

А. Горяинов

**Нормы прочности самолетов
при статических испытаниях**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 656
ББК 39.1
А11

A11 **А. Горяинов**
Нормы прочности самолетов при статических испытаниях / А. Горяинов –
М.: Книга по Требованию, 2022. – 106 с.

ISBN 978-5-458-38458-2

Нормы прочности самолетов при статических испытаниях

ISBN 978-5-458-38458-2

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2022

© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2022

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 первоизданном 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

Г Л А В А I.

Общая часть.

Введение.

Первые шаги к установлению норм расчета и методов его, с целью получить безопасную конструкцию самолета, следует отнести к 1910—11 гг. До этого времени конструирование аэроплана основывалось, главным образом, на подражании первым сделавшим полет конструкциям. Те изменения, которые в них делались, вызванные желанием добиться лучших результатов, часто неожиданно для конструкторов приводили к поломкам.

Это объясняется тем обстоятельством, что в то время применяли не проверенные методы расчета — не было у конструкторов достаточного опыта и не был собран, как руководящий, имеющийся опытный материал.

Статистика катастроф того времени показывает, что налицо были катастрофы и вследствие ошибки в принципе, и вследствие поломок в воздухе. Это видно, например, по таблице катастроф за 1910 г. во Франции.

Т А Б Л И Ц А I.

Количество катастроф в 1910 г. (Франция).

Из-за конструкции самолета			Другие
Ошибка принципа.	Поломка в воздухе	Поломка мотора или винта	
Со смертельным исходом			
0	7	4	3
Без смертельного исхода			
1	1	15	50

В 1911 г. состоялся Интернациональный конгресс в Турине, на котором обсуждался вопрос о расчете самолетов, и, в частности, в докладе Буттио был выдвинут вопрос о необходимости статических испытаний самолетов.

Во Франции Services Techniques de l'Aviation после больших маневров 1910 г. в 1911 г. установило запас прочности для самолетов в 3, в следующем году — в 3,5, а к началу войны он был доведен до 4,5.

В Германии в 1912 г. Национальной авиационной организацией были устроены большие состязания самолетов, результаты которых немедленно были использованы. Одновременно возник ряд исследовательских институтов, начавших разработку основных указаний по конструированию самолетов.

К 1914 г. было произведено много опытов над прочностью всех частей самолета, и результаты их исследований были систематизированы; с этого времени самолеты начинают отвечать требованиям прочности.

Война 1914 г. усилила темп работы, и не только в Германии, но и во всех государствах этому вопросу стали уделять максимум внимания.

В 1916 г., а затем в 1918 г., в Bau- und Liefervorschriften der Inspection der Fliegertruppen (BLV) были даны германские нормы.

К 1918 г. относятся и первые работы по установлению норм у нас.

Этой работой занималось Расчетно-Испытательное Бюро, при чем В. П. Ветчинкиным указывались те предположительные нормы, которых следовало придерживаться ¹⁾, именно, для истребителей предлагалось принимать запас до восьмикратного, при условии, чтобы наибольшие полетные нагрузки были в два раза меньше, чем принятые запасы прочности.

Тяжелые годы гражданской войны не позволили в должной мере уделять силы на разработку этого вопроса: собственных норм до последнего времени установлено не было.

§ 1. Предварительные соображения.

В установившемся полете самолета действующие на него силы сводятся к тяге винта, весу самолета и воздушным силам. Эти все силы находятся в равновесии. Силы, действующие в неустановившемся полете, при известных кинематических условиях, могут быть выражены через те же силы.

Если будет известно распределение и величина этих сил в каждый момент полета по отдельным частям самолета, то нетрудно будет выбрать для каждой части наиболее тяжелый для нее — расчетный — случай и тем или иным методом определить ее основные размеры.

¹⁾ См. В. Ветчинкин. Схема расчета аэроплана на прочность (Труды Бюро, 1918 г.).

Распределенными являются две силы: вес самолета и воздушные.

Распределение и величина первой из них достаточно точно устанавливается конструктором. Что же касается до вторых, воздушных сил, то вопрос с ними упрощается отнесением всех воздушных сил к превалирующим двум, действующим на крылья и на хвостовое оперение, или пренебрежением частью воздушных сил; это не поведет к существенной ошибке. Тогда в прямолинейном полете все данные к расчету будут иметься.

В иных случаях полета возникает вопрос о перегрузках самолета, обуславливаемых рядом трудно определимых величин и зависящих частью от причин, ввести в расчет которые очень трудно.

Между тем расчет отдельных частей самолета необходимо должен вестись, именно, на эти случаи. Тогда остается обратиться к опытным материалам — пользоваться обработанными результатами испытаний самолетов в полете с помощью специальных приборов. В настоящее время ввиду исключительной их важности такие испытания приняли массовый характер.

Перейдем к рассмотрению основ существующих норм расчета и поверки прочности отдельных деталей самолетов.

§ 2. Крылья.

Метод Рейснера. Расчетные случаи. Распределение нагрузки между крыльями, по хорде и размаху.

Для крыльев расчетные случаи, входящие и в настоящее время в нормы, были указаны впервые Маделунгом (Madelung) в BLV от 1916 г.; они установлены им на основании предложенной теории Рейсснера (Reissner) еще в 1912 г. Эта теория, напечатанная Рейсснером и Шверином (F. Schwerin) под названием „Анализ усилий в лонжеронах аэроплана“¹⁾, сводится к следующему.

Предполагая распределение лонжеронов в крыле выбранным, Рейсснер исследует изменение нагрузки на отдельные лонжероны от нормальной составляющей воздушной силы, исходя из поляры Лиляенталя.

Нормальную составляющую воздушной силы

$$N = \rho \cdot C_n \cdot S \cdot V^2$$

для спокойного планирующего полета, для которого

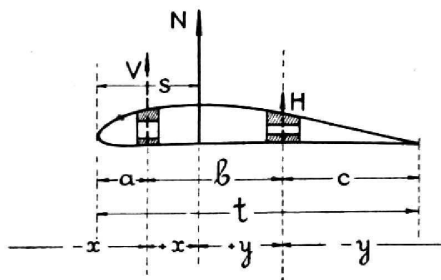
$$G = \rho \cdot C_x \cdot S \cdot V^2,$$

¹⁾ Die Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme von H. Reissner und F. Schwerin. Jahrbuch der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. IV Band. 1916. Sonderheft. (J. Springer).

можно дать в виде

$$N = \frac{C_n}{C_x} G^1),$$

а, приняв обозначения фиг. 1, получить и составляющие последней для переднего и заднего лонжеронов:



Фиг. 1.

и хорде крыла t
из формулы:

$$s = \frac{C_m}{C_n} t.$$

Окончательно для подсчета выражение сил V и H будет:

$$\begin{aligned} V &= \frac{C_n}{C_x} \cdot G \cdot \frac{a+b-s}{b} = \\ &= \left(\frac{a+b}{t} C_n - C_m \right) \frac{t}{b} \cdot \frac{1}{C_x} \cdot G, \\ H &= \frac{C_n}{C_x} \cdot G \cdot \frac{s-a}{b} = \\ &= \left(C_m - \frac{a}{t} C_n \right) \frac{t}{b} \cdot \frac{1}{C_x} \cdot G. \end{aligned}$$

В статье Хофф „Анализ усилий в германских аэропланах“ ²⁾ приведен пример такого определения нагрузок на лонжероны в виде целого ряда график для выбранного аэроплана.

На фиг. 2—9 приведены эти графики.

для переднего $V = N \frac{y}{b}$,

для заднего $H = N \frac{x}{b}$,

где

$$x = s - a$$

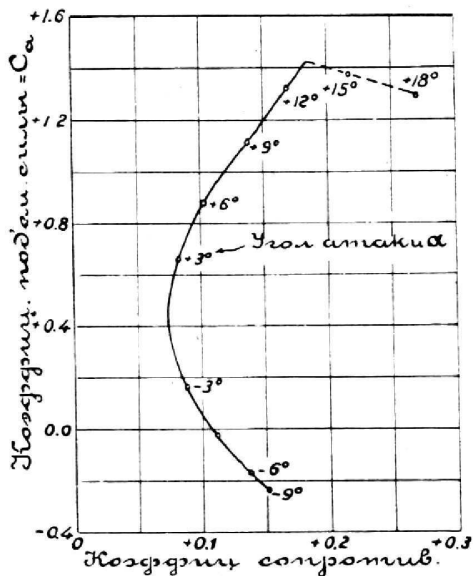
и

$$y = a + b - s.$$

Расстояние s легко определяется по данным:

коэффициенту момента C_m ,

коэффициенту силы N : C_n



Фиг. 2. Поляра Лилиенталя.

¹⁾ $C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha$, $C_x = \sqrt{C_y^2 + C_x^2}$, где C_y и C_x взяты из указанной поляры Лилиенталя, а α —соответствующий угол атаки. Как обычно обозначены: G —полный вес самолета, S —несущая поверхность, V —скорость и ρ —плотность.

²⁾ N. A. C. A. Report № 143, 1922 г. (английский перевод). См. также Die Festigkeit deutscher Flugzeuge von W. Hoff. Berichte und Abhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (B. z. Z. F. M.) 8 Heft. 1922.

На фиг. 6, 7 и 9 пунктирными линиями отмечены точки, соответствующие расчетным случаям, данным Маделунгом и принятым в нормах и до настоящего времени.

Выше было указано на большое количество опытов с самолетами в Германии за время 1912—1916 годы.

Несомненно, что, пользуясь результатами этих опытов, Маделунг и установил расчетные случаи. Всего для расчета крыла было выбрано четыре случая (см. фиг. 10).

Случай А: выход из пикирования (фиг. 11).

Воздушная сила считается перпендикулярной к хорде крыла и расположенной на одной трети хорды от передней кромки.

Случай В: крутое планирование (фиг. 12).

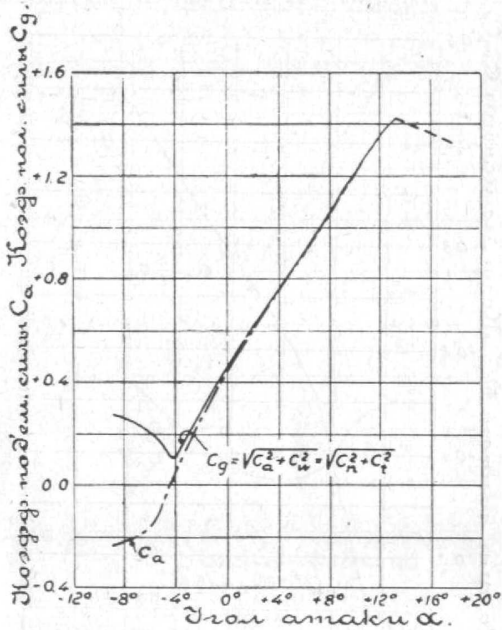
Воздушная сила считается наклонной к хорде под углом $= 71^{\circ},56$ (отношение $\frac{3}{1}$) и расположенной на одной трети хорды от задней кромки.

Случай С: пикирование (фиг. 13).

Крылья испытывают большое лобовое сопротивление и момент, равный $k.t.G$. Коэффициент k принят был в $\frac{2}{3}$. В 1918 г. он был увеличен до $1\frac{2}{3}$ и 1,75.

Случай D: полет на спине (фиг. 14).

Воздушная сила считается наклоненной к хорде крыла под углом $75^{\circ},964$ (отношение $\frac{4}{1}$) и приложенной на одной пятой хорды от переднего края ¹⁾.



фиг. 3. Коэффициенты C_a и C_{as} в зависимости от углов атаки α .

¹⁾ В статье „К расчету нагрузок на лонжероны крыльев самолетов“ инж.-мех. В. П. Ветчинкин считает необходимым изменить формулировку случаев В и D так:

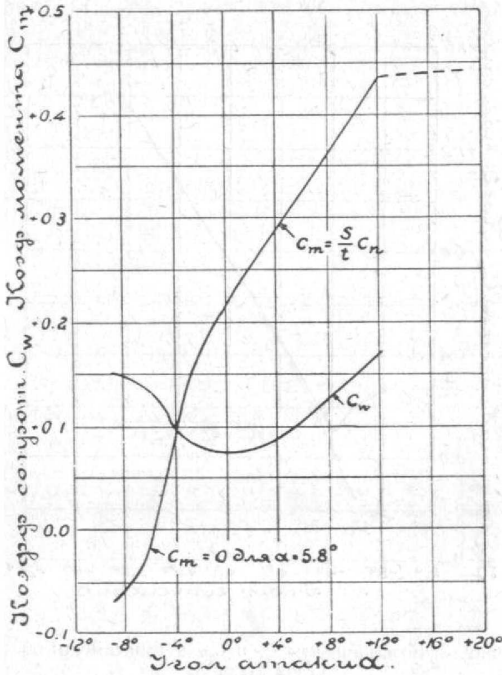
Случай В. Выход из крутого планирования, который совершается под углом атаки около -1° при центре давления, расположенном на $\frac{2}{3}$ хорды от переднего края.

Случай D. Криволинейный полет на спине под углом атаки около $(-7, -3^{\circ})$ при центре давления, расположенном на $\frac{1}{5}$ хорды от переднего края.

В рассмотренном примере эти случаи будут соответствовать:

Случай	A	—	углу атаки $\alpha = +10^\circ$	углу наклона силы к хорде 93°
"	B	—	" " " " $= -1^\circ,9$	" " " " $71^\circ,565$
"	C	—	" " " " $= -4^\circ,25$	" " " " 0°
"	D	—	" " " " $= -7^\circ,5$	" " " " -63°

В случае D получилось значительное расхождение в величине



Фиг. 4. Коэффициенты C_w и C_m в зависимости от углов атаки α .

угла наклона воздушной силы к хорде крыла, могущее сильно отразиться на правильности расчета.

Надо полагать все-таки, что для большинства профилей крыльев того времени эти случаи давали удовлетворительные результаты: этому обстоятельству способствовала, главным образом, однообразность профилей у существовавших тогда самолетов.

В настоящее время применяются самые разнообразнейшие профили, и потому в дальнейшем расчетные случаи будут рассмотрены подробнее и, как будет видно, несколько изменены. Такую же силу имеет и замечание о том, что предположенные случаи не всегда охватывают расчет всех деталей крыла.

В нормах для крыльев должно быть учтено и указано, как уже выше было замечено, распределение нагрузки между крыльями по размаху и хорде.

В существующих нормах о распределении нагрузки между крыльями обычно не дают исчерпывающих указаний или же дают сразу несколько разнящихся. Этому вопросу будет посвящена отдельная статья, в настоящей же будут в резюмирующих параграфах даны некоторые выводы первой.

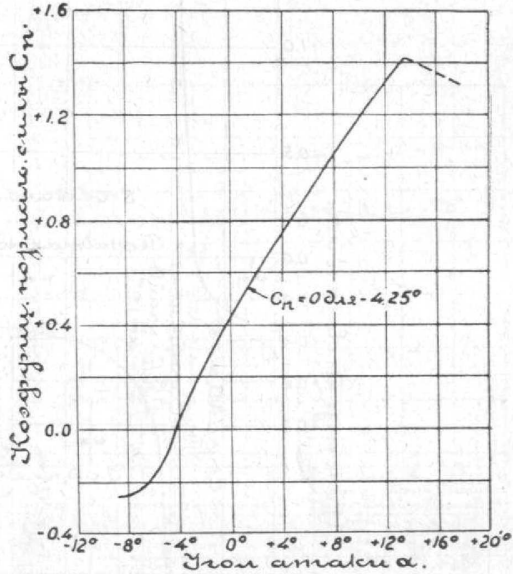
Распределение по хорде для случаев A, B, C, D было предложено Гейманом (Heimann) и Маделунгом принимать двумя треугольниками, как изображено на фиг. 15. Для аналитического подсчета принимают распределение:

для случая А, как на фиг.	16
” ” В ” ” ”	17
” ” С ” ” ”	18

Равнодействующие этих нагрузок и моменты относительно передней кромки соответствуют случаям А, В, С и D, приведенным выше, при чем все расчетные коэффициенты, о которых будет сказано в дальнейшем, берутся такими же. Следует заметить, что расчетным случаем для нервюры обычно является случай С.

BLV замечает, что нервюры, выполненные по расчету, имеют очень небольшую прочность и поэтому следует нагрузку и в случае С увеличивать на 50%.

Приведенные соображения и предложения в части, касающейся крыльев, являются основой германских норм 1916—1918 гг., данных BLV. Нормы других государств получили свое начало из подобных же рассуждений; лишь в последнее время постепенно, с уточнением определений аэродинамических сил и с накоплением опытного материала, вносятся те или иные изменения, построенные иногда на отличных от данных соображениях.



Фиг. 5. Коэффициенты C_n в зависимости от углов атаки α .

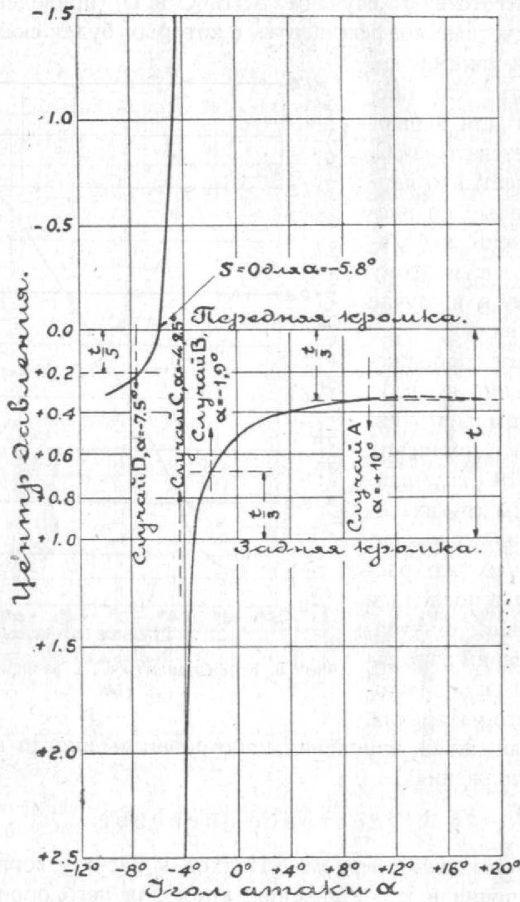
§ 3. Хвостовое оперение.

А. Горизонтальное оперение. Подход к расчету горизонтального хвостового оперения и к составлению норм для него определяется его назначением создания продольной устойчивости самолета. Действующие на самолет силы стремятся вращать его около центра тяжести, и их суммарный момент относительно последнего должен быть уравновешен силой, действующей на хвостовое оперение.

На фиг. 19 дан чертеж самолета со схемой основных, действующих на него сил. Моменты сил, кроме действующих на крылья, обычно вследствие или очень небольшого плеча (напр., часто для тяги винта)¹⁾,

¹⁾ В гидросамолетах этот момент получается иногда довольно значительным, и им тогда пренебрегать уже нельзя.

или небольших сил вследствие их незначительной величины (силы, действующие на фюзеляж, шасси и др.) малы и ими можно пренебречь, не сделав большой ошибки. Тогда из равенства моментов сил, действующих на крылья и горизонтальное хвостовое оперение, легко



Фиг. 6. Расстояние S у давления от передней кромки в зависимости от углов атаки α .

можно будет определить действующую на последнее, а по ней и несколько большую силу, необходимую для вывода самолета из всякого положения.

Если известны коэффициенты C_a , C_w и C_m и координаты центра тяжести S , относительно точки C — проекции передней кромки на хорду дужки, то момент крыла M_s относительно центра тяжести по Фуксу и Хопфу (Fuchs und L. Hopf) будет выражаться так (см. фиг. 20):

$$M_s = q t S \left\{ C_m + \frac{h}{l} [C_a \cdot \sin (\alpha - \chi) - C_w \cos (\alpha - \chi)] - \right. \\ \left. - \frac{r}{l} [C_a \cos (\alpha - \chi) + C_w \sin (\alpha - \chi)] \right\}.$$

После подстановки сначала $q = \frac{G}{C_g \cdot S}$ и затем

$$k = \frac{1}{C_g} \left\{ C_m + \frac{h}{l} [C_a \sin (\alpha - \chi) - C_w \cos (\alpha - \chi)] - \right. \\ \left. - \frac{r}{l} [C_a \cos (\alpha - \chi) + C_w \sin (\alpha - \chi)] \right\},$$

выражение моментов крыльев примет вид:

$$M_s = k \cdot t \cdot G$$

и сила, действующая на горизонтальное хвостовое оперение:

$$Q_h = k \frac{t}{a} G,$$

где a — плечо силы Q_h относительно центра тяжести. Его можно брать равным расстоянию между центром тяжести самолета и центром тяжести площади хвостового оперения.

Иначе сила Q_h может быть представлена через коэффициент подъемной силы C_{ah} горизонтального хвостового оперения для соответствующего угла атаки стабилизатора и угла отклонения руля высоты:

$$Q_h = C_{ah} \cdot q \cdot S_h = \frac{C_{ah}}{C_g} \cdot \frac{G}{S} \cdot S_h,$$

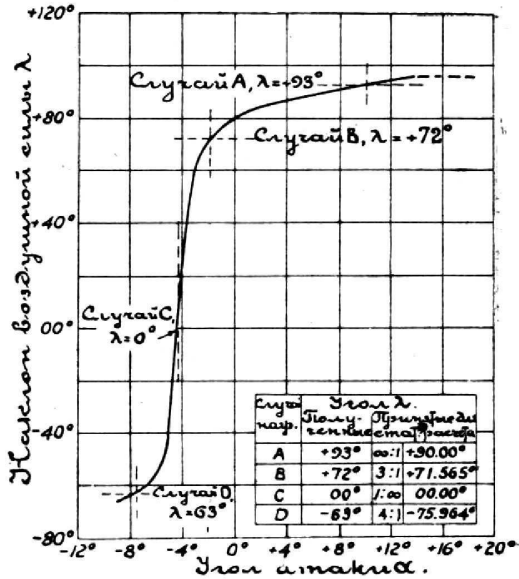
откуда следует, что

$$\frac{Q_h}{S_h} : \frac{G}{S} = C_{ah} : C_g,$$

а отсюда, что максимальные нагрузки на горизонтальное хвостовое оперение получатся в случае C для крыльев, когда будет минимум C_g и большое значение C_{ah} при сильно отклоненном руле.

В формуле

$$Q_h = k \frac{t}{a} G = k \cdot \text{const}$$

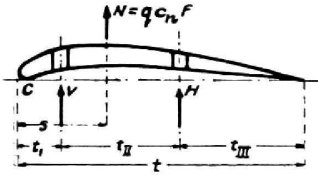


Фиг. 7. Наклон воздушной силы к хорде в зависимости от углов атаки X.

соответственно этому случаю также должен быть максимум значения k .

На фиг. 21 дано изменение коэффициента k в зависимости от угла атаки α для уже приводимого раньше примера (при рассмотрении метода Рейсснера). Координаты центра тяжести были взяты равными

$$r = \frac{1}{3} t, h = \frac{1}{5} t$$

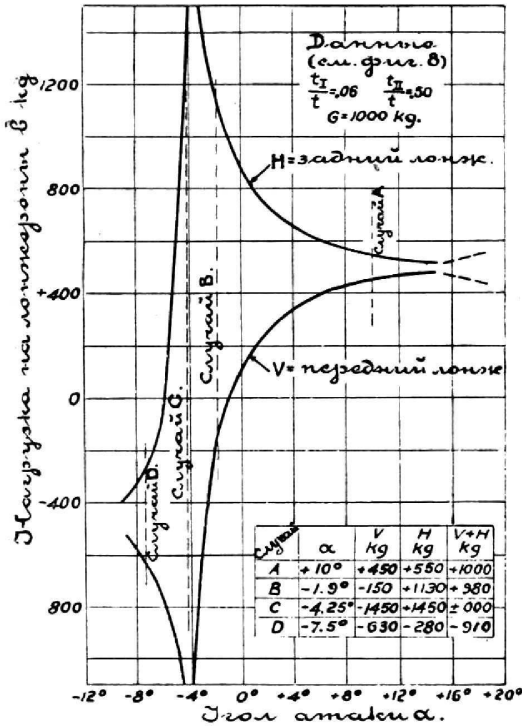


Фиг. 8. Разложение нормальной силы N по лонжеронам.

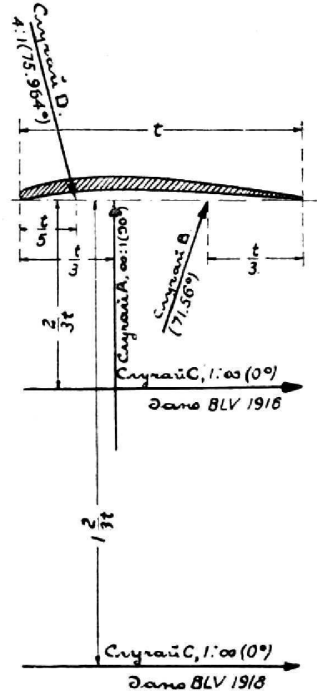
и угол заклинивания

$$\alpha = 5^\circ.$$

Как видно, в случае C (угол атаки— $4,25^\circ$) коэффициент k действительно имеет наибольшее значение.



Фиг. 9. Распределение нагрузки по хорде вертикального хвостового оперения.



Фиг. 10. Случаи нагружения крыльев.

Если сравнить коэффициенты моментов для выбранных условно случаев расчета крыльев A, B, C и D относительно передней кромки крыла и центра тяжести самолета с данными приведенного примера, получится следующая таблица: