

Е.Е. Солодкин

**Влияние формы
монопланного крыла на его
аэродинамические
характеристики**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 53
ББК 22.3
Е11

Е11 **Е.Е. Солодкин**
Влияние формы монопланного крыла на его аэродинамические характеристики / Е.Е. Солодкин – М.: Книга по Требованию, 2013. – 59 с.

ISBN 978-5-458-32137-2

ISBN 978-5-458-32137-2

© 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 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

Приступая к анализу влияния формы крыла на его аэродинамические характеристики, следует указать, что последние не являются единственным критерием при выборе той или иной формы крыла. Наряду с аэродинамическими характеристиками данной формы крыла не менее важную роль играют конструктивные преимущества и выгодность ее в смысле прочности. К сожалению, конструкция, выгодная в смысле аэродинамики, обладает в большинстве случаев существенными недостатками в смысле прочности и наоборот. Задача конструктора заключается в том, чтобы найти такую форму крыла, которая по возможности рационально сочетала бы оба необходимые свойства.

В настоящей работе мы ограничимся анализом влияния формы крыла на аэродинамические характеристики. Вместе с тем, насколько позволит располагаемый материал, нами будут сделаны некоторые выводы относительно других важных свойств той или иной формы крыла. Анализ полученного материала будет проведен, главным образом, для выяснения влияния формы крыла на следующие три характеристики:

1) индуктивное сопротивление, зависящее, как известно, от распределения циркуляции по размаху и минимум которого получается при эллиптическом распределении;

2) демфирующее свойство крыла относительно продольной оси, зависящее от распределения истинного угла атаки по размаху и которое сохраняется, если при возрастании угла атаки сохраняется приращение подъемной силы на концах крыла;

3) устойчивость относительно поперечной оси (момент тангажа), которая при заданной подъемной силе зависит исключительно от стреловидности крыла в плане (во второй части).

Ход расчета

Расчет крыла по методу I. Lotz подробно изложен в указанной выше работе автора. Здесь будет приведен только ход расчета, который в основном состоит в следующем.

Требуется определить циркуляцию, заданную интегральным уравнением:

$$\Gamma = a_0 b V \left[\alpha - \frac{1}{4\pi V} \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} \frac{d\Gamma}{dz} \cdot \frac{dz}{z - z_1} \right]$$

или представленную в несколько ином виде:

$$\alpha = \frac{1}{4\pi V} \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} \frac{d\Gamma}{dz} \cdot \frac{dz}{z - z_1} + \frac{\Gamma}{a_0 b V}. \quad (1)$$

После подстановки:

$$z = -\frac{l}{2} \cos \theta \text{ и } \Gamma = a_0 \bar{b} V \sum A_n \sin n\theta$$

уравнение (1) принимает вид:

$$\alpha \sin \theta = \frac{\bar{b}}{b} \sin \theta \sum A_n \sin n\theta + \bar{\mu} \sum n A_n \sin n\theta. \quad (2)$$

Для анализа влияния угла атаки в ряд Фурье раскладывается функция:

$$\alpha \sin \theta = \sum B_n \sin n\theta.$$

Для анализа влияния очертания крыла в плане в ряд Фурье раскладывается функция:

$$\frac{\bar{b}}{b} \sin \theta = \sum C_{2k} \cos 2k\theta,$$

тогда уравнение (2) представится:

$$\sum B_n \sin n\theta = \sum A_n \sin n\theta \sum C_{2k} \cos 2k\theta + \bar{\mu} \sum n A_n \sin n\theta.$$

Сравнивая коэффициенты при синусах одинаковых дуг, получаем систему линейных уравнений для определения неизвестных A_n :

$$\begin{aligned} \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_2) + \bar{\mu} \right] A_1 &= B_1 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_4) A_3 - (C_4 - C_6) A_5 - (C_6 - C_8) A_7 \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_4) + 2\bar{\mu} \right] A_2 &= B_2 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_6) A_4 - (C_4 - C_8) A_6 - (C_6 - C_{10}) A_8 \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_6) + 3\bar{\mu} \right] A_3 &= B_3 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_4) A_1 - (C_2 - C_8) A_5 - (C_4 - C_{10}) A_7 \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_8) + 4\bar{\mu} \right] A_4 &= B_4 - \frac{1}{2} \left[(C_2 - C_6) A_2 - (C_2 - C_{10}) A_6 - (C_4 - C_{12}) A_8 \dots \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{10}) + 5\bar{\mu} \right] A_5 &= B_5 - \frac{1}{2} \left[(C_4 - C_6) A_1 - (C_2 - C_8) A_3 - (C_2 - C_{12}) A_7 \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{12}) + 6\bar{\mu} \right] A_6 &= B_6 - \frac{1}{2} \left[(C_4 - C_8) A_2 - (C_2 - C_{10}) A_4 - (C_2 - C_{14}) A_8 \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{14}) + 7\bar{\mu} \right] A_7 &= B_7 - \frac{1}{2} \left[(C_6 - C_8) A_1 - (C_4 - C_{10}) A_3 - (C_2 - C_{12}) A_5 \right] \\ \left[\frac{1}{2} (C_0 - C_{16}) + 8\bar{\mu} \right] A_8 &= B_8 - \frac{1}{2} \left[(C_6 - C_{10}) A_2 - (C_4 - C_{12}) A_4 - (C_2 - C_{14}) A_6 \right] \end{aligned} \quad (3)$$

Так как расчет мы будем вести для крыльев с углом атаки симметричным относительно середины, поэтому в дальнейшем воспользуемся только нечетной системой.

Чтобы получить хорошее приближение для аэродинамических характеристик крыла, с достаточной для практики точностью, можно ограничиться первыми четырьмя коэффициентами A_n , поэтому во всех случаях мы ограничились решением системы четырех линейных уравнений.

Определив величины B_n и C_{2k} , решение системы ведем методом последовательных приближений (итераций).

В первой части мы ограничимся расчетом крыла с постоянным углом атаки по размаху:

$$\alpha = \bar{\alpha} = \text{const},$$

поэтому

$$B_n = \frac{4}{\pi} \bar{\alpha} \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sin \theta \cdot \sin n\theta d\theta = \begin{cases} \bar{\alpha} & \text{при } n = 1 \\ 0 & \text{при } n \neq 1. \end{cases}$$

Что же касается коэффициентов C_{2k} , то они принимают различные значения в зависимости от формы крыла в плане.

В указанной выше работе автора вычислены и представлены в виде таблиц и графиков значения коэффициентов C_{2k} для некоторых форм крыльев, которые в дальнейшем будут использованы нами для расчета.

Выбор параметров и объем исследования

Расчет производился для прямоугольных, трапецевидных и трапецевидных с прямоугольным центропланом крыльев (см. приложение 1).

В качестве основных параметров выбраны: удлинение $\lambda = \frac{l^2}{S}$; коэффициент сужения $\xi = \frac{\bar{b} - b_e}{\bar{b}}$ и относительная длина центроплана $\frac{2l_c}{l}$.

Величина $a_0 = \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_\infty$ — наклон коэффициента подъемной силы для профиля в плоскопараллельном потоке; в отличие от теоретического значения $a_0 = \pi$ принята равной 2,8 — значение очень близкое для большинства современных профилей. В случае, если a_0 имеет другое значение, легко показать, что вместо удлинения λ в расчет войдет «эквивалентное удлинение»:

$$\lambda_{\text{экр}} = \frac{a_0}{2,8}$$

Действительно, величина a_0 совместно с удлинением крыла λ входит в величину $\bar{\mu} = \frac{a_0 \bar{b}}{2l} = \frac{a_0}{k\lambda}$, где k — величина, зависящая от очертания крыла в плане (см. приложение 1).

Чтобы сохранить величину $\bar{\mu}$ при изменении величины a_0 , придется соответственно изменить значение удлинения λ из следующего соотношения:

$$\bar{\mu} = \frac{a_0'}{k\lambda'} = \frac{a_0''}{k\lambda''},$$

откуда:

$$\lambda'' = \frac{a_0''}{a_0'} \lambda'$$

или в нашем случае

$$\lambda_{\text{экр}} = \frac{a_0}{2,8} \lambda.$$

Для всех вариантов было подсчитано (см. приложение 2):

1. Распределение циркуляции по размаху:

$$\Gamma = a_0 \bar{b} V \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

Так как $\frac{dP}{dz} = \rho V \Gamma$ имеем также распределение подъемной силы по размаху:

$$\frac{dP}{dz} = \rho V^2 a_0 \bar{b} \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

2. Распределение истинного угла атаки по размаху:

$$\alpha' = \frac{\Gamma}{a_0 b V} = \frac{\bar{b}}{b} \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

Так как $C_y = a_0 \alpha'$ имеем также распределение C_y по размаху:

$$C_y = a_0 \alpha' = \frac{\bar{b}}{b} a_0 \bar{\alpha} \sum A_n \sin n\theta.$$

В каждом сечении крыла сумма истинного и индуктивного углов атаки равна геометрическому углу атаки:

$$\bar{\alpha} = \alpha' + \alpha_i,$$

поэтому имеем распределение индуктивного угла атаки по размаху:

$$\alpha_i = \bar{\alpha} - \alpha' = \bar{\alpha} \left[1 - \frac{\bar{b}}{b} \sum A_n \sin n\theta \right]$$

3. Распределение индуктивного сопротивления по размаху будет:

$$- \frac{d\theta_i}{dz} = \frac{dP}{dz} \alpha_i = \rho V^2 a_0 \bar{b} \bar{\alpha}^2 \sum A_n \sin n\theta \left[1 - \frac{\bar{b}}{b} \sum A_n \sin n\theta \right].$$

Точно так же подсчитаны следующие величины.

4. Отношение индуктивного сопротивления данной формы крыла (при заданной подъемной силе) к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла, т. е. к минимальному индуктивному сопротивлению:

$$N = \frac{Q_i}{Q_{i \text{ эл}}} = \frac{\sum n A_n^2}{A_1^2}$$

5. Отношение среднего индуктивного угла атаки данного крыла к индуктивному углу атаки эллиптического крыла, имеющего ту же подъемную силу:

$$T = \frac{\alpha_{i \text{ ср}}}{\alpha_{i \text{ эл}}} = \frac{\sum A_n}{A_1}.$$

Прямоугольные крылья

Расчет прямоугольных крыльев производился для пяти значений удлинения:

$$\lambda = 6; 8; 10; 12; 14.$$

Численные значения коэффициентов $\frac{A_n}{\alpha}$ представлены в табл. 1—3 и на фиг. 68—71 (см. приложение 3).

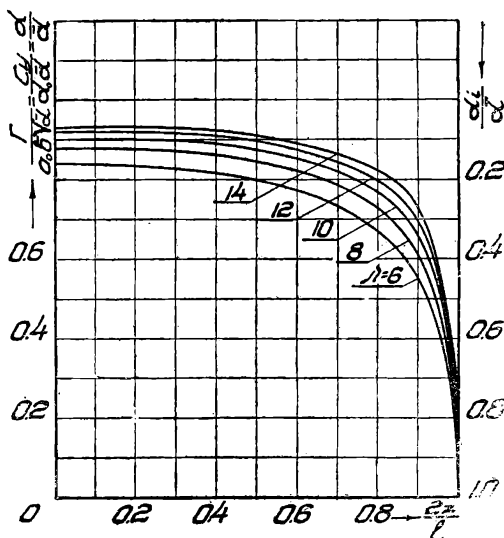
На фиг. 2 представлено распределение циркуляции по размаху крыла при различных значениях величины удлинения λ в отвлеченной форме: $\frac{\Gamma}{a_0 b V \alpha}$.

Приращение полной подъемной силы крыла с увеличением удлинения уменьшается. Можно ожидать, что дальнейшее увеличение λ практически мало отразится на величине полной подъемной силы крыла.



Фиг. 1.

На этой же фигуре представлено распределение истинного угла атаки по размаху крыла в виде $\frac{\alpha'}{\alpha}$, коэффициента C_v в виде $\frac{C_v}{a_0 \alpha}$ и индуктивного угла атаки в виде $\frac{\alpha_i}{\alpha}$.



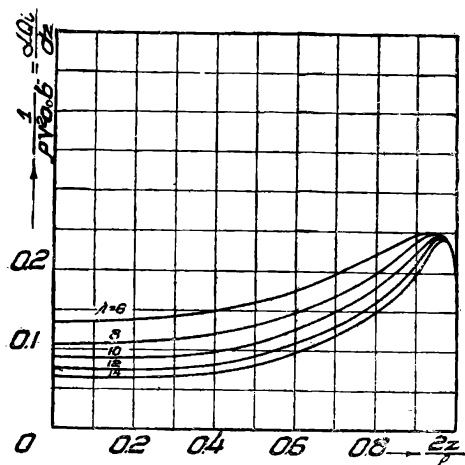
Фиг. 2.

В смысле устойчивости обтекания концов крыла прямоугольная форма очень благоприятна. Максимальное значение истинного угла атаки находится в середине крыла и равномерно уменьшается к концам. Кроме того все сечения крыла работают при одинаковых числах Рейнольдса, поэтому нет опасности срыва потока с концов крыла.

На фиг. 3 представлено распределение индуктивного сопротивления по размаху крыла в отвлеченной форме: $\frac{1}{\rho V^2 a_0 b \alpha^2} \cdot \frac{dQ_i}{dz}$

Максимум сопротивления находится на конце крыла, причем имеет почти одно и то же значение для всех удлинений.

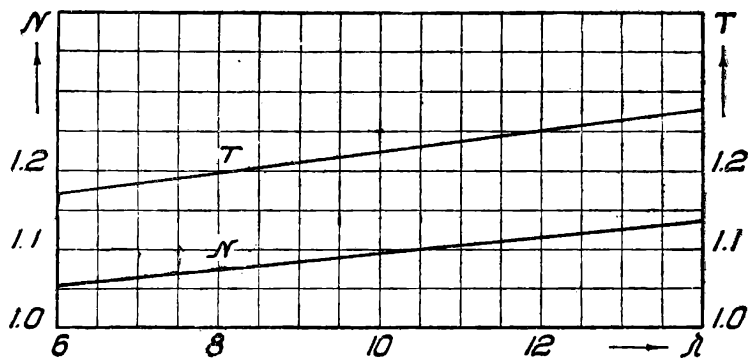
На фиг. 4 в зависимости от удлинения представлена величина N —отношение индуктивного сопротивления прямоугольного крыла (при заданной подъемной силе) к индуктивному сопротивлению эллиптического крыла.



Фиг. 3.

Величины N и λ связаны между собой линейной зависимостью, которая при выбранном нами значении $a_0 = 2,8$ может быть выражена аналитически следующим образом:

$$N = 0,995 + 0,010\lambda.$$



Фиг. 4.

На той же фигуре в зависимости от удлинения представлена величина T —отношение среднего индуктивного угла атаки прямоугольного крыла к индуктивному углу атаки эллиптического крыла, имеющего ту же подъемную силу.

Величины T и λ связаны также между собою линейной зависимостью, которая при $a_0 = 2,8$ может быть выражена аналитически:

$$T = 1,10 + 0,0125 \lambda.$$

Выводы

Прямоугольное крыло, будучи благоприятным в строительном отношении, благодаря простоте своего очертания, обладает рядом недостатков как в отношении прочности, так и в аэродинамическом отношении.

Распределение подъемной силы у прямоугольного крыла вызывает большие изгибающие моменты вдоль размаха и тем самым утяжеляет вес конструкции.

Распределение циркуляции сильно отличается от эллиптического, поэтому индуктивное сопротивление прямоугольного крыла выше минимального индуктивного сопротивления (при заданной подъемной силе) для применяемых на практике удлинений на 5—7%.

Единственным преимуществом является демпфирующее свойство такой формы крыла относительно продольной оси. Максимальное значение истинного угла атаки находится в середине крыла, поэтому на больших углах атаки нет опасности срыва потока с концов крыла.

Этим же, очевидно, объясняется, что крыло прямоугольной формы лучше работает в закритической области и легче поддается улучшению при помощи дополнительных средств, как-то: концевые предкрылки и др. для сохранения устойчивости в закритической области.

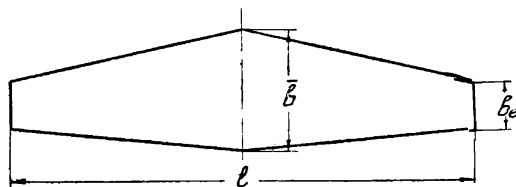
Трапецевидные крылья

Расчет трапецевидных крыльев производился для трех значений удлинения:

$$\lambda = 6; 10; 14;$$

и четырех значений коэффициента сужения.

$$\xi = 0,2; 0,4; 0,6; 0,8.$$



Фиг. 5.

Численные значения коэффициентов $\frac{A_n}{\alpha}$ в зависимости от величины ξ при различных λ представлены в табл. 1—3 и на фиг. 68—71 (см. приложение 3).

На фиг. 6, 7, 8 представлено распределение циркуляции по размаху крыла в виде отношения: $\frac{\Gamma}{a_0 b_m V_\infty}$, где $b_m = \frac{S}{l}$ — средняя хорда крыла.

Последняя выбрана из тех соображений, что она имеет одно и то же значение для всех крыльев с одинаковым улучшением.

Чтобы перейти к величине циркуляции, отнесенной к максимальной хорде, к которой обычно относят все аэродинамические характеристики, численное значение $\frac{\Gamma}{a_0 b_m V \alpha}$ нужно изменить в отношении:

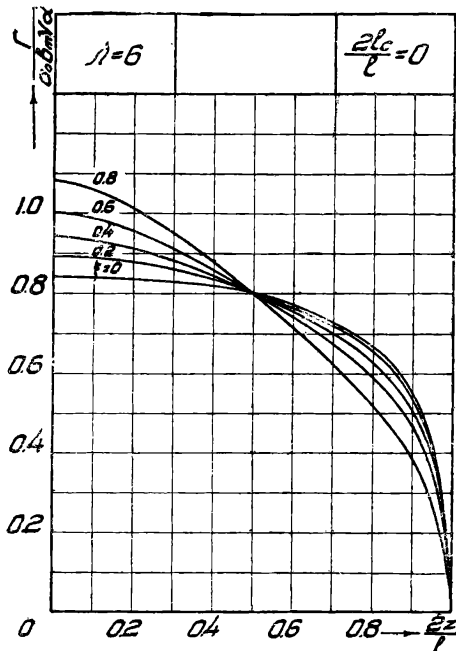
$$\frac{b_m}{b} = \frac{2-\xi}{2}.$$

Действительно, площадь трапецевидного крыла можно представить:

$$S = l b_m = \frac{\bar{l} b}{2} (2 - \xi),$$

откуда:

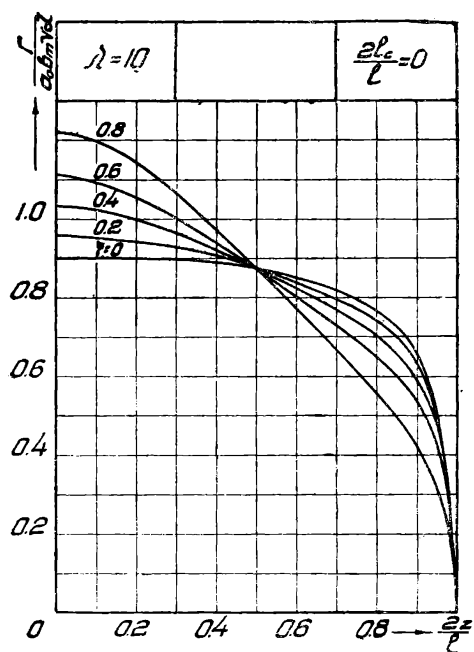
$$\frac{b_m}{b} = \frac{2-\xi}{2}$$



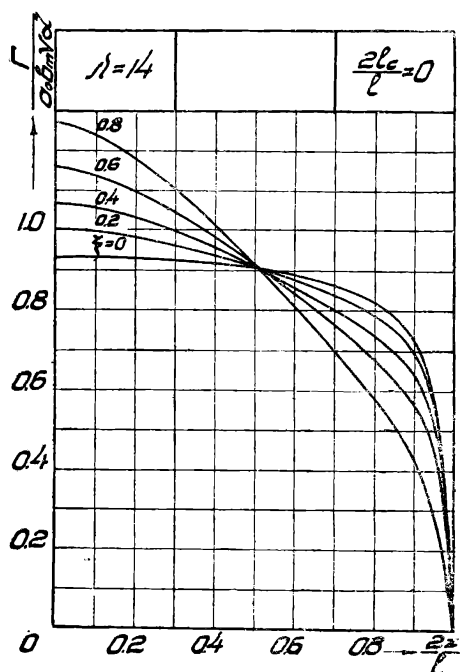
Фиг. 6.

Из рассмотрения фиг. 6, 7, 8 следует, что распределение циркуляции по размаху сильно напоминает очертание крыла в плане. Кроме того, при $\frac{2z}{l} = 0,5$ циркуляция имеет одно и то же значение при любом удлинении и любом сужении.

Первое обстоятельство, как мы увидим ниже, имеет большое значение в конструктивном отношении, так как благодаря сужению происходит концентрация подъемной силы в середине крыла и тем самым уменьшаются изгибающие моменты вдоль размаха.



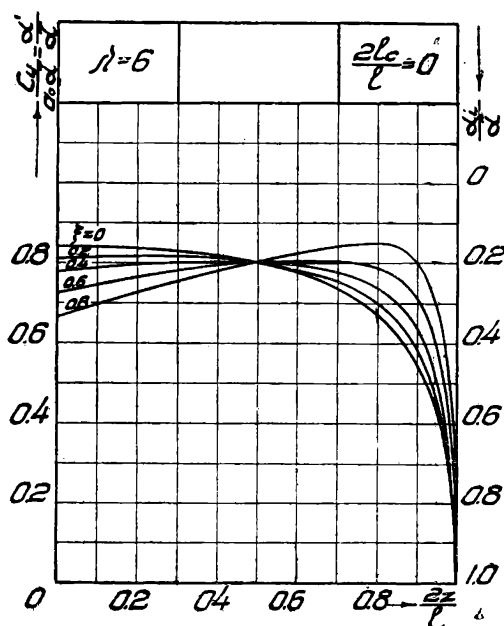
Фиг. 7.



Фиг. 8.

На фиг. 9, 10, 11 представлено распределение истинного угла атаки по размаху крыла в виде: $\frac{\alpha'}{\alpha}$ и так как $C_y = a_0 \alpha'$, распределение C_y в виде: $\frac{C_y}{a_0 \alpha}$. Там же представлено распределение индуктивного угла атаки по размаху крыла в виде: $\frac{\alpha_i}{\alpha}$.

Вследствие того, что вертикальная индуцированная скорость на концах крыла имеет малое значение, истинный угол атаки больше чем в середине, поэтому на больших углах атаки создается опасность срыва потока с концов крыла и тем больше, чем больше сужение.



Фиг. 9.

Что же касается удлинения, то оно действует в обратную сторону, не влияя на положение максимального значения истинного угла атаки, но при своем увеличении сильно уменьшает разность между последним и углом атаки в середине крыла и тем самым опасность срыва с концов крыла.

На фиг. 12, 13, 14 представлено распределение индуктивного сопротивления по размаху крыла в виде: $\frac{1}{\rho V^2 a_0 b_m x^2} \frac{dQ_i}{dz}$.

Для всех удлинений максимальное значение индуктивного сопротивления остается почти постоянным, но сильно подходит к концу крыла. Влияние сужения сводится лишь к смягчению максимума сопротивления на концах крыла, который имеет явную форму при прямоугольном крыле.