

К 63
В. А. КОНСТАНТИНОВ

О ВЛИЯНИИ УДЛИНЕНИЯ
КРЫЛЬЕВ
НА ПОТОЛОК САМОЛЕТА

Отдельный оттиск из Сборника Института — вып. 100

ЛЕНИНГРАД
1929

1991

Авиационный институт
Техническая библиотека
Дата 2007

О влиянии удлинения крыльев на потолок самолета.

§ 1. Вопрос о наиболее выгодном удлинении крыльев до настоящего времени почти совсем не разработан. Между тем при проектировке самолета конструктору прежде всего приходится сталкиваться именно с этим вопросом. И, не имея определенных указаний для выбора удлинения, он принужден либо руководствоваться существующими самолетами, давшими хорошие результаты и близко подходящими по типу и назначению к проектируемому, либо просчитывать несколько вариантов, что требует большого количества времени. А в результате как в том, так и в другом случае он все-таки не может быть уверен, что не существует другого, еще более выгодного решения.

В немецком журнале „Z. F. M.“¹ за 1925 г., в № 8, помещена статья по этому вопросу, где выгодность удлинения рассматривается с точки зрения достигаемого самолетом потолка, так как в этом случае изменение веса самолета и его аэродинамических свойств заметнее всего сказывается. Задача решена в двух предположениях: при постоянной площади крыльев и при постоянном размахе, причем в обоих случаях приходят к выводу, что наиболее выгодное удлинение заключается между 5-ю и 6-ю. Но конструкторы как будто с этим не считаются, так как в последнее время все чаще и чаще появляются новые самолеты с удлинением 7, 7,5, 8 и даже 10.²

Такое расхождение с практикой получилось из-за неправильности подсчета веса. Считают, что при сравнении самолетов, имеющих одинаковый запас прочности и одинаковую нагрузку на квадратный метр крыла, вес крыла в целом изменяется пропорционально удлинению в степени 1,5. На самом же деле, примерно, пропорционально этой степени изменяется только вес лонжеронов или, точнее, вес полка лонжеронов, вес же прочих частей крыла в сумме остается постоянным. Так как в формулу для потолка вес входит в 3-й степени, то небольшая ошибка в определении закона изменения его, вносит значительную неточность в окончательный результат.

¹ „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“. Эта статья имеется также в русском переводе — в Научном приложении к „Вестнику Воздушного Флота“ № 3—4 за 1925 г., перевод В. Болховитвинова.

² Юнкерс, Рорбах.

Здесь следует упомянуть еще об английской работе,¹ в которой также выведена формула зависимости веса крыла от удлинения, но при пользовании этой формулой, наивыгоднейшее удлинение получается непомерно большим, встречающимся только у планеров. Это явилось следствием того, что при выводе не принята во внимание возможность практического выполнения.

Настоящая работа, не претендуя особенно на общность, имеет целью: 1) пользуясь той же постановкой задачи, как она приведена и в Z. F. M., показать, что в частных случаях могут быть выгодны удлинения большие 5—6, и 2) сделать некоторые выводы, облегчающие конструктору выбор удлинения.

§ 2. Будем решать задачу о наивыгоднейшем удлинении с точки зрения достигаемого самолетом потолка. Не выписывая целиком формул для потолка, которые общеизвестны и которых имеется несколько, укажем только, что в каждую входит отношение:

$$\frac{P^3}{\eta^2 \left(\frac{c_y^3}{c_x^2} \right)_{\max}} \dots \dots \dots (1)$$

где P —полный вес самолета в воздухе,

c_x —коэффициент сопротивления всего самолета,

c_y —коэффициент подъемной силы,

η —коэффициент полезного действия винта.

Чем это отношение меньше, тем больше потолок. Максимальный коэффициент полезного действия винта (если винт обычный) не совпадает с максимумом отношения $\frac{c_y^3}{c_x^2}$, а соответствует несколько большей скорости, поэтому и наивыгоднейший подъем, как указывается в Аэродинамике Fuchs-Норфа, происходит не при $\frac{c_y^3}{c_x^2}$, а при $\left(\frac{c_y^{2,5}}{c_x^2} \right)_{\max}$, и предыдущее отношение переписывается так:

$$\frac{P^3}{\left(\frac{c_y^{2,5}}{c_x^2} \right)_{\max}} \dots \dots \dots (2)$$

Таким образом, задача о наивыгоднейшем удлинении, в этом случае, сводится к нахождению минимума отношения, для чего необходимо как P^3 , так и $\frac{c_y^{2,5}}{c_x^2}$ выразить в функции от удлинения. Для последнего это затруднений не представляет, относительно же веса P необходимо сделать предварительное исследование.

¹ The Journal of the Royal Aeronautical Society № 145, January 1923 г. E. P. Warner.

Представим себе свободнонесущий моноплан, фюзеляж которого подвешивается к цельному крылу. Тогда при изменении удлинения фюзеляж не потребует усиления, и вес его можно считать постоянным, вес же крыльев будет изменяться в зависимости от удлинения. Таким образом, вес самолета можно представить в виде двух членов: постоянного и переменного

$$P = P_{\phi} + P_{кр} \dots \dots \dots (3)$$

где P_{ϕ} — вес фюзеляжа с оборудованием и нагрузкой, а $P_{кр}$ — вес крыла.

Вес крыла, в свою очередь, можно также представить состоящим из суммы весов отдельных частей:

$$P_{кр} = P_p + P_n + P_e + P_g \dots \dots \dots (4),$$

где P_p — вес покрытия, P_n — вес нервюр, P_e — вес лонжеронов, P_g — вес мелких деталей (шурупы, гвозди, растяжки).

Исследуем, как будет изменяться вес этих частей в зависимости от удлинения, причем будем считать площадь крыльев постоянной. Ясно, что при этом и первый член суммы будет также постоянным, поэтому начнем со второго члена — с веса нервюр.

Введем следующие обозначения:

S — площадь крыльев,

l — размах,

l_1 — свободный пролет крыла (от заделки в фюзеляж),

t — хорда крыла,

b — ширина фюзеляжа,

λ — удлинение,

d — расстояние между нервюрами.

Тогда:

$$\left. \begin{aligned} \lambda = \frac{l^2}{S}; \quad l = \sqrt{S \cdot \lambda}; \quad l_1 = \frac{l - b}{2} = \frac{\sqrt{S \lambda} - b}{2}; \\ \text{Число нервюр } n = \frac{\sqrt{S \lambda} - b}{d}; \quad t = \frac{S}{\sqrt{S \lambda} - b}. \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (5)$$

Нагрузка, приходящаяся на нервюру:

$$g = \frac{P_{\phi} \cdot d}{\sqrt{S \lambda} - b}.$$

Для простоты примем, что нагрузка по длине нервюры распределена равномерно¹ и опасное сечение у заднего лонжерона, который рас-

¹ Закон распределения нагрузки на общность выводов не влияет.

положен на расстоянии δt от задней кромки крыла, где δ в долях хорды, тогда так как

$$t = \frac{S^*}{\sqrt{S\lambda} - b},$$

то нагрузка на единицу длины нервюры будет:

$$q = \frac{P\phi \cdot d}{S},$$

т.-е. будет постоянна, независимо от удлинения, и изгибающий момент в опасном сечении выразится:

$$M = \frac{q\delta}{2} t^2 = \frac{q \cdot \delta \cdot S^2}{2 \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)^2} \dots \dots \dots (6)$$

Следовательно, изгибающий момент будет уменьшаться с увеличением удлинения.

Момент сопротивления нервюры будет:

$$W = \frac{B}{6H} (H^3 - h^3),$$

полагая, что $h = kH$, а $H = \alpha t = \frac{\alpha \cdot S}{\sqrt{S\lambda} - b}$, где k и α — правильные дроби, получим:

$$W = \frac{B (1 - k^3) \alpha^2}{6} t^2 = \frac{B (1 - k^3) \alpha \cdot S^2}{6 (\sqrt{S\lambda} - b)^2} \dots \dots \dots (7)$$

т.-е. момент сопротивления изменяется в этом случае так же, как и изгибающий момент. Напряжение $\left(R = \frac{M}{W} = \text{const} \right)$ будет постоянным.

Для определения изменения веса возьмем нервюру со сплошной фанерной стенкой (по типу Фоккера), а профиль по уравнению: ¹

$$y = a \sqrt{\frac{x}{t}} \left(1 - \frac{x}{t} \right),$$

где a — постоянная, которую определим таким образом, чтобы при $x = \phi t$, $y = \psi t$, где ϕ и ψ в долях хорды. Тогда

$$\psi t = a \sqrt{\phi} (1 - \phi); \text{ и } a = \frac{\psi t}{\sqrt{\phi} (1 - \phi)}.$$

* При очертании крыльев в плане, отличном от прямоугольного, рассуждения относятся к средней хорде.

¹ См. проф. Л. С. Лейбензон. О расчете лопастей пропеллера на кручение. Труды ЦАГИ. Выпуск № 8, 1924 г.

Площадь стенки выразится:

$$F = \int_0^t y \cdot dx = \int_0^t \frac{\psi t}{\sqrt{\varphi(1-\varphi)}} \cdot \sqrt{\frac{x}{t}} \left(1 - \frac{x}{t}\right) dx =$$

$$= \frac{\psi \cdot t}{\sqrt{\varphi(1-\varphi)}} \left[\int_0^t \frac{x^{\frac{1}{2}}}{t^{\frac{1}{2}}} dx - \int_0^t \frac{x^{\frac{3}{2}}}{t^{\frac{3}{2}}} dx \right] = \frac{4}{15} \frac{\psi}{\sqrt{\varphi(1-\varphi)}} t^2.$$

Подставляя сюда выражение для t через λ , получим:

$$F = \frac{4}{15} \frac{\psi}{\sqrt{\varphi(1-\varphi)}} \cdot \frac{S^2}{(\sqrt{S\lambda} - b)^2}.$$

Умножая это на число всех нервюр по зависимости (5), получим общую площадь стенок в функции удлинения:

$$\sum F = \frac{4}{15} \cdot \frac{\psi}{\sqrt{\varphi(1-\varphi)}} \cdot \frac{S^2}{(\sqrt{S\lambda} - b)^2} \cdot \dots \dots \dots (8)$$

Отсюда видно, что площадь стенок нервюр с увеличением удлинения уменьшается, а следовательно, уменьшается и вес. Вес полки нервюр с увеличением удлинения будет также уменьшаться, так как выражение момента сопротивления (7), при постоянстве напряжения, требует для толщины полки определенного процента от высоты, которая с увеличением удлинения уменьшается. По тому же закону будет уменьшаться и толщина полов. Если пренебречь кривизной, то объем полки для одной нервюры будет:

$$V = B(1 - k) H \cdot t$$

или, подставляя вместо H и t их выражения через λ :

$$V = B(1 - k) \frac{\alpha \cdot S^2}{(\sqrt{S\lambda} - b)^2}$$

и, наконец, умножая на число нервюр, получим объем полки для всего крыла:

$$\sum V = B(1 - k) \frac{\alpha \cdot S^2}{(\sqrt{S\lambda} - b)^2} \cdot \dots \dots \dots (8a)$$

Следовательно, объем полки также уменьшается с увеличением удлинения. Но здесь нужно заметить следующее: у самолетов с небольшой нагрузкой на квадрат крыла, полки нервюр по расчету получаются обычно меньше, чем их можно выполнить на практике. Ясно, что если при исходном удлинении полки по вышеуказанным причинам увеличены против теоретического расчета, то дальнейшему уменьшению их

ставится предел, и мы должны считать сечения их, а следовательно, и вес постоянными. Последний член в формуле (4), вес мелких деталей (гвозди, шурупы, растяжки и проч.), можно считать также постоянным, так как главная масса гвоздей и шурупов идет на нервюры и на прикрепления к ним покрытия, общий же погонаж нервюр остается постоянными, равным $t \cdot n$.

Подставляя сюда вместо t и n их выражения через удлинение из (5), получим:

$$t \cdot n = \frac{S}{(\sqrt{S\lambda} - b)} \cdot \frac{(\sqrt{S\lambda} - b)}{d} = \frac{S}{d} = \text{const.}$$

Лишние гвозди, с увеличением удлинения, потребуются для прикрепления стенок лонжеронов, но это даст незначительную прибавку веса.

Таким образом, нам остается исследовать изменение веса лонжеронов в зависимости от удлинения.

Возьмем крыло трапециевидной формы в плане, каковая наиболее рациональна, как в смысле аэродинамическом, так и в смысле распределения материала при расчете прочности, причем отношение корневой хорды к концевой:

$$\frac{t_1}{t_2} = 2$$

и по такому же закону и распределение нагрузки по размаху крыла.

Для подсчета веса полков лонжеронов можно воспользоваться формулой теоретического веса,¹ которая имеет следующий вид:

$$P_T = \frac{2 \cdot \gamma}{R} \int_0^l \frac{M_x}{h_x} dx;$$

или, умножая на строительный коэффициент ξ , получим вес действительный:

$$P_D = \xi \cdot \frac{2 \cdot \gamma}{R} \int_0^l \frac{M_x}{h_x} dx,$$

где M_x — изгибающий момент,

γ — вес единицы объема материала,

R — допускаемое напряжение и

h_x — высота сечения.

Эта формула выведена исходя из потенциальной энергии деформированной системы.

Но при определении веса по ней, встречается затруднение, ввиду наличия строительного коэффициента, которого мы, вообще говоря, не

¹ А. И. Кефели. О теоретических весах сооружений. Сборник Института. Вып. 96, 1927 г.

знаем и который будет, в нашем случае, величиной переменной, зависящей от удлинения.

Поэтому покажем, как прийти к этой же формуле другим путем, из которого выяснится как сущность этого строительного коэффициента, так и способ, коим можно его отчасти учитывать. Название „строительный коэффициент“, в нашем случае, не совсем подходящее, поэтому в дальнейшем мы будем называть его иначе.

§ 3. Из сопротивления материалов известно, что сечение будет тем выгоднее, чем больше будет момент сопротивления, при одной и той же площади сечения. Степень выгоды, обыкновенно, выражается отношением $\frac{W}{F}$, где W — момент сопротивления, а F — площадь сечения. При изгибе балок материал используется полностью только в верхних и нижних волокнах, у нейтральной же оси он вовсе не используется, поэтому наиболее выгодный случай будет тогда, когда весь материал отнесен к верхней и нижней грани бруса. Момент инерции тогда будет:

$$I = F \left(\frac{H}{2} \right)^2$$

а момент сопротивления $W = F \cdot \frac{H}{2} \dots \dots \dots (8b)$

Степень выгоды получается равной $\frac{H}{2}$.

Этот предельный, идеальный случай, мыслимый только теоретически, соответствует балке с бесконечно тонкими и широкими полками. Практически такая балка не выполнима, но этот теоретический случай дает нам возможность найти и теоретический вес балки, поскольку будут заданы внешние силы, а затем и вес действительный

Будем рассматривать балку равного сопротивления и положим, что нагрузка задана. Тогда можно считать заданным и изгибающий момент.

Обозначим его через M_x , причем значок x как здесь, так в дальнейшем и при других литерах будет указывать, что данная величина есть переменная по длине балки.

Тогда можно написать:

$$W_x = \frac{M_x}{R},$$

где R — то напряжение, постоянное в каждом сечении, которое нам желательно иметь.

Подставляя последнее выражение в формулу (8b) для момента сопротивления в идеальном случае и решая относительно F , получим:

$$F_x = \frac{2M_x}{R \cdot H_x}.$$

Умножая полученное выражение для площади сечения на элемент длины, получим элементарный объем материала:

$$dv = F_x \cdot dx = \frac{2}{R} \frac{M_x}{H_x} dx.$$

Интегрируя, получим полный объем:

$$v = \frac{2}{R} \int_0^l \frac{M_x}{H_x} dx$$

и умножая на вес единицы объема материала, получим теоретический вес:

$$P_T = \frac{2 \cdot \gamma}{R} \int_0^l \frac{M_x}{H_x} dx.$$

Действительный же вес будет:

$$P_D = \xi \cdot \frac{2 \cdot \gamma}{R} \int_0^l \frac{M_x}{H_x} dx \dots \dots \dots (9)$$

§ 4. При принятом нами распределении нагрузки,¹ изгибающий момент выразится в консоли:

$M_1 = \frac{qx^2}{2} + \frac{qx^3}{6l_1}$, где q — интенсивность в конце в средней части:

$$M_2 = \frac{2}{3} ql_1^2,$$

по длине постоянный.

Закон изменения высоты лонжерона примем линейным:

$$H_x = \frac{H_0}{l_1} x,$$

где H_0 — высота в корне.

Подставляя эти данные в формулу (9), получим вес полка для одной половины крыла:

$$P_c^1 = \xi \cdot \frac{2 \cdot \gamma}{R} \left[\int_0^{l_1} \frac{qx^2 \cdot l_1}{2 \cdot H_0 \cdot x} dx + \int_0^{l_1} \frac{qx^3 \cdot l_1}{6 \cdot l_1 \cdot H_0 \cdot x} dx + \frac{2}{3} \int_0^{l_1} \frac{ql_1^2}{H_0} dx \right].$$

¹ См. § 2.

Умножая это выражение на 2 и интегрируя, получим вес полок для всего крыла:

$$P_e^0 = 2P_e^1 = \xi \cdot \frac{2 \cdot \gamma}{R} \left[\frac{ql_1^3}{2H_0} + \frac{ql_1^3}{9H_0} + \frac{2}{3} \frac{ql_1^2 \cdot b}{H_0} \right] = \\ = \xi \cdot \frac{\gamma \cdot q}{9 \cdot R \cdot H_0} (11 \cdot l_1^3 + 12l_1^2 \cdot b) \dots (10)$$

выразим входящие сюда величины l_1 , H_0 и q через удлинение λ :

$$l_1 = \frac{\sqrt{S\lambda} - b}{2}.$$

Высота H выражается, обычно, в долях хорды t , а так как

$$t = \frac{S}{\sqrt{S\lambda} - b}, \text{ то } H = \frac{\alpha \cdot S}{\sqrt{S\lambda} - b}.$$

Но ввиду того, что крыло в плане не прямоугольное, формула дает среднюю хорду, а нам нужна корневая, поэтому последнее выражение нужно умножить на $\frac{4}{3}$, так как

$$\frac{t_1}{t_2} = 2; t_{cp.} = \frac{t_1 + \frac{t_1}{2}}{2} = \frac{3}{4} t_1; t_1 = \frac{4}{3} t_{cp.}$$

и

$$H_0 = \frac{4}{3} \frac{\alpha \cdot S}{(\sqrt{S\lambda} - b)};$$

и, наконец:

$$q = \frac{P_\phi \cdot m}{3 \cdot l_1} = \frac{2 \cdot m \cdot P_\phi}{3(\sqrt{S\lambda} - b)},$$

где P_ϕ — вес фюзеляжа, а m — коэффициент перегрузки по нормам.

Подставляя эти зависимости в формулу (10), получим:

$$P_e^0 = \xi \cdot \frac{\gamma \cdot m \cdot P_\phi \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)}{2 \cdot 9 \cdot R \cdot \alpha \cdot S (\sqrt{S\lambda} - b)} \left[\frac{11(\sqrt{S\lambda} - b)^3}{8} + \frac{12 \cdot b (\sqrt{S\lambda} - b)^2}{4} \right] = \\ = \xi \cdot \frac{\gamma \cdot m \cdot P_\phi}{144 \cdot R \cdot \alpha \cdot S} \left[11(\sqrt{S\lambda} - b)^3 + 24 \cdot b (\sqrt{S\lambda} - b)^2 \right] \dots (11)$$

В дальнейшем все дело сводится к нахождению коэффициента ξ , показывающего, во сколько раз действительный вес будет больше идеального, теоретического.

§ 5. Возвращаясь к исходному началу нашей формулы, напишем отношение, показывающее степень выгодности:¹

$$\frac{W}{F} = \frac{B_0 (H_0^3 - h^3)}{6H_0 \cdot B_0 (H_0 - h)} = \frac{H_0^2 + H_0 h + h^2}{6 \cdot H_0}$$

¹ За площадь F принимаем только площадь полок.

или обозначая $\frac{h}{H} = k$

$$\frac{W}{F} = (1 + k + k^2) \frac{H_0}{6}$$

Наша формула выведена при $k = 1$, т.-е. $\frac{W}{F} = \frac{H}{2}$. Такой балки мы выполнить не можем, потому что не можем сделать бесконечно тонких полок, а если бы и могли, то к таким полкам нельзя надежно прикрепить стенку, а кроме того и в ширине полок мы очень ограничены.

Отсюда видно, что толщина полок должна быть вполне определенная. k будет меньше 1, площадь F будет больше теоретической, а следовательно, больше будет и вес. Для сравнения мы и будем брать отношение степени выгодности при $k = 1$, к степени выгодности при любом другом k . Тогда получим

$$\xi = \frac{3}{1 + k + k^2}$$

этот коэффициент и будет показывать, во сколько раз нужно увеличить вес, полученный для $k = 1$, чтобы получить вес при другом k .

Подставляя в формулу различные значения k , между нулем и единицей, получим график для ξ (черт. 1).

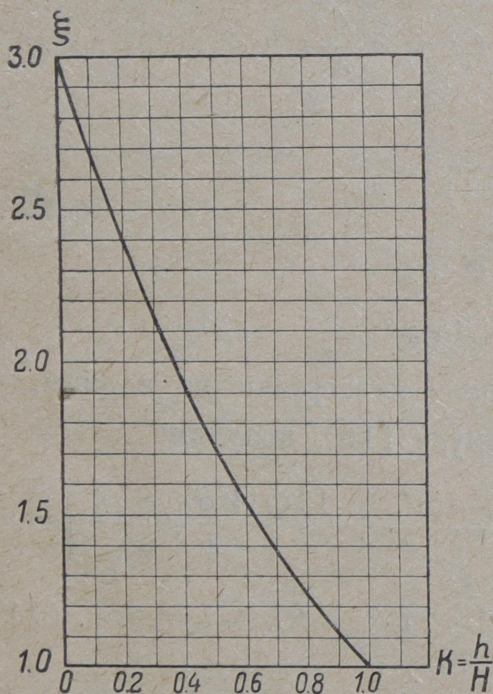
В частном случае, при $k = 0$ (т.-е. брус сплошной), коэффициент $\xi = 3$, это значит, что в сплошном брус материала в три раза больше, чем в идеальном случае при бесконечно тонких полках, или что материал использован в три раза хуже для получения того же момента сопротивления.

Отсюда понятно, что коэффициент этот и следует назвать коэффициентом неполноты использования материала, с точки зрения момента сопротивления.

Так как ширина полок лонжеронов ограничена, по конструктивным соображениям, то удобнее всего представить ее в виде некоторого процента от хорды, дальше которого мы, в смысле уширения, идти не можем.

Пользуясь этим, можно найти закон изменения k в зависимости от удлинения λ .

$$W_0 = \frac{B_0 (H^3 - h^3)}{6H_0} = \frac{B_0}{6} \left[1 - \left(\frac{h}{H_0} \right)^3 \right] H_0^2.$$



Черт. 1.

Откуда:

$$\left(\frac{h}{H_0}\right)^3 = k^3 = 1 - \frac{6W_0}{B_0 H_0^2};$$

$$k = \sqrt[3]{1 - \frac{6W_0}{B_0 H_0^2}},$$

где значки у B и H показывают, что ширина и высота лонжерона относятся к корневому сечению, относительно которого мы и будем вести все дальнейшие рассуждения, так как у нас лонжерон равного сопротивления и все прочие сечения образуются по определенному закону.

Принимая во внимание предыдущие обозначения и подставляя вместо W_0 , B_0 и H_0 их выражения через удлинение λ , получим:

$$W_0 = \frac{M_0}{R} = \frac{2q l_1^2}{3R} = \frac{m \cdot P_\phi (\sqrt{S\lambda} - b)}{9R}$$

$$H_0 = \frac{4}{3} \frac{\alpha \cdot S}{(\sqrt{S\lambda} - b)}$$

$$B_0 = \frac{4}{3} \frac{\beta \cdot S}{\sqrt{S\lambda} - b}$$

где α и β — доли хорды.

$$k = \sqrt[3]{1 - \frac{9 \cdot m \cdot P_\phi (\sqrt{S\lambda} - b)^4}{32 \cdot \alpha^2 \cdot \beta \cdot S^3 \cdot R}} \dots \dots \dots (12)$$

или, обозначая постоянную

$$\frac{9 \cdot m \cdot P_\phi}{32 \cdot \alpha^2 \cdot \beta \cdot S^3 \cdot R} = D;$$

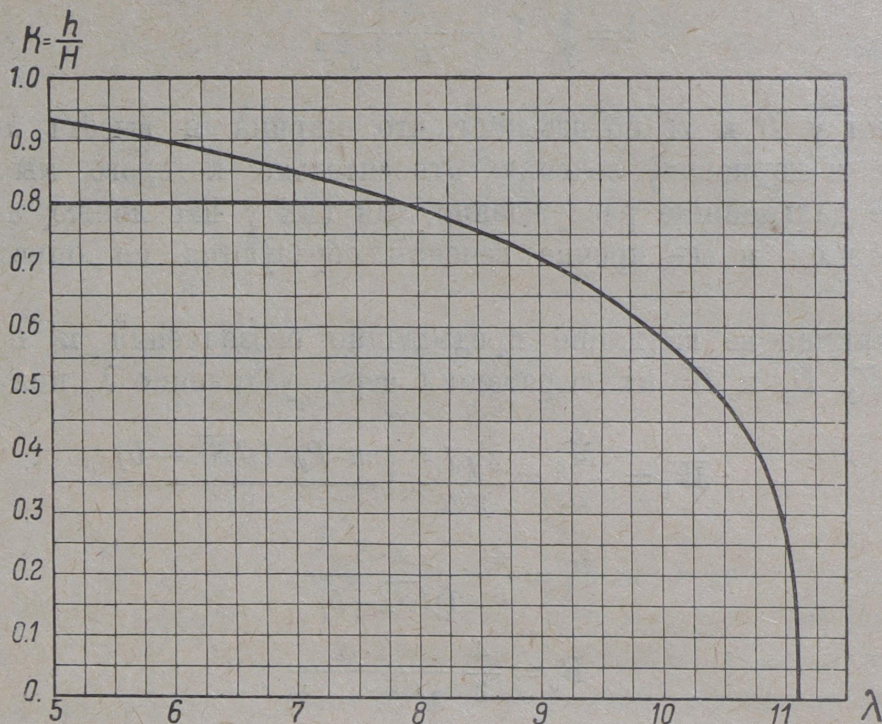
$$k = \sqrt[3]{1 - D \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)^4} \dots \dots \dots (12a)$$

Подставляя в эту формулу различные λ , можно получить кривую изменения k (черт. 2). Зная же k , для любого удлинения, найдем и соответствующий коэффициент неполноты использования материала ξ , по графику (черт. 1).

Приравнивая в последней формуле подкоренное выражение нулю и решая относительно λ , найдем то удлинение, при котором лонжероны будут сплошные. Так как ширина полок ограничена определенным процентом от хорды, то это будет максимальное возможное удлинение для двухлонжеронной деревянной конструкции.

Таким образом, мы определим для любого удлинения коэффициент неполноты использования материала ξ . Но здесь может случиться, что предельная ширина полок достаточно велика, и при малых удлинениях мы получим такую малую толщину полок, при которой невоз-

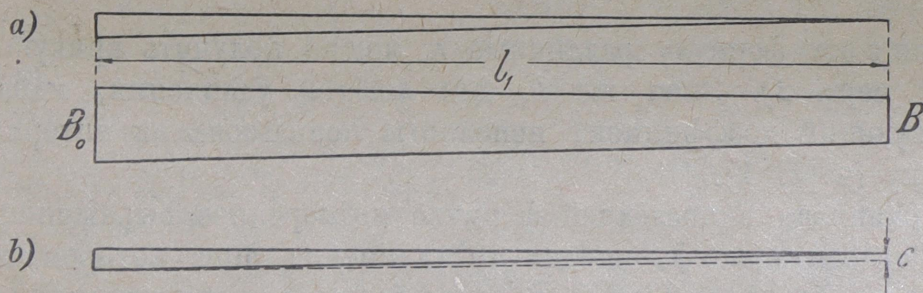
можно осуществить надежное прикрепление стенки. Следовательно, необходимо задаться максимальным отношением $k = \frac{h}{H_0}$, осуществимым на практике. Положим, что это будет некоторое k_0 . Отметим его на



Черт. 2.

графике (черт. 2), найдем соответствующее удлинение λ_0 , которое назовем исходным. Идя от него в сторону уменьшения удлинений, мы должны будем считать k , а, следовательно, и коэффициент ξ , постоянным. На графике (черт. 2) это изобразится прямой параллельной оси абсцисс.

Таким образом, мы получим полку лонжерона, общий вид которой представлен на черт. 3а, как брус равного сопротивления для нашей



Черт. 3.

нагрузки. Но для практического осуществления такая полка не годится, ввиду того, что к концу она настолько утоньшается, что невозможно прикрепить стенку. Поэтому приходится добавлять клин, показанный на черт. 3б пунктиром.

Подсчитаем вес этих добавочных клиньев по формуле:

$$Q = \gamma \cdot V = \gamma \cdot \frac{1}{6} (2B + B_0) c \cdot l_1,$$

где γ — вес единицы объема материала, а c — толщина клина в конце, постоянная, независимо от удлинения.

Так как $\frac{B}{B_0} = \vartheta$, где ϑ — некоторая дробь,¹ то формула переписывается:

$$Q = \gamma \cdot \frac{1}{6} (2\vartheta + 1) B_0 \cdot c \cdot l_1 \dots \dots \dots (c)$$

Выразим B_0 через удлинение λ :

$$W_0 = \frac{B_0 (H_0^3 - k^3)}{6H_0} = \frac{M_0}{R} = \frac{m \cdot P_\phi \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)}{9R}$$

или

$$B_0 (1 - k^3) \frac{H_0^2}{6} = \frac{m \cdot P_\phi \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)}{9R}$$

откуда:

$$B_0 = \frac{6 \cdot m \cdot P_\phi \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)}{9 \cdot R \cdot (1 - k^3) H_0^2}$$

или, так как:

$$H_0 = \frac{4}{3} \frac{\alpha \cdot S}{(\sqrt{S\lambda} - b)}$$

то:

$$B_0 = \frac{3}{8} \frac{m \cdot P_\phi \cdot (\sqrt{S\lambda} - b)^3}{R \cdot (1 - k^3) \alpha^2 \cdot S^2};$$

$$l_1 = \frac{\sqrt{S\lambda} - b}{2}.$$

Подставляя последние выражения в формулу (с) и умножая все на 4 (клинья к верхним и нижним полкам и с двух сторон),² получим:

$$Q = \gamma \cdot \frac{m \cdot P_\phi \cdot (2\vartheta + 1) (\sqrt{S\lambda} - b)^4 \cdot c}{8 R \cdot \alpha^2 \cdot S^2 (1 - k^3)} \dots \dots \dots (13)$$

Напомним, что при подстановке в эту формулу значений λ , меньших исходного ($\lambda < \lambda_0$), мы должны считать k постоянным равным k_0 , тогда Q будет переменным. При подстановке же $\lambda > \lambda_0$, k будет

¹ При взятом распределении нагрузки, $\vartheta = 0,75$, но ввиду добавки клина, это отношение можно взять меньше.

² Под B_0 разумею общую ширину двух лонжеронов.

переменным, а Q — постоянным, что не трудно видеть, подставляя вместо k , его значения из формулы (12).

Таким образом, окончательное выражение для веса полов лонжеронов будет:

$$P_e'' = \xi \cdot \frac{\lambda \cdot m \cdot P_\phi}{144 \cdot R \cdot \alpha \cdot S} [11 (\sqrt{S\lambda} - b)^3 + 24 \cdot b (\sqrt{S\lambda} - b)^2] + Q \quad (14)$$

§ 6. Перейдем к стенкам лонжеронов. Касательные напряжения в стенке:

$$P_{t \max} = \frac{m \cdot P_\phi \cdot S_M}{2 \cdot I_0 \cdot f_0}$$

где S_M — статический момент относительно нейтральной оси,

I_0 — момент инерции,

f_0 — толщина стенки¹ в корне.

Тогда:

$$f_0 = \frac{m \cdot P_\phi \cdot S_M}{2 \cdot P_t \cdot I_0}$$

Выразим отношение $\frac{S_M}{I_0}$ через удлинение λ :

$$S_M = \frac{B_0 (H_0^3 - h^3)}{8};$$

$$I_0 = \frac{B_0 (H_0^3 - h^3)}{12};$$

Обозначая по прежнему $\frac{h}{H_0} = k$, получим:

$$\frac{S_M}{I_0} = \frac{3}{2} \frac{(1 - k^2)}{(1 - k^3) H_0}.$$

Подставляя вместо H_0 его выражение через λ :

$$H_0 = \frac{4}{3} \frac{\alpha \cdot S}{(\sqrt{S\lambda} - b)};$$

$$\frac{S_M}{I_0} = \frac{3}{2} \cdot \frac{3}{4} \frac{(1+k) (\sqrt{S\lambda} - b)}{(1+k+k^2) \alpha \cdot S};$$

так как

$$\frac{3}{1+k+k^2} = \xi,$$

то выражение переписется:

$$\frac{S_M}{I_0} = \xi \cdot \frac{3}{8} \frac{(1+k)}{\alpha \cdot S} (\sqrt{S\lambda} - b)$$

$$f_0 = \xi \cdot \frac{3}{8} \frac{m \cdot P_\phi \cdot (1+k)}{\alpha \cdot S} (\sqrt{S\lambda} - b).$$

¹ Под f считаем общую толщину всех четырех стенок.

Принимая, что толщина изменяется по длине так же, как нагрузка, получим среднюю толщину:

$$f_{cp} = \xi \cdot \frac{3}{4} \cdot \frac{3}{8} \frac{m \cdot P_{\phi} \cdot (1+k)}{2 \cdot P_t \cdot \alpha \cdot S} (\sqrt{S\lambda} - b).$$

Площадь стенки будет постоянна, независимо от удлинения:

$$\frac{H_0 + \frac{H_0}{2}}{2} \cdot l_1 = \frac{3}{4} \cdot H_0 l_1 = \frac{3}{4} \cdot \frac{4}{3} \frac{\alpha \cdot S (\sqrt{S\lambda} - b)}{(\sqrt{S\lambda} - b) \cdot 2} = \frac{\alpha \cdot S}{2};$$

Умножая это на 2, на f_{cp} и на γ (где γ — вес единицы объема) получим полный вес стенок:

$$P_{ст.} = \gamma \cdot \xi \cdot \frac{9}{64} \frac{m \cdot P_{\phi} \cdot (1+k)}{P_t} (\sqrt{S\lambda} - b) \dots (15)$$

Как видно из формулы, вес стенок увеличивается, с увеличением удлинения, но, принимая во внимание, что вес стенок нервюр по формуле (8) уменьшается, это увеличение компенсируется. В дальнейшем, это будет показано на примере.

Таким образом, при изменении удлинения будет изменяться только вес полок лонжеронов, вес же остальных частей крыла в сумме можно считать постоянным.

§ 7. Для примера воспользуемся данными самолета, приведенными в *Z. F. M.*

Полный вес $P = 1.200$ кг.

Площадь крыльев $S = 20$ м².

Вес крыльев $P_{кр} = 232$ кг при удлинении $\lambda = 5$.

Вес фюзеляжа будет равен:

$$P_{\phi} = P - P_{кр} = 1.200 - 232 = 968 \text{ кг.}$$

Профиль крыла возьмем № 81, группа $C'D'$, National Advisory Committee Aeronautics. Report № 152. Располагая лонжероны на 12 и 70 процентах хорды от передней кромки, получим высоту лонжерона равную 15% от хорды.

Следовательно, $\alpha = 0,15$.

Коэффициент перегрузки возьмем $m = 10$.

Временное сопротивление дерева (сосна) на изгиб $R = 600$ кг/см².

Вес единицы объема $\gamma = 600$ кг/м³.

Подставляя вышеприведенные величины в формулу (12) и изменяя λ , получим кривую изменения k (черт. 2), причем за предельное

максимальное значение для надежного прикрепления стенки примем $k_0 = 0,8$. Этому k соответствует удлинение $\lambda_0 = 8$. Следовательно, идя в сторону уменьшения удлинения (считая исходным λ_0), мы должны считать k постоянным. Зная же k по графику (черт. 1), найдем и коэффициент использования материала ξ .

Принимая ширину фюзеляжа $b = 0,8$ м, толщину полок в конце $c = 1$ см¹ и $\beta = 0,10$, имеем все данные для вычисления веса полок лонжеронов по формуле (14).

Результаты вычислений сведены в таблицу I.

ТАБЛИЦА I.

λ	k	ξ	P'_e теор.	$P_e'' =$ $= P_e \cdot \xi$	Q	$P_e'' =$ $= P_e'' + Q$	P в кил.	P^3 в тон.
5	0,795	1,24	22,80	28,30	4,85	33,15	1,200	1,728
6	0,795	1,24	30,15	37,40	7,17	44,57	1,212	1,780
7	0,795	1,24	38,20	47,40	10,00	57,40	1,224	1,834
8	0,795	1,24	47,30	58,60	13,30	71,90	1,239	1,902
9	0,713	1,35	56,20	76,00	13,30	89,30	1,256	1,981
10	0,587	1,55	66,10	102,70	13,30	116,00	1,283	2,112
11	0,292	2,17	76,50	165,00	13,30	178,30	1,345	2,433

Примечание. Предпоследняя графа получена следующим образом: вычитая из полного веса, при удлинении $\lambda = 5$, который нам известен, вычисленный вес полок при том же удлинении, найдем тот вес, который не меняется ($P_5 - P_{e5}'' = P_{const}$). Прибавляя к нему вес полок при других удлинениях, получим графу 8.

Данные выбранного нами профиля крыла при $\lambda = 6$, следующие:

α°	$-2,0^\circ$	$-1,0^\circ$	$0,0^\circ$	$1,0^\circ$	$2,0^\circ$	$3,0^\circ$	$4,0^\circ$	$5,0^\circ$
C_y	0,050	0,070	0,110	0,149	0,185	0,217	5,255	0,295
C_x	0,0082	0,0072	0,0068	0,0077	0,0091	0,0113	0,0136	0,0163
α°	$6,0^\circ$	$7,0^\circ$	$8,0^\circ$	$9,0^\circ$	$10,0^\circ$	$11,0^\circ$	$12,0^\circ$	$13,0^\circ$
C_y	0,340	0,370	0,402	0,430	0,457	0,485	0,510	0,520
C_x	0,0195	0,0220	0,0250	0,0280	0,0320	0,0370	0,0440	0,0580

¹ У Фоккера $c = 1,2$ см.

Пересчитывая это крыло на различные удлинения, вычислим отношение $\left[\frac{C_y^{2,5}}{C_x^2} \right]_{\max}$, причем, за мертвый лоб примем величину:

$$0,64 \frac{\sigma}{S} = 0,01$$

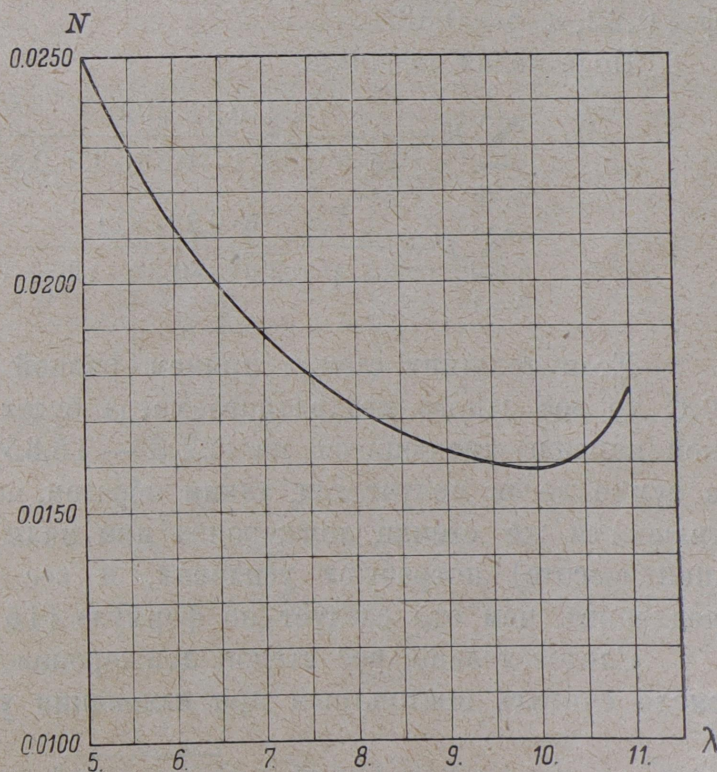
Разделяя значения для P^3 из таблицы I, на полученные соответствующие значения $\left[\frac{C_y^{2,5}}{C_x^2} \right]_{\max}$, найдем кривую изменения интересующей нас функции, в зависимости от удлинения. (черт. 4). Все результаты вычислений сведены в таблицу II.

Т А Б Л И Ц А II

λ	5	6	7	8	9	10	11
$\left(\frac{C_y^{2,5}}{C_x^2} \right)_{\max}$	69,7	84,0	97,9	110,8	122,2	133,5	138,0
$N = \frac{P^3}{\left(\frac{C_y^{2,5}}{C_x^2} \right)_{\max}}$	0,0248	0,0212	0,0188	0,0172	0,0162	0,0158	0,0176

Построив кривую изменения этой функции (черт. 4), видим, что она имеет ясно выраженный минимум при удлинении $\lambda = 10$.

§ 8. Выше, при рассмотрении изменения веса отдельных частей крыла мы считали, что увеличение веса стенок лонжеронов при возрастании удлинения (форм. 15) компенсируется уменьшением веса стенок нервюр (форм. 8) так, что сумма их весов, при изменении удлинения, остается постоянной. Пользуясь цифровыми данными рассмотренного примера,



Черт 4.

покажем, насколько это справедливо, для чего подсчитаем как вес стенок лонжеронов, так и вес стенок нервюр при удлинении $\lambda = 5$ и при $\lambda = 10$.

Временное сопротивление фанеры на касательные напряжения примем равным $P_t = 150 \text{ кг/см}^2$.

По формуле (15) имеем:

$$P_{ст} = \gamma \cdot \xi \cdot \frac{9 \cdot m \cdot P_{\phi} (1 + k) \cdot (\sqrt{S \cdot \lambda} - b)}{64 P_t} =$$

$$= \frac{0,6 \cdot 1,24 \cdot 9 \cdot 10 \cdot 968 (1 + 0,795) \cdot 920}{64 \cdot 150} = 11,15 \text{ кг}$$

$$P_{ст} = \frac{0,6 \cdot 1,55 \cdot 9 \cdot 10 \cdot 968 (1 + 0,587) \cdot 1334}{64 \cdot 150} = 19,9 \text{ кг.}$$

Вес стенок лонжеронов увеличился на $19,9 - 11,15 = 7,85 \text{ кг}$.

Формула (8) для площади стенок нервюр:

$$\sum F = \frac{4 \cdot \psi \cdot S^2}{15 \sqrt{\varphi(1-\varphi)} (\sqrt{S \lambda} - b) d},$$

То очертание профиля, которым мы пользовались при выводе этой формулы, конечно, не совпадает с выбранным в данном случае, но это вносит незначительную погрешность, если оба профиля одинаковой высоты в миделе.

Мидель выбранного профиля находится на 33% от передней кромки, а высота равна 22% от хорды. Поэтому положим в формуле $\psi = 0,22$, а $\varphi = 0,33$.

Подставляя получим:

$$\sum_{\lambda=5} F = \frac{4 \cdot 0,22 \cdot 400}{15 \cdot \sqrt{0,33(1-0,33)} \cdot 9,2 \cdot 0,3} = 22,3 \text{ м}^2; *$$

$$\sum_{\lambda=10} F = \frac{4 \cdot 0,22 \cdot 400}{15 \cdot \sqrt{0,33(1-0,33)} \cdot 13,34 \cdot 0,3} = 15,35 \text{ м}^2.$$

Если толщину стенки примем равной $0,2 \text{ см}$, а удельный вес $0,6$, то вес одного квадратного метра будет равен $1,2 \text{ кг}$, и вес стенок нервюр уменьшится на $(22,3 - 15,35) \cdot 1,2 = 8,35 \text{ кг}$. Разница в сумме весов получается, таким образом, незначительная. В действительности же стенки лонжеронов при малых удлинениях (т.е. большей высоте) потребуют усиления, и вес будет возрастать гораздо медленнее, чем это следует по формуле (15).

Следовательно, вес стенок лонжеронов и нервюр в сумме, можно смело считать постоянным при изменении удлинения.

* Расстояние между нервюрами принято равным $d = 30 \text{ см}$

§ 9. Сохраняя предыдущие данные самолета, возьмем мотор „Спад“ 200 HP при 1.600 обор./мин. и сделаем аэродинамический расчет, для определения потолка).¹

1. Эквивалентная площадь сопротивления.

Для нашего профиля $C_{проф.} = 0,008$ на взлетных углах атаки. Следовательно:

$$\sigma_{проф.} = \frac{C_{проф.} \times S}{0,64} = \frac{0,008 \times 20}{0,64} = 0,250 \text{ м}^2.$$

$$C_{сред.} = 0,01; \sigma_{сред.} = \frac{C_{сред.} \times S}{0,64} = \frac{0,01 \times 20}{0,64} = 0,312 \text{ м}^2.$$

Откуда:

$$\sigma = \sigma_{проф.} + \sigma_{сред.} = 0,250 + 0,312 = 0,562 \text{ м}^2.$$

2. Расчетная скорость.

За расчетную скорость примем $V_p = V_{max}$.

Наибольшую скорость у земли найдем несколько другим способом чем то указано в вышеприведенной статье, а именно: возьмем основные уравнения горизонтального полета:

$$P = C_y \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

$$HP \cdot \eta \cdot 75 = (C_x + C_{сред.}) \rho \cdot S V^3$$

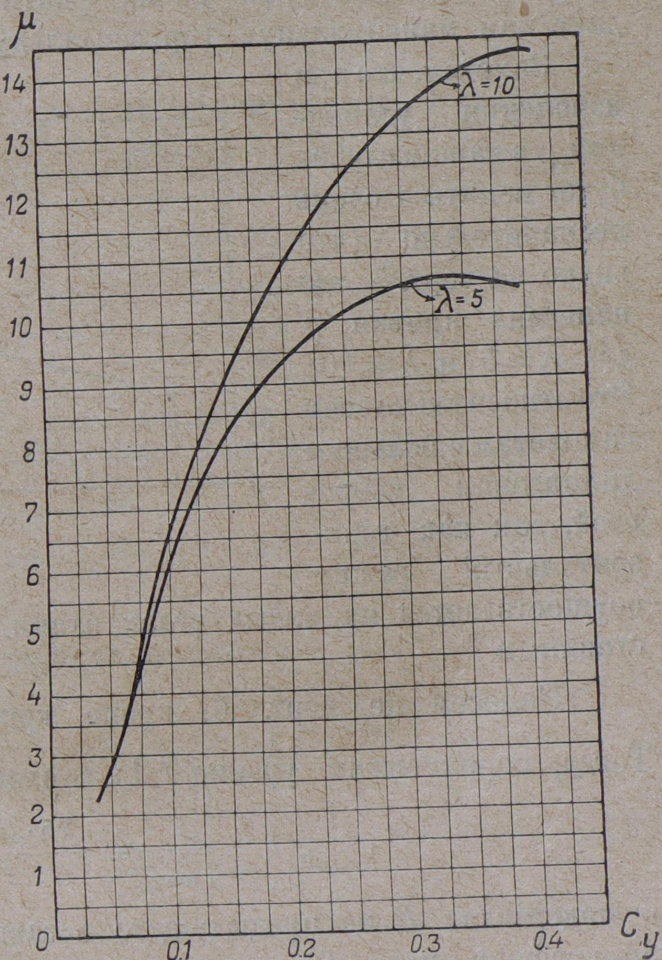
Подставим V^2 из I ур-ния во второе, тогда получим:

$$HP \cdot \eta \cdot 75 = \frac{(C_x + C_{сред.}) \cdot P \cdot V}{C_y};$$

или, обозначая: $\frac{C_y}{(C_x + C_{сред.})} = \mu$

$$HP = \frac{P \cdot V}{\mu \cdot \eta \cdot 75} \dots A$$

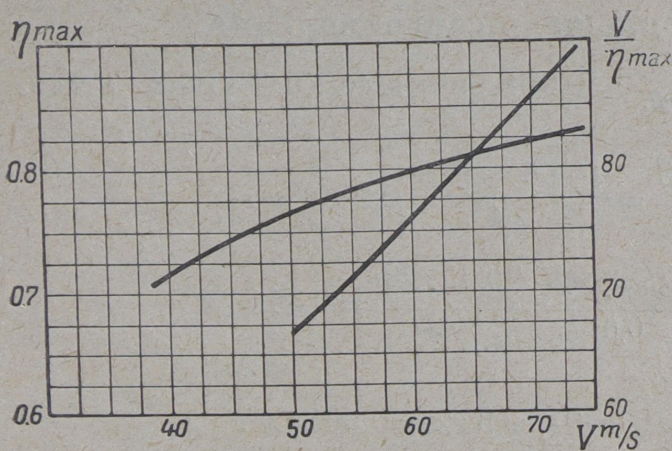
Вычертим кривую μ в зависимости от C_y для нашего самолета (черт. 5).



Черт. 5.

¹ См. „Техника Воздушного Флота“ за 1928 г. № 7—8. Инж.-мех. А. Л. Гиммelfарб и инж. Дементьев. Аэродинамический расчет первого и второго приближения.

Задаваясь различными вероятными скоростями, вычертим также кривую η_{\max} , в зависимости от скорости, пользуясь формулой W. F. Hermann'a (черт. 6).



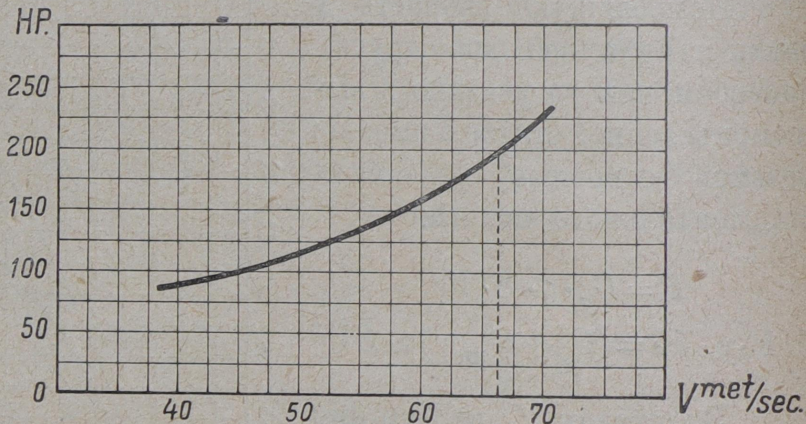
Черт. 6.

$$\eta_{\max} = 1 - \frac{0,218 \cdot HP_M^{\frac{1}{6}} \cdot \eta^{\frac{1}{3}}}{V_p^{\frac{5}{6}}}$$

Задаваясь теперь различными скоростями (принимая во внимание, что $C_y = C_{y_{\max}} \frac{V_{\text{пас.}}^2}{V^2}$) и находя по графикам соответственные величины μ и η_{\max} , можем вычертить кривую потребных мощностей в зависимости от скорости (черт. 7). Абсцисса той точки кривой,

ордината которой будет равна фактической максимальной мощности, даст нам максимальную горизонтальную скорость.

Заметим, что при изменении удлинения, μ в нашем случае будет меняться очень незначительно (что видно на черт. 5, где нанесена кривая μ для $\lambda = 5$ и $\lambda = 10$). Это относится ко всем самолетам с большим диапазоном скоростей, так как горизонтальный режим



Черт. 7.

осуществляется на малых углах атаки. Поэтому будем считать μ постоянным.²

Нанесем на черт. 6, кроме кривой η_{\max} , еще кривую $\frac{V}{\eta_{\max}}$. Тогда, переписывая уравнение (А) в следующем виде:

$$\frac{V}{\eta_{\max}} = \frac{75 \cdot HP \cdot \mu}{P}$$

и подставляя P из предыдущего в зависимости от удлинения, найдем по графику (черт. 6) и соответствующее η_{\max} .

¹ Посадочную скорость $V_{\text{пас.}}$ считаем постоянной независимо от удлинения. В конце это будет обосновано.

² Этим вводится незначительная погрешность, в чем не трудно убедиться непосредственно. Точнее следовало бы строить графики по черт. 5 и 7 для каждого удлинения, но это не имеет смысла т. к. форм. Hermann'a для η_{\max} довольно приближенна.

Результаты сведены в таблицу.

λ	5	6	7	8	9	10	11
η_{\max}	0,815	0,810	0,809	0,808	0,805	0,800	0,790

3. Взлетная скорость.

Взлетную скорость подсчитываем по формуле:

$$V_{\text{взл.}} = 2,825 \left[\frac{P}{l} \right]^{1/2} \sigma^{-1/4} \cdot \Delta^{-1/2}.$$

Подставляя в эту формулу значения P и l при различных удлинениях, получим взлетную скорость в зависимости от λ .

Беря отношение $\frac{V_{\text{взл.}}}{V_p}$ и подставляя в формулу Blenk'a

$$K_{\eta} = \frac{3}{2} \left[\frac{V_{\text{взл.}}}{V_p} - \frac{1}{3} \left(\frac{V_{\text{взл.}}}{V_p} \right)^3 \right]$$

Находим коэффициент K_{η} , учитывающий изменение к. п. д. винта со скоростью. Вычисления сведены в таблицу:

λ	5	6	7	8	9	10	11
$V_{\text{взл.}}^0$	35,8	34,4	33,3	32,35	31,6	31,2	31,15
$\frac{V_{\text{взл.}}^0}{V}$	0,535	0,521	0,498	0,481	0,472	0,466	0,465
K_{η}	0,726	0,711	0,685	0,666	0,655	0,648	0,648

4. Теоретический потолок.

Формула для потолка:

$$K_M \cdot \Delta^{1/2} = 0,0482 \frac{\sigma^{1/4} \left[\frac{P}{l} \right]^{3/2}}{HP_M^0 \eta_{\max} K_{\eta}} \dots \dots \dots B.$$

где K_M — коэффициент падения мощности мотора с высотой. Как видно из формулы, максимальный потолок будет при минимуме отношения:

$$\frac{\left[\frac{P}{l} \right]^{3/2}}{\eta_{\max} \cdot K_{\eta}},$$

Подставляя сюда значения величин при различных удлинениях, получим следующую таблицу:

λ	5	6	7	8	9	10	11
$\left(\frac{P}{l}\right)^{\frac{3}{2}}$	1313	1157	1055	967	904	865	862
$\frac{\left(\frac{P}{l}\right)^{\frac{3}{2}}}{\eta_{\max} \cdot K_{\eta}}$	2220	2010	1905	1795	1715	1670	1685

Как видно из таблицы, минимум опять получился при $\lambda = 10$.

Возьмем коэффициент падения мощности мотора с высотой по формуле:

$$K_M = \left(1 - \frac{H}{44300}\right)^{5,545} = \left[\frac{P}{P^0}\right]^{1,055}$$

и построим кривую $K_M \cdot \Delta^{\frac{1}{2}}$ (черт. 8).

Вычисляя правую часть ур-ния (B) при $\lambda = 5$ и при $\lambda = 10$ и пользуясь кривой черт. 8, найдем следующие величины для потолка:

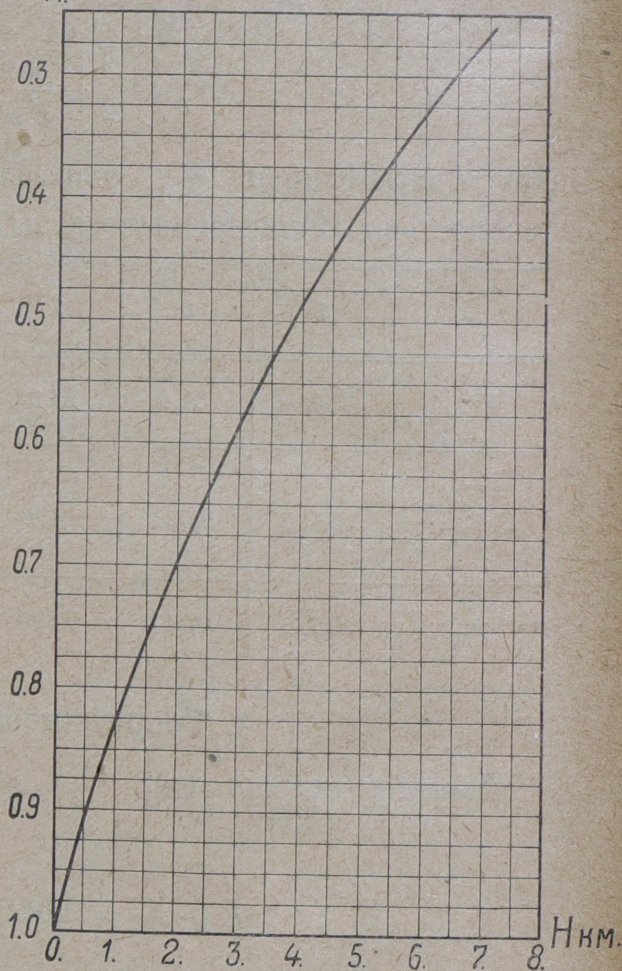
$$\lambda = 5; 0,0482 \frac{\sigma^{\frac{1}{4}} \left[\frac{P}{l}\right]^{\frac{3}{2}}}{HP_M^0 \cdot \eta_{\max} \cdot K_{\eta}} =$$

$$= \frac{0,0482 \times 0,866 \times 2220}{200} = 0,442$$

$$\lambda = 10; 0,0482 \frac{\sigma^{\frac{1}{4}} \left[\frac{P}{l}\right]^{\frac{3}{2}}}{HP_M^0 \cdot \eta_{\max} \cdot K_{\eta}} =$$

$$= \frac{0,0482 \times 0,866 \times 1670}{200} = 0,348$$

$K_M \cdot \Delta^{\frac{1}{2}}$



Черт. 8.

В первом случае это соответствует $H_5 = 4500$ м. и во втором $H_{10} = 5.700$ м.

Разница, особенно для военных самолетов, довольно значительная.

§ 10. При постановке задачи мы считали площадь крыльев постоянной. Но это не совсем удобно, так как площадь крыльев, вообще говоря, не задается, а является функцией посадочной скорости. Посадочная же скорость, как одна из главных характеристик самолета, обычно задается.

С увеличением удлинения, а следовательно, и веса посадочная скорость, при постоянной площади, возрастает, отклоняясь от заданной.

Поэтому задачу следовало бы решать, считая постоянной не площадь крыльев, а нагрузку на квадратный метр крыла, но в таком виде, решение сталкивается с большими математическими трудностями.

В действительности же, увеличивая площадь крыльев так, чтобы посадочная скорость сохранялась постоянной, мы получим наиболее выгодное удлинение еще больше.

Покажем это на нашем примере, для чего подсчитаем, насколько мы должны увеличить площадь крыльев при удлинении $\lambda = 10$, для сохранения первоначальной посадочной скорости и как при этом изменится вес.

Посадочная скорость при $\lambda = 5$:

$$V_{нас.} = \sqrt{\frac{P}{C_y \cdot \rho \cdot S}} = \sqrt{\frac{1.200 \times 8}{0,52 \times 20}} = 30,38 \text{ м/сек.}$$

Следовательно, при $\lambda = 10$, площадь крыльев должна быть:

$$S = \frac{P}{C_y \cdot \rho \cdot V_{нас.}^2} = \frac{1283 \times 8}{0,52 \times 923} = 21,4 \text{ м}^2.$$

Подставляя это значение S в формулу (12), найдем k

$$k = \sqrt[3]{1 - \frac{9 \cdot m \cdot P_{\phi} (\sqrt{S\lambda} - b)^4}{32 \cdot \alpha^2 \beta \cdot S^3 \cdot R}} =$$

$$= \sqrt[3]{1 - \frac{9 \cdot 10 \cdot 968 \cdot (13,43)^4}{32 \cdot 0,0225 \cdot 0,1 \cdot 21,4^3 \cdot 600 \cdot 10.000}} = 0,691.$$

Этому k , по графику черт. 1, соответствует $\xi = 1,39$.

Подставляя теперь данные в формулу (14), предварительно вычислив Q по формуле (13), найдем вес полка лонжеронов.

$$Q = \gamma \frac{m \cdot \phi \cdot P \cdot (2\delta + 1) (\sqrt{S\lambda} - b)^4 \cdot c}{8 \cdot R \cdot \alpha^2 \cdot S^2 (1 - k^3)} =$$

$$= \frac{600 \cdot 10 \cdot 968 \cdot 2,5 \cdot (13,43)^4 \cdot 0,01}{8 \cdot 600 \cdot 10.000 \cdot 0,0225 \cdot 458 \cdot (1 - 0,330)} = 14,25 \text{ кг.}$$

$$P_e^0 = \xi \cdot \frac{\gamma \cdot m \cdot P_{\phi}}{144 \cdot R \cdot \alpha \cdot S} \left[11 (\sqrt{S\lambda} - b)^3 + 24 \cdot b (\sqrt{S\lambda} - b)^2 \right] =$$

$$= 1,39 \frac{600 \cdot 10 \cdot 968}{144 \cdot 600 \cdot 10.000 \cdot 0,15 \cdot 21,4} \left[11 \cdot (13,43)^3 + 19,2 (13,43)^2 \right] = 88 \text{ кг.}$$

$$P_e' = P_e^0 + Q = 88 + 14,25 = 102,25 \text{ кг.}$$

Сравнивая полученный вес с весом при $\lambda = 10$ в таблице I, видим, что вес полок лонжеронов уменьшился на $116 - 102,25 = 13,75$ кг. Пользуясь формулой (8), вычислим вес стенок нервюр. Общая площадь стенок:

$$\begin{aligned} \sum F &= \frac{4 \cdot \psi}{15 \sqrt{\varphi} (1 - \varphi)} \cdot \frac{S^2}{(\sqrt{S\lambda} - b) d} = \\ &= \frac{4 \cdot 0,22 \cdot 458}{15 \sqrt{0,33} (1 - 0,33) \cdot 13,43 \cdot 0,3} = 17,4 \text{ м}^2. \end{aligned}$$

При $S = 20$, эта площадь была исчислена в $15,35 \text{ м}^2$.

Увеличение составляет: $17,4 - 15,35 = 2,05 \text{ м}^2$.

Умножая это на вес одного квадратного метра, получим:

$$2,05 \times 1,2 = 2,46 \text{ кг.}$$

Объем полок нервюр по формуле (8a):

$$\sum V = B (1 - k) \frac{\alpha S^2}{(\sqrt{S\lambda} - b) d}.$$

Принимая $B = 1,4$; $k = 0,92$; при $\lambda = 10$ и $S = 20$, получим:

$$\sum V = \frac{1,4 \cdot 0,08 \cdot 0,15 \cdot 400 \cdot 10^8}{1334 \cdot 30} = 16800 \text{ см}^3$$

При $\lambda = 10$ и $S = 21,4$

$$\sum V = \frac{1,4 \cdot 0,08 \cdot 0,15 \cdot 458}{1343 \cdot 30} = 19100 \text{ см}^3.$$

Увеличение будет: $19.100 - 16.800 = 2.300 \text{ см}^3$.

Принимая удельный вес $\gamma = 0,7$, получим:

$$2.300 \times 0,7 = 1,61 \text{ кг.}$$

Вес стенок лонжеронов при $S = 21,4$ по формуле (15):

$$\begin{aligned} P_{ст} &= \gamma \cdot \xi \cdot \frac{9}{64} \cdot \frac{m \cdot P_{\phi} \cdot (1 + k) (\sqrt{S\lambda} - b)}{p_t} = \\ &= \frac{0,6 \cdot 1,39 \cdot 9 \cdot 10 \cdot 968 \cdot 1,691 \cdot 13,43}{64 \cdot 150} = 17,3 \text{ кг.} \end{aligned}$$

При $S = 20$, вес был $19,9$ кг. Следовательно, вес стенок лонжеронов уменьшился на

$$19,9 - 17,3 = 2,6 \text{ кг.}$$

Считая вес одного квадратного метра покрытия равным $1,2$ кг (фанера), получим увеличение веса:

$$1,4 \times 2 \times 1,2 = 3,36 \text{ кг.}$$

Таким образом, получается уменьшение веса крыльев на

$$13,75 + 2,6 - (2,46 + 1,61 + 3,36) = 8,92 \text{ кг.}^1$$

Следовательно, увеличивая площадь крыльев так, чтобы посадочная скорость оставалась постоянной, мы, во всяком случае, не получим увеличения веса.

В заключение заметим, что наиболее выгодное удлинение, как видно из изложенного, зависит от многих факторов, а главным образом от совершенства конструкции в смысле веса и от аэродинамических качеств.

Чем меньший процент от полного веса самолета составляют лонжероны, тем большее удлинение получится выгодным.

Студент *В. Константинов*.

INFLUENCE OF THE ASPECT RATIO OF WINGS ON THE CEILING IN AIRPLANES

By *V. A. Konstantinoff*.

In seeking for an aspect ratio which should prove to be most advantageous for the ceiling to be reached by the airplane, investigators have arrived at the conclusion that the optimum aspect ratio is 5—6.

This opinion is, however, due to erroneous calculation of the wing weight. It is generally believed that, when comparing airplanes of equal strength and equal wing loading, the entire weight of the wings varies in proportion to the aspect ratio in the order 1,5. But in reality it is only the weight of the spars, or, more exactly, the weight of the spar flange that varies in proportion to the above mentioned order, whilst the weight of all the other parts of the wings taken together remains constant. The author of the paper bases himself on the fact just mentioned for solving the problem and shows that an aspect ratio equalling 10 and even 11 may also prove advantageous.

¹ Ввиду того, что вес стенок лонжеронов следовало подсчитывать не только с точки зрения касательных напряжений, а принимая во внимание и устойчивость, уменьшение веса их можно не считать. Тогда уменьшение веса крыла будет $8,92 - 2,6 = 6,32 \text{ кг.}$