

**В. Столбов**

**Самолетостроение последних  
лет**

**Часть 1. Улучшения  
аэродинамики самолетов**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 656  
ББК 39.1  
В11

В11 **В. Столбов**  
Самолетостроение последних лет: Часть 1. Улучшения аэродинамики самолетов / В. Столбов – М.: Книга по Требованию, 2013. – 376 с.

**ISBN 978-5-458-37539-9**

**ISBN 978-5-458-37539-9**

© Издание на русском языке, оформление  
«YOYO Media», 2013

© Издание на русском языке, оцифровка,  
«Книга по Требованию», 2013

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](http://www.samizday.ru/reprint)



ОТДЕЛ I

СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ  
ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛЬЕВ



---

---

## ВВЕДЕНИЕ

Развитие современных скоростных самолетов приводит к использованию средних и тонких профилей, почти симметричных, обладающих поэтому высоким аэродинамическим качеством ( $C_y/C_x$ ) и сравнительно низким максимальным коэффициентом подъемной силы  $C_{y_{\max}}$  (0,6—0,7). Обе эти данные значительно ухудшают посадку, так как, с одной стороны, они обуславливают слишком малый угол планирования (как известно, качество  $K = \text{ctg } \theta$ ), что затрудняет подход к небольшим аэродромам, а с другой — слишком большую и поэтому опасную посадочную скорость. Уменьшение же посадочной скорости в свою очередь сильно ограничивает возможность получения больших скоростей полета.

Значение максимальной скорости  $V_{\max}$  определяют из основных условий горизонтального полета:

$$N_m = \frac{QV_{\max}}{\eta \cdot 75} = \frac{\rho C_x S V_{\max}^3}{\eta \cdot 75},$$

откуда

$$V_{\max} = \sqrt[3]{\frac{75 \eta N_m}{\rho C_x S}}. \quad (1)$$

Формула посадочной скорости, как известно, имеет вид:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{\sigma}{\rho C_{y_{\max}} S}}. \quad (2)$$

В этих формулах:  $\sigma$  — вес самолета;  $\rho$  — плотность воздуха;  $C_y$  — коэффициент подъемной силы крыла;  $C_x$  — коэффициент лобового сопротивления самолета;  $S$  — площадь крыльев самолета;  $V$  — скорость полета;  $Q$  — лобовое сопротивление самолета;  $N_m$  — мощность мотора;  $\eta$  — коэффициент полезного действия винта.

Из формулы (1) видно, что  $V_{\max}$  будет тем больше, чем больше мощность мотора  $N_m$ , чем больше коэффициент полезного действия винта  $\eta$ , чем меньше плотность воздуха  $\rho$ , чем меньше сопротивление самолета, характеризующееся коэффициентом  $C_x$ , и чем меньше площадь крыльев  $S$ .

Из формулы (2) вытекает, что при уменьшении величины  $S$  увеличивается посадочная скорость.

Отсюда появилась идея создать такой самолет, у которого площадь крыльев могла бы меняться: увеличиваться при посадке и уменьшаться при полете на максимальной скорости.

Первые попытки создания самолетов с большим диапазоном скоростей, т. е. с большим отношением  $V_{\max}/V_{\text{пос}}$ , были связаны с конструкциями, позволяющими изменять площадь крыльев в полете по желанию летчика. Принципиальное решение этого вопроса весьма просто, однако практическое его осуществление встретило ряд конструктивных затруднений.

Другое решение вопроса идет по линии уменьшения  $V_{\text{пос}}$  не увеличением площади крыльев при посадке, а увеличением  $C_{y_{\max}}$  при сохранении сравнительно небольшой площади, выгодной для получения  $V_{\max}$ .

Для увеличения  $C_{y_{\max}}$  применяются следующие способы: 1) разрезные крылья, 2) щитки-закрылки разных типов, 3) управление пограничным слоем.

Кроме указанных способов, для увеличения  $C_{y_{\max}}$  были сделаны попытки применения крыльев с изменяемым в полете профилем — сильно изогнутого на симметричный. Однако этот способ оказался наименее эффективным по сравнению с перечисленными и к тому же более сложным. Поэтому в настоящее время не применяется изменение  $C_{y_{\max}}$  только за счет изменения профиля; этот способ используется в комбинации с другими.

---



---

---

## ГЛАВА ПЕРВАЯ

### ИЗМЕНЕНИЕ ПЛОЩАДИ КРЫЛЬЕВ

Наиболее известными способами изменения площади крыльев являются: 1) изменение площади увеличением размаха крыла, 2) изменение площади изменением хорды крыла и 3) превращение моноплана в биплан.

Не приводя всех способов изменения площади крыльев, рассмотрим лишь конструкции, испытанные практически и давшие более или менее положительные результаты.

К первой группе относятся самолет Махонина с выдвигающимися по размаху крыльями и самолет Кон Эллингстона (Con Ellingston).

Ко второй группе, наиболее многочисленной, относятся самолеты Шмейдлера, Жерена и Бакшаева.

К третьей группе относятся самолеты Медведева и Струпа.

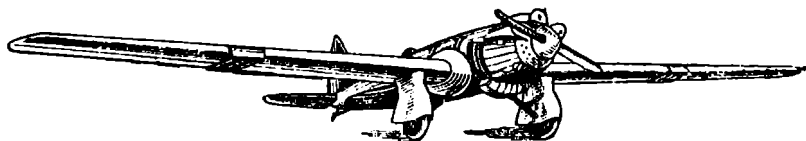
#### 1. Изменение площади раздвижением крыльев по размаху

Самолет Махонина (фиг. 1 и 2), построенный в 1931 г. во Франции, представляет собою свободнонесущий моноплан, крыло которого состоит из трех частей: неподвижного центроплана и двух консолей, телескопически входящих в центроплан. Центроплан — металлический, а консоли — деревянные, нормальной двухлонжеронной конструкции.

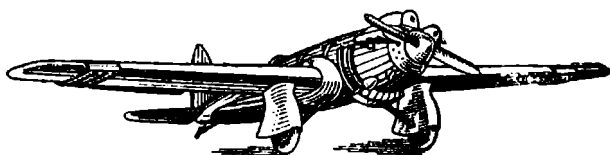
Консоли выдвигаются и вдвижутся по специальным направляющим кремальерным механизмом (фиг. 3), приводящимся в действие штурвалом, находящимся в кабине летчика.

На концах консолей имеются ролики для передачи нагрузок на металлическую коробчатую балку, по кото-

рой они скользят. Другие ролики, облегчающие прохождение консолей, помещены на концах центроплана.

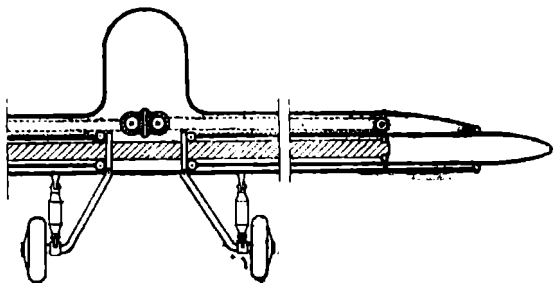


Фиг. 1. Самолет Махонина с раздвинутым крылом



Фиг. 2. Самолет Махонина с убраным крылом

Размах крыла данного самолета изменяется с 13 до 21 м, а площадь — с 19 до 33 м<sup>2</sup>, т. е. площадь увеличивается на 73%. На самолете установлен мотор мощностью 480 л. с.



Фиг. 3. Схема механизма раздвигания крыла самолета Махонина

Вес пустого самолета — 2350 кг, проектный полетный вес — 5000 кг, т. е. нагрузка на 1 м<sup>2</sup> крыла меняется со 151,5 до 261,5 кг/м<sup>2</sup>, что соответствует посадочным скоростям 145 и 190 км/час. Иначе говоря, посадка при весе 5000 кг невозможна. Реальный полетный вес оказался 2500—2700 кг, с посадочной скоростью при раз-

внутрь крыльях — 100—107 км/час, на которой самолет летит, поднимаясь с полезной нагрузкой 300 кг, причем в полете крылья были втянуты.

Самолет Махонина по сравнению с нормальным самолетом (без механизации крыла), имеющим площадь крыльев 33 м<sup>2</sup> и полетный вес не больше 2500 кг, при весе конструкции, не превышающем 1500 кг, утяжелен на 850 кг, т. е. на 57%.

Максимальная скорость при уменьшенной площади крыла, согласно формуле  $V_{ум} = V_n \sqrt[3]{\frac{2}{1 + \frac{S_{ум}}{S_n}}}$ , увели-

чивается на  $\sqrt[3]{\frac{2}{1 + \frac{19}{33}}} = \sqrt[3]{1,27} \approx 1,08$ , т. е. на 8%.

Вывод этой формулы может быть сделан на основании следующих соображений.

Сравнивая значения максимальных скоростей [формула (1)] для крыла с уменьшенной площадью ( $V_{ум}$ ) и для крыла с нормальной площадью ( $V_n$ ), получим отношение:

$$\frac{V_{ум}}{V_n} = \sqrt[3]{\frac{S_n C_{x_n}}{S_{ум} C_{x_{ум}}}}, \quad (a)$$

и

$$C_{x_n} = C_{x_{н.кр}} + C_{x_{вр.н}}$$

и

$$C_{x_{ум}} = C_{x_{ум.кр}} + C_{x_{вр.ум}}$$

Принимая для простоты

$$C_{x_{н.кр}} = C_{x_{ум.кр}} = C_{x_{кр}}$$

и пренебрегая при этом изменением индуктивного сопротивления, имеющего малую величину при  $V_{max}$ , и учитывая, что

$$\frac{C_{x_{вр.ум}}}{C_{x_{вр.н}}} = \frac{S_n}{S_{ум}},$$

так как

$$C_{x_{вр.ум}} = \frac{\sum C'_x S'_i}{S_{кр.ум}} \quad \text{и} \quad C_{x_{вр.н}} = \frac{\sum C'_x S'_i}{S_{кр.н}},$$

получим:

$$\frac{C_{xн}}{C_{xум}} = \frac{C_{xн.кр} + C_{xвр.н}}{C_{xум.кр} + C_{xвр.н} \frac{S_n}{S_{ум}}} = \frac{C_{xкр} + C_{xкр} \frac{S_n}{S_{ум}}}{C_{xкр} \left( 1 + \frac{S_n}{S_{ум}} \right)}$$

или

$$\frac{C_{xн}}{C_{xум}} = \frac{2}{1 + \frac{S_n}{S_{ум}}}$$

Подставляя полученную величину  $\frac{C_{xн}}{C_{xум}}$  в уравнение (а), имеем:

$$\frac{V_{ум}}{V_n} = \sqrt[3]{\frac{S_n}{S_{ум}} \cdot \frac{2}{1 + \frac{S_n}{S_{ум}}}}$$

или

$$V_{ум} = V_n \sqrt[3]{\frac{2}{1 + \frac{S_{ум}}{S_n}}} \quad (b)$$

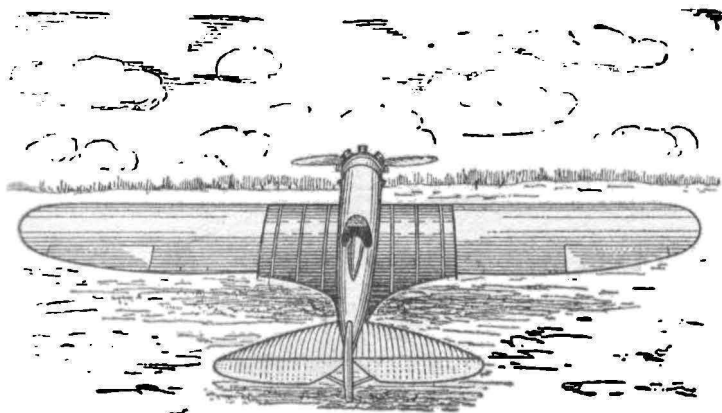
Отсюда получаем вывод, что подобное решение вопроса вряд ли выгодно.

Тем не менее идея изменения площади крыла изменением размаха еще находит своих приверженцев, что видно хотя бы из факта появления в конце 1938 г. сведений о начале летных испытаний самолета Кон Эллингстона „Спешиел“ в Америке.

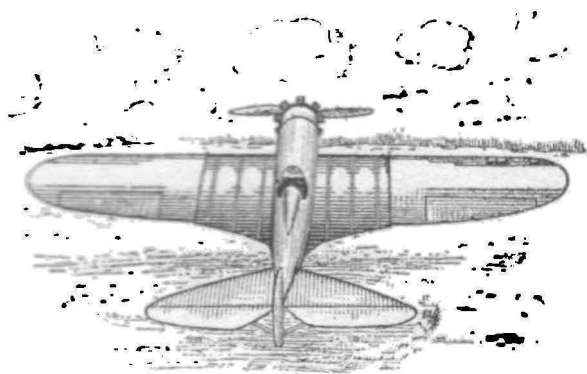
Самолет Кон Эллингстона имеет крыло с площадью, изменяемой по размаху (фиг. 4 и 5). Размах изменяется с 7,3 до 9,77 м, а площадь — с 12,7 до 17,7 м<sup>2</sup>, т. е. на 40%. На самолете установлен мотор Ле-Блонд, мощностью 90 л. с. Вес пустого самолета — 423 кг, что можно считать превышающим пустой вес современных самолетов того же назначения примерно на 100 кг, или на 31%. Посадочная скорость — 61 км/час. Расчетная максимальная скорость, с выдвинутыми крыльями и неубранном шасси, — 177 км/час; при уменьшенной площади

крыльев и убранном шасси максимальная скорость — 265 км/час.

Повидимому, цифры эти являются расчетными и объясняются большим сопротивлением выпущенного шасси,



Фиг. 4. Самолет Кон Эллингстона с раздвинутым крылом



Фиг. 5. Самолет Кон Эллингстона с убраным крылом

разлики для него в крыльях и т. д. или же рекламными, так как получить 265 км/час вместо 177 при уменьшении площади на 40% и убранном шасси вряд ли удастся. Уменьшение площади может дать увеличение  $V_{\max}$  только

на 5%, т. е. на 9 км/час, остальное увеличение скорости, равное 79 км/час, на рассматриваемом самолете вряд ли возможно получить. Летные испытания должны показать истинные скорости самолета.

Основной идеей при выдвигании крыльев по размаху является, во-первых, сохранение неизменного положения центра давления крыла, т. е. сохранение продольной устойчивости, и, во-вторых, улучшение аэродинамики самолета с увеличенной площадью благодаря повышению удлинения крыла, позволяющего получать лучший взлет, скороподъемность, потолок и дальность. Недостатками такой конструкции являются большой вес и сложность.

## 2. Изменение площади крыльев изменением хорды крыла

Самолет Шмейдлера — свободнонесущий высокоплан выпущенный в 1935 г. в Германии. На самолете изменение площади крыла на 34% основной величины достигается выдвиганием назад трапецевидной подвижной части крыла (фиг. 6), расположенной под задней частью основного крыла. При этом, кроме изменения площади, происходит изменение профиля крыла и образуется щель (фиг. 7), что вместе взятое увеличивает подъемную силу при посадке на 90%. Это увеличение подъемной силы уменьшает посадочную скорость с 88 до 63,6 км/час, т. е. на 27,5%, и сокращает разбег самолета со 140 до 70 м, т. е. на 50%.

Максимальная скорость при увеличении площади крыла уменьшается со 160 до 140 км/час, а потолок увеличивается с 2930 до 3490 м. Конструкция отличается простотой и малым весом. Увеличение веса самолета на 35 кг при  $G_{\text{пол}} = 495$  кг и  $G_{\text{пуст}} = 380$  кг составляет 7,1% от полетного веса и 9,25% от веса конструкции самолета.

Механизм вдвигания и выдвигания подвижной части крыла (фиг. 7) состоит из зубчатой рейки, прикрепленной к нижней поверхности короткой стороны подвижной части крыла, имеющей вид трапеции. Рейка связана с шестерней, сидящей на валу, проходящем сквозь фюзеляж к другому крылу. Ось с шестернями вращается цепной передачей от штурвала, поставленного около сиденья летчика. Вра-