Г.Г. Ростовцев

Строительная механика самолета

Том 1

Москва
«Книга по Требованию»

УДК 030
ББК 92
Г11

Г.Г. Ростовцев

Г11 Строительная механика самолета: Том 1 / Г.Г. Ростовцев – М.: Книга по Требованию, 2015. – 393 с.

ISBN 978-5-458-33545-4

Управлением учебных заведений Гражданского Воздушного Флота утверждена в качестве учебника.

ISBN 978-5-458-33545-4

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первозданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

Серия Книжный Ренессанс
www.samizday.ru/reprint

ВВЕДЕНИЕ.

Задача строительной механики самолета заключается в том, чтобы рационально назначать размеры основных деталей самолета.

В самолетостроении рациональной конструкцией можно назвать ту, которая при данном запасе прочности обладает наименьшим весом и наименьшим лбом (точнее, наименьшим авиационным весом, см. ниже), дешевизной оформления, надежностью, долговечностью и удобством в эксплоатации. Всем этим требованиям удовлетворить одновременно трудно.

Строительная механика самолета базируется на целом комплексе дисциплин, как то: строительная механика, конструкция самолетов, материаловедение и аэродинамика.

В основном всякая задача строительной механики должна основываться:

1) на выяснении характера и величины внешних сил;

2) на определении внутренних усилий и действующих в конструкции напряжений;

3) на установлении допускаемых напряжений, в зависимости от материала и условий работы.

Вопрос о внешних расчетных силах исходит главным образом из динамики полета. В сравнительно недавнее время, когда динамика самолета в области выявления аэродинамических сил как теоретически, так и практически была еще слабо разработана, мы имели так называемые „нормы прочности" для различных частей самолета, зачастую составленные необоснованно и без должного учета индивидуальных особенностей самолета. Достаточно вспомнить нормы прочности самолетов 1914—1917 гг., когда при расчете для некоторых случаев полета (например полет на спине) силы принимались значительно ниже теперешних расчетных сил, что вызывало поломку в полете. Нормы прочности во многих случаях требовали одинакового нагружения крыла самолета (например случаи Б или Д, нормы 1927 г.), независимо от типа этого крыла.

Развитие теоретического изучения нагрузок в фигурных полетах, наряду с опытами в аэродинамических лабораториях и в особенности в полете, позволило значительно уточнить нормы перегрузок.

Все же и здесь мы имеем целый ряд вопросов, требующих дальнейшей теоретической и экспериментальной работы (например изучение скоростей потоков воздуха в вертикальной и горизонтальной плоскостях, исследование воздушных ям и пр.).

В области методики расчета конструкций, которая развивается параллельно с развитием самих конструктивных форм, в самолетостроении имеются свои специфические задачи. Если в прошлом дело сводилось только к расчету ферм биплана и фюзеляжа, то теперь, с развитием крыла моноплана и различных видов фюзеляжа, мы имеем целый ряд новых проблем.

Надо сказать, что с развитием более точных методов расчета к сожалению одновременно прогрессирует их громоздкость. В этом курсе, поскольку позволяет его объем, нам пришлось остановиться на некоторых таких задачах, так как современный конструктор и расчетчик неминуемо должен будет с ними столкнуться в своей практике.

Далее наблюдается значительное увеличение самого числа задач в строительной механике, в особенности в области расчета мелких деталей (как например тормоза, лыжи и пр.).

Кроме того в этой же области мы стоим перед важными, но пока недостаточно разработанными еще вопросами, к каким можно отнести:

1) расчет деталей самолета на вибрацию,

2) расчет деталей самолета на удар,

3) расчет деталей самолета на усталость.

Важной проблемой самолетостроения является расчет тонких оболочек на устойчивость в случае нормальных и касательных напряжений, устойчивости гофрированных поверхностей и профилей (толщина которых порядка 0,1 *мм*). Правда имеется некоторый опытный материал, но он не всегда систематизирован, теоретически же вопрос еще мало разработан в общих отделах строительной механики.

Не менее существен третий и основной вопрос — о выборе *разрушающих* напряжений (не *допускаемых*, как обычно, в других конструкциях). Правда свойства материалов достаточно полно изучены при обычных условиях нагрузки (например растяжение образцов), но дело усложняется при рассмотрении переменных нагрузок, а также напряжений при потере устойчивости.

Задача осложняется еще тем, что, как подробнее указано ниже, самый расчет, производимый на разрушение, фактически надо делать за пределами применимости закона Гука и следовательно не на базе тех формул, которыми обычно пользуются. В этом несомненно имеется противоречие: возможно, что в будущем придется либо вести расчет на разрушение в области пластических деформаций, что потребует значительного развития теории этого вопроса, либо перейти на расчет в пределах упругости, установив в последнем случае должным образом внешние силы. Правда и тот и другой методы встречают на своем пути препятствия: первый — наталкивается на неуверенность расчета за пределами упругости ввиду разнообразия механических свойств материала; второй — требует большой предварительной уточняющей работы, например следует выяснить, как надо производить эксперименты на разрушение с целью выявления общего запаса прочности конструкций и что понимать под пределом упругости для конструкции в целом.

Таким образом из всего сказанного можно заключить, что строительная механика самолета, как молодая наука, имеет конечно значительные достижения, но все же нуждается в дальнейшем развитии. Только теоретическое изучение вопросов на базе правильно поставленного эксперимента может обеспечить дальнейшее развитие этой дисциплины.

§ 1. Связь между аэродинамическим и конструктивным расчетом.

Проектируя какую-либо деталь самолета, подверженную действию сопротивления воздуха, приходится убеждаться в том, что задачи минимума веса и минимума лба не могут часто рассматриваться независимо друг от друга; так уменьшение лба ведет к увеличению веса, и обратно.

Таковы например задачи: выбор диаметра и толщины стенок стойки[1] (если дать сжатой трубе малый диаметр, то для прочности придется сделать ее толстостенной и следовательно тяжелой, но зато лоб ее будет небольшой, и обратно); выбор положения узлов фермы биплана и моноплана (большая консоль лонжерона — короткий подкос, и обратно); выбор размаха крыла и пр.

В каждом конкретном случае необходимо указать, который из этих двух факторов и в какой мере играет первенствующую роль.

Ниже увидим, что ответ на этот вопрос будет зависеть от назначения самолета. Рассмотрим влияние этих факторов—лба и веса на:

1) наибольшую горизонтальную скорость полета;
2) наибольшую вертикальную скорость полета;
3) наибольшую продолжительность полета;
4) наибольшую дальность полета.

Во всех дальнейших выкладках будем считать, что изменения переменных малы, вследствие чего примем их приращения за диференциалы.

1. Наибольшая скорость горизонтального установившегося полета, как известно, определяется следующими уравнениями:

$$G = C_y \rho s v^2, \tag{1}$$

$$\Phi = C_x \rho s v^2, \tag{2}$$

где G — вес самолета,
s — площадь несущих поверхностей,
ρ — плотность воздуха,
Φ — сила тяги на полном газе,
C_y — коэфициент подъемной силы самолета,
C_x — коэфициент сопротивления самолета,
C_{x_κ} — коэфициент сопротивления крыла.[2]
C_{x_0} — коэфициент сопротивления остова самолета.

$$C_x = C_{x_\kappa} + C_{x_0}.$$

Найдем зависимость между малыми изменениями: веса dG, лобового сопротивления dW, скорости dv и угла атаки $d\alpha$, предполагая, что самолет после этих изменений летит снова горизонтально на полном газе.

Диференцируя равенства (1) и (2), учтя, что:

$$dC_x = \frac{\partial C_{x_\kappa}}{\partial \alpha} d\alpha + dC_{x_0},$$

[1] См. Ветчинкин, Материалы по расчету прочности самолета.

[2] Коэфициент сопротивления крыла складывается из коэфициента профильного сопротивления C_p и коэфициента индуктивного сопротивления C_i:

$$C_{x_\kappa} = C_p + C_i.$$

Последний вычисляется по формулам для моноплана:

$$C_i = \frac{1}{\pi\lambda} 2C_y^2, \tag{a}$$

для бипланов:

$$C_i = KC_y^2; \tag{b}$$

о значении K см. например: Самолетостроение, 24.

получаем:

$$dG = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \rho s v_0^2 \, d\alpha + 2C_y \rho s v_0 \, dv_0;$$

$$d\Phi = \frac{\partial C_{x\text{к}}}{\partial \alpha} \rho s v_0^2 \, d\alpha + dC_{x_0} \rho s v_0^2 + 2C_x \rho s v_0 \, dv_0,$$

где α — угол атаки,

dG — изменение веса конструкции,

$dC_{x_0} \rho s v_0^2$ — изменение лобового сопротивления конструкции, равное dW, $d\Phi$ — изменение силы тяги на полной мощности,

Φ можно считать функцией v;[1]

$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ и $\frac{\partial C_{x\text{к}}}{\partial \alpha}$ можно найти по характеристикам крыла.

Умножив выражения: dG на $\frac{\partial C_{x_\text{к}}}{\partial \alpha}$ и $d\Phi$ на $-\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$, сложим их и разделим обе части на $\frac{\partial C_{x_\text{к}}}{\partial \alpha}$, после чего получим:

$$dG + \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} dW = 2C_y \rho s v_0^2 \frac{dv_0}{v_0} + \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} d\Phi - 2C_y \rho s v_0^2 \frac{C_x dv_0}{C_y v_0} \cdot \frac{\partial C_y}{\partial C_{x\text{к}}}.$$

Принимая во внимание, что:

$$G = C_y \rho s v_0^2,$$

придем к выражению

$$2G \frac{dv_0}{v_0} \left[1 - \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} \left(\frac{C_x}{C_y} - \frac{v_0}{2G} \cdot \frac{d\Phi}{dv_0} \right) \right] = dG + \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} dW. \tag{3}$$

Из уравнения (3) можно определить изменения v_0 с изменением W и G. Выражение в квадратных скобках обычно меньше нуля, а потому $dv_0 < 0$, если $dW > 0$ и $dG > 0$, что и естественно, так как это означает, что скорость уменьшается с увеличением лба и веса. Если же dW и dG имеют разные знаки и сами являются функциями некоторого параметра, то, чтобы добиться при данных условиях наибольшей скорости, равной v_0 $\left[\text{в 1-м приближении, считая } \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} \text{ в уравнении (3) неизменным}\right]$, придется выбрать этот параметр так, чтобы dv_0 равнялось нулю, что возможно лишь тогда, когда:

$$dG + \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} dW = 0.$$

Это выражение можно считать равным dA_j, где:

$$A_j = G_j + \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_\text{к}}} W_j, \tag{4}$$

где в свою очередь W_j и G_j — соответственно лобовое сопротивление и вес какой-либо детали j, так как от ее изменения изменяются и общий вес и лоб.

---

[1] Ветчинкин (Динамика полетов, 1927) считает $\Phi = \Phi_0\left(1 - \frac{v}{v_1}\right)$, где Φ_0 — тяга на месте; v_1 — скорость при тяге, равной нулю.

Таким образом, чтобы v_0 было максимальным, необходимо, чтобы dA_j равнялось нулю, что соответствует в данном случае минимальному A_j.[1]

Выражение (4) заменяет собой вес G_j, минимума которого мы добивались бы, если бы не учитывали аэродинамической стороны вопроса. В этом смысле A_j можно назвать аэродинамическим весом конструкции j.[2]

Коэфициент $\frac{\partial C_y}{\partial C_{x_к}} = \lambda_1$, характеризующий влияние лобового сопротивления конструкции W_j:

$$\lambda_1 = \frac{\partial C_y}{\partial C_{x_к}} = \frac{1}{\frac{\partial C_{x_к}}{\partial C_y}} = \frac{1}{\frac{\partial C_{j_i}}{\partial C_y}} = \frac{1}{4\frac{1}{\pi}\frac{1}{\lambda}C_y}.$$

Таким образом $\lambda_1 \cong \frac{\pi\lambda}{4C_y}$ колеблется от 15 до 50.

Эти цифры показывают, что при проектировании скоростного самолета доминирующее влияние имеет лобовое сопротивление W_j конструкции, а не вес ее G_i. Не надо впрочем забывать, что, говоря об изменении веса, мы допускали изменения посадочной скорости. Если же последняя задана, то изменение веса связано с изменением площади крыла.

2. Допустим, что речь идет о выборе конструкции, удовлетворяющей условию: значение w_0 вертикальной скорости максимально.

Как известно:

$$w_{0_{max}} = \frac{P_в - N}{G}, \tag{a}$$

где $P_в = \Phi v$ — полезная мощность винта,

$$N = E_{min} G\sqrt{\frac{p}{\rho}} = E_{min}\frac{G^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\rho s}} \tag{b}$$

наименьшая потребная для горизонтального полета мощность самолета,

$E_{min} = \frac{C_x}{C_y^{\frac{3}{2}}}$ — наименьший аэродинамический коэфициент мощности,

p — нагрузка на 1 $м^2$ крыла, $p = \frac{G}{s}$,

ρ — плотность воздуха.

Теперь с изменением G (веса) и W (лба) изменяются α; E, w_0 и $P_в$.

Диференцируя равенство: $Gw_0 = P_в - N$, получим:

$$G\,dw_0 + w_0\,dG = dP_в - dN;$$

$$G\,dw_0 = dP_в - \frac{\partial E_{min}}{\partial\alpha} G\sqrt{\frac{p}{\rho}}\,d\alpha -$$

$$- \frac{\partial E_{min}}{\partial C_{x_0}} G\sqrt{\frac{p}{\rho}}\,dC_{x_0} - \frac{3}{2}E_{min}\sqrt{\frac{p}{\rho}}\,dG - w_0\,dG. \tag{c}$$

---

[1] Действительно, если значение A_j достигает минимума, то всякое малое видоизменение конструкции дает $dA_j > 0$, и следовательно по формуле (3) находим, что $dv_0 < 0$, т. е. скорость v_0 падает.

[2] Если A_j трудно выразить аналитически, то минимум этой величины можно искать графически, проделав несколько вариантов расчета.

[3] 4-й член правой части получен так:

$$\frac{\partial N}{\partial G} = E_{min}\frac{3}{2}\cdot\frac{G^{\frac{1}{2}}}{\sqrt{\rho s}} = \frac{3}{2}E_{min}\sqrt{\frac{G}{\rho s}} = \frac{3}{2}E_{min}\sqrt{\frac{p}{\rho}}.$$

Здесь учтено, что N изменяется от изменения угла атаки, от изменения W (или C_{x_0}) и от изменения веса.

Приняв во внимание, что $G = C_y \rho s v^2$; $dC_{x_0} \rho s v^2 = dW$ (изменение лба) и что

$$\frac{\partial E_{\min}}{\partial \alpha} = 0,^{*}$$

а также, что

$$\frac{\partial E_{\min}}{\partial C_{x_0}} = \frac{\partial E_{\min}}{\partial C_x}\frac{\partial C_x}{\partial C_{x_0}} = \frac{\partial E_{\min}}{\partial C_x} = \frac{1}{C_y^{\frac{3}{2}}},$$

умножим равенство (с) на $\frac{G}{N}$

Тогда третий член в правой части уравнения (с):

$$\frac{\partial E_{\min} G^2}{\partial C_{x_0} N}\sqrt{\frac{p}{\rho}}\, dC_{x_0} = \frac{1}{C_y^{\frac{3}{2}}} C_x G \sqrt{\frac{p}{\rho}} \cdot \frac{G}{N} \cdot \frac{dC_{x_0}}{C_x} =$$

$$= \frac{G\, dC_{x_0}}{C_x} \overset{**}{=} \frac{C_y \rho s v^2 dC_{x_0}}{C_x} = \frac{C_y}{C_x} dW.$$

Далее, последние два члена правой части уравнения (с):

$$\left(\frac{3}{2} E_{\min}\sqrt{\frac{p}{\rho}} + w_0\right) dG \frac{G}{N} = \left(\frac{3}{2} + \frac{P_в}{N} - 1\right) dG \overset{***}{=} \left(\frac{1}{2} + \frac{P_в}{N}\right) dG.$$

Итак уравнение (с) принимает вид:

$$\frac{G^2\, dw_0}{N} = \frac{G\, dP_в}{N} - \frac{C_y}{C_x} dW - dG\left(\frac{1}{2} + \frac{P_в}{N}\right).$$

Если считать приближенно, что $P_в = \text{const}$, т. е. если $dP_в = 0$, то:

$$\frac{G^2}{\frac{1}{2}N + P_в} dw_0 = -\left(\frac{C_y}{C_x} \cdot \frac{1}{\frac{1}{2} + \frac{P_в}{N}} dW + dG\right).$$

Если значение w_0 должно быть выбрано минимальным, то $dw_0 = 0$, а это будет иметь место, если требовать минимума для выражения, стоящего в скобках:

$$A_j = G_j + \frac{C_y}{C_x} \cdot \frac{1}{\frac{1}{2} + \frac{P_в}{N}} W_j. \tag{5}$$

Это выражение определяет авиационный вес конструкций j; в этом случае:

$$A_j = G_j + \lambda_2 W_j,$$

где:

$$\lambda_2 = \frac{C_y}{C_x} \cdot \frac{1}{\frac{1}{2} + \frac{P_в}{N}}.$$

* Число E в этом случае изменяется только от изменения α, но раз оно имеет минимум, то следовательно $\frac{\partial E_{\min}}{\partial \alpha} = 0$.

** На основании уравнения (b).

*** На основании уравнений (a) и (b).

Если полезная мощность $P_в$ составляет 140 –250% от наименьшей потребной мощности (при экономическом режиме) N, а $\frac{C_x}{C_y}$ — от $^1/_8$ до $^1/_{11}$, то λ_2 колеблется от 2 до 5,78; таким образом здесь имеем значительно меньшее влияние лобового сопротивления, чем для v_0.

3. Если при выборе конструкции преследуют получение наибольшей продолжительности полета, определяемой как:

$$T_{\max} = \frac{A\eta}{qN},$$

где A — запас горючего на самолете,

η — коэфициент полезного действия винтомоторной группы,

q — расход горючего на 1 л. с. на валу мотора, то в таком случае:

$$dT_{\max} = \frac{A}{q}\, d\, \frac{\eta}{N}.$$

Если приближенно считать, что $\eta = \text{const}$,[1] то:

$$N = E_{\min} G \sqrt{\frac{p}{\rho}};$$

$$dT = -\frac{A\eta}{qN^2}\, dN = -T_{\max} \frac{dN}{N} = -\frac{T_{\max}}{G}\left(\frac{dNG}{N}\right). \qquad \text{(d)}$$

Имея в виду, что:

$$dN = \frac{\partial E_{\min}}{\partial Cx_0} G \sqrt{\frac{p}{\rho}}\, dCx_0 + \frac{3}{2} E_{\min} \sqrt{\frac{p}{\rho}}\, dG,$$

получим:

$$\frac{dN}{N} = \frac{\partial E_{\min}}{\partial Cx_0} \cdot \frac{dCx_0}{E_{\min}} + \frac{3}{2} \cdot \frac{dG}{G},$$

так как:

$$N = E_{\min} \sqrt{\frac{p}{\rho}}\, G.$$

Далее:

$$G\frac{dN}{N} = \frac{3}{2} dG + \frac{\partial E_{\min}}{\partial Cx_0} \cdot \frac{dCx_0}{E_{\min}} G = \frac{3}{2}\left(dG + \frac{2}{3} \cdot \frac{\partial E_{\min}}{\partial Cx_0} \cdot \frac{dCx_0}{E_{\min}} G\right) =$$

$$= \frac{3}{2}\left(dG + \frac{2}{3} \cdot \frac{1}{C_y^{\frac{3}{2}}} \cdot \frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}\, dCx_0 G\right) = \frac{3}{2}\left(dG + \frac{2}{3} \cdot \frac{C_y}{C_x}\, dW\right). \qquad \text{(d')}$$

Отсюда по формуле (d):

$$dT = -\frac{T_{\max}}{G} \cdot \frac{3}{2}\left(dG + \frac{2}{3} \cdot \frac{C_y}{C_x}\, dW\right). \qquad (6)$$

Авиационный вес в этом случае, если $dT_{\max} = 0$, будет:

$$A_j = G_j + \frac{2}{3} \cdot \frac{C_y}{C_x} W_j$$

---

[1] Принимается в случаях 3 и 4, что вес горючего неизменен, что конечно не вполне соответствует действительности. Чтобы точнее учесть изменения $T_{\max}$ и $L_{\max}$, следовало бы учесть облегчение самолета во время полета (см. например Ветчинкин, Динамика полета) и соответственным образом точнее найти A_j.

или

$$A_j = G_j + \lambda_3 W_j,$$

где

$$\lambda_3 = \frac{2}{3} \cdot \frac{C_y}{C_x}. \tag{6'}$$

Это же выражение можно получить из формулы (5), считая там для нашего случая $P_в = N$.

4. Наибольшая дальность полета L обратно пропорциональна лобовому сопротивлению самолета R_x; следовательно L будет максимальным, когда R_x минимально. Найдем, как изменяется $R_{x_{\min}}$ с изменением конструкции j.

Известно, что:

$$R_x = \frac{C_x}{C_y} G.$$

Диференцируем это равенство, учитывая, что изменяются G, а также $\frac{C_x}{C_y}$ во-первых вследствие изменения α, а во-вторых вследствие изменения C_{x_0}, входящего в состав C_x, так как $C_x = C_{x_0} + C_{x_к}$; тогда:

$$dR_x = G d\left(\frac{C_x}{C_y}\right) + \frac{C_x}{C_y} dG,$$

где:

$$d\left(\frac{C_x}{C_y}\right) = \frac{\partial\left(\frac{C_x}{C_y}\right)}{\partial\alpha} d\alpha + \frac{\partial\left(\frac{C_x}{C_y}\right)}{\partial C_{x_0}} dC_{x_0} = \frac{\partial\left(\frac{C_x}{C_y}\right)}{\partial\alpha} d\alpha + \frac{dC_{x_0}}{C_y}.$$

Итак:

$$dR_x = G\frac{\partial\left(\frac{C_x}{C_y}\right)}{\partial\alpha} d\alpha + \frac{G\, dC_{x_0}}{C_y} + \frac{C_x}{C_y} dG;$$

но

$$\frac{G}{C_y} dC_{x0} = \rho s v^2 dC_{x_0} = dW,$$

т. е. равно изменению лба конструкции, а

$$\frac{\partial\left(\frac{C_x}{C_y}\right)}{\partial\alpha} = 0,$$

если дело идет о полете под углом, отвечающим $R_{x_{\min}}$, т. е. с наибольшим качеством, а потому

$$dR_{x_{\min}} = dW + \frac{C_x}{C_y} dG = \frac{C_x}{C_y}\left(dG + dW\frac{C_y}{C_x}\right). \tag{7}$$

Выражение в скобках соответствует изменению авиационного веса конструкции, т. е. в данном случае:

$$dG + \frac{C_y}{C_x} dW = dA_j.$$

Если добиться того, чтобы A_j был минимальным, то — при всяком отступлении от минимума — dA_j будет больше нуля, а следовательно $dR_{x_{\min}}$ согласно формуле (7) будет также больше нуля, т. е. лоб увеличится, а L уменьшится.

Во избежание этого надо конструировать так, чтобы A_j было минимальным.

Таким образом авиационный вес в этом случае равен:

$$A_j = Q_j + \frac{C_y}{C_x} W_j = Q_j + \lambda_4 W_j,$$

где:

$$\lambda_4 = \frac{C_y}{C_x}. \tag{7'}$$

Можно было бы конечно составить выражение авиационного веса, исходя из других предпосылок, в зависимости от назначения самолета; при этом можно было бы и уточнить коэфициенты, учтя изменение характеристики винто-моторной группы, хотя бы в зависимости от скорости полета. Обычно под авиационным весом разумеют:

$$A_j = Q_j + \lambda_4 W_j,$$

относя его к изменению потребной силы тяги.

Как это вытекает из существа дела, коэфициенту можно давать и другие значения $\left(\text{т. е. не только } \frac{C_y}{C_x}\right)$; все зависит от назначения самолета.

Пример. Для самолета $У_1$ имеем:

$$\lambda_1 = \frac{\pi\lambda}{4C_y} = \frac{\pi \cdot 6}{4 \cdot 0{,}132} \cong 35{,}8;$$

$$\lambda_2 = \frac{C_y}{C_x} \cdot \frac{1}{\frac{1}{2} + \frac{P_в}{N}} = 8 \frac{1}{\frac{1}{2} + 2} = 3{,}2;$$

$$\lambda_3 = \frac{2}{3} \cdot \frac{C_y}{C_x} = \frac{16}{3} = 5{,}3;$$

$$\lambda_4 = 8{,}6.$$

Заключение. При разборе вышеописанных случаев предполагалось, что изменения веса и лба конструкции малы, и в силу этого коэфициенты $\lambda_1, \ldots, \lambda_4$ определялись начальными значениями скорости, углов атаки и т. д. Установив конструкцию j так, чтобы ее авиационный вес получился наименьшим (1-е приближение), можно найти новые значения скорости, угла атаки и т. д. по основным уравнениям, снова установить по новым данным авиационный вес, снова выбрать конструкцию j, исходя из того, что $dA_j = 0$, и т. д. (2-е приближение). Однако обычно 1-е приближение практически не отличается от 2-го приближения.

На самом деле задачи такого рода обычно не дают возможности выбора $A_{j_{min}}$ аналитическим путем, так как часто затруднительно составить простые формулы для G_j и W_j. В таком случае можно построить графики G_j, W_j и далее A_j в зависимости от выбранного параметра и тогда определить по чертежу так, чтобы A_j было минимальным. Примеры на задачи этого рода будут приведены ниже. Заметим, что нет необходимости строго соблюдать требование подбора конструкции j так, чтобы A_j было минимальным. Если значение его близко к минимуму, то, так как изменения его вблизи минимума малы, можно удовлетворить другим важным конструктивным и производственным требованиям лишь с небольшим ущербом в максимуме v, w, L и т. д. Так например слишком большой диаметр сжатой стойки трубы на тихоходном самолете может потребовать слишком тонких стенок, чтобы было удовлетворено условие $dA_j = 0$, или, на быстроходном самолете,—слишком длинной консоли при коротком подкосе и пр. [1]

§ 2. Авиационные материалы и их удельная прочность.

При проектировании конструкций, испытывающих различного рода деформации, существенно выявить, из какого материала выгодно выполнить конструкцию, если конечно остальные конструктивные требования допускают этот выбор. Нас в данное время интересует вес деталей. Т. е. задача ставится конкретно так: дан элемент конструкции (стойка, лонжерон и пр.), испытывающий определенную деформацию—растяжение, сжатие, изгиб, продольный изгиб,—спрашивается, из какого материала следует сделать этот элемент, если желательно иметь вес его при одном и том же запасе прочности наименьшим. [2]

Правда ответ на поставленный таким образом вопрос не предрешает еще того, что конструкция должна быть выполнена как-раз из материала, дающего наименьший вес, так как возможно, что размеры этой конструкции выйдут за пределы дозволенных ее габаритом. Далее, помимо веса самой детали, надо учесть также и вес ее креплений. Кроме того важны конечно и другие требования: эксплоатационные, производственные и пр. Заметим, что решающим фактором выгодности является не всегда прочность, а иногда и величина деформации; в таком случае будем искать наименьших весов при одинаковых деформациях.

Все же и в поставленной форме задача представляет некоторый интерес.

1. Растяжение и сжатие.

Пусть требуется рассчитать какую-либо деталь с площадью F. Тогда расчетная формула будет иметь следующий вид:

$$F \geqslant \frac{P}{K_{\substack{\text{раст}\\ \text{сж}}}},$$

где P — расчетная сила,

K — временное сопротивление на растяжение или на сжатие.

Вес единицы длины детали:

$$G = \gamma \cdot F \cdot 1$$

или:

$$G = \frac{P\gamma}{K_{\substack{\text{раст}\\ \text{сж}}}}.$$

---

[1] Заметим также, что требование неизменности посадочной скорости вызовет с увеличением веса G_j увеличение площади крыльев s, т. е. опять увеличение лба и всей системы, и определение авиационного веса станет в этом случае более сложным. Коэфициенты λ_1, λ_2, ... уменьшатся.

[2] Для открытых частей можно потребовать, чтобы не вес, а авиационный вес был наименьшим.