

Т Р У Д Ы
ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА
им. проф. Н. Е. Жуковского

Выпуск № 413

А. Б. РИСБЕРГ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА СО ЩИТКОМ

ИЗДАНИЕ ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА
им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

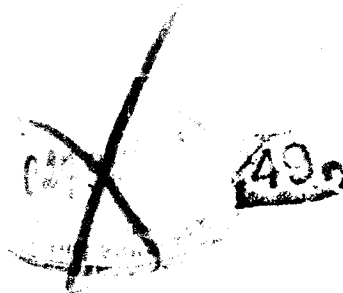
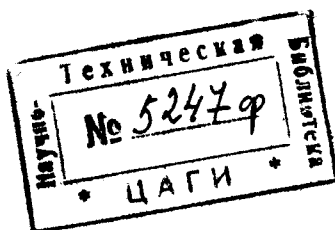
Москва

1939

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

При помощи условного распространения на крыло конечного размаха со щитком методов теории плавно обтекаемого крыла исследуется изменение аэродинамических характеристик крыла от отклонения щитка в зависимости от параметров крыла и щитка. Даются расчетные кривые для определения подъемной силы, распределения нагрузки, продольного момента, индуктивного сопротивления и угла нулевой подъемной силы.

Показывается удовлетворительная согласованность расчетов при помощи изложенного метода с данными опыта.



ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По вине
4	2 снизу	Здесь мы касаемся	Здесь мы не касаемся	Корректора
21		Фиг. 15	Фиг. 18	Зав. графбюро
		Фиг. 17	Фиг. 15	"
		Фиг. 18	Фиг. 17	"
27	5 сверху	где $m = \frac{\partial c_{n \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}$	где $m = \frac{\partial c_{m \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}$	Корректора
35	1 "	Крыльев с центро- блоком	Крыльев с центро- планом	"

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

z — координата по размаху.

$$\theta = \arccos \left(-\frac{2z}{l} \right).$$

l — размах крыла.

$l_{\text{ш}}$ — размах щитка.

$l_{\text{п}}$ — полудлина центроплана.

S — площадь крыла.

σ — относительная толщина профиля крыла.

$b(z)$ — хорда крыла в точке z .

$$b_{\text{ср}} = \frac{S}{l} \text{ — средняя геометрическая хорда крыла.}$$

$b_{\text{к}}$ — корневая хорда.

b_0 — концевая хорда.

$b_{\text{ш}}$ — хорда щитка.

$$\lambda = \frac{l^2}{S} \text{ — удлинение крыла.}$$

$$\eta = \frac{b_{\text{к}}}{b_0} \text{ — коэффициент сужения.}$$

$$\xi = \frac{b_{\text{к}} - b_0}{b_{\text{к}}} \text{ — параметр сужения.}$$

χ — угол стреловидности.

ε — угол закрученности.

$\alpha(z)$ — геометрический угол атаки в точке z , отсчитываемый от нуля подъемной силы.

$\alpha_{\text{к}}$ — геометрический угол атаки корневого сечения.

$\Delta\alpha_{\text{ш}}$ — эффективный угол атаки щитка в радианах.

$\delta_{\text{ш}}$ — угол отклонения щитка.

$\Gamma(z)$ — циркуляция в точке z .

$$a_0 = \left(\frac{dc_y}{d\alpha} \right)_{\infty} \text{ — наклон кривой подъемной силы профиля в плоско параллельном потоке.}$$

$$\mu_{\text{к}} = \frac{a_0 b_{\text{к}}}{4l} \text{ — характеристический параметр крыла.}$$

V — скорость полета.

q — скоростной напор.

G — вес самолета

n_g — эксплуатационная перегрузка.

$$\Gamma_{\text{ш}} = \frac{\Delta c_y b}{b_{\text{ср}}} \text{ — дополнительная нагрузка от щитков.}$$

c_{m_0} — коэффициент нулевого момента профиля.

$c_{m_0 \text{ кр}}$ — коэффициент нулевого момента крыла.

Δc_{m_0} — приращение коэффициента нулевого момента профиля от отклонения щитка.

$\Delta c_{m_0 \text{ кр}}$ — приращение коэффициента нулевого момента крыла от отклонения щитка.

$c'_{m \text{ кр}}$ — коэффициент момента крыла относительно центра тяжести самолета.

Примечание. Аэродинамические коэффициенты отнесены к скоростному напору.

ВВЕДЕНИЕ

Настоящая работа посвящена изучению изменений, вносимых наличием отклоненного щитка, занимающего часть размаха, в картину аэродинамических сил и моментов, действующих на крыло конечного размаха.

Об актуальности этого вопроса свидетельствует появление ряда экспериментальных работ, исследующих аэродинамическую эффективность щитков различной длины и глубины, помещенных на крыльях конкретных форм в плане (1), (2), (3), (4), (5), (6), (7) ¹.

Однако, экспериментальное исследование всего многообразия комбинаций вида крыло-щиток было бы чрезвычайно громоздким ввиду значительной трудоемкости эксперимента методом нахождения распределения давления; на основании же испытаний нескольких конкретных крыльев со щитками нельзя с надлежащей точностью и достоверностью определять изменение аэродинамических характеристик любого заданного крыла, вызванное наличием щитков заданных размеров.

Между тем для непосредственных расчетов и для предугадывания некоторых аэродинамических характеристик крыла со щитком представляется необходимым достаточно точное их определение, а также установление зависимости их от параметров крыла и щитка, что имеет особую важность для расчета на прочность ² (распределение нагрузки и центров давления по размаху), продольной устойчивости и балансировки (продольный момент) и исследования поперечной устойчивости (распределение истинных углов атаки).

Данная работа представляет собой приближенное решение этой задачи при помощи условного распространения на крыло со щитком методов классической теории крыла.

В этой работе мы отказываемся от рассмотрения явления во всей его сложности, и упрощенно моделируем явление, опираясь на следующие допущения, в достаточной степени согласные с опытными данными:

1) Наклоны кривых подъемной силы и момента профиля со щитком изменяются незначительно по сравнению с профилем без щитка (для средних толщин порядка $\tau = 10-15\%$) и могут быть приняты постоянными по размаху крыла.

2) Аэродинамический эффект отклонения щитка у современного профиля средней толщины, примерно, идентичен эффекту от изменения кривизны осевой дуги профиля и сводится в основном к мало зависящим от толщины приращением нулевого угла атаки ($\Delta\alpha_m$) и нулевого момента (Δc_{m_0}) ³ (фиг. 1).

3) Крыло конечного размаха со щитком, занимающим часть размаха, может быть уподоблено плавно обтекаемому потоком своеобразно закру-

¹ Сноски в скобках—литература в конце работы.

² Следует принять во внимание, что, кроме посадки и взлета, щитки начинают применять и на некоторых эволюциях самолета.

³ Здесь мы касаемся влияния щитка на профильное сопротивление, что представляет собой особую область исследования.

ченному крылу с разрывными законами изменения углов атаки и нулевых моментов по размаху крыла.

Показанная в настоящей работе хорошая согласованность расчетов с опытом подтверждает, что принятые нами допущения не слишком сильно искажают явление.

Впрочем, мы оставляем возможность конструктору при наличии соответственных данных (переменные

$\Delta\alpha_{щ}$, Δc_{m_0} , $\frac{dc_y}{d\alpha}$ и $\frac{dc_m}{dc_y}$ по размаху) вне-

сти дальнейшие уточнения, что может представлять некоторый интерес, например, в случае профилей большой толщины (порядка $\sigma=18-22\%$). Определение распределения циркуляции и других аэродинамических характеристик крыла со щитком производится при помощи видоизмененного нами метода Лотц⁽⁸⁾, избавляющего от громоздких приближенных вычислений, связанных с пользованием невидоизмененным методом Лотц⁽⁹⁾. Для решения задачи об определении аэродинамических характеристик конечного крыла со щитком было бы желательно иметь предварительное решение соответствующей плоской задачи. Однако, немногие попытки решения этой задачи обнаружили значительные трудности, в основном заключающиеся в том, что не удавалось подыскать удобной для математических операций и в то же время достаточно близкой к действительности модели явления.

Так, например, оригинальное решение подобной задачи С. М. Таргом⁽¹⁰⁾, где крыло и щиток заменялись прямолинейными отрезками, плавно обтекаемыми потоком с точкой схода в конце щитка, дало увеличение подъемной силы от щитка, в значительной мере превосходящее то, которое имеет место в действительности. Это указывает на значительное отличие подобной модели явления от реальных условий обтекания. Не более удачными оказались и некоторые другие попытки решения этой задачи.

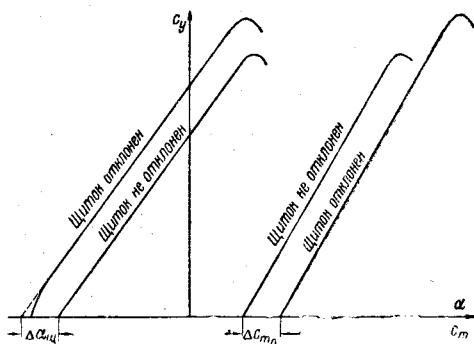
Поэтому в отношении аэродинамических характеристик профиля со щитком мы опираемся на соответствующие экспериментальные данные, имеющиеся для некоторых современных профилей.

1. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ЦИРКУЛЯЦИИ ОТ ЩИТКА

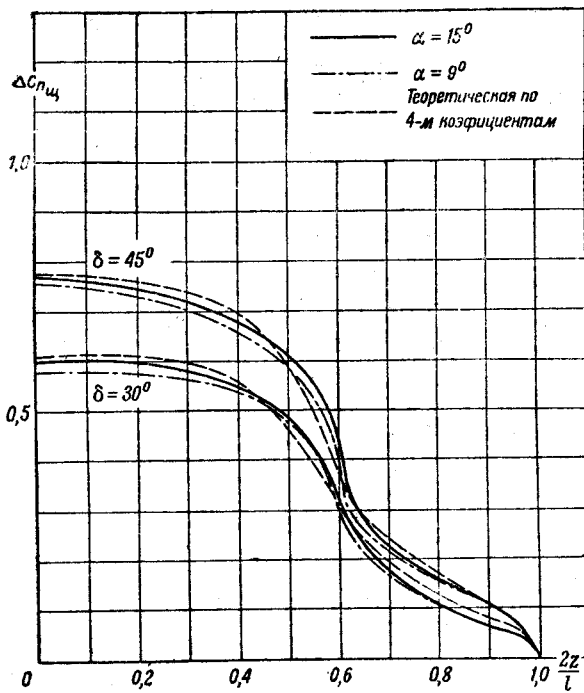
Мы условились выше рассматривать крыло конечного размаха со щитком, распространенным по его части, как плавно обтекаемое закрученное крыло. Как известно, у закрученных плавно обтекаемых крыльев дополнительная циркуляция от закрученности в каждом сечении является постоянной, не зависящей от угла атаки величиной.

Проверка этого обстоятельства по отношению к крылу со щитком должна была служить подтверждением законности принятого нами допущения.

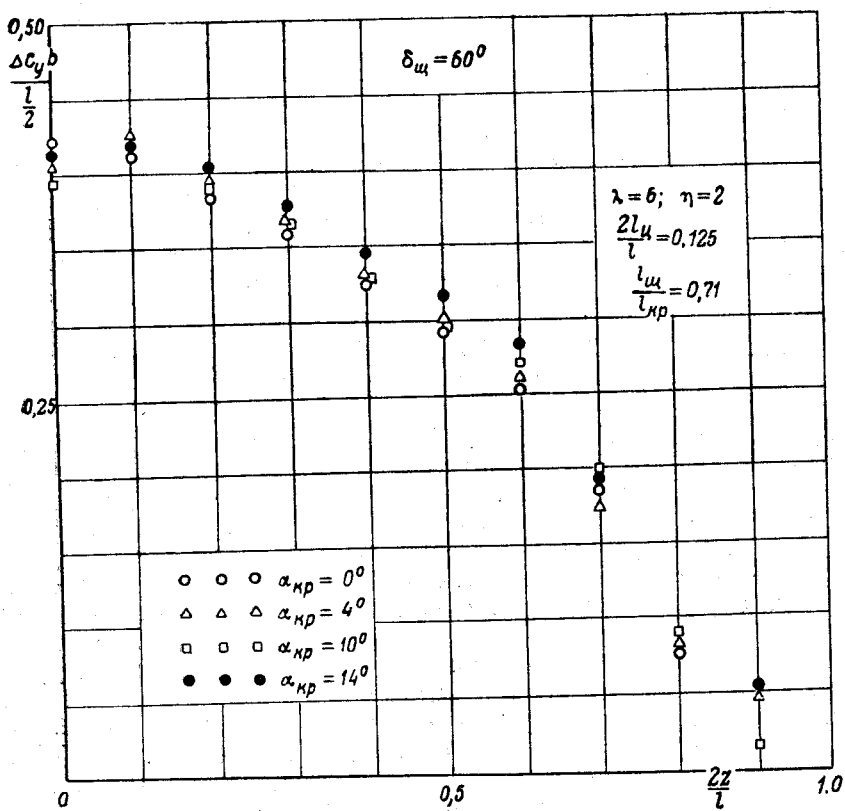
Для этой цели было произведено сравнение кривых распределения дополнительной нормальной силы (Δc_n) от отклонения щитка при различных углах атаки крыла (фиг. 2 и 3). Кривые были построены на основе экспериментальных данных, приведенных в Rep. NACA № 571 и T. N. NACA № 591. Сравнение показало, что кривые распределения дополнительной подъемной силы для различных углов атаки (за исключением малых положительных и отрицательных углов, не представляющих интереса с точки зрения применимости щитка) совпадают достаточно близко.



Фиг. 1



Фиг. 2. Сравнение расчетных $\Delta c_{плщ}$ с экспериментом



Фиг. 3. Сравнение экспериментальных дополнительных нагрузок от щитков (Technical Notes № 591, 1937)

Таким образом, рассматривая крыло со щитком на угле атаки α , отсчитанном от нуля подъемной силы, можем применить к нему нижеследующее интегральное уравнение:

$$\Gamma(z) = \frac{a_0 b(z) V}{2} \left[\alpha(z) + \gamma(z) - \frac{1}{4\pi V} \int_{-\frac{l}{2}}^{+\frac{l}{2}} \frac{\frac{d\Gamma}{dz_1} dz_1}{z - z_1} \right], \quad (1)$$

где

$$\gamma(z) = \begin{cases} 0 & \text{в интервале } \frac{l_{\text{ш}}}{l} \leq \left(\frac{2z}{l} \right) \leq 1 \\ \Delta\alpha_{\text{ш}} & \text{в интервале } 0 \leq \left(\frac{2z}{l} \right) \leq \frac{l_{\text{ш}}}{l} \end{cases}$$

— эффективный угол атаки щитка.

Переходя к новой координате θ по размаху (мы назовем ее тригонометрической координатой) по формуле

$$\theta = \arccos \left(-\frac{2z}{l} \right),$$

можем представить уравнение (1) в виде

$$f(\theta) = 0. \quad (2)$$

Пользуясь нижеследующими разложениями функций в ряды Фурье:

$$\begin{aligned} \Gamma &= 2lV\mu_{\kappa} \sum_1^{\infty} A_n \sin n\theta; & \frac{b}{b_{\kappa}} \alpha \sin \theta &= \sum_1^{\infty} B'_m \sin m\theta; \\ \frac{b}{b_{\kappa}} \gamma \sin \theta &= \sum_1^{\infty} B''_m \sin m\theta; & \frac{b}{b_{\kappa}} &= \sum_{k=1}^{\infty} C_{2k} \cos 2k\theta + \frac{c_0}{2}; \\ \sin \theta &= \sum_{k=1}^{\infty} D_{2k} \cos 2k\theta + \frac{D_0}{2} \end{aligned}$$

(где b_{κ} — корневая хорда, $\mu_{\kappa} = \frac{a_0 \cdot b_{\kappa}}{4l}$), можно функцию $f(\theta)$ представить разложенной в ряд Фурье из синусов кратных дуг:

$$f(\theta) = \sum K_m \sin m\theta = 0.$$

Откуда

$$K_m(A_n, C_{2k}, D_{2k}, B'_m, B''_m) = 0 \quad m = 1, 2, 3, \dots,$$

что дает ряд линейных уравнений для определения коэффициентов A_n разложения циркуляции.

Система уравнений в случае крыла со щитком имеет следующий вид¹:

¹ Подробное изложение см. „Влияние формы крыла на распределение нагрузки по размаху и продольную устойчивость“. Труды ЦАГИ, вып. 335, 1937.

$$A_1(R_2^0 + S_2^0) + A_8(3R_4^2 + S_4^2) + A_5(5R_6^4 + S_6^4) + A_7(7R_8^6 + S_8^6) + A_9(9R_{10}^8 + S_{10}^8) + A_{11}(11R_{12}^{10} + S_{12}^{10}) + A_{13}(13R_{14}^{12} + S_{14}^{12}) + A_{15}(15R_{16}^{14} + S_{16}^{14}) + A_{17}(17R_{18}^{16} + S_{18}^{16}) + A_{19}(19R_{20}^{18} + S_{20}^{18}) = 2B_1' + 2B_1''$$

$$A_1(R_4^2 + S_4^2) + A_8(3R_6^0 + S_6^0) + A_5(5R_8^2 + S_8^2) + A_7(7R_{10}^4 + S_{10}^4) + A_9(9R_{12}^6 + S_{12}^6) + A_{11}(11R_{14}^8 + S_{14}^8) + A_{13}(13R_{16}^{10} + S_{16}^{10}) + A_{15}(15R_{18}^{12} + S_{18}^{12}) + A_{17}(17R_{20}^{14} + S_{20}^{14}) + A_{19}(19R_{22}^{16} + S_{22}^{16}) = 2B_3' + 2B_3''$$

$$A_1(R_6^4 + S_6^4) + A_8(3R_8^2 + S_8^2) + A_5(5R_{10}^0 + S_{10}^0) + A_7(7R_{12}^2 + S_{12}^2) + A_9(9R_{14}^4 + S_{14}^4) + A_{11}(11R_{16}^6 + S_{16}^6) + A_{13}(13R_{18}^8 + S_{18}^8) + A_{15}(15R_{20}^{10} + S_{20}^{10}) + A_{17}(17R_{22}^{12} + S_{22}^{12}) + A_{19}(19R_{24}^{14} + S_{24}^{14}) = 2B_5' + 2B_5''$$

$$A_1(R_8^6 + S_8^6) + A_8(3R_{10}^4 + S_{10}^4) + A_5(5R_{12}^2 + S_{12}^2) + A_7(7R_{14}^0 + S_{14}^0) + A_9(9R_{16}^2 + S_{16}^2) + A_{11}(11R_{18}^4 + S_{18}^4) + A_{13}(13R_{20}^6 + S_{20}^6) + A_{15}(15R_{22}^8 + S_{22}^8) + A_{17}(17R_{24}^{10} + S_{24}^{10}) + A_{19}(19R_{26}^{12} + S_{26}^{12}) = 2B_7' + 2B_7''$$

$$A_1(R_{10}^8 + S_{10}^8) + A_8(3R_{12}^6 + S_{12}^6) + A_5(5R_{14}^4 + S_{14}^4) + A_7(7R_{16}^2 + S_{16}^2) + A_9(9R_{18}^0 + S_{18}^0) + A_{11}(11R_{20}^2 + S_{20}^2) + A_{13}(13R_{22}^4 + S_{22}^4) + A_{15}(15R_{24}^6 + S_{24}^6) + A_{17}(17R_{26}^8 + S_{26}^8) + A_{19}(19R_{28}^{10} + S_{28}^{10}) = 2B_9' + 2B_9''$$

$$A_1(R_{12}^{10} + S_{12}^{10}) + A_8(3R_{14}^8 + S_{14}^8) + A_5(5R_{16}^6 + S_{16}^6) + A_7(7R_{18}^4 + S_{18}^4) + A_9(9R_{20}^2 + S_{20}^2) + A_{11}(11R_{22}^0 + S_{22}^0) + A_{13}(13R_{24}^2 + S_{24}^2) + A_{15}(15R_{26}^4 + S_{26}^4) + A_{17}(17R_{28}^6 + S_{28}^6) + A_{19}(19R_{30}^8 + S_{30}^8) = 2B_{11}' + 2B_{11}''$$

$$A_1(R_{14}^{12} + S_{14}^{12}) + A_8(3R_{16}^{10} + S_{16}^{10}) + A_5(5R_{18}^8 + S_{18}^8) + A_7(7R_{20}^6 + S_{20}^6) + A_9(9R_{22}^4 + S_{22}^4) + A_{11}(11R_{24}^2 + S_{24}^2) + A_{13}(13R_{26}^0 + S_{26}^0) + A_{15}(15R_{28}^2 + S_{28}^2) + A_{17}(17R_{30}^4 + S_{30}^4) + A_{19}(19R_{32}^6 + S_{32}^6) = 2B_{13}' + 2B_{13}''$$

$$A_1(R_{16}^{14} + S_{16}^{14}) + A_8(3R_{18}^{12} + S_{18}^{12}) + A_5(5R_{20}^{10} + S_{20}^{10}) + A_7(7R_{22}^8 + S_{22}^8) + A_9(9R_{24}^6 + S_{24}^6) + A_{11}(11R_{26}^4 + S_{26}^4) + A_{13}(13R_{28}^2 + S_{28}^2) + A_{15}(15R_{30}^0 + S_{30}^0) + A_{17}(17R_{32}^2 + S_{32}^2) + A_{19}(19R_{34}^4 + S_{34}^4) = 2B_{15}' + 2B_{15}''$$

$$A_1(R_{18}^{16} + S_{18}^{16}) + A_8(3R_{20}^{14} + S_{20}^{14}) + A_5(5R_{22}^{12} + S_{22}^{12}) + A_7(7R_{24}^{10} + S_{24}^{10}) + A_9(9R_{26}^8 + S_{26}^8) + A_{11}(11R_{28}^6 + S_{28}^6) + A_{13}(13R_{30}^4 + S_{30}^4) + A_{15}(15R_{32}^2 + S_{32}^2) + A_{17}(17R_{34}^0 + S_{34}^0) + A_{19}(19R_{36}^2 + S_{36}^2) = 2B_{17}' + 2B_{17}''$$

$$A_1(R_{20}^{18} + S_{20}^{18}) + A_8(3R_{22}^{16} + S_{22}^{16}) + A_5(5R_{24}^{14} + S_{24}^{14}) + A_7(7R_{26}^{12} + S_{26}^{12}) + A_9(9R_{28}^{10} + S_{28}^{10}) + A_{11}(11R_{30}^8 + S_{30}^8) + A_{13}(13R_{32}^6 + S_{32}^6) + A_{15}(15R_{34}^4 + S_{34}^4) + A_{17}(17R_{36}^2 + S_{36}^2) + A_{19}(19R_{38}^0 + S_{38}^0) = 2B_{19}' + 2B_{19}''$$

где обозначено:

$$R_{2p}^{2p} = \mu_K (C_{2p} - C_{2p}); \quad S_{2p}^{2p} = D_{2p} - D_{2p}$$

Большое количество уравнений взято нами потому, что в данном случае разрывный закон изменения угла атаки по размаху замедляет сходимость зависящего от него ряда Фурье.

Для применения этой системы к крылу конкретной формы со щитком заданных размеров необходимо знать величины коэффициентов C_{2k} , D_{2k} , B'_m , B''_m . Последние определяются по известным формулам:

$$\left. \begin{aligned} C_{2k} &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{b(\theta)}{b_k} \cos 2k \theta d\theta; \\ D_{2k} &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \sin \theta \cdot \cos 2k \theta d\theta; \\ B'_m &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{b(\theta)}{b_k} \alpha(\theta) \sin \theta \sin m \theta d\theta; \\ B''_m &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{b(\theta)}{b_k} \gamma(\theta) \sin \theta \cdot \sin m \theta d\theta. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Решая методом последовательных приближений систему (3), можно определить циркуляцию заданного крыла со щитком на заданном угле атаки, причем для определения циркуляции крыла с неотклоненным щитком в правых частях системы (3) оставляются выражения $2B'_m$, дополнительная же циркуляция от отклонения щитка находится из той же системы, взятой с правыми частями $2B''_m$.

Суммарная циркуляция крыла с отклоненным щитком на заданном угле атаки получается путем алгебраического сложения двух упомянутых элементарных циркуляций¹.

Данные, относящиеся к плоскому и закрученному крылу, приведены в упомянутой выше нашей работе⁽⁸⁾, поэтому здесь нас будет интересовать только дополнительная циркуляция от щитка. Для ее определения требуется вычислить величины B''_m , остальные величины, входящие в систему (3) (μ_k , C_{2k} , D_{2k}) ранее нами вычисленные, даны в приложении (см. приложение 1, табл. 1, 2, 3).

При определении B''_m примем во внимание следующее:

1) щиток обычно имеет постоянную относительную глубину $\left(\frac{b_{\text{щ}}}{b} = \text{const}\right)$ по размаху;

2) для профилей средних толщин эффективный угол атаки щитка $\Delta\alpha_{\text{щ}}$ мало зависит от толщины².

Отсюда с небольшой погрешностью можно считать эффективный угол атаки щитка постоянным в сечениях, занятых щитком и равным нулю вне его.

Обозначая тригонометрическую координату левого конца щитка через $\theta_{\text{щ}}$ и приняв во внимание симметричность крыла относительно продоль-

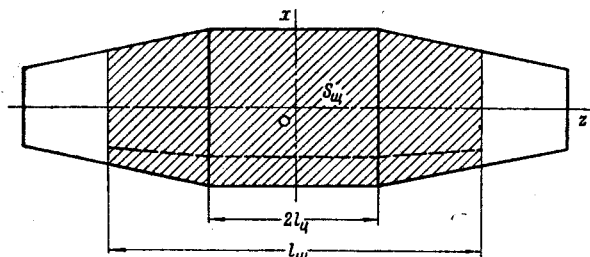
¹ Если крыло имеет геометрическую или аэродинамическую закрученность или отклоненные элероны, то добавляется соответствующее дополнительное распределение циркуляции.

² Для практических расчетов следует брать $\Delta\alpha_{\text{щ}}$, соответствующее профилю средней толщины в области щитка.

ной оси OX (фиг. 4), получим для трапецевидного крыла с прямоугольным центропланом (чисто трапецевидное крыло является его частным случаем при нулевой длине центроплана) в случае щитка, выходящего за пределы центроплана:

$$B_m'' = \frac{4}{\pi} \Delta \alpha_{\text{ш}} \int_{\theta_{\text{ш}}}^{\frac{\pi}{2}} \frac{b}{b_k} \sin \theta \cdot \sin m \theta d\theta. \quad (5)$$

Закон хорд для трапецевидной части левого полукрыла имеет вид:



Фиг. 4

$$\frac{b}{b_k} = a - c \cos \theta,$$

где

$$a = 1 + \frac{\xi \frac{2l_{\text{ц}}}{l}}{1 - \frac{2l_{\text{ц}}}{l}};$$

$$c = \frac{\xi}{1 - \frac{2l_{\text{ц}}}{l}}; \quad \xi = \frac{b_k - b_0}{b_k},$$

$2l_{\text{ц}}$ — длина центроплана.

На центроплане $\frac{b}{b_k} = 1$.

Подставляя в (5), получим:

$$B_m'' = \frac{4}{\pi} \Delta \alpha_{\text{ш}} \left[\int_0^{\frac{\pi}{2}} \frac{b}{b_k} \sin \theta \sin m \theta d\theta - \int_0^{\theta_{\text{ш}}} (a - c \cos \theta) \sin \theta \sin m \theta d\theta \right].$$

Заменяя $\frac{b}{b_k} = \frac{C_0}{2} + \sum_1^{\infty} C_{2k} \cos 2k \theta$ и интегрируя, получим:

при $m=1$:

$$B_1'' = \frac{\Delta \alpha_{\text{ш}}}{2} (C_0 - C_2) - \frac{4 \Delta \alpha_{\text{ш}}}{\pi} \left[\frac{a}{2} \left(\theta_{\text{ш}} - \frac{\sin 2\theta_{\text{ш}}}{2} \right) - \frac{c}{4} \left(\frac{\sin \theta_{\text{ш}}}{1} - \frac{\sin 3\theta_{\text{ш}}}{3} \right) \right]; \quad (6)$$

при $m > 1$:

$$B_m'' = \frac{\Delta \alpha_{\text{ш}}}{2} (C_{m-1} - C_{m+1}) - \frac{4 \Delta \alpha_{\text{ш}}}{2} \left\{ \frac{a}{2} \left[\frac{\sin (m-1) \theta_{\text{ш}}}{m-1} - \frac{\sin (m+1) \theta_{\text{ш}}}{m+1} \right] - \frac{c}{4} \left[\frac{\sin (m-2) \theta_{\text{ш}}}{m-2} - \frac{\sin (m+2) \theta_{\text{ш}}}{m+2} \right] \right\}. \quad (7)$$

Если щиток не выходит за пределы центроплана, то соответственные выражения B_m'' будут иметь вид:

при $m=1$:

$$B_1'' = \frac{2 \Delta \alpha_{\text{ш}}}{\pi} \left[\pi - \theta_{\text{ш}} + \frac{\sin 2\theta_{\text{ш}}}{2} \right]; \quad (8)$$

при $m > 1$:

$$B_m'' = \frac{2 \Delta \alpha_{\text{ш}}}{\pi} \left[-\frac{\sin (m-1) \theta_{\text{ш}}}{m-1} + \frac{\sin (m+1) \theta_{\text{ш}}}{m+1} \right]. \quad (9)$$

Следует отметить, что величины B_m'' пропорциональны эффективному углу атаки щитка $\Delta\alpha_{щ}$, а это означает, что коэффициенты разложения в ряд дополнительной циркуляции также пропорциональны $\Delta\alpha_{щ}$. Поэтому в дальнейшем вычисляются не самые коэффициенты, но их отношения к эффективному углу атаки, обозначенные нами через A_n'' , что равносильно представлению дополнительной циркуляции от щитка в виде нижеследующего ряда:

$$\Delta\Gamma_{щ}(z) = 2lV_{\infty} \Delta\alpha_{щ} \sum A_n'' \sin n\theta. \quad (10)$$

Отсюда можно сделать следующий вывод: относительная глубина щитка и угол его отклонения, непосредственно связанные только с величиной эффективного угла атаки $\Delta\alpha_{щ}$, не влияют на характер кривой распределения дополнительной циркуляции, изменяя ее аффинно, между тем как параметры формы крыла в плане и размах щитка формируют самую кривую распределения и являются основными расчетными параметрами.

Значения $\frac{B_m''}{\Delta\alpha_{щ}}$, вычисленные для крыльев различной формы в плане со щитками различной длины, приведены в приложении 1 (табл. 4).

Система (3) и табл. 1, 2, 3, 4 дают все основные величины, необходимые для определения дополнительной циркуляции от щитков.

Решая систему (3) для крыла и щитка заданной формы, получим коэффициенты A_n'' разложения дополнительной циркуляции в тригонометрический ряд, а посредством последних ряд аэродинамических характеристик, из которых нас будут интересовать следующие:

- 1) прирост подъемной силы крыла $\Delta c_{y\text{кр}}$,
- 2) изменение продольного момента $\Delta c_{m\text{кр}}$,
- 3) распределение аэродинамической нагрузки по размаху,
- 4) изменение нулевого угла атаки крыла $\Delta\alpha_{0\text{кр}}$,
- 5) распределение истинных углов атаки при отклонении щитка и связанная с ним характеристика поперечной устойчивости¹,
- 6) прирост индуктивного сопротивления $\Delta c_{xi\text{кр}}$.

Для определения перечисленных аэродинамических характеристик требуется знать величины эффективного угла атаки щитка $\Delta\alpha_{щ}$ и дополнительного нулевого момента профиля Δc_{m_0} , которые предпочтительно брать из экспериментальных данных, относящихся к данному профилю, при отсутствии же таковых из эмпирических формул, которые мы даем в следующем параграфе.

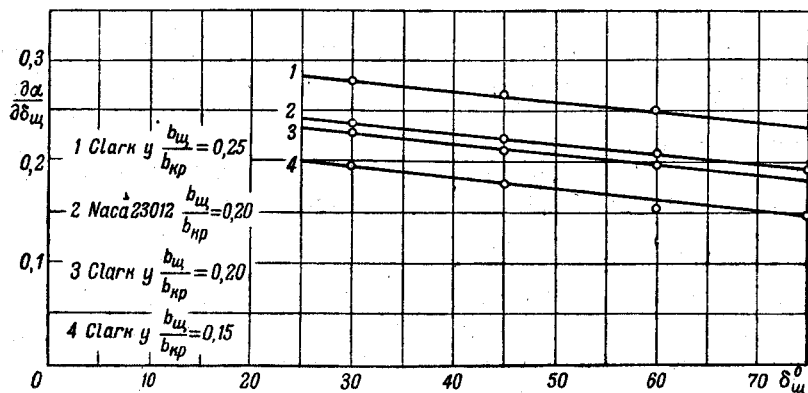
II. ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ $\Delta\alpha_{щ}$ И Δc_{m_0} ДЛЯ ПРОФИЛЯ СО ЩИТКОМ

Просмотр экспериментальных данных (испытания прямоугольных крыльев со щитками по всему размаху) показал, что наличие отклоненного щитка сдвигает кривую c_y по α , примерно, эквидистантно, за исключением области отрицательных углов атаки, не представляющих интереса с точки зрения применимости щитка. Таким образом отклонение щитка эквивалентно увеличению угла атаки на некоторый угол $\Delta\alpha_{щ}$. Для установления зависи-

мости $\Delta\alpha_{щ}$ от угла отклонения щитка $\delta_{щ}$ и от глубины щитка $\frac{b_{щ}}{b}$ был обработан находившийся в нашем распоряжении экспериментальный материал, относящийся к профилям Clark-Y и NACA 230. Результаты обработки для

¹ Этот вопрос будет освещен в отдельной статье, готовящейся к печати.

щитка с несущим шарниром представлены на фиг. 5 в виде кривых $\frac{d\alpha}{d\delta_{щ}}$ по $\delta_{щ}$ при $\frac{b_{щ}}{b_{кр}}$, взятом как параметр. Зависимость носит линейный характер, причем изменение глубины щитка сдвигает прямую эквидистантно. Этот характер зависимости свойственен профилям средних толщин порядка $\sigma = 10-15\%$. Профили больших толщин несколько уклоняются от этой зависимости. Для них отмечается ощутительное изменение наклона кривой c_y по α и, следовательно, распространение на них методов расчета, основанных



Фиг. 5. Зависимость эффективного угла атаки щитка $\Delta\alpha_{щ}$ от угла отклонения $\delta_{щ}^{\circ}$ и процента хорды щитка

на принятии постоянного $\left(\frac{dc_y}{d\alpha}\right)_{\infty}$ по размаху, будет связано с некоторыми погрешностями в сторону преуменьшения нагрузки.

Пользуясь линейными зависимостями $\frac{d\alpha}{d\delta_{щ}}$ от $\delta_{щ}$, изображенными на фиг. 5, мы составили нижеследующую эмпирическую формулу для определения $\Delta\alpha_{щ}$ в случае профилей, близких к Clark-Y и NACA 230:

$$\Delta\alpha_{щ} = \delta_{щ}^{\circ} \left(0,07 - 0,001 \delta_{щ}^{\circ} + \frac{b_{щ}}{b_{кр}} \right). \quad (11)$$

Аналогичная обработка в отношении Δc_{m_0} для профиля Clark-Y 15 представлена на фиг. 6 и соответственная эмпирическая формула имеет вид:

$$\Delta c_{m_0} = (-0,000063 \delta_{щ}^{\circ} + 0,0073) \delta_{щ}^{\circ}. \quad (12)$$

Следует, однако, отметить, что индивидуальность профиля может дать значительные (более 10%) отклонения от этих формул, поэтому для профилей несходных с Clark-Y и NACA 230 предпочтительнее пользоваться непосредственными данными, взятыми из испытаний данного профиля со щитком.

Кроме того, следует иметь в виду, что показания раз-

личных труб также не обнаруживают в отношении этих величин полной согласованности для одних и тех же профилей.

III. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА СО ЩИТКОМ

Зная величины $\Delta\alpha_{\text{ш}}$ и Δc_{m_0} для профилей сечений крыла, занятых щитком, и определив соответствующие заданной форме крыла в плане и длине щитка значения коэффициентов A_n'' разложения дополнительной циркуляции от щитков, можно получить распределение циркуляции для различных углов атаки и углов отклонения щитка, а затем ряд аэродинамических характеристик крыла со щитком.

Мы уже указывали, что циркуляция закрученного крыла на заданном угле атаки (а крыло со щитком представляет собой частный случай такого крыла) получается путем алгебраического сложения циркуляции плоского крыла на этом же угле атаки и дополнительной циркуляции от закрученности крыла, причем данные, относящиеся к плоскому крылу, известны⁽⁸⁾.

Для определения дополнительной циркуляции от щитков при помощи уравнений (3) были сделаны расчеты, относящиеся к крыльям прямолинейных очертаний в плане (чисто трапецевидные и трапецевидные с прямоугольным центропланом) для следующих параметров крыла и щитка:

$$\lambda = 5 \text{ и } 10, \quad \eta = 1, \quad 3 \text{ и } 5, \\ \frac{2l_{\text{ш}}}{l} = 0 \text{ и } 0,5, \quad \frac{l_{\text{ш}}}{l_{\text{кр}}} = 0,25; 0,5 \text{ и } 0,75.$$

Расчеты опираются на три основных допущения, упомянутые во введении.

Так как для непосредственных расчетов удобно дополнительную нагрузку от щитка задавать в виде графика, видоизменяющего кривую распределения плоской нагрузки, без изменения величины суммарной подъемной силы⁽⁸⁾, то были подсчитаны соответственным образом коэффициенты дополнительной циркуляции по формуле:

$$A_n''' = A_n' \Delta\alpha_0 + A_n'' \Delta\alpha_{\text{ш}},$$

где A_n' — коэффициенты разложения в ряд циркуляции плоского крыла (табл. 5);

$\Delta\alpha_0 = -\frac{A_1''}{A_1'} \Delta\alpha_{\text{ш}}$ — угол параллельного смещения кривой $c_{y_{\text{кр}}}$ по α от отклонения щитка (приращение угла нулевой подъемной силы).

Результаты расчетов сведены в таблицу значений A_n''' , $\Delta\alpha_0$ и A_1'' (приложение 1, табл. 6 и 7), этих величин вполне достаточно для определения интересующих нас аэродинамических характеристик, к определению и анализу которых и перейдем.

Примечание. Для внесения уточнений при наличии заданных переменных по размаху значений $\Delta\alpha_{\text{ш}}$ и a_0 (например, в случае профилей больших толщин) коэффициенты B_m'' и C_{2k} определяются по формулам:

$$\frac{B_m''}{\Delta\alpha_{\text{ш.к}}} = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{\Delta\alpha_{\text{ш}}}{\Delta\alpha_{\text{ш.к}}} \cdot \frac{b}{b_{\text{к}}} \cdot \frac{a_0}{a_{0\text{к}}} \sin \theta \sin m\theta d\theta, \\ C_{2k} = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{a_0}{a_{0\text{к}}} \cdot \frac{b}{b_{\text{к}}} \cdot \cos 2k\theta d\theta,$$

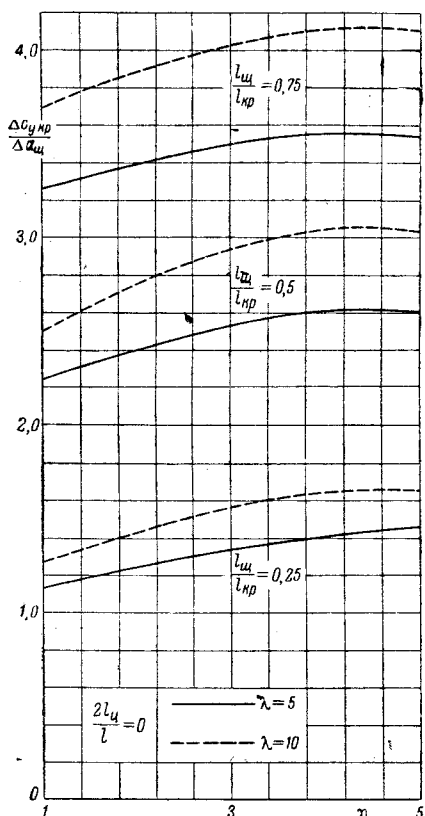
где $\Delta\alpha_{\text{ш.к}}$ и $a_{0\text{к}}$ — значения $\Delta\alpha_{\text{ш}}$ и a_0 в корневом сечении. Интегрирование быстро и удобно осуществляется при помощи трафареток, приведенных в нашей работе⁽⁸⁾.

1. Дополнительная подъемная сила

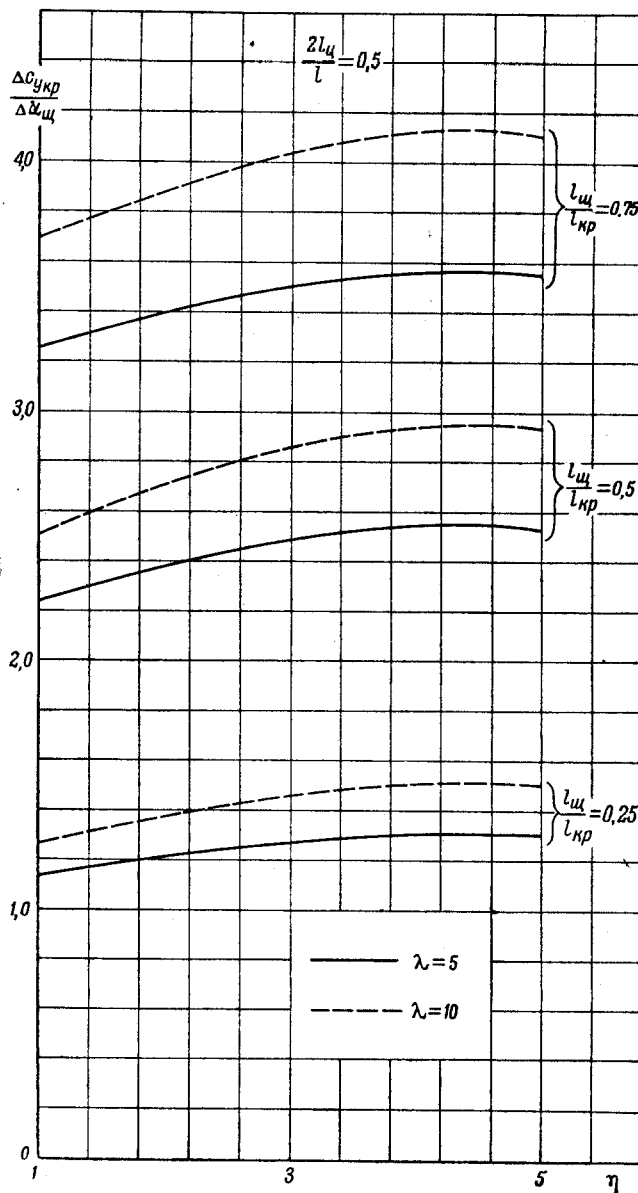
Формула для определения прироста подъемной силы от щитка имеет вид:

$$\Delta c_{y_{кр}} = \pi \lambda \mu_k \Delta \alpha_{щ} A_1'' \quad (14)$$

Эта формула, справедливая на линейном участке кривой $c_{y_{кр}}$ по α , с небольшой погрешностью может быть применена и для определения $c_{y_{max}}$ крыла со щитком, так как имеются доказательства того, что кривая $c_{y_{кр}}$ по α от отклонения щитка смещается, примерно, эквидистантно вплоть до $c_{y_{max}}$ при совпадении величин критических углов. В частности соответствующие результаты получены в работах Рельфа и Милликена по исследованию крыльев со щитками при больших числах Рейнольдса ^{(11), (12)}, где показано, что при увеличении Re критический угол атаки профиля со щитком возрастает до величины критического угла профиля без щитка. Следует, однако, заметить, что обычно при посадке не достигают максимально воз-



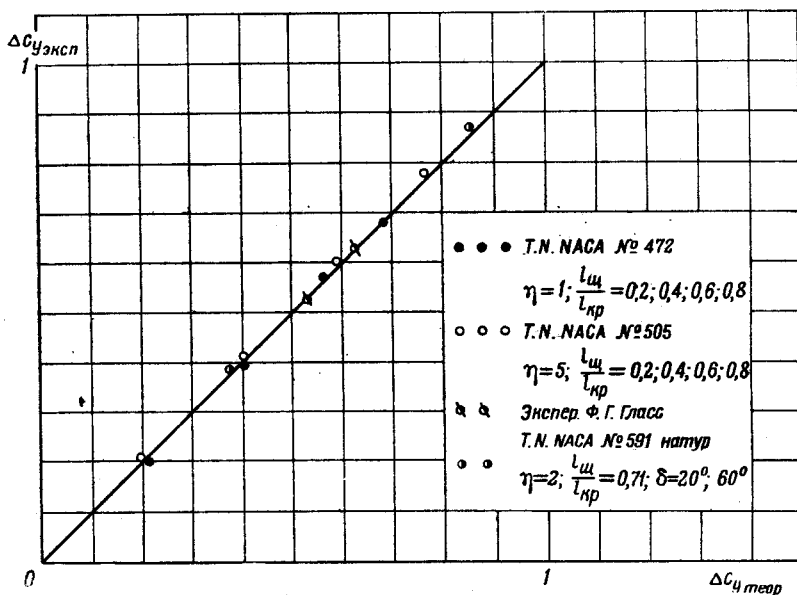
Фиг. 7. Увеличение подъемной силы от отклонения щитка



Фиг. 8. Увеличение подъемной силы от отклонения щитка

можных c_y , из-за наблюдающейся вблизи критического угла неприятной тенденции к потере поперечной устойчивости и заваливанию на крыло, что вынуждает летчиков к осторожному применению щитков. Более подробно это обстоятельство будет освещено в статье, посвященной влиянию щитка на поперечную устойчивость. Кроме того, следует напомнить о динамическом приросте c_y при выравнивании у земли, обусловленном вращением около поперечной оси и влиянием близости земли. Графики фиг. 7, 8 и табл. 8

дают значения $\frac{\Delta c_{y_{кр}}}{\Delta \alpha_{щ}}$ для крыльев различных форм в плане со щитками различной длины. Расчетные значения $\Delta c_{y_{кр}}$ хорошо согласуются с опытом, как видно из фиг. 9, где на теоретическую прямую нанесены приращения



Фиг. 9. Сравнение $\Delta c_{y_{кр}}$ теоретических с экспериментом

подъемной силы, взятые из ряда опытов. Величины $\Delta \alpha_{щ}$ для этих сравнений брались из экспериментальных данных для соответствующего профиля, полученных в той же трубе, где испытывалась модель. Поэтому различие величин $\Delta \alpha_{щ}$ для разных профилей и несогласованность показаний различных труб в отношении этих величин (незначительная, как показали некоторые произведенные нами сравнения) не могли здесь отразиться.

Хорошее совпадение расчетов с опытом является доказательством того, что, пользуясь изложенной теорией и располагая достоверной величиной $\Delta \alpha_{щ}$, мы получим $\Delta c_{y_{кр}}$ с хорошей точностью.

Рассмотрение графиков фиг. 7, 8 и формулы (14) позволяет сделать следующие замечания:

- 1) $\Delta c_{y_{кр}}$ пропорционально эффективному углу атаки щитка;
- 2) $\Delta c_{y_{кр}}$ возрастает, примерно, пропорционально длине щитка;
- 3) с увеличением удлинения крыла $\Delta c_{y_{кр}}$ получает прирост и притом тем ббльший, чем длиннее щиток (для одной и той же длины щитка $\Delta c_{y_{кр}}$ при $\lambda = 10$, примерно, на 15% больше, чем при $\lambda = 5$);
- 4) увеличение сужения до $\eta \approx 4$ связано с некоторым возрастанием $\Delta c_{y_{кр}}$, которого не удастся, однако, использовать благодаря невыгодному распределению c_y у сильно суженных крыльев, способствующему раннему срыву с концов;

5) влияние центроплана выражается в уменьшении $\Delta c_{y \text{ кр}}$, незначительном для употребительных длин щитков (порядка $\frac{l_{\text{щ}}}{l} = 0,5; 0,75$).

При помощи графиков фиг. 7 и 8 и величин A_1' , данных в приложении 1, табл. 5, можно определить $\Delta c_{y \text{ кр}}$ также для щитков, расположенных на концах крыла. Для этого следует воспользоваться формулой¹:

$$\Delta c_{y \text{ кр}} = \pi \lambda \mu_{\text{к}} A_1' \Delta \alpha_{\text{щ}} - \Delta_1 c_{y \text{ кр}}, \quad (15)$$

где $\Delta c_{y \text{ кр}}$ — искомое приращение подъемной силы,

$\Delta_1 c_{y \text{ кр}}$ — приращение, соответствующее щитку, занимающему свободную внутреннюю часть размаха, взятое из графиков фиг. 7 и 8.

Как известно, щитки, расположенные на концевых частях крыла, менее эффективны, чем щитки того же относительного размаха, занимающие внутреннюю часть крыла, и к тому же невыгодно перераспределяют изгибающие моменты на концах.

Как было упомянуто выше, угол эквидистантного смещения кривой $c_{y \text{ кр}}$ по α от отклонения щитка мы обозначили через $\Delta \alpha_0$.

Этот угол мы условно называем приращением угла нулевой подъемной силы крыла, хотя действительное приращение несколько меньше ввиду нарушения линейности кривой на этом участке. Но для наших целей участок вблизи нуля подъемной силы не представляет интереса.

Величина $\Delta \alpha_0$ определяется по формуле:

$$\Delta \alpha_0 = - \frac{A_1''}{A_1'} \Delta \alpha_{\text{щ}}.$$

Графики фиг. 10 и 11 дают значения $\Delta \alpha_0$ для крыльев и щитков различной формы. Рассмотрение графиков и формулы (16) позволяет сделать следующие замечания:

1) влияние удлинения на $\Delta \alpha_0$ пренебрежимо мало,

2) влияние сужения и размера центроплана также незначительно,

3) $\Delta \alpha_0$ пропорционально эффективному углу атаки щитка,

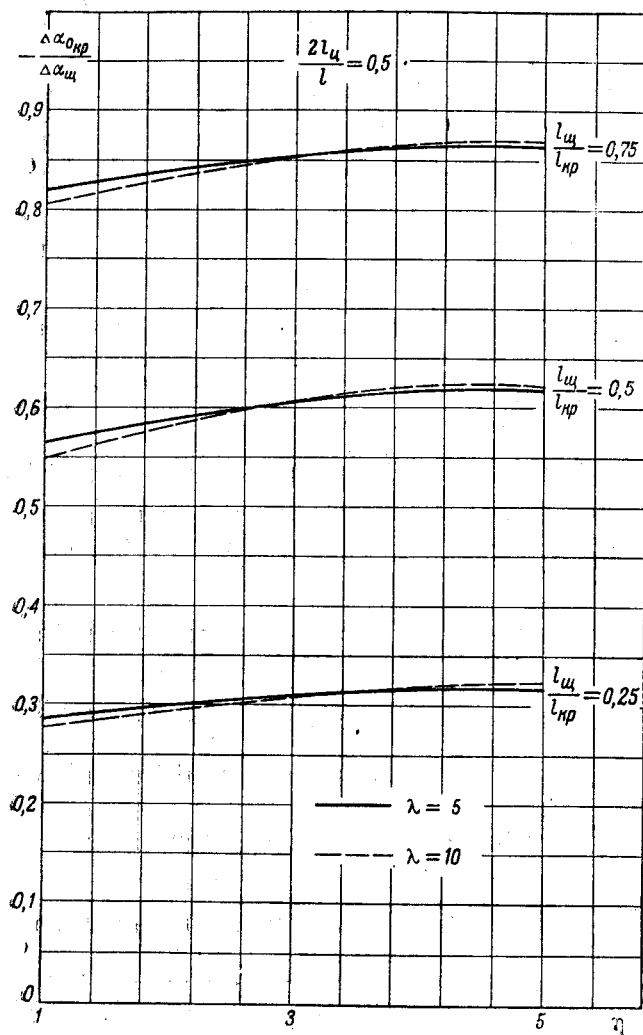
4) $\Delta \alpha_0$, примерно, пропорционально относительной длине щитка.

Графики фиг. 10 дают возможность в случае чисто трапецевидного крыла выразить $\Delta \alpha_0$ через параметры крыла и щитка и угол отклонения щитка следующей формулой:

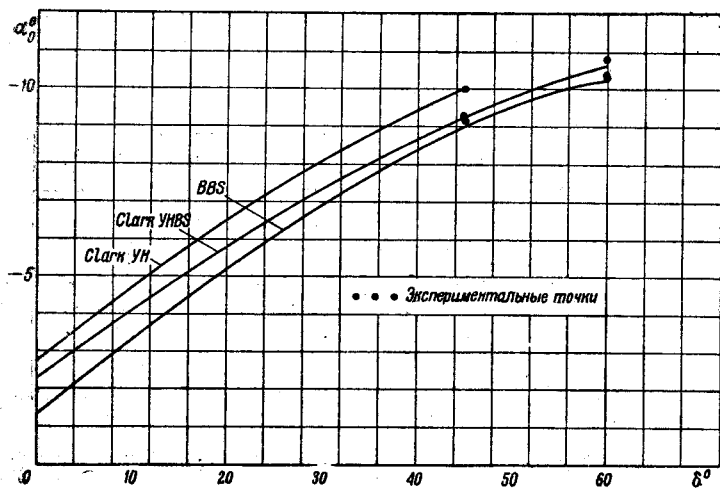
$$\Delta \alpha_0 = \left(0,0874 \xi + 1,085 \frac{l_{\text{щ}}}{l} \right) \Delta \alpha_{\text{щ}},$$

Фиг. 10. Изменение нулевого угла атаки крыла в зависимости от эффективного угла отклонения щитка

¹ Эта формула может быть применена также в случае элеронов, отклоненных в одну сторону, при этом вместо $\Delta \alpha_{\text{щ}}$ следует брать эффективный угол отклонения $\Delta \alpha_0$.



Фиг. 11. Изменение нулевого угла атаки крыла в зависимости от эффективного угла отклонения щитка



Фиг. 12. Сравнение расчетных величин $\Delta\alpha_0$ с экспериментом Ф. Г. Гласса

а для профилей близких к Clark-Y и NACA 230:

$$\Delta\alpha_0 = \left(0,0874\xi + 1,085\frac{l_{щ}}{l}\right) \times \left(0,07 - 0,001\delta^\circ + \frac{b_{щ}}{b}\right)\delta^\circ.$$

Сравнение расчетных значений $\Delta\alpha_0$ с экспериментом показало хорошую согласованность между ними (фиг. 12).

2. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла

Одной из существенных задач настоящей работы являлось определение распределения аэродинамической нагрузки (а отсюда и центров давления) по размаху крыла со щитком, имеющее важность для расчета самолета на прочность¹.

Точно так же, как это было сделано для случая геометрической и аэродинамической закрученности⁽⁸⁾, здесь мы даем кривые дополнительной нагрузки от щитков в виде перераспределяющих нагрузку графиков $\Gamma_{щ} =$

$$= \frac{\Delta c_y b}{b_{cr} \Delta\alpha_{щ}}, \text{ не изме-}$$

няющих величины суммарной подъемной силы.

Для практических расчетов распределения нагрузки в общем случае (крыло, имеющее геометрическую, аэродинамическую или сме-

¹ Н. А. Pearson (NACA Rep. №585, 1937 г.) вычислял распределение нагрузок от щитков при помощи невидоизмененного метода Лотца, что привело к громоздким приближенным вычислениям.

шанную закрученность) следует пользоваться формулой:

$$\rho V \Gamma = \Gamma_n c_{y_{кр}} b_{ср} q + \Gamma_z b_{ср} q \cdot \varepsilon^\circ + \Gamma_{ш} b_{ср} q \cdot \Delta \alpha_{ш}. \quad (15)$$

Здесь:

$\Delta \alpha_{ш}$ — эффективный угол атаки щитка в радианах,

$\Gamma_n = \frac{c_{y_{кр}} b}{c_{y_{кр}} b_{ср}}$ — кривая распределения относительной нагрузки по плоскому крылу,

$\Gamma_z = \frac{\Delta c_{y_z} b}{b_{ср} \varepsilon^\circ}$ — кривая распределения дополнительной нагрузки от закрученности крыла,

$\Gamma_{ш} = \frac{\Delta c_{y_{ш}} b}{b_{ср} \Delta \alpha_{ш}}$ — кривая распределения дополнительной нагрузки от отклонения щитков.

Графики Γ_n и Γ_z для крыльев различных форм уже опубликованы⁽⁸⁾, поэтому здесь мы помещаем только кривые $\Gamma_{ш}$, вычисленные для крыльев различных форм со щитками различных размеров (фиг. 13, 14 и табл. 9, 9а).

Глубина щитка $\frac{b_{ш}}{b}$ и угол отклонения $\delta_{ш}$ входят в выражение $\Delta \alpha_{ш}$, к которому кривые отнесены.

Рассмотрение графиков фиг. 13, 14 и формулы (15) позволяет сделать следующие замечания:

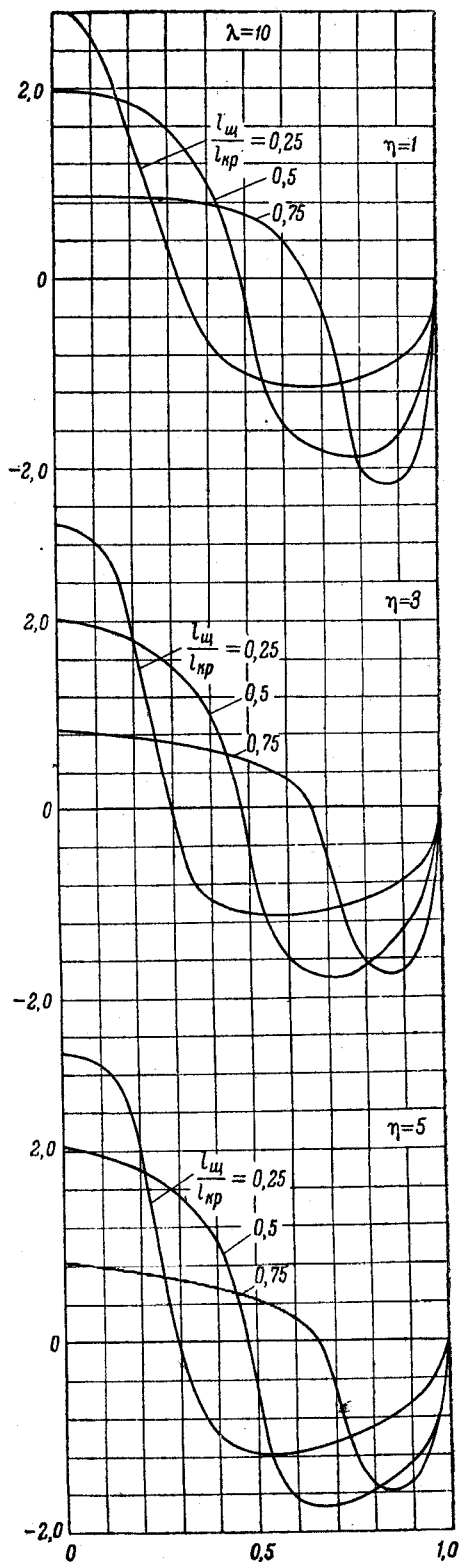
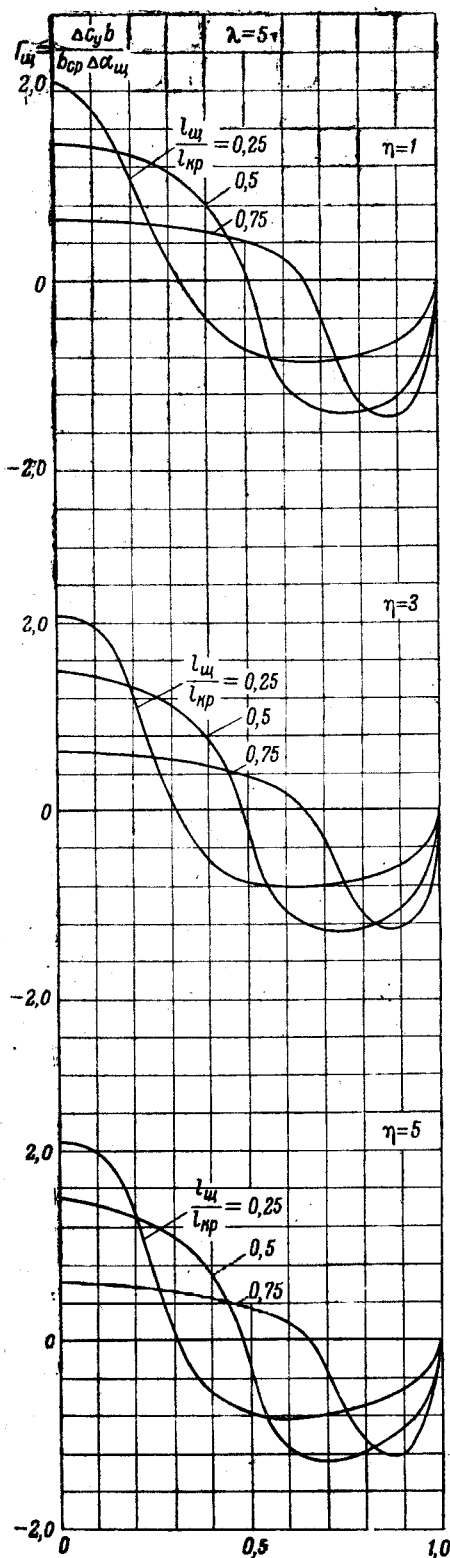
- 1) величина дополнительной нагрузки пропорциональна эффективному углу атаки щитка $\Delta \alpha_{ш}$;
- 2) влияние сужения и размера центроплана на $\Gamma_{ш}$ незначительно²,
- 3) $\Gamma_{ш}$ изменяется, примерно, пропорционально удлинению λ ,
- 4) длина щитка является наиболее энергичным фактором перераспределения нагрузки.

Для проверки точности определения нагрузки при помощи графиков фиг. 13 и 14 было произведено несколько сравнений с опытом, из которых основным является приводимое ниже сравнение с экспериментальными данными, опубликованными в Т. N. NASA № 591. Эти данные относятся к испытанию полукрыла натуральной величины трапецевидной с центропланом формы в натурной трубе NASA. Крыло было поставлено вертикально на горизонтальный экран, поверхность которого, повидимому, не была достаточно гладкой, что сказалось в некотором превышении экспериментальных нагрузок вблизи экрана над расчетными.

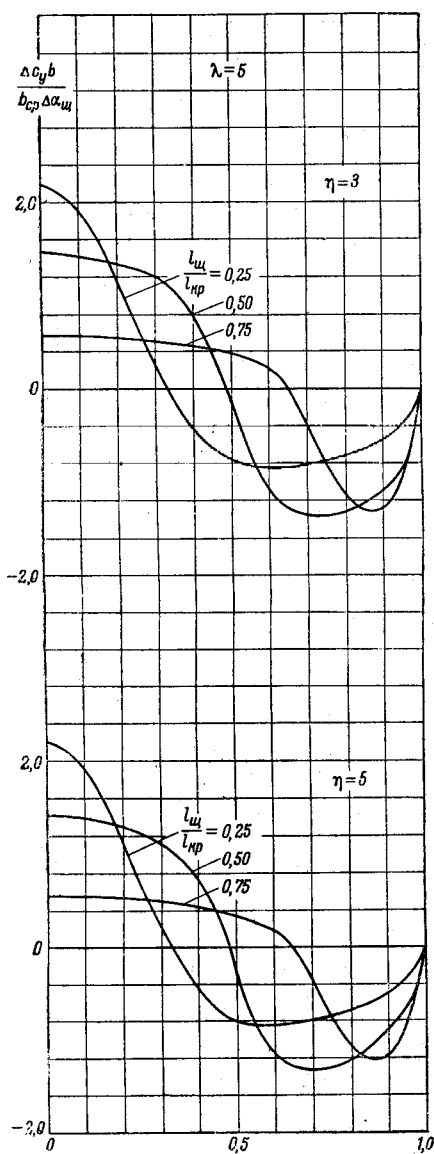
На фиг. 15 приведено сравнение кривых распределения нагрузки для щитка, распространенного почти по всему размаху (97%). При расчете согласно изложенному методу, наличие отклоненного щитка по всему размаху эквивалентно увеличению углов атаки всех сечений на одну и ту же величину $\Delta \alpha_{ш}$ и, следовательно, должен сохраниться тот вид кривой, который свойственен крылу без щитка на большем (на величину $\Delta \alpha_{ш}$) угле атаки, что и подтвердилось, за исключением сечений вблизи корня (по указанной

¹ Аэродинамически плоским называется крыло, у которого геометрический угол атаки, отсчитанный от нуля подъемной силы, постоянен для всех сечений крыла.

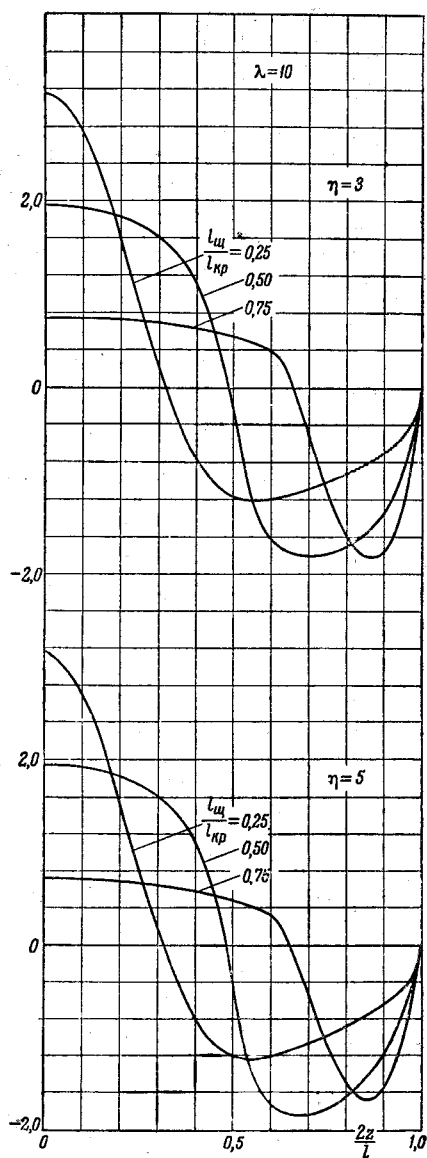
² Во избежание недоразумений следует отметить, что незначительное влияние сужения и центроплана на перераспределяющий график $\Gamma_{ш}$ вовсе не означает, что с их изменением остается неизменной дополнительная нагрузка в сечениях крыла, напротив, она изменяется и в особенности сильно от сужения, что ясно и из предшествующего параграфа.



Фиг. 13. Распределение дополнительной нагрузки от щитков по размаху различных трапециевидных крыльев ($\frac{2l_w}{l} = 0$); $\Delta\alpha_{\text{щ. р}}$ — эффективный угол отклонения щитка в радианах



$$\frac{2l_u}{l} = 0,5$$



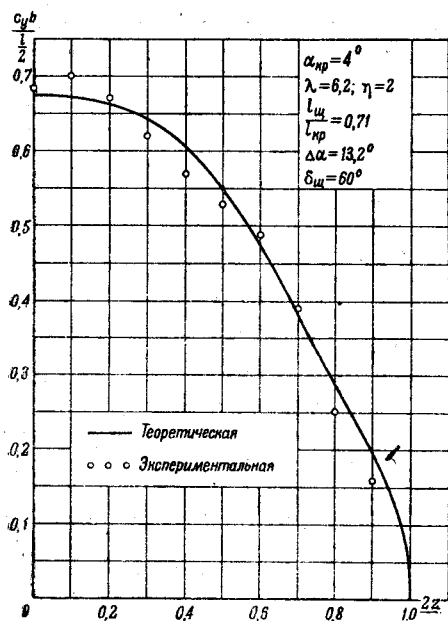
Фиг. 14. Распределение дополнительной нагрузки от щитков по размаху трапецевидных крыльев с прямоугольным центропланом ($\frac{2l_u}{l} = 0,5$); $\Delta\alpha_{щ.р}$ — эффективный угол отклонения щитка в радианах

выше причине) и сечений вблизи конца, где расчетные данные обнаруживают небольшое расхождение, идущее в запас прочности. На фиг. 16—18 приведены сравнения экспериментальных и расчетных нагрузок для того же крыла, но со щитком, занимающим 0,71 размаха, для нескольких углов атаки и отклонений щитка.

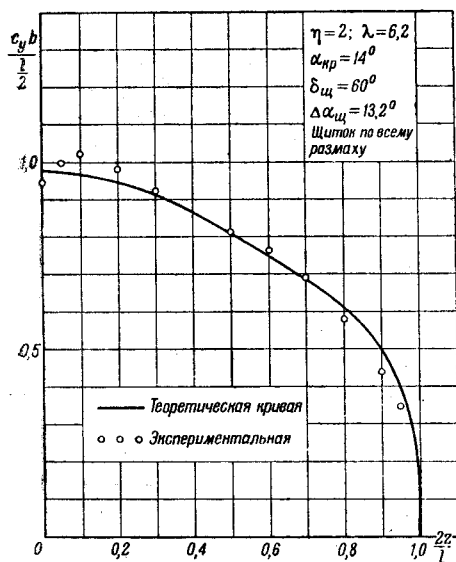
Сходимость вполне удовлетворительная; небольшие расхождения в основном идут также в запас расчета.

На малых углах атаки (фиг. 18) совпадение несколько худшее, нежели на больших.

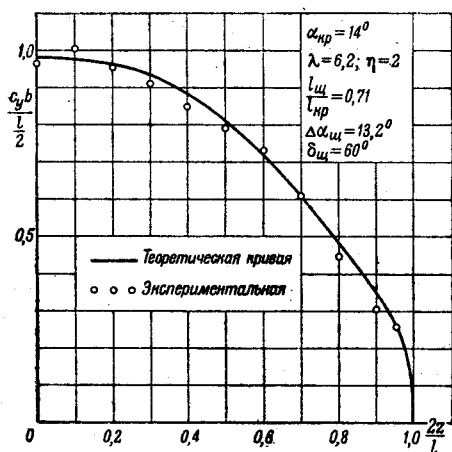
Для расчетов были использованы значения $\Delta\alpha_{щ}$, взятые из тех же экспериментальных данных (c_y по α крыла со щитком по всему размаху).



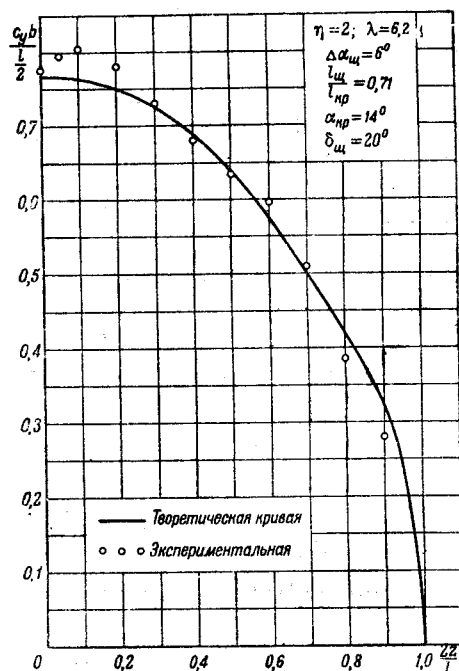
Фиг. 15. Сравнение теоретического и экспериментального распределений нагрузок по трапецевидному крылу (Т. Н. NACA № 591)



Фиг. 17. Сравнение теоретического и экспериментального распределений нагрузок по трапецевидному крылу (Т. Н. NACA № 591)



Фиг. 16. Сравнение теоретического и экспериментального распределений нагрузок по трапецевидному крылу (Т. Н. NACA № 591)



Фиг. 18. Сравнение теоретического и экспериментального распределений нагрузок по трапецевидному крылу (Т. Н. NACA № 591)

3. Момент продольной устойчивости

Графики и формулы для определения продольного момента плоского и закрученного крыла уже опубликованы⁽⁸⁾, поэтому здесь мы будем касаться только изменений, вносимых наличием отклоненного щитка.

Как было указано во введении, мы в наших расчетах пользуемся допущениями, что для сечений, занятых щитком¹:

$$\frac{dc_m}{dc_y} = \text{const},$$

$$\Delta c_{m_0} = \text{const},$$

$$\Delta \alpha_{\text{щ}} = \text{const}.$$

Выше было упомянуто, что, зная изменения этих величин по размаху щитка (они незначительны для средних толщин одного и того же профиля), можно внести дальнейшие уточнения. Однако, сравнения с экспериментом расчетов, основанных на упомянутых допущениях, уже не показали в отношении продольного момента существенных расхождений, если только значения Δc_{m_0} и $\Delta \alpha_{\text{щ}}$ для заданного профиля взяты из данных той же трубы, в которой продувалась интересующая нас модель. Таким образом точность вычисления продольного момента определяется в основном достоверностью величин Δc_{m_0} и $\Delta \alpha_{\text{щ}}$, которыми мы пользуемся в расчете.

Если фокусы сечений остаются на месте при отклонении щитка, то нетрудно видеть, что в случае стреловидного крыла (крыла, у которого фокусы сечений смещены вперед или назад по отношению к фокусу корневого сечения):

1) фокус всего крыла также останется неизменным

$$\frac{dc_{m_{\text{кр}}}}{dc_{y_{\text{кр}}}} \approx \text{const};$$

2) нулевой момент получит в общем случае два приращения: первое — от изменения c_{m_0} в сечениях, занятых щитком, второе — от изменения углов атаки в тех же сечениях, благодаря отклонению щитка.

Обозначая эти приращения соответственно через $\Delta_1 c_{m_0 \text{ кр}}$ и $\Delta_2 c_{m_0 \text{ кр}}$ и принимая во внимание, что коэффициенты отнесены к скоростному напору и корневой хорде, получим для трапецевидного крыла с центропланом при щитке, выходящем за пределы центроплана:

$$\begin{aligned} \Delta_1 c_{m_0 \text{ кр}} &= \frac{2\Delta c_{m_0}}{b_k S} \int_0^{l_{\text{ц}}} b_k^2 dz + \frac{2\Delta c_{m_0}}{b_k S} \int_{l_{\text{ц}}}^{\frac{l_{\text{ш}}}{2}} b_k^2 \left(a - c \frac{2z}{l}\right)^2 dz = \\ &= \frac{\Delta c_{m_0} S_{\text{ц}}}{S} + \frac{b_k \Delta c_{m_0} l}{3Sc} \left[\left(a - c \frac{2l_{\text{ц}}}{l}\right)^3 - \left(a - c \frac{l_{\text{ш}}}{l}\right)^3 \right], \end{aligned} \quad (16)$$

где $S_{\text{ц}}$ — площадь центроплана.

При щитке, не выходящем за пределы центроплана, будем иметь

$$\Delta_1 c_{m_0 \text{ кр}} = \frac{\Delta c_{m_0} S_{\text{щ}}}{S},$$

где $S_{\text{щ}}$ — площадь крыла, занятая щитком (фиг. 4). В случае чисто трапецевидного крыла $\left(\frac{2l_{\text{ц}}}{l} = 0\right)$:

$$\Delta_1 c_{m_0 \text{ кр}} = \frac{2\Delta c_{m_0} l \cdot b_k}{6S\xi} \left[1 - \left(1 - \xi \frac{l_{\text{ш}}}{l}\right)^3 \right].$$

¹ Для практических расчетов следует брать значения $\frac{dc_m}{dc_y}$, Δc_{m_0} и $\Delta \alpha_{\text{щ}}$, соответствующие профилю средней толщины в области щитка.

Перейдем к определению $\Delta_2 c_{m_0 \text{кр}}$. Нетрудно показать, что формула для определения $\Delta_2 c_{m_0 \text{кр}}$ будет иметь вид¹:

$$\begin{aligned} \Delta_2 c_{m_0 \text{кр}} &= \frac{2}{S \cdot b_{\text{к}}} \int_0^{\frac{l}{2}} (\zeta + m b_{\text{к}}) b \Delta c_y dz = \\ &= \frac{2 \Delta \alpha_{\text{ш}} b_{\text{ср}}}{b_{\text{к}} \cdot S} \int_0^{\frac{l}{2}} \Gamma_{\text{ш}} \zeta dz = \Delta \alpha_m \operatorname{tg} \chi N \left(\lambda, \frac{l_{\text{ш}}}{l}, \eta, \frac{2 l_{\text{ш}}}{l} \right), \end{aligned} \quad (17)$$

где $\zeta = \operatorname{tg} \chi (z - l_{\text{ш}})$ — смещение фокуса данного сечения относительно фокуса корневого сечения,

$$N = \frac{2 b_{\text{ср}}}{b_{\text{к}} \cdot S} \int_{l_{\text{ш}}}^{\frac{l}{2}} \Gamma_{\text{ш}} (z - l_{\text{ш}}) dz. \quad (18)$$

Мы указывали раньше (стр. 13), что пользуемся в расчетах расчленением нагрузки крыла со щитком на: 1) плоскую нагрузку, соответствующую заданному c_y крыла со щитком, и 2) дополнительную нагрузку от щитка $\Gamma_{\text{ш}}$, дающую лишь эффект перераспределения от щитков без изменения подъемной силы крыла.

Легко видеть, что в соответствии с таким расчленением нагрузки дополнительная нагрузка $\Gamma_{\text{ш}}$ выразится через коэффициенты A_n''' (приведены в приложении 1, табл. 6 и 7) следующим образом:

$$\Gamma_{\text{ш}} = \frac{\Delta c_y \cdot b}{b_{\text{ср}} \Delta \alpha_{\text{ш}}} = 4 \lambda \mu_{\text{к}} \sum A_n''' \sin n \theta. \quad (19)$$

Отсюда получится:

$$\begin{aligned} N &= \frac{\Delta_2 c_{m_0 \text{кр}}}{\Delta \alpha_{\text{ш}} \operatorname{tg} \chi} = \frac{2 b_{\text{ср}}}{b_{\text{к}} S} \int_{l_{\text{ш}}}^{\frac{l}{2}} \Gamma_{\text{ш}} (z - l_{\text{ш}}) dz = \\ &= 2 \frac{b_{\text{ср}}}{b_{\text{к}}} \cdot \lambda^2 \cdot \mu_{\text{к}} \int_{\pi - \theta_{\text{ш}}}^{\pi} \sum A_n''' \sin n \theta \left(-\cos \theta - \frac{2 l_{\text{ш}}}{l} \right) \sin \theta d \theta \end{aligned}$$

и, наконец, после несложного интегрирования:

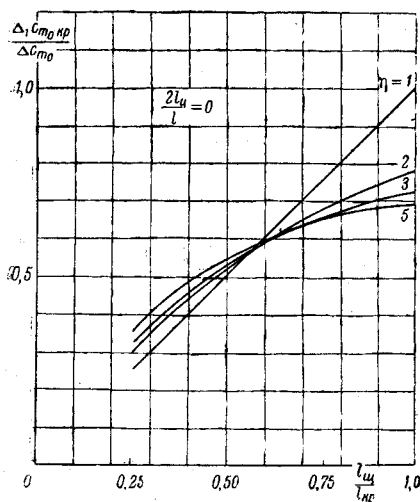
$$\begin{aligned} N &= \frac{b_{\text{ср}}}{b_{\text{к}}} \cdot \frac{\lambda^2 \mu_{\text{к}}}{2} \sum A_n''' \left[\left(\frac{\sin (n-2) \theta_{\text{ш}}}{n-2} - \frac{\sin (n+2) \theta_{\text{ш}}}{n+2} \right) - \right. \\ &\quad \left. - 2 \cdot \frac{2 l_{\text{ш}}}{l} \left(\frac{\sin (n-1) \theta_{\text{ш}}}{n-1} - \frac{\sin (n+1) \theta_{\text{ш}}}{n+1} \right) \right]. \end{aligned} \quad (20)$$

В случае чисто трапецевидного крыла $\left(\frac{2 l_{\text{ш}}}{l} = 0 \right)$

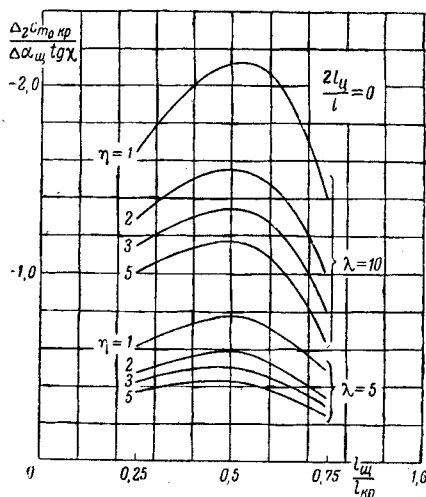
$$N = \frac{b_{\text{ср}}}{b_{\text{к}}} \cdot 2 \lambda^2 \mu_{\text{к}} \left(\frac{A_3'''}{5} - \frac{A_5'''}{21} + \frac{A_7'''}{45} - \frac{A_9'''}{77} \dots \right). \quad (21)$$

¹ Здесь мы пользуемся соображениями, аналогичными тем, которые были нами применены для определения дополнительного момента от закрученности крыла (А. Б. Р и с б е р г. Влияние формы крыла на распределение нагрузки по размаху и продольную устойчивость. Труды ЦАГИ, вып. 335, стр. 62—68, 1937).

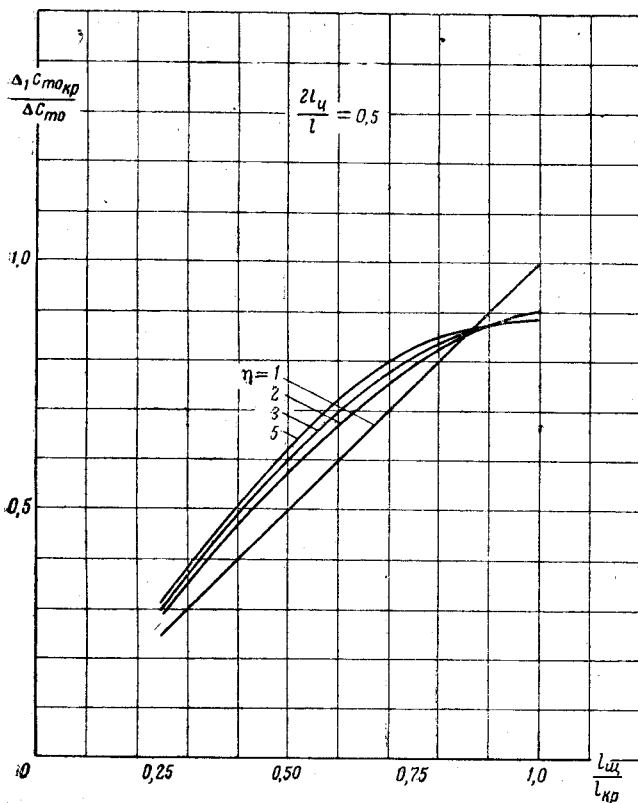
Выведенные формулы для определения обоих упомянутых приращений нулевого момента крыла и построенные на их основании расчетные графики (фиг. 19—22) позволяют сделать следующие замечания:



Фиг. 19. Влияние изменения c_{m0} профиля от отклонения щитка на величину $c_{m0кр}$



Фиг. 21. Влияние закрученности крыла от отклонения щитка на величину $c_{m0кр}$



Фиг. 20. Влияние изменения c_{m0} профиля от отклонения щитка на величину $c_{m0кр}$

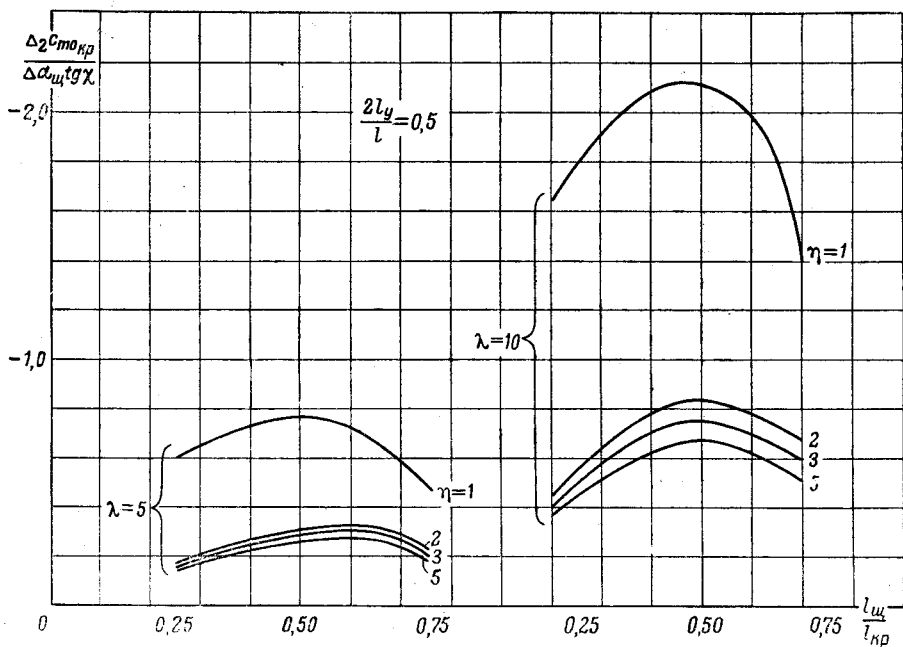
1) $\Delta_1 c_{m0кр}$ положительно по знаку, пропорционально приращению нулевого момента профиля Δc_{m0} и не зависит от удлинения крыла.

2) Изменение сужения в употребительном диапазоне ($2 \leq \eta \leq 4$) для длин щитков от $\frac{l_{ш}}{l} = 0,5$ до $\frac{l_{ш}}{l} = 0,75$ оказывает небольшое влияние на $\Delta_1 c_{m0кр}$, в особенности при отсутствии центроплана.

3) Влияние центроплана сказывается в значительном возрастании $\Delta_1 c_{m0кр}$ (около 20% при $\frac{l_{ш}}{l} = 0,75$).

4) $\Delta_2 c_{m0кр}$ отрицательно по знаку и пропорционально эффективному углу атаки щитка и стреловидности крыла.

5) С увеличением удлинения $\Delta_2 c_{m0кр}$ быстро возрастает по абсолютной величине (примерно, пропорционально $\lambda^{3/2}$).



Фиг. 22. Влияние закрученности от отклонения щитка на величину $c_{m0,кр}$

6) При увеличении $\frac{l_{ш}}{l}$ от 0,25 до 0,5 абсолютная величина $\Delta_2 c_{m,кр}$ возрастает, достигая, примерно, при $\frac{l_{ш}}{l} = 0,5$ своего максимального значения, затем еще более быстро падает.

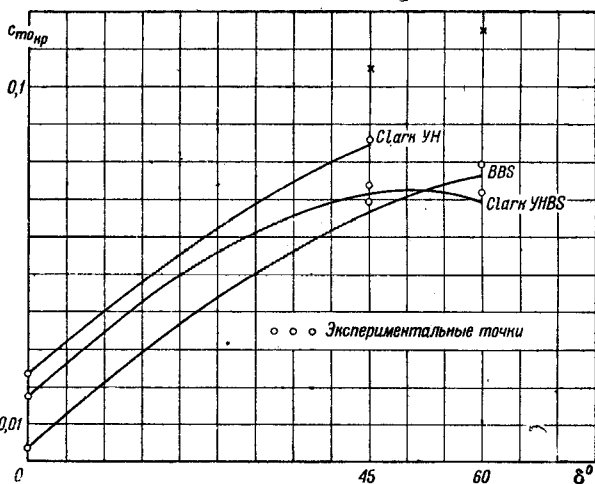
7) Влияние центроплана¹ сказывается в значительном уменьшении $|\Delta_2 c_{m0}|$, что объясняется меньшим участком со стреловидностью по сравнению с чисто трапецевидным крылом.

8) Отмечается значительное падение $|\Delta_2 c_{m0,кр}|$ с возрастанием сужения.

Величина дополнительного нулевого момента от щитков определяется при помощи графиков фиг. 19—22 с удовлетворительной точностью, как это

можно видеть из фиг. 23, где приведено сравнение расчетных $c_{m0,кр}$ с экспериментом Ф. Г. Гласса, представлявшим собой испытание трех крыльев одинаковой формы в плане, но с различными наборами профилей (BBS, Clark-YH, Clark-YHBS). Крылья имели трапецевидную форму в плане, с удлинением $\lambda = 7,05$, сужение $\eta = 2,5$ и стреловидность $\chi = 10,5^\circ$. На каждом крыле щитки с постоянным процентом хорды были в двух вариантах: по всему размаху и по половине размаха.

Необходимые для расчетов величины Δc_{m0} для каждого



Фиг. 23. Сравнение расчетных c_{m0} с экспериментами Ф. Г. Гласса

¹ Предполагается, что стреловидность имеет место вне центроплана.

из упомянутых крыльев были получены из экспериментальных данных, относящихся к соответственному крылу со щитком по всему размаху при предположении, что $\Delta c_{m_0} \approx \text{const}$ по размаху щитка.

Фиг. 23 показывает удовлетворительную согласованность расчетов с экспериментом. На этой же диаграмме нанесены расчетные точки (обозначены крестиками), относящиеся к крылу BBS той же формы в плане, но без стреловидности. Как видно из диаграммы, $c_{m_0 \text{ кр}}$ в данном случае уменьшается за счет стреловидности, примерно, на 30%, что следует учитывать при рассмотрении изменения балансировки от щитков.

Как известно, отклонение щитка одновременно с дополнительным пикирующим моментом крыла вызывает появление дополнительного кабрирующего момента оперения, в какой-то мере компенсирующего первый, вследствие чего балансировка и запас рулей иногда изменяются сравнительно немного, что не является, однако, общим правилом. Это видно хотя бы из того, что изменение стреловидности (которое, повидимому, не должно существенно отразиться на скосе и торможении потока у оперения) в значительной мере влияет на величину $c_{m_0 \text{ кр}}$.

Точный учет (расчетным путем) изменения балансировки от отклонения щитка затруднен отсутствием точных данных относительно изменения скоса и торможения потока у оперения. Уточнение определения этих величин является чрезвычайно желательным. Это обстоятельство представляет особый интерес при переоборудовании щитками самолетов, не имеющих таковых с точки зрения потребности в конструктивных изменениях.

Уточнение балансировки при отклонении щитка даже при надлежащем запасе рулей является необходимым, потому что при недостаточном отклонении руля высоты самолет может получить пикирующий момент, после чего даже при последующем максимальном отклонении руля не сможет быть достигнут угол атаки, соответствующий $c_{y \text{ max}}$.

Продольная устойчивость при отклонении щитка обычно изменяется немного по сравнению с таковой у самолета с неотклоненным щитком. Однако, здесь необходимо считаться с тенденцией к неустойчивости, которую сообщает отклонение щитка в особенности при высоком положении центра тяжести, что легко видеть из нижеследующей формулы, дающей приращение производной устойчивости крыла от отклонения щитка:

$$\Delta \frac{\partial c'_{m \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}} = -\frac{x_0}{b_k} \cdot \Delta \frac{\partial c_{n \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}} - \frac{y_0}{b_k} \Delta \frac{\partial c_{t \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}},$$

где $c'_{m \text{ кр}}$ — коэффициент момента относительно центра тяжести, x_0 и y_0 — координаты центра тяжести относительно носика,

$$\Delta \frac{\partial c_{n \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}} = \frac{3 c_{y \text{ кр}}^2}{\pi \lambda a} - \frac{2 c_{y \text{ кр}}}{\pi \lambda} |\alpha_0| + \frac{c_{x p \text{ кр}}}{a} > 0^1;$$

$$\Delta \frac{\partial c_{t \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}} = 2 \Delta c_{y \text{ кр}} \left(\frac{1}{\pi \lambda} - \frac{1}{a} \right) + |\Delta \alpha_0| = |\Delta \alpha_0| \left(\frac{2a}{\pi \lambda} - 1 \right) < 0^1;$$

$$a = \frac{d c_{y \text{ кр}}}{d \alpha};$$

$$\Delta c_{y \text{ кр}} \approx a |\Delta \alpha_0|;$$

$$\Delta \alpha_0 = -\frac{A_1'''}{A_1'} \Delta \alpha_{\text{ш}} - \text{дополнительный угол нулевой подъемной силы крыла от отклонения щитка.}$$

¹ Здесь мы пренебрегаем дополнительным индуктивным сопротивлением от закрученности крыла при отклонении щитка. См. приложение 2.

Отсюда нетрудно видеть, что при $\frac{y_0}{b_k} < 0$ и $\Delta \frac{\partial c'_{m \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}$ также отрицательно, между тем как при $\frac{y_0}{b_k} > 0$ противоположные влияния $\Delta \frac{\partial c_{n \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}$ и $\Delta \frac{\partial c_{l \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}$ могут взаимно компенсироваться.

В случае бесхвостого самолета $\frac{y_0}{b}$ обычно мало и, следовательно,

$$\frac{\partial c'_{m \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}} \approx m - \frac{x_0}{b_k} - \frac{x_0}{b_k} \Delta \frac{\partial c_{n \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}, \text{ где } m = \frac{\partial c_{n \text{ кр}}}{\partial c_{y \text{ кр}}}.$$

Продольная устойчивость легко может быть обеспечена надлежащим подбором стреловидности⁽⁸⁾, что же касается балансировки, то она, вообще говоря, затруднена большим ростом $c_{m_0 \text{ кр}}$ от отклонения щитка. Решение задачи, очевидно, следует искать в одновременном применении предкрылка или какого-либо другого приспособления с обратной тенденцией в отношении изменения c_{m_0} .

4. Индуктивное сопротивление

Можно показать, что формула для определения индуктивного сопротивления крыла с отклоненным щитком будет иметь вид¹:

$$c_{xi \text{ кр}} = \frac{1 + \delta}{\pi \lambda} c_{y \text{ кр}}^2 + \Delta_1 c_{xi \text{ кр}} + \Delta_2 c_{xi \text{ кр}}, \quad (22)$$

где

$$\Delta_1 c_{xi \text{ кр}} = 2 \mu_k \Delta \alpha_{\text{щ}} \sum n \frac{A_n'}{A_1'} A_n''' c_{y \text{ кр}};$$

$$\Delta_2 c_{xi \text{ кр}} = \pi \lambda \mu_k^2 \sum n A_n''' \cdot \Delta \alpha_{\text{щ}}^2.$$

$$\delta = \frac{\sum n A_n'^2}{A_1'^2} - 1 - \text{величина, характеризующая увеличение индук-}$$

тивного сопротивления заданного плоского крыла по сравнению с крылом того же удлинения, но эллиптической формы в плане².

Из формулы (22) видно, что отклонение щитка вносит следующие изменения в индуктивное сопротивление того же крыла с неотклоненным щитком:

1) Обычная парабола индуктивного сопротивления распространяется на больший диапазон $c_{y \text{ кр}}$, что сводится к значительному возрастанию $c_{xi \text{ кр}}$ за счет наличия $\Delta c_{y \text{ кр}}$.

2) Индуктивное сопротивление получает за счет закрученности крыла от отклонения щитка (разрывной закон изменения угла атаки по размаху) два дополнительных приращения, из которых одно пропорционально подъемной силе и эффективному углу атаки щитка, другое — пропорционально квадрату эффективного угла атаки щитка и не зависит от угла атаки крыла.

Оба упомянутых приращения, вызванные дополнительным отклонением кривой распределения циркуляции от эллиптического вида благодаря закрученности крыла, изменяются в зависимости от длины щитка, достигая при

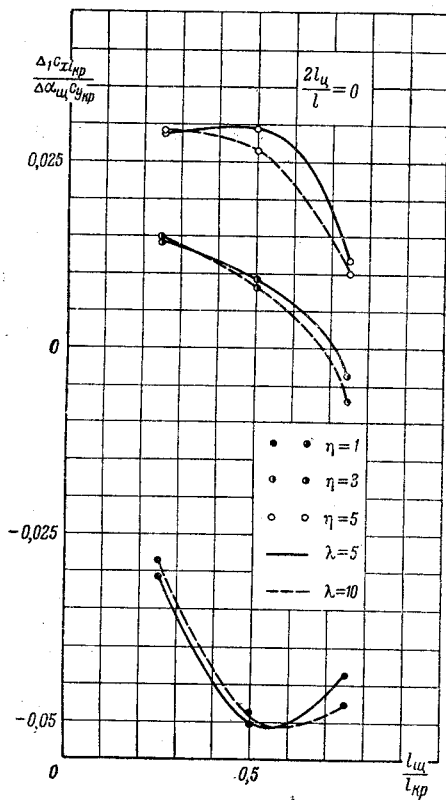
¹ А. Б. Рисберг. Влияние формы крыла на распределение нагрузки по размаху и продольную устойчивость. Труды ЦАГИ, вып. 335, 1937, стр. 78.

² Графики δ см. там же. Стр. 58.

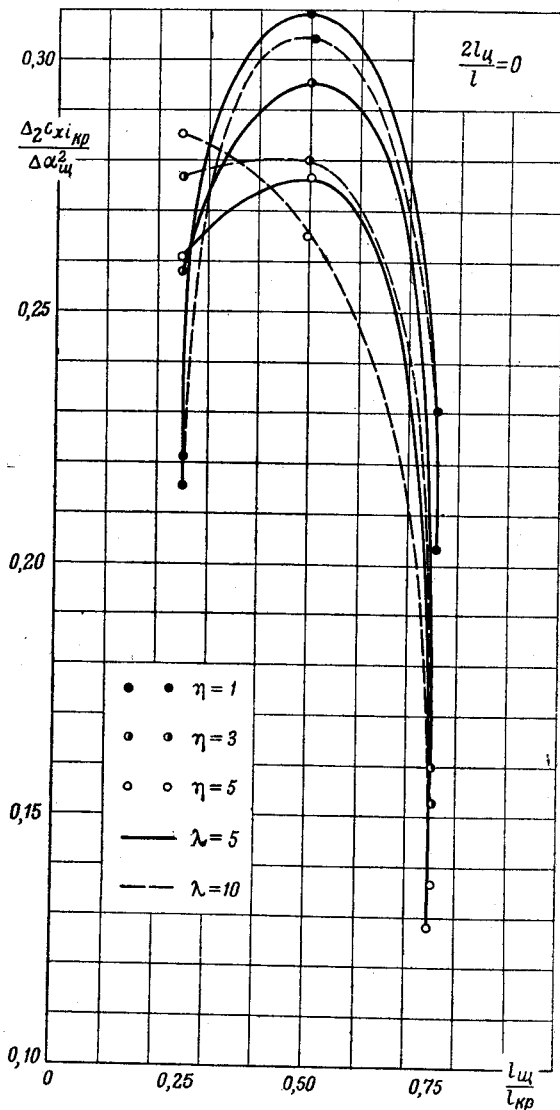
некотором значении $\frac{l_{ш}}{l}$ (около 0,5) своего максимума и исчезая при щитке, распространенном по всему размаху. Обычно индуктивное сопротивление крыла со щитком определяют, не принимая во внимание изменений, вносимых закрученностью от щитка.

Однако, как это видно из нижеприведенных графиков, влияние закрученности на $c_{xi\text{ кр}}$ в некоторых случаях может оказаться довольно существенным¹, с чем следует считаться в расчетах.

Значения $\Delta_1 c_{xi\text{ кр}}$ и $\Delta_2 c_{xi\text{ кр}}$ для класса трапецевидных крыльев без центроплана приведены на фиг. 24 и 25. Рассмотрение графиков позволяет сделать нижеследующие замечания:



Фиг. 24. Дополнительное индуктивное сопротивление от щитков, вызванное наличием подъемной силы



Фиг. 25. Дополнительное индуктивное сопротивление от щитков при $c_{y\text{ кр}} = 0$

1) $\Delta_1 c_{xi\text{ кр}}$ в сильной степени зависит от сужения, возрастая от отрицательных значений при $\eta = 1,2$ до положительных при $\eta \geq 3$ и мало зависит от удлинения крыла.

¹ Так, например, при $\eta = 5$; $\lambda = 5$; $\Delta\alpha_{ш} = 0,26$; $c_{y\text{ кр}} = 2$; $\frac{l_{ш}}{l} = 0,5$ расчет дает $\Delta_1 c_{xi\text{ кр}} + \Delta_2 c_{xi\text{ кр}} = 0,0337$.

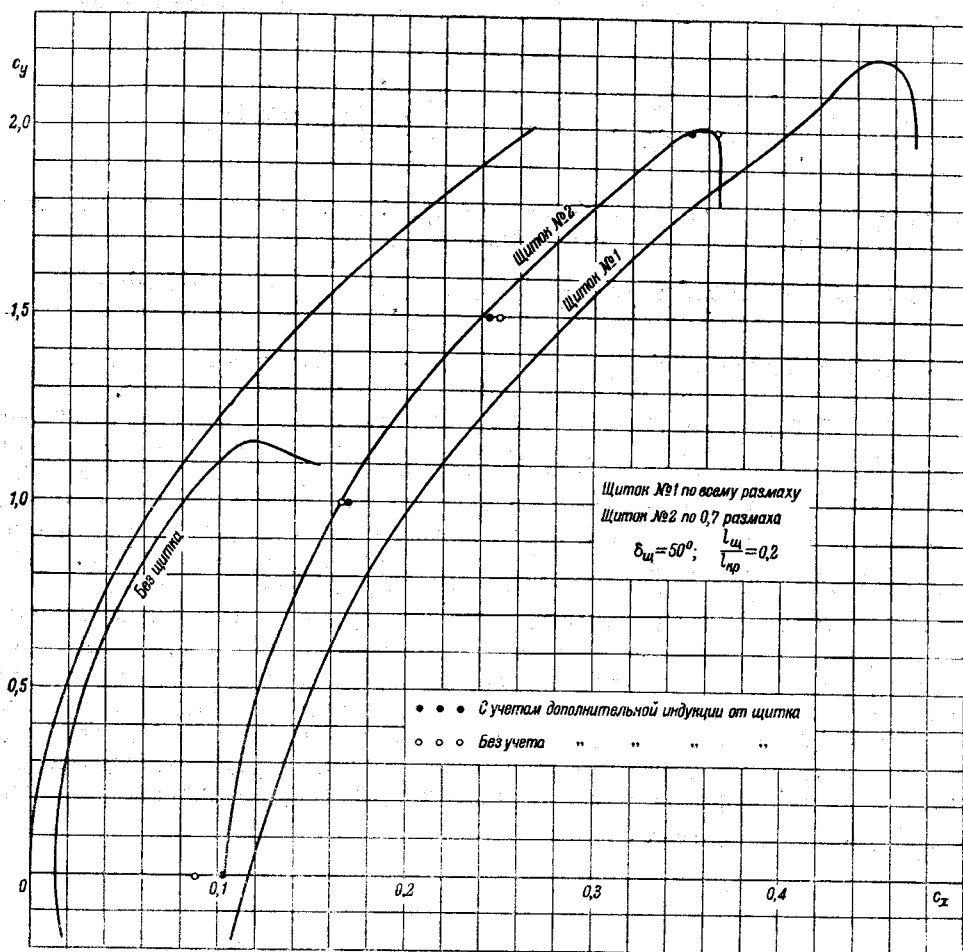
2) $\Delta_2 c_{xi \text{ кр}}$ принимает только положительные значения.

3) Увеличение сужения и удлинения в диапазоне употребительных длин щитков ($0,5 \leq \frac{l_{\text{щ}}}{l} \leq 0,7$) влияет на $\Delta_2 c_{xi \text{ кр}}$ в сторону уменьшения.

Таким образом влияние закрученности на $c_{xi \text{ кр}}$ в зависимости от формы крыла и длины щитка может выразиться как в некотором приросте (для больших сужений), так и в уменьшении $c_{xi \text{ кр}}$ (для $\eta = 1$) и, следовательно, сильно суженные крылья при прочих равных условиях оказываются более выгодными в смысле увеличения крутизны планирования.

Как видно из фиг. 24 и 25, индуктивное сопротивление прямоугольного крыла получает отрицательное приращение $\Delta_1 c_{xi \text{ кр}}$ и положительное приращение $\Delta_2 c_{xi \text{ кр}}$. Ввиду пропорциональности $\Delta_1 c_{xi \text{ кр}}$ величине $c_{y \text{ кр}}$ и независимости $\Delta_2 c_{xi \text{ кр}}$ от $c_{y \text{ кр}}$, на больших углах атаки будет иметь место уменьшение сопротивления ($|\Delta_1 c_{xi \text{ кр}}| > \Delta_2 c_{xi \text{ кр}}$), в то время как при $c_{y \text{ кр}} = 0$ ($\Delta_1 c_{xi \text{ кр}} = 0$) сопротивление возрастет.

Вышесказанное хорошо иллюстрируется фиг. 26, где представлены поляры прямоугольного крыла без щитка, со щитком по всему размаху и со щитком по 0,7 размаха, взятые из экспериментальных данных, приведенных в работе П. П. Красильщикова⁽⁷⁾. На диаграмме нанесены расчетные точки с учетом влияния закрученности и без учета его, причем доля профильного сопротивления подсчитывалась по правилу смешения.



Фиг. 26. Сравнение расчетных значений c_x с экспериментом П. П. Красильщикова

5. Закрылки и щитки необычной схемы

Нами рассмотрен ряд вопросов, относящихся к определению аэродинамических характеристик крыла с обыкновенным, не выходящим за пределы задней кромки крыла, щитком, имеющим нескользящий шарнир.

Щитки такого вида находят большое применение в авиационной практике. Однако, иногда для тех же целей употребляются закрылки, отклонение которых на большой угол в какой-то мере изменяет величины хорд сечений и несущую площадь крыла в сторону уменьшения. С другой стороны, имеют применение также щитки особых конструкций (например, щитки ЦАП), изменяющие при больших углах отклонения закон хорд и площадь крыла в сторону увеличения.

В том и другом случаях помимо разрывного закона изменения угла атаки имеет место также и разрывной закон изменения хорды, что естественно изменяет весь ход расчета, примененного нами в данной работе, так как ряд основных расчетных величин, а именно площадь крыла, удлинение, коэффициенты C_{2k} , B''_m претерпевают существенные изменения.

Однако, в тех случаях, когда удовлетворяются три основные допущения, щитки подобного рода не вносят принципиальных изменений в изложенный здесь метод определения аэродинамических характеристик, изменяя лишь основные расчетные данные, и, следовательно, соответствующие вычисления могут быть осуществлены при помощи системы (3). Потребные для ее решения коэффициенты C_{2k} , определяемые формулой

$$C_{2k} = \frac{4}{\pi} \int_0^{\theta_{\text{ш}}} \frac{b}{b_{1k}} \cos 2k\theta d\theta + \frac{4}{\pi} \int_{\theta_{\text{ш}}}^{\frac{\pi}{2}} \frac{b_1}{b_{1k}} \cos 2k\theta d\theta,$$

где b_1 — хорда крыла в области щитка, легко вычисляются и имеют простой аналитический вид.

Что касается коэффициентов $\frac{B''_m}{\Delta \alpha_{\text{ш}}}$, то, как видно из формулы (5), они остаются неизменными в случае $\frac{b}{b_k} = \frac{b_1}{b_{1k}}$, что обычно имеет место.

Ввиду того, что изменение хорды вне щитка в случае щитков употребительных длин (0,5—0,7*l*) влияет сравнительно мало на вид кривой дополнительной циркуляции, есть основание предполагать, что аэродинамические характеристики крыльев со щитками необычного типа с достаточной точностью смогут быть получены из таковых для простого щитка простым внесением поправок на изменение удлинения, эффективного угла атаки щитка и нулевого момента профиля от отклонения щитка. Проверку этого обстоятельства мы предполагаем произвести в ближайшем будущем.

Кроме случая щитков необычной схемы, но постоянной относительной глубины, может представиться более общий случай крыла произвольной формы в плане со щитками переменной глубины (например, с вырезами в центральной части щитка при наличии поперечного *V*). Решение задачи в подобном случае можно получить без особого труда, определяя величины C_{2k} и B''_m при помощи метода трафареток, изложенного в нашей работе⁽⁸⁾, и решая систему (3).

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Таблицы аэродинамических характеристик крыльев со щитком и вспомогательных величин для их определения

Значения μ_k

Таблица 1

λ $\frac{2l_{\Pi}}{l}$	5				10			
	1	2	3	5	1	2	3	5
0	0,2800	0,3740	0,4200	0,4667	0,1400	0,1870	0,2100	0,2333
0,5	0,2800	0,3200	0,3359	0,3500	0,1400	0,1600	0,1679	0,1750

Таблица 2 и 3

Коэффициент C_{2k} и D_{2k}

C_{2k} $\frac{2l_{\Pi}}{l}$	0	0,5	D_{2k}	
C_0	2—1,2732 ξ	2—0,8720 ξ	D_0	1,2732
C_2	—0,4244 ξ	—0,5513 ξ	D_2	—0,4244
C_4	0,0849 ξ	—0,0551 ξ	D_4	—0,0849
C_6	—0,0364 ξ	0,0630 ξ	D_6	—0,0364
C_8	0,0202 ξ	—0,0197 ξ	D_8	—0,0202
C_{10}	—0,0129 ξ	—0,0101 ξ	D_{10}	—0,0129
C_{12}	0,0089 ξ	0,0154 ξ	D_{12}	—0,0089
C_{14}	—0,0065 ξ	—0,0060 ξ	D_{14}	—0,0065
C_{16}	0,0050 ξ	—0,0041 ξ	D_{16}	—0,0050
C_{18}	—0,0039 ξ	0,0067 ξ	D_{18}	—0,0039
C_{20}	0,0032 ξ	—0,0029 ξ	D_{20}	—0,0032
C_{22}	—0,0026 ξ	—0,0021 ξ	D_{22}	—0,0026
C_{24}	0,0022 ξ	0,0039 ξ	D_{24}	—0,0022
C_{26}	—0,0019 ξ	—0,0017 ξ	D_{26}	—0,0019
C_{28}	0,0016 ξ	—0,0013 ξ	D_{28}	—0,0016
C_{30}	—0,0014 ξ	0,0025 ξ	D_{30}	—0,0014
C_{32}	0,0012 ξ	—0,0011 ξ	D_{32}	—0,0012
C_{34}	—0,0011 ξ	—0,0010 ξ	D_{34}	—0,0011
C_{36}	0,0010 ξ	0,0017 ξ	D_{36}	—0,0010
C_{38}	—0,0009 ξ	—0,0008 ξ	D_{38}	—0,0009

$\frac{2l_{\text{ш}}}{l}$	0						
$\frac{l_{\text{ш}}}{l_{\text{кр}}}$	0,25			0,5			
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_m''$ η_l	1	3	5	1	3	5	1
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_1''$	0,3151	0,2891	0,2838	0,6090	0,5099	0,4900	0,8556
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_3''$	-0,2891	-0,2662	-0,2617	-0,4135	-0,3627	-0,3527	-0,2764
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_5''$	0,2409	0,2241	0,2207	0,1379	0,1521	0,1550	-0,1381
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_7''$	-0,1776	-0,1684	-0,1665	-0,0690	0,0133	0,0023	0,0606
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_9''$	0,1083	0,1073	0,1071	-0,1241	-0,0700	-0,0593	0,0899
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_{11}''$	-0,0424	-0,0488	-0,0500	0,0551	0,0337	0,0294	-0,0155
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_{13}''$	-0,0118	0,0001	0,0025	0,0395	0,0279	0,0257	-0,0653
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_{15}''$	0,0489	0,0339	0,0310	-0,0738	-0,0528	-0,0485	-0,0043
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_{17}''$	-0,0662	-0,0509	-0,0479	0,0345	0,0278	0,0265	0,0488
$\frac{1}{\Delta\alpha_{\text{ш}}} B_{19}''$	0,0649	0,0518	0,0492	0,0276	0,0144	0,0117	0,0150

Значения A_1' в зависимости

$\frac{2l_{\text{ш}}}{l}$	$\lambda = 5$				
η_l	0			0,5	
	1	3	5	3	5
A_1'	0,9022	0,6203	0,5564	0,7791	0,7477
A_3'	0,1055	-0,0060	-0,0325	0,0083	-0,0185
A_5'	0,0217	0,0234	0,0191	0,0004	-0,0093
A_7'	0,0062	0,0023	0,0015	0,0129	0,0117
A_9'	0,0023	0,0033	0,0040	0,0030	0,0027
A_{11}'	0,0010	-0,0008	0	-0,0003	-0,0007

Коэффициенты разложения циркуляции для класса

$\frac{l_{\text{ш}}}{l_{\text{кр}}}$	$\lambda = 5$								
η_l	0,25			0,5			0,75		
A_n'''	1	3	5	1	3	5	1	3	5
A_1'''	0	0	0	0	0	0	0	0	0
A_3'''	-0,1818	-0,1217	-0,1065	-0,2704	-0,1725	-0,1462	-0,1958	-0,1181	-0,0981
A_5'''	0,0943	0,0713	0,0673	0,0426	0,0374	0,0410	-0,0848	-0,0465	-0,0361
A_7'''	-0,0611	-0,0465	-0,0424	0,0235	0,0115	0,0109	0,0157	0,0093	0,0097
A_9'''	0,0298	0,0227	0,0208	-0,0374	-0,0254	-0,0215	0,0272	0,0166	0,0147
A_{11}'''	-0,0106	-0,0079	-0,0076	0,0129	0,0091	0,0098	-0,0041	-0,0026	-0,0022
A_{13}'''	-0,0030	-0,0013	-0,0009	0,0092	0,0063	0,0069	-0,0151	-0,0090	-0,0059
A_{15}'''	—	0,0062	0,0058	-0,0145	-0,0099	-0,0079	0,0011	-0,0007	0,0035
A_{17}'''	—	-0,0075	-0,0064	0,0060	0,0047	0,0046	0,0092	0,0062	0,0070
A_{19}'''	—	0,0084	0,0084	0,0048	0,0045	0,0043	0,0029	0,0023	0,0026
$\Delta\alpha_0$	-0,2862	-0,3267	-0,3409	-0,5643	-0,6184	-0,6382	-0,8207	-0,8535	-0,8677
A_1''	0,2582	0,2027	0,1897	0,5091	0,3836	0,3551	0,7404	0,5294	0,4828

		0,5					
0,75		0,25		0,5		0,75	
3	5	3	5	3	5	3	5
0,6547	0,6144	0,3152	0,3152	0,6089	0,6089	0,8162	0,8083
-0,2865	-0,2886	-0,2891	-0,2891	-0,4135	-0,4135	-0,3067	-0,3128
-0,0106	0,0149	0,2408	0,2408	0,1379	0,1379	-0,0956	-0,0871
0,0172	0,0086	-0,1775	-0,1775	0,0691	0,0691	0,0795	0,0833
0,0533	0,0460	0,1083	0,1083	-0,1242	-0,1242	0,0512	0,0435
-0,0180	-0,0185	-0,0424	-0,0424	0,0550	0,0550	-0,0248	-0,0267
-0,0270	—	-0,0118	-0,0118	0,0395	0,0395	-0,0353	-0,0293
-0,0043	—	0,0488	0,0488	-0,0737	-0,0736	-0,0001	0,0007
0,0275	—	-0,0661	-0,0661	—	—	—	—
0,0041	—	—	—	—	—	—	—

от параметров крыла

Таблица 5

$\lambda = 10$				
0			0,5	
1	3	5	3	5
1,0426	0,7146	0,6419	0,8982	0,8612
0,1742	-0,0084	-0,0504	0,0135	-0,0278
0,0478	0,0402	0,0327	0,0012	-0,0155
0,0161	0,0054	0,0023	0,0235	0,0207
0,0064	0,0084	0,0077	0,0060	0,0047
0,0026	0,0002	-0,0004	-0,0004	-0,0015

трапецевидных крыльев с отклоненным щитком $\frac{2l_{\text{щ}}}{l} = 0$

Таблица 6

$\lambda = 10$								
0,25			0,5			0,75		
1	3	5	1	3	5	1	3	5
0	0	0	0	0	0	0	0	0
-0,2474	-0,1664	-0,1434	-0,3748	-0,2317	-0,2000	-0,2828	-0,1619	-0,1294
-0,1289	0,1035	0,1021	0,0499	0,0528	0,0520	-0,1417	-0,0703	-0,0495
-0,0932	-0,0743	-0,0682	0,0335	0,0143	0,0102	0,0182	0,0112	0,0138
0,0456	0,0387	0,0335	-0,0609	-0,0407	-0,0378	0,0432	0,0239	0,0228
-0,0172	-0,0140	-0,0145	0,0203	0,0122	0,0127	-0,0066	-0,0055	-0,0039
-0,0057	-0,0014	-0,0061	0,0150	0,0103	0,0097	-0,0260	-0,0147	-0,0120
—	0,0107	0,0088	-0,0249	-0,0167	-0,0153	-0,0019	-0,0016	-0,0010
—	-0,0128	-0,0107	0,0105	0,0090	0,0077	-0,0163	0,0107	0,0093
—	0,0149	0,0149	0,0090	0,0076	0,0064	0,0055	0,0040	0,0022
-0,2758	-0,3311	-0,3504	-0,5466	-0,6216	-0,6470	-0,8046	-0,8524	-0,8712
0,2875	0,2366	0,2249	0,5699	0,4442	0,4153	0,8389	0,6091	0,5592

Коэффициент разложения циркуляции для класса трапецевидных

$\frac{l_{ш}}{l_{кр}}$	$\lambda = 5$					
	0,25		0,5		0,75	
	3	5	3	5	3	5
A_1'''	0	0	0	0	0	0
A_3'''	-0,1471	-0,1376	-0,2121	-0,1958	-0,1436	-0,1284
A_5'''	0,0897	0,0896	0,0488	-0,0524	-0,0566	-0,0480
A_7'''	-0,0544	-0,0532	0,0181	0,0180	0,0148	0,0161
A_9'''	0,0260	0,0252	-0,0339	-0,0327	0,0194	0,0187
A_{11}'''	-0,0085	-0,0080	0,0117	0,0119	-0,0042	-0,0045
A_{13}'''	-0,0006	0,0003	0,0077	0,0075	-0,0116	-0,0117
A_{15}'''	0,0109	0,0113	-0,0147	-0,0118	-0,0031	-0,0037
A_{17}'''	—	—	—	0,0063	—	—
A_{19}'''	—	—	—	0,0069	—	—
$\Delta\alpha_0$	-0,3102	-0,3172	-0,6054	-0,6182	-0,8538	-0,8648
A_1''	0,2417	0,2372	0,4717	0,4622	0,6652	0,6466

Увеличения подъемной силы от

$\frac{l_{ш}}{l_{кр}}$	$\lambda = 5$								
	0,25			0,5			0,75		
	1	3	5	1	3	5	1	3	5
$\frac{2l_{ш}}{l}$ \ η									
0	1,1356	1,3373	1,4640	2,2391	2,5301	2,6032	3,2564	3,4927	3,5394
0,5	1,1356	1,2753	1,3041	2,2391	2,4888	2,5411	3,2564	3,5098	3,5549

Распределение дополнительных нагрузок от щитков

$\frac{l_{ш}}{l_{кр}}$	$\lambda = 5$							
	0,25			0,5			0,75	
	1	3	5	1	3	5	1	3
$\frac{2z}{l}$ \ η								
0	2,0978	2,0723	2,0824	1,4577	1,5145	1,4944	0,6535	0,6476
0,1	1,8222	1,9799	1,9835	1,4134	1,4448	1,4234	0,6440	0,6216
0,2	1,1122	1,3129	1,3049	1,3541	1,3052	1,2750	0,6272	0,5729
0,3	0,2621	0,1268	0,0933	1,1480	1,1567	1,1089	0,5998	0,5368
0,4	-0,4043	-0,5640	-0,5628	0,8215	0,7619	0,6991	0,5180	0,4628
0,5	-0,7168	-0,7630	-0,7831	-0,1193	-0,2100	-0,2698	0,4202	0,3618
0,6	-0,8400	-0,8008	-0,8531	-1,1004	-1,1004	-1,1600	-0,2845	0,1663
0,7	-0,8404	-0,8383	-0,8070	-1,3603	-1,3008	-1,2803	-0,3758	-0,3511
0,8	-0,7941	-0,7384	-0,6907	-1,3922	-1,2870	-1,2093	-1,2975	-1,1810
0,9	-0,6474	-0,5939	-0,5264	-1,2225	-1,0702	-0,9530	-1,4375	-1,2684
0,95	-0,4922	-0,4796	-0,4378	-0,9778	-0,8761	-0,7598	-1,2264	-1,0651

Таблица 7

крыльев с центроблоком с отклоненным щитком $\frac{2l_{\text{п}}}{l} = 0,5$

$\lambda = 10$					
0,25		0,5		0,75	
3	5	3	5	3	5
0	0	0	0	0	0
-0,1977	-0,1836	-0,2857	-0,2610	-0,1951	-0,1693
0,1301	0,1326	0,0706	0,0777	-0,0864	-0,0684
-0,0866	-0,0839	0,0265	0,0267	0,0206	0,0244
0,0410	0,0405	-0,0563	-0,0549	0,0301	0,0287
-0,0137	-0,0124	0,0199	0,0199	-0,0081	-0,0082
-0,0009	0,0004	0,0148	0,0146	-0,0197	-0,0193
0,0192	0,0198	-0,0213	-0,0204	-0,0051	-0,0060
—	—	0,0112	0,0117	—	—
—	—	0,0115	0,0124	—	—
-0,3079	-0,3173	-0,6044	-0,6209	-0,8530	-0,8683
0,2766	0,2733	0,5429	0,5347	0,7662	0,7478

Таблица 8

отклонения щитка $\left(\frac{\Delta c_{y \text{ кр}}}{\Delta \alpha_{\text{щ}}} \right)$

$\lambda = 10$								
0,25			0,5			0,75		
1	3	5	1	3	5	1	3	5
1,2645	1,5609	1,6487	2,5065	2,9306	3,0445	3,6896	4,0185	4,0994
1,2645	1,4594	1,5025	2,5065	2,8598	2,9397	3,6896	4,0427	4,1113

Таблица 9а

по размаху трапецевидных крыльев $\frac{2l_{\text{п}}}{l} = 0$

$\lambda = 10$									
	0,25			0,5			0,75		
5	1	3	5	1	3	5	1	3	5
0,5908	2,8930	2,9996	2,9974	1,9600	2,0639	2,0306	0,8702	0,8686	0,8296
0,5899	2,5474	2,8736	2,8920	1,9695	1,9404	1,9205	0,8758	0,8224	0,7652
0,5610	1,5159	1,8631	1,8879	1,8586	1,8085	1,7843	0,8484	0,7800	0,7200
0,5016	0,2923	0,0067	-0,0168	1,5596	1,5200	1,5351	0,8400	0,7157	0,6495
0,4448	-0,6390	-0,9600	-1,0040	1,0791	1,1029	1,0489	0,7800	0,6443	0,5600
0,3407	-1,0209	-1,1000	-1,2012	-0,1226	-0,3041	-0,3733	0,6854	0,5200	0,2400
0,1941	-1,1418	-1,1200	-1,2010	-1,5400	-1,6000	-1,6601	0,4346	0,3478	0,2557
-0,3892	-1,1500	-1,0800	-1,0809	-1,8400	-1,8009	-1,7300	-0,3119	-0,4284	0,4302
-1,0473	-1,0604	-0,9660	-0,9113	-1,8917	-1,7279	-1,6051	-1,9818	-1,6540	-1,5379
-1,2237	-0,8814	-0,7904	-0,6600	-1,6778	-1,3200	-1,2701	-2,1700	-1,7447	-1,5300
-0,9194	-0,6905	-0,6611	-0,4602	-1,3434	-1,0393	-1,1021	-1,8564	-1,5221	-1,2412

Распределение дополнительных нагрузок от щитков по размаху трапецевидных
крыльев с прямоугольным центропланом ($\frac{2l_{\text{ц}}}{l} = 8,5$)

$\frac{l_{\text{щ}}}{l_{\text{кр}}}$		$\lambda = 5$					
		0,25		0,5		0,75	
$\frac{2z}{l}$	η	3	5	3	5	3	5
0		2,1840	2,1973	1,4753	1,4301	0,5865	0,5565
0,1		1,8837	1,8900	1,3387	1,4005	0,5865	0,5523
0,2		1,1199	1,1088	1,3205	1,3014	0,5737	0,5432
0,3		0,2217	0,1995	1,1904	1,1431	0,5267	0,4942
0,4		-0,4709	-0,4942	-0,7699	0,7574	0,4508	0,4235
0,5		-0,7921	-0,8155	-0,1559	-0,2317	0,3722	0,3451
0,6		-0,8583	-0,8470	-1,1024	-1,1682	0,2116	0,1939
0,7		-0,8103	-0,7798	-1,3608	-1,3603	-0,4118	0,4102
0,8		-0,7403	-0,7056	-1,3102	-1,2621	-1,1159	-1,0766
0,9		-0,5744	-0,5348	-1,0704	-0,9345	-1,2919	-1,1907
0,95		-0,4212	-0,3864	-0,8507	-0,6439	-0,9546	-0,8372
$\lambda = 10$							
0		3,1444	3,1738	1,9671	1,9362	0,7500	0,7007
0,1		2,6898	2,7055	1,9209	1,9038	0,7544	0,6993
0,2		1,5346	1,5232	1,8307	1,8100	0,7457	0,6813
0,3		0,2001	0,1659	1,6220	1,6394	0,6933	0,6363
0,4		-0,7864	-0,8337	1,1498	1,1088	0,6400	0,5607
0,5		-1,1860	-1,2355	-0,3049	-0,3493	0,5542	0,4949
0,6		-1,2004	-1,1900	-1,6488	-1,7283	0,3923	0,3374
0,7		-1,1000	-1,0800	-1,8187	-1,8505	-0,5233	-0,5334
0,8		-0,9416	-0,8918	-1,7065	-1,6600	-1,5613	-1,4847
0,9		-0,7361	-0,6685	-1,3640	-1,2101	-1,8011	-1,5988
0,95		-0,5561	-0,4795	-0,9620	-0,8400	-1,3174	-1,0773

Значения $\frac{\Delta 1c_{m_0 \text{кр}}}{\Delta c_{m_0}}$

Таблица 10

$\frac{2l_{\text{н}}}{l}$		0				0,5			
η	$\frac{l_{\text{ш}}}{l_{\text{кр}}}$	0,25	0,5	0,75	1,0	0,25	0,5	0,75	1,0
1		0,25	0,5	0,75	1,0	0,25	0,5	0,75	1,0
2		0,2930	0,5150	0,6720	0,7780	0,2860	0,5710	0,7920	0,9050
3		0,3160	0,5278	0,6562	0,7222	0,3000	0,6000	0,8110	0,8820
5		0,3389	0,5444	0,6500	0,6888	0,3120	0,6240	0,8293	0,8810

Значения $\frac{\Delta 2c_{m_0 \text{кр}}}{\Delta \alpha_{\text{щ}}}$

Таблица 11

λ	$\frac{2l_{\text{ц}}}{l}$	0			0,5		
η	$\frac{l_{\text{щ}}}{l_{\text{кр}}}$	0,25	0,5	0,75	0,25	0,5	0,75
5	1	-0,5992	-0,7728	-0,4928	-0,5992	-0,7728	-0,4928
	2	-0,4572	-0,5834	-0,3464	-0,1733	-0,3056	-0,2450
	3	-0,4074	-0,4984	-0,2982	-0,1585	-0,2775	-0,2177
	5	-0,3612	-0,4285	-0,2506	-0,1456	-0,2551	-0,1939
10	1	-1,6352	-2,1252	-1,400	-1,6352	-2,1252	-1,4000
	2	-1,2847	-1,5512	-1,0014	-0,4564	-0,8316	-0,6825
	3	-1,1341	-1,3441	-0,8148	-0,4128	-0,7472	-0,5954
	5	-0,9968	-1,1730	-0,6496	-0,3745	-0,6762	-0,5152

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Определение изменения производной устойчивости $\Delta \frac{\partial c'_{m_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}}$
от отклонения щитка

$$c'_{m_{кр}} = \frac{\partial c_{m_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} \cdot c_{у_{кр}} + c_{m0_{кр}} - \frac{x_0}{b_k} c_{n_{кр}} - \frac{y_0}{b_k} c_{t_{кр}};$$

$$\frac{\partial c'_{m_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} = \frac{\partial c_{m_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} - \frac{x_0}{b_k} \cdot \frac{\partial c_{n_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} - \frac{y_0}{b_k} \cdot \frac{\partial c_{t_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}}.$$

Для подсчета приращения производной $\frac{\partial c'_{m_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}}$ по сравнению с кры-

лом с неотклоненным щитком, напомним формулы для последнего случая. Тогда:

$$c_{n_{кр}} \approx c_{у_{кр}}; \quad \frac{\partial c_{n_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} \approx 1.$$

$$c_{t_{кр}} = c_{x_{кр}} - c_{у_{кр}} [\alpha_k - |\alpha_0|] = c_{x_{кр}} - \frac{c_{у_{кр}}^2}{a} + c_{у_{кр}} |\alpha_0|, \quad (1)$$

где

$$c_{у_{кр}} = a \cdot \alpha_k;$$

α_k — угол атаки крыла, отсчитанный от нуля подъемной силы.

$$\frac{\partial c_{t_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} = 2 \frac{1+\delta}{\pi\lambda} c_{у_{кр}} - 2 \frac{c_{у_{кр}}}{a} + |\alpha_0|. \quad (2)$$

В случае отклоненных щитков будет:

$$\begin{aligned} c_{n_{кр}} &= c_{у_{кр}} + c_{x_{кр}} (\alpha_k - |\alpha_0|) = c_{у_{кр}} + \left(\frac{1+\delta}{\pi\lambda} c_{у_{кр}}^2 + c_{xp} \right) \left(\frac{c_{у_{кр}}}{a} - |\alpha_0| \right) = \\ &= c_{у_{кр}} + \frac{1+\delta}{\pi\lambda a} c_{у_{кр}}^3 + c_{xp} \frac{c_{у_{кр}}}{a} - c_{xp} |\alpha_0| - \frac{1+\delta}{\pi\lambda} c_{у_{кр}}^2 |\alpha_0|, \end{aligned}$$

пренебрегая δ , получим:

$$\frac{\partial c_{n_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} = 1 + \frac{3c_{у_{кр}}^2}{\pi\lambda a} + \frac{c_{xp}}{a} - \frac{2c_{у_{кр}}}{\pi\lambda} |\alpha_0|;$$

$$c_{t_{кр}} = c_{x_{кр}} - c_{у_{кр}} [\alpha_k - |\alpha_0|] = c_{xp} + \frac{1}{\pi\lambda} c_{у_{кр}}^2 - \frac{c_{у_{кр}}^2}{a} + c_{у_{кр}} |\alpha_0|;$$

$$\frac{\partial c_{t_{кр}}}{\partial c_{у_{кр}}} = 2 \frac{c_{у_{кр}}}{\pi\lambda} - \frac{2c_{у_{кр}}}{a} + |\alpha_0| = 2c_{у_{кр}} \left| \frac{1}{\pi\lambda} - \frac{1}{a} \right| + |\alpha_0|. \quad (3)$$

Пусть:

$c_{укр} = c'_{укр} + \Delta c_{укр}$, где $c'_{укр}$ — величина $c_{укр}$ с неотклоненным щитком,
 $|\alpha_0| = |\alpha'_0| + |\Delta\alpha_0|$, где α'_0 — угол нулевой подъемной силы при неотклоненном щитке.

Тогда, вычитая из (3) формулу (2), получим:

$$\Delta \frac{\partial c_{tкр}}{\partial c_{укр}} = 2 \Delta c_{укр} \left(\frac{1}{\pi\lambda} - \frac{1}{a} \right) + |\Delta\alpha_0| = |\Delta\alpha_0| \left(\frac{2a}{\pi\lambda} - 1 \right), \quad (4)$$

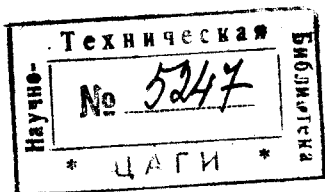
так как $\Delta c_{укр} \approx a |\Delta\alpha_0|$.

Аналогично получим:

$$\Delta \frac{\partial c_{пкр}}{\partial c_{укр}} = \frac{3c_{укр}^2}{\pi\lambda a} + \frac{c_{xp}}{a} - \frac{2c_{укр}}{\pi\lambda} |\alpha_0|.$$

БИБЛИОГРАФИЯ

1. John F. Parsons and Abe Silverstein. Full-scale Span Load Distribution on a Tapered Wing with Split-Flaps of Various Spans. Technical Notes NACA № 591, 1937.
2. Carl I. Wenzinger and Thomas A. Harris. Pressure Distribution over a Rectangular Airfoil with a Partial-Span Split-Flap. NACA Rep. № 571, 1936.
3. Carl I. Wenzinger. The Effect of Partial-Span Split Flaps on the Aerodynamic Characteristics of a Clark-Y Wing. Technical Notes № 472. NACA 1933.
4. Carl I. Wenzinger. The Effects of Full-Span and Partial-Span Split Flaps on the Aerodynamic Characteristics of a Tapered Wing. Technical Notes NACA № 505, 1934.
5. Rudolf Wallace. Investigation of Full-Scale Split Trailing-Edge Wing Flaps with Various Chords and Hinge Locations. Report NACA № 539, 1935.
6. Дирборн и Суле. Испытания самолета Ферчайлд 22 с закрылками Фаулера. Technical Notes NACA № 578, 1936.
7. П. П. Красильщиков. Аэродинамические исследования крыльев со щитками и закрылками. Труды ЦАГИ, вып 363, 1938.
8. А. Б. Рисберг. Влияние формы крыла на распределение нагрузки по размаху и продольную устойчивость. Труды ЦАГИ, вып. 335, 1937.
9. J. Lotz. Berechnung der Auftriebsverteilung beliebig geformter Flügel. Z. F. M. № 7, 1931.
10. С. М. Тарг. К теории крыла с шитовидным закрылком. Труды III Всесоюзной конференции по аэродинамике. Часть II.
11. Millikan. Further experiments on the variation of the maximum Lift. Coef. with turbulence and Reynolds Number, „Trans. Amer. Soc. Mech. Eng.“ v. LVI, № 14, p. 815, 1934.
12. Ralf. Results from the Compressed Air Tunnel „IRAS“ № 289, 1935.
13. В. Плейнс. Закрылки. „Aircraft Engineering“ № 79, 1935.
14. Carl I. Wenzinger. Wing-Tunnel Investigation of Ordinary and Split Flaps on Airfoils of Different Profile. NACA Rep. № 554, 1936.
15. А. К. Мартынов. Некоторые вопросы аэродинамики самолета со щитками-закрылками. ТВФ № 6, 1936.
16. А. К. Мартынов. Аэродинамические исследования по щиткам-закрылкам. ТВФ № 8, 1934.



ОГЛАВЛЕНИЕ

Смп.

2	Краткое содержание	2
3	Принятые обозначения	3
4	Введение	4
5	I. Основные уравнения для определения доплнительной циркуляции от шитка	5
11	II. Приближенное определение $\Delta q_{ш}$ и Δc_{m0} для профиля со шитком	11
13	III. Определение аэродинамических характеристик крыла со шитком	13
14	1. Дополнительная подъемная сила	14
17	2. Распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла	17
21	3. Момент продольной устойчивости	21
27	4. Индуктивное сопротивление	27
30	5. Закрылок и шитки необычной схемы	30
31	Приложение I	31
37	Приложение 2	37
38	Библиография	38

Отв. редактор А. К. Мартынов

Техн. редактор И. К. Болданов

Сдано в набор 5/V 1939 г.

Формат бумаги 70×108/16

Уполн. Моссопторгизита № Б-4625

Тираж 1000 экз.

Типография ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17.

Подписано к печати 14/VI 1939 г.
2 1/2 печ. листа, 66 000 зн. в т.
Заказ № 101.