

**Г.Г. Ростовцев**

**Строительная механика  
самолета**

**Том 2**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 030  
ББК 92  
Г11

Г11 **Г.Г. Ростовцев**  
Строительная механика самолета: Том 2 / Г.Г. Ростовцев – М.: Книга по Тре-  
бованию, 2015. – 583 с.

**ISBN 978-5-458-33544-7**

Управлением учебных заведений Гражданского Воздушного Флота утвер-  
ждена в качестве учебника.

**ISBN 978-5-458-33544-7**

© Издание на русском языке, оформление  
«YOYO Media», 2015

© Издание на русском языке, оцифровка,  
«Книга по Требованию», 2015

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.



	Стр.
§ 54. Расчет набора днища лодки . . . . .	312
§ 55. Расчет поплавков и поплавкового шасси . . . . .	314
1. Шасси главных поплавков (314). 2. Шасси подкрыльных поплавков (314).	
Глава V. Расчет лыж	
§ 56. Действующие силы и нормы прочности расчета лыж . . . . .	321
§ 57. Расчет прочности корпуса и козелка лыжи . . . . .	328
1. Расчет козелка лыжи (328). 2. Расчет корпуса лыжи (333).	
§ 58. Лыжная амортизация и ограничители . . . . .	335
Глава VI. Расчет амортизации	
§ 59. Нормы для подбора амортизации (общие) . . . . .	338
§ 60. Коэффициент передачи . . . . .	340
§ 61. Типы амортизирующих устройств . . . . .	341
§ 62. Колеса . . . . .	343
§ 63. Расчет резиновой пластинчатой амортизации . . . . .	349
1. Пример подбора пластинчатой амортизации (354). 2. Поверочный расчет резиновой пластинчатой амортизации (358).	
§ 64. Расчет резиновой шнуровой амортизации . . . . .	363
Пример подбора шнуровой амортизации (363).	
§ 65. Расчет обратной амортизации . . . . .	365
1. Подбор обратной амортизации (367). 2. Поверочный совместный расчет прямой и обратной амортизации (367).	
§ 66. Расчет олео-пневматической амортизации . . . . .	370
1. Нормы (370). 2. Теория расчета (372). 3. Общие положения, относящиеся к совместной работе воздуха и масла (377).	
§ 67. Определение размеров олео-пневматической амортизации с переменным отверстием . . . . .	380
§ 68. Определение размеров амортизации с постоянным отверстием . . . . .	388
§ 69. Поверочный расчет олео-пневматической амортизации . . . . .	390
Глава VII. Расчет шасси	
§ 70. Нормы . . . . .	393
§ 71. Определение основных геометрических данных . . . . .	396
1. Классификация (396). 2. Определение геометрических данных (396).	
§ 72. Кинематический расчет шасси . . . . .	399
1. Вывод расчетных формул (399). 2. Кинематика схемы А (401). 3. Кинематика схемы С (401). 4. Кинематика схемы В (402).	
§ 73. Определение нагрузки и ее составляющих . . . . .	403
§ 74. Расчет на прочность шасси схем А и В . . . . .	407
1. Общие положения (407). 2. Схема А (407). 3. Схема В (415).	
§ 75. Пример расчета шасси схемы В . . . . .	416
1. Кинематический расчет (416). 2. Определение усилий в стержнях (420).	
§ 76. Расчет на прочность шасси схемы С . . . . .	422
1. Основы теории расчета пространственных статически неопределимых (СН) рамных систем по методу сил (422). 2. Общие замечания по расчету (426). 3. Расчет СО шасси типа 1 (427). 4. Расчет СН шасси типа 2 (431). 5. Расчет СН шасси типа 3 (432). 6. Расчет СН шасси типа 4 (433). 7. Расчет убирающегося шасси и шасси колончатого типа 5 (434). 8. Учет тормозного момента (435).	
Глава VIII. Расчет тормозов	
§ 77. Основы теории работы тормозов . . . . .	437
1. Нагрузки на тормозное колесо (437). 2. Условие отсутствия опасности капогирования (437).	
§ 78. Работа простого двухколочного тормоза . . . . .	440
1. Конструктивная схема тормоза (440). 2. Распределение давлений и сил трения на колодках (441). 3. Связь между силами, действующими на колодки (440). 4. Тормозной момент (443). 5. Удельная работа трения (443).	
§ 79. Работа тормоза с серво-колодкой . . . . .	443
1. Конструктивная схема (443). 2. Силы, действующие на механизм тормоза (444).	

	Стр.
§ 80. Техника расчета тормозов . . . . .	444
1. Основные расчетные данные (444). 2. Проектирование тормоза (447). 3. Поверочный расчет тормоза (448).	
Глава IX. Костыль	
§ 81. Расчет костыля . . . . .	450
Глава X. Расчет мотоустановки	
§ 82. Нормы прочности . . . . .	453
§ 83. Определение нагрузки . . . . .	455
1. Определение центров тяжести грузов (455). 2. Определение расчетных нагрузок и их составляющих (456).	
§ 84. Расчет мотоустановки под звездообразный мотор . . . . .	458
1. Основные положения (458). 2. Ход расчета мотоустановки (459).	
§ 85. Расчет мотоустановки под рядной мотор . . . . .	466
1. Основные положения (466). 2. Ход расчета мотоустановки (466).	
§ 86. Расчет мотоустановок вынесенных моторов . . . . .	471
Глава XI. Расчет узловых креплений авиационных конструкций	
§ 87. Особенности расчета и проектирования узловых креплений самолета.	473
§ 88. Болтовые соединения металлических частей . . . . .	478
1. Болты (480). 2. Ушки (483).	
§ 89. Заклепочные соединения металлических частей . . . . .	486
§ 90. Сварные соединения . . . . .	489
1. Газовая и электродуговая сварка (489). 2. Точечная электро- сварка (491).	
§ 91. Соединения, работающие в дереве . . . . .	494
1. Болтовые и заклепочные соединения (494). 2. Расчет соединения на смятие дерева (497). 3. Расчет дерева на сдвиг (505). 4. Расчет дерева на разрыв (506). 5. Ход проверки прочности соединения. (507). 6. Влияние подкреплений на прочность соединения (513). 7. Расчет соединения на действие силы, наклонной к оси болта (515). 8. Склейка казенным клеем (516). 9. Соединение шурупами и гвоздями (516).	
§ 92. Ход расчета узловых креплений . . . . .	517
1. Распределение сил между частями разъемного крепления (517). 2. Распределение сил между частями неразъемного крепления (520). 3. Определение расчетных сил для проверки прочности (521). 4. Проверка прочности частей крепления (522).	
§ 93. Теория распределения сил между соединительными элементами узловых креплений . . . . .	524
1. Общие положения (524). 2. Связь между силой и деформацией соединения (525). 3. Вывод основных формул теории центра жесткости (527). 4. Действительное распределение сил (530). 5. Техника расчета системы болтовых или заклепочных соединений (531). 6. Особые случаи расчета (534). 7. Расчет сварных соединений, передающих моменты и силы (536).	
§ 94. Техника расчета некоторых видов узловых креплений . . . . .	539
1. Влияние требований прочности и жесткости на конструкцию креплений (539). 2. Расчет некоторых видов креплений (542).	
Глава XII. Некоторые данные справочного характера	
§ 95. Расчетные формулы на кручение для наиболее употребительных форм поперечных сечений . . . . .	550
§ 96. Устойчивость на кручение некоторых пустотелых профилей . . . . .	552
§ 97. Устойчивость гофрированных листов . . . . .	554
1. Гофрированные листы. Сжатие (554). 2. Гофрированные листы. Сдвиг (556).	
§ 98. Устойчивость плоских пластин, подкреплённых ребрами . . . . .	560
§ 99. Устойчивость цилиндрических оболочек, подкреплённых продольными и поперечными ребрами при действии продольных сил, параллельных образующим . . . . .	565

## ГЛАВА I.

### РАСЧЕТ КРЫЛА МОНОПЛАНА.

#### § 1. Основные допущения и классификация крыльев.

Расчет крыла моноплана сводится к расчету некоторой балки, изгибаемой в двух главных плоскостях и одновременно скручиваемой (оси координат, рис. 1). Расчет такого крыла сводится не только к вопросу о его достаточной прочности, но также и к обеспечению его жесткости, с тем чтобы деформации его не превышали определенных границ, так как наличие таких деформаций, в особенности скручивания, может существенно влиять на аэродинамическую сторону дела.

К сожалению, в то время как нормами условия прочности даны с достаточной полнотой, нормирование предельных наибольших деформаций до сих пор<sup>1</sup> полностью не произведено. А между тем вопрос об изменемости момента

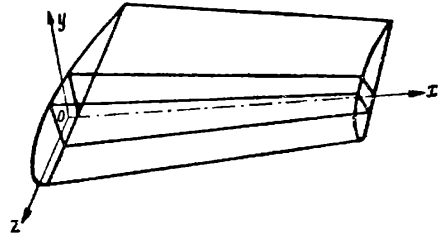


Рис. 1.

инерции лонжеронов по размаху, да и выбор его даже в наиболее нагруженном сечении приходится делать часто из условий достаточной его жесткости. Ниже мы на примерах покажем, что, если в некоторых конструкциях исходить только из соображений прочности, деформации получатся совершенно недопустимыми. Далее, малая жесткость, например на кручение, вызовет большие изменения углов атаки, а следовательно изменится и сама нагрузка, что снова может вызвать увеличение деформации. Следовательно здесь встает вопрос об устойчивости деформации.

Явления вибрации крыла на больших скоростях движения связаны также с вопросом устойчивости крыла. Таким образом здесь мы уже встречаемся с вопросом об учете влияния деформации крыла на изменение его нагрузки, что нормами расчета прочности на статические испытания совершенно не предусмотрено. Между тем при значительном изменении углов атаки по размаху, например в случае С, может сильно измениться характер распределения нагрузки по лонжеронам, так что испытания могут не соответствовать летной нагрузке. В связи с этим можно в дальнейшем вести расчет, исходя из того, чтобы самолет выдержал статические испы-

<sup>1</sup> В последнее время у нас (в ЦАГИ) этим вопросам уделяют существенное внимание.

тания, предусмотренные нормами; при этом необходима проверка на получающиеся деформации крыла.

Внешнюю нагрузку можно грубо считать приложенной статически так, как то получается из рассмотрения элемента профиля крыла по размаху.

Допущение о распределении нагрузки согласно данным аэродинамического расчета для каждого крыла будет более соответствовать действительным нагрузкам в полете. При этом еще ближе мы подойдем к действительности, если учтем влияние деформации крыла на его нагрузку.

Разумеется задаваться более близким к действительности, но зато усложняющим расчет допущением имеет смысл лишь в том случае, если жесткость самой конструкции можно учесть достаточно точно, что также не всегда легко достигается. В дальнейшем мы остановимся на расчете лишь основных типов конструкций крыла моноплана, главнейшим из которых можно считать крылья свесбоднесущие и с подкосом.

В основу классификации крыльев по роду конструкции лонжеронов можно прежде всего положить число этих лонжеронов и характер работы обшивки. Задача конструктора заключается в том, чтобы создать крыло минимального веса, обеспечив ему достаточную жесткость и прочность на изгиб в двух плоскостях и кручение. Эта задача решается по-разному

в различных случаях, причем естественно, что весовые преимущества должны быть на стороне того крыла, которое использует в большей мере работу наиболее удаленных элементов профиля, т. е. обшивку. Однако использовать полностью работу этой обшивки без постановки подкрепляющих ребер или увеличения жесткости самой обшивки невозможно, так как обшивка, будучи обычно очень тонкой, быстро теряет устойчивость. Таким образом, в современных скоростных машинах в зависимости от

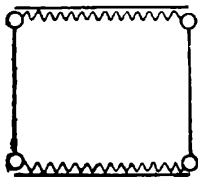


Рис. 2.

размеров приходится на работающую обшивку ставить либо большое число стрингеров, либо подкреплять обшивку внутренним гофром (рис. 2), либо даже соединять верхнюю и нижнюю поверхность крыла между собой диафрагмами или продольными фермами. В таком случае мы получим уже многолонжерное крыло. Однако несущая обшивка не единственный способ рационального конструирования, в особенности на малых самолетах,<sup>1</sup> а потому рассмотрим основные типы конструктивного оформления лонжеронов, с тем чтобы в дальнейшем разобрать методику их расчета.

### 1. Крыло с двумя лонжеронами.

а) Лонжероны работают независимо друг от друга, как это имеет место в бипланных коробках. При этом обшивка обычно не работает (см. § 6).

Недостаток такой конструкции в крыльях моноплана — чрезмерно большие деформации, в особенности при кручении крыла, так как кручение в данном случае приводит к изгибу этих двух балок лонжеронов, ничем друг с другом не связанных.

<sup>1</sup> Довольно остро стоит вопрос об использовании несущей обшивки в случае постановки убирающегося в крыло шасси, так как большой люк в обшивке крыла значительно ослабляет эту обшивку как раз в наиболее ответственном месте. Правда, постановкой соответствующих местных подкреплений это ослабление может быть все же компенсировано.

б) Лонжероны соединены между собой жестко скрепленными с ними распорками — нервюрами (см. § 7). В таком случае эти распорки при кручении крыла заставляют лонжероны не только изгибаться, но и скручиваться, чем значительно уменьшаются и деформация и расчетные напряжения. Обшивка в таких случаях обычно может считаться не работающей, так как иначе такое крыло можно скорее считать крылом кессонного типа (см. ниже). Недостаток конструкции — большие напряжения при изгибе.

## 2. Однолонжеронное крыло.

а) Крыло кессонного типа (§ 11, рис. 70). Лонжерон имеет вид пустотелой балки, обычно четырехугольного сечения.

По размаху эта пустотелая балка укрепляется поперечными переборками, диафрагмами или нервюрами. Таким образом, эта балка состоит из двух полков, двух стенок и обычно четырех поясков.<sup>1</sup>

Возможны следующие варианты: 1) обшивка (или полка) работает лишь на срез (например гофр с волной, образующие которой  $\perp$ -ны размаху, неподкрепленная ребрами фанера и пр.); в этом случае такое крыло воспринимает изгибающий момент продольными усилиями в поясках, а срезающую силу — стенками. Крутящий момент воспринимается продольными силами в поясках и касательными напряжениями в обшивке и стенках (задача Беляева). К такому же типу крыла относится и тот, когда вместо обшивки или стенки поставлены расчалки или раскосы. 2) Если обшивка или стенка способны воспринимать нормальные напряжения (например подкреплены ребрами), то таковые появляются при изгибе и кручении не только в поясках, но и в обшивке или стенке. Описанный тип крыла получается значительно жестче, благодаря работе обшивки и стенки, чем двухлонжеронное крыло, упомянутое выше. Если носок, а иногда и хвостик делаются также жесткими, то это повышает часто довольно существенно жесткость крыла на кручение, а иногда и на изгиб (см. § 15).

б) Крыло в виде трубы из жесткой обшивки с поперечными переборками. Иногда такая труба делается круглого сечения (например лонжерон Дункансона, см. § 22), или же носок крыла делается жестким до переднего лонжерона (§ 15, рис. 84б). Такие лонжероны с успехом можно ставить на сравнительно небольших самолетах, так как форма их достаточно хорошо используется при изгибе, а в особенности при кручении. Некоторым недостатком может быть сравнительно большой вес нервюры, работающей как консольная балка, заделываемая на данном лонжероне.

в) Крыло моноспар (§ 21, рис. 113) в противоположность предыдущим типам обычно не имеет жесткой обшивки, а работает на все виды деформаций особо сконструированная балка. Методика ее расчета описана в § 21.

## 3. Многолонжеронное крыло.

Как в предыдущих случаях, можно различать крыло:

а) без работающей обшивки (полотно), но с лонжеронами, соединенными между собой достаточно жестко нервюрами (§ 32).

<sup>1</sup> Такое крыло можно отнести к типу двухлонжеронного, если пояски и стенки рассматривать с каждой стороны как лонжерон. Однако наличие обшивки (полки) заставляет все же считать эту балку как одно целое. В особенности спорным становится вопрос, если эти стенки и полку соединить между собой вместо обшивки системой расчалок, как это часто имеет место; в таких случаях обычно называют крыло двухлонжеронным.

б) При этих же лонжеронах обшивка работает на срез (§ 33) (например крыло АНТ 9 и пр.).

в) Многолонжеронное крыло с несущей обшивкой (крыло моноблок)<sup>1</sup> (§ 30). Это крыло представляет собой в настоящих условиях для больших скоростных машин, повидимому, наиболее рациональный тип крыла, так как обшивка, по мере возможности, используется при деформации. Правда, промежуточные лонжероны мало нагружены при кручении, однако они хорошо работают на срез при изгибе, соединяя нижнюю и верхнюю обшивку, а также придают достаточную жесткость самой обшивке, подверженной действию изгибающей местной поперечной нагрузки и продольных сил при общем изгибе крыла.

Прежде чем обратиться к расчету приведенных типов крыльев, остановимся на вопросе о нагрузке на крыло.

## § 2. Нагрузка на крыло.

Нас интересует в первую очередь распределение нагрузки на крыло по размаху и положение центра давления по хорде. Как уже отмечено

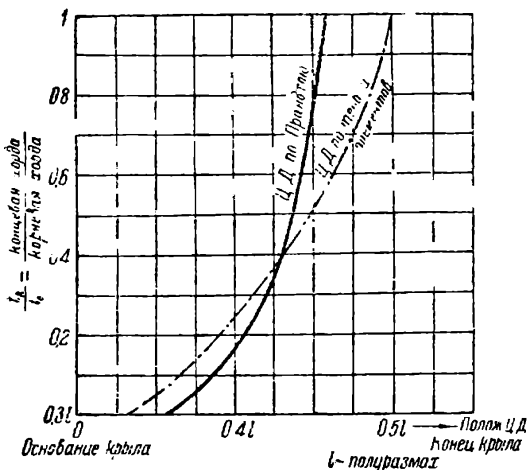


Рис. 3.

стоятельной работы элементов может дать иной раз существенные ошибки в оценке изгиба крыла.

На рис. 3 приведены кривые, дающие положение Ц.Д. по размаху крыла, для крыла, рассчитанного по теории элементов и по Прандтлю. Эти кривые относятся к трапециевидному неперекрученному крылу. Абсциссы кривых, дающие положение Ц.Д. в долях полуразмаха, позволяют

в прошлом параграфе, можно делать расчет либо:

1) В простейших случаях, считая нагрузку распределенной по нормам.

2) В случае перекрученных крыльев, крыльев переменной ширины и профиля учитывать нагрузку, исходя из известных законов теории индуктивного сопротивления по Прандтлю-Трефтицу.<sup>2</sup>

В данном параграфе мы намерены остановиться на последнем случае, так как первый достаточно освещен в ч. I.

Прежде чем переходить вплотную к этому вопросу, приведем примеры, показывающие, что теория само-

<sup>1</sup> В этом случае крыло в целом хорошо работает на все виды деформаций и используется как пустотелая балка, а потому может быть названо крылом „моноблок“. Если же стрингера и лонжероны играют второстепенную роль, а главную — обшивка, то крыло можно назвать „монокок“.

<sup>2</sup> См. Howard, The Journal of the Royal Aer. Society, № 184, 1926. Чесалов, Самолестроение, ЦАГИ № 42.

сравнивать изгибающие моменты у середины крыла, так как кривые построены в обоих случаях при одной и той же подъемной силе.

Кривые рис. 4 дают также изменение положения Ц.Д. по полуразмаху для такого же крыла, но перекрученного с углом атаки, меняющимся линейно по размаху. По оси ординат отложено отношение угла закручивания конца крыла к углу атаки у середины крыла, т. е.

$$\frac{\alpha_k - \alpha_0}{\alpha_0} = \psi,$$

где  $\alpha_k$  и  $\alpha_0$  — углы атаки соответственно на конце и середине крыла. При этом было  $t_k = 0,25t_0$ .

Кривые рис. 3 показывают, что лишь при  $\frac{t_k}{t_0} = 0,36$  обе теории дают один и тот же результат; для крыльев с  $\frac{t_k}{t_0} > 0,36$  теория элемента дает слишком большие изгибающие моменты, обратно при  $\frac{t_k}{t_0} < 0,36$  — слишком малые. Относительные погрешности — от +11 до -70%. Эти кривые построены для  $\frac{2l}{t_{cp}} = \lambda = 6$  и постоянны в пределах летных углов атаки, так как для незакрученного крыла закон распределения нагрузки по размаху не зависит от угла атаки (в пределах летных углов).

Кривые рис. 4 показывают, что теория элементов для закрученного крыла ( $\psi \neq 0$ ) дает для различных  $\psi$  различные результаты. По рис. 3 при  $\frac{t_k}{t_0} = 0,25$  Ц.Д. получается при  $\psi = 0$  по теории элемента

ближе к середине, чем по Прандтлю; однако для  $\frac{t_k}{t_0} = 0,85$  при  $\psi = 0$  Ц.Д. аналогично — дальше.<sup>1</sup> Большая разница в изгибающих моментах получается при  $\psi \leq -1,75$ , что соответствует отрицательным углам атаки концов крыла.

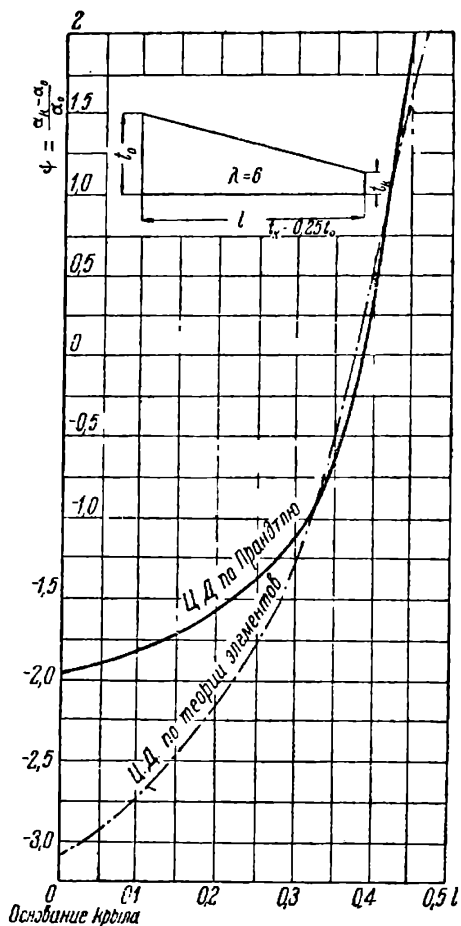


Рис. 4.

<sup>1</sup> См. упомянутую работу Howard'a.

Каждая пара кривых соответствует одному и тому же значению подъемной силы. Из этого видно, что теория элементов не всегда согласуется с более точными выводами.

Перейдем теперь к описанию самого метода, дающего возможность построить кривые нагрузки на крыло по размаху.

**Примечание.** Все нижеследующее относится ко всем случаям  $A_k, B_k, C_k$  и  $D_k$ , что касается случая  $E_k$ , то здесь уместно сделать следующее замечание.

В ч. I нами были приведены нормы нагрузки на крыло в случае  $E_k$ . Заметим, что, согласно произведенным в последнее время испытаниям на аэродроме, оказалось, что крылья не получали при посадках тех перегрузок, которые предписываются нормами, даже, наоборот, наблюдалось, что вплоть до самой остановки стрелка прогиба крыла была не вниз, а вверх.

В виду этого инж. Ш и ш к и н предлагает считать, что на крыло действуют при посадке не только его силы инерции, но и подъемная сила самолета, равная его весу, за исключением веса крыла, т. е. равная весу остова самолета —  $G_0$ .

Итак, по старым нормам считается, что на крыло при грубой посадке действует сила  $G_{кр} n_{ш}$ , где  $n_{ш}$  — коэффициент перегрузки на шасси.

Инж. Ш и ш к и н предлагает считать, что при ударе о землю на крыло будет действовать сила  $n_{ш} G_{кр} - G_0$  вниз, если  $n_{ш} G_{кр} > G_0$ .<sup>1</sup> Если ввести это требование в практику расчета, то консольная часть крыла при посадке облегчается и тем в большей степени, чем относительно легче само крыло. Наоборот, часть крыла с центропланом, заключающаяся между колесами, при посадке получит больший изгибающий момент из-за того, что консоль облегчена, а сосредоточенные силы, действующие на шасси (связанные с крылом), остаются без перемен.

Метод построения нагрузки на крыло по размаху основан на теории Трефтица;<sup>2</sup> с помощью этого метода согласно теории Прандтля можно найти аналитически непосредственно с любой степенью точности и кривую нагрузки (или пропорциональную ей циркуляцию  $j$ ) по размаху в килограммах на метр, а именно:

$$q = 2\rho v^2 (A_1 \sin \theta + A_3 \sin 3\theta + A_5 \sin 5\theta + A_7 \sin 7\theta) l = C_y \rho v^2 = j\rho v, \quad (1)$$

где  $\cos \theta = \frac{x}{l}$  ( $x$  — расстояние сечения до середины крыла,  $l$  — полуразмах

крыла),

$\rho$  — плотность воздуха,

$v$  — скорость воздуха;

постоянные отвлеченные числа  $A_1, A_3, A_5, A_7$  зависят лишь от формы крыла и аэродинамических свойств профиля (отдельных элементов).

Эти постоянные находятся из системы уравнений:

$$\sum_{n=1,3,5,7} \sin n\theta (\sin \theta + \mu) A_n = i_0 \sin \theta. \quad (2)$$

Здесь

$$\cos \theta = \frac{x}{l}, \quad \mu = \frac{\text{tg } \beta_0 \frac{l}{x}}{4l},$$

где  $\beta_0$  — угол наклона кривой  $C_{y_0}$  к оси углов атаки  $\alpha$  для бесконечно большого размаха крыла.

<sup>1</sup> См. Техника воздушного флота № 3, 1935 г., статья Ш и ш к и н а, Нагрузка крыла при посадке.

<sup>2</sup> См. вышеупомянутую статью Ховарда и материалы по аэродинамическому расчету самолетов, ЦАГИ, 1929, № 42. A Method of Calcul. the Caract. of Tapered wings, Glauret Rep. and Mem. № 824. В последнее время в расчетную практику начинает входить несколько более простой метод, разработанный Лотсом, см. вып. ЦАГИ 194, статья Солодкина.

Теоретически  $\operatorname{tg} \beta_0 = \pi$  независимо от профиля крыла; практически же, если учесть трение, это не совсем так, и  $\operatorname{tg} \beta_0$  бывает обычно меньше  $\pi$ . Эту величину  $\operatorname{tg} \beta_0$  можно легко найти, выполнив для данной поляры Лилиентала крыла перерасчет на  $\lambda = \infty$ ,<sup>1</sup> что можно сделать по ф-ле 3 (§ 3) либо построением кривой (прямой)  $C_{y_0} = f(\alpha)$ ;  $t_x$  — длина хорды на расстоянии  $x$  от середины;  $i_0 = \frac{1}{2} C_{y_0} \frac{t_x}{l}$  (циркуляция для данного элемента сечения равна  $j_0 = C_{y_0} t_x v$ );  $C_{y_0}$  соответствует углу атаки при  $\lambda = \infty$ .

Если уравнение (2) напишем для различных значений  $x$  столько раз, сколько неизвестных коэффициентов  $A_n$ , получим систему уравнений, из которой все эти  $A_n$  легко могут быть вычислены.<sup>2</sup>

Практика показала, что вполне достаточно взять 4 коэффициента  $A_n$  и, следовательно, их значения найти из 4 уравнений для 4 сечений, соответствующих  $\theta_I = 22,5^\circ$ ;  $\theta_{II} = 45^\circ$ ;  $\theta_{III} = 67,5^\circ$ ;  $\theta_{IV} = 90^\circ$ , т. е. для абсцисс  $x_I = 0,924l$ ,  $x_{II} = 0,707l$ ,  $x_{III} = 0,383l$ ,  $x_{IV} = 0$  (рис. 5).

Уравнения (2) при этом примут вид:

$$\begin{aligned} 0,383 (\mu_1 + 0,383) A_1 + 0,924 (3\mu_1 + 0,383) A_3 + 0,924 (5\mu_1 + 0,383) A_5 + 0,383 (7\mu_1 + 0,383) A_7 &= 0,383 i_{01} \\ 0,707 (\mu_2 + 0,707) A_1 + 0,707 (3\mu_2 + 0,707) A_3 - 0,707 (5\mu_2 + 0,707) A_5 - 0,707 (7\mu_2 + 0,707) A_7 &= 0,707 i_{02} \\ 0,924 (\mu_3 + 0,924) A_1 - 0,383 (3\mu_3 + 0,924) A_3 - 0,383 (5\mu_3 + 0,924) A_5 + 0,924 (7\mu_3 + 0,924) A_7 &= 0,924 i_{03} \\ (\mu_4 + 1) A_1 - (3\mu_4 + 1) A_3 + (5\mu_4 + 1) A_5 - (7\mu_4 + 1) A_7 &= i_{04} \end{aligned} \quad (3)$$

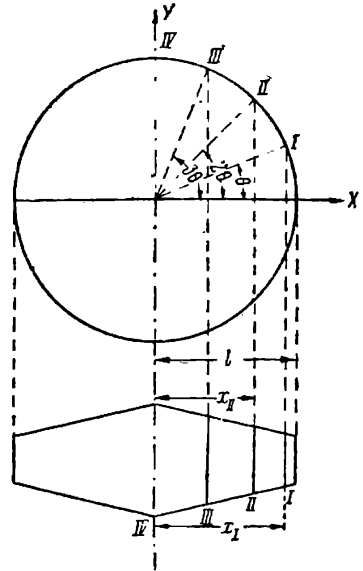


Рис. 5.

<sup>1</sup> По Бреге для любого  $\lambda$   $\operatorname{tg} \beta = \frac{2,86}{1 + \frac{2,25}{\lambda}}$ , где  $\lambda$  — относительный размах;  $\operatorname{tg} \beta_0 = \pi$

можно далее найти по ф-ле (3) § 3.

(См. Курицкес, Продольная устойчивость самолета.)

Построение кривой  $C_{y_0} = f(\alpha)$  при  $\lambda = \infty$  можно сделать, имея для данного профиля и размаха  $\lambda$  результаты продувки, которые позволяют построить сразу  $C_y = f(\alpha)$ . Если для последней кривой, не меняя ординат  $C_y$ , уменьшить абсциссы  $\alpha$  на  $\Delta\alpha = \frac{k_1}{\lambda}$ ,  $C_y$ , где  $k_1$  — коэффициент, зависящий от формы крыла в плане и находится в пределах  $0,637 \leq k_1 \leq 0,750$  (см. напр. Чесалов, „Самолетостроение“, стр. 19), и построить для новых абсцисс  $\alpha_0 = \alpha - \Delta\alpha$  те же ординаты  $C_{y_0} = C_y$ , то и получим искомую характеристику при  $\lambda = \infty$  для  $C_{y_0} = f(\alpha_0)$ .

<sup>2</sup> Принятые здесь коэффициенты  $A_n$  отличаются от принятых у Чесалова множителем  $lv$ , где  $l$  — полуразмах.

В этих уравнениях таким образом величины  $\mu$  и  $i_0$  являются функциями  $x$ , если крыло в плане переменной ширины (изменяется  $t_x$ );  $i_0$  кроме того может зависеть от угла атаки, если крыло переменного угла атаки (изменяется  $C_{y_0}$ ); наконец  $\mu$  и  $i_0$  могут меняться по размаху также в том случае, если крыло переменного профиля (изменяются  $t_x$ ,  $C_{y_0}$  и  $\beta_0$ ).

Таким образом, решая систему (3), получим для  $A_1 \dots A_7$  какие-то решения. Найдя их, далее вычисляем распределение нагрузки  $q$ , подставляя их значение  $A_1 \dots A_7$  в формулу (1).

Зная  $q$ , интегрированием по размаху ( $dx = l \sin \theta d\theta$ ) найдем срезы-вающую силу  $Q_y$  в любом сечении:

$$Q_y = \int_x^l q dx = 2\rho v^2 l^2 \int_0^\theta (A_1 \sin \theta + A_3 \sin 3\theta + A_5 \sin 5\theta + A_7 \sin 7\theta) \sin \theta d\theta;$$

$$Q_y = 2\rho v^2 l^2 \left( A_1 \frac{\theta}{2} + \frac{A_3 - A_1}{4} \sin 2\theta + \frac{A_5 - A_3}{8} \sin 4\theta + \frac{A_7 - A_5}{12} \sin 6\theta - \frac{A_7}{16} \sin 8\theta \right). \quad (4)$$

Срезающая сила на одно полукрыло ( $\theta = \frac{\pi}{2}$ ;  $Q_y = \frac{R_y}{2}$ )

$$\frac{R_y}{2} = \frac{\pi l^2}{2} \rho v^2 A_1.$$

Изгибающий момент в любом сечении находим, интегрируя уравнение (4):

$$M_x = 2\rho v^2 l^3 \left( -\frac{1}{2} A_1 \theta \cos \theta + \frac{3A_1 + A_3}{8} \sin \theta + \frac{2A_1 - 3A_3 + A_5}{48} \sin 3\theta + \frac{3A_3 - 5A_5 + 2A_7}{240} \sin 5\theta + \frac{4A_5 - 7A_7}{672} \sin 7\theta + \frac{A_7}{288} \sin 9\theta \right); \quad (5)$$

изгибающий момент у основания крыла ( $x = 0$ ;  $\theta = \frac{\pi}{2}$ ):

$$M_x = 2l^3 \rho v^2 \left( \frac{A_1}{3} + \frac{A_3}{5} - \frac{A_5}{21} + \frac{A_7}{45} \right). \quad (6)$$

В дальнейшем нам понадобится для некоторого сечения шириной  $\Delta x$  скручивающий момент  $\Delta m$  относительно некоторой оси крыла, лежащей на расстоянии  $\eta$  от ребра атаки (рис. 6):

$$\Delta m = (C_m t_x - C_n \eta) t_x \rho v^2 \Delta x \approx \left( C_m - C_y \frac{\eta}{t_x} \right) t_x^2 \rho v^2 \Delta x.$$

Если  $C_m$  линейно зависит от  $C_y$  (что в большинстве случаев имеет место), т. е.  $C_m = C_{m_0} + k C_y$ , то

$$\Delta m = \left[ C_{m_0} + C_y \left( k - \frac{\eta}{t_x} \right) \right] t_x^2 \rho v^2 \Delta x.$$