

Н. Н. ФАДЕЕВ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПЛАНЕРА

**93 ЧЕРТЕЖА В ТЕКСТЕ
И 17 ТАБЛИЦ ПРИЛОЖЕНИЙ**

ИЗДАТЕЛЬСТВО „АВИАХИМ“

МОСКВА — 1926

ПРЕДИСЛОВИЕ.

Модель, планер, мотоавиетка,— вот три ступени лучшей практической школы для начинающего авиаконструктора. Рассматривая планеризм, как вторую ступень этой школы, я ставя своей основной задачей помочь конструктору в его расчете планера, предлагаемая книга не ограничивается, однако, изложением только практических приемов расчета. Желая расширить авиационный кругозор конструктора-планериста, подвести некоторый теоретический фундамент под его практическую работу и дать ему возможность сознательно отнестись ко всякой применяемой им формуле, автор допускает следующие отступления от своей основной задачи: во-первых, изложению самого расчета предшествует краткая теория планера и вывод основных законов сопротивления воздуха; во-вторых, где возможно, проведена аналогия между планером и самолетом; наконец, в-третьих, все формулы приводятся с их выводом; исключение составляют эмпирические (выведенные из опытов) формулы и те, которые для своего вывода требуют знания высшей математики; такие формулы сопровождаются объяснением лишь качественного влияния по возможности всех величин, входящих в формулу.

Основой для настоящей книги послужили лекции, читанные автором в кружке „Парящий полет“ в 1922 г. и в планерном кружке при Московск. Высш. Техн. Училище в 1924 г. В дальнейшем эти лекции были значительно дополнены, несколько в ущерб популярности. В теперешнем своем виде книга предполагает в читателе знание основ алгебры, геометрии, тригонометрии, элементарной механики и умение строить графики.

Изобилие в изложении графических приемов вызвано тем, что, при малом еще распространении у нас счетной линейки, геометрические построения при помощи циркуля, линейки и угольника значительно облегчают вычислительную работу конструктора, не владеющего счетной линейкой; если же последняя имеется, ее в большинстве случаев следует предпочесть графическому приему.

Расчет свойств планера на вираже в последней главе (XIII) изложен несколько схематично, что объясняется тем, что подобный расчет не является обязательным для конструктора; однако, дать понятие о нем, как о расчете, дающем полную и наглядную картину поведения планера в воздухе, автор счел необходимым.

Наконец, чтобы связать все изложение с теми материалами по аэродинамическому расчету, которые приводились в журнале „Самолет“, в дополнении приведены варианты расчета, в том случае, когда результаты лабораторных испытаний крыльев даны не в виде поляры Лилиенталя.

Автор считает своим долгом выразить глубокую благодарность О-ву Авиаким издающему настоящую книгу, профессору Б. Н. Юрьеву, давшему автору несколько чрезвычайно существенных указаний, и членам планерного кружка М. В. Т. У.—С. Н. Люшину и А. Г. Бычкову, выполнявшим чертежи и рисунки.

Н. Фадеев.

9 июня 1925 г.

МАТЕРИАЛЫ И РУКОВОДСТВА, КОТОРЫМИ ПОЛЬЗОВАЛСЯ АВТОР.

Проф. Юрьев. Б. Н. „Теория индуктивного сопротивления крыльев“.

Сборник „Первые опыты парения в России“.

Сборник „Безмоторный полет“ под ред. проф. Рынина.

„Сборник Трудов В. Н. О. Академии Воздушного Флота“ № 1.

„Вестник Возд. Флота“ за 1923 г.

Приложение к Вестн. Возд. Флота за 1924 г.

Записки по лекциям, читанным в М. В. Т. У. по аэродинамической специальности.

Fuchs und Hopf. „Aerodynamik“.

Prandtl. „Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen“.
Lieferung I und II.

Pröll. „Flugtechnik“.

Devillers. „La Dynamique de l'avion“.

Ottorino Pomilio. „Aeroplane design and construction“.

„Flight“ за 1922—23 г.

„Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“ за 1923 г.

National Advisory committee for Aeronautics, Rapports №№ 93, 124, 182.

ВВЕДЕНИЕ.

Приступая к расчету планера, конструктор должен вполне ясно себе представлять, что такое планер вообще, какие задачи ставятся данному планеру и какую основную конструктивную схему он предполагает осуществить. Для этого мы приводим ниже краткие сведения о планере и приблизительную классификацию существующих типов с описанием основных конструкций, их достоинств и недостатков. Таким образом, конструктор будет иметь возможность критически подойти к вопросу об основной конструктивной схеме и выбрать ее по собственному усмотрению.

Определенно рекомендовать ту или иную конструкцию для данного задания затруднительно, так как вопрос о наилучшей конструкции далек еще от окончательного разрешения и, как показал опыт, одни и те же результаты можно получить, идя совершенно различными путями.

Когда основная схема выбрана, можно приступить к расчету. Расчет распадается на две части: 1) аэродинамический расчет и 2) расчет на прочность. Однако, указанный порядок расчета только приблизителен, так как некоторым вопросам аэродинамического расчета должен предшествовать хотя бы краткий расчет на прочность, а последняя часть его—определение всех аэродинамических свойств—выполняется после расчета на прочность, когда определены размеры всех деталей и подсчитан вес их.

Параллельно с расчетом ведется конструктивная разработка всех деталей.

1. Общие сведения о планере.

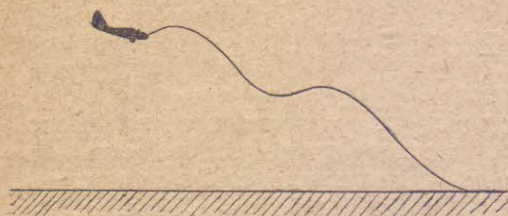
Планер—летательный аппарат тяжелее воздуха, снабженный такими же немашущими крыльями, как и самолет, но лишенный двигательной силы винта, приводимого во вращение мотором. Как мы увидим в дальнейшем, при продвижении планера в воздухе, он всегда испытывает со стороны воздуха сопротивление этому движению, следовательно, на преодоление этого сопротивления обязательно требуется затрата энергии. Энергия есть как в самом планере, так и в окружающей его воздушной среде.

Сам, планер двигаясь в воздухе на известной высоте над землей, обладает: 1) кинетической энергией (энергией движения) и 2) потенциальной энергией (энергией положения)¹⁾.

¹⁾ Энергию мускулов пилота мы в расчет не принимаем, так как летательный аппарат, использующий мускульную силу человека, является уже „авиеткой“ (воздушным велосипедом), а не планером, и вопрос о ней нами не рассматривается.

Используя свою кинетическую энергию, планер не только преодолевает сопротивление воздуха, но может подняться даже выше своего первоначального положения (фиг. 1), т.е. увеличить свою потенциальную энергию; однако, рано или поздно, скорость его убавится настолько, что будет уже недостаточна для поддержания его и он начнет опускаться.

Запас кинетической энергии планер может вновь пополнить за счет второго вида энергии, т.е. потенциальной, потерявши несколько высоты. Когда он пополнит свою кинетическую энергию до первоначальной, т.е. будет лететь с той же скоростью, он будет уже несколько ниже своего начального положения, так как часть потенциальной энергии уйдет на преодоление неизбежного сопротивления воздуха. При этом траектория (путь) планера получается в виде волнистой линии.



Фиг. 1.

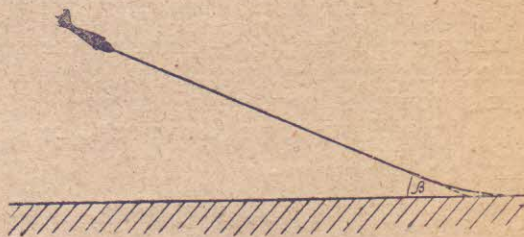
Планер может лететь и прямолинейно, и с постоянной скоростью, т.е. не изменяя своего запаса кинетической энергии (фиг. 2), следовательно, используя только потенциальную энергию.

Итак, летит ли планер с постоянной скоростью или скорость его меняется, расход потенциальной энергии неизбежен, следовательно, он теряет в конечном итоге свою высоту.

Угол β (греческая буква „бэ́та“) (фиг. 2), который образует с горизонтом траектория безмоторного полета в спокойном воздухе, называется углом планирования.

Переходим к другому источнику энергии—окружающему воздуху. Из имеющихся в нем энергий—тепловой, кинетической и пр.—пока доступной нам является только кинетическая энергия его частиц, т.е. энергия ветра.

Теоретически доказано, что может быть использован только ветер, дующий не горизонтально, а хотя бы несколько поднимаясь вверх, или же ветер неравномерный по времени, месту и направлению, то-есть меняющийся в данной точке пространства по направлению и скорости или же имеющий в разных точках пространства разные направления или скорости.



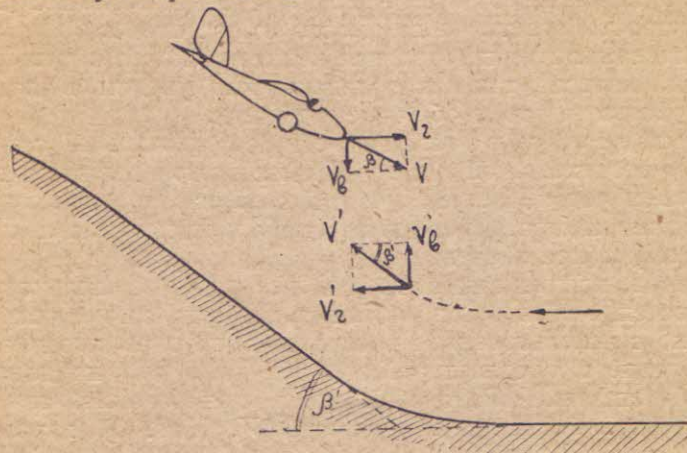
Фиг. 2.

Практически же успешно используется пока только первый вид ветра, т.е. ветер, дующий снизу вверх. Такой „восходящий“ поток обычно образуется при отражении горизонтального ветра от склона холма, но могут быть и другие причины его возникновения. Полет в восходящем ветре по существу не отличается от скольжения по наклонной траектории в спокойном воздухе, только воздух, в котором опускается планер, сам поднимается, поднимая вместе с собой планер, т.е. пополняя его потенциальную энергию. Таким образом, чтобы планер не опускался нужно только, чтобы скорость снижения планера была бы меньше или равна скорости поднятия окружающего воздуха:

$$V_g \leq V_g' \dots \dots \dots (1)$$

где V_g — вертикальная скорость планера,
 V_g' — вертикальная скорость воздуха.

Эти скорости мы получим, если разложим (фиг. 3) скорость планера относительно воздуха (V) и скорость ветра (V') по вертикальному и горизонтальному направлениям.



Фиг. 3.

2. Конструкция планера.

Обычно планер по своей конструкции напоминает небольшой самолет и отличается от него лишь следующим:

- 1) Конструкция проще.
- 2) Конструкция легче.
- 3) Отсутствие мотора, винта, баков для бензина и масла разгружает нос. Чтобы центр тяжести не оказался благодаря этому, слишком позади, сидение пилота приходится располагать ближе к носу.
- 4) Благодаря меньшей скорости полета, действия органов управления слабее и чтобы усилить его, поверхности рулей и элеронов, приходится делать больше. Объясняется это тем, что давление воздуха на рули возрастает с квадратом скорости (V^2) и с поверхностью их (S), как это будет выяснено в дальнейшем.
- 5) Удлинение крыльев (см. ниже λ на фиг. 12) больше.

3. Классификация планеров.

(См таб. I в Приложении).

I. По заданию.

А. По источникам энергии:

- 1) Скользящие планеры, т.-е. использующие свою потенциальную энергию, следовательно, могущие только „скользить“ вниз.
- 2) Парящие, т.-е. могущие использовать ветер, следовательно, совершать „парусные“, полеты „парить“.

Резкой границы между этими двумя типами нет, так как и скользящие планеры, хотя обладают большей скоростью снижения (V_g , фиг. 3), могут все-таки парить, т.-е не терять высоты, если восходящая скорость ветра (V_g') достаточно велика.

3) Третью группу составляет планеры, предназначенные для использования горизонтального, но порывистого ветра. Все попытки этого рода дали пока слабые результаты.

Б. По характеру полета.

1) Планеры с наименьшим углом планирования, т.е. планирующие в спокойном воздухе, под наиболее пологим углом и, следовательно, с данной высоты могущие пролететь наибольшее расстояние; при этом скорость полета на дальность его не влияет.

Эти планеры почти не строятся и имеют скорее научный и экспериментальный интерес, так как обладают, как увидим в дальнейшем, теми же свойствами, что и обычные самолеты.

2) Планеры с наименьшей скоростью снижения. В спокойном воздухе такой планер дольше других держится в воздухе, а в восходящем потоке легче других может парить, почему парящие планеры обычно и строятся по этому типу и имеют, главным образом, спортивное и учебное значение.

У планера, предназначенного для рекордов на дальность, имеет не малое значение и скорость снижения, так как такие рекорды ставятся обычно с использованием восходящих потоков воздуха. Равным образом, у планера, предназначенного для рекордов на длительность, существенное значение имеет малый угол планирования, так как при малой вертикальной слагающей скорости ($V_{\text{в}}$, фиг. 3), горизонтальная слагающая ($V_{\text{г}}$) должна быть достаточно велика для того, чтобы планер мог преодолеть горизонтальную слагающую скорости ветра ($V_{\text{в}}$) и не был бы унесен за пределы восходящего потока. Это условие выражается неравенством

$$V_{\text{г}} \geq V_{\text{в}}' \quad (1)'$$

Итак, для всякого планера желательны и малая скорость снижения и малый угол планирования, и разница между двумя последними типами заключается лишь в том, какое из этих свойств преобладает.

В. По назначению.

- 1) Учебный—для обучения полетам и тренировки.
- 2) Рекордный—для достижения того или иного рекорда.
- 3) Экспериментальный—для исследования или проверки каких-нибудь авиационных идей.

Г. По числу мест.

- 1) Одноместный.
- 2) Двухместный. Двухместный планер может быть снабжен двойным управлением, т.е. управляться из обоих сидений, при чем обе системы управления связаны друг с другом. Такой планер удобен, как учебный, так как дает возможность инструктору поправлять ученика в полете.

Д. По месту взлета и посадки.

- 1) Сухопутный планер.
- 2) Гидропланер, т.е. планер для взлета и посадки на воде.

¹⁾ На фиг. 3 изображен случай, когда горизонтальная скорость планера относительно воздуха и горизонтальная скорость самого воздуха равны ($V_{\text{г}} = V_{\text{в}}'$), а скорость снижения планера меньше скорости поднятия воздуха ($V_{\text{в}} < V_{\text{в}}'$), следовательно, в данном случае, планер, оставаясь над одной и той же точкой склона, набирает высоту. В случае $V_{\text{в}} > V_{\text{в}}'$, чтобы не вылететь из пределов восходящего потока, пилот должен направлять планер носом не строго против ветра, а несколько от ветра—вправо или влево, тогда избыток гориз. скорости планер использует на то, чтобы скользить вдоль склона, оставаясь, таким образом, в пределах „коридора“ с восходящим потоком.

Обычно
в возду
сторону
Баланси
назван
у котор
все сиде

2)
малень
нием,
нием,
Отклоне
рукоятку
ред или
скают или
высот
же руко
влево, с
наоборот
или на д
вправо
3)
различн

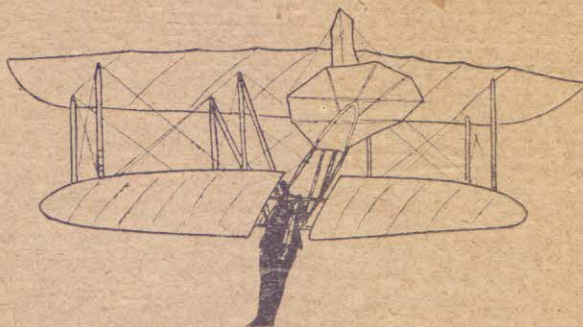


управлен
или нап
кашивае
планера,
управлен
нере, пр
ное управ

II. По конструкции.

А. По управлению.

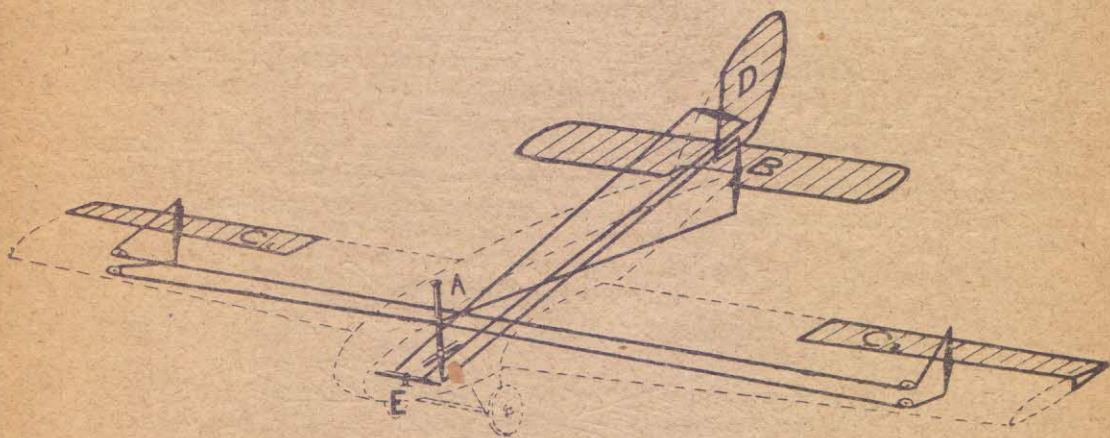
1) Балансирный—управляется перемещением центра тяжести. Обычно пилот держится только на локтях, так что его ноги висят в воздухе (фиг. 4). Перемещая ноги в ту или иную сторону, он в ту же сторону наклоняет планер. Балансирным может быть назван и такой планер, у которого перемещается все сидение с летчиком.



Фиг. 4.

2) Планер с нормальным управлением, т.е. с управлением, как у самолета. Отклоняя вертикальную рукоятку *A* (фиг. 5) вперед или назад, летчик опускает или поднимает руль высоты *B*; отклоняя ту же рукоятку вправо или влево, он поднимает или опускает правый элерон *C*₁, а левый *C*₂ — наоборот опускает или поднимает; наконец, нажимая ногой на правый или на левый конец поперечины *E*, — отклоняет руль направлений *D* вправо или влево.

3) Планер с особым управлением. Существует много различных схем управления планера, например, органы поперечного

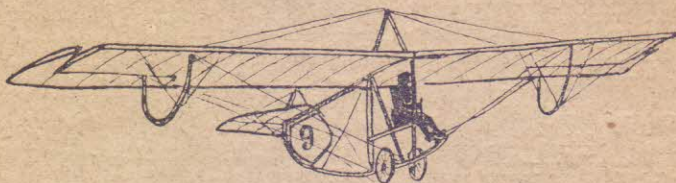


Фиг. 5.

управления—элероны в то же время исполняют роль и руля высоты или например, крыло делается с изменяемым углом атаки, крыло перекашивается и т. п. Насколько такое управление более пригодно для планера, чем нормальное, сказать трудно, так как планеры с таким управлением вообще не дали лучших результатов. Возможно, что в планере, предназначенном для использования порывистого ветра, нормальное управление окажется и непригодным.

Б. По расположению пилота.

1) Пилот висит на одних локтях или, кроме того, верхом на какой-нибудь мягкой подвеске (фиг. 4). Такое расположение пригодно, главным образом, для балансирного планера, так как какое-нибудь управление рулями при этом уже затруднительно. Таким образом, для обучения нормальному управлению этот планер не пригоден, зато он значительно проще по конструкции, и если он сделан настолько легким, что может быть удержан на плечах одним человеком, на нем возможно совершать взлеты без посторонней помощи, разбегаясь с ним



Фиг. 6.

под горку против ветра. Существенный недостаток такой конструкции — пилот представляет собой большое сопротивление воздуху.

2) Пилот сидит на открытом сиденье (фиг. 6). Как и в первом случае, пилот представляет собой значительное сопротивление, хотя уже меньшее. Конструкция все же довольно проста и есть возможность поставить любое управление. Такое расположение часто применяется у простых учебных планеров.

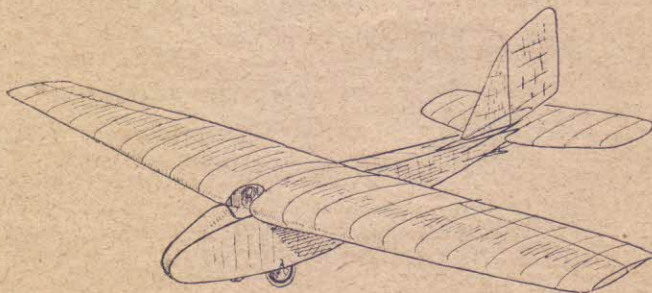
3) Сидение помещено внутри закрытого корпуса — «фюзеляжа» (фиг. 7). Это расположение дает наименьшее сопротивление и лучше всего предохраняет летчика при падении и поэтому является наиболее распространенным.

4) Сидение закрыто «гондолой» плавной, обтекаемой формы (фиг. 8). Применяется при отсутствии закрытого фюзеляжа.

В. По расположению рулей.

1) Тип «канар» (canard — утка). Рули, или только руль, глубины расположены впереди крыла. Тип редко применяемый.

2) Нормальный тип. Все оперение — позади крыльев.



Фиг. 7.

Г. По конструкции корпуса.

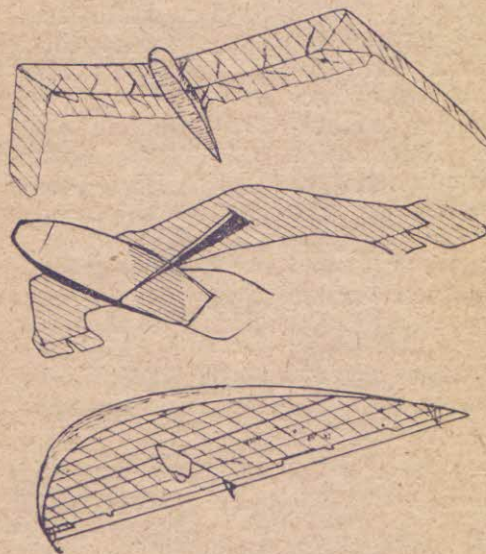
1) Бесхвостый — Органы вертикального и поперечного управления укреплены непосредственно у задней кромки крыла (фиг. 9). Тип редко применяемый.

2) Фюзеляжный (фиг. 7). Корпус состоит из закрытого фюзеляжа, на заднем конце которого расположены рули. Такая конструкция имеет малое сопротивление и дает возможность укрыть летчика. Наиболее распространенная конструкция, особенно у моноплана. По очертанию



Фиг. 8.

нию поперечного сечения фюзеляжи бывают треугольные, прямоугольные, трапецевидные, многогранные и пр. (см. фиг. 10). Чем плавнее очертания, тем меньше сопротивление и тем меньше отклоняющая сила



Фиг. 9.

давления воздуха при косом положении фюзеляжа, хотя конструкция и несколько сложнее.

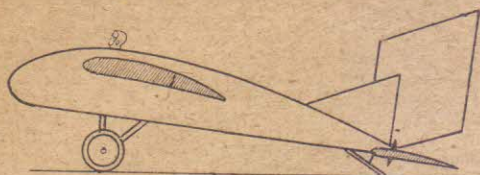
По внешнему очертанию фюзеляж обычно суживается к концам (фиг. 7). Для наилучшего обтекания передний конец часто делают



Фиг. 10.

закругленным, а задний сводят в ребро, редко в точку, т.-к. слишком тонкий хвост фюзеляжа не дает надежного крепления для рулей, стабилизаторов и костыля. Для того, чтобы фюзеляж давал „подъемную силу“ (см. ниже примечание 2 на стр. 13), ему иногда в боковом очертании придают форму сечения крыла (фиг. 11).

3) Планер с открытой хвостовой фермой (фиг. 8). Хвост состоит из нескольких реек (редко одной), соединенных обычно между собой стойками, подкосами и растяжками. Такая ферма ничем не обтянута; на заднем конце ее укреплены рули. Конструкция проще и легче закрытого фюзеляжа, но дает большее сопротивление и для пилота требуется отдельное закрытие—гондола.

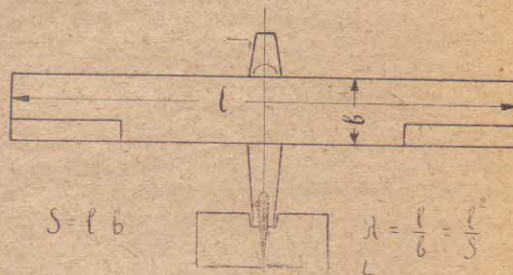


Фиг. 11.

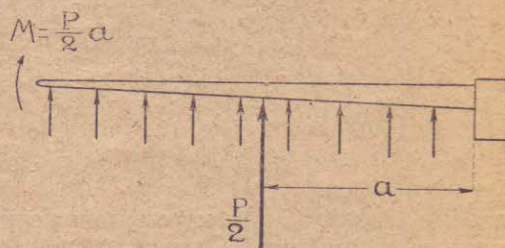
Д. Почислу и расположению крыльев.

1) Моноплан (фиг. 6 и 7). Аппарат с одним рядом крыльев (или одним целым крылом). Как увидим в дальнейшем, выгоднее делать крыло с большим удлинением, т.е. с большим отношением

размаха крыла к его глубине; удлинение обозначается греческой буквой λ „лямбда“ ($\lambda = \frac{l}{b}$, фиг. 12). Однако, большее удлинение крыла, при той же его площади, делает крыло менее прочным. В самом деле, в каждом сечении крыла его стремится отломить сумма сгибающих моментов от всех сил давления воздуха, приложенных между рассматриваемым сечением и внешним концом крыла. Наибольший этот суммарный изгибающий момент будет у основания крыла (фиг. 13), где он получается от действия всех сил давления воздуха на одно крыло ($M = \frac{P}{2} \cdot a$). Нетрудно сообразить, что, чем больше удлинение $\lambda = \frac{l}{b}$, тем при той же поверхности крыла $s = l \cdot b$, будет больше размах l , следовательно,—плечо a и изгибающий момент $M = \frac{P}{2} \cdot a$.



Фиг. 12.



Фиг. 13.

Чтобы повысить прочность крыла, его укрепляют растяжками и подкосами или делают его более толстым. Сообразно с этим монопланы делятся:

По способу крепления крыльев:

а) Монопланы с растяжками из стальных проволок, лент или тросов (фиг. 14а). В полете крыло стремится подогнуться кверху, а на земле, вследствие веса,—книзу; еще больше крыло стремится подогнуться книзу при ударе о землю в момент посадки, благодаря своим силам инерции. Отсюда видно, что растяжки приходится ставить и снизу и сверху, для чего сверху на фюзеляже ставят обычно особую подпорку наз. кабаном (фиг. 14а).

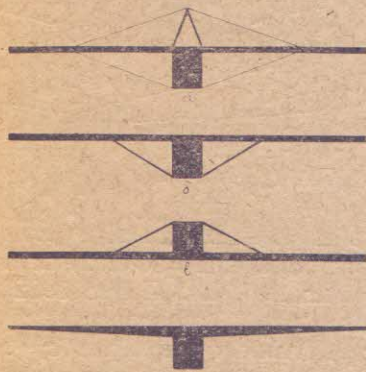
б, в) С подкосами (фиг. 14 б и в). Т. к. подкосы, в отличие от растяжек, могут и растягиваться и сжиматься, их достаточно ставить только под крылом или же только над ним; в полете в первом случае

они растягиваются, а во-втором — сжимаются. Чаще подкосы ставятся снизу, т. к. на растяжение они работают выгоднее; при сжатии же длинных подкосов они могут выгнуться своей серединой в бок, т. ч. их нельзя делать длинными и тонкими.

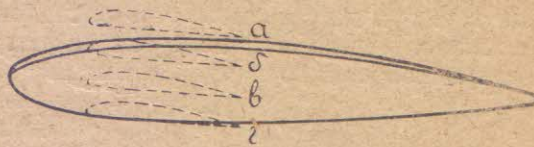
г) Свободнонесущий (фиг. 14г.¹). Оба предыдущих случая неизбежно сопровождаются добавочным сопротивлением от растяжек и подкосов; поэтому может оказаться выгоднее сделать крыло свободнонесущим, увеличивая для прочности его толщину. Лобовое сопротивление толстого крыла несколько возрастет, зато, как показал опыт, толстые крылья дают большую подъемную силу²). Чтобы крыло было возможно легче, оно к концу может быть сделано тоньше, т. к. сгибающие моменты к концу крыла уменьшаются. Иногда его делают суживающимся к концу и по глубине (т. е. в плане).

По расположению крыла на фюзеляже монопланы делятся на:

а) Парасольный (parasol — зонтик). Одно сплошное крыло расположено над фюзеляжем на стойках или подкосах (фиг. 15а). Такая конструкция довольно сложна, и стойки придают вредное сопротивление, зато она дает возможность работать средней части крыла и прикрывает летчика в случае опрокидывания аппарата на спину при неудачной посадке.



Фиг. 14.



Фиг. 15.

б) Высококрылый (фиг. 15б). Крылья укреплены у верхнего края фюзеляжа или непосредственно над ним. Часто применяемая конструкция.

в) Со средним расположением крыльев (фиг. 15в), т. е. крылья укреплены у середины высоты фюзеляжа. Применяется реже.

г) Низкокрылый (фиг. 15г). Крылья укреплены у нижнего края фюзеляжа. Конструкция допускает удобное расположение верхних подкосов.

Конструкции „а“ и „б“ допускают удобное крепление нижних подкосов и благодаря низкому расположению центра тяжести, устойчивы в воздухе (см. ниже глава XI), но благодаря своей большой высоте такие планеры неустойчивы на земле в поперечном направлении, почему требуют обычно широкого шасси.

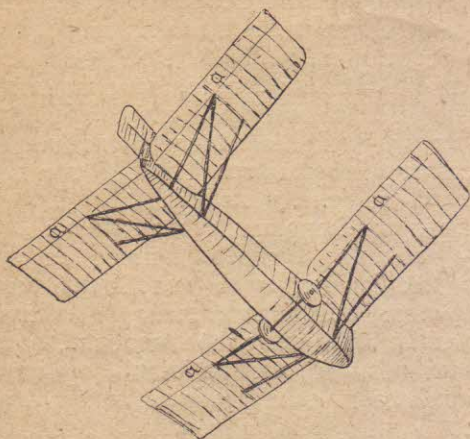
Конструкции „а“ и „г“ представляют конструктору больше свободы в расположении пилота, а также при перемещении сидения пилота в случае необходимости переместить центр тяжести всего планера, т. к.

¹) Иногда его неправильно называют „бестросовым“.

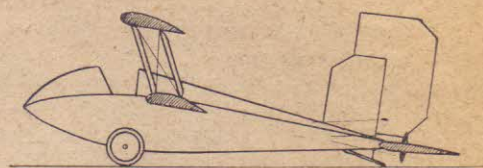
²) Лобовое сопротивление и подъемная сила, как увидим в дальнейшем, являются слагающими полной силы давления воздуха на аппарат, при чем первая из них — лобовое сопротивление — направлена против полета (сила Q на фиг. 21 и 22) требует на свое преодоление затраты энергии и потому является вредной, а вторая, т. е. подъемная сила (P), перпендикулярна к направлению полета и при горизонтальном и прямолинейном полете, преодолевает вес аппарата, следовательно, является для нас силой полезной.

в первой—крыло проходит над пилотом, а во второй — под ним. Конструкция „г“ наименее устойчива в воздухе.

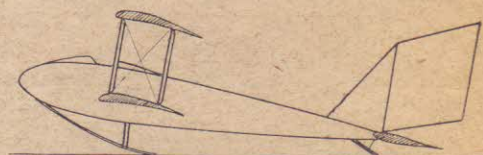
д) Тендем-моноплан, т.-е. двойной моноплан. Два ряда крыльев, расположенных одно за другим (фиг. 16). Аэродинамически конструкция невыгодна (как показали лабораторные опыты и теория),



Фиг. 16.

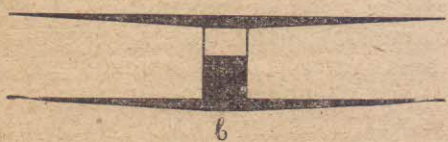


Фиг. 17.



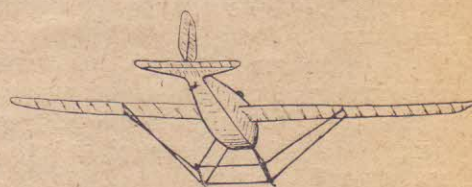
Фиг. 18.

но т. к. она дает возможность расположить на концах каждого крыла по элерону, всего четыре элерона (на фиг. 16 они помечены буквой а), служащие одновременно и рулями высоты; такой планер (пл. Пейре 1922 г.) оказался очень поворотливым и достиг блестящих результатов¹⁾.



Фиг. 19.

2) Биплан. Аппарат с двумя рядами крыльев (или целыми крыльями), расположенными одно над другим (примеры на фиг. 4, 8, 17 и 18). При той же общей несущей поверхности крыльев, что и у моноплана, биплан допускает меньший размах или же большее удлинение; кроме



Фиг. 20.

того, коробка из двух, соединенных между собой, крыльев прочнее одного монопланного крыла, следовательно, конструкция получается легче; если же веса конструкции не уменьшать, есть возможность увеличить поддерживающую поверхность крыльев и тем самым уменьшить нагрузку на единицу поверхности, что является для планера,

¹⁾ Дальнейшее развитие этой идеи—триплекс-моноплан, т.-е. тройной моноплан, показал себя на практике мало пригодным.

как увидим в дальнейшем, желательным; если же, наконец, не менять и нагрузки на единицу поверхности, то можно увеличить полный вес, увеличивая полезный груз (выгодно, например, для двухместного планера).

Все эти свойства являются большими преимуществами биплана, но у него есть и существенные недостатки: дело в том, что крылья „мешают друг другу“, т.-е. крыло от присутствия другого крыла дает меньшую подъемную силу и большее лобовое сопротивление; особенно ухудшается работа нижнего крыла, почему его иногда и делают меньше верхнего. Чтобы уменьшить влияние крыльев друг на друга, верхнее крыло часто выдвигают несколько вперед; таким образом, бипланы бывают: а) с выносом (фиг. 17) и б) без выноса, или „прямые“ (фиг. 18). Недостатком биплана со стойками является еще то обстоятельство, что стойки и растяжки, соединяющие верхнее крыло с нижним и с фюзеляжем, увеличивают сопротивление всего планера. (Для избежания этого стараются довести число стоек до минимума — нормально 4 стойки с каждой стороны) или обойтись без растяжек и даже без стоек. Сообразно этому бипланы делятся (фиг. 19) на: а) со стойками и растяжками — 1, 2-х, 3-х, 4-х и 6-ти стоечные с каждой стороны; б) бестросовые; в) свободонесущие. Последние две конструкции применяются реже.

3) Триплан, т.-е. планер с тремя рядами расположенных друг над другом плоскостей. Тип редко применяемый.

Е. По устройству шасси.

1) Совсем без шасси (фиг. 4).

2) Шасси на лыжах (фиг. 8, 18 и 20). Такое шасси является более простым и легким, но неудобно при каменистой почве, а также затрудняет перевозку планера по земле.

3) Шасси на колесах (фиг. 7, 11 и 17) сложнее и тяжелее предыдущего, но облегчает взлет, посадку и перевозку.

Кроме того, по конструкциям шасси, планеры разделяются на:

1) Планеры со скрытым шасси, так что наружу выступают одни колеса или даже часть их (фиг. 7). Такое шасси обладает меньшим лобовым сопротивлением, но, будучи узким, оно дает планеру на земле мало устойчивости в поперечном направлении, а будучи невысоким, заставляет фюзеляж задевать за неровности почвы.

2) Оба эти недостатка могут быть устранены у второго шасси (фиг. 11 и 20), т.-е. выступающего наружу, хотя оно дает большее лобовое сопротивление.

ГЛАВА I.

ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ В ПРИМЕНЕНИИ К ТЕОРИИ
ПЛАНЕРА.

Для уяснения сущности аэродинамического расчета вспомним, что динамика, есть та часть механики, которая рассматривает движение тел совместно с действующими на них силами.

Аэродинамика изучает движение и силы в воздушной среде, в частности, движение твердого тела в воздухе. Примером такого твердого тела, движущегося в воздухе, является и планер.

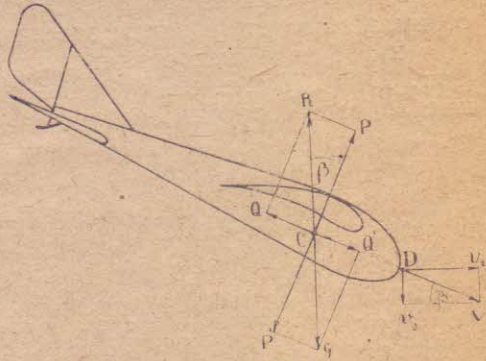
Аэродинамический расчет планера, или самолета, есть выяснение форм, размеров и веса, при которых он будет обладать аэродинамическими свойствами, наиболее соответствующими требованиям, предъявляемым к нему, а также—определение этих свойств.

1. Простейший случай планирования.

Чтобы выяснить, каковы должны быть аэродинамические свойства планера, рассмотрим простейший случай скольжения планера в спокойном воздухе по прямой траектории в неизменном к ней положении и с постоянной скоростью V (фиг. 21).

На планер действуют два рода сил: 1) на каждую его частицу действуют силы тяжести, 2) на каждую точку его поверхности действуют силы давления воздуха. Так как, кроме названных сил никаких других сил больше нет, то, как известно из механики, для того чтобы было возможно прямолинейное и равномерное движение, все эти силы должны уравновеситься, в противном случае сила, которая будет лишней или по величине, или же будет поворачивать планер.

Но действие первых сил, т.е. сил тяжести, сводится к действию равнодействующей их, равной полному весу планера G , проходящей



Фиг. 21.

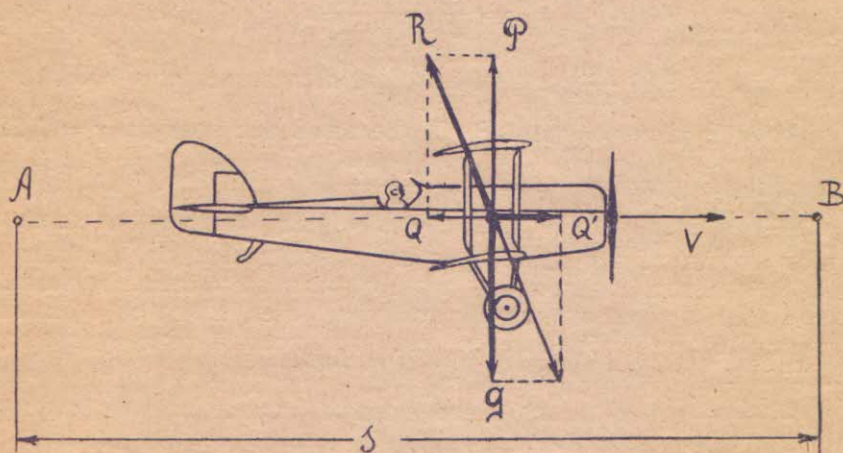
через центр тяжести его C и направленной вертикально вниз, следовательно, при прямолинейном и равномерном движении, равнодействующая R вторых сил, т.е. сил аэродинамического давления, должна тоже проходить через центр тяжести и должна быть равна и прямо противоположна силе веса G :

$$R = G \dots \dots \dots (2)$$

Разложим каждую из этих сил на два направления: по траектории и перпендикулярно к ней; таким образом, каждая из сил R и G складывается как бы из двух сил, попарно взаимно уравнивающих.

Слагающая силы R по пути—сила Q —называется лобовым сопротивлением и всегда противодействует движению; слагающая силы R , перпендикулярная к пути—сила P —называется подъемной силой.

Строго говоря, у планера подъемной силой является полная сила сопротивления воздуха R , т. к. она уравнивает полный вес G , тем



Фиг. 22.

не менее, подъемной силой называют силу P по аналогии с горизонтальным полетом самолета (фиг. 22), где сила P уравнивает вес G , силу же Q уравнивает тяга винта Q' :

$$P = G \dots \dots \dots (2)'$$

$$Q = Q' \dots \dots \dots (2)''$$

Как показал опыт и теория, нельзя осуществить такого движения тела в воздухе, чтобы развивалась только сила, перпендикулярная к траектории; всегда сила будет отклонена назад, т.е. будет иметь слагающую, направленную против движения тела, другими словами, всегда будет существовать лобовое сопротивление. Для противодействия этой силе Q , в случае равномерного горизонтального полета самолета, всегда потребуются тяга винта (Q'). Что же заменяет эту силу у планера? Ясно, что в этом случае необходимо, чтобы сила веса G давала бы слагающую по пути, направленную в сторону его движения, для чего траектория должна быть наклонена вниз, как показано на фиг. 21. Таким образом, мы пришли к тому же выводу, что и на стр. 6, когда рассматривали расходование планером его потенциальной энергии.

2. Законы сопротивления воздуха.

Выясним теперь от чего зависит полная сила сопротивления воздуха и ее слагающие—подъемная сила и лобовое сопротивление. Как показал опыт, всякая сила сопротивления газа или жидкости на движущиеся в них тела выражается формулой:

$$R = \rho \cdot C_x \cdot S \cdot V^2 \dots \dots \dots (3)$$

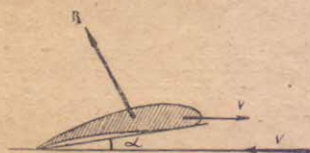
где ρ (греческая буква „ро“) — массовая плотность той среды, в которой тело движется, следовательно, в нашем случае — масса, заключенная в единице объема воздуха. Что сопротивление пропорционально плотности, объясняется тем, что оно есть следствие бесчисленных ударов отдельных частиц воздуха, удар же будет тем сильнее, чем больше масса каждой такой частицы. Массовая плотность выражается через весовую плотность γ (греческая буква „гамма“) и ускорение силы тяжести g так:

$$\rho = \frac{\gamma}{g} \frac{\text{кг. сек.}^2}{\text{м.}^4}$$

Так как $g = 9,81 \frac{\text{м.}}{\text{сек.}^2}$, а при атмосферном давлении в 760 мм. ртутного столба и температуре 15°C удельный вес воздуха $\gamma = 1,226 \frac{\text{кг.}}{\text{м.}^3}$, то при тех же условиях $\rho = \frac{1}{8} \frac{\text{кг. сек.}^2}{\text{м.}^4}$

C_x — отвлеченный коэффициент, который, как увидим дальше, зависит от формы тела и положения его относительно направления движения. $S \text{ м.}^2$ — некоторая площадь тела. У планера и самолета такой площадью считают сумму площадей контуров всех крыльев в плане. Эта зависимость R от S объясняется тем, что число частиц, ударяющихся в большую пластинку больше, чем в маленькую.

$V \frac{\text{м.}}{\text{сек.}}$ — скорость набегающего воздуха на тело, следовательно, если воздух неподвижен, то V есть скорость движения самого тела (фиг. 23).



Фиг. 23.

Что сопротивление пропорционально квадрату скорости, ясно из того, что с возрастанием скорости набегающих частиц воздуха увеличивается сила удара каждой частицы, а кроме того, и число таких ударов в единицу времени¹⁾.

Так как подъемная сила P и лобовое сопротивление Q являются слагающими полной силы сопротивления воздуха R , то они зависят от плотности, поверхности и скорости совершенно так же, как и сила R и выражаются формулами

$$Q = \rho \cdot C_x \cdot S \cdot V^2 \dots \dots \dots (4)$$

$$P = \rho \cdot C_y \cdot S \cdot V^2 \dots \dots \dots (5)$$

где другими являются только коэффициенты C_x и C_y . Сила R является гипотенузой прямоугольного треугольника с катетами P и Q (фиг. 21 и 22), поэтому мы можем написать, что $R^2 = Q^2 + P^2$; подставляя сюда

¹⁾ Все эти законы сопротивления легко могут быть приблизительно проверены на опыте, двигая различной величины пластинки в разных положениях, с разной скоростью и в различной среде, напр., в воде и в воздухе. Изменение силы сопротивления каждый раз будет ощущаться рукой.

вместо R , Q и P их выражения из ф-л (3), (4) и (5) и сокращая на ρ , S и V^2 , получим $C_\alpha^2 = C_x^2 + C_y^2$ откуда:

$$C_\alpha = \sqrt{C_x^2 + C_y^2} \dots \dots \dots (6)$$

коэффициенты C_x , C_y и C_α называются соответственно коэффициентами лобового сопротивления (C_x), подъемной силы (C_y) и полного сопротивления (C_α). Если в ф-лах (3), (4) и (5) считать $\rho = 1 \frac{\text{кг. сек.}^2}{\text{м.}^4}$, и $S = 1 \text{ м}^2$ и $V = 1 \frac{\text{м.}}{\text{сек.}}$, то получим $Q_1 = C_x$, $P_1 = C_y$, $R_1 = C_\alpha$, следовательно, эти коэффициенты можно рассматривать, как лобовое сопротивление, подъемная сила и полное сопротивление, действующее в среде с плотностью $\rho = 1 \frac{\text{кг. сек.}^2}{\text{м.}^4}$ на тело, имеющее поверхность $S = 1 \text{ м}^2$, и при скорости $V = 1 \frac{\text{м.}}{\text{сек.}}$. Величины коэффициентов C_x , C_y и C_α зависят от формы тела и от положения его относительно движения; определяются они в аэродинамических лабораториях, помещая испытуемое тело, например, крыло, стойку или модель целого самолета в трубу, в которой при помощи вентилятора создается непрерывный и равномерный поток воздуха. Сила R , с которой этот поток воздуха действует на неподвижное тело, получается такую же, как и при движении тела с той же скоростью V в неподвижном воздухе (фиг. 23). Слагающие силы P и Q давления воздуха определяются при помощи особых весов, к рычагам которых прикреплено испытуемое тело. Полученные величины подъемной силы и лобового сопротивления, а также полная сила R , делятся на площадь тела $S \cdot \text{м}^2$, на плотность воздуха $\rho \frac{\text{кг. сек.}^2}{\text{м.}^4}$ и на квадрат скорости $V^2 \frac{\text{м.}^2}{\text{сек.}^2}$, которую измеряют в трубе, и таким образом, получают соответствующие коэффициенты

$$C_\alpha = \frac{R}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (7)$$

$$C_x = \frac{Q}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (8)$$

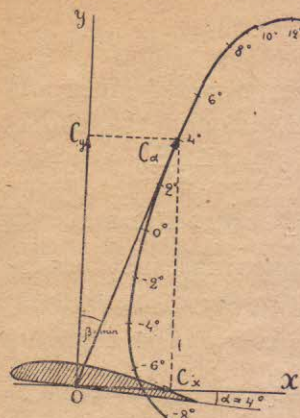
$$C_y = \frac{P}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (9)$$

Чтобы иметь полную картину сопротивления воздуха, определяют эти коэффициенты при разных положениях тела по отношению к направлению движения. У крыла, например, это положение определяется углом атаки. Углом атаки называют угол α (греческая буква „альфа“), составленный хордой крыла с направлением полета, а в трубе—с направлением потока. Хордой же крыла обычно называют касательную к нижнему контуру поперечного сечения крыла (фиг. 23), а у симметричного профиля—ось симметрии (см., например, Приложение, таб. IX, №№ 444, 459 и 345).

Полученные результаты испытания наносят на диаграмму следующим образом: по оси Y (см. фиг. 24) откладываются вверх от точки $O—C_y$,

¹⁾ Иногда в величину коэффициентов включается и плотность ρ , т.-е. относят их только к единицам поверхности и скорости; тогда ф-лы (3), (4) и (5) принимают вид: $R = K_\alpha S V^2$, $Q = K_x S V^2$ и $P = K_y S V^2$, где $K_\alpha = \rho \cdot C_\alpha$, $K_x = \rho \cdot C_x$ и $K_y = \rho \cdot C_y$ а т. к. $\rho = \frac{1}{8}$, то $C_\alpha = 8 K_\alpha$, $C_x = 8 K_x$ и $C_y = 8 K_y$.

а по оси X вправо от точки O —соответствующий тому же углу атаки C_x . Эти два отрезка OC_y и OC_x вполне определяют некоторую точку C_α , лежащую на пересечении перпендикуляров, к осям, проведенных через концы отрезков—точки C_y и C_x .



Фиг. 24.

Около точки C_α надписывается соответствующий угол атаки. Отрезок прямой OC_α соединяющий нашу точку с началом отсчета—точкой O , есть гипотенуза прямоугольного треугольника с катетами C_x и C_y , следовательно он равен C_α (см. ф-лу 6).

Если около точки O вообразить профиль крыла, а за направление потока воздуха принять направление оси OX , то сравнивая с фиг. 21 и 22, мы видим, что отрезки OC_y , OC_x и OC_α можно рассматривать, как подъемную силу, лобовое сопротивление и полное сопротивление крыла (при $\rho = 1$, $S = 1$ и $V = 1$).

Отложив таким же образом C_x и C_y для других углов атаки, получим ряд точек, против которых надписываем соответствующие углы атаки. Соединив точки плавной кривой, получим, так называемую полярю Лилиенталя (фиг. 24). Таким образом, полярю Лилиенталя можно рассматривать, как линию, которую описывает конец силы полного сопротивления крыла (при $\rho = 1$, $S = 1$ и $V = 1$), когда меняются углы атаки, а направление полета (или потока в трубе) совпадает с осью OX . Поляры крыльев различных профилей приведены в табл. IX, при чем для большей отчетливости C_x откладывается в масштабе в 5 раз крупнее, чем C_y .

Каждое крыло, в зависимости от своей формы, имеет определенную полярю¹⁾.

¹⁾ Иногда результаты продувки крыла изображаются не в виде поляры, а в виде 2-х кривых C_x и C_y по углам атаки α (см. табл. IX, профиль 461, кривые справа). Как пользоваться такими кривыми, указано в Дополнении.

ГЛАВА II

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПЛАНЕРА.

Имея представление о законах сопротивления воздуха, можем теперь уже выяснить, какими аэродинамическими свойствами должен обладать планер. Для этого вернемся к рассмотрению нашего случая планирования по прямой с постоянной скоростью (фиг. 21). Оказывается, что свойства должны быть различны в зависимости от того, какой планер мы хотим строить—с наименьшим ли углом планирования, или с наименьшей скоростью снижения.

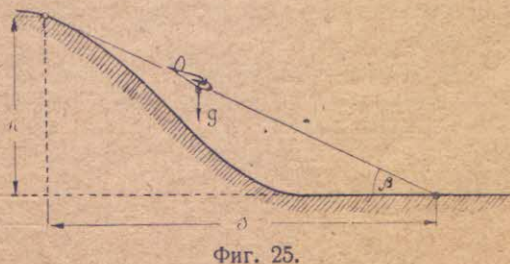
Рассмотрим первый случай, т.-е. выясним, каковы должны быть аэродинамические свойства планера с наименьшим углом планирования.

1. Аэродинамические свойства планера с наименьшим углом планирования.

Чтобы планер в спокойном воздухе мог залететь как можно дальше, нужно только, как уже говорилось, чтобы он летел как можно положе; но угол планирования β равен углу между подъемной силой P и полным сопротивлением R (фиг. 21), следовательно нужно, чтобы этот угол был как можно острее, а это будет, когда тангенс этого угла, т.-е. отношение отрезков $\frac{CQ}{CP}$ будет наименьшим:

$$tg\beta = \frac{\text{лобовое сопротивление}}{\text{подъемная сила}} = \frac{Q}{P} = \min.$$

Это же условие является условием наименьшей траты энергии планером на перелет данного расстояния в спокойном воздухе. В самом деле, чтобы пролететь данное расстояние s (фиг. 25) с наименьшей тратой энергии, каковой является его потенциальная энергия $L = G \cdot h$, планер, имея вес G , должен суметь использовать возможно малую высоту h начального положения, для чего он должен иметь возможно малый угол планирования β , а для этого, отношение $\frac{Q}{P}$ (фиг. 21) должно быть наименьшим.



Фиг. 25.

Не трудно видеть, что то же требование должно быть предъявлено и к самолету, если хотят, чтобы он данный груз перевез на данное

расстояние s с наименьшей затратой энергии. Самолет, при перелете расстояния s из точки A в B (фиг. 22) движется вперед силой тяги Q' винта, преодолевающей лобовое сопротивление Q ($Q' = Q$). Работа, которую совершает эта сила тяги равна произведению силы на путь, т.е. $L = Q' \cdot s$; чтобы при заданном пути s и заданном весе самолета G эта работа была наименьшей, нужно, чтобы тяга Q' винта была бы наименьшей при том же весе G , т.е. отношение $\frac{Q'}{G} = \min$; заменяя Q' и G равными им величинами Q и P (см. ф-лы 2' и 2'') получим $\frac{Q}{P} = \min$, то-есть то же, что и для планера.

Заменяя Q и P их выражениями из ф-л (4) и (5) и обозначая их отношение одной буквой μ (греческая буква „мю“), после сокращения, получим:

$$\mu = tg\beta = \frac{C_x}{C_y} \dots \dots \dots (10)$$

Величина, обратная этому отношению, обозначается буквой K и называется аэродинамическим качеством или просто качеством аппарата:

$$K = \frac{1}{\mu} = \frac{C_y}{C_x} \dots \dots \dots (10)'$$

Таким образом, условие наименьшего угла планирования можно записать так:

$$\mu = \frac{C_x}{C_y} = \min \dots \dots \dots (10)''$$

или так:

$$K = \frac{C_y}{C_x} = \max \dots \dots \dots (10)'''$$

Посмотрим, как определяется это отношение на поляре Лилиенталя. Предположим, что поляра всего нашего планера или самолета такова, как на фиг. 24. Чтобы отношение $\frac{C_x}{C_y}$ было бы наименьшим, нужно, чтобы линия OC_x шла под наиболее острым углом к оси OY ; ясно, что наиболее острый угол будет в точке касания касательной, проведенной к поляре из точки O ; в нашем случае это будет при угле атаки приблизительно в 4° . Отношение $\frac{C_y}{C_x} = \frac{1}{tg\beta}$ для этой точки и даст нам качество K нашего аппарата; угол β_{\min} на фиг. 24 есть в тоже время угол наиболее пологого планирования аппарата (если масштабы C_x и C_y одинаковы). Если бы мы имели поляры нескольких аппаратов, мы бы могли определить, таким образом, какой из них обладает максимальным качеством.

Из сказанного следует, что для дальности полета как будто несущественно, каковы будут вес и поверхность планера, так как дальность зависит только от качества, но в действительности это не совсем так: в самом деле, из ф-л (2) и (3) имеем: $G = \rho \cdot C_x \cdot S \cdot V^2$, откуда:

$$V = \sqrt{\frac{G}{\rho S C_x}};$$

обозначая нагрузку, приходящуюся на 1 м^2 поверхности крыльев буквой p , т.е.

$$p = \frac{G}{S} \frac{\kappa^2}{\text{м}^2} \dots \dots \dots (11)$$

получим ф-лу для полной скорости планера:

$$V = \sqrt{\frac{p}{\rho C_x}} \dots \dots \dots (12)$$

т.-е. скорость полета тем больше, чем больше его вес и чем меньше поверхность крыльев, короче—чем больше нагрузка на 1 м² поддерживающей поверхности.

Таким образом, при большой нагрузке p на 1 м², скорость, необходимая для поддержания планера в воздухе, может получиться столь большой, что ее будет даже затруднительно сообщить планеру в момент его запуска и ему придется планировать очень круто, пока он не приобретет, за счет своей высоты (вернее за счет своей потенциальной энергии) нужной для его поддержания скорости.

Для аналогии посмотрим теперь, как влияет нагрузка p на самолет. Из ф-лы (2)' и (5) имеем: $G = \rho \cdot C_y \cdot S \cdot V^2$, откуда:

$$V = \sqrt{\frac{G}{\rho \cdot S \cdot C_y}}, \text{ но } p = \frac{G}{S},$$

следовательно:

$$V = \sqrt{\frac{p}{\rho C_y}} \dots \dots \dots (12)'$$

здесь зависимость от p та-же, что и у планера.

Из ф-л (12) и (12)' видно, кроме того, что скорость планера и самолета тем меньше, чем больше у первого C_x , а у второго C_y .

Переходим теперь ко второму, более важному для планера, случаю.

2. Аэродинамические свойства планера с наименьшей скоростью снижения.

Как уже отмечено на стр. 8, длительность полета планера тем больше, чем меньше скорость снижения V_σ (фиг. 3).

Графически эта скорость выражается вертикальным отрезком DV_σ (фиг. 21), если полную скорость V разложить на вертикальную и горизонтальную составляющие. Из подобия треугольников $\Delta DV_\sigma V \propto \Delta CQR$ имеем:

$$\frac{V_\sigma}{V} = \frac{Q}{R},$$

откуда

$$V_\sigma = V \cdot \frac{Q}{R};$$

подставляя сюда V , Q и R из ф-л (12), (4) и (3) и сокращая, получим:

$$V_\sigma = \sqrt{\frac{p}{\rho}} \cdot \frac{C_x}{C_x^{3/2}} \dots \dots \dots (13)$$

Для обычных профилей крыльев и тех углов атаки, на которых обыкновенно летают, $C_x \cong C_y$ тогда:

$$V_0 = \sqrt{\frac{p}{\rho} \cdot \frac{C_x}{C_y^{3/2}}} \quad (13)'$$

Отсюда видно, что для планера с наименьшей скоростью снижения нужно, чтобы:

$$p = \min \quad (14)$$

$$\frac{C_x}{C_y^{3/2}} = \min \quad (15)$$

Величину, обратную последнему выражению, назовем коэффициентом мощности или экономичности, так как от него зависит расход энергии в единицу времени (расход мощности), как это мы увидим ниже.

Обозначая этот коэффициент буквой κ (греческая буква „капа“), ф-лу (15) можем заменить ф-лой:

$$\kappa = \frac{C_y^{3/2}}{C_x} = \max \quad (15)'$$

На поляре Лилиенталя точка со значением $\kappa = \max$ лежит несколько выше точки с значением $K = \max$ т.е. на больших углах атаки.

Условия (14) и (15) соответствуют также и наименьшей трате мощности, т.е. наименьшей трате энергии в единицу времени. В самом деле, трату энергии в единицу времени мы получим, если всю затраченную потенциальную энергию $L = G \cdot h$ (фиг. 25) разделим на время полета t :

$$T = \frac{L}{t} = G \cdot \frac{h}{t} \quad (16)$$

¹⁾ В самом деле:

$$\frac{C_x}{C_y^{3/2}} = \frac{C_x}{\left(\sqrt{C_x^2 + C_y^2}\right)^{3/2}} = \frac{C_x}{C_y^{3/2} \left(\frac{C_x^2}{C_y^2} + 1\right)^{3/4}} = \frac{C_x}{C_y^{3/2}} \cdot \frac{1}{\left(1 + \frac{1}{K^2}\right)^{3/4}}$$

(см. ф-лы 6 и 10'), отсюда мы видим, что $\frac{C_x}{C_y^{3/2}}$ отличается от $\frac{C_x}{C_y^{3/2}}$ только множителем

$$\frac{1}{\left(1 + \frac{1}{K^2}\right)^{3/4}},$$

который будет тем ближе к единице, чем меньше качество планера K . Беря самый худший, могущий быть на практике, случай— $K=5$, получим $\frac{C_x}{C_y^{3/2}} = 0,97 \frac{C_x}{C_y^{3/2}}$ т.е. разница получается всего в 3%, чем свободно можно пренебречь.

²⁾ Напомним, что для планера эта ф-ла не вполне точна, точная же ф-ла:

$$\kappa = \frac{C_y^{3/2}}{C_x} = \frac{(C_x^2 + C_y^2)^{3/4}}{C_x} = \max \quad (\text{по ф-ле 6}).$$

Но, при равномерном планировании, потеря высоты в единицу времени есть скорость снижения:

$$\frac{h}{t} = V_{\theta} \dots \dots \dots (17)$$

Из ф-л (16) и (17):

$$T = G V_{\theta} \dots \dots \dots (18)$$

отсюда $T = \min$ при $V_{\theta} = \min$, следовательно при условии (15) и (15)'.
 В самолете условия (14) и (15) тоже соответствуют: 1) наименьшей скорости снижения при выключенном моторе, 2) наименьшей затрате мощности, а кроме того, 3) наибольшей вертикальной скорости взлета и 4) наибольшей высоте полета, или, как говорят, наибольшему потолку. Первое положение ясно из предыдущего; докажем второе: Мощность, затрачиваемая на преодоление лобовых сопротивлений равна произведению лобового сопротивления на скорость: $T = Q \cdot V$; подставляя Q из ф-лы (4), получим

$$T = \rho C_x S V^3 \dots \dots \dots (19)$$

подставляем V из ф-лы (12)', получим:

$$T = \rho C_x S \left(\frac{p}{\rho C_y} \right)^{\frac{3}{2}} = \sqrt{\frac{\rho^3 S^3 G^3}{S^3 \rho^3}} \cdot \frac{C_x}{C_y^{\frac{3}{2}}},$$

а после сокращения:

$$T = G \cdot \sqrt{\frac{p}{\rho}} \cdot \frac{C_x}{C_y^{\frac{3}{2}}} \dots \dots \dots (20)$$

Зависимость затрачиваемой мощности T от p и $\kappa = \frac{C_x}{C_y^{\frac{3}{2}}}$, здесь та-же что и в ф-ле (13)' для V_{θ} ; разница только в том, что ф-ла (20) вполне точная. Итак, условия наименьшей траты мощности для самолета— те-же (14) и (15).

Докажем теперь третье положение, т.-е., что условия (14) и (15) соответствуют наибольшей вертикальной скорости взлета аэроплана:

Чем меньше $\frac{C_x}{C_y^{\frac{3}{2}}}$, тем меньшая мощность требуется на поддержа-

ние аппарата в воздухе, следовательно, тем больший излишек остается от мощности мотора, а так как этот излишек может быть использован на приобретение высоты (потенциальной энергии), тем большая возможна вертикальная скорость.

Наконец, из ф-лы (20) можно вывести и последнее положение: из этой ф-лы видно, что при постоянной мощности мотора, которой соответствует приблизительно и постоянство мощности T , затрачиваемой на полет ¹⁾, и при постоянных G и p , чем меньше $\frac{C_x}{C_y^{\frac{3}{2}}}$, тем меньше

¹⁾ Мощность, которую дает мотор, не вся затрачивается на полет (т. е. на преодоление лобового сопротивления), часть ее затрачивается на бесполезные, но, к сожалению неизбежные отбрасывание и закручивание воздуха винтом. Эту потерю мы считаем, в данном случае, приблизительно постоянной.

может быть и плотность воздуха ρ , а так как ρ уменьшается с увеличением высоты, следовательно, тем больше может быть та высота, на которой возможен полет.

Итак, резюмируя все предыдущее, мы можем сказать: для планера, с наибольшей дальностью полета необходимо наибольшее качество ($K = \max$) и желательна возможно малая нагрузка p ; для планера с наибольшей длительностью полета необходим наибольший коэффициент экономичности ($\chi = \max$) и наименьшая нагрузка ($p = \min$).

Но этим еще не исчерпываются требования, предъявляемые к планеру. Как всякий летательный аппарат, он должен быть: 1) устойчив и 2) легко управляем, последнее особенно важно для парящего планера, чтобы он всегда мог находиться в пределах восходящего потока.

Таким образом, аэродинамический расчет, после того, как выбран определенный тип и конструкция, распадается на следующие части:

1) Определение нагрузки на 1 кв. м. крыльев планера, веса его и поверхности его крыльев.

2) Выбор формы крыла (формы в плане и „дужки“, т.е. поперечного профиля).

3) Определение угла закрепления крыльев на фюзеляже.

4) Балансировка ¹⁾ и придание аппарату устойчивости.

5) Расчет органов управления (горизонтального и вертикального оперения и элеронов).

6) Определение всех свойств планера, т.е. углов планирования, скоростей снижения и полных скоростей при разных углах атаки, как в прямолинейном полете, так и на виражах (на поворотах).

¹⁾ Балансировка—правильное расположение центра тяжести планера.

ГЛАВА III

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАГРУЗКИ НА КВАДРАТНЫЙ МЕТР, ВЕСА ПЛАНЕРА И РАЗМЕРОВ ЕГО КРЫЛЬЕВ.

Выбрав основную конструкцию планера, приступаем к его аэродинамическому расчету. Первый вопрос, который должен быть разрешен, это, каковы будут—вес планера, его нагрузка на 1 м^2 и поддерживающая поверхность его крыльев. Эти три величины связаны только одним уравнением:

$$p = \frac{G}{S} \dots \dots \dots (11)$$

Следовательно, двумя из них мы можем задаваться. Обычно задаются нагрузкой $p \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$ и весом $G_{\text{пл}}$.

Как уже говорилось, нагрузка должна быть возможно малой, но предел уменьшению этой величины ставит то обстоятельство, что при слишком малых нагрузках нельзя осуществить достаточно прочную и жесткую конструкцию.

Чтобы не задаться цифрой столь малой, что ее нельзя будет потом осуществить в действительности, конструктор руководствуется своим или чужим опытом в планеростроении и берет ту нагрузку, которая обычно бывает у данного типа планера ¹⁾.

Второе соображение, которым должен руководствоваться конструктор при выборе нагрузки p это—для какого ветра предназначается планер: для слабого ветра нагрузка должна быть меньше, чтобы получить достаточно малую скорость снижения $V_{\text{с}}$ (см. ф-лу 13), для сильного ветра нагрузку следует взять несколько больше, т. к. это увеличит скорость полета V (см. ф-му 12) и вместе с тем—ее горизонтальную слагающую V_x , необходимую для удержания планера в пределах восходящего потока (см. неравенство 1').

Переходим теперь к предварительному определению веса: полный вес планера состоит из веса пилота $G_{\text{л}}$ и веса пустого аппарата $G_{\text{н}}$:

$$G = G_{\text{л}} + G_{\text{н}}.$$

Если планер строится для определенного пилота, то вес этого пилота и надо взять, как $G_{\text{л}}$, обычно же считают $G_{\text{л}} = 70 \text{ кг}$. (средний вес человека).

¹⁾ Для этого удобно пользоваться таблицами основных данных планеров. См. Табл. II и III в Приложении, а также Вест. Возд. Флота за 1923 г. № 2 и № 6 и сборник под ред. проф. Рынина „Безмоторный полет“.

Остается задаться весом пустого аппарата. Ясно, что выгоднее иметь планер как можно более легким, но и тут условия прочности создают предел, ниже которого нельзя идти. Как и при выборе нагрузки, опять приходится руководствоваться прежним опытом планеростроения.

Складывая G_A и G_n , получаем полный вес планера G .

Приводим обычные нагрузки и веса существующих планеров:

П л а н е р.	Балансирный.	Нормальный.
Нагрузка на 1 м^2 $p \frac{\text{кг.}}{\text{м}^2}$.	4,5 — 6	6 — 15
Вес пустого планера G_n кг.	12 — 30	30 — 140

Вес пустого двухместного планера доходит до 250 кг.

При выборе p и G_n важно, чтобы эти цифры совпали с теми, которые будут получены в действительности при постройке планера; особенно существенно, чтобы эти действительные цифры не оказались выше расчетных, поэтому менее опытному конструктору следует задаваться несколько преувеличенной цифрой для p .

После краткого расчета на прочность, эти цифры можно уже приблизительно проверить, т. к. веса главных деталей, а следовательно и приблизительный вес всего планера может быть подсчитан. Такая проверка необходима и, при сильном расхождении полученных цифр с ранее принятыми — придется повторить расчет с этими, вновь уже полученными, цифрами для p и G_n .

Задавшись p и G_n , получаем $S = \frac{G}{p} \text{ м}^2$ — площадь крыльев. Для ориентировки приводим обычные пределы поверхности у существующих планеров:

П л а н е р.	Одноместный.	Двухместный.
Поверхность крыльев $S \text{ м}^2$.	12 — 25	20 — 40

Пример: Возьмем конкретный пример.—свободнонесущий планер-моноплан с нормальным управлением.

Задаемся $p = 8 \frac{\text{кг.}}{\text{м}^2}$, $G_n = 75$ кг.

тогда $G = G_A + G_n = 70 + 75 = 145$ кг.

$$S = \frac{G}{p} = \frac{145}{8} \cong 18 \text{ м}^2.$$

ГЛАВА IV.

СЛАГАЮЩИЕ СИЛЫ ПОЛНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА

В гл. II было выяснено, что для планера с наибольшей дальностью полета требуется:

$$\frac{1}{K} = \frac{C_x}{C_y} = \min \dots \dots \dots (10)''$$

а для планера с наибольшей длительностью:

$$\frac{1}{\kappa} = \frac{C_x}{C_y^{3/2}} = \min \dots \dots \dots (15)$$

Очевидно, что, какой бы из этих двух типов планеров мы ни хотели осуществить, коэффициент C_x лобового сопротивления должен быть как можно меньше, а коэффициент C_y подъемной силы—как можно больше. Эти величины, а также величины K и κ зависят от внешней формы всего аппарата и главным образом, от формы крыла, а именно, от очертания его в плане и от профиля его поперечного сечения.

Прежде чем перейти к выбору формы крыла, удовлетворяющей одному из условий (10)'' и (15), выясним, из каких частей складывается полное сопротивление аппарата, а также причины возникновения каждого из этих слагающих.

Все выступающие наружу части планера делятся на несущие, т.-е. дающие некоторую подъемную силу и не несущие, т.-е. дающие только лобовое сопротивление. К первым относятся крылья, ко вторым—все остальные части. Такие части, как фюзеляж и горизонтальный стабилизатор, тоже могут давать подъемную силу, но, благодаря ее незначительности, этим обстоятельством можно пока пренебречь и считать несущими только крылья. Таким образом, все лобовое сопротивление аппарата складывается из лобового сопротивления крыльев и сопротивления прочих частей, из которых последнее называется вредным.

Как увидим в дальнейшем, всякое тело, дающее подъемную силу, приобретает еще добавочное лобовое сопротивление, величина которого зависит от величины подъемной силы. Отсюда мы видим, что лобовое сопротивление крыльев, в свою очередь, состоит из сопротивления, которое от подъемной силы не зависит, т. н. профильного, и добавочного сопротивления, которое зависит от подъемной силы и отсутствует, когда она равна нулю; это последнее сопротивление называется индуктивным. Итак, все лобовое сопротивление аппарата состоит из вредного, индуктивного и профильного, что выражается формулой:

$$Q = Q_n + Q_i + Q_p \dots \dots \dots (21)$$

Для перехода к коэффициентам, делим на ρ, V^2 и S (S —крыльев):

$$\frac{Q}{\rho S V^2} = \frac{Q_n}{\rho S V^2} + \frac{Q_i}{\rho S V^2} + \frac{Q_p}{\rho S V^2}$$

подставляя:

$$C_x = \frac{Q}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (22)$$

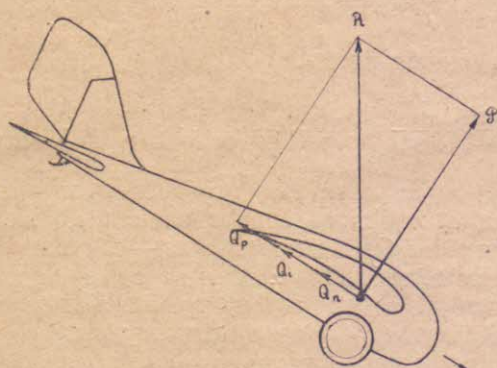
$$C_n = \frac{Q_n}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (23)$$

$$C_i = \frac{Q_i}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (24)$$

$$C_p = \frac{Q_p}{\rho S V^2} \dots \dots \dots (25)$$

получили:

$$C_x = C_n + C_i + C_p \dots \dots \dots (26)$$



Фиг. 26.

Если к этим трем лобовым сопротивлениям прибавить еще и подъемную силу, то мы будем иметь все составляющие, из которых складывается полное сопротивление R аппарата (фиг. 26). Отметим, что три из них—подъемная сила, профильное и индуктивное лобовые сопротивления—дают, почти исключительно, крылья, а остальные части дают только вредное сопротивление.

Рассмотрим причины возникновения каждого из этих сопротивлений.

1. Вредное и профильное сопротивления.

Вредное сопротивление Q_n , а также профильное сопротивление Q_p крыльев, происходят от следующих двух причин:

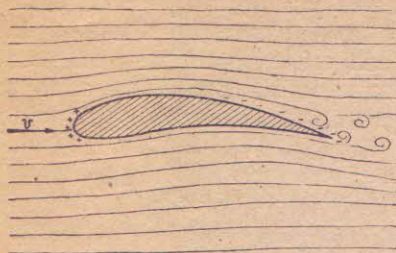
1) Трение воздуха о поверхность тела; для уменьшения его стараются сделать эту поверхность как можно глаже, покрывая лаком и пр.

2) Срыв струй. Этот срыв заключается в том, что струйки воздуха, обтекая данное тело, например крыло (фиг. 27) или стойку (фиг. 28), отрываются от его поверхности и образуют за телом разреженное пространство. Повышенное давление спереди (+ на фигуре) и разреженное—позади (— на фигуре) увеличивают лобовое сопротивление. Для уменьшения срыва струй, всем наружным деталям стремятся придать плавные, обтекаемые формы.

Благодаря трению и срыву струй, на поверхности и в разреженном пространстве за каждой выступающей наружу деталью аппарата образуются вихри, которые отрываются от нее и уносятся в пространство.

Как показал опыт, коэффициент вредного сопротивления C_n мало зависит от положения аппарата относительно направления полета, т.-е.

от углов атаки и практически, на обычных углах атаки, его можно считать постоянным.



Фиг. 27.



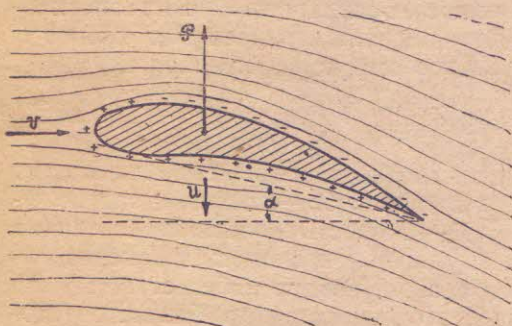
Фиг. 28.

В дальнейшем мы увидим, что и коэффициент C_p профильного сопротивления крыла для хороших дужек остается почти постоянным в пределах обычных углов атаки.

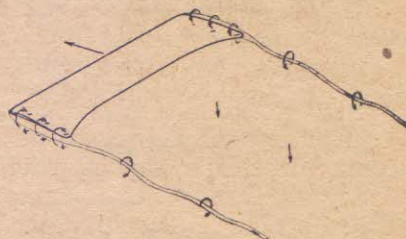
2. Подъемная сила и индуктивное сопротивление.

Чтобы выяснить, отчего появляется подъемная сила и сопровождающее ее индуктивное сопротивление, посмотрим, что происходит вокруг крыла аппарата в полете.

Встречный воздух (фиг. 29) набегаёт на крыло со скоростью, равной скорости полета относительно воздуха. Под крылом, поставленным



Фиг. 29.



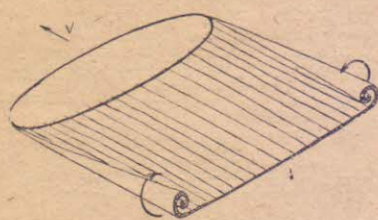
Фиг. 30.

под некоторым углом атаки α , давление возрастает (+ на фигуре) а над крылом уменьшается (— на фигуре). Благодаря такой разнице давлений на крыло снизу и сверху и создается подъемная сила.

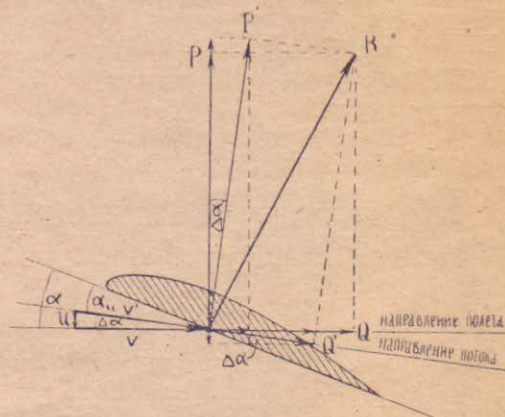
Испытывая же со стороны воздуха давление с силой P , крыло само давит на воздух с той же силой P и гонит воздух вниз, следовательно у крыла и за ним получается отклонение струи воздуха с некоторой средней вертикальной скоростью U ; кроме того, на концах крыла (фиг. 30) воздух, стремясь от большого давления к меньшему, обтекает концевую кромку и закручиваясь, срывается с концов в виде длинных вихревых усов.

Таким образом, за крылом летящего аппарата тянутся два длинных вихря, вращающихся друг другу навстречу, а между ними образуется вертикальный поток воздуха, направленный вниз.

В зависимости от контура крыла в плане вихревые усы могут срываться не только с концов крыла. Так, например, при эллиптическом контуре крыла (фиг. 31), вихревые усы образуют сплошную вихревую пелену, срывающуюся вдоль всей задней кромки крыла. (Такое эллиптическое крыло, как показал опыт и теория, оказалось в аэродинамическом отношении наивыгоднейшим). Вдали от аппарата вихревая пелена постепенно свертывается, размывается окружающим воздухом и, наконец, пропадает совсем.



Фиг. 31.



Фиг. 32.

Оба указанные явления, т. е. усы (или пелена) и вертикальный поток, обуславливаются разностью давлений над и под крылом, т. е. подъемной силой, и если крыло летит под таким углом, когда $P = 0$, то усы и вертикальный поток исчезают. Более подробные теоретические исследования показывают, что средняя вертикальная скорость отбрасываемого вниз воздуха выражается следующей формулой

$$U = AC_y V \dots \dots \dots (27)$$

где A —коэффициент, зависящий от числа плоскостей, их расположения и формы (о величине его речь будет дальше); C_y —коэффициент подъемной силы при данном угле атаки; V —скорость полета относительно воздуха. Такова величина средней вертикальной скорости U непосредственно под самым крылом. Таким образом, воздух набегае на крыло со скоростью V , но у самого крыла к этой скорости прибавляется скорость U и действительную скорость набега V' мы получим, складывая эти две скорости геометрически (фиг. 32).

Из треугольника UVV' имеем:

$$U = V \cdot \operatorname{tg} \Delta\alpha^1) \cong V \Delta\alpha \dots \dots \dots (28)$$

т. к., благодаря малости угла $\Delta\alpha$, $\operatorname{tg} \Delta\alpha \cong \Delta\alpha$.

Из (27) и (28) имеем:

$$\begin{aligned} V \cdot \Delta\alpha &= A \cdot C_y \cdot V \\ \Delta\alpha &= AC_y \dots \dots \dots (29) \end{aligned}$$

¹⁾ Греч. буква Δ („дельта“), поставленная перед к. л. величиной означает приращение этой величины. В данном случае $\Delta\alpha$ есть отрицательное приращение угла атаки α .

Благодаря той же малости угла $\Delta\alpha$ можно считать $V' \cong V$ т. е. воздух набегаёт на крыло с той же скоростью V , но отклонённой вниз на угол $\Delta\alpha$, т. н. угол скоса потока, выражаемый формулой (29).

Благодаря скосу потока истинный угол атаки, т. е. угол по отношению к потоку у крыла, будет не α , а меньше, т. е. $\alpha_u = \alpha - \Delta\alpha$ где α — кажущийся угол атаки, т. е. угол по отношению к полету, обычно называемый просто углом атаки.

Раскладывая полную силу R сопротивления крыла (фиг. 32) по направлению скошенного потока и перпендикулярно к нему, получим истинные лобовое сопротивление и подъёмную силу Q' и P' . Но нас интересуют лобовое сопротивление и подъёмная сила относительно направления полета (силы Q и P), поэтому, раскладывая Q' и P' по этому направлению и перпендикулярно к нему и складывая соответственные слагаемые, получим слагающие силы R по направлению полета и перпендикулярно к нему, т. е. силы Q и P , которые мы могли бы получить и непосредственно разложением силы R по направлению полета и перпендикулярно к нему.

Из фиг. 32 видно, что

$$P = P' \cos \Delta\alpha - Q' \sin \Delta\alpha$$

$$Q = Q' \cos \Delta\alpha + P' \sin \Delta\alpha$$

В этих формулах, благодаря малости угла $\Delta\alpha$ можно принять $\cos \Delta\alpha \cong 1$ $\sin \Delta\alpha \cong \Delta\alpha$, а $Q' \sin \Delta\alpha \cong 0$, как произведение двух малых величин, тогда:

$$P \cong P' \dots \dots \dots (30)$$

$$Q \cong Q' + P' \cdot \Delta\alpha \dots \dots \dots (31)$$

Из формулы (30) видно, что подъёмная сила P данного крыла при угле атаки α равна той подъёмной силе P' , которая получилась бы при отсутствии скоса потока, но при меньшем угле атаки (т. е. при $\alpha_u = \alpha - \Delta\alpha$), следовательно, подъёмная сила зависит не от кажущегося угла атаки, а от истинного.

Из формулы же (31) видно, что лобовое сопротивление состоит действительно, как об этом уже говорилось, из двух частей:

1) Лобовое сопротивление Q' при меньшем угле ($\alpha - \Delta\alpha$), но при отсутствии скоса, это и есть профильное сопротивление крыла (Q_p). Называется оно так потому, что для истинного угла атаки, т. е. по отношению к направлению потока, оно зависит от профиля поперечного сечения крыла. Причины его возникновения, как уже говорилось, те же, что и вредного сопротивления, т. е. трение о поверхность и срыв струй.

2) Добавочное сопротивление $P' \cdot \Delta\alpha$, благодаря отклонению силы P' . Отклонение силы P' вызвано скосом потока, скос потока вызван вертикальной скоростью U , наконец, скорость U вызвана действием самого крыла. Таким образом, это сопротивление $P' \cdot \Delta\alpha$ вызвано действием крыла самого на себя и потому называется индуктивным, т. е. наведенным (Q_i).

Итак:

$$Q' = Q_p \dots \dots \dots (32).$$

$$P' \cdot \Delta\alpha = Q_i \dots \dots \dots (33).$$

Вводя эти обозначения в формулу (31) и отмечая лобовое сопротивление крыла буквой k , чтобы отличить его от лобового сопротивления всего аппарата, получим:

$$Q_k = Q_p + Q_i \dots \dots \dots (34)$$

Если к правой части формулы (34) прибавить еще вредное сопротивление, т. е. сопротивление всех остальных частей аппарата (Q_n), то получим уже известную нам формулу лобового сопротивления всего аппарата:

$$Q = Q_n + Q_i + Q_p \dots \dots \dots (21)$$

а в коэффициентах:

$$C_x = C_n + C_i + C_p \dots \dots \dots (26)$$

Формула (30) в коэффициентах:

$$C_y = C_y' \dots \dots \dots (35)$$

Из формул (33) и (30):

$$Q_i = P \cdot \Delta \alpha \dots \dots \dots (36)$$

Из формул (36), (24) и (5):

$$C_i = \Delta \alpha \cdot C_y \dots \dots \dots (37)$$

Из формул (37) и (29):

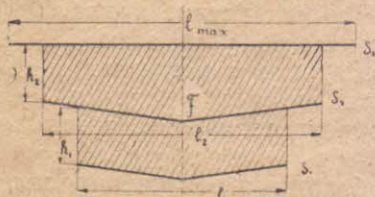
$$C_i = A \cdot C_y^2 \dots \dots \dots (38)$$

В случае многоплана, скос потока у каждого крыла образуется не только благодаря влиянию крыла самого на себя (самоиндукции), но также благодаря влиянию каждого из остальных крыльев (взаимной индукции). Таким образом, в этом случае явление усложняется, однако сущность его остается та-же, а именно—наличие скоса потока и вследствие этого, добавочное лобовое сопротивление (индуктивное).

Автор индуктивной теории крыла проф. Прандтль дает следующую общую приближенную формулу для коэффициента A в формуле (38):

$$A \cong \frac{2S}{\pi l_{max}^2 + 4F} \dots \dots \dots (39)$$

где $S = S_1 + S_2 + S_3 + \dots + S_n = \Sigma S_n$ ¹⁾, т. е. сумме всех поддерживающих плоскостей,



Фиг. 33.

$\pi = 3,14$,

l_{max} — наибольший размах.

$F = \Sigma l h$, т. е. сумме площадей контуров, образованных двумя соседними поверхностями и крайними вертикалями, проведенными через концы того крыла, которое имеет меньший размах. Контур F определяется, если смотреть на аппарат спереди (фиг. 33).

В этом общем случае C_y в формуле (38) есть средний коэффициент подъемной силы для всей поддерживающей коробки и определяется по правилу смешения:

$$C_y = \frac{C_{y1} \cdot S_1 + C_{y2} \cdot S_2 + C_{y3} \cdot S_3 + \dots + C_{yn} \cdot S_n}{S_1 + S_2 + S_3 + \dots + S_n} = \frac{\Sigma C_{yn} \cdot S_n}{S}$$

где $S_1, S_2, S_3 \dots S_n$ — поверхности отдельных крыльев,

¹⁾ Греческой буквой Σ („сигма“ большая) условно обозначаем сумму.

$S = S_1 + S_2 + S_3 + \dots + S_n$ — общая поверхность всех крыльев.

$C_{y1}, C_{y2}, C_{y3} \dots C_{yn}$ — коэффициенты их подъемной силы при данных углах атаки.

При прямоугольных крыльях, при одинаковых у всех крыльев l , b и h , при $h = b$ и при числе планов n имеем:

$$S = n \cdot b \cdot l$$

$$F = (n-1) bl$$

$$\frac{l}{b} = \lambda$$

представляем в формулу (39):

$$A \cong \frac{2n}{\pi\lambda + 4(n-1)} \dots \dots \dots (41)$$

для монопланов $n = 1$:

$$A = \frac{2}{\pi\lambda} \dots \dots \dots (42)$$

В формулах (41) и (42) λ есть удлинение крыла и для крыла постоянной глубины b , как уже говорилось (см. фиг. 12)

$$\lambda = \frac{l}{b}$$

Умножая и деля на l получим:

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \dots \dots \dots (43)$$

Здесь S есть поверхность одного крыла или одного ряда крыльев и формула эта применяется уже для любого контура крыла, а не только для прямоугольного. Определенное по ней удлинение называется теоретическим.

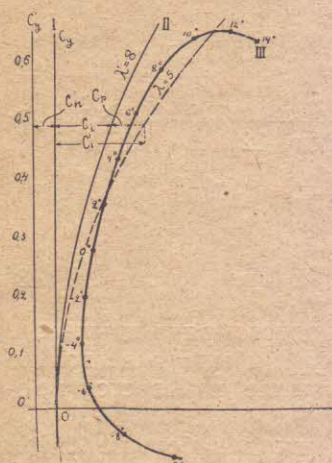
Из формул (41), (42), (29) и (38) видно, что чем больше λ , тем меньше A , а следовательно $\Delta\alpha$ и C_i . Объяснить это можно так, чем больше λ , тем при той же поверхности S больше размах l (см. формулу 43), следовательно, тем большую площадь описывает крыло при полете с той же скоростью V , следовательно, тем большую массу воздуха оно должно сдвинуть вниз, действуя на него с силой P ; но, так как сила P не меняется (при неизменных S и V), то большей массе она сообщает зато меньшую вертикальную скорость U , а следовательно, скос $\Delta\alpha$ и индуктивное сопротивление C_i уменьшаются. Только при бесконечно большом размахе, $\lambda = \infty$, $A = 0$, $\Delta\alpha = 0$ и $C_i = 0$.

3. Причины затраты энергии на полет.

Зная причины возникновения всех слагающих лобового сопротивления, мы можем теперь более точно выяснить, куда тратится энергия при полете. При возникновении вредного и профильного сопротивлений, от каждой выступающей наружу детали планера или самолета отрываются вихри и уносят свою кинетическую энергию в пространство, а если мы примем во внимание усы и вертикальный поток, которые возникают вместе с индуктивным сопротивлением, то увидим, что каждое из слагающих C_p , C_n и C_i лобового сопротивления сопровождается возмущением воздуха позади аппарата, т. е. сообщением воздуху кинетической энергии, а это и является той неизбежной тратой энергии на полет, о которой говорилось в начале книги. Таким образом, всякому аппарату выгодно придавать такие плавные, обтекаемые формы, чтобы он как можно меньше возмущал за собой воздух, т. е. как можно меньше отдавал бы в пространство энергию.

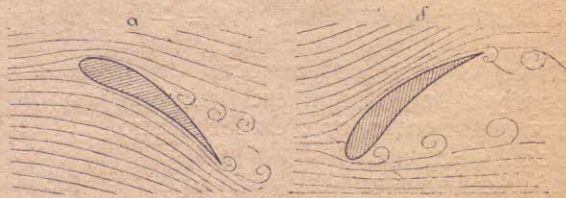
4. Как изображаются коэффициенты индуктивного, профильного и вредного сопротивлений на поляре Лилиентала.

Из формулы (38) мы видим, что коэффициент C_i индуктивного сопротивления пропорционален квадрату коэффициента C_y подъемной силы. Определяя по этой формуле коэффициент C_i индуктивного сопротивления для разных C_y и откладывая их вправо от оси C_y по соответствующим горизонтальным прямым, получим, так называемую параболу индуктивного сопротивления (фиг. 34, кривая II)¹⁾. Эта парабола пройдет через точку, O так как при $C_y=0$, $C_i=0$.



Фиг. 34.

Разность между полным коэффициентом C_{xk} лобового сопротивления всего крыла и коэффициентом C_i индуктивного сопротивления есть коэффициент C_p профильного сопротивления, следовательно, коэффициент профильного сопротивления изобразится на поляре отрезками горизонтальных прямых между полярой III и параболой II при данных



Фиг. 35.

C_y (фиг. 34). У хороших дужек этот коэффициент на обычных углах атаки почти постоянен, так как причиной профильного сопротивления является при этом почти исключительно, трение воздуха о поверхность, а трение не зависит от угла атаки. Но при больших углах атаки, а также при отрицательных, появляется срыв струй (фиг. 35, а и б), который и увеличивает профильное сопротивление. Это возрастание профильного сопротивления проявляется на поляре тем, что она своими нижним и верхним концами отходит от параболы индуктивного сопротивления.

Наконец, на поляре всего аппарата, кроме профильного и индуктивного сопротивлений, изобразится еще вредное сопротивление. Но, как уже говорилось, коэффициент C_n вредного сопротивления на обычных углах атаки можно считать постоянным, следовательно, прибавляя на поляре к лобовому сопротивлению крыла одинаковые при разных углах атаки, следовательно и при разных C_y , величины C_n , мы получим всю поляру как бы сдвинутой вправо, это и будет поляра всего аппарата. Вместо построения новой, сдвинутой вправо на величину C_n , поляры, проще перенести ось C_y' на ту же величину влево (фиг. 34), тогда прежняя ось C_y (прямая I) определит собой вредное сопротивление C_n при разных C_y .

Итак, все лобовое сопротивление планера состоит из вредного, индуктивного и профильного:

$$C_x = C_n + C_i + C_p \dots \dots \dots (26)$$

¹⁾ На фиг. 34 следует переменить местами λ и λ' .

где коэффициент вредного сопротивления C_n — постоянный и на поляре изображается горизонтальным отрезком между осью C_y и прямой I (фиг. 34). Коэффициент индуктивного сопротивления C_i растет с квадратом C_y и изображается горизонтальными отрезками между прямой I и параболой II . Коэффициент профильного сопротивления C_p , у хороших душек на легких углах почти постоянный, растет только на больших и малых углах и на поляре всего планера изображается горизонтальными отрезками между параболой II и полярной III . Каждому значению C_y соответствуют определенные значения C_n , C_i и C_p .

ГЛАВА V.

ВЫБОР ФОРМЫ КРЫЛА В ПЛАНЕ.

Имея представление о причинах отдельных слагающих лобового сопротивления, мы можем теперь приступить и к выбору формы крыла в плане. Здесь перед нами две задачи: выбор удлинения и выбор контура.

1. Выбор удлинения.

Рассматривая поляры, мы видим, как быстро растет индуктивное сопротивление C_i с увеличением C_y и какую значительную долю от всего лобового сопротивления оно составляет. Отсюда понятно, что, стремясь уменьшить лобовое сопротивление вообще, мы прежде всего обращаем внимание на индуктивное сопротивление. Но последнее обратно пропорционально удлинению λ (см. формулы 41 и 42), следовательно, нам выгодно, по возможности, это удлинение увеличивать. Однако, увеличение λ при той же поддерживающей поверхности S означает: для моноплана—увеличение размаха l (см. формулу 43), а для многоплана—или увеличение размаха или увеличение числа плоскостей. $\lambda = 15$ —высший предел удлинения свободнонесущего крыла, достигнутый пока на планере без особого ущерба для прочности и жесткости крыла. $l = 19$ м.—высший предел для размаха у существующих планеров; обычные же пределы: 8—15 м. для монопланов и 5—10 м. для бипланов; что же касается числа плоскостей, то конструкторы планеров, как уже говорилось вначале, редко отступают от бипланов и монопланов.

Исходя из этих соображений, выбираем удлинение λ и переходим далее к выбору контура крыла.

2. Выбор контура.

Опыты в аэродинамических трубах показали, что, при одинаковых поверхностях S и размахах l (следовательно и при одинаковых $\lambda = \frac{l^2}{S}$) и при одинаковой дужке, наименьшее лобовое сопротивление дает крыло эллиптическое (таб. XVI—5). Однако, конструкция такого крыла получается несколько сложной.

Прямоугольное крыло (таб. XVI—1) выходит значительно проще по конструкции, зато аэродинамически оно несколько хуже. Прямоугольное крыло применяется обычно в монопланах с растяжками и в многопланах со стойками.

Контур со скошенными концами (табл. XVI—3) мало отличается от прямоугольного.

Трапецевидный контур (табл. XVI—2) аэродинамически приближается к эллиптическому и дает простую и легкую конструкцию для свободно-несущего крыла. Однако, чрезмерное суживание концов и тем более треугольная форма (табл. XVI—4), значительно ухудшают крыло аэродинамически.

Закругление на концах (Таб. XVI—6, а также фиг. 83) выгодно аэродинамически, хотя несколько усложняет конструкцию.

Пример.

Возвращаемся к нашему примеру: выбираем для нашего моноплана размах $l = 12$ м, тогда $\lambda = \frac{l^2}{S} = \frac{144}{18} = 8$. Берем трапецевидное крыло и глубину его у фюзеляжа $b_1 = 2$ м., тогда глубина его b_2 на конце определится из $\frac{b_1 + b_2}{2} (l - a) = S$, где a — ширину фюзеляжа — берем равной 700 мм.:

$$b_2 = \frac{2S}{l-a} - b_1 = \frac{36}{12-0,7} - 2 = 1,2 \text{ м.}$$

ГЛАВА VI.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОТДЕЛЬНЫХ СЛАГАЮЩИХ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ.

После того, как выбрана форма крыла в плане, приступаем к выбору его поперечного сечения (дужки или профиля), но для этого требуется предварительно уметь определить все слагающие лобового сопротивления. К этому теперь и переходим.

1. Определение коэффициента вредного сопротивления.

Вредное сопротивление складывается из сопротивлений отдельных частей: фюзеляжа, шасси, стоек и пр., а эти сопротивления подчиняются общим законам сопротивления воздуха (см. формулу 3), следовательно (см. формулу 23):

$$C_n = \frac{Q_n}{\rho S V^2} = \frac{\rho C_1 S_1 V^2 + \rho C_2 S_2 V^2 + \rho C_3 S_3 V^2 + \dots}{\rho S V^2}$$

по сокращению:

$$C_n = \frac{C_1 S_1 + C_2 S_2 + C_3 S_3 + \dots}{S} \quad \text{короче:}$$

$$C_n = \frac{\Sigma C_n S_n}{S} \dots \dots \dots (44)$$

здесь буква Σ обозначает сумму произведений $C_n S_n$ для всех деталей планера, кроме крыла.

Коэффициенты $C_1, C_2, C_3 \dots$ (см. таблицы IV—VIII и XV) получают продувкой в аэродинамических трубах соответствующих деталей и относятся к площади какого-нибудь определенного сечения этой детали. Обычно за такую площадь считают площадь ми дел я, т.е. площадь контура детали, если смотреть на деталь в направлении потока или полета. Во всяком случае в формуле (44) надо подставлять каждый раз вместо S_n площадь того сечения, к которому относили соответствующий коэффициент C_n при продувке. У оперения этот коэффициент относится, как и у крыла, к площади контура. Размерами же оперения, т.е. стабилизаторов и рулей можно пока задаться по существующим хорошим планерам того же типа (см., напр., табл. II в Приложении).

Коэффициенты сопротивления таких тел, как стойки, подкосы, оси, ленты и пр. даются в таблицах для того случая, когда деталь перпендикулярна к потоку ($\alpha = 90^\circ$); если же на планере эта деталь расположена наклонно к потоку под углом α , то в коэффициент вводится поправочный множитель $\sin \alpha$:

$$C_{n\alpha} = C_{n90} \sin \alpha \dots \dots \dots (45)$$

При определении же миделя попрежнему берется полная длина детали. Для проволок и тросов эта формула дает преувеличенные значения, поэтому лучше вводить поправочный множитель ϵ , пользуясь данными опытов Эйфеля, приведенными в таблице V, где для сравнения приведены также и значения $\sin \alpha$.

В табл. VI приведены профили стоек и их коэффициенты.

В табл. VII приведены три продувки фюзеляжей, нанесенные в виде поляр; из этих поляр видно, что четырехгранный фюзеляж, в особенности поставленный на ребро, дает и больший коэффициент лобового сопротивления и большие отклоняющие усилия при боковом потоке. Несимметричность поляр относительно оси C_x объясняется некоторой неточностью опыта.

В табл. VIII приведена продувка фюзеляжа с козырьком, из которой видно, какую существенную роль играет козырек перед пилотом и „стекатель“ за его спиной, если фигура пилота выступает над фюзеляжем. Коэффициент относится каждый раз к новому контуру главного миделя.

В табл. XV приведены профили рулей и стабилизаторов и их коэффициенты, при чем эти последние несколько меньше, чем в табл. IV для оперения, т.-к. не учтено влияние щели между рулем и стабилизатором.

При расчете несвободнонесущего моноплана и многоплана, необходимо предварительно сделать краткий расчет на прочность для всех выступающих наружу деталей—подкосов, тросов, стоек и пр.—для определения их размеров.

Пример: Продолжаем наш пример. Составляем следующую таблицу, т.-н. журнал вредных сопротивлений.

№ детали.	Название детали.	Размеры в м. $h \times d$	Число штук n	Площадь миделя в м ² .	Коэф-т со-противл. ¹⁾	Произведе-ние в м ²
1	Фюзеляж	$0,7 \times 0,7$	1	0,49	0,07	0,0343
2	Колеса	$0,23 \times 0,11$	2	0,05	0,2	0,01
3	Оперение	$(2,5 + 1,5) \times 1$ (Общая поверхность контура).	—	$2,5 + 1,5 = 4$	0,02	0,08
4	Костыль	$0,2 \times 0,025$	1	0,005	0,2	0,001
5	Дуги под крыльями . .	$0,5 \times 0,025$	2	0,025	0,2	0,005
6	Рычаги элеронов и рулей.	$0,2 \times 0,02$	5	0,02	0,2	0,004
7	Троса управления . . .	$(0,8 + 0,2 + 0,3) \times$ $\times 2 \times 0,003$	—	0,0075	0,15	0,0007
						$\Sigma C_n S_n = 0,135$

¹⁾ С поправкой на наклон к потоку.

Сложим цифры последнего столбца и получим $\Sigma C_n S_n = 0,135 \text{ м}^2$ и так как на поляре аппарата все коэффициенты относятся к единице поверхности S крыльев, то, разделив на S , получим: $C_n = \frac{\Sigma C_n S_n}{S} = \frac{0,135}{18} = 0,0075$.

Представим себе, что тоже сопротивление $\Sigma C_n S_n$ дает плоская пластинка площади σ (греч. буква „сигма“ малая), перпендикулярная к направлению полета; коэффициент такой пластинки $C_n = 0,64$, тогда $\Sigma C_n S_n = 0,64 \cdot \sigma$, откуда

$$\sigma = \frac{\Sigma C_n S_n}{0,64} \dots \dots \dots (46).$$

Для нашего случая $\sigma = \frac{0,135}{0,64} = 0,212 \text{ м}^2 \dots \dots \dots$

Величина $\frac{\sigma}{S} 100\% = \frac{C_n}{0,64} 100\% = \frac{0,0075}{0,64} 100\% = 1,17\%$

Обычно эта величина у планеров колеблется в пределах $0,7\% - 2,5\%$.

Из нашего примера видно, какую значительную долю от сопротивления всего планера составляет сопротивление оперения; происходит это благодаря большим поверхностям рулей у планера по сравнению с самолетом¹⁾.

Зная C_n мы можем на диаграмме, на которой впоследствии построим всю поляру аппарата, построить прямую I (фиг. 34), изображающую вредное сопротивление C_n .

2. Определение коэффициентов индуктивного и профильного сопротивления.

Коэффициент C_i индуктивного сопротивления аппарата определяется, как уже говорилось, по формуле:

$$C_i = A C_y^2 \dots \dots \dots (38)$$

для различных значений C_y .

Определив коэффициент A для нашего аппарата по одной из формул (39), (41) или (42) в зависимости от конструкции, можем подсчитать C_i по формуле (38) для разных C_y и пристроить затем параболу II к прямой I (фиг. 34)²⁾. Если на поляре продувки крыла, мы уже имеем параболу индуктивного сопротивления, построенную для удлинения λ' модели крыла, то этой параболой мы можем воспользоваться для построения параболы нашего аппарата: Из формулы (38) мы видим, что при одинаковых C_y , C_i пропорциональны A , т. е. $\frac{C_i}{C_i'} = \frac{A}{A'}$, где C_i и A относятся к нашему аппарату, а C_i' и A' к модели выбранного крыла, но для моноплана:

$$A = \frac{2}{\pi \lambda} \dots \dots \dots (42)$$

следовательно:

$$\frac{C_i}{C_i'} = \frac{\lambda'}{\lambda} \dots \dots \dots (47)$$

т. е. коэф-ты C_i обратно пропорциональны удлинениям. Здесь λ — удлинение нашего аппарата, если он моноплан; если же он — много-

¹⁾ Следует однако, отметить, что коэффициент для оперения (0,02) в данном примере несколько преувеличен (ср. с табл. IV).

²⁾ См. примечание на стр. 36.

план, то λ — удлинение такого моноплана, который имеет коэффициент A такой же, как и наш многоплан и в таком случае λ определяется из формулы (42) $\lambda = \frac{2}{\pi A}$, где A определяется по формуле (39) или (41). Из полученной пропорции (47) мы видим, что наша парабола II (фиг. 34) получится уменьшением индуктивного сопротивления C_i' модели крыла в отношении $\frac{\lambda'}{\lambda}$.

Для разбираемого нами примера это отношение $= \frac{5}{8}$.

Переходим теперь к определению профильного сопротивления. Из формулы (34) видно, что оно определяется, как разность между сопротивлением всего крыла и его индуктивным сопротивлением, что в коэффициентах выражается так: $C_p = C_{xk} - C_i = C_{xk} - \frac{2}{\pi \lambda'}$.

Отсюда видим, что результаты продувки крыла мы можем применить к нашему аппарату только тогда, когда известно удлинение λ' продутой модели крыла. Если на поляре продувки нанесена уже парабола индуктивного сопротивления (для λ' модели), то C_p определяется для каждого C_y , как отрезок соответствующей горизонтали между параболой и поларой. В табл. IX такие параболы (для $\lambda = 5$ или 6) и нанесены на полярах. Кроме того, в табл. X даны для тех же дужек уже подсчитанные коэф-ты профильного сопротивления и подъемной силы для разных углов атаки.

ГЛАВА VII. ВЫБОР ДУЖКИ. 1. 1-й способ ¹⁾.

а) Для планера с наименьшей скоростью снижения.

Подставляя для планера с наименьшей скоростью снижения в формулу (15) значение C_x из формулы (26) получим:

$$\frac{1}{x} = \frac{C_n}{C_y^{3/2}} + \frac{C_i}{C_y^{3/2}} + \frac{C_p}{C_y^{3/2}} = \min \dots \dots \dots (48)$$

поставляя из формулы (38):

$$\frac{C_i}{C_y^{3/2}} = \frac{A \cdot C_y^2}{C_y^{3/2}} = A \cdot C_y^{1/2}$$

получим:

$$\frac{1}{x} = \frac{C_n}{C_y^{3/2}} + A \cdot C_y^{1/2} + \frac{C_p}{C_y^{3/2}} = \min \dots \dots \dots (49)$$

По предыдущему определяем C_n и A для нашего планера. Задаваясь последовательно для C_y значениями 0, 0,1, 0,2 0,8, подсчитываем для этих значений величины $\frac{C_n}{C_y^{3/2}}$ и $A \cdot C_y^{1/2}$. Строим на диаграмме

(фиг. 36) две кривых $\frac{C_n}{C_y^{3/2}}$ и $A \cdot C_y^{1/2}$, откладывая вверх C_y , а вправо —

$\frac{C_n}{C_y^{3/2}}$ и $A \cdot C_y^{1/2}$. Прибавляя к отрезкам, изображающим $\frac{C_n}{C_y^{3/2}}$, отрезки,

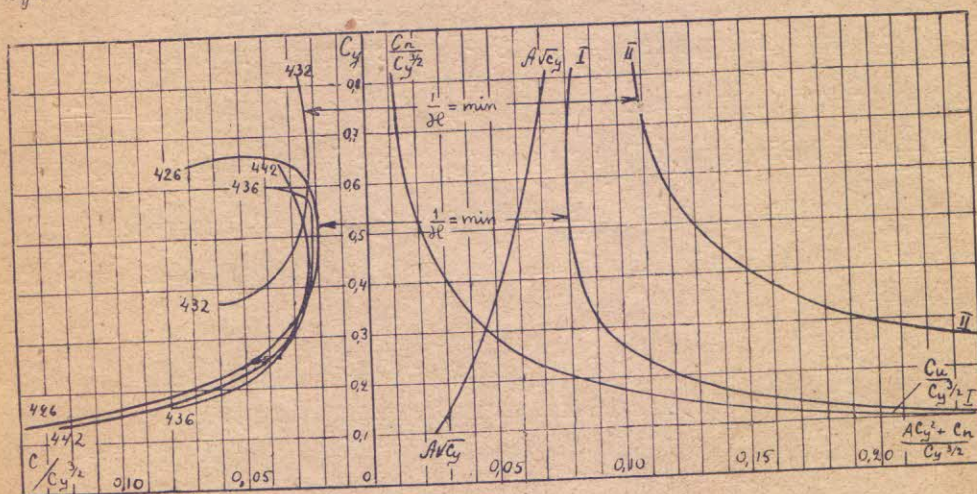
изображающие $A \cdot C_y^{1/2}$ при тех же C_y , получим кривую $\left[\frac{C_n}{C_y^{3/2}} + A \cdot C_y^{1/2} \right]$

(на фиг. 36 — кривая I).

Имея поляру дужки, определяем по ней для тех же значений C_y коэф-ты C_p (если на диаграмме нет параболы индуктивного сопротивления, то ее надо построить по уравнению $C_i' = A' \cdot C_y^2$, где A должно быть подсчитано по удлинению λ' той модели крыла, с которой производилась

¹⁾ См. статью В. С. Пышнова в „Вестнике Воздушного Флота“ № 3 за 1923 г.

Таким образом, справа от оси C_y мы имеем кривую $\left[\frac{C_n}{C_{y^{3/2}}} + AC_y^{\frac{1}{2}} \right]$ вполне определенную для данного планера, а слева несколько кривых $\frac{C_p}{C_{y^{3/2}}}$ для целой серии дужек. Так как нам нужно, чтобы сумма этих



двух величин, величина $\frac{1}{x}$, была бы наименьшей (см. ф-лу 49), мы выбираем ту дужку, кривая $\frac{C_p}{C_y^{3/2}}$ которой, ближе всего подходит к кривой $\left[\frac{C_y}{C_y^{3/2}} + AC_y \frac{1}{2} \right]$ нашего планера.

Однако, не всегда мы останавливаемся на таком выборе. Может оказаться, что кривая $\frac{C_p}{C_y^{\alpha/2}}$ с наименьшим значением $\frac{1}{\alpha}$, при малом изменении C_y в ту или другую сторону, следовательно и при малом изменении угла атаки α , быстро отходит от кривой $\left[\frac{C_n}{C_y^{\alpha/3}} + AC_y^{\frac{1}{2}} \right]$, а, т.-к.

в полете трудно удерживать планер точно на данном угле атаки, то среднее значение $\frac{1}{\alpha}$ в полете может выйти значительно больше. Таким образом, может оказаться выгоднее взять ту дужку, кривая $\frac{C_n}{C_y^{3/2}}$ которой, хотя и дает несколько большее значение $\frac{1}{\alpha}$, зато на большом протяжении идет вдоль кривой $\left[\frac{C_n}{C_y^{3/2}} + AC_y^{\frac{1}{2}} \right]$.

Изложенный способ несколько сложен, но зато очень отчетлив и дает возможность, имея на левой половине целую серию кривых $\frac{C_p}{C_y^{3/2}}$ для разных дужек, пользоваться этой серией для любого планера, прикладывая лишь справа новую кривую $\left[\frac{C_n}{C_y^{3/2}} + AC_y^{\frac{1}{2}} \right]$.

На фиг. 36 кривые $\left[\frac{C_n}{C_y^{3/2}} + AC_y^{\frac{1}{2}} \right]$ построены для нашего свободнотонущего моноплана, для которого $C_n = 0,0075$ и $A = \frac{2}{\pi \cdot \lambda} = \frac{2}{\pi \cdot 8} = 0,0795$ (кривая I) и для моноплана с растяжками и открытым сидением ($C_n = 0,0255$, $A = \frac{2}{\pi \cdot 8} = 0,0795$). Кривые $\frac{C_p}{C_y^{3/2}}$ построены для дужек №№ 426, 432, 436 и 442 Геттингенской лаборатории (смотри табл. IX и X).

б) Для планера с наименьшим углом планирования.

В этом случае нужно, чтобы

$$\frac{1}{K} = \frac{C_x}{C_y} = \frac{C_n}{C_y} + \frac{C_i}{C_y} + \frac{C_p}{C_y} = \min \dots \dots \dots (50)$$

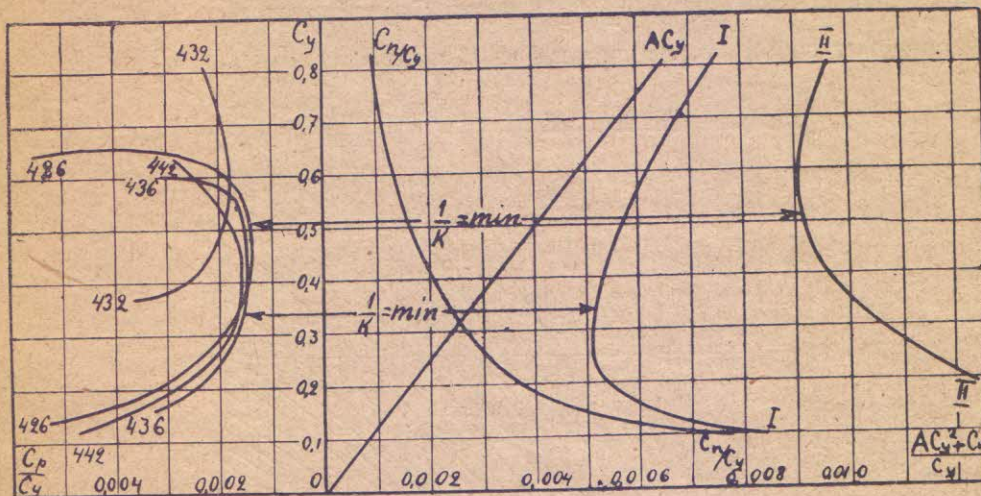
но $\frac{C_i}{C_y} = \frac{AC_y^2}{C_y} = AC_y$, следовательно, условия выбора дужки:

$$\frac{1}{K} = \frac{C_n}{C_y} + AC_y + \frac{C_p}{C_y} = \min \dots \dots \dots (51).$$

На диаграмме (фиг. 37) строим справа от оси C_y кривую $\left[\frac{C_n}{C_y} + AC_y \right]$ и слева серию кривых $\frac{C_p}{C_y}$ для нескольких дужек. Выбираем ту дужку, кривая которой будет ближе к кривой $\left[\frac{C_n}{C_y} + AC_y \right]$ нашего аппарата. То значение C_y , при котором отрезок горизонтальной прямой между кривыми $\frac{C_p}{C_y}$ и $\left[\frac{C_n}{C_y} + AC_y \right]$ будет наименьшим, соответствует углу атаки с наибольшей дальностью полета, т. е. углу атаки с наименьшей тягой, следовательно и с наименьшей тратой работы на данный перелет. Этот угол атаки называется *наивыгоднейшим*.

На фиг. 37 кривые построены для тех же конструкций и дужек, что и на фиг. 36.

Соображения о желательности более постепенного удаления кривой $\frac{C_p}{C_y}$ от кривой $\left[\frac{C_n}{C_y} + \Delta C_y\right]$ остаются в силе и здесь.



Фиг. 37.

2. 2-й способ.

а) Для планера с наименьшей скоростью снижения.

Для этого способа пользуются сеткой (табл. XII), которая представляет из себя серию кривых, построенных следующим образом:

Даем величине $\frac{1}{K}$ значение = 0,05, отсюда

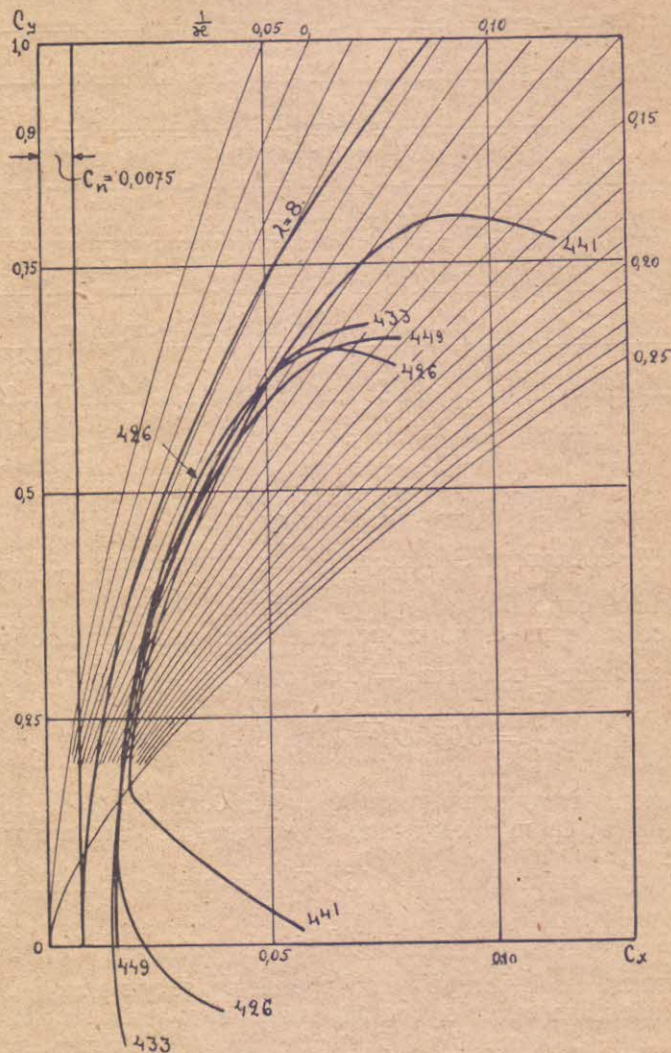
$$C_x = 0,05 \cdot C_y^{\frac{3}{2}} \dots \dots \dots (a)$$

давая C_y последовательно значения 0,1, 0,2, 0,3, ..., 1,0 определяем из (a) C_x и откладывая C_x вправо, а C_y вверх, получим кривую $\frac{1}{K} \cdot C_y^{\frac{3}{2}}$ при значении $\frac{1}{K} = 0,05$. Таким же образом, строим и остальные кривые для $\frac{1}{K} = 0,06, 0,07, \dots, 0,25$.

Пользование этой сеткой заключается в следующем:

Накальваем на сетку кусок кальки и проводим на ней оси C_x и C_y , совпадающие с осями C_x и C_y сетки (фиг. 38). Откладываем вправо от оси C_y величину коэф-та вредного сопротивления C_n и проводим на этом расстоянии вертикаль I. Пристраиваем к этой вертикали параболу II индуктивного сопротивления $C_i = \Delta C_y^2$ (где коэффициент Δ подсчитан для данного планера). От параболы II откладываем отрезки C_p , взятые при тех же C_y из поляры продувки крыла. Соединив эти точки кривую III, получим, таким образом, поляру всего планера с данной дужкой. Такие же поляры строим и для других дужек, из которых производим выбор, для чего от той же параболы II откладываем новые профильные сопротивления C_p .

Выбираем ту дужку, поляра которой касается кривой $\frac{1}{x} C_y^{\frac{3}{2}}$ сетки имеющей наименьшее значение величины $\frac{1}{x}$ или же пересекает ее и отсекает наибольшую долю от отрезка горизонтали между этой кривой и соседней левой кривой $\frac{1}{x} C_y^{\frac{3}{2}}$ сетки. Соответствующая точка поляры, определит собой экономический угол атаки.

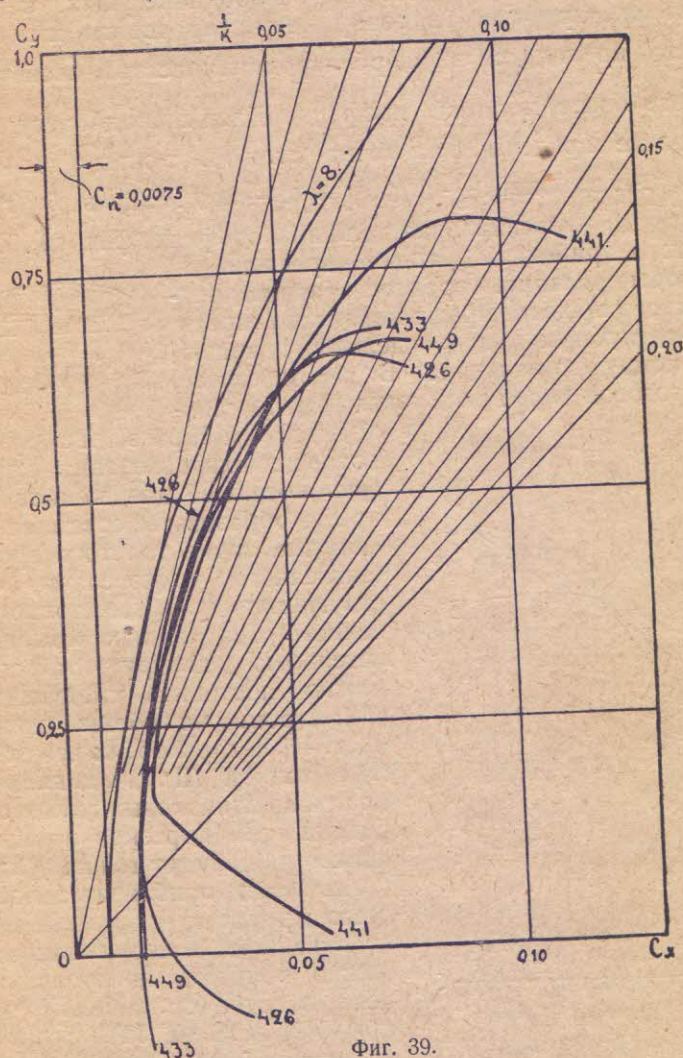


Фиг. 38.

Как и в предыдущем способе и по тем же соображениям, может оказаться выгоднее остановиться на той дужке, у которой поляра хотя идет по сетке при больших значениях $\frac{1}{x}$, зато на большем участке не отклоняется от направления кривых $\frac{1}{x} C_y^{\frac{3}{2}}$.

б) Для планера с наименьшим углом планирования.

Для этого случая, выбор дужки отличается только применением другой сетки (табл. XIII), а именно,— вместо сетки кривых $\frac{1}{K} C_y^{\frac{3}{2}}$ пользуются сеткой $\frac{1}{K} C_y$. Построение такой сетки производится так: через точку на оси C_y , где $C_y = 1$, проводим линию, параллельную оси



Фиг. 39.

C_x и откладываем на ней те же деления, что и на оси C_x . Через эти точки деления и точку O проводим прямые.

Эти прямые линии являются сеткой кривых $\frac{1}{K} C_y$ для различных значений величины $\frac{1}{K}$, в чем нетрудно убедиться вычислением. Все сказанное о пользовании предыдущей сеткой справедливо по отношению и к этой сетке (фиг. 39).

3. Общие соображения о выборе дужки.

В заключение приводим несколько практических соображений, которыми необходимо руководствоваться при выборе дужки.

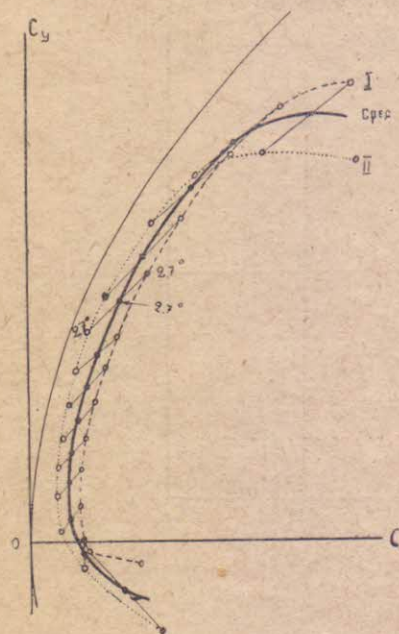
1) Чтобы не проделывать лишней работы, выбор следует производить только из хороших дужек, т.-е. с высокими полярами (с большими C_y) и малым профильным сопротивлением в возможно больших пределах для C_y .

2) Для монопланов, особенно свободнонесущих, не пригодны слишком тонкие профили из соображений прочности и легкости, поэтому часто приходится в ущерб аэродинамическим свойствам ($\frac{1}{K}$) и ($\frac{1}{\alpha}$) брать более толстый профиль. Для свободнонесущего моноплана обычные пределы относительной толщины (утолщения) в $\%$, т.-е. величины $\frac{\delta}{b} \cdot 100\% = 13 - 20\%$. Здесь δ (греч. буква „дельта“ малая)—максимальная толщина профиля (фиг. 40). Для многопланов можно применять и тонкие профили.

3) Чтобы ослабить вредное влияние чрезмерно толстого профиля крыла моноплана, крыло постоянной глубины часто делают суживающимся к концу по толщине. В таком случае, если нет готовой продувки такого крыла, при-



Фиг. 40.



Фиг. 41.

ходится выбирать две дужки, одну потоньше для основания крыла,—другую потоньше для концов и форму крыла образовать, соединяя прямыми линиями точки толстого профиля, поставленного у фюзеляжа, с соответствующими точками тонкого, поставленного на концах крыла. Приблизительную полярную такого крыла можно построить следующим образом: строим на общих осях C_x и C_y (фиг. 41) полярные обеих дужек—толстой (I) и тонкой (II). Соединяем прямыми их точки одинаковых углов атаки. Середина этих отрезков прямых между полярными и будут точками при тех же углах атаки приближительной полярной всего крыла.

Точную полярную такого крыла можно получить из продувки его модели в трубе (см. табл. IX, например, крыло N А. С. А. 54). Если при этом удлинение λ' модели не равно λ крыла, необходимо построить параболы индуктивного сопротивления для модели и крыла; тогда полярную крыла получим,

пристраивая к параболе индуктивного сопротивления крыла профильное сопротивление из полярной модели.

Если крыло суживается к концу трапецеидально и по толщине и по высоте, то возможно ограничиться выбором только одной дужки, подобно уменьшая ее размеры к концам крыльев (см. табл. IX, напр., крыло N А. С. А. 59).

Если, несмотря на трапециальную форму контура, мы все-таки захотим уменьшить относительную толщину концевой профиля крыла то приблизительная поляра такого крыла находится по предыдущему с той только разницей, что отрезки прямых, соединяющих точки равных углов, делим теперь не пополам, а на части, обратно пропорциональные начальной и концевой хордам. Средняя поляра получится, таким образом, ближе к той поляре, которая принадлежит профилю основания крыла.

4) Сильно вогнутый профиль с тонким хвостиком (напр., G. 441, табл. IX) выгоден для планера с малой скоростью снижения, так как дает малый коэф-т $\frac{1}{\alpha} = \frac{C_x}{C_y^{0.5}}$ и кроме того, имеет высокий C_y , что, как уви-

дим в гл. IX, дает малую скорость при посадке; наконец, подобный профиль придает крылу эластичность (гибкость), что является благоприятным фактором при полете в порывистом ветре. С другой стороны, такой профиль имеет и существенные недостатки: на малых углах атаки его полная сила R давления воздуха проходит далеко от края атаки и следовательно, сильно нагружает задний лонжерон, что в связи с малой высотой этого лонжерона вынуждает конструктора осуществлять его очень тяжелым и все-таки, при малых углах атаки или при действиях элеронами, крыло перекручивается; другой недостаток сильно вогнутого профиля—планер с таким крылом менее устойчив в продольном направлении, о чем будет речь в гл. XI.

5) Когда дужка выбрана, строим окончательную полярную III (фиг. 34) всего планера, для чего к параболе II пристраиваем профильные сопротивления выбранной дужки. Не следует, однако, забывать, что каждому значению C_y на этой поляре соответствует определенное значение только истинного угла атаки, т.е. угла хорды с направлением потока, кажущийся же угол атаки, т.е. угол с направлением полета, может оказаться различным в зависимости от скоса потока, следовательно, от коэффициента A , т.е. от числа, формы и расположения плоскостей (см. ф-лы 29, 38, 39, 41 и 42). Так как на полярах мы всегда размечаем кажущиеся углы атаки, то только при условии одинаковых числа, формы и расположения планов у продуваемой модели и планера мы можем разметку углов атаки, не изменяя, заимствовать из полярной продувки, т.е. при тех же C_y брать те же углы α ; в противном случае, как это чаще и бывает, необходимо пересчитать и новые разметки углов атаки. Об этой разметке будем говорить в следующей главе.

6) Подобный выбор дужки желательно производить из профилей, продутых в одной и той же лаборатории и при одинаковых условиях, иначе, такой выбор становится менее точным. Объясняется это тем, что во-первых, разные лаборатории по разному вносят поправки на неточность продувки или же совсем их не вносят, неточности же эти при различных условиях различны; во-вторых, на величину коэф-та профильного сопротивления влияет степень гладкости поверхности модели, как об этом уже и упоминалось в главе IV—1; степень же гладкости у различных моделей может быть различной; в третьих, как показали опыты, коэф-т профильного сопротивления возрастает при малых скоростях продувки и при малых размерах модели и зависит от произведения глубины (хорды b) крыла на скорость продувки (V); это произведение в виде числа E указано при каждой поляре таб. IX, при чем b берем в м.м., а V —в $\frac{м}{сек.}$. Последним обстоятельством объясняется, например, значительное профильное сопротивление дужек

G. 242, 244 и U. S. A. 31, так как число E при их продувке было очень невелико (у дужки U. S. A. 31 $E=1020 \frac{\text{м.}}{\text{сек.}}$ мм.). В условиях действительного полета планера ($E=20000—30000 \frac{\text{м.}}{\text{сек.}}$ мм.) коэф-т профильного сопротивления будет значительно меньше и так как при больших E он мало от E зависит, он будет, у профиля G. 244, например, приблизительно, таким, как у сходного с ним профиля G. 441 на поляре последнего ($E=6000 \frac{\text{м.}}{\text{сек.}}$ мм.).

Итак, при выборе дужки из дужек, продутых при разных условиях, следует обращать внимание на величину E .

7) Когда дужка выбрана, ее можно вычертить в любом масштабе, пользуясь цифрами табл. XI, где в первом столбце даны расстояния от края атаки в % от длины хорды, а в столбцах, помеченных № соответствующей дужки — расстояния соответствующих точек верхнего и нижнего контура дужки от хорды, тоже в % от длины хорды. Для примера соответствующая сетка построена на табл. IX у профиля G. 461.

Пример: Применяя первый способ выбора дужки для нашего свободнонесущего моноплана, мы уже видели преимущества профиля G 426; к тому же выводу мы придем, применяя второй способ (по сетке), причем из взятых нами дужек (только Геттингенских) профиль G 426 является наивыгоднейшим как по скорости снижения (фиг. 38), так и по углу планирования (фиг. 39), почему мы на нем и остановимся.