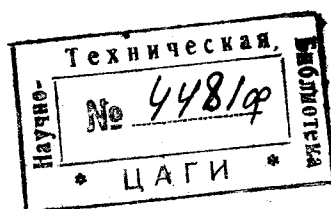


НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института
им. проф. Н. Е. Жуковского

Выпуск 204



Е. КОЛОСОВ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ БИПЛАННОГО ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ СО СТАБЭЛЕРОНОМ

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

Москва

1 9 3 5

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

В первой работе освещаются следующие три проблемы, касающиеся исследования бипланного оперения:

- 1) влияние шайб на индуктивное сопротивление бипланной коробки;
- 2) распределение нагрузок между планами бипланного оперения;
- 3) сравнения бипланного и монопланного оперений.

В первой части выяснено влияние на величину индуктивного сопротивления относительной глубины расположения, относительной высоты шайб, влияние формы их и, наконец, влияние числа шайб. Эта часть работы решает основной вопрос о различии в аэродинамическом расчете бипланного хвостового оперения и бипланной коробки крыльев самолета за счет влияния вертикальных рулей в бипланном оперении. Теоретическое решение этого вопроса, данное Граммелем (Grammel) в виде системы довольно сложных уравнений, практически неразрешимых теоретическим путем, в настоящей работе было сведено к простому пользованию номограммами и графиками.

Во второй части получен ответ на вопрос о распределении нагрузок между планами бипланного оперения, изолированного и в присутствии шайб и фюзеляжа. Одновременно рассматривается вопрос о влиянии фюзеляжа на полярную всего бипланного оперения.

Наконец, в третьей части сравниваются в аэродинамическом и весовом отношении два равноэффективных оперения—монопланное и бипланное. Сравнение ведется по линии основных аэродинамических характеристик оперения, т. е. коэффициентов подъемных сил, лобового сопротивления, шарнирных моментов и эффективности рулей. Анализ проведенного сравнения дает основание рекомендовать бипланное оперение на тяжелые самолеты.

Для тяжелых самолетов устройство подвижного стабилизатора бывает связано с трудностями как конструктивного, так и эксплуатационного характера. Вместо подвижного стабилизатора в таком случае удобно устраивать небольших размеров подвижной верхний план (стабэлэрон), изменением угла атаки которого достигается тот же эффект, как и при подвижном стабилизаторе.

Во второй работе, исходя из теории Бетца расчета бипланной коробки, даются формулы для аэродинамического расчета горизонтального оперения со стабэлэроном, т. е. по заданным размерам и аэродинамическим характеристикам стабэлэрона и горизонтального оперения в отдельности помощью данных формул определяются аэродинамические характеристики, коробки оперения со стабэлэроном.

С другой стороны, решается обратная, практически необходимая задача: для данного горизонтального оперения подобрать необходимый стабэлэрон, который мог бы собой заменить подвижной стабилизатор в пределах изменения его, определяемых аэродинамическим расчетом самолета. Эта задача, неразрешимая на практике аналитически, решается чрезвычайно просто при помощи построенных графиков, по которым можно определить необходимую площадь стабэлэрона с учетом всех его параметров.

Приведенный в работе экспериментальный материал хорошо согласуется с результатами вычисления по данным формулам и графикам.



Отв. редактор В. Л. Александров

Техн. редактор И. Г. Гейфтер

Сдано в набор 13/II 1935 г. Подписано к печати 3/VI 1935 г. 2¹/₂ печ. л. по 66 000 зн. в п. л.
Форм. бумаги 72×105/16. Уполномоч. Главлита В-22947, Тираж 1500 экз. Зак. тип. 6915

5-я типография Трансжелдориздата НКПС, Москва, Каланчевский тупик, д. 3/5

ПРЕДИСЛОВИЕ

Вопрос устойчивости и управляемости тяжелых самолетов представляет целый ряд специфических трудностей, вытекающих в основном из размеров самолетов. Посадка больших самолетов требует значительных отклонений стабилизатора, значительных отклонений рулей, что при современных размерах оперений часто весьма затруднительно. Конечно, перед конструкторами для перемещения стабилизатора и рулей всегда остаются пути использования различного рода сервомеханизмов: электрических, гидравлических и т. п. Однако, возможность использования простой механической передачи подкупает своей большой простотой, безотказностью и значительно меньшим весом. Таким образом перед аэродинамиками стоит задача выработки схем и обеспечения расчетными данными оперения, имеющего большую эффективность при меньших отклонениях рулей, а также замены громоздкого подвижного стабилизатора. Работы Е. И. Колосова освещают затронутые здесь вопросы. Первая работа: „Аэродинамические исследования бипланного оперения“ дает в результате решения уравнений Граммеля для системы с боковыми шайбами номограмму, которая может быть применена для расчета равнокрылого биплана без выноса, а используя теорему Мунка—распространена и на биплан с выносом. Эксперимент иллюстрирует и подтверждает расчетный метод нахождения аэродинамических сил.

Ввиду того, что в работе дано большое количество материалов, освещающих все основные узловые вопросы, возникающие при проектировании оперения, как то: влияние вертикального оперения на горизонтальное распределение нагрузок, скос потока, торможение фюзеляжем, работа может быть полностью применена при проектировании и расчете бипланного оперения.

Сравнение бипланного и монопланного оперений, проведенное в работе, совершенно отчетливо показывает все преимущества бипланного оперения; перед монопланом для тяжелых самолетов. Основные из этих преимуществ—большая эффективность оперения при отклоненных рулях, позволяющая уменьшить запас рулей, меньшие усилия на ручке управления. Наконец, очень существенно снижение веса конструкции бипланного оперения по сравнению с монопланом, что выяснилось из сравнительных расчетов, проведенных конструкторами.

Вторая работа касается стабэлрона, т. е. небольшого плана бипланного оперения, который может изменять угол установки и служить вместо подвижного стабилизатора, в то время как второй план значительно больших размеров неподвижен.

Метод Бетца, примененный автором в этом случае, полностью себя оправдал, так как эксперимент подтвердил теоретические соображения. Чрезвычайно ценным в работе является то обстоятельство, что все результаты сведены в графики, очень облегчающие подсчеты конструктора. Эти графики дают возможность связать конструктивные параметры: высоту коробки, размеры стабэлера и основного плана, угол поворота и вынос стабэлера, с аэродинамическими характеристиками системы.

Обе работы Е. И. Колосова, проведенные очень тщательно и продуманно, дают конструктору возможность подобрать бипланное оперение к самолету. С точки зрения метода следует отметить удачное сочетание теории и опыта, приводящее к стройному и цельному решению поставленной задачи.

А. Мартынов

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ БИПЛАННОГО ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА

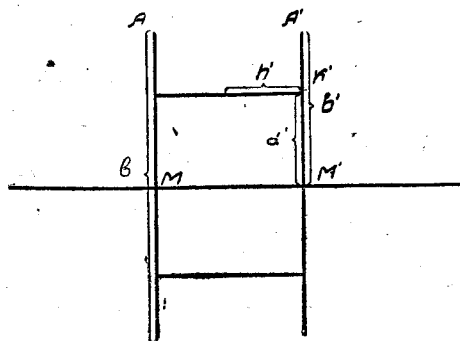
1. Влияние шайб на индуктивное сопротивление бипланной коробки

Задача о влиянии шайб на индуктивное сопротивление бипланной коробки была решена впервые Граммелем¹ и на русском языке в книге проф. В. В. Голубева².

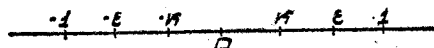
Мы будем пользоваться обозначением и методом решения этой задачи по книге В. В. Голубева³, поэтому мы ограничились самыми общими замечаниями о конечных формулах этой теории, отсылая интересующихся за подробным изложением к указанной книге.

Имеем систему биплана с внутренними перегородками (шайбами) в плоскости комплексного переменного Z (фиг. 1).

Повернем несущую поверхность на 90° и, проводя среднюю линию,



Фиг. 1.



Фиг. 2.

отобразим верхнюю часть фигуры на верхнюю полуплоскость. Для этого воспользуемся формулой Кристофеля-Шварца и конформно отобразим внешнюю часть многоугольника $МАКК'А'M'$ плоскости Z на верхнюю полуплоскость \bar{Z} так, чтобы точки M', A', K' перешли соответственно в точки $-1; -\varepsilon$, действительной оси плоскости \bar{Z} , а также точки M, A и K — в точки $1; \varepsilon$ и κ (фиг. 2).

Это соответствие точек плоскостей Z и \bar{Z} устанавливается формулой Кристофеля-Шварца в следующем виде:

$$Z = b' \delta \int \frac{\bar{Z}^2 - \varepsilon^2}{V(\bar{Z}^2 - 1)(\bar{Z}^2 - \kappa^2)} d\bar{Z}, \quad (1)$$

т. е. в виде эллиптического интеграла, где κ — модуль интеграла, δ — параметр, определяющий границы (масштаб отображения), и b' — полуразмах коробки.

Применяя эту формулу для трех точек плоскости (Z) M, A и K , имеем после ряда преобразований три уравнения, с тремя неизвестными параметрами.

¹ Dr. Richard Grammel. Die hydrodynamischen Grundlagen des Fluges, Braunschweig, 1917.

² В. В. Голубев. Теория крыла аэроплана конечного размаха. Труды ЦАГИ, вып. 108. 1931.

³ В книге Голубева имеется досадная опечатка: в чертеже через d' обозначена внешняя часть по отношению к перегородке, а не внутренняя, как это необходимо.

рами конформного отображения δ , ε и κ :

$$\left. \begin{aligned} \delta [E - (1 - \varepsilon^2)K] &= \frac{h'}{b'}, \\ \delta [E' - \varepsilon^2 K'] &= \frac{d'}{b'}, \\ \delta [E'_{\varphi_0} - \varepsilon^2 K'_{\varphi_0}] &= 1 \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где

$$E = \int_0^{\pi/2} \frac{d\varphi}{\sqrt{1 - \kappa^2 \sin^2 \varphi}} \text{ — полный эллиптический интеграл 1-го рода;}$$

$$K = \int_0^{\pi/2} \sqrt{1 - \kappa^2 \sin^2 \varphi} \, d\varphi \text{ — полный эллиптический интеграл 2-го рода;}$$

$$E' = \int_0^{\pi/2} \frac{d\varphi}{\sqrt{1 - \kappa'^2 \sin^2 \varphi}} \quad \text{и} \quad K' = \int_0^{\pi/2} \sqrt{1 - \kappa'^2 \sin^2 \varphi} \, d\varphi \text{ —}$$

те же самые эллиптические интегралы, только с заменой модуля κ модулем κ' , между которыми устанавливается соотношение:

$$\kappa^2 + \kappa'^2 = 1,$$

и, наконец,

$$E'_{\varphi_0} = \int_0^{\arcsin \sqrt{\frac{1 - \varepsilon^2}{1 - \kappa^2}}} \frac{d\varphi}{\sqrt{1 - \kappa'^2 \sin^2 \varphi}} \quad \text{и} \quad K'_{\varphi_0} = \int_0^{\arcsin \sqrt{\frac{1 - \varepsilon^2}{1 - \kappa^2}}} \sqrt{1 - \kappa'^2 \sin^2 \varphi} \, d\varphi,$$

т. е. неполные интегралы 1-го и 2-го рода с переменным верхним пределом и модулем κ .

Решая эти три уравнения, найдем значения параметров δ , ε и κ через входящие в эти уравнения значения геометрических размеров бипланной коробки: $\frac{h'}{b'}$ — относительная высота и $\frac{d'}{b'}$ — относительная глубина бипланной коробки.

Для случая системы с наименьшим индуктивным сопротивлением при данной подъемной силе имеем формулу для значения индуктивного сопротивления:

$$W = \frac{\nu_1}{\nu} P.$$

Обозначим по Прандтлю:

$$\frac{P}{\rho \nu^2 \nu_1} = F',$$

где $2\nu_1$ — скорость опускания вниз свободных вихрей, ν — скорость набегающего потока и P — подъемная сила.

После чего получим:

$$W = \frac{P}{2\rho \nu^2 F'}, \quad (3)$$

или же, переходя к коэффициентам:

$$C_w = \frac{S}{2F'} C_y^2. \quad (3a)$$

В нашем случае характеристическая функция течения есть \bar{Z} и так как

$$\frac{d\bar{Z}}{dZ} = \frac{1}{b'\delta} \frac{\sqrt{(\bar{Z}^2 - 1)(\bar{Z}^2 - \kappa^2)}}{\bar{Z}^2 - \varepsilon^2}$$

при $\bar{Z} = \infty$ обращается в $\frac{d\bar{Z}}{dZ} = \frac{1}{b'\delta}$, то для того, чтобы скорость в бесконечности была равна единице, необходимо характеристическую функцию течения взять $b'\delta \bar{Z}$.

Когда \bar{Z} действительно, то характеристическая функция обращается в потенциальную; поэтому, принимая во внимание перемену знаков у \bar{Z} при обходе критических точек и удваивая результат для получения обтекания двух симметричных половин, на которые фиг. 1 разбивается средней линией, можно написать выражение для F' в нашем случае:

$$F' = 2b'\delta \left\{ \int_{\kappa}^1 \bar{Z} dZ - \int_1^{\varepsilon} \bar{Z} dZ + \int_{-1}^{-\varepsilon} \bar{Z} dZ - \int_{-\kappa}^{-1} \bar{Z} dZ \right\};$$

заменяя dZ его значением:

$$dZ = b'\delta \frac{(\bar{Z}^2 - \varepsilon^2) d\bar{Z}}{\sqrt{(1 - \bar{Z}^2)(\bar{Z}^2 - \kappa^2)}},$$

получим:

$$F' = 2b'\delta \left\{ \int_{\kappa}^1 \bar{Z} dZ + \int_{-1}^{-\kappa} \bar{Z} dZ \right\} = 4b'^2\delta^2 \int_{\kappa}^1 \frac{\bar{Z}(\bar{Z}^2 - \varepsilon^2) d\bar{Z}}{\sqrt{(1 - \bar{Z}^2)(\bar{Z}^2 - \kappa^2)}}.$$

Полагая $\bar{Z}^2 = t$, получим:

$$F' = 2b'\delta \int_{\kappa}^1 \frac{(t - \varepsilon^2) dt}{\sqrt{(1 - t)(t - \kappa^2)}} \\ \sqrt{(1 - t)(t - \kappa^2)} = (1 - t)u$$

и после подстановки

$$\int_{\kappa^2}^1 \frac{(t - \varepsilon^2) dt}{\sqrt{(1 - t)(t - \kappa^2)}} = 2; \quad \int_0^{\infty} \frac{u^2(1 - \varepsilon^2) + \kappa^2 - \varepsilon^2}{(1 - u^2)^2} du;$$

так как

$$\int_0^{\infty} \frac{u^2}{(1 - u^2)^2} du = \frac{\pi}{4}$$

и

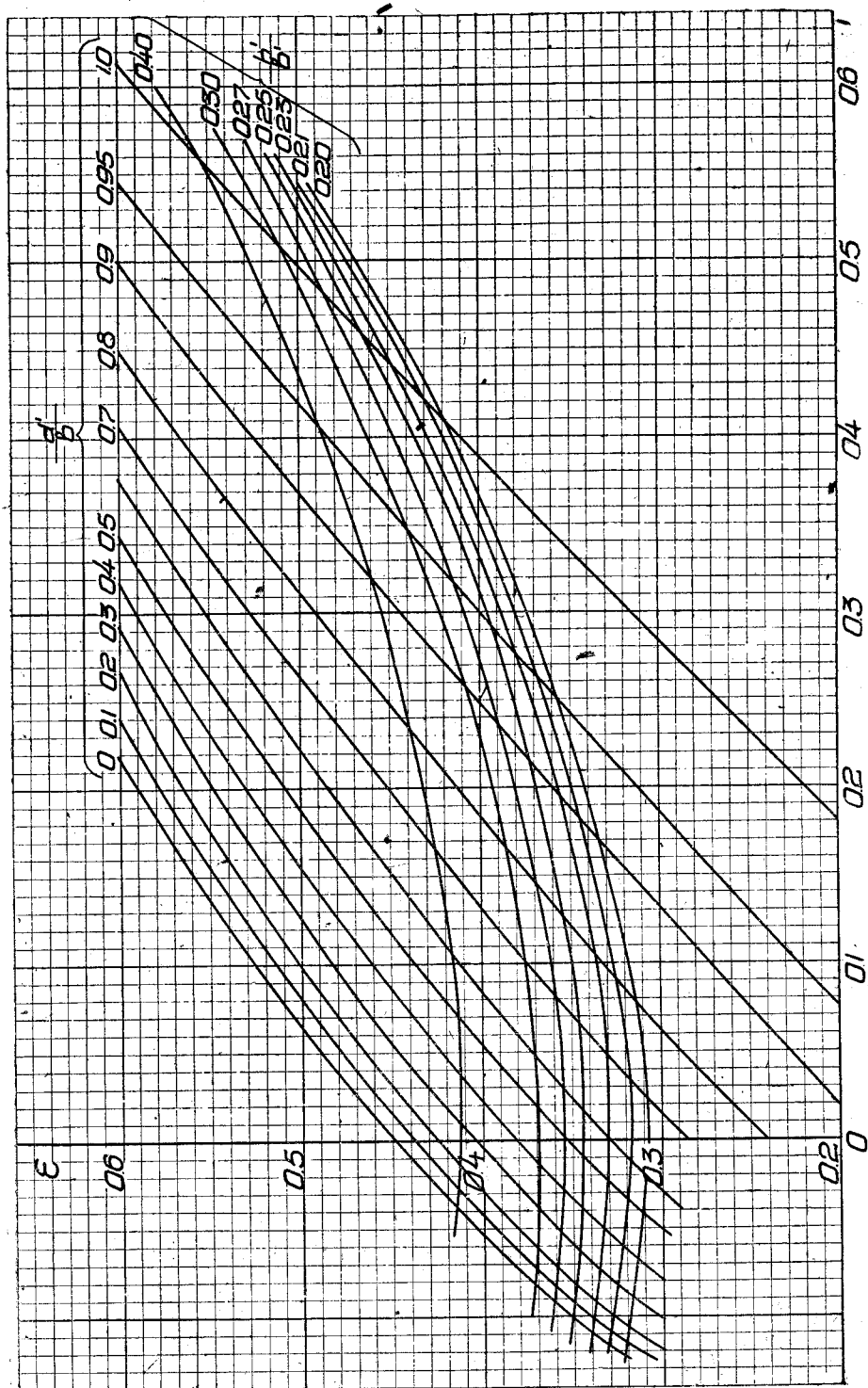
$$\int_0^{\infty} \frac{du}{(1 - u^2)^2} = \frac{\pi}{4},$$

то окончательно имеем:

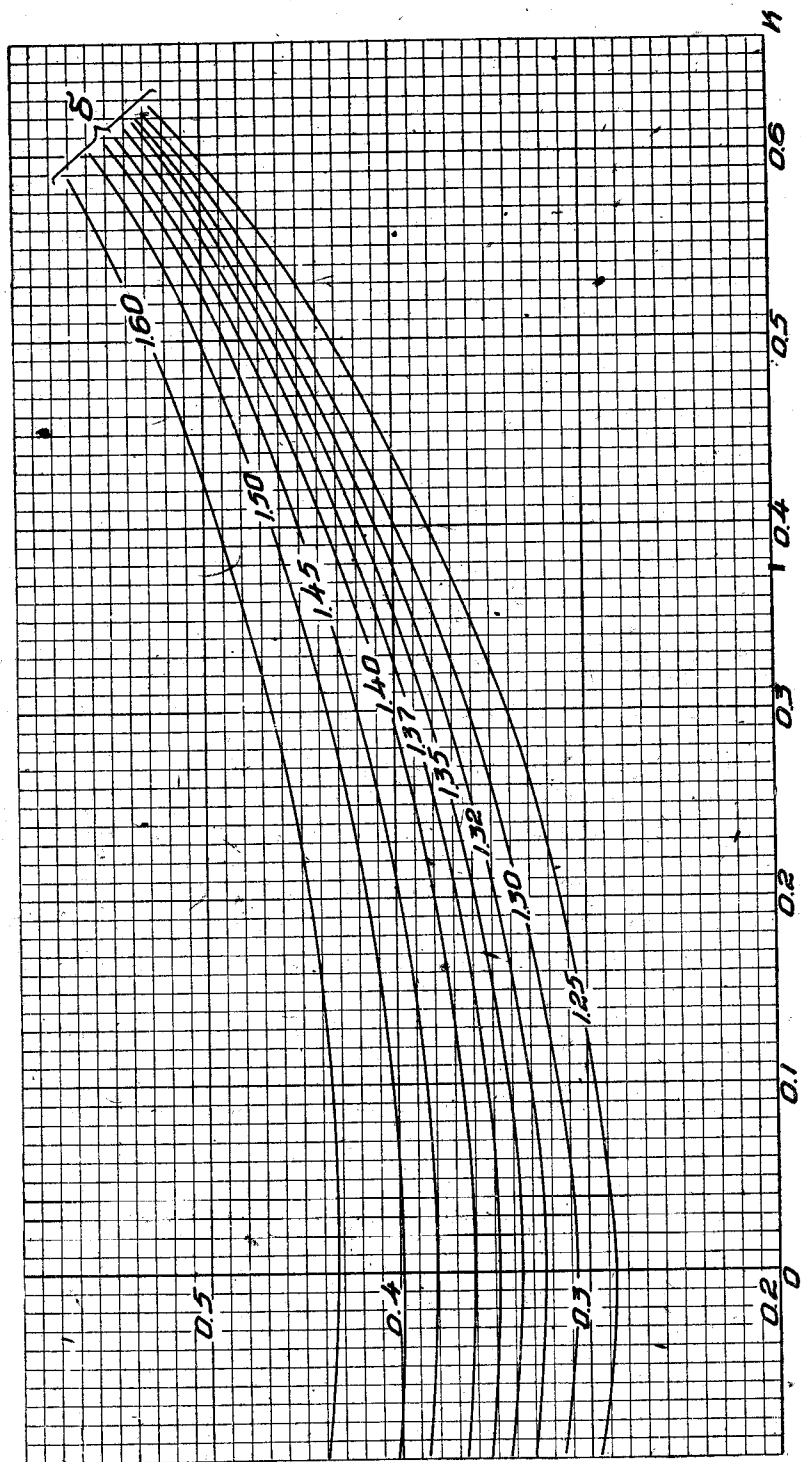
$$F' = 4b'^2\delta^2 \frac{\pi}{4} (1 + \kappa^2 - 2\varepsilon^2) = \frac{\pi b^2}{4} \delta^2 (1 + \kappa^2 - 2\varepsilon^2). \quad (4)$$

Таким образом для определения значения F' , нужного для нахождения наименьшего индуктивного сопротивления по формуле (3), необходимо найти значения δ , ε и κ из системы уравнений (2).

Пользоваться этими уравнениями для решения практических вопросов, конечно, не представляется возможным, поэтому мы решили эту систему уравнений методами графического вычисления и составили графики для



Фиг. 3



Фиг. 4

нахождения параметров δ , ε и χ по заданным геометрическим размерам бипланной коробки $\left(\frac{d'}{b'} \text{ и } \frac{h'}{b'}\right)$.

Графики составлены для значений $\frac{d'}{b'}$ в пределах от 0 до 1 и для $\frac{h'}{b'}$ в пределах от 0,2 до 0,6, каковые интервалы содержат в себе все практически возможные и конструктивно целесообразные варианты геометрических размеров бипланной коробки хвостового оперения¹.

Пользование графиками сводится к следующему: по заданным значениям $\frac{d'}{b'}$ и $\frac{h'}{b'}$ из графиков фиг. 3 находим ε и χ , затем для найденных значений ε и χ по графикам фиг. 4 находим значение δ . Имея таким образом для данной бипланной коробки значения δ , ε и χ , находим так называемую эффективную площадь F' по формуле (4) и, наконец, по известной формуле для систем с наименьшим индуктивным сопротивлением (3) или (3а), приведенным выше:

$$W = \frac{P^2}{2_e b^2 F'} \quad (3)$$

или

$$C_i = \frac{S}{2F'} C_y^2, \quad (3a)$$

где S — полная площадь биплана, находим индуктивное сопротивление для данной бипланной коробки.

Помощью этих графиков нами было вычислено индуктивное сопротивление для нашего случая $\frac{h'}{b'} = 0,22$ при различных значениях $\frac{d'}{b'}$. Точно так же мы произвели такое же вычисление и для случаев $\frac{h'}{b'} = 0,25; 0,27; 0,30; 0,40$ с целью выяснить влияние изменения относительной высоты коробки биплана с шайбами на изменение его индуктивного сопротивления.

Результаты даны в табл. 1 в виде коэффициента $A = \frac{S}{2F'}$ формулы $C_i = A C_y^2$.

Таблица 1
Значения коэффициента A

$\frac{d'}{b'}$ \ $\frac{h'}{b'}$	0,22	0,25	0,30	0,40
1,0	0,141	0,136	0,125	0,116
0,95	0,148	0,144	0,136	0,127
0,9	0,152	0,147	0,139	0,132
0,8	0,156	0,149	0,144	0,137
0,7	0,156	0,152	0,144	0,137
0,6	0,156	0,152	0,144	0,137
0	0,156	0,152	0,144	0,137

Для выяснения вопроса о величине уменьшения индуктивного сопротивления за счет влияния шайб нами было подсчитано индуктивное сопротивление чистого биплана (т. е. биплана без шайб) по трем формулам.

¹ Графики для отрицательных значений экстраполированы.

Упрощенная формула Прандтля:

$$C_i' = \frac{2S}{\pi l^2 + 4F} C_y^2 = 0,168 C_y^2, \quad (5)$$

дает самое большое значение для индуктивного сопротивления; полная же формула Прандтля по теории вихревой пелены, приобретающая для нашего случая простой вид:

$$C_i'' = \frac{2S}{\pi l^2} (1 + \sigma) C_y^2 = \frac{2}{\pi \lambda} (1 + \sigma) C_y^2 = 0,155 C_y^2, \quad (6)$$

и, наконец, формула Бетца по теории подковообразных вихрей, имеющая тоже очень простой вид для нашего случая при отсутствии выноса, деградации и равенства верхнего и нижнего планов:

$$C_i''' = \frac{A + \frac{\kappa}{2\pi} (1 + 2Ab) \frac{1}{\lambda}}{\left(1 - \frac{\kappa b}{2\pi \lambda}\right)^2} C_y^2, \quad (7)^1$$

где

$$A = \frac{2}{\pi \lambda};$$

$$b = \frac{dC_y}{d\alpha};$$

$$\kappa = \ln \sqrt{\left(1 + \frac{l}{h}\right)^2},$$

дает совпадающие результаты с формулой Прандтля (полной) (6), а именно:

$$C_i''' = 0,155 C_y^2,$$

что совершенно точно совпадает со значением C_y , полученным из графиков по теории Граммеля (табл. 1 для $\frac{a'}{b'} = 0$).

В табл. 2 приведены результаты вычисления индуктивного сопротивления коробки биплана при различном значении $\frac{h'}{b'}$ — относительной высоты коробки, вычисления были сделаны по формуле Прандтля с помощью графиков и представлены в виде коэффициента A параболы индуктивного сопротивления по формуле $C_i = AC_y^2$.

Таблица 2

Значения коэффициентов A , вычисленных по формуле Прандтля и по графику

$\frac{h'}{b'}$	По Прандтлю	По графику
0,22	0,156	0,156
0,25	0,151	0,152
0,27	0,149	0,149
0,30	0,145	0,144
0,40	0,137	0,137

Имеем интересный результат: значения индуктивного сопротивления для чистого биплана, подсчитанные, с одной стороны, по формулам Пранд-

¹ См. В. В. Голубев. Теория крыла аэроплана конечного размаха. Труды ЦАГИ, вып. 108, 1931. Стр. 278.

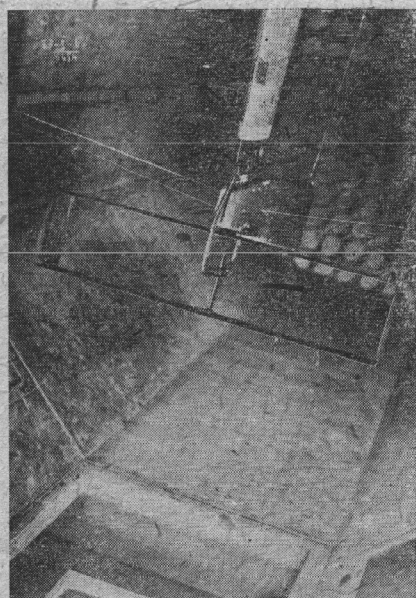
тля или Бетца и, с другой стороны, — по построенным нами графикам, дают совершенно совпадающие значения; при этом надо заметить, что индуктивное сопротивление для чистого биплана помощью графиков получается как частный случай более общей задачи, но, с другой стороны, графики дают значения только для случая простейшей коробки, а именно, без выноса деградации и при совершенно равных планах.

Табл. 3 дает уменьшение в процентах индуктивного сопротивления коробки биплана для наивыгоднейшего положения шайб при различных значениях $\frac{h'}{b'}$, т. е. относительной высоты шайб.

Таблица 3

Изменения индуктивного сопротивления за счет влияния шайб в зависимости от высоты $C_y = 0,25$

$\frac{h'}{b'}$	Индуктивное сопротивление без шайб	С шайбами	Разность	Уменьшение в %
0,22	0,00977	0,00880	0,00097	10
0,25	0,00950	0,00850	0,00100	10,5
0,30	0,00900	0,00780	0,00120	13,5
0,40	0,00856	0,00725	0,00131	15,5



Фиг. 5

Для проверки полученных результатов из общей теории Граммеля о влиянии шайб на индуктивное сопротивление бипланной коробки нами были проведены эксперименты с моделью бипланного оперения с шайбами прямоугольной формы. Оба плана коробки совершенно одинаковы как по размерам, так и по профилю; формы шайб, с которыми проводились опыты, представляли собой обычного вида вертикальные рули бипланного оперения типа Аргосси или Юнкерс G—38 (фиг. 5).

Эксперименты были проведены с целью выяснить следующие факторы, изменяющие индуктивные сопротивления биплана:

1. Уменьшение индуктивного сопротивления в биплане за счет влияния шайб при изменении различных параметров.

2. Влияние формы шайб на индуктивное сопротивление, для чего нами были взяты, кроме прямоугольных шайб, еще шайбы круглые, эллиптические и специальные, типа вертикального оперения (фиг. 6).

Размеры прямоугольных шайб определялись высотой и хордой бипланной коробки оперения, остальные же шайбы —

круглые, эллиптические и типа вертикального оперения — имели равновеликие площади. На фиг. 7 представлена диаграмма коэффициентов подъемной силы C_y бипланного оперения с различными шайбами на концах.

3. Влияние третьей шайбы, так как иногда в вертикальном оперении бипланной коробки в плоскости симметрии располагается третья шайба в виде кия.

На диаграмме фиг. 8 нанесены поляры биплана с шайбами на концах и биплана со стойками, причем последняя поляра исправлена на разность профильных сопротивлений стоек и шайб.

Из приведенных экспериментов мы имели возможность получить профильное сопротивление стоек и шайб, которое имело следующие значения;

$C_{x \text{ проф. соп. стоек}} = 0,0024$.

$C_{x \text{ " " шайб}} = 0,0007$.

Эти коэффициенты отнесены к площади бипланной коробки. Если же коэффициент профильного сопротивления шайб отнести к площади шайб, то получится значение

$$C'_{x \text{ пр. шайб}} = C_{x \text{ пр. шайб}} \cdot \frac{S_{\text{бипл.}}}{S_{\text{шайб}}},$$

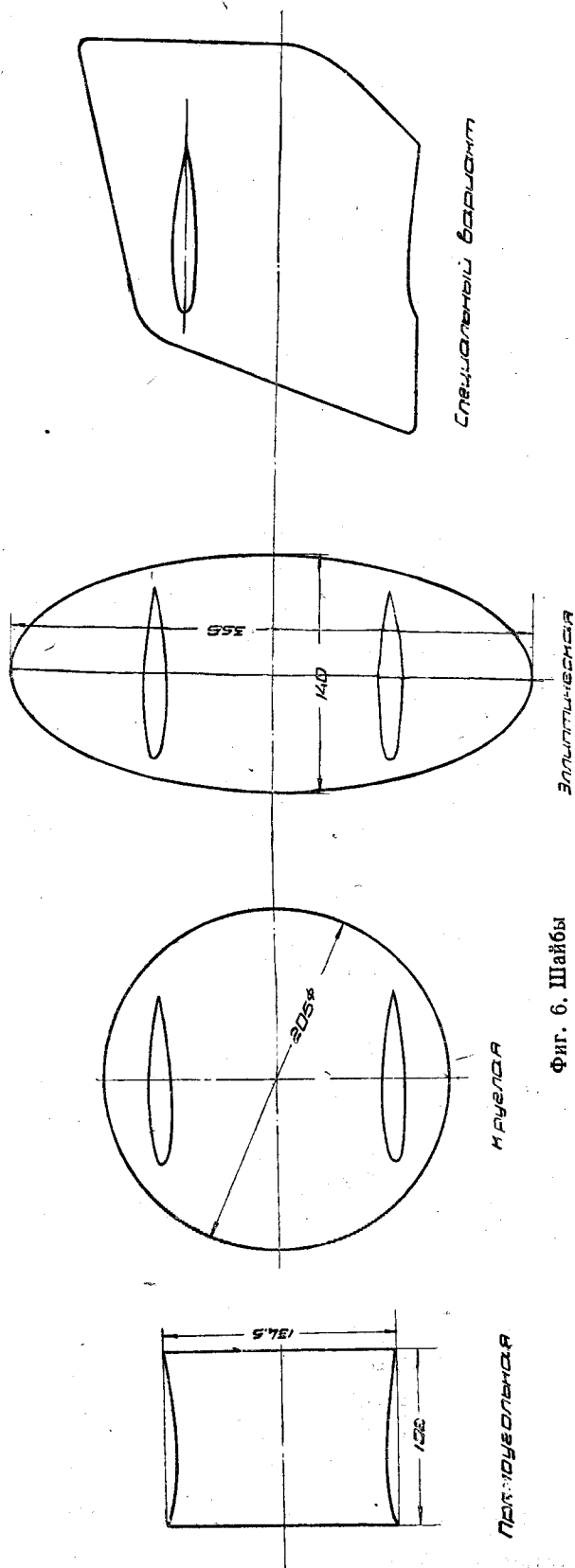
которое вполне соответствует профильному сопротивлению 6-процентного симметричного профиля.

Таким образом профильное сопротивление шайб получилось в три раза меньше, чем у стоек, и их разность равна:

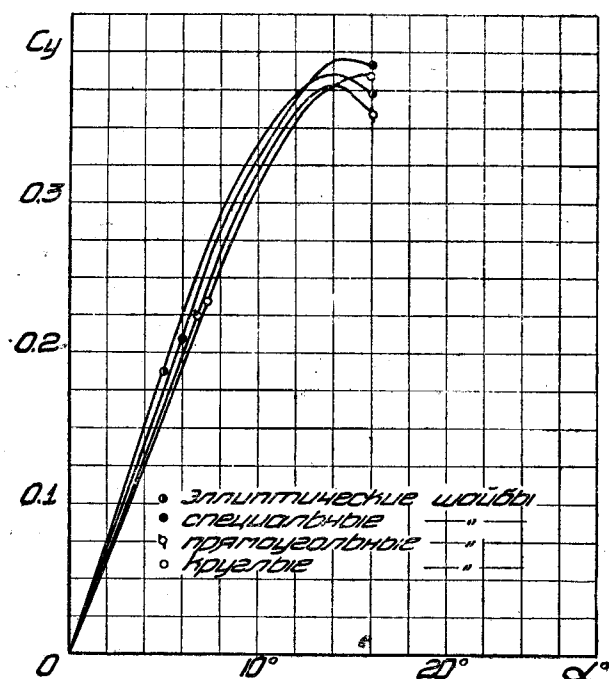
$$C_{x \text{ пр.}} - C_{x \text{ пр. шайб}} = 0,0017.$$

На эту величину мы исправили поляру биплана со стойками и, следовательно, расхождение в полярах, которое можно наблюдать на приведенной диаграмме фиг. 6, должно быть отнесено исключительно за счет влияния шайб на индуктивное сопротивление бипланной коробки.

Для сравнения там же на фиг. 8 нанесены две параболы индуктивного сопротивления: I—парабола биплана с шайбами, полученная из наших графиков; II—парабола биплана без шайб, подсчитанная по формуле Бетца, как видно из



Фиг. 6. Шайбы



Фиг. 7. Сводная диаграмма коэффициентов подъемной силы (C_y) бипланного оперения, с различными шайбами на концах

приводимой диаграммы фиг. 8, в пределах линейного изменения C_y , т. е. для $C_y < 0,3$ разность между парами и разность между параболлами в пределах $0^\circ - 8^\circ$ совпадают очень хорошо. Уменьшение индуктивного сопротивления, полученное путем вычисления

(табл. 1 при $\frac{d'}{b'} = 1$ и

$\frac{d'}{b'} = 0$) при $C_y = 0,25$:

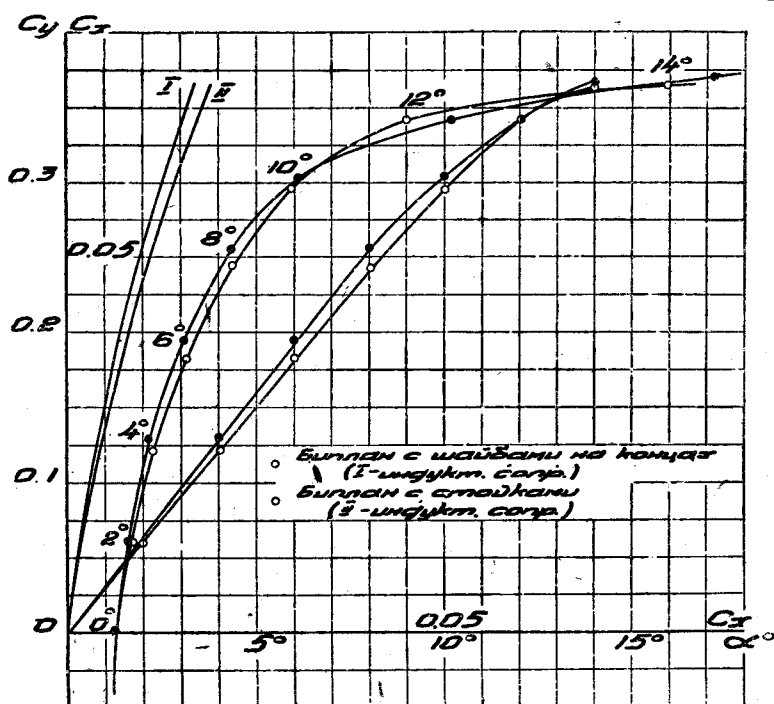
$$\Delta C_i = 0,00097,$$

и оно же, полученное из эксперимента:

$$\Delta C_i = 0,00100,$$

дает совпадающие значения.

Выводы. 1. Шайбы в биплане в зависимости от высоты коробки при наивыгоднейшем их расположении дают уменьшение индуктивного сопротивления на 10—12% (при обычной высоте коробки).



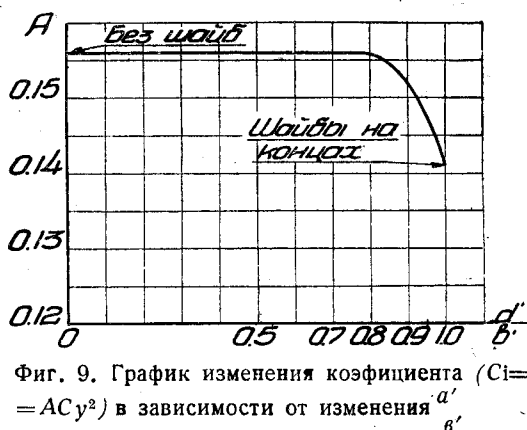
Фиг. 8

2. Наивыгоднейшее положение шайб — на концах; при смещении шайб с концов влияние их заметно падает, исчезая совершенно при $\frac{d'}{b'} \leq 0,8$.

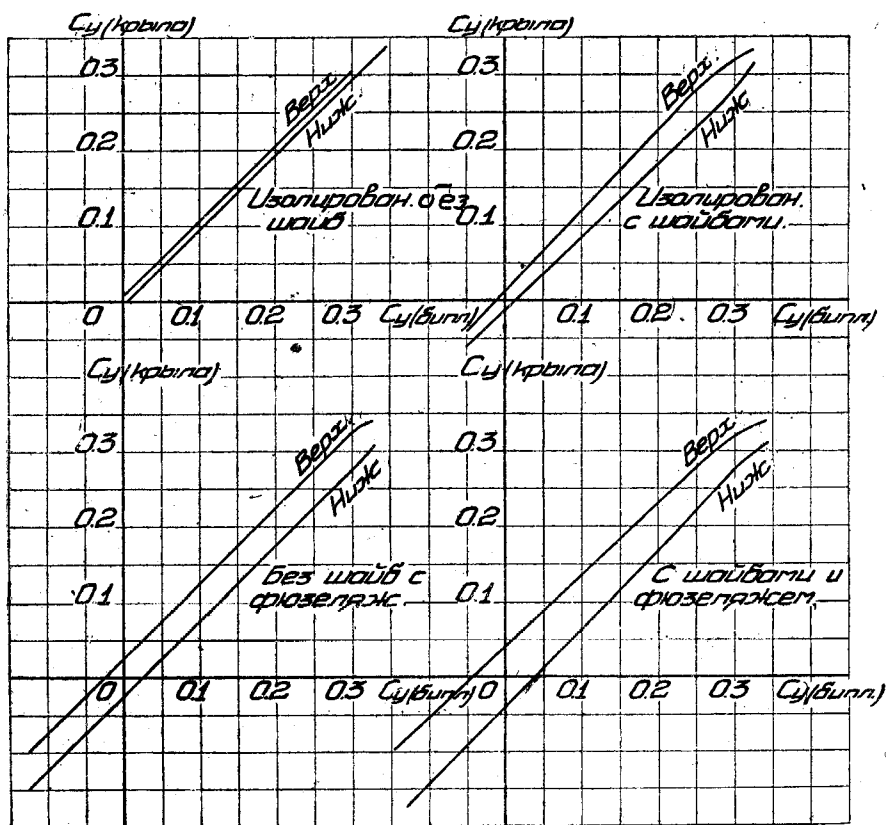
когда индуктивное сопротивление достигает постоянной величины, равной значению индуктивного сопротивления биплана без шайб. Это значение получается из графиков фиг. 4 и 5 при $\frac{d'}{b'} = 0$.

Влияние параметра $\frac{d'}{b'}$, т. е. относительной глубины расположения шайб, представлено на графике фиг. 9 и в табл. 1, откуда видно, что при самом незначительном смещении шайб с концов в глубь планов индуктивное сопротивление резко возрастает и уже при $\frac{d'}{b'} = 0,8$ достигает своего максимального значения.

3. Увеличение числа шайб свыше двух и характер их расположения совершенно не сказываются на индуктивном сопротивлении бипланной коробки, увеличивая лишь общее лобовое сопротивление на сумму профильных сопротивлений добавочных шайб.



Фиг. 9. График изменения коэффициента ($C_i = ACy^2$) в зависимости от изменения $\frac{d'}{b'}$.



Фиг. 10. Распределение нагрузок в бипланном оперении.

4. Индуктивное сопротивление, полученное по формуле Прандтля—Бетца и по теории Граммеля по построенным нами графикам фиг. 4, 5, совпадают полностью для случая простейшей бипланной коробки, т. е. без выноса, деградации и с одинаковыми планами.

Данными нами графиками фиг. 4, 5 можно пользоваться для получения приближенного значения индуктивного сопротивления бипланной коробки с целью определения порядка величины индуктивного сопротивления, для чего можно не учитывать вынос и деградацию планов.

5. При выборе той или иной формы шайб необходимо руководствоваться главным образом соображениями конструктивного характера, с аэродинамической же точки зрения можно рекомендовать шайбы либо эллиптической формы, либо специальные (типа вертикального оперения), так как наклоны кривых C_y по α в этих случаях больше на 5—6% сравнительно с шайбами прямоугольными и круглыми, что можно видеть из диаграммы фиг. 7.

II. Распределение нагрузок между планами бипланного оперения и влияние фюзеляжа на его поляру

Исследования по распределению нагрузок были произведены нами для четырех случаев: 1) изолированный биплан без шайб, 2) изолированный биплан с шайбами, 3) биплан в присутствии фюзеляжа и 4) биплан с шайбами в присутствии фюзеляжа. Результаты даны на диаграмме фиг. 8, 10, где нанесены C_y верхнего и нижнего планов как функция C_y биплана. На этих диаграммах хорошо видно расхождение в нагрузках верхнего и нижнего планов сравнительно с самим бипланом.

В случае изолированного биплана без фюзеляжа и без шайб нагрузки между планами распределяются почти поровну. Максимальное расхождение при $C_{y\max}$ рано 2%, т. е. верхний план несет 51%, а нижний — 49% общей нагрузки.

Шайбы нарушают равномерность распределения нагрузок между планами, причем верхний план несет больше нижнего на 6% при $C_{y\max}$ биплана.

Фюзеляж способствует еще большему расхождению в распределении нагрузок между планами, причем расхождение между верхним и нижним планами для $C_{y\max}$ достигает 10% без шайб и 15% с шайбами. Эффект влияния фюзеляжа объясняется торможением скорости и скосом потока от фюзеляжа в области хвостового оперения.

Как известно из работы В. П. Горского и А. Н. Журавченко¹, за фюзеляжем в области оперения получается зона подторможенного фюзеляжем потока; это влияние фюзеляжа выражается на поляре в уменьшении наклона кривой $C_y(\alpha)$ и учитывается коэффициентом K :

$$C_y' = K C_y,$$

где:

C_y' — коэффициент подъемной силы с влиянием фюзеляжа,

C_y — то же без фюзеляжа.

Кроме торможения скорости, влияние фюзеляжа проявилось в явлении, аналогичном скосу потока, который учитывался величиной $\Delta\alpha^\circ$, лежащей в пределах 1—1,5°.

Коэффициент K был нами подсчитан для нижнего плана по методу, примененному А. Н. Журавченко в указанной выше работе, по формуле:

$$K = \frac{1}{S_0} \int_0^l \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 t dl,$$

где:

S_0 — площадь оперения,

v_1 — подторможенная скорость потока на dl — элементе размаха оперения;

t — хорда оперения на том же элементе размаха,

v — скорость потока в бесконечности.

¹ В. П. Горский и А. Н. Журавченко. Аэродинамические исследования, по оперению самолета, Труды ЦАГИ, вып. 49. 1930.

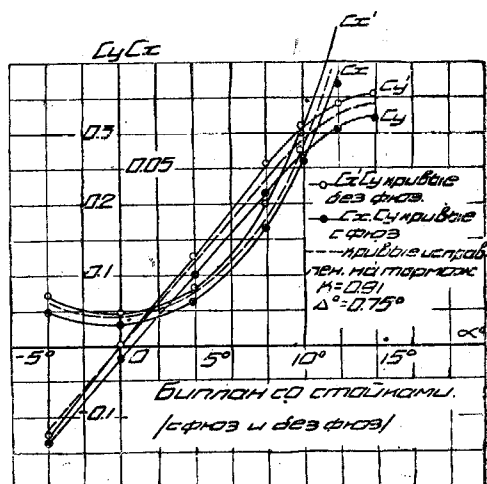
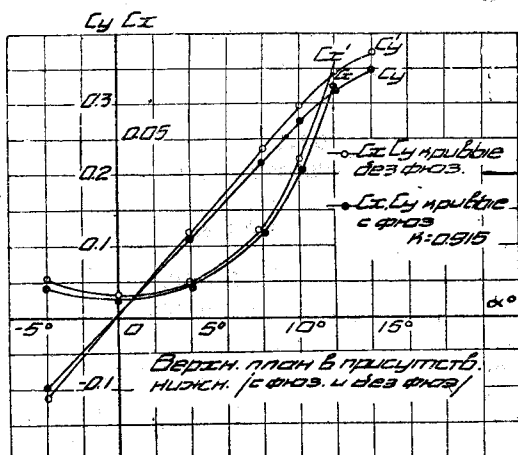
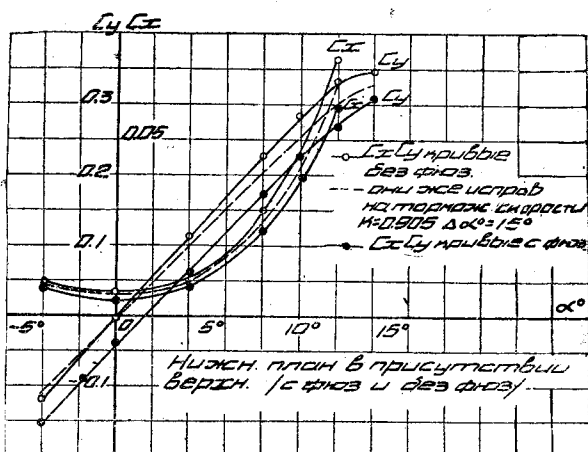
При подсчете мы пользовались диаграммой скоростного поля за фюзеляжем в области хвостового оперения, полученной В. П. Горским в его работе, так как фюзеляж, примененный в наших опытах и в опытах Горского, очень близко подходили друг к другу и, кроме того, условия опыта были совершенно одинаковы,—в трубе НК-1 и при одной и той же скорости потока $v = 33 \text{ м/сек.}$

Коэффициент K для верхнего плана путем подсчета мы получить не могли ввиду отсутствия соответствующей диаграммы распределения скоростей в области верхнего плана за фюзеляжем с нижним планом.

Подсчет $K_{\text{нижн}}$ для нижнего плана дал совершенно совпадающие результаты с экспериментальными данными. Следовательно, метод учета влияния фюзеляжа на торможение скорости, указанный А. Н. Журавченко и В. П. Горским, дает хорошие результаты.

Испытания, проведенные нами с бипланом оперением, подтвердили наличие и торможения и скоса у определения от фюзеляжа. Результаты эксперимента представлены на диаграмме фиг. 11, где даны кривые C_x и C_y для нижнего плана, для верхнего плана и для всей бипланной коробки.

Сплошными линиями нанесены кривые C_x и C_y без фюзеляжа и с фюзеляжем. Кривые C_y при наличии фюзеляжа имеют меньший наклон сравнительно с кривыми без фюзеляжа (торможение скорости) и сдвинуты в сторону положительных углов (скос потока). Пунктирными линиями нанесены кривые C_x , C_y без фюзеляжа, но исправленные на торможение скорости,—они идут совершенно эквидистантно кривым, полученным в присутствии фюзеляжа, что указывает на хорошую сходимость вычисленного коэффициента K и полученного из эксперимента:

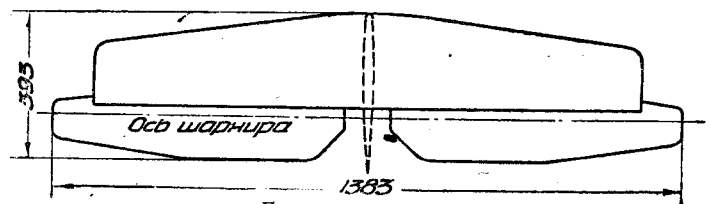


Фиг. 11.

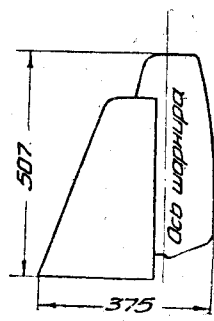
для нижнего плана $K_{\text{нижн}} = 0,905$ и $\Delta\alpha^{\circ}_{\text{нижн}} = 1,5$;
 для верхнего плана $K_{\text{верхн}} = 0,915$ и $\Delta\alpha^{\circ}_{\text{верхн}} = 0^{\circ}$, т. е. верхний план находится в области нескошенного потока.

Наконец, коэффициент $K_{\text{бипл.}}$ для всей бипланной коробки получается по правилу смещения из коэффициентов верхнего и нижнего планов:

$$K_{\text{бипл}} = \frac{K_{\text{нижн}} S_{\text{нижн}} + K_{\text{верхн}} S_{\text{верхн}}}{S_{\text{нижн}} + S_{\text{верхн}}} = \frac{K_{\text{нижн}} + K_{\text{верхн}}}{2} = 0,91.$$



Горизонтальное оперение



Вертик. оперение

Фиг. 12. Монопланное оперение. Модель № 55.

Скос потока для всей бипланной коробки получается так же:

$$\Delta\alpha^{\circ}_{\text{бипл}} = \frac{\Delta\alpha^{\circ}_{\text{нижн}} + \Delta\alpha^{\circ}_{\text{верхн}}}{2} = 0,75^{\circ}.$$

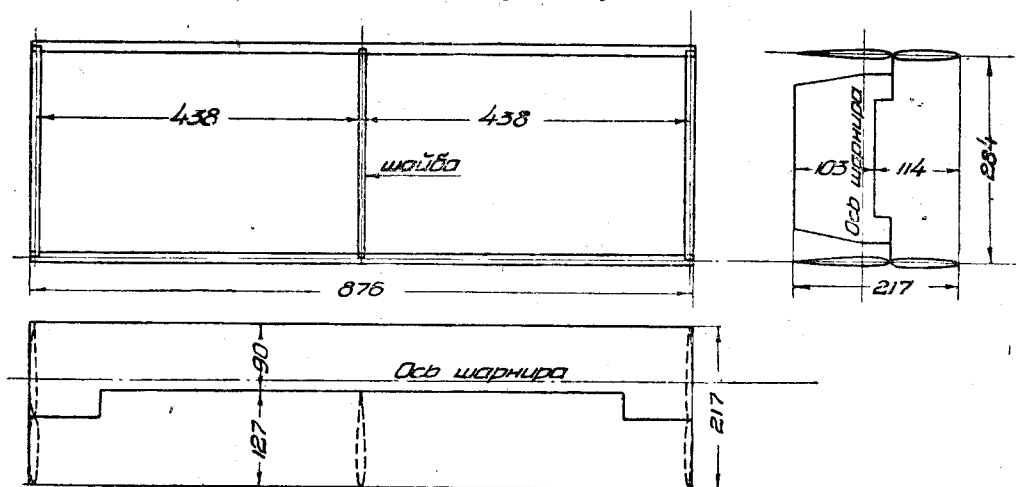
Эти коэффициенты

$$K_{\text{бипл}} = 0,91 \quad \text{и} \quad \Delta\alpha^{\circ}_{\text{бипл}} = 0,75^{\circ}$$

можно рекомендовать для учета влияния фюзеляжа на бипланное хвостовое оперение обычного типа.

III. Сравнение бипланного и монопланного оперения

Для сравнения бипланного и монопланного оперений нами для модели монопланного оперения одного из существующих тяжелых самолетов было

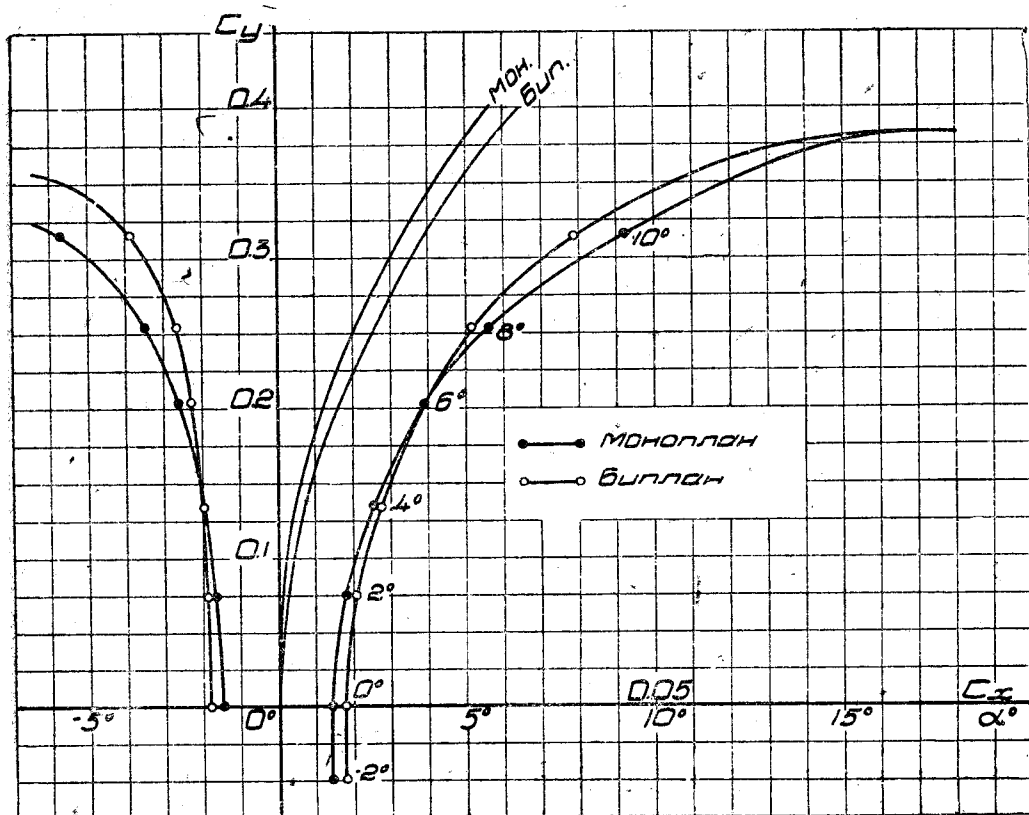


Фиг. 13. Бипланное оперение. Модель № 56.

спроектировано бипланное оперение равной эффективности, т. е. из того условия, что

$$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}_{\text{бипл}} \cdot S_{\text{бипл}} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}_{\text{мон}} \cdot S_{\text{мон}}.$$

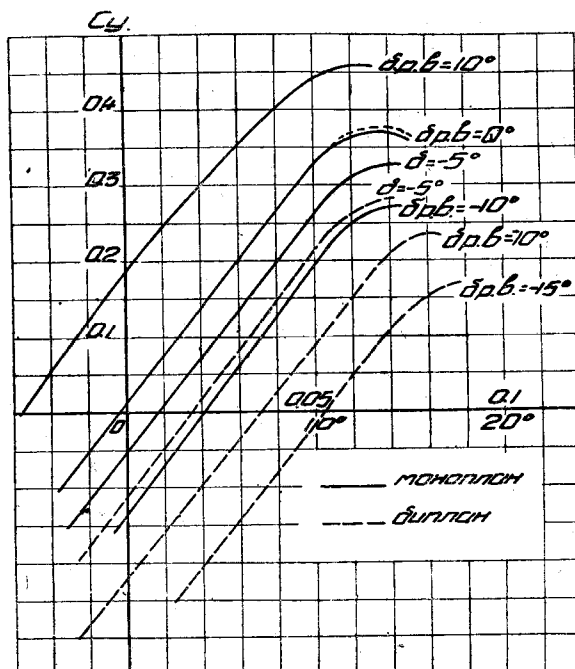
Монопланное и бипланное оперения даны на фиг. 12—13, а результаты сравнения приведены на диаграммах фиг. 14—16.



Фиг. 14.

На диаграмме фиг. 14 нанесены поляры и параболы индуктивного сопротивления моноплана и биплана. Хотя индуктивное сопротивление биплана получилось и больше, чем у моноплана, однако поляра биплана пересекает поляру моноплана на угле атаки 6° и дает на больших углах меньшее лобовое сопротивление.

Слева на диаграмме фиг. 14 нанесены кривые профильного сопротивления биплана и моноплана, откуда видно, что кривая профильного сопротивления биплана имеет почти постоянное значение на всех летных углах атаки, тогда как кривая профильного сопротивления моноплана изменяется по параболическому закону, что объясняется менее симметричным строением монопланного оперения сравнитель-



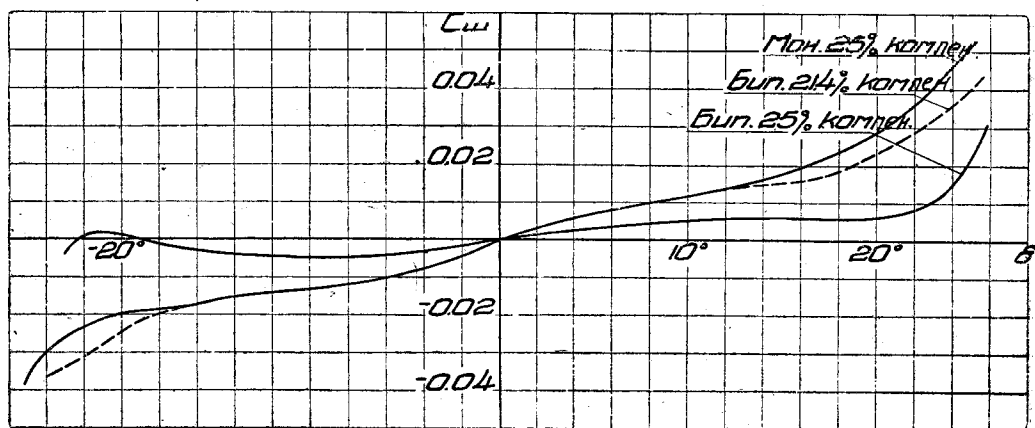
Фиг. 15.

но с бипланным, которое имеет две плоскости симметрии — горизонтальную и вертикальную.

На диаграмме 15 нанесены кривые коэффициентов C_y подъемных сил по отклонениям $\delta_{p.e.}$. Эффективность рулей бипланного оперения оказалась больше, чем у монопланного.

Площадь рулей монопланного оперения составляет 40% от всего горизонтального, у бипланного оперения — 45%. Судя по наклону кривых C_y , можно ожидать, что у бипланного оперения будет такая же эффективность, как у монопланного, при площади рулей в 20—25%.

На диаграмме фиг. 16 нанесены кривые шарнирных моментов $C_{шарн}$ для моноплана и биплана. При взятом соотношении компенсации, а именно у монопланного 25% от $S_{p.e.}$ и у бипланного 21,4%, мы имеем у бипланного



Фиг. 16.

оперения меньшие шарнирные моменты. Равных моментов можно ожидать при соотношении компенсации в 20% у биплана и 25% у моноплана.

Выводы. 1. Эффективность рулей горизонтального оперения бипланной коробки почти в двое больше, чем у монопланного оперения, что позволяет делать площадь рулей у бипланного оперения вдвое меньше или пользоваться меньшими отклонениями рулей.

2. У бипланного оперения для получения того же эффекта компенсации, что и у монопланного оперения, требуется меньший процент компенсации, что обеспечивает более плавную кривую шарнирных моментов, а это обстоятельство в соединении с большей эффективностью рулей дает меньшие шарнирные моменты.

3. Сравнение весовых данных монопланного и бипланного оперений, проведенное в КОСОС ЦАГИ под руководством В. Н. Беляева, дает уменьшение веса бипланного оперения сравнительно с монопланным на 15%.

4. Предыдущие выводы говорят о полной целесообразности применения бипланных оперений на тяжелых самолетах.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ СО СТАБЭЛЕРОНОМ

ВСТУПЛЕНИЕ

Настоящая работа является дальнейшим развитием предыдущей работы о бипланном оперении. Частным случаем бипланного хвостового оперения является оперение со стабэлерином, т. е. такое оперение, в котором верхний план (стабэлерион) является подвижным, заменяющим собой подвижной стабилизатор хвостового оперения.

Для тяжелых самолетов замена подвижного стабилизатора стабэлерином имеет большое значение, так как, во-первых, требует меньших усилий для управления и, во-вторых, при неподвижном основном плане горизонтального оперения дает возможность иметь более устойчивую от вибраций конструкцию хвостового оперения.

Цель настоящей работы—дать возможность конструктору легко и просто производить аэродинамический расчет оперения со стабэлерином.

Принятые обозначения

- C_{y1} — коэффициент подъемной силы стабэлериона при угле атаки α нижнего плана,
 C_{y1}' — коэффициент подъемной силы стабэлериона с деградацией,
 C_{y2} — коэффициент подъемной силы нижнего плана при угле атаки α ,
 l_1, λ_0 — размах стабэлериона и относительный размах,
 l_2, λ_2 — размах нижнего плана и относительный размах,
 χ — деградация стабэлериона,
 S_1 — площадь стабэлериона,
 S_2 — площадь нижнего плана,
 h — высота стабэлериона относительно нижнего плана,
 β° — вынос стабэлериона (положительный вперед),
 $\left. \begin{matrix} \mu \\ \nu \\ \kappa \end{matrix} \right\}$ — коэффициенты Фукса-Гопфа¹.

Рассматривая горизонтальное хвостовое оперение со стабэлерином как бипланную коробку (фиг. 1), положим в основу расчета ее метод Бетца. Обозначая размеры и аэродинамические характеристики стабэлериона значком (1) и горизонтального оперения значком (2), будем иметь известные формулы для приращения C_y и C_x за счет влияния одного плана на другой².

$$\left. \begin{aligned} \Delta C_{y1} &= \frac{\mu S_2}{\pi l_1 l_2} C_{y1} C_{y2} + \frac{(\nu - \kappa) S_2}{2\pi l_1 l_2} C_{y2} \frac{dC_{y1}}{d\alpha} \\ \Delta C_{y2} &= \frac{\mu S_1}{\pi l_1 l_2} C_{y1} C_{y2} - \frac{(\nu + \kappa) S_1}{2\pi l_1 l_2} C_{y1} \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

¹ См. В. В. Голубев. Теория крыла аэроплана конечного размаха. Труды ЦАГИ, вып. 108. 1931. Стр. 264.

² Там же, стр. 269.

Фиг. 2 дает схему подковообразных вихрей.

Для простоты расчета будем считать, что профили горизонтального оперения и стабэлера одинаковы, но с различными, вообще говоря, удлинениями λ_1 и λ_2 . Выразим C_{y1} через C_{y2} следующим образом.

Из фиг. 3 следует, что

$$C_{y2} = C_y - \Delta a_2 \frac{dC_y}{da} = C_y - \frac{2}{\pi\lambda_2} C_{y2} \frac{dC_y}{da} = C_y - \frac{2}{\pi\lambda_2} C_{y2} B_0,$$

где

$$B_0 = \frac{dC_y}{da} \text{ для } \lambda = \infty$$

и находится из соотношения

$$\frac{dC_{y2}}{da} = \frac{B_0}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}},$$

следовательно,

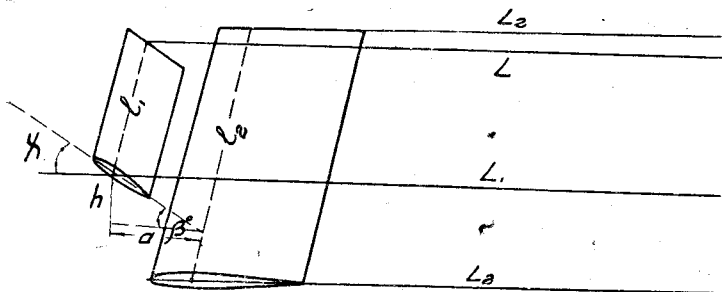
$$C_{y2} = C_y - \frac{2}{\pi\lambda} C_{y2} B_0,$$

Фиг. 1.

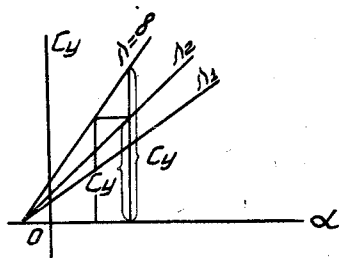
откуда

$$\left. \begin{aligned} C_{y2} &= C_y \frac{1}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}} \\ C_{y1} &= C_y \frac{1}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_1}} \end{aligned} \right\}$$

и точно так же имеем:



Фиг. 2.



Фиг. 3.

l_1, l_2 —размахи и присоединенные вихри верхнего и нижнего планов. L_1, L_2 —свободные вихри, h —высота расположения верхнего плана (стабэлера), α —вынос стабэлера, β° —вынос в градусах, χ° —деградация стабэлера.

Разделив одно равенство на другое, получим:

$$C_{y1} = C_{y2} \frac{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_1}}. \quad (2)$$

Обозначая

$$1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}$$

$$1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_1}$$

через r , имеем:

$$C_{y1} = r C_{y2} \quad (2')$$

и также

$$\frac{dC_{y1}}{d\alpha} = r \frac{dC_{y2}}{d\alpha}. \quad (2'')$$

Обозначим деградацию стабэлера через χ , тогда угол атаки его при угле атаки горизонтального оперения α будет $\alpha + \chi$ и C_{y1}' как функция $\alpha + \chi$ выразится следующим образом:

$$C'_{y1} = f(\alpha + \chi).$$

Разлагая в ряд, мы имеем:

$$C'_{y1} = C_{y1} + \chi \frac{dC_{y1}}{d\alpha} = \left(C_{y2} + \chi \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right) \cdot r. \quad (3)$$

Подставляя полученное значение C'_{y1} в формулы (1), получим:

$$\left. \begin{aligned} \Delta C_{y1} &= \frac{\mu S_2}{\pi l_1 l_2} r \left(C_{y2} + \chi \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right) C_{y2} + \frac{(v-x) S_2 r}{2\pi l_1 l_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} C_{y2} \\ \Delta C_{y2} &= -\frac{\mu S_1}{\pi l_1 l_2} r \left(C_{y2} + \chi \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right) C_{y2} - \frac{(v+x) S_1 r}{2\pi l_1 l_2} \left(C_{y2} + \chi \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right) \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

C_y бипланной коробки получим по правилу смешения из следующей формулы:

$$C_y = \frac{(C'_{y1} + \Delta C_{y1}) S_1 + (C_{y2} + \Delta C_{y2}) S_2}{S_1 + S_2}.$$

Подставляя полученные значения для C_{y1}' , ΔC_{y1} и ΔC_{y2} в формулы (3) и (4), после простых преобразований будем иметь:

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y2} \left[\frac{r S_1 + S_2}{S_1 + S_2} - \frac{x S_1 S_2 r}{\pi l_1 l_2 (S_1 + S_2)} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right] + \\ &+ \chi \frac{r S_1}{S_1 + S_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \left[1 - \frac{S_2 (v+x)}{2\pi l_1 l_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right]. \end{aligned} \quad (5)$$

Обозначая $\frac{S_2}{S_1}$ через a и $\frac{l_2}{l_1}$ через d , будем иметь:

$$\begin{aligned} C_y &= C_{y2} \left[\frac{r+a}{1+a} - \frac{x d r}{\pi (1+a) \lambda_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right] + \\ &+ \chi \frac{r}{1+a} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \left[1 - \frac{(v+x) d}{2\pi \lambda_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right]. \end{aligned} \quad (5')$$

Наконец, обозначая

$$\left. \begin{aligned} \frac{r+a}{1+a} - \frac{x d \cdot r}{2\pi (1+a) \lambda_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} &\text{ через } A, \\ \frac{r}{1+a} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \left[1 - \frac{(v+x) d}{2\pi \lambda_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right] &\text{ через } B, \end{aligned} \right\}$$

получим окончательно

$$C_y = A C_{y2} + B \chi, \quad (5'')$$

где A — коэффициент уменьшения наклона кривой C_{y2} за счет стабэлера,

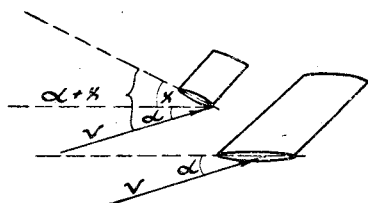
а B — коэффициент, характеризующий сдвиг кривой C_{y2} за счет деградации стабэлера. Таким образом с изменением деградации при условии работы горизонтального оперения и стабэлера в несорванном потоке кривая подъемной силы бипланной коробки сдвигается, не меняя своего наклона.

Следовательно, формулы (5) будут справедливы очевидно, лишь в том случае, если все оперение в целом и каждый план в отдельности будут работать в несорванном потоке, т. е. если $\alpha^\circ < 15^\circ$ и $\alpha + \chi < 15^\circ$. В том случае, когда эти условия не соблюдаются, выведенные формулы необходимо исправить соответствующим образом, а именно, если стабэлера находится под углом атаки, большим 15° , то значение C_{y1} приобретает постоянное значение, равное $\approx 0,9 C_{y1max}$, а в силу этого $\frac{dC_{y1}}{d\alpha}$ становится равным нулю. Подставляя эти значения в формулы (4) и (5), будем иметь:

$$C'_y = \frac{1}{1+a} \left[0,9 C_{y2max} r + C_{y2} a - \frac{rd 0,9 C_{y2max}}{2\pi \lambda_2} (v + \kappa) \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right]. \quad (6)$$

Следовательно, коэффициент изменения наклона выразится:

$$A' = \frac{a}{1+a} = \frac{S_2}{S_1 + S_2}$$



Фиг. 4.

и коэффициент сдвига

$$B' = \frac{r}{1+a} 0,9 C_{y2max} \left[1 - \frac{d(v + \kappa)}{2\pi \lambda_2} \cdot \frac{dC_{y2}}{d\alpha} \right]$$

$$C'_y = A' C_2 + B'_y \quad (6')$$

Таким образом, видим, что в том случае, когда стабэлера все время находится в сорванном потоке, мы имеем и постоянный наклон и постоянный сдвиг кривой, причем коэффициент наклона выражается чрезвычайно просто. Следовательно стабэлера имеет предельный угол отклонения, после которого при дальнейшем отклонении стабэлера эффективность оперения не меняется (увеличивается лишь его сопротивление).

Угол сдвига кривой C_y , соответствующий заданной деградации χ стабэлера, получается из формулы (5''), а предельный угол сдвига получается из формул (6') приравнованием в них C_y нулю.

Тогда имеем:

$$\alpha^\circ = - \frac{B}{A} \cdot \frac{1}{\frac{dC_{y2}}{d\alpha}} \cdot \chi^\circ, \quad (7)$$

$$\alpha_{rp}^\circ = \pm \frac{B'}{A'} \cdot \frac{1}{\frac{dC_{y2}}{d\alpha}} \cdot 57,3. \quad (8)$$

Итак, формула (7) определяет угол пересечения кривой C_y с осью абсцисс для данного значения χ (угол отклонения стабэлера). Из этой формулы видно, что углы α и χ имеют разные знаки, причем по смыслу формулы (3) следует, что угол χ надо считать положительным в сторону увеличения угла атаки (фиг. 4).

Формула (8) определяет предельный угол сдвига кривых C_y , соответствующий критическому углу отклонения стабэлера $\chi \pm 20^\circ$. В этой формуле два знака, которые соответствуют отрицательному и положительному отклонению стабэлера.

Итак, приведенные выше формулы полностью решают задачу о нахождении аэродинамических характеристик горизонтального оперения со стабэлером по данным его размерам и основным параметрам. Основные па-

параметры, влияющие на величину C_y оперения со стабэлороном, будут следующие:

1) $\frac{S_2}{S_1} = a$ — отношение площадей стабэлорона и горизонтального оперения;

2) χ — деградация стабэлорона;

3) $r = \frac{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_1}}$ — величина, учитывающая размахи λ_1 и λ_2 ;

4) $\frac{h}{l_2}$ — относительная высота коробки;

5) β° — угол выноса стабэлоронов (положительный при выносе его вперед и отрицательный при выносе назад);

6) профиль крыльев, который характеризуется производной $\frac{dC_y}{da}$ (мы рассматриваем, как уже говорили, стабэлорон и стабилизатор с одинаковыми профилями).

Следовательно, величина коэффициентов A и B будет определяться значениями этих основных параметров.

Для проверки полученных формул были проведены эксперименты с горизонтальным оперением и проведено сравнение экспериментальных и теоретических данных. Горизонтальное оперение представляло собой крыло прямоугольного очертания симметричного профиля с $\lambda_2 = 6$; $l_2 = 612$ и $b_2 = 102$.

Стабэлороны представляли собой крылья, подобные горизонтальному оперению, с различными площадями и различными удлинениями.

Для выяснения величины параметра $\frac{S_2}{S_1} = a$ отношения площадей была проведена серия опытов, в которых менялось $\frac{S_2}{S_1}$ при неизменных следующих параметрах:

$$\lambda_1 = \lambda_2 = 6 \quad (r = 1) \quad \frac{h}{l_2} = 0,22;$$

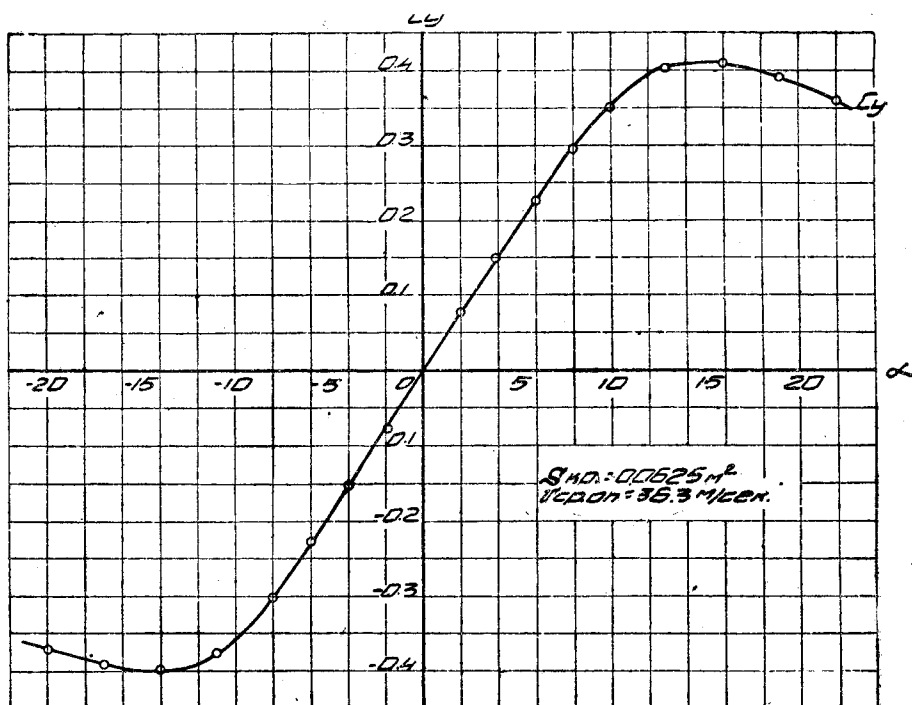
при $\beta^\circ = 0$ при одинаковых профилях с $\frac{dC_{y2}}{da} = 2,15$. Значения $\frac{S_2}{S_1}$ были следующие:

$$\frac{S_2}{S_1} = 1; 1,67; 2,5; 3,33; 6,67.$$

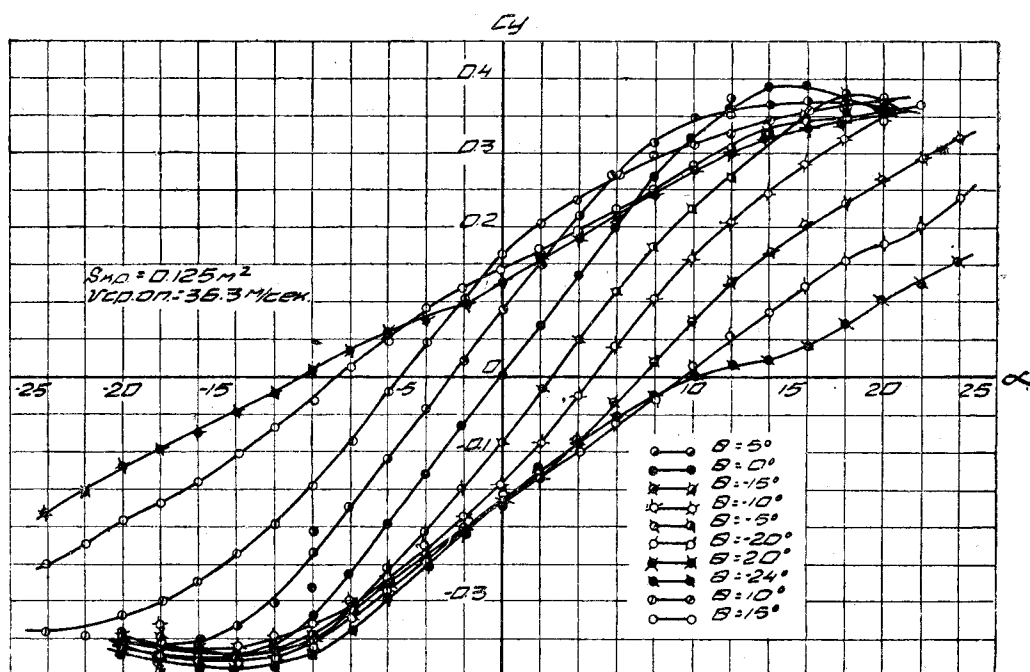
Результаты представлены на диаграммах фиг. 5—18 и в табл. 1, где приведены для сравнения значения для $A; B; A'$ и α'_{np} , полученных из формул (5), (5'), (5''), (6), (7) и (8), и значения тех же коэффициентов, полученных из экспериментальных кривых.

Следующая серия экспериментов была проведена для выяснения влияния на работу стабэлоронов различных удлинений стабэлорона; оставляя удлинения горизонтального оперения $\lambda_2 = 6$, мы брали для удлинения стабэлорона два значения $\lambda_1 = 4$ при $\frac{S_2}{S_1} = 2,5; 3,75; 5$ и 10 и $\lambda_1 = 10$ при $\frac{S_2}{S_1} = 1; 1,5; 1,96; 4$. Относительная высота оставалась равной $0,22$ и вынос $\beta^\circ = 0$.

Результаты приведены на диаграммах и в табл. 2, где сравниваются те же коэффициенты, что и в табл. 1.

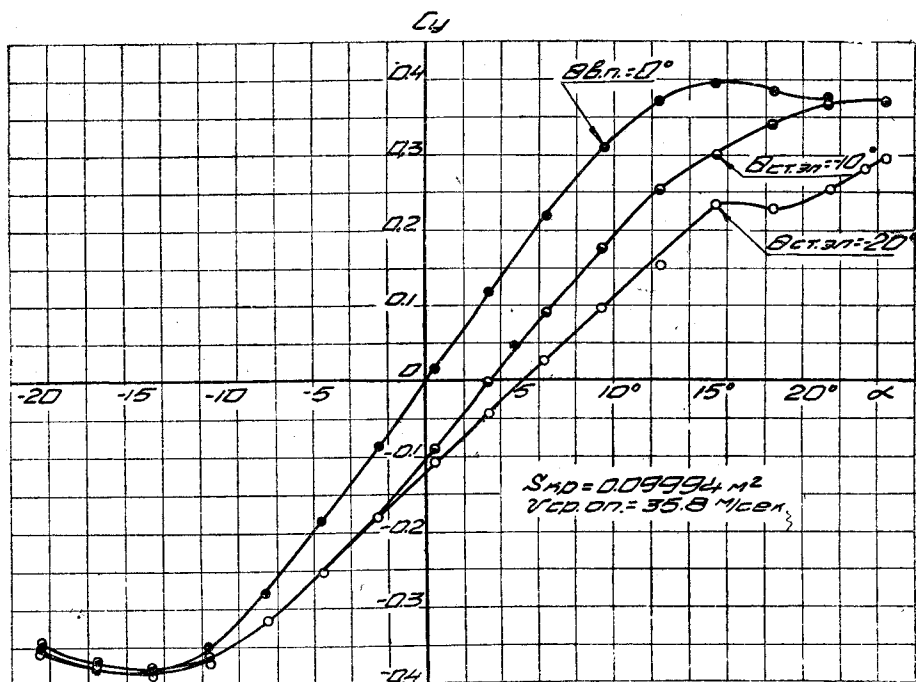


Фиг. 5 Диаграмма испытания на C_y по α моноплана $\lambda=6$.



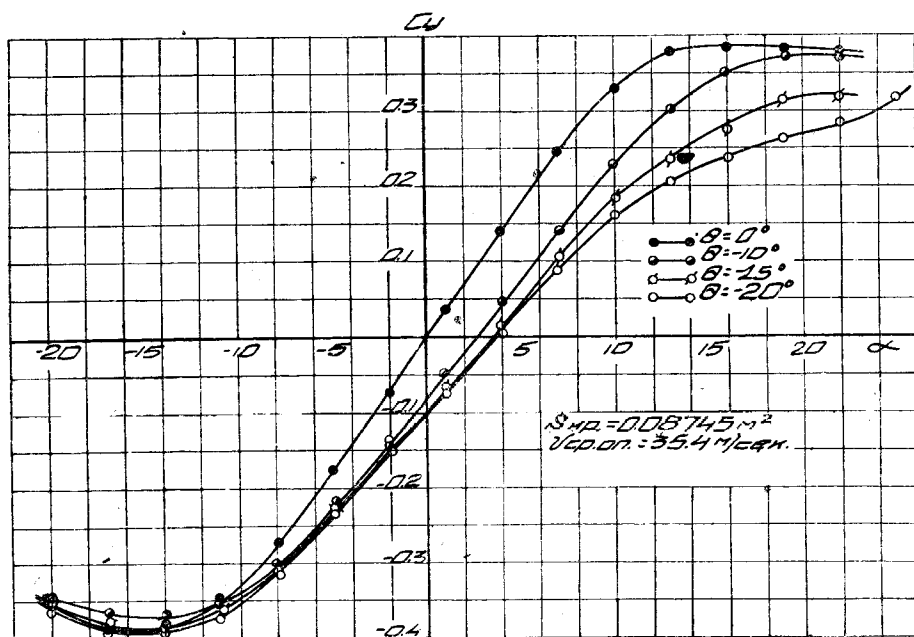
Фиг. 6 Сводная диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилизатором

$$\lambda_1=6; \lambda_2=6; \frac{s_2}{s_1}=1; \beta=0; h=0,22.$$



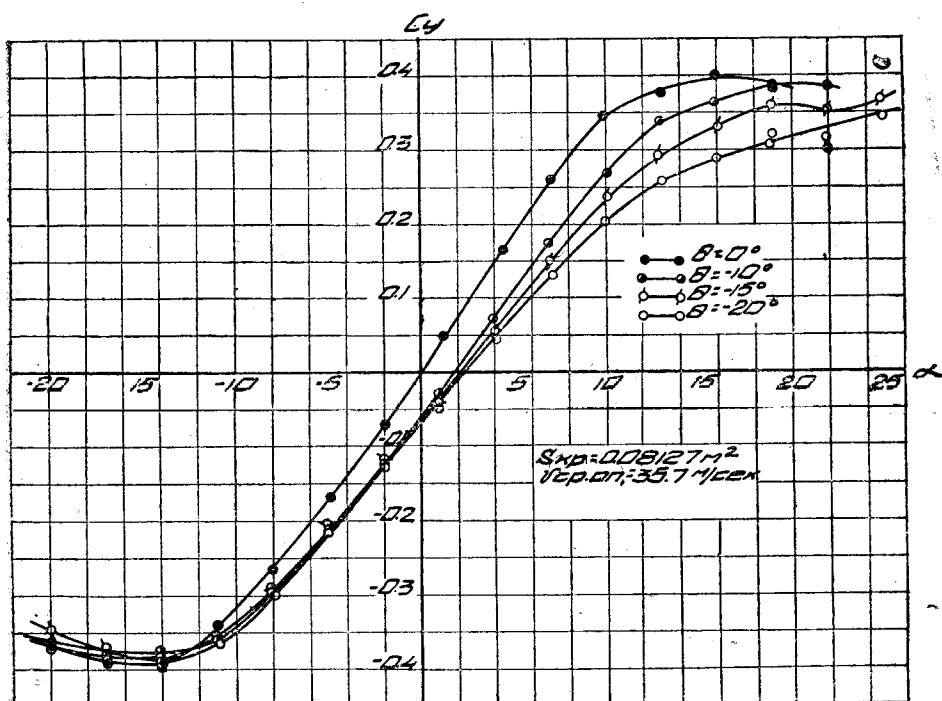
Фиг. 7 Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1=6; \lambda_2=6; \frac{s_2}{s_1}=1,67; \beta=0^\circ; h=0,22.$$



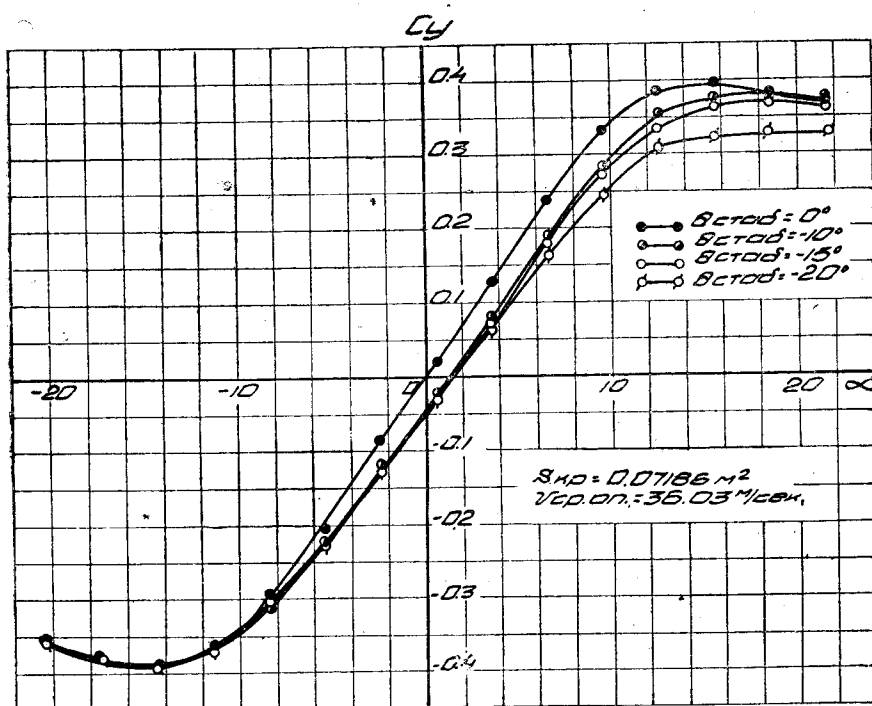
Фиг. 8 Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1=6; \lambda_3=6; \frac{s_2}{s_1}=2,5; \beta=0; h=0,22; l_1=386.$$



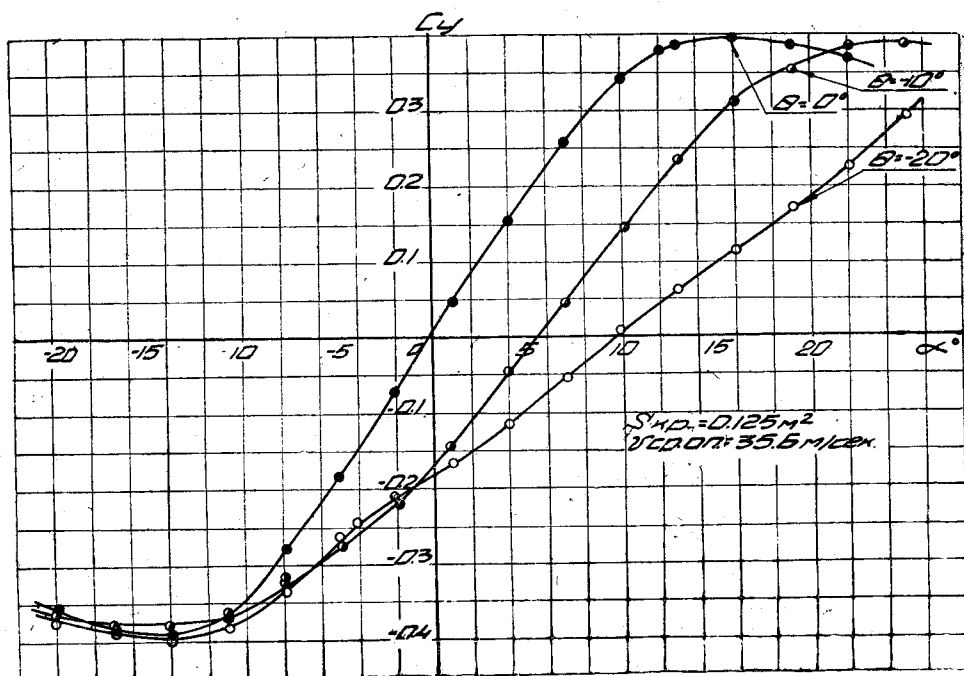
Фиг. 9. Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1 = 6; \lambda_2 = 6; \frac{s_2}{s_1} = 3.33; \beta = 0^\circ; h = 0.22.$$



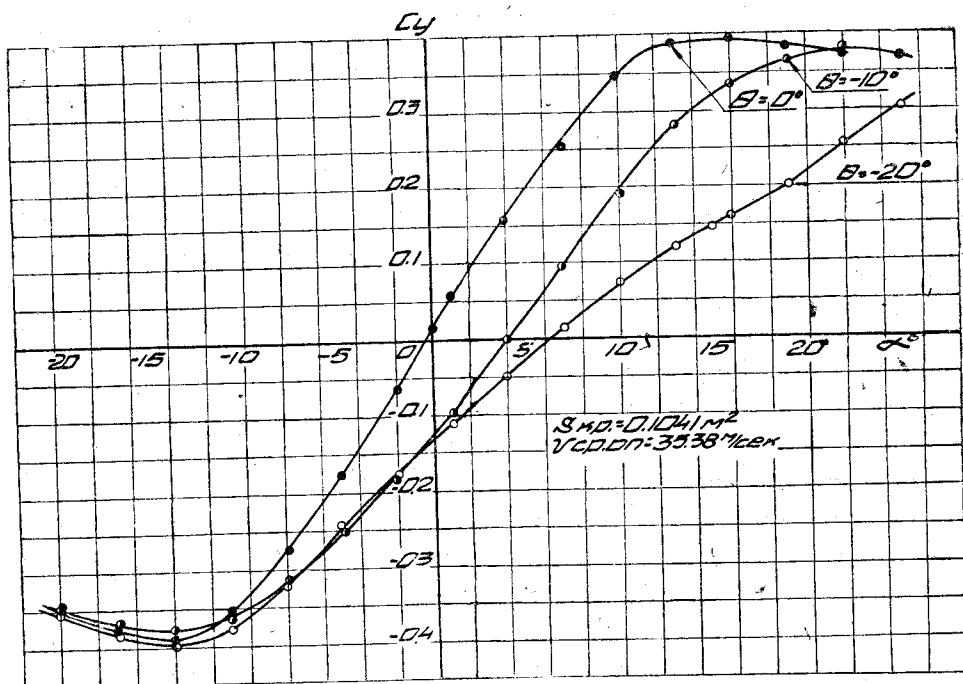
Фиг. 10 Сводная диаграмма испытаний на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1 = 6; \lambda_2 = 6; \frac{s_2}{s_1} = 6.675; \beta = 0^\circ; h = 0.22.$$



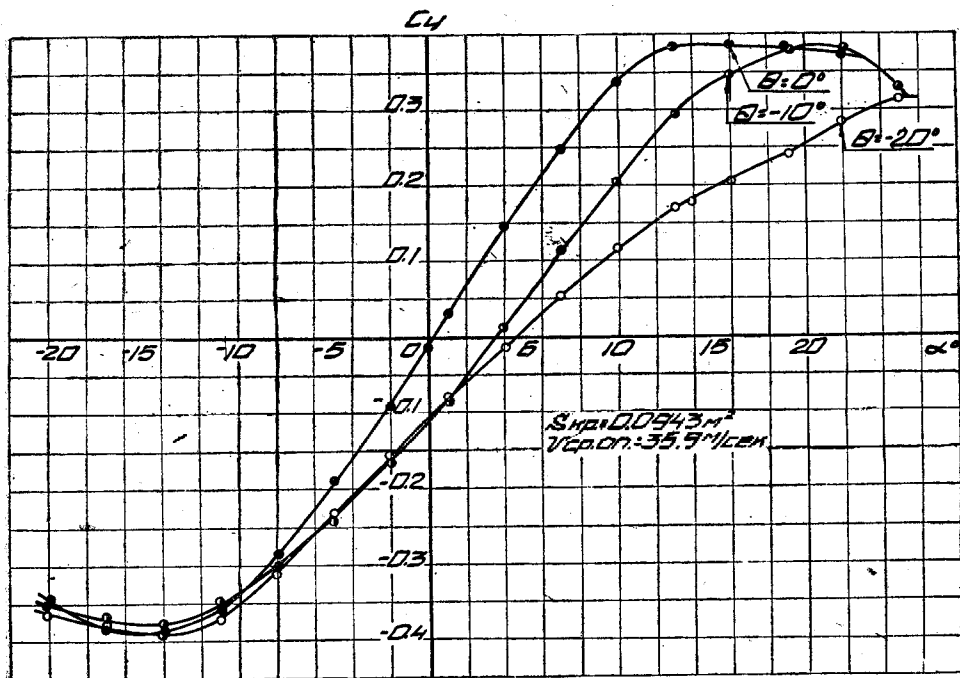
Фиг. 11. Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1 = 5; \lambda_2 = 10; \frac{s_2}{s_1} = 1; \beta = 0^\circ; h = 0,22$$



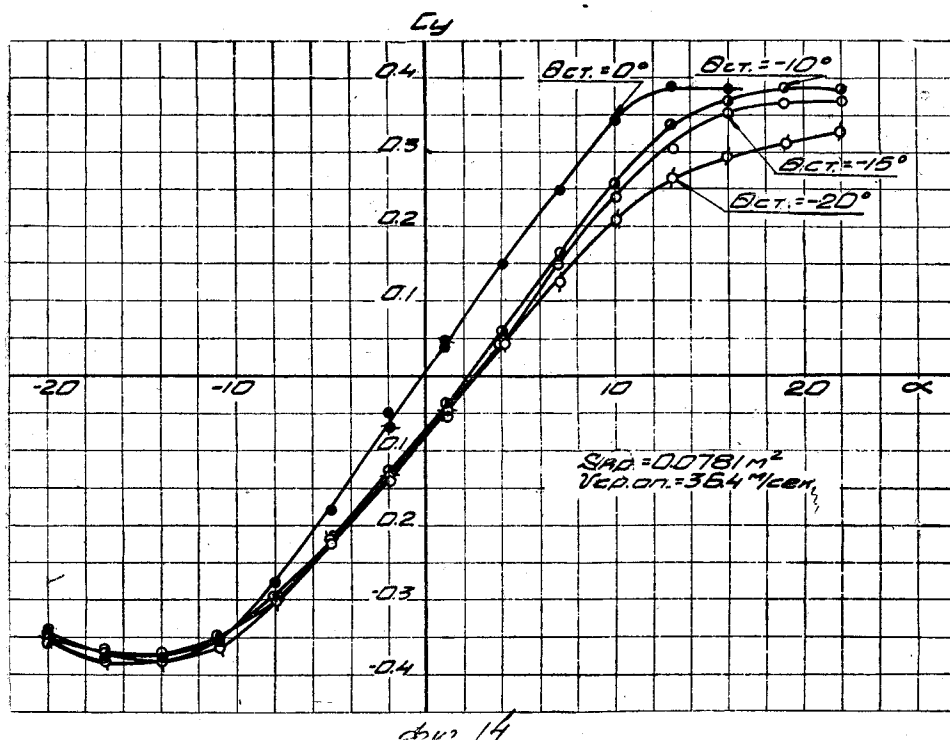
Фиг. 12 Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1 = 6; \lambda_2 = 10; \frac{s_2}{s_1} = 1,5; \beta = 0^\circ; h = 0,22$$



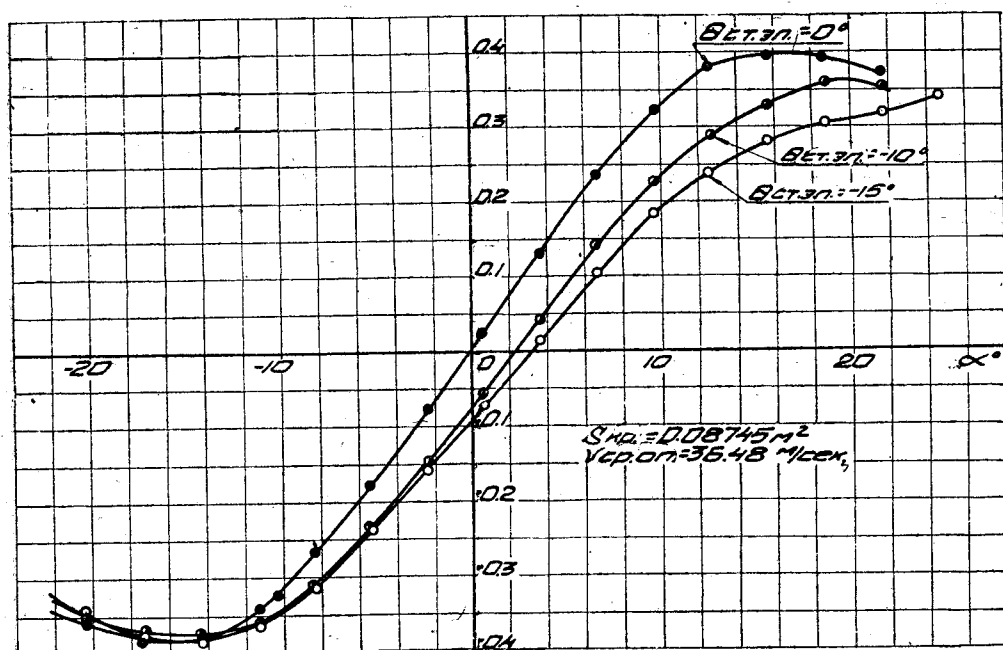
Фиг. 13. Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$\lambda_1 = 10; \lambda_2 = 6; \frac{s_2}{s_1} = 1.965; \beta = 0^\circ; h = 0.22.$



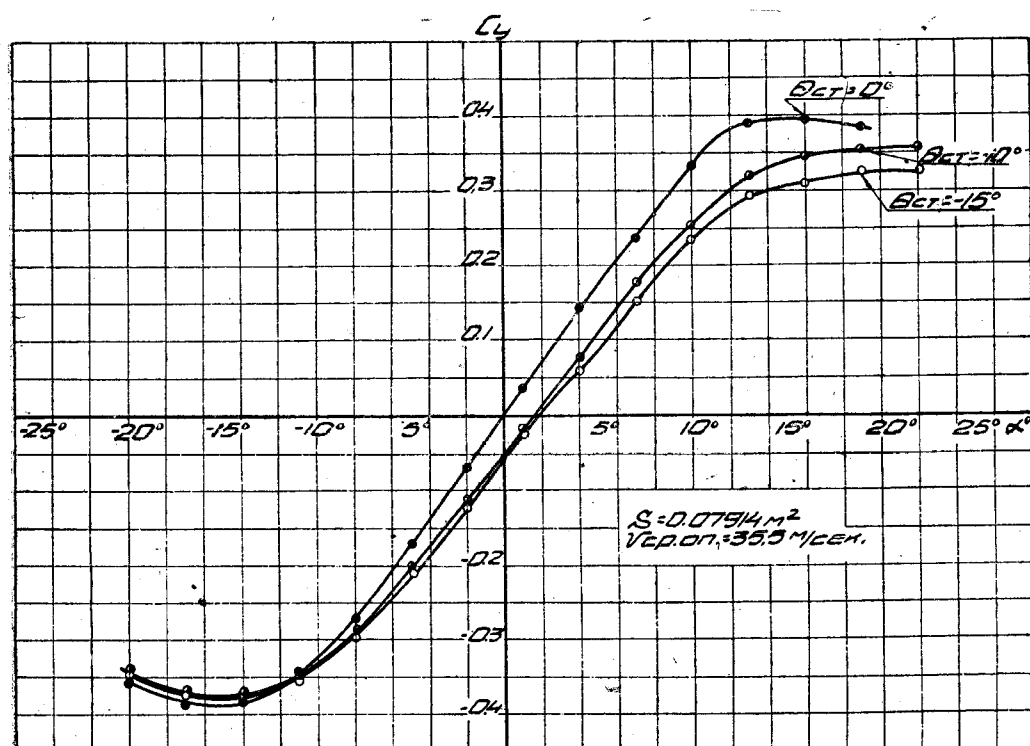
Фиг. 14. Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$\lambda_1 = 10; \lambda_2 = 6; \frac{s_2}{s_1} = 4; \beta = 0^\circ; h = 0.22.$



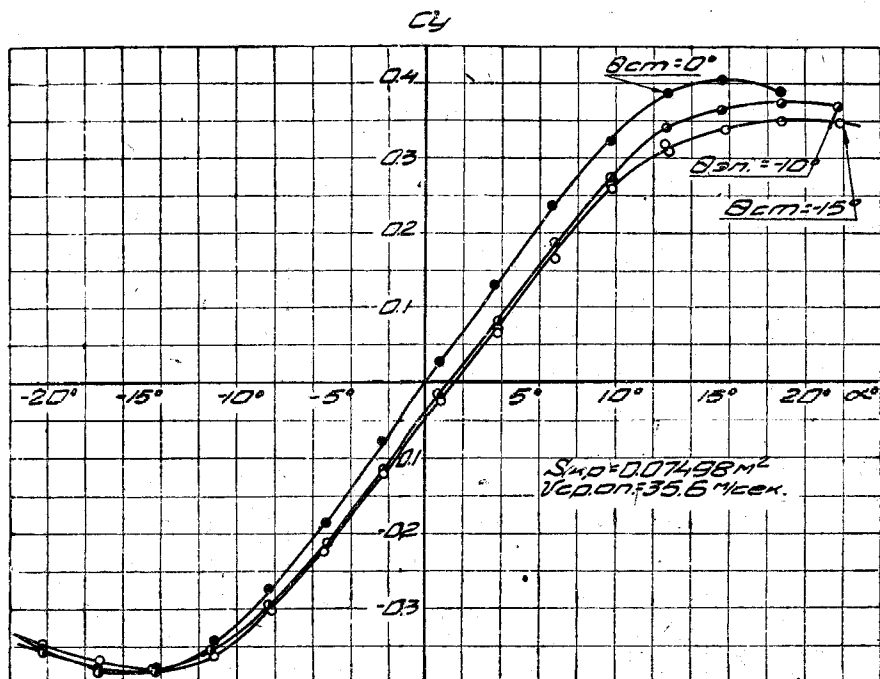
Фиг. 15. Диаграмма испытания по C_y на α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1 = 6; \lambda_2 = 10; \frac{s_2}{s_1} = 2,5; \beta = 0^\circ; h = 0,22.$$



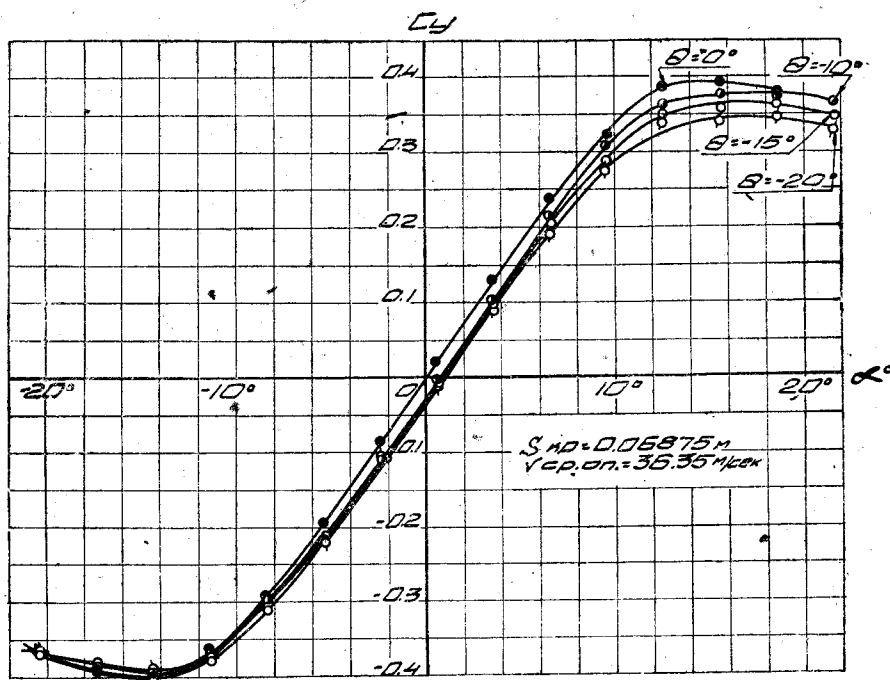
Фиг. 16. Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1 = 4; \lambda_2 = 6; \frac{s_2}{s_1} = 3,75; \beta = 0^\circ; h = 0,22.$$



Фиг. 17 Диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1=4; \lambda_2=6; \frac{s_2}{s_1}=5; \beta=0^\circ; h=0,22; l_2=0,2236.$$



Фиг. 18. Сводная диаграмма испытания на C_y по α модели оперения со стабилероном

$$\lambda_1=4; \lambda_2=6; \frac{s_2}{s_1}=10; \beta=0; h=0,22.$$

Таблица 1

№ диаграмм	$\frac{S_2}{S_1}$	Значение коэффициентов, полученных из формул				Значение коэффициентов, полученных из экспериментальных кривых			
		A	A'	$\alpha^\circ_{\theta=-10^\circ}$	α°_{np}	A	A'	$\alpha^\circ_{\theta=-10^\circ}$	α°_{np}
6	1	0,912	0,5	5°	9°	0,902	0,5	4,8	9°,5
7	1,67	0,927	0,625	3°,65	5°,34	0,923	0,512	3°,5	5°,3
8	2,5	0,944	0,715	2° 73	3°,55	0,932	0,714	2°,6	3°,6
9	3,33	0,954	0,769	2°,18	2°,67	0,950	0,775	2°	2°,5
10	6,67	0,974	0,87	1°,2	1°,33	0,960	0,876	1°,2	1°,4

A—коэффициент из формулы (5')

A' — коэффициент из формулы (6')

α° — угол сдвига кривой C_y из формулы (7)

α°_{np} — предельный угол сдвига кривой C_y из формулы (8)

Таблица 2

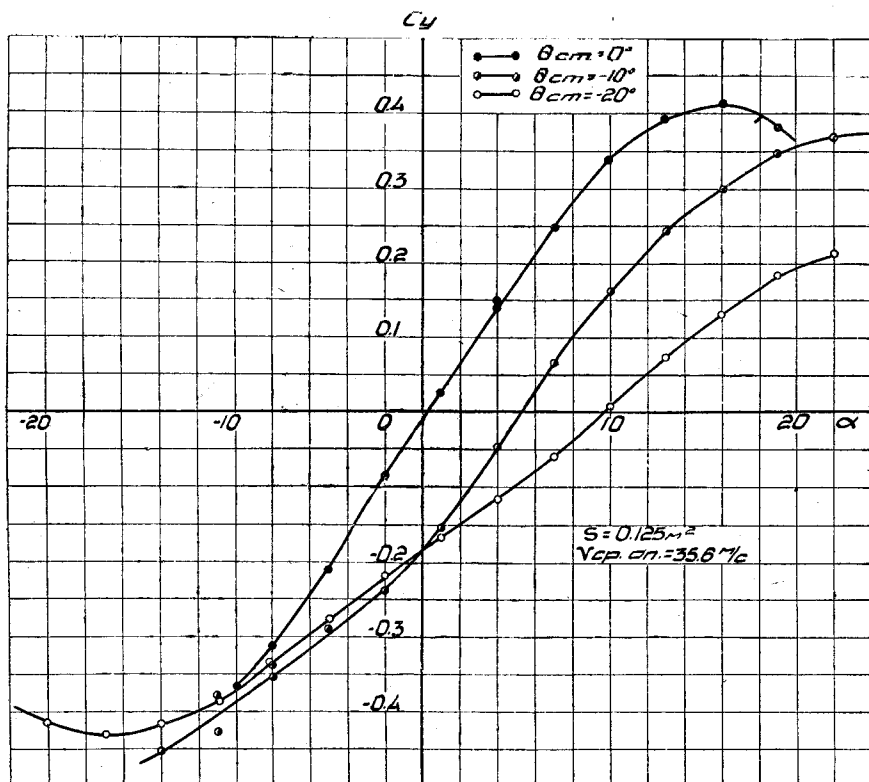
№ диаграмм	$\frac{S_2}{S_1}$	Значение коэффициентов, полученных из формул				Значение коэффициентов, полученных из экспериментальных кривых				
		A	A'	$\alpha^\circ_{\theta=-10^\circ}$	α'°_{np}	A	A'	$\alpha^\circ_{\theta=-10^\circ}$	α'°_{np}	
11	$\lambda_2=6$	1,0	0,977	0,5	5°,25	10°,1	0,978	0,48	5°,5	9°,7
12		1,5	0,968	0,6	4°,15	6°,6	0,951	0,578	4°,0	6°,3
13	$\lambda_1=10$	1,96	0,962	0,663	3°,53	5°,04	0,951	0,666	3°,6	4°,6
14		4,0	0,977	0,8	2°,03	2°,44	0,978	0,776	2°,3	2°,6
15	$\lambda_2=6$	2,5	0,920	0,715	2°,5	3°,19	0,938	0,708	2°,4	3°,2
16		3,75	0,944	0,790	1°,82	2°,15	0,940	0,74	1°,6	2°,2
17	$\lambda_1=4$	5,0	0,956	0,833	1°,42	1°,6	0,951	0,833	1°,4	1°,6
18		10,0	0,972	0,909	0°,76	0°,95	0,975	0,910	1°,75	1°,0

Наконец для выяснения влияния высоты были проведены эксперименты с основным вариантом стабэлера $\lambda_1 = \lambda_2 = 6$ и $\frac{S_2}{S_1} = 1$ с переменной высотой $\frac{h}{l_2}$ для двух случаев $\frac{h}{l_2} = 0,22$ и $0,35$. Результаты даны на фиг. 19 и в табл. 1.

Сравнивая значения коэффициентов, полученных экспериментальным и теоретическим путем по приведенным табл. 1 и 2, можно видеть, что расхождения лежат в пределах точности эксперимента и, следовательно, приведенные нами формулы являются достаточно точными для целей расчета оперения со стабэлерами, т. е. для определения аэродинамических

характеристик по заданным основным параметрам и размерам, горизонтального оперения и стабэлераона.

Обратная же задача, которую обычно приходится решать конструктору, т. е. подобрать размеры стабэлераона и стабилизатора, обеспечивающие необходимые аэродинамические характеристики оперения, эта задача помощью данных формул практически решена быть не может, так как неизвестные в данном случае входят в наши формулы как аргументы трансцендентных функций. Поэтому для решения задачи мы построили графики фиг. 20—21, учитывающие все параметры, влияющие на изменение аэродинамических характеристик оперения со стабэлераоном и позволяющие довольно просто решать поставленную задачу с точностью, вполне достаточной для практических целей.



Фиг. 19 Сводная диаграмма испытания на C_y по α модели № 53

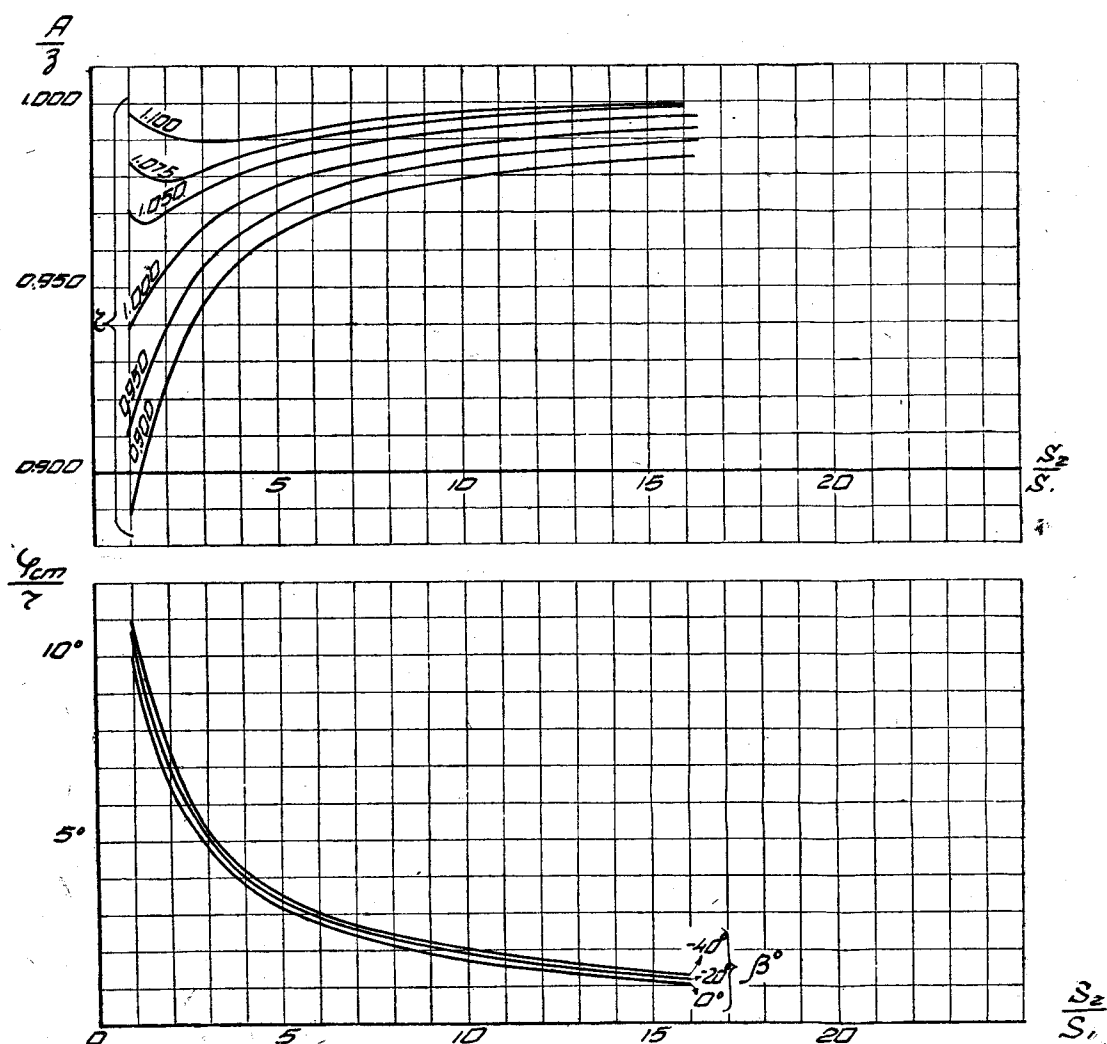
$$\lambda_1 = 6; \lambda_2 = 6; \frac{S_2}{S_1} = 1; \beta = 0; h = 0,35.$$

Первый график (фиг. 20—21) для значений A как функции $\frac{S_2}{S_1}$ мы строим по формуле (5''), задаваясь значениями $\frac{S_2}{S_1}$ от 1 до 15, так как только внутри этих пределов возможны практические значения этого параметра.

Второй график (фиг. 20—21) для значений $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ монопланного оперения как функция $\frac{S_2}{S_1}$ имеет следующий смысл: по оси ординат отложены значения $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ стабилизатора монопланного оперения, эквивалентного оперению со стабэлераоном; $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ монопланного оперения соответствует максимальному отклонению стабэлераона в пределах $\pm 20^\circ$ в бипланном оперении.

Следовательно, задаваясь $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ монопланного оперения, мы по графику фиг. 20—21 находим соответствующее ему значение $\frac{S_2}{S_1}$ бипланного

оперения, а для найденного значения $\frac{S_2}{S_1}$ по нижнему графику находим по верхнему графику значение коэффициента A (коэффициент уменьшения значения $\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$ за счет стабэлера).



Фиг. 20—21. График для подбора стабэлера.

Значения $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ для заданных значений $\frac{S_2}{S_1}$ мы вычисляем по формуле, которая получается из следующих соображений.

Изменив угол атаки стабилизатора на $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$, мы будем иметь значение C_y для монопланного оперения:

$$C_{y \text{ мон}} = C_{y2} + \Delta\varphi_{\text{стаб}} \frac{dC_{y2}}{d\alpha}. \quad (a)$$

В то же время, давая отклонение χ стабэлерону, будем иметь по формуле (5''):

$$C_y = AC_{y2} + B\chi \quad (b)$$

или

$$\frac{1}{A} C_y = C_{y2} + \frac{B}{A} \chi. \quad (с)$$

Так как мы должны иметь и в случае монопланного оперения и в случае оперения со стабэлороном одно и то же значение для подъемной силы, то, приравнявая в этих равенствах (а) и (с) правые их части в силу равенства левых частей, мы получим:

$$C_{y2} + \Delta \varphi_{\text{стаб}} \frac{dC_{y2}}{d\alpha} = C_{y2} + \frac{B}{A} \chi,$$

откуда

$$\Delta \varphi_{\text{стаб}} = \frac{B}{A} \chi \frac{1}{\frac{dC_{y2}}{d\alpha}}, \quad (9)$$

т. е. получим ту же формулу, что и для угла сдвига кривой C_y (7), но только с обратным знаком.

Полученные таким образом по формулам (5) и (9) значения мы наносили на наши графики. Таким образом мы получали кривые $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$ по $\frac{S_2}{S_1}$

и кривые A по $\frac{S_2}{S_1}$ при $r = 1, \beta = 0^\circ$ и $\frac{h}{l_2} = 0,22$. Значение для $\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$ мы взяли равным 1,5, каковое значение является самым обычным по имеющейся статистике для монопланнх оперений. Меняя значения параметров $r, \beta^\circ, \frac{h}{l_2}$ и $\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$, мы получали различные серии кривых $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$ и A .

Изменением параметра $r = \frac{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_1}}$ учитывается изменение λ стабэ-

рона, причем, как оказалось в результате вычисления, изменение $\varphi_{\text{стаб}}$ при значениях $\frac{S_2}{S_1} > 1,5$ в зависимости от изменения r меняется прямо пропорционально значению r ; поэтому мы параметр r для значения $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$ учитывали тем, что по оси ординат откладывали приведенную величину $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$, т. е. $\frac{\Delta \varphi_{\text{стаб}}}{r}$. Для значений же A строили серию кривых для $r = 1; 1,050; 1,075$ и $1,100$, что соответствует случаю, когда $\lambda_1 \geq \lambda_2$ и $r = 0,950$ и $0,900$, что соответствует случаю, когда $\lambda_1 < \lambda_2$.

Как видно из диаграмм (фиг. 21), увеличение λ_1 стабэлорона увеличивает эффективность оперения как за счет увеличения значения A , так и за счет увеличения соответствующего значения $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$.

Изменение параметра β° — выноса учтено построением серии кривых $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$ для следующих значений $\beta^\circ = 0; -20$ и -40° .

Коэффициент A от параметра β° не зависит.

Таким образом, как следует из диаграмм (фиг. 21), отрицательный вынос способствует увеличению эффективности стабэлорона за счет увеличения $\Delta \varphi_{\text{стаб}}$. Это обстоятельство становится ясным из рассмотрения значения β из формулы (5), откуда следует, что коэффициент B будет принимать большее значение при отрицательном значении μ , т. е. при $\beta^\circ < 0$, отрицательном выносе. Следовательно при отрицательном выносе мы будем иметь сдвиг кривых больший, чем при выносе положительном, что и повышает эффективность стабэлорона. При отрицательном выносе в 20° ($\beta^\circ = -20^\circ$) получается сдвиг кривых C_y примерно на 30—40 мин., при выносе в 40° ($\beta^\circ = -40^\circ$) получается сдвиг в 50—60 мин. Следовательно, исходя из этих

соображений, необходимо давать наибольший по конструктивным возможностям отрицательный вынос, т. е. сдвигать стабэлэрон назад.

Изменение параметра $\frac{h}{l_2}$, относительной высоты расположения стабэлэрона, можно не учитывать, так как в пределах практически целесообразных изменений $\frac{h}{l_2}$ (0,22—0,35), значение коэффициента A возрастает с увеличением $\frac{h}{l_2}$, а значение $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ уменьшается и таким образом изменение параметра $\frac{h}{l_2}$ очень мало сказывается на расчете стабэлэрона. Следовательно при увеличении $\frac{h}{l_2}$ за счет возрастания коэффициента A уменьшается суммарная площадь оперения со стабэлэроном ($S_1 + S_2$), но за счет уменьшения $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ увеличивается относительная площадь стабэлэрона; поэтому при выборе той или иной высоты расположения стабэлэрона решающим фактором будут соображения конструктивного характера.

Наконец изменение значения $\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$ чрезвычайно мало сказывается на величине $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$, влияние же изменения значения $\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$ на величину коэффициента A учтено на графиках коэффициентом ξ . Графики построены для значения $\frac{dC_{y2}}{d\alpha} = 1,5$, при изменении значения $\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$ кривые коэффициентов A сдвигаются, каковой сдвиг и учитывается нами при помощи коэффициента ξ , данного в следующей табличке:

$\frac{dC_{y2}}{d\alpha}$	ξ
1,5	0,1
1,2	0,5
0,9	0,90

По оси ординат наших графиков отложено значение $\frac{A}{\xi}$; следовательно, для того, чтобы получить необходимое для расчетов значение коэффициентов A , нужно полученное значение $\frac{A}{\xi}$ из графиков (фиг. 21) умножить на коэффициент ξ , взятый из приведенной выше таблички.

Итак, следовательно, чтобы иметь наименьшую площадь стабэлэрона, обеспечивающего заданный $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$, необходимо давать возможно большие допускаемые с конструктивной точки зрения значения λ_1 стабэлэрона и отрицательного выноса— β° .

Расчет стабэлэрона для заданного хвостового оперения производится помощью наших графиков (фиг. 20—21) следующим образом.

Из аэродинамического расчета для данного самолета имеем площадь монопланного горизонтального хвостового оперения $S_{\text{м. г. о}}$ и $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$, которое необходимо обеспечить для стабилизатора при переходе из горизонтального полета на посадку. Из конструктивных соображений задаемся параметрами r , $\frac{h}{l_2}$ и β° , т. е. задаемся удлинением стабэлэрона, высотой и выносом. После находим приведенное значение $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$, т. е. $\frac{\Delta\varphi_{\text{стаб}}}{r}$ и по графику для найденного значения $\frac{\Delta l_{\text{стаб}}}{r}$ находится соответствующее значение $\frac{S_2}{S_1} = a$ и значение $\frac{A}{\xi}$, откуда находится A .

Затем пишем условие равной эффективности для полученного из аэродинамического расчета монопланного хвостового горизонтального оперения и для данной коробки со стабэлороном:

$$S_{\text{м. э. он}} \cdot C_{y2} = (S_1 + S_2) AC_{y2}.$$

Таким образом мы имеем два уравнения для определения двух площадей бипланной коробки S_1 и S_2 , т. е.

$$\left. \begin{aligned} (S_1 + S_2)A &= S_{\text{м. э. он}}, \\ \frac{S_2}{S_1} &= A, \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

откуда имеем S_1 и S_2 , т. е. площади стабэлорона и площадь горизонтального оперения.

После этого уже можно произвести помощью формул (5''), (6), (7) и (8) поверочный расчет для найденных площадей оперения со стабэлороном.

Пример. Из аэродинамического расчета имеем площадь горизонтального оперения $S_{\text{э. он}} = 10 \text{ м}^2$, необходимую $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$ на посадку $\Delta\varphi_{\text{стаб}} = 4^\circ$. Из конструктивных соображений усматриваем возможность выбрать стабэлорон с $\lambda_1 = 6$ при $\lambda_2 = 4$, дать вынос $\beta = -20^\circ$ и взять высоту $\frac{h}{l_2} = 0,22$.

Пусть $\frac{dC_y}{d\alpha} = 1,75$; тогда β_0 , т. е. $\frac{dC_y}{d\alpha}$, для $\lambda = \infty$ будет иметь значение

$$B_0 = 2,42$$

и

$$r = \frac{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}}{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_1}} = 11.$$

Следовательно, приведенное $\Delta\varphi_{\text{стаб}}$

$$\frac{\Delta\varphi_{\text{стаб}}}{r} = 3^\circ,64.$$

По графику находим на кривой $\frac{\varphi A_{\text{стаб}}}{r}$ для $\beta^\circ = -20$:

$$\frac{S_2}{S_1} = 4,5 \text{ и } \frac{A}{\xi} = 0,990,$$

так как для $\frac{dC_y}{d\alpha} = 1,75$ $\xi = 0,95$, то

$$A = 0,99 \cdot 0,95 = 0,94.$$

Пишем уравнение (10):

$$\left. \begin{aligned} (S_1 + S_2) \cdot 0,94 &= 10, \\ \frac{S_2}{S_1} &= 4,5, \end{aligned} \right\}$$

откуда

$$S_1 = 1,94,$$

$$S_2 = 8,73,$$

$$S_1 + S_2 = 10,67 \text{ м}^2.$$

Поверочный расчет для найденных значений S_1 S_2 мы провели по следующей схеме:

1	$a_1 = \frac{S_2}{S_1}$	4,5	12	$\frac{2\kappa dr}{2\pi\lambda_2(a+1)}$	0,041
2	$r = \frac{1 + \frac{2B_0}{\pi\lambda_2}}{1 + \frac{2B_1}{\pi\lambda_1}}$	1,1	13	$A = \frac{r+a}{1+a} - \frac{2\kappa dr}{2\pi\lambda_2(a+1)}$	0,959
3	$\frac{r+a}{1+a}$	1,02	14	v_1	1,05
4	$\frac{l_1 + l_2}{2h}$	3,6	15	v_2	0,25
5	$\frac{l_1 - l_2}{2h}$	0,96	16	$v = v_1 - v_2$	-0,8
6	κ_1	1,719	17	$(v + \kappa) d$	0,328
7	κ_2	0,329	18	$\frac{(v + \kappa) d}{2\pi\lambda_2}$	0,013
8	$\kappa = \kappa_1 - \kappa_2$	0,990	19	$1 - \frac{(v + \kappa) d}{2\pi\lambda_2}$	0,987
9	$d = \frac{l_2}{l_1}$	1,73	20	$\frac{r}{1+a} \cdot \frac{dC_{y_2}}{da}$	0,3
10	$2\kappa dr$	3,78	21	$B = \left(1 - \frac{(v + \kappa) d}{2\pi\lambda_2}\right) \frac{r}{1+a} \cdot \frac{dC_{y_2}}{da}$	0,296
11	$2\pi\lambda_2(a+1)$	1,38	22	$\frac{B}{A} \cdot \frac{1}{\frac{dC_y}{da}}$	0,205

Откуда следует по формуле (9) для $\chi = 20^\circ \Delta\varphi_{\text{смаб}} = 4,1^\circ$

Следовательно, поверочный расчет подтвердил правильность расчета, полученного по графикам.

Summary to the first article

The present article is confined to the analysis of the following three problems concerning the investigation of the aerodynamical characteristics of aeroplane tail units of a biplane type.

- 1) The effect of end plates on the induced drag of a biplane cellule.
- 2) The load distribution between the planes of a biplane.
- 3) Comparative analysis of a biplane and monoplane type of tail units

In the first part the effect of the relative position of the end plates, their relative height—their form and their number on the induced drag of a biplane is considered. In this part the basic difference between the aerodynamical design of a biplane tail unit and a biplane wing system is studied which is attributed to the interference effect of fin and rudder (vertical tail surfaces) on the tailplane and elevators (horizontal tail surfaces). The theoretical solution of this problem, obtained by Crammel in the form of a system of rather complicated equations, which practically cannot be solved in a general way, in this article is reduced to a simple method of using nomograms and diagrams.

In the second part the load distribution between the planes of a biplane is determined, both for the case of a biplane cellule tested as a separate unit and in combination with end plates and fuselage.

Also the effect of the fuselage on the polar curve of a biplane tail unit is studied.

In the third part two tail units of a monoplane and of a biplane type, giving an equal efficiency, are compared both from the point of view of their weight and their aerodynamical efficiency. The comparison is made on the base of principal aerodynamical characteristics of a tail unit such as the lift and drag coefficients, the hinge moments and the general efficiency of controls.

As a result of this comparative analysis tail units of a biplane type may be recommended for use on large heavy aeroplanes.

Summary to the second article

The construction of an adjustable tailplane for large heavy aeroplanes is bound with difficulties both of a constructive and management character.

In this case it is convenient to use a small adjustable auxiliary plane above the main tailplane, the effect of changing the incidence of which is identical to that of an adjustable tailplane.

In the present article some formulae for the aerodynamical design of a tailplane fitted with an auxiliary plane are given, based on Betz's biplane theory.

By means of these formulae the aerodynamical characteristics of a tailplane of the described type are determined from dimensions and aerodynamical characteristics of the tailplane and the auxiliary plane given separately.

Besides a method of solution of a reciprocal problem of selecting a suitable auxiliary aerofoil, which could replace an adjustable tailplane in the range of its deflections determined by the aerodynamical design of the aeroplane as a whole,—is given, which is of great importance from the practical point of view.

This problem the analytical solution of which is impracticable is easily solved by the graphical method; the obtained diagrams give the necessary area of the auxiliary plane with the account of all its parameters.

The experimental data given in this article show a good agreement with theoretical results obtained by means of the above mentioned formulae and diagrams.



02814

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Краткое содержание	4
Аэродинамические исследования бипланного оперения самолета	5
I. Влияние шайб на индуктивное сопротивление бипланной коробки	—
II. Распределение нагрузок между планами бипланного оперения и влияние фюзеляжа на его поляр	16
Аэродинамический расчет горизонтального оперения составлероном	21
Вступление	—
Принятые обозначения	—

ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
13	14 снизу	фиг. 6	фиг. 8
15	Подпись под фиг. 9	$\frac{a'}{b'}$	$\frac{d'}{b'}$
17	23 снизу	определения	оперения
35	8 "	$\frac{S_1}{S_1}$	$\frac{S_2}{S_1}$
36	6 "	значении μ	значении ν
36	7 "	следует ν , что	следует, что
38	17 сверху	β_0	B_0