НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

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

Б

Выпуск 278

А. К. МАРТЫНОВ и Е. И. КОЛОСОВ

МАТЕРИАЛЫ ПО СТАТИЧЕСКОЙ ПРОДОЛЬНОЙ УСТОЙЧИВОСТИ и УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

(РАСЧЕТ ОПЕРЕНИЙ)

Научно-Техническая Библиотека
№ 4766
ЦАГИ

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

Москва 1936

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Приведенный в работе материал дает возможность на базе предложенного метода предварительно подсчитать характеристики продольной устойчивости с брошенным управлением. Кроме того, на основании всех изложенных материалов можно произвести подбор оперения для расчетных случаев с закрепленной ручкой, учитывая основные индивидуальные свойства оперения.

Систематическая обработка большого количества результатов испытаний моделей оперений показала на возможность получения ряда формул, учитывающих основные характеристики оперений, как-то:

$$C_y;\ C_m;\ \frac{\partial C_y}{\partial \alpha};\ \frac{\partial C_y}{\partial \delta};\ \frac{\partial C_{ш}}{\partial \alpha};\ \frac{\partial C_{ш}}{\partial \delta}$$

со степенью точности, могущей быть определенной в каждом отдельном случае. Вырезы на задней кромке оперений могут быть также учтены с достаточной для целей предварительного расчета точностью, что показано в работе.

Исследования, проведенные на моделях серво-рулей, серво-компенсаторов и триммеров дали возможность уточнить аэродинамические характеристики этих элементов конструкции самолета. В результате данной работы можно учесть относительные преимущества и недостатки того или иного типа серво-рулей: врезанного, вынесенного или типа закрылка.

В заключение приводится атлас испытанных оперений.

ОТ АВТОРОВ

В проведении и оформлении данной работы большое участие принимал Н. А. Заварин. При просмотре рукописи ценные советы дали В. С. Ведров и М. А. Тайц. Авторы приносят им свою благодарность.

03180. 49

Отв. редактор Н. А. Соколов — Техн. ред. А. С. Борисов

Сдано в набор 10/V 1936 г. — Подписано к печати 10/VIII 1936 г.
Формат бумаги 72×110 1/16 — 5 1/8 печ. л., 66 000 зн. в печ. л.
Уполн. Главлита № В—44 603 — Тираж 1200. — Зак. тип. № 216.

Тип. ЦАГИ—Москва, ул. Радио, 17

ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В РАБОТЕ

C_m — общее обозначение коэфициента момента.
$C_{m_{кр}}$ — коэфициент момента крыла.
$C_{m_ф}$ — „ „ фюзеляжа.
$C_{m_{инт}}$ — „ „ возникающий от взаимного влияния крыла и фюзеляжа.
$C_{m_ш}$ — „ „ шасси.
$C_{m_т}$ — „ „ тяги винта.
$C_{m_{хв}}$ — „ „ хвостового оперения.
C_m — „ „ крыла относительно передней кромки.
C_y, C_x, C_n, C_t — коэфициенты аэродинамических сил.
$C_ш$ — коэфициент шарнирного момента руля.
S — площади.
b — хорды.
l — длины (размах).
t — средняя хорда серво-руля $= \frac{S_{с.-р}}{l_{с.-р}}$.
L — расстояние от центра тяжести самолета до шарнира рулей высоты.
$\frac{x}{b}$ — продольная центровка (знак + по направлению к хвосту).
$\frac{y}{b}$ — вертикальная центровка (знак + по направлению вниз).
$n = \sqrt{\frac{S_р}{S_{оп}}}$.
V — скорости.
α — угол атаки.
δ — угол отклонения руля (знак + при отклонении вниз).
θ — угол отклонения серво-руля (знак + при отклонении вниз).
φ — „ „ стабилизатора (+ при отклонении вверх).
$K = \frac{Q_{с.-р}}{\delta_р}$ — коэфициент кинематической связи между серво-рулями и главным рулем (считается по абсолютной величине).

$$K_1 = \frac{\partial C_ш}{\partial \alpha_{хв}}.$$

$$K_2 = \frac{\partial C_ш}{\partial \delta_р}.$$

$m_\alpha = \frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ при $\delta = \text{const}$ (см. § 5).

$q_\delta = \frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ при $\alpha = \text{const}$ (см. § 11).

R — рейнольдсово число.

ε — мера турбулентности $\varepsilon = \frac{\sqrt{(\Delta \bar{V})^2}}{V_{ср}}$

Индексы

с — самолет.
кр — крыло.
хв — хвост.
фюз — фюзеляж.
ш — шасси.
т — тяга.
р. в — руль высоты.
р. н — руль направления.
ст — стабилизатор.
инт — интерференция.
р — руль.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В связи с повышением требований к маневренности и управляемости в отношении, главным образом, современных самолетов вопрос о так называемой „допустимой мере устойчивости“ утратил ту ясность, которая была внесена в него рядом авторов в его количественной части[1]. Назрела необходимость строить самолеты с меньшими запасами устойчивости, приближая их к типу „нейтральных“, иначе задача управляемости и маневренности удовлетворительно не разрешается при современных методах управления самолетом.

Переходя к самолетам с малым запасом устойчивости, мы делаем машину значительно более „строгой“ и предъявляем повышенные требования к пилоту. В то же время сильно возрастают требования и к расчетчику, так как небольшие ошибки расчета приводят к неустойчивой машине.

Основным в расчете статической устойчивости является назначение правильной центровки и формы крыла и его сопряжений, обеспечивающих небольшие моменты всего самолета без хвостового оперения. Самый подбор ведут обычно следующими методами:

1) способ подбора оперения в трубе;

2) способ, базирующийся на сопоставлении кривых, полученных из испытания моделей элементов самолета;

3) аналитический метод.

По нашему мнению, первый способ является наиболее неудачным, так как, требуя большой работы в аэродинамической трубе, в то же время представляет собой „слепой“ метод. Второй способ пользуется у конструкторов наибольшим распространением. Третий способ завоевывает все большее и большее внимание. Ряд сопоставлений расчета, испытаний в трубе и в полете показывает на чрезвычайно большие возможности метода, в особенности для расчета первого приближения. Этот расчет первого приближения рационально строить в форме отыскания предельных центровок, при которых самолет еще удовлетворяет летнотактическим и эксплоатационным требованиям.

Таких центровок естественно две: предельная передняя и предельная задняя. В случае самолета обычной схемы первая соответствует предельному углу отклонения руля и предельной нагрузке на ручку управления при посадке.

Для точного определения этой величины, необходимо создать нормы допустимых и предельных усилий, действующих на ручку управления. Надо сказать, что указания по этому поводу в специальной литературе

---

[1] Breguet L. Stabilité longitudinale des avions. P Libs. Aèronautique, 1925
Roy M. Stabilitè, centrage et maniabilité des avions dans le vol longitudinal P. Etienne Chiron 1928.

Горощенко. Продольная устойчивость самолета. ТВФ № 7—8. 1929.

Журавченко и Никитюк. О мере статической продольной устойчивости самолета. Труды ЦАГИ, вып. 94. 1931.

отсутствуют и эти нормы необходимо создавать заново, базируясь на испытаниях самолетов в натуральную величину.

Вторая предельная центровка соответствует состоянию самолета, при которой он становится полностью нейтральным [1].

Подробный анализ показывает, что предельную переднюю центровку нужно исследовать при посадке с отклоненными закрылками или щитками и учитывая влияние земли на характеристики самолета. Предельная задняя центровка при расчете получается при полете с брошенной ручкой управления. Эти два случая и должны исследоваться при назначении центровок машины.

Аналитический метод расчета в комбинации с накопленными в настоящее время осредненными характеристиками элементов самолета может служить наиболее надежным способом, так как он соединяет в себе преимущества соответствия действительности и ясности картины явления, позволяющей вполне сознательно вводить улучшения в балансировку и устойчивость.

Было бы совершенно неправильным утверждать, что аналитический метод расчета обеспечен материалами полностью. В важных разделах, как, например, влияние интерференции между элементами самолета на устойчивость материала еще слишком мало, чтобы делать общие заключения. Ясно, что в таких разделах необходима помощь фактическим материалом из испытаний в аэродинамической трубе и в полете.

Таким образом, наиболее рациональный метод расчета мыслится, как комбинация аналитического с добавлением кривых, полученных из испытаний модели, причем по мере накопления материала роль дополнительных испытаний будет становиться все меньше и меньше.

Основное уравнение равновесия моментов, действующих на самолет в его плоскости симметрии относительно его центра тяжести пишется в безразмерной форме следующим образом:

$$C_{m_{\text{кр}}} + C_{m_{\text{ф}}} + C_{m_{\text{инт}}} + C_{m_{\text{ш}}} + C_{m_{\text{т}}} + C_{m_{\text{хв}}} = C_{m_{\text{с}}} \tag{1}$$

из этих коэфициентов $C_{m_{\text{кр}}}$, $C_{m_{\text{ш}}}$, $C_{m_{\text{т}}}$ и $C_{m_{\text{хв}}}$ могут быть подсчитаны, учет же фюзеляжа и взаимного влияния элементов самолета пока производится на основании экспериментального материала.

Продиференцируем уравнение (1) по α и получим условие задней предельной центровки.

$$\frac{\partial C_{m_{\text{кр}}}}{\partial \alpha} + \frac{\partial C_{m_{\text{ф}}}}{\partial \alpha} + \cdots + \frac{\partial C_{m_{\text{хв}}}}{\partial \alpha} = 0. \tag{2}$$

Центровка находится по компоненту $\frac{\partial C_{m_{\text{кр}}}}{\partial \alpha}$, в который она входит

$$\frac{\partial C_{m_{\text{кр}}}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_m'}{\partial \alpha} - \frac{x}{b}\frac{\partial C_n}{\partial \alpha} + \frac{y}{b}\frac{\partial C_t}{\partial \alpha}. \tag{3}$$

Влияние центровки на другие моменты, действующие на самолет, пренебрежимо по сравнению с моментом крыла.

---

[1] После того, как данная статья была написана, появилась в печати работа В. С. Пышнова, Аэродинамика самолета, часть II, в которой он вводит понятие критической центровки только для $\frac{\partial C_{mz}}{\partial \alpha} = 0$, т. е. соответственно нейтральному состоянию самолета. Мы все же считаем полезным ввести понятие еще другой предельной центровки исходя из максимального, возможного усилия на ручке пилота. Тогда эти две величины решают достаточно хорошо вопрос центровки самолета. Кроме того, при назначении предельной задней центровки необходимо учитывать динамическую устойчивости самолета.

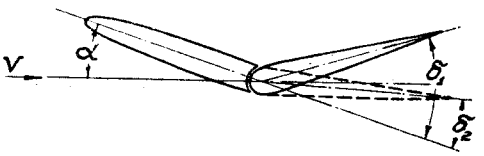
Основным моментом, который летчик в состоянии изменять во время полета, является $C_{m_{хв}}$

$$C_{m_{хв}} = C_{y_{хв}} \frac{S_{хв} L_{хв}}{S_{хв} b_{кр}} \left(\frac{V_{хв}}{V}\right)^2, \tag{4}$$

так как при современных схемах самолетов C_n может быть заменен через C_y, а моментом от C_t можно пренебречь, даже для нейтральных самолетов, где требования к точности повышены, а $C_{y_{хв}}$ может быть выражен в простейшем случае для руля без компенсации и выреза.

$$C_{y_{хв}} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_{хв}} [\alpha_{хв} + n\delta_р]. \tag{5}$$

Теперь рассмотрим, какое изменение вносит в явление условие брошенной ручки управления. Рассмотрим картину просто, не затрагивая динамических элементов явления. Руль, сбалансированный статически, установится по потоку таким образом, что образует со стабилизатором некоторый угол δ_2 (фиг. 1). Самолет, удерживавшийся летчиком на некотором режиме при помощи руля отклоненного под углом δ_1, немедленно перейдет на другой режим, соответствующий углу отклонения руля δ_2, значение которого может быть найдено из условия равенства нулю шарнирного момента.



Фиг. 1

$$C_ш = \frac{\partial C_ш}{\partial \alpha_{хв}} \alpha_{хв} + \frac{\partial C_ш}{\partial \delta_р} \delta_2 = K_1 \alpha_{хв} + K_2 \delta_2 = 0. \tag{6}$$

Такого рода линейная зависимость, как показывают опыты, может быть применена для основных типов оперений в пределах досрывного обтекания потоком.

Отсюда:

$$\delta_2 = -\frac{K_1}{K_2} \sigma_{хв}. \tag{7}$$

Таким образом:

$$C_{y_{хв.\,св}} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_{хв}} \left[\alpha_{хв} - n \frac{K_1}{K_2} \alpha_{хв}\right] = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_{хв}} \alpha_{хв} \left(1 - n \frac{K_1}{K_2}\right). \tag{8}$$

По формулам (7) и (8) можно оценить изменения как самого $C_{y\,хв.св}$, так и производных этой величины: $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$; $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$; $\frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ в случае подбора центровки и решения задачи об устойчивости с брошенной ручкой.

Учет веса руля может быть проведен без труда. В самом деле, вместо уравнения (6) мы должны написать

$$M_ш - M_{веса} = 0 \tag{9}$$

или, назвав вес руля через $G_р$ и плечо веса руля относительно оси вращения — $r_р$, а наклон хорды крыла самолета к горизонту через ε°

$$\rho S_р V_x^2 b_р (K_1 \alpha_{хв} + K_2 \delta_2) - G_р r_р \cos(\delta_2 + \varepsilon + \varphi_{ст} - \Delta\alpha) = 0,$$

приняв

$$\cos(\delta_2 + \varepsilon + \varphi_{ст} - \Delta\alpha) = 1,$$

получим:

$$\delta_2 = \frac{G_p r_p}{K_2 \rho S_p V_x^2 b_p} - \frac{K_1}{K_2} \alpha_{хв}. \tag{10}$$

$$C_{y_{хв.\,св}} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_{хв}} \cdot \left[\alpha_{хв} \left(1 - n \frac{K_1}{K_2} \right) + \frac{n G_p r_p}{K_2 \rho S_p V_{хв}^2 b_p} \right]. \tag{11}$$

Влияние веса на эффективность хвостового оперения при брошенной ручке учитывается последним членом уравнения (11).

В современных самолетах со значительно возросшими скоростями из опасения вибраций оперения, рули балансируют в весовом отношении, почему последний член уравнения (11) становится равным нулю.

При полете самолета с брошенной ручкой управления создается дополнительная потеря устойчивости за счет уменьшения эффективности оперения, снабженного серво-компенсатором, связанным с рулем. К этому вопросу мы еще вернемся при рассмотрении серво-компенсаторов.

Таким образом, ясно, что предварительный подсчет продольных центровок, решающий в основном вопрос продольной статической устойчивости может быть проведен, если известен ряд величин, среди которых величины

$$n,\ K_1,\ K_2,\ \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_{хв}},\ \frac{\partial C_y}{\partial \delta}$$

играют большую роль. В настоящее время накоплен довольно большой экспериментальный материал, могущий с достаточной для первоначального расчета степенью точности определить все перечисленные величины. Нашей целью будет дать материал для предварительных подсчетов указанных выше величин. Мы пошли на это, несмотря на наличие уже имевшихся в некоторых из рассмотренных случаев формул, так как эти формулы были менее точны с одной стороны и охватывали несколько более узкий диапазон конструкций оперения.

Кроме того, в данной работе мы пытались осветить работу серворулей, серво-компенсаторов и триммеров (trimmers). Эти исследования введены в работу ввиду исключительного интереса к данному вопросу со стороны работников авиации и широкого распространения этих приспособлений в современных конструкциях.

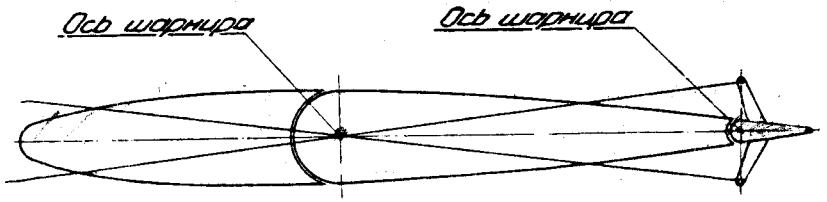
Поскольку понятие „осевая компенсация" является широко известным в кругах работников наших заводов и институтов, объяснения по этому поводу излишни; что касается серво-рулей, то мы считаем необходимым дать в отношении них некоторые разъяснения.

В настоящее время под именем серво-рулей понимают поверхности, расположенные позади органов управления с целью уменьшения усилий при управлении. Принцип действия этих поверхностей основан на создании, путем изменения угла их установки по отношению к главному рулю дополнительного момента, компенсирующего шарнирный момент главного руля. Следовательно, серво-рули являются в отличие от других видов компенсации компенсациями управляемыми[1]. По характеру управления серво-рули разделяются на собственно серво-рули и на серво-компенсаторы. Если изменение угла установки серво-руля относительно главного руля (свободного в данном случае) осуществляется летчиком путем управления, идущего только к серво-рулю, мы имеем собственно серво-руль, т. е. мы имеем следующую схему управления и действия серво-руля — летчик отклоняет серво-руль от его первоначального положения на некоторый угол, под действием момента от серво-руля вся система,

[1] Исключением являются только регулировочные серво-рули, представляющие собой отгибаемые на земле задние кромки органов управления.

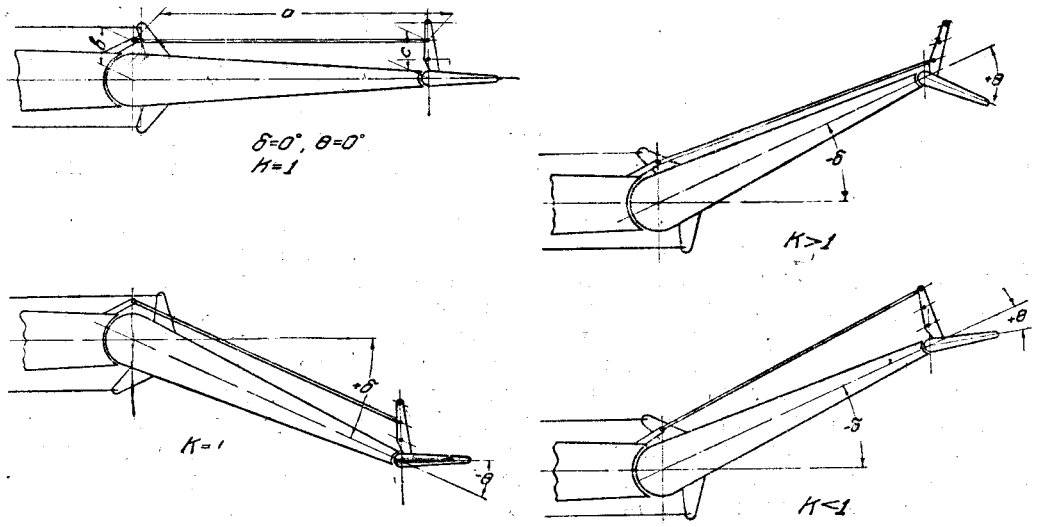
состоящая из свободного главного руля и управляемого серво-руля приходит в движение и устанавливается в положении равновесия, когда результирующий момент всех действующих сил на всю систему управления относительно оси вращения будет равен нулю. Чертеж схемы системы управления с серво-рулем дан на фиг. 2.

Если изменение угла установки серво-руля осуществляется летчиком посредством движения главного руля, то мы имеем серво-компенсатор.



Фиг. 2. Схема управления серво-рулем

В этом случае серво-руль связан с главным рулем механизмом, который при повороте главного руля вращает серво-руль в обратную сторону, что создает нужный компенсирующий момент. Чертеж схемы управления с серво-компенсатором дан на фиг. 3. Тяга a соединяет серво-руль с килем (стабилизатором) посредством стоек b и c, которые лежат на прямых, проходящих через оси вращения главного руля и серво-руля и перпендикулярных к общей хорде управления. В случае равенства b и c — рас-



Фиг. 3. Схема управления рулем с серво-компенсатором

стояний осей вращений главного руля и серво-руля до шарниров тяги a — на всем диапазоне отклонений главного руля углы θ и δ будут равны и, следовательно, хорда серво-руля будет все время оставаться параллельной хорде стабилизатора. Если обозначить отношение $\frac{\theta_{серво}}{\delta_{руля}}$ через K, то в случае $b=c$, $K=1$.

Как легко видеть из фиг. 3, если $b>c$, $K<1$ и, наоборот, если $b<c$, то $K>1$.

Следовательно, увеличивая или уменьшая величину b при неизменном c, мы будем получать то или иное значение K, а, следовательно, ту или иную степень компенсации при данном серво-руле.

Наконец, серво-руль может заменить подвижной стабилизатор (киль); назовем его триммером (trimmer). Триммер и главный руль имеют независимое друг от друга управление. При изменении угла установки триммера относительно руля достигается тот же эффект, что и при изменении угла установки стабилизатора (киля). Отклоненный на некоторый угол триммер дает возможность осуществить нулевое давление на ручку при любом режиме полета самолета.

В последнее время серво-компенсаторы и триммеры получают очень большое распространение и применение на самолетах независимо от их тоннажа и назначения и ставятся на всех органах управления, — на вертикальном, горизонтальном оперениях и элеронах. Наоборот, серво-рули в их чистом виде употребляются очень редко и встречаются исключительно на тяжелых машинах.

Являясь на сегодняшний день одним из лучших видов компенсации, серво-компенсаторы сравнительно с другими видами компенсации (осевая, роговая, серво-рули) обладают, кроме того, еще тем свойством, что позволяют легко регулировать степень компенсации до желаемого предела путем простого изменения числа $K = \frac{\Theta_{c.-p}}{\delta_p}$, что может быть очень просто осуществлено после первого же пробного полета.

Система управления, снабженная серво-рулем, является механической системой с большим числом степеней свободы сравнительно с системой, снабженной серво-компенсатором и, следовательно, является поэтому менее надежной в отношении вибраций. Кроме того, система управления с серво-компенсатором не лишает летчика чувства ощущения управления машиной, как в случае применения серво-рулей. Все эти явные преимущества серво-компенсаторов ставят их на первое место по сравнению с серво-рулями.

В настоящей работе мы будем рассматривать работу серво-рулей, главным образом, в качестве компенсаторов, поэтому в дальнейшем везде, где это не будет оговорено особо, под серво-рулями надо понимать серво-компенсаторы.

Теория работы оперения с серво-рулями дана Глауэртом[1] для случая тонких профилей с подвесным закрылком в плоско-параллельном потоке. Эта теория может быть применена для случая изолированного руля с серво-рулем, т. е. руля без киля или стабилизатора. Дальнейшее развитие этой теории Глауэрта было сделано Перрингом[2] на случай крыла с целой системой подвесных закрылков, а следовательно, эта теория дает возможность расчитать наиболее важный случай для практики — оперение, состоящее из соединения стабилизатора (киля), главногоруля и серво-руля.

Первоначально при постановке настоящей работы предполагалось провести эксперименты с целью проверить существующие теории по серво-рулям, найти поправочные коэфициенты для перехода от теории к эксперименту и, наконец, дать на основании существующих теорий методику расчета и подбора серво-рулей для заданного оперения. Но из сравнения данных теории и эксперимента выяснилось, что расхождение между ними достигает в некоторых случаях до 100 и более процентов, причем это расхождение не оставалось постоянным или во всяком случае таким, чтобы можно было выбрать какие-либо средние значения поправочных коэфициентов. Подбор поправочных коэфициентов, таким образом, представлял не меньше трудностей, чем непосредственная обработка экспериментального материала и вывод на основе этой обработки чисто эмпирических формул. Поэтому решено было обработку

---

[1] H. Glauert Theoretical relationships for an aerofoil with hinged flap. R. & M. № 1095. 1927.

[2] Perring. The theoretical relationships for an aerofoil with multiply hinged flap. R. & M. № 1171. 1928.

проведенного эксперимента проделать последним способом, а именно: ввиду того, что существующая теория дает очень большое расхождение с данными эксперимента и, кроме того, теория не учитывает целый ряд довольно важных моментов в работе оперения с серво-рулями, как-то: осевую компенсацию, те или иные особенности выбранного профиля, то на основании экспериментального материала была выработана методика расчета серво-рулей и необходимые для этого экспериментальные формулы.

2. ОПИСАНИЕ ИСПЫТАННЫХ МОДЕЛЕЙ ОПЕРЕНИЙ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Если мы в настоящее время видим большое разнообразие профилей крыльев, то вопрос о профиле оперения далеко не стоит так остро, так как назначение оперения существенно отличается от назначения крыла и диапазон углов, на котором в основном работает оперение, невелик, кроме того, искажение профиля отклоняющимся рулем настолько велико, что плавность обтекания любого профиля нарушается довольно быстро по мере отклонения руля и профиль превращается в достаточно угловатый контур. Профиль оперения, обычно, берут симметричным с достаточно малым профильным сопротивлением при неотклоненном руле. Применение несимметричного профиля, очевидно, нерационально, так как он, не увеличивая эффективности, дает увеличение шарнирных моментов и лобового сопротивления. Как показывают обработки материалов испытаний крыльев в наших лабораториях и лабораториях NACA на $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ профиля, а следовательно, и на C_y, при некотором α оказывает влияние изменение относительной толщины профиля; это изменение может дать до $10^0/_0$ изменения в $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$, причем, обычно, для определенного семейства профилей оказывается наивыгоднейшей с точки зрения $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ некоторая определенная толщина. Что же касается вогнутости, то изменение ее от 0 до $4^0/_0$ при неизменной толщине не дает разницы в $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$. Эффект вогнутости несимметричного профиля оперения заменяется изменением угла установки оперения с симметричным профилем.

Очень распространены для оперений профили М-2, М-3 и их модификации. Для быстроходных самолетов следует рекомендовать профили с заостренной передней кромкой.

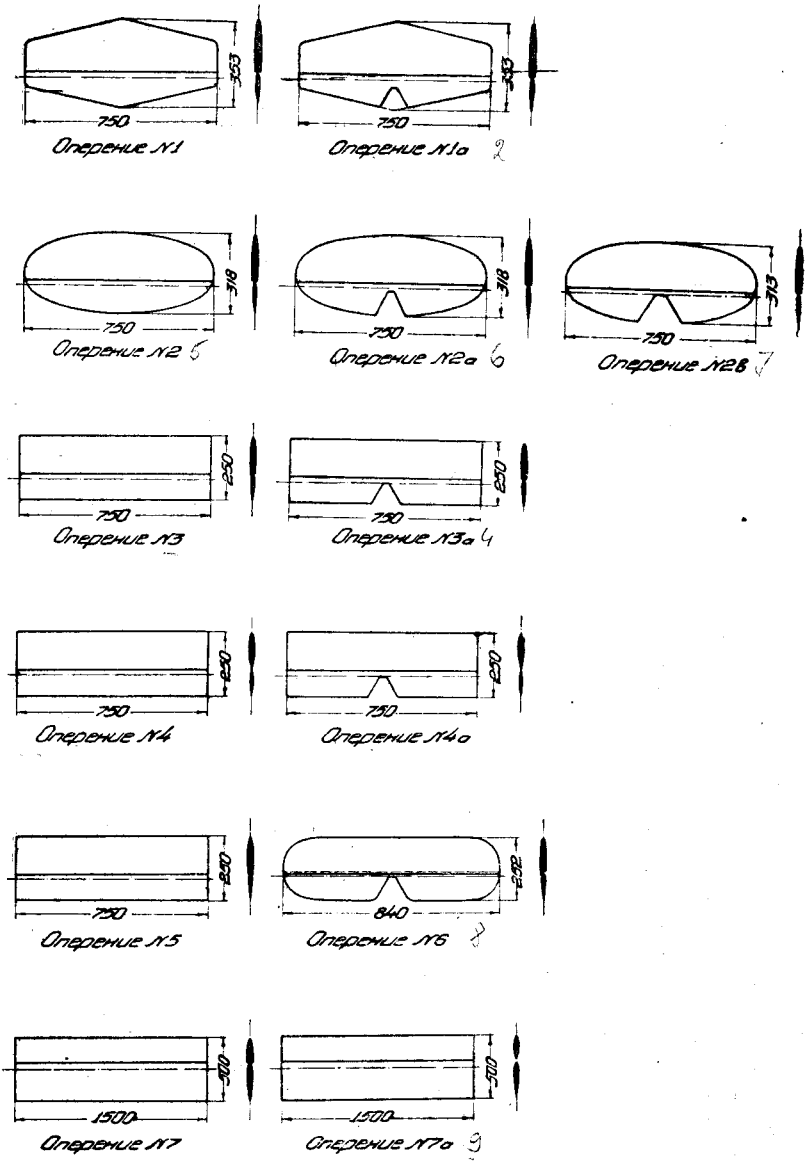
Относительное удлинение оперения за последнее время имеет тенденцию уменьшения, что объясняется соображениями увеличения жесткости и предотвращения вибраций. Обычно, относительные удлинения для современных горизонтальных оперений имеют величины от 3 до 4.

Форма оперения в плане чрезвычайно капризна, так как оперение, обычно, представляет собой элемент архитектурного оформления самолета подчас в ущерб аэродинамике. Однако, за последнее время преобладают контуры прямоугольников и трапеций, замкнутые дугами круга, дающие достаточно совершенные аэродинамические характеристики. Вообще же влияние формы на характеристики оперения в том случае, если она не представляет собой отклонения от простых контуров — невелико.

В данной работе мы приводим систематизированную обработку результатов опытов с моделями ряда оперений, как схематизированных, так и соответствующих конкретным самолетам. Все модели имели достаточно большой масштаб (от $^1/_3$ до $^1/_5$) и были испытаны в трубе Т-1

ЦАГИ в период 1932—1935 гг. Исключение представляет лишь модель N16, испытанная в трубе № 3 с диаметром в 1,5 *м*

Оперения № 1, 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9,— схематизированные модели оперений; № 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19— модели оперений конкретных самолетов.



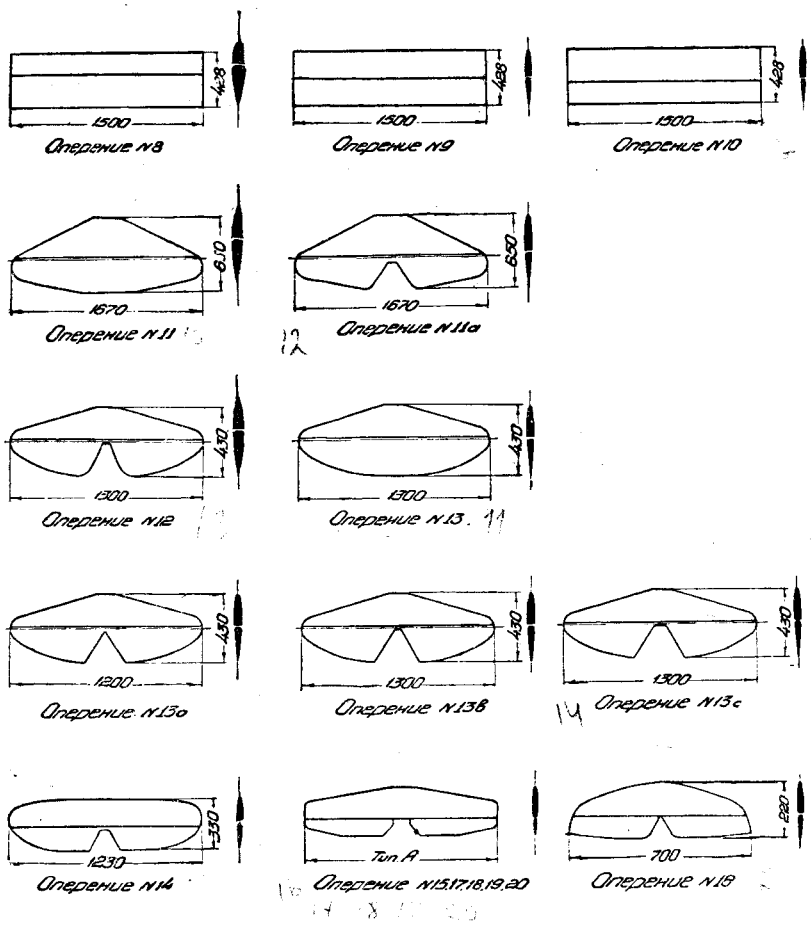
Фиг. 4

Большинство испытанных нами оперений конкретных самолетов имело вырезы, которые служат для того, чтобы поместить руль направления. Однако, за последнее время наметилась тенденция к уменьшению и полной ликвидации такого рода вырезов. Как выяснилось из опытов, это стремление конструкторов безусловно имеет большие основания, так как уменьшение вырезов сказывается благотворно на характеристиках оперения и особенно на величинах C_x и $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$. Величины вырезов на совре-

менных самолетах колеблются в следующих пределах: для тяжелых самолетов 5—7% от площади руля высоты; для самолетов средних размеров 10—17% и для легких самолетов доходят до 25% от площади руля. В своей работе мы попытаемся оценить роль выреза в аэродинамике оперения.

На фиг. 4 и табл. 1 представлены чертежи, описание и сводка основных результатов испытаний.

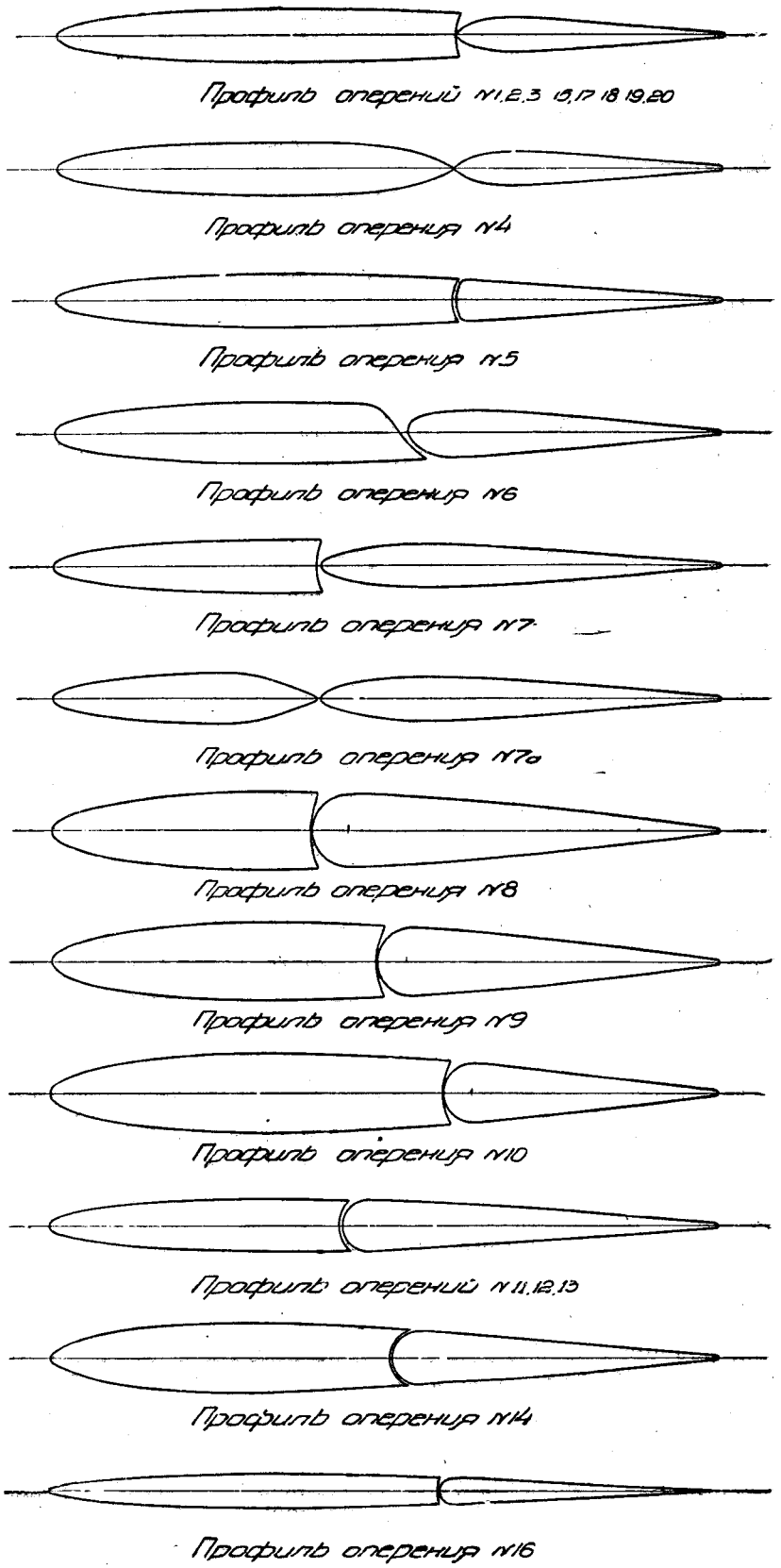
Исследование серво-рулей проводилось на моделях оперений, приведенных на фиг. 4 и в табл. 1 под № 8, 9 и 10. Выбор схематизированных оперений объяснялся первоначально поставленной нами целью по исследованию серво-рулей,— сравнение эксперимента и теории. На фиг. 5 мы даем отдельный чертеж этих моделей с серво-рулями, где приведены



Фиг. 4-а. Общий вид испытанных оперений

главные их размеры. Серво-рули, в виде закрылка, идут по всему размаху оперений. Профиль дужки мы выбрали М-3—12% толщины, как один из наиболее употребительных.

Размеры оперения мы взяли возможно большими с тем, чтобы повысить качество постановки и проведения эксперимента, тем более, что в основном все эксперименты сводились к получению шарнирных моментов, а эти коэфициенты, как известно, особенно чувствительны к масштабному эффекту. Все три модели отличались друг от друга



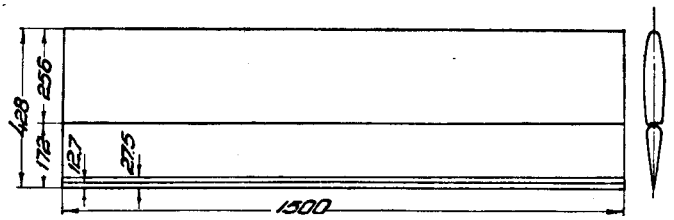
Фиг. 4-b. Профили испытанных оперений

только отношением площади руля к площади оперения. Отношение $\frac{S_р}{S_о}$ в наших экспериментах имело следующее значение:

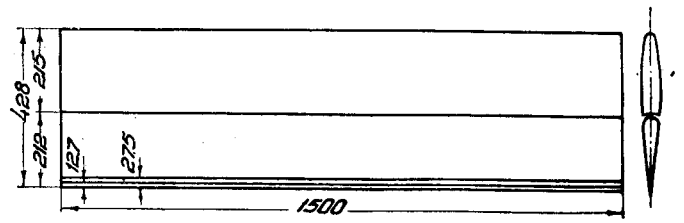
оперение № 8: $\frac{S_р}{S_{оп}} = 0{,}6$;

оперение № 9: $\frac{S_р}{S_{оп}} = 0{,}5$;

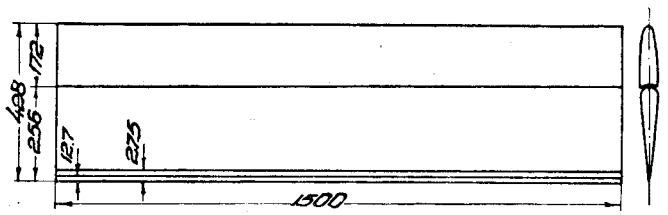
оперение № 10: $\frac{S_р}{S_{по}} = 0{,}4$.



Оперение № 8.



Оперение № 9.



Оперение № 10.
Фиг. 5. Оперение с серво-рулями типа закрылка

Таким образом, мы охватили весь диапазон практического изменения отношения $\frac{S_р}{S_{оп}}$.

Серво-рули двух размеров были изготовлены из латуни и представляли собой концевую часть дужки, не выходящую из габаритов профиля М-3. Отношение $\frac{S_{с.-р}}{S_{оп}}$ для большого и малого серво-руля имело следующие значения:

большой серво-руль — $\frac{S_{с.-р}}{S_{оп}} = 0{,}065$;

малый серво-руль — $\frac{S_{с.-р}}{S_{оп}} = 0{,}08$.

Таблица 1

№ опер.	1	1a	2	2a	2b	3	3a	4	4a	5	6	7	7a	8	9	9—1
σ отн. %	8	8	8	8	8	8	8	8	8	8	9	8	8	12	12	12
$\lambda = \frac{l^2}{S_{действ}}$ . . .	3	3,08	3	3,08	3,25	3	3,08	3	3,08	3	3,5	3	3	3,5	3,5	3,5
$\frac{S_р}{S_{оп}}$ %	39,5	37,7	39,4	37,5	34,1	39,8	38	40,3	38,1	39,7	44,6	60	60	60	50	50
$\frac{S_{о.к}}{S_р}$ %	17,7	19,1	17,6	19,13	22,2	17,55	18,95	18,33	20	17,5	14,1	15,34	15,34	0	0	20
$\frac{S_{выр}}{S_{р.\,с\,выр}}$ % . . .	0	8,0	0	8,6	26	0	8	0	9	0	6	0	0	0	0	0
$\frac{S_{выр}}{S_{оп.\,с\,выр}}$ % . . .	0	3,0	0	3	8,8	0	3	0	3	0	2,6	0	0	0	0	0
				Данные продувок												
$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ при $\delta = 0°$	0,0261	0,02675	0,0287	0,0269	0,0269	0,0271	0,0263	0,026	0,0274	0,0294	—	0,0265	0,0262	—	0,0255	0,0255
$\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,0146	0,0134	0,0143	0,0154	0,0117	0,0185	0,0135	0,0153	0,0137	0,0157	0,015 0,0165	0,026	0,02175	0,021	0,0196	0,0198
	Коэфициент шарнирных моментов, отнесенных к средней хорде руля (геометрич.)															
$\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ при $\delta = 0°$	0,000425	0,000545	0,00094	0,00043	0,00016	0,0004	0,0007	0,0005	0,0004	0,0008	0,00102	0,0017	0,0013	—	—	0,0009
$\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,00252	0,00218	0,00309	0,00237	0,00209	0,0025	0,0024	0,00235	0,00182	0,00255	0,0024 0,00352	0,00344	0,00267	0,0049	0,00545	0,00178
	Коэфициент шарнирных моментов, отнесенн. к максимальной хорде руля															
$\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ при $\delta = 0°$	0,0003	0,0004	0,0007	0,0003	0,0001	0,0004	0,0007	0,0005	0,0004	0,0008	0,0009	0,0017	0,0013	—	—	0,0009
$\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,00178	0,0015	0,0023	0,00165	0,0013	0,0025	0,0024	0,00235	0,00182	0,0255	0,00212 0,00311	0,00344	0,00267	0,0049	0,00545	0,00178
				Данные подсчета												
$\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,01467	0,0134	0,01467	0,0133	0,01083	0,01472	0,01347	0,01473	0,01325	0,01472	0,0162	0,01845	0,01845	0,022	0,02	0,017

Продолжение таблицы 1

№ опер.	10	11	11a	12	13	13a	13b	13c	14	16	16—1	16—2	16—3	15	17	18
σ отн. %	12	8	8	8	8	8	8	8	10,5	6	6	6	6	—	—	—
$\lambda = \frac{l^2}{S_{действ}}$ . . .	3,5	3,81	4,25	4,1	3,74	3,99	4,12	4,27	4,75	4,04	4,04	4,04	4,04	4,83	4,53	5,53
$\frac{S_р}{S_{оп}}$ %	40	59	54,6	62	65,1	62,8	61,6	60,2	41,3	45	45	45	45	33	38,7	38,3
$\frac{S_{о.к}}{S_р}$ %	0	3	3	6,95	6	6,65	7,02	7,43	3	0	10,6	16,8	22,8	28	28	25
$\frac{S_{выр}}{S_{р.\,с\,выр}}$ % . . .	0	0	20	16,5	0	10,73	16,75	23	11,3	10,6	10,6	10,6	10,6	6	6	6
$\frac{S_{выр}}{S_{оп.\,с\,выр}}$ % . . .	0	0	10,85	10,2	0	6,75	10,32	14,15	4,7	4,8	4,8	4,8	4,8	2	2	2
				Данные продувок												
$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ при $\delta = 0°$	—	0,0307	0,0276	0,02845	0,0285	0,0287	0,029	0,0291	0,029	0,0304	0,0295	0,029	0,0304	—	—	—
$\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,017	0,0229	0,0183	0,0193	0,0225	0,022 0,021	0,01925 0,02	0,0185 0,0192	0,017	0,0195	0,0177	0,017	0,0155	—	—	—
		Коэфициент шарнирных моментов отнесен к средней хорде руля (геометрич.)														
$\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ при $\delta = 0°$	—	0,00306	0,00331	0,00272	0,0037	0,00355	0,00347	0,00333	0,0019	0,00354	0,00271	0,00177	0,00118	0,00028	0,000505	0,00028
$\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,0053	0,00487	0,00413	0,00355	0,00527	0,00534	0,00511	0,00417	0,00405	0,00688	0,00372	0,00277	0,001663	—	—	—
		Коэфициент шарнирных моментов отнесен к максимальной хорде руля														
$\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ при $\delta = 0°$	—	0,0022	0,00198	0,0021	0,0033	0,00286	0,00255	0,0024	0,00128	0,003	0,0023	0,0015	0,001	0,00022	0,00046	0,00024
$\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,0053	0,0035	0,00247	0,00275	0,0047	0,0043	0,0039	0,003	0,00272	0,00583	0,00316	0,00235	0,00141	—	—	—
				Данные подсчета												
$\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ при $\alpha = 0°$	0,018	0,0219	0,01847	0,01955	0,0223	0,0205	0,01945	0,0183	0,01788	0,0183	0,01684	0,016	0,01517	—	—	—

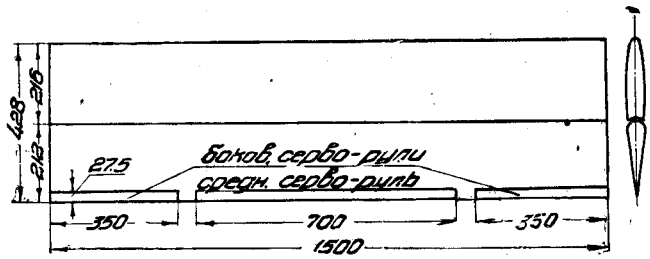
Серво-рули были съемными и могли по мере надобности переставляться с одного оперения на другое. В сочетании с рулем того или иного оперения большого или малого серво-руля мы имели следующее значение отношения площади серво-руля к площади главного руля.

Таблица 2

№ опер.	$\frac{S_р}{S_{оп}}$	$\frac{S_{с.-р}}{S_р}$	
		Малый серво-руль	Большой серво-руль
8	0,6	0,05	0,1075
9	0,5	0,06	0,13
10	0,4	0,075	0,160

Следовательно, мы имели диапазон изменения площади серво-рулей от 5 до 16% площади руля.

Наконец, шарниры главных рулей были сконструированы таким образом, что позволяли изменять осевую компенсацию от 0 до 20%. Оперение № 9, которое было выбрано нами за основное и с которым проводились все испытания в расширенном объеме, имело осевую компенсацию в 0; 10; 20; 23 и 26%. В остальных же случаях осевая компенсация составляла 0; 10; 20% от площади главного руля.



Фиг. 6. Оперение с серво-рулями врезанными

Программа проведения эксперимента делилась на три части:

1) серво-рули типа закрылка;

2) серво-рули врезанные;

3) серво-рули вынесенные.

Серво-рули типа закрылка изображены на фиг. 5 и представляют собой закрылок по всему размаху вдоль задней кромки, — вернее, задняя кромка, выполненная из латуни, могла отгибаться на шарнирах вверх и вниз на 30—40°. Для этого типа оперения эксперименты были проведены со всеми тремя моделями оперения.

Серво-рули врезанные изображены на фиг. 6 и представляют собой те же рули типа закрылка, но только расположенные не по всему размаху, а по некоторой части его. Осуществлялись они из тех же серворулей типа закрылка следующим образом: большой серво-руль разрезался на три части таким образом, что средняя часть равнялась половине размаха оперения, а крайние по $^1/_4$ размаха.

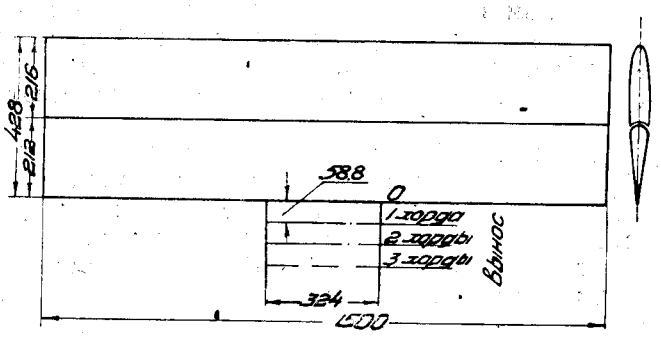
Эксперименты были проведены с оперением № 9 и большим серворулем, причем в качестве врезанного серво-руля служили один раз внешние отрезки, а внутренняя часть оставалась неподвижной, другой раз серво-рулем служила внутренняя часть большого серво-руля, а внешние отрезки оставались неподвижными. Это позволяло выяснить влияние расположения серво-руля по размаху.

Наконец, вынесенные серво-рули были сделаны равновеликими с врезанными серво-рулями, т. е. представляли собой серво-рули с площадью в 6% от площади главного руля оперения № 9 и были вынесены на заднюю кромку главного руля на расстояние, равное одной, двум и трем

хордам серво-руля. Вид в плане и размеры оперения с вынесенными серво-рулями даны на фиг. 7.

Серво-рули типа закрылка были выбраны нами за основной тип серво-рулей в нашем исследовании, поэтому опыты с ними были проведены в довольно большом объеме, который позволял достаточно полно исследовать вопрос о влиянии основных параметров серво-руля на работу оперения. Испытание же оперений с врезанными и вынесенными серво-рулями преследовали в основном цель—выяснить влияние расположения серво-руля по размаху оперения и по хорде главного руля; поэтому эксперименты с ними велись по сокращенной программе.

Вследствие больших размеров моделей и скоростей порядка 50 *м/сек*, рейнольдсово число испытанных моделей достигает 1 200 000—1 500 000; турбулентность трубы определяется $R_{кр}$ для шара — $R_{кр} = 144\,000$, что соответствует $\varepsilon = 1{,}82\%$.



Фиг. 7. Оперение с серво-рулями вынесенными
Пунктирные линии показывают положения оси вращения вынесенных серво-рулей

Определялись обычным образом на существующих в трубе приборах[1] C_y, C_x, C_m и $C_ш$.

$$C_y = \frac{P}{\rho S_{оп} V^2}$$

$$C_x = \frac{Q}{\rho S_{оп} V^2},$$

$$C_m = \frac{M}{\rho S_{оп} V^2 b_{оп}},$$

$$C_ш = \frac{M_ш}{\rho S_р V^2 b_р}.$$

Эксперименты по серво-рулям в основном сводились, во-первых, к получению кривых коэфициентов шарнирных моментов главного руля $C_ш = f(\delta_р)$ с различной площадью серво-рулей и различной степенью осевой компенсации для определения „эффективности компенсации" серво-рулей (под „эффективностью компенсации" мы понимаем отношение шарнирного момента руля с серво-рулем к шарнирному моменту руля без серво-компенсатора) и, во-вторых, к получению кривых коэфициентов подъемной силы $C_y = f(\delta_р)$ для определения потери эффективности оперения за счет серво-рулей. Кроме того, были получены балансировочные кривые углов отклонения главного руля $\delta_р$ в зависимости от углов отклонения серво-руля $\theta_{с.-р}$, т. е. кривые $\delta_р = f(\theta_{с.-р})$.

После введения всех соответствующих поправок определялись производные $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$; $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$; $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ и $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$.

[1] Описание приборов, на которых проводились опыты, неоднократно приводились в Трудах ЦАГИ. См., например: Озеров Центральный аэро-гидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского. Труды ЦАГИ, вып. 30. 1927.

Все эти данные приведены в табл. 1. Как мы уже говорили, нашей целью было уточнить значения производных для нахождения рациональных аналитических зависимостей, позволяющих определить характеристики оперений и устойчивости самолета.

3. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ОПЕРЕНИЙ И ЕЕ УЧЕТ

а) Оперения некомпенсированные и с осевой компенсацией

Понятие эффективности оперения тесно связано с силой, которую может развивать оперение самолета на различных режимах его полета. Поэтому мы будем обозначать эффективность оперения через безразмерные коэфициенты C_n или чаще C_y, так как в том небольшом диапазоне углов, на которых оперения, обычно, работают, C_y почти не отличаются от C_n.

Приведение самолета в положение равновесия и изменение этого положения достигается при помощи изменения угла отклонения руля или поворота всего оперения. Следовательно; для количественной оценки состояний равновесия самолета и суждения об его устойчивости необходимо знание изменения C_y оперения с изменением угла атаки и угла отклонения руля, т. е. величину

$$dC_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial C_y}{\partial \delta} d\delta. \qquad (12)$$

Кроме того, необходимо знание самой величины C_y оперения, как функции геометрических форм оперения и его положения по отношению к самолету.

Для величин C_y хорошие результаты дают несколько видоизмененные формулы Туссена[1] в случае оперения компенсированного и без вырезов, обычно, имеющихся в горизонтальных оперениях.

$$C_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} (\alpha^\circ_{\text{ист}} + n\delta^\circ), \qquad (13)$$

где $n = \sqrt{\frac{S_р}{S_{оп}}}$ в пределах обычных соотношений $S_р$ и $S_{оп}$ (0,3—0,6).

Величина же $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ хорошо определяется также формулой Туссена, годной для различного рода оперений, причем и форма оперения и вид компенсации, как выяснилось из опытов, мало влияют на эту величину. Как известно, относительная толщина влияет на значение этой производной, но ввиду малого различия в толщинах оперения этой поправкой можно пренебречь:

$$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = \frac{0{,}0424\lambda}{1{,}73 + \lambda}. \qquad (14)$$

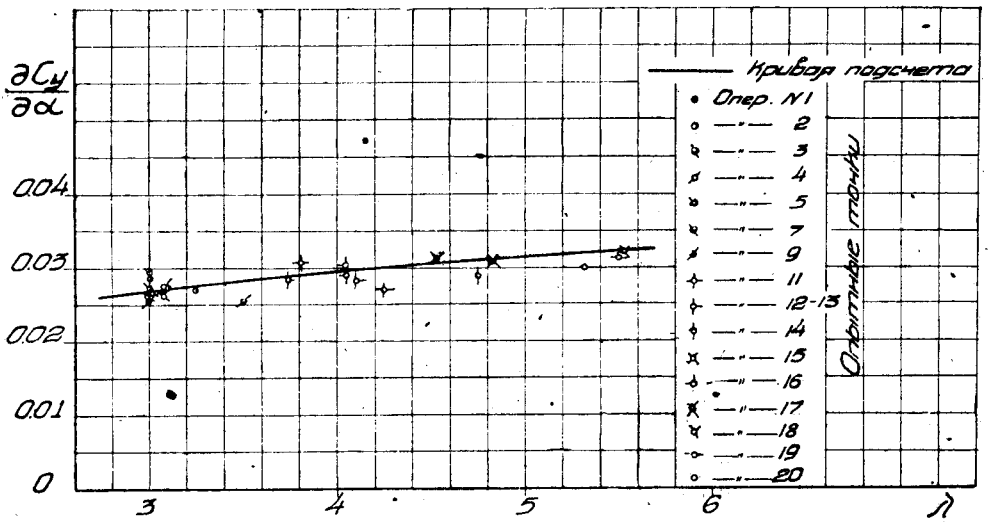
Фиг. 8. иллюстрирует это положение. Как видно, совпадение эксперимента с формулой вполне удовлетворительное. Нужно отметить некоторую натяжку в определении величины $\lambda = \frac{l^2}{S}$ для случая оперения с вырезом, где, следуя обычным методам подсчета, получаем величину λ для оперения с вырезом больше, чем для оперения без выреза. На диаграмме это обстоятельство отмечено двойными точками.

Для оперений с осевой компенсацией, изученных нами в большом количестве, мы предлагаем следующего рода зависимости

$$C_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}\left[\alpha^\circ_{\text{ист}} + n\delta^\circ\left(1 - 0{,}75\frac{S_к}{S_р}\right)\right]. \qquad (15)$$

Это выражение справедливо для оперений без вырезов при $+15 > \delta > -15^\circ$.

При $\alpha > 0$ и $15^\circ < \delta < 25^\circ$, что может иметь место, например, при расчете взлета, величину $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ [см. дальше формулу (17)] следует уменьшить процентов на 40—50, таким образом, эффективность оперения также уменьшится на этих режимах.



Фиг. 8. Сравнительная диаграмма $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ полученных из опыта и подсчитанных по формуле

Оперения с роговой компенсацией были испытаны в небольшом количестве; кроме того, эти испытания проводились в трубе меньшего размера на сравнительно меньших моделях, поэтому предлагаемая для роговой компенсации формула может служить только для ориентировки. При наличии роговой компенсации

$$C_{y\,\text{оп}} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}(\alpha^\circ_{\text{ист}} + n\delta^\circ) \qquad (16)$$

в пределах $\delta = -20$ до $+10^\circ$ при $\alpha > 0$ и $\delta = -10$ до $\delta = +20^\circ$ при $\alpha < 0$.

Нужно заметить, что формулы C_y для осевой компенсации были получены впервые на таком же оперении и в той же трубе, что и оперение с роговой компенсацией. Однако, многократная проверка при больших R в трубе Т-1 подтвердила их.

Большой интерес представляет величина $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$. Нетрудно получить ее выражение в аналитической форме для оперений без вырезов некомпенсированных и с осевой компенсацией

$$\frac{\partial C_y}{\partial \delta} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} n\left(1 - 0{,}75\frac{S_к}{S_р}\right). \qquad (17)$$

Проверка этого соотношения опытом показала удовлетворительную сходимость. Нужно сказать, что эта проверка также показывает и на правильность всех вышеприведенных формул, так как формула (17) представляет собой диференциал от (15).

На основании теории ошибок, вероятная относительная ошибка подсчета $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$

$$r = 0{,}675 \sqrt{\frac{\Sigma(\Delta)^2}{n-1}},$$

где $\triangle$ — разница между подсчитанным по формуле (20) и определенным из опытов значением $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$, а n — число отдельных полученных значений $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$, соответствующее числу испытанных оперений. Произведенный подсчет показывает, что вероятная ошибка подсчета $r \simeq 4{,}8\%$.

Интересно иллюстрировать роль формы носика руля в изменении эффективности оперения. Оперения № 3, 4 и 5 отличались формой носика руля. По результатам испытаний и данным табл. 1 видно, что $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ не реагирует практически на это изменение. $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ реагирует на форму носика руля, а, именно, носик модели оперения № 3 дает величину $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ больше, чем для носиков у оперений № 4 и 5, в то же время как формула (17) не учитывает этого обстоятельства.

Ряд точек, давших большие отклонения от средних величин эффективности, вызвал сомнения в смысле деформации руля, приводивших к искажению угла отклонения — в частности это отмечено при опытах с оперением № 7. Таким образом, можно считать эту точку ошибочной. Нужно считать вообще искажения отклонений руля одним из основных источников ошибок при исследовании оперений.

б) Влияние вырезов на эффективность

Попытаемся теперь оценить влияние вырезов в руле высоты на вышеприведенные характеристики эффективности оперения. Как уже говорилось выше, эти вырезы могут достигать 20 — 25% от площади руля. Правда, эти вырезы, сделанные в задней части оперения, как показали еще опыты Акерета[2], очень мало влияют на изменение подъемной силы оперения. Из этого следует непосредственно, что подсчет $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ с вырезами сзади оперения не приведет к положительным результатам и теоретические данные, полученные Лотц[3], показывают потерю в подъемной силе гораздо большую, чем это получается из опытов.

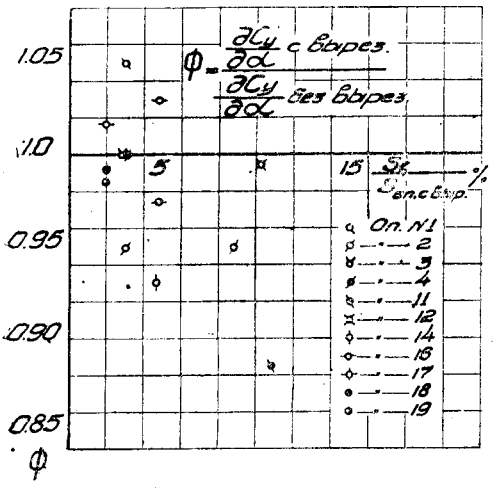
Рассмотрим обе производные $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$, $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$. $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ при наличии задн[illegible] выреза в оперении, ввиду малого изменения подъемной силы за с[illegible] выреза меняется мало.

Можно только отметить, что при наличии вырезов явно намеча[illegible] падение $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$. Сама величина этого падения лежит в пределах 3 — 6%

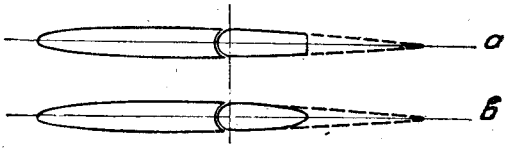
[1] Иверонов. Способ наименьших квадратов и основы теории вероятности. Гостехиздат. М. 1927. Стр. 127.
[2] Ergebnisse der AVA zu Göttingen III lief. S. 82.
[3] Lotz. Theorie von Flügeln mit Ausschitten ZFM № 14, 1932. S. 411. Abb. 4.

в одном только случае из исследованных (оперение № 11) доходит до 12 %. Не предлагая пока никаких количественных критериев в виде строгой функциональной зависимости, можно рекомендовать ориентировочно уменьшать $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$, подсчитанный по формуле (14), на величину 3 — 6% при вырезах порядка 8 — 15% от площади руля.

Интересно отметить, что в обширных японских исследованиях крыльев с вырезами[1] для случаев выреза сзади крыла иногда были получены даже более высокие величины $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$, чем для целых крыльев. Это явление, не объясненное авторами и отмечавшееся также в некоторых наших опытах (фиг. 10) происходит, очевидно, вследствие

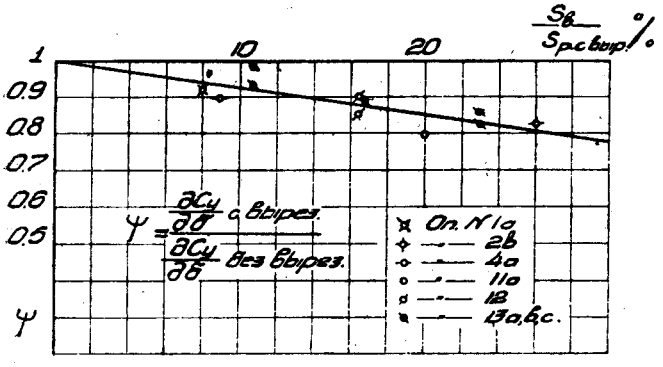


Фиг. 9. Диаграмма изменения $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ в зависимости от изменения площади выреза

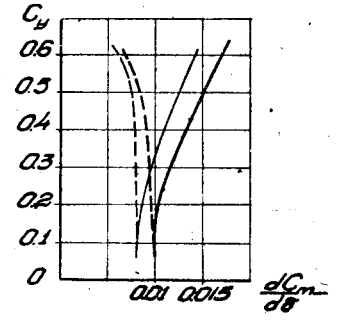


Фиг. 10. Вид профиля оперения с различно запрофилированной задней кромкой руля после выреза

прямоугольной кромки выреза, вызывающей срыв, вихреобразование и отсос пограничного слоя аналогично щитку-закрылку (фиг. 10). Это обстоятельство следует учитывать конструктору, так как плохо обтекае-



Фиг. 11. Диаграмма изменения $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ в зависимости от изменения площади выреза



Фиг. 12. $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ в зависимости от C_y (по данным Бихтлера из полетов).

без выреза
с вырезом
при полн. газе
с выкл. мот.

[1] Tetusi Okamoto. The Experimental investigation of the effect of a cut-out on the wing characteristics. Report of the aeronauticale Research Institute Tokyo Imp. University № 113.

мые прямоугольные кромки выреза незначительно увеличивая $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$, очень сильно увеличивают C_x оперения или крыла.

Несколько более закономерно и отчетливо влияние вырезов в руле на $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ может быть выражено в форме (фиг. 11)

$$\Psi = \frac{\frac{\partial C_y}{\partial \delta} \text{ с выр.}}{\frac{\partial C_y}{\partial \delta} \text{ без выр.}} = 1 - 0{,}75 \frac{S_{\text{выр}}}{S_{\text{р}}}, \tag{18}$$

т. е. при 10% вырезе в руле $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ падает на 7,5%. Опыты Бихтлера[1] на самолете в натуру, во время которых он измерял величину $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ самолета, показали на заметное увеличение (до 20%) $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ при заделке вырезов в руле (величиною в 12,5% от $S_{\text{р}}$ (фиг. 12).

Схождение этих данных Бихтлера с результатами наших опытов достаточно хорошее, так как в случае отсутствия выреза получается выражение[2]:

$$\frac{\partial C_{m\,\text{сам}}}{\partial \delta} = + \frac{S_{\text{оп}} L}{S_{\text{р}}\, b} \left(\frac{V_x}{V}\right)^2 \frac{\partial C_{y\,\text{хв}}}{\partial \alpha} n = + \frac{S_{\text{оп}} L}{S_{\text{кр}}\, b_{\text{кр}}} \left(\frac{V_x}{V}\right)^2 \frac{\partial C_y}{\partial \delta}.$$

При наличии выреза в величину $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ самолета входит уменьшившаяся площадь оперения.

Таким образом, падение $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ сам. происходит от двух причин—уменьшение коэфициента $\frac{S_{\text{оп}} L}{Sb}$ и уменьшение $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ оперения. Если учесть это обстоятельство, то следует ввести в результат, полученный Бихтлером, поправку на изменение площади оперения. Приведя, таким образом, $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ самолет к $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ оперения, получим достаточно хорошую сходимость нашей зависимости с летными испытаниями Бихтлера. $\Psi_{\text{подсчитан.}} = 0{,}906$; Ψ из опыта Бихтлера $= 0{,}897$.

Таким образом, учтя роль вырезов в характеристиках оперений, получим сводку следующих зависимостей:

$$1) \quad \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = \frac{0{,}0424\,\lambda}{1{,}73 + \lambda} \tag{14}$$

---

[1] Luftfahrtforschung. № 1 1934 г.

[2] Эта формула получается из следующих соображений. Момент всего самолета, включая и оперение, уравновешивается моментом, возникающим при повороте руля высоты Таким образом, имеем выражение для некомпенсированного руля.

$$C_{m\,\text{кр}} + C_{m\,\text{ф}} + \cdots + C_{m\,\text{оп с закрепл. рулем}} + C_{m\,\text{оп от руля высоты}} = C_{m\,\text{сам}},$$

$$C_{m\,\text{оп от руля высоты}} = \sum C_{m\,\text{сам}}; \quad \sum C_{m\,\text{сам}} = + \frac{S_{\text{оп}} L}{S_{\text{кр}}\, b_{\text{кр}}} \left(\frac{V_x}{V}\right)^2 \frac{\partial C_{y\,\text{хв}}}{\partial \alpha} = n\delta;$$

$$\frac{\partial C_{m\,\text{сам}}}{\partial \delta} = + \frac{S_{\text{оп}} L}{S_{\text{кр}}\, b_{\text{кр}}} \left(\frac{V_x}{V}\right)^2 \frac{\partial C_{y\,\text{хв}}}{\partial \alpha} n.$$

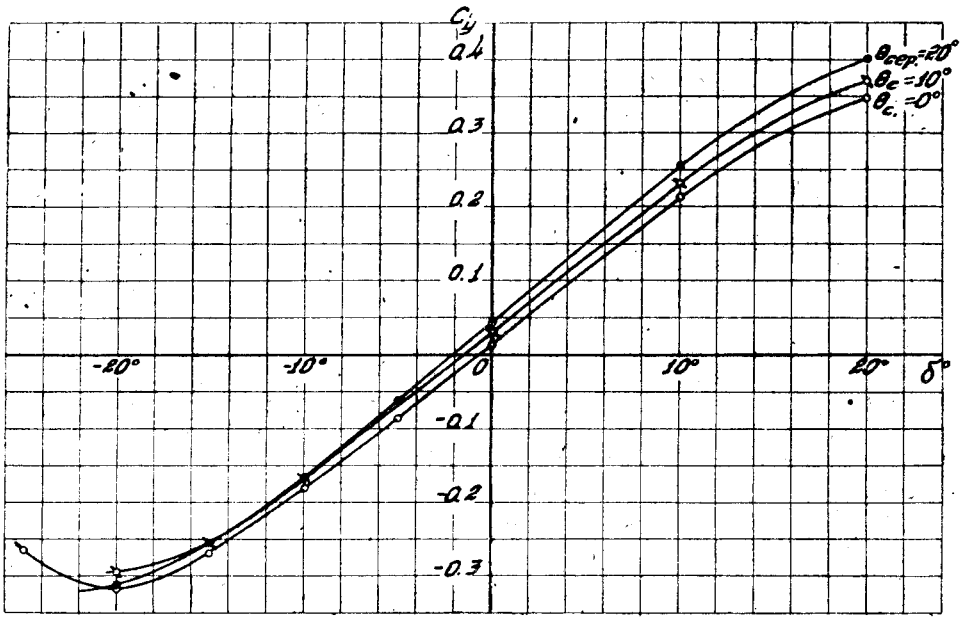
(следует не забывать, что большие вырезы несколько снижают эту величину);

$$2)\quad \frac{\partial C_y}{\partial \delta} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} n \left(1 - 0{,}75 \frac{S_{\text{о. к}}}{S_{\text{р}}}\right) \Psi; \tag{19}$$

$$3)\quad C_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \left[\alpha^0 + n\delta^0 \left(1 - 0{,}75 \frac{S_{\text{о. к}}}{S_{\text{р}}}\right) \Psi\right]. \tag{20}$$

в) Эффективность оперений с серво-рулями

Наличие серво-рулей сильно отражается на величине $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$, т. е. наклоне кривой $C_y = f(\delta_{\text{р}})$. Естественно, что при отклонении серво-руля в сторону, обратную отклонению главного руля эффективность главного руля будет уменьшаться в большей или меньшей мере в зависимости от основных параметров главного руля и серво-руля.

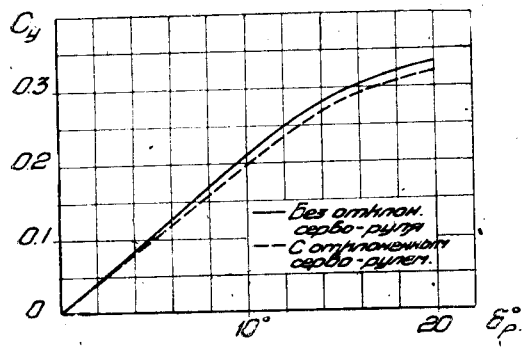


Фиг. 13. Диаграмма испытания на $C_y = f(\delta_{\text{р}})$ оперения № 9 с 6% серво-рулем и 20% компенсацией

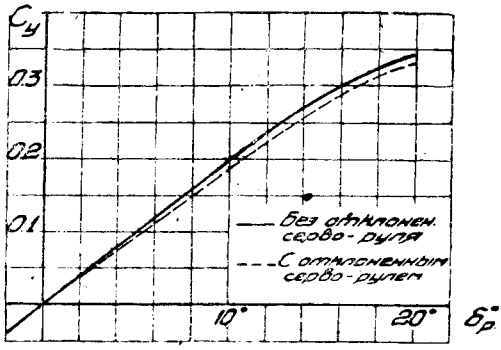
При проведении нами экспериментов для определения влияния серво-рулей на эффективность главного руля мы применяли следующий метод. Получали серию кривых $C_y = f(\delta_{\text{р}})$ при различных отклонениях серво-рулей, меняя $\theta_{\text{с.-р}}$ от 0 до 20°. На диаграмме фиг. 13 приведена серия таких кривых для оперения № 9 с 6% серво-рулем для трех значений угла отклонения серво-руля — 0°, 10° и 20°. При помощи этих диаграмм мы уже строили кривую $C_y = f(\delta_{\text{р}})$ при одновременном отклонении серво-руля на угол $\theta_{\text{с.-р}}$, который находился с углом отклонения главного руля $\delta_{\text{р}}$ в постоянном отношении, т. е. величина $K = \frac{\theta_{\text{с.-р}}}{\delta_{\text{р}}}$ оставалась постоянной. Полученную таким образом кривую $C_y = f(\delta_{\text{р}})$ с отклонением серво-руля мы сравнивали с такой же кривой только без отклонения серво-руля.

В дальнейшем, при проведении эксперимента с моделями некоторых машин техника проведения опыта чрезвычайно упростилась за счет осуществления на моделях кинематической связи серво-руля с главным рулем[1].

Выбранный нами метод давал возможность получить ответ на вопрос о влиянии серво-руля типа серво-компенсатора на эффективность главного руля. Для решения этой же задачи, но для серво-рулей, применяемых в их прямом назначении, метод проведения эксперимента мог бы быть иной, как, например, метод, который был принят в работе Рейда[2], а именно: сначала определялась зависимость $C_y = f(\delta_р)$ без серво-руля затем навешивался серво-руль и определялась новая зависимость $C_y = f(\delta_р)$ по отклонению главного руля, причем серво-руль отклонялся на угол, который обеспечивал бы при данном отклонении главного руля нулевой



Фиг. 14. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 5% серво-рулем типа закрылка



Фиг. 15. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 6% серво-рулем типа закрылка

шарнирный момент. Последний метод мог бы быть применен и при исследовании серво-рулей типа компенсаторов, но, на наш взгляд, он менее удобен, чем метод, выбранный нами для схематического исследования с целью выявления определенной зависимости потери эффективности главного руля за счет серво-руля от тех или иных параметров оперения.

Во всяком случае необходимо иметь в виду, что результаты, полученные этими двумя методами, могут быть сравниваемы между собой только после приведения их в соответствие друг с другом.

Результаты, полученные нами вышеуказанным методом, приведены на диаграммах фиг. 14—19 для всех шести вариантов серво-рулей с главными рулями. На каждой диаграмме нанесены кривые $C_y = f(\delta_р)$ при неотклоненном серво-руле ($\theta_{с.-р} = 0$) и с отклонением серво-руля при $K = \frac{\theta_{с.-р}}{\delta_р}$, т. е. при таком отклонении серво-руля, когда углы отклонения главного руля и серво-руля были равны, но противоположны по знаку. На диаграмме фиг. 15 пунктиром нанесены кривые $C_y = f(\delta_р)$ для того же оперения с тем же серво-рулем, но с дополнительной осевой компенсацией. Из этой диаграммы можно видеть, что осевая компенсация на потерю эффективности главного руля за счет серво-руля никакого влияния не оказывает, сама же осевая компенсация уменьшает $C_{y\,max}$ кривых.

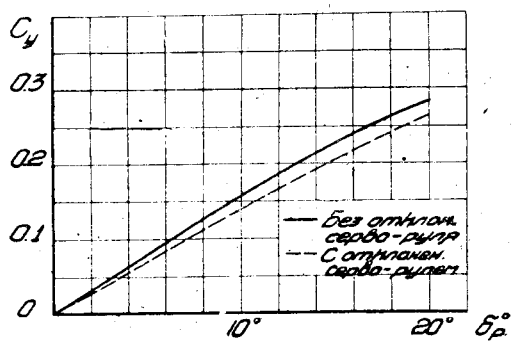
---

[1] Подробнее см. Колосов. Исследование оперения с серво-рулями. Технические заметки ЦАГИ, № 55. М. 1935.

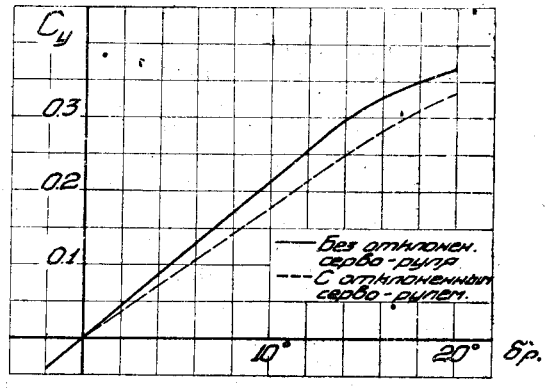
[2] Reid. Servo-control flaps. Journal of the aeronautical sciences № 4. 1934.

Формулу, учитывающую потерю эффективности от серво-руля, можно предложить в следующем виде:

$$\Delta C_{y\,\text{с.-р}} = \frac{7{,}2}{1+\lambda_{\text{оп}}} \cdot \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \cdot \frac{S_{\text{с.-р}}}{S_{\text{р}}} \left(1+\frac{t}{b}\right) K(1-0{,}0025\delta^2 K)\,\delta, \qquad (21)$$



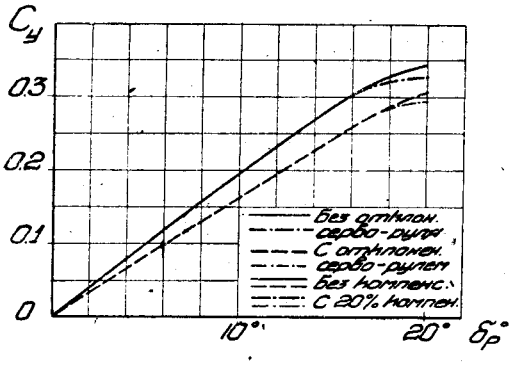
Фиг. 16. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 7,5% серво-рулем типа закрылка



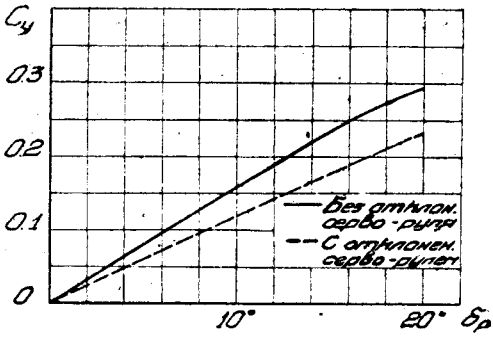
Фиг. 17. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 10,75% серво-рулем типа закрылка

где t — средняя хорда серво-руля,

b — хорда главного руля в месте средней хорды серво-руля. Величина $K = \frac{\theta_{\text{с.-р}}}{\delta_{\text{в}}}$ (коэфициент кинематической связи) в настоящую формулу вхо-



Фиг. 18. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 13% серво-рулем типа закрылка



Фиг. 19. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 16% серво-рулем типа закрылка

дит по абсолютной величине. В табл. 3 приведены значения $\Delta C_{y\,\text{с.-р}}$ полученные при помощи этой формулы для $\delta = 10°$ и $K = 1$ и взятые непосред-

Таблица 3

$\frac{S_{\text{с.-р}}}{S_{\text{р}}}$	0,05	0,06	0,075	0,1075	0,13	0,16
$\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$	0,0219	0,0200	0,0179	0,0219	0,0200	0,0179
$\Delta C_{y\,\text{с.-р}}$ (вычисл.)	—0,0138	—0,0152	—0,0173	—0,0321	—0,0353	—0,0399
$\Delta C_{y\,\text{с.-р}}$ (экспер.)	—0,013	—0,015	—0,017	—0,035	—0,035	—0,04

ственно из эксперимента для всех шести сочетаний серво-рулей и главных рулей оперений № 8, 9 и 10.

Результаты сравнения можно считать вполне удовлетворительными. Следовательно, эту потерю эффективности главного руля необходимо учитывать при подборе серво-руля, а также и в расчетах статической устойчивости при определении C_{m_z} от оперения при различных отклонениях главного руля.

В последнее время на всех скоростных машинах ставится оперение с неподвижным стабилизатором с целью получения возможно более плавного сочленения хвостовой части фюзеляжа и оперения, а следовательно, лучшего обтекания и меньшего вредного сопротивления. В таких случаях удобно серво-руль, выбранный из условия крайнего отклонения руля на посадке, делить на две части: одну из них оставлять в качестве серво-компенсатора, другую, управляемую из кабины летчика, предназначить в резерв в качестве триммера на случай недостаточной компенсации от одного серво-компенсатора. При посадке оба серво-руля работают вместе в одном направлении, разгружая давление на ручку управления. В случае же режима, где не требуется такой большой компенсации, работает серво-компенсатор либо один, либо вместе с ним отклоняется на небольшой потребный угол триммера до получения нормального давления на ручку управления. При помощи подобной комбинации серво-компенсатора и триммера удобнее осуществить при любом режиме горизонтального установившегося полета при неподвижном стабилизаторе нулевое давление на ручку, т. е. всегда при помощи триммера можно так отрегулировать в полете управление, что можно лететь с брошенной ручкой. В случае наличия триммера учет изменения C_y руля может быть произведен по такой экспериментальной формуле:

$$\Delta C_{y_{\text{тр}}} = \frac{7{,}2}{1+\lambda_{\text{оп}}} \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \frac{S_{\text{тр}}}{S_{\text{р}}}\left(1+\frac{t}{b}\right)(1+0{,}0025\delta_{\text{р}}\,\theta_{\text{тр}})\,\theta_{\text{тр}}. \qquad (22)$$

Настоящая формула получается из формулы (21), если в последней заменить значение K через $\frac{\theta}{\delta}$.

Таким образом, эффективность оперения, выраженная формулой (20), напишется с учетом потери эффективности за счет серво-рулей в следующем виде:

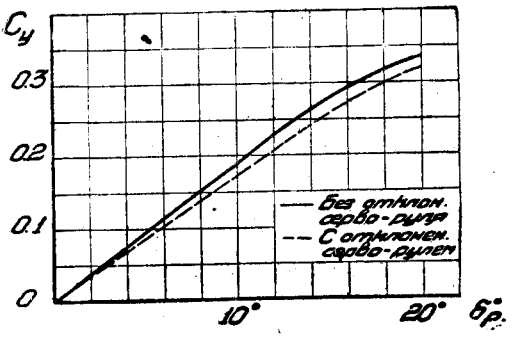
$$C_y = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha}\left\{\alpha^\circ + n\left(1-0{,}75\frac{S_{\text{о.к}}}{S_{\text{р}}}\right)\Psi - \left(\delta^\circ - \frac{\Delta C_{y_{\text{с.-р}}}}{\frac{\partial C_y}{\partial \delta}} + \frac{\Delta C_{y_{\text{гр}}}}{\frac{\partial C_y}{\partial \delta}}\right)\right\}. \qquad (23)$$

где $\Delta C_{y_{\text{с.-р}}}$ и $\Delta C_{y_{\text{тр}}}$ берутся по формулам (21) и (22).

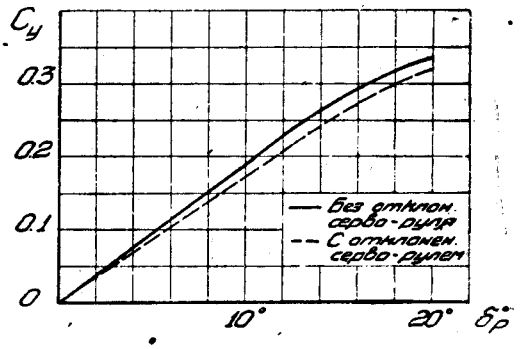
Серво-рули врезанные, как уже было сказано выше, представляли собой те же серво-рули, что и в случае типа закрылка, только расположенные не по всему размаху оперения, а только в некоторой его части. Для выяснения влияния расположения врезанных серво-рулей вдоль размаха оперения серво-рули в наших экспериментах помещались один раз посредине размаха, а другой раз по концам его (фиг. 6). На диаграмме фиг. 20—21 приведены кривые эффективности главного руля без отклонения серво-руля и с отклонением его. Из рассмотрения этих двух диаграмм можно отметить, что различное расположение серво-рулей вдоль хорды никакого влияния на изменение потери эффективности не оказывает,— в обоих случаях имеем одну и ту же величину потери эффективности. Следовательно, с точки зрения потери эффективности главного руля совершенно безразлично, где вдоль размаха помещать серво-руль при руле с постоянной хордой; в случае руля с переменной

хордой естественно выгоднее помещать серво-руль в месте максимальной хорды главного руля.

Сравнивая же эти две диаграммы фиг. 20—21 с диаграммой фиг. 15, где приведены кривые эффективности того же оперения с равновеликим по площади серво-рулем типа закрылка, мы видим увеличение потери



Фиг. 20. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 6% врезанным серво-рулем (средний руль)



Фиг. 21. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 6% врезанным серво-рулем (боковые рули)

эффективности в случае врезанного серво-руля. Но в то же время мы имеем во всех случаях хорошее совпадение экспериментальных данных потери эффективности со значениями ΔC_y, полученными по формуле (21) при $\delta = 10°$ и $K = 1$. Данные приведены в табл. 4.

Таблица 4

	Тип серво-руля		
	Тип. закрылка	Врезн. средн.	Врезн. крайн.
$\Delta C_{y_{с.-р}}$ по формуле	0,0152	0,016	0,016
$\Delta C_{y_{с.-р}}$ из эксперим.	0,015	0,0158	0,0158

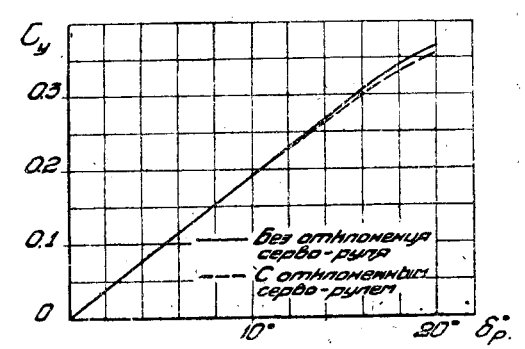
Это увеличение потери эффективности в случае врезанных серво-рулей по сравнению с серво-рулями типа закрылка происходит за счет уменьшения размаха серво-руля, что учитывается в формуле (21) множителем $(1 + \frac{t}{b})$.

Следовательно, с точки зрения уменьшения потери эффективности главного руля выгодно давать большее удлинение серво-рулю.

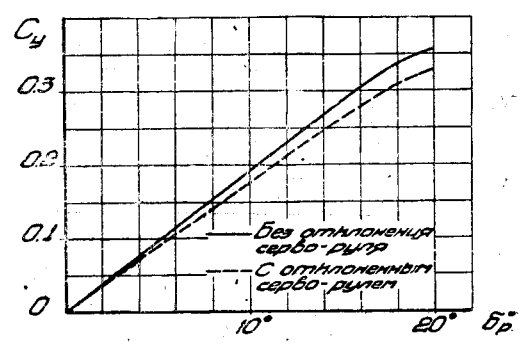
Вынесенные серво-рули были равновелики по площади серво-рулям типа закрылка оперения № 9 с малым серво-рулем и врезанным серво-рулем, т. е. имели площадь, равную 6% от площади главного руля. Таким образом, можно было сравнивать между собой эффективность серво-рулей всех трех видов. Вынесенные серво-рули мы испытывали при различных выносах, начиная с „нулевого выноса", когда передняя кромка серво-руля совпадала с задней кромкой главного руля и кончая выносом равным трем хордам, т. е. когда передняя кромка серво-руля отстояла от задней кромки главного руля на три хорды серво-руля. Серво-рули были прямоугольного очертания в плане с относительным удлинением, равным $\lambda = 6$.

Что касается потери эффективности главного руля за счет серво-руля, то, как можно видеть из диаграммы фиг. 22, потеря эффективности при вынесенном серво-руле снижается до минимума и практически может не

учитываться. Происходит это за счет того, что в случае серво-рулей типа закрылка, врезанных и вынесенных при „нулевом выносе“ при отклонении серво-руля как бы меняется вогнутость профиля главного руля, что чрезвычайно сильно сказывается на изменении его аэродинамических характеристик; во втором же случае, т. е. в случае вынесенных серво-рулей, уменьшение эффективности главного руля происходит за счет взаимного влияния серво-руля и главного руля, как в случае крыльев типа тандем или бипланной коробки.

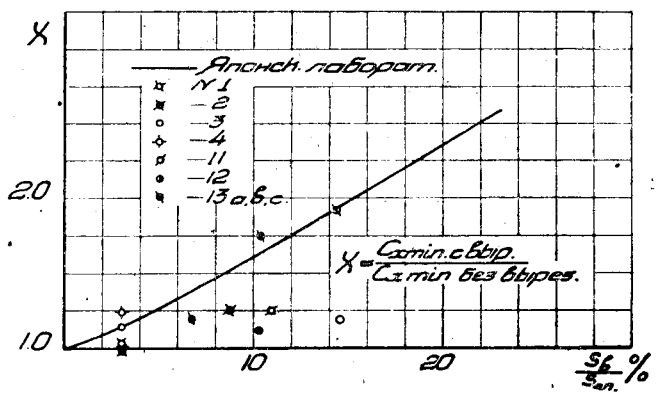


Фиг. 22. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 6% вынесенным серво-рулем. Вынос 3 хорды



Фиг. 23. Сводная диаграмма кривых C_y руля с 6% вынесенным серво-рулем. Вынос 0

Таким образом, вынесенные серво-рули безусловно выгоднее серво-рулей иного типа в смысле влияния их на эффективность главного руля. Но едва ли эта выгода может окупить конструктивные усложнения и большую склонность подобной системы к возникновению вибраций, а также, надо полагать, и большему лобовому сопротивлению за счет выносных

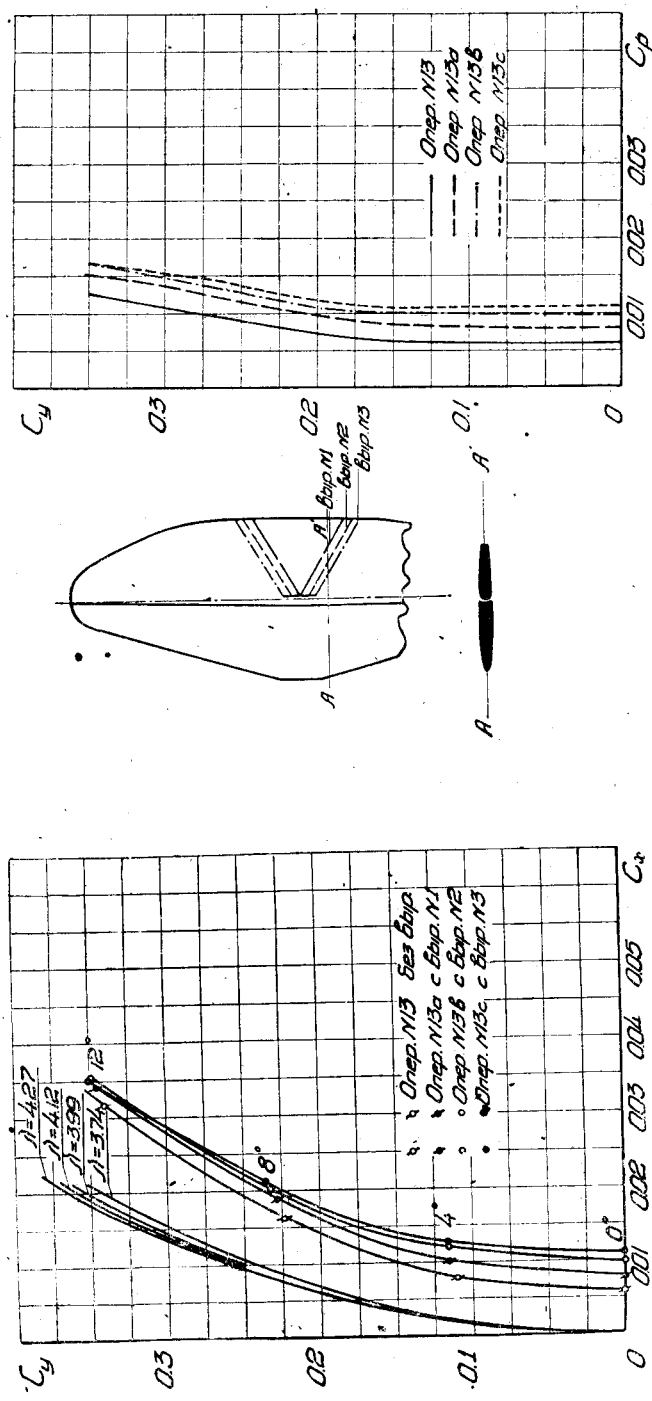


Фиг. 24. Диаграмма изменения $C_{x\,min}$ от изменения площади выреза

кронштейнов. В силу этих обстоятельств, надо думать, что вынесенные серво-рули едва ли получат большее распространение и применение, чем до сих пор. Эти соображения заставили нас ограничиться тем объемом эксперимента, который мы провели и который является совершенно недостаточным для вывода основных расчетных формул для вынесенных серво-рулей. Формулы же, данные для учета эффективности серво-руля и потери эффективности главного руля типа закрылка и врезанных, т. е. формулы (22) и (23), для вынесенных серво-рулей непригодны.

4. ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Вопрос о лобовом сопротивлении оперения начинает заслуживать все большее внимание в связи с возросшими скоростями самолетов. На



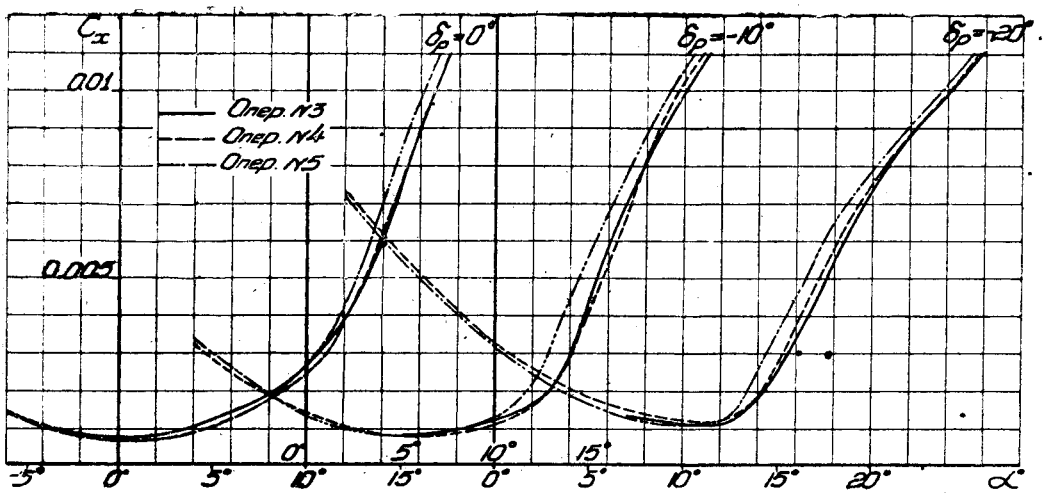
Фиг. 25. Сравнительная диаграмма поляр модели оперения с различными вырезами для оперения № 13. Точки, по которым построены поляры, получены из опыта; кривые индуктивного сопротивления оперений нанесены по $\lambda = \frac{l^2}{S_{действ.}}$, профильные поляры получены из двух предыдущих кривых

одно из обстоятельств, связанных с уменьшением лобового сопротивления мы уже указывали — это применение профилей с заостренной передней

кромкой. Выгода в этом случае будет сказываться в особенности на больших скоростях, где $Ba > 0{,}4$[1].

Очень интересно отметить роль вырезов в увеличении лобового сопротивления оперения. Фиг. 24 показывает, насколько значительно может быть увеличение лобового сопротивления при росте выреза. Кривая, дающая верхний предел увеличения лобового сопротивления, получения, для оперений с прямоугольной профилировкой выреза (фиг. 10a) оперение № 12 и ряда оперений, испытанных в японской лаборатории[2]. Изменение формы выреза в смысле придания задней кромке обтекаемой формы (фиг. 10b) дало на том же оперении № 12 громадное уменьшение лобового сопротивления.

Анализ поляр оперения № 12 показывает (фиг. 25), что вырезы влияют на профильное сопротивление, отражаясь на индуктивном сопротивлении оперения только обычным порядком через величину λ (без дополнительных поправок).



Фиг. 26. Сводная диаграмма изменения C_x по α при различных углах отклонения рулей оперений в связи с различной формой носика руля

Обратим внимание на фиг. 25. То обстоятельство, что изменение профильного сопротивления оперений с увеличением выреза остается почти неизменным на всем диапазоне поляры, говорит о правильности выбранного метода определения λ по отношению $\frac{l^2}{S_{\text{действ}}}$. Взяв $\lambda = \frac{l^2}{S_{\text{габаритн}}}$, т. е., считая, что вырез не изменяет λ, мы получим на больших углах атаки резкое уменьшение профильного сопротивления, что не соответствует физике явления.

На диаграмме фиг. 26 показана сводка лобовых сопротивлений для оперений с различными формами носика руля (оперения № 3, 4, 5).

5. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ

Как известно, в нормальном расчете устойчивости, проводимом в условиях конструкторского бюро авиазаводов, центр давления оперения считается либо расположенным на линии шарниров руля высоты, либо

[1] Stack J. and Doenhoff A. Tests of 16 Related Airofoils at High Speeds. Rep NACA 492.

[2] Tetusi Okamoto. The Experimental Investigation of the effect of a cut-out on the wing characteristics. Rep. of the Aeron. Research Inst. Tokyo Imp. Univ № 113. Кривая на нашей диаграмме получена из обработки экспериментальных данных, опубликованных в этом репорте.

его связывают с какой-либо другой точкой хорды оперения, например, одной третью хорды.

Интересно было выяснить, насколько эти грубые предположения соответствуют действительному состоянию вещей по испытаниям моделей оперений.

С этой целью было проведено следующее рассуждение. Оценивая работу каждого оперения, мы можем расчленить C_y оперения на две части C_{y_α} коэфициент подъемной силы, зависящий только от α при $\delta = 0$ и C_{y_δ}, зависящий только от отклонения руля при некотором постоянном угле $\alpha_{хв}$.

При этих условиях момент оперения может быть написан в следующей форме:

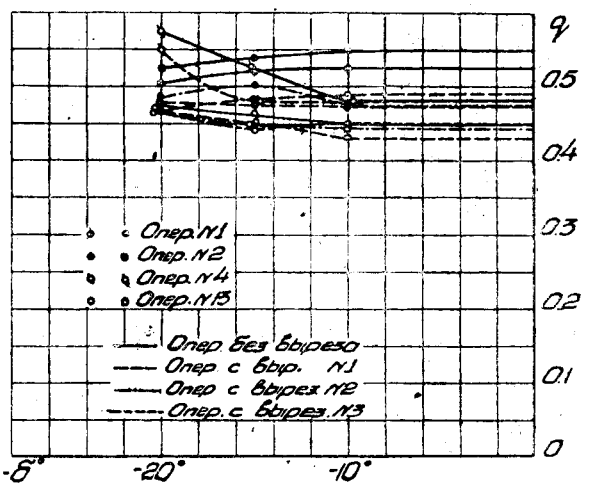
$$C_m = m_\alpha C_{y_\alpha} + q_\delta C_{y_\delta}. \tag{24}$$

В этом выражении величина $m_\alpha = \frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ при неотклоненном руле высоты есть не что иное, как $\frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ для крыла, дающего в плане форму оперения. Эта величина может быть найдена предварительно аналитически, зная форму оперения в плане[1].

В случае наличия испытаний моделей оперения в аэродинамической трубе можно воспользоваться величиной $m_\alpha = \frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ прямо из диаграммы испытаний.

Величина m_α не зависит от формы профиля оперения и практически не изменяется от введения выреза у задней кромки руля, как это видно из испытания модели № 12 (фиг. 27).

C_{y_α} есть C_y оперения при $\delta = 0°$.



Фиг. 27. Изменение величины $q_\delta = \frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ в зависимости от отклонения рулей

$$C_{y_\alpha} = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha°} \alpha°.$$

Вторая часть двучлена состоит из q_δ и C_{y_δ}.

C_{y_δ} представляет функцию только δ и равняется

$$C_{y_\delta} = \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \delta°;$$

$$C_y = C_{y_\delta} + C_{y_\alpha}.$$

Величина $q_\delta = \frac{\partial C_m}{\partial C_y}$ колеблется около среднего значения, равного $\sim 0{,}48$.

Вероятная относительная ошибка опыта[2] при определении величины q_δ равняется $4{,}5\%$.

---

[1] См. например: С. М. Тарг. О влиянии крыла на продольную устойчивость самолета „Техн. Возд. Флота“ № 9 1933.

[2] См. сноску на стр. 22.

Таким образом, коэфициент момента оперения и, следовательно, и положение центра давления могут быть подсчитаны, исходя из формулы

$$C_m = m_a \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \alpha + 0{,}48 \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \delta; \tag{25}$$

$$\frac{x}{b} \sim \frac{C_m}{C_y} = \frac{m \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \alpha + 0{,}48 \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \delta}{\frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \delta}. \tag{26}$$

Изложенный метод дает возможность предварительного ориентировочного подсчета величины C_m и уточнения положения центра давления на оперении. Хотя, обычно, данному вопросу не уделяется внимания ввиду относительно малой роли изменения плеча действующей на оперение силы, однако, при малых запасах устойчивости современных нейтральных самолетов наличие „малых разностей" моментов всего самолета и балансирующих самолет моментов, возникающих от отклонения руля высоты, требуют возможно большего уточнения расчета, если расчетчик желает совпадения расчета с действительностью. Конечно, для прикидочных расчетов в такого рода уточнений нет большой необходимости.

Для сравнения различных методов нахождения центра давления на оперении были проделаны расчеты устойчивости для одного из самолетов с малым запасом устойчивости. Расчет велся четырьмя методами:

1) Принимая во внимание действительные C_y, C_x и C_m оперения и действительные плечи сил — „точный" метод.

2) По предлагаемому нами методу.

3) Считая $C_{y\,\text{оп}}$ приложенным на оси шарниров.

4) Считая $C_{y\,\text{оп}}$ приложенным на 0,25 хорды оперения в плоскости симметрии самолета.

Подсчитав C_{mz}, можем составить таблицу, дающую отношение $\frac{C_{mz\,\text{оп}}}{C_{mz\,\text{точн}}}$

Эту величину можем посчитать за условную меру — меру совершенства метода.

Имеем:

Таблица 5

α^0	0	4	8	12
$\frac{C_{mz\,II}}{C_{mz\,I}}$	1,0125	1	1,02	1,019
$\frac{C_{mz\,III}}{C_{mz\,I}}$	—	1,078	1,078	1,065
$\frac{C_{mz\,IV}}{C_{mz\,I}}$	—	0,989	0,988	0,978

Таким образом предложенный метод оказывается точнее, чем помещение центра давления на 0,25 хорды и по оси шарниров. Кстати говоря, можно считать более правильным помещение центра давления на $\sim 35\%$ от хорды.

6. УСИЛИЯ ПРИ УПРАВЛЕНИИ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

а) Оперения некомпенсированные и с осевой компенсацией

Как известно, вопросы устойчивости и равновесия самолета очень тесно связаны с теми усилиями, которые создаются при управлении самолетом. В особенности сильна взаимная связь этих задач при рассмотрении поведения самолета с брошенной ручкой, как это было показано в первой главе настоящей работы. Таким образом, возможность подсчета шарнирных моментов руля нужна не только с точки зрения определения самих усилий при управлении, но и с точки зрения оценки устойчивости и балансировки самолета.

Усилие при управлении T выражается следующим образом:

$$T = K_0 M_ш = K_0 C_ш \rho S_р v^2 b_р, \tag{27}$$

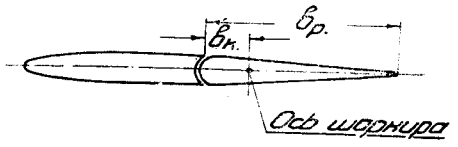
где K_0 — передаточный коэфициент от руля до ручки управления.

Следовательно, для нахождения усилия при управлении нужно знать величину $C_ш$, которую можно выразить через

$$C_ш = \frac{\partial C_ш}{\partial \alpha} \alpha_{оп} + \frac{\partial C_ш}{\partial \delta} \delta_р = K_1 \alpha_{оп} + K_2 \delta_р. \tag{28}$$

Нашей целью будет выяснить закономерность между величинами $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$ и $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ и рядом основных параметров оперения самолета. Необходимо ввести несколько замечаний.

Первым замечанием будет то, что поскольку наши опыты были проведены над оперениями с осевой компенсацией, некомпенсированными и снабженными серво-компенсаторами, мы можем количественно характеризовать только оперения вышеперечисленного типа.



Фиг. 28

Второе замечание относится к уточнению определения величины осевой компенсации. При детальном рассмотрении вопроса оказалось полезным определить осевую компенсацию, как показано на фиг. 28. Оказалось, таким образом, что некоторые оперения, которые конструкторами считались некомпенсированными, имели 3—7% осевой компенсации.

Третье замечание заключается в следующем. Определение шарнирных моментов в лабораториях представляет собой операцию менее точную, чем определение эффективности и коэфициент $C_ш$, поэтому даже для больших моделей оперений определяется значительно менее точно, чем коэфициент C_y.

Поэтому, понятно, нельзя от зависимостей, выражающих $C_ш$ требовать тех же точностей, как и от C_y.

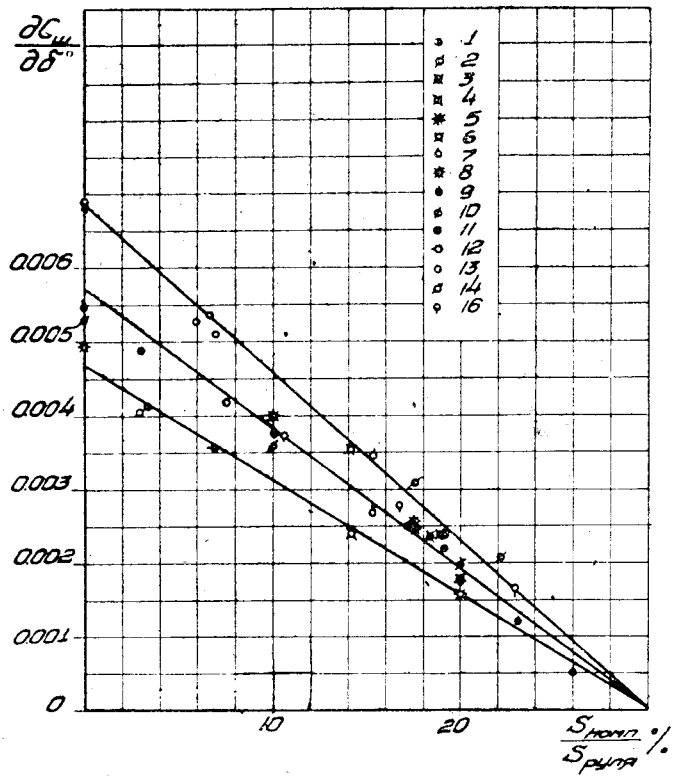
Как видно из приложенных диаграмм, $C_ш$ представляет собою в основном линейную функцию величины δ при $+15 > \delta > -15$, поэтому нахождение производной $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ не представляет труда. Отнеся к средней геометрической величине хорды руля (фиг. 29), получаем для $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ диаграмму,

дающую возможность выразить $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ следующей зависимостью, близкой к предложенной Б. Ф. Гончаровым[1].

Для осевой компенсации.

$$\frac{\partial C_ш}{\partial \delta} = 0{,}00573\left(1 - 3{,}33\frac{S_{о.к}}{S_р}\right). \qquad (29)$$

Эта величина зависит от формы носика руля и конца стабилизатора, величины выреза в руле и ряда других параметров оперения. Поэтому мы



Фиг. 29. $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ в зависимости от $\frac{S_{осев.\ комп}}{S_{руля}}$ (величины отнесены к средней геометрической хорде руля)

видим на диаграмме довольно большой разброс точек, укладывающийся в пучок прямых: крайние предельные коэфициенты перед скобками в формуле (29) будут 0,00675 и 0,0047. Таким образом, взяв коэфициент 0,00573, мы можем иметь ошибку порядка 15%.

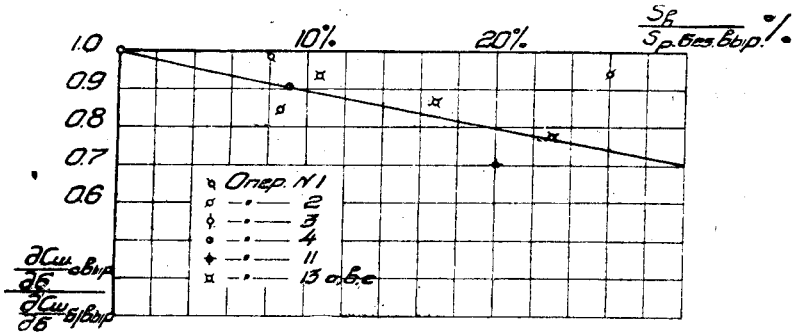
Если взять за основу для $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ прямую с угловым коэфициентом 0,00573, то подсчет вероятной относительной ошибки опыта[2] дает величину $r = 9{,}75\%$. Эта цифра значительно уменьшится, если угловой коэфи-

[1] Б. Ф. Гончаров. Подбор органов управления самолета. Технические заметки ЦАГИ № 34, 1934.

[2] См. сноску на стр. 22.

циент будет подбираться с учетом свойств оперения, как об этом сказано в дельнейшем.

Говорить о большом уточнении изменения величины $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ в зависимости от свойств оперения пока трудно, так как, с одной стороны, вероятная ошибка опыта высока, с другой же — явление настолько сложно, что подробный анализ в настоящее время затруднителен. На основании имеющихся в нашем распоряжении материалов можно оценить ориентировочно то изменение, которое вносят вырезы в $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$. Из сравнения результатов опыта видно, что вырез уменьшает $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$, причем зависимость $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ от величины $\frac{S_в}{S_р}$ изображена на фиг. 30. Это уменьшение понятно,



Фиг. 30. Изменение $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ в зависимости от величины выреза

так как падает нагрузка, а также приведенное плечо шарнирного момента при вырезе уменьшается из-за перемещения центра давления на руле вперед.

Из других элементов оперения, влияющих на $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ можно отметить носик руля. Затененный носик руля при наличии осевой компенсации дает увеличение $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$, так как компенсатор работает не полностью, будучи заслонен задней кромкой стабилизатора. При превращении задней кромки стабилизатора в острую, эффективность компенсатора возрастает и наклон уменьшается (сравни оперения 3 и 4).

Руководствуясь этими данными, мы можем намечать вероятные границы для протекания кривой $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ в зависимости от $\frac{S_{о.к}}{S_р}$. Как было видно из предыдущего, выбор этот выражается в назначении углового коэфициента. Для оперения без выреза и с остроконечной передней кромкой руля, затененной стабилизатором нужно брать верхние значения коэфициента $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ — 0,0057—0,0067; наоборот, при незатененной передней кромке руля и вырезах значения углового коэфициента, очевидно, нужно выбирать в пределах 0,0047 — 0,0057.

Вторая величина, определяющая величину $C_ш - \frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ получается из опытов с еще большими трудностями, чем $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$, так как сам метод нахож-

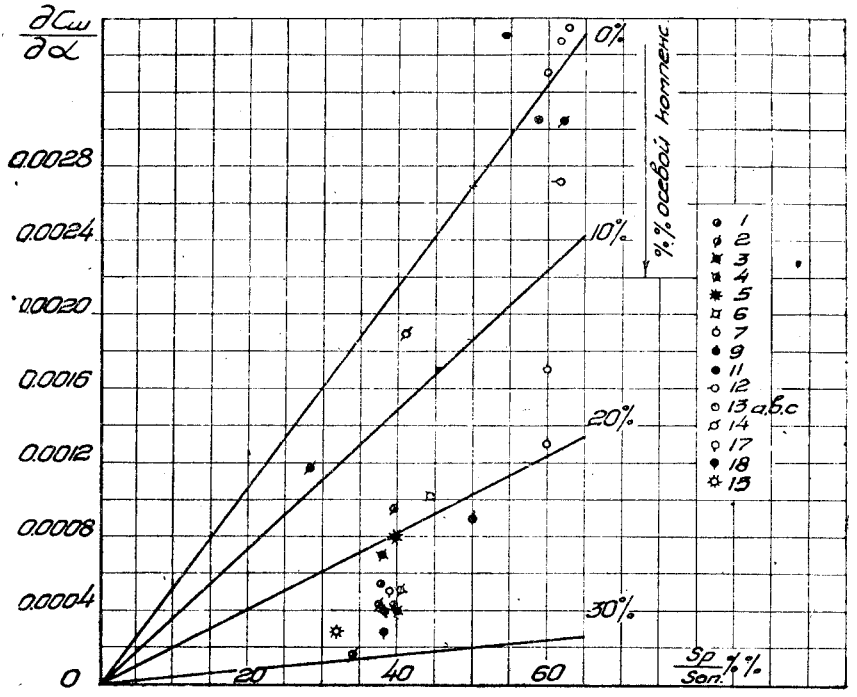
дения этой производной по кривым, полученным из опыта, определяет большую вероятную ошибку.

На фиг. 31 мы изобразили зависимость производной

$$\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha} \text{ от } \frac{S_р}{S_{оп}} \text{ и } \frac{S_{о.\,к}}{S_р}.$$

Эта же зависимость в форме аналитического выражения для рулей с тупым носиком.

$$\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha} = \left(0{,}00538 - 0{,}0166\,\frac{S_{о.\,к}}{S_р}\right)\frac{S_р}{S_{оп}}. \qquad (30)$$



Фиг. 31. $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ в зависимости от $\frac{S_р}{S_{оп}}$ и $\frac{S_{о.\,к}}{S_р}$

Отнесено к средней геометрической хорде руля

Линии, проведенные на диаграмме, являются интерполяционными прямыми. Точки соответствуют значениям K_2 для испытанных оперений. $\frac{S_{о.\,к}}{S_р}$ для всех оперений могут быть взяты из табл. 1. Вероятная относительная ошибка, полученная из сопоставления подсчитанных и определенных из эксперимента величин $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ равна 33,7%.

Точность определения величины $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ меньше, чем для $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$, но этот недостаток компенсируется тем, что роль $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ в общем выражении $C_ш$ значительно больше, чем $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$.

Что же касается изменения $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ с модификацией оперения, то сделать какие-либо заключения о влиянии вырезов было бы трудно, ввиду их противоречивости.

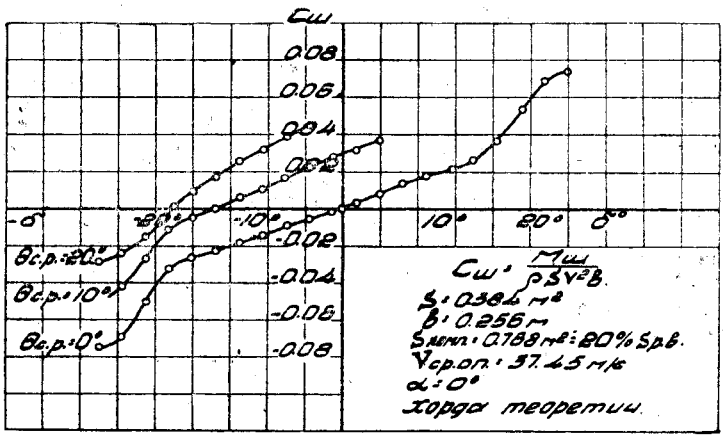
Наивысшую величину производной $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ дает тупой носик (оперение № 5). Эта величина $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha} = 0{,}0008$ ближе всего подходит к определяемой по предложенной формуле (30) $\frac{\partial C_ш}{\partial \alpha} = 0{,}00095$. Заострение носика руля (оперение № 3 или 4) дает большое уменьшение рассматриваемой производной.

Таким образом, выражая $C_ш$ полностью, получаем среднее значение для оперений некомпенсированных и с осевой компенсацией

$$C_ш = \left[0{,}00573\left(1 - 3{,}33\frac{S_{о.к}}{S_р}\right)\right]\delta^0 + \left[\left(0{,}00538 - 0{,}0166\frac{S_{о.к}}{S_р}\right)\frac{S_р}{S_{оп}}\right]\alpha^0. \quad (31)$$

б. Оперения с серво-рулями

Метод проведения экспериментов для получения кривых коэфициентов шарнирных моментов оперения с серво-рулем мы приняли такой же,



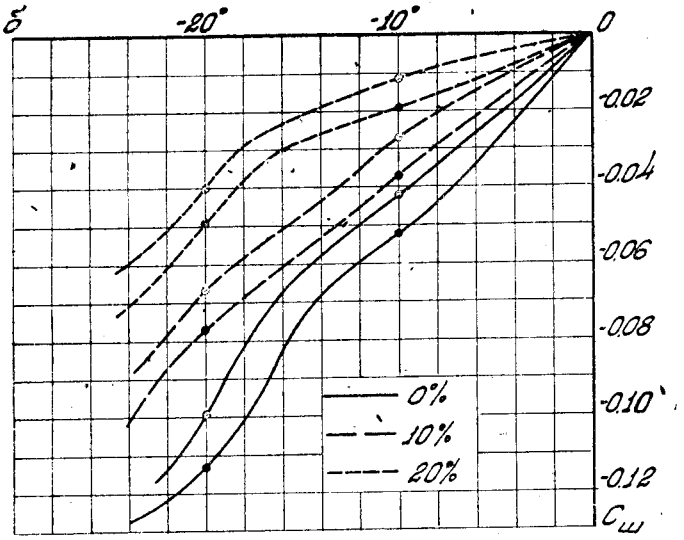
Фиг. 32. Диаграмма сводки результатов испытания на шарнирный момент руля высоты с серво-рулем 10,75%

как и при получении кривых эффективности главного руля оперения — мы получили семейство кривых $C_ш = f(\delta_р)$ по параметру $\Theta_{с-р}$ — угла отклонения серво-руля. Кривые представлены на диаграмме фиг. 32. По этим кривым мы строили уже кривые $C_ш = f(\delta_р)$ с учетом отклонения серво-руля при отношении $K = \frac{\Theta_{с-р}}{\delta_р}$ равным единице. Такое построение было проделано для всех серво-рулей. На фиг. 33—38 даны сводные диаграммы кривых коэфициентов шарнирных моментов в функции $\delta_р$. ($C_ш = f(\delta_р)$, при различном значении осевой компенсации. Для каждого значения осевой компенсации приводятся две кривых коэфициентов шарнирных моментов $C_ш$: одна без отклонения серво-руля, другая с отклонением серво-руля при $K = 1$.

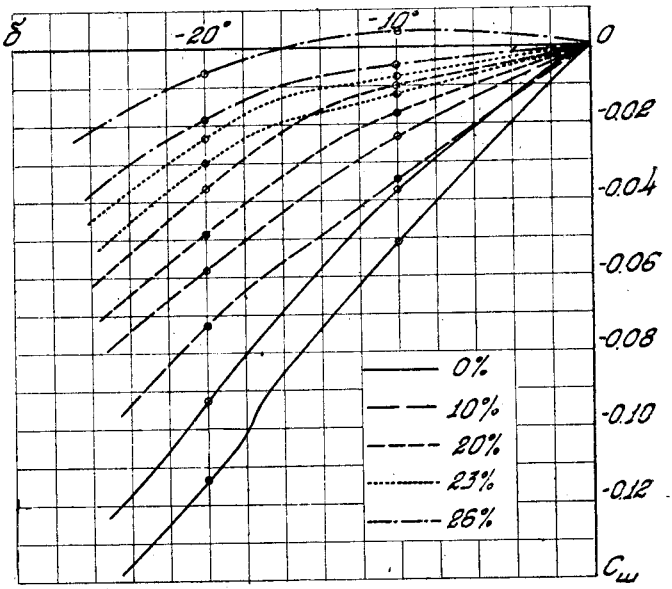
Напишем формулу (30) в виде:

$$C_{ш} = K_1 \alpha_{оп} + K_2 \delta_р = C_{ш1} + C_{ш2}, \tag{28}$$

где $\alpha_{оп}$ — угол атаки оперения и $\delta_р$ — угол отклонения рулей.



Фиг. 33. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 5% серво-рулем и различной осевой компенсацией



Фиг. 34 Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 6% серво-рулем и различной осевой компенсацией

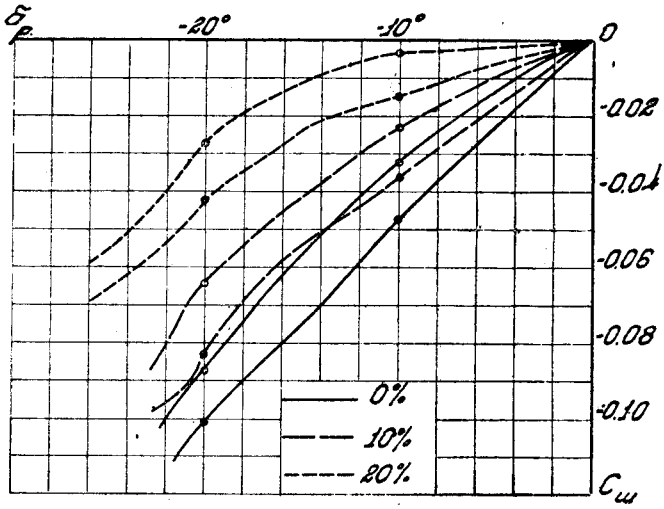
Из приведенных нами диаграмм, очевидно, можно получить выражение для коэфициента K_2, который должен состоять из трех членов, а именно:

$$K_2 = \frac{\partial C_ш}{\partial \delta} = \left(\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}\right)_0 - \triangle_1 \frac{\partial C_ш}{\partial \delta} - \triangle_2 \frac{\partial C_ш}{\partial \delta}, \tag{32}$$

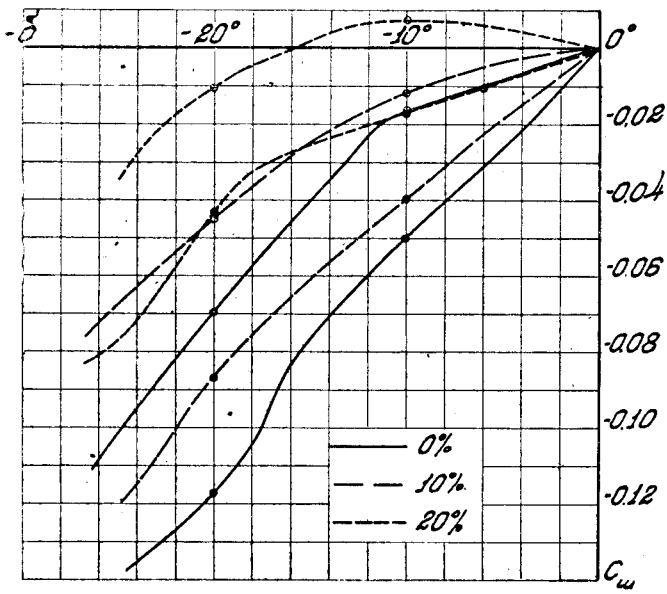
где $\left(\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}\right)_0$ — значение $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ без какой-либо компенсации, $\triangle_1 \frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ — уменьшения значения $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ за счет осевой компенсации и, наконец, $\triangle_2 \frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ —

уменьшение значения $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ за счет серво-рулей. Выражение для первых двух членов значения коэфициента K_2, т. е. для

$$\left(\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}\right)_0 - \triangle_1 \frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$$



Фиг. 35. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 7,5% серво-рулем и различной осевой компенсацией



Фиг. 36. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 10,75% серво-рулем и различной осевой компенсацией

уже встречалось в настоящей статье [формула (31)].

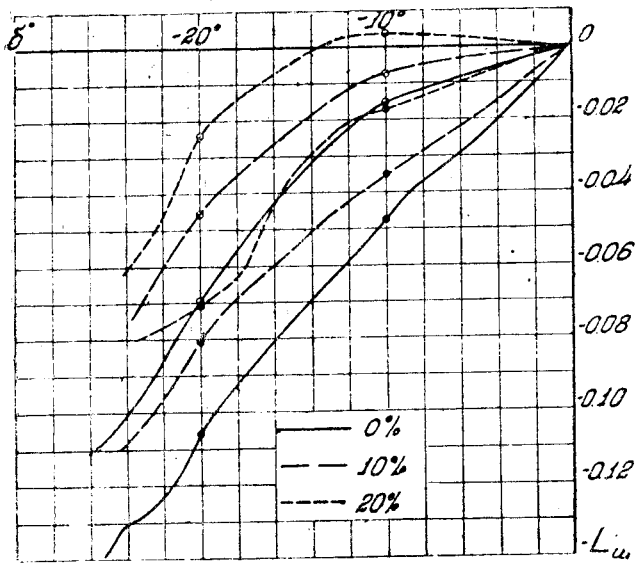
Влияние же серво-руля на уменьшение значения $C_{ш_2}$, которое мы обозначили в формуле (32) через $\triangle_2 C_{ш_2}$, полученное нами в результате обработки тех же сводных диаграмм фиг. 33—38 и может быть выражено формулой весьма схожей по своему строению с формулой, учитывающей потерю эффективности (21).

$$\triangle_2 C_{ш_2} = -\frac{7{,}5}{1+\lambda_{оп}} \frac{\partial C_y}{\partial \delta} \frac{S_{с.р}}{S_р}\left(1-\frac{t}{b}\right)(1-0{,}0025\,\delta^2 K)\,\delta. \qquad (33)$$

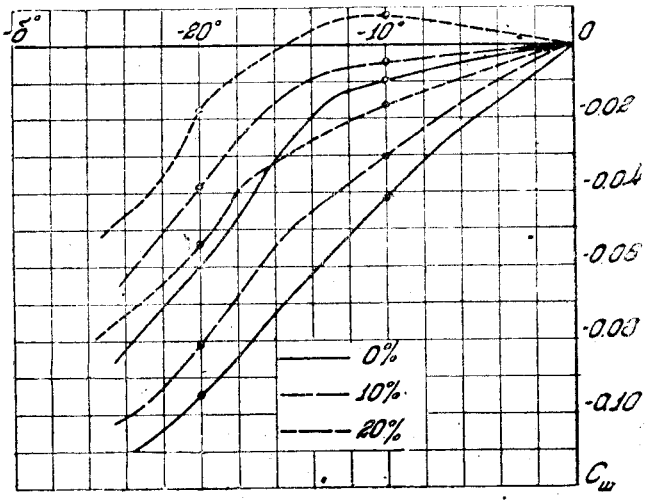
В табл. 6 подсчитаны по этой формуле значения $\triangle_2 C_{ш_2}$ и там же приведены значения $\triangle_2 C_{ш_2}$, взятые из эксперимента при $\delta = 10°$.

Таблица 6

$\frac{S_{с-р}}{S_р}$	0,05	0,06	0,075	0,110	0,130	0,160
$\triangle C_{ш_2}$ (выч)	0,012	0,014	0,0155	0,027	0,0285	0,030
$\triangle C_{ш_2}$ (экспер.)	0,010	0,014	0,017	0,032	0,030	0,30



Фиг. 37. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 13% серво-рулем и различной осевой компенсацией



Фиг. 38. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 16% серво-рулем с различной осевой компенсацией

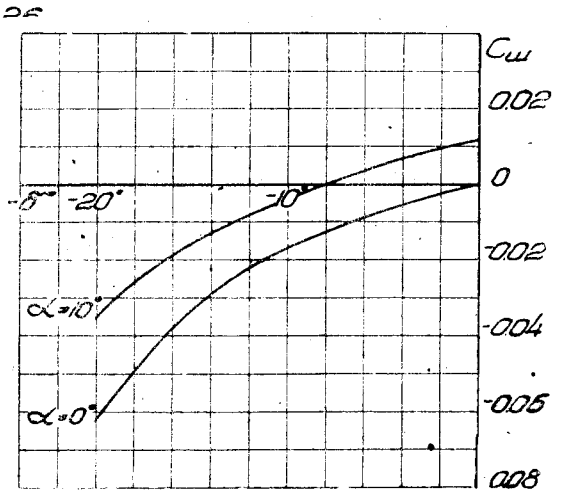
Относительно $K_1 = \frac{\partial C_ш}{\partial \alpha}$ нужно отметить, что введение серво-руля не изменяет величины K_1 и это обстоятельство, существенно отличающее серво-компенсацию от других видов компенсации, весьма невыгодно сказывается на устойчивости самолета при полете с брошенной ручкой, а

именно, в этом случае устойчивость самолета за счет серво-компенсатора понижается. Отклонение некомпенсированного руля при полете с брошенной ручкой, определяющееся из условий равенства нулю шарнирного момента по формуле (7)

$$\delta_р = -\frac{K_1}{K_2}\alpha_{хв} \qquad (7)$$

почти не изменяется в случае установки осевой компенсации, так как изменение коэфициентов K_1 и K_2 с ростом величины осевой компенсации происходит в одинаковой степени, вследствие чего их отношение $\frac{K_1}{K_2}$ можно для оперения данного типа считать постоянным. В случае же серво-компенсации, величина $\delta_р$ за счет уменьшения величины K_2 при неизменном значении K_1 резко увеличивается и, следовательно, устойчивость машины при полете с брошенной ручкой за счет серво-компенсаторов понижается сравнительно с устойчивостью при свободных некомпенсированных рулях.

Это обстоятельство необходимо учитывать при постановке сервокомпенсаторов на рули высоты, так как при небольшом запасе устойчивости со свободными компенсированными рулями машина за счет серво-компенсаторов может стать неустойчивой при полете с брошенной ручкой.

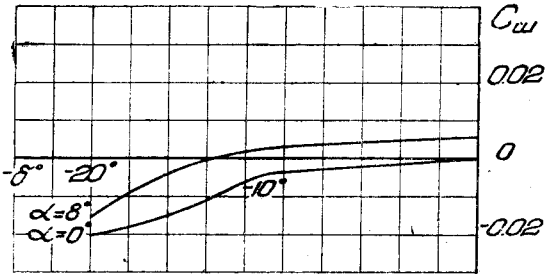


Фиг. 39. Диаграмма $C_ш$ по $\delta_р$ при различных углах α стабилизатора для оперения № 14 $S_{с-р} = 6{,}44\%$ от $S_р$ при $K = \frac{\theta_{с-р}}{\delta_р} = 1$

В настоящей работе специального исследования влияния изменения угла атаки оперения на работу серво-рулей не проводилось, ввиду того, что имеющийся по другим оперениям материал показал, что изменение угла атаки оперения до 12° никакого влияния на эффективность компенсации за счет серво-рулей не оказывает. Угол атаки оперения, обычно, не превышает 12°, поэтому мы не нашли нужным проводить специальное исследование с нашим оперением, а решили ограничиться приведением уже имеющегося в нашем распоряжении готового материала по другим оперениям.

На диаграмме фиг. 39 приведены кривые коэфициентов шарнирных моментов руля высоты оперения № 14 с 6,44% серво-рулем при угле атаки оперения $\alpha_{оп} = 0°$ и $\alpha_{оп} = 10°$. Кривые коэфициентов шарнирных моментов в обоих случаях идут эквидистантно друг к другу. То же самое можно наблюдать на двух других диаграммах. На диаграмме фиг. 40 даны коэфициенты шарнирных моментов рулей оперения № 11 с 10% и на диаграмме фиг. 41 приведены кривые оперения № 12 с 7 и 10% серво-рулями. На последней диаграмме (фиг. 41) можно наблюдать изменение эффективности компенсации только при угле атаки оперения, равном 14°, до 12 же градусов никакого изменения не наблюдается. И, наконец, на диаграмме фиг. 42 даны кривые эффективности оперения, т. е. кривые $C_y = f(\delta_р)$ при различном значении α оперения с учетом отклонения серво-рулей. Кривые в области прямолинейного участка изменения $C_{y\,оп}$ идут также эквидистантно.

Можно считать, что заметного влияния изменение угла атаки оперения до 12° на работу серво-рулей не оказывает и поэтому никаких поправок за счет угла атаки оперения в данные нами формулы для учета эффективности оперения и эффективности компенсации за счет серво-рулей вводить не нужно.



Фиг. 40. Диаграмма $C_ш$ по $\delta_р$ при различных углах α стабилизатора для оперения № 11 $S_{с-р} = 10\%$ от $S_р$ при $K = \frac{\theta_{с-р}}{\delta_р} = 1$

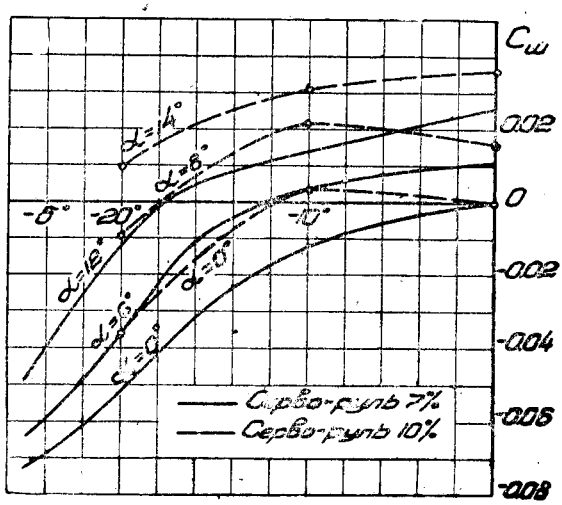
Следовательно, общая формула для шарнирного момента с учетом осевой компенсации и серво-рулей может быть написана так:

$$C_ш = 0{,}00573\left(1 - 3{,}33\frac{S_{ок}}{S_р}\right)\delta^\circ + \Delta_2 C_{ш_2} + \left[\left(0{,}00538 - 0{,}0166\frac{S_{ок}}{S_р}\right)\frac{S_р}{S_{оп}}\right]\alpha,^\circ \quad (34)$$

где $\Delta_2 C_{ш_2}$ берется из формулы (33).

При наличии триммера коэфициент шарнирного момента изменится на величину, определяемую формулой

$$\Delta_2' C_{ш_2} = \frac{7{,}5}{1+\lambda_{оп}}\frac{\partial C_y}{\partial \delta}\frac{S_{тр}}{S_р}\cdot\left(1 - \frac{t}{b}\right)(1 + 0{,}0025\delta_р\theta_{тр})\ \theta_{тр} \quad (35)$$

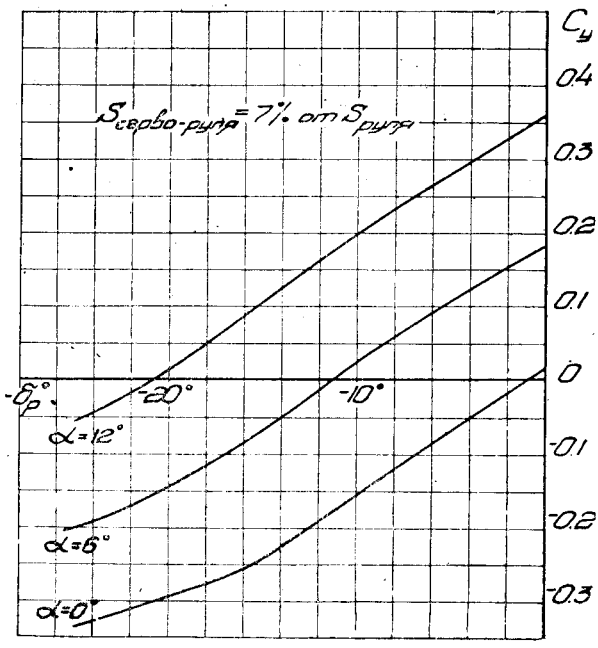


Фиг. 41. Диаграмма $C_ш$ по $\delta_р$ при различных углах α стабилизатора для оперения № 12 с различными серво-рулями при $K = \frac{\theta_{с.-р}}{\delta_р} = 1$

Следовательно, формула для коэфициента шарнирного момента с учетом осевой компенсации, серво-рулей и триммера напишется в следующем виде:

$$C_ш = 0{,}00573\left(1 - 3{,}33\frac{S_{ок}}{S_р}\right)\delta^\circ + \Delta_2 C_{ш_2} + \Delta_2' C_{ш_2} + \left[\left(0{,}00538 - 0{,}0166\frac{S_{ок}}{S_р}\right)\frac{S_р}{S_{оп}}\right]\alpha^\circ. \quad (36)$$

В формулу (33), так же, как и в формулу (21), входит величина $K = \frac{\theta_{с.-р}}{\delta_р}$, т. е. коэфициент кинематической связи, который необходимо выбирать таким образом, чтобы серво-руль был эффективен на всем диапазоне отклонения главного руля. Если обратиться к фиг. 33—38, то можно видеть, что серво-рули остаются эффективными только до некоторого предельного отклонения θ серво-руля, после чего дальнейшее отклонение серво-рулей становится совершенно неэффективным. В этих диаграммах можно наблюдать, что уменьшение наклона кривых коэфициентов шарнирных моментов ($C_ш$) за счет серво-руля происходит, примерно, до 15°, после чего кривые коэфициентов шарнирных моментов с серво-рулями идут эквидистантно кривым коэфициентов шарнирных моментов без серво-рулей.

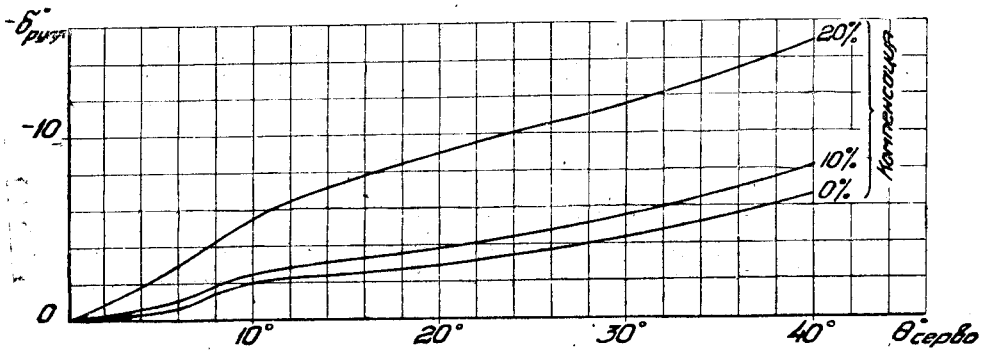


Фиг. 42. Диаграмма C_y по $\delta_р$ при различных углах α стабилизатора для оперения № 12 с серво-рулем при

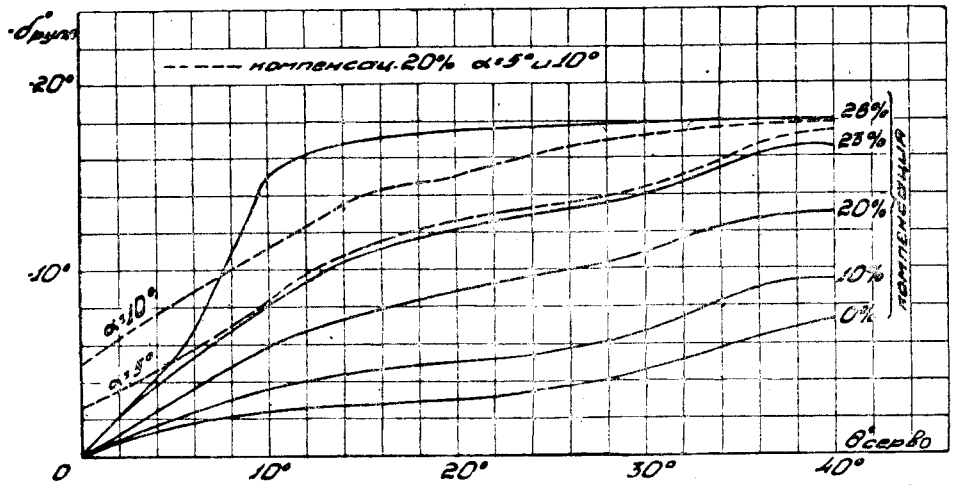
$$K = \frac{\theta_{с.-р}}{\delta_р} = 1$$

Особенно хорошо это видно на балансировочных кривых отклонения главного руля по отклонению серво-руля. Эти кривые мы получали одновременно с кривыми $C_ш = f(\delta_р)$ при проведении экспериментов на шарнирные моменты. Метод получения их заключался в следующем. Для данного угла атаки $\alpha°$ и заданного отклонения $\theta°$ серво-руля замерялся в потоке угол отклонения $\delta°$ руля, при котором момент от аэродинамических сил, действующих на систему, состоящую из руля и серво-руля равнялся нулю. Меняя угол $\theta°_{с.-р}$ отклонения серво-руля от 0 до 40°, мы, таким образом, получали балансировочную кривую $\delta_р = f(\theta°_{с.-р})$ для данного $\alpha°$ угла атаки. Такие кривые нами были получены для всех шести случаев серво-рулей при различной степени осевой компенсации, т. е. каждой кривой $C_ш = f(\delta_р)$ из диаграммы фиг. 33—38 соответствует своя балансировочная кривая $\delta_р = f(\theta_{с.-р})$. Эти балансировочные кривые представлены в виде сводных диаграмм на фиг. 43—48.

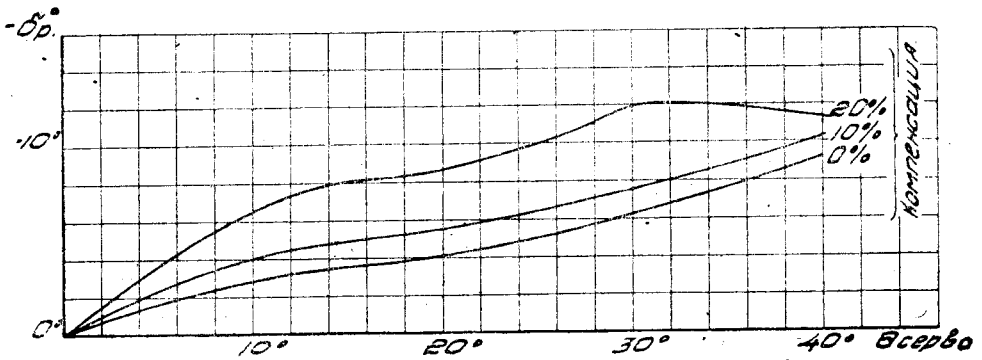
Как легко заметить из рассмотрения всех диаграмм, серво-рули эффективны только на сравнительно небольшом участке отклонения серво-



Фиг. 43. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 5% серво-рулем типа закрылка и различной осевой компенсацией



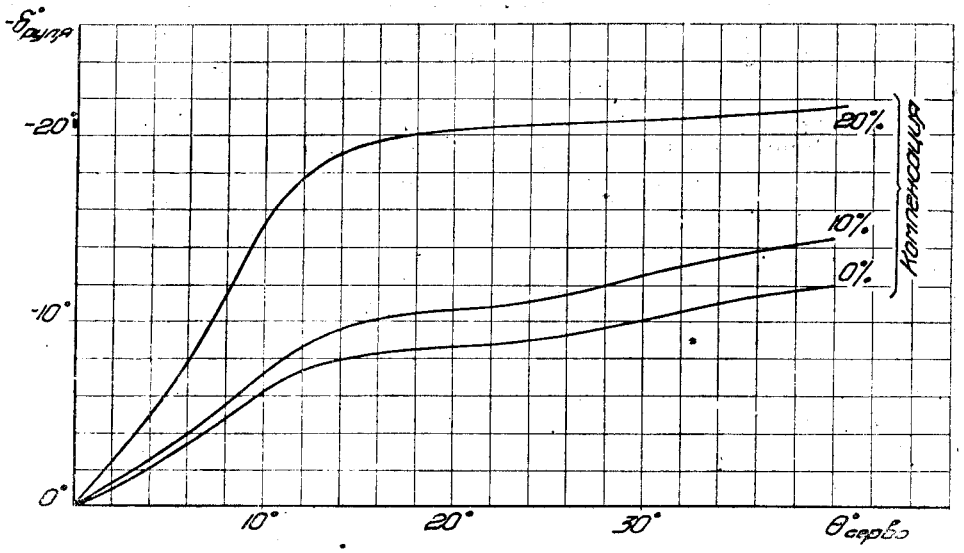
Фиг. 44. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 6% серво-рулем типа закрылка и различной осевой компенсацией



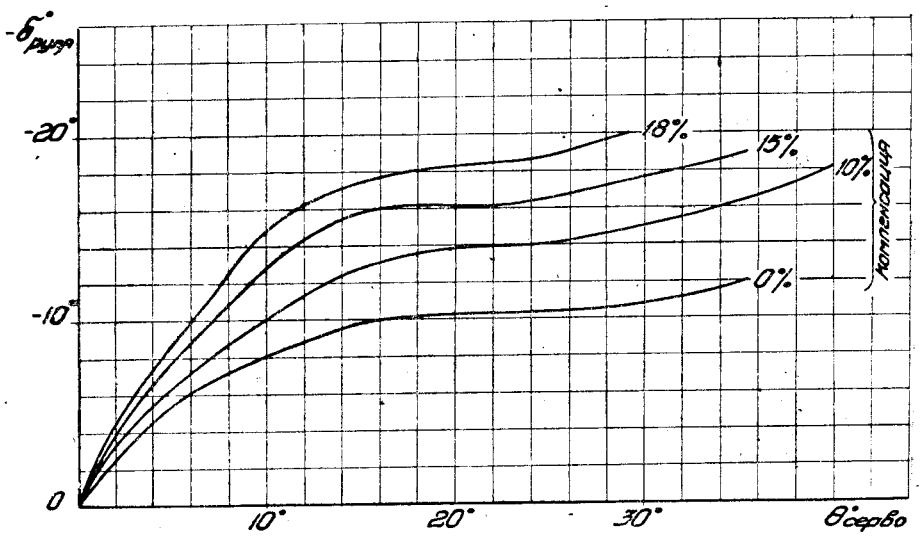
Фиг. 45. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 7,5% серво-рулем типа закрылка и различной осевой компенсацией

руля на 10—15°, после чего при дальнейшем отклонении серво-руля кривые $\delta_p = f(\theta_{с.-р})$ идут с очень небольшим наклоном, одинаковым для всех серво-рулей независимо от их размеров, тогда как в пределах эф-

фективности серво-рулей наклон балансировочных кривых возрастает почти пропорционально увеличению площади серво-руля. Величина $\frac{\partial\delta}{\partial\theta}$ характеризует собой чувствительность главных рулей к отклонению серво-рулей. При наличии осевой компенсации чувствительность главных рулей



Фиг. 46. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 10,75% серво-рулем типа закрылка и различной осевой компенсацией



Фиг. 47. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 13% серво-рулем типа закрылка и различной осевой компенсацией

возрастает, особенно резко вблизи предела осевой компенсации, т. е. от 20 до 28—30% осевой компенсации. Например, на диаграмме фиг. 44, где даны балансировочные кривые для 6% серво-руля, при изменении компенсации на 3% от 20 до 23% получается такое же увеличение $\frac{\partial\delta}{\partial\theta}$ как при изменении компенсации на 10% от 10 до 20%.

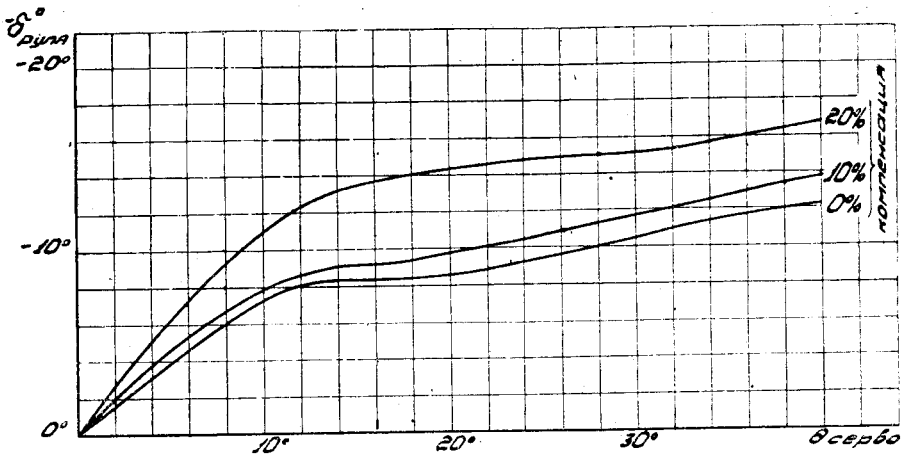
Дальнейшее увеличение компенсации дает еще больший эффект увеличения чувствительности главных рулей, но зато уменьшает диапазон

углов отклонения серво-руля до 10°; при дальнейшем отклонении серво-руля чувствительность резко падает до нуля, т. е. угол отклонения главного руля не увеличивается. Таким образом, осевая компенсация, увеличивая чувствительность главного руля к отклонению серво-руля, уменьшает пределы эффективного отклонения серво-руля с 15 до 10°.

Руководствуясь приведенными замечаниями по поводу балансировочных кривых, всегда можно подобрать в каждом отдельном случае такое значение коэфициента кинематической связи K, которое обеспечивало бы на всем диапазоне отклонения главного руля полное использование всей эффективности серво-руля.

Можно принять за предельное допустимое отклонение серво-руля 15°. Значение же δ_{max} определится из расчета продольной статической устойчивости и управляемости, как предельное отклонение руля, необходимое для посадки. Таким образом, величина коэфициента кинематической связи K определится из следующей формулы:

$$K = \frac{15}{\delta_{p\,max}}. \tag{37}$$

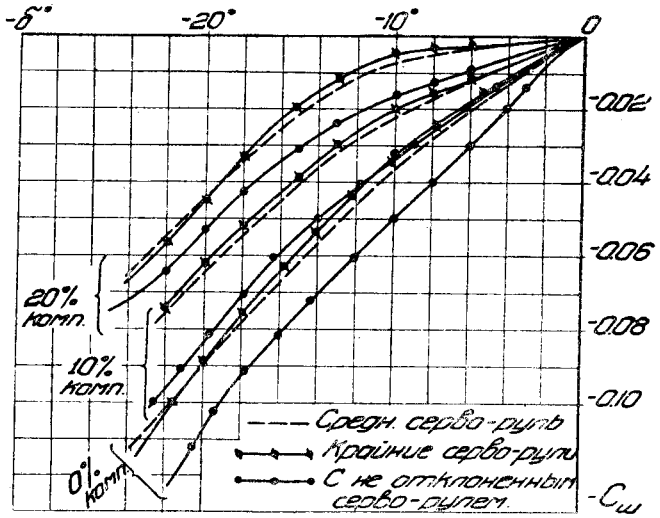


Фиг. 48. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 16% серво-рулем типа закрылка и различной осевой компенсацией

Величина K определится из формулы (37) как предельная. Больше этого значения величину K брать нельзя, так как в этом случае серво-руль исчерпает свою эффективность раньше, чем главный руль будет отклонен до своего предельного положения. Меньшее значение, чем то, которое получается из формулы (37) для величины K брать невыгодно, так как это даст большую потерю эффективности главного руля.

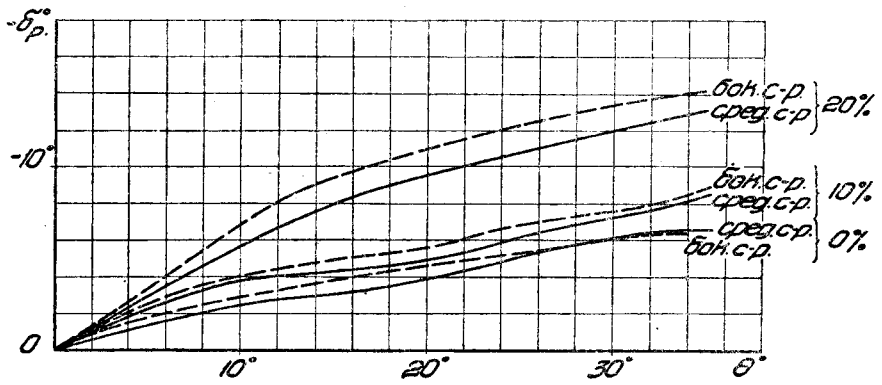
На диаграмме фиг. 49 нанесены кривые коэфициентов шарнирных моментов руля оперения № 9 с врезанным серво-рулем. Из этой диаграммы видно, что серво-руль, помещенный на конце размаха оперения эффективней серво-руля, расположенного посредине размаха, в смысле уменьшения усилий при управлении. Если сравнивать средний серво-руль врезанный с серво-рулем типа закрылка на диаграмме фиг. 34, можно заметить, что серво-руль типа закрылка более эффективен в смысле уменьшения шарнирного момента, чем врезанный серво-руль, что объясняется опять-таки различием в отношении хорды серво-руля и хорде главного руля и учитывается в формуле (33) множителем $\left(1-\frac{t}{b}\right)$, т. е. изменением относительного удлинения серво-руля. $\Delta_2 C_{ш_3}$ полученное из

эксперимента и по формуле (33) для врезанного серво-руля (средний) имеют одинаковое значение, равное 0,017 при $\delta = 10°$. Следовательно, и в смысле наибольшей эффективности компенсации серво-рулей необходимо делать их с возможно большим удлинением. Если не представляется возможным по конструктивным соображениям сделать серво-руль типа



Фиг. 49. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с врезанным серво-рулем и различной осевой компенсацией

закрылка, то желательно для повышения его эффективности использовать „концевой эффект", помещая его на конце размаха оперения, если подобное расположение серво-компенсатора не вызовет сомнений в смысле возникновения вибраций.

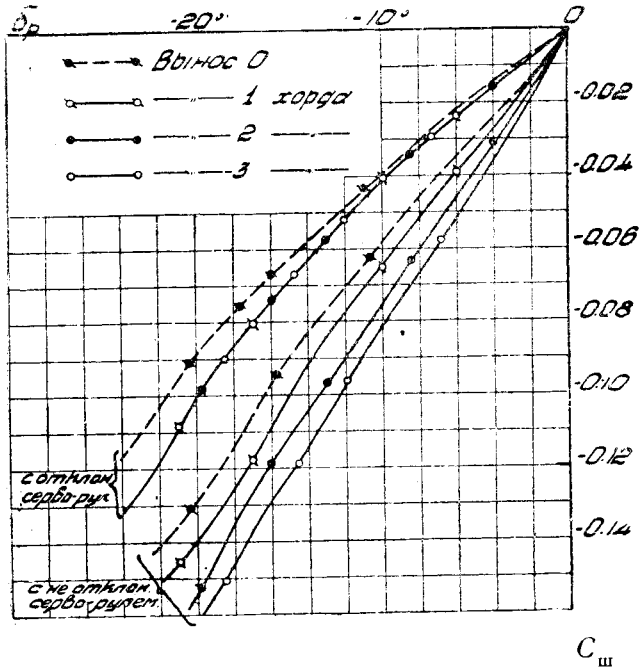


Фиг. 50. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 6% врезанным серво-рулем и различной осевой компенсацией

На диаграмме фиг. 50 нанесены балансировочные кривые $\delta_р = f(\theta_{с.-р})$, серво-рулей врезанного типа. Сравнивая их с кривыми, данными на фиг. 44, т. е. с балансировочными кривыми серво-рулей типа закрылка, можем наблюдать полное соответствие с кривыми шарнирных моментов, т. е. большую эффективность крайних серво-рулей и потерю эффективности врезанных серво-рулей за счет уменьшения относительного удлинения серво-рулей.

На диаграмме фиг. 51 построены кривые коэфициентов шарнирных моментов $C_ш = f(\delta_р)$ без серво-рулей и с вынесенными серво-рулями при

$K=1$. Из диаграммы видно, что коэфициент шарнирных моментов с неотклоненным серво-рулем при увеличении выноса увеличивается. Это объясняется тем обстоятельством, что серво-руль в неотклоненном положении создает дополнительный шарнирный момент к моменту главного руля; при увеличении выноса увеличивается плечо серво-руля относительно оси главного руля и, следовательно, вредный дополнительный шарнирный момент за счет неотклоненного серво-руля возрастает. При отклонении серво-руля эффективность компенсации также возрастает с увеличением выноса и как-раз настолько, насколько возрос вредный шарнирный момент за счет неотклоненного серво-руля и, следовательно, окончательный коэфициент шарнирного момента получится одинаковым как в случае применения вынесенных, так и врезанных серво-рулей.

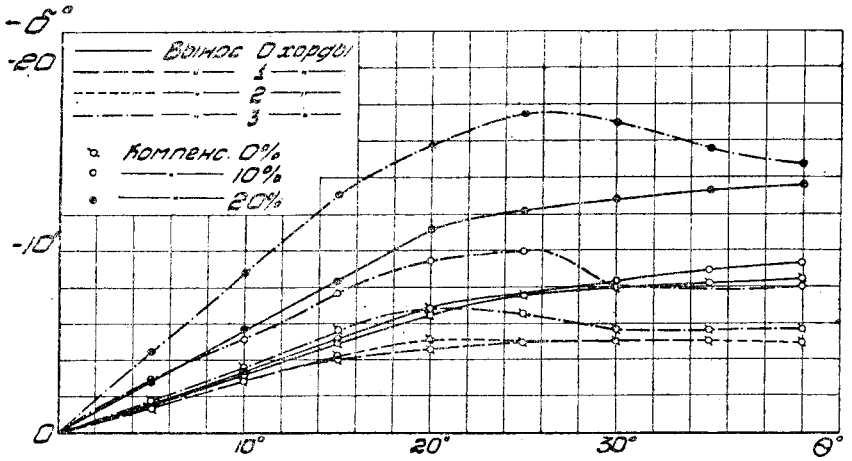


Фиг. 51. Сводная диаграмма кривых $C_ш$ с 6% вынесенным серво-рулем с различными выносами

Таким образом, с точки зрения эффективности компенсации серво-рулей, т. е. уменьшения шарнирных моментов совершенно безразлично, какой сделать вынос; для одного и того же серво-руля и одного и того же значения величины K при любом выносе имеем одно и то же значение $C_ш$. Следовательно, величина $C_ш$ для вынесенных серво-компенсаторов от выноса не зависит.

Если сравнить диаграмму фиг. 51 с диаграммой фиг. 49 и 34, где даны кривые $C_ш = f(\delta_р)$ с врезанными серво-рулями и типа закрылка, то можно видеть, что наклон кривых $C_ш = f(\delta_р)$ с серво-рулями всех трех типов очень близок и имеет значение для $\frac{\partial C_ш}{\partial \delta}$ в среднем 0,004 — несколько меньше для врезанного серво-руля и типа закрылка и несколько большее для вынесенного серво-руля. Следовательно, вынесенные серво-рули, употребляемые в качестве компенсаторов, имеют перед серво-рулями первых двух типов то преимущество, что они остаются эффективными до большего угла их отклонения.

На диаграмме фиг. 52 построены балансировочные кривые для вынесенного серво-руля. Величина $\frac{\partial\delta}{\partial\theta}$, т. е. чувствительность главных рулей к отклонению серво-рулей, с увеличением выноса серво-рулей сначала падает, а затем несколько повышается. Например, при выносе в 1—2 хорды, величина $\frac{\partial\delta}{\partial\theta}$ серво-рулей меньше, чем в случае нулевого выноса и в случае серво-руля типа закрылка и врезанного при выносе равном трем хордам величина $\frac{\partial\delta}{\partial\theta}$ несколько увеличивается при малых значениях $\theta_{с.-р}$, а



Фиг. 52. Сводная диаграмма балансировочных кривых с 6% вынесенным серво-рулем при различных выносах и осевой компенсацией.

затем снова падает. Диапазон углов, на котором сохраняется эффективность серво-руля в случае вынесенного серво-руля возрастает по сравнению с другими типами серво-рулей и становится равным в среднем 20—25°. То же самое явление можно было наблюдать и на диаграмме фиг. 51, где даны кривые коэфициентов шарнирных моментов ($C_ш$) вынесенных серво-рулей.

7. Заключение

При решении ряда вопросов устойчивости и управляемости самолетов возникает необходимость знания характеристик оперений современных употребляемых на практике типов. Из этих характеристик на первом месте стоят эффективность и шарнирный момент рулей. Как показано в настоящей работе, существует возможность определить эти характеристики по полученным формулам с точностью, достаточной для целей предварительного расчета. Эти формулы учитывают ряд основных особенностей оперений. Одной из таких особенностей является наличие вырезов в руле (правда, конструкторы за последние время с полным основанием стараются избегать этих вырезов). Работа дает метод учета роли этих вырезов в изменении характеристики оперения. Кроме того, экспериментальный материал, приведенный в работе, дает возможность оценить также роль и ряда других факторов оперения как, например, форму носика руля.

Общий метод расчета критических центровок самолета (передней и задней) значительно облегчается, благодаря данной работе. В особенности это относится к расчету задней критической центровки, для которой решающим является случай с брошенным управлением.

Из всех трех рассмотренных нами типов серво-рулей (типа закрылка, врезанного и вынесенного) при практическом применении их в качестве компенсаторов наиболее целесообразными являются врезанные серво-рули, так как этот тип серво-рулей особенно легко и просто увязывается конструктивно с обычными формами рулей горизонтального и вертикального оперений.

С точки зрения наибольшей „эффективности компенсации" и меньшей потери эффективности главного руля необходимо серво-рулям давать большее удлинение.

Использование „концевого эффекта" при помещении серво-рулей на концах размаха руля может дать некоторую выгоду в том случае, если подобное их расположение не вызовет никаких сомнений в отношении возникновения вибраций.

Серво-рули вынесенного типа ставить на обычных оперениях нецелесообразно с точки зрения сложности их конструктивного выполнения. На оперениях же, где требуется очень большое отклонение рулей, как, например, у вертикальных оперений бесхвостых самолетов, вынесенные серво-рули будут иметь несомненно все преимущества перед серво-рулями типа закрылка и врезанного типа.

Серво-рули в настоящее время распространяются в основном в форме триммеров. То обстоятельство, что серво-компенсаторы, несмотря на свои явные преимущества перед другими видами компенсации, отходят в некоторых случаях на второй план, объясняется, по нашему мнению, во-первых, тем, что конструкторы стали улучшать устойчивость и управляемость тщательной центровкой и подбором профиля и формы крыла; ясно, что эти меры упростят задачи балансировки и уменьшения усилия на ручке и сделают компенсацию рулей подчас совсем ненужной. Во-вторых, серво-компенсаторы, как показано в настоящей работе, влияют на устойчивость самолета с брошенной ручкой в сторону ее уменьшения и, в-третьих, при отсутствии весовой компенсации руля и неаккуратном выполнении понижают критическую скорость наступления вибраций оперения. Триммер лишен указанных недостатков серво-компенсатора и при соблюдении первого из перечисленных условий (тщательная центровка) разрешает задачу.

Однако, есть область, где серво-компенсаторы сохраняют свою роль полностью. Это относится к самолетам большого тоннажа в том случае, если мы не применяем для целей управления серво-моторов электрических, пневматических и т. п.

По мере повышения тоннажа (до определенного предела) роль серво-компенсаторов будет расти и при полной весовой компенсации руля они будут представлять одно из удобнейших и эффективнейших средств уменьшения усилий, действующих на ручку управления. В связи с этим нужно поставить систематические исследования серво-компенсаторов на самолете, так как такого рода материалы практически отсутствуют.

Summary

A method is developed allowing to make a preliminary calculation of the longitudinal stability characteristics of an aeroplane with hands off using the available experimental data. The data reported herein allow also to select the control surfaces by means of calculating the statical stability of the aeroplane with fixed controls.

A systematical interpretation of a large amount of wind tunnel data for model tail surfaces showed the possibility to obtain formulae accounting for the principle characteristics of control surfaces such as the lift coefficeint (C_y), the moment coefficient (C_m), $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$; $\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$; $\frac{\partial C_{\text{ш}}}{\partial \alpha}$ and $\frac{\partial C_{\text{ш}}}{\partial \delta}$ with a degree of accuracy which may be determined in each separate case. It is shown, that the effect of cut-outs on the trailing edge of control surfaces may be also accounted for with a sufficient degree of accuracy.

The investigation of model trimming and balance tabs allowed to obtain more precise aerodynamical characteristics of these elements of aeroplane structure. The results of this comparative study show the relative merits and defects of different types of tabs.

In addition charts are given containing the aerodynamical characteritics of the control surfaces as obtained from wind tunnel tests.

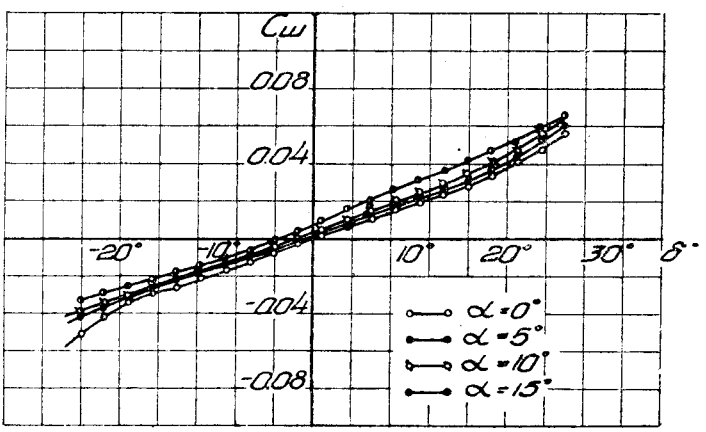
АТЛАС ХАРАКТЕРИСТИК

C_y C_x $C_ш$

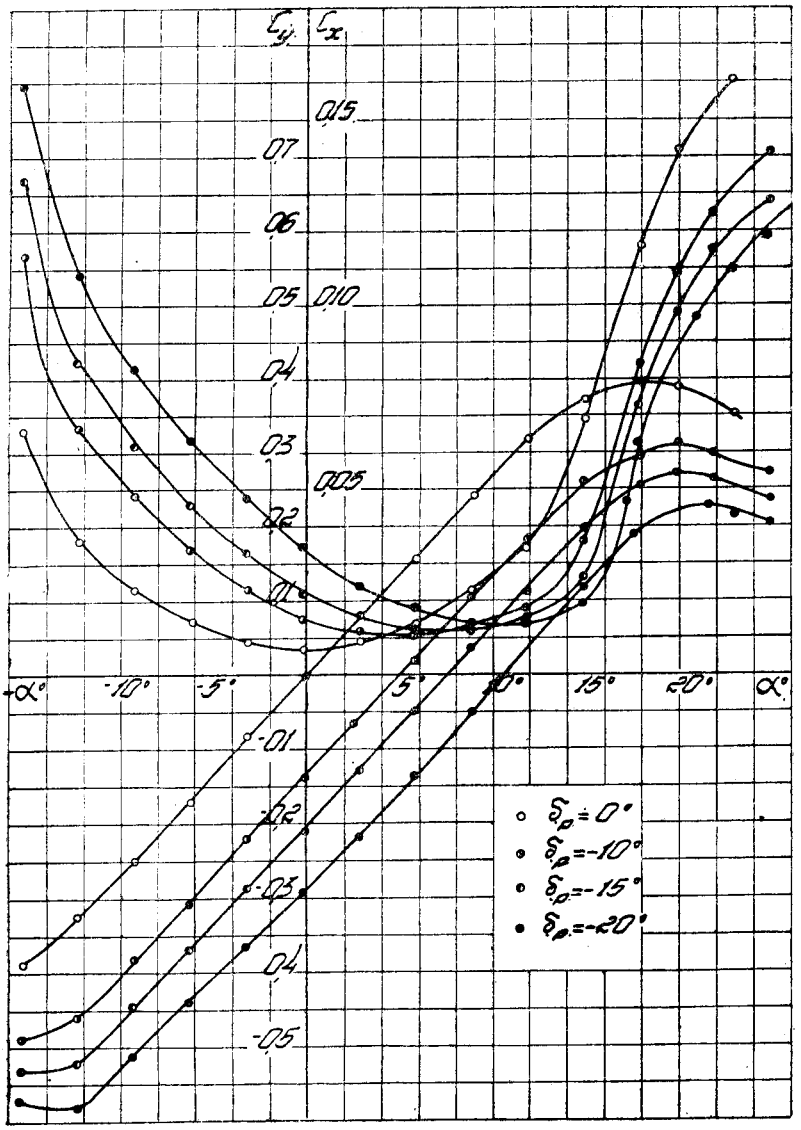
ИСПЫТАННЫХ ОПЕРЕНИЙ

(профили и формы см. стр. 12—14)

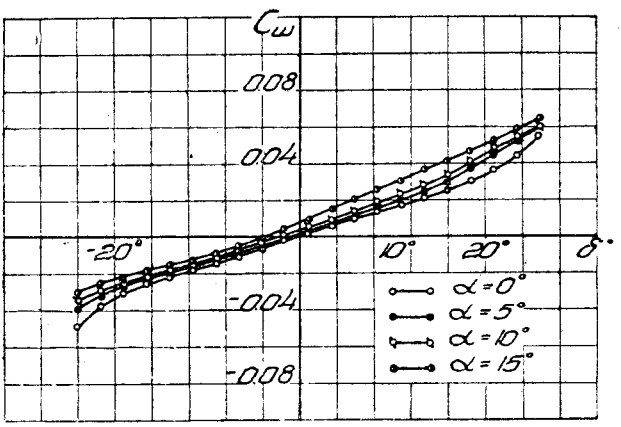
Фиг. 1. Оперение № 1



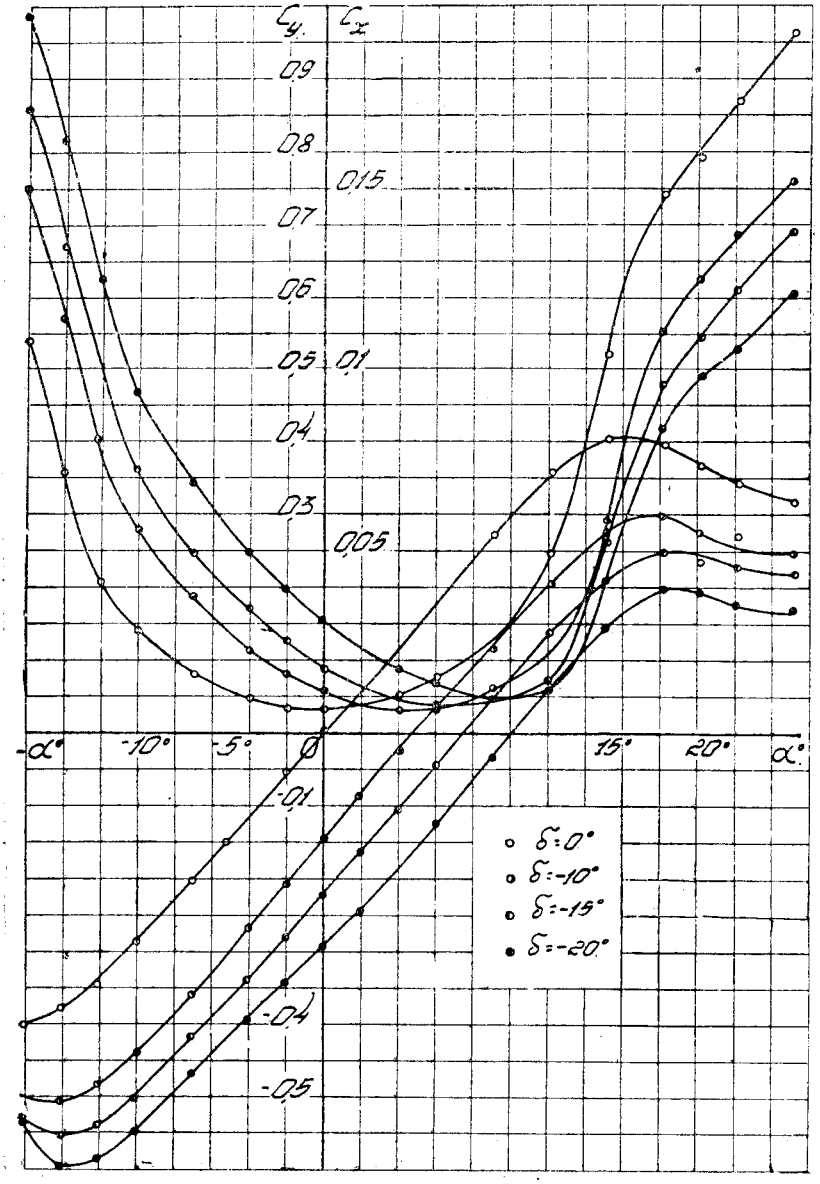
Фиг. 2. Оперение № 1



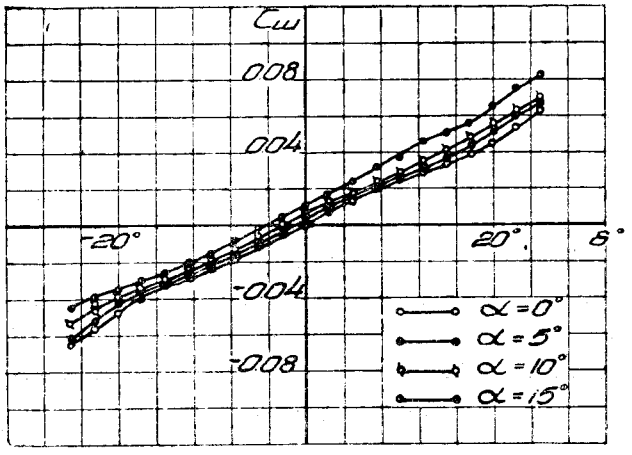
Фиг. 3. Оперение № 1а



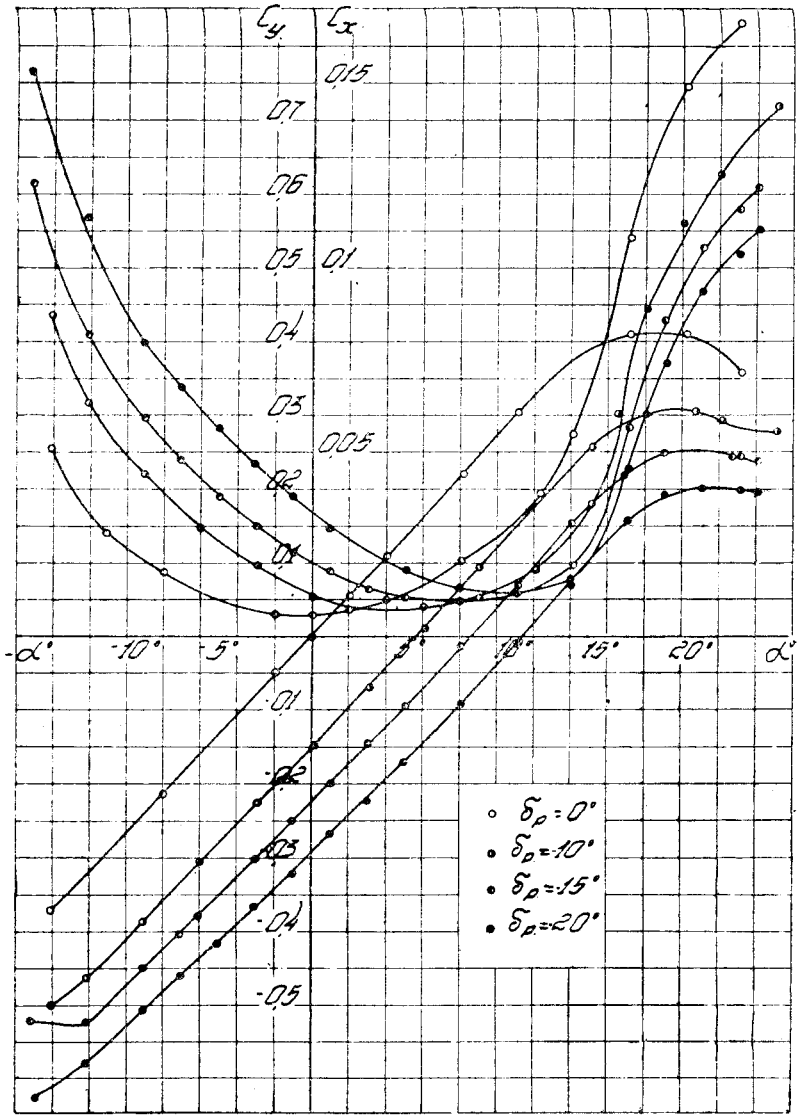
Фиг. 4. Оперение № 1а



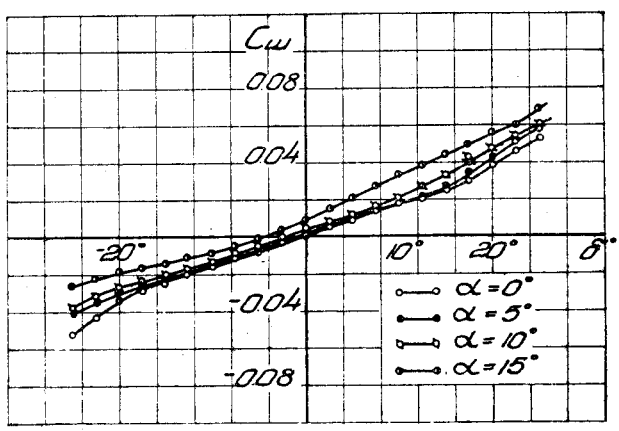
Фиг. 5. Оперение № 2



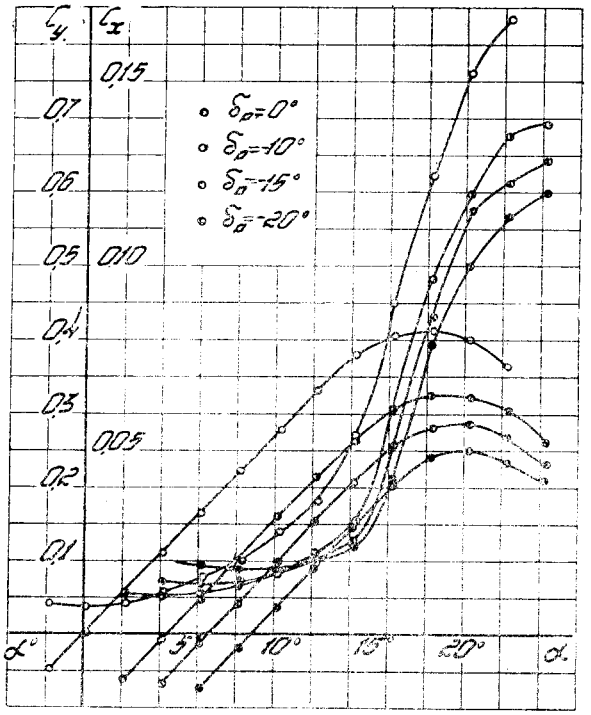
Фиг. 6. Оперение № 2



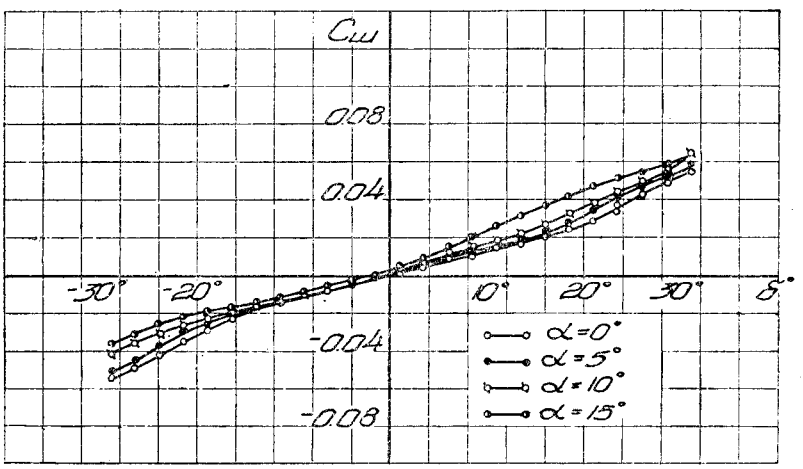
Фиг. 7. Оперение № 2а



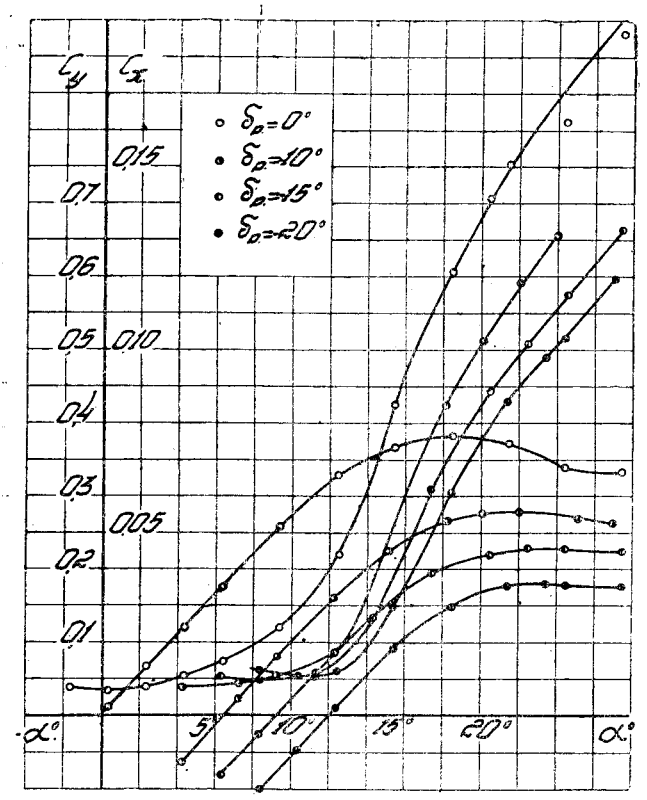
Фиг. 8. Оперение № 2а



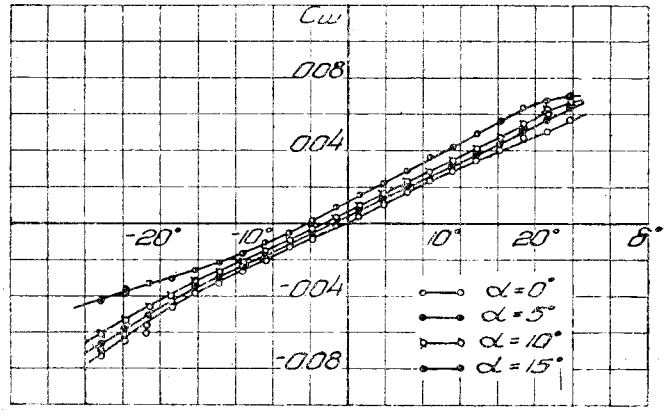
Фиг. 9. Оперение № 2в



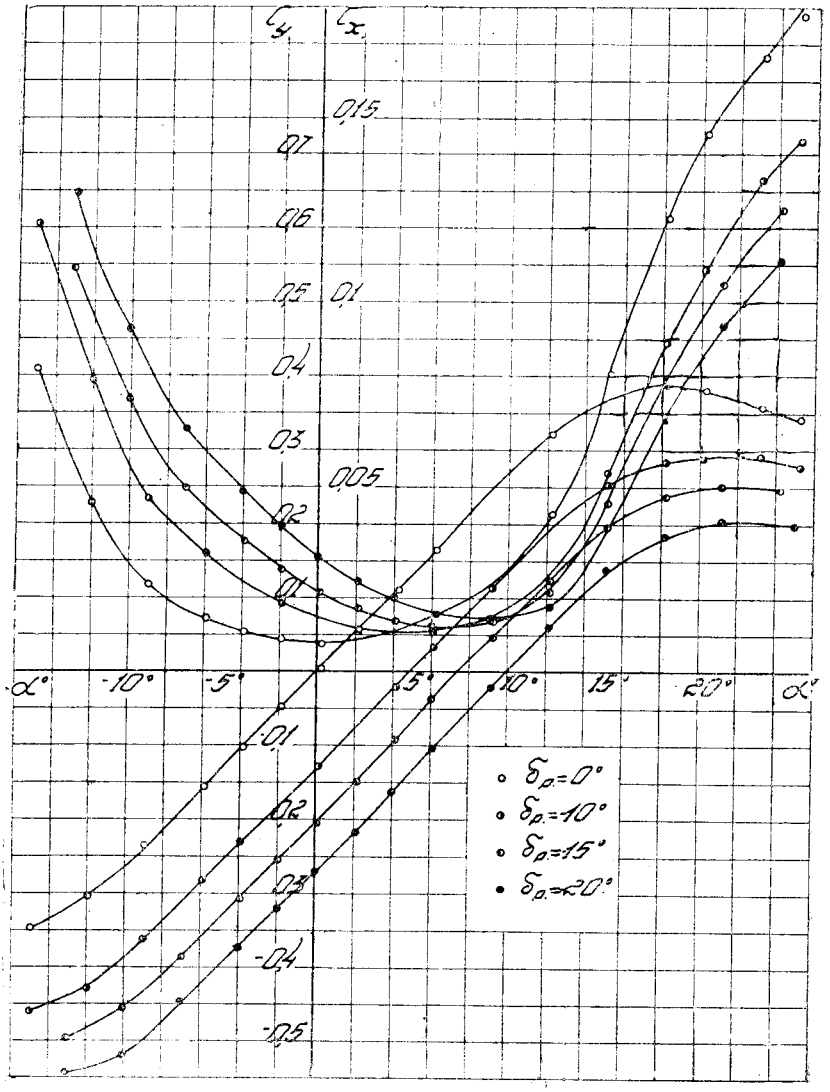
Фиг. 10. Оперение № 2в



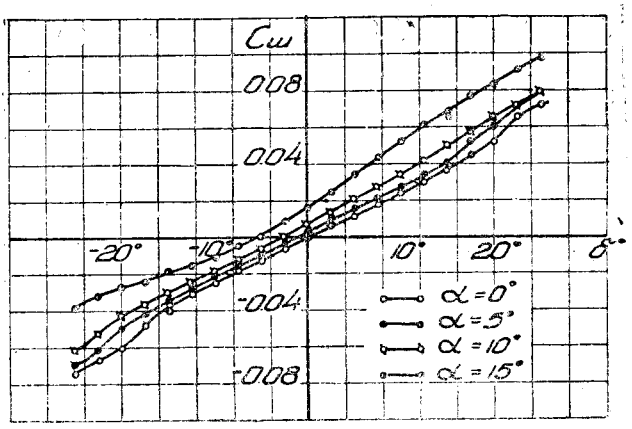
Фиг. 11. Оперение № 3



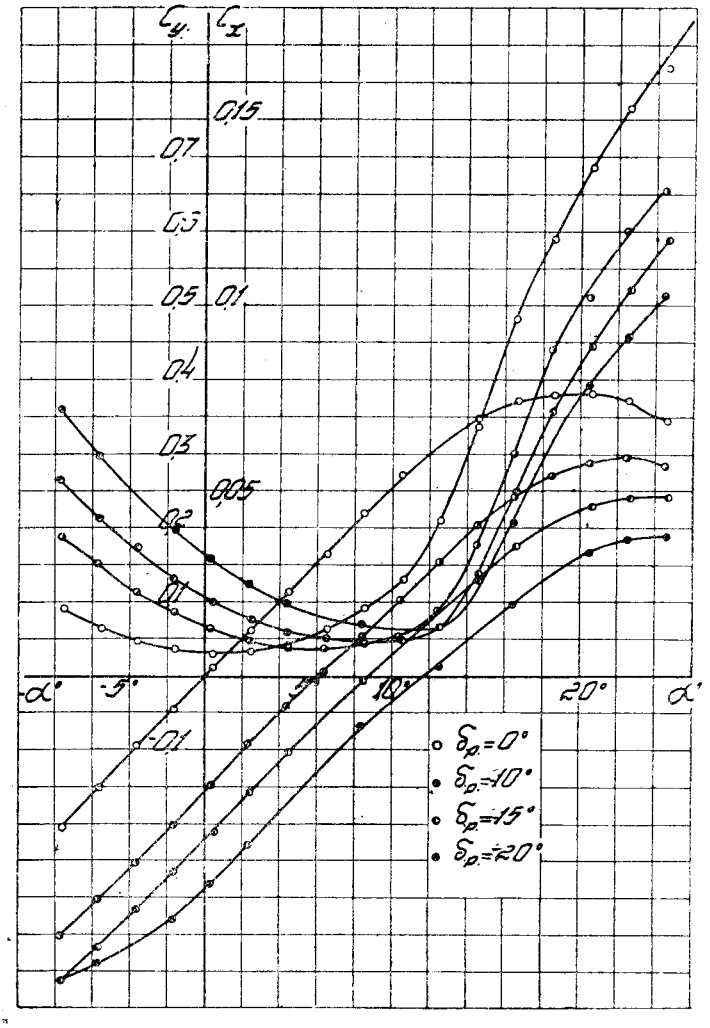
Фиг. 12. Оперение № 3



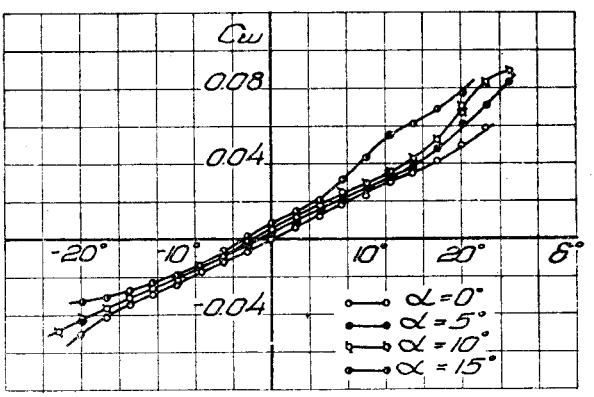
Фиг. 13. Оперение № 3а



Фиг. 14 Оперение № 3а.

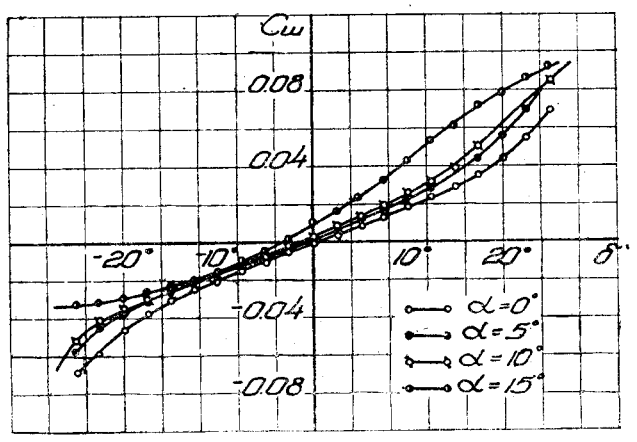


Фиг. 15. Оперение № 4

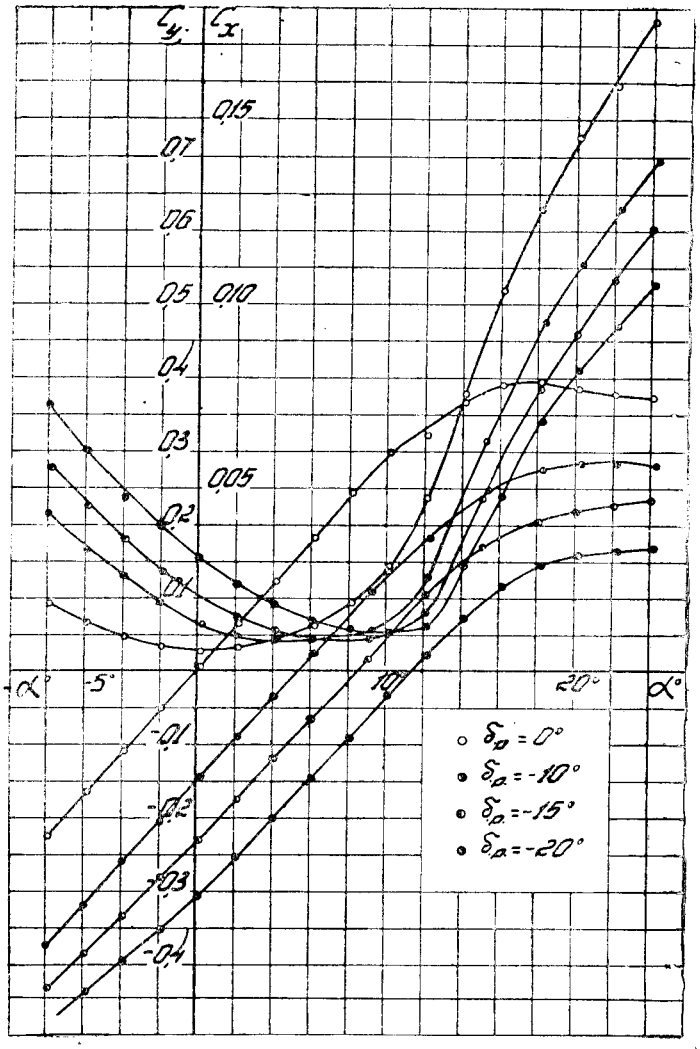


Фиг. 16. Оперение № 4

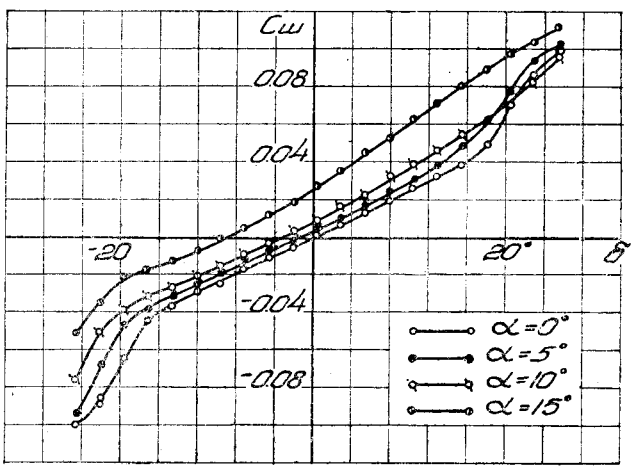
Фиг. 17. Оперение № 4а



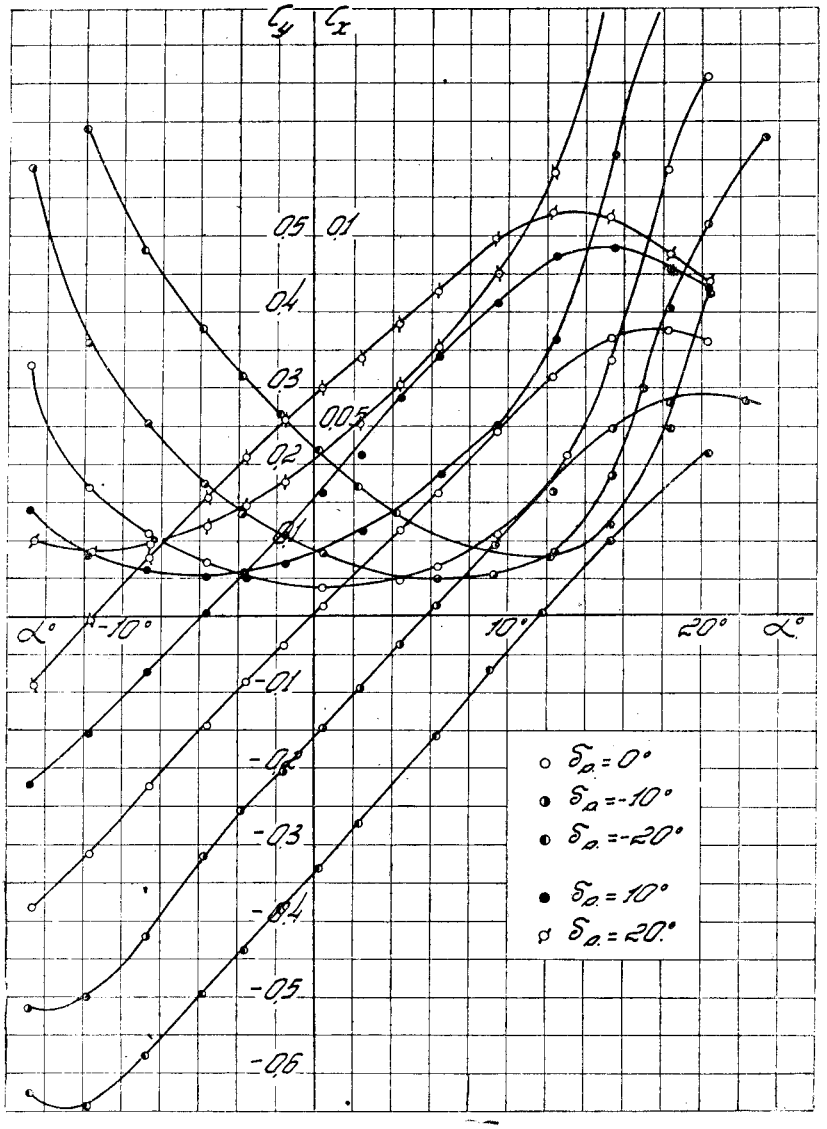
Фиг. 18. Оперение № 4а



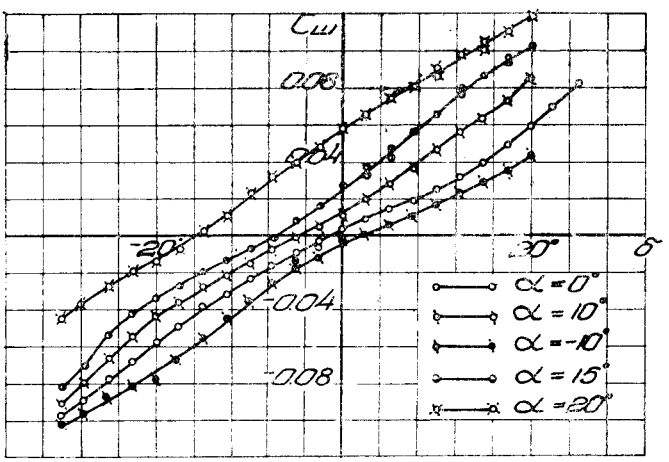
Фиг. 19. Оперение № 5



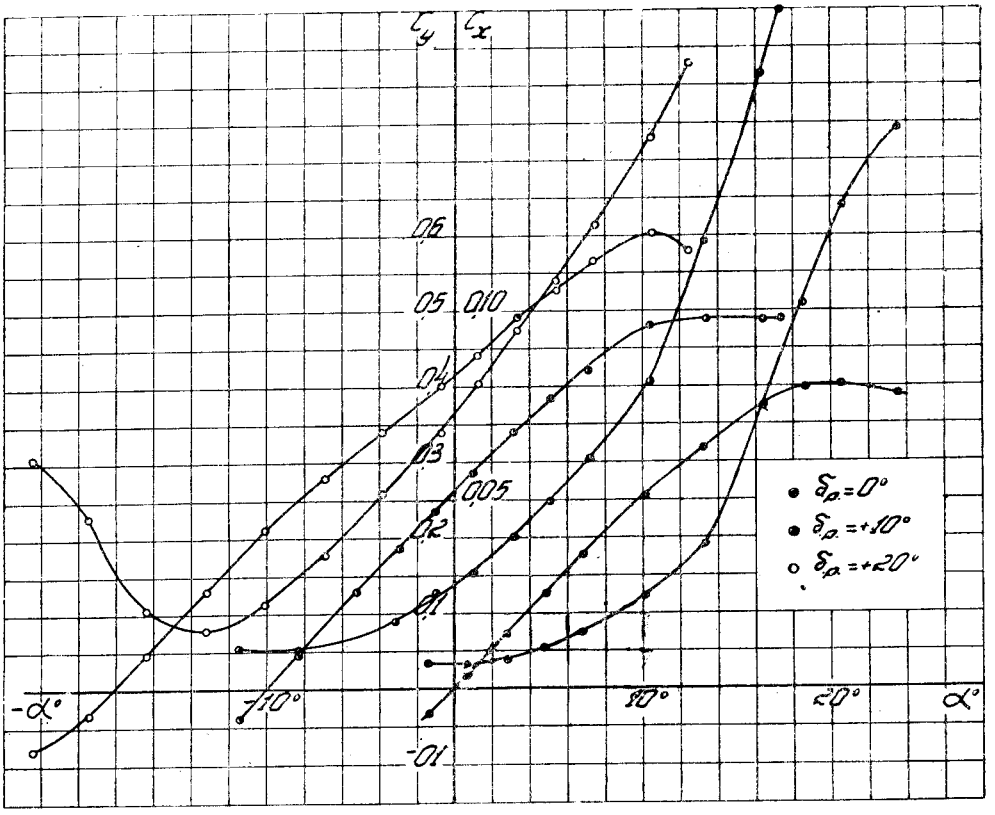
Фиг. 20. Оперение № 5



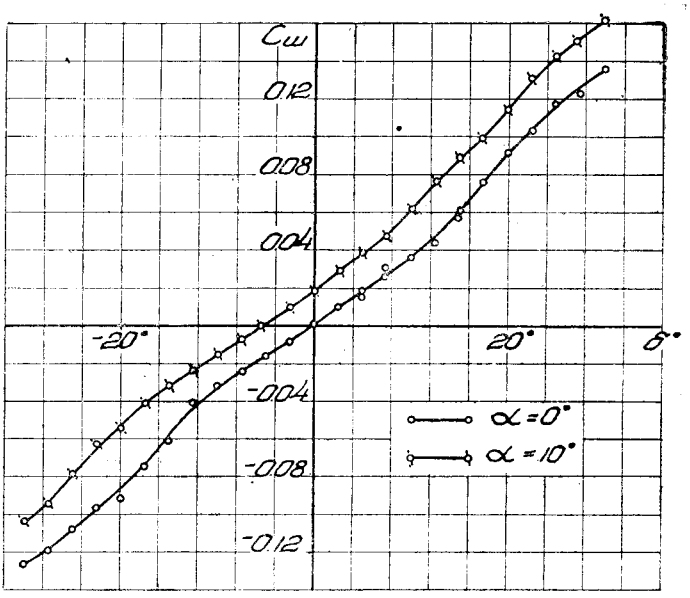
Фиг. 21. Оперение № 6



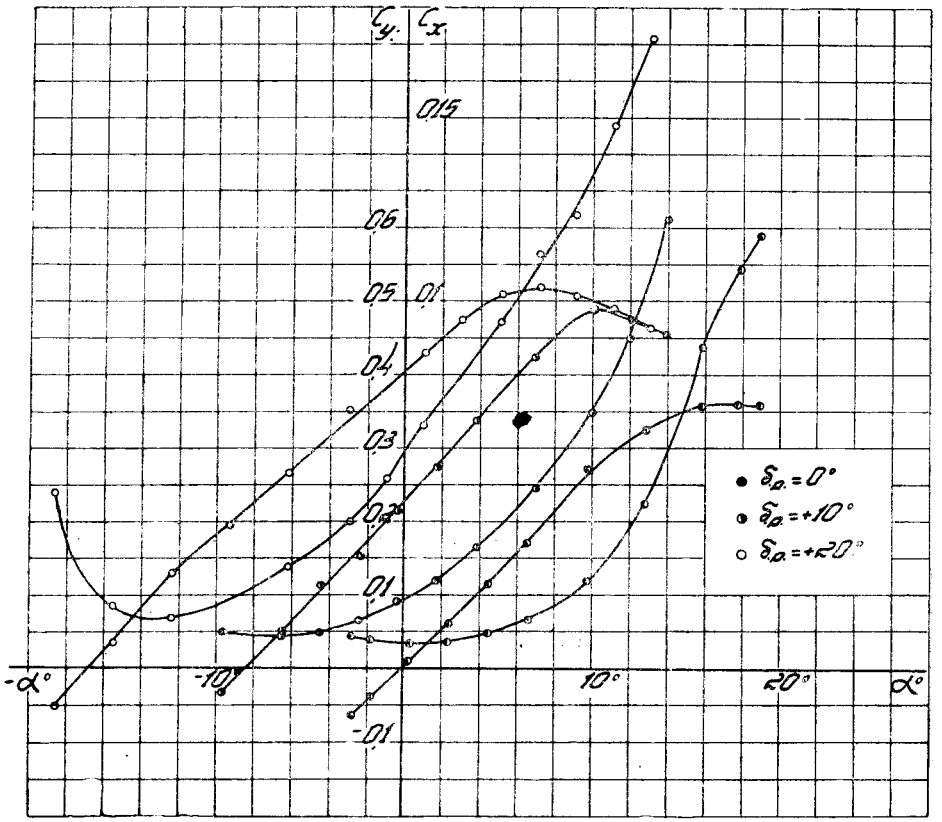
Фиг. 22. Оперение № 6



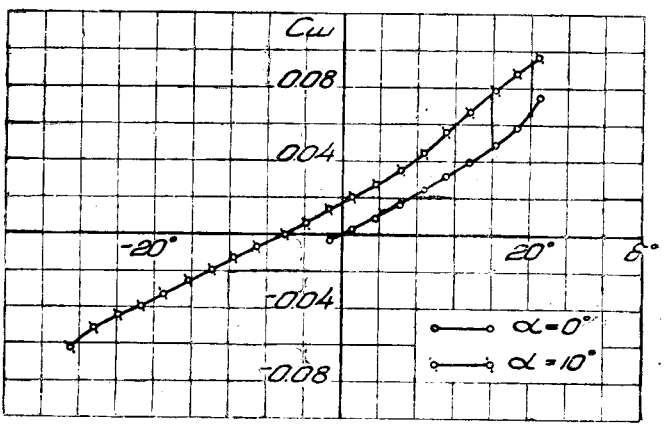
Фиг. 23. Оперение № 7



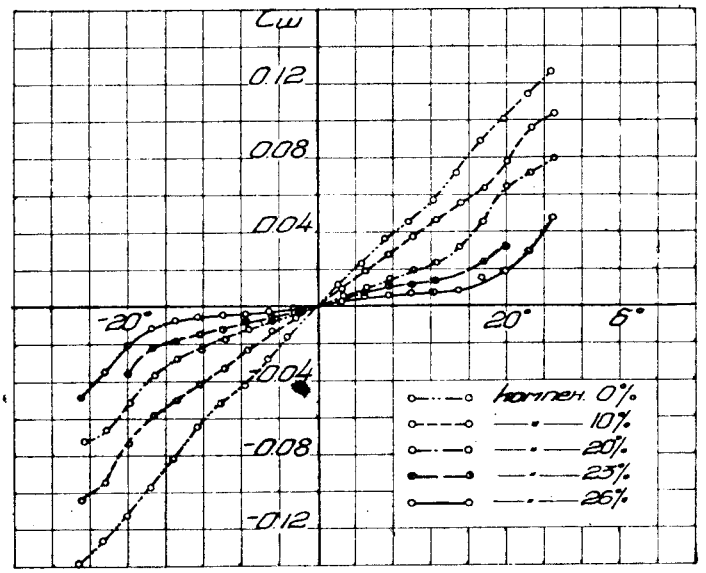
Фиг. 24. Оперение № 7



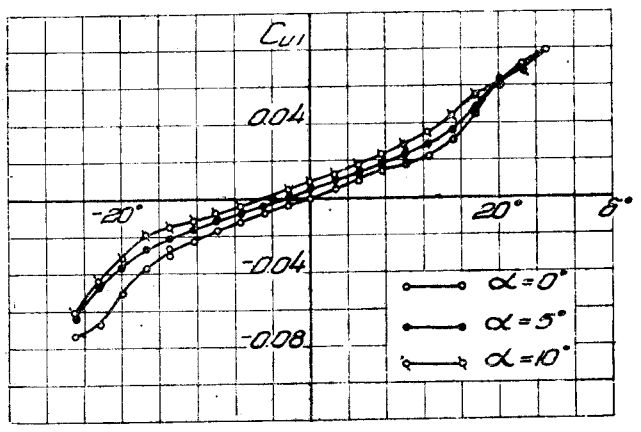
Фиг. 25. Оперение № 7а



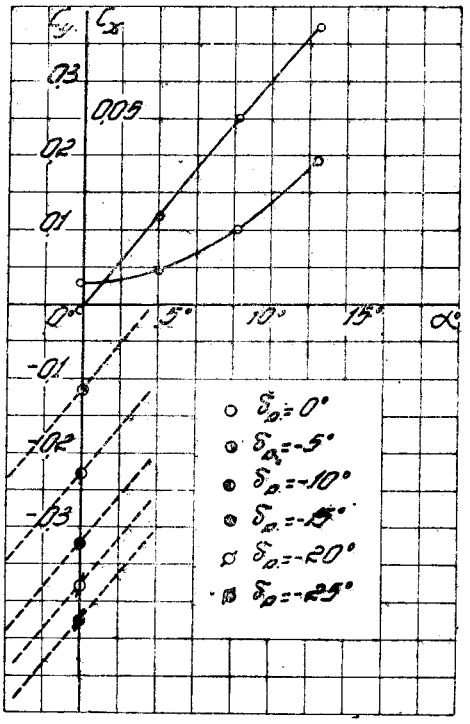
Фиг. 26. Оперение № 7а



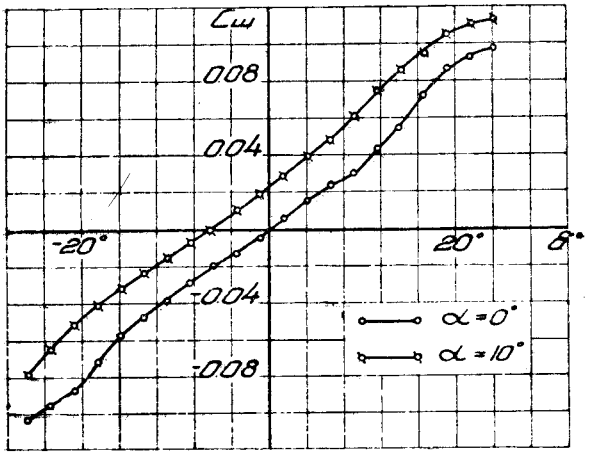
Фиг. 27. Оперение № 9



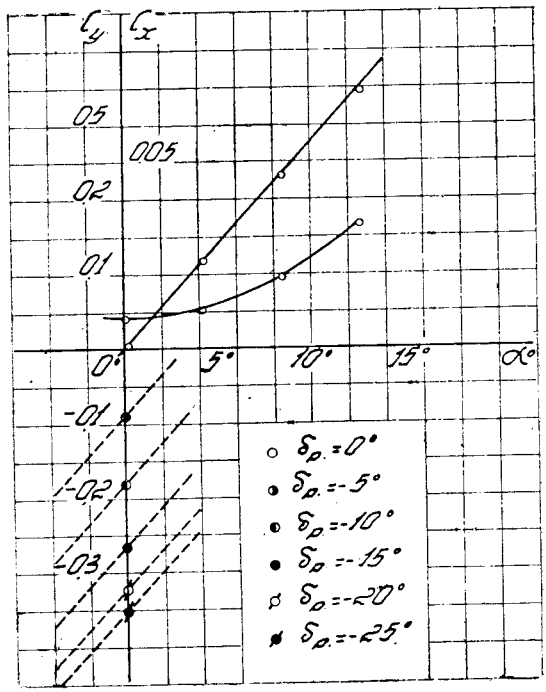
Фиг. 28. Оперение № 9



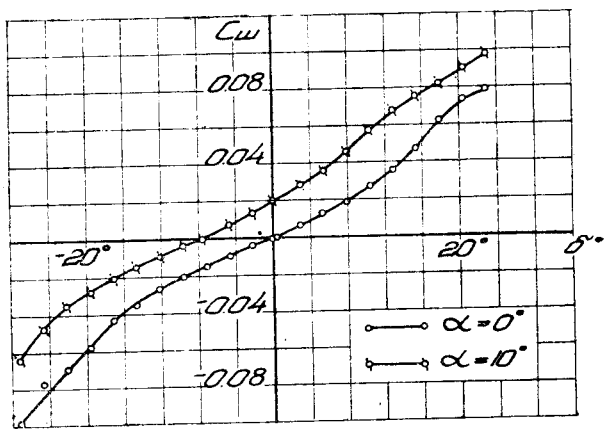
Фиг. 29. Оперение № 11



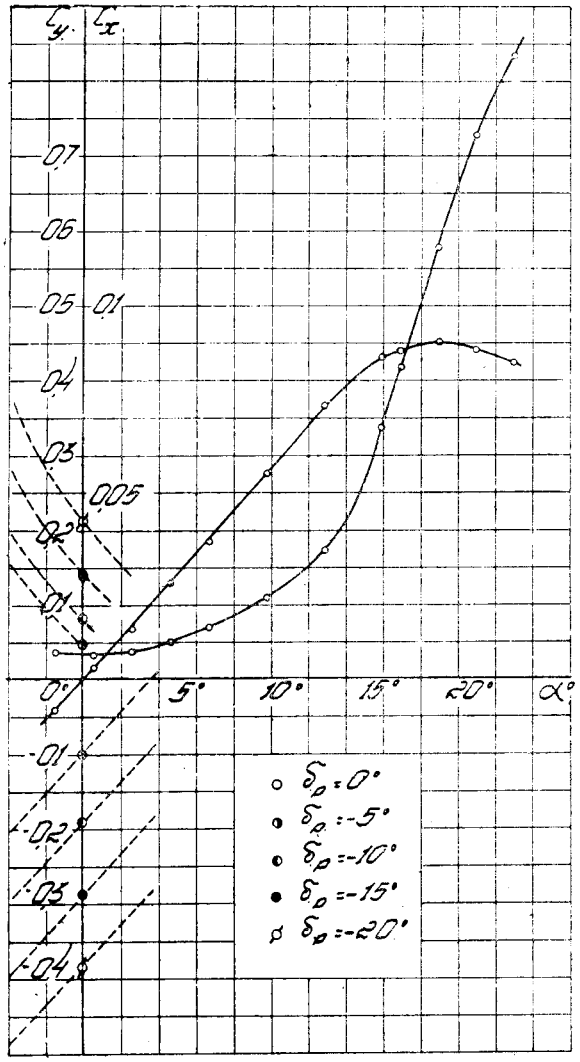
Фиг. 30. Оперение № 11



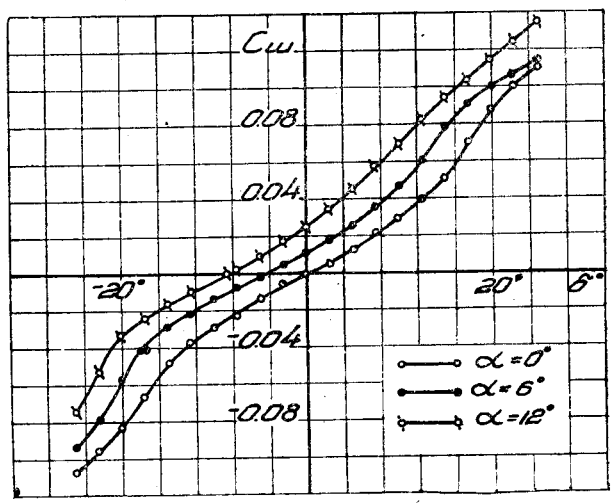
Фиг. 31. Оперение № 11а



Фиг. 32. Оперение № 11а

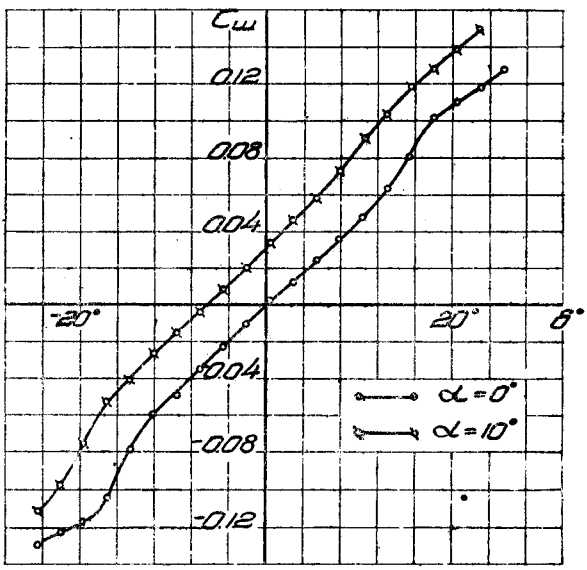


Фиг. 33. Оперение № 12

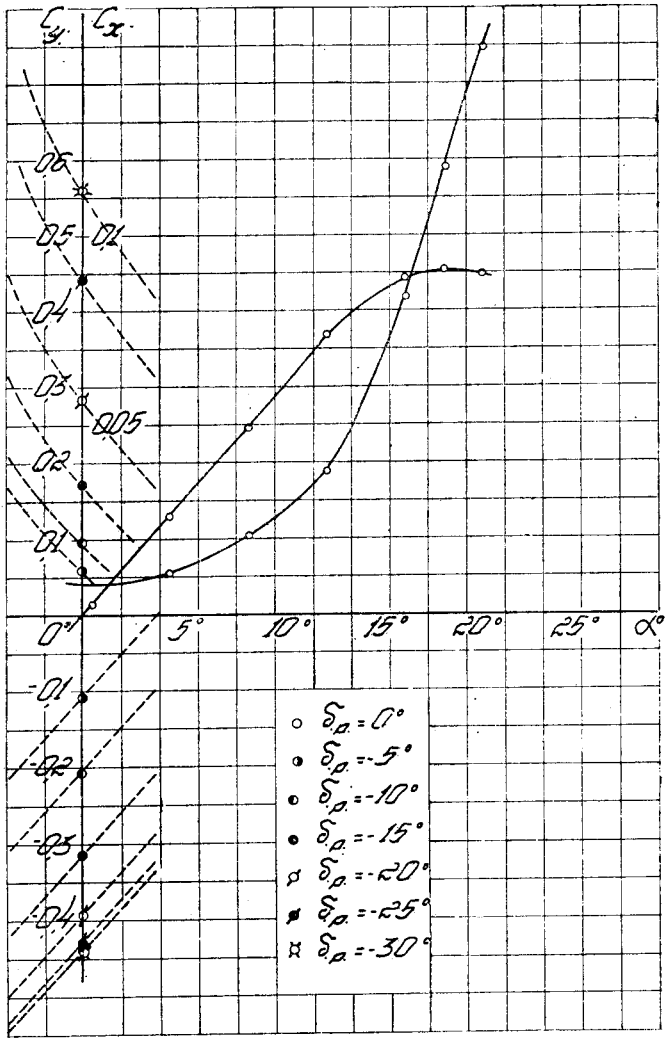


Фиг. 34. Оперение № 12

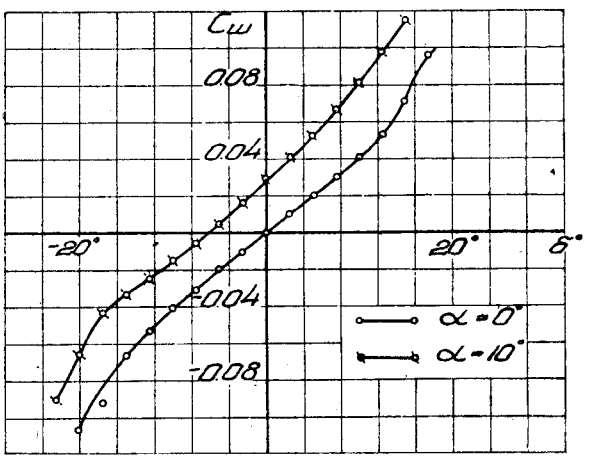
Фиг. 35. Оперение № 13



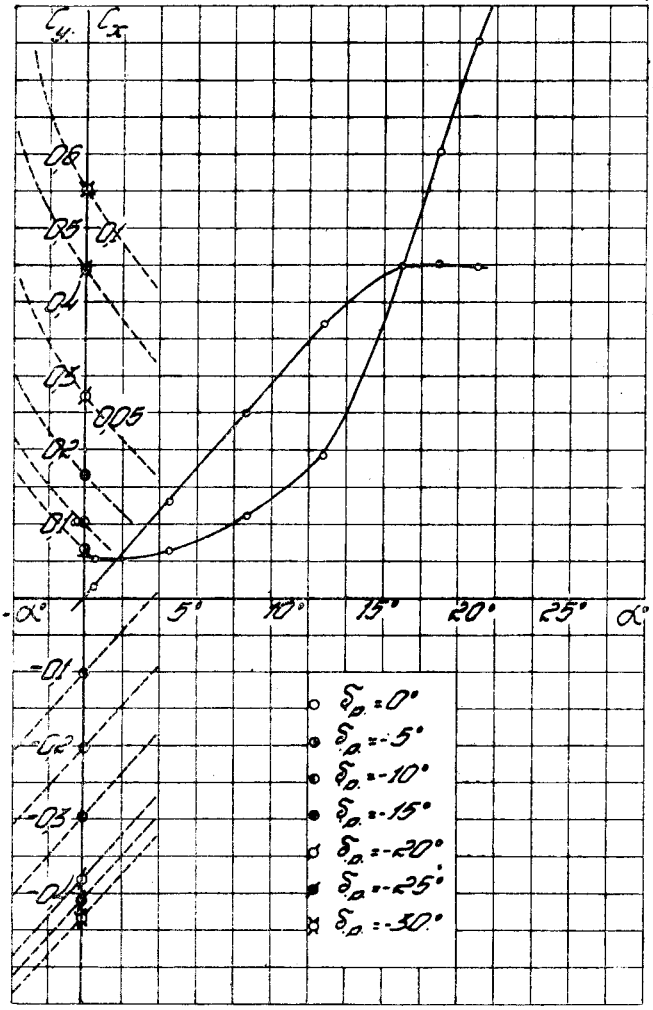
Фиг. 36. Оперение № 13



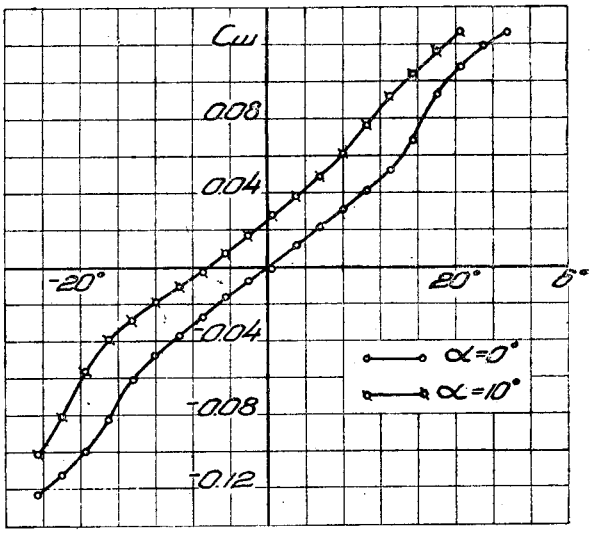
Фиг. 37. Оперение № 13а



Фиг. 38. Оперение № 13а

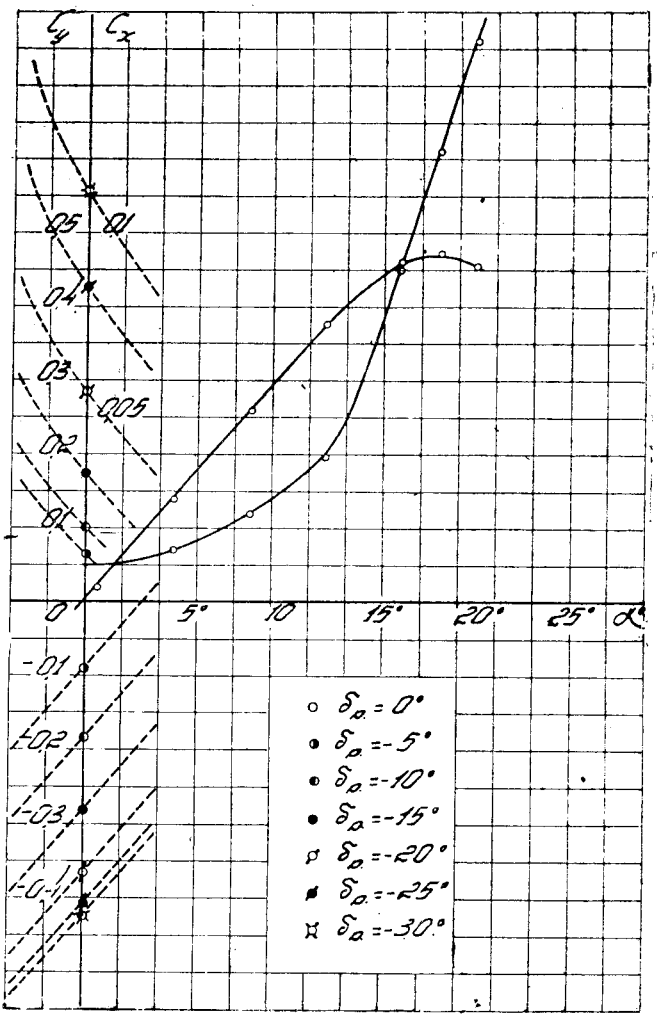


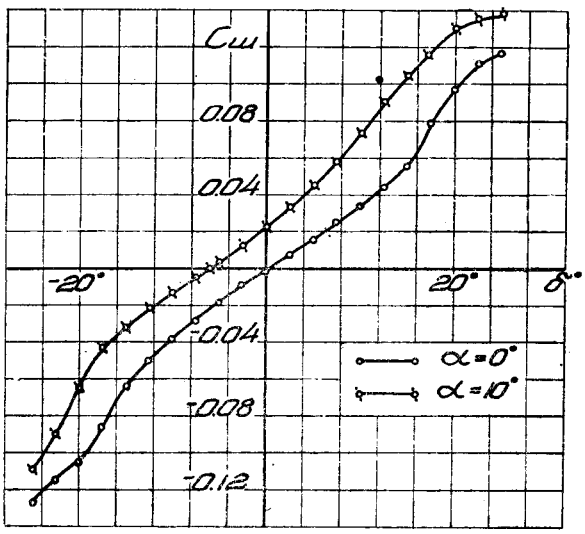
Фиг. 39. Оперение № 13b



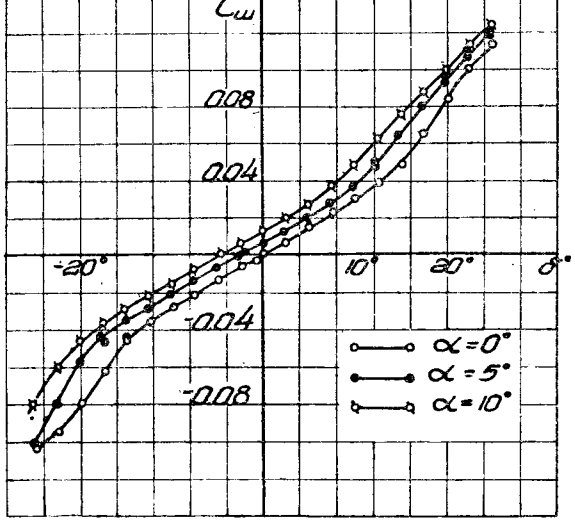
Фиг. 40. Оперение № 13b

Фиг. 41. Оперение № 13с

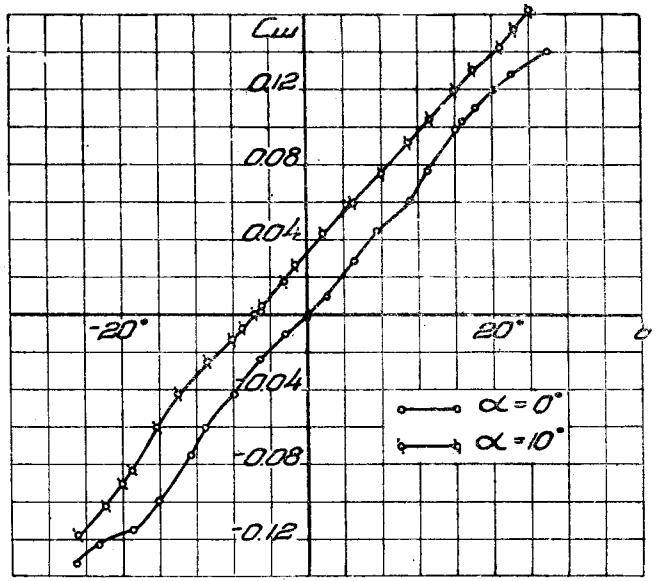


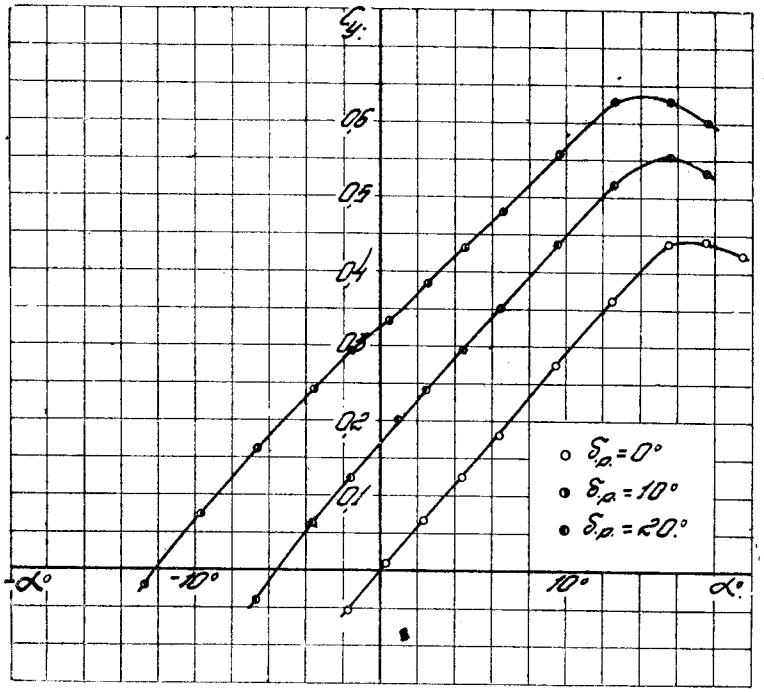


Фиг. 42. Оперение № 13с

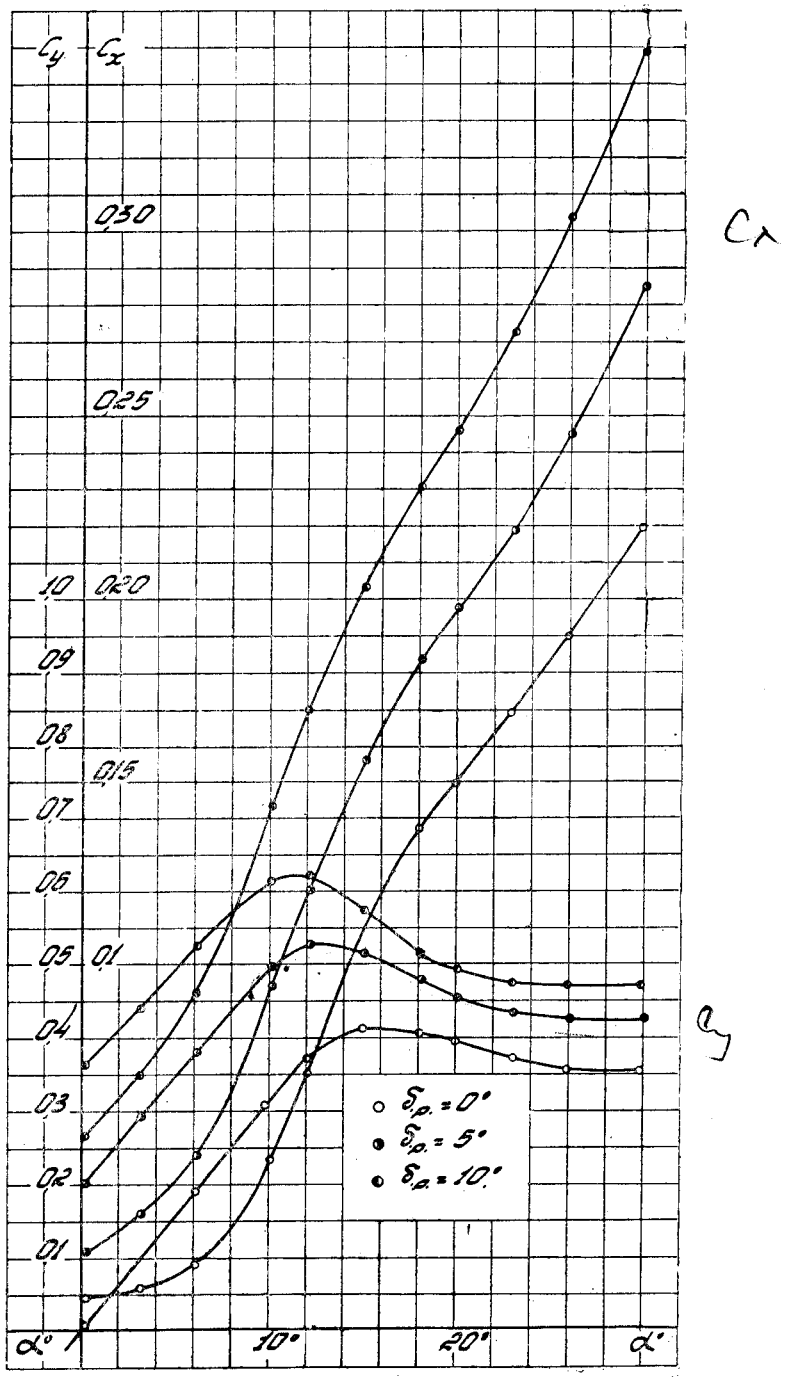


Фиг. 44. Оперение № 14



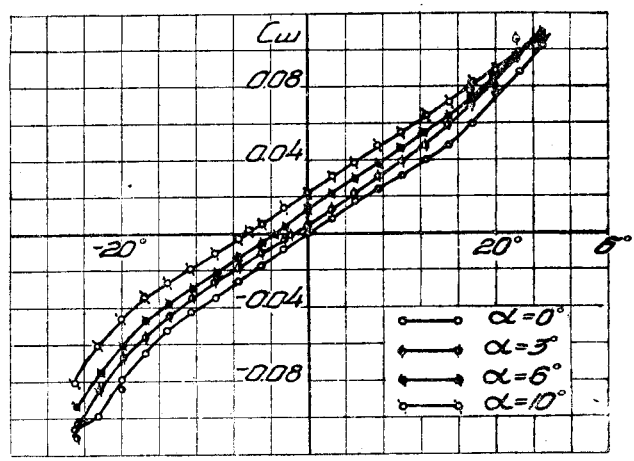


Фиг. 43. Оперение № 14



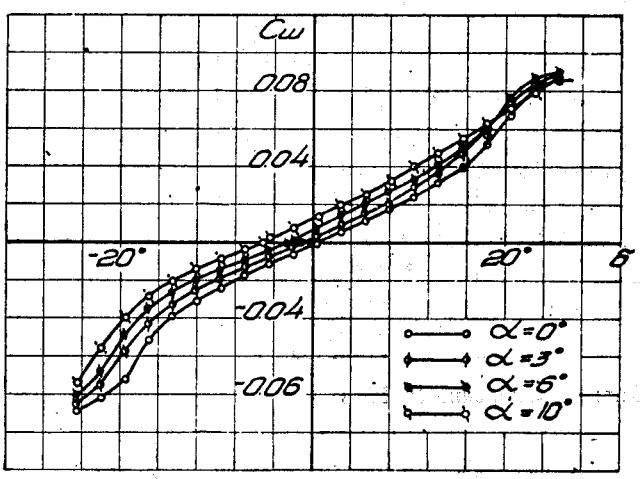
Фиг 45. Оперение № 16

Фиг. 47. Оперение № 16–1



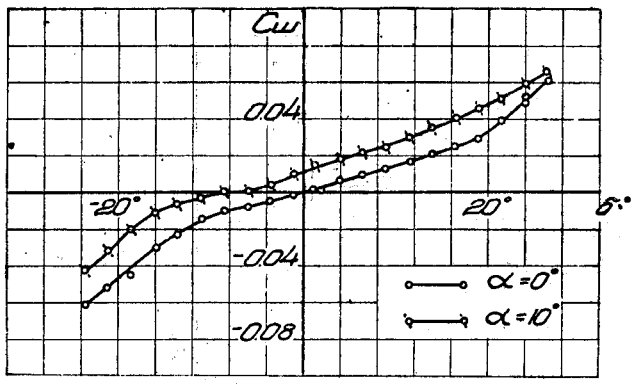
Фиг. 48. Оперение № 16–1

Фиг. 49. Оперение № 16=2



Фиг. 50. Оперение № 16=2

Фиг. 51. Оперение № 16–3



Фиг. 52. Оперение № 16–3

Техническая
№ 4766
Библиотека
0.3130

Стр.	Стр.	Напечатано	Должно быть
3	5 снизу	$K = \frac{Q_{\text{с.-р}}}{\delta_{\text{р}}}$	$K = \frac{\theta_{\text{с.-р}}}{\delta_{\text{р}}}$

Стр.	Стр.	Напечатано	Должно быть
22	9 снизу	$\frac{\partial C_y}{\partial \delta}$ при	$\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ при

Стр.	Стр.	Напечатано	Должно быть
24	2 снизу	$\frac{\partial C_{y\ \text{хв}}}{\partial \alpha} = n\delta$	$\frac{\partial C_{y\ \text{хв}}}{\partial \alpha} \cdot n\delta$

Стр.	Стр.	Напечатано	Должно быть
26	10 снизу	$= \frac{\theta_{\text{с.-р}}}{\delta_{\text{р}}}$	$= \frac{\theta_{\text{с.-р}}}{\delta_{\text{р}}} = 1$

Стр.	Стр.	Напечатано	Должно быть
28	ф-ла (23)	. . .) Ψ —(. . .	. . .) Ψ (. . .