивного потока так, чтобы площади сечений

его среза и начального сечения камеры смешения относились как $f_{вх}/f_{к.см}=5/4$. При значениях геометрического параметра $\alpha=0,003 \dots 0,005$ и $\bar{l}=6 \dots 8$ получены коэффициенты тягоусиления для одноступенчатых эжекторов $K_y=1,75 \dots 1,85$.

Характерным для односопловых эжекторных усилителей тяги является то обстоятельство, что наибольшее приращение тяги получается на длине камеры смешения $\bar{l}=6 \dots 7$ для рассматриваемой схемы ЭУТ, а оптимальная длина камеры смешения эжектора, при

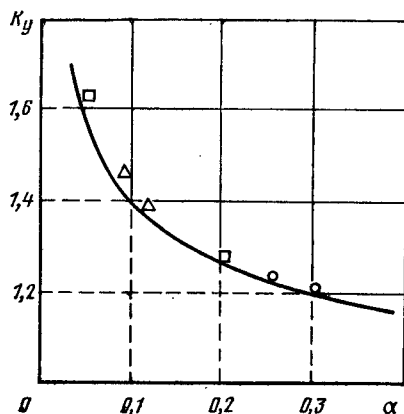


Рис. 1.6 Величина выигрыша в тяге для одноступенчатого (кривая), двухступенчатого (○), трехступенчатого (△) и четырехступенчатого (□) эжекторов в зависимости от геометрического параметра α

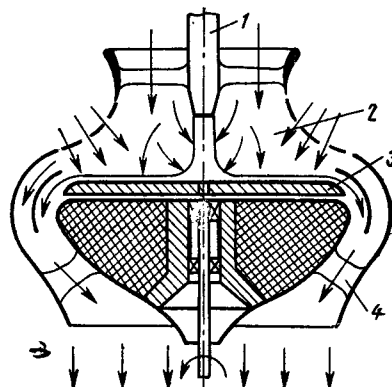


Рис. 1.7. Схема ЭУТ с кольцевым диффузором и вращающимся экраном:
1—активное сопло; 2—камера смешения; 3—экран; 4—диффузор

которой практически заканчивается процесс выравнивания потоков, $\bar{l}=8 \dots 12$, т. е. наибольшее тягоусиление ЭУТ (с учетом потерь трения) достигается при определенной неравномерности поля скоростей на выходе из камеры смешения. Эта особенность была положена в основу ряда исследований, направленных на уменьшение длины камеры смешения ЭУТ.

В работах [1, 4, 23, 24, 44] показано, что длину камеры смешения можно существенно сократить, если раздробить центральную эжектирующую струю на множество составляющих струй: для этого применяют секционные, перфорированные, щелевые, кольцевые и др. сопла (В1, В2, В3, В5).

Многоступенчатый эжектор (Б4) является более эффективным, чем одноступенчатый, благодаря меньшей разности скоростей между активным и пассивным потоками в каждой последующей ступени и, следовательно, меньшим потерям кинетической энергии при смешении. Однако преимущество идеального многоступенчатого

эжектора в величине выигрыша тяги перед одноступенчатым тех же диаметральных размеров (т. е. при равных α) становится заметным лишь при большом числе ступеней и при больших относительных размерах каждой ступени.

Возможность его реализации связана с усложнением конструкции и увеличением общей длины ЭУТ, что неприемлемо при размещении его на самолете.

В работе [59] сообщается об испытаниях серии многоступенчатых эжекторов, в том числе трехступенчатой схемы, в которой были получены $K_y=1,70$ при $\alpha=0,01$ и $K_y=1,45$ при $\alpha=0,05$. Лучшие одноступенчатые эжекторы имели соответственно $K_y=1,5$ и $1,35$. Однако эти устройства были весьма громоздкими, длины их в $40 \dots 50$ раз превышали диаметр активной струи.

На рис. 1.6 представлены результаты экспериментального исследования одно-, двух- и трехступенчатых эжекторов [1].

Для повышения эффективности ЭУТ при укороченной камере смешения используются различные конструкции диффузоров, например с криволинейной, ломаной или перфорированной стенками. Применяются также ступенчатые и кольцевые диффузоры. На рис. 1.7 показан эжектор, в котором в качестве камеры смешения используется кольцевой диффузор сложной конфигурации со срезанным центральным телом, служащим экраном для активной струи [10]. При этом перед экраном размещен вращающийся экран, а корпус камеры смешения выполнен с отверстиями для увеличения эжектируемой массы воздуха.

1.4.2. Многосопловые ЭУТ с центральным расположением активных сопел

Одним из основных недостатков эжекторных реактивных систем с центральным выдувом активного газа является большая длина эжектора, в $6 \dots 8$ раз превышающая величину диаметра камеры смешения, что в значительной степени препятствует использованию их в самолетных компоновках. Применение многосопловых ЭУТ позволило существенно уменьшить длину камеры смешения за счет интенсификации процесса смешения и рационального распределения фронта выдува активных струй на входе в диффузорную камеру смешения с большими углами раскрытия. При этом, устанавливая активные сопла под различными углами к оси камеры смешения, на выходе из камеры можно создать практически любой профиль скоростей течения, вплоть до получения максимума скорости по периферии потока (см. рис. 1.5; В1; В2).

Исследования, проведенные с многосопловыми ЭУТ с геометрическими параметрами $\alpha=0,04 \dots 0,10$ и $\bar{f}=1,0 \dots 2,0$, показали, что при испытаниях эжекторов с камерой смешения постоянной площади сечения можно получить $K_y=1,4 \dots 1,42$. Было установлено, что применение диффузорной камеры смешения с углом раскрытия диффузора $\varphi=15 \dots 18^\circ$ позволяет на 10% повысить степень тягоусиления эжектора, а при подборе оптимальных углов выдува ак-

тивных струй можно увеличить K_y еще на 6...7% при $l=2,2$ [22]. Таким образом можно довести K_y до уровня 1,60...1,66.

Недостатком схем с центральным выдувом активных струй является сложность системы подвода активного газа, которая загромождает камеру смешения и создает неблагоприятные условия обтекания ЭУТ набегающим потоком при поступательном перемещении СВВП.

Эти недостатки отсутствуют в схеме эжектора с осевым подводом пассивного газа (рис. 1.8), в которой наряду с применением радиальной камеры смешения выполнен внутренний подвод активного газа [6].

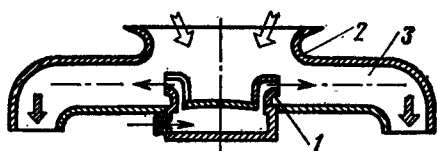


Рис. 1.8. Многосопловая схема ЭУТ с центральным прямым выдувом активных струй и радиальной камерой смешения:

1—активные сопла; 2—входное устройство пассивного потока; 3—радиальная камера смешения

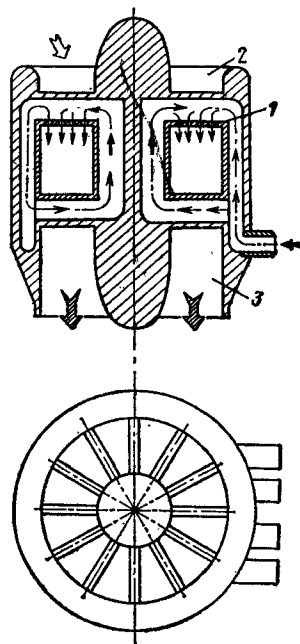


Рис. 1.9. Многосопловая схема ЭУТ с центральным прямым выдувом активных струй и кольцевой камерой смешения:

1—активные сопла; 2—входное устройство; 3—камера смешения

Конструктивно сопла и системы подвода активного газа при центральном многосопловом выдуве могут быть выполнены в виде рядов отверстий-сопл, расположенных в расходящихся от центра камеры смешения радиальных воздухопроводах (рис. 1.9). В этой схеме ЭУТ струи эжектирующего газа симметрично распределяются по сечению камеры смешения, что приводит к получению относительно равномерного поля скоростей на выходе из эжектора на укороченной длине камеры смешения. Однако сложность распределения активного газа, большие гидравлические потери в трубопроводах, соплах и камере смешения, а также уменьшение полезной площади камеры смешения делают эти ЭУТ малоперспективными.

1.4.3. Многосопловые ЭУТ с центральным расположением активных сопел, создающих закрутку эжектирующего потока

Большой интерес представляют устройства, у которых эжекционные свойства создаются с помощью закрученных активных струй. Конструктивные способы создания закрученного активного потока могут быть различными (ВЗ, В5, В6).

В схеме усилителя тяги, рассмотренной в работе [54], активный газ подается по полуму центральному телу к тангенциальным соплам, блок которых смонтирован на выходе этого тела. Под действием реакции струй активного газа, вытекающих из тангенциальных сопел, имеющих угол с продольной осью эжектора $\psi=40...80^\circ$, сопловой блок вращается (Г2), закручивая эжектируемый поток. При этом процесс смешения активного и пассивного потоков происходит на меньшем участке камеры смешения. В работе [56] представлены результаты теоретического и экспериментального исследования описанной схемы ЭУТ. Сделаны выводы о том, что при равных геометрических параметрах и отношениях давлений активного и пассивного потоков с односопловой схемой ЭУТ, максимальные коэффициенты эжекции и увеличение тяги такого эжектора значительно выше.

Так, по данным работы [56] при $\alpha=0,05$ и пяти активных соплах коэффициент тягоусиления ЭУТ равнялся $K_y=2,8$.

Однако, несмотря на короткую камеру смешения, эта схема ЭУТ имеет большие осевые габариты, так как требует вертикального расположения двигателя вместе с эжекторным насадком; это ухудшает ее обтекание сносимым потоком и затрудняет ее использование на СВВП, хотя она и представляется достаточно перспективной при использовании в качестве газогенераторов специальных малогабаритных подъемных ТРД.

1.4.4. Многосопловые ЭУТ с периферийным расположением активных дискретных сопел

Рассматриваемая схема ЭУТ характеризуется расположением активных сопел, установленных по периферии цилиндрического участка камеры смешения ЭУТ, под углом к оси камеры смешения $\psi=60...120^\circ$ непосредственно за входной криволинейной поверхностью. Известна повышенная эжекционная способность искривленной струи высоконапорного газа, развивающейся в условиях поперечного набегающего потока [38]; поэтому применение этого эффекта в ЭУТ позволяет реализовать дополнительное разрежение вокруг активных струй на начальном участке струи и ускорить процесс смешения, что дает возможность применить камеру смешения укороченной длины. Наряду с этим, схема ЭУТ с периферийным расположением активных сопел позволяет отказаться от соплового устройства, расположенного по оси ЭУТ на входе в эжектор и загромождающего площадь камеры смешения, осуществить осевой подвод пассивного потока с минимальными потерями. Таким образом удается уменьшать геометрический параметр α без увеличения габаритов.

ритов ЭУТ, а также улучшить условия работы ЭУТ на самолете в набегающем потоке.

Дальнейшее развитие этой схемы ЭУТ, когда периферийный дискретный выдув эжектирующего газа идет под углом к центральной оси эжектора через сопла, расположенные в несколько ярусов по высоте входной поверхности, можно видеть на рис. 1.5, Б6.

1.4.5. Многосопловые ЭУТ с периферийным расположением сопел, создающих закрутку активного потока

Одна из схем многосоплового двухступенчатого ЭУТ с закрученными активными струями представлена на рис. 1.5, А2 [7]. Высоконапорный активный газ подается через ряд периферийных дискретных активных сопел, расположенных в камере смешения за профи-

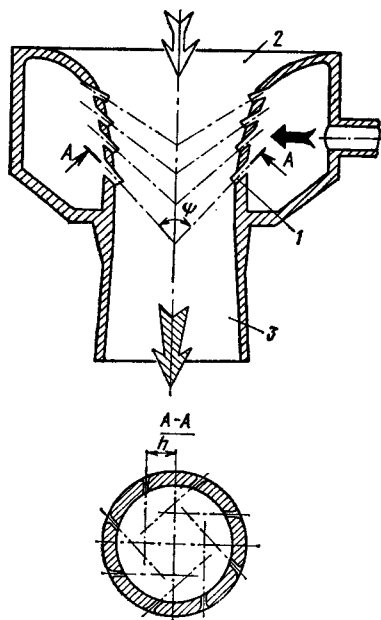


Рис. 1.10. Многосопловая схема ЭУТ с периферийным четырехъярусным расположением активных сопел и закрученным потоком:

1—активные сопла; 2—входное устройство; 3—камера смешения

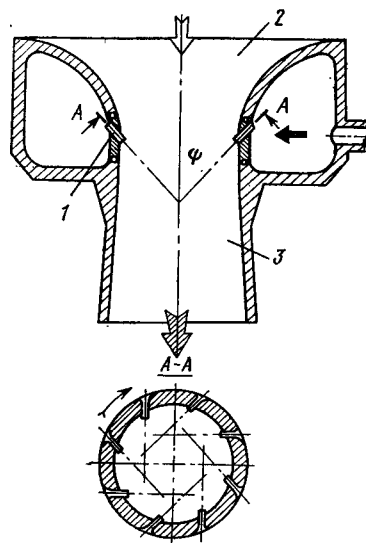


Рис. 1.11. Многосопловая схема ЭУТ с вращающимся сопловым блоком:

1—активные сопла; 2—входное устройство; 3—камера смешения

лированной входной поверхностью, оси которых служат образующими однополосного гипербоида вращения, т. е. имеют угол с центральной осью эжектора в продольной и поперечной плоскостях. Такая схема ЭУТ позволяет использовать как эффект закрутки активных струй без затенения площади камеры смешения соплами, так и эффект эжекционных свойств струи в сносящем потоке.

Активные сопла в этой схеме могут быть также расположены в несколько ступеней, с разным и одинаковым направлением закрутки (рис. 1.10) [8].

Кроме того, для интенсификации процесса смешения блок дискретных активных сопел может быть выполнен вращающимся (рис. 1.11).

1.4.6. Односопловые ЭУТ с центральным расположением щелевого (кольцевого) активного сопла

Во всех рассмотренных выше схемах ЭУТ активный газ в камере смешения подводится через дискретные активные сопла. Один из способов повышения эффективности энергообмена активного и пассивного потоков состоит в том, чтобы придать активному потоку форму кольцевой струи (см. рис. 1.5, Б3).

Преимущества и недостатки такой схемы ЭУТ рассмотрены на примере многосопловой схемы эжектора с соосным расположением щелевых (кольцевых) активных сопел [48].

1.4.7. Многосопловые ЭУТ с центральным расположением щелевых (кольцевых) активных сопел

В зависимости от заданных размеров ЭУТ можно получить одну или несколько концентричных активных струй, размещая корончатые сопла ступенчато одно над другим, как это дано на схеме эжектора [49], где при узком сечении активных струй площадь энергообмена значительно увеличена (см. рис. 1.5, Б4). Преимущества данной схемы — высокие коэффициенты тягоусиления на короткой длине диффузорной камеры смешения, роль которой для каждого ступенчатого участка играет диффузорная завеса (жидкий диффузор), частицы которой на начальном участке движутся быстрее, чем эжектируемый поток. В таких диффузорах, фактически не имеющих твердой стенки и играющих роль камеры смешения, резко снижены потери на трение, так как отсутствует пограничный слой. Однако завеса не обладает бесконечной устойчивостью и быстро размывается. Поэтому, в итоге эжектор имеет общую жесткую короткую диффузорную камеру смешения, но большая часть кинетической энергии эжектируемых потоков преобразуется в энергию давления еще на том участке, где диффузорные завесы наиболее действенны. Это позволяет более экономно передать энергию активного потока и применить большие углы раскрытия жесткого диффузора. На рис. 1.12 приведена за-

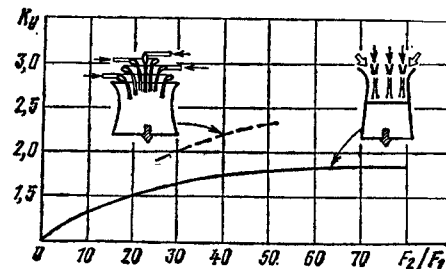


Рис. 1.12. Зависимость K_u от F_2/F_1 для ЭУТ с дискретным и кольцевым выдувом активных струй

зависимость степени увеличения тяги силовой установки с эжекторным агрегатом такой схемы по отношению к исходному ТРД, являющемуся газогенератором, от отношения площади сечения камеры смешения ЭУТ к площади активных сопл [31]. Для обеспечения больших значений K_y силовой установки с ЭУТ рассматриваемых схем необходимы величины α порядка 0,02 ... 0,065. При значениях $\alpha=0,08 \dots 0,10$ увеличение тяги за счет применения эжектора с центральными дискретными соплами $K_y=1,3 \dots 1,4$, а с корончатыми — $K_y=1,8 \dots 1,85$ при одинаковой длине камеры смешения.

Практическое использование такой схемы ЭУТ весьма затруднительно из-за сложной технологии и высокой стоимости (требуется повышенная точность выполнения такого эжектора). Кроме того, количество активных корончатых сопл должно быть ограниченным, так как с их увеличением уменьшается ширина щелей (при $\alpha = \text{const}$); это снижает жесткость стенок сопл и приводит к значительным изменениям их геометрии при изменении давления и температуры. К тому же увеличение числа активных сопл приводит к увеличению длины самого эжектора на 20 ... 30% и ухудшению работы эжектора в набегающем поперечном потоке. Для такой схемы ЭУТ большое значение имеет отработка эффективных входных и выходных устройств, поскольку потери в значительной мере влияют на величину тягоусиления.

Для интенсификации процесса смешения и стабилизации работы эжектора такой схемы в выходной части сопл могут быть установлены лопатки, закручивающие активный газ [5] и повышающие жесткость конструкции при изменении давления и температуры (см. рис. 1.5, В5).

1.4.8. ЭУТ с периферийным расположением щелевых (кольцевых) активных сопл

В случае периферийного расположения кольцевого активного сопла (см. рис. 1.5, В7) конструктивно улучшается подвод эжектирующего высоконапорного газа к ЭУТ, увеличивается площадь пассивного сопла из-за отсутствия затеняющих его сечение корончатых сопл. Исследование такой схемы ЭУТ описано в [59]; в нем использовалось кольцевое периферийное активное сопло для более быстрого перемешивания и лучшего распределения поля скоростей на выходе из диффузора. Во время экспериментов наблюдалось теоретически ожидаемое улучшение характеристик такого эжектора по сравнению с односопловой схемой

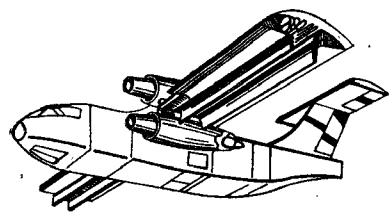


Рис. 1.13. Крыльевой ЭУТ со щелевыми соплами активного газа

ЭУТ. Один из вариантов применения такой схемы ЭУТ со щелевыми соплами на СВВП представлен на рис. 1.13. Недостатком та-

кой схемы является появление неустойчивых режимов работы ЭУТ вследствие прилипания кольцевой струи к стенкам эжектора, что приводит к большим потерям на трение и к снижению эффективности смешения [59]. Развитием такой схемы ЭУТ является схема с размещением активных кольцевых сопл в несколько ступеней.

Наряду с описанными схемами существует еще целый ряд ЭУТ с цилиндрической камерой смешения, представляющих собой либо развитие рассмотренных ранее схем, либо их комбинацию.

1.4.9. Многосопловые плоские ЭУТ с центральным расположением дискретных активных сопл

Одна из характерных схем ЭУТ представляет многосопловую систему эжекторов с центральным выдувом активного газа и равномерным расположением дискретных сопл на входе общей камеры смешения, сечение которой имеет прямоугольную форму (см. рис. 1.5, В9) [55].

1.4.10. Плоские ЭУТ с центральным расположением щелевых активных сопл

Такая схема ЭУТ, смонтированного в фюзеляже самолета, позволяет по общим трубопроводам от двух маршевых двигателей подавать высоконапорный газ в ряды щелевых активных сопл (см. рис. 1.5, В10). Камера смешения, прямоугольная в плане, заканчивается рядом направляющих лопаток, которые могут отклонять смешанный поток от вертикального направления.

В работе [53] предложено двухмерное щелевое активное сопло, разделенное на чередующиеся отсеки, отклоняющие поток в ту или другую сторону от первоначального направления и тем самым форсирующее процесс смешения (см. рис. 1.5, В8); это позволяет получить в плоском эжекторе с центральным выдувом активного газа $K_y=1,35$ при $\alpha=0,12$ и $l=2$, т. е. заметно улучшить характеристики плоского эжектора.

В эжекторном устройстве [63] активный газ подается через ряд профилированных щелевых сопл с перегородками, распределенных по всей площади камеры смешения, а также через периферийные дополнительные сопла, расположенные на торцевых стенках эжектора (см. рис. 1.5, В13). Здесь, наряду с равномерным распределением активных сопл на входе камеры смешения, имеется ряд дополнительных струй, сдувающих пограничный слой на стенках диффузорной камеры смешения; это дает возможность применить диффузор с большой степенью расширения. Всего в эжекторе 38 основных и 40 дополнительных сопл, что соответствует соотношению площадей пассивного и активного потоков $\alpha=0,041$. При степени расширения диффузора до 2,2 и длине камеры смешения $l=0,7$ м получен коэффициент тягоусиления $K_y=1,85$, а при $l=1,25$ м — $K_y=2,0$.

Такие схемы ЭУТ могут быть успешно использованы для самолетов с эжекторным крылом.

1.4.11. Плоские ЭУТ с периферийным расположением щелевых активных сопел

Схема плоского ЭУТ с периферийным выдувом эжектирующего газа была предложена в работе [46]. В разрезном крыле СВВП на режимах взлета и посадки (включая и переходные режимы) создается ряд каналов с обтекателями, занимающими вертикальное положение, внутренние полости которых служат форкамерами, а наружные поверхности обтекателей образуют камеры смещения. Активный газ подается в каждый канал через щели на уровне их осей вращения (см. рис. 1.5, Б14). При горизонтальном полете обтекатели разворачиваются и образуют обводы крыла.

Подобная схема ЭУТ реализована на СВВП фирмы Белл, у которого во время взлета около 50% воздуха от вентилятора отводится к соплам, расположенным в щелях по размаху крыла. При истечении газа из активных сопел происходит подсасывание воздуха с верхней поверхности крыла, что увеличивает циркуляцию и создает дополнительную подъемную силу.

Натурные испытания самолета показали способность эжекторной системы получить $K_y=2$ при $n=7$. Такая же схема приводится в [67], где для поворота активных потоков в разрезных крыльях предлагается использовать эффект Коанда.

Исследование эжекторов плоских схем показали [51], что тяговые характеристики двигателей с ЭУТ регулируемой геометрии могут быть несколько выше, чем в случае односопловых схем ЭУТ с цилиндрической камерой смещения. Так, для плоского ЭУТ с $\alpha=0,05$ были получены $K_y=1,38$ при $\bar{l}=6$ и $\varphi=2 \dots 4^\circ$.

В заключение (табл. 1) приведены некоторые обобщающие данные по сравнительной эффективности ЭУТ различных схем.

Таблица 1
Сравнительная эффективность ЭУТ различных схем

Тип ЭУТ	α	\bar{l}	\bar{f}	K_y	Примечание
Односопловые ЭУТ с центральным активным соплом	0,12 ... 0,20	5	1,0 ... 1,5	1,2 ... 1,25	—
	0,05 ... 0,10	—	1,5 ... 2,0	1,3 ... 1,40	—
	0,003 ... 0,005	6 ... 8	—	1,75 ... 1,85	—
Многоступенчатые эжекторы	0,01	—	—	1,70	—
	0,05	—	—	1,45	—
Многосопловые ЭУТ с центральными соплами	0,04 ... 0,10	2,2	1,0 ... 1,5	1,4 ... 1,42	—
	0,04 ... 0,10	2,2	1,5 ... 2,0	1,6 ... 1,66	—

Продолжение

Тип ЭУТ	α	\bar{l}	\bar{f}	K_y	Примечание
Многосопловые ЭУТ с центральными соплами и закруткой	0,05	—	—	2,8	$\psi=40 \dots 80^\circ$
Многосопловые ЭУТ с центральными кольцевыми соплами	0,008 ... 0,10	—	—	1,3 ... 1,4 1,8 ... 1,85	Дискретные сопла Корончатые сопла
Плоские ЭУТ с центральным выдувом $i=38 \dots 40$	0,12 0,041	2 —	— 2,2	1,35 1,85	— —
Плоские ЭУТ с периферийными активными щелевыми соплами $i=7$	—	6	—	2,0	—

1.5. ТРЕБОВАНИЯ К ЭУТ ПОДЪЕМНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Полеты современных летательных аппаратов должны производиться с высоким уровнем безопасности, большой интенсивностью, регулярностью и в самых различных климатических условиях; что предъявляет к силовым установкам СВВП в целом и к эжекторным усилителям тяги, в частности, ряд требований, обеспечивающих их безопасную и надежную эксплуатацию. Степень удовлетворения этим требованиям позволяет сделать сравнительную оценку различных схем силовых установок с ЭУТ, эти требования следующие:

силовые установки с ЭУТ должны надежно обеспечивать СВВП требуемую тяговооруженность на режимах взлета, посадки и висения с использованием, в частности, маршевых силовых установок в качестве газогенераторов;

силовые установки с ЭУТ должны обеспечивать одновременное создание вертикальной и горизонтальной тяги на переходных режимах полета (от нулевой скорости до скорости аэродинамически управляемого полета);

эжекторные усилители тяги должны обладать высоким ресурсом, простотой и безотказностью в работе, а также небольшой массой и приемлемыми габаритами;

компоновка силовой установки с ЭУТ должна обеспечить минимальные гидравлические потери в газовом тракте от газогенерато-

ра до-эжекторного агрегата; она должна обеспечить кольцевание ЭУТ и газогенераторов, размещение ЭУТ в крыле или на специальных подвесных гондолах, с возможностью их снятия или замены и не должна допускать ухудшения аэродинамических характеристик самолета в крейсерском режиме полета;

должна быть обеспечена взаимосвязь системы создания вертикальной тяги и газоструйной системы управления СВВП, которая необходима для безопасного полета на переходных режимах полета самолета и в случае частичной потери мощности силовой установки;

СВВП с силовой установкой с ЭУТ должен иметь высокую маневренность на взлете и посадке вблизи земли, когда проявляется влияние экрана;

должна быть обеспечена стабильная работа силовой установки с ЭУТ в течение продолжительного времени на взлете и посадке, а также в набегающем потоке при поступательном перемещении самолета;

при эволюциях СВВП вблизи земли, без изменения режима работы маршевого двигателя-газогенератора, силовая установка с ЭУТ должна обеспечивать безынерционность и простоту изменения вертикальной тяги пилотом и перевод самолета из взлетного режима в горизонтальный полет;

должна быть обеспечена надежная работа ЭУТ при обледенении и попадании посторонних частиц и влаги в камеру смешения ЭУТ на взлете и посадке СВВП с грунтовых аэродромов;

должен быть обеспечен низкий уровень шума силовой установки СВВП;

должно быть обеспечено незначительное эрозионное воздействие на взлетную площадку, незначительное скоростное и температурное воздействие пролетающего самолета, а также уменьшение загрязнения окружающей среды при работе силовой установки СВВП;

должна быть обеспечена высокоэкономичная работа силовой установки.

1.6. ОСНОВНЫЕ ДОСТОИНСТВА И НЕДОСТАТКИ ЭУТ В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ СВВП

Анализ летных и экспериментальных характеристик подъемных двигателей с эжекторными усилителями тяги в компоновке самолета вертикального взлета и посадки выявил ряд конструктивных и эксплуатационных достоинств ЭУТ, выгодно выделяющих их из схем известных подъемных систем [47, 48, 53, 57].

1. Представляя собой один из простейших преобразователей механической энергии, позволяющих увеличить реактивную тягу двигателя в 1,3...1,7 и более раз при соответствующем снижении удельного расхода топлива, эжекторные усилители тяги обладают конструктивной и технологической простотой, а следовательно, мо-

гут обеспечить удешевление производства по сравнению с подъемными турбовентиляторами.

2. Отсутствие подвижных частей, систем смазки и охлаждения позволяют обеспечить ЭУТ высокий ресурс, надежность и безотказность в работе.

3. ЭУТ практически безынерционны: полная мощность эжекторного агрегата достигается одновременно с установкой клапана переключения в открытое положение.

4. ЭУТ обладают небольшой массой особенно при использовании легких современных стеклопластических материалов.

5. ЭУТ позволяют использовать в качестве газогенераторов уже созданные двигатели с минимальной их доводкой.

6. Большое значение при эксплуатации СВВП с ЭУТ будет иметь пониженный уровень шума по сравнению с подъемными ТРД, а также незначительное эрозионное воздействие ЭУТ на покрытие ВПП вследствие меньшего скоростного и температурного воздействия струи СВВП [31].

7. В отличие от других подъемных систем эффект влияния земли не только не снижает подъемную силу ЭУТ, но даже увеличивает ее [62].

8. Кольцевание подъемных эжекторных агрегатов повышает безопасность полета СВВП в случае отказа одного двигателя.

9. При использовании ЭУТ снижается загрязненность окружающей среды (уменьшается эмиссия) из-за большого соотношения расхода воздуха и топлива, что важно при эксплуатации СВВП в черте города.

10. ЭУТ, смонтированные в специальных гондолах, подвешенных к крылу, могут легко сниматься, а планер использоваться в этом случае как самолет укороченного взлета — посадки, что позволяет унифицировать планер для различных назначений и получать модификации самолета.

11. Попадание частиц пыли и песка в ЭУТ не приводит к падению тяги и поломке ЭУТ.

12. Питание ЭУТ горячим газом маршевых ТРД повышает надежность работы ЭУТ при обледенении.

Основными недостатками эжекторных усилителей тяги, используемых в качестве подъемных устройств СВВП, являются:

1. Сложность компоновки на самолете ВВП, что обусловлено большими габаритами ЭУТ и необходимостью вырезов в несущих поверхностях или в фюзеляже. Должны быть предусмотрены специальные устройства для закрывания этих вырезов в горизонтальном полете.

2. Эжекторный усилитель тяги используется, как правило, на взлетно-посадочных режимах. На основном же, крейсерском режиме полета система ЭУТ оказывается для самолета мертвым грузом.

3. Падение тяги ЭУТ с ростом скорости полета. Это падение тя-

ги особенно интенсивно тогда, когда ось эжектора совпадает с направлением скорости полета.

4. Высокая чувствительность тяги ЭУТ к гидравлическим потерям в газозоудшном тракте; необходимость выравнивания параметров смешанного потока на выходе из эжектора.

Следует иметь в виду, что вышеуказанные недостатки в значительной степени являются характерными и для других типов подъемных силовых установок, например, для подъемных турбовенти-

1.7. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ ПОДЪЕМНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ЭЖЕКТОРНЫМИ УСИЛИТЕЛЯМИ ТЯГИ

В настоящее время известны различные схемы силовых установок СВВП, отличающихся по принципу создания и регулирования вертикальной и горизонтальной тяг и по типам двигателей, используемых для этих целей. При этом выбор того или иного типа силовой установки определяется стремлением к достижению предельно низкой массы конструкции, а также получению минимально возможного удельного расхода топлива на участках взлета и посадки самолета.

Силовые установки самолетов вертикального взлета и посадки с эжекторными усилителями тяги различаются:

типом газогенераторов активного газа (одноконтурные и двухконтурные ТРД, ТВД и другие);

наличием систем кольцевания газогенераторов и эжекторов, форсирования эжекторной системы, регулирования эжекторных агрегатов;

типом эжекторных агрегатов.

В зависимости от того, питается ли эжекторный агрегат от специального (отдельного) газогенератора или в качестве последнего используется обычный маршевый двигатель, возможны следующие принципиальные схемы силовых установок с ЭУТ:

1. Комбинация одноконтурного маршевого двигателя (ТРД) и эжекторного агрегата (рис. 1.14, а). На взлете и посадке клапан переключения направляет газ из затурбинного пространства ТРД в активные сопла эжекторного агрегата. На переходных режимах полета клапан переключения может занимать некоторые промежуточные положения. В полете ТРД работает как маршевый двигатель. По этой схеме выполнена силовая установка самолета Локхид VZ-10 «Хаммингберд» [57].

Для улучшения экономичности работы маршевого двигателя (МД) на участках набора высоты и снижения в крейсерском полете может быть использована дополнительная «задняя» турбовентиляторная приставка (рис. 1.14, б). При этом ЭУТ питается от одноконтурного генератора газа.

2. Комбинация двухконтурного маршевого двигателя (ДТРД) и и эжекторного агрегата. В этом случае питание эжектора может осуществляться;

- а) газом, отбираемым за турбиной первого контура ДТРД;
- б) сжатым воздухом от компрессора второго контура ДТРД;
- в) смесью сжатого воздуха и газа из камеры смешения ДТРД.

б) сжатым воздухом от компрессора второго контура ДТРД;

в) смесью сжатого воздуха и газа из камеры смешения ДТРД.

На рис. 1.14, в представлены схемы СУ и ЭУТ, в которых на взлете и посадке каждым маршевым двигателем с ЭУТ создается и вертикальная и горизонтальная тяга; если поток одного контура ДТРД питает эжектор, то поток другого контура выбрасывается через обычное реактивное сопло в горизонтальном направлении.

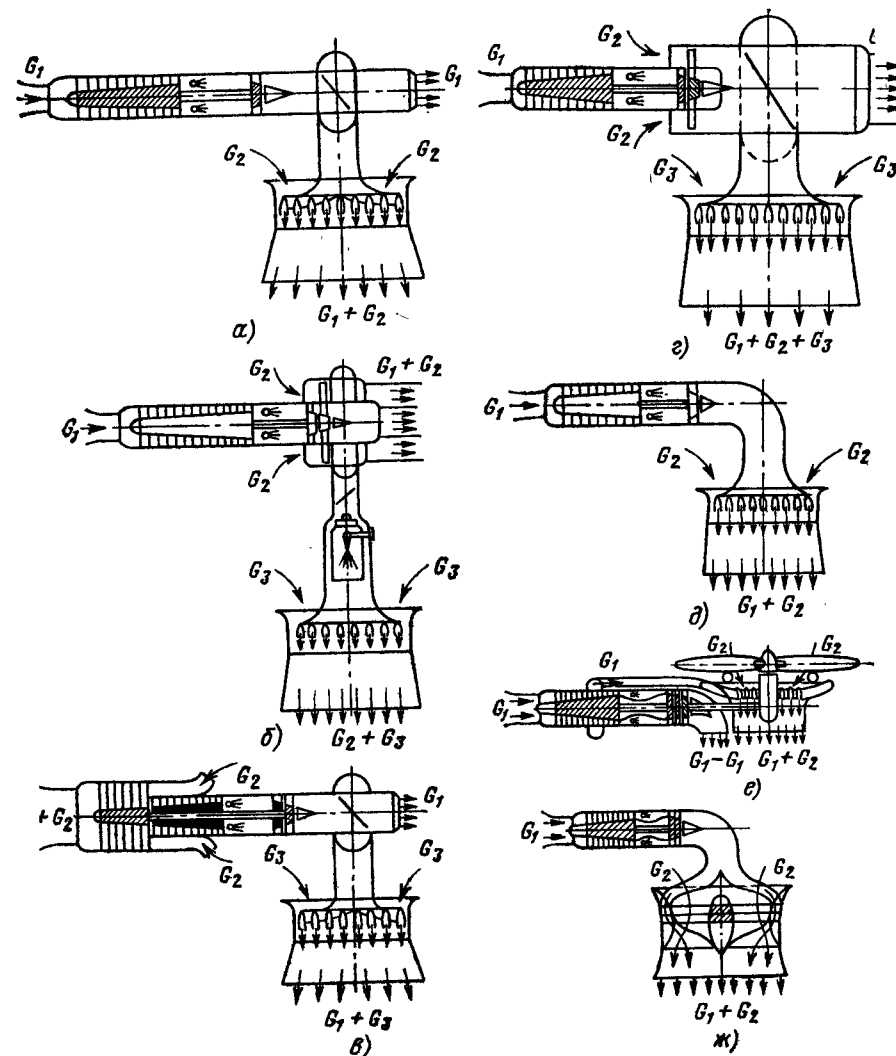


Рис. 1.14. Схемы силовых установок СВВП с ЭУТ:

а-ТРД+ЭУТ; б-ТВЛД+ЭУТ; в-ДТРД+ЭУТ; г-ДТРДСм+ЭУТ; д-ГГ+ЭУТ; е-ТВД+ЭУТ; ж-ПТВ+ЭУТ

В полете клапан переключения выключает ЭУТ, и оба контура ДТРД принимают участие в создании горизонтальной тяги.

В схеме (рис. 1.14, е) в активные сопла эжекторного агрегата направляется поток газа из камеры смещения ДТРД. В этом случае подъемная силовая установка работает как трехконтурный двигатель, дважды используя принцип увеличения тяги присоединением дополнительных масс воздуха. В полете при выключении ЭУТ двухконтурный ТРД с камерой смещения создает горизонтальную тягу.

В возможной гипотетической схеме (ДТРД+ЭУТ) сжатый воздух для питания эжектора можно отбирать от высоконапорного компрессора первого контура. Однако применение такой схемы нецелесообразно из-за резкого ухудшения экономичности силовой установки.

3. Комбинация специального генератора газа (ГГ) облегченного типа и эжекторного агрегата при наличии отдельных маршевых двигателей ТРД и ДТРД (рис. 1.14, д). Подъемное устройство — газогенератор+ЭУТ используется только кратковременно на взлете и посадке. На всех остальных участках полета работают только обычные маршевые двигатели.

4. Комбинация подъемного двигателя (ПД) с эжекторным усилителем тяги (ПД+ЭУТ). В этой схеме подъемный двигатель (ТРД, ДТРД), установленный вертикально, эжектирует в окружающий его кожух дополнительные массы воздуха, чем достигается увеличение вертикальной тяги и уменьшается эрозионное воздействие горячей струи ТРД на ВПП. Подъемное устройство работает только на взлете и посадке и в силовой установке самолета используется в сочетании с маршевыми двигателями.

5. Комбинация подъемно-маршевого двигателя и эжекторного агрегата. Подъемно-маршевый двигатель ПМД на взлете изменяет вектор тяги только по направлению. Если отклоняющие сопла включить в систему эжектора, то наряду с поворотом вектора тяги будет иметь место и его увеличение.

6. Комбинация облегченного подъемного турбовинтового двигателя с убирающимися лопастями и эжекторной системой, расположенной за винтом в потоке отбрасываемого им воздуха (рис. 1.14, е). Питание активных сопел эжектора производится воздухом (газом), отбираемым от ТВД, от облегченных газогенераторов, либо от маршевых двигателей, наличие которых в такой силовой установке необходимо. На взлете и посадке вертикальная тяга создается воздушным винтом и эжекторной системой, в пассивный контур которой поступает поток с некоторой повышенной за винтом скоростью. На остальных участках полета горизонтальная тяга создается маршевыми двигателями (ТРД или ДТРД).

7. Комбинация подъемного турбовентилятора (ПТВ) с эжекторной системой (ПТВ с камерой смещения), активным потоком в которой является газ турбинного контура (ПТВ), а пассивным — воздух вентиляторного контура (рис. 1.14, ж).

Во всех описанных схемах подъемных силовых установок: при необходимости форсирования вертикальной тяги в газовых трактах активных контуров ЭУТ могут устанавливаться форсажные камеры (рис. 1.14, в);

для обеспечения достаточной потребной вертикальной тяги в случае отказа одного из газогенераторов на взлете (посадке) эжекторные агрегаты закольцовываются с двумя или несколькими газогенераторами;

для изменения вертикальной тяги подъемной силовой установки при постоянном режиме работы двигателей-газогенераторов может быть введено регулирование эжекторных агрегатов (степени диффузорности камеры смещения, углов выдува эжектирующих струй, углов установки решеток на выходе из эжекторного агрегата, а также положения входных створок в эжектор и др.).

1.8. НЕКОТОРЫЕ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТОВ ВВП С ЭЖЕКТОРНЫМИ УСИЛИТЕЛЯМИ ТЯГИ

Компоновки самолетов вертикального взлета и посадки с эжекторными агрегатами различных схем существенно отличаются друг от друга. Они зависят от назначения СВВП, взлетной массы, тяговооруженности, полезной (коммерческой) нагрузки, дальности полета, типа подъемного двигателя с ЭУТ.

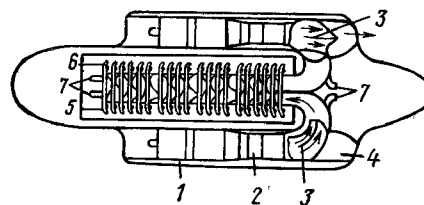


Рис. 1.15. Компоновка СУ с ЭУТ в гондоле самолета:

1—гондола; 2—ТРД; 3—газовый тракт активного потока с клапаном переключения; 4—реактивное сопло; 5—камера смещения; 6—сопла реактивного газа; 7—отбор газа к соплам управления

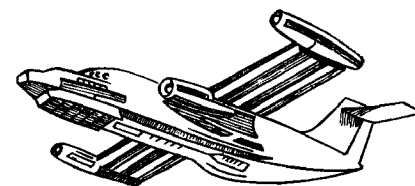


Рис. 1.16. Схема самолета с эжекторным крылом

Ранее уже приводилась компоновка силовой установки с ЭУТ с прямоугольной в плане камерой смещения экспериментального СВВП VZ-10 «Хаммингберд» (см. рис. 1.4), у которого эжекторный агрегат размещался в фюзеляже. Подобная компоновка ЭУТ в гондоле приведена на рис. 1.15. Здесь ЭУТ имеет ряды дискретных активных сопел, размещенных по всему сечению камеры смещения прямоугольной формы [55]. Активный газ подается от двух маршевых двигателей, расположенных по обе стороны эжекторного агрегата.

Существует компоновка транспортного СВВП с ЭУТ, размещенными в наплывах по бокам нижней части в фюзеляже.

Компоновка СВВП с ЭУТ, образованными секциями разрезных крыльев, показана на рис. 1.16. Характерной особенностью таких подъемных устройств является не только создание вертикальной

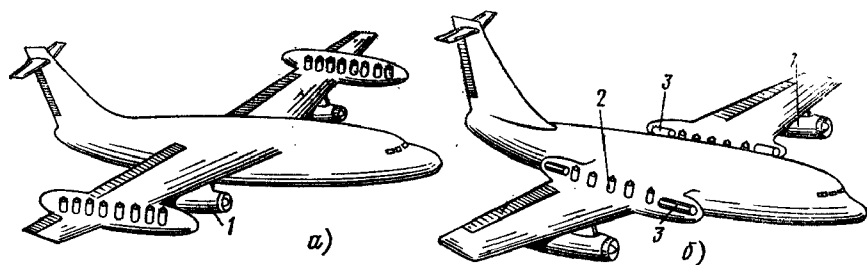


Рис. 1.17. Компоновки составных силовых установок с ЭУТ:

а — маршевые двигатели + ЭУТ; б — маршевые двигатели + газогенераторы + ЭУТ; 1 — маршевые двигатели; 2 — ЭУТ; 3 — газогенераторы

тяги, но и увеличение подъемной силы несущих поверхностей, а также одновременное управление вектором тяги на режимах взлета и посадки.

Компоновки составных силовых установок СВВП с эжекторными агрегатами усиления тяги с цилиндрическими камерами сме-

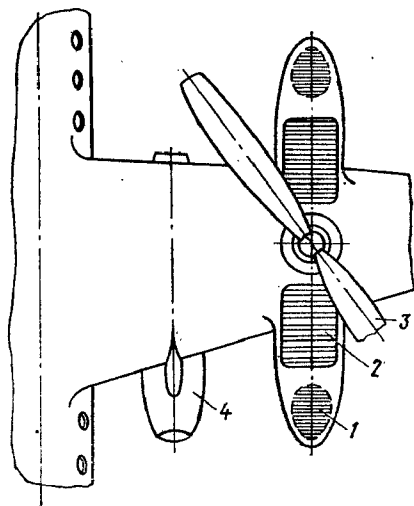
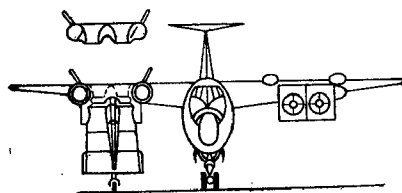


Рис. 1.18. Схема комбинированной силовой установки с ЭУТ, установленным в потоке за воздушным винтом:

1 — входное устройство газогенераторов ЭУТ; 2 — ЭУТ; 3 — подъемный ТВД; 4 — маршевый двигатель

Рис. 1.19. Схема ЭУТ с убирающимися секциями камеры смешения



шения приведены на рис. 1.17. При наличии двух или нескольких маршевых двигателей 1 эжекторные агрегаты 2 размещаются либо в утолщенной корневой части (рис. 1.17, б), либо в специальных гондолах (рис. 1.17, а). При этом система трубопроводов для подвода к ЭУТ активного газа является составной частью силового набора крыла. Если газогенераторами служат небольшие по раз-

мерам подъемные ТРД, компоновка силовой установки с ЭУТ может быть выполнена с минимальной длиной газового тракта. Для повышения давления на входе в эжектор силовая установка может быть снабжена воздушным винтом (рис. 1.18). Оси всех эжекторов в этих схемах имеют вертикальное расположение.

Для уменьшения габаритов ЭУТ в крейсерском режиме полета цилиндрическая камера смешения эжектора может телескопически складываться и закрываться специальными обтекателями (рис. 1.19).

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС В ЭЖЕКТОРНОМ УСИЛИТЕЛЕ ТЯГИ

2.1. ТЕРМОДИНАМИКА ПРОЦЕССОВ В ЭЖЕКТОРНОМ УСИЛИТЕЛЕ ТЯГИ

На рис. 2.1 в координатах i, T — S условно представлены термодинамические процессы в эжекторном усилителе тяги с цилиндрической камерой смешения и выходным диффузором в стендовых условиях ($v=0$):

1*—1—реальный процесс расширения активного (высоконапорного) газа в сопле;

H—2—реальный процесс расширения пассивного (низконапорного) газа в конфузорном входном устройстве.

Газы расширяются до уравнивания их статических давлений $p_1=p_2$:

2—3 } процессы смешения в цилиндрической камере до полного
1—3 } уравнивания параметров (p, T, w) полученной смеси.

Процесс смешения газа в цилиндрической камере происходит с повышением статического давления, т. е. $p_3 > p_1 = p_2$;

3—4—процесс сжатия (торможения) полученной смеси в выходном диффузоре до наружного противодавления, т. е. $p_4 = p_H$.

Рассмотрим характерные состояния полученной смеси (в параметрах заторможенного потока) в зависимости от наличия потерь:

3и'*—состояние смеси при идеальном, т. е. обратимом смешении без потерь во всех процессах и элементах эжектора.

Точка 3и'* лежит на прямой обратимого смешения «H—1*» и определяется по правилу рычага* обратно пропорционально массовым расходам активного и пассивного газа (т. е. коэффициенту эжекции):

$$\frac{G_2}{G_1} = n = \frac{3и'^* - 1^*}{H - 3и'^*}.$$

На рис. 2.1 представлены:

3и*—состояние смеси при обратимом (без потерь) смешении, но с учетом гидравлических потерь в соплах активного и пассивного газа;

3'*—состояние смеси с учетом потерь диффузии;

* Из условия сохранения неизменной энтропии системы и полной энергии газа (среднемассовой температуры).

3*—состояние смеси с учетом потерь диффузии, кинетической энергии и гидравлических потерь в камере смешения;

4*—состояние смеси с учетом всех потерь в ЭУТ, включая потери в выходном диффузоре.

На рис. 2.1 представлены приращения энтропии, соответствующие потерям в элементах ЭУТ, а именно: ΔS_0 —приращение энтропии, обусловленное гидравлическими потерями в соплах; ΔS_T —

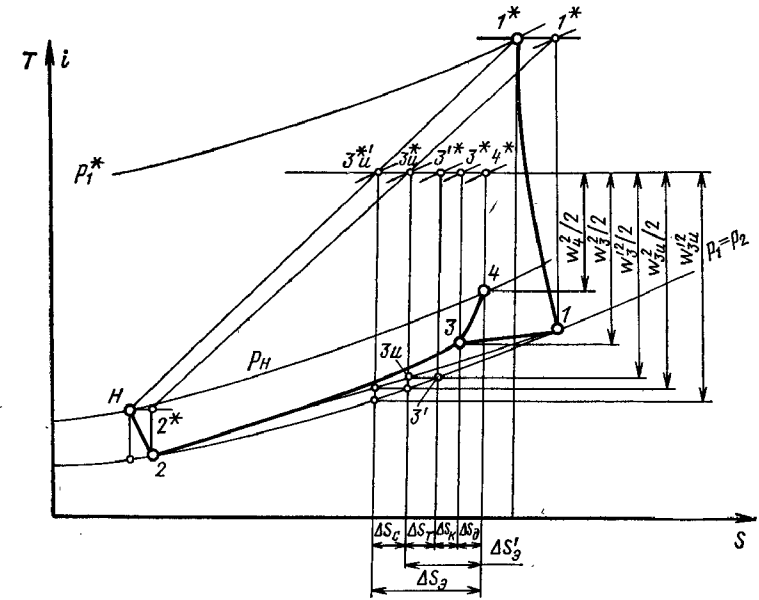


Рис. 2.1. Термодинамика процесса в эжекторе

приращение энтропии, обусловленное диффузией потоков в камере смешения; ΔS_K —приращение энтропии, обусловленное потерями на удар в камере смешения; ΔS_D —приращение энтропии, обусловленное гидравлическими потерями в диффузоре.

Наконец, на рис. 2.1 изображено в виде вертикальных отрезков кинетическая энергия полученной смеси на выходе из диффузора ЭУТ в зависимости от наличия потерь: $w_{3и}^2/2$ —кинетическая энергия 1 кг идеальной смеси на выходе из ЭУТ; $w_{3и}^2/2$ —кинетическая энергия 1 кг идеальной смеси на выходе из ЭУТ с учетом потерь в соплах; $w^2/2$ —кинетическая энергия 1 кг смеси на выходе из ЭУТ с учетом потерь в соплах и диффузии; $w_3^2/2$ —кинетическая энергия 1 кг смеси на выходе из ЭУТ с учетом потерь в соплах и в камере смешения; $w_4^2/2$ —кинетическая энергия 1 кг реальной смеси (с учетом всех потерь) на выходе из диффузора.

Заметим, что при отсутствии потерь на удар кинетическая энергия на выходе из камеры смешения ($p=\text{const}$) равна сумме кине-

тических энергий исходных потоков (на входе в камеру смешения), т. е.

$$\frac{w_3^2}{2} = \frac{\frac{w_1^2}{2} + n \frac{w_2^2}{2}}{1 + n}.$$

2.2. КЛАССИФИКАЦИЯ ПОТЕРЬ В ЭЖЕКТОРЕ

Потери в эжекторе подразделяются на: гидравлические (потери трения) во всех его конструктивных элементах: соплах (активного и пассивного газа), камере смешения, выходном диффузоре или реактивном сопле; диффузии; кинетической энергии или потери на удар. Потери диффузии на удар являются специфическими потерями, присущими процессу собственно смешения. В эжекторе они являются определяющими.

2.2.1. Потери диффузии

Потери диффузии связаны со смешением разнородных газов, имеющих различные термодинамические параметры (температуры, давления или газовые постоянные). Физическая их сущность определяется тем, что диффузия разнородных газов, расширение одного газа в объеме другого совершаются без производства полезной работы. Этот процесс происходит самопроизвольно, без принуждения, в то время как для обратного процесса — разделения газов — требуется затратить внешнюю работу. Поэтому процесс диффузии необратим. Докажем это. На рис. 2.2, а представлена схема смешения двух потоков газа. Пусть исходные потоки газа отличаются только своими термодинамическими температурами ($T_1 > T_2$). Параметры исходных потоков соответственно равны: p_1 ; T_1 ; G_1 ; C_{p1} и p_2 ; T_2 ; G_2 ; C_{p2} , причем $p_1 = p_2$; $C_{p1} = C_{p2}$; $V_1 = V_2$.

В результате полного смешения установится температура смеси:

$$T_3 = \frac{T_1 G_1 + T_2 G_2}{G_1 + G_2}.$$

Так как смешение происходит при постоянном давлении и физически очевидно, что $p_3 = p_1 = p_2 = p$, то не трудно определить изменение энтропии системы.

Увеличение энтропии холодного газа при подогреве (из-за теплообмена) равно $\Delta S_2 = C_p G_2 \ln T_3 / T_2$.

Убывание же энтропии горячего газа из-за его охлаждения (при смешивании) составит $\Delta S_1 = -C_p G_1 \ln T_3 / T_1$. Заметим, что $G_2 > G_1$, так как $G_2 / G_1 = T_1 / T_2 > 1$. Нетрудно видеть, что $|\Delta S_2| > |\Delta S_1|$, т. е. рост энтропии холодного газа больше убывания энтропии горячего газа. В итоге энтропия системы возрастает, так как $\Delta S = \Delta S_1 + \Delta S_2 > 0$.

На рис. 2.2, б, для случая $G_1 = G_2 = 1$ кг/с особенно наглядно показано, что процесс смешения потоков $p = \text{const}$ при отсутствии трения является необратимым. В результате обратимого смешения

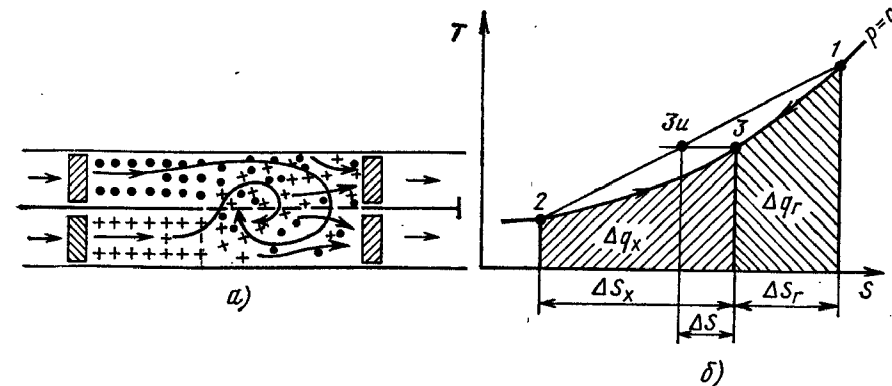


Рис. 2.2. Смешение потоков в эжекторе:

а—схема смешения; б—потери диффузии при смешении; ... высоконапорный газ; +++ низконапорный газ

давление смеси должно возрасти ($p_{3и} > p_1 = p_2$), что противоречит поставленному условию смешения. Следовательно, конечное состояние смеси определяется не точкой $3и$ на прямой смешения $1-2$, а точкой 3 , лежащей на изобаре $p = \text{const}$; причем для соблюдения равенства теплообмена $\Delta q_r = \Delta q_x$ обязательно $\Delta S_x > \Delta S_r$.

2.2.2. Потери кинетической энергии (потери на удар)

При смешении потоков с различными исходными скоростями, т. е. различными кинетическими энергиями, возникают потери, аналогичные тем, которые появляются при соударении неупругих шаров, движущихся также с различными скоростями.

Известно, что после удара неупругие шары продолжают двигаться совместно, но со скоростью меньшей, чем исходная большая скорость шара. Кинетическая энергия шаров после их соударения оказывается меньше сумм кинетических энергий шаров до соударения. Разность кинетических энергий до и после соударения представляет собой потерю на удар. Эта доля начальной (располагаемой) кинетической энергии расходуется на деформацию шаров при ударе, а также на нагрев материала шаров.

Аналогично при смешении потоков кинетическая энергия смеси меньше, чем сумма кинетических энергий исходных потоков, т. е.

$$G_3 \frac{w_3^2}{2} < G_1 \frac{w_1^2}{2} + G_2 \frac{w_2^2}{2}. \quad (2.1)$$

Уменьшение кинетической энергии смеси расходуется на ее подогрев.

Отношение кинетической энергии смешанного потока к сумме кинетических энергий исходных потоков назовем к.п.д. смешения.

Таким образом,

$$\eta_{см} = \frac{G_3 w_3^2}{G_1 w_1^2 + G_2 w_2^2}. \quad (2.2)$$

Итак, первопричиной потерь кинетической энергии ($\eta_{см} < 1,0$) является различие в скоростях потоков до смешения, т. е. неравенство скоростей $w_2 \neq w_1$ или $x = w_2/w_1 < 1,0$.

К.п.д. смешения цилиндрической камеры

Выведем к.п.д. смешения цилиндрической камеры. Имеем

$$\eta_{см} = \frac{G_3 w_3^2}{G_1 w_1^2 + G_2 w_2^2}.$$

Из уравнения расхода $G_3 = G_1 + G_2$ найдем

$$Q_3 w_3 f_3 = Q_1 w_1 f_1 + Q_2 w_2 f_2.$$

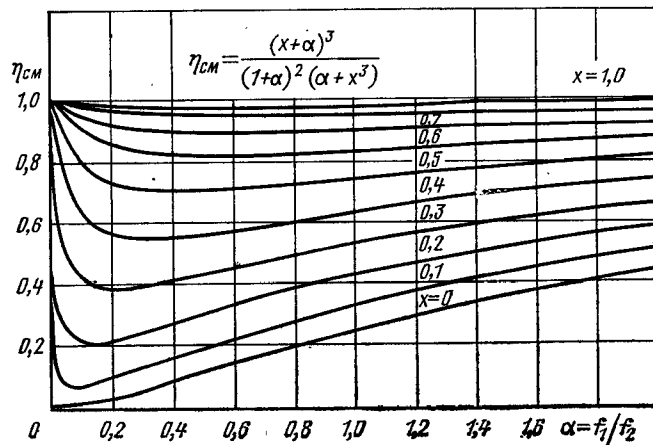


Рис. 2.3. Влияние отношения скоростей $x = w_2/w_1$ и площадей $\alpha = f_1/f_2$ на к.п.д. смешения в цилиндрической камере

Пусть $Q_1 = Q_2 = Q_3 = Q$; тогда найдем

$$w_3 = \frac{w_1 f_1 + w_2 f_2}{f_1 + f_2} = w_1 \frac{(a + x)}{(a + 1)}.$$

Подставив в уравнение (2.2) эти значения G_3 и w_3 , получим после простых преобразований

$$\eta_{см} = \frac{(f_1 + f_2) w_3^2}{f_1 w_1^2 + f_2 w_2^2} = \frac{(a + x)^3}{(1 + a)^2 (a + x^3)}, \quad (2.3)$$

где $a = f_1/f_2$ и $x = w_2/w_1$.

Итак, к.п.д. смешения цилиндрической камеры зависит от отношения скоростей исходных потоков (x) и относительной площади эжектора (α). С ростом x (до 1) к.п.д. смешения непрерывно растет, устремляясь к 1.

Рассмотрим некоторые частные случаи: пусть $x = 1$, тогда $\eta_{см} = 1$ (отсутствуют потери на удар); пусть $a = \infty$, тогда $\eta_{см} = 1$ (отсутствует эжекция); пусть $a = 0$, тогда $\eta_{см} = 1$ (отсутствует смешение). При $a = x = 0$ находим $\eta_{см} = 0$.

На рис. 2.3 представлена номограмма зависимости $\eta_{см} = f(x, \alpha)$.

2.2.3. Потери в соплах

Потери в соплах детально изучены применительно к двигателям, турбомашинам, струйным аппаратам различного назначения и класса. Они учитываются коэффициентом скорости φ , который равен отношению действительной скорости истечения из сопла к адиабатической

$$\varphi = w/w_{ад}.$$

Для хорошо выполненных сопел круглого сечения в области больших чисел Re ($> 10^6$) коэффициент $\varphi = 0,985 \dots 0,99$.

2.2.4. Потери трения в камере смешения

Потери трения в цилиндрической камере смешения, как в трубе, хорошо изучены и определяются либо в долях кинетической энергии потока, либо в виде выражения силы поверхностного трения. Сила поверхностного трения пропорциональна коэффициенту поверхностного трения λ , относительной длине камеры смешения l/d , скоростному напору потока $\rho w^2/2$, а также площади поперечного сечения канала (трубы) f , т. е.

$$P_r = \lambda \frac{l}{d} \rho \frac{w_3^2}{2} f_3. \quad (2.4)$$

2.2.5. Потери в диффузоре эжектора

Мы уже отметили, что эжекторные усилители тяги СВВП часто имеют на выхлопе диффузорное устройство, использование которого увеличивает коэффициент эжекции и тягу двигателя. Диффузор ЭУТ самолета ВВП обычно имеет вид щели прямоугольного сечения.

Многочисленные исследования таких диффузоров, выполненные Демокрисом, Ридом, Муром и Клайдом, Гибсоном, Брауном и др., показали, что потери в них в значительной степени определяются углом раскрытия диффузора (φ). Обобщенные результаты этих экспериментов позволили вывести полуэмпирическую формулу к.п.д. диффузора:

$$\eta_{диф} = 0,95 - 0,7 \sin^2 \varphi. \quad (2.5)$$

С увеличением угла раскрытия диффузора возрастает вероятность отрыва потока от стенок диффузора и к.п.д. его падает.

График к.п.д. диффузора изображен на рис. 2.4.

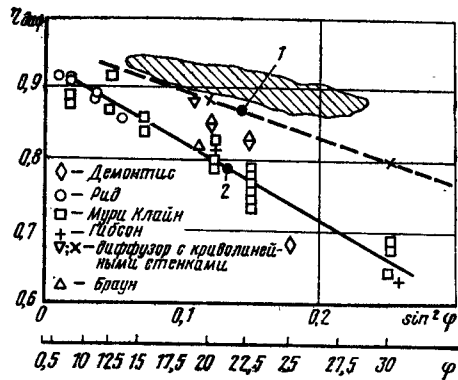


Рис. 2.4. Влияние угла раскрытия диффузора на его к.п.д.:

1 — криволинейные стенки; 2 — прямые стенки

Заметим, что гидравлические потери во всех элементах эжектора удобно оценить единым критерием — коэффициентом восстановления полного давления, σ_i^* .

2.3. ВЛИЯНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ГАЗА В ВЫХОДНОМ СЕЧЕНИИ ЭЖЕКТОРА НА ЕГО ЭФФЕКТИВНОСТЬ

Эффективность эжекторного усилителя тяги — его тяга $R_э$, степень повышения давления низконапорного газа $\pi_э$, коэффициент эжекции n , к.п.д. $\eta_э$ — существенно зависят от равномерности распределения параметров газа в выходном сечении эжектора. Чем полнее смешение потока газа и выравнивание параметров полученной смеси, чем равномернее профили полей скоростей, полных давлений и полных температур на выходе из эжектора, тем эффективней работа эжектора, выше его показатели ($R_э$, $\pi_э$, n , $\eta_э$). Рассмотрим эти вопросы подробнее.

Для простоты рассуждения будем полагать:

отсутствие трения в камере смешения ($L_r = 0$);

постоянство сечений камеры смешения ($f = \text{const}$);

постоянство распределения статического давления по сечению ($p = \text{const}$).

Рассмотрим два характерных случая:

1) неравномерность определяется только полем скоростей;

2) неравномерность определяется ступенчатым полем полных температур.

2.3.1. Неравномерность поля скоростей

В первом случае будем полагать, что поле температур и, следовательно, плотностей равномерно.

Введем следующие понятия:

средней скорости (по расходу)

$$w_G = \int w df / f; \quad (2.6)$$

средней квадратичной скорости (по импульсу)

$$w_J = \int w^2 df / f; \quad (2.7)$$

средней кубической скорости (по кинетической энергии)

$$w_K = \int w^3 df / f. \quad (2.8)$$

Введем также понятие коэффициента неравномерности импульса

$$\tau_J = \frac{\int w^2 df / f}{(\int w df / f)^2} = (w_J / w_G)^2 \quad (2.9)$$

и кинетической энергии

$$\tau_K = \frac{\int w^3 df / f}{(\int w df / f)^3} = (w_K / w_G)^3. \quad (2.10)$$

Напишем уравнение полного импульса для неравномерного течения в цилиндрической трубе

$$\int w dG + pf = \text{const} \text{ или } \rho f \int w^2 df / f + pf = \text{const}. \quad (2.11)$$

Заменим в (2.11) среднеквадратичную скорость через среднерасходную из (2.9).

$$\text{Тогда получим } \tau_J G w_G + pf = \text{const}. \quad (2.12)$$

Известно, что при выравнивании профиля скоростей коэффициент неравномерности импульса смеси τ_J уменьшается, стремясь к 1; следовательно, количество движения смешанного потока уменьшается, а статическое давление газа вдоль оси камеры смешения растет.

Итак, выравнивание неравномерности потока (по скорости) в цилиндрической трубе приводит к повышению статического давления.

Напишем теперь уравнение энергии для неравномерного течения газа в цилиндрической трубе

$$Gi^* = Gi + \frac{1}{2} \int w^2 dG = \text{const}, \quad (2.13)$$

или

$$Gi^* = Gi + \frac{f \rho}{2} \int w^3 \frac{df}{f},$$

или, заменив среднекубическую скорость из (2.10), получим

$$Gi^* = Gi + \tau_k G \frac{w_G^2}{2} = \text{const.} \quad (2.14)$$

Так как при выравнивании течения в цилиндрической трубе коэффициент неравномерности кинетической энергии τ_k непрерывно убывает, то кинетическая энергия потока также убывает, энтальпия же потока (а также температура газа) растет. Процесс выравнивания течения в цилиндрической трубе является типично необратимым процессом. В нем энтропия смеси растет, давление и температура смешанного потока также растут.

Процесс выравнивания параметров смеси в эжекторе является необходимым и полезным; он повышает эффективность эжектора. Это представлено на рис. 2.5. По мере повышения степени выравнивания профиля скорости (например, путем удлинения камеры смешения) при неизменном наружном противодавлении ($p_n = c$) растет разрежение на входе в камеру смешения ($p_2' < p_2$). Это существенно увеличивает коэффициент эжекции из-за роста скорости втекания пассивного газа (w_2). И хотя кинетическая энергия на выходе из эжектора уменьшается (как это показано выше), тяга эжектора растет вследствие преобладающего влияния роста коэффициента эжекции.

Рис. 2.5. Влияние выравнивания профиля скоростей на эффективность эжектора

2.3.2. Неравномерность поля температур

Во втором случае полные температуры исходных потоков равны T_1^* и T_2^* . Пусть $T_2^*/T_1^* = \vartheta^* < 1,0$. Ступенчатость поля порных температур при условии $p_1 = p_2$ порождает ступенчатость поля скоростей.

При полном смешении потоков и выравнивании поля полных температур на выходе из камеры смешения осредненная температура смешанного потока будет равна

$$T_{cp}^* = \frac{T_1^* + nT_2^*}{1+n} = T_1^* \frac{(1+n\vartheta^*)}{(1+n)}. \quad (2.15)$$

Нетрудно убедиться в том, что выравнивание поля полных температур заметно увеличивает тягу ЭУТ. Действительно, скорость истечения из реактивного сопла (или выходного диффузора) пропорциональна $\sqrt{T^*}$. Следовательно, при раздельном истечении

$$w_1 \sim \sqrt{T_1^*}; w_2 \sim \sqrt{T_2^*}; \text{ при полном смешении: } w_{cp} \sim \sqrt{T_{cp}^*} = \sqrt{T_1^* \frac{(1+n\vartheta^*)}{(1+n)}}.$$

Тогда отношение тяг при полном смешении и раздельном истечении (без смешения) будет

$$\frac{R_{cm}}{R} = K_y = \frac{(1+n) w_{4(cm)}}{w_{4(1)} + n w_{4(2)}} \quad (2.16)$$

$$K_y = \frac{\sqrt{(1+n)(1+n\vartheta^*)}}{1+n\sqrt{\vartheta^*}}.$$

или

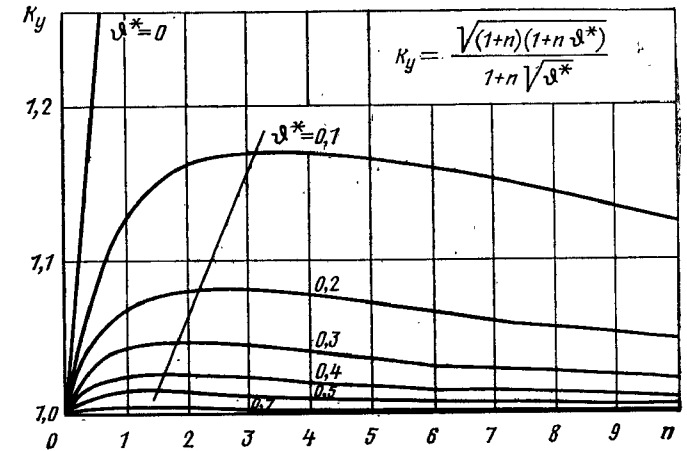


Рис. 2.6. Влияние n и ϑ^* на увеличение тяги эжектора при полном смешении

На рис. 2.6 представлено влияние n и ϑ^* на увеличение тяги ЭУТ при полном смешении.

Следует еще раз подчеркнуть, что процесс выравнивания полей полных температур и скоростей является необратимым. Он сопровождается увеличением энтропии, статического давления вдоль камеры, ростом коэффициента эжекции и, следовательно, дополнительным тягоусилением по сравнению с (2.16).

2.4. КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭЖЕКТОРНОГО УСИЛИТЕЛЯ ТЯГИ

Основными критериями эффективности эжекторного усилителя тяги являются:

- коэффициент тягоусиления K_y ;
- коэффициент восстановления полного давления σ_a^* ;
- коэффициент полезного действия η_a^* ;
- коэффициент повышения давления низконапорного (пассивного) газа π_a^* ;
- коэффициент эжекции n .

Существуют и другие, вспомогательные или частные критерии эффективности, например: кинетическая энергия на выходе из ЭУТ, к.п.д. энергообмена и т. д.; мы будем их вводить по мере надобности.

2.4.1. Коэффициент тягоусиления

Мы уже отметили, что коэффициент тягоусиления является главным критерием эффективности ЭУТ, вытекающим из его назначения. Он представляет собой отношение тяги ГТД с эжекторным усилителем тяги R_y к тяге исходного двигателя R_0 , т. е.

$$K_y = R_y / R_0. \quad (2.17)$$

Для стенда ($v=0$) имеем $R_0 = G_1 w_1$ и $R_y = (G_1 + G_2) w_4$.

Тогда
$$K_y = \frac{(G_1 + G_2)}{G_1} \frac{w_4}{w_1} = (1 + n) \frac{w_4}{w_1}, \quad (2.18)$$

где w_1 ; w_4 — скорости истечения соответственно из сопла исходного двигателя и из сопла (диффузора) ЭУТ; n — коэффициент эжекции.

Для полета ($v > 0$) — $R_0 = G_1 (w_1 - v)$ и $R_y = (G_1 + G_2) (w_4 - v)$.

Тогда
$$K_y = (1 + n) \frac{(w_4 - v)}{(w_1 - v)}. \quad (2.19)$$

2.4.2. Коэффициент восстановления давления

Коэффициентом восстановления давления называют отношение полного давления на выходе из ЭУТ с учетом потерь к полному давлению на выходе из ЭУТ для идеального процесса смешения (без учета потерь) во всех элементах эжектора

$$\sigma_s^* = p_4^* / p_{3и}^* = \pi_s^* / \pi_{3и}^*. \quad (2.20)$$

Этот коэффициент можно представить как произведение коэффициентов восстановления давления во всех элементах и процессах ЭУТ:

$$\sigma_s^* = \sigma_T^* \sigma_K^* \sigma_C^* \sigma_{к.см}^* \sigma_d^*, \quad (2.21)$$

где σ_C^* — коэффициент восстановления давления в конфузоре воздушозаборника пассивного газа; $\sigma_{к.см}^*$ — то же, в камере смешения; σ_d^* — то же, в диффузоре; σ_T^* — коэффициент восстановления давления диффузии; σ_K^* — то же, потери на удар (кинетической энергии).

2.4.3. К.п.д. эжектора

Существует множество определений и понятий к.п.д. эжектора (частных и общих). Однако в любой принятой системе к.п.д. должны представлять собой отношение одних и тех же энергетических

* Потери полного давления в сопле активного газа обычно учитываются при определении тяги исходного ГТД.

параметров эффективности (например, кинетической энергии на выходе из эжектора, адиабатической работы сжатия и т. д.), рассматриваемых для двух случаев: наличия и отсутствия термогазодинамических потерь. Если при определении какого-либо к.п.д. учитываются не все виды потерь, то такой к.п.д. является частным (а не общим), он характеризует термогазодинамическое совершенство не всего эжектора, а только его части, например, камеры смешения, или отдельно взятого процесса сжатия низконапорного газа и т. д.

Нельзя, например, сравнивать кинетическую энергию смеси (на выходе из диффузора ЭУТ) с кинетической энергией исходного ТРД без установленного эжектора [1]. Это приводит к значительным погрешностям и лишению энергетического смысла.

Общий к. п. д. эжектора η_s^* . Общим к. п. д. эжектора показывают отношение кинетической энергии на выходе из эжекторного усилителя тяги (диффузора, реактивного сопла) с учетом всех потерь к кинетической энергии на выходе из эжектора при их отсутствии. Он равен

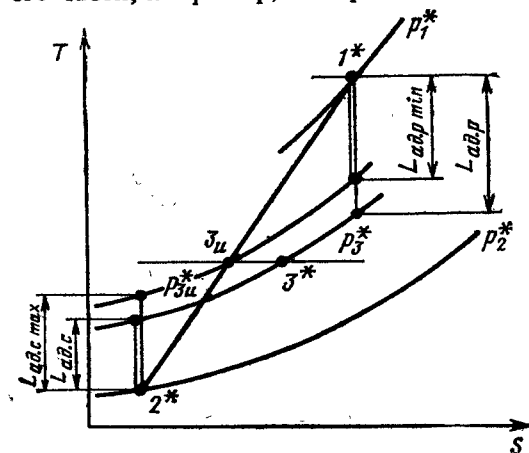


Рис. 2.7. К определению к.п.д. сжатия и расширения эжектора

$$\eta_s^* = \frac{w_4^2/2}{w_{3и}^2/2}, \quad (2.22)$$

где η_s^* — оценивает термогазодинамическое совершенство ЭУТ в целом.

К.п.д. смешения. Если к.п.д. эжектора учитывает только потери на удар в камере смешения, он называется к.п.д. смешения

$$\eta_{см} = \frac{(1 + n) w_3^2}{w_1^2 + n w_2^2}.$$

К.п.д. смешения является частным к.п.д. эжектора, он оценивает газодинамическое совершенство протекания процесса собственно смешения.

Частные к.п.д. эжектора (рис. 2.7). В качестве частных к.п.д. атмосферного эжектора рассмотрим к.п.д. сжатия низконапорного газа, к.п.д. расширения высоконапорного газа, к.п.д. энергообмена.

К.п.д. сжатия эжектора. Под к.п.д. сжатия низконапорного газа эжектора следует понимать отношение адиабатической работы

сжатия низконапорного газа, определенной по действительному давлению на выходе из эжектора к максимальной адиабатической работе сжатия, определенной по давлению при отсутствии потерь, т. е.

$$\eta_{с(э)} = \frac{L_{ал.с}}{L_{ал.с \max}} = \frac{(p_4^*/\bar{p}_2)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{(p_{3и}^*/\bar{p}_2)^{\frac{k-1}{k}} - 1} \quad (2.23)$$

К.п.д. расширения эжектора. Под к.п.д. расширения высоконапорного газа эжектора следует понимать отношение минимальной адиабатической работы расширения высоконапорного газа, определенной по давлению на выходе из эжектора без потерь к адиабатической работе расширения газа, определенной по действительному давлению на выходе из эжектора, т. е.

$$\eta_{р(э)} = \frac{L_{ал.р \min}}{L_{ал.р}} = \frac{1 - (p_{3и}^*/p_1^*)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - (p_4^*/p_1^*)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (2.24)$$

Удобство пользования частными к.п.д. ($\eta_{с(э)}$, $\eta_{р(э)}$) состоит в их простоте определения. Для их расчета достаточно знать четыре давления (p_1^* , p_2^* , p_4^* и $p_{3и}^*$).

К.п.д. энергообмена. Под к.п.д. энергообмена, оценивающим термогазодинамическое совершенство протекания процессов сжатия низконапорного газа и расширения высоконапорного газа в эжекторе, следует понимать произведение частных к.п.д. сжатия и расширения, т. е.

$$\eta_{II} = \eta_{с(э)} \eta_{р(э)} = \frac{L_{ал.с}}{L_{ал.с \max}} \frac{L_{ал.р \min}}{L_{ал.р}} \quad (2.25)$$

2.4.4. Связь между основными критериями потерь в атмосферном ЭУТ

Найдем связь между основными критериями потерь в атмосферном эжекторе: к.п.д. ($\eta_{э}^*$), коэффициентом восстановления давления ($\sigma_{э}^*$), приращением энтропии ($\Delta S_{э}$) (рис. 2.8).

Преобразуем выражение общего к.п.д. эжектора $\eta_{э} = \omega_4^2/\omega_{3и}^2$ или

$$\eta_{э}^* = \frac{\sqrt{2C_p T_4^* \left[1 - \left(\frac{p_n}{p_4^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}}{\sqrt{2C_p T_{3и}^* \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_{3и}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}} \quad (2.26)$$

Полагая, что $T_4^* = T_{3и}^* = T_3^*$, и заменив $p_4^* = p_3^* \sigma_{э}^*$; $p_2/p_n = \bar{p}_2$; $p_4^*/p_{3и}^* = \sigma_{э}^*$,

найдем

$$\eta_{э}^* = \sqrt{\frac{1 - (1/\sigma_{э}^*)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(\frac{1}{\sigma_{э}^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} (\bar{p}_2)^{\frac{k-1}{k}}}} \quad (2.27)$$

где $p_3^* = p_4^*/p_n > 1$; $\sigma_{э}^* < 1$; $\bar{p}_2 < 1$.

Чем больше полное давление в диффузоре эжектора p_3^* , меньше разрежение в эжекторе (т. е. больше отношение p_2/p_n), меньше потери полного давления в элементах эжектора (т. е. больше $\sigma_{э}^*$), тем выше к. п. д. эжектора $\eta_{э}^*$.

Из выражения приращения энтропии в изотермическом процессе 3и*—4 найдем

$$\Delta S_{э} = -R \ln \frac{1}{\sigma_{э}^*} \quad (2.28)$$

где $\sigma_{э}^*$ — суммарный коэффициент восстановления полного давления, учитывающий потери на удар, диффузию, потери в соплах, камере смешения и в диффузоре; $\Delta S_{э}$ — суммарное приращение энтропии, учитывающее ее приращение, обусловленное потерями на удар, диффузию, в соплах и в диффузоре.

Связь между параметрами $\eta_{э}^*$, $\sigma_{э}^*$, \bar{p}_2 и p_3^* представлена на рис. 2.9.

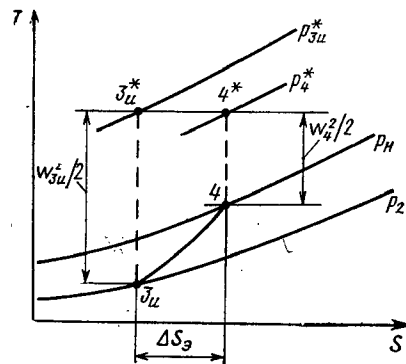


Рис. 2.8. К определению связи между $\eta_{э}^*$ и $\sigma_{э}^*$

2.4.5. Степень повышения давления низконапорного газа в ЭУТ

Степень повышения давления низконапорного газа в эжекторе определяется:

в параметрических расчетах (когда неизвестна геометрия эжектора) по формуле

$$\pi_{э}^* = \frac{p_4^*}{p_n} = \frac{\sqrt{(1+n)(1+n\theta^*)}}{q(\lambda_3) \left[\frac{1}{\pi_0 q(\lambda_1)} + \frac{n\sqrt{\theta^*}}{q(\lambda_2)} \right]} \sigma_{с\sigma_n}^* \quad (2.29)$$

при известных соотношениях площадей цилиндрической камеры смешения по формуле

$$\pi_{э}^* = \frac{p_4^*}{p_n} = \frac{\sqrt{(1+n)(1+n\theta^*)} q(\lambda_1)}{q(\lambda_3) \left(1 + \frac{1}{\alpha} \right)} \sigma_{с\sigma_n}^* \quad (2.30)$$

Для случая обратимого смешения

$$\pi_{э}^* = \pi_0^{1+n} \left[\frac{1+n}{1+n} \cdot \frac{1}{\frac{n}{n+1}} \right]^{\frac{n}{n+1}} \quad (2.31)$$

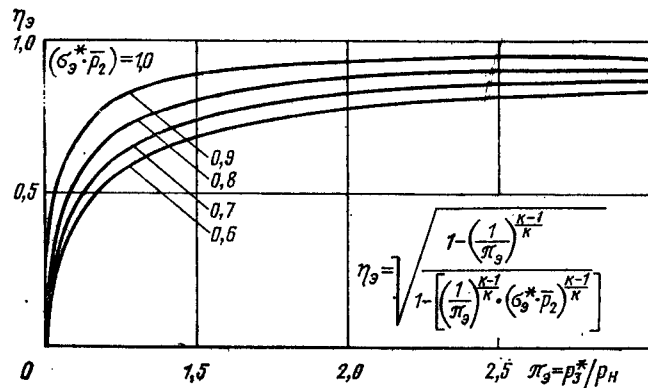


Рис. 2.9. Соотношение между критериями эффективности эжектора $\eta_{э}^*$, $\pi_{э}$ и $\sigma_{э}^*$

2.5. ОСНОВНЫЕ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ УРАВНЕНИЯ ДЛЯ ПРОЦЕССА СМЕШЕНИЯ В КАНАЛЕ (ТРУБЕ) ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ (ОБЩИЙ СЛУЧАЙ)

Напишем основные термогазодинамические уравнения для процесса смешения потоков газа в канале постоянного сечения с учетом потерь и неравномерности распределения параметров в поперечном сечении.

Основные допущения:

1. Стационарность течения.
2. Отсутствие химических реакций.
3. Постоянство распределения статического давления в поперечном сечении.
4. Отсутствие скачков уплотнения (дозвуковые течения).
5. Отсутствие теплообмена с внешней средой.

Уравнение расхода

$$G_3 = G_1 + G_2 \quad \text{или} \quad \int_{f_3} \rho_3 w_3 df = \int_{f_1} \rho_1 w_1 df + \int_{f_2} \rho_2 w_2 df. \quad (2.32)$$

Уравнение импульсов

$$(G_1 w_1 + p_1 f_1) + (G_2 w_2 + p_2 f_2) = (G_3 w_3 + p_3 f_3) + P,$$

или

$$\left(\int_{f_1} \rho_1 w_1^2 df + p_1 f_1 \right) + \left(\int_{f_2} \rho_2 w_2^2 df + p_2 f_2 \right) = \int_{f_3} \frac{\rho_3 w_3^2}{2} (2 + \lambda dl/l) df + p_3 f_3. \quad (2.33)$$

Уравнение энергии

$$G_1 i_1^* + G_2 i_2^* = G_3 i_3^*$$

или

$$\int_{G_1} i_1^* dG + \int_{G_2} i_2^* dG = \int_{G_3} i_3^* dG. \quad (2.34)$$

2.6. СРАВНЕНИЕ ЭЖЕКТОРА СО СВОБОДНЫМ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРОМ

Принцип присоединения дополнительной массы рабочего тела (воздуха, газа) к высоконапорной (активной) струе, вытекающей из двигателя, для увеличения его тяги общеизвестен [28].

Существуют различные способы передачи энергии присоединяемой массе (рис. 2.10):

передачи механической энергии через «свободный» турбовентилятор;

непосредственного контакта высоко- и низконапорных струй газа в эжекторе;

передачи тепловой энергии от горячего газа к холодному воздуху с помощью теплообменных устройств (например, регенератора тепла).

В первых двух способах энергообмена рабочие процессы термодинамически эквивалентны, если двухконтурный ТРД (как комбинация ТРД и свободного турбовентилятора) снабжен камерой смешения.

В самом деле, суммарный процесс в эжекторе и в свободном турбовентиляторе состоит из трех составляющих процессов:

сжатия низконапорного воздуха (в вентиляторе ДТРД и пассивном потоке эжектора);

расширения высоконапорного газа (в турбине вентилятора ДТРД и в активном потоке эжектора);

теплообмена для уравнивания полной температуры газа при равных полных давлениях в камерах смешения ДТРД и эжектора.

Известно, что удельная тяга двухконтурного ТРД при заданном значении свободной энергии (исходного ТРД) достигает максимума в случае ДТРД, снабженного камерой смешения при равных полных давлениях воздуха (за вентилятором) и газа (за турбиной вентилятора). В этом случае удельная тяга ДТРД со смешением потоков оказывается на 1,5...2% выше, чем у оптимального ДТРД с раздельным истечением газа.

Аналогично у идеального ЭУТ тяга достигает максимума при уравнивании полных давлений и температур газа на выходе из камеры смешения эжектора.

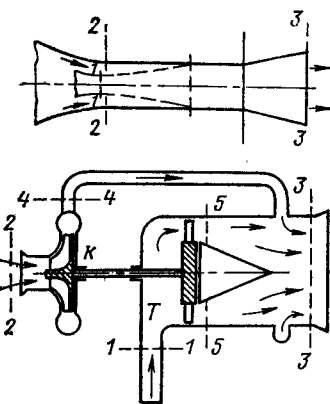


Рис. 2.10. Сравнение эжектора и свободного турбовентилятора

МЕТОДЫ РАСЧЕТА ЭУТ

3.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ, ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ И ДОПУЩЕНИЯ

Поступательное установившееся движение потока газа в канале заданной геометрии $F=F(l)$ может быть охарактеризовано четырьмя газодинамическими параметрами, например, скоростью потока w и любыми двумя из трех величин p , q и T , связанных уравнением состояния. В качестве указанных независимых характеристик можно выбрать и другие величины, такие как расход газа G , энтальпия i^* , импульс J и площадь поперечного сечения канала F .

При расчете атмосферных эжекторных усилителей тяги рассматриваются две основные задачи:

1) при заданных параметрах торможения входящих потоков p_1^* , p_2^* , T_1^* , T_2^* , площади сечений F_1 , F_2 , F_3 и давлении в среде p_n , в которую происходит истечение смешанного потока, определяются параметры на выходе из ЭУТ и выходной импульс J . С такой постановкой задачи встречаются при выполнении поверочных расчетов и проведении параметрических исследований ЭУТ;

2) при заданных параметрах торможения входящих потоков p_1^* , p_2^* , T_1^* , T_2^* , давлении в среде p_n , в которую происходит истечение смешанного потока, и площади сечения активного потока F_1 определяются геометрические характеристики ЭУТ (в том числе площади сечений пассивного и смешанного потоков F_2 и F_3) из условия получения заданного импульса J . При такой постановке задачи выполняются проектировочные исследования ЭУТ.

Большинство существующих методов расчета газовых эжекторов основываются на результатах исследований, начатых учеными ЦАГИ под руководством С. А. Христиановича в 1944 г. [30, 40, 41, 42] с использованием преобразований уравнений одномерных газовых потоков, введенных Б. М. Киселевым [26].

В основу этих методов [1, 15, 32, 33, 47] положены уравнения неразрывности, энергии и количества движения

$$G_1 + G_2 = G_3; \quad (3.1)$$

$$G_1 T_1^* + G_2 T_2^* = G_3 T_3^*; \quad (3.2)$$

$$G_1 \sqrt{T_1^*} z(\lambda_1) + G_2 \sqrt{T_2^*} z(\lambda_2) = G_3 \sqrt{T_3^*} z(\lambda_3) \quad (3.3)$$

с привлечением соотношений, учитывающих геометрию камеры смешения

$$\frac{G_1 \sqrt{T_1^*}}{p_1^* q(\lambda_1)} + \frac{G_2 \sqrt{T_2^*}}{p_2^* q(\lambda_2)} = \frac{G_3 \sqrt{T_3^*}}{p_3^* q(\lambda_3)} \quad (3.4)$$

и дополнительных условий связи параметров, характеризующих условия работы эжекторов. В случае атмосферного ЭУТ такими условиями являются:

равенство статических давлений активного и пассивного потоков во входном сечении камеры смешения

$$p_1 = p_2; \quad (3.5)$$

равенство статического давления смешанного потока давлению окружающей среды

$$p_3 = p_n. \quad (3.6)$$

Условие равенства статических давлений активного и пассивного потоков во входном сечении камеры смешения при дозвуковом и звуковом течении активного потока является хорошо проверенным экспериментальным фактом.

Используя условия (3.5) и (3.6), получим

$$p_1^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_1^2\right)^{\frac{k}{k-1}} = p_2^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_2^2\right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$p_3^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_3^2\right)^{\frac{k}{k-1}} = p_n,$$

$$\text{или} \quad \Pi(\lambda_1) = \frac{1}{\pi_0} \Pi(\lambda_2); \quad (3.7)$$

$$\Pi(\lambda_3) = p_n / p_3^*. \quad (3.8)$$

Для атмосферного эжектора при $\sigma_{\text{вх}(n)}^* = 1,0$; $p_n = p_2^*$, тогда $\Pi(\lambda_3) = 1/\pi_0$. При установке диффузора на выходе из камеры смешения будут учитываться условия $F_4 = \bar{f} F_3$; $p_4^* = p_3^* \sigma_{\text{диф}}^*$.

Обе задачи решаются на основе уравнений (3.1...3.6) в одномерной постановке с рядом допущений, основными из которых являются следующие:

процессы течения и смешения газов в эжекторном усилителе тяги стационарны;

исходные потоки газа однородны и одинаковы по своему химическому составу, т. е. у них одинаковы газовые постоянные $R_1 = R_2 = R_3 = R$, а также одинаковы теплоемкости и показатели адиабат $c_{p1} = c_{p2} = c_{p3} = c_p$; $k_1 = k_2 = k_3 = k$;

теплоемкости газов не зависят от температуры;

теплопередача через стенки камеры смешения отсутствует;

на входе в камеру смешения параметры потоков равномерно распределены по поперечным сечениям: начальные неравномерности активного и пассивного потоков оцениваются в 1,0...1,5%. Степени неравномерности полей параметров на срезе камеры смешения,

ЭУТ существенно отличаются от 1,0, что зависит от геометрии камеры смешения, характеристик выдува активного потока, степени турбулентности и других факторов. Поэтому поток в выходном сечении ЭУТ характеризуется величинами осредненных параметров.

3.2. АНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД РАСЧЕТА

3.2.1. Общий случай

Аналитический метод расчета [1] сводится к приближенному решению системы уравнений (3.1) ... (3.4), позволяющему получить основное уравнение эжекции

$$\sqrt{(n+1)(n\vartheta+1)} z(\lambda_3) = z(\lambda_1) + n\sqrt{\vartheta} z(\lambda_2). \quad (3.9)$$

В частном случае при $\vartheta=1$, когда $T_1^* = T_2^*$, имеем

$$(n+1) z(\lambda_3) = z(\lambda_1) + n z(\lambda_2). \quad (3.10)$$

Расчет ЭУТ проводится в следующей последовательности.

По заданным начальным параметрам активного газа определяется приведенная скорость λ_1 .

По уравнению (3.7) находится величина λ_2 .

Значение коэффициента эжекции рассчитывается с помощью газодинамических функций по соотношениям

$$n = \frac{G_2}{G_1} = \frac{p_2^* F_2 q(\lambda_2) \sqrt{T_1^*}}{p_1^* F_1 q(\lambda_1) \sqrt{T_2^*}}$$

$$\text{или} \quad n = \frac{1}{\pi_0 \alpha \sqrt{\vartheta}} \frac{q(\lambda_2)}{q(\lambda_1)}, \quad (3.11)$$

в которых расход газа выражается в виде

$$G = m \frac{p^* F q(\lambda)}{\sqrt{T^*}} \quad (3.12)$$

и величина коэффициента m , зависящая от k и R , одинакова для активного и пассивного потоков.

По найденным λ_1 , λ_2 и n можно определить газодинамическую функцию $z(\lambda_3) = \lambda_3 + \frac{1}{\lambda_3}$, используя уравнение (3.9) или (3.10) и таблицы газодинамических функций.

Полная температура смешанного потока находится из уравнения (3.2)

$$T_3^* = T_1^* \frac{n\vartheta + 1}{n + 1}. \quad (3.13)$$

Полное давление смешанного потока определяется из уравнения расхода (3.1) с использованием соотношения (3.12)

$$\frac{p_3^*}{p_1^*} \sqrt{\frac{T_1^*}{T_3^*}} \frac{F_3}{F_1} \frac{q(\lambda_3)}{q(\lambda_1)} = n + 1. \quad (3.14)$$

Степень сжатия эжектора при этом равна

$$\pi_3 = \frac{\sqrt{(n+1)(1+n\vartheta)}}{1 + \frac{1}{\alpha}} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_3)}. \quad (3.15)$$

В случае установки идеального диффузора уравнение (3.15) принимает вид

$$\pi_3 = \frac{\sqrt{(n+1)(1+n\vartheta)}}{\left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) \bar{f}} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_4)}, \quad (3.16)$$

$$\text{где } q(\lambda_4) = \frac{1}{\bar{f}} q(\lambda_3).$$

Коэффициент тягоусиления эжектора на стенде находится по формуле (2.18), в которой скорости потоков выражаются через приведенные скорости и критические скорости звука

$$\left(w = \lambda a_{кр} = \lambda \sqrt{2 \frac{k}{k+1} R T^*} \right):$$

$$K_y = (1+n) \frac{\lambda_3}{\lambda_1} \sqrt{\frac{T_3^*}{T_1^*}}$$

или с учетом (3.13)

$$K_y = \frac{\lambda_3}{\lambda_1} \sqrt{\frac{n\vartheta + 1}{n + 1}}. \quad (3.17)$$

При выполнении расчета ЭУТ после определения λ_2 необходимо уточнить величину λ_1 , пользуясь методом последовательного приближения по схеме:

$$\begin{aligned} \lambda_2 \rightarrow \Pi(\lambda_2) \rightarrow p_2 = p_2^* \Pi(\lambda_2) \rightarrow \Pi(\lambda_1) = \\ = \frac{p_2}{p_1^*} \rightarrow (\text{уточнение } \lambda_1) \rightarrow \Pi(\lambda_2) = \pi_0 \Pi(\lambda_1) \rightarrow \lambda_2. \end{aligned}$$

Методика учета потерь в элементах ЭУТ рассмотрена далее в разд. 3.3.2.

3.2.2. Частные случаи аналитического метода расчета ЭУТ с камерой смешения постоянного сечения

Основным недостатком аналитического метода является необходимость применения последовательных приближений в определении λ_1 и λ_2 .

Расчет эжекторов по уравнениям (3.1...3.6) значительно упрощается при допущении несжимаемости потоков, что делается многими авторами [1, 68] для получения качественных результатов.

Как показано в исследовании [1], основные параметры эжекторного усилителя тяги (коэффициенты тягоусиления и эжекции) могут

определяться по уравнениям, выведенным для несжимаемой жидкости (при $v_0 = 0$). Для ЭУТ с диффузором

$$n = \frac{\bar{f} \left(1 + \frac{1}{a}\right) \sqrt{2a + a^2(\bar{f}^2 - 1)} - 1 - \bar{f}^2}{1 + a^2 \bar{f}^2}; \quad (3.18)$$

$$K_y = \frac{a}{a+1} \frac{(n+1)^2}{\bar{f} \sqrt{1 - a^2 n^2}}. \quad (3.19)$$

Зависимости (3.18) и (3.19) получены в предположении постоянства по сечению параметров потока на выходе из камеры смешения. Более реальным является допущение о распределении скоростей в выходном сечении ЭУТ, описываемом некоторым степенным законом вида [68]:

$$w/w_c = (r/R)^{1/m},$$

где w_c — скорость в центре потока; w, r — текущие значения скоростей и расстояний от центра потока; $1/m$ — показатель степени.

Тогда уравнение для определения коэффициента тягоусиления идеального ЭУТ

$$K_y = \frac{\int_0^R q w_3^2 r dr}{q F_1 w_1^2}$$

после решения уравнений неразрывности и количества движения и интегрирования получает вид

$$K_y = \frac{4}{5} \left(1 + \frac{1}{a}\right) \left(\frac{w_3}{w_1}\right)^2, \quad (3.20)$$

а отношение скоростей

$$\frac{w_3}{w_1} = \frac{9}{8\mu} \left\{ 1 + (\mu - 1) \times \frac{\left\{ \left(\frac{81}{40} \frac{\mu - 1}{\mu} \right)^2 - 4 \left[\frac{81}{40} \left(\frac{\mu - 1}{\mu} \right)^2 - \frac{1}{2} (\mu - 2) \right] \left(\frac{81}{80\mu} - 1 \right) \right\}^{1/2} - \frac{81}{80} \frac{\mu - 1}{\mu}}{2 \left[\frac{81}{80} \left(\frac{\mu - 1}{\mu} \right)^2 - \frac{1}{2} (\mu - 2) \right]} \right\}, \quad (3.21)$$

где $\mu = 1 + \frac{1}{a}$ при $m = 4$.

Метод расчета ЭУТ без учета сжимаемости позволяет выявить влияние на эффективность ЭУТ только геометрических параметров эжектора.

Метод расчета эжектора с учетом сжимаемости потоков и потерь развит Е. Г. Усольцевым. В его основу положена взаимосвязь между газодинамическими функциями $z(\lambda)$ и $y(\lambda)$, выражающаяся квадратным уравнением

$$\frac{4k}{(k-1)^2} - \frac{k+1}{k-1} z^2(\lambda) + \frac{1}{q^{*2}} \left(\frac{k+1}{k-1} \right)^2 \frac{1}{y^2(\lambda)} - \frac{2}{q^*} \frac{k+1}{(k-1)^2} \frac{z(\lambda)}{y(\lambda)} = 0. \quad (3.22)$$

Потери в элементах эжектора учитываются так:

импульс сил трения газа о стенки камеры смешения линейно зависит от полного импульса активного газа на входе в камеру смешения:

$$J_1 - J_{\text{тр}} = \frac{k_1 + 1}{2k_1} a_1^* G_1 e,$$

где $e = 2C_f \frac{F_{\text{звн}}}{F} \frac{k_1}{k_1 - 1}$, а C_f — коэффициенты трения;

профили скорости, статического и полного давлений на срезе камеры смешения таковы, что справедливо выражение

$$z(\lambda_{3p}) \simeq z(\lambda_{3и}),$$

где λ_{3p} и $\lambda_{3и}$ — соответственно средние по расходу и импульсу приведенные скорости;

коэффициент восстановления полного давления во входном устройстве пассивного потока равен

$$\sigma_{\text{вх}}^* = \frac{1}{1 + \xi \varphi(\lambda_2)},$$

где ξ — коэффициент гидравлического сопротивления.

Использование (3.22) при решении системы уравнений (3.1... 3.4) позволяет получить одно уравнение вида

$$a\bar{p}^2 + b\bar{p} + c = 0, \quad (3.23)$$

связывающее шесть независимых величин ($\pi_0, \alpha, e, \pi_3, \xi$ и λ_2), пять из которых предварительно известны.

Условие равенства дискриминанта уравнения (3.23) нулю дает максимальное значение λ_2 . Соответствующее ей приближенное значение $q(\lambda_2)$ равно

$$q(\lambda_2^*) = 1,25(e - 0,02) - 1,25 \sqrt{e^2 - 0,04e + 0,75 \frac{a+1}{a} \frac{\pi_3}{\sigma_{\text{вх}}^*} (4 - e^2) - 2,5}. \quad (3.24)$$

Связь между π_0 и π_3 определяется при этом уравнением

$$\pi_0^* = \sigma_{\text{вх}}^* (1 + \alpha) \left[\frac{e(k_1^2 - 1)}{2 \sqrt{4k_1^2 - (k_1^2 - 1)e^2}} \frac{\pi_3}{\sigma_{\text{вх}}^* \bar{q}_1^* (k - 1)} - q(\lambda_2^*) \frac{\alpha}{1 + \alpha} \right]. \quad (3.25)$$

По уравнениям (3.24) и (3.25) решается обратная задача расчета звукового ЭУТ: определяются параметры активного газа, обеспечивающие заданное значение величины π_3 .

Характерным для рассмотренных выше методов является то, что они не позволяют определить потребную длину камеры смешения.

Определению оптимальной длины камеры смешения эжектора посвящены исследования многих авторов [1, 16, 32, 33, 51, 68], использовавших элементы теории турбулентных струй.

Решение задачи об оптимальной длине камеры смешения ЭУТ с центральным расположением активного сопла дано в работе [1]

$$\bar{l}_{\text{опт}} = \frac{1}{2\alpha\varphi_{\text{опт}}} - \frac{1}{2\alpha} \sqrt{\frac{\alpha}{\alpha+1}} \left(\frac{0,12\alpha n}{1-\alpha n^2} + 0,29 \right), \quad (3.26)$$

где α — опытная константа турбулентности.

Однако величина константы α имеет различные значения, зависящие от формы струи, неравномерности поля скоростей в начальном сечении камеры смешения, геометрического параметра α и других величин в широком диапазоне, в 2,5...3,5 раза превышая величину константы естественной турбулентности $\alpha=0,06...0,08$.

В соответствии с изменением этой величины также будет изменяться величина оптимальной длины камеры смешения.

3.2.3. Частные случаи аналитического метода расчета ЭУТ с камерой смешения переменного сечения

Исследованию процессов смешения в камерах переменного сечения и разработке методов их расчета посвящены работы многих авторов [22, 64].

Представляет интерес теория изогradientной камеры смешения, полагающей линейное по площади изменение статического давления вдоль стенок камеры смешения эжектора [22, 28]. В действительности, как показывают исследования диффузорных камер смешения ТРДД [19], при малых углах диффузорности законы изменения статических давлений вдоль стенок камер практически не отличаются от линейного. Результаты исследований диффузорных камер смешения односopловых схем ЭУТ с малыми углами диффузорности $\varphi_{\text{диф}}=3...6^\circ$ показывают на удовлетворительную сходимость эксперимента с расчетами по этой теории. Основные ее недостатки выявляются при исследовании атмосферных эжекторов с величинами геометрических параметров $\alpha=0,05...0,10$ и степеней диффузорности $\bar{f}=1,5...2,0$ и работающих на режимах со сравнительно большими коэффициентами эжекции ($n \geq 4...5$).

На рис. 3.1 показаны в относительных величинах законы распределения статических давлений по длине камеры смешения вдоль ее стенки при различных углах раскрытия диффузора в диапазоне $0...26^\circ$, полученные при исследовании атмосферных эжекторов [22]. Для сравнения там же приведены зависимости, относящиеся к изобарической и изогradientной камерам. Имеется существенная разница между реальным распределением давлений, изобарическим и изогradientным. С увеличением степени диффузорности камеры смешения возрастает коэффициент наполнения эпюр статических давлений и при этом возрастают погрешности метода изогradientной камеры. Другим не менее существенным недостатком метода изогradientной камеры является сложная форма видоизмененного уравнения импульсов

$$k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} (\lambda_1 + n \sqrt{\vartheta} \lambda_2) + \left[\frac{1}{y(\lambda_1)} + \frac{n \sqrt{\vartheta}}{y(\lambda_2)} \right] \frac{1+\bar{f}}{2} = \\ = \left[k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \lambda_3 + \frac{1+\bar{f}}{2\bar{f}} \frac{1}{y(\lambda_3)} \right] \sqrt{(1+n)(1+n\vartheta)}. \quad (3.27)$$

При этом необходимо применение метода последовательных приближений с выполнением громоздких вычислений.

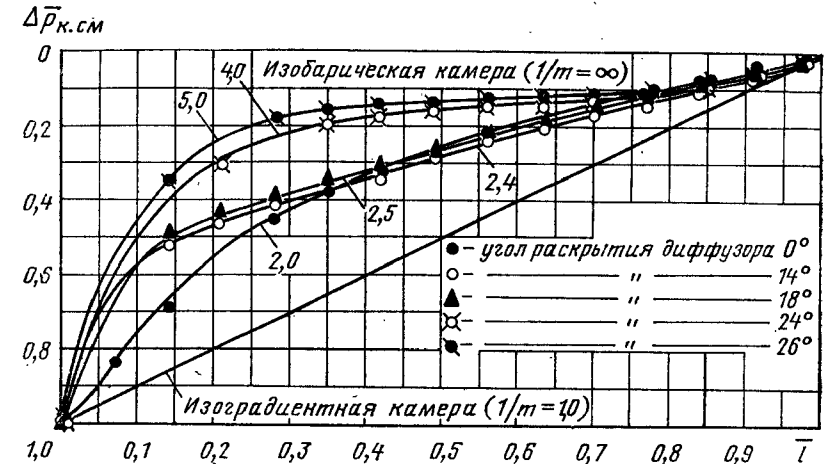


Рис. 3.1. Распределение статических давлений $\bar{\Delta p}_{\text{к.см}} = \Delta p_{\text{к.см}} / \Delta p_2$ вдоль камеры смешения эжектора с $\bar{f}_{\text{диф}} \geq 1,0$ ($i=3$; $\alpha=0,075$; $\pi_0=1,75$; $\varphi=1,0$)

Одним из рациональных методов расчета ЭУТ с камерами смешения переменного сечения является излагаемый ниже графоаналитический метод.

3.3. ГРАФОАНАЛИТИЧЕСКИЙ МЕТОД РАСЧЕТА

3.3.1. Расчет идеального ЭУТ с камерой смешения постоянного сечения

Как было показано в разд. 3.2, рабочий процесс ЭУТ может быть описан системой пяти уравнений, полученных при преобразовании уравнений (3.1...3.6).

Для решения этих уравнений относительно пяти неизвестных величин λ_1 , λ_2 , λ_3 , P_3^* и T_3^* проведем следующие действия.

Приравняв правые части уравнений (3.15) и (3.07), после преобразований получим

$$\frac{\Pi(\lambda_3)}{q(\lambda_3)} = \frac{1 + \frac{1}{\alpha}}{\pi_0 q(\lambda_1) \sqrt{(1+n)(1+n\vartheta)}}. \quad (3.28)$$

Решив это уравнение совместно с уравнением (3.9), будем иметь

$$\frac{\Pi(\lambda_3)}{q(\lambda_3)z(\lambda_3)} = \frac{1 + \frac{1}{\alpha}}{\pi_0 q(\lambda_1) [n \sqrt{\frac{\pi}{\theta}} z(\lambda_2) + z(\lambda_1)]}, \quad (3.29)$$

или, подставив в это выражение коэффициент эжекции в виде (3.11), найдем окончательно

$$\frac{\Pi(\lambda_3)}{q(\lambda_3)z(\lambda_3)} = \frac{1 + \frac{1}{\alpha}}{\pi_0 \left[\frac{q(\lambda_2)z(\lambda_2)}{\pi_0 \alpha} + z(\lambda_1)q(\lambda_1) \right]}. \quad (3.30)$$

Обозначив $\frac{\Pi(\lambda)}{z(\lambda)q(\lambda)} = \beta(\lambda)$ и $q(\lambda)z(\lambda) = \gamma(\lambda)$, запишем уравнение (3.36) в упрощенном виде

$$\beta(\lambda_3) = \frac{1 + \frac{1}{\alpha}}{\pi_0 \left[\frac{\gamma(\lambda_2)}{\pi_0 \alpha} + \gamma(\lambda_1) \right]}. \quad (3.31)$$

По уравнению (3.37) строятся графики зависимости

$$\lambda_3 = f(\lambda_2)$$

и получается семейство кривых A (рис. 3.2). При этом λ_1 определяется из уравнения (3.7).

Из уравнения (3.9) с использованием уравнения (3.11) получим после несложных преобразований

$$z(\lambda_3) = \frac{\frac{\gamma(\lambda_2)}{\pi_0 \lambda} + \gamma(\lambda_1)}{\sqrt{\left[\frac{q(\lambda_2)}{\pi_0 \alpha \sqrt{\frac{\pi}{\theta}}} + q(\lambda_1) \right] \left[\frac{q(\lambda_2) \sqrt{\frac{\pi}{\theta}}}{\pi_0 \alpha} + q(\lambda_1) \right]}}. \quad (3.32)$$

По уравнению (3.32) строятся линии семейства B (рис. 3.2) зависимостей

$$\lambda_3 = f(\lambda_2).$$

При этом точки пересечений соответствующих кривых семейств A и B определяют режим работы атмосферного эжектора, т. е. единственно возможные для выбранной геометрии эжектора и параметров активного потока расчетные величины λ_2 и λ_3 . Эти точки далее называются режимными точками. В дальнейшем, с помощью графической интерполяции (рис. 3.3) определяются приведенные скорости λ_1 , а по известным λ_2 и λ_1 находятся коэффициенты эжекции n . Степени повышения давления эжектора π_0 определяются по уравнению (3.15).

Рассмотрим некоторые частные случаи изложенного метода расчета ЭУТ:

ЭУТ со звуковым активным потоком, когда $\lambda_1 = 1,0$. В этом случае уравнения (3.31) и (3.32) примут вид

$$\beta(\lambda_3) = \frac{\alpha + 1}{\gamma(\lambda_2) + 2\pi_0 \lambda}; \quad (3.33)$$

$$z(\lambda_3) = \frac{\gamma(\lambda_2) + 2\pi_0 \alpha}{\sqrt{\left[\frac{q(\lambda_2)}{\sqrt{\frac{\pi}{\theta}}} + \pi_0 \alpha \right] [q(\lambda_2) \sqrt{\frac{\pi}{\theta}} + \pi \alpha]}}; \quad (3.34)$$

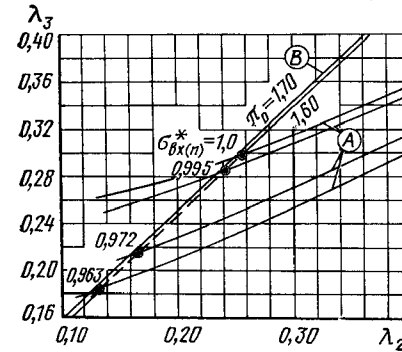


Рис. 3.2. Пример графоаналитического решения уравнений (3.31) и (3.32) $F_3/F_1 = 21,35$; $\sigma_r^* = 1,0$; $\theta = 1,0$

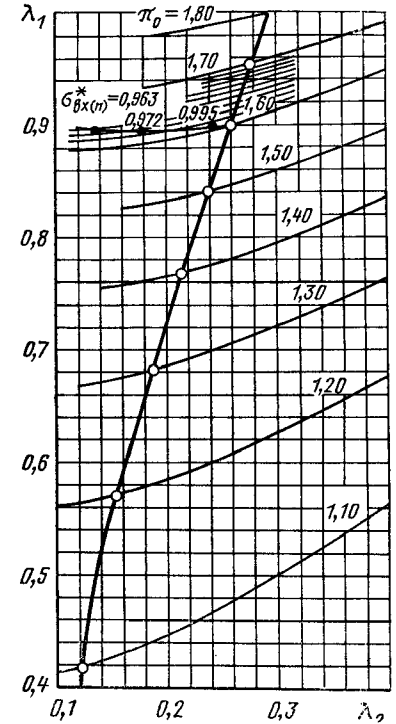


Рис. 3.3. Зависимость $\lambda_1 = f(\lambda_2)$ для эжектора с $\alpha = 0,075$, $\theta = 1,0$; — $\sigma_r^* = 1,0$; — — $\sigma_{bx(n)}^* = \text{var}$

ЭУТ с изотермическими активным и пассивным потоками, когда $T_1^* = T_2^*$.

Тогда уравнения (3.31) и (3.32) запишутся как

$$\beta(\lambda_3) = \frac{\alpha + 1}{\gamma(\lambda_2) + \pi_0 \alpha \gamma(\lambda_1)}; \quad (3.35)$$

$$z(\lambda_3) = \frac{\gamma(\lambda_2) + \pi_0 \alpha \gamma(\lambda_1)}{\sqrt{\frac{\pi}{\theta} q(\lambda_2) + \pi_0 \alpha q(\lambda_1)}}. \quad (3.36)$$

ЭУТ с изотермическими активным и пассивным потоками и $\lambda_1 = 1,0$.

Уравнения (3.31) и (3.32) в этом случае приобретают вид

$$\beta(\lambda_3) = \frac{\alpha + 1}{\gamma(\lambda_2) + 2\pi_0\alpha} \quad (3.37)$$

$$z(\lambda_3) = \frac{\gamma(\lambda_2) + 2\pi_0\alpha}{\sqrt{\frac{1}{\phi} q(\lambda_2) + \pi_0\alpha}} \quad (3.38)$$

На рис. 3.4 приведены результаты построения режимных точек атмосферных ЭУТ с камерами смешения постоянного сечения при условии отсутствия потерь для широкого диапазона изменения ве-

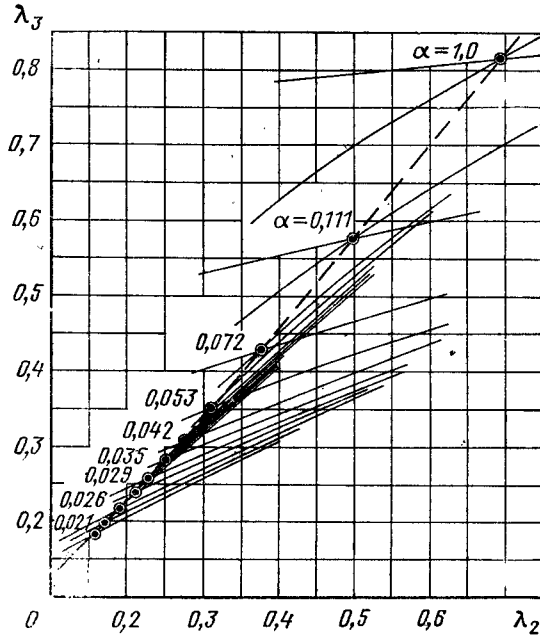


Рис. 3.4. Зависимость $\lambda_3 = f(\lambda_2)$ ($\pi_0 = 2,0$; $\phi = 1,0$; $\sigma_r^* = 1,0$)

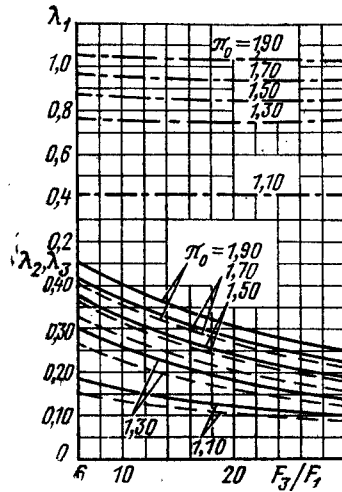


Рис. 3.5. Зависимости λ_1 , λ_2 и λ_3 от F_3/F_1 ($\phi = 1,0$; $\sigma_r^* = 1,0$)

личин основного геометрического параметра ЭУТ $\alpha = 0,02 \dots 1,0$ ($\phi = 1,0$). Видно, что с относительным увеличением площади сечения пассивного потока наблюдается непрерывное снижение величин λ_2 и λ_3 : сначала (при $\alpha = 0,1 \dots 1$) более интенсивное, далее (при $\alpha = 0,033 \dots 0,05$) менее резкое (рис. 3.5). Приведенные скорости активного потока λ_1 меняются при этом незначительно и зависят в основном от перепада полных давлений π_0 .

3.3.2. Расчет реального ЭУТ с камерой смешения постоянного сечения $F_{к.см} = \text{const}$

Гидравлические потери в элементах эжектора будем оценивать коэффициентами восстановления полного давления:

а) коэффициентом $\sigma_{вх(п)}^* = p_2^*/p_n$, характеризующим газодинамическое совершенство входного устройства пассивного потока;

б) коэффициентом $\sigma_{к.см}^* = p_3^*/(p_3^*)_0$, характеризующим потери трения в камере смешения эжектора.

С учетом потерь в реальном ЭУТ система уравнений запишется с видоизмененным соотношением

$$\Pi(\lambda_3) = \frac{1}{\pi_0 \sigma_{вх(п)}^* \sigma_{к.см}^*} \quad (3.39)$$

и выражением

$$\pi_0 = \frac{p_1^*}{p_n \sigma_{вх(п)}^*} \quad (3.40)$$

Введением соотношений (3.39) и (3.40) уравнения процессов смешения в реальном эжекторе приводятся к виду уравнений процессов смешения в эжекторе при отсутствии потерь.

3.3.3. Расчет реального ЭУТ с камерой смешения переменного сечения $F_{к.см} = \text{var}$

Графоаналитический метод расчета реального эжектора с переменной площадью сечения камеры смешения основывается на результатах экспериментального исследования законов распределения статического давления по длине камеры смешения. Сущность метода остается той же: нахождение режимных точек эжектора в поле характеристик $\lambda_3 = f(\lambda_2)$ при изменении величин степени диффузорности камеры смешения ЭУТ.

Система уравнений, описывающих процесс смешения в эжекторе с камерой смешения переменного сечения, состоит из уравнений (3.7), (3.13), (3.39) и следующих:

$$\pi_3 = \pi_0 \frac{\sqrt{(1+n)(1+n\delta)}}{\bar{f} \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right)} \frac{q(\lambda_1)}{q(\lambda_3)}; \quad (3.41)$$

$$p_1 F_1 + G_1 w_1 + p_2 F + G_2 w_2 + \int_{F_3 - F_1 - F_2} p dF = p_3 F_3 + G_3 w_3. \quad (3.42)$$

Очевидно, что эта система уравнений имеет однозначное решение при отыскании интеграла статического давления $\int_{F_3 - F_1 - F_2} p dF$

в уравнении импульсов (3.42).

Анализ опытных данных показал, что полученные экспериментальные законы распределения статического давления по длине камеры смешения с высокой степенью точности (удвоенная относительная среднеквадратичная погрешность не превышает 1,5%) аппроксимируется степенными функциями вида [19, 22]:

$$p = p_2 - \frac{p_3 - p_2}{(F_3 - F_1 - F_2)^m} (F - F_1 - F_2)^m, \quad (3.43)$$

где m — некоторое дробное число $0 < m \leq 1,0$.

Интегрируя, находим

$$\int_{F_3-F_2-F_1}^{F_3} p dF = \int_{F_1+F_2}^{F_3} \left[p_2 - \frac{p_3-p_2}{(F_3-F_1-F_2)^m} (F-F_1-F_2)^m \right] dF =$$

$$= (F-F_1-F_2) \left[p_2 - \frac{p_3-p_2}{1+m} \right] \quad (3.44)$$

или, представляя в более удобной для дальнейших преобразований форме, получаем

$$\int_{F_3-F_1-F_2}^{F_3} p dF =$$

$$= (1-a)(\bar{f}-1) p_1 F_1 + (1-a)(\bar{f}-1) p_2 F_2 + a \left(1 - \frac{1}{\bar{f}} \right) p_3 F_3, \quad (3.45)$$

где

$$a = \frac{1}{1+m}.$$

Запишем уравнение импульсов (3.42) с учетом уравнения (3.44)

$$\frac{p_1 F_1}{r(\lambda_1)} + p_1 F_1 (1-a)(\bar{f}-1) + \frac{p_2 F_2}{r(\lambda_2)} +$$

$$+ p_2 F_2 (1-a)(\bar{f}-1) = \frac{p_3 F_3}{r(\lambda_3)} - p_3 F_3 \cdot a \left(1 - \frac{1}{\bar{f}} \right), \quad (3.46)$$

где $r(\lambda)$ — газодинамическая функция, выражающая отношение статического импульса к полному в данном сечении

$$r(\lambda) = \frac{pF}{pF + Gw} = \frac{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}{1 + \lambda^2}. \quad (3.47)$$

Упрощая уравнение (3.46), получаем видоизмененное уравнение импульсов для камеры смещения переменного сечения в форме, удобной для решения совместно с уравнениями (3.41), (3.7), (3.13):

$$\frac{\Pi(\lambda_2) \sigma_{вх}^*(n)}{(1+\alpha)\bar{f}} \left\{ \alpha \left[\frac{1}{r(\lambda_1)} + (1-a)(\bar{f}-1) \right] + \frac{1}{r(\lambda_2)} + (1-a)(\bar{f}-1) \right\} +$$

$$+ a \left(1 + \frac{1}{\bar{f}} \right) = \frac{1}{r(\lambda_3)}. \quad (3.48)$$

Отметим, что полученное уравнение обладает свойством универсальности: в зависимости от величины $a=1/(1+m)$ оно может выражать закон сохранения количества движения и для изобарической и для изогradientной камер смещения, а также и для различных других частных случаев.

Действительно, согласно зависимости (3.43), в случае изогradientной камеры смещения при $m=1$ и $a=0,5$, уравнение (3.48) приобретает вид

$$\frac{\Pi(\lambda_2) \sigma_{вх}^*(n)}{(1+\alpha)\bar{f}} \left\{ \alpha \left[\frac{1}{r(\lambda_1)} + \frac{\bar{f}-1}{2} \right] + \frac{1}{r(\lambda_2)} + \frac{\bar{f}-1}{2} \right\} + \frac{\bar{f}-1}{2\bar{f}} = \frac{1}{r(\lambda_3)}. \quad (3.49)$$

Аналогично для изобарической камеры смещения, когда $m=0$ и $a=1,0$,

$$\frac{\Pi(\lambda_2) \sigma_{вх}^*(n)}{(1+\alpha)\bar{f}} \left[\alpha \frac{1}{r(\lambda_1)} + \frac{1}{r(\lambda_2)} \right] + \frac{\bar{f}-1}{\bar{f}} = \frac{1}{r(\lambda_3)}. \quad (3.50)$$

На рис. 3.6 представлена зависимость величины $1/m$ от углов раскрытия диффузора.

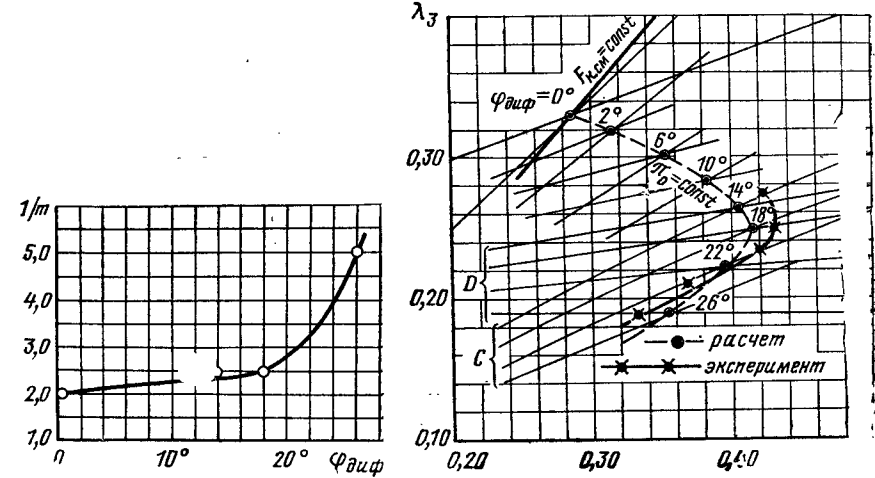


Рис. 3.6. Зависимость величины $1/m=f(\varphi_{\text{диф}})$ ($\bar{f} \geq 1,0$; $\alpha=0,075$; $l=2,2$; $\pi_0=1,75$; $\Phi=1,0$)

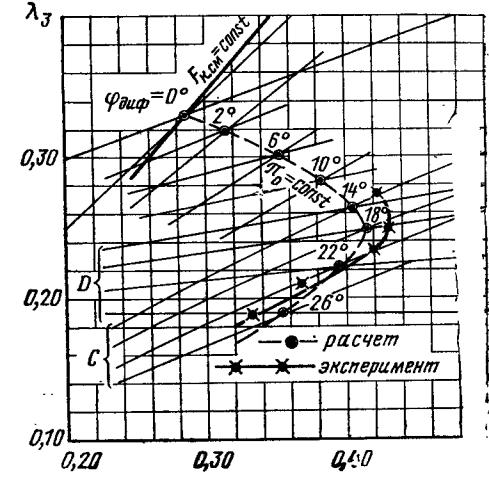


Рис. 3.7. Пример нахождения режимных точек эжектора с камерой смещения переменного сечения ($\bar{f}_{\text{диф}} \geq 1,0$; $\alpha=0,075$; $\pi_0=1,75$)

Для выполнения графоаналитического решения уравнения (3.41) и (3.39) объединяются в одно

$$y(\lambda_3) = \frac{q(\lambda_3)}{\Pi(\lambda_3)} = \frac{\pi_0 q(\lambda_1) \sqrt{(1+n)(1+n\theta)}}{\bar{f} \left(1 + \frac{1}{\alpha} \right)}, \quad (3.51)$$

где $y(\lambda)$ — газодинамическая функция, равная

$$y(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{\lambda}{1 + \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}. \quad (3.52)$$

Пример графоаналитического решения иллюстрируется на графике (рис. 3.7). По уравнению (3.51) строятся линии семейства C зависимостей $\lambda_3=f(\lambda_2)$, а по уравнению (3.46) строятся линии семейства D зависимостей $\lambda_3=f(\lambda_2)$. Соответствующие точки пересечения кривых определяют линию рабочих режимов эжектора при $\pi_0=\text{const}$, $\bar{f}=\text{var}$, т. е. совокупности расчетных величин λ_2 и λ_3 .

Из уравнений (3.48) и (3.51) можно получить простые для расчета ЭУТ уравнения с $\bar{f}=1,0$ и $F_{\text{к.см}}=\text{const}$ при $\sigma_r^*=1,0$:

$$\frac{\Pi(\lambda_2)}{1+\alpha} \left[\frac{\alpha}{r(\lambda_1)} + \frac{1}{r(\lambda_2)} \right] = \frac{1}{r(\lambda_3)}; \quad (3.53)$$

$$y(\lambda_3) = \frac{\pi_0 q(\lambda_1) V(1+n)(1+n^2)}{1 + \frac{1}{\alpha}}, \quad (3.54)$$

результаты решения которых идентичны соответствующим результатам, полученным при решении уравнений (3.31) и (3.32).

Коэффициент тягоусиления эжектора для всех рассмотренных случаев определяется по формуле (3.17).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛЬНЫХ ЭУТ

4.1. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Проведение экспериментальных исследований модельных эжекторных усилителей тяги позволяет проверить правильность расчетных методов и выбора конструктивных и газодинамических параметров эжектора оптимальной геометрии.

Общие требования к экспериментальным установкам:

обеспечение высокой точности измеряемых параметров в заданном диапазоне рабочих режимов модели;

обеспечение стабильности показаний измерительных приборов в промежутке между их тарировками и контрольными проверками, постоянства систематических (инструментальных) погрешностей;

возможно меньшее искажение приборами, помещенными в поток, течений газа;

малые случайные погрешности измерений.

Специфичность задач исследования ставит требование обеспечения универсальности установки и модели при проведении многопараметрических исследований атмосферных ЭУТ.

Принципиальная схема экспериментальной установки для исследования характеристик ЭУТ приведена на рис. 4.1. Основными ее элементами являются: генератор активного газа; подводящий тракт активного газа; регулятор расхода и давления активного газа; исследуемая модель ЭУТ; устройство для измерения тяги; измерительная аппаратура.

Измерительная аппаратура установки состоит из насадков для замера полного и статического давлений, приборов для замера расходов газа и температур.

В процессе испытания модели ЭУТ измеряются:

расход активного газа G_1 ;

полное давление активного газа в форкамере модели p_1^* ;

расход пассивного воздуха G_2 ;

статическое давление во входном устройстве эжектора p , а также в различных сечениях тракта модели, например, в камере смешения и в диффузоре;

полные температуры активного и пассивного потоков T_1^* и T_2^* ;

импульс смешанного потока на выходе модели (тяги ЭУТ) $J_{\text{ЭУТ}}$;

импульс активного потока J_1 ;

поля скоростей на входе и выходе модели.

Кроме того, могут измеряться уровни и спектры шума и др.

По измеренным параметрам определяют:

скорости активного и пассивного потоков на входе в камеру смешения и эпюры скоростей смешанного потока на выходе из нее; осредненные параметры на выходе из камеры смешения эжектора и степень неравномерности поля скоростей;

безразмерные параметры π_0^* , π_1^* , n , π_a^* , λ_2 и λ_3 ;

коэффициенты потерь $\sigma_{вх(п)}^*$ и σ_d^* ;

коэффициент тягоусиления и коэффициент полезного действия ЭУТ;

зависимости изменения статического давления по длине камеры смешения $\Delta p_{к.см} = f(\bar{L})$.

Наряду с определением коэффициента тягоусиления из выражения

$$K_y = (1 + n)(w_4/w_1)$$

он может быть найден непосредственно по величинам замеренных импульсов активного и смешанного потоков.

Так как установка модели ЭУТ непосредственно на весовой элемент затруднена из-за влияния упругости подводящего активного газ тракта, в основу системы замера тяги может быть положен

принцип измерения импульса смешанного потока; для этого поперек потока на расстоянии 8...10 диаметров камеры смешения от ее среза устанавливают пластину, длина которой в 10...15 раз превышает характерный линейный размер поперечного сечения камеры смешения модели. Пластина отклоняет газовую струю в плоскость, перпендикулярную оси модели эжекторного усилителя тяги, воспринимая импульс струи, передаваемый на весовой элемент.

Импульс активных струй измеряется отдельно для каждой геометрии активного сопла.

Для измерения импульса активных сопел моделей ЭУТ с выдувом активных струй под углом к оси эжектора используется тарировочная модель, представляющая собой кольцевой замкнутый трубопровод, площадь поперечного сечения которого и подводящие сжатый воздух трубо-

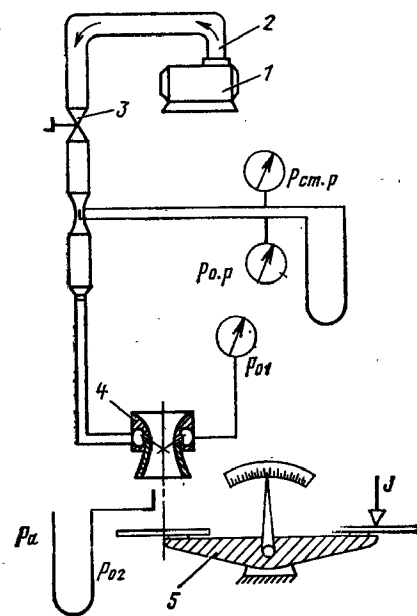


Рис. 4.1. Принципиальная схема экспериментальной установки:

1—газогенератор; 2—тракт; 3—дроссель; 4—эжектор; 5—весы

проводы идентичны соответственно площади форкамеры и подводящих трубопроводов исследуемой модели ЭУТ. Активные сопла, используемые в модели ЭУТ, устанавливаются в тарировочной модели так, чтобы на пластине, связанной с весовым элементом, воспринимался импульс каждой струи без искажения, т. е. перпендикулярно к пластине. После замера импульса каждой струи и суммарной тяги активных сопел без эжектора эти сопла устанавливаются в исследуемой модели ЭУТ.

Во всех проведенных нами экспериментальных исследованиях характеристик ЭУТ в качестве активного потока использовался сжатый компрессором атмосферный воздух с наибольшим давлением до 200 кПа.

4.2. ВЛИЯНИЕ ПОТЕРЬ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ ВО ВХОДНОМ УСТРОЙСТВЕ ПАССИВНОГО ПОТОКА НА РАБОТУ МНОГОСОПЛОВОГО ЭУТ

Наличие потерь во входном устройстве пассивного потока атмосферного эжектора исключительно велико; оно приводит, в первую очередь, к уменьшению скорости эжектируемого воздуха w_2 на входе в камеру смешения [22]. При заданных перепадах полных давлений и температур активного и пассивного потоков и известной геометрии эжектора величина $w_2(\lambda_2)$ в значительной степени определяет эффективность работы эжектора (K_y , π_a^* , η_a^* , n).

Скорость пассивного потока на входе в камеру смешения w_2 или приведенная скорость λ_2 определяется положением режимной точки λ_3 — λ_2 в поле рабочих режимов эжектора. На рис. 3.2 показано протекание линии рабочих режимов $\alpha = \text{const}$ при отсутствии и при наличии потерь. Видно, что работа атмосферного эжектора существенно зависит от величины $\sigma_{вх(п)}^*$. Действительно, поскольку истечение смешанного потока происходит в среду с давлением, равным давлению пассивного потока при идеальных условиях входа $\sigma_{вх(п)}^* = 1,0$, то всякое уменьшение величины p_2^* за счет потерь во входном устройстве приводит к работе эжектора с противодавлением на выходе из камеры смешения. Последнее обстоятельство приводит к дополнительному снижению λ_2 по сравнению с тем, которое обусловлено наличием гидравлических потерь на входе.

Из-за такого двойного снижения λ_2 существенно уменьшаются коэффициенты полезного действия эжектора и падает степень сжатия эжектора. Одновременно значительно снижаются коэффициент эжекции n и коэффициент тягоусиления K_y .

Экспериментальный количественный анализ влияния потерь во входном устройстве, оцениваемых коэффициентом $\sigma_{вх(п)}^*$, на работу многосопловых атмосферных ЭУТ проводился на модели эжектора с параметрами $f_{к.см} = \text{const}$ и $\alpha = 0,075$ при переменных $\pi_0^* = \text{var}$ и $\sigma_{вх(п)}^* = 1,0$, а также при $\pi_0^* = 1,60$ и $\sigma_{вх(п)}^* = \text{var}$. При этом применялись различные конструкции входных устройств пассивного потока.

со входным тарировочным устройством, состоящим из форкамеры, ресивера и канала с мерным цилиндрическим участком;

без входного устройства; при этом пассивный поток поступал через прямоугольные окна с острыми кромками;

с профилированным входным устройством.

Величины коэффициентов потерь полного давления $\sigma_{вх(п)}^*$, соответствующие этим входам, приведены на рис. 4.2. На графике нанесены зависимости приведенных скоростей λ_3 и λ_2 от отношения полных давлений π_0^* при различных коэффициентах потерь $\sigma_{вх(п)}^*$. Отчетливо видно, насколько существенно падают λ_2 и λ_3 при увеличении потерь во входном устройстве. Так, при $\pi_0^*=1,6$ четырехпроцентное снижение $\sigma_{вх(п)}^*$ вызывает уменьшение λ_3 на 40%, причем незначительное отклонение $\sigma_{вх(п)}^*$ от 1,0 до 0,995 (т. е. на 0,5%) приводит к интенсивному убыванию величин λ_3 по сравнению с расчетными значениями (на 17%). Последнее связано с тем, что расчет для $\sigma_{вх(п)}^*=1,0$ выполнен при условии, что $\sigma_{к.с.м}^*=1,0$, а в эксперименте $\sigma_{к.с.м}^* < 1,0$. С ростом потерь $\sigma_{вх(п)}^* < 1,0$ расхождение между расчетной и экспериментальными зависимостями уменьшается, так как при этом уменьшаются абсолютные величины скоростей течения смешиваемых в камере потоков, отчего $\sigma_{к.с.м}^*$ несколько возрастает, приближаясь к 1,0 [22].

Анализ зависимостей $\lambda_2 = f(\pi_0^*)$ при $\sigma_{вх(п)} = \text{var}$ показывает, что в области значений $\sigma_{вх(п)}^* \leq 0,98$ складывается аналогичная картина, а при величинах $\sigma_{вх(п)}^* = 0,98 \dots 1,0$ замеренные λ_2 близки к соответствующим расчетным значениям.

В соответствии с рассмотренным изменением λ_2 изменяется коэффициент эжекции (рис. 4.3)

$$n = \frac{1}{\pi_0 \alpha \sqrt{\sigma^*}} \frac{q(\lambda_2)}{q(\lambda_1)}.$$

Значения приведенных скоростей λ_1 практически не зависят от $\sigma_{вх(п)}^*$ [19, 21, 22] и оказываются близкими к ожидаемым по расчету. Некоторые различия в величинах n , полученных в эксперименте и расчетом при весьма малых потерях $\sigma_{вх(п)}^* = 0,995$, объясняются различиями λ_2 и достаточно большим значением основного геометрического параметра эжектора $\alpha = 0,075$.

На рис. 4.4 показано влияние отношения полных давлений π_0^* и коэффициентов потерь $\sigma_{вх(п)}^*$ на величины коэффициентов тягоусиления K_y , замеренных в эксперименте и полученных расчетом. В широком диапазоне рассмотренных $\pi_0^* = 1,2 \dots 1,8$ коэффициенты тягоусиления эжекторов с каждой из схем входных устройств остаются практически неизменными, что в основном определяется закономерностями изменения коэффициентов эжекции. Отношения скоростей смешанного и активного потоков при истечении их в атмосферу оказываются при этом примерно постоянными и не зависящими от π_0^* ; $w_3/w_1 = \text{const}$.

В области малых $\pi_0^* = 1,1 \dots 1,2$ с уменьшением отношения полных давлений имеет место возрастание коэффициентов тягоусиления, соответствующее росту n , что может быть объяснено различием в интенсивностях изменения приведенных скоростей λ_2 и λ_1 : при

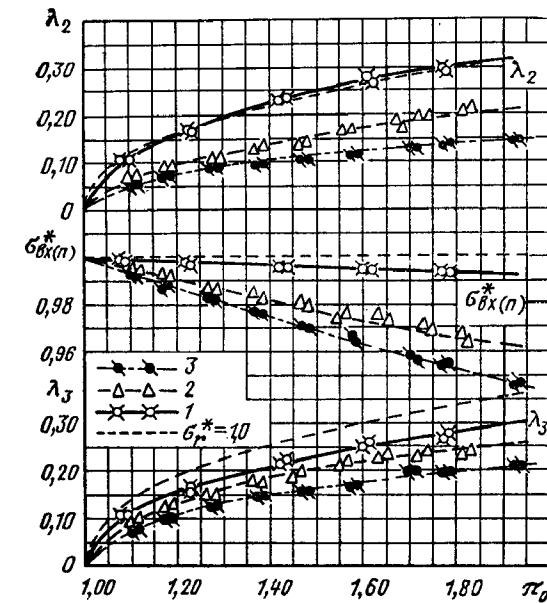
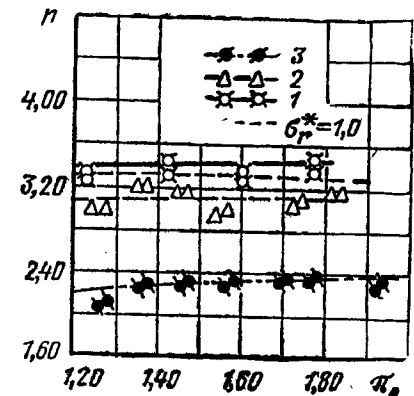


Рис. 4.2. Влияние $\sigma_{вх(п)}^*$ на λ_2 и λ_3 ($F_{к.с.м} = \text{const}$; $\alpha = 0,0755$; $\bar{l} = 2,1$; $\vartheta = 1$; $\psi_1 = \psi_3 = 0^\circ$; $a_1 = a_3 = 125 \text{ мм}$):

1—ЭУТ с профилированным входным устройством; 2—тарировочное входное устройство; 3—без входного устройства — окна с острыми стенками

Рис. 4.3. Влияние π_0^* и $\sigma_{вх(п)}^*$ на коэффициент эжекции (геометрия эжектора та же, что и на рис. 4.2):

1—ЭУТ с профилированным входным устройством; 2—тарировочное входное устройство; 3—без входного устройства — окна с острыми стенками



уменьшении π_0^* от 1,2 до 1,1 значительно падает λ_1 по сравнению с λ_2 .

Анализ влияния потерь в элементах эжектора на коэффициент тягоусиления показывает, что в эффективном ЭУТ входное устройство пассивного потока должно обладать минимальными потерями:

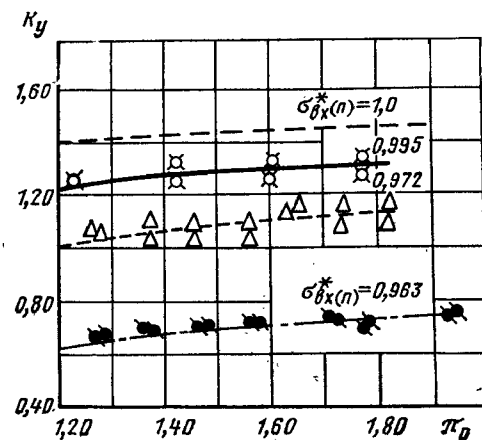


Рис. 4.4. Влияние π_0^* и $\sigma_{вх(п)}^*$ на коэффициент тягоусиления (геометрия эжектора та же, что и на рис. 4.2)

необходимо, чтобы по крайней мере $\sigma_{вх(п)}^* > 0,985$, тогда преобладающим видом потерь будут потери в камере смешения эжектора. Установлено, что в диапазоне $\sigma_{вх(п)}^* = 0,96 \dots 1,0$ каждому проценту потерь полного давления пассивного потока на входе в камеру смешения соответствует примерно десяти-, пятнадцатипроцентное падение коэффициента тягоусиления. Потери полного давления в испытанной камере смешения при этом таковы, что обусловленное ими снижение коэффициента тягоусиления имеет примерно постоянную величину 10 ... 15%.

Проведенное исследование позволяет выявить основную причину, следствием которой явился низкий коэффициент тягоусиления эжекторного агрегата самолета Локхид VZ-10 «Хаммингберд»: вход пассивного потока в камеру смешения эжектора организован здесь так, что $\sigma_{вх(п)}^* = 0,980 \dots 0,985$ [52, 62], в то время как на экспериментальном аппарате GL-224 эта величина составляла $\sigma_{вх(п)}^* = 0,995$. В результате коэффициент тягоусиления эжекторного агрегата на самолете «Хаммингберд» был получен 1,29 вместо предполагаемого 1,4.

4.3. ВЛИЯНИЕ КОЛИЧЕСТВА АКТИВНЫХ СОПЛ И МЕСТА ИХ РАСПОЛОЖЕНИЯ НА РАБОТУ ЭУТ

Известно, что количество активных сопел в ЭУТ оказывает существенное влияние на рабочий процесс эжектора, обеспечивая дробление активного потока и, тем самым интенсифицируя процесс смешения активного и пассивного потоков. Основным результатом при этом является уменьшение длины камеры смешения, а следовательно, уменьшение гидравлических потерь на этом участке газового тракта. Кроме того, при тангенциальном периферийном расположении активных сопел за входным устройством от количества активных

сопл в ЭУТ зависит формирование закрученного потока в камере смешения, что также способствует интенсификации процесса смешения в эжекторе [27].

На рис. 4.5 приведены зависимости коэффициента тягоусиления от количества активных сопел для модели ЭУТ с прямым и тангенциальным расположением периферийных дискретных активных сопел и с цилиндрической камерой смешения. Видно, что как при прямом, так и при тангенциальном периферийном расположении количество дискретных активных сопел оказывает существенное влияние на эффективность процесса смешения в ЭУТ и является оптимальным

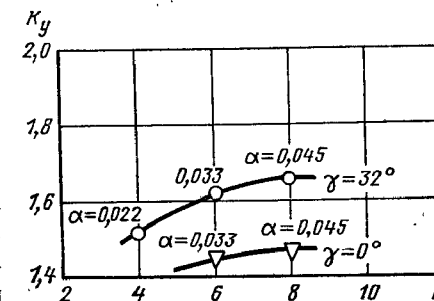


Рис. 4.5. Зависимость коэффициента тягоусиления от количества активных сопел ($\pi_0 = 1,4$; $i = 3$; $\varphi = 8^\circ$; $\theta = 1$)

при числе сопел $i = 6 \dots 8$. Дальнейшее их увеличение снижает эффективность ЭУТ, так как увеличиваются гидравлические потери. Этот результат хорошо согласуется с данными исследований схем ЭУТ с прямым выдувом периферийных дискретных активных струй и с данными исследования ЭУТ с многосопловым осевым выдувом активных струй [22]. При этом коэффициент тягоусиления ЭУТ с тангенциальными периферийными дискретными активными соплами и короткой камерой смешения ($l = 3$) намного выше, чем у односопловых ЭУТ с центральным расположением активного сопла с одинаковыми геометрическими параметрами. Так, при испытании ЭУТ с тангенциальными дискретными активными соплами с параметрами $i = 8$; $\alpha = 0,045$; $\varphi = 8^\circ$; $\psi = 60^\circ$ и $\gamma = 32^\circ$ коэффициент тягоусиления K_y равнялся 1,52 уже при длине камеры смешения равной $l = 1,5$.

Исследования модельных многосопловых ЭУТ [27] показывают, что положение активных сопел в камере смешения и форма среза сопла также влияют на рабочий процесс в ЭУТ. При осевом выдуве активных струй расстояние от сечения входа в ЭУТ до среза активных сопел следует выбирать как можно меньше для уменьшения потерь на входе в эжектор. Так, уменьшение этого расстояния по отношению к диаметру активного сопла $\bar{x} = x/d$ на 20% приводит к увеличению K_y на 10%.

В работе [24] исследовалось влияние расстояния от перфорированного продольными щелями насадка до входа в камеру смешения односоплового ЭУТ. При этом в процессе испытаний конфигурации и размеры ЭУТ оставались неизменными, а изменялись геометрические параметры перфорированного насадка, такие как: площадь, ширина и длина щелей, число щелей и угол при вершине конуса, и его месторасположение по отношению к входному сечению камеры смешения. Показано, что все эти параметры существенно влияют на эффективность ЭУТ, а коэффициент тягоусиления повышается с

$K_y = 1,14$ для односопловой модели ЭУТ без насадка до $K_y = 1,2$ для модели с насадком.

Влияние месторасположения активных сопел на работу ЭУТ при периферийном тангенциальном дискретном выдуве активных струй рассматривалось при выдвинутых в камеру смешения цилиндрических активных соплах и при активных соплах, срез которых сделан

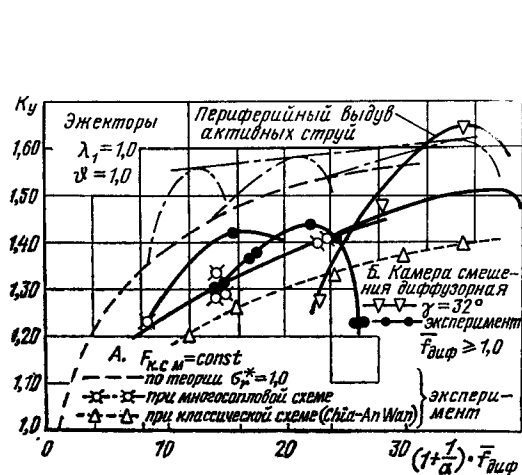


Рис. 4.6. Зависимость K_y для различных схем ЭУТ от геометрического параметра α

заподлицо с внутренней поверхностью цилиндрического участка камеры смешения за криволинейной входной поверхностью в эжектор.

В первом случае тяга ЭУТ оказалась на 10...15% выше, чем тяга модели ЭУТ с цилиндрическим срезом активных сопел, несмотря на то, что сопла выступали в камеру смешения и вносили сопротивление в поток. Относительная высота и профиль активных сопел также оказывают влияние на работу ЭУТ при конфигурации активных сопел в виде отверстий в стенке цилиндрического участка камеры смешения с $l = 1 \dots 1,5$, потери тяги ЭУТ по отношению к тяге ЭУТ с профилированными соплами составляют 20...25%.

Изменение количества активных сопел одного и того же диаметра в модели ЭУТ с периферийным выдувом активных дискретных струй приводит к изменению геометрического параметра α эжектора при постоянной площади камеры смешения. На рис. 4.5...4.7 показаны зависимости коэффициента тягоусиления K_y от α как при прямом, так и при закрученном выдуве активных струй, где величина α изменяется в диапазоне от 0,02 до 0,90. Характерным является

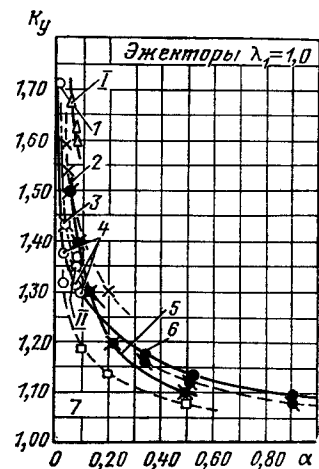


Рис. 4.7. Зависимость K_y от геометрических параметров ЭУТ:

1—при периферийном выдуве; 11—при центральном выдуве; 1—по опытам Козюкова; 2—по расчету ($\eta_{к.с.м.} = 0,95$); 3—по опытам Бертона; 4—по опытам Моррисона; 5—расчет (Hummingbird); 6—по опытам Рейда; 7—по опытам Черкеза

то обстоятельство, что K_y увеличивается с ростом α , когда последний параметр изменяется с увеличением числа активных сопел. При увеличении α за счет площади активных сопел при $i = \text{const}$ уменьшается K_y (см. рис. 4.7).

4.4. ВЛИЯНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ ВЫДУВА АКТИВНЫХ СТРУЙ НА РАБОТУ ЭУТ

Большую роль в организации процесса смешения в ЭУТ играет угол выдува активных струй как в плоскости продольной оси эжектора, так и в плоскости, перпендикулярной к ней. Несмотря на то, что выдув дискретных периферийных активных струй под углом

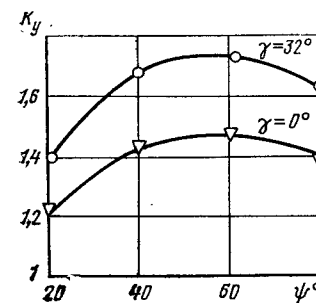


Рис. 4.8. Зависимость K_y от угла выдува активных струй

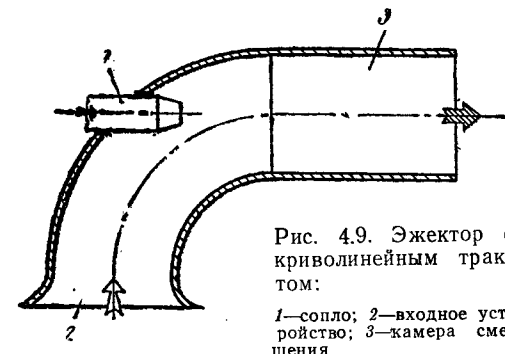


Рис. 4.9. Эжектор с криволинейным трактом:

β к продольной оси ЭУТ характеризуется потерей импульса на величину $I \cos \beta$, максимальное значение K_y достигается при углах выдува активных струй, равных $\psi = 40 \dots 60^\circ$ ($\psi = 2\beta$). На рис. 4.8 показана зависимость коэффициента тягоусиления K_y от угла выдува активных струй в плоскости продольной оси эжектора. Видно, что при углах $\psi < 40^\circ$ K_y падает как при цилиндрической, так и с диффузорной камерой смешения ЭУТ. Это явление объясняется изменением подсасывающих свойств периферийных активных струй в сносимом потоке при различных углах выдува активных струй [34].

Для оценки эффективности эжектирующих свойств активных струй в сносимом пассивном потоке был экспериментально исследован атмосферный эжектор с изогнутым входным трактом начального участка цилиндрической камеры смешения (рис. 4.9). При этом на входном участке камеры смешения пассивный поток был развернут на 90° по отношению к оси активного сопла, уста-

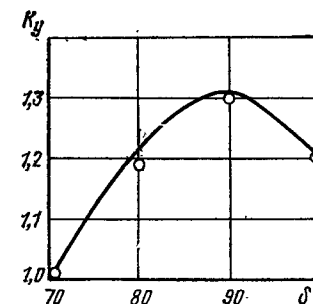


Рис. 4.10. Зависимость K_y от угла набегающего пассивного потока по отношению к эжектирующей струе

ровненного по оси камеры смещения. С изменением угла между осью активного сопла и продольной осью прямого участка цилиндрической камеры смещения активная струя находилась в различных условиях обтекания ее пассивным потоком в диапазоне углов от 70° до 100° .

На рис. 4.10 приводится зависимость коэффициента тягоусиления ЭУТ K_y от угла набегающего пассивного потока по отношению к эжектирующей струе δ . Из графика видно, что на примере односопловой схемы ЭУТ с центральным выдувом активной струи с гео-

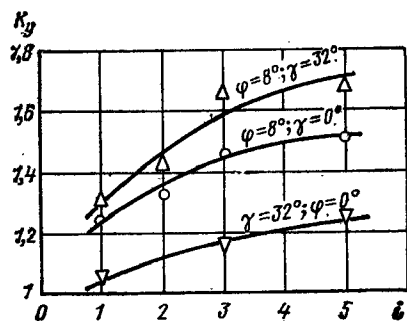


Рис. 4.11. Влияние количества сопел и угла выдува в поперечном сечении на K_y

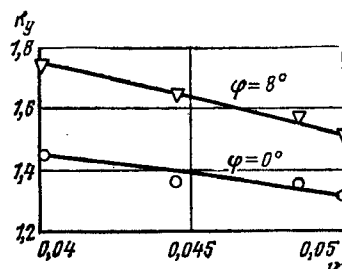


Рис. 4.12. Зависимость K_y от геометрического параметра закрутки ($\alpha=0,045$; $i=8$; $\bar{l}=3$; $\pi_0=1,4$)

метрическим параметром $\alpha=0,045$, эффективность работы ЭУТ существенно зависит от угла набегающего потока. При этом K_y такого ЭУТ достигает величины 1,31 при длине цилиндрической камеры смещения без диффузора $\bar{l}=3$, в отличие от эжектора классической схемы с теми же геометрическими параметрами, при которых $K_y=1,05$ и эжектора с $K_y=1,3$ при длине камеры смещения $\bar{l}=12$ [1].

Существенную роль в организации рабочего процесса в ЭУТ с периферийным дискретным расположением активных сопел играет угол выдува γ активных струй в поперечном сечении эжектора. На рис. 4.11 дана зависимость коэффициента тягоусиления K_y от количества сопел и углов выдува активных струй в поперечном сечении эжектора γ , откуда видно, что K_y до известных пределов растет с увеличением γ . Максимальное значение K_y соответствует величине угла $\gamma=32^\circ$. При этом геометрический параметр закрутки $\nu=0,04$ ($\alpha=0,045$; $\beta=30^\circ$).

Особенностью рабочего режима такой схемы ЭУТ, при котором K_y достигает величины 1,67 и $n=11,2$ ($\pi_0^*=1,4$; $i=8$; $\bar{l}=3$), является значительная неравномерность поля скоростей на выходе из диффузорной камеры смещения. С увеличением степени закрутки потока на выходе камеры смещения появляется осевая зона обратных токов. На рис. 4.12 приведена зависимость коэффициента тягоусиления ЭУТ с периферийным выдувом дискретных активных

струй от геометрического параметра закрутки, при $\beta=30^\circ=\text{const}$ и $\alpha=\text{const}=0,045$. При этом эффективность ЭУТ без диффузора значительно ниже, чем с диффузором. Однако при углах раскрытия диффузора $\varphi=12^\circ$ и при $\bar{l}=3 \dots 5$, коэффициент тягоусиления уже падает.

Одним из требований, предъявляемых к подъемным устройствам СВВП, является создание ими управляющих усилий для стабилизации и управления СВВП на взлете, посадке и при висении, когда

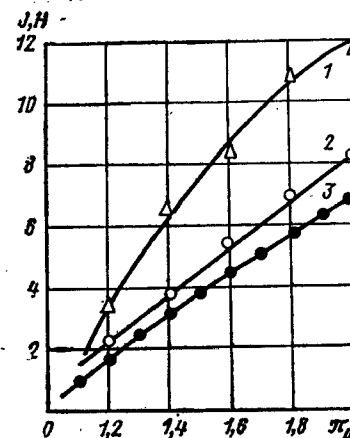


Рис. 4.13. Зависимость импульса ЭУТ от π_0 при реверсе тяги ($\alpha=0,045$; $i=8$; $\varphi=8^\circ$; $\bar{l}=3$; $\psi=60^\circ$):

1—прямой выдув ЭУТ; 2—импульс активных сопел без ЭУТ; 3—реверс тяги ЭУТ

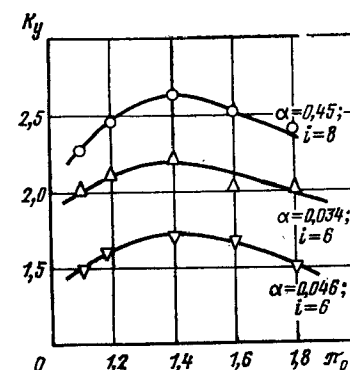


Рис. 4.14. Зависимость K_y от π_0 при различных геометрических параметрах ЭУТ

аэродинамические силы отсутствуют или недостаточны для устойчивого полета самолета. Используя ЭУТ с периферийным расположением дискретных активных сопел, можно управлять вектором и величиной тяги подъемного ЭУТ, не меняя режима работы двигателя-газогенератора. Это обеспечивается посредством разворота активных периферийных дискретных сопел в камере смещения вверх на $60 \dots 120^\circ$. Изменяя направление выдува активных струй, вплоть до создания отрицательной тяги ЭУТ, можно обеспечить различные величины тяги на каждом из ЭУТ, установленных на СВВП, для его стабилизации на переходных режимах.

Зависимость импульса ЭУТ при реверсе тяги от перепада полных давлений в активных соплах была получена экспериментально при развороте соплового блока в модели (рис. 4.13). Видно, что тяга эжектора в этом случае меньше, чем исходная тяга активных сопел на $10 \dots 18\%$, даже у ЭУТ с тангенциальными активными соплами.

Управление тягой ЭУТ без изменения режима работы двигателя газогенератора можно достичь перекрытием ряда дискретных периферийных активных сопл. При этом уменьшается геометрический параметр α ЭУТ. Зависимость K_y от π_0 , α и i показана на рис. 4.14.

4.5. ВЛИЯНИЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ПАРАМЕТРОВ КАМЕРЫ СМЕШЕНИЯ НА РАБОТУ ЭУТ

4.5.1. Относительная длина камеры смешения (\bar{l})

В периодической литературе опубликованы результаты многочисленных исследований атмосферных эжекторов односопловых схем с камерами смешения постоянного сечения и больших относительных длин $\bar{l}=6 \dots 20$. Однако применительно к самолетам ВВП интерес представляют ЭУТ с камерами смешения малых относительных длин $\bar{l}=2 \dots 3$. Мы уже отметили, что такие малые длины

камеры смешения могут быть получены либо в эжекторах многосопловых схем, либо в схемах с тангенциальным и конусным выдувом струй.

В работе Уайтеккера [72] на основании тщательно выполненных экспериментальных исследований 20 комплектов сопл уточнено влияние количества сопл активного потока на оптимальную длину камеры смешения эжектора. Количество сопл, устанавливаемых в эжекторе при заданном значении относительной их площади (α_1), менялось от 1 до 108.

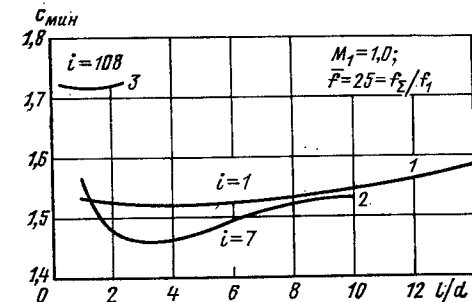


Рис. 4.15. Влияние количества сопл и длины камеры смешения на потери в ней:

1—одно активное сопло; 2—7 сопл; 3—108 сопл

Результаты выполненных экспериментов обобщены на рис. 4.15, на горизонтальной оси которого отложена относительная длина камеры смешения (\bar{l}), а на вертикальной оси — параметр потерь \bar{c} в камере смешения. В случае одиночного сопла ($i=1$) оптимальная относительная длина камеры смешения, при которой потери в ней минимальны ($\bar{c}=1,5$), равна 6 ... 8; при $i=7$ оптимальная длина камеры смешения снижается до 3 ... 4. В случае многосоплового эжектора ($i=108$) оптимальное значение \bar{l} снижается до 0,5 ... 2,0, однако потери в камере смешения при этом растут ($\bar{c}=1,75 \dots 2,0$). Характерно, что минимальные потери в камере смешения имеют место при числе сопл, равном 7; резкое увеличение потерь смешения для случая $i=108$ объясняется возросшим влиянием трения с учетом масштабного эффекта.

На основании выполненной работы авторы предлагают полуэмпирическую формулу для определения оптимальной длины камеры смешения:

$$l_{opt}=10/\sqrt{i}. \quad (4.1)$$

Здесь принято, что при $i=1$ $\bar{l}=(l/d)_{opt}=10$.

4.5.2. Относительная площадь активных сопл (α)

Значения основного геометрического параметра эжектора α , практически реализуемого в конструкции самолета ВПП, находятся в диапазоне

$$0 < \alpha < 0,02 \dots 0,04.$$

Тем не менее представляет интерес анализ работы эжектора и при больших значениях α .

На рис. 4.16 приведены результаты экспериментов по исследованию влияния α (0,05; 0,075 и 0,15) для случая $\bar{l}=2,20$, при $\pi_0^*=1,75$ и $\phi^*=1$. С уменьшением α (т. е. увеличением отношения площадей смешанного и активного потоков) непрерывно возрастает коэффициент эжекции при одновременном уменьшении отношения скоростей смешанного и активного потоков w_3/w_1 .

В итоге интенсивно растет коэффициент тягоусиления от величины $K_y=1,22$ ($\alpha=0,15$) до $K_y=1,4$ ($\alpha=0,05$).

Сравнение кривых $K_y=f(\alpha)$, полученных экспериментально для различных ЭУТ, подтверждает преимущество многосопловых схем над односопловыми.

Таким образом, еще раз отмечается одно из главных преимуществ многосопловых схем ЭУТ над односопловыми схемами с центральным выдувом активной струи: при одинаковых исходных термодинамических параметрах первые имеют меньшие длины камер смешения, что обуславливает в них меньшие величины гидравлических потерь и в итоге — большие коэффициенты тягоусиления.

Это же подтверждается и для многосопловых схем ЭУТ с цилиндрической камерой смешения и периферийным расположением дискретных активных сопл [27].

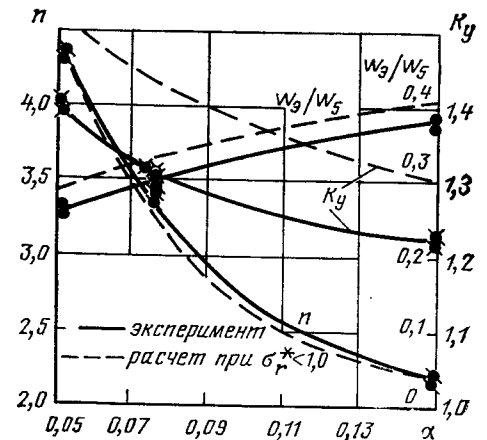


Рис. 4.16. Зависимость K_y , n и w_3/w_5 от F_2/F_1 ($F_{к.см}=\text{const}$; $\phi=1,0$; $\pi_0=1,75$)

4.5.3. Диффузорность камеры смешения

Увеличение количества присоединенной массы в атмосферном эжекторе может быть достигнуто не только увеличением проходного сечения пассивного потока на входе в камеру смешения, но и применением диффузорной камеры смешения.

В односопловых схемах ЭУТ углы раскрытия диффузора не превышают $\varphi_d < 4 \dots 6^\circ$. Как показали многочисленные эксперименты [51, 60], стремление к дальнейшему увеличению степени диффузорности приводит к тому, что наступает отрыв потока от стенок, возрастают гидравлические потери, снижается производительность и резко ухудшается эффективность эжектора.

Переход к многосопловым схемам эжекторных систем обеспечивает возможность создания коротких диффузорных камер смешения с большими степенями диффузорности, в которых могут протекать процессы с высоким газодинамическим совершенством [17, 47].

В проведенных нами экспериментах [22] степени диффузорности камер смешения изменялись в диапазоне $f = \frac{f_3}{f_1 + f_2} = 1,0 \dots 2,0$, а

углы раскрытия диффузоров $\varphi_d = 0 \dots 30^\circ$. Испытания были проведены при отношениях полных давлений активного и пассивного потоков $\pi_0^* = 1,08 \dots 1,80$ и $\vartheta^* = 0,9 \dots 1,0$. Принятые расположения активных сопел по высоте камеры смешения, количество сопел ($i = 3$) и углы выдува ($\psi = 0^\circ$) в процессе испытания оставались неизменными.

При $\varphi_d = 0^\circ$ и выбранных геометрических характеристиках входных элементов эжектора поле скоростей имеет максимум в периферийных областях камеры смешения. Соответствующие этому избыточные кинетические энергии периферийных струек газа при увеличении степеней диффузорности имеют уровень, который предотвращает отрыв потока от стенок диффузора. При $\varphi_d = 14 \dots 18^\circ$ наполняются эпюры скоростей в периферийных областях и одновременно уменьшаются величины скорости течения. При этом более значительное падение скоростей в средних областях сечения камеры смешения объясняется недостаточностью развитой интенсивностью турбулентного переноса энергии при рассматриваемой длине $\bar{l} = 2,20$.

При дальнейшем увеличении угла раскрытия

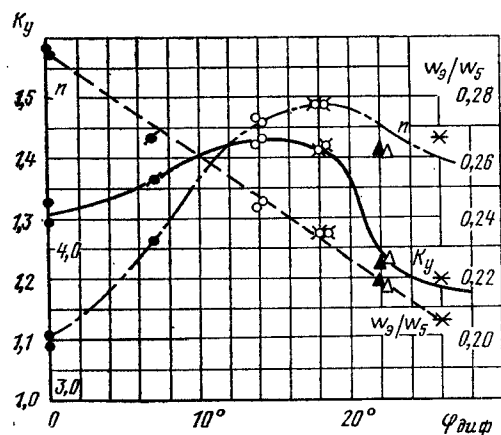


Рис. 4.17. Влияние $\varphi_{диф}$ на K_y , w_3/w_5 и n ($\pi_0 = 1,75$; $\lambda = 1,0$; $i = 3$; $\alpha = 0,075$; $\bar{l} = 2,20$; $\bar{l}_{пр} = 6,60$; $\varphi_1 = \varphi_3 = 0^\circ$)

диффузора до $\varphi_d = 26^\circ$ происходит непрерывное снижение скоростей течения по периферии, приводящее при $\varphi_d \geq 22^\circ$ к возникновению местных зон отрыва потока у стенок тем больших, чем больше степень диффузорности. Одновременно с этим резко сокращаются степени наполнения эпюр. На рис. 4.17 представлены экспериментальные зависимости коэффициентов эжекции, отношения скоростей w_3/w_1 и коэффициентов тягоусиления K_y от углов раскрытия диффузоров и отношений полных давлений π_0^* . В диапазоне $\varphi_d = 0 \dots 18^\circ$ значительно увеличивается коэффициент эжекции, например, при $\pi_0 = 1,75$ от $n = 3,42$ до $n = 4,96$ (т. е. на 45%), однако одновременно имеет место практически линейное падение отношений скоростей смешанного и активного потоков (в этом случае — на 21,3%).

При увеличении углов φ_d сверх 18° параметры n и w_3/w_1 с ростом степеней диффузорности непрерывно снижаются.

Замеры тяги показали, что с увеличением угла раскрытия диффузора от $\varphi_d = 0^\circ$ до $\varphi_d = 15 \dots 16^\circ$ коэффициент тягоусиления ЭУТ для $\alpha = 0,075$ возрастает от $K_y = 1,31$ до $K_y = 1,43$, т. е. примерно на 10%. При испытаниях ЭУТ с геометрическим параметром $\alpha = 0,045$ и $\bar{l}_d = 1,65$ получен коэффициент тягоусиления $K_y = 1,515$ для многосопловой схемы ЭУТ с центральным выдувом активных струй (см. рис. 4.6).

4.5.4. Конусность выдува (β). Тангенциальность выдува (γ)

Как уже отмечалось, несмотря на то, что при испытаниях эжекторов с $\varphi_d = 22 \dots 26^\circ$ эпюры скоростей на входе в диффузорные камеры смешения имели максимумы по периферии потока, наблюдались отрывы потока от стенок в конце камеры смешения, связанные с интенсивным нарастанием пограничного слоя. Для предотвращения отрыва потока в ряде испытаний ЭУТ был применен сдвиг пограничного слоя путем изменения углов выдува активных струй при дискретном центральном расположении активных сопел в диапазоне $\beta = 0 \dots 15^\circ$.

Исследования показали, что с увеличением β от 0° до $5 \dots 8^\circ$ имеет место некоторое возрастание коэффициентов эжекции (рис. 4.18) и соответствующее повышение коэффициентов тягоусиления (\sim на 6,5%). Отношение скоростей w_3/w_1 изме-

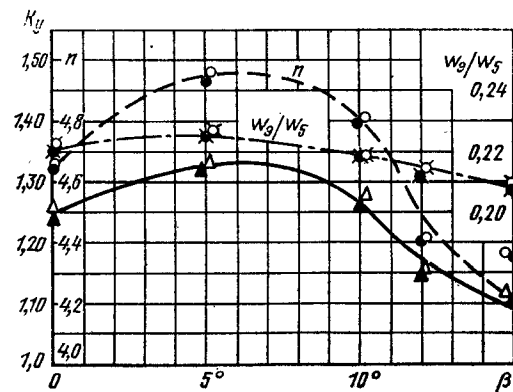


Рис. 4.18. Влияние сдвига пограничного слоя на K_y , n и w_3/w_5 ($\pi_0 = 1,65$; $\lambda_1 = 0,95$; $i = 3$; $\alpha = 0,075$; $\bar{l} = 2,20$; $\bar{l}_{пр} = 6,60$; $\varphi_{диф} = 22^\circ$)

няется незначительно. Увеличение углов выдува $\beta > 8^\circ$ приводит к резкому падению коэффициентов эжекции, коэффициентов тягоусиления и некоторому уменьшению величин ω_3/ω_1 , что связано со значительными потерями энергии при трении высокоскоростной струи и стенки камеры смешения.

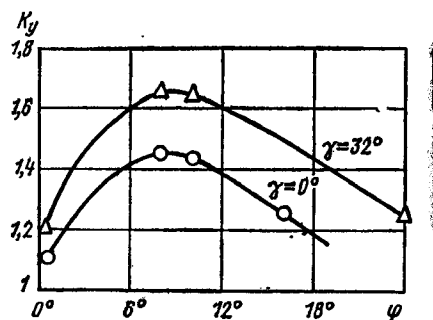


Рис. 4.19. Зависимость K_y от угла раскрытия диффузора ЭУТ с периферийным дискретным выдувом активных струй ($\alpha=0,045$; $\pi_0=1,4$; $\bar{l}=3$; $\psi=60^\circ$; $i=8$)

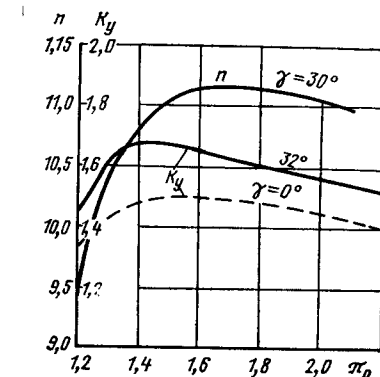


Рис. 4.20. Зависимость K_y и n от π_0 и γ

Таким образом, для многосопловых схем ЭУТ с центральным расположением дискретных активных сопел подбором оптимальных величин углов выдува активных струй можно повысить тягоусиление эжектора на 5...6%.

Для схем ЭУТ с цилиндрической камерой смешения и дискретным тангенциальным периферийным расположением активных сопел

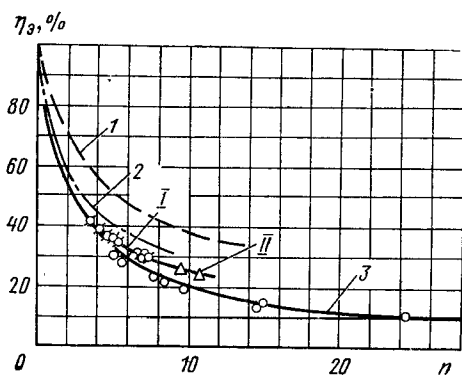


Рис. 4.21. Зависимость к.п.д. ЭУТ от n : I — при центральном выдуве; II — при периферийном выдуве; 1 — $f_{\text{диф}} > 1,0$; 2 — по расчету ($F_{\text{к.см}} = \text{const}$); 3 — по опытам Козюкова

коэффициенты тягоусиления K_y при короткой камере смешения ($\bar{l}=3$) существенно выше, чем у многосопловых схем ЭУТ с центральным расположением активных сопел, и достигают величины $K_y=1,67 \dots 1,7$ ($i=8$, $\psi=30^\circ$, $\gamma=32^\circ$).

На рис. 4.19 приведены зависимости коэффициента тягоусиления от угла раскрытия диффузора ϕ . Установка диффузора в ЭУТ с периферийным тангенциальным расположением активных сопел оказывает существ-

ственное влияние на работу ЭУТ, хотя оптимальный угол раскрытия диффузора невелик $\phi_{\text{д}}=8^\circ$.

Чтобы повысить эффективность работы ЭУТ с укороченной длиной камеры смешения за счет увеличения угла раскрытия диффузора, проводились исследования ЭУТ, снабженного диффузором с перфорированными отверстиями стенки при угле раскрытия $\phi_{\text{д}}=16^\circ$ и $\bar{l}=2$; это позволило повысить K_y на 10% по сравнению с обычным диффузором; характерно, что суммарная площадь отверстий равнялась площади сечения цилиндрического участка камеры смешения.

Результаты экспериментального исследования ЭУТ с дискретным выдувом активных струй приведены на рис. 4.20 и 4.21. Видно, что на модели ЭУТ с периферийным дискретным выдувом активных закрученных струй при $i=8^\circ$, $\phi_{\text{д}}=8^\circ$, $\psi=60^\circ$, $\alpha=0,045$, $\bar{l}=3$ и $\gamma=32^\circ$ получены $K_y=1,67$ и $n=11,2$ при значении $\pi_0^*=1,6$. Эти значения K_y и n соответствуют к.п.д. эжектора $\eta_0=0,23$, что хорошо согласуется с опубликованными данными (см. рис. 4.21).

4.6. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЩЕЛЕВОГО ЭЖЕКТОРА САМОЛЕТА КВП

Экспериментальному исследованию щелевого атмосферного эжектора самолета КВП посвящена работа Гильберта и Хиль [73].

Исследуемый эжектор является осесимметричным щелевого типа (прямоугольного сечения) с одиночным центрально установленным соплом, снабжен камерой смешения переменного сечения по ее длине; геометрические параметры эжектора таковы: ширина щели $b=203$ мм; высота щели в двух вариантах $h=31$ и 47 мм; длина цилиндрической части камеры смешения — 300 мм; длина камеры смешения с выходным диффузором составляет около 600 мм.

Основной (активный) поток обеспечивается подачей сжатого воздуха из компрессора с параметрами $p_1^*=2,18 \dots 2,47 \cdot 10^5$ Па; $T_1^*=350 \dots 390$ К; на срезе сопла $M_1=1,0$. Массовый расход активного газа $G_1=0,09 \dots 0,102$ кг/с, а пассивного (эжектируемого) воздуха $G_2=0,3 \dots 0,5$ кг/с. Коэффициент эжекции менялся в эксперименте в диапазоне значений $n=3,3 \dots 5,0$.

Процесс в эжекторе на различных режимах работы показан на рис. 4.22...4.25.

Кривые статического давления (см. рис. 4.22) имеют характерный минимум ($\Delta p=2,5 \cdot 10^4$ Па) не на срезе сопла активного газа, а на значительном расстоянии ($l/d=3,5 \dots 4,0$) от него. В этом сечении уравниваются статические давления активного и пассивного газа. С увеличением расхода высоконапорного газа на повышенных режимах работы растут разрежение в камере смешения, коэффициент эжекции, а также максимальная скорость течения выдува в поперечных сечениях камеры смешения.

В соответствии с уменьшением максимальной скорости газа вдоль оси камеры смешения (см. рис. 4.23) (при выравнивании профиля скоростей) растет статическое давление.

4.7.1. Дробление струи активного газа

Как отмечалось ранее, одним из существенных недостатков эжекторных усилителей тяги с центральным односопловым выдувом активного газа является большая потребная длина камеры смешения. Дробление струи активного потока на ряд дискретных струй позволяет интенсифицировать процесс смешения, уменьшить «масштаб» протекания процесса и значительно сократить длину камеры смешения [23, 27].

В ряде работ экспериментально установлено, что оптимальная длина камеры смешения многосоплового эжектора примерно в \sqrt{i} раз меньше соответствующей длины односоплового эжектора. Теоретически (на основании теории подобия) нетрудно установить связь между приведенной длиной камеры смешения многосоплового эжектора и соответствующей длиной односопловой. Это соотношение для ЭУТ с цилиндрической камерой смешения можно записать как

$$\bar{l}_{np} = \bar{l} / \sqrt{i}.$$

Характерно, что на отклонение длины камеры смешения от ее оптимального значения многосопловый эжектор реагирует менее чувствительно, чем односопловый. Анализ зависимости коэффициента восстановления полного давления $\sigma^* = f(\lambda_0^*)$ показал, что в случае многосоплового эжектора коэффициенты потерь имеют более высокие значения, чем у соответствующих значений односопловой схемы; это позволяет не только значительно сократить длину камеры смешения, но и существенно улучшить работу эжектора при больших коэффициентах эжекции.

Эффект форсирования процесса смешения достигается также с использованием различных сопловых насадок, дробящих активный поток. Например, в работе [24] показано, что эффективным средством улучшения характеристик ЭУТ является применение сопловых насадок, перфорированных продольными щелями, которые позволяют повысить коэффициент тягоусиления ЭУТ односопловой схемы по сравнению с соплом без насадки почти в 1,5 раза.

4.7.2. Использование подсасывающих свойств активных струй в поперечном сносимом пассивном потоке

В настоящее время в ряде работ установлено [38, 63, 70], что развитие турбулентной струи в поперечном сносимом потоке сопровождается увеличенным присоединением массы к струе. Причем присоединение массы происходит по закону, существенно отличающемуся от известного для случая истечения турбулентной струи в неподвижную среду, и зависит от относительной скорости струи и сносимого потока.

Физический процесс формирования и развития струи в сносимом потоке описан в работах [1, 14, 16, 38]. Струя газа, попадающая в

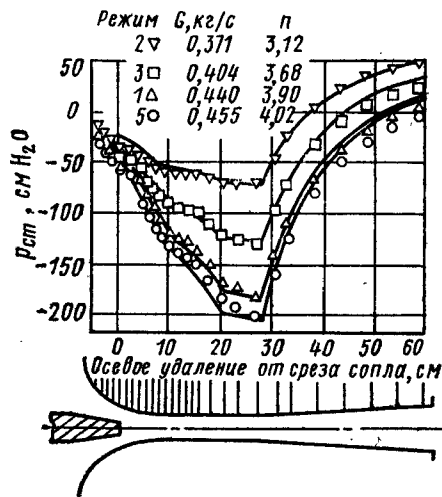


Рис. 4.22. Изменение статического давления вдоль диффузорной камеры смешения

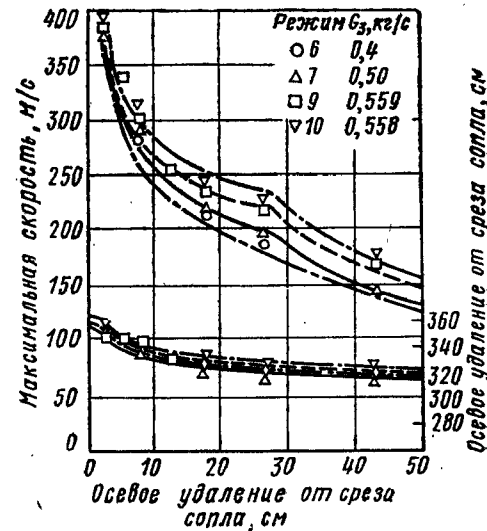


Рис. 4.23. Изменение максимальной скорости газа вдоль диффузорной камеры

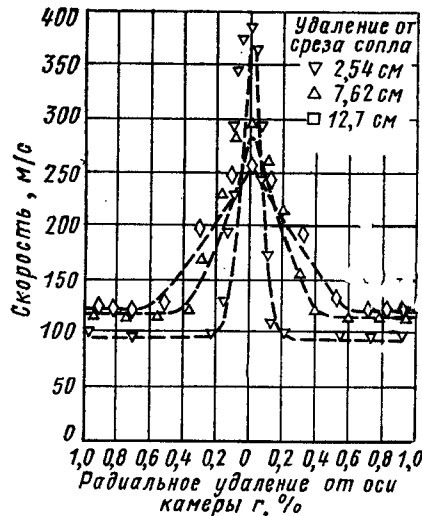


Рис. 4.24. Деформация поля скоростей по длине диффузорной камеры

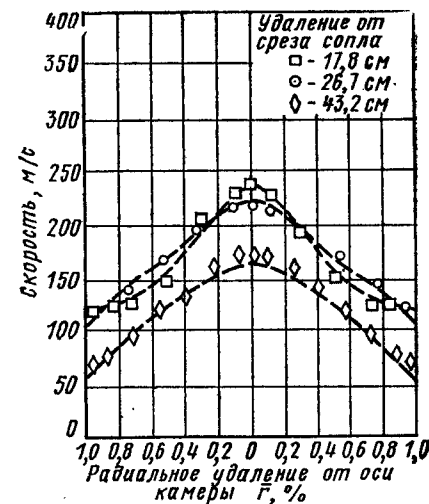


Рис. 4.25. Деформация поля скоростей по длине диффузорной камеры

поток любой плотности и температуры, движущейся под углом к ее оси, искривляется; причем на передней (выпуклой) стороне струи набегающий на нее поток тормозится, создавая повышенное давление, а на задней (вогнутой) стороне струи появляется разрежение. Разность давлений на поверхностях струи создает центростремительную силу, искривляющую струю. Из-за подсосывания воздуха к струе повышенное давление на ее передней границе несколько меньше, чем было бы на стенке твердого тела такой же формы как изогнутая струя. В самой струе статическое давление от переднего ее края к заднему снижается непрерывно. Скорость в поперечном сечении потенциального ядра (области постоянного полного давления в начальном участке струи) растет к задней границе струи из-за снижения статического давления. Векторы скорости за струей имеют составляющие, направленные против скорости в сносящем потоке, что указывает на существование сложной картины циркуляционного движения за струей.

В работе [70] показаны формы сечений струи в начальном и основном участках. Осесимметричная (в начальном сечении) струя с удалением от сопла приобретает подковообразную форму. Деформация сечения струи объясняется характером ее взаимодействия с потоком. Сразу же по выходе воздуха из сопла вследствие интенсивного перемешивания со сносящим потоком образуется турбулентный слой. В результате воздействия сносящего потока и циркуляционных зон частицы отходят от плоскости симметрии — боковые отростки «подковы» раздвигаются, при этом возможно возникновение дополнительного циркуляционного движения в самой струе, т. е. парного вихря с осями, параллельными аэродинамической оси струи. Чем больше скорость внешнего потока и начальный угол наклона струи, тем сильнее изгиб струи и короче ее начальный участок.

Одна из моделей эффекта подсосывающих свойств струи в сносящем потоке рассмотрена в работе [38], где на основании использования эмпирической формы струи и введения на ее средней линии стоков определенной интенсивности строится расчетная схема, позволяющая оценить подсосывающее действие струи в поперечном потоке.

В исследованиях [70, 71] рассматривается воздействие вихревой системы струи на скоростное поле обтекающего ее потока.

Эжекционные свойства струи в сносящем потоке существенно зависят от величины относительного импульса C_μ . Особый интерес представляет определение такой величины относительного импульса C_μ^* , при которой скорость набегающего потока на передней границе выпуклой стороны струи равна нулю относительно скорости струи.

В работе [34] рассмотрено взаимодействие струи круглого сечения с сносящим потоком. В этой работе влияние струи на скоростное поле полностью определяется вихревой схемой струи, которая по аналогии с крылом конечного размаха представлена в виде системы присоединенных и свободных вихрей.

Результаты расчета показали, что влияние вихревой системы струи на скорость в ее передней точке ограничивается расстоянием струи $x = 2d$.

Анализ результатов исследований позволяет сделать вывод о целесообразности использования подсосывающих свойств струй, обтекаемых поперечным потоком в эжекторе с периферийным дискретным расположением активных сопел для интенсификации процесса смешения в качестве одного из важных способов повышения эффективности эжекторного усилителя тяги и уменьшения его габаритов. Что же касается количественных соотношений, то они подлежат дальнейшему исследованию.

4.7.3. Применение закрутки потоков

Важным направлением интенсификации процесса смешения является закрутка потока в эжекторе. Известно, что закрученные струйные течения играют важную роль в организации процесса смешения активных и пассивных потоков [11, 12]. В технике широко применяются устройства, у которых эжекционные свойства создаются с помощью закрученных активных струй, например, камеры сгорания газотурбинных двигателей, вихревые эжекторы, циклонные и вихревые топki, многие газогорелочные устройства. Изучение аэродинамики струйных течений в этих устройствах доказало, что введение закрутки в поток улучшает характеристики процессов смешения при сгорании, создает условия для надежной стабилизации пламени и сокращает длину факела.

Оценка эффективности ЭУТ с закрученными активными струями требует разработки дополнительных критериев, характеризующих степень закрутки активного потока и влияние ее на параметры ЭУТ. Большой интерес для практического приложения представляет исследование закрученных струйных течений не только в свободном пространстве, но и в ограниченном, т. е. в камерах сгорания ГТД, в цилиндрических и диффузорных камерах смешения эжекторов различных схем, в циклонных и вихревых камерах и т. д. Теоретическое исследование таких течений представляет весьма сложную задачу, которая в настоящее время еще не решена. Анализ имеющихся в этой области работ, в которых приводятся результаты экспериментальных и теоретических исследований сильно закрученных струй с зоной обратных токов, в частности [11, 12, 61], позволяет сделать вывод о том, что удовлетворительные результаты аналитического решения уравнений закрученного потока возможны лишь для случаев слабой закрутки и лишь на достаточно большом удалении от среза сопла, где отсутствует зона обратных потоков. В настоящее время при определении аэродинамических характеристик закрученного потока в широком диапазоне изменения интенсивности закрутки воздушного потока внутри камеры смешения ЭУТ требуется проведение экспериментальных исследований. Решить поставленные задачи теоретически возможно лишь в том слу-

чае, если будут учитываться закономерности формирования ядра закрученного потока и зоны обратных токов.

Аэродинамические характеристики ЭУТ с закрученными активными струями находятся в зависимости от степени закрутки потока в камере смешения. Для определения степени закрутки потока в ЭУТ следует ввести соответствующий геометрический параметр.

В качестве такого параметра в настоящей работе авторы предлагают параметр геометрической закрутки в виде

$$\nu = \frac{4}{\pi} \alpha \cos \gamma \cos \beta. \quad (4.2)$$

Из (4.2) следует, что геометрический параметр закрутки эжектора с дискретным периферийным выдувом активных струй определяется углами γ и β выдува активных струй и соотношением площадей активного и пассивного потоков α .

В дальнейшем предстоит экспериментально исследовать влияние геометрической закрутки струй в эжекторе на эффективность смешения потоков.

4.8. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ САМОЛЕТА ПАНХ М-15, ОБОРУДОВАННОГО ЭУТ

В 1973—1975 г. в ЦАГИ были проведены модельные и натурные испытания ЭУТ для улучшения взлетно-посадочных характеристик сельскохозяйственного самолета М-15, снабженного двухконтурным турбореактивным двигателем АИ-25, основные результаты которых изложены в работе [75].

Особенность исследованных ЭУТ заключалась в горизонтальном расположении двигателя и эжекторного насадка.

При таком расположении ЭУТ относительно набегающего потока прирост тяги, получаемый от применения эжекторного насадка, резко уменьшается при увеличении скорости полета самолета выше скорости $M \approx 0,2 \dots 0,3$. Но, учитывая низкую крейсерскую скорость полета самолета М-15 при проведении сельскохозяйственных работ, эта особенность расположения эжекторного устройства не является препятствием для его эффективного использования.

Для уменьшения габаритов камеры смешения ЭУТ, при ее расположении за соплом серийного двигателя АИ-25, устанавливался конический сопловый насадок, боковая поверхность которого перфорирована продольными боковыми щелями. Такая форма насадка позволяла обеспечить форсирование процессов смешения активного и пассивного потоков при относительно небольших гидравлических потерях в самом насадке.

Натурные исследования характеристик самолета М-15 с эжекторным усилителем тяги проводились в два этапа. На первом — стендовые испытания двигателя АИ-25 с ЭУТ с целью исследования влияния установки эжекторного насадка с различными проходными сечениями на режим работы двигателя. На втором этапе в трубе «Т-101 ЦАГИ» исследовались тяговые характеристики само-

лета М-15 с работающим двигателем с эжекторным насадком и без него. Исследования проводились в условиях, когда выходное сечение соплового насадка совпадало с входным сечением эжекторного насадка. При этом угол конусности насадка составлял 18° , площадь щелей насадка — 50%, число щелей — 4, а отношение площади входного сечения насадка к площади выходного — 2,4.

При стендовых испытаниях двигателя с ЭУТ было обнаружено некоторое изменение режимов работы компрессоров высокого и низкого давления и небольшое повышение температуры газов за турбиной, которые были устранены увеличением сопротивления соплового насадка за счет длины щелей — перфорации.

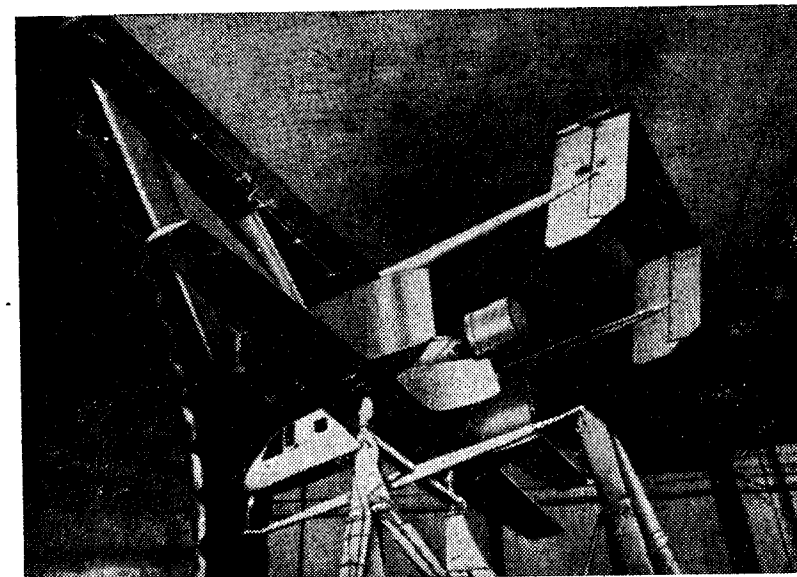


Рис. 4.26. Самолет М-15 в аэродинамической трубе «Т-101 ЦАГИ»

В процессе стендовых испытаний выявлено, что эжекторный усилитель тяги исследуемой схемы существенно улучшает тяговые и расходные характеристики двигателя. На всех его оборотах увеличение тяги, например, составляет 11%.

Испытания самолета М-15 в аэродинамической трубе «Т-101 ЦАГИ» с работающим двигателем и эжекторным насадком проводились при постоянной заданной скорости и различных режимах работы двигателя (рис. 4.26). Эксперименты повторялись дважды — с эжекторным насадком и без него. Кроме того, определялись аэродинамические характеристики самолета при неработающих двигателях.

В ходе экспериментов определялась величина эффективной тяги

$$R_{\text{и}} = \frac{Q_{\text{и}} + \sigma_{\text{и}} + X_{\text{и}}}{\cos \beta},$$

где $Q_{\text{и}}$ — приложенная к самолету и направленная по скорости полета результирующая сила, непосредственно измеряемая на весах трубы; $X_{\text{и}}$ и $\sigma_{\text{и}}$ — соответственно суммарная сила аэродинамического сопротивления самолета, полученная при испытаниях без работающего двигателя, и суммарная сила аэродинамического сопротивления стоек весов; β — угол между осью двигателя и осью рабочей части аэродинамической трубы.

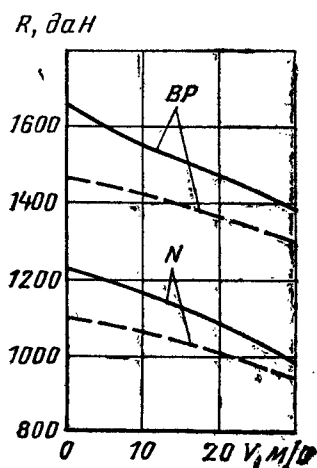


Рис. 4.27. Зависимость эффективной тяги R от скорости потока v в трубе для различных значений угла атаки α при взлетном (BP) и номинальном режиме (N) работы двигателя с эжектором и без него. Угол отклонения элеронов $\delta_a = 20^\circ$. Угол отклонения закрылков $\delta_z = 25^\circ$, $\alpha = 5^\circ 40'$

Полученные зависимости приводились к стандартным атмосферным условиям. Величина приведенной к стандартным атмосферным условиям избыточной тяги ΔR определялась из соотношения

$$\Delta R = R \cos \beta - X,$$

где X — приведенная к стандартным атмосферным условиям суммарная сила аэродинамического сопротивления самолета, полученная при испытаниях без работающего двигателя.

Результаты экспериментов, характеризующих влияние ЭУТ на тяговые характеристики самолета М-15, представлены на рис. 4.27 и 4.28.

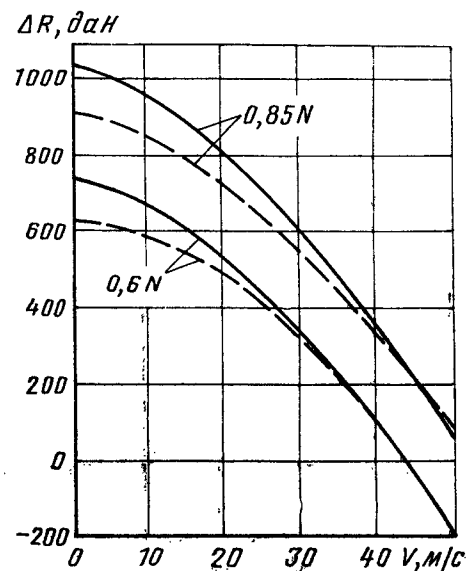


Рис. 4.28. Зависимость приведенной тяги ΔR от скорости потока v в трубе в крейсерском полете с эжектором и без него $\alpha = 6^\circ 40'$, $\delta_a = \delta_z = 0$

Как показали испытания, наличие ЭУТ в силовой установке существенно улучшает тяговые характеристики двигателя на взлетных режимах полета самолета М-15. Так, для взлетного режима работы двигателя выигрыш в тяге составляет на старте (при $v=0$) до 12%, а при скорости полета $v=25$ м/с и угле атаки $\alpha=6^\circ \approx 6,5\%$. Выигрыш в избыточной тяге, приведенной к стандартным условиям при той же скорости, составляет 6,5%. Кроме того, следует отметить, что на режимах полета, близких к крейсерским ($v=40 \dots 50$ м/с), тяговые характеристики практически не изменяются, так как некоторый выигрыш в эффективной тяге уравнивается увеличивающимся аэродинамическим сопротивлением самолета из-за наличия эжекторного насадка. Однако при этом имеет место некоторое уменьшение удельного расхода топлива. Натурные испытания самолета М-15 с эжекторным усилителем тяги в силовой установке полностью подтвердили результаты модельных испытаний ЭУТ данной схемы.

ЭЖЕКТОРНОЕ КРЫЛО ДЛЯ САМОЛЕТА КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

5.1. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ЭЖЕКТОРНОГО КРЫЛА

Перспективным видом энергетической механизации крыла, основанном на использовании рабочего тела силовой установки самолета для управления внешним обтеканием, позволяющим получать высокие значения коэффициента подъемной силы, является эжекторное крыло.

Одним из способов управления потенциальным обтеканием крыла, его циркуляцией, служит выдув струи газа через щели вдоль задней кромки крыла под углом к хорде.

Рассмотрим физическую картину возникновения дополнительной циркуляции на крыле за счет выдува струи.

Реактивная струя, примененная на профиле в качестве жидкого закрылка, должна обладать скоростью истечения w , достаточной для разделения потоков сверху и снизу крыла. Во внешнем потоке струя имеет тенденцию отклоняться и достаточно далеко от профиля становится параллельной скорости потока на бесконечности. Для идеальной жидкости струя и профиль ведут себя как единый твердый профиль, обтекаемый потоком, причем задняя кромка всей системы располагается в бесконечности, где выравниваются скорости на верхней и нижней поверхностях струи (рис. 5.1).

На основании теории потенциального обтекания для подъемной силы всей системы «профиль — струя» имеем

$$y = \left(\int_1 + \int_2 \right) p(x) dx = q v_0 \Gamma, \quad (5.1)$$

где $p(x)$ — давление, которое интегрируется по внешней поверхности профиля (индекс 1) и струи (индекс 2).

Применяя теорему количества движения к системе, состоящей из форкамеры (индекс 3), питающей струю, и струи, и предполагая, что толщина δ и импульс струи не изменяются вдоль нее, а на бесконечности $w \parallel v_0$, получим

$$\left(- \int_3 + \int_2 \right) p(x) dx = 0,$$

откуда

$$\int_2 p(x) dx = q w^2 \delta \sin \theta.$$

Из приведенных соотношений видно, что подъемная сила струйного профиля, вычисляемая интегрированием сил давления по внешней поверхности крыла и внутренней поверхности форкамеры, определяется циркуляцией вокруг всей системы «профиль — струя».

При рассмотрении струйной механизации вводят понятие «эффективности» E , которая позволяет наглядно судить о степени увеличения подъемной силы за счет суперциркуляции. По определению

$$E = \frac{C_p - C_p \sin \theta}{C_p \sin \theta}, \quad (5.2)$$

где $C_p \sin \theta$ — импульсная составляющая C_y , а $C_p = 2C_q^2/\bar{C}$.

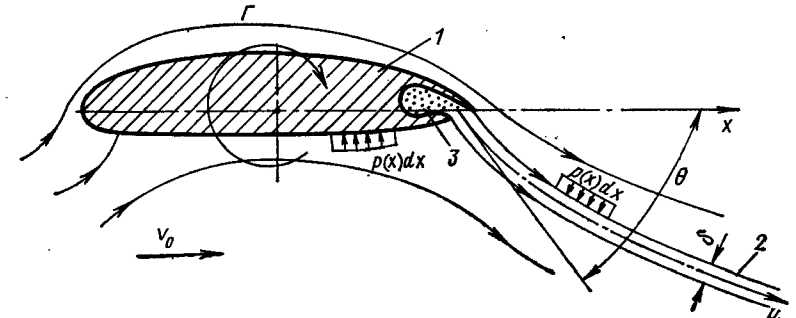


Рис. 5.1. Реактивное крыло с выдувом плоской струи в задней кромке

Как показывают эксперименты [65], а также теоретические зависимости, вытекающие из линейной теории, E не зависит от θ .

Это означает, что для струйного профиля

$$C_y = (1 + E) C_p \sin \theta. \quad (5.3)$$

Для профиля с реактивным закрылком без управляющей поверхности

$$E = 2\pi^{-1/2} + 0,156 C_p^{1/2} - 0,675. \quad (5.4)$$

Хорошей аппроксимацией $E(C_p)$ является формула

$$E = 2 \sqrt{2} / \sqrt{C_p}. \quad (5.5)$$

Из (5.2) и (5.5) следует для C_y симметричного струйного профиля при угле атаки $\alpha = 0$:

$$C_y = (2 \sqrt{2 C_p} + C_p). \quad (5.6)$$

На основании (5.6) можно сформулировать следующую гипотезу для струйного профиля ($\alpha = 0$):

суперциркуляция вокруг крыла со струей, отклоненной по отношению к хорде на определенный угол, линейно зависит от нормальной по отношению к хорде части расхода струи, точно так же, как нормальная составляющая полной реакции струи дает дополнительную импульсную составляющую подъемной силы.

В дальнейшем эта гипотеза найдет свое подтверждение при построении зависимости (5.6) на основе приближенной модели профиля со струей.

Необходимый для заданного значения C_y относительный импульс струй может быть обеспечен располагаемыми мощностями современных силовых установок летательных аппаратов.

Эжекторная механизация крыла является развитием идеи реактивного крыла. Возможная схема его и применение представлены на рис. 5.2.

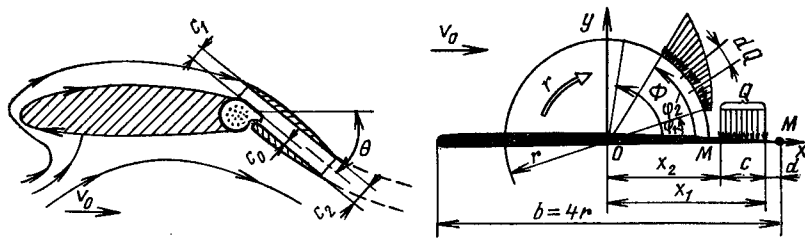


Рис. 5.2. Расчетная схема эжекторного крыла

При подаче высоконапорного газа в эжектор на верхней поверхности крыла за счет отсоса возникает дополнительное разрежение, приводящее к увеличению циркуляции (эффект стока).

Для оценки эффективности энергетической механизации и построения теоретической модели эжекторного профиля примем следующие допущения:

щель выхода струи из эжектора примыкает к задней кромке профиля;

щель входа, через которую отсасывается пассивный воздух, представляет собой равномерно распределенный сток на верхней поверхности пластинки — тонкого профиля вблизи его задней кромки;

эжектор имеет постоянную по ширине камеру смещения;

температура и плотность активного и пассивного потоков одинаковы.

Принятые допущения позволяют, используя принцип суперпозиции потенциальных течений от выдува струй и отсоса на профиле, построить простую приближенную теоретическую модель рассматриваемого крыла [35, 36, 37].

Для определения приращения коэффициента подъемной силы профиля за счет отсоса рассмотрим схему, представленную на рис. 5.2.

Если dQ — элементарный сток с угловой координатой φ на образующем цилиндре, то при протяженности стока на цилиндре, характеризующейся углами φ_1 и φ_2 , скорость на его поверхности

$$v(\Phi) = \frac{q}{2\pi} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sin \varphi \cdot \operatorname{ctg} \frac{\Phi + \varphi}{2} d\varphi. \quad (5.7)$$

Принимая изменение обильности стока в виде

$$dQ = qr \sin \varphi d\varphi, \quad (5.8)$$

что соответствует при конформном преобразовании круга в пластинку равномерному распределению обильности стока по ширине щели, будем иметь

$$v(\Phi) = \frac{q}{2\pi} \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} \sin \varphi \cdot \operatorname{ctg} \frac{\Phi + \varphi}{2} d\varphi. \quad (5.9)$$

Из принципа наложения потенциальных потоков, примененного к обтеканию цилиндра со стоком при наличии циркуляции, при выполнении условия Жуковского — Чаплыгина для точки M , легко получить из (5.9) следующее выражение для дополнительной циркуляции (суперциркуляции):

$$\Gamma_1 = q \cdot r (\varphi_2 + \sin \varphi_2 - \varphi_1 - \sin \varphi_1). \quad (5.10)$$

При заданном суммарном расходе $Q = \int_{\varphi_1}^{\varphi_2} dQ = qr (\cos \varphi_1 - \cos \varphi_2)$

будем иметь ($\varphi \approx \sin \varphi$)

$$\Gamma_1 = 2Q \operatorname{ctg} \frac{\varphi_2 + \varphi_1}{2} = \frac{2Q}{c} \sqrt{(c+d)[1-(c+d)]} \sqrt{\frac{d(1-d)}{(c+d)[1-(c+d)]}}. \quad (5.11)$$

Для случая, когда щель непосредственно примыкает к задней кромке ($d=0, c \ll b$),

$$C_y = 4C_Q / \sqrt{c}. \quad (5.12)$$

Последняя формула устанавливает зависимость коэффициента подъемной силы тонкой пластинки ($\alpha=0$), у которой отсос воздуха через щель у задней кромки распределяется равномерно.

Таким образом, эжекторное крыло с отсосом на верхней поверхности обладает преимуществом по сравнению с простым реактивным, заключающимся в наличии стока, обеспечивающего дополнительный прирост подъемной силы.

Кроме того, эффект тягоусиления позволяет снизить необходимые энергетические затраты на получение заданного значения коэффициента подъемной силы.

5.2. РАСЧЕТ НЕСУЩИХ СВОЙСТВ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭЖЕКТОРНОГО КРЫЛА

Выдув в виде равномерно распределенного источника моделирует выдув струи под углом $\theta \approx 90^\circ$ из щели, примыкающей к задней кромке, так как из (5.12), учитывая связь C_Q и C_μ ,

$$\Delta C_y = 4 \frac{C_{c2}}{\sqrt{c_2}} = 2 \sqrt{2C_\mu},$$

что находится в соответствии с (5.6) и подтверждает приведенную выше гипотезу.

Зависимость $C_y(C_p)$ для струйного профиля при $\theta=90^\circ$, представляемая в виде

$$C_y = 2\sqrt{2C_p} + C_p, \quad (5.13)$$

указывает на возможность развития результатов линейной теории реактивного закрылка на большие углы отклонения струи, что, в частности, подтверждается экспериментальными данными.

С другой стороны, такое представление несущих свойств реактивного крыла свидетельствует о том, что коэффициент C_p является основным критерием подобия, определяющим силовое взаимодействие потока и аэродинамического профиля со струей.

Принцип наложения потенциальных течений позволяет получить выражение для C_y эжекторного профиля.

Для случая, когда крыльевой эжектор мал ($d=0$):

$$C_y = (2\sqrt{2K_y \cdot C_{p_0}} \bar{E} + K_y C_{p_0}) \sin \theta. \quad (5.14)$$

Здесь
$$\bar{E} = \frac{E_0}{E} = 1 - \frac{\frac{n}{n+1} \sqrt{1+\alpha}}{\sin \theta}.$$

В этом случае относительная эффективность эжекторной механизации

$$\bar{E} = 1 - \frac{\frac{n}{n+1} \sqrt{1+\alpha}}{\sin \theta} = 1 + \frac{\gamma}{\sin \theta}. \quad (5.15)$$

Как показывают расчеты, в широком диапазоне изменения геометрических параметров дозвуковых эжекторов коэффициент γ меняется в пределах 0,75...0,8. Следовательно, эффективность эжекторного крыла в два и более раз выше, чем обычной струйной механизации ($\theta=30^\circ \dots 45^\circ$).

Необходимо отметить, что здесь E определена по выходному импульсу струи из эжектора, который превышает величину C_{p_0} за счет тягоусиления.

Для создания на крыле того или иного значения C_y при эжекторной схеме механизации потребуются меньшие энергетические затраты в связи с тем, что с уменьшением C_p эффективность струйной механизации быстро растет.

Потребную величину C_{p_0} , обеспечивающую заданное значение C_y , можно определить из формулы

$$K_y C_{p_0} = 2\bar{E}^2 \left[\sqrt{1 + \frac{C_y}{2\bar{E}^2 \sin \theta}} - 1 \right]^2, \quad (5.16)$$

расчеты по которой для $K_y=1,4$, $\theta=30^\circ$, $\gamma=0,75$ показывают, что для обеспечения $C_y=5$, $C_{p_0}=1,05$, что в 4 раза меньше потребного $C_{p_0}=4,0$ для простой реактивной механизации ($E=1$, $K_y=1$).

Эжекторное крыло за счет стока более экономично даже при отсутствии тягоусиления. Затраты C_p для $C_y=5$ снижаются в 2,7 раза.

В том случае, когда размеры эжектора (эжекторного закрылка) соизмеримы с хордой профиля, относительная эффективность механизации

$$\bar{E} = 1 - \frac{\sqrt{d(1-d)}}{\sqrt{c_1}} [V(c_1+d)[1-(c_1+d)] - Vd(1-d)] \frac{1}{\sin \theta}. \quad (5.17)$$

При относительной длине эжекторного закрылка $\tilde{b}_3 \approx 0,3 \dots 0,4$ величина $\bar{E} \approx 1,3 \dots 1,2$.

5.3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЖЕКТОРНОГО КРЫЛА

Методы измерения аэродинамических коэффициентов, основанные на измерении давлений во многих точках дренированной поверхности модели и на измерении сил на аэродинамических весах, имеют следующие характерные особенности:

В процессе эксперимента величины сил и скорость набегающего потока изменяются, поэтому в рабочей части аэродинамической трубы должны быть предусмотрены системы автоматического поддержания заданной скорости потока;

для определения безразмерных коэффициентов необходимо одновременно с измерением сил, действующих на модель, измерить параметры, по которым вычисляется величина скорости напора.

При экспериментальном исследовании моделей и профилей с выдувом струй, реализующих высокие значения C_y , необходимо обеспечить подвод высоконапорного воздуха к исследуемой модели через весовую систему и определение параметров струи с замером сил и скоростного напора, что усложняет технику эксперимента.

В связи с этим возникает потребность изучения основных свойств моделей в небольших экспериментальных установках с использованием таких методов, которые позволяли бы обследовать в короткое время влияние большого числа параметров на аэродинамические характеристики модели, в частности, применительно к струйным профилям изучить влияние различных способов выдува, например — эжекторного, на несущие свойства профиля.

Рассмотрим некоторые способы определения несущих свойств профилей и профилей со струей, основанные на использовании свойств спектра обтекания двумерных тел с циркуляцией [6, 35].

При разработке этих способов определения C_y профилей используются следующие свойства конформных преобразований потенциальных течений:

если дан круг K и контур C , то всегда существует аналитическая функция $z=z(\xi)$, конформно отображающая C на K ;

если потребовать, чтобы бесконечные точки и скорости в них совпадали, то общий вид указанной функции представляется в виде ряда Лорана

$$z = \zeta + \frac{b_1}{\zeta} + \frac{b_2}{\zeta^2} + \dots; \quad (5.18)$$

циркуляция скорости при конформном преобразовании не меняется. Имеются хорошо разработанные способы, которые всегда позволяют при заданной геометрии профиля найти коэффициенты функции (5.18), местонахождение центра образующего круга K относительно профиля при совмещении плоскостей.

Очевидно, всегда можно указать такое большое число ξ_* для любого наперед заданного малого числа ε , что при $\xi > \xi_*$, $z - \xi < \varepsilon$, т. е.

$$\lim_{\xi \rightarrow \infty} |z - \xi| = 0, \quad (5.19)$$

что вытекает из вида функции $z(\xi)$.

Отсюда следует важное свойство: при достаточно большом удалении от начала координат формы соответственных линий тока плоскостей профиля и круга мало разнятся между собой.

Последнее и положено в основу способов определения C_y , обладающих свойством инвариантности, т. е. независимости от величины скоростного напора.

В общем случае для плоскости профиля трудно, а иногда и невозможно записать выражение комплексного потенциала в явном виде, а следовательно, и уравнений линий, тока в то время как для плоскости круга эти уравнения представляются в простом виде. А из (5.19) следует, что уравнения линий тока плоскости K с любой заданной наперед точностью будут описывать линии тока плоскости S при достаточной удаленности от начала координат.

Уравнение нулевой линии тока ψ_0 при обтекании цилиндра с циркуляцией представляется так:

$$v_0 \left(r - \frac{1}{r} \right) \sin \Phi = \frac{\Gamma}{2\pi r_0} \ln r. \quad (5.20)$$

Используя соотношения $y = \varrho v_0 \Gamma = \frac{1}{2} C_y \varrho b v_0^2$; $b = 4r_0$, получим для ψ_0 следующее соотношение:

$$C_y = 2\pi \sin \Phi \frac{r - \frac{1}{r}}{\ln r}, \quad (5.21)$$

которое прямо может быть использовано для определения C цилиндра в результате замера координат одной точки на визуализированной нулевой линии тока. Циркуляция вокруг цилиндра может быть реализована, например, за счет его вращения.

На рис. 5.3 показаны некоторые расчетные линии тока для трех характерных случаев обтекания различных по форме и расположению тел при одной и той же циркуляции, соответствующей:

случай 1 — обтекание цилиндра радиуса r_0 ;
случай 2 — обтекание пластинки с хордой $b = 4r_0$ и $\alpha = 30^\circ$ (условие Жуковского в задней кромке выполнено);
случай 3 — обтекание пластинки при $\alpha = 0$ (условие Жуковского в задней кромке не выполнено).

Из сравнения этих случаев видно, что при достаточной удаленности от начала координат ординаты нулевых и других линий тока мало разнятся между собой.

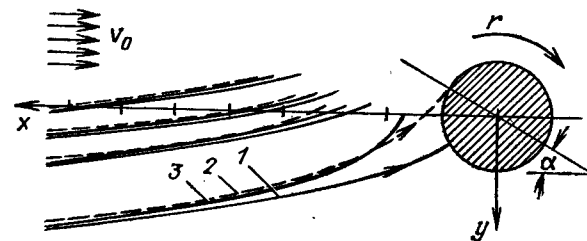


Рис. 5.3. Схема обтекания различных тел с одинаковой циркуляцией:

1—обтекание цилиндра радиуса r_0 ; 2—обтекание пластинки с хордой $b = 4r_0$ и $\alpha = 30^\circ$; 3—обтекание пластинки при $\alpha = 0$; $C_y = \pi$

Отсюда сразу следует, что соотношение (5.21) может быть положено в основу способа определения C_y . Однако возможность и точность метода могут быть расширены, если в качестве соотношения для C_y брать уравнение нулевой линии тока, соответствующей обтеканию профиля, более приближающегося к действительному, и для которого выражение для ψ_0 также представляется достаточно простым, т. е. в явном виде связывает x , y и C_y .

В качестве «опорного» может быть выбрано течение, соответствующее случаю 3, линии тока для которого располагаются между крайними 1 и 2, охватывающими практически весь диапазон возможных профилей. Для этого случая приближенное уравнение линии тока ψ_0 , служащее для определения C_y , может быть записано в виде

$$C_y = \frac{\pi y}{\ln \left(\frac{x}{2} + \sqrt{\frac{x^2}{4} - 1} \right)}. \quad (5.22)$$

Здесь x и y выражены в радиусах образующего круга.

Расчеты показывают, что отличие ординат, подсчитанных по соотношениям (5.22) и (5.21) при $x > 6$, т. е. при расстояниях до измеряемого y от передней кромки порядка одной хорды, составляет менее 2%.

Таким образом, уравнение (5.22) может быть положено в основу способа определения C_y всевозможных профилей по результатам обработки спектра обтекания, на котором выделена нулевая линия тока [37].

Если определять угол скоса потока перед профилем по оси абсцисс или вблизи нее ($\cos \Phi \approx 1$), то связь между углом скоса и несущими свойствами профиля определится как

$$C_y = 2\pi \sqrt{\frac{x^2}{4} - 1} \operatorname{tg} \Phi. \quad (5.23)$$

Таким образом, зная координаты одной точки на нулевой линии тока или угол скоса потока перед профилем в некоторой удаленности от него, легко вычислить величину C_y по (5.23) и (5.22).

Зафиксированный тем или иным образом спектр обтекания не содержит сведений о скоростном напоре q , поэтому все способы оп-

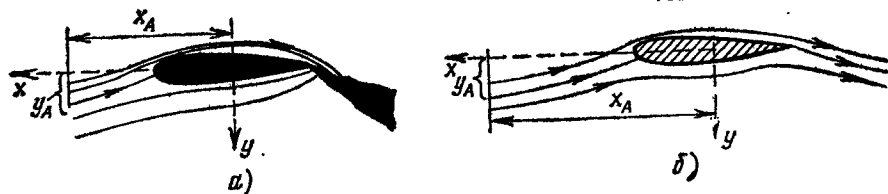


Рис. 5.4. Спектры обтекания реактивного профиля:

а — в гидролотке; б — теоретический ($C_\mu = 1,0$)

ределения C_y по спектру должны обладать в общем случае свойством инвариантности, т. е. независимости от величины q . Инвариантность обеспечивает нечувствительность способов и их точности к изменениям скорости в рабочей части трубы, что существенно упрощает и ускоряет эксперимент.

На рис. 5.4 представлены два спектра обтекания профилей по данным работы [37] для симметричного профиля с реактивным закрылком $\theta = 31,4^\circ$ и $C_\mu = 1$: один — визуализированный в гидролотке, другой — рассчитанный теоретически.

Результаты обработки спектров и расчетов по (5.22) и (5.23) приведены в таблице.

Спектр	Эксперимент	Теория
$x_A = x/r_0$	4,09	6,00
$y_A = y/r_0$	0,763	1,085
C_y	1,78	2,12

Для указанных исходных параметров по C_μ и θ по теории Спенса $C_y = 2,09$ [65].

Анализ полученных зависимостей и результатов позволяет отметить основные особенности и преимущества рассмотренных инвариантных способов:

1. При изменениях скоростного напора спектр обтекания около несущего профиля и C_y , однозначно им определяемый, не меняются. В связи с этим в аэродинамической установке можно допустить довольно значительные колебания скорости; определение C_y может производиться практически мгновенно, сразу же после изменения угла атаки или варианта механизации профиля.

2. Простота оборудования и приемов упрощает эксперимент, ускоряет его проведение, снижает стоимость. Это позволяет поставить широкие параметрические исследования для выбора оптимальной механизации крыла, подвергаемой в дальнейшем исследованиям существующими методами.

3. При определении относительного влияния того или иного варианта механизации по отношению к исходной, например, интенсивность выдува или отсоса, углов атаки и т. п., нет необходимости в точном определении центра образующего круга. Для этого достаточно располагать начало координат в середине хорды профиля.

Можно указать следующие основные области применения инвариантных способов определения C_y :

в аэродинамических трубах и установках, позволяющих визуализировать необходимую часть картины обтекания. Здесь возможности существующих установок возрастают из-за реализации перехода от качественных визуальных исследований к количественным (например, в гидролотках);

в аэродинамических трубах, где визуализация невозможна. Здесь применим способ установления несущих свойств по углу скоса потока;

для предварительных исследований большого объема специальных видов механизации (УПС, отсос, выдув струй и т. д.), для которых требуется разработка специального сложного оборудования для подвода и отвода воздуха через весовую систему;

для физического количественного исследования новых циркуляционных течений около аэродинамических контуров, вызванных различными принципами.

При рассмотрении ряда прикладных вопросов, связанных с использованием энергетической механизации крыла, необходимо знать форму средней линии струи, вытекающей из задней кромки.

Из рассмотренных ранее свойств системы крыло — струя следует, что импульсная часть суммарной подъемной силы системы составляет поддерживающую силу струи, заставляющую последнюю разворачиваться параллельно набегающему потоку в некоторой удаленности от струйного крыла.

Значительная часть подъемной силы системы сосредоточена на профиле и в некоторой окрестности от него на струе, где последняя имеет наибольшую кривизну. Суперциркуляционная часть подъемной силы в E раз больше импульсной составляющей ее. Для эффективных видов энергетической механизации можно считать, что $E > 3$. Поэтому, при рассмотрении обтекания струйного крыла будем предполагать, что циркуляция всей системы приложена только к профилю. Это допущение позволяет сразу использовать уравнение для нулевой линии тока (5.22) в качестве приближенного уравнения для средней линии струи, вытекающей из профиля, на котором реализуется коэффициент подъемной силы C_y , в виде

$$y = \frac{C_y}{\pi} \ln \left(\frac{x}{2} + \sqrt{\frac{x^2}{4} - 1} \right), \quad (5.24)$$

где y выражен в радиусах образующего круга для профиля; x — абсцисса точки с ординатой y в радиусах r_0 .

При выражении координат x и y в долях хорды

$$\bar{y} = \frac{C_y}{4\pi} \ln(2\bar{x} + \sqrt{4\bar{x}^2 - 1}). \quad (5.25)$$

Откуда следует обобщенная форма струи в виде (начало координат совпадает с соплом)

$$4\pi \frac{\bar{y}}{C_y} = \ln[1 + 2\bar{x} + \sqrt{(1 + 2\bar{x})^2 - 1}]. \quad (5.26)$$

Очевидно, при больших \bar{x} можно для ординат струи использовать упрощенное соотношение ($\bar{x} > 1,0$)

$$\bar{y} = \frac{C_y}{4\pi} \ln 2(2\bar{x} + 1). \quad (5.27)$$

Для струи с большим относительным импульсом, величина которого примерно на порядок превышает суперциркуляционную часть подъемной силы, форма струи может быть оценена по выражению

$$y = \frac{C_p \sin \theta}{4\pi} \ln 2(2\bar{x} + 1). \quad (5.28)$$

Суммируя полученные результаты, можно сделать вывод о том, что форма средней линии двумерной струи подчиняется логарифмическому закону. Этот вывод позволяет поставить вопрос об отыскании формы осесимметричной струи, вытекающей из сопла на бесконечной поверхности в сносящий поток.

Анализ экспериментальных данных по этим струям [14] показывает, что в широком диапазоне изменения C_p форма срединной линии струи может быть представлена простым соотношением

$$\bar{y} = a \sqrt{C_p} \ln \bar{x}, \quad (5.29)$$

где \bar{x} и \bar{y} выражены в радиусах сопла, а C_p — коэффициент импульса, равный отношению секундного полного избыточного импульса струи на срезе сопла $I = m\omega + \Delta P \cdot F_c$ к произведению скоростного напора сносящего потока на характерную площадь F .

Коэффициент a , как показывают расчеты, меняется в небольших пределах в зависимости от абсциссы: от $a \approx 1,1$ (при малых x) до $a \approx 0,8$ (при больших x). Для прикладных задач, возникающих при исследовании воздействия струй на элементы летательных аппаратов, по-видимому, можно полагать $a = 1$.

В ряде прикладных задач представляет интерес возможность выражения формы струи в безразмерном виде. Эмпирическая зависимость такого рода дана в [71]

$$\bar{x} = \cos h \bar{y} - 1, \quad (5.30)$$

где $\bar{x} = x/Bd$; $\bar{y} = y/Bd$; $B = 0,19 C_p/2$,

$$\text{или } \bar{x} + 1 = \frac{1}{2} (e^{\bar{y}} + e^{-\bar{y}}).$$

После преобразований получим квадратное уравнение

$$e^{2\bar{y}} - 2e^{\bar{y}}(\bar{x} + 1) + 1 = 0.$$

Последнюю формулу можно преобразовать к виду

$$\bar{y} = \ln[\bar{x} + 1 + \sqrt{(\bar{x} + 1)^2 - 1}]. \quad (5.31)$$

Обращает на себя внимание также логарифмический закон для формы струи [см. (5.26)].

В основу методики определения несущих свойств профилей со струей положен инвариантный способ установления C_y по углу схода потока перед профилем, что обеспечило возможность изучения влияния большого числа параметров (геометрических и газодинамических) на эффективность работы эжекторного крыла. Угол схода потока с точностью до $0,1^\circ$ определялся по показаниям наклонного спиртового манометра, соединенного с типовым датчиком угла схода потока Φ .

Расчет C_y в зависимости от угла Φ , определенного углом атаки крыла, углом выдува струи интенсивного выдува и взаимным положением элементов механизации, проводился по формуле (5.23).

Результаты экспериментов, выполненных на модели эжекторного профиля с хордой 200 мм, сводятся к следующему:

увеличение относительной хорды эжекторного закрылка снижает его эффективность;

уменьшение хорды эжекторного закрылка, приближая сток к задней кромке профиля, значительно повышает эффективность механизации;

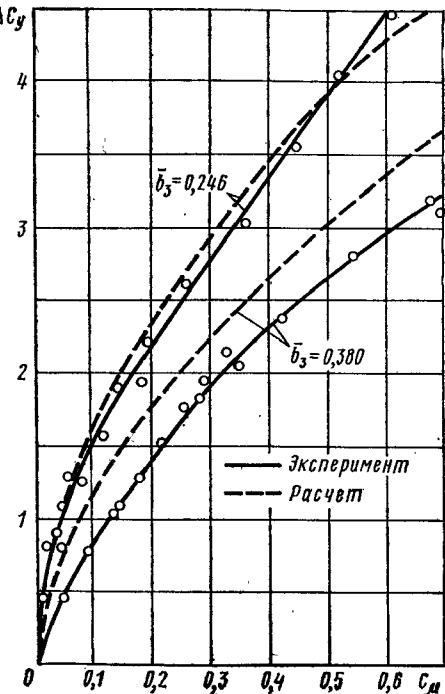


Рис. 5.5. Сравнение расчетных и экспериментальных зависимостей ΔC_y от C_p ($\theta = 60^\circ$)

наибольший прирост C_y отмечается при невысоких C_x . Так, при $C_x = 0,1$ уменьшение хорды закрылка с 38% до 25% повышает несущие способности в два раза;

достаточно хорошее согласование результатов экспериментов с теорией с уменьшенной до 25% хордой закрылков наблюдается в диапазоне $C_x \leq 0,5$. При дальнейшем возрастании C_x эффективность работы крыла начинает превосходить теоретическую (рис. 5.5).

Эффективность работы эжекторного закрылка в значительной степени зависит от возможностей организации на его верхней поверхности УПС для предотвращения отрыва потока при больших величинах α , а также от правильного выбора размеров щелей между элементами закрылка [37].

5.4. ЭУТ В НЕСУЩИХ СИСТЕМАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Конструктивное исполнение эжекторного крыла в компоновке с силовой установкой СКВП показано на рис. 5.6. Плоский эжектор вдоль размаха крыла здесь образован системой закрылков и щелевым соплом в задней кромке крыла.

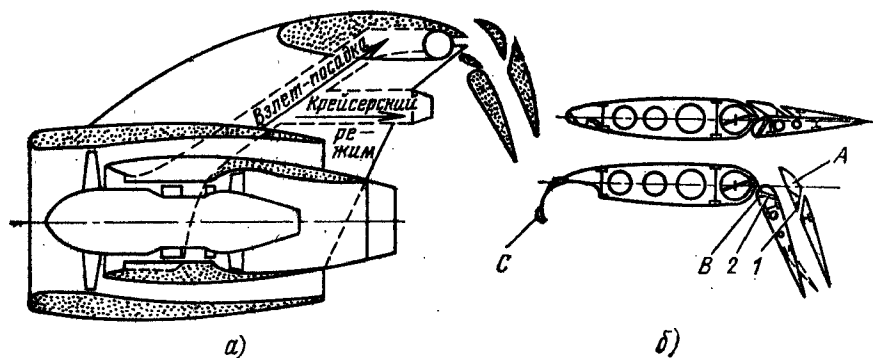


Рис. 5.6. Конструктивная схема эжекторного крыла:

а — в компоновке с СУ; б — собственно крыло

В крейсерском режиме полета закрылки складываются, образуя хорошо обтекаемый профиль крыла.

В режимах полета, требующих увеличения коэффициента подъемной силы, а именно, на взлете и посадке, закрылки отклоняются вниз и образуют камеру смещения эжектора, в которую поступает газ из щелевого активного сопла. Высоконапорный газ отбирается от основной силовой установки и по пилону подается через продолженную вдоль крыла магистраль в активное сопло.

Элемент В служит для изменения направления подачи воздуха

в камеру смещения, элемент А обеспечивает плавный и безотрывный вход пассивного потока в эжектор (см. рис. 5.6, б).

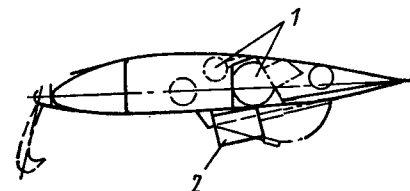
Щель 1 служит для управления пограничным слоем на верхней поверхности створки эжектора, щель 2 снижает потери импульса активной струи на трение.

Предкрылок С обеспечивает безотрывное обтекание крыла и снижение сопротивления. Кроме того, он позволяет полнее реализовать восстановление тяги на больших углах отклонения системы закрылков.

Газовая магистраль разделена на две части, чтобы обеспечивалась возможность одновременного подвода газов от двух или нескольких двигателей. Это имеет важное значение, так как обеспечивается возможность предотвращения движения самолета по крену в случае отказа одного из двигателей. Для подачи газов в магистраль более выгодно применять двухконтурные двигатели, что дает

Рис. 5.7. Схема эжекторного крыла с активными соплами с увеличенной контактной поверхностью:

1 — сопла; 2 — заслонка



возможность иметь сравнительно невысокую температуру поступающих в магистраль газов, а следовательно, использовать магистрали из легких сплавов. Остальной поток газов от основного контура двигателя, имеющий высокую температуру, направляется на выхлоп через поворотные реактивные насадки, позволяющие регулировать вектор тяги, например, для управления наклоном траектории полета летательного аппарата при заходе на посадку.

Дальнейшим развитием этого вида механизации является ликвидация протока воздуха с нижней поверхности крыла в эжектор, который приводит к некоторому снижению циркуляции.

В рассматриваемой конструкции коэффициент тягоусиления может достигать величины 1,4...1,5, что является весьма существенным обстоятельством для самолета СКВП с повышенной потребной тяговооруженностью.

На рис. 5.7 дано схематическое изображение эжекторного крыла с дискретными активными соплами с увеличенной поверхностью смещения [60]. Кроме этого, имеются также сопла управления пограничным слоем на закрылке, в диффузоре и на входе в эжектор. Эжектор, установленный в задней части крыла, имеет длину до 40% хорды. Ось эжектора может отклоняться на 30°. Система закрылков такого крыла состоит из обычного закрылка и выходной заслонки эжектора, укрепленной на носовой выходной стенке отсека эжектора. В убранном положении заслонка образует нижнюю поверхность крыла, в выпущенном — носовую диффузорную стенку

эжектора. Закрылок в выпущенном положении является кормовой диффузорной стенкой.

Крыльевые эжекторы такого типа способны увеличить относительный прирост статической тяги более чем в 1,7 раза. Прирост тяги увеличивается с ростом скорости полета, если ось ЭУТ расположена под углом к набегающему потоку, обтекающему крыло.

Присоединение эжектора к задней кромке крыла позволяет одновременно с эффектом реактивного закрылка реализовать энергичный отсос воздуха с верхней поверхности крыла, что приводит к появлению суперциркуляции. С увеличением тяги, создаваемой эжектором, возрастает эффективность механизации, а при наличии восстановления тяги на струйном крыле в условиях внешнего обдува (когда, несмотря на отклонение потока воздуха реактивным закрылком на 45° вниз, результирующий вектор тяги реактивной системы оказывается направленным в сторону движения летательного аппарата) уменьшается потребная взлетная тяговооруженность. Это обстоятельство позволяет уменьшить энергетические затраты на механизацию, снизить размеры и массу систем отбора и транспортировки активного газа [37].

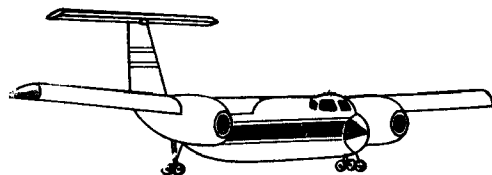


Рис. 5.8. Экспериментальный самолет с эжекторным крылом С-8А «Баффало»

Кроме того, наряду с увеличением коэффициента подъемной силы, эжекторное крыло обладает рядом дополнительных положительных свойств [69]:

максимальный коэффициент подъемной силы такого крыла достигается при очень большом угле атаки — порядка 30° ;

для формирования эжектора закрылки должны иметь весьма значительную хорду, составляющую около 35% хорды крыла. Поэтому при отклонении таких закрылков не возникает большого отрицательного момента по тангажу;

большие внутренние поверхности эжектора эффективно снижают шум от реактивной струи. Для повышения эффективности шумоглушения поверхности закрылков, образующих камеру смешения эжектора, могут выполняться из звукопоглощающих конструкций, например, в форме перфорированных металлических панелей с сотовым наполнителем;

компоновка СКВП с эжекторным крылом позволяет сочетать большую крейсерскую скорость с хорошими взлетно-посадочными характеристиками.

На рис. 5.8 изображен экспериментальный СКВП с эжекторным крылом С-8А «Баффало» Канадской фирмы Де Хэвилленд, который при крейсерской скорости $V=300$ км/ч и массе $m_{\text{взл}}=2040$ кг имеет длину разбега, равную 183 м.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭУТ

6.1. ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ САМОЛЕТОВ ВВП С ЭУТ. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ПАДЕНИЕ ТЯГИ САМОЛЕТА С ЭУТ

Одним из основных критериев, определяющих схему, летно-технические и весовые параметры СВВП при условии его безопасной эксплуатации в любых условиях и при отказе одного из двигателей на взлете, посадке и переходных режимах, является взлетная тяговооруженность:

$$\mu_{взл} = R_{взл} / gM_{взл}. \quad (6.1)$$

Для обеспечения безопасной эксплуатации величина $\mu_{взл}$ должна быть существенно больше 1,0.

Необходимый запас тяги должен учитывать:

падение тяги при отказе одного двигателя-газогенератора; необходимость подъема самолета ВВП (после отрыва) с достаточным ускорением;

отбор воздуха от двигателей для обеспечения эффективного управления и стабилизации самолета в любую погоду на взлетно-посадочных режимах (в том числе — висения);

отклонение средних атмосферных условий от стандартных, в частности — падение наружного давления (до $p_n = 730$ мм Нг) и повышение наружной температуры (до $t_n = +30^\circ\text{C}$);

падение тяги, обусловленное высотным расположением аэродрома.

Снижение тяги, обусловленное практически возможным отказом одного из i двигателей СВВП, определяется выражением

$$\bar{R}_{отк} = (i - 1) / i. \quad (6.2)$$

Отказ двигателя не только уменьшает тягу всей силовой установки, но и приводит к дестабилизации самолета, устранение которой возможно либо автоматическим выключением симметрично установленного двигателя на другой половине крыла (что допустимо только при большом количестве подъемных двигателей), либо кратковременным форсированием тяги на 10...15% оставшихся работающих двигателей. Потребная степень форсирования двигателей определяется выражением

$$\bar{R}_\Phi = \frac{i}{i - 2}. \quad (6.3)$$

Однако, как видно из (6.3), для СВВП с малым числом двигателей ($i \leq 4$) необходимо обеспечить форсирование более чем в 2 раза, что практически невозможно. В этом случае оказывается необходимым кольцевание газовых контуров эжекторных агрегатов и газогенераторов.

Рассмотрим простейшую схему кольцевания: один эжектор включен на два газогенератора. Пусть коэффициент тягоусиления ЭУТ равен K_y . При отказе одного из двух газогенераторов коэффициент эжекции растёт, так как скорость и расход пассивного газа падает медленней, чем расход активного газа. Следовательно, коэффициент тягоусиления возрастает и становится $K_y' > K_y$. При этом падение тяги составит не 50%, а меньшую величину. Тогда с учетом 10...15% форсирования относительная тяга работающих двигателей будет

$$\bar{R}_{отк} = (1,10 \dots 1,15) \frac{i - 1}{i} K_y' / K_y. \quad (6.4)$$

Подъем СВВП с достаточным ускорением. Рассматривая зависимость времени вертикального подъема СВВП от высоты и тяговооруженности

$$d(u^2)/dH = du/dt = g(\mu_{взл} - 1) = \text{const} \quad (6.5)$$

находим, что для ускоренного подъема достаточно избыточная тяговооруженность 3...5%, т. е. $\bar{R}_{уск} = 1,03 \dots 1,05$.

Возможность взлета и посадки в любую погоду. Для этого необходимо предусмотреть достаточный отбор воздуха от двигателей для эффективной стабилизации и управления самолетом на режимах подъема, висения и переходных фазах полета. Требование всепогодной эксплуатации предусматривает обеспечение взлета и посадки при:

- а) вертикальной составляющей ветра до 9 м/с;
- б) любой горизонтальной составляющей ветра до 10 м/с;
- в) боковом ветре до 15 м/с.

Это может быть достигнуто при определенной эффективности органов стабилизации и управления с помощью струйных рулей или некоторых схем эжекторов, оцениваемой возможностью создавать необходимые угловые ускорения:

относительно продольной оси $\epsilon_x = 0,9 \dots 1,0$;

относительно поперечной оси $\epsilon_y = 0,6 \dots 0,7$.

При этих условиях для СВВП потребный относительный отбор воздуха на стабилизацию и управление не превышает 10...12% и соответственно $R_{отб} = 0,91 \dots 0,89$.

Отклонение атмосферных условий от стандартных. Падение атмосферного давления и рост температуры окружающей среды снижает тягу двигателей и тем интенсивней, чем ниже температуры газа перед турбинной ТРД T_3^* и выше степени сжатия компрессора π_k^* . При параметрах рабочего процесса $T_3^* = 1200 \dots 1300$ К и $\pi_k^* = 12 \dots 20$ относительная тяга становится

$$\bar{R}_{T_n} = 0,90 \dots 0,92; \bar{R}_{p_n} = 730/760 = 0,96 \text{ и в итоге } \bar{R}_{T_n p_n} = 0,86 \dots 0,88.$$

Падение тяги ГТД, обусловленное высотным расположением аэродрома, при стандартных условиях может составить до 5% при $H_{\text{аэр}}=1000$ м; в этом случае $\bar{R}_H=0,95$.

Таким образом, взлетная тяговооруженность СВВП с учетом потребных запасов тяги определяется соотношением

$$\mu_{\text{взл}} = \bar{R}_{\text{уск}} (1/\bar{R}_{\text{гн}}) (1/\bar{R}_H) (1/\bar{R}_{\text{отб}}) (1/\bar{R}_{\text{отк}}), \quad (6.6)$$

что при найденных выше величинах \bar{R}_i составит

$$\mu_{\text{взл}} = (1,36 \dots 1,44) 1/\bar{R}_{\text{отк}}. \quad (6.7)$$

При $i=2$ и $K_y'/K_y=1,2$ $\bar{R}_{\text{отк}}=0,5 \cdot 1,15 \cdot 1,2=0,69$.

Тогда $\mu_{\text{взл}}(\text{ср})=1,4/0,69=2,0$.

При $i=8$; $K_y'/K_y=1,0$ $\bar{R}_{\text{отк}}=7/8 \cdot 1,15 \approx 1,0$.

Тогда $\mu_{\text{взл}}(\text{ср})=1,4$.

6.2. ВЛИЯНИЕ «ПОДСАСЫВАЮЩЕГО» ЭФФЕКТА ЗЕМЛИ

При взлете и посадке СВВП работа подъемных устройств существенно зависит от удаления среза сопла ГТД от поверхности земли.

При истечении газоздушных струй из двигателей самолетов вертикального взлета и посадки вблизи поверхности земли (которая служит экраном) возникает разрежение на нижних поверхностях СВВП вследствие эжектирующего действия струи. Появляется отрицательная составляющая подъемной силы, которая приводит к значительному снижению фактической вертикальной тяги. Это явление, известное под названием «подсасывающего эффекта земли», особенно сильно проявляется у ТРД, струя которого обладает высокой скоростью истечения. При этом наибольшие потери подъемной силы наблюдаются на высоте висения над поверхностью ВПП, равной двум диаметрам сопла двигателя, и составляют 6...9% вертикальной тяги силовой установки [31]. Снижение скорости струи и увеличение высоты среза сопла над поверхностью земли заметно снижают подсасывающее действие струи. Так, у ЭУТ подсасывающее действие струи примерно в 5...6 раз меньше, чем у ТРД, при одном и том же расстоянии среза сопла над поверхностью площадки [62].

Влияние экрана сказывается также и на работе собственно эжекторного подъемного устройства вследствие изменения давления на выходе из камеры смешения.

В случае истечения смешанного потока из ЭУТ в среду с давлением, большим атмосферного, при расчете эжектора учитываются условия втекания и истечения, выражающие равенство статических давлений во входящих потоках в начальном сечении камеры смешения $p_1=p_2$ и равенство статического давления смешанного потока давлению в окружающей среде, например, в создаваемой вблизи экрана воздушной подушке $p_3=p_{\text{в.п.}}$. Условие истечения смешанного

потока в среду с повышенным давлением, записанное для выходного сечения камеры смешения ЭУТ, имеет вид

$$\Pi(\lambda_3) = p_3/p_{\text{в.п.}} = p_3/p_3^* = \bar{p}_3/(\pi_3 \sigma_{\text{вх}}^*), \quad (6.8)$$

где $p_3=p_3/p_H$ — относительная величина статического давления на выходе из эжектора.

Картина меняется, если ЭУТ имеет периферийный дискретный выдув активного потока.

Результаты экспериментального исследования влияния экрана на работу ЭУТ с периферийным выдувом активных струй представлены на рис. 6.1. Из графика видно, что коэффициент тягоусиления резко возрастает с уменьшением расстояния от среза диффузорной камеры смешения ЭУТ до экрана $\bar{h}=h/D$, что связано с возникновением дополнительной подъемной силы от воздушной подушки. Этот вывод подтверждается ростом K_y в зависимости от увеличения угла раскрытия диффузорной камеры смешения ЭУТ.

Таким образом, влияние экрана на работу эжекторного усилителя тяги с дискретным многосопловым периферийным выдувом активных струй приводит уже к существенному увеличению тяги.

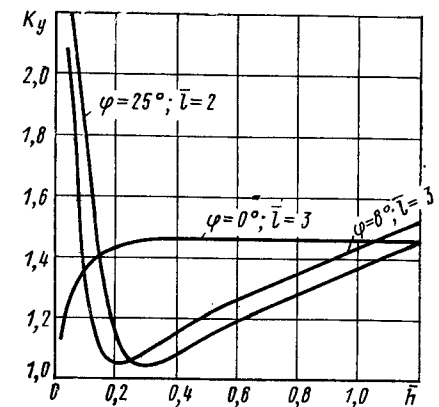


Рис. 6.1. Влияние экрана на работу ЭУТ ($\alpha=0,045$; $\pi_0=1,4$; $i=8$)

6.3. ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ ПОЛЕТА НА ТЯГУ ЭУТ

Известно, что эжекторные агрегаты, несмотря на многочисленные проекты, не получили практической реализации как усилители тяги в силовых установках самолетов обычных схем по ряду причин, среди которых одной из основных является и неблагоприятное

протекание скоростных характеристик ЭУТ. Коэффициент тягоусиления ЭУТ интенсивно снижается с ростом скорости набегающего потока, если последний направлен параллельно оси эжектора (рис. 6.2) [66]. Уже при $v=40 \dots 50$ м/с тягоусиление эжектора исчезает ($K_y=1,0$), а при больших скоростях потока тяга эжектора становится меньше тяги исходного маршевого двигателя.

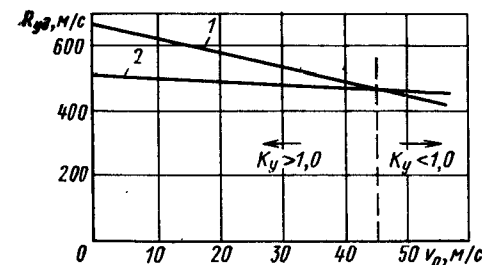


Рис. 6.2. Зависимость удельной тяги силовой установки от v_0 :

1 — ТРД с эжектором $F_3/F_1=7,14$; $\pi_0=1,67$; $v=-0,3$; $K_{y0}=1,3$; 2 — ТРД

На СВВП эжекторные агрегаты для создания вертикальной тяги устанавливаются так, что ось ЭУТ оказывается перпендикулярной вектору скорости набегающего потока при горизонтальном перемещении самолета. В этом случае — как это подтверждается экспериментально — тягоусиление ЭУТ не только не уменьшается, но может возрастать с ростом скорости горизонтального полета СВВП [17, 48, 57].

Рассмотрим условия работы эжектора при косом обдуве. При обтекании воздушным потоком входа в ЭУТ часть набегающего потока засасывается работающим эжектором. При косом обдуве воз-

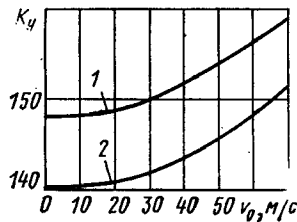


Рис. 6.3. Скоростная характеристика ЭУТ самолета Локхид XV-4А «Хаммингберд»:

1 — при работе одного газогенератора на один ЭУТ; 2 — при работе двух газогенераторов на один ЭУТ

духозаборника ЭУТ линии тока искривляются, причем тем больше, чем ближе расположены они к его входному сечению. При этом внешний поток, обтекающий засасываемую в эжектор струю, расширяется у задней стенки воздухозаборника, в результате чего возрастает давление на поверхности струи и увеличивается расход воздуха через входное устройство эжекторного агрегата. Увеличение количества движения потока воздуха, засасываемого в эжектор, будет

$$\Delta K = \iint_{F_2} (\rho w_{a2} w_2 + p_2) dF - \iint_{F_1} [\rho_0 (w_{a2})_0 (w_2)_0 + (p_2)_0] dF. \quad (6.9)$$

Величина ΔK составляет весьма небольшую долю от теоретически возможного возрастания количества движения

$$\Delta K_{\max} = \iiint_{\Delta G} w_0 dG$$

и степень полезного использования приращения количества движения пассивного потока

$$\bar{K} = \Delta K / \Delta K_{\max}$$

в лучшем случае может составить 25...40%. На рис. 6.3 показана экспериментальная скоростная характеристика ЭУТ самолета Локхид XV-4А «Хаммингберд» в диапазоне скоростей набегающего потока $v = 0 \dots 70$ м/с, откуда видно, что прирост тягоусиления K_y составляет 8...9% [57].

Степень полезного использования приращения количества движения входящего пассивного потока \bar{K} определяется величинами

потерь при его повороте и торможении, которые можно оценить коэффициентом потерь

$$\xi_{\text{вх}} = \frac{\Delta p^*}{\rho w_2^2 / 2},$$

или связанным с ним коэффициентом восстановления полного давления

$$\sigma_{\text{вх}}^* = 1 - \xi_{\text{вх}} \varphi(\lambda_2), \quad (6.10)$$

где
$$\varphi(\lambda_2) = \frac{\rho w_2^2 / 2}{p_2^*} = \frac{k}{k+1} \lambda_2^2 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_2^2 \right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$\varphi(\lambda)$ — газодинамическая функция, представляющая отношение скоростного напора к его полному давлению.

Таким образом, нетрудно определить динамическую степень сжатия при наддуве пассивного контура эжектора

$$\pi_d = \frac{p_v}{p_n} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \sigma_{\text{вх}}^*, \quad (6.11)$$

или с учетом выражения (6.10)

$$\pi_d = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} [1 - \xi_{\text{вх}} \varphi(\lambda_2)].$$

В случае отсутствия потерь ($\xi_{\text{вх}} = 0$ и $\sigma_{\text{вх}}^* = 1,0$)

$$\pi_d = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

и степень полезного использования скоростного напора $\bar{K} = 1,0$. Наличие потерь при повороте потока и изменение его скорости может уменьшить эту величину до нуля и даже, более того, сделать отрицательной, если

$$\left| \iint_{F'} [\rho_0 (w_{a2})_0 (w_2)_0 + (p_2)_0] dF \right| > \left| \iint_{F'} (\rho w_{a2} w_2 + p_2) dF \right|.$$

Последнее может иметь место при срывных явлениях и значительной неравномерности потока во входном устройстве. При этом $\bar{K} = 0$ и $\pi_d = 1,0$, т. е.

$$\left(1 + \frac{k-1}{2} M_0^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} [1 - \xi_{\text{вх}} \varphi(\lambda_2)] = 1,0. \quad (6.12)$$

В этом случае

$$\xi_{\text{вх}} \varphi(\lambda_2) = 1 - \frac{1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{k}{k-1}}}, \quad (6.13)$$

или

$$\xi_{\text{вх}} \varphi(\lambda_2) = 1 - \Pi(\lambda_0).$$

Соотношение
$$\xi_{\text{вх}} < \frac{1 - \Pi(\lambda_0)}{\varphi(\lambda_2)}$$

выражает необходимое условие для получения $K_y > K_{y0}$. Величины коэффициентов потерь $\xi_{вх}$ определяются экспериментально при обдуве входных устройств поперечным потоком. На рис. 6.4 приведены экспериментальные зависимости $\xi_{вх} = f(M_n/\lambda_2)$, полученные при различных углах обдува входных устройств с механизацией и без нее и при осесимметричном обтекании [66].

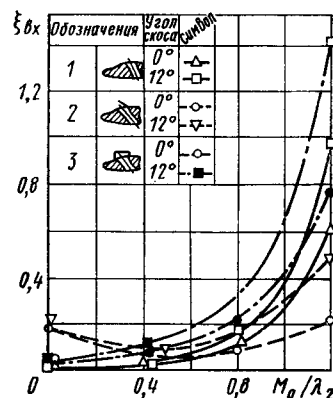


Рис. 6.4. Экспериментальные зависимости $\xi_{вх} = f(M_n/\lambda_2)$ при различных углах обдува входных устройств поперечным потоком ($K=1,40$):

1—вход без механизации; 2—вход с поперечным отражателем, установленным под углом 20°; 3—вход с продольным отражателем, установленным под углом 90°

Видно, что в диапазоне возможных эксплуатационных значений $M_n/\lambda_2 = 0 \dots 0,7$ зависимости $\xi_{вх} = f(M_n/\lambda_2)$ для систем без механизации близки к линейным функциям вида

$$\xi_{вх} = k M_n/\lambda_2,$$

где $k=0,07 \dots 0,10$ при осесимметричном обтекании и $k=0,10 \dots 0,20$ при боковом. Поскольку $\xi_{вх}$ является функцией приведенной скорости λ_2 , то для ее определения необходимо знать линию рабочих режимов эжектора $\lambda_3 - \lambda_2$.

На рис. 6.5 приведен пример графоаналитического решения уравнений эжектора при поперечном обдуве его потоком со скоростями $v=0 \dots 100$ м/с в предположении отсутствия потерь (идеальное течение на входе). Этот пример позволяет судить о наибольшем теоретически возможном смещении режимных точек ЭУТ. Если диапазон эксплуатационных скоростей сносимого потока ограничить величиной $v=60$ м/с, то наибольшее отклонение λ_2 от исходного значения (при $v=0$) составит $\approx 37\%$, $\lambda_3 \approx 47\%$, причем интенсивность возрастания λ_2 и λ_3 увеличивается с ростом v . Расчеты, приведенные для различных геометрий ЭУТ, показали, что в названном диапазоне $v=0 \dots 60$ м/с приращения приведенных скоростей λ_2 и λ_3 колеблются в пределах:

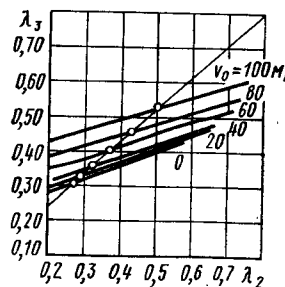
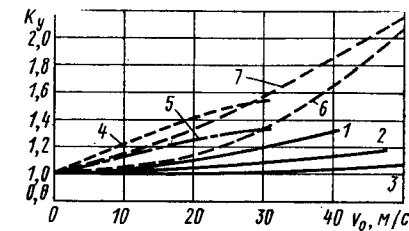


Рис. 6.5. Графоаналитическое решение уравнений эжектора при поперечном обдуве ($\sigma_{т*} = 1,0$; $\xi_{вх} = 0$; $\pi_0 = 2,0$; $\theta^* = 1,0$)

Рис. 6.6. Зависимость $K_y = f(v_0)$ для разных агрегатов усиления тяги:

1—ЭУТ с $F_3/F_1=20$, $\xi_{вх}=0$; 2—ЭУТ со входом без механизации; 3—XV-4A; 4—ЭУТ Bertin ($\alpha=0$); 5—ЭУТ Bertin ($\alpha_{опт}$); 6—ПТВ GETOL; 7—ПТВ ВН-11



$$\delta(\lambda_2) = 30 \dots 50\%; \delta(\lambda_3) = 40 \dots 55\%.$$

Теоретически при $\xi_{вх}=0$ возрастание степеней тягоусиления K_y с увеличением скоростей полета до $v=50$ м/с должно иметь величину $50 \dots 70\%$ (рис. 6.6). На практике при наличии потерь ($\xi_{вх} > 0$), определяемых графиками (см. рис. 6.4), эта величина снижается до $10 \dots 30\%$, а у самолета Локхид VZ-10 «Хаммингберд» составляет всего $\approx 5\%$ (см. рис. 6.6).

6.4. ХАРАКТЕРИСТИКА МАССЫ ЭЖЕКТОРНЫХ АГРЕГАТОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК СВВП

Проектирование эжекторных усилителей тяги в системе силовой установки СВВП требует знания не только их термогазодинамической эффективности, но и характеристик массы эжекторных агрегатов.

Одним из главных критериев оценки и сравнения различных схем СВВП при заданных коммерческой нагрузке $M_{ком}$ и дальности полета L является взлетная масса самолета [28]; она связана с относительными массами самолета известным выражением баланса масс

$$M_{взл} = \frac{M_{ком}}{1 - (\xi_{сy} + \xi_T + \xi_{об} + \xi_{пл})},$$

где $M_{ком} = \xi_{ком} M_{взл}$ и $\xi_{ком} + \xi_{сy} + \xi_T + \xi_{об} + \xi_{пл} = 1$.

При этом относительная масса силовой установки с эжекторным агрегатом и системой стабилизации СВВП находится как

$$\xi_{сy} = K_T \cdot K_{от} (\xi_{дв} + \xi_{ст} + \xi_{ЭУТ}), \quad (6.14)$$

где $K_T = 1,45 \dots 1,60$ и $K_{от} = 1,10 \dots 1,15$.

Масса эжекторного агрегата состоит из масс его элементов: камеры смешения M_k , газового коллектора с трубами для подвода газа от газогенератора к активным соплам $M_{тр}$, сопел M_c и направляющих (отклоняющих) решеток M_p :

$$M_{ЭУТ} = M_k + M_{тр} + M_c + M_p. \quad (6.15)$$

Масса ЭУТ в значительной степени определяется выбором конструктивных материалов.

Оценим массы отдельных элементов эжекторного агрегата с камерой смешения постоянного сечения.

Масса камеры смещения. Камера смещения обычно выполняется из листового материала, ее масса может быть определена по формуле

$$M_k = 2(b+a)l\delta q \quad (6.16)$$

для прямоугольной в плане формы камеры смещения, где a , b , l — линейные размеры; δ — толщина стенок камеры.

Обозначив $b/a=k$, получим выражение массы камеры смещения в зависимости от площади ее поперечного сечения F_9 :

$$M_k = 2\sqrt{F_9/k}(1+k)l\delta q. \quad (6.17)$$

Для цилиндрической камеры смещения

$$M_k = \pi d l \delta q = \sqrt{4\pi F_9} l \delta q. \quad (6.18)$$

Масса активных сопл. Для рассматриваемой конструкции эжекторного агрегата

$$F_9 = f_1 \left(1 + \frac{1}{a}\right) = f_3. \quad (6.19)$$

В случае многосоплового эжектора

$$F_1 = i f_1. \quad (6.20)$$

Поскольку масса цилиндрических сопл пропорциональна соответствующим диаметрам их поперечных сечений, то при неизменном расходе газа замена одного сопла на i вызовет увеличение массы активных сопл в \sqrt{i} раз.

Для многосоплового эжектора с цилиндрической формой активных сопл с длиной h будем иметь

$$\sum_1^i (M_c)_i = \sqrt{4i\pi f_3} \delta h q. \quad (6.21)$$

При активных соплах щелевого типа их массу можно подсчитать по формуле

$$M_c = 2i\delta h q a. \quad (6.22)$$

Если щелевые сопла установлены в камере смещения с шагом t , то в выражении через F_9 эта зависимость запишется в виде

$$M_c = 2\delta h q \frac{F_9}{t}. \quad (6.23)$$

Масса газового коллектора. Скорость газового потока в коллекторе ограничим величиной, соответствующей числу $M_{тр} = 0,2$. Из уравнения расхода газа через активные сопла и газовый тракт получим

$$m F_1 \frac{p_1^*}{\sqrt{T_1^*}} q(\lambda_1) = m F_{тр} \frac{p_{тр}^*}{\sqrt{T_{тр}^*}} q(\lambda_{тр}),$$

где $p_1^* = \sigma_{тр}^* p_{тр}^*$.

Коэффициент восстановления полного давления в тракте примем $\sigma_{тр}^* = 0,97$. Тогда, при $q(\lambda_1) = 1,0$ и $q(\lambda_{тр}) = 0,3363$, площадь сечения газового коллектора

$$F_{тр} = F_1 \sigma_{тр}^* / q(\lambda_{тр}) = 2,9 F_9 / \left(1 + \frac{1}{a}\right). \quad (6.24)$$

Для массы коллектора с длиной, равной большему линейному размеру эжектора прямоугольной формы в плане

$$M_{тр} = \pi D_{тр} b \delta q, \quad (6.25)$$

или

$$M_{тр} = 0,6 q F_9 \sqrt{k \left(1 + \frac{1}{a}\right)}.$$

Масса направляющих (отклоняющих) решеток. Принимаем, что каждая решетка состоит из $2i$ лопаток высотой в ряду (i — число щелевых сопл).

Масса одной лопатки

$$M_a = 2\delta S a q, \quad (6.26)$$

а двух рядов решеток

$$M_p = 8i S \sqrt{F_9/k} \delta q. \quad (6.27)$$

Рассмотрим весовые характеристики ЭУТ в схеме силовой установки СВВП, в которой газ отбирается от двух маршевых двигателей и направляется в эжекторный агрегат, расположенный между двигателями.

В качестве исходных данных для исследования весовых характеристик принимаются:

основной геометрический параметр эжектора $a = 0,067$;

количество щелевых активных сопл $i = 20$;

соотношение линейных размеров поперечного сечения камеры смещения $k = b/a = 9$;

взлетная тяговооруженность $\mu_{взл} = 1,42$;

коэффициент тягоусиления эжектора $K_y = 1,45$;

удельная тяга газогенератора $R_{уд.о} = 700$ м/с;

длина камеры смещения $l = 1,5$ м;

толщина конструкционного материала: для стали $\delta = 0,1$ см, для стеклопластика $\delta = 0,25$ см;

длина активных сопл $h = 0,2$ м;

высота направляющей (отклоняющей) решетки $S = 0,2$ м.

Тогда с учетом принятых допущений масса эжекторного агрегата в кг определится выражением

$$M_{ЭУТ} = k_q q \sqrt{k F_9} \cdot 10^{-3} \left[31 \frac{1+k}{k} + 7,1 \sqrt{\frac{i}{k \left(1 + \frac{1}{a}\right)}} + 0,6 \sqrt{\frac{F_9}{1 + \frac{1}{a}}} + \frac{16l}{k} \right]. \quad (6.28)$$

Конструкционным коэффициентом $k_k = 1,1 \dots 1,3$ учитывается наличие узлов подвески эжекторного агрегата, особенности конструктивного решения отдельных узлов и т. п.

При расчете в качестве конструкционных материалов были использованы стеклопластики следующих марок:

1. ВФТ-С с плотностью $\rho = 1750 \text{ кг/м}^3$ и $\sigma_b = (4,0 \dots 2,1) \cdot 10^8 \text{ Па}$ в интервале температур $t = 0 \dots 350^\circ\text{C}$.

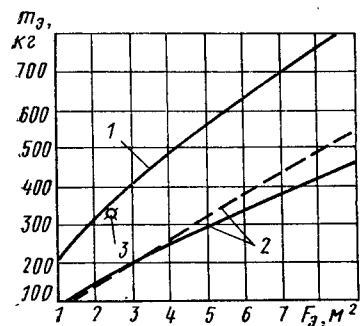


Рис. 6.7. Влияние площади поперечного сечения камеры смешения на массу ЭУТ:

1 — металлическая конструкция; 2 — смешанная конструкция; 3 — VZ-10 «Хаммингберд»

2. КАСТ с плотностью $\rho = 1850 \text{ кг/м}^3$ и $\sigma_b = (3,3 \dots 2,5) \cdot 10^8 \text{ Па}$ в интервале температур $t = 0 \dots 200^\circ\text{C}$.

Результаты расчета представлены на рис. 6.7, откуда следует, что с увеличением $F_э$ непрерывно растет масса эжекторного агрегата $M_{эут}$. Однако зависимость $M_{эут} = f(F_э)$ отклоняется от линейной, что говорит о снижении интенсивности прироста $M_{эут}$ в области больших площадей $F_э = 6 \dots 10 \text{ м}^2$. Значит, относительная масса конструкции ЭУТ тяжелых СВВП меньше, чем легких.

Использование в конструкции эжекторного агрегата стеклопластических материалов позволяет существенно уменьшить массу эжектора. Так, при $F_э = 2 \text{ м}^2$ в смешанной конструкции эжектора (кривая 2), т. е. при одновременном использовании стальных и пластических материалов, масса эжекторного агрегата вдвое меньше массы эжектора, выполненного полностью из металла (кривая 1); при $F_э = 10 \text{ м}^2$ уменьшение массы составляет $\approx 45\%$.

Для расширения возможностей применения полученной зависимости $M_{эут} = f(F_э)$ и проведения проектировочных расчетов она представлена в обобщенных параметрах (рис. 6.8). В качестве таких параметров можно выбрать: относительную массу эжекторного агрегата $\xi_{эут} = M_{эут} / M_{взл}$ и взлетную массу самолета $M_{взл}$.

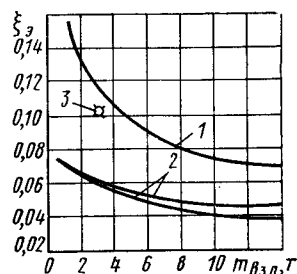


Рис. 6.8. Влияние взлетной массы самолета на относительную массу ЭУТ:

1 — металлическая конструкция; 2 — смешанная конструкция; 3 — VZ-10 «Хаммингберд»

Пересчет полученных результатов производят по следующей методике:

а) по известной площади $F_э$ и геометрическому параметру $(1 + 1/\alpha)$ находят площадь поперечного сечения активного потока

$$f_1 = \frac{F_э}{1 + \frac{1}{\alpha}};$$

б) при выбранных параметрах газогенератора $T_3^* = 1200 \text{ К}$ и $\pi_k^* = 9,0$, чему соответствует $R_{уд.о} = 700 \text{ м/с}$, определяют тягу газогенератора;

г) после этого находят соответствующие значения $\mu_{взл}$ и затем тягу подъемного устройства

$$R_э = R_{гг} K_y = g \mu_{взл} M_{взл};$$

г) после этого находят соответствующие значения $\mu_{взл}$ и затем по выбранным параметрам газогенератора и эжектора определяют взлетную массу самолета

$$M_{взл} = R_{взл} / g \mu_{взл};$$

д) значения массы эжектора $M_{эут}$ для выбираемых $F_э$ определяют по графику (см. рис. 6.8) для соответствующих значений массы самолета $M_{взл}$.

В результате определяют зависимость относительной массы эжекторного агрегата от взлетной массы самолета $\xi_{эут} = f(M_{взл})$. На рис. 6.8 показана относительная масса эжекторного агрегата экспериментального самолета с ЭУТ Локхид VZ-10 «Хаммингберд». Искомая точка находится достаточно близко к кривой для металлической конструкции.

Рассмотрим применение методики определения характеристик массы ЭУТ при проведении расчетов массы СВВП в более общем случае.

Масса эжекторного агрегата $M_{эут}$ зависит в первую очередь от площади поперечного сечения камеры смешения эжектора $F_э$, которую нетрудно определить из уравнения расхода, записанного в виде

$$F_э = \frac{g \mu_{взл} M_{взл} \left(1 + \frac{1}{\alpha}\right) \sqrt{T_3^*}}{i K_y R_{уд.о} m p_5^* q (\lambda_{гг})}. \quad (6.29)$$

Величины T_3^* , p_5^* , $R_{уд.о}$, $q(\lambda_{гг})$ определяют выбором параметров рабочего процесса газогенератора, имея в виду, что коэффициент тягоусиления зависит также от α .

Коэффициент тягоусиления K_y можно непосредственно связать с параметром $F_э / \mu_{взл} M_{взл} g$, выполнив предварительно серию газодинамических расчетов эжекторов (рис. 6.9). На приведенном графике, рассчитанном применительно к газогенератору с $T_3^* = 1200 \text{ К}$ и $\pi_k^* = 9,0$, нанесена линия АВ реализованных коэффициентов тяго-

усиления атмосферных эжекторов. При этом использованы результаты проведенных экспериментов и данные, взятые из работ [17, 22].

При определении массы ЭУТ применяют метод последовательных приближений: по ориентировочным значениям взлетной массы самолетов и известной тяговооруженности для выбранного

$K_y = f(\alpha)$ из зависимости $F_a / \mu_{взл} m_{взл} g = f(K_y)$ находят F_a и геометрические размеры эжекторов, при этом оценивают возможность компоновки ЭУТ на самолете. По полученным значениям F_a находят $M_{ЭУТ}$.

Результаты исследования влияния коэффициентов тягоусиления на сумму относительных масс силовой установки и топливной си-

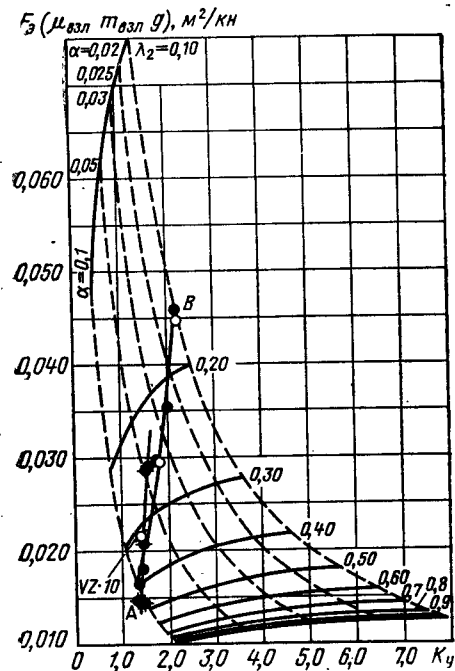


Рис. 6.9. К расчету габаритных размеров ЭУТ

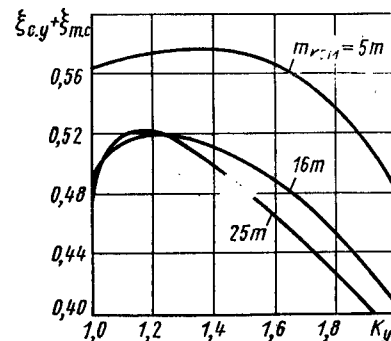


Рис. 6.10. Влияние коэффициента тягоусиления на относительную массу силовой установки с ЭУТ и топлива СВВП (при различных коммерческих нагрузках самолета)

стемы ($\xi_{с.у} + \xi_{т.с}$) самолетов ВПП с $M_{ком} = 25$ т, 16 т и 5 т приведены на рис. 6.10 ($\mu_{взл} = 1,5$ для всех самолетов). Характерно, что с увеличением параметра K_y от 1,0 (исходный ТРД) суммарная относительная масса ($\xi_{с.у} + \xi_{т.с}$) первоначально возрастает, достигая некоторого максимума (для СВВП с $M_{ком} = 25$ т — в окрестности $K_y = 1,20$, для СВВП с $M_{ком} = 16$ т при $K_y = 1,35$ и для СВВП с $M_{ком} = 5$ т при $K_y = 1,45$), а затем интенсивно снижается. Чем больше взлетная масса, тем при меньшем значении K_y наступает это снижение. Суммы относительных масс ($\xi_{с.у} + \xi_{т.с}$) самолетов с ЭУТ становятся меньшими соответствующих величин самолетов, снабженных только ТРД, для $M_{ком} = 25$ т при $K_y = 1,52$, для $M_{ком} = 16$ т при $K_y \geq 1,60$, а в случае $M_{ком} = 5$ т — при $K_y \geq 1,63$.

Объяснение этой зависимости заключается в том, что увеличение массы конструкции за счет введения эжектора и его коммуникаций окупается только начиная с некоторого определенного значения коэффициента тягоусиления, причем тем меньшего, чем больше взлетная масса самолета; иными словами, чем относительно меньшую долю составляет масса ЭУТ по отношению к массе самолета. Самолет с переразмеренным ТРД без ЭУТ имеет меньшую систему относительной массы силовой установки и топливной системы ($\xi_{с.у} + \xi_{т.с}$), чем СВВП с ЭУТ, дающим небольшое увеличение тяги, но большую прибавку в массе силовой установки.

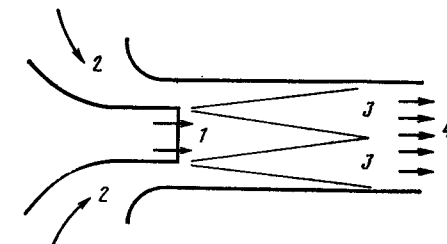
Применение же ЭУТ, обеспечивающего высокое тягоусиление ($K_y \approx 2,0$), снижает ($\xi_{с.у} + \xi_{т.с}$) на 15—18% по отношению к СВВП, снабженного переразмеренным ТРД.

6.5. АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭЖЕКТОРНЫХ УСТРОЙСТВ

Основными акустическими характеристиками силовых установок СВВП являются уровни воспринимаемого шума в РНДБ на различных удалениях, диаграммы направленности и спектры шума. Применение эжекторных агрегатов в силовых установках СВВП приводит к изменению их акустических характеристик.

Рис. 6.11. Схема смешения потоков в эжекторном сопле:

1—активная струя; 2—пассивный поток; 3—зона смешения; 4—полностью смешанный поток



Известно, что эжекторные устройства получили применение на реактивных двигателях в качестве шумоглушителей [3, 21]. Основным фактором, определяющим их акустическую эффективность, является снижение скорости истечения реактивной струи двигателя, применяемое, как правило, одновременно с дроблением ее на ряд дискретных струй.

Источниками шума эжекторного устройства являются: активная, пассивная и смешанные струи. Шум активной струи распространяется, главным образом, вниз по потоку и излучается через выходное сечение камеры смешения. В зависимости от длины камеры смешения, ее звукоизоляции и характеристик звукопоглощения стенок добавка шума активной струи к шуму смешанного потока может быть различной. Шум втекания пассивного потока имеет значительно меньшую интенсивность, чем активного или смешанного потоков, и маскируется ими.

На рис. 6.11 представлена схема шумоглушения атмосферного эжектора с центральным соплом активного газа. Обозначены зоны турбулентного смешения активного потока с подсасываемым извне

пассивным потоком и полностью смешанного потока при достаточно большой длине эжектора.

Выше (в первой главе) мы отметили, что для обеспечения максимального тягоусиления длина камеры смешения должна равняться $l/d=6 \dots 8$ калибрам. Для максимального же шумоглушения, как показали опыты Мидльтона с простым коническим соплом, длина камеры смешения должна быть больше и составлять до $10 \dots 12$ калибров (20 диаметров сопла). При допустимом значении для самолетной компоновки $(l/d)_{\text{к.см}}=2$ замеренное снижение шума эжектора в эксперименте составляет только $3,5 \dots 4,0$ РНдБ. При $l/d \leq 1$ эффект снижения шума в эжекторе практически исчезает.

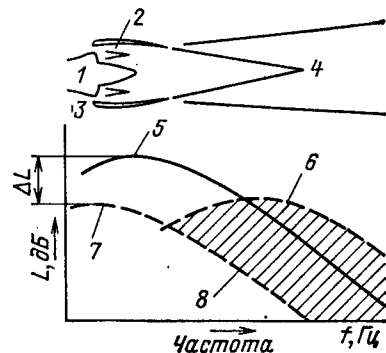


Рис. 6.12. Снижение шума в акустически обработанном эжекторном сопле:

1—многоэжекторное сопло; 2—зона начального смешения; 3—акустически обработанный кожух; 4—зона вторичного смешения; 5—шум струи конического сопла; 6—шум струи многолепесткового сопла в первичной зоне; 7—полное смешение во вторичной зоне; 8—шум эжектора с акустической облицовкой

Существенное снижение шума эжектора при одновременном укорочении камеры смешения может быть достигнуто применением эжектора с многоэлементным соплом активного газа в сочетании с установленной акустической облицовкой наружного кожуха эжектора. В этом случае (рис. 6.12) четко видны две зоны смешения: *первичная* — смешения множества дискретных активных потоков с пассивным подсасываемым потоком и вторичная — смешения полученной смеси с окружающей атмосферной средой.

Переход от одного центрального активного сопла к многоэлементным дискретным соплам снижает максимальный уровень шума и преобразует его из низкочастотного в высокочастотный. Наличие же акустической облицовки глушит высокочастотную часть полученного спектра. В итоге на всех частотах существенно, т. е. $8 \dots 10$ РНдБ, снижается уровень шума.

Уменьшение масштаба шумоглушения концентрирует шумообразование в пределах короткого эжектора.

Недостатком мал шумного эжектора с многоэлементным активным соплом является утрата им акустических свойств с уменьшением скорости истечения из сопла, т. е. с увеличением коэффициента эжекции, а также по мере дросселирования двигателя (рис. 6.13). Другим недостатком такого эжектора является снижение его шумоглушающих свойств с ростом скорости полета. Все это требует про-

должения поисков оптимальных решений при выборе схемы эжекторного устройства.

Оценим теперь количественно эффект шумоглушения в эжекторном сопле.

Снижение уровня воспринимаемого шума в РНдБ, достигаемое при присоединении эжекторного устройства к соплу реактивного двигателя, можно определить в стендовых условиях по формуле [16] в РНдБ:

$$\Delta PNL = 10 \lg (\omega_3 / \omega_5)^{7,6} (q_5 / q_3)^{1,4} (R_3 / R_0)^{0,6}. \quad (6.30)$$

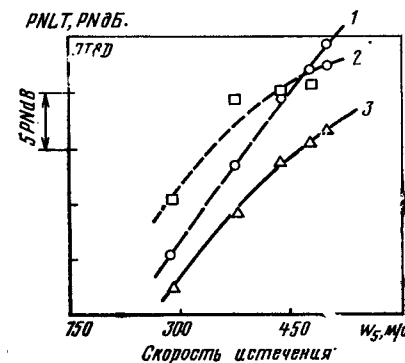


Рис. 6.13. Влияние дросселирования двигателя на его шум:

1—простое коническое сопло; 2—двадцатилепестковое сопло с эжектором; 3—то же, с акустически облицованным эжектором

Анализ этой формулы показывает, что определяющими параметрами являются скорости истечения потоков из камеры смешения ω_3 и активного сопла ω_5 , а изменение q_3 и R_3 в практически возможных диапазонах применительно к ЭУТ силовых установок СВВП может изменить шум только в пределах $1 \dots 2$ РНдБ. Следовательно, можно принять, что

$$\Delta PNL = 76 \lg \omega_3 / \omega_5.$$

Из уравнения импульсов можно получить приближенное соотношение, связывающее скорости потоков на входе в эжектор и на выходе из него, в виде

$$\frac{\omega_3}{\omega_5} = \frac{1 + n \frac{\omega_2}{\omega_5}}{1 + n}. \quad (6.31)$$

Эжекторные многосопловые шумоглушители, устанавливаемые на ТРД, имеют относительно большие значения параметра $\alpha \leq 1,0$, коэффициенты эжекции при этом не превышают $n=0,5$, а соотношение $\omega_2 / \omega_5 = 0,4 \dots 0,5$. В этом случае

$$\frac{\omega_3}{\omega_5} = \frac{1 + (0,4 \dots 0,5) n}{1 + n} = 0,82 \dots 0,84$$

и снижение шума в эжекторе составит величину

$$\Delta PNL = 76 \lg 0,84 \approx 6 \text{ РНдБ}.$$

Для ЭУТ СВВП с большими коэффициентами эжекции ($n > 5 \dots 8$), которые реализуются в эжекторах при $\alpha = 0,03 \dots 0,05$ и $\pi_0^* < 1,90$, отношение w_2/w_5 имеет величину $(0,2 \dots 0,3)$. Тогда

$$\frac{w_2}{w_5} = \frac{1 + (0,2 \dots 0,3)n}{1 + n} = 0,3 \dots 0,4$$

и снижение шума ЭУТ по сравнению с шумом реактивной струи двигателя-газогенератора теоретически, при полном смешении, может доходить до 25 РНдБ. При этом звукоизоляция стенок камеры смешения должна иметь величину также не менее 25 дБ, чтобы доминирующим источником шума не оказалась струя активного газа с излучением через стенки.

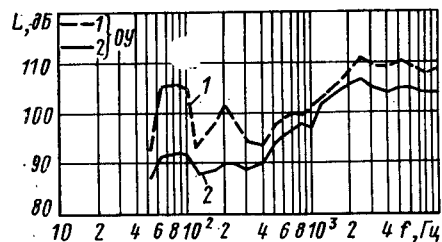


Рис. 6.14. Спектр шума:
1 — многощелевое сопло; 2 — многощелевого эжектора

В реальном ЭУТ с неполным смешением газовых потоков в короткой камере смешения, не обладающей достаточной звукоизоляцией, может быть достигнуто снижение шума по сравнению с шумом реактивной струи газогенератора на 10 ... 15 РНдБ. На рис. 6.14 приведены спектральные характеристики шума сопла с пятью прямоугольными щелями и атмосферного многощелевого эжектора с коэффициентом эжекции около 4,0 [22]. Общий уровень (ОУ) шума эжектора на 4 дБ ниже общего уровня шума многощелевого сопла. Если учесть, что шум многощелевого сопла исследованной геометрии на 4 ... 6 дБ ниже шума сопла круглого сечения [3], то снижение в ЭУТ с $n=4,0$ следует оценивать 8 ... 10 дБ. Уровни звукового давления в частотном спектре шума многощелевого сопла превышают соответствующие значения для эжектора наиболее значительно в полосах низких (60 ... 100 Гц) и высоких (4000 ... 10000 Гц) частот. Оценка уровней воспринимаемого шума в РНдБ показывает, что снижение шума в ЭУТ составляет около 10 РНдБ.

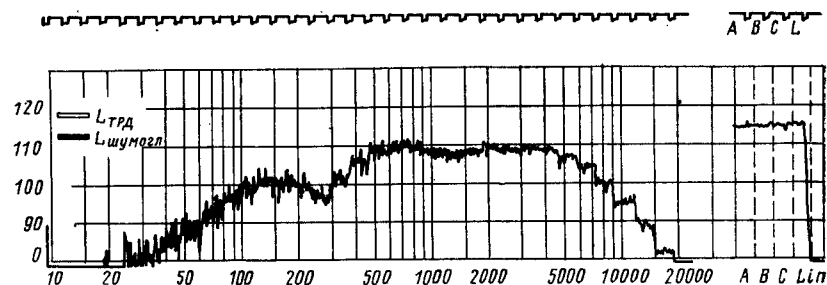


Рис. 6.15. Спектр шума малоразмерного ТРД и ТРД с эжектором на открытом стенде (удаление 10 м, угол направленности 30°)

На рис. 6.15 показаны результаты акустических испытаний на открытом стенде малоразмерного ТРД с односопловым эжектором, имеющим коэффициент эжекции $n=2$, откуда следует, что установка такого эжектора с цилиндрической камерой смешения снижает шум не более чем на 3 дБ.

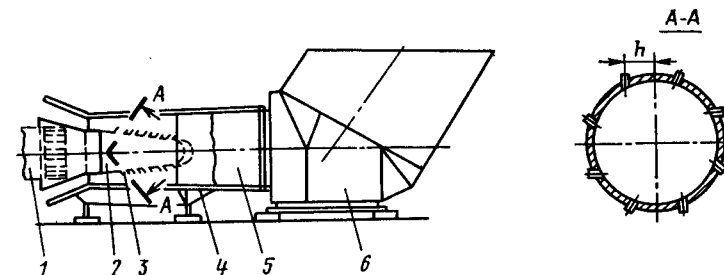


Рис. 6.16. Схема эжекторного стендового шумоглушителя:
1 — сопло двигателя; 2 — насадок-завихритель; 3 — сопло завихрителя; 4 — облицованные стенки глушителя; 5 — камера смешения; 6 — диффузор

Пример конструктивного решения многосоплового эжекторного аэродромного глушителя шума показан на рис. 6.16 [9]. Особенностью назначения такого эжекторного устройства является то, что оно должно максимально снижать шум независимо от величины выходного импульса (тяги).

Рассмотрим условия, при которых возможно достижение наибольшего эффекта шумоглушения эжекторного устройства.

Из анализа модифицированной формулы Лайтхилла шума струи следует, что единственный и эффективный способ уменьшения шума — это снижение скорости истечения на выходе из двигателя. Поэтому в испытательных установках, назначением которых является не получение максимально возможной тяги, а исследование процессов в условиях, соответствующих максимальной тяге (например, на режиме максимальных оборотов), такими методами являются [20]:

- дросселирование пассивного потока на входе;
- применение эжектора с возможно большими коэффициентами эжекции;
- применение на выходе из двигателя «свободного» турбовентилятора (с газодинамическим приводом).

На рис. 6.17 показано влияние потерь во входном устройстве пассивного потока на снижение шума в зависимости от соотноше-

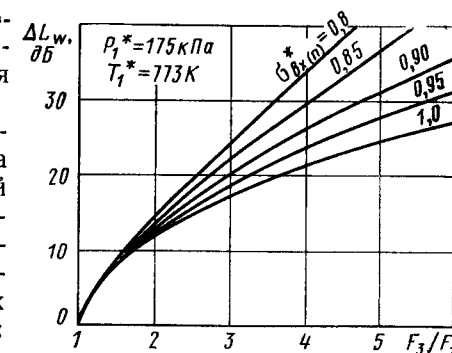


Рис. 6.17. Зависимость ΔL_w от F_3/F_4 и $\sigma_{вх}^*$ (π)

ния площадей камеры смешения и активного потока, откуда следует, что уменьшение $\sigma_{\text{вх}}^*$ на 10%, например, для $\alpha=0,3 \dots 0,4$ может дать снижение шума на величину порядка 5 дБ. При большем давлении активного газа акустическая эффективность эжекторного шумоглушителя оказывается меньшей.

Итак, для получения наибольшего снижения шума эжектор должен быть спроектирован, чтобы значительная доля энергии активного газа передавалась возможно большей присоединенной массе (пассивному потоку) с большими входными потерями и при этом обеспечивалось равномерное поле скоростей в выходном сечении камеры смешения.

6.6. ОСОБЕННОСТИ ВОЗДЕЙСТВИЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ЭУТ НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ

6.6.1. Эрозия аэродромного покрытия

Комплекс факторов, определяющих воздействие на окружающую среду силовых установок СВВП с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями, а также турбовентиляторными агрегатами; подробно рассмотрен в работе [31]. Особенности воздействия силовых установок с эжекторными усилителями тяги проявляются в меньшей эрозии аэродромных покрытий, менее интенсивном загрязнении воздушной среды выхлопными газами и более низких уровнях шума силовой установки.

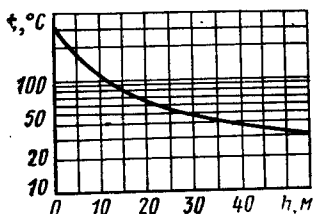


Рис. 6.18. Изменение температуры газового потока при удалении от среза сопла

Отмеченные особенности проявляются тем больше, чем выше реализованный коэффициент эжекции ЭУТ, и определяются термо- и газодинамическими характеристиками смешанного потока.

Степень эрозионного воздействия струи ЭУТ на аэродромное покрытие зависит в основном от температуры и давления в газовом потоке. При полном смешении температура потока на срезе сопла ЭУТ тем ниже, чем больше коэффициент эжекции

$$T_s^* = \frac{T_1^* + nT_n^*}{1+n} \quad (6.32)$$

С увеличением расстояния от среза сопла до поверхности покрытия температура потока значительно понижается (рис. 6.18). Аналогично изменяется полное давление: с ростом коэффициента эжекции уменьшается на срезе ЭУТ и снижается далее при распространении струи до покрытия. Вследствие такого изменения P_a^* и T_s^* скорость истечения из ЭУТ значительно ниже, чем из газогенераторов — ТРД (ДТРД). Приближенно можно полагать, что

отношение скоростей истечения из ЭУТ и газогенератора определяется по формуле (6.31).

При применении коротких камер смешения поля температур, давлений и скоростей на выходе ЭУТ характеризуется определенной степенью неравномерности (см. гл. 2).

В этом случае на срезе ЭУТ локально выделяются отдельные струи с параметрами, превышающими параметры полного смешения. Поперечные размеры этих участков существенно меньше размеров сечения сопла двигателя-газогенератора. Поэтому за срезом ЭУТ выравнивание поля скоростей происходит значительно интенсивнее, чем в случае, например, струй подъемного ТРД (рис. 6.19). Скорость и температура газового потока на выходе ЭУТ, воздействующего на аэродромное покрытие, имеют меньшие значения также и по сравнению с турбовентиляторными агрегатами увеличения тяги силовых установок СВВП при одинаковых исходных условиях (компоновка, двигателя-газогенераторы, режимы работы и т. п.) из-за отсутствия смешения потоков за турбиной и вентилятором.

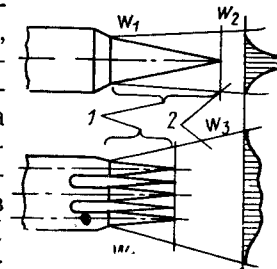


Рис. 6.19. Поля скоростей за соплами ТРД и ЭУТ:

1—начальный участок смешения; 2—основной участок

Вследствие уменьшения скорости истечения смешанного потока из ЭУТ (6.31) снижаются скорости растекания струй вдоль экрана-земли и обратных токов в районе фюзеляжа и несущих поверхностей. Поэтому ослабляются подсасывающее воздействие на СВВП и влияние выхлопных струй на вход в двигатели, в том числе уменьшается опасность попадания в них посторонних предметов.

6.6.2. Проблема эмиссии

Силовые установки СВВП являются источниками загрязнения окружающей среды продуктами сгорания газов. Одной из наиболее вредных для человека компонент продуктов сгорания является окись углерода. Концентрацию окиси углерода в воздушном пространстве аэропорта можно определить по формуле в мг/м³:

$$K_{CO} = \frac{NZ \sum_{i=1}^n \frac{C_{yxi}}{K_{yxi}} R_{iti} x_{coi}}{t_2 B h w}, \quad (6.33)$$

где B , h — ширина и высота воздушного коридора аэропорта, м; w — средняя скорость ветра в воздушном коридоре аэропорта, м/с; t_2 — суммарное время, за которое определяется концентрация вредных веществ (например, продолжительность рабочей смены),

c ; N — количество взлетов-посадок за время t_z ; Z — количество двигателей на самолете; i — индекс режимов работы двигателей при нахождении СВВП в воздушном коридоре аэропорта (малый газ, взлетный режим, посадочный режим); κ_{CO} — количество выброса CO , отнесенное к единице массы топлива, кг CO /кг топлива.

Как следует из (6.33), концентрация K_{CO} в районе аэропорта обратно пропорциональна величине коэффициента тягоусиления ЭУТ. Применение в силовых установках СВВП эжекторных усилителей тяги позволяет на 30...50% снизить уровень загрязнения окружающей среды продуктами сгорания выхлопных газов в районе аэропортов СВВП.

Таким образом, силовые установки СВВП с эжекторными усилителями тяги оказывают на окружающую среду менее вредное воздействие, чем установки с подъемными или подъемно-маршевыми двигателями, а также турбовентиляторными агрегатами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1969. — 824 с.
2. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй. — М.: Физматгиз, 1960. — 716 с.
3. Авиационная акустика./Под ред. А. Г. Мунина и В. Е. Квитки. — М.: Машиностроение, 1973. — 448 с.
4. Аркадов Ю. К. Газовый эжектор с соплом, перфорированным продольными щелями. — Изв. АН СССР. Сер. Механика жидкости и газа, 1968, № 1, с. 71—79.
5. А. с. 450033 (СССР). Газоструйный эжектор/В. С. Коротков, В. М. Супрун. — Оpubл. в Б. И., 1974, № 42.
6. А. с. 496380 (СССР). Газоструйный эжектор/В. М. Супрун, В. С. Коротков. — Оpubл. в Б. И., 1975, № 47.
7. А. с. 419640 (СССР). Двухступенчатый газоструйный эжектор/В. С. Коротков, В. М. Супрун. — Оpubл. в Б. И., 1974, № 10.
8. А. с. 415411 (СССР). Многосопловый струйный эжектор/В. С. Коротков, В. М. Супрун. — Оpubл. в Б. И., 1974, № 6.
9. А. с. 393157 (СССР). Стеновый шумоглушитель/В. М. Супрун, В. С. Коротков, Е. А. Маслюк. — Оpubл. в Б. И., 1973, № 33.
10. А. с. 414467 (СССР). Эжектор/К. П. Данильченко, В. И. Сурус. — Оpubл. в Б. И., 1973, № 29.
11. Ахмедов Р. Б. Интегральные и локальные характеристики закрученного воздушного потока. — Газовая промышленность, 1965, № 12, с. 8—15.
12. Ахмедов Р. Б. Интенсивность крутки воздушного потока в вихревых горелках. — Теплоэнергетика, 1962, № 6, с. 17—22.
13. Байков В. С., Васильев Ю. Н. Исследование газового эжектора с многоступенчатым сверхзвуковым соплом высоконпорного газа. — В кн.: Лопаточные машины и струйные аппараты. М., Машиностроение, 1968, вып. 3, с. 147—180.
14. Герцберг М. Б. О траектории газовых струй в дозвуковом сносном потоке. — Изв. вузов. Сер. Авиационная техника, 1970, № 2, с. 13—19.
15. Григорян С. С. К теории газового эжектора. — Теоретическая гидромеханика, 1954, № 13, с. 3—12.
16. Гродзовский Г. Л. Истечение свободной турбулентной струи в движущуюся среду. — В кн.: Промышленная аэродинамика. М., Оборонгиз, 1962, с. 32—37.

17. Гуиене П. Эжекторные сопла и реактивные закрылки для СУВП. — Изд. ВИНТИ. Сер. Воздушный транспорт, 1961, № 22, с. 8—11.
18. Дубинский М. Г. ВРД с эжектором. — М.: Оборонгиз, 1950. — 18 с.
19. Ененков В. Г. Графоаналитический метод расчета эжекторов. — Труды РКИИ ГА, Рига, 1967, вып. 116, с. 3—29.
20. Ененков В. Г. Термодинамический анализ эффективности эжекторного шумоглушения. — В кн.: IX Всесоюзная акустическая конференция. Доклады. М.; Изд. АН СССР, 1977, с. 77—80.
21. Ененков В. Г. Снижение шума в эксплуатационных предприятиях гражданской авиации. — Рига: Изд. РКИИ ГА, 1974. — 165 с.
22. Ененков В. Г. Экспериментальное исследование многощелевых атмосферных эжекторов. — Труды РКИИ ГА, 1967, вып. 116, с. 30—92.
23. Жулев Ю. Г., Потапов Ю. Ф. Исследование влияния взаимного расположения сопла высоконапорного газа и камеры смешения на характеристики эжекторного усилителя тяги. — Труды ЦАГИ, 1975, вып. 1665, с. 3—13.
24. Жулев Ю. Г., Потапов Ю. Ф. Исследование эжекторного усилителя тяги с перфорированным соплом эжектирующего газа. — Ученые записки ЦАГИ, 1977, Т. VIII, № 4, с. 81—85.
25. Зенгер Э. Примешивание воздуха к газовой струе. — Вопросы ракетной техники, 1952, № 3, с. 54—58.
26. Киселев Б. М. Расчет одноразмерных газовых течений. — ПММ, 1947, вып. I, т. XI, с. 177—192.
27. Коротков В. С. Экспериментальное исследование эжекторных усилителей тяги с дискретным периферийным выдувом активных струй. — Труды ОЛАГА. Вопросы летной эксплуатации и повышение безопасности полетов. Л., 1973, вып. 54, с. 31—39.
28. Клячкин А. Л. Теория двухконтурных воздушно-реактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969. — 512 с.
29. Курочкин Ф. П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. — М.: Машиностроение, 1970. — 352 с.
30. Миллионщиков М. Д., Рябинков Г. М. Газовые эжекторы больших скоростей. — М.: БНИ ЦАГИ, 1948, 54 с.
31. Павленко В. Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. — М.: Машиностроение, 1972, — 274 с.
32. Присоединение дополнительной массы в струйных аппаратах/Под ред. проф. А. В. Квасникова. — Труды МАИ, М., Оборонгиз, 1958, вып. 97, 128 с.
33. Соколов Е. Я., Зингер Н. М. Струйные аппараты. — М.: Госэнергиздат, 1960. — 198 с.
34. Супрун В. М., Коротков В. С. Анализ физических особенностей процесса смешения в эжекторах с дискретным наклонным выдувом активных струй. — В кн.: Прикладная аэродинамика, КИИ ГА, Киев, 1976, вып. I, с. 32—35.
35. Супрун В. М. Инвариантные способы определения коэффициента подъемной силы различных аэродинамических профилей по спектру обтекания. — Самолетостроение и техника воздушного флота. Труды ХГУ. Харьков, 1971, вып. 35, с. 18—24.
36. Супрун В. М. Несущие свойства эжекторного крыла. Л., — Труды ВАУ ГА, 1970, вып. 41, с. 41—47.

37. Супрун В. М. Эффективные экспериментальные способы определения коэффициента подъемной силы аэродинамических профилей с импульсной струей. — Труды ВАУ ГА, Л., 1969, вып. 38, с. 19—24.
38. Таганов Г. И. К теории подсосывающего действия струи в поперечном потоке. — Труды ЦАГИ, 1969, вып. 1172, 11 с.
39. Харитонов В. Т. Исследование эффективности газового эжектора с цилиндрической камерой смешения. — Теплоэнергетика, 1958, № 4, с. 17—22.
40. Христианович С. А. О расчете эжектора. — В кн.: Промышленная аэродинамика, БНТИ ЦАГИ, 1944, с. 8—11.
41. Христианович С. А. и др. Прикладная газовая динамика, 1948, ч. II.
42. Христианович С. А. и др. Применение эжекторов в газосборных сетях. — Изв. АН СССР, ОТН, 1946, № 3, с. 12—15.
43. Черкез А. Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. — М.: Машиностроение, 1965, — 355 с.
44. Aviation Week and Space Technology, 31/1, 1977, No. 5, vol. 106, 13 p.
45. Barsche J. Beitrag zur Gestaltung von Einlaufen für Hubtriebwerke. Zeitschrift für Flugwissenschaften, No. 3, 1967, S. 36—51.
46. Bertin CIE 24. Aircraft. Патент Англии № 1. 212. 743, 1965.
47. Bertin J. et Le Nabour M. Contribution au developpement des tromp et ejecteurs. «Technique et Science aeronautiques» V—VI, 1959, N 3, p. 18—25.
48. Bertin J. Les trompes appliques an vol vertical vers aile-trompe. «Technique et science» III—IV, 1960, N 2, p. 31—36.
49. Bertin. Ejectors. Патент Англии № 1. 152. 194, 1972, 3 p.
50. Bonin L. Der Einfluß verschiedener Triebwerksanlagen auf die Einsatzzeiten schneller VTOL-Flugzeug. Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik. 1965, N 12, S. 13—16.
51. Drummond A. M. Experimental Thrust Augmentation of Variable Geometry, Two Dimentional, Central nozzle Ejector. Can. Aeron. and Space 1, 1962, N 8, p. 21—23.
52. Garland Douglas B. Augmentor-wing shons promise for improved STOL operations «ICAO BULL», K 1972, 27, 12, p. 9—12.
53. Fancher R. B. Lov-Area Ratio, Thrust-Augmenting Ejectors. Journal of Aircraft, III, 1972, p. 11—12.
54. Foa J. V. Crypto-Steady Pressure Exchange. Rensselaer Polytechnic Institute TR AE 6202, 1962, 14 p.
55. Hoerrner W. L. Aircraft propulsion distribution system. Патент США № 3. 116. 041, 1965, p. 4.
56. Hohenemser K. H. Preliminary analysis of a new type of thrust augmentor. Proceedings of 4-th U. S. National congress of Applied mechanics/American society of mechanical Engineer New York, 1962, p. 141—143.
57. Hummingbird. A promising augmented-jet VTOL aircraft. Flight, IV, 1962, 5, p. 35.
58. Interavia Air Letter N 5306, VIII, 1963, 13 th, p. 13.
59. Van der Lingen. A jet Pump Design Theory. Journal of Basic Engineering XII, 1960. Transactions of ASME, p. 66—71.
60. Morrison R. Jet Ejector and Augmentation. NACA, 1942, 18 p.
61. Keer N. M., Fraser D., Swirl P. I. Effect on axisymmetrical turbulent jets. J. Just. Fuel 1965, 38. N 299, p. 24—28.
62. Mc Reynolds J. The Hummingbird programm. «SAE Preprint». N 788, 8 p.

63. Quinn Brain. Compact Ejector Thrust augmentation. «J. Aircraft» VIII, 1973, vol. 10, N 8, p. 52—55.
64. Sanger E. Luftzumischung zu Abgasstrahl. Ingenieur-Arch, 1950, H. 5, B. XVIII, p. 32—35.
65. Spence P. A. A treatment of the flap by thin aerofoil theory «Royal aircraft Establishment Rept. Aero». XI, 1955, 2568, p. 72—75.
66. Storkebaum Ch, LV Bonin Anwendung des Ejectors zur Lösung des Auslegungsproblem bei Triebwerksanlagen für schnelle VTOL-Flugzeuge. Intern. Council of the Aeron. Sciences, Paris, 1964, p. 328—337.
67. Throndson Lester W. Ejector. Патент США № 3819134, 1975, 3 p.
68. Wan-Chia An. A Study of jet ejector phenomena. «AIAA Student J». 1965, XV 3, N 3, p. 8—14.
69. Whittby P. C. The augmentor wing powered lift STOL a proven concept «Interavia», 1974, 29, N 2, p. 143—145.
70. Wooler P. T., Burghart G. H. and Gallagher J. T. The pressure distribution on a rectangular wing a jet exhausting normally into an airstream. «J. Aircraft» 1967, vol. 4, N 6, p. 41—44.
71. Wooler P. T. On the Exhausting at Right Angles from a Flat Plate or Wing. «Journal of the Royal Aeronautical Society» III, 1967, vol. 71, p. 216—218.
72. Whitaker R. An experimental Study into cold Ejector mixing duct losses for computerised design purposes. Cambridge, 1975, 18 p.
73. Gilbert G. B., Hill P. G. Analysis and testing of two-dimensional slot nozzle ejectors with variable area-mixing sections. Cambridge, 1975, 24 p.
74. Ганич Г. А. и др. Экспериментальное исследование модели эжекторного увеличителя подъемной силы самолета. — Труды ЦАГИ, 1978, вып. 1929, с. 3—14.
75. Дворников Г. А. и др. Исследование тяговых характеристик самолета М-15, оборудованного эжекторным усилителем тяги. — Труды ЦАГИ, 1978, вып. 1958, с. 21—29.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Условные обозначения	4
Введение	6
Глава 1. Общие сведения об эжекторных усилителях тяги (ЭУТ)	10
1.1. Понятие эжекторного усилителя тяги	10
1.2. Основные элементы ЭУТ	10
1.3. Принцип действия эжекторных усилителей тяги	13
1.3.1. Тягоусиление эжектора	15
1.4. Классификация схем эжекторных усилителей тяги	15
1.4.1. Односопловые ЭУТ с центральным расположением активного сопла	17
1.4.2. Многосопловые ЭУТ с центральным расположением активных сопел	19
1.4.3. Многосопловые ЭУТ с центральным расположением активных сопел, создающих закрутку эжектирующего потока	21
1.4.4. Многосопловые ЭУТ с периферийным расположением активных дискретных сопел	21
1.4.5. Многосопловые ЭУТ с периферийным расположением сопел, создающих закрутку активного потока	22
1.4.6. Односопловые ЭУТ с центральным расположением щелевого (кольцевого) активного сопла	23
1.4.7. Многосопловые ЭУТ с центральным расположением щелевых (кольцевых) активных сопел	23
1.4.8. ЭУТ с периферийным расположением щелевых (кольцевых) активных сопел	24
1.4.9. Многосопловые плоские ЭУТ с центральным расположением дискретных активных сопел	25
1.4.10. Плоские ЭУТ с центральным расположением щелевых активных сопел	25
1.4.11. Плоские ЭУТ с периферийным расположением щелевых активных сопел	26
1.5. Требования к ЭУТ подъемных силовых установок	27
1.6. Основные достоинства и недостатки ЭУТ в силовых установках СВВП	28
1.7. Основные схемы подъемных силовых установок с эжекторными усилителями тяги	30

	Стр.
1.8. Некоторые компоновки самолетов ВВП с эжекторными усилителями тяги	33
Глава 2. Рабочий процесс в эжекторном усилителе тяги	36
2.1. Термодинамика процессов в эжекторном усилителе тяги	36
2.2. Классификация потерь в эжекторе	39
2.2.1. Потери диффузии	38
2.2.2. Потери кинетической энергии (потери на удар)	39
2.2.3. Потери в соплах	41
2.2.4. Потери трения в камере смещения	41
2.2.5. Потери в диффузоре эжектора	41
2.3. Влияние неравномерности распределения параметров газа в выходном сечении эжектора на его эффективность	42
2.3.1. Неравномерность поля скоростей	43
2.3.2. Неравномерность поля температур	44
2.4. Критерии эффективности эжекторного усилителя тяги	45
2.4.1. Коэффициент тягоусиления	46
2.4.2. Коэффициент восстановления давления	46
2.4.3. К.п.д. эжектора	46
2.4.4. Связь между основными критериями потерь в атмосферном ЭУТ	48
2.4.5. Степень повышения давления низконапорного газа в ЭУТ	49
2.5. Основные термогазодинамические уравнения для процесса смещения в канале (трубе) постоянного сечения (общий случай)	50
2.6. Сравнение эжектора со свободным турбовентилятором	51
Глава 3. Методы расчета ЭУТ	52
3.1. Постановка задачи, основные уравнения и допущения	52
3.2. Аналитический метод расчета	54
3.2.1. Общий случай	54
3.2.2. Частные случаи аналитического метода расчета ЭУТ с камерой смещения постоянного сечения	55
3.2.3. Частные случаи аналитического метода расчета ЭУТ с камерой смещения переменного сечения	58
3.3. Графоаналитический метод расчета	59
3.3.1. Расчет идеального ЭУТ с камерой смещения постоянного сечения	59
3.3.2. Расчет реального ЭУТ с камерой смещения постоянного сечения $F_{к.см} = \text{const}$	62
3.3.3. Расчет реального ЭУТ с камерой смещения переменного сечения $F_{к.см} = \text{var}$	63
Глава 4. Экспериментальные исследования модельных ЭУТ	67
4.1. Методика экспериментальных исследований	67
4.2. Влияние потерь полного давления во входном устройстве пассивного потока на работу многосоплового ЭУТ	69

	Стр.
4.3. Влияние количества активных сопел и места их расположения на работу ЭУТ	72
4.4. Влияние направления выдува активных струй на работу ЭУТ	75
4.5. Влияние конструктивных параметров камеры смещения на работу ЭУТ	78
4.5.1. Относительная длина камеры смещения (\bar{l})	78
4.5.2. Относительная площадь активных сопел (α)	79
4.5.3. Диффузорность камеры смещения	80
4.5.4. Конусность выдува (β). Тангенциальность выдува (γ)	81
4.6. Экспериментальное исследование щелевого атмосферного эжектора самолета КВП	83
4.7. Методы интенсификации процессов смещения в ЭУТ	85
4.7.1. Дробление струи активного газа	85
4.7.2. Использование подсосывающих свойств активных струй в поперечном сносимом пассивном потоке	85
4.7.3. Применение закрутки потоков	87
4.8. Экспериментальное исследование самолета ПАНХ М-15, оборудованного ЭУТ	88
Глава 5. Эжекторное крыло для самолетов короткого взлета и посадки	92
5.1. Принцип действия эжекторного крыла	92
5.2. Расчет несущих свойств и эффективности эжекторного крыла	95
5.3. Экспериментальные методы исследования эжекторного крыла	97
5.4. ЭУТ в несущих системах летательных аппаратов	104
Глава 6. Эксплуатационные характеристики ЭУТ	108
6.1. Обеспечение безопасности полетов самолетов ВВП с ЭУТ. Факторы, влияющие на падение тяги самолета с ЭУТ	108
6.2. Влияние «Подсосывающего» эффекта земли	110
6.3. Влияние скорости полета на тягу ЭУТ	111
6.4. Характеристика массы эжекторных агрегатов силовых установок СВВП	115
6.5. Акустические характеристики эжекторных устройств	121
6.6. Особенности воздействия силовых установок с ЭУТ на окружающую среду	126
6.6.1. Эрозия аэродромного покрытия	126
6.6.2. Проблема эмиссии	127
Список литературы	129

ИБ № 3338

*Вячеслав Георгиевич Ененков,
Александр Львович Клячкин,
Вадим Сергеевич Коротков,
Вячеслав Михайлович Супрун*

**АВИАЦИОННЫЕ
ЭЖЕКТОРНЫЕ
УСИЛИТЕЛИ
ТЯГИ**

Редактор *В. И. Рыбакова*
Художественный редактор *С. С. Водчиц*
Технический редактор *Н. Н. Чистякова*
Корректор *Л. Е. Хохлова*
Обложка художника *Л. С. Вендрова*

Сдано в набор 19.02.80. Т-13319
Подписано в печать 01.08.80.
Формат 60×90^{1/16} Бумага типографская № 2
Гарнитура литературная Печать высокая
Усл. печ. л. 8,5 Уч.-изд. л. 8,75
Тираж 1340 экз. Зак. 223 . Цена 45 к.

Издательство «Машиностроение», Москва 107076,
Стромынский пер., 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном комитете СССР
по делам издательств, полиграфии
и книжной торговли,
Хохловский пер., 7.