

**Г. Пульхров**

**Оптимальное удлинение и вес  
крыла самолета**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 656  
ББК 39.1  
Г11

Г11 **Г. Пульхров**  
Оптимальное удлинение и вес крыла самолета / Г. Пульхров – М.: Книга по Требованию,  
2024. – 86 с.

**ISBN 978-5-458-38551-0**

Оптимальное удлинение и вес крыла самолета

**ISBN 978-5-458-38551-0**

© Издание на русском языке, оформление  
«YOYO Media», 2024  
© Издание на русском языке, оцифровка,  
«Книга по Требованию», 2024

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.



## ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Словные обозначения . . . . .	4
Введение . . . . .	5
<b>Глава I. Весовая формула для крыла</b>	
Основные соображения . . . . .	9
Вес лонжеронов . . . . .	18
Коэффициент разгрузки $f_r$ . . . . .	24
Вес обшивки . . . . .	31
Вес разного . . . . .	34
Вес крыла четырехмоторного самолета . . . . .	—
Вес крыла двухмоторного самолета . . . . .	39
<b>Глава II. Выбор оптимального удлинения крыла</b>	
Основные предпосылки . . . . .	45
Удлинение крыла, при котором получается максимальная дальность полета . . . . .	46
Удлинение крыла, при котором получается максимальная дальность на заданной крейсерской скорости полета . . . . .	51
Удлинение крыла и нагрузка на $1 м^2$ , дающие минимальную потребную мощность на режиме $V_{max}$ и максимальную дальность . . . . .	54
<b>Глава III. Числовые примеры расчета оптимального удлинения и веса крыла для четырехмоторного гидросамолета</b>	
Расчет точным методом . . . . .	66
Расчет по графикам и номограммам . . . . .	76
Сравнение результатов расчетов, произведенных точным методом, а также по графикам и номограммам . . . . .	79
<b>Приложения</b>	
I. Номограмма для определения веса крыла (к гл. I, п. 6)	
II. Номограмма для определения коэффициента $A$	
III. Номограмма для определения $A_1$	
IV. Номограмма для определения $f_r$	
V. Номограмма для определения коэффициента $C_1$	
VI. График для определения коэффициента $D$	
VII. График для определения $\lambda^n$	

### УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

<p><math>S</math> — площадь крыла</p> <p><math>L</math> — размах крыла</p> <p><math>\lambda</math> — удлинение крыла</p> <p><math>n</math> — сужение крыла</p> <p><math>m = \frac{1}{n}</math> — величина, обратная <math>n</math></p> <p><math>\delta</math> — относительная толщина</p> <p><math>\delta_0</math> — относительная толщина у корня</p> <p><math>\delta_n</math> — относительная толщина у конца</p> <p><math>t_0</math> — корневая хорда</p> <p><math>t_n</math> — концевая хорда</p> <p><math>h_0</math> — высота лонжерона у корня</p> <p><math>h_n</math> — высота лонжерона у конца</p> <p><math>p</math> — нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла</p> <p><math>G_{\text{пол}}</math> — полетный вес самолета</p> <p><math>n_A</math> — коэффициент перегрузки на случай А</p> <p><math>\gamma</math> — удельный вес материала</p> <p><math>\sigma</math> — напряжение</p>	<p><math>f_r</math> — коэффициент, характеризующий разгрузку</p> <p><math>G_{\text{кр}}</math> — вес крыла</p> <p><math>G_{\text{л}}</math> — вес лонжерона</p> <p><math>G_{\text{р}}</math> — вес разного</p> <p><math>L</math> — дальность полета</p> <p><math>V_{\text{max}}</math> — максимальная скорость полета</p> <p><math>V_{\text{крейсер}}</math> — крейсерская скорость полета</p> <p><math>C_y</math> — коэффициент подъемной силы</p> <p><math>C_x</math> — коэффициент лобового сопротивления</p> <p><math>C_{x_0}</math> — коэффициент лобового сопротивления, не зависящий от подъемной силы и удлинения</p> <p><math>\eta</math> — коэффициент полезного действия винта</p> <p><math>C_e</math> — удельный расход горючего</p>
---	--

---

## ВВЕДЕНИЕ

При проектировании самолета, обладающего большой скоростью и рассчитанного на большую дальность полета, неизбежно сталкиваются с вопросом выбора оптимального удлинения. При этом стремятся увеличить удлинение. Увеличивая удлинение крыла самолета уменьшают индуктивное сопротивление и получают повышение аэродинамического качества самолета.

Правда, в связи с ростом скоростей современных самолетов, удельный вес индуктивного сопротивления в общем балансе лобового сопротивления значительно понизился, но все же, при полетах на дальность и особенно на больших высотах с большими нагрузками на  $m^2$ , индуктивное сопротивление играет значительную роль, и с этой точки зрения увеличение удлинения полезно, но только до известного предела, выше которого дальнейшее увеличение может привести к снижению летных данных самолета.

Дело в том, что с увеличением удлинения растет вес крыла, и очевидно, что наступает такой момент, когда увеличение веса крыла уже не окупается уменьшением индуктивного сопротивления. Таким образом вопрос об оптимальном удлинении крыла упирается в формулу, выражающую вес крыла в зависимости от удлинения.

В связи с проектированием тяжелых и сверхтяжелых самолетов вопрос о весе крыла и вообще о весе самолета принимает особое значение. Определение веса проектируемого самолета, является существенным моментом в процессе эскизного проектирования и за последнее время ряд иностранных конструкторов опубликовали целую серию статей, посвященных вопросу весового расчета самолета.

Главный конструктор английской фирмы Шорт, инж. Гоудж в своей работе „Летающие лодки и перспективы их развития“ (журнал RAS август 1935 г.), анализируя проблему регулярных перелетов сверхтяжелых гидросамолетов через Северный Атлантический океан, принужден был вначале решить вопрос о весе самолета.

Приводимая им формула для веса поясов лонжеронов имеет вид:

$$G_n = \frac{pn_A \gamma l^3}{6\sigma} \left[ \frac{t_0 - t_n}{3(h_0 - h_n)} + \frac{3t_n(h_0 - h_n) - h_n(t_0 - t_n)}{2(h_0 - h_n)^2} \right]$$

$$- \frac{h_n [3 t_n (h_0 - h_n) - h_n (t_0 - t_n)]}{(h_0 - h_n)^3} + \left. + \frac{h_n^2 [3 t_n (h_0 - h_n) - h_n (t_0 - t_n)]}{(h_0 - h_n)^4} \ln \frac{h_0}{h_n} \right\}$$

где  $p$  — расчетная нагрузка на крыло, принимается распределенной пропорционально хордам;

$n_A$  — коэффициент перегрузки;

$l$  — полуразмах крыла;

$\gamma$  — удельный вес;

$\varepsilon$  — напряжение;

$t_0$  — корневая хорда;

$t_n$  — концевая хорда;

$h_0$  — высота лонжеронов в корне;

$h_n$  — высота лонжерона в конце.

Гоудж принимает во внимание только разгрузку от собственного веса крыла и учитывает ее тем, что считает нагрузку на  $m^2$  крыла  $p$  равной

$$p = \frac{G_{\text{пол}} - G_{\text{кр}}}{S} \quad .$$

Разгрузку от сосредоточенных грузов Гоудж не принимает во внимание, считая что расчет лонжерона на оптимальные напряжения невозможен. Если согласиться с его мотивировкой, то как раз надо было сделать наоборот, т. е. учесть разгрузку от сосредоточенных грузов и не учитывать разгрузки от собственного веса крыла, поскольку разгрузка от грузов для многомоторного самолета значительно превышает разгрузку от веса крыла.

Для определения веса поясов лонжеронов проектируемого крыла, чтобы этот вес отвечал действительности, необходимо учитывать разгрузку от собственного веса крыла, и тем более — от сосредоточенных грузов.

Следует заметить, что при расчете веса крыла Гоудж все же принимает во внимание разгрузку от сосредоточенных грузов, считая ее равномерно распределенной по площади.

Для веса крыла без лонжеронов Гоудж не дает формулы и для самолета, имеющего полетный вес 300 000 фунтов (136 000 кг), приводит следующие данные, принятые им при подсчете веса крыла без лонжеронов.

Нагрузка на крыло $p$ , кг/м <sup>2</sup> .	122	146,5	170,9	195,3
Коэффициент перегрузки $n_A$ .	5	5	5	5
Вес 1 м <sup>2</sup> крыла без лонжеронов $q$ , кг/м <sup>2</sup> .	10,99	11,72	12,45	13,18

Такой метод расчета веса крыла без лонжеронов будет наиболее правильным. Во всяком случае функциональная зависимость  $q = f(p n_A)$ , выведенная на основании статистических данных по существующим самолетам будет более надежна и

при расчете веса обшивки будет давать более правильный результат по сравнению с расчетом веса обшивки по какой либо теоретической формуле.

Немецкий инж. В. Göthert,<sup>1</sup> решая задачу об оптимальном удлинении и весе крыла, приводит следующую формулу для веса поясов лонжеронов:

$$\frac{G_{\pi}}{S_{\text{кр}}} = \frac{1}{2} \frac{\gamma}{\sigma} p n_A l \lambda \frac{1}{h_0/t_0} \times \\ \times \int_0^l \left(\frac{x}{l}\right)^2 \frac{\left[1 + \frac{1}{3} \frac{x}{l} \left(\frac{t_0}{t_n} - 1\right)\right] d\left(\frac{x}{l}\right)}{\left[1 + \frac{x}{l} \left(\frac{t_0}{t_n} - 1\right)\right] \left[\frac{h_n/t_n}{h_0/t_0} + \frac{x}{l} \left(1 - \frac{h_n/t_n}{h_0/t_0}\right)\right]}$$

Если преобразовать эту формулу, то мы получим

$$G_{\pi} = \frac{p n_A \gamma l^3}{8 h_0 \sigma} \int_0^l t_0 \left(\frac{x}{l}\right) \frac{\left[1 + \frac{1}{3} \frac{x}{l} (n-1)\right]}{\left[1 + \frac{x}{l} (n-1)\right] \left[\frac{\delta_n}{\delta_0} + \frac{x}{l} \left(1 - \frac{\delta_n}{\delta_0}\right)\right]} d\left(\frac{x}{l}\right),$$

причем под  $h$  подразумевается высота лонжеронов, равная наибольшей высоте профиля крыла. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла принимается им пропорционально хордам, а изменение относительной толщины  $\delta$  профиля по размаху—по прямой.

Рассматривая обе приводимые формулы, замечаем, что член, стоящий перед скобкой (интегралом), в этих формулах одинаков, иначе говоря, и Гоудж и Göthert приходят к одному и тому же выводу, что вес лонжеронов пропорционален кубу размаха крыла, расчетной нагрузке на крыло, удельному весу материала, и сложной функции, зависящей от геометрической формы крыла.

Основной недостаток этих формул заключается в том, что они не учитывают разгрузки от сосредоточенных грузов и кроме того чрезвычайно сложны, а потому они не могут быть практически использованы для определения веса лонжеронов. Для веса 1 м<sup>2</sup> обшивки Göthert дает следующую формулу:

$$\frac{G_{\text{об}}}{S_{\text{кр}}} = 1,6 C_{m_0} \frac{\gamma}{\tau} p n_A l \frac{1}{h_0/t_0} \cdot f_B,$$

где

$$f_B = \int_0^l \frac{x}{l} \frac{2 \frac{h_0/t_0}{h_n/t_n} \left[\left(\frac{x}{l}\right)^2 \left(\frac{t_0}{t_n} - 1\right)^2 + 3 \frac{x}{l} \left(\frac{t_0}{t_n} - 1\right) + 3\right]}{\left(1 + \frac{t_0}{t_n}\right) \left[1 + \frac{x}{l} \left(\frac{h_0/t_0}{h_n/t_n} - 1\right)\right] \left[1 + \frac{x}{l} \left(\frac{t_0}{t_n} - 1\right)\right]} d\left(\frac{x}{l}\right).$$

<sup>1</sup> Luftfahrtforschung от 20 мая 1939 г. статья В. Göthert стр. 229 — 246.

Для безмоментных профилей и для профилей, у которых  $C_{m_0}$  близко к нулю эта формула теряет смысл, т. е. вес обшивки в этом случае получается равный нулю, что, конечно, совершенно неверно.

Инж. Липп (фирма Дуглас) в журнале *Aeronautical Sciences* (октябрь 1938 г.), базируясь на выводах Гоуджа, дал несколько формул для отдельных элементов крыла. Эти формулы неточны, по следующим причинам:

1. В них неправильно учитывается разгрузка от сосредоточенных грузов;

2. В частном случае, когда высота лонжерона на конце равна нулю ( $h_n = 0$ ), формулы Липпа теряют смысл.

Числовые значения эмпирических коэффициентов, которые входят в различные формулы, неизвестны, поэтому рассчитать вес крыла по методу Липпа не представляется возможным. Инж. Липп не приводит значений этих коэффициентов и рекомендует отправляться от существующего самолета.

Кроме названных выше авторов, вопросами веса занимается ряд французских конструкторов Бреге и др. Но ранее всех, принципиальное и методологически верное решение задачи о весе крыла в общем виде дал Беляев В. Н., автор ряда работ по расчету крыльев на прочность. Решение Беляева послужило отправным пунктом при выводе нашей формулы для веса крыла.

---

# ГЛАВА I

## ВЕСОВАЯ ФОРМУЛА ДЛЯ КРЫЛА

### 1. Основные соображения

В настоящее время существует довольно большое число крыльев, совершенно различных по своей конструкции. Например, кессонные крылья, однолонжеронные, двухлонжеронные, многолонжеронные, моноблочные и т. д. Часто встречается одна и та же конструкция, но в различных модификациях. Кроме этого есть целый ряд конструкций переходного типа. Вообще говоря, различных конструкций крыльев имеется столько, сколько построено опытных самолетов.

Методы расчета на прочность этих крыльев, в свою очередь, также различны. Вес  $1 \text{ м}^2$  крыла тоже колеблется в зависимости от типа конструкции. Для каждого типа крыла, исходя из анализа его конструкции, веса и расчета на прочность, должна быть выведена, строго говоря, своя весовая формула. Но практически указанные колебания в удельном весе<sup>1</sup> крыльев разных конструкций происходят в довольно узких пределах.

Установка крыльевых моторов, устройство в крыле различных люков, бомбовых, баковых, смотровых, различного рода вырезы, убиание внутрь крыла шасси, поплавков и т. д. все это требует усиления конструкции, местных подкреплений и ведет к утяжелению самолета.

Различные типы крыльев по разному чувствительны к указанным операциям, и если, например, крыло моноблочного типа обеспечивает наибольший момент инерции при заданном количестве материала по сравнению, предположим, с крылом двухлонжеронной смешанной конструкции, то последнее менее подвержено местным усилениям и как следствие этого — утяжелению. Это обстоятельство, в известной мере, нивелирует удельный вес этих крыльев.

Мнения о наилучшей конструкции крыла до сих пор расходятся и несколько типов конструкций успешно конкурируют между собой. Разные страны, более того разные заводы в одной и той же стране, проектируют и строят крылья совершенно различных типов. Ни один из вышеперечисленных типов крыла не имеет абсолютного превосходства перед другим. Если суще-

<sup>1</sup> Под удельным весом любого крыла понимается вес  $1 \text{ м}^2$  его конструкции, определенного при условии, когда сравниваемые крылья имеют одинаковую геометрию и одинаковые расчетные нагрузки.

ствовала бы действительно легкая по весу и хорошая конструкция, то она быстро получила бы широкое распространение.

Инженер Стигер в своем докладе „Конструкция крыла Моноспар“ на заседании в RAS в апреле 1932 г.<sup>1</sup>, возлагая большие надежды на свое крыло, предсказывал, что в будущем вес крыла не будет превышать 7,5% от полетного веса самолета. С тех пор прошло более 7 лет и предсказания Стигера не оправдались.

В настоящее время, несмотря на большие достижения в области расчета на прочность и конструирования крыльев, вес последних составляет 13—16% от полетного веса. В данный момент та или иная новая конструкция крыла может представить известные выгоды с точки зрения простоты конструирования, расчета на прочность, технологии и т. д., но ожидать от нее резкого облегчения, повидимому, нельзя. Значительное облегчение возможно только при переходе на новые материалы с повышенной прочностью и с меньшим удельным весом по сравнению с употребляемыми сейчас алюминиевыми сплавами.

Важнейшим фактором, влияющим на повышение летных качеств самолета, является уменьшение веса его конструкции. С этой точки зрения даже незначительно меньший удельный вес того или иного крыла по сравнению с другими<sup>2</sup> при прочих равных условиях, может иметь решающее значение при выборе его конструкции. С точки зрения предварительного определения веса самолета, имеющего определенную степень точности, конструкцию крыла можно не принимать во внимание и считать, что основными параметрами, определяющими вес крыла, являются его геометрические размеры и расчетные нагрузки.

Для подтверждения этого допущения возьмем к примеру следующие данные для двух разных крыльев (табл. 1).

Таблица

Самолет	DC-3	№ 1
Конструкция крыла . . . . .	моноблок	двухлонжеронное с гладкой обшивкой
Площадь крыла (геометрическая) $S, м^2$ . . . . .	91,7	58,3
Площадь подфюзеляжной части, $м^2$ . . . . .	8,2	5,9
Размах крыла $L, м$ . . . . .	28,95	20,8
Удлинение $\lambda$ . . . . .	9,14	7,45
Полетный вес $G_{пол}, кг$ . . . . .	10900	—
Коэффициент перегрузки на случай А — $n_A$ . . . . .	4,86	—
Нагрузка на крыло $p, кг/м^2$ . . . . .	119	—
Расчетная нагрузка $p n_A$ . . . . .	580	800
Вес крыла, $кг$ . . . . .	1600	950
Вес $1 м^2$ крыла . . . . .	17,5	16,3
Вес лонжеронов . . . . .	—	377
Вес $1 м^2$ крыла без лонжеронов . . . . .	—	10,9

<sup>1</sup> Flight № 16, 1932 г.

<sup>2</sup> Имеются в виду современные металлические дуралюминовые крылья.

Судить о том, насколько легче или тяжелее одно крыло против другого, только по абсолютному весу  $1 м^2$  разумеется невозможно. Для того, чтобы можно было бы сравнить удельные веса этих крыльев, сделаем приближенный пересчет крыла самолета № 1 на геометрические данные и нагрузку крыла самолета Дуглас DC-3.

На основании нижеприведенной формулы (13) следует, что вес лонжерона пропорционален кубу размаха и расчетной нагрузке на крыло, т. е.

$$G_{л} = \alpha p n_A L^3,$$

где коэффициент  $\alpha$ , зависящий от материала, относительной толщины, сужения и фактора разгрузки, приближенно можно считать одинаковым для крыльев этих самолетов. В таком случае вес лонжеронов крыла DC-3 будет равен

$$G_{л}^{DC-3} = 377 \frac{580 \cdot 28,95^3}{800 \cdot 20,80^3} = 735 \text{ кг.}$$

Вес крыла без лонжеронов, согласно графику для двух моторных машин (фиг. 20) при  $p n_A = 580$  равен  $G_{б/л}^{DC-3} = 9,5 \cdot 83,5 = 795 \text{ кг}$ , полный вес крыла DC-3 равен  $735 + 795 = 1530 \text{ кг}$ , действительный вес  $1600 \text{ кг}$ .

Имея в виду приближенность расчета, можно сказать, что в лучшем случае удельные веса этих крыльев одинаковы. Во всяком случае крыло DC-3 не легче крыла № 1, а скорее наоборот.

Самолеты DC-3 и № 1 — пассажирские. Они имеют крылья различной конструкции. Крыло DC-3 моноблочной конструкции, а крыло самолета № 1 — двухлонжеронное, причем лонжероны — ферменного типа, с трубчатыми поясами, обшивка гладкая, подкрепленная стрингерами. Несмотря на различие конструкций, удельный вес этих крыльев, как показал расчет, одинаков. Следует заметить, что и то и другое крыло зарекомендовали себя в эксплуатации.

Весовая отдача DC-3 значительно понизилась бы, если расчет прочности этого крыла сделать в соответствии с нормами прочности установленными в СССР.

Для DC-3 по американским нормам коэффициент перегрузки на случай А  $n_A = 4,86$ , а по нормам прочности, установленный в СССР,  $n_A$  определенный на испытаниях по действительной максимальной скорости горизонтального полета равен  $6,1^1$ .

Если теперь пересчитать вес лонжеронов, то получим

$$G_{л} = 735 \frac{6,1}{4,86} = 920 \text{ кг,}$$

т. е. вес лонжеронов крыла самолета DC-3 возрастет на  $185 \text{ кг}$ . Увеличение коэффициента перегрузки скажется и на нервюрах, стрингерах и обшивке, вес которых увеличится на  $\sim 70 \text{ кг}$ . Таким

<sup>1</sup> Техника Воздушного флота № 7 — 1938 г. статья Эскина И. И. «Некоторые весовые материалы по американским самолетам».

образом увеличение полетного веса дойдет до 255 кг (увеличением веса остальных агрегатов пренебрегаем). Если же сохранить прежний полетный вес самолета DC-3 (10900 кг), то число пассажиров на нем придется уменьшить на 3 человека. Это замечание необходимо было сделать для того, чтобы показать, что повышенная весовая отдача некоторых самолетов объясняется иногда не только облегчением конструкции, как это может показаться на первый взгляд, а нормами прочности.

В неопубликованной работе инженера Зинина Л. С. „Весовой расчет самолета“ имеется таблица, в которой приведено семь современных крыльев различной конструкции, действительный вес которых сравнивается с весом, подсчитанным в предположении, что конструкция этих крыльев — двухлонжеронная, смешанная. Расхождения в весе получились в среднем 5—6%.

Если принять, что вес крыла составляет в среднем 15% от веса самолета, то ошибка в весе крыла, равная 5—6%, составит 0,7—0,9% от полетного веса, так, при весе крыла 1000 кг ошибка выразится цифрой 50—60 кг. Совершенно очевидно, что большей точности, чем 5—6% не может дать никакая весовая формула. Более того, крылья, спроектированные и построенные разными заводами, под одни и те же расчетные нагрузки, из одного и того же материала, имеющие одну и ту же конструкцию и одинаковые геометрические размеры, будут иметь колебания в весе порядка 5—6%. Таким образом с точки зрения предварительного определения веса крыла при составлении эскизного проекта можно считать, что вес крыла зависит только от геометрических размеров и расчетных нагрузок и не зависит от типа конструкции.

Весовая формула для крыла, выведенная нами на основании данных анализа материала по двухлонжеронным крыльям с гладкой жесткой обшивкой, строго говоря, применима только к крыльям этого типа. Однако, имея в виду вышеизложенное, она может быть рекомендована для предварительного определения веса проектируемого крыла любого типа<sup>1</sup>.

При весовом сравнении различных крыльев между собой следует помнить, что такое сравнение возможно только в том случае, если число моторов, расположенных на крыле — одинаково. Поэтому весовая формула для крыла, выведенная, например, на основе материалов по четырехмоторным самолетам, применима к крыльям только этого класса самолетов, и по ней никоим образом нельзя считать вес крыльев одномоторных или двухмоторных самолетов.

При расчете крыла на прочность распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла для заданного расчетного случая получают либо из продувок, либо расчетом по методу Лотца или Треффтца.

<sup>1</sup> Под „любым типом“ подразумеваются свободонесущие крылья цельнометаллической конструкции; однолонжеронные, двух- и многолонжеронные, кессонные, моноблочные и т. д., имеющие гладкую, жесткую обшивку.