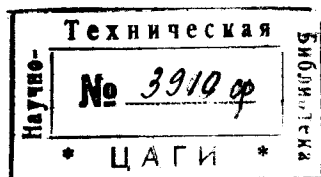
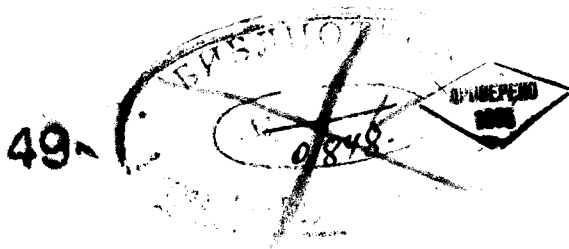


Труды Центрального Аэро-Гидродинамического Института
Выпуск 49



АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОПЕРЕНИЮ САМОЛЕТА

1. **В. П. Горский.** Исследование влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета.
2. **А. Н. Журавченко.** Экспериментальные поправки на интерференцию фюзеляжа и оперения.
3. **В. П. Горский.** Аэродинамические исследования горизонтальных оперений с компенсаторами и без них.



„Геокартпром“ Картографическая ф-ка имени т. Дунаева. Москва

Главлит № А-49369.

Тираж 1000 экз.

Предисловие.

В динамике самолета область расчетов, связанных с оперением, выдвигает вопросы интерференции с ним различных частей самолета, в том числе и фюзеляжа.

Влияние последнего на горизонтальное оперение достигает 10—30%, на вертикальное—значительно больше; пренебрегать такой поправкой нельзя, но она не поддается теоретическому учету. В первой статье—„Исследование влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета“ приведены результаты систематических исследований одного из оперений на влияние фюзеляжа. Опыты проведены с двумя типами фюзеляжей, весьма различными по форме и сопротивлению; их можно рассматривать как почти предельные в отношении большой и малой степени интерференции.

Для каждого из фюзеляжей получены спектры скоростей в области расположения оперения, в плоскости перпендикулярной потоку; спектры дают полную картину торможения скорости для любых положений горизонтального и вертикального оперений при углах атаки 0° и 14° и позволяют учесть аналитически влияние торможения скорости строго—для подобных форм и, приближенно,—для любых. Продувки изолированного оперения и в присутствии фюзеляжа дали возможность сравнить результаты подсчета с опытным эффектом. Наклон кривых сопротивлений оперения, изменившийся от интерференции фюзеляжа, был учтен весьма точно поправкой на торможение скорости, коэффициент которой колеблется между 0,83 и 0,95%. При обработке материалов был обнаружен, кроме торможения скорости, дополнительный эффект интерференции в виде параллельного сдвига кривых сопротивлений в сторону уменьшения C_y на величину 1—1,5° угла атаки.

Для проверки общности полученных результатов были проведены испытания с четырехгранным фюзеляжем.

Попутно обследовано влияние оперения на фюзеляж, оказавшееся незначительным.

Во второй статье—„Экспериментальная поправка на интерференцию фюзеляжа и оперения“ даны экспериментальные выражения для учета влияния фюзеляжа на оперение. Сначала были получены формулы для поправки с подобными фюзеляжами и любым оперением, а затем сделан переход к любым фюзеляжам; основываясь на опытном материале предыдущей статьи, было принято, что относительное торможение

ние скорости $\frac{\Delta V}{V}$ во всех случаях остается постоянным и что эффект различных фюзеляжей связан лишь с расширением зоны торможения; закон изменения торможения по зоне в месте обычного расположения хвоста, выраженный через средний эффект, получился постоянным для обеих форм фюзеляжа, а именно, равным 0,70; по аналогии с подобными фюзеляжами зона торможения принята пропорциональной соответственным линейным размерам модели фюзеляжа; применяя в условиях принятых положений теорему Эйлера о количестве движения для столба жидкости, охватывающего зону торможения, получена пропорциональность размеров зоны $V\sqrt{C_x}$ фюзеляжа; таким путем была подобрана форма экспериментального выражения. Диапазон поправок для предельных числовых коэффициентов разных фюзеляжей невелик и гарантирует достаточную степень точности; окончательные выражения проверены на данных продувок третьего из фюзеляжей—четырёхгранного с оперением, удлинение которого $\lambda=3$ и $\lambda=4$; самый фюзеляж взят в двух крайне различных вариантах—модель без деталей и модель с деталями (придатками),—различающихся величиной C_x в 7,5 раз; несмотря на это, результаты продувки и подсчета практически совпали.

Полученные выражения с их числовыми коэффициентами применимы для горизонтального оперения с его обычным расположением на хвостовом конце фюзеляжа; для иного расположения горизонтального оперения и для вертикального оперения формулы интерференции составляются аналогично.

Третья работа—„Аэродинамические исследования горизонтальных оперений с компенсаторами и без них“ представляет собой исчерпывающий материал по расчету двух типов оперений обычной формы, каждое с двумя степенями компенсации и без компенсаторов и прямоугольного оперения, с двумя площадями рулей (33,3% и 50% от полной площади оперения); пределы углов отклонения рулей взяты $\pm 30^\circ$ и углов стабилизатора до 48° – 50° —пределы, охватывающие все расчетные потребности, включая режимы плоских штопоров. По каждому оперению даны коэффициенты нормальной силы C_n , тангенциальной C_t и шарнирного момента $C_{ш}$. Кроме непосредственного естественного приложения полученных результатов для расчета, их можно широко использовать для анализа работы оперения вообще и особенно работы компенсаторов двух типов—осевого и бокового; планомерность и полнота эксперимента широко захватывают и освещают вопрос и открывают новые возможности к углубленному исследованию важнейших тем динамики самолетов—„о давлении на ручку“, об устойчивости и управляемости самолета.

А. Журавченко.

Исследование влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета.

В. П. Горский.

При производстве аэродинамического расчета самолета крайне важно знать, как части самолета, расположенные впереди горизонтального оперения, влияют на оперение, т.-е. видоизменяют аэродинамические характеристики оперения.

При расчетах продольной устойчивости самолетов кривые моментов оперения должны быть как-то исправлены на влияние фюзеляжа, крыльев, шасси и других деталей, с учетом обдувки их винтом и без обдувки т.-е. в случае планирования. При решении этой задачи конструктор сталкивается со многими затруднениями, так как существующие опытные данные не полны и в некоторых случаях весьма разноречивы. Отсюда вытекает необходимость провести систематические и полные экспериментальные исследования по влиянию частей самолета на оперение. Задача эта очень большая и решить суммарно все вопросы не представляется возможным;—необходимо ее расчленить. Одним из основных этапов этой работы является выяснение влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение для случая планирования. План этой работы был разработан ЭАО ЦАГИ по указаниям проф. А. Н. Журавченко и приведен в исполнение группой по испытаниям самолетов под непосредственным руководством и наблюдением автора. В первую часть опытов вошла работа по выяснению влияния корпуса фюзеляжа (трех различных форм) на горизонтальное оперение с относительным размахом $\lambda = 3$.

Вторую часть опытов составляла работа по выяснению влияния одной из форм фюзеляжа (четырехгранного фюзеляжа) на горизонтальное оперение одного и того же профиля и площади, но различных удлинений ($\lambda = 3$ и $\lambda = 4$), а также выяснение величины влияния на оперение деталей самолета (придатков фюзеляжа), расположенных впереди оперения.

План работы.

1. Первая часть опытов.

1. Аэродинамические характеристики (фиг. 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 и 8):
 - а) горизонтального оперения № 1 ($\lambda = 3$),
 - б) трехгранного фюзеляжа,
 - в) овального фюзеляжа,
 - г) четырехгранного фюзеляжа.

2. Влияние формы корпуса фюзеляжа на горизонтальное оперение (фиг. 9, 10, 11 и 12):

- а) влияние угла установки оперения относительно фюзеляжа,
- б) влияние щели между оперением и фюзеляжем.

3. Исследование скоростного спектра за фюзеляжем (фиг. 13, 14, 15, 16, 17 и 18).

4. Исследование спектра обтекания фюзеляжа потоком воздуха (фиг. 19, 20, 21 и 22).

5. Определение поправок (фиг. 23, 24, 25, 26, 27 и 28):

- а) на торможение скорости фюзеляжем
- б) на скос потока от фюзеляжа.

6) Влияние оперения на фюзеляж (фиг. 29).

II. Вторая часть опытов.

1. Аэродинамические характеристики (фиг. 30, 31, 32, 33 и 34):

- а) горизонтального оперения № 2 ($\lambda = 4$),
- б) четырехгранного фюзеляжа с придатками.

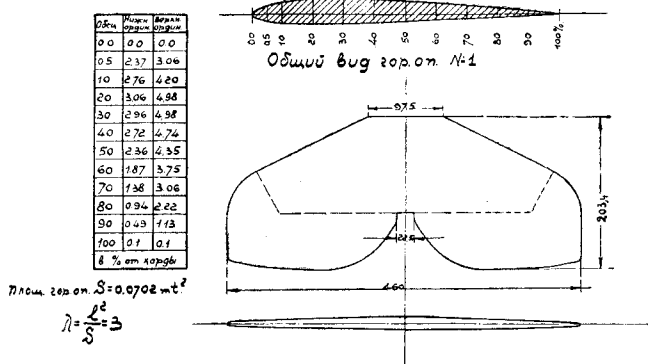
2. Влияние четырехгранного фюзеляжа без придатков и с придатками на горизонтальное оперение с относительными размахами $\lambda = 3$ и $\lambda = 4$ (фиг. 35 и 36).

III. Общие выводы.

Первая часть опытов.

1. Аэродинамические характеристики оперения № 1 и фюзеляжей.

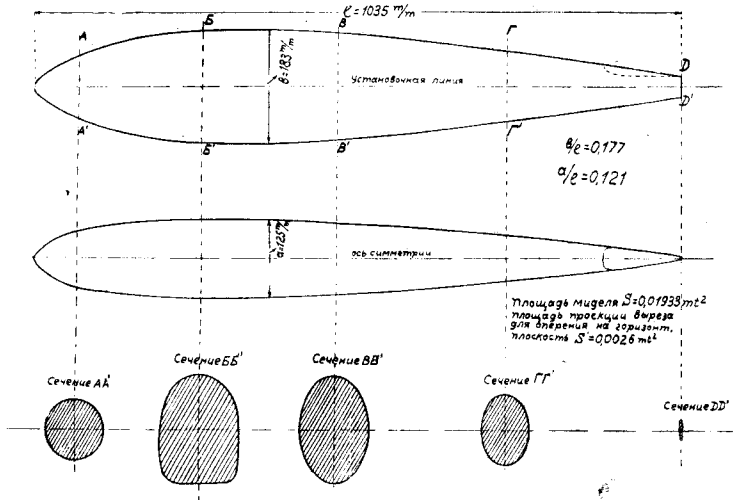
Для целей исследования была взята модель горизонтального оперения одного из самолетов несимметричного профиля, имевшая в плане очертание в виде ласточкиного хвоста. Максимальный размах



Фиг. 1. Профиль горизонтального оперения № 1.

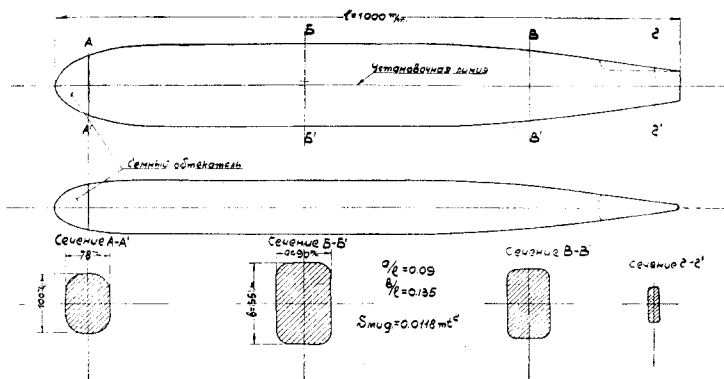
460 мм, относительный размах $\lambda = \frac{l^2}{S} = 3$, площадь оперения $S = 0,0702 \text{ м}^2$ (фиг. 1).

Фюзеляжи были взяты трех видов, — овальный, хорошо обтекаемой формы, четырехгранный, с закругленными ребрами и фюзеляж по внешней форме с резкими и угловатыми очертаниями, называемый в дальнейшем изложении трехгранным фюзеляжем.



Фиг. 2. Общий вид овального фюзеляжа.

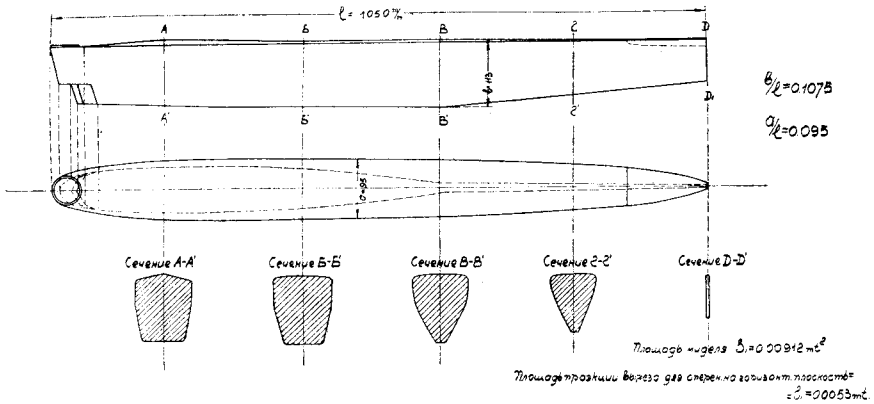
Трехгранный и овальный фюзеляжи были выбраны из числа фюзеляжей, осуществленных в конструкциях самолетов. Четырехгранный фюзеляж был специально изготовлен с тем, чтобы пополнить число различных форм корпуса фюзеляжа; по внешней форме он близок к фюзеляжам, употребляющимся на практике.



Фиг. 3. Общий вид четырехгранного фюзеляжа.

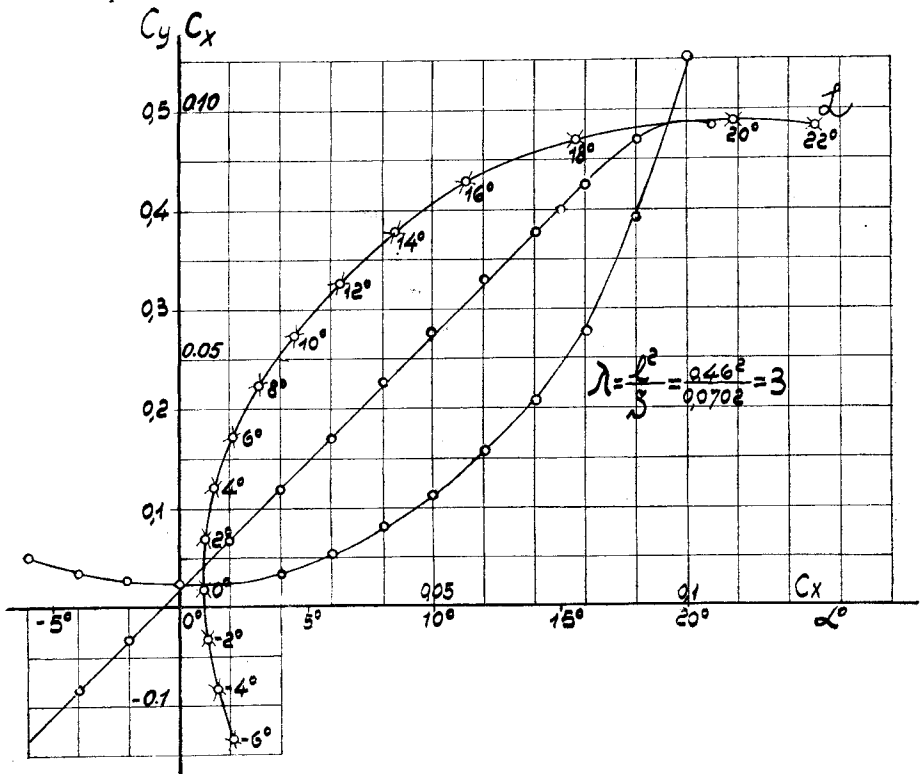
Длина овального фюзеляжа $l = 1,035 \text{ м}$, четырехгранного $l = 1 \text{ м}$ и трехгранного $l = 1,05 \text{ м}$. Площадь миделя овального фюзеляжа равна $0,01933 \text{ м}^2$, четырехгранного — $0,0118 \text{ м}^2$ и трехгранного — $0,00912 \text{ м}^2$;

таким образом, площадь миделя четырехгранного фюзеляжа составляет 61% , а трехгранного — 47% площади миделя овального фюзеляжа; общий вид фюзеляжей изображен на фиг. 2, 3 и 4.



Фиг. 4. Общий вид модели трехгранного фюзеляжа.

Оперение № 1 и три фюзеляжа были испытаны отдельно на C_y и C_x в аэродинамической лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского



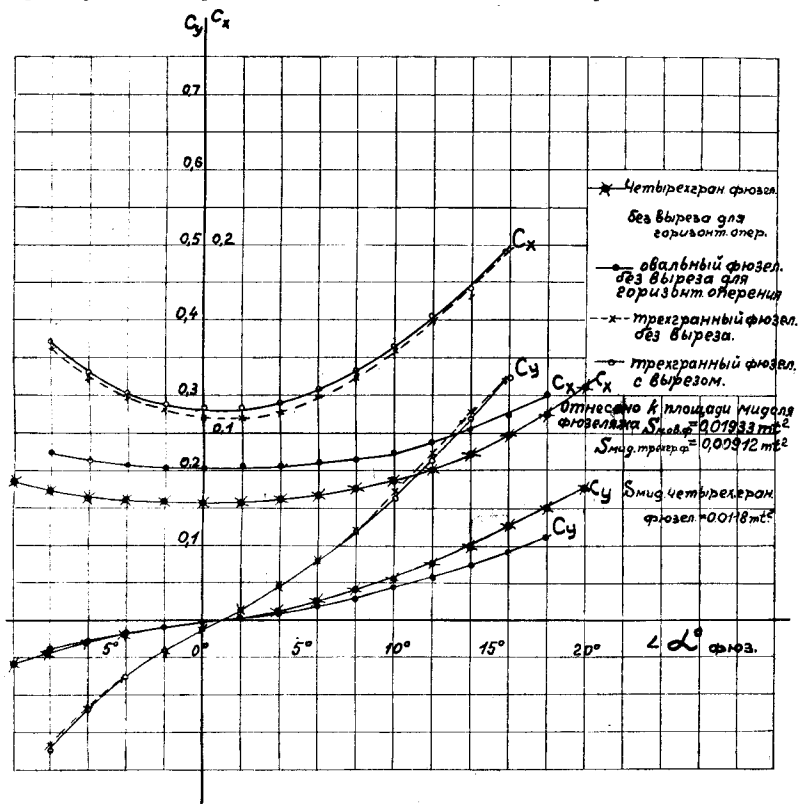
Фиг. 5. Диаграмма испытания на C_y и C_x горизонтального оперения № 1 (без присутствия фюзеляжа).

в трубе № 3 (НКИ; $D=1,5$ м) на аэродинамических весах трубы НКІ при средней скорости потока воздуха $v=33$ м/сек.; влияние установки

учитывалось путем тарировки, обычным способом. Поправка на индукцию трубы не вводилась, так как она ничтожна. Результаты испытаний оперения № 1 изображены на фиг. 5.

Испытание оперения показало: $C_{y\max} = 0,485$ при $\alpha = +20^\circ$; $C_{x\min} = 0,005$ при $\alpha = +1^\circ$, $C_y/C_{x\max}$ при $\alpha = +4^\circ$ равно 17,6.

На фиг. 6 даны результаты испытания на C_y и C_x овального, четырехгранного и трехгранного фюзеляжей по углам атаки α с отнесением коэффициентов к площадям миделей фюзеляжей. Для того, чтобы оценить влияние выреза на конце фюзеляжа для горизонтального оперения, трехгранный фюзеляж был испытан с вырезом и без выреза.

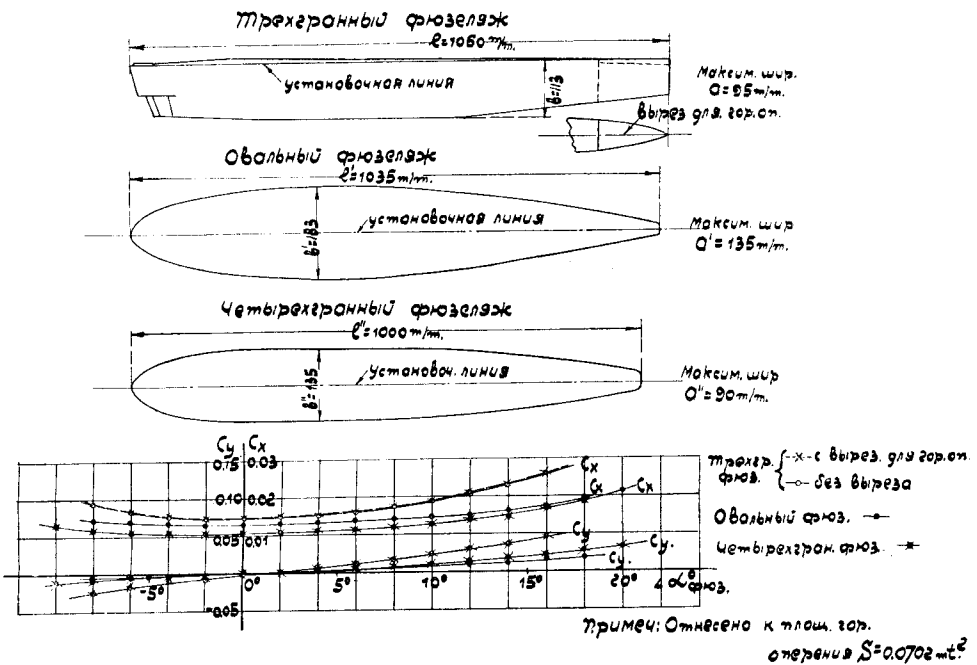


Фиг. 6. Сравнительная диаграмма испытания на C_y и C_x моделей четырехгранного, овального и трехгранного фюзеляжей.

На фиг. 7 даны те же испытания, но с отнесением коэффициентов к площади оперения $S = 0,0702 \text{ м}^2$; необходимость указанного выяснится в дальнейшем изложении. Фиг. 8 дает испытание трехгранного фюзеляжа с вырезом для оперения и без выреза при $\alpha = 0^\circ$ при различных скоростях потока: от 8,5 до 33 м/сек. Как видно из диаграммы вырез для оперения весьма мало влияет на изменение коэффициента C_x и почти совершенно не влияет на C_y .

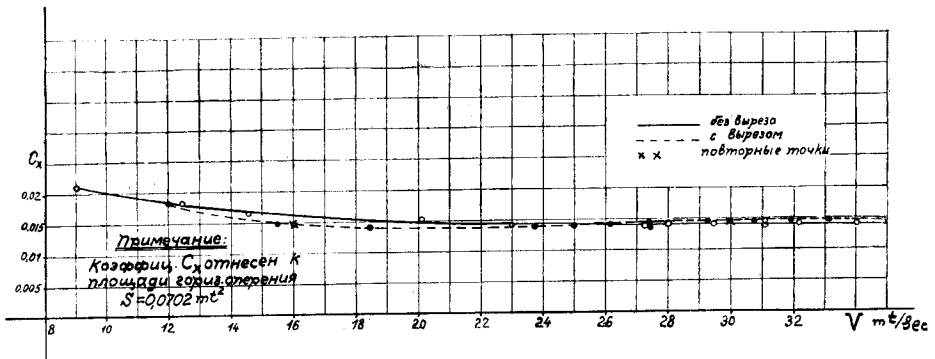
Рассматривая аэродинамические свойства фюзеляжей, мы видим, что: четырехгранный фюзеляж дает наименьшее лобовое сопротивление за счет малого миделя; овальный фюзеляж, при одной и той же почти

длине с трехгранным фюзеляжем, имея вдвое больший мидель, дает значительно меньший коэффициент лобового сопротивления. Трехгран-



Фиг. 7. Диаграмма испытания фюзеляжей на C_y и C_x по α .

ный фюзеляж является более несущим: его коэф. подъемной силы идет значительно круче, чем у овального и четырехгранного фюзеляжей.



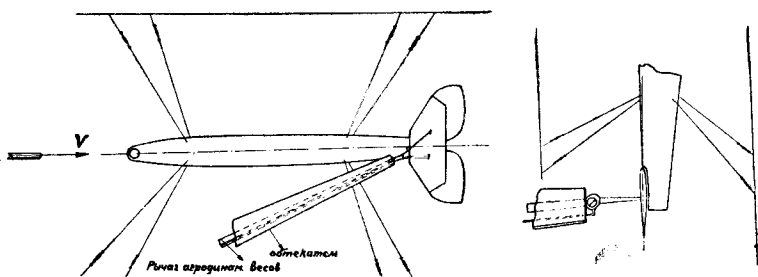
Фиг. 8. Диаграмма испытания трехгранного фюзеляжа при $\alpha = 0^\circ$ при различных скоростях потока, с вырезом и без выреза для стабилизатора.

I. Влияние формы корпуса фюзеляжа на горизонтальное оперение.

Горизонтальное оперение № 1 было испытано на C_y и C_x по углам атаки на аэродинамических весах трубы НКІ в присутствии овального, четырехгранного и трехгранного фюзеляжей, как указано на схеме фиг. 9. Фюзеляж подвешивался 8-ью проволоками, растяги-

вался для жесткого закрепления под определенным углом атаки и устанавливался так, чтобы оперение помещалось в соответствующем вырезе для оперения на фюзеляже. Между фюзеляжем и оперением была щель; это обстоятельство позволяло измерять силы, действующие на оперение, совершенно независимо от фюзеляжа. Для того, чтобы крепления проволок к фюзеляжу возможно менее нарушали обтекание фюзеляжа, в него ввинчивались весьма малые плоские проушины, за которые и крепились проволоки; диаметр проволок $d = 0,5$ мм; тендера располагались вблизи стенок трубы.

Испытание было проведено для случая комбинации оперения с четырехгранным и трехгранным фюзеляжами при трех углах атаки: $\alpha = 0^\circ$, $+6^\circ$ и $+14^\circ$; при этом в каждом из этих положений углы установок горизонтального оперения φ относительно фюзеляжа менялись в пределах $\angle \varphi =$ от -2° до $+2^\circ$.



Фиг. 9. Схема установки испытания на C_x и C_y горизонтального оперения в присутствии фюзеляжа.

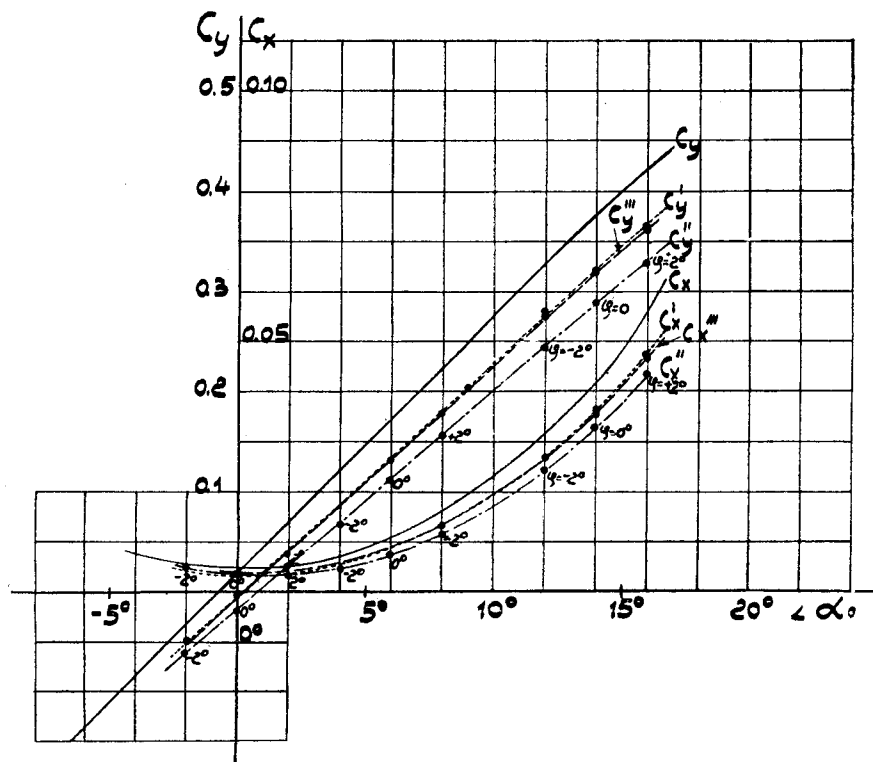
В случае комбинации того же оперения с овальным фюзеляжем испытание было проведено при углах атаки фюзеляжа $\alpha = 0^\circ$ и $+14^\circ$ с изменением углов оперения в тех же пределах.

Углы атаки фюзеляжа α относительно потока, а также углы φ горизонтального оперения относительно фюзеляжа брались от установочной линии: у трехгранного фюзеляжа от верхней кромки (верхнего лонжерона) и у овального и четырехгранного фюзеляжей — от средней линии (фиг. 7). Во всех случаях испытания оперений углы рулей глубины $\angle \delta = 0^\circ$. Коэффициенты C_y и C_x отнесены к скорости потока в трубе $v \cong 33$ м/сек. и площади оперения $S_{г.оп.} = 0,0702$ м².

Результаты испытаний изображены на фиг. 10.

Величины коэффициентов C_y и C_x оперения при одних и тех же углах атаки в присутствии фюзеляжа значительно понизились; при этом, в случае трехгранного фюзеляжа, это понижение выразилось в большей степени, чем для случаев с другими фюзеляжами; кривые C_y и C_x сместились на некоторый угол и изменили наклон. Кривые C_y и C_x горизонтального оперения № 1 в присутствии четырехгранного и овального фюзеляжей почти в точности совпадают и, таким образом, практически влияние этих фюзеляжей, взятых в данных масштабах, на оперение одинаково. На указанных диаграммах кривые C_y и C_x построены по углам атаки оперения с потоком в бесконечности.

Весьма характерно, что все опытные точки, независимо от углов установки горизонтального оперения относительно фюзеляжа, нигде не выпали и почти не дали разброса; указанное обстоятельство весьма убедительно показывает, что изменения угла установки горизонтального оперения относительно фюзеляжа в небольших пределах (от -2° до $+2^\circ$), как это бывает на практике, нисколько не меняют картину влияния фюзеляжа на оперение.



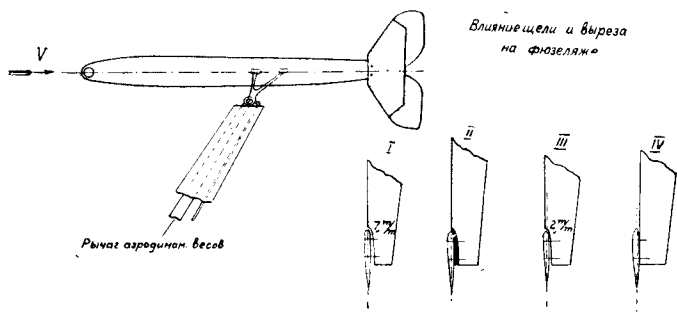
Фиг. 10. Диаграмма испытания горизонтального оперения № 1 ($\lambda = 3$) на C_y и C_x по α без фюзеляжа (трех различных форм).

- C_y и C_x без присутствия фюзеляжа.
- C_y' и C_x' в присутствии овального фюзеляжа.
- C_y'' и C_x'' то же трехгранного.
- C_y''' и C_x''' то же четырехгранного.

В дальнейших испытаниях была сделана попытка разобраться более детально, чем обуславливается влияние фюзеляжа и из каких факторов оно состоит; с целью выделения основных из них, были поставлены некоторые вспомогательные опыты.

Можно было предполагать, что одним из несущественных факторов, участвующих в интерференции фюзеляжа на оперение, является влияние выреза на фюзеляже и величины щели между фюзеляжем и горизонтальным оперением. Для выяснения этого вопроса были поставлены следующие опыты.

На хвостовой части трехгранного фюзеляжа укреплялось оперение тремя штифтами ($d=1,5$ мм). Фюзеляж вместе с оперением испытывался на C_y и C_x по углам атаки α от -6° до $+14^\circ$. Установка указана на схеме фиг. 11.



Фиг. 11. Схема установки испытания фюзеляжа с горизонтальным оперением при различных положениях горизонтального оперения на фюзеляже.

Чтобы выявить полностью картину влияния щели, испытание проведено при одном и том же угле установки оперения относительно фюзеляжа $\varphi=0^\circ$; величина щели и положение оперения по высоте менялись, а именно: были взяты 4 случая:

1) хорда оперения совпадает с направлением верхней кромки фюзеляжа; щель между нижней поверхностью оперения и фюзеляжем в передней части выреза равна 7 мм;

2) то же, что и в первом случае, но щель закрыта пластилином;

3) хорда оперения параллельна верхней кромке фюзеляжа и ниже ее на 5 мм; щель в передней части выреза равна 2 мм;

4) вырез на фюзеляже закрыт. Хорда оперения параллельна верхней кромке фюзеляжа и выше на 6 мм. Щели между нижней поверхностью оперения и фюзеляжем нет.

Результаты испытания изображены на фиг. 12.

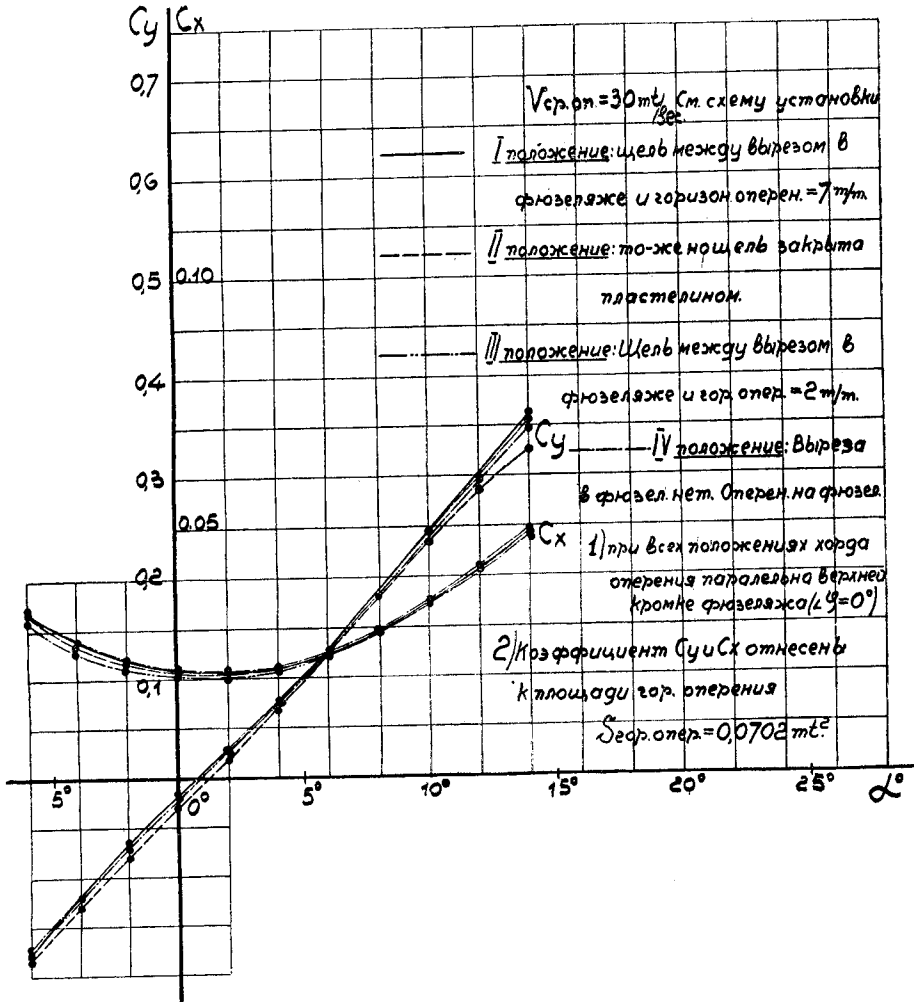
Кривые C_y и C_x расположились весьма близко друг к другу, почти не выходя из пределов погрешностей опыта, исключая кривой C_y , которая при опыте со щелью, закрытой пластилином, прошла на всех углах атаки несколько ниже прочих; сделать, однако, с уверенностью заключение о какой-либо закономерности влияния щели весьма затруднительно.

С достаточной для практики точностью можно сказать, что величина щели между оперением и фюзеляжем, а также отсутствие щели не влияют на аэродинамические характеристики оперения и фюзеляжа и, таким образом, влиянием щели или зазора между оперением и фюзеляжем в общей интерференции фюзеляжа на оперение можно пренебречь.

Одним из основных факторов интерференции, несомненно, является торможение фюзеляжем скорости потока. При испытании оперения

в присутствии фюзеляжа средняя часть оперения находится в потоке воздуха с меньшими скоростями.

Указанное явление подтверждается опытом, проведенным в ЭАО ЦАГИ с моделью самолета ¹⁾, а также опытами иностранных аэродинамических лабораторий.

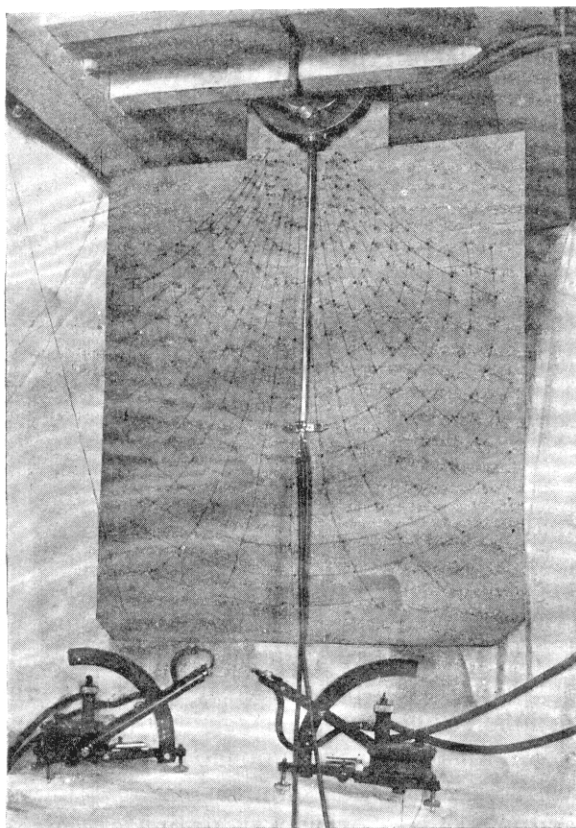


Фиг. 12. Сводная диаграмма испытания на C_y и C_x модели трехгранного фюзеляжа с горизонтальным оперением № 1, с различными положениями оперения на фюзеляже.

Чтобы ясно представить картину торможения фюзеляжем скорости потока и иметь возможность реально учесть величину этого торможения,—необходимо изучить скоростной спектр потока за фюзеляжем; к этой работе и было приступлено.

¹⁾ А. Л. Леймер. Влияние работы винта на нагрузку стабилизатора в полете Техника Возд. Флота. № 1, 1927 г.

вставлена в рабочую часть трубы в плоскости координатника. Трубка Пито вставлялась в муфту координатника и верхний конец трубки устанавливался в месте пересечения проволок; положение нижнего конца насадка отмечалось при этом соответственными цифрами и буквами, например, точка C_{13} Φ_{15} и т. д. После разбивки всех точек рама из трубы была удалена и в дальнейшем, при испытании поля, положение насадка в данной точке сечения определялось положением нижнего конца насадка на щите (фиг. 14).

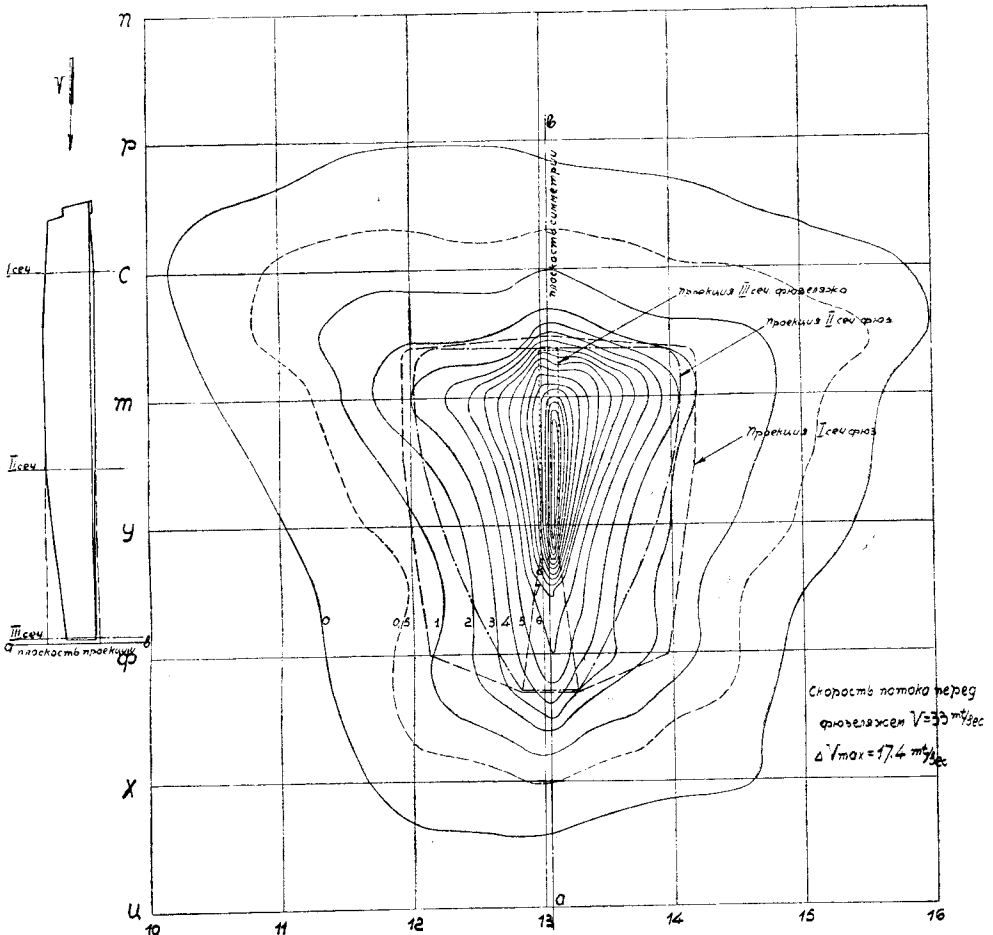


Фиг. 14. Координатник для определения скоростного спектра за фюзеляжем.

душных демпферов. Вначале для этой цели были использованы имеющиеся в наличии баки, объемом в 1 л. В каждый воздухопровод, подходящий к микроманометру, был включен последовательно бак. Указанное включение не изменило сколько-нибудь заметно колебания потока; очевидно, объем бака в 1 литр совершенно недостаточен; затем было применено включение в каждый воздухопровод медной трубки Саф $d = 2$ мм и длиной 1,5 м. Результаты получились значительно лучшие: большие резкие порывы потока были почти устранены, но так как трубки были не совсем удобны для эксплуатации, то для демпфирования потока был применен способ введения в воздушные провода местных сопро-

При исследовании поля скоростей пользовались 2-мя насадками Пито (коэффициент $\xi = 1,02$) с микроманометрами системы Фусс с наклоном 0,4. Постоянный насадок трубы помещался против середины одной из ячеек решетки трубы на расстоянии 620 мм от нее, а насадок поля был на расстоянии 1780 мм. В связи с колебаниями потока в трубе, исследованию поля предшествовала работа по изучению способов и методов отсчета скорости. При рабочей скорости потока в трубе 32—33 м/сек. колебания потока, исключая отдельные большие порывы, выражались величиной $\pm 0,25$ м/сек.; брать отсчеты было затруднительно; возник вопрос о необходимости введения воз-

тивлений: в резиновые трубки вставлялись стеклянные трубки с вытянутыми концами с отверстиями 0,2 мм, как это указано на схеме установки фиг. 13. Ввиду того, что последний способ дал наилучшие результаты, на нем остановились, и все дальнейшие измерения скорости были произведены с этими демпферами.



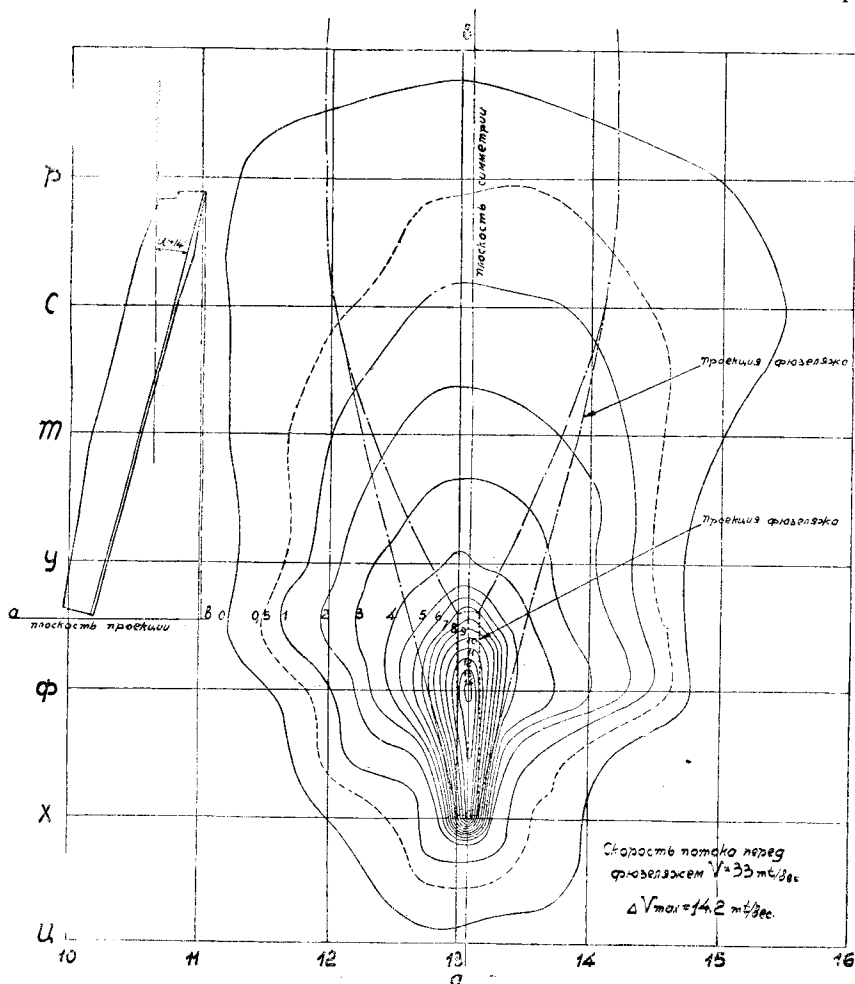
Фиг. 15. График изменений скоростей потока ΔV , подторможенных трехгранным фюзеляжем, при $\alpha = 0^\circ$.

Исследование поля было проведено обычным способом ¹⁾, но для уточнения опыта в каждой точке бралось несколько мгновенных отсчетов и окончательно фиксировался средний из них. С тем, чтобы оценить индивидуальное влияние экспериментатора на отсчеты скорости и величину колебаний потока в трубе по времени, в точках по одной из горизонтальных линий отсчеты были повторены 3 раза с переменной лиц, отсчитывающих показания микроманометров трубы и

¹⁾ К. К. Баулин. Экспериментальные исследования аэродинамических труб. Тр. ЦАГИ. Вып. 7. 1924.

поля; по другой линии отсчеты были сделаны 2 раза одними и теми же экспериментаторами.

Колебания скорости при различных отсчетах оказались невыходящими из пределов 0,15 м/сек., кроме того, явно выявилась небольшая полосатость поля за решеткой. Ввиду довольно устойчивой разницы скоростей по полю за решеткой, для выявления величин скоростей



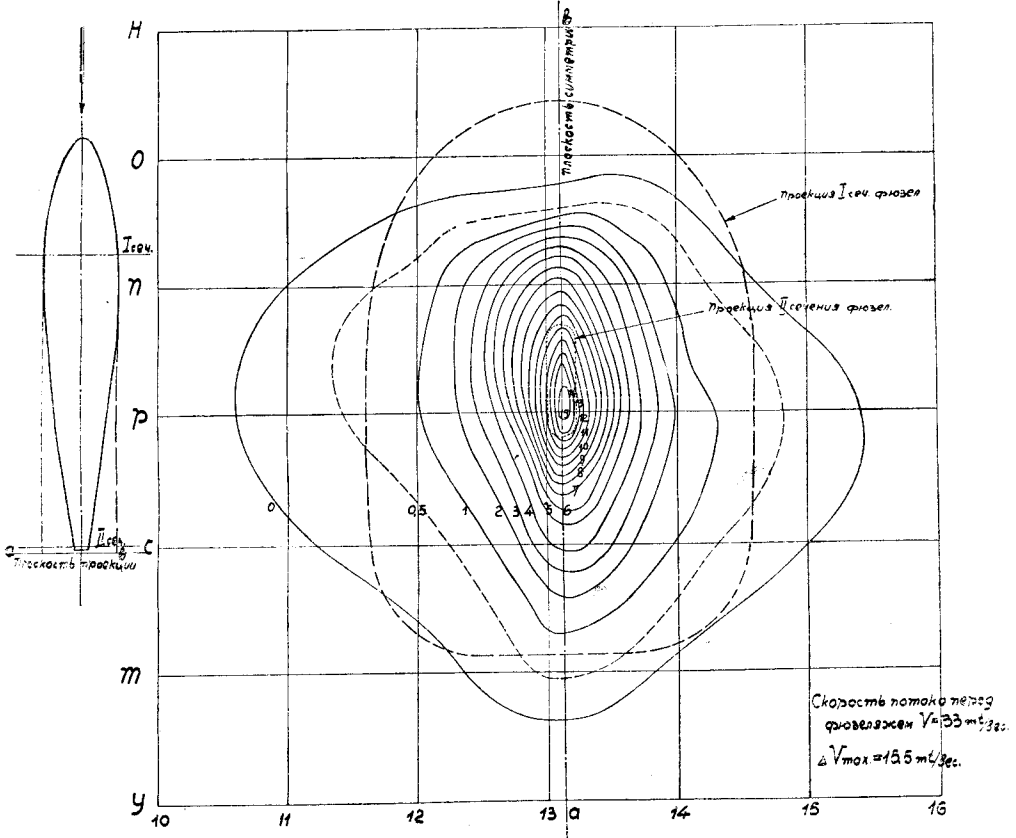
Фиг. 16. График изменений скоростей потока ΔV , подторможенных трехгранным фюзеляжем, при $\alpha = +14^\circ$.

подторможенных фюзеляжем, необходимо было учесть неравенство поля, поэтому, в дальнейшем, при обработке полученного материала на поле скоростей за фюзеляжем по каждой линии накладывалось поле без фюзеляжа по той же линии и разница в величинах этих полей давала близкую к истинной картину торможения фюзеляжем скорости потока. Подторможенная фюзеляжем скорость потока Δv представляет собою разность между скоростью потока, взятой в данной точке сечения трубы без фюзеляжа v , и скоростью потока в той же точке за фюзеляжем v_1 :

$$\Delta v = v - v_1.$$

В последовательном порядке было испытано:

- 1) поле скоростей без фюзеляжа
- 2) поле за трехгранным фюзеляжем при $\alpha = 0^\circ$
- 3) " " " " " $\alpha = +14^\circ$
- 4) " за овальным фюзеляжем при $\alpha = 0^\circ$
- 5) " " " " " $\alpha = +14^\circ$.

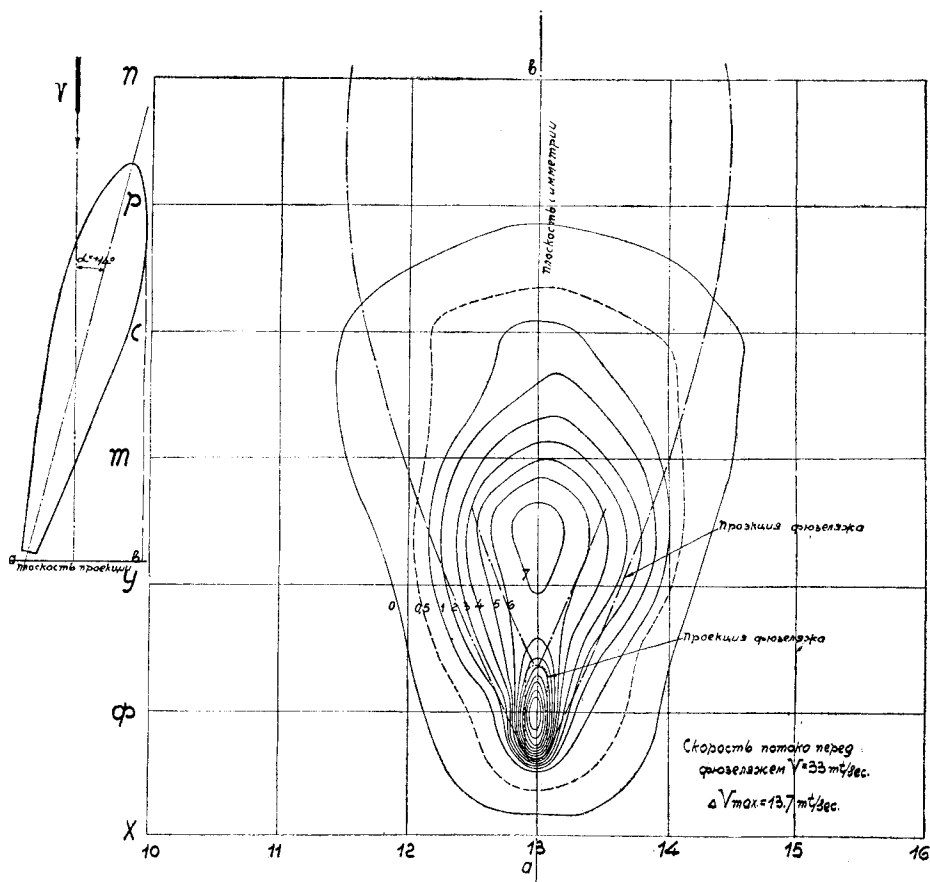


Фиг. 17. График изменений скоростей потока ΔV , подторможенных овальным фюзеляжем, при $\alpha = 0^\circ$.

Сечение рабочей части трубы, по которому исследовалось поле за фюзеляжем, было взято на расстоянии 10—15 мм за задним концом фюзеляжа, т.е., примерно, в месте расположения шарнира руля высоты горизонтального оперения. С тем, чтобы возможно точнее выяснить картину скоростного поля за фюзеляжем, опытные точки непосредственно за фюзеляжем были взяты ближе друг к другу, чем точки при исследовании поля без фюзеляжа, а именно: по горизонтальным линиям взяты через 14 мм и по вертикальным линиям через 21 мм: в местах же максимального торможения скорости точки взяты еще ближе. Всего опытных точек при исследовании поля, считая и поле без фюзеляжа, взято 1000.

На фиг. 15, 16, 17 и 18 изображены замкнутые кривые равных скоростей потока, подторможенных фюзеляжем, Δv , взятые через 1 м/сек.

Для того, чтобы было возможно более детально разобраться в картине распределения подторможенной скорости по сечению за фюзеляжем, проекции фюзеляжей при углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и $+14^\circ$ на вертикальную плоскость (перпендикулярно к потоку) на указанных диаграммах нанесены пунктиром.



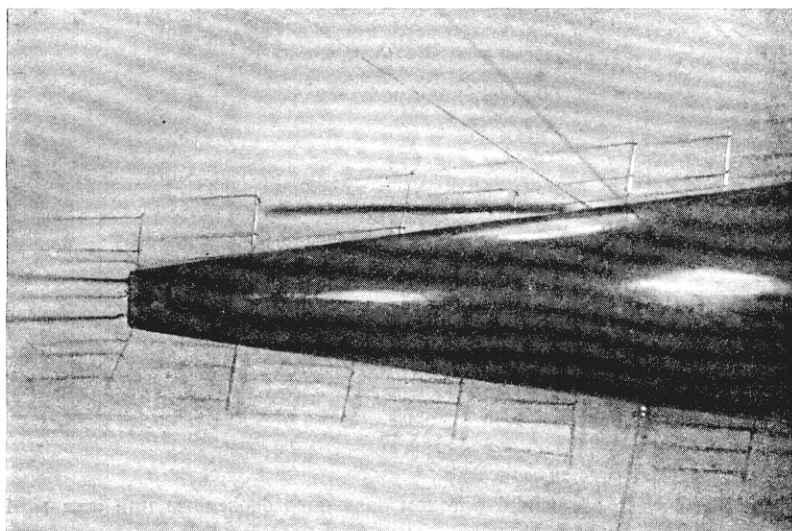
Фиг. 18. График изменений скоростей потока Δv , подторможенных овальным фюзеляжем, при $\alpha = +14^\circ$.

Из упомянутых выше диаграмм видно, что:

- 1) трехгранный фюзеляж тормозит скорость потока в значительно большей степени, чем овальный;
- 2) трехгранный фюзеляж, имея меньший мидель, чем овальный, деформирует поток на большем пространстве, по сечению, чем овальный;
- 3) форма миделя фюзеляжа кладет отпечаток на характер распределения скорости;
- 4) указанные диаграммы дают представление о том, в каком потоке будет находиться оперение при различных положениях его по высоте относительно фюзеляжа.

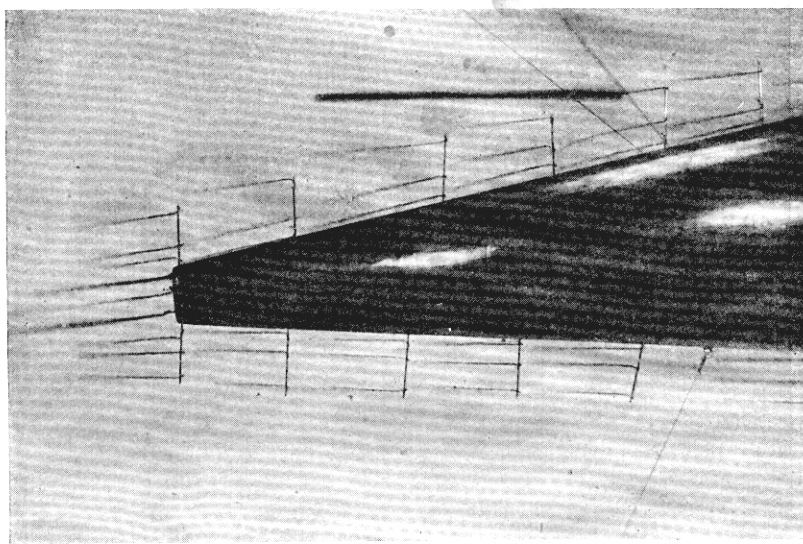
IV. Исследование спектра обтекания фюзеляжа потоком воздуха.

Для выяснения спектра обтекания потоком фюзеляжа и определения скаса потока за фюзеляжем был поставлен следующий опыт:



Фиг. 19. Спектр обтекания потоком овального фюзеляжа при $\alpha = 0^\circ$.

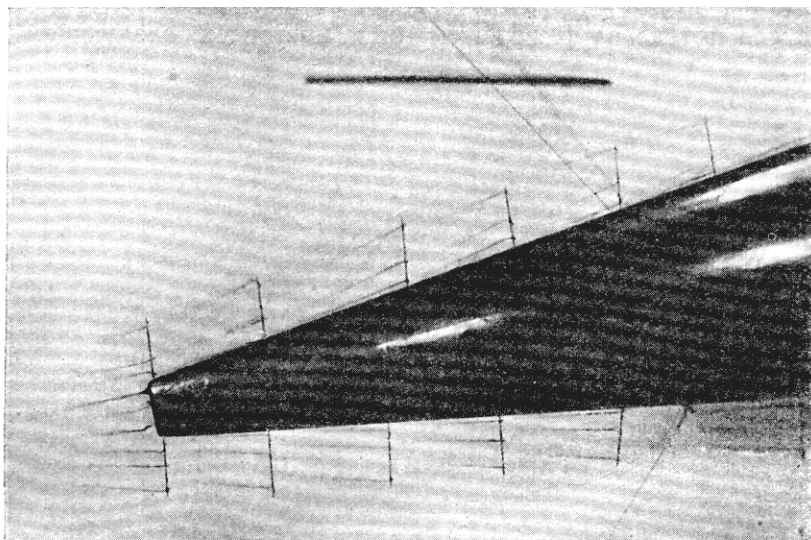
по обводу модели овального фюзеляжа были укреплены иголки, к которым были приклеены тонкие шелковинки из некрученного шелка



Фиг. 20. Спектр обтекания потоком овального фюзеляжа при $\alpha = +6^\circ$.

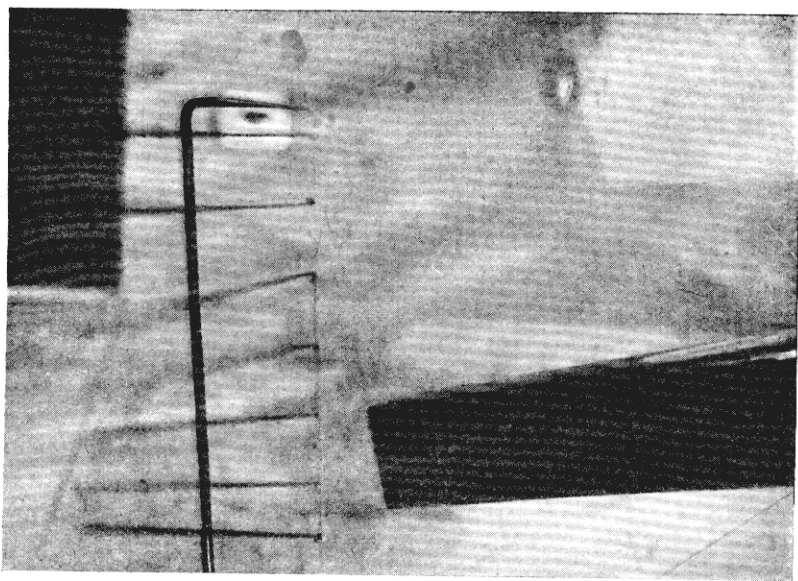
длиною 3—4 см. Модель овального фюзеляжа была установлена в трубе с помощью проволочных растяжек при углах атаки $\alpha = 0^\circ$, $+6^\circ$ и $+14^\circ$.

Трехгранный фюзеляж был установлен указанным способом под углом $\alpha = +14^\circ$; концу фюзеляжа была подведена вилка с натянутой



Фиг. 21. Спектр обтекания потоком овального фюзеляжа при $\alpha = +14^\circ$.

между ее концами проволокой, к которой крепились шелковинки. Модели затем были обдuty в указанных положениях потоком воздуха



Фиг. 22. Спектр обтекания потоком трехгранного фюзеляжа при $\alpha = +14^\circ$.

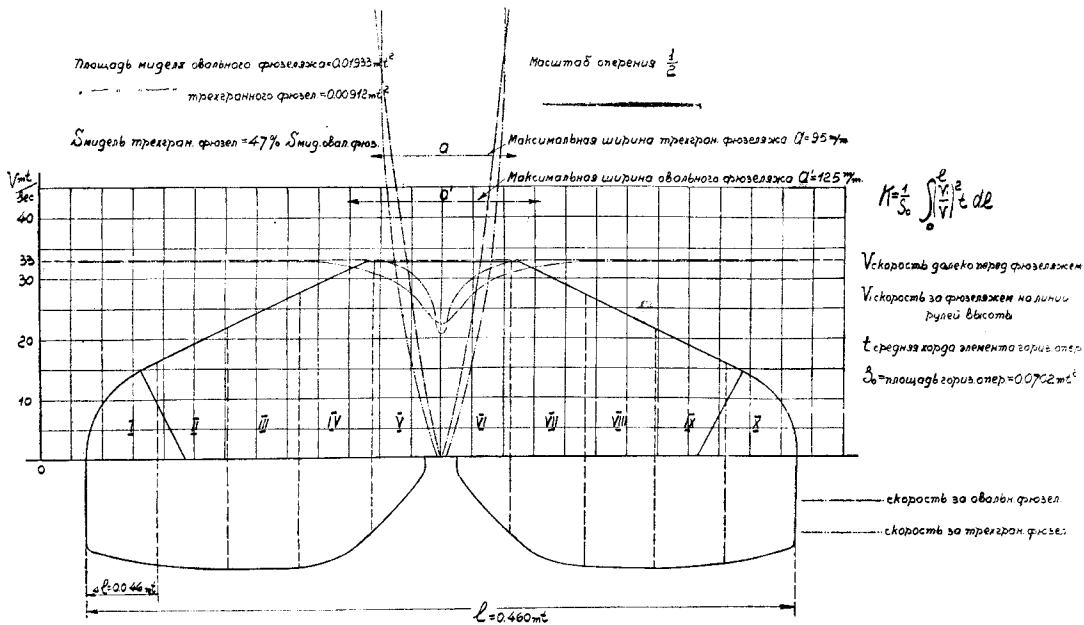
со скоростью $v = 33$ м/сек. и засняты на фотографию, с выдержкой в несколько секунд.

Установка со спектром изображена на фотоснимках фиг. 19, 20, 21 и 22; черными полосами на снимках указаны линии параллельные оси трубы.

Хотя указанные снимки и не дают точной картины обтекания модели потоком, тем не менее ясно выявилось, что поток следует за формой фюзеляжа (на расстоянии 2—3 см от поверхности модели), причем в пределах от $\alpha = 0^\circ$ до $+14^\circ$ это наблюдается почти независимо от углов атаки. Размыв спектра в некоторых местах указывает на присутствие вихрей, сбегających с модели.

V. Определение поправок: 1) на торможение скорости фюзеляжем и 2) на скос потока от фюзеляжа.

Исследование поля скоростей за фюзеляжем дало вполне реальную величину подторможенной фюзеляжем скорости потока; пользуясь ею, возможно определить истинные скорости потока по размаху оперения



Фиг. 23. Сравнительная диаграмма истинной скорости потока за овальным и трехгранным фюзеляжем (по линии рулей высоты).

для любого его положения. Имея кривые C_y и C_x оперения, испытанного без присутствия фюзеляжа (фиг. 5), можно учесть фактор влияния фюзеляжа на момент оперения с фюзеляжем и исправить кривые оперения на подторможенную фюзеляжем скорость.

Величину поправки определяем путем построения по элементам размаха оперения.

Разбиваем размах оперения ($l = 460$ мм) на 10 равных частей, через точки деления проводим линии, параллельные плоскости симметрии самолета; этим самым оперение будет разбито на 10 элементов.

Строим истинные скорости потока по размаху оперения, т.-е. с учетом подторможенной фюзеляжем скорости потока (фиг. 23). Определяем силу лобового сопротивления и подъемную силу по каждому элементу. Пренебрегая взаимным влиянием элементов и беря распределение аэродинамических сил по размаху пропорционально хорде, имеем:

$$\Delta Q = C_x \rho t \Delta l v_1^2$$

$$\Delta P = C_y \rho t \Delta l v_1^2$$

где v_1 —средняя истинная скорость на элементе оперения;

t —средняя хорда элемента (переменная по размаху)

Δl —0,1 размаха,

ρ —плотность воздуха,

C_y и C_x —опытные коэффициенты оперения, испытанного в отсутствии фюзеляжа.

Суммируя элементарные силы по размаху оперения и относя их к величинам: плотности воздуха— ρ , к площади оперения S_0 и скорости потока в трубе v , получим:

$$C_{x1} = KC_x = C_x \frac{1}{S_0} \int_0^l \left[\frac{v_1}{v} \right]^2 t dl$$

$$C_{y1} = KC_y = C_y \frac{1}{S_0} \int_0^l \left[\frac{v_1}{v} \right]^2 t dl$$

здесь K —некоторый поправочный коэффициент, зависящий от формы корпуса фюзеляжа; C_{y1} и C_{x1} —фиктивные коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы с учетом торможения скорости фюзеляжем.

$$K = \frac{1}{S_0} \int_0^l \left[\frac{v_1}{v} \right]^2 t dl = \frac{R}{R_0}, \quad (I)$$

где R —полная аэродинамическая сила, исправленная на торможение скорости,

R_0 —полная аэродинамическая сила, не исправленная.

В случае отсутствия торможения $v_1 = v$ величина интеграла равна площади оперения $S_0 = 0,0702 \text{ м}^2$; $R = R_0$ и коэффициент $K = 1$.

Подсчитываем величины интеграла и коэффициента K при $\alpha_{г. о.} = +14^\circ$ для двух предположений: 1) хорду t считаем переменной по размаху и 2) принимаем хорду средней

$$t_{ср.} = \frac{S_0}{l}.$$

В первом случае, пользуясь формулой I, получаем следующие значения для коэффициентов K :

для овального (четырёхгранного) фюзеляжа $K_1 = 0,946$
 для трёхгранного фюзеляжа $K_2 = 0,91$

Во втором случае соответственное выражение

$$K = \frac{1}{l} \int_0^l \left[\frac{v_1}{v} \right]^2 dl \quad (II)$$

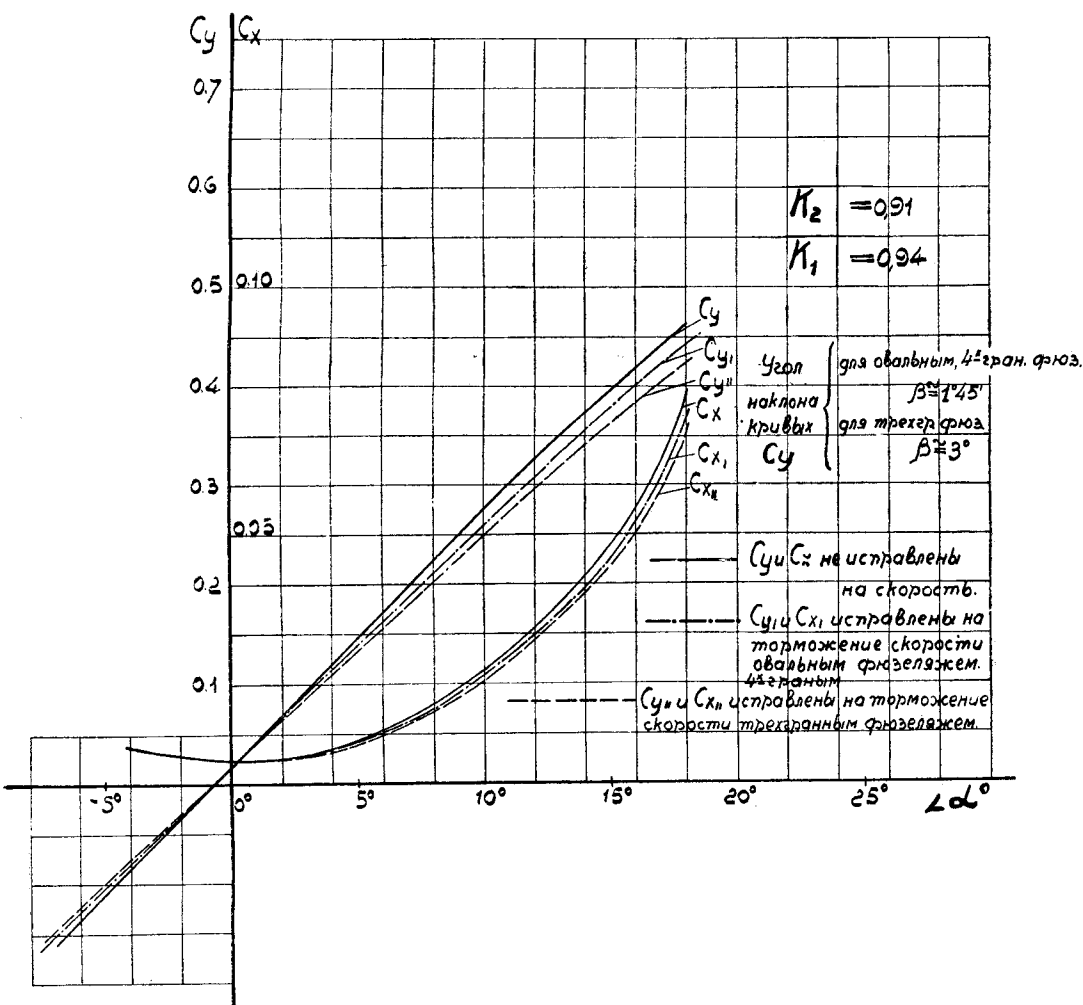
приводит к результатам

$$K_1 = 0,943; \quad K_2 = 0,912;$$

при $\alpha = 0^\circ$, беря среднюю хорду получим:

$$K'_1 \cong 0,94$$

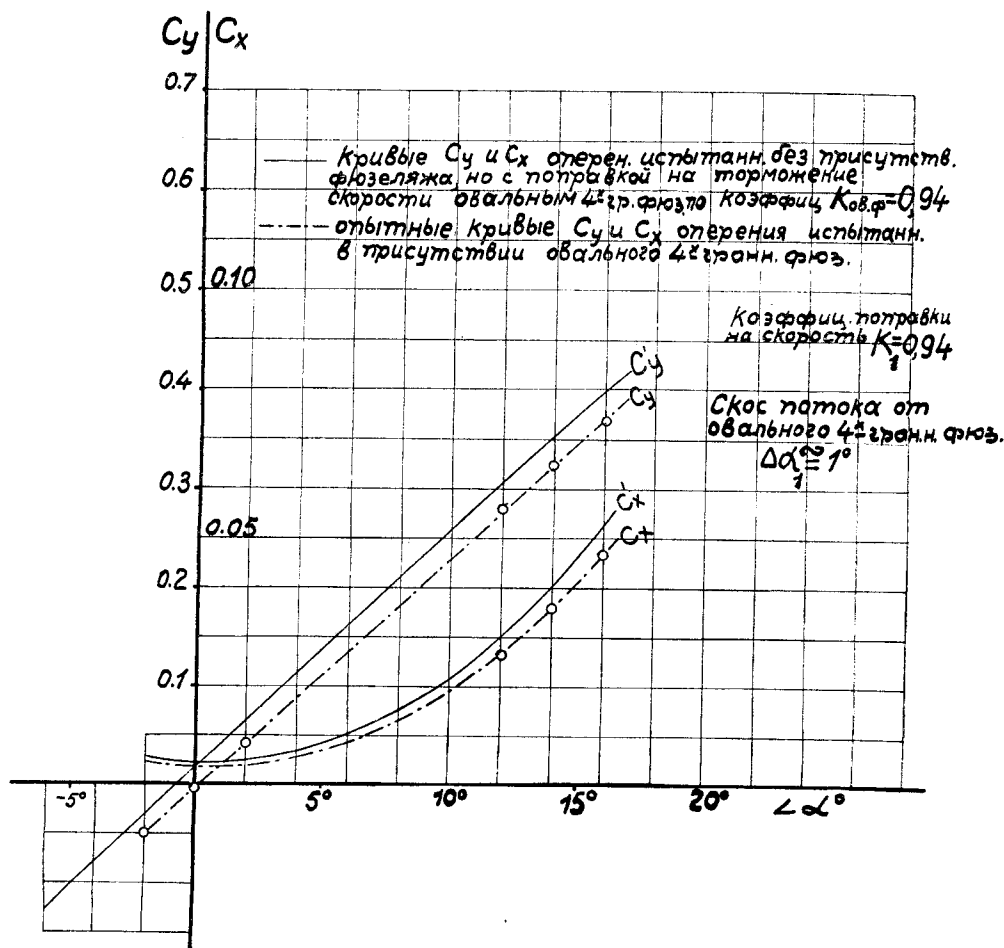
$$K''_2 \cong 0,90.$$



Фиг. 24. Исправление C_y и C_x горизонтального оперения № 1 на торможение скорости овальным 4- и 3-гранными фюзеляжами, принимая коэффициент K для $\alpha = +14^\circ$.

Имея ввиду небольшую разницу в поправочных коэффициентах для всех подсчетов, и в целях достижения простоты, в дальнейшем при обработке материала будем пользоваться формулой (II), беря хорду средней и для коэффициента K возьмем окончательно следующие приближенные значения:

$$K_1 \cong 0,94; \quad K_2 \cong 0,91.$$



Фиг. 25. Диаграмма испытания на C_y и C_x горизонтального оперения № 1 в присутствии овального фюзеляжа и без него, с поправкой на скорость.

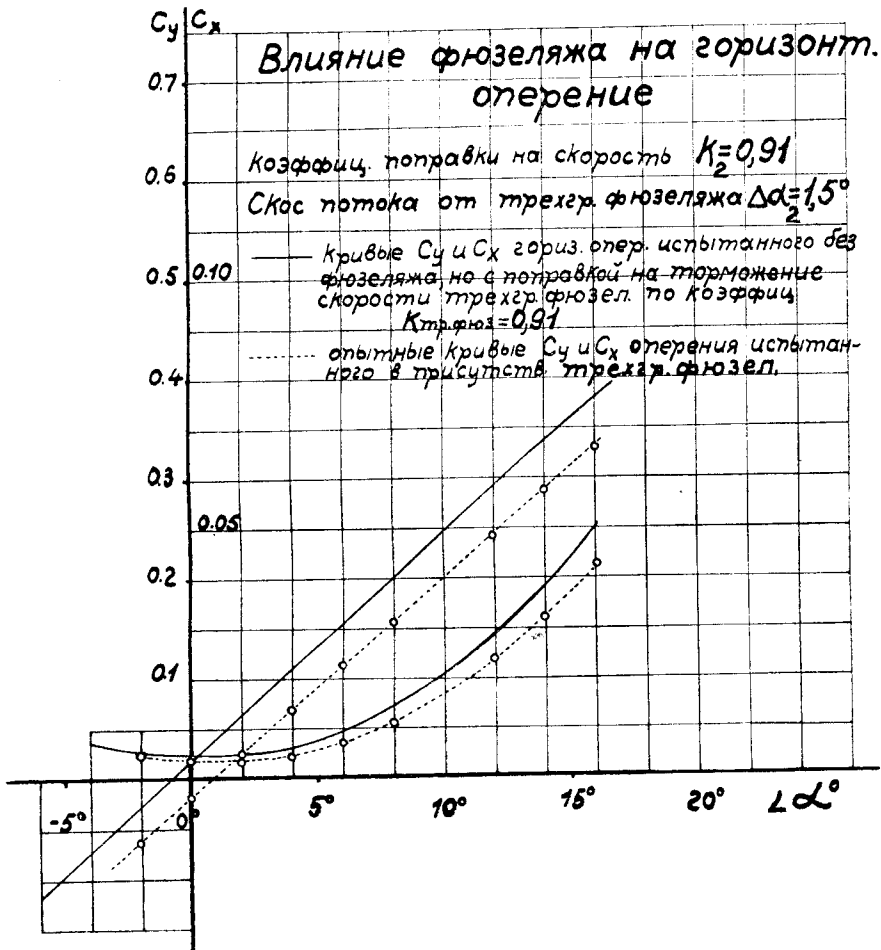
Поправочные коэффициенты K нам служат для исправления коэффициентов C_y и C_x оперения, испытанного без фюзеляжа, на торможение скорости любым фюзеляжем из числа испытанных нами форм.

На сводной диаграмме фиг. 24 имеем кривые C_y и C_x оперения без поправок на скорость и с поправками, вычисленными по коэффициенту K для комбинаций оперения с различными фюзеляжами.

На сводных диаграммах фиг. 25 и 26 нанесены опытные кривые C_y и C_x оперения, испытанного в присутствии овального фюзеляжа

(четырехгранного) и трехгранного фюзеляжа и кривые C_y и C_x оперения, испытанного без присутствия фюзеляжа, но с соответствующими вычисленными поправками на торможение скорости.

Кривые C_y на указанных диаграммах идут почти эквидистантно друг другу. Влияние торможения скорости сказалось уменьшением C_y и C_x оперения. Коэффициент K , как независящий от α , уменьшает таким

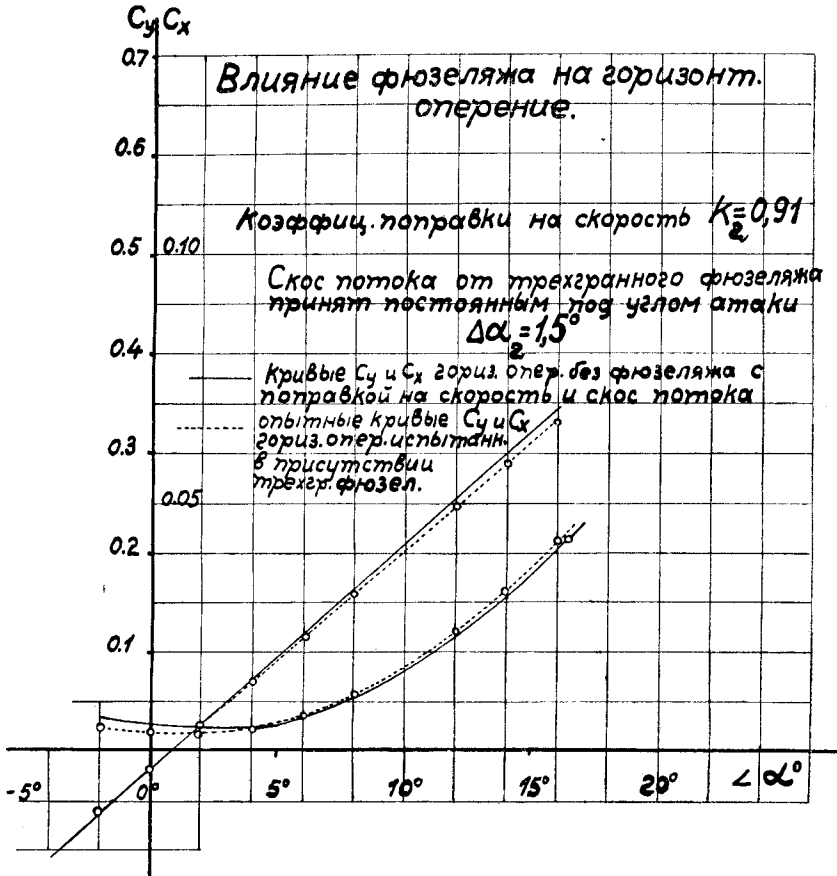


Фиг. 26. Диаграмма испытания на C_y и C_x горизонтального оперения № 1 в присутствии трехгранного фюзеляжа и без него, с поправкой на скорость.

образом производные $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ и $\frac{\partial C_x}{\partial \alpha}$, изменяя наклон кривых. Эквидистантность показывает, что кроме торможения скорости фюзеляжем нет причин, влияющих на $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ и $\frac{\partial C_x}{\partial \alpha}$.

Опытные кривые C_y и C_x оперения, испытанного в присутствии фюзеляжа (фиг. 25 и 26), сдвинуты вправо. Сдвиг аналогичен тому, который получается от скоса потока на постоянный угол. Об угле скоса потока здесь надо говорить условно, так как совокупность слож-

ных явлений в потоке обтекающем оперение с фюзеляжем очень велика—можно лишь сказать, что фюзеляж в этом случае оказывает такое воздействие на оперение, которое вызывает сдвиг кривых C_y и C_x аналогичное влиянию постоянного скоса потока $\Delta\alpha$; этим термином мы и будем дальше обозначать эту поправку. Обращаясь к фотоснимкам (фиг. 19, 20 и 21), которые изображают спектр обтекания потоком овального фюзеляжа при углах атаки $\alpha = 0^\circ$, $+6^\circ$, и $+14^\circ$, мы видим, что поток на указанных углах следит за формой фюзеляжа, и перекашивая поток у средней части оперения, уменьшает угол атаки, это должно быть заметно на больших $\angle\alpha$.



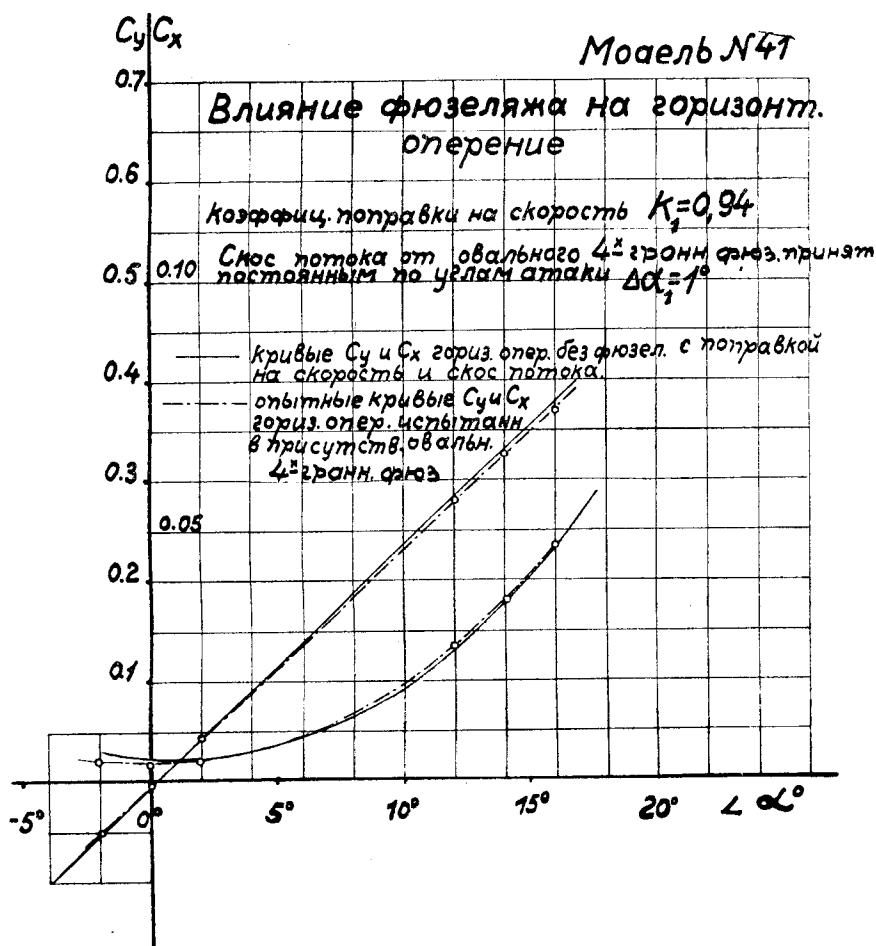
Фиг. 27. Диаграмма испытания на C_y и C_x горизонтального оперения № 1 в присутствии овального 4-гранного фюзеляжа и без фюзеляжа.

Указанное обстоятельство отчасти объясняет сдвиг кривых C_y и C_x . Судя по кривым C_y и C_x , надо взять поправку на скос потока для овального и четырехгранного фюзеляжей $\Delta\alpha_1 \cong 1^\circ$, для трехгранного $\Delta\alpha_2 \cong 1,5^\circ$.

Вводя для кривых C_y и C_x оперения испытанного без фюзеляжа соответствующие поправки на торможение скорости и скос потока,

строим сводные диаграммы с опытными кривыми C_y и C_x , оперения, испытанного в присутствии фюзеляжа (см. фиг. 27 и 28).

Исправленные кривые и кривые опыта идут весьма близки друг к другу.



Фиг. 28. Диаграмма испытания на C_y и C_x горизонтального оперения № 1 в присутствии трехгранного фюзеляжа и без фюзеляжа.

VI. Влияние оперения на фюзеляж.

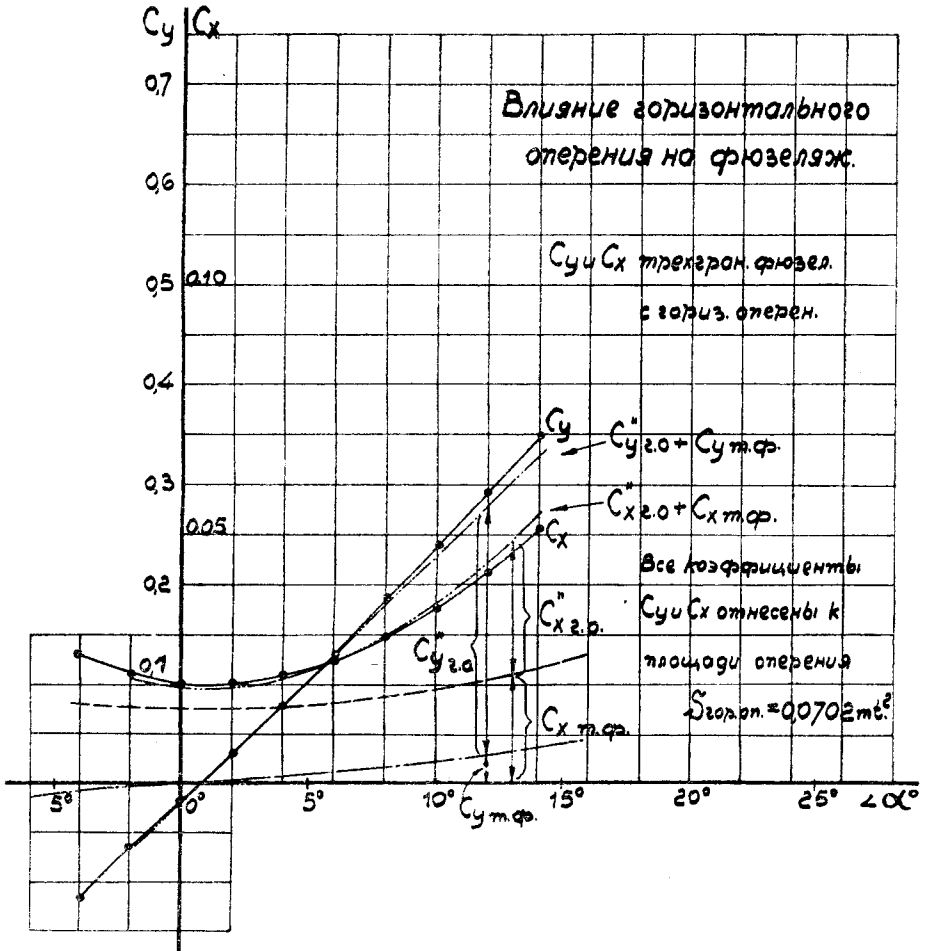
О влиянии оперения на фюзеляж на основании полученного опытного материала можно судить лишь косвенно следующим образом.

Фиг. 7 дает нам испытание на C_y и C_x трехгранного фюзеляжа с отнесением коэффициентов к площади оперения $S = 0,0702 \text{ м}^2$.

Фиг. 10 дает испытание на C_y и C_x оперения в присутствии трехгранного фюзеляжа с отнесением коэффициентов к площади оперения.

Наконец, фиг. 12 дает испытание на C_y и C_x трехгранного фюзеляжа вместе с оперением (со щелью между оперением и фюзеляжем), где коэффициенты также отнесены к площади оперения.

Таким образом, результаты можно сравнивать; сумма коэффициентов $C_{yт.ф.}$ и $C_{xт.ф.}$ трехгранного фюзеляжа и коэффициентов $C_{yг.о.}$ и $C_{xг.о.}$ оперения в присутствии трехгранного фюзеляжа при одних и тех же углах атаки должна равняться коэффициентам C_y и C_x трехгранного фюзеляжа, испытанного вместе с оперением.



Фиг. 29. Сравнительная диаграмма испытания трехгранного фюзеляжа с оперением № 1, с испытанием одного фюзеляжа и одного горизонтального оперения № 1, в присутствии фюзеляжа.

Неучтенным в этом случае является лишь интерференция оперения, которая и должна выявиться как разница между окончательными кривыми. Основываясь на этих соображениях и построена сводная диаграмма на фиг. 29. С другой стороны, указанная диаграмма является контрольной, так как подтверждает правильность проведенных опытов. На углах атаки от $\alpha = -2^\circ$ до $+9^\circ$ получилось почти полное совпадение кривых—расхождение получается на углах α от $+9^\circ$ до $+14^\circ$.

Базируясь на этой диаграмме, мы получаем, что оперение в комбинации с трехгранным фюзеляжем повышает C_y фюзеляжа и понижает C_x .

Делать, однако, окончательные выводы о влиянии оперения на фюзеляж рискованно, так как расхождение между кривыми лежит почти в пределах возможных суммарных ошибок опытов; можно лишь сказать, что влияние оперения на фюзеляж весьма незначительно.

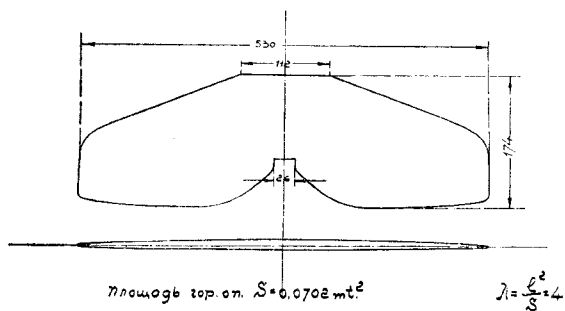
Вторая часть опытов.

I. Аэродинамические характеристики: а) горизонтального оперения № 2 и б) четырехгранного фюзеляжа с придатками.

В первой части опытов было выяснено влияние формы корпуса фюзеляжа на горизонтальное оперение. Указанные опыты были проведены с одним вариантом оперения (оперение № 1) с удлинением

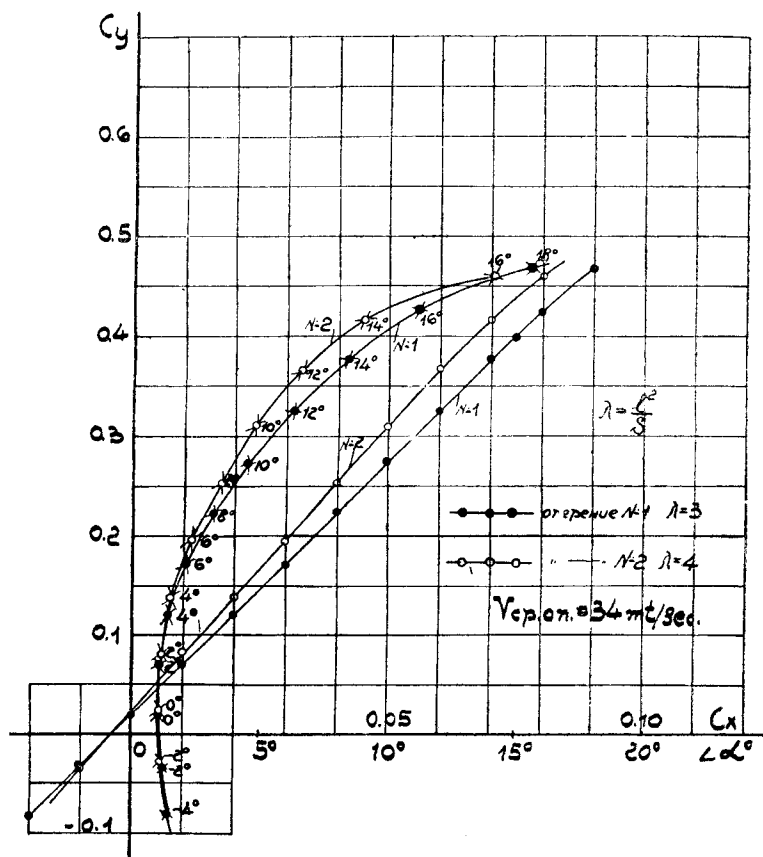
$$\lambda = \frac{l^2}{S} = 3.$$

В дальнейшем важно было выяснить, во-первых, как влияет фюзеляж на оперение с другим удлинением, а во-вторых, как влияют на аэродинамическую характеристику горизонтального оперения придатки фюзеляжа, как-то: шасси, вертикальное оперение, козырьки, турель с пулеметами и т. п., находящиеся на фюзеляже. Решение последних двух вопросов и составляло цель второй части опытов.



Для опытов была использована модель четырехгранного фюзеляжа, испытанная ранее. Общий вид фюзеляжа дан на фиг. 3 (первая часть опытов). Указанная форма фюзеляжа была взята как наиболее употребительная на практике. Модели оперений были взяты двух вариантов: оперение № 1, с которым были проведены первые опыты (см. фиг. 1), с удлинением $\lambda = \frac{l^2}{S} = 3$ и площадью $S = 0,0702 \text{ м}^2$, другое оперение было специально изготовлено как модификация первого. Профиль был взят тот же самый, а также был сохранен характер очертания оперения в плане, но удлинение было взято $\lambda = \frac{l^2}{S} = 4$. Изменение удлинения с $\lambda=3$ на $\lambda=4$ было получено умножением линейных размеров оперения № 1 по горизонтали на $\sqrt[4]{3}$, а по вертикали на $\sqrt[3]{4}$. Площадь 2-го варианта оперения, само собой разумеется, оказалась такая

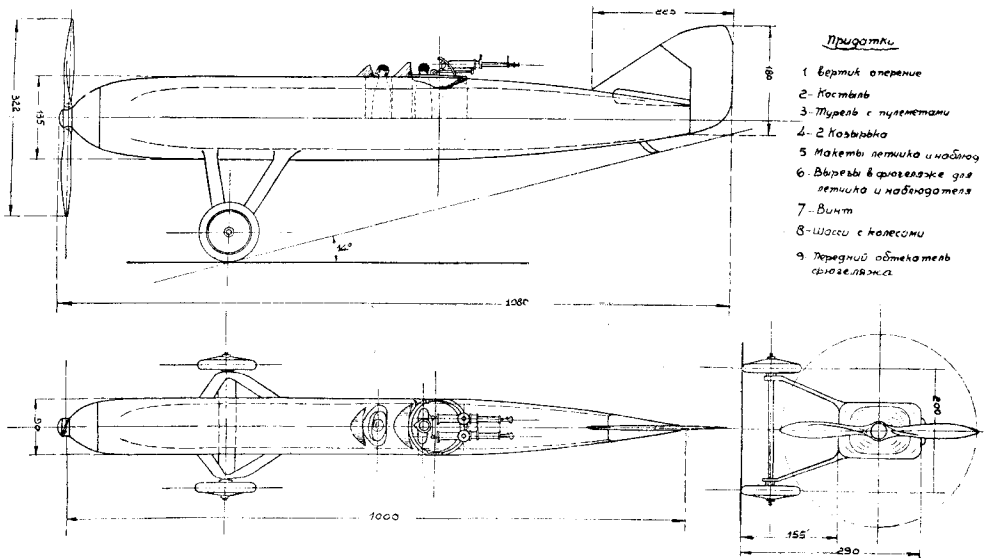
же, как и 1-го варианта: $S=0,0702$ м. Общий вид горизонтального оперения № 2 дан на фиг. 30. Оперение было испытано на C_y и C_x в трубе НКІ при скорости потока 33 м/сек. Результаты испытания даны на фиг. 31, для сравнения на ту же диаграмму нанесена поляра и кривая C_y оперения № 1. Как и следовало ожидать, в аэродинамическом отношении оперение № 2 оказалось выгоднее, чем оперение № 1: коэффициент C_y на всех углах атаки имеет большую величину; лобовое сопротивление на летных углах имеет меньшую величину; $C_y, C_{x\max} = 18,3$ при $\alpha = +4^\circ$.



Фиг. 31. Сводная диаграмма испытания на C_y и C_x модели горизонтального оперения № 1 и № 2 (без фюзеляжа).

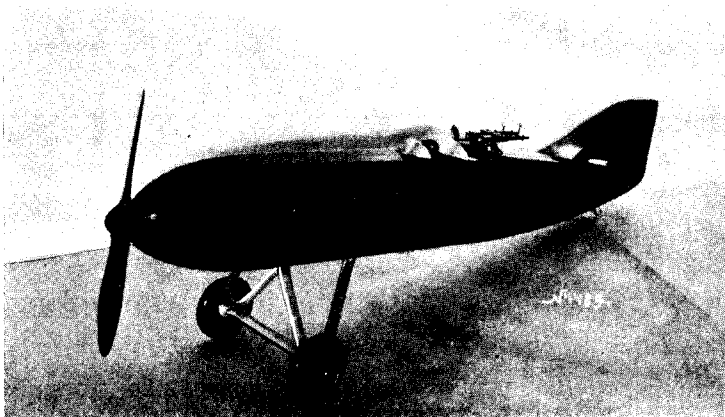
Для опытов по выяснению вопроса о том, как видоизменяют аэродинамическую характеристику фюзеляжа и оперения „придатки фюзеляжа“, т.е. детали самолета, находящиеся на фюзеляже, были изготовлены следующие модели: 1) вертикальное оперение, 2) винт, 3) турель с двумя спаренными пулеметами системы Льюис, 4) макеты летчика и наблюдателя, 5) два козырька, 6) шасси с колесами и 7) костыль. Указанные придатки были сделаны съемными, т.е., так, чтобы они могли легко монтироваться на фюзеляже и также легко могли

быть сняты (фиг. 32 и 33). Для летчика и наблюдателя были сделаны в фюзеляже соответствующие вырезы. Для горизонтального оперения был также сделан вырез частью в вертикальном оперении и частью



Фиг. 32. Общий вид модели четырехгранного фюзеляжа с придатками.

в фюзеляже; последний мог закрываться вставкой по форме конца фюзеляжа. Вырез для горизонтального оперения был сделан таким образом, чтобы можно было устанавливать углы φ горизонтального

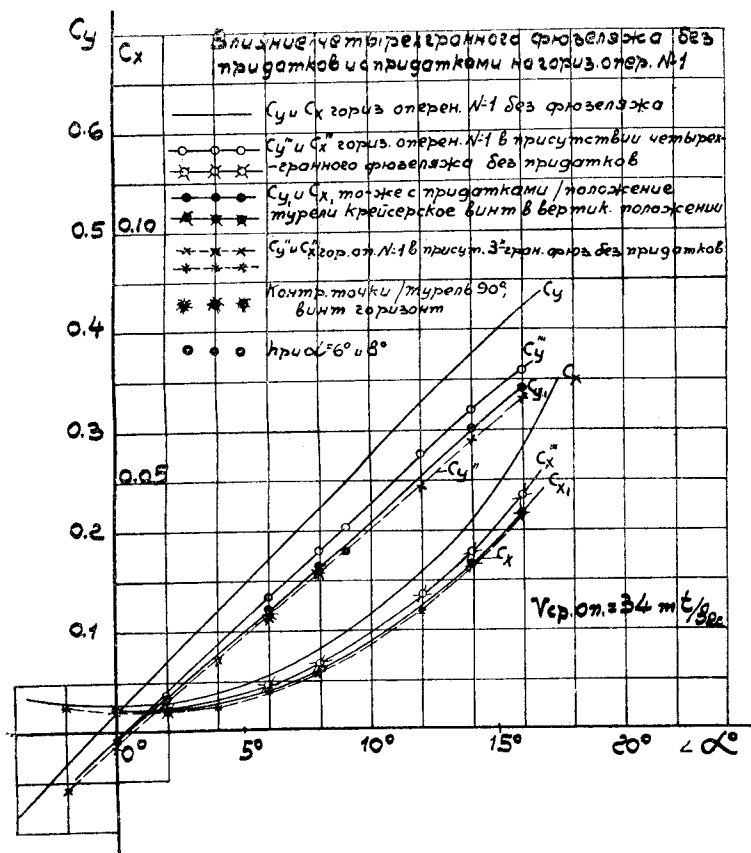


Фиг. 33. Модель четырехгранного фюзеляжа с придатками.

оперения относительно установочной линии на фюзеляже в пределах $\angle \varphi = \pm 2^\circ$ так, чтобы между фюзеляжем и оперением оставался небольшой зазор. Все придатки фюзеляжа были выполнены сообразно с размером корпуса четырехгранного фюзеляжа в масштабе $\frac{1}{9}$. По своей

2. Влияние четырехгранного фюзеляжа без придатков и с придатками на горизонтальное оперение с различными удлинениями ($\lambda=3$ и $\lambda=4$).

Горизонтальное оперение № 1 ($\lambda = \frac{l^2}{S} = 3$) было испытано на C_y и C_x в присутствии четырехгранного фюзеляжа со всеми придатками при углах атаки $\alpha = 0^\circ, +6^\circ$ и $+14^\circ$. Схема опытной установки, а также проведение самого испытания принципиально ничем не отлича-

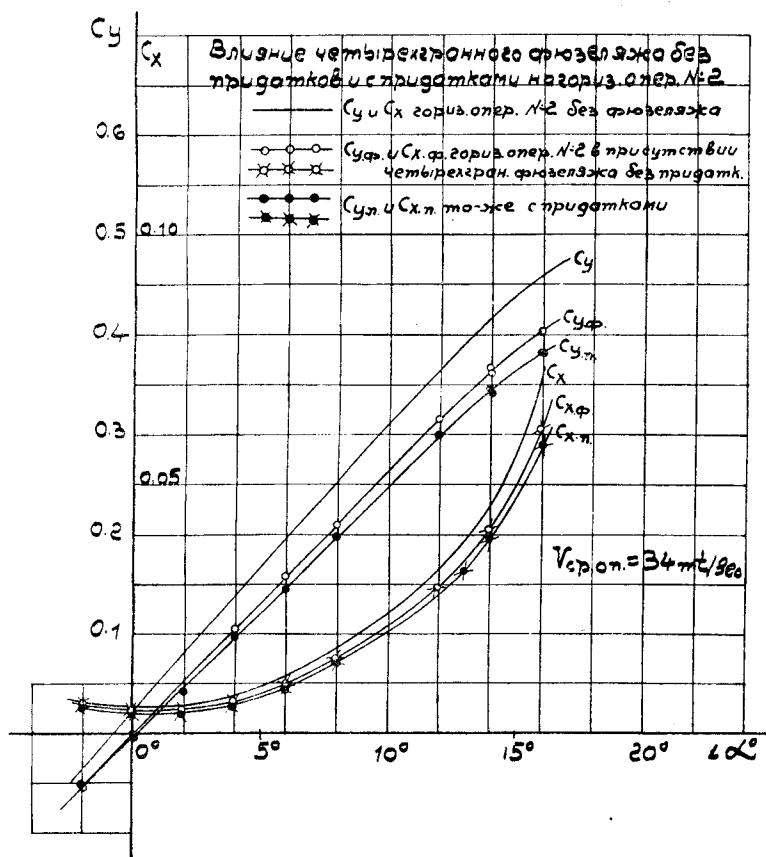


Фиг. 35. Диаграмма испытания на C_y и C_x по α модели горизонтального оперения № 1.

лись от таковых в поставленных уже опытах по выяснению влияния формы корпуса фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета (фиг. 9). Горизонтальное оперение № 2 ($\lambda = 4$) было испытано таким же способом и при тех же углах атаки в присутствии четырехгранного фюзеляжа без придатков и в присутствии того же фюзеляжа со всеми придатками. Результаты испытаний даны на диаграммах фиг. 35 и 36, на которые в целях сравнения, а также для получения более полной картины влияния фюзеляжа на оперение, нанесены кривые C_y и C_x оперений № 1 и № 2, испытанных изолированно, т.е. без присутствия фюзеляжа; на диаграмму фиг. 35 для той же цели нанесены также

кривые C_y'' и C_x'' оперения № 1, испытанного в присутствии трехгранного фюзеляжа без придатков (фиг. 10).

Как видно из сопоставления диаграмм на фиг. 35 и 36, четырехгранный фюзеляж, взятый без придатков и с придатками, оказывает большее влияние на оперение с меньшим относительным размахом, т.-е. на оперение № 1 ($\lambda = 3$) влияет больше, чем на оперение № 2 ($\lambda = 4$). Это объясняется тем, что в последнем случае, т.-е. при наличии оперения № 2, благодаря удлиненной форме оперения, меньшая часть площади оперения находится в сфере непосредственного влияния корпуса фюзеляжа и его придатков, чем в первом случае.



Фиг. 36. Диаграмма испытания на C_y и C_x по α модели горизонтального оперения № 2 ($\lambda = 4$).

На основании проведенных опытов (диаграмма фиг. 36), определяя коэффициент торможения скорости K и скоса потока от фюзеляжа $\Delta\alpha$, для случая комбинации четырехгранного фюзеляжа без придатков с оперением № 2 ($\lambda = 4$), будем иметь:

$$K = 0,945$$

$$\Delta\alpha = 0,8^\circ(0,9^\circ).$$

Вернемся к опытам проведенным в первой части; там мы имеем для случая комбинации оперения № 1 с тем же фюзеляжем следующие величины:

$$K_I = 0,94$$

$$\Delta\alpha_1 = 1^\circ$$

Сопоставляя приведенные выше поправки для оперений № 1 и № 2, мы видим, что разница в них незначительна.

Обратимся теперь к вопросу о том, как видоизменяют характеристику оперений придатки фюзеляжа. Из диаграммы на фиг. 35 и 36 мы видим, что придатки фюзеляжа значительно тормозят скорость потока перед оперением, но перекоса потока, подобно тому, который получается от корпуса фюзеляжа, не дают, так как кривые C_y оперений № 1 и № 2 изменяют лишь свой наклон, но сдвига кривых при этом не наблюдается. Из тех же диаграмм видно, что придатки, монтированные на четырехгранном фюзеляже, на оперение № 1 влияют несколько в большей степени, чем на оперение № 2. Величина этого влияния определяется разницей в наклонах кривых C_y''' и C_{y1} для оперения № 1 (см. фиг. 35) и кривых C_{yf} и C_{yn} для оперения № 2 (см. фиг. 36), другими словами, влияние придатков определяется разностью производных C_y по α . Беря отношения разностей производных к производной C_y оперения, взятого без фюзеляжа, и, умножая на 100, мы получим численную величину влияния придатков фюзеляжа выраженную в процентах.

Для нашего случая имеем:

$$\frac{\frac{\partial C_y'''}{\partial \alpha} - \frac{\partial C_{y1}}{\partial \alpha}}{\frac{\partial C_{yN1}}{\partial \alpha}} \cdot 100 = 5,5\% \text{ (для оперения № 1)}$$

и

$$\frac{\frac{\partial C_{yf}}{\partial \alpha} - \frac{\partial C_{yn}}{\partial \alpha}}{\frac{\partial C_{yN2}}{\partial \alpha}} \cdot 100 = 5\% \text{ (для оперения № 2).}$$

Полная поправка на влияние четырехгранного фюзеляжа с придатками для оперения № 1 будет:

$$K_{N1} = 0,94 - 0,055 = 0,885$$

$$\Delta\alpha_{N1} = 1^\circ$$

для оперения № 2 имеем:

$$K_{N2} = 0,945 - 0,05 = 0,895$$

$$\Delta\alpha_{N2} = 0,8^\circ \text{ (0,9')}.$$

Во всех опытах по выяснению влияния придатков фюзеляжа на горизонтальное оперение положение турели было крейсерское, как изображено на фиг. 32, неподвижный винт был установлен вертикально.

Интересно было прикинуть, какое влияние на оперение окажет горизонтальное положение винта с одновременным поворотом турели с пулеметом на 90° относительно направления потока, т.-е., каково будет максимальное влияние придатков. Указанное изменение в положении турели и винта было сделано при испытании на C_y и C_x оперения № 1 на углах атаки $+6^\circ$ и $+8^\circ$. Как видно из диаграммы фиг. 35, C_y в этом случае понизился весьма незначительно; при угле $\alpha = +8^\circ$ это понижение выражается в 2% . Опытные точки C_x на указанных углах в точности совпали с предыдущими опытными точками, таким образом, надо признать, что поворот турели и винта не оказывает существенного влияния на оперение.

III. Общие выводы.

На основании проведенных опытов по исследованию влияния фюзеляжа на оперение для случая планирования можно вывести следующие заключения.

1. Влияние формы корпуса фюзеляжа на горизонтальное оперение выражается: а) в торможении скорости потока подходящего к оперению, б) в сдвиге кривых сопротивления и подъемной силы оперения в сторону больших углов атаки (подобно скосу потока от фюзеляжа).

2. Величина торможения скорости и скос потока от фюзеляжа зависит от формы корпуса фюзеляжа. Плохо обтекаемая форма фюзеляжа влияет на оперение в большей степени, чем хорошая обтекаемая форма.

3. Придатки фюзеляжа тормозят скорость потока перед оперением, но эффекта скоса потока не дают.

4. влияние фюзеляжа меньше на оперение с большим относительным размахом. При взятой в опытах небольшой разнице в удлинениях оперения ($\lambda = 3$ и $\lambda = 4$) оказалось, что влияние фюзеляжа в том и другом случае почти одинаково.

Попутно в процессе испытаний выяснилось, что влияние на оперение:

а) величины щели между оперением и фюзеляжем и отсутствия ее,
б) выреза на фюзеляже для горизонтального оперения,
в) угла установки оперения относительно фюзеляжа в пределах от -2° до $+2^\circ$,

г) положения оперения по высоте относительно фюзеляжа в небольших пределах—весьма малы и практического значения не имеют.

Для учета влияния фюзеляжа и его придатков на какое-либо горизонтальное оперение следует кривые C_y и C_x этого оперения исправить на скорость и скос потока от фюзеляжа и затем учесть влияние

придатков, считая это последнее влияние как чистое торможение скорости.

Для оперения, имеющего удлинение, примерно, в пределах от 3 до 4, поправки на влияние трехгранного фюзеляжа с придатками будут следующие:

$$K = 0,91 - 0,5 = 0,86.$$

$$\Delta\alpha = 1,5^\circ.$$

Для овального и четырехгранного фюзеляжа с придатками будем иметь:

$$K' = 0,94 - 0,05 = 0,89$$

$$\Delta\alpha' = 1^\circ.$$

Кривые C_y и C_x оперения нужно взять с соответствующими поправочными коэффициентами K , а затем их сдвинуть в сторону больших углов атаки на величину $\Delta\alpha$.

Для фюзеляжей, имеющих форму корпуса, близкую к испытанным формам, можно ориентировочно пользоваться этими опытными коэффициентами.

При испытаниях по выяснению влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение были взяты 3 различных формы корпуса фюзеляжа: две из них сравнительно хорошо обтекаемые и третья — угловатая, плохо обтекаемая. Указанные три формы корпуса фюзеляжа исчерпывают почти полностью формы применяемые на практике. Затем было исследовано влияние фюзеляжа с придатками нормального типа на оперение с двумя относительными размахами ($\lambda = 3$ и $\lambda = 4$). Размахи оперения обычно бывают в указанных пределах и редко из них выходят. Таким образом, вопрос влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение можно считать до некоторой степени выясненным.

В приведенных опытах не затронут вопрос влияния крыла на фюзеляж и горизонтальное оперение, а также вопрос о том, как будет изменяться аэродинамическая характеристика оперения при обдувке всего самолета винтом. В настоящее время в ЭАО ЦАГИ ведутся подготовительные работы для проведения экспериментальных исследований в указанном направлении.

Экспериментальные поправки на интерференцию фюзеляжа и оперения.

А. Н. Журавченко.

Работа оперения на самолете протекает в условиях интерференции фюзеляжа, которая, по данным иностранных опытов, значительно понижает его активность; в вопросах устойчивости и управляемости, где оперение играет особенно важную роль, следовало бы в расчетах учесть фактор влияния фюзеляжа, но сложность явления затрудняла введение поправочного коэффициента.

В работе В. П. Горского „Исследование влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета“ дан обширный опытный материал, выявляющий основные факторы и элементы явления интерференции.

Цель настоящей заметки — подобрать экспериментальные аналитические выражения, которые отражали бы количественную сторону влияния фюзеляжа на оперение достаточно точно для практических целей и были бы при этом достаточно общими, чтобы удовлетворить условиям, встречающимся вообще в практике самолетостроения. Удовлетворительное разрешение задачи можно полагать в подыскании лишь формы выражения с тем, что числовые коэффициенты будут подлежать дальнейшему уточнению и дифференциации путем практических приложений.

Чтобы захватить пределы влияния, были взяты три формы фюзеляжа из числа применяемых на практике, от наиболее плавных ($C_x = 0,06$) до угловатых форм ($C_x = 0,11$). Как показал опыт, влияние сводится: 1) к уменьшению наклона кривых сопротивлений оперения, которое доходит для кривой C_y до 15% от величины $\frac{\partial C_y}{\partial \alpha}$ изолированного оперения; последнее равно 0,026, а в присутствии треугольного фюзеляжа опускается до 0,022; 2) к сдвигу кривой C_y на постоянный угол $\Delta \alpha$, который, по аналогии эффекта, назван углом скоса и достигает для треугольного фюзеляжа $\Delta \alpha = +1,5^\circ$, уменьшая величину C_y , относящуюся к общим углам атаки.

Первое явление достаточно хорошо объясняется торможением скорости в зоне близ фюзеляжа; его сначала и рассмотрим.

Во всех случаях за единицы принимаем $m \cdot kg \cdot sec$.

§ 1. В цитируемой работе для плоскости, перпендикулярной скорости и проходящей через шарниры рулей, получены полные спектры

скоростей; в проведенных там же подсчетах, давших хорошее совпадение с опытом, участок площади оперения, соприкасающийся с фюзеляжем, включен в действующую площадь оперения; скоростной коэффициент интерференции

$$K = \frac{R}{R_0} = \frac{1}{S_0} \int_0^l \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 t dl$$

определяет поправку на торможение скорости;

R ; R_0 — силы сопротивления оперения с учетом торможения скорости и изолированного;

v_1 ; v — скорости подторможенная и в ∞ ;

t — хорда оперения переменная по размаху;

l — размах оперения.

По симметрии коэффициент

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

Обозначая через n предел зоны подторможенной скорости, т.е. половину ее размаха, получим:

$$K = \frac{2}{S_0} \left[\int_0^n \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 t dl + \int_n^{\frac{l}{2}} \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 t dl \right] = \frac{2}{S_0} \int_0^n \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 t dl + \frac{S_1}{S_0}$$

Ввиду небольшого изменения хорды t по участку $(0 - n)$ можно, считая ее постоянной, вынести в виде $t_{cp.}$ из-под знака \int и тогда:

$$K = \frac{2t_{cp.}}{S_0} n \left[\left(\frac{v_1}{v} \right)^2 \right]_{cp.} + \frac{S_1}{S_0} = \frac{1}{S_0} \left[S_2 \left\{ \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 \right\}_{cp.} + S_1 \right] \quad (I)$$

где S_2 — площадь в зоне торможения, S_1 — вне зоны.

Идя по пути упрощения и считая оперение прямоугольным с общей хордой $t_{cp.}$, получим:

$$S_1 = t_{cp.} (l - 2n)$$

$$K = 1 - \frac{2n}{l} \left[1 - \left(\frac{v_1}{v} \right)_{cp.}^2 \right]. \quad (II)$$

Для подобных фюзеляжей, переходя к новым размерам, мы должны в условиях подобия получить какой-то переходный коэффициент подобия, общий для всех скоростей, в том числе v и v_1 ; а тогда отношение $\frac{v_1}{v}$ сохраняется для соответственных точек; распределение последних по плоскости спектра изменится при этом в соответствии с линейным масштабом.

Беря за величину, по которой устанавливаются линейные масштабы, ширину миделя фюзеляжа (а) для координат х, перпендикулярных плоскости симметрии и высоту миделя фюзеляжа (b) для координат у параллельных плоскости симметрии, получим для соответственных точек спектра относительные координаты $\frac{x}{a}; \frac{y}{b}$ равными для подобных фюзеляжей.

Таким образом:

$$\frac{v_1}{v} = \varphi \left(\frac{x}{a}; \frac{y}{b} \right),$$

где φ — функция общая для подобных фюзеляжей; пределы зоны торможения будут пропорциональны а и b соответственно.

Для положения горизонтального оперения (случай опыта) на хвосте фюзеляжа пределы зоны торможения (фиг. 23):

$$\begin{aligned} 2 n_T &= 1,78 a_T \text{ (для трехгранного фюзеляжа)} \\ 2 n_o &= 0,66 a_o \text{ (для овального фюзеляжа).} \end{aligned} \quad (III)$$

Имея в виду, что $\frac{1}{2n} \int_{-n}^{+n} \left(\frac{v_1}{v} \right)^2 dl = \left(\frac{v_1}{v} \right)_{\text{ср.}}^2$, получим с графика фиг. 23:

$$\left(\frac{v_1}{v} \right)_{\text{ср.}}^2 = 0,75 \text{ для овального и трехгранного фюзеляжей.}$$

Общность коэффициента для данного положения оперения весьма упрощает задачу.

Планиметрируя оперение, получим:

$$\begin{aligned} S_1 &= 0,0574; S_2 = 0,0128 \text{ — для овального фюзеляжа;} \\ S_1 &= 0,0418; S_2 = 0,0284 \text{ — для трехгранного фюзеляжа;} \\ S_o &= S_1 + S_2 = 0,0702; a_o = 0,125; a_T = 0,095; \\ 2 n_o &= 0,083; 2 n_T = 0,168; l = 0,460. \end{aligned}$$

По выражению (I) для овального и трехгранного фюзеляжей

$$\begin{aligned} K_o &= \frac{0,0128 \cdot 0,75 + 0,0574}{0,0702} = 0,95 \\ K_T &= \frac{0,0284 \cdot 0,75 + 0,0418}{0,0702} = 0,90; \end{aligned}$$

по выражению (II) соответственно:

$$\begin{aligned} K_o &= 1 - \frac{0,083}{0,460} (1 - 0,75) = 0,95 \\ K_T &= 1 - \frac{0,168}{0,460} (1 - 0,75) = 0,91. \end{aligned}$$

Так как опытные кривые (фиг. 24) дают K меньше процента на 2 против величин расчетных, то возьмем $\left(\frac{v_1}{v}\right)_{\text{ср.}}^2 = 0,70$, тогда

$$K_0 = 0,95 \quad K_T = 0,89.$$

Имея ввиду малую практическую разницу между результатами вычисления по (I) и (II), можно для приложений рекомендовать, в целях упрощения, формулу (II).

Имея модель одного из подобных фюзеляжей и данное оперение любой формы и любого удлинения λ , возьмем по (III) величину 2π ; планиметрируя площадь оперения в зоне торможения, получим S_1 S_2 , откуда по (I) и величину K ; по приближенной формуле (II) избегается операция планиметрирования. Таким путем осуществляется переход к поправкам на торможение скорости для любых оперений и подобных фюзеляжей с соответственным расположением оперения; для иного расположения оперения придется, пользуясь графиками (фиг. 15, 16, 17 и 18), найти как величину 2π в частях миделя фюзеляжа, так и величину $\left(\frac{v_1}{v}\right)_{\text{ср.}}^2$. Общность изменения наклона кривых C_y для разных α показывает, что поправку можно брать среднюю из результатов подсчета для крайних режимов.

Переходя к поправочным коэффициентам не подобных фюзеляжей, примем, в соответствии с экспериментальными данными столь разных фюзеляжей, как овальный и трехгранный, что закон распределения $\frac{v_1}{v}$ скоростей в функции относительных координат по зоне торможения является для всех фюзеляжей общим, что форма зоны соответствует форме миделя и что пределы зоны пропорциональны ширине (a) и высоте (b) миделя с общим коэффициентом пропорциональности p . В этом случае, если площадь миделя представим под видом qab , где q — коэффициент формы, то площадь зоны торможения $S_c = qr^2ab$.

Принимая в плоскости спектра давление атмосферным, беря для потока, ограниченного зоной торможения, 2 сечения с атмосферным давлением — перед фюзеляжем и в плоскости спектра и применяя теорему Эйлера о количестве движения, получим выражение силы сопротивления R_{ϕ} фюзеляжа через количество движения секундной массы

$$R_{\phi} = C_{x\phi} \cdot \rho qabv^2 = \int_{S_c} (v - v_1) dm = \int_{S_c} (v - v_1) v_1 \rho ds_c, \quad (IV)$$

где R_{ϕ} — сопротивление фюзеляжа;

qab — площадь миделя фюзеляжа, выраженная через произведение max. ширины и высоты с коэффициентом q , учитывающим форму миделя;

S_c — площадь спектра;

v_1 — скорость подторможенная у оперения;

$dm = \rho v_1 dS_c$ — секундное количество жидкости, протекающей через элементарную площадку зоны торможения оперения.

Деля обе части (IV) на v^3 и вынося среднее значение подинтегральной функции за знак \int , получим:

$$C_{\text{хф.}} \rho q_{ab} = \left[\left(1 - \frac{v_1}{v} \right) \frac{v_1}{v} \right]_{\text{ср.}} \rho^2 q_{ab} \quad (\text{IVa})$$

Так как мы приняли закон распределения $\frac{v_1}{v}$ общим для всех фюзеляжей, то величина $\left[\left(1 - \frac{v_1}{v} \right) \frac{v_1}{v} \right]_{\text{ср.}}$ представляет собой некоторый коэффициент постоянный для любых фюзеляжей, а потому:

$$p = C' \sqrt{C_x} = \frac{2 n_{\max}}{a},$$

ибо коэффициент p представляет собой общее отношение диаметров зоны торможения к соответственным диаметрам миделя фюзеляжа.

Для расположения оперения не в максимуме зоны торможения будет изменяться постоянная, которую обозначим в общем случае через C .

Тогда выражение (III) примет вид:

$$2 n = a C \sqrt{C_x}. \quad (\text{V})$$

Для каждого положения оперения по высоте следует коэффициент C искать, определяя непосредственно по спектрам величину n , точно так же, как и величину $\left(\frac{v_1}{v} \right)_{\text{ср.}}^2$ для формул (I) и (II).

Для положения оперения на хвостовой части сверху коэффициенты C найдем, пользуясь числовыми величинами выражения (III).

$C_{\text{хф.}}$ будем брать лишь для $\alpha = 0$, так как изменение углов атаки практически не сказываются на зонах торможения для горизонтального оперения в отношении ширины спектра:

$$\begin{aligned} C_{\text{хоф.}} &= 0,08 & C_{\text{хтф.}} &= 0,106 \\ \sqrt{C_{\text{хоф.}}} &= 0,283 & \sqrt{C_{\text{хтф.}}} &= 0,325 \\ C_0 &= \frac{0,66}{0,283} = 2,34 & C_T &= 5,5 \end{aligned}$$

Выражение (V) для пределов зоны торможения будет иметь вид

$$2 n = a C \sqrt{C_x}, \quad (\text{Va})$$

где $C = 2,34$ для овального фюзеляжа;

$C = 5,5$ для трехгранного фюзеляжа.

Разница коэффициентов, повидимому, получилась, главным образом, вследствие относительно широкой хвостовой части трехгранного фюзеляжа; по этому признаку и будем в отдельных случаях выбирать коэффициенты C , сообразуясь с приведенными цифрами.

Окончательные выражения поправки на скорость для любых фюзеляжей и указанного положения хвостовой части примут вид:

$$K = S_0 \left[S_2 \left(\frac{v_1}{v} \right)_{\text{ср.}}^2 + S_1 \right], \quad (\text{VI})$$

где S_1 и S_2 ищутся, имея ввиду величины зоны торможения по выражениям (Va) и $\left(\frac{v_1}{v} \right)_{\text{ср.}}^2 = 0,70$.

Приближенная формулировка (II) дает для тех же условий

$$K = 1 - C \sqrt{C_x} \frac{a}{l} \left[1 - \left(\frac{v_1}{v} \right)_{\text{ср.}}^2 \right] = 1 - C_1 \sqrt{C_x} \frac{a}{l}, \quad (\text{VII})$$

где $C_1 = 0,70$ — для овального фюзеляжа,

$C_1 = 1,65$ — для трехгранного фюзеляжа.

§ 2 Как видно из результатов опыта, весьма значительная часть поправки на интерференцию получилась за счет явлений не учитываемых торможением скорости и проявилась в сдвиге кривых сопротивления на угол $\Delta\alpha$;

$\Delta\alpha = 1^\circ$ — для овального фюзеляжа;

$\Delta\alpha = 1,5^\circ$ — для трехгранного фюзеляжа.

Как отмечено в работе В. П. Горского, $\Delta\alpha$ не зависит от лобового сопротивления фюзеляжа; поэтому будем считать $\Delta\alpha$ пропорциональным $\frac{a}{l}$; тогда:

$$\Delta\alpha = C_2 \frac{a}{l}, \quad (\text{VIII})$$

где $C_2 = \frac{l\Delta\alpha}{a} = 3,65$ для овального фюзеляжа;

$C_2 = \frac{l\Delta\alpha}{a} = 7,3$ для трехгранного фюзеляжа.

Поправку на $\Delta\alpha$ можно ввести в виде уменьшения сил на оперение; беря более употребительную величину C_n вместо C_y , получим действительный коэффициент C_n ;

$$C_n = C_{n \text{ из}} - \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \right)_{\text{из}} \Delta\alpha^\circ, \quad (\text{IX})$$

где $C_{n \text{ из}}$ — коэффициент изолированного оперения.

§ 3. Сочетая VI, VII, VIII и IX, получим общую поправку интерференции, отнесенную к коэффициенту C_n под видом

$$C_n = K \left[C_{n \text{ из}} - \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha^\circ} \right)_{\text{из}} \Delta \alpha^\circ \right]. \quad (X)$$

Для положения оперения в рассмотренных случаях получим приближенное выражение:

$$C_n = \left(1 - C_1 \frac{a}{l} \sqrt{C_x} \right) \left[C_{n \text{ из}} - C_2 \frac{a}{l} \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha^\circ} \right)_{\text{из}} \right], \quad (XI)$$

где C_1 колеблется от 0,70 (овальный фюзеляж) до 1,65 (трехгранный), увеличиваясь с относительной шириной хвостовой части.

C_2 колеблется от 3,65 (для овального фюзеляжа) до 7,3 (для трехгранного фюзеляжа), завися от тех же факторов, что C_1 и отчасти от свойств подсосывания вниз хвостовой части фюзеляжа.

C_x — коэф. сопротивления фюзеляжа.

Более точное выражение можно получить из X, VI и VIII.

Для случаев расположения оперения, отличающего от рассмотренных, как указывалось выше, коэффициенты C_1 и C_2 ищутся способом, аналогичным примененному.

Для особо оригинальных фюзеляжей или с целью получить вообще более точные коэффициенты, следует прибегнуть к помощи специального эксперимента определения C_y подъемной силы оперения изолированного и в присутствии фюзеляжа на двух углах атаки значительно отличающихся величиной; подставив найденные значения коэффициентов C_y и $C_{y \text{ из}}$ в XI вместо C_n ; $C_{n \text{ из}}$; $\left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha^\circ} \right)_{\text{из}}$, получим 2 уравнения с 2 неизвестными C_1 и C_2 , из коих последние определяются.

Переход к различным λ оперения и лобовым сопротивлениям фюзеляжа совершается путем применения формулы XI. Хотя в специальном опыте интерференция в сущности отыскивается непосредственно, но этим значение формулы XI не умаляется, вследствие возможности с ее помощью перейти к новым λ оперения и сильно увеличенным лобовым сопротивлениям фюзеляжа при переходе к натуре.

§ 4. Пользуясь полученными выражениями, найдем поправки для 4-гранного фюзеляжа и сравним с результатами продувки последнего. Данные:

$$C_x = 0,061; a = 0,09; l = 0,460; C_1 = 1,30$$

$$C_2 = 6; \sqrt{C_x} = 0,247; \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha^\circ} \right)_{\text{из}} \sim \left(\frac{\partial C_y}{\partial \alpha^\circ} \right)_{\text{из}} = 0,0255$$

Получим:

$$K = \left(1 - C_1 \frac{a}{l} \sqrt{C_x} \right) = 1 - 1,30 \cdot 0,247 \cdot \frac{0,09}{0,460} = 0,94 \text{ для 4-гран. фюз.}$$

0,95 „ овальн. „
0,90 „ трехгран. „

$$\Delta\alpha^\circ = C_2 \frac{a}{l} = \frac{0,09 \cdot 6}{0,460} = 1,2 \text{ — для 4-гранного фюзеляжа}$$

$$1 \text{ — „ овального „}$$

$$1,5 \text{ — „ трехгранного „}$$

Для $\alpha = 14^\circ$

$$C_n = 0,94 (0,375 - 1,2 \cdot 0,0255) = 0,32; \Delta C_n = 14\%.$$

По продувке $C_n = 0,32$.

Мы видим полное совпадение с результатами продувки.

Для выяснения величины возможных ошибок вследствие неправильной оценки коэффициентов C_1 C_2 подсчитаем K и $\Delta\alpha$ для четырехгранного фюзеляжа по предельным коэффициентам овального и трехгранного фюзеляжей:

$$K = 0,97 \text{ для } C_1 = 0,70$$

$$K = 0,92 \text{ для } C_1 = 1,65$$

$$\Delta\alpha^\circ = 0,7 \text{ для } C_2 = 3,6$$

$$\Delta\alpha^\circ = 1,4 \text{ для } C_2 = 7,3$$

Вероятные ошибки, как $\frac{1}{4}$ предельных, будут для K меньше 0,01 и для $\Delta\alpha^\circ$ меньше $0,1^\circ$, таким образом учет интерференции оперения фюзеляжа формулами (X) и (XI) проводится достаточно точно.

Для более широкой проверки полученных выражений в отношении учета λ оперения и лобового сопротивления воспользуемся дальнейшим опытным материалом с 4-гранным фюзеляжем. Дополнительные опыты были выполнены с придатками, повышающими лобовое сопротивление фюзеляжа в 7,5 раз и без придатков; а также с оперением № 2 при $\lambda = 4$; оперение взято то же что и раньше, но с удлинением увеличенным с $\lambda = 3$ на $\lambda = 4$.

Данные:

$$\text{Размах } l = 0,530; \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha^\circ} \right)_{из} = 0,029.$$

$$\text{Для фюзеляжа с придатками } \sqrt{C_x} = \sqrt{0,46} = 0,68.$$

Коэффициенты фюзеляжа C_1 C_2 оставляем прежними

$$C_1 = 1,30 \quad C_2 = 6.$$

Для фюзеляжа без придатков, но с $\lambda = 4$,

$$K = 1 - 1,3 \cdot 0,247 \frac{0,09}{0,530} = 1 - 0,042 = 0,95$$

$$\Delta\alpha^\circ = 6 \cdot \frac{0,09}{0,530} = 1^\circ.$$

Для $\alpha = 14^\circ$

$$C_n = 0,95 [0,42 - 1 \cdot 0,029] = 0,37$$

$$\Delta C_n = 12\%.$$

По продувке (фиг. 36) $C_n = 0,37$.

Для фюзеляжа с придатками при $\lambda = 4$

$$K = 1 - 1,3 \cdot 0,68 \frac{0,09}{0,530} = 0,85$$

$$\Delta\alpha = 1^\circ$$

$$C_n = 0,85 (0,42 - 0,029) = 0,33$$

$$\Delta C_n = 19\%$$

По продувке (фиг. 36) $C_n = 0,34$.

Для оперения $\lambda = 3$, фюзеляж с придатками

$$K = 1 - 1,3 \cdot 0,68 \frac{0,09}{0,460} = 0,83$$

$$\Delta\alpha = 1,2^\circ$$

$$C_n = 0,83 (0,375 - 1,2 \cdot 0,0255) = 0,29$$

$$\Delta C_n = 20\%$$

По продувке (фиг. 35) $C_n = 0,30$.

Соберем полученные данные с 4-гранным фюзеляжем в таблицу.

	Без придатков				С придатками			
	$\lambda = 3$		$\lambda = 4$		$\lambda = 3$		$\lambda = 4$	
	C_n	ΔC_n	C_n	ΔC_n	C_n	ΔC_n	C_n	ΔC_n
Вычисленные . . .	0,32		0,37		0,29		0,33	
Опытные	0,32	14%	0,37	12%	0,30	20%	0,34	19%

Получилось полное, в пределах ошибок опыта, совпадение, несмотря на учет сопротивления, возросшего в 7,5 раз; это указывает на правильность подхода к решению задачи.

§ 5. Суммарное влияние фюзеляжа на горизонтальное оперение выражается 10—30% величиной весьма заметной; но гораздо сильнее скажется это влияние на вертикальном оперении, последнее можно учесть аналогично сделанному, имея характеристики изолированного вертикального оперения и проводя анализ в вертикальной плоскости.

В вопросах устойчивости поправка на интерференцию входит через коэффициент C_n оперения, выражение которого дано в (X) и (XI); при этом надо помнить, что коэффициенты K и $\Delta\alpha$ не зависят от угла атаки α оперения, так как приняты за постоянные на всех режимах.

Аэродинамические исследования горизонтальных оперений с компенсаторами и без них.

В. П. Горский.

С целью разработки практических серий горизонтальных оперений для обслуживания авиопромышленности в Экспериментально-Аэродинамическом Отделе ЦАГИ были произведены подробные аэродинамические исследования нескольких типов оперений из числа фактически осуществленных в конструкциях самолетов, а именно:

I. Тип оперения эллиптического очертания в плане с осевым компенсатором двух площадей.

II. Тип оперения треугольной формы в плане с двумя вариантами „бокового компенсатора“ и „закраинами“ у стабилизатора.

III. Тип оперения прямоугольной формы в плане с двумя вариантами соотношения площадей рулей высоты и горизонтального оперения.

Все испытания оперений проведены в Аэродинамической лаборатории имени проф. Н. Е. Жуковского в аэродинамической трубе № 3/НК 1 диаметр рабочего сечения $D = 1,5 \text{ м}^1$), при средней скорости потока $v = 33 — 34 \text{ м/сек.}$ Скорость потока во всех случаях измерялась трубкой Пито ЦАГИ (коэфф. $\xi = 1,02$) и манометром системы Фусс (с наклоном 0,4). Все оперения испытывались изолированными.

Испытания на лобовое сопротивление и подъемную силу произведены на аэродинамических весах трубы НК1; при этом угол атаки оперения во всех случаях определялся как угол между направлением потока и хордой стабилизатора, разумея под хордой стабилизатора часть хорды горизонтального оперения (при $\angle \delta \text{ руб.} = 0^\circ$) от ребра атаки до шарнира рулей.

Испытания оперения на шарнирный момент производились на моментном приборе, на котором величина момента определялась непосредственно ²⁾.

¹⁾ См. Б. Н. Юрьев и Н. П. Лесникова. Аэродинамические исследования. Тр. ЦАГИ, вып. 33.

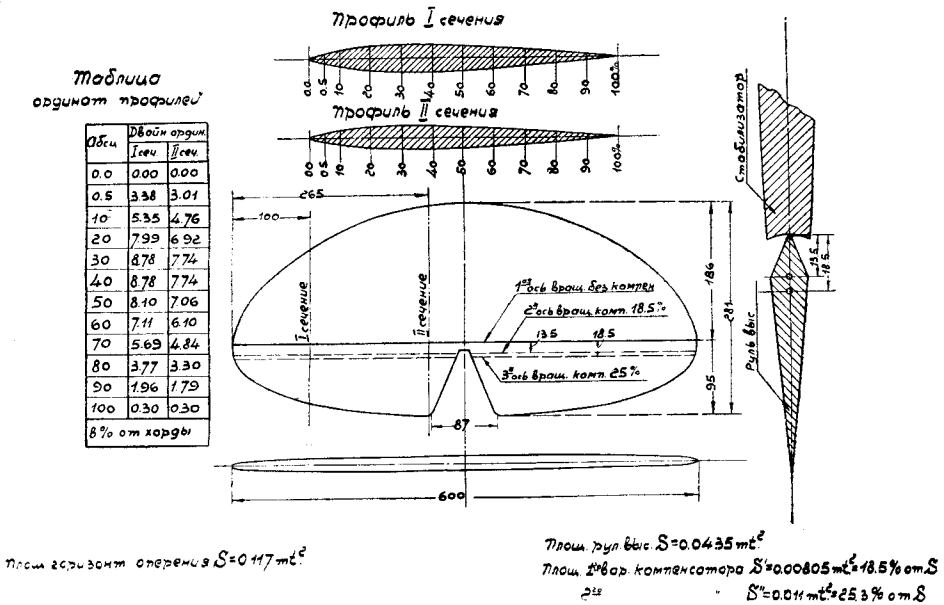
²⁾ Приспособление моментного прибора для испытаний шарнирного момента рулей произведено М. А. Резуновым.

Испытание I типа оперений.

Для целей опытов была взята модель горизонтального оперения, имеющего эллиптическую форму очертания в плане. Общий вид оперения изображен на фиг. 1. Из конструктивных соображений профиль оперения переменный по размаху. Площадь оперения равнялась $S = 0,117 \text{ м}^2$, полная площадь рулей высоты $S_{\text{р.в.}} = 0,0435 \text{ м}^2$, что составляет 37,2% от площади всего оперения. Относительный размах оперения

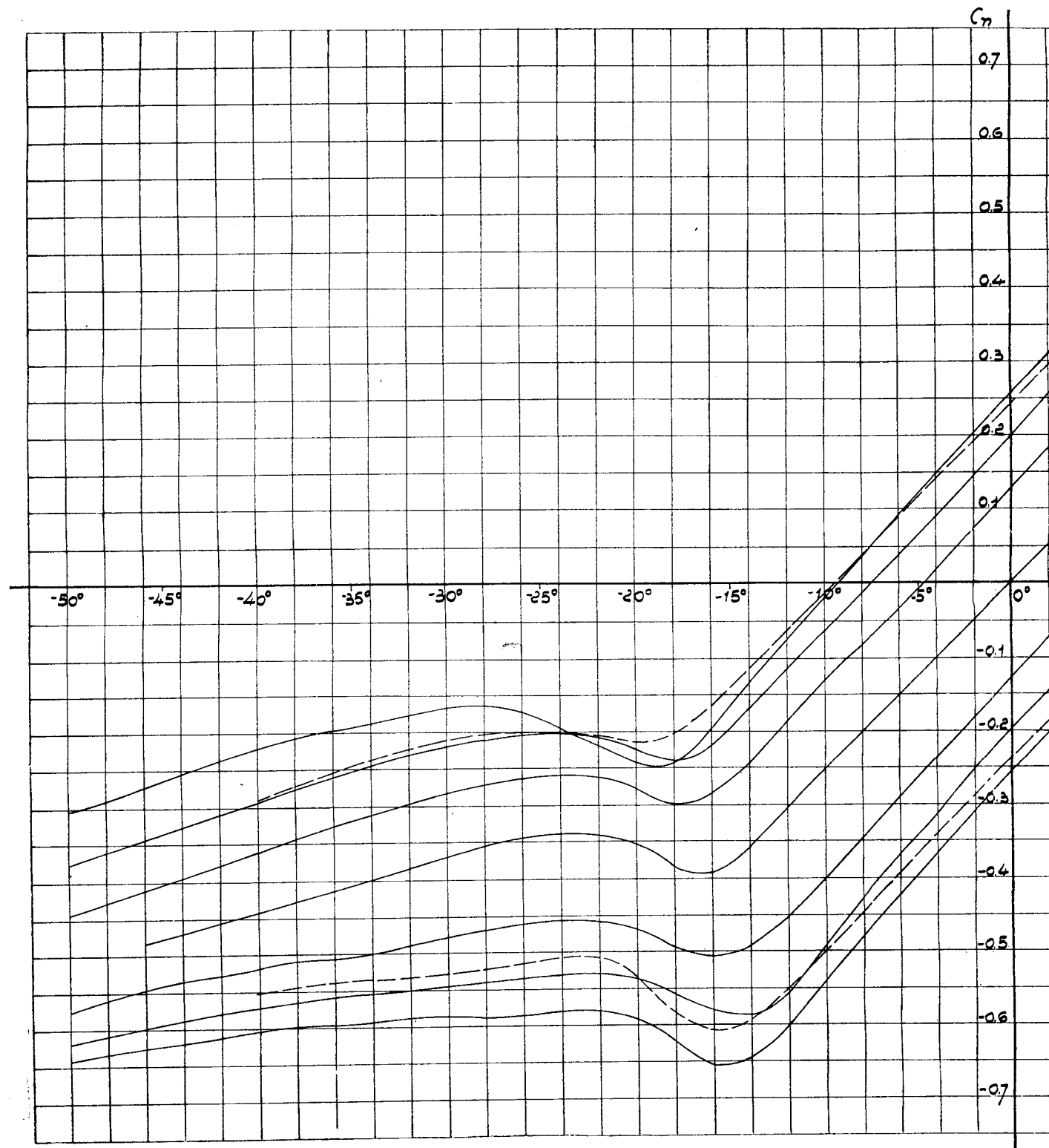
$$\lambda = \frac{l^2}{S} = 3,08.$$

Для изучения влияния компенсации ось вращения рулей занимала три положения: положение 1 непосредственно у задней кромки стабили-

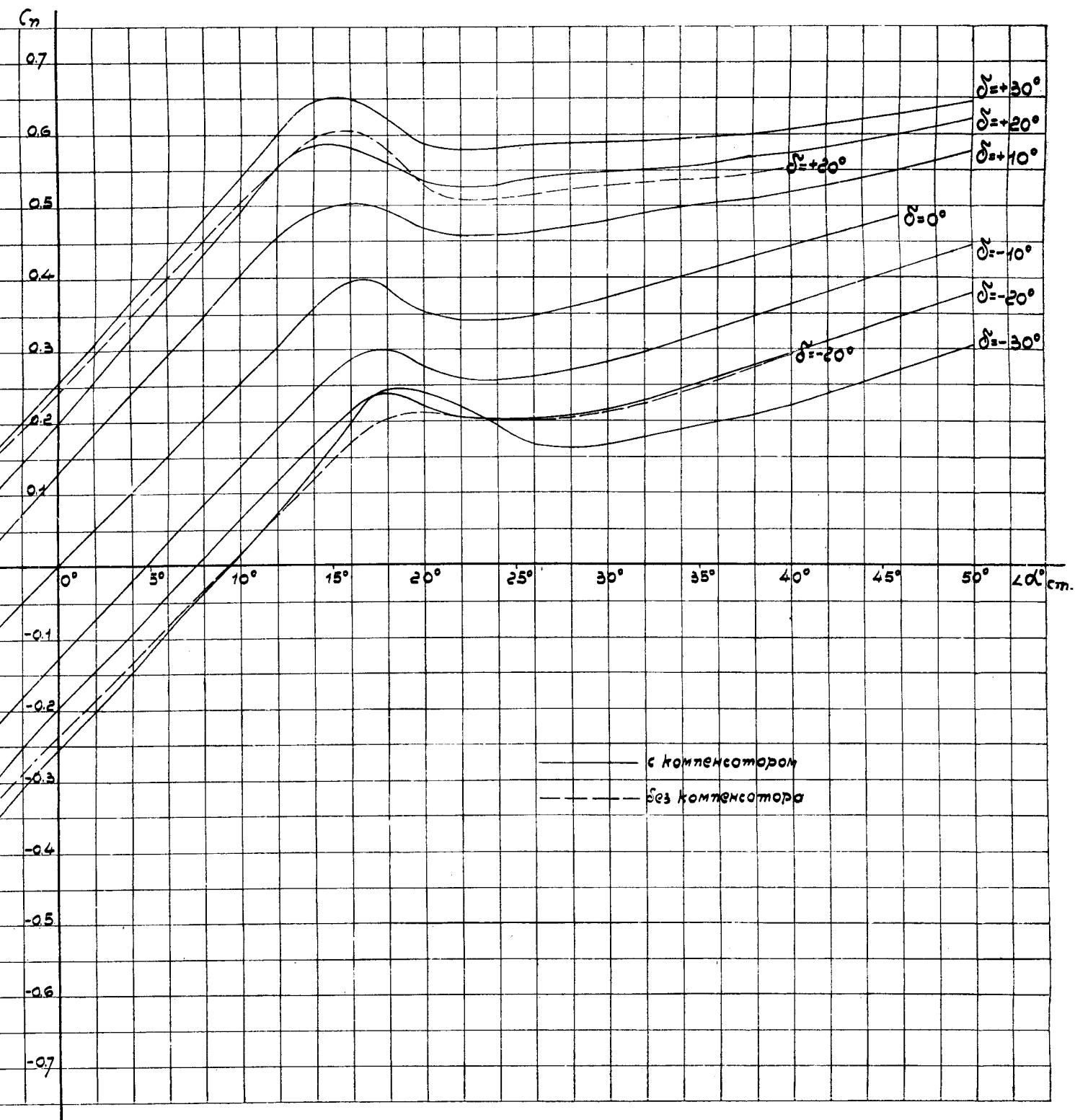


Фиг. 1. Эллиптическое горизонтальное оперение.

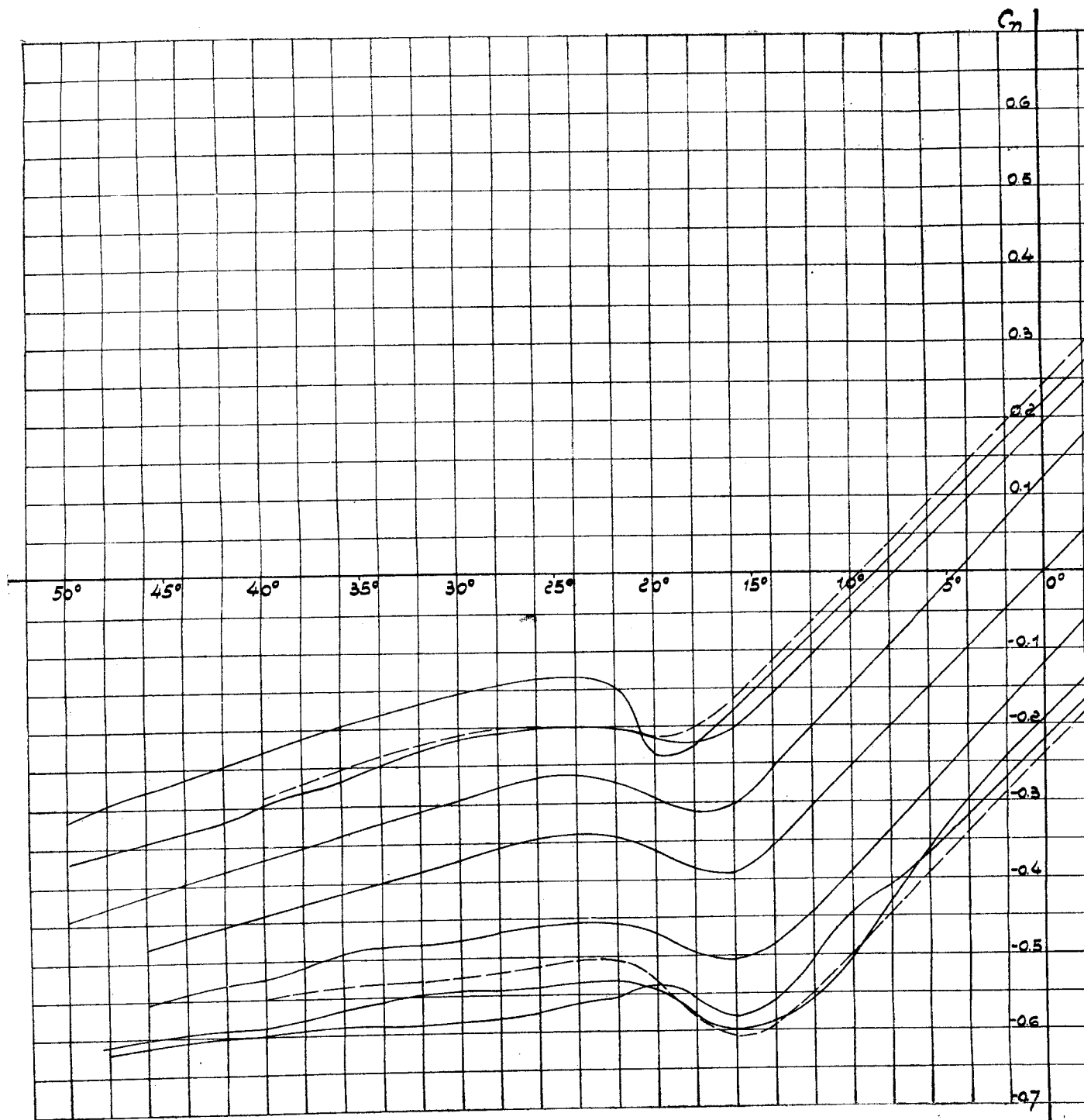
затора. При положении 2 ось вращения была смещена назад на 13,5 мм (14,2% от максимальной ширины рулей b_{max}); при положении 3 ось смещалась на 18,5 мм (19,5% от b_{max}). При первом положении оси вращения оперение обладает рулями без компенсатора. При 2 и 3 положениях оси осуществлялся так называемый „осевой“ компенсатор с соответственной компенсацией в 18,5% и 25,3% $\left(100 \times \frac{\text{пл. комп.}}{\text{полн. пл. рулей}} \right)$. С тем, чтобы по возможности не нарушать плавности обтекания оперения с отклоненными рулями, грани переднего ребра рулей высоты были скошены под острым углом (см. фиг. 1) и, благодаря этому, в нашем случае при наибольшей компенсации (25,3%) и угле отклонения рулей до 25° переднее ребро рулей не выступает за поверхность стабилизатора. При смещении оси вращения рулей назад уменьшается плечо момента полной аэродинамической силы действующей на рули



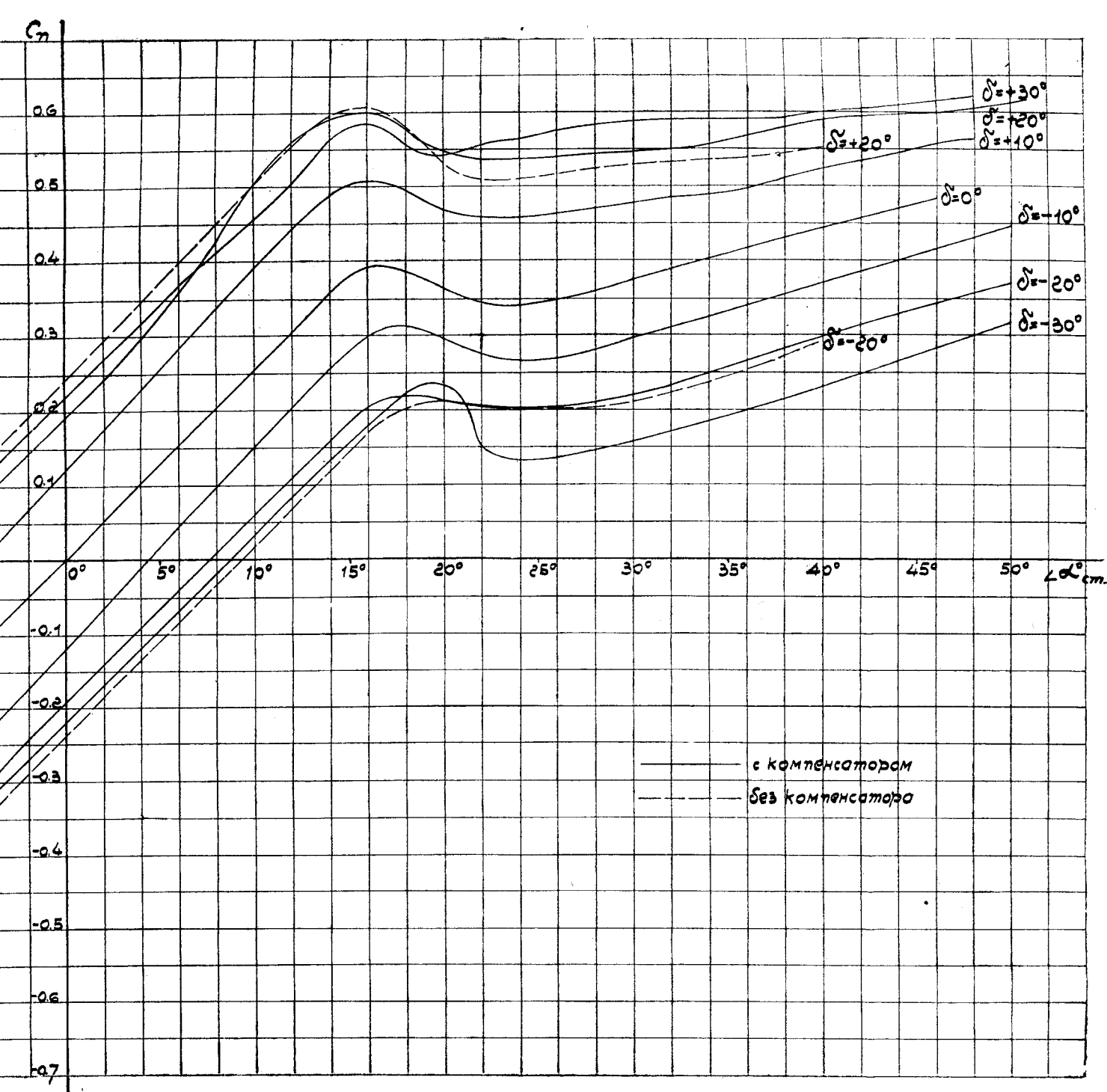
Фиг. 2. Сводная диаграмма кривых C_n по α эллиптического горизонтального оперения



о оперения (при различных углах δ рулей высоты) с компенсатором 18,5% и без компенсатора.



Фиг. 3. Сводная диаграмма кривых C_n по α эллиптического горизонтального оперения



о оперения (при различных углах δ рулей высоты) с компенсатором 25,3% и без компенсатора.

высоты и тем самым уменьшаются усилия в передаточных механизмах управления рулями.

У больших самолетов с большими площадями рулей усилия на ручку или штурвал управления достигают весьма большой величины, и разгрузка рулей (путем устройства разного рода компенсаторов к рулям) имеет весьма существенное значение.

Для определения аэродинамической характеристики эллиптического оперения с различными углами отклонения рулей высоты и различными степенями компенсации, оперение было испытано на лобовое сопротивление и подъемную силу при различных углах атаки.

С компенсацией 18,5% и 25,3% оперение было испытано с углами отклонения рулей $\angle \delta = 0^\circ; \pm 10^\circ; \pm 20^\circ$ и $\pm 30^\circ$ при углах атаки α от 0° до $+50^\circ$; без компенсации оперение было испытано с углами отклонения $\angle \delta = \pm 20^\circ$ при углах атаки α от 0° до $+40^\circ$.

Коэффициенты C_y и C_x были отнесены во всех случаях к проекции площади оперения на плоскость хорд стабилизатора при $\angle \delta = 0^\circ$ ($S = 0,117 \text{ м}^2$). На фиг. 2, 3 и 5 даны результаты указанных испытаний в коэффициентах C_n и C_t .

Коэффициенты C_n и C_t подсчитаны по известным формулам

$$C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha$$

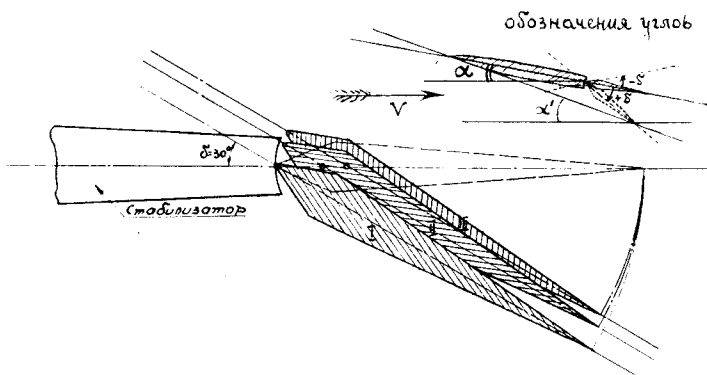
$$C_t = C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha.$$

Кривые C_n для отрицательных углов атаки α от 0° до -50° (ввиду симметрии профиля) нанесены на диаграммах фиг. 2 и 3 поворотом чертежа на 180° . На фиг. 5 кривые C_t даны лишь для положительных углов отклонения рулей высоты.

Рассматривая кривые C_n оперения при различных углах отклонения рулей для одной и той же степени компенсации, мы видим, что кривые C_n при углах атаки α от -16° до $+15^\circ$ идут, примерно, эквидистантно по закону прямой, составляя с осью абсцисс угол около 45° ; в пределах углов α от $+15^\circ$ до $+24^\circ$ значения C_n падают; при α от $+24^\circ$ до $+50^\circ$ медленно возрастают.

При наличии какой-либо определенной компенсации или без компенсации с изменением углов отклонения рулей кривые C_n сдвигаются почти параллельно друг другу, немного изменяя наклон; абсолютные значения $C_{n \text{ max}}$ возрастают с увеличением $\angle \delta$ и несколько сдвигаются к малым углам атаки. Изменения значений C_n обуславливаются, с одной стороны, изменением вогнутости профиля, с другой стороны—изменением самого определения угла атаки оперения (с отклоненным рулем), который в обычном подходе был бы взят как угол α' между направлением потока и хордой оперения, т.-е. прямой линией, соединяющей ребро атаки стабилизатора с задней кромкой рулей высоты; назовем последний истинным углом атаки; для оперения углом атаки α считается угол между хордой стабилизатора и скоростью (фиг. 4).

Если соотношение хорд стабилизатора и руля изменяется по размаху, то меняются по размаху: относительная вогнутость профиля, значения истинного угла атаки α' , а также относительное положение максимальной ординаты изогнутого профиля. В нашем случае эллиптического оперения относительная вогнутость профиля и истинные углы атаки возрастают от оси симметрии к концам оперения, максимальная ордината при этом перемещается ближе к ребру атаки оперения. Как велики указанные изменения—можно видеть непосредственно из очертания формы в плане стабилизатора и рулей высоты на фиг. 1. При



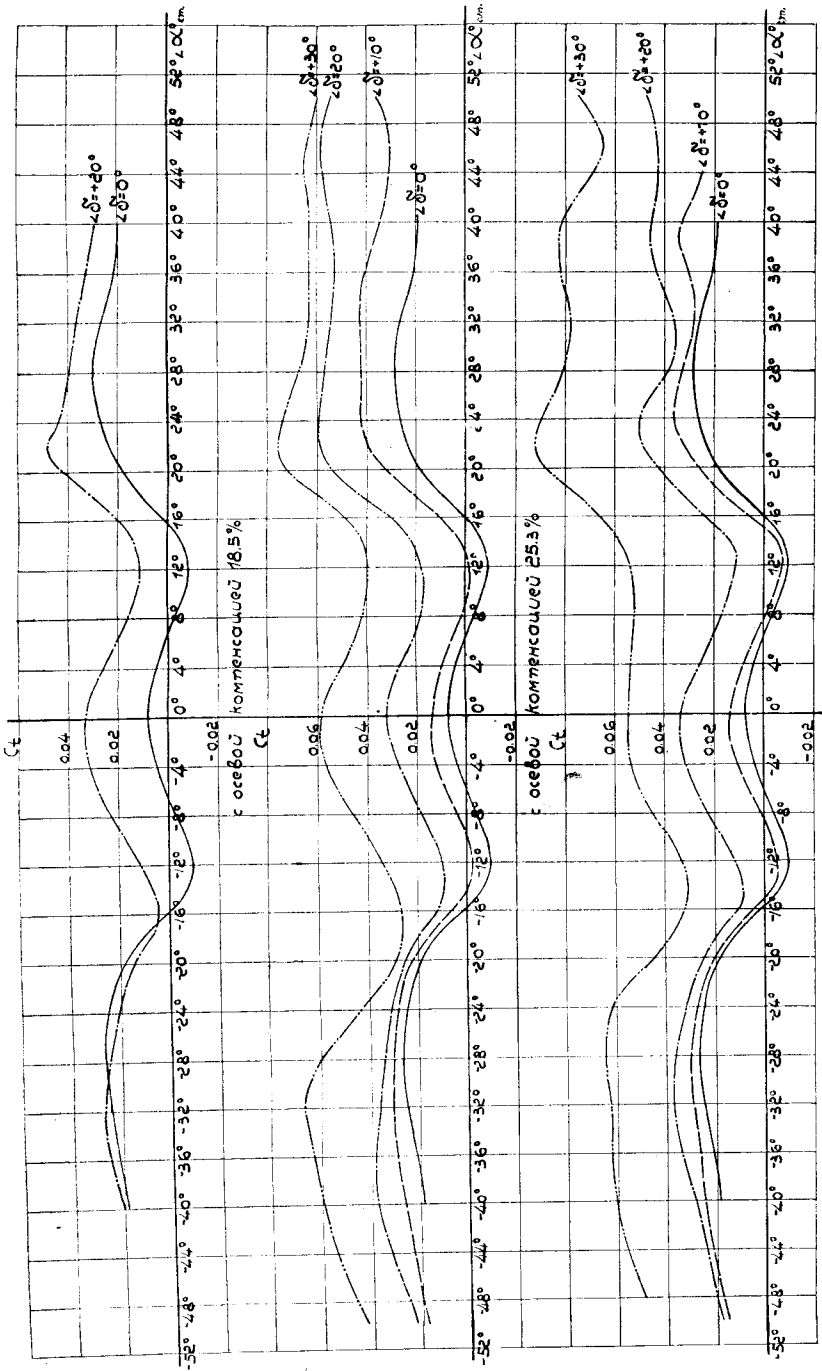
Фиг. 4. Положения рулей высоты эллиптического оперения ($\angle \delta = 30^\circ$) при различных компенсациях. I без компенсаций; II компенсация 18,5%; III компенсация 25,3%.

установке определенного угла рулей высоты, но с различной степенью компенсации, меняется конфигурация профиля оперения, как это ясно видно из чертежа на фиг. 4. С уменьшением компенсации увеличивается вогнутость и истинный угол атаки, а также меняется положение передней кромки рулей относительно задней кромки стабилизатора; соответственно этому мы видим, что кривые C_n при различной компенсации сдвигаются на некоторый угол, но сдвиг этот сравнительно невелик. Таким образом, в рассмотренных нами пределах осевой компенсации, при установке рулей на определенный угол можно принять без ощутимой погрешности значения C_n независимыми от компенсации.

Из чертежа на фиг. 4 видно, что при угле рулей $\angle \delta = 30^\circ$ и компенсации 25,3% передняя кромка руля несколько выступает из-за поверхности стабилизатора; обращаясь к фиг. 3, видим, что кривая C_n при $\angle \delta = +30^\circ$ на углах атаки α от $+7^\circ$ до $+20^\circ$ идет ниже кривой C_n при $\angle \delta = 20^\circ$. Указанное понижение объясняется, очевидно, нарушением обтекания профиля в данном случае.

На фиг. 5 изображены кривые C_t эллиптического оперения с различной степенью осевой компенсации при углах отклонения рулей $\angle \delta = 0^\circ$; $+10^\circ$; $+20^\circ$ и $+30^\circ$. Из диаграмм видно, что значения коэффициентов C_t с изменением углов атаки от $\alpha = 0^\circ$ до углов $\alpha = \pm 15^\circ$ уменьшаются, в некоторых случаях имеют отрицательную величину и затем возрастают. Понижение значения C_t с увеличением углов атаки объясняется тем, что компонент подъемной силы, действующей на

оперение, взятый по направлению хорды, обратен по знаку силе лобового сопротивления в том же направлении.

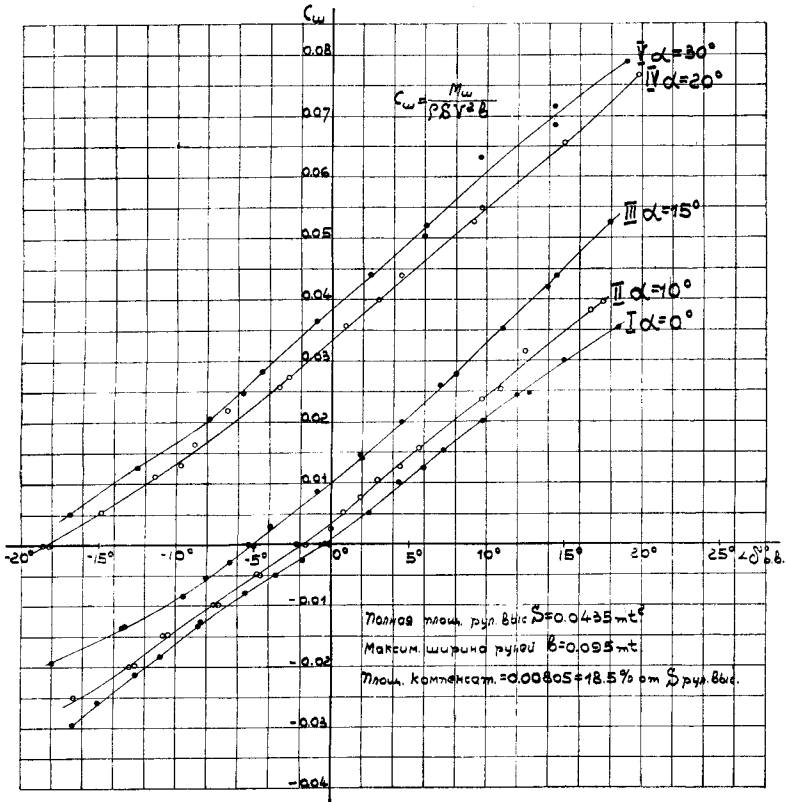


Фиг. 5. Сводная диаграмма кривых C_t по α эллиптического горизонтального оперения модели № 16 при различных углах δ рулей высоты.

Значения коэффициентов C_y , C_x , C_n и C_l эллиптического оперения даны в таблицах 1 — 8.

Эллиптическое оперение с компенсацией в 18,5% и 25,3% было испытано на шарнирный момент при углах атаки стабилизатора $\alpha = 0^\circ, +10^\circ, +15^\circ, +20^\circ$ и $+30^\circ$ при отклонении рулей высоты в пределах $\angle \delta = \pm 50^\circ$. Без компенсации испытание шарнирного момента было проведено при углах стабилизатора $\alpha_{\text{ст.}} = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ и 30° в пределах $\angle \delta = \pm 40^\circ$. Результаты испытаний изображены на фиг. 6, 7 и 8.

В целях удобства пользования диаграммами шарнирных моментов на фиг. 9 и 10 даны кривые $C_{\text{ш}}$ оперения с осевой компенсацией в пределах $\angle \delta = \pm 20^\circ$ в увеличенном масштабе.

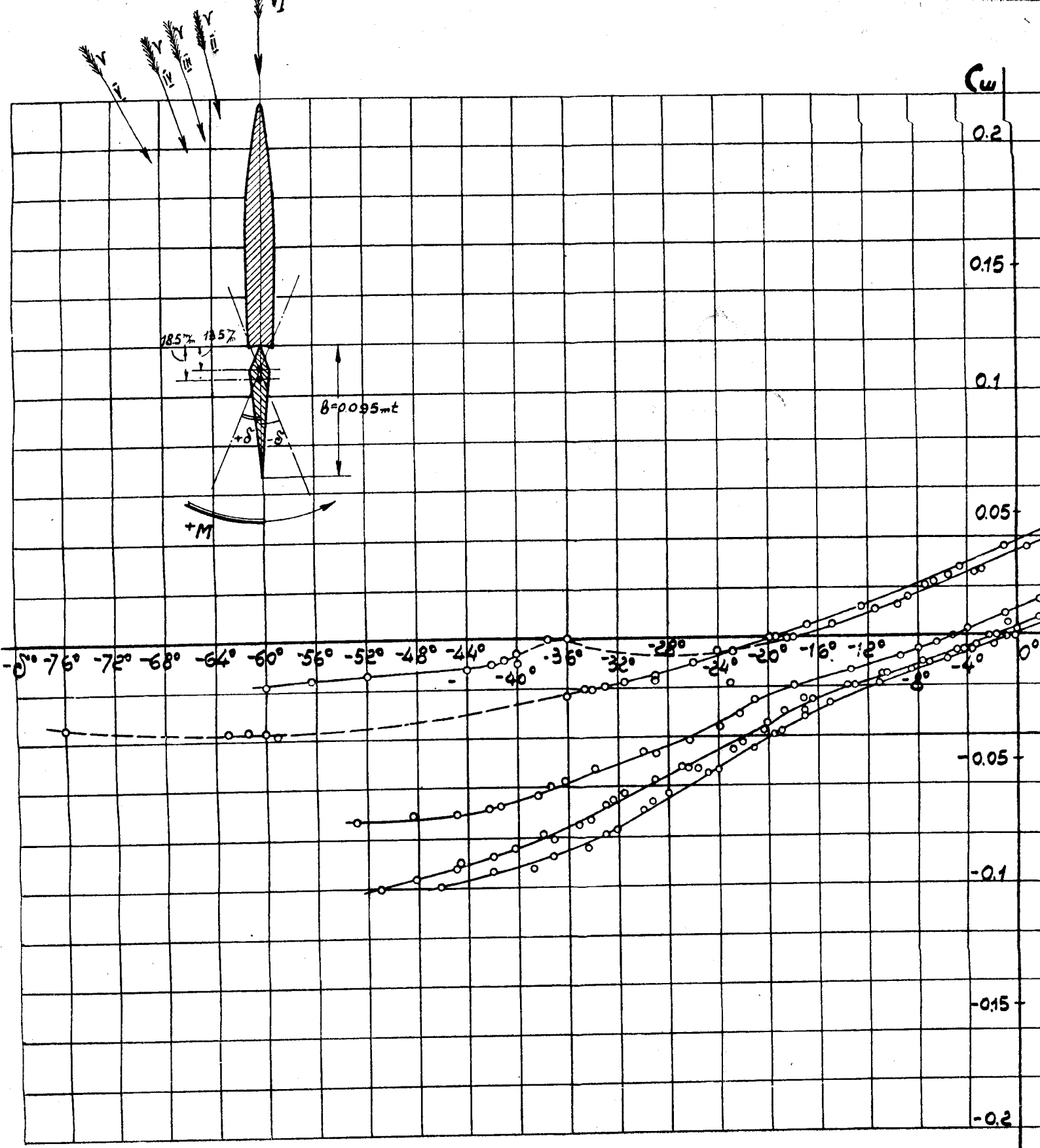


Фиг. 9. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты эллиптического горизонтального оперения (осевая компенсация 18,5%).

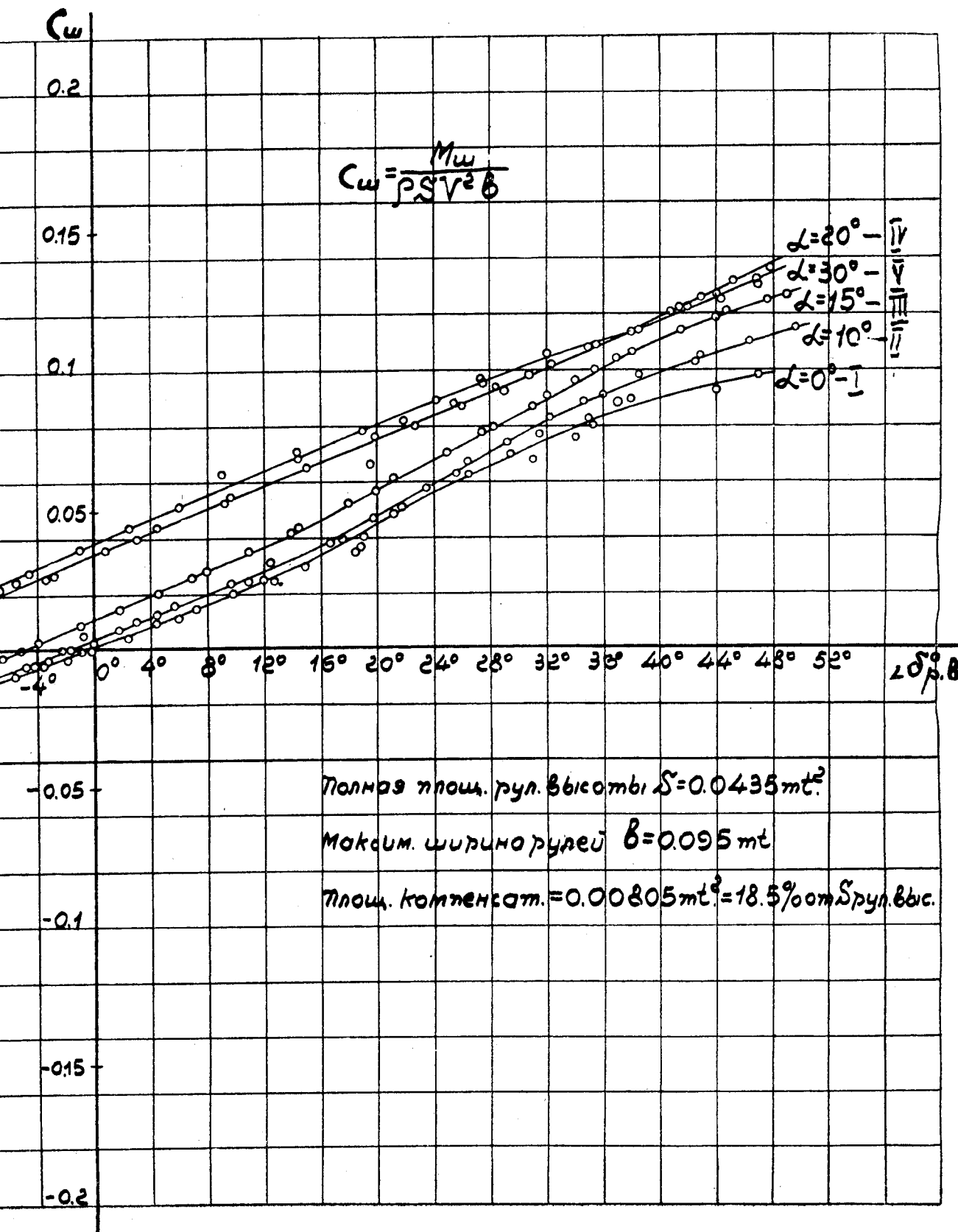
Коэффициент $C_{\text{ш}}$ подсчитан по формуле:

$$C_{\text{ш}} = \frac{M_{\text{ш}}}{\rho S v^2 b},$$

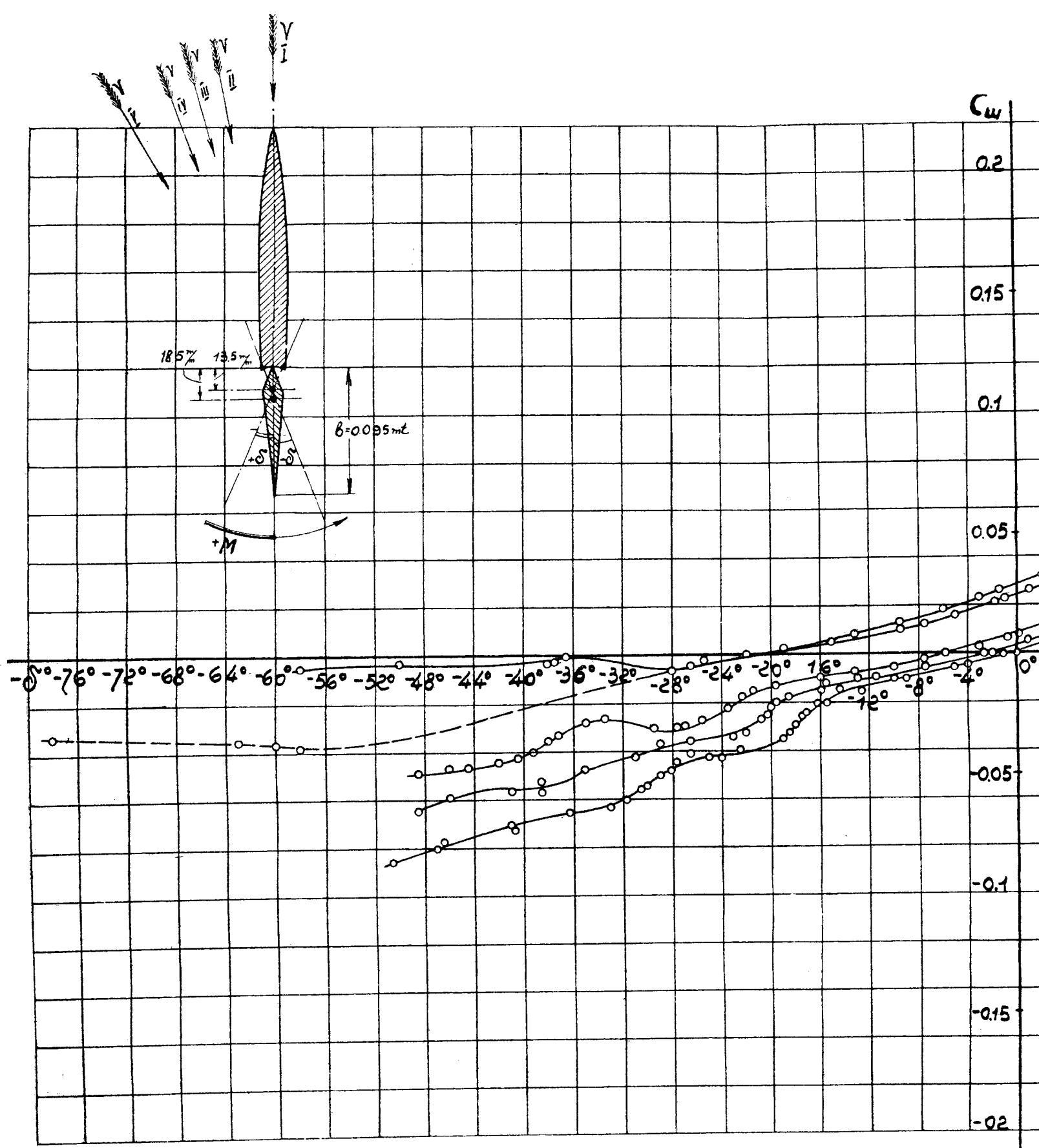
где $M_{\text{ш}}$ — действующий на рули момент в килограммометрах,
 ρ — нормальная плотность воздуха $= 1/8$,
 S — площадь рулей в м^2 ,
 v — скорость потока воздуха в м/сек. ,
 b — максимальная ширина рулей в м .



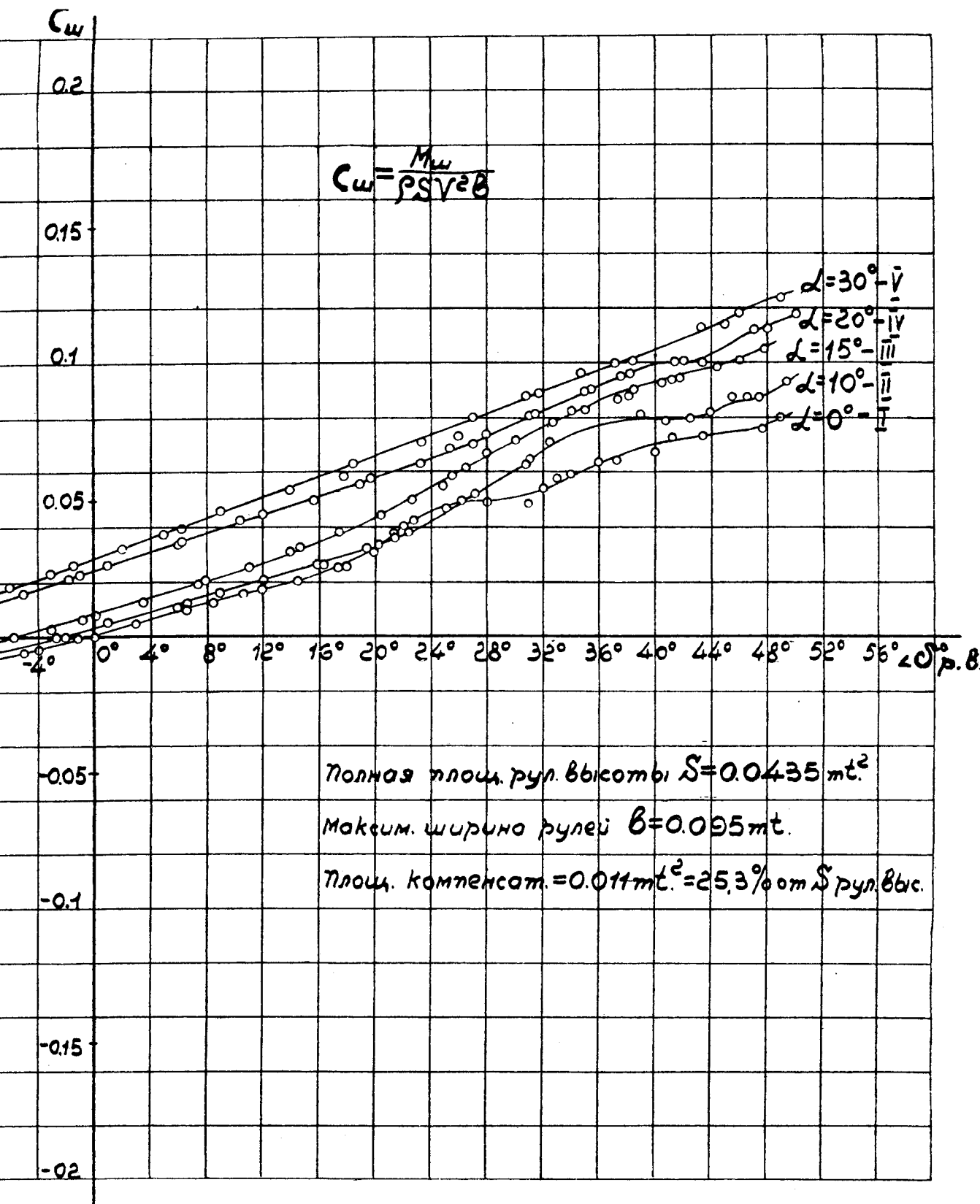
Фиг. 6. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты эллиптического горизонтального

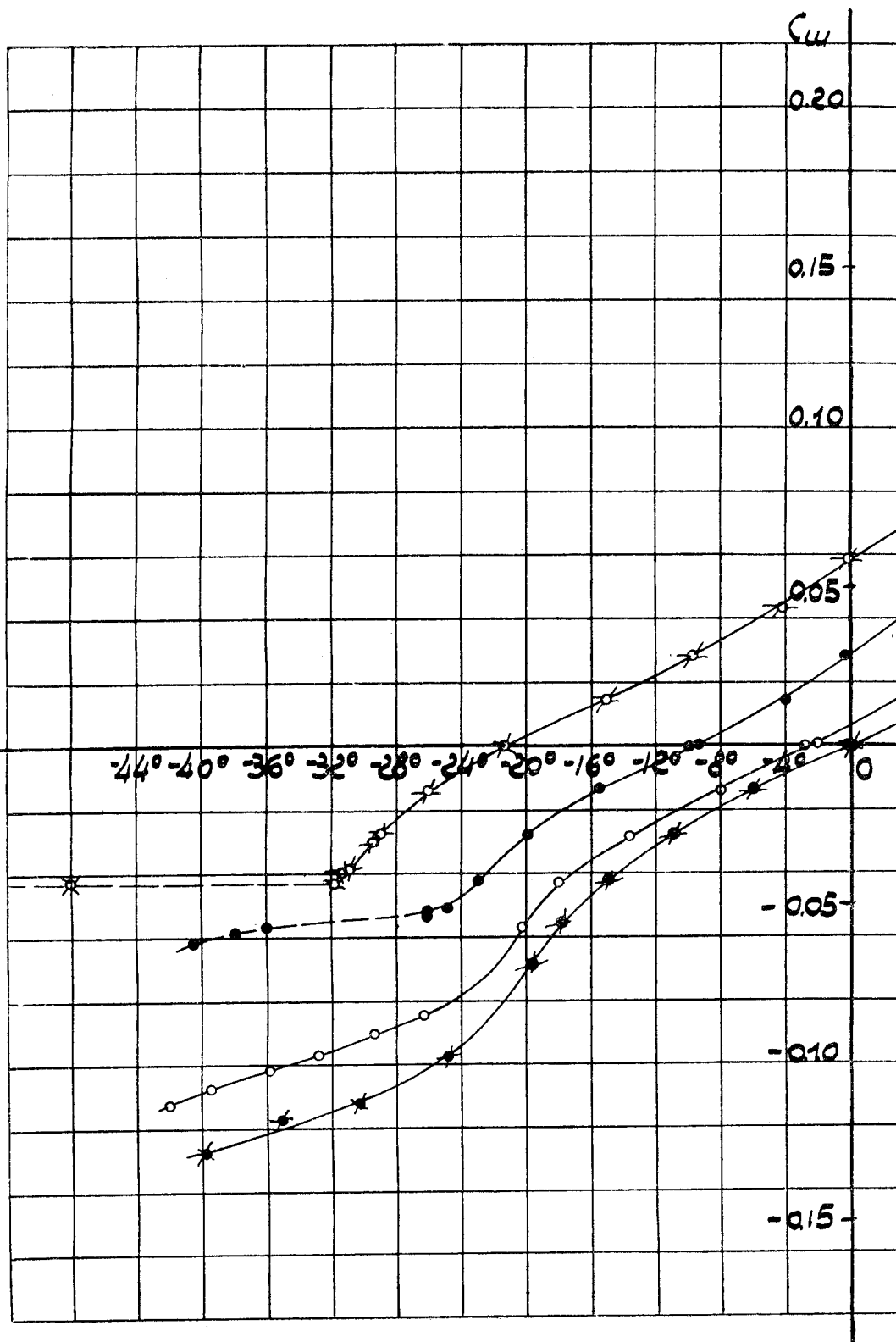


горизонтального оперения при различных углах атаки стабилизатора (компенсация 18,5%).

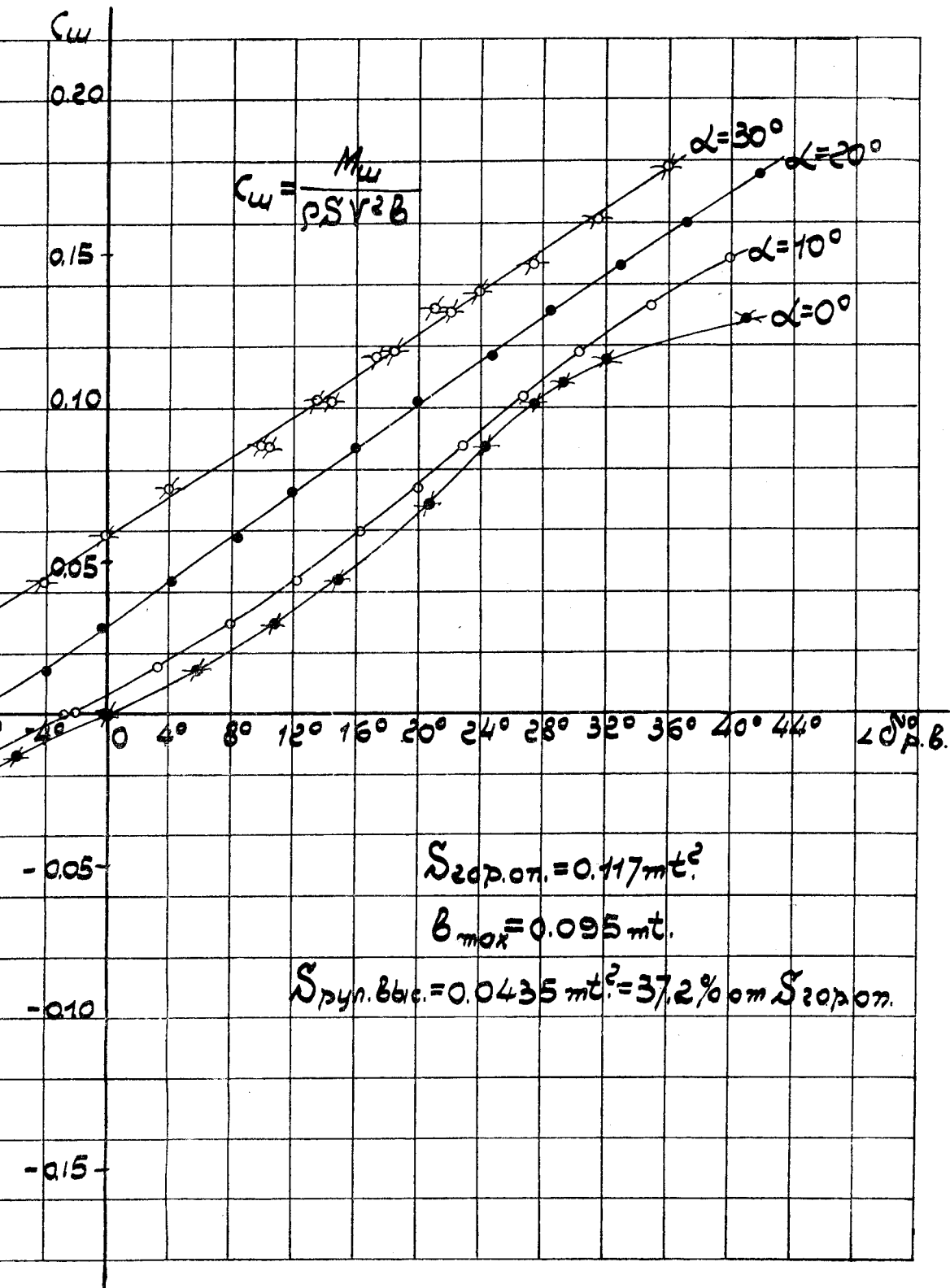


Фиг. 7. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты эллиптического горизонтального оперения.





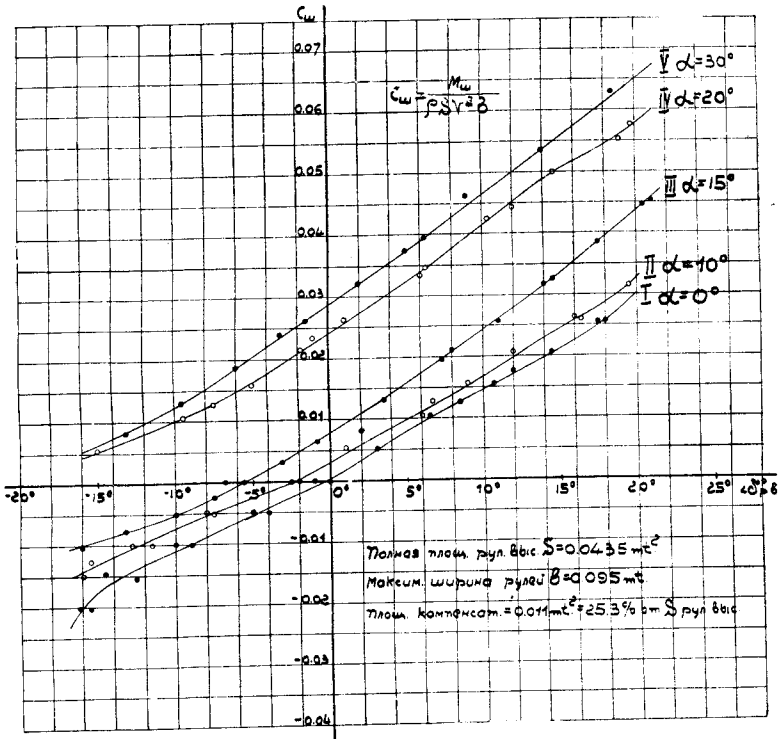
Фиг. 8. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты эллиптического горизонтального крыла.



стического горизонтального оперения (при различных углах атаки стабилизатора) без компенсации.

С тем, чтобы по коэффициентам моментов $C_{ш}$ можно было сравнивать величины моментов, коэффициент $C_{ш}$ отнесен во всех случаях компенсаций к полной площади рулей $S=0,0435 \text{ м}^2$ и $b_{\max}=0,095 \text{ м}$.

Как видно из диаграмм, при одной и той же компенсации при различных углах атаки стабилизатора, средний наклон кривых $C_{ш}$ остается постоянным, но кривые смещаются в сторону отрицательных углов $\angle \delta$. Этот сдвиг кривых для углов $\alpha_{\text{стаб.}}$ до $\pm 10^\circ$ невелик. В случае наличия компенсации 18,5% и 25,3%, а также и без компенсации,



Фиг. 10. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты эллиптического горизонтального оперения (осевая компенсация 25,3%).

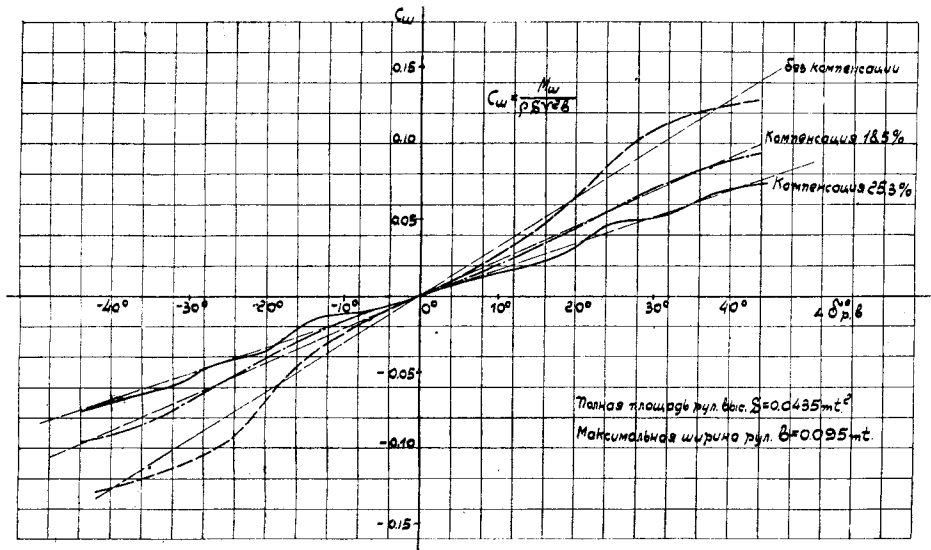
резкий скачек в сдвиге $C_{ш}$ наблюдается при переходе угла атаки стабилизатора от $\alpha_{\text{ст.}} = +15^\circ$ до $\alpha_{\text{ст.}} = +20^\circ$. Указанное можно объяснить изменением режима обтекания стабилизатора при $C_{y \max}$.

С уменьшением величины компенсации угол наклона кривых $C_{ш}$ к осям абсцисс (при всех $\alpha_{\text{ст.}}$) увеличивается.

При испытаниях было обнаружено, что при $\alpha_{\text{ст.}} = 0^\circ$ и $\pm 10^\circ$ при положительных и отрицательных углах отклонения рулей высоты δ свыше $25-30^\circ$ замечаются постоянные колебания рулей в пределах от $\pm 5^\circ$ до $\pm 10^\circ$ и для отсчета опытных точек приходилось загружать чашки весов моментного прибора гирями от 0,5 до 1 кг, тем самым увеличивая момент инерции подвижных частей прибора, после чего отсчет углов был возможен.

При углах установки стабилизатора 15° , 20° и 30° указанное явление замечалось лишь при отрицательных углах δ свыше 30° .

Колебания рулей объясняются, надо полагать, срывами потока при резких изменениях формы профиля в шарнире, выступанием ребра рулей из-за кромки стабилизатора и щелью между ними.



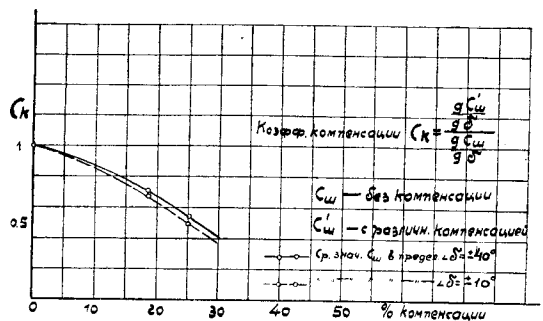
Фиг. 11. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты эллиптического оперения с различными степенями компенсации при $\alpha_{\text{стаб.}} = 0^\circ$.

При углах стабилизатора $\alpha_{\text{ст.}} = 15^\circ$, 20° и 30° , при положительных углах рулей δ свыше 30° , выступающее переднее ребро стабилизатора частично находится в аэродинамической тени от стабилизатора и колебаний рулей почти не обнаруживается.

В целях сравнения величины компенсации, на диаграмме фиг. 11 изображены кривые C_m рулей эллиптического оперения при $\alpha_{\text{ст.}} = 0^\circ$, но при различных степенях компенсации. Мы видим, что величины производных $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$

в пределах углов δ от -40° до $+40^\circ$ меняют свою величину, но всюду остаются положительными, это указывает, что

рули не перекомпенсированы. Для простоты определяем приблизительные средние значения производных в пределах углов $\delta = \pm 40^\circ$ (на диаграмме фиг. 11 они указаны пунктиром). Беря отношение средних значений производных $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$ с различными компенсациями к производной $\frac{\partial C_m}{\partial \delta}$

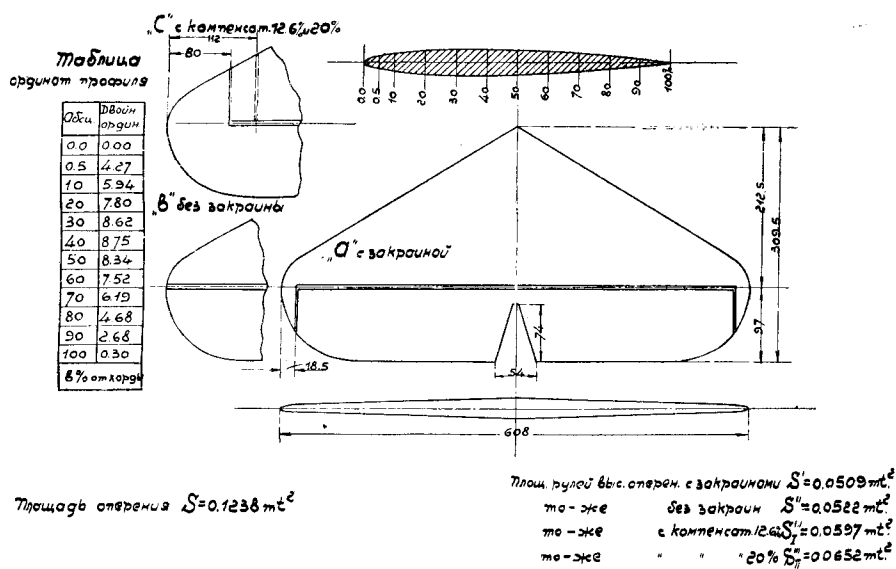


Фиг. 12. Зависимость коэффициента компенсации от соотношения площадей компенсатора и руля высоты эллиптического оперения.

без компенсации, находим, „коэффициент компенсации“ C_k . Указанный коэффициент дает возможность судить о степени компенсирования рулей. На фиг. 12 дана зависимость коэффициента компенсации от соотношения площадей компенсатора и рулей высоты, по значениям $C_{ш}$ в пределах $\delta = \pm 40^\circ$ и $\delta = \pm 10^\circ$. Судя по направлению кривой C_k , перекомпенсацию можно ожидать тогда, когда площадь компенсатора будет составлять примерно 40% полной площади рулей.

Испытание II типа оперений.

Вторым типом оперения было выбрано оперение треугольного очертания в плане. Для целей опытов была взята модель оперения, чертеж которой дан на фиг. 13. Профиль оперения был взят симметричный, подобный по сечениям параллельным плоскости симметрии.



Фиг. 13. Треугольное горизонтальное оперение.

На указанной модели были устроены „боковые закраины“ (типа Рорбах, употребляющиеся иногда на практике) с целью выяснить влияние закраин на характеристику оперения. В последующих опытах закраины были разрезаны, их концы прикреплены к рулям (фиг. 13) и оперение перешло в обычный тип, имеющий стабилизатор без закраин и рули без компенсаторов. Обрезая края стабилизатора на расстояниях в 80 мм и 112 мм и соединяя отрезные части стабилизатора с рулями, мы получили рули с двумя степенями боковой компенсации в 12,6% и 20% от полной площади рулей (считая площадь рулей вместе с компенсаторами). Первый вариант компенсации 12,5% был взят как средний из встречающихся на практике.

Площадь оперения равнялась $S = 0,1238 \text{ м}^2$.

Площадь рулей высоты для случая стабилизатора с закраинами $S' = 0,0509 \text{ м}^2$, что составляет $41,1\%$ от $S_{г. оп.}$; площадь рулей при стабилизаторе без закраин $S'' = 0,0525 \text{ м}^2$, т.е. $42,2\%$ от $S_{г. оп.}$; площадь рулей с боковым компенсаторами $12,6\%$ $S'''_I = 0,0597 \text{ м}^2 = 48,2\%$ от $S_{г. оп.}$; с боковыми компенсаторами в 20% — $S'''_{II} = 0,0652 \text{ м}^2 = 52,7\%$ от $S_{г. оп.}$. Таким образом, во всех случаях ось вращения рулей оставалась постоянной, но соотношение площадей рулей и всего оперения менялось от $41,1\%$ до $52,7\%$. Относительный размах оперения был

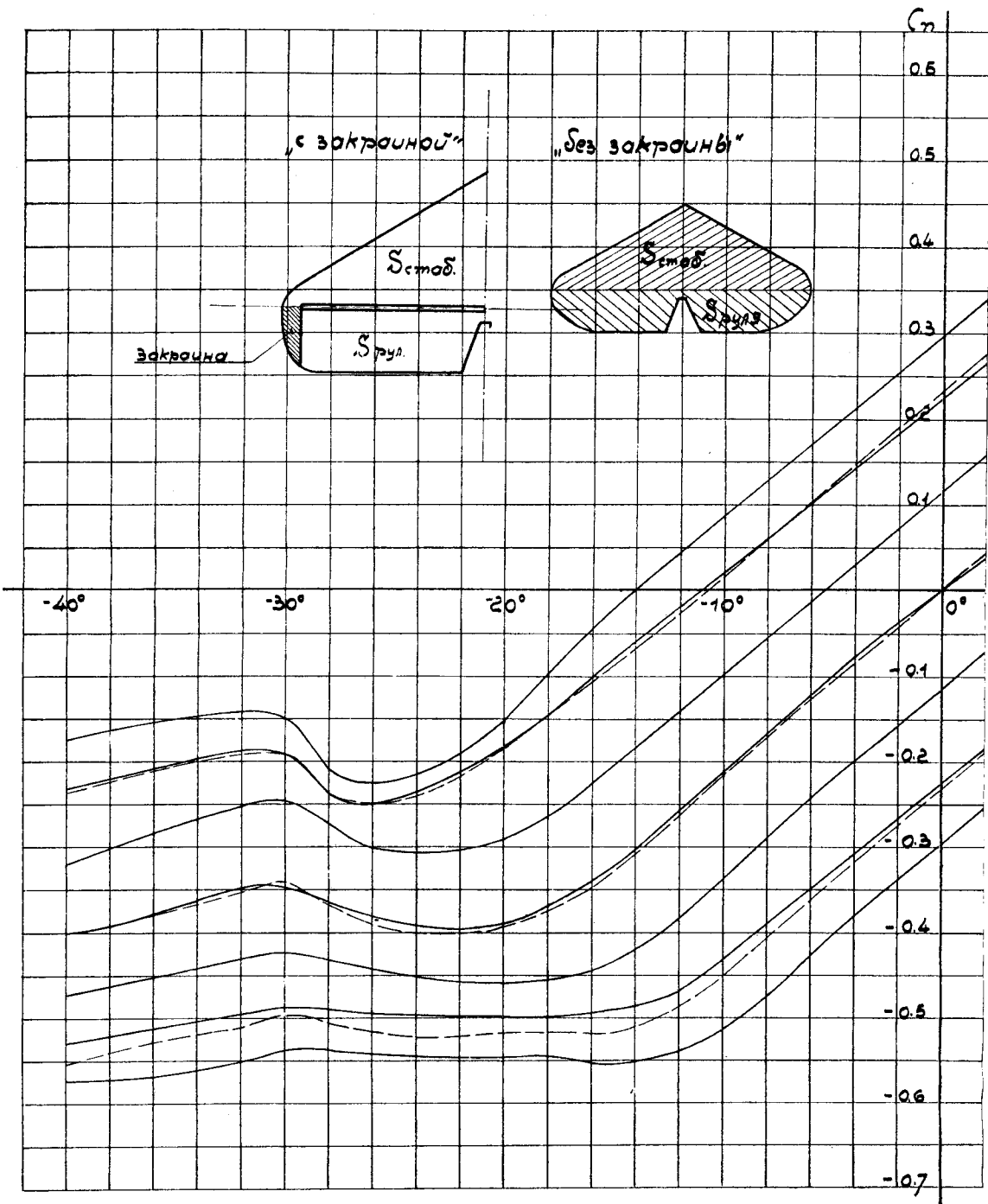
$$\lambda = \frac{l^2}{S} = 3. \text{ Оперение „с закраинами“ и с компенсаторами } 12,6\%$$

и 20% было испытано на C_y и C_x по углам атаки α от -40° до $+40^\circ$ при углах рулей $\delta = 0^\circ$; $\pm 10^\circ$, $\pm 20^\circ$ и $\pm 30^\circ$; оперение „без закраин“ при $\delta = 0^\circ$ и ± 20 . Все испытания были проведены таким же методом, как с оперением I типа. Результаты испытания в коэффициентах C_n по α даны на фиг. 14, 15 и 16. Из диаграммы фиг. 14 видно, что значения C_n для случая оперения с закраинами и без закраин практически совпадают; небольшая разница получается лишь при больших углах α . При испытаниях на C_y и C_x оперения с компенсаторами при отклоненных рулях выявилось, что обтекание оперения носит весьма неустойчивый характер, особенно на больших углах атаки и при больших $\angle \delta$; с компенсаторами 20% на всех углах α при $\angle \delta > 10^\circ$. Было зафиксировано несколько переходов от одного режима к другому весьма быстрых и незакономерных. При опытах были взяты некоторые средние значения сил, действующих на оперения. Из диаграммы видно, что прямолинейные участки кривых C_n во всех случаях идут под одним и тем же углом, но величина этих участков для случаев с компенсацией сократились. Сравнивая кривые C_n оперения с компенсацией и без компенсации видим, что в первом $C_{n \max}$ по абсолютной величине несколько возрастают, положение их переместилось на большие углы атаки; значения углов α для $C_n = 0$ также изменились. Для случая компенсации в 20% все эти изменения достигают больших степеней, чем при компенсации $12,6$; кривые коэффициентов C_t треугольного оперения изображены на фиг. 17. Значения коэффициентов C_y , C_x , C_n и C_t даны в таблицах 9—20.

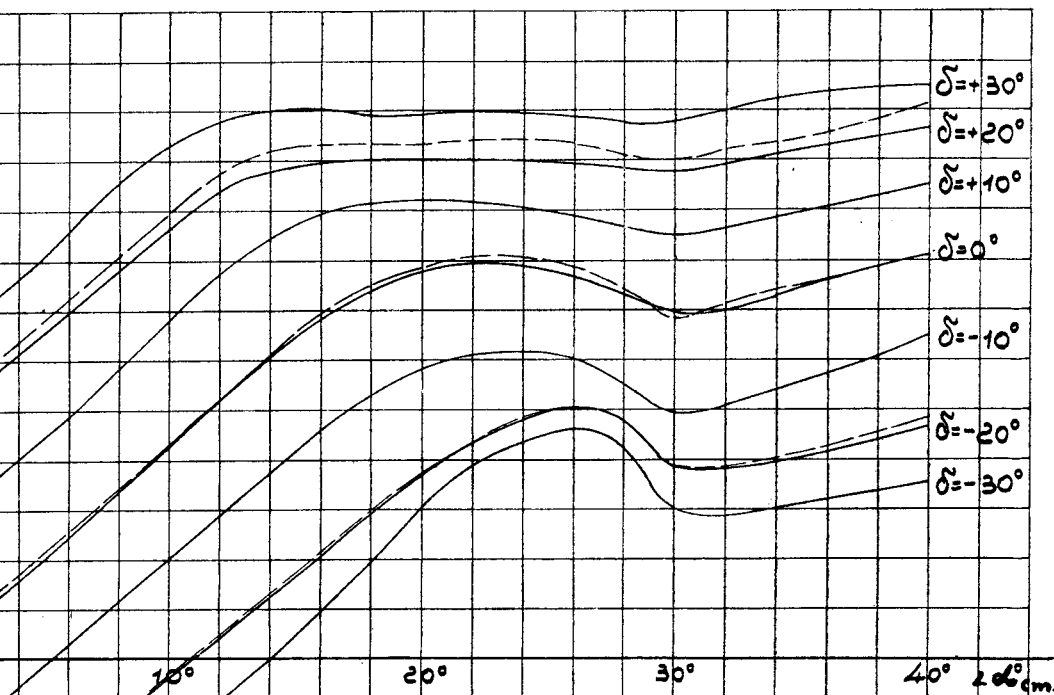
Оперение с закраинами и без закраин и с двумя степенями компенсации было испытано на шарнирный момент рулей при углах атаки стабилизатора от 0° до $+30^\circ$.

Результаты испытаний изображены на фиг. 18, 19 и 20. Для целей сравнения возникающих моментов при отклонении рулей коэффициенты C_m во всех случаях отнесены к площади рулей $S'' = 0,0522 \text{ м}^2$ (без компенсации) и максимальной ширине рулей $b = 0,097 \text{ м}$.

Из диаграмм фиг. 18 видно, что кривые C_m для случаев с закраинами и без них при $\alpha_{ст.} = 0^\circ$ и $\alpha_{ст.} = +10^\circ$ идут весьма близко;— для случаев с закраинами мы имеем некоторое уменьшение моментов. Это уменьшение выражается при максимальном угле отклонения рулей величиной от 3% до 5% . При угле $\alpha_{ст.} = +30^\circ$ получилось обратное

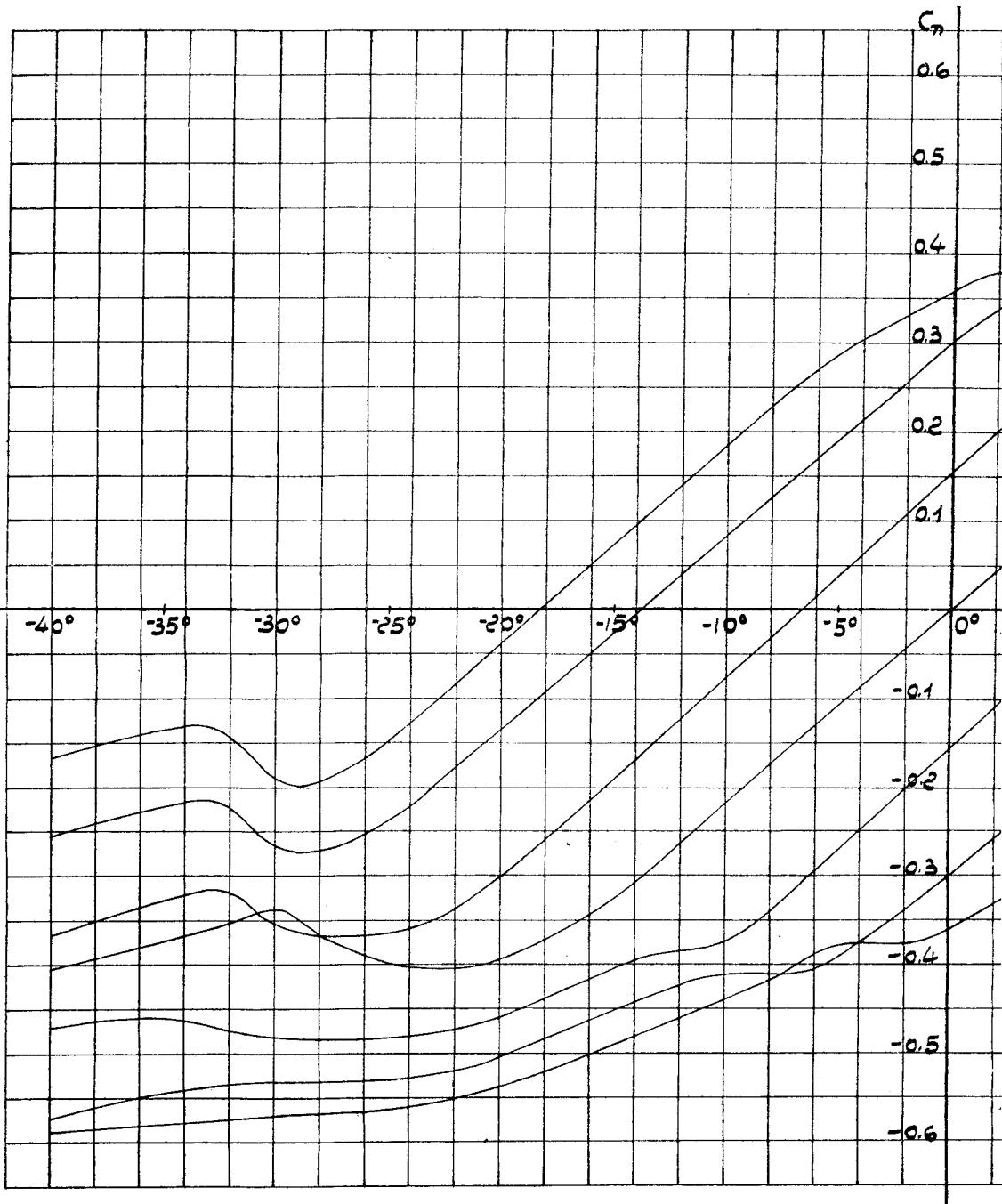


Фиг. 14. Сводная диаграмма кривых C_n по α треугольного гориз

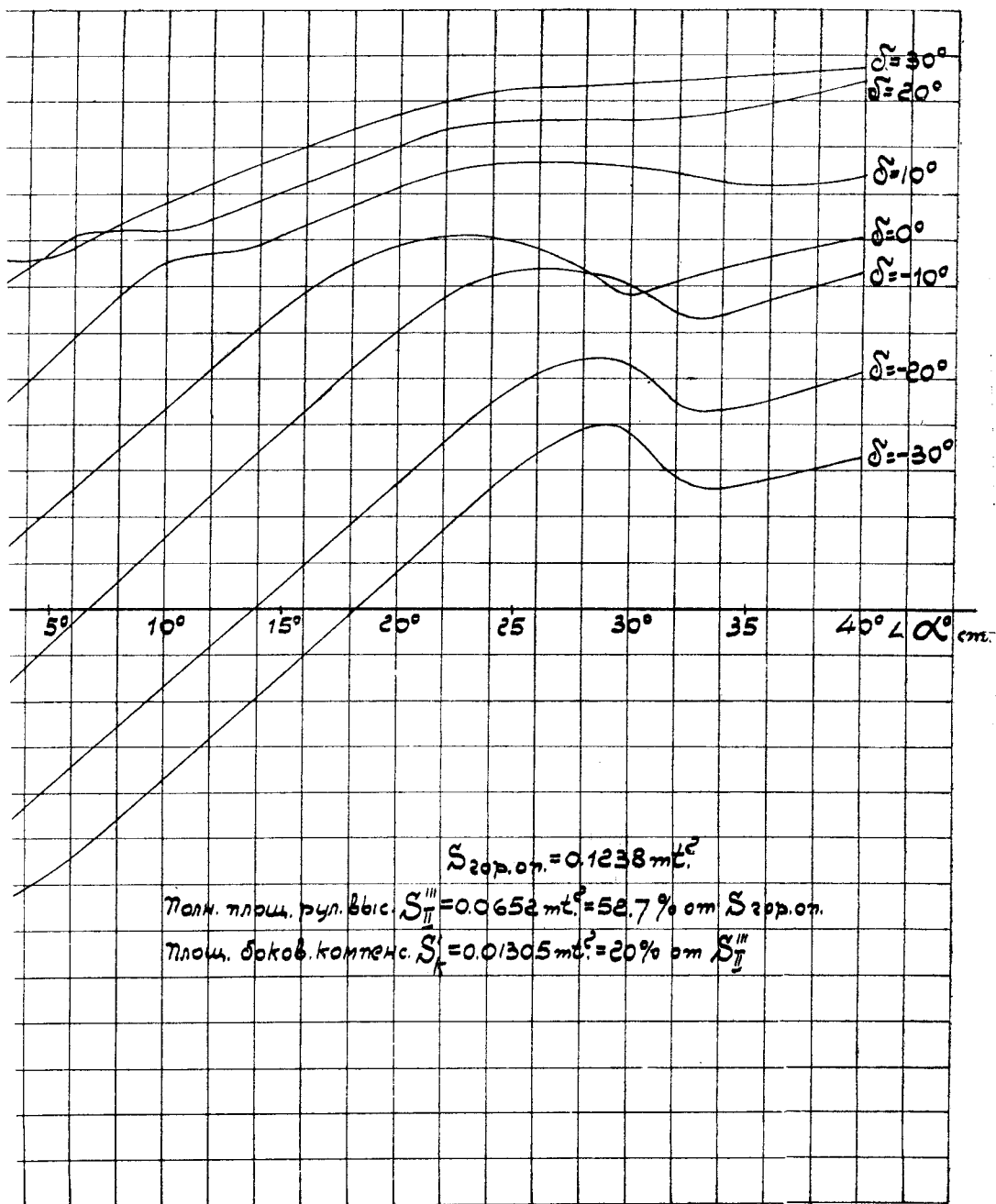


		$S_{отвернуто} = 0.1238 \text{ м}^2$
— с закруткой	{	$S_{стоб. с закруткой} = 0.0729 \text{ м}^2$
		$S'_{руля} = 0.0509 \text{ м}^2$
		$S'_{руля} = 41.1\% \text{ от } S_{от.}$
--- без закрутки	{	$S_{стоб.} = 0.0716 \text{ м}^2$
		$S''_{руля} = 0.0522 \text{ м}^2 = 42.2\% \text{ от } S_{отвернуто}$

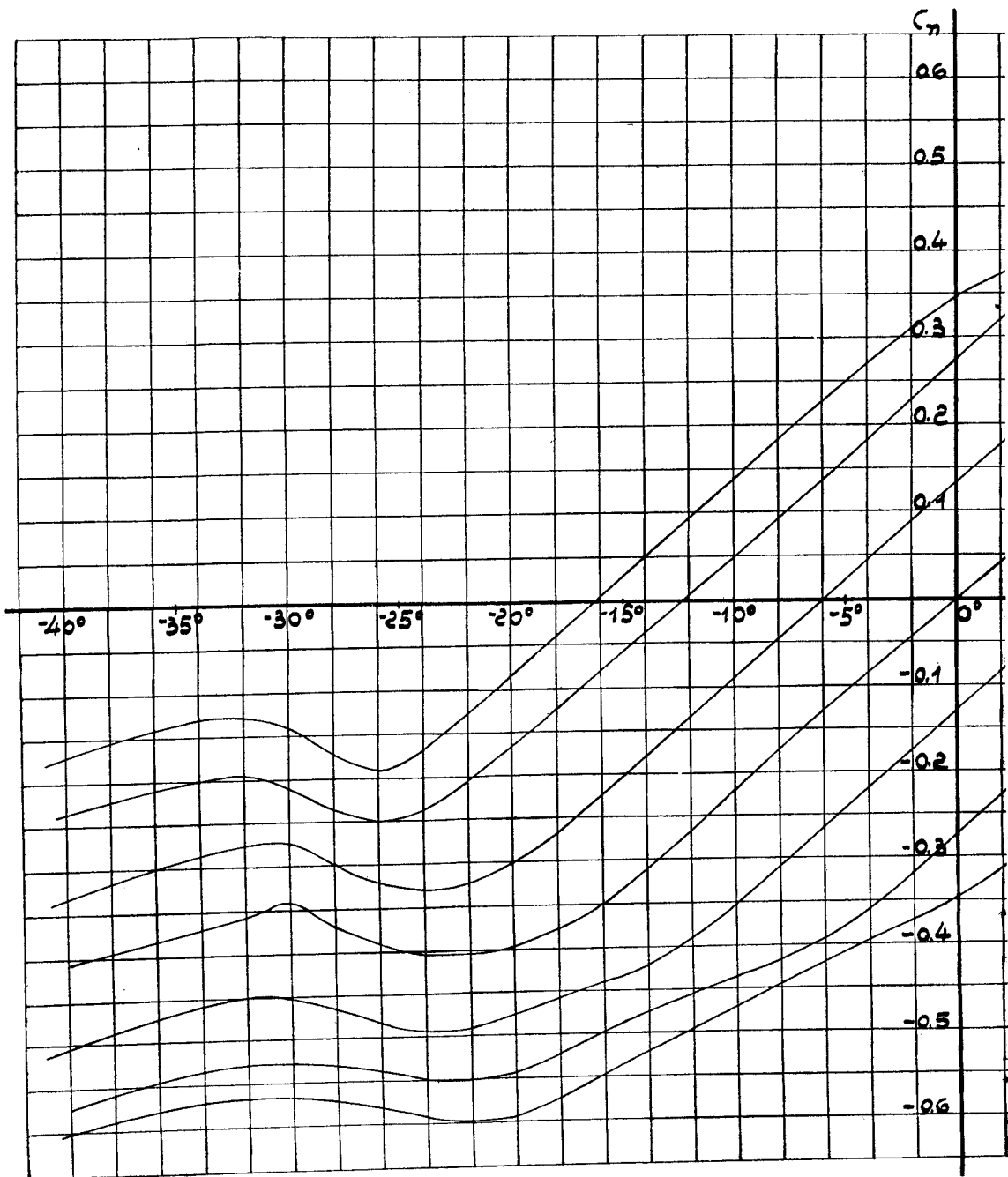
ального оперения (при различных углах δ рулей высоты).



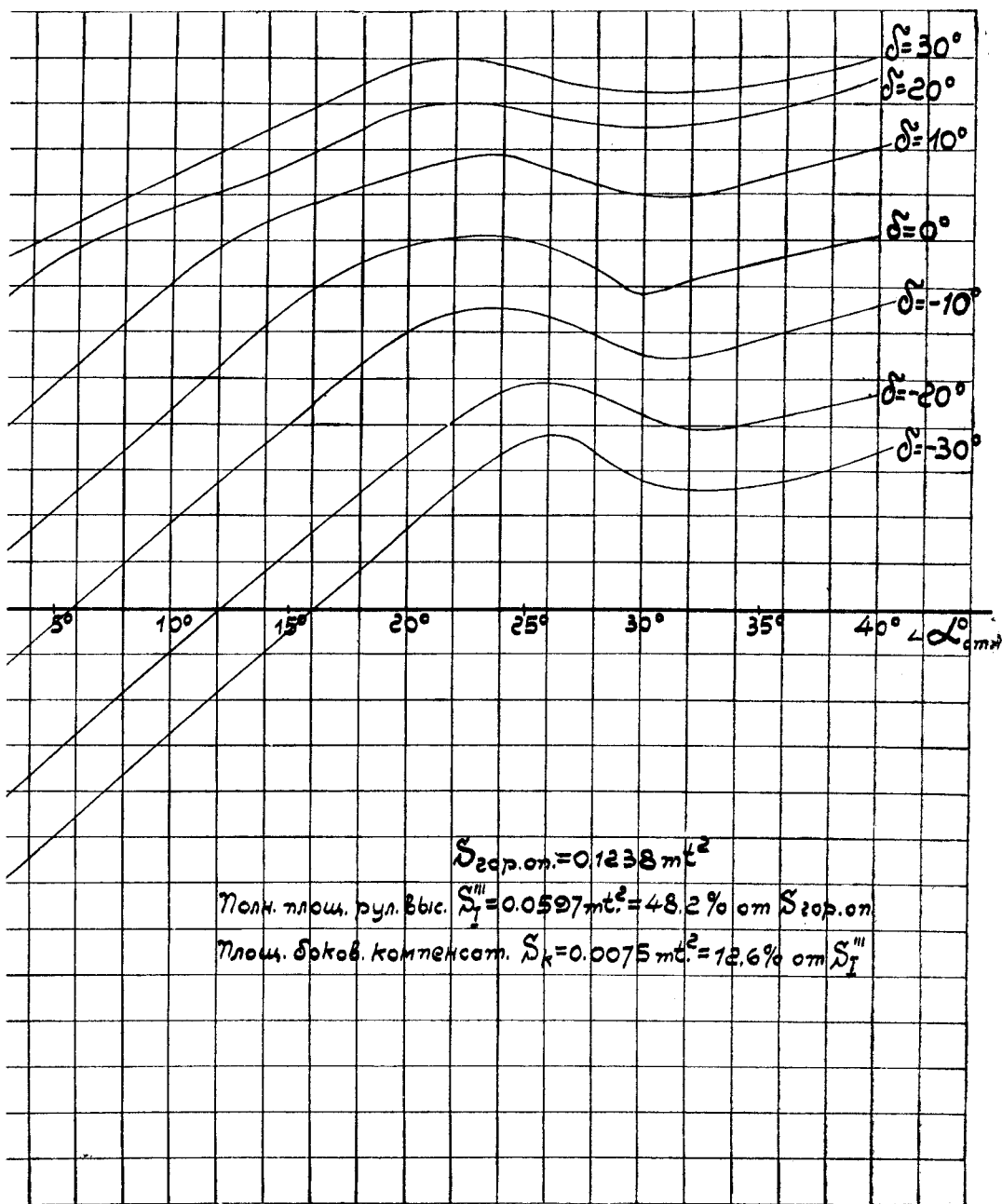
Фиг. 15. Сводная диаграмма кривых C_n по α треугольного горизонтального оперения



с боковым компенсатором 12,60% (при различных углах δ рулей высоты).

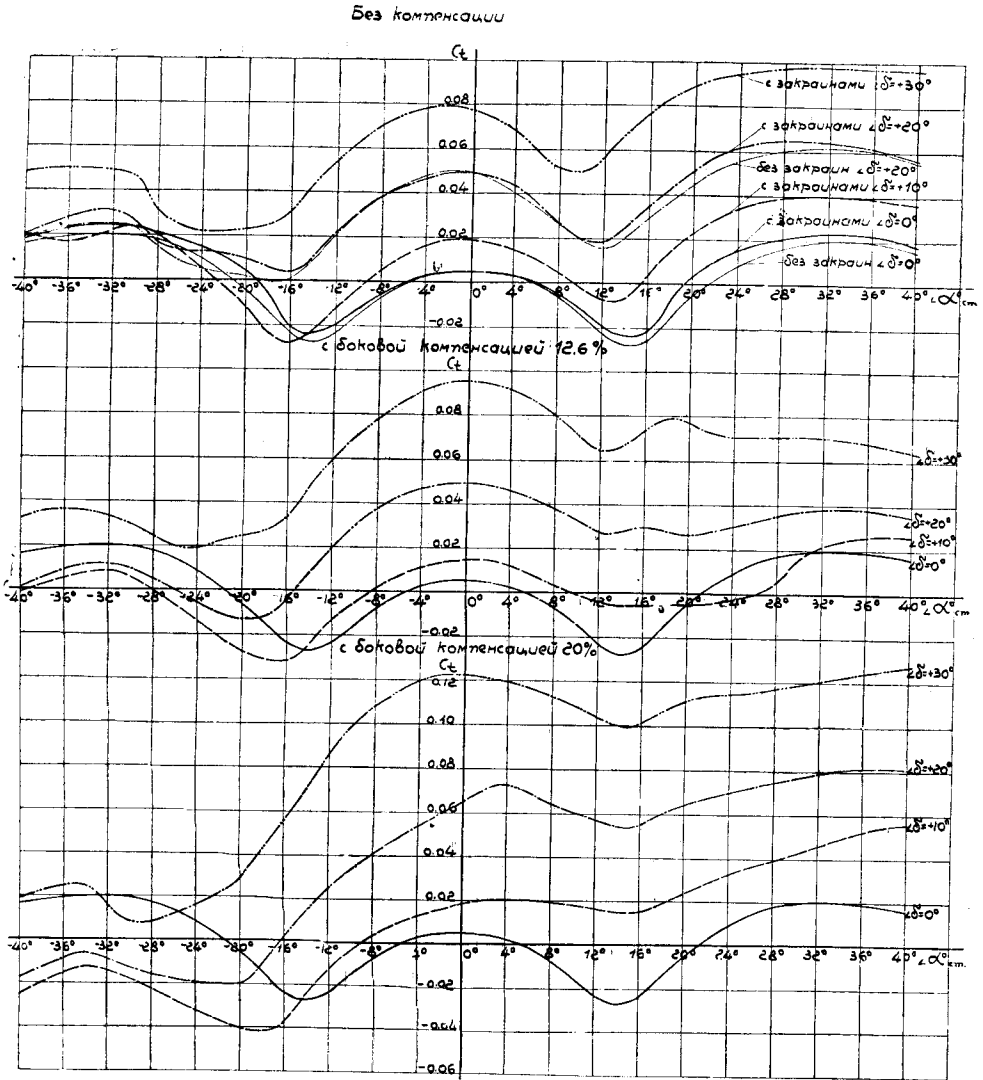


Фиг. 16. Сводная диаграмма кривых C_n по α треугольного горизонтального опе



ния с боковым компенсатором 20% (при различных углах δ рулей высоты).

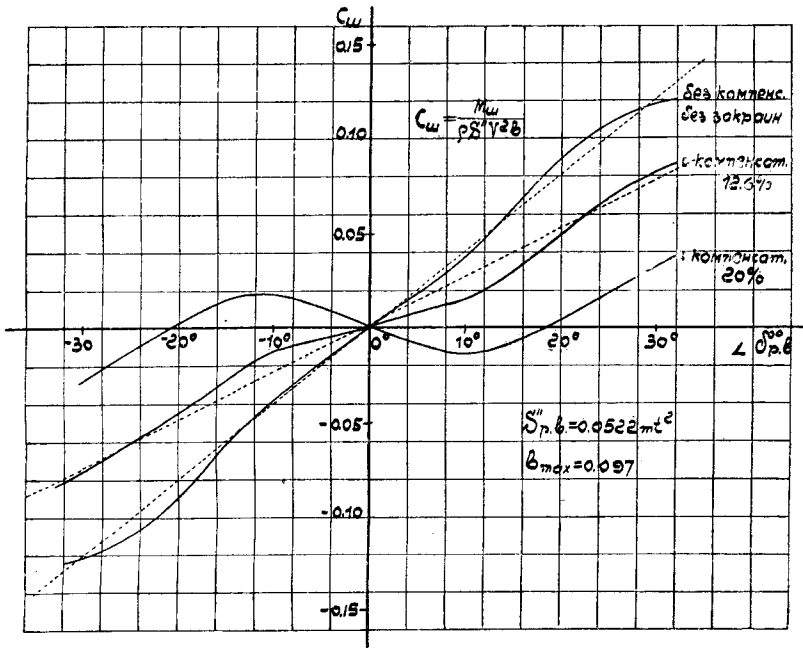
явление почти при всех углах отклонения рулей δ шарнирный момент с закраинами больше, чем без закраин.



Фиг. 17. Сводная диаграмма кривых C_δ по α треугольного горизонтального оперения при различных углах δ рулей высоты.

На фиг. 19 даны шарнирные моменты рулей при наличии боковой компенсации 12,6%. Производные $\frac{\partial C_\delta}{\partial \delta}$ при всех углах α стабилизатора в пределах $\angle \delta = \pm 30^\circ$, меняясь по своей величине по углам δ , остаются положительными, следовательно, мы здесь не имеем перекомпенсации. При углах $\alpha_{ст.} = 0^\circ$ и $\pm 10^\circ$ опыт был повторен другими экспериментаторами; контрольные испытания совпали полностью с предыдущими.

При боковой компенсации в 20% при всех углах $\alpha_{\text{ст.}}$ производные $\frac{\partial C_{\text{ш}}}{\partial \delta}$ не остаются положительными при всех углах отклонения рулей δ , а меняют свой знак; налицо случай перекомпенсации (фиг. 20).



Фиг. 21. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты треугольного оперения с боковым компенсатором и без компенсаторов (при $\alpha_{\text{стаб.}} = 0^\circ$).

На фиг. 21 даны кривые $C_{\text{ш}}$ при угле стабилизатора $\alpha = 0^\circ$ оперения без компенсаторов и при наличии двух степеней боковой компенсации.

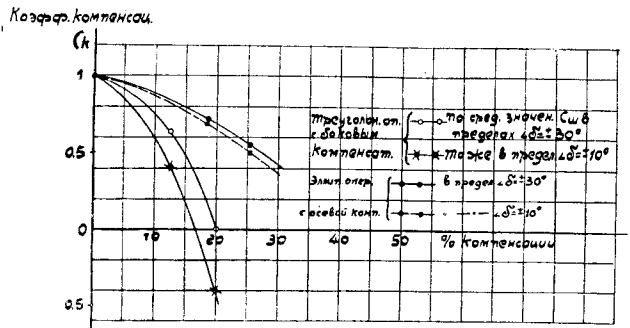
Характерным для рулей с боковым компенсатором является перегиб кривых $C_{\text{ш}}$ при углах $\delta = \pm 10^\circ$.

Беря средние значения производных $\frac{\partial C_{\text{ш}}}{\partial \delta}$

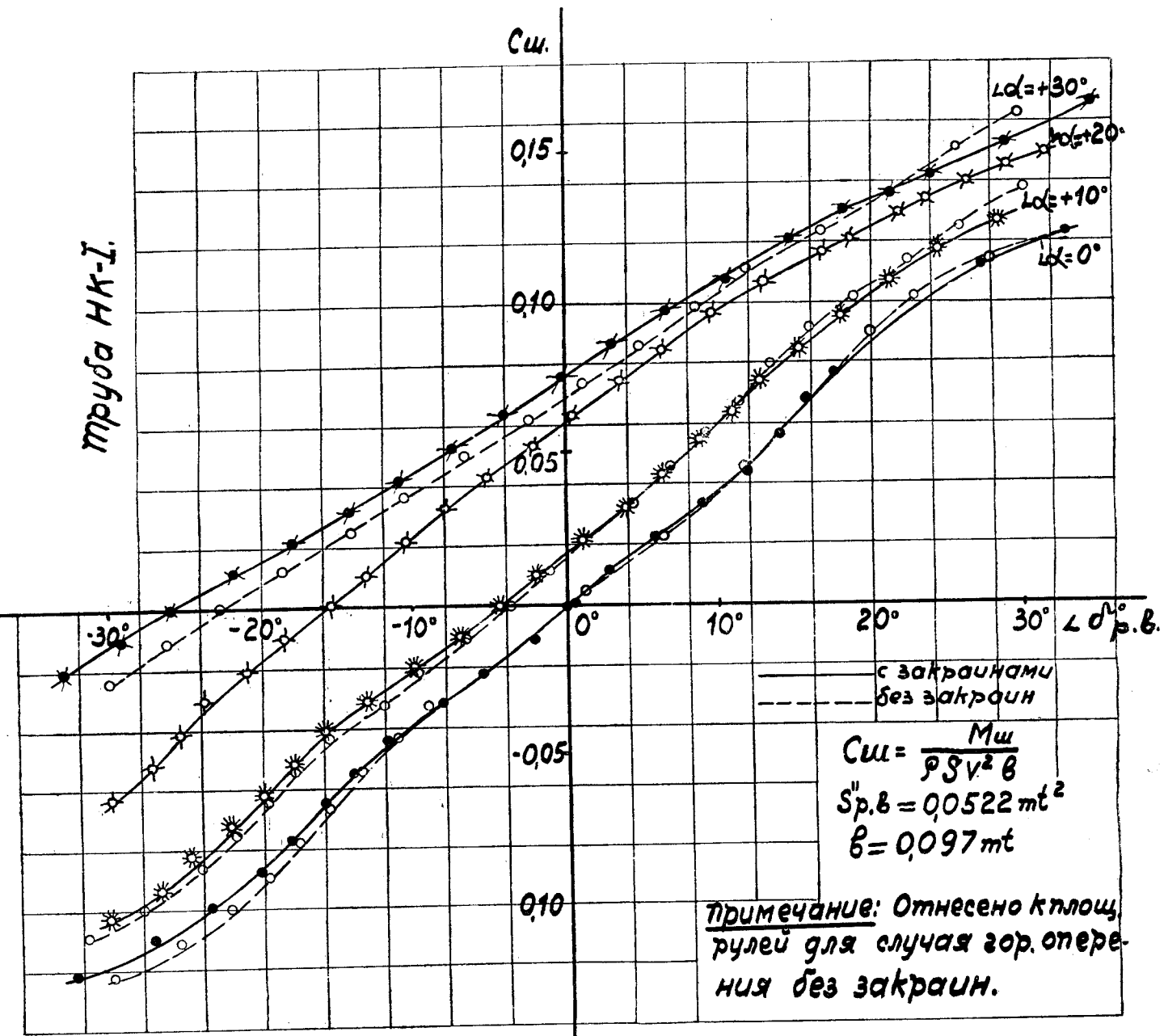
по углам δ рулей, как это мы делали при I типе оперений, определяем коэффициент компенсации.

На фиг. 22 дана зависимость коэффициента компенсации от соотношения площадей боковых компенсаторов и рулей.

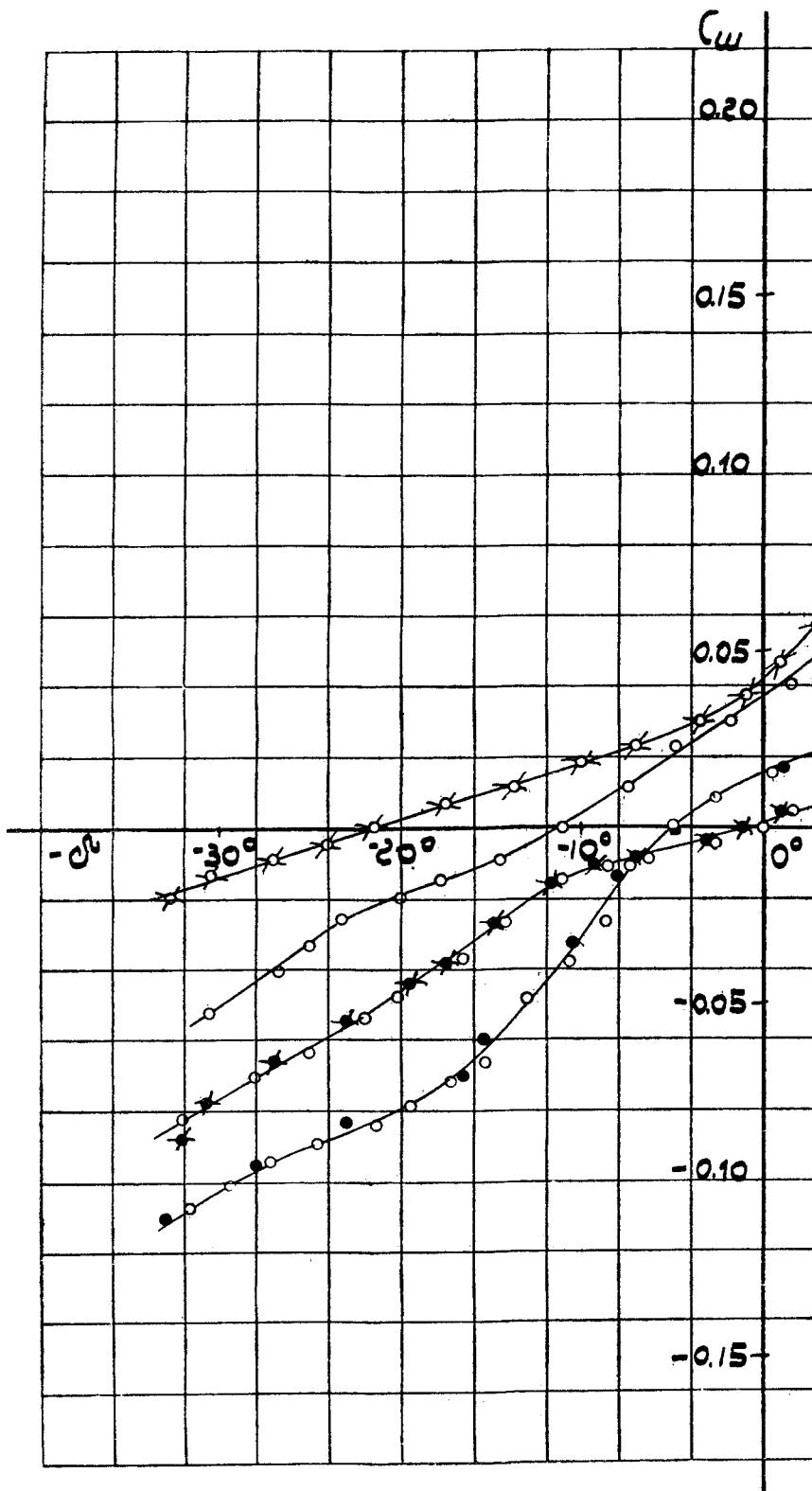
Для сравнения на ту же диаграмму нанесены коэффициенты C_k для эллиптического оперения с осевой компенсацией.



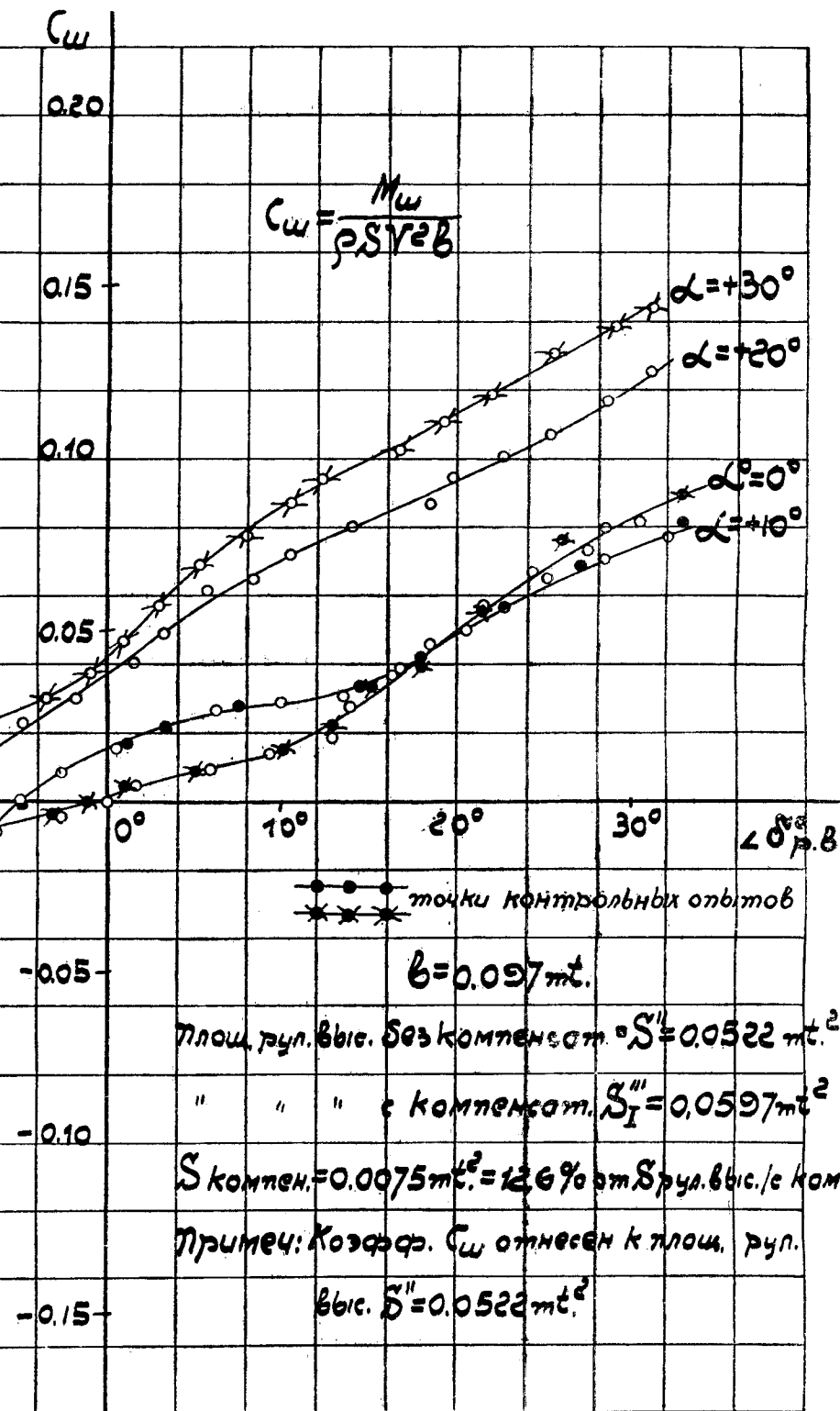
Фиг. 22. Зависимость коэффициента компенсации от соотношения площадей компенсаторов и рулей высоты эллиптического и треугольного оперения.



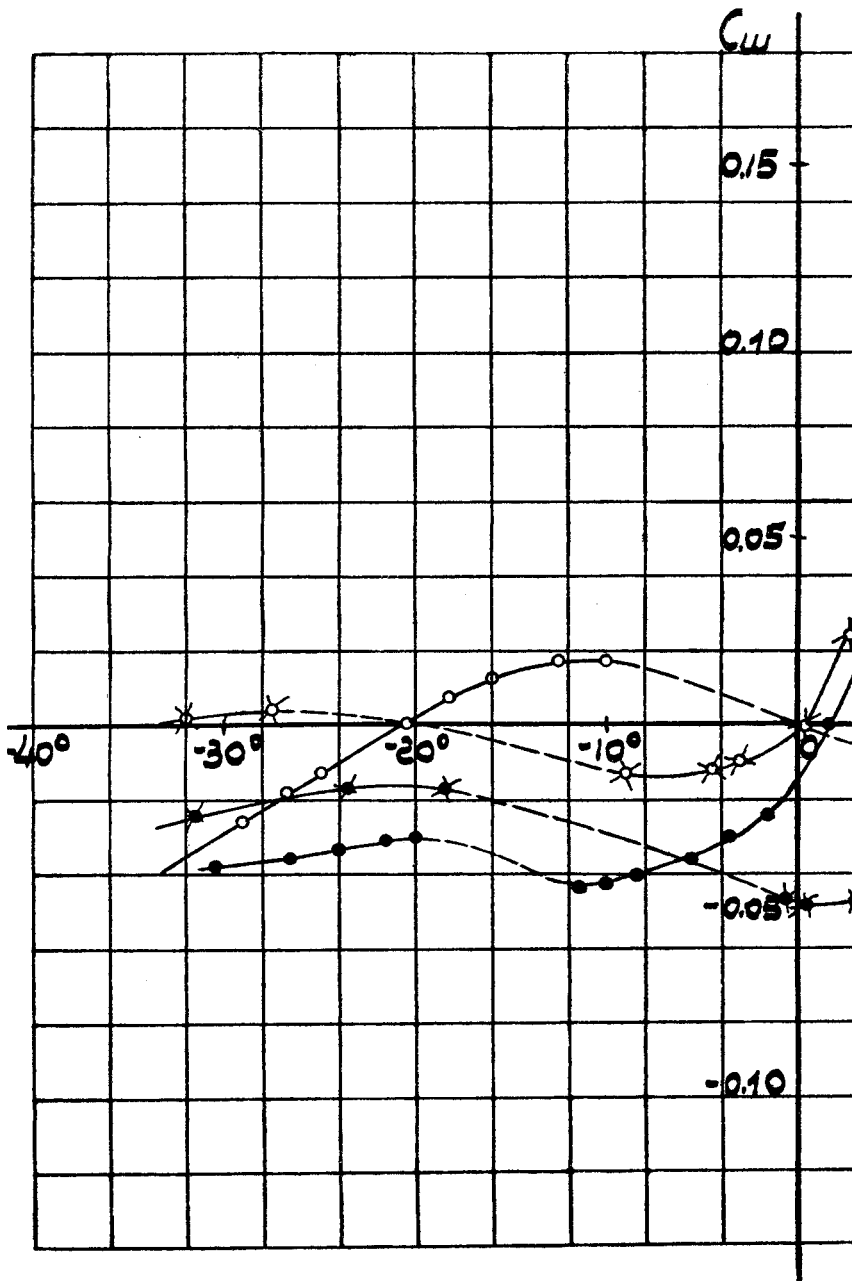
Фиг. 18. Диаграмма испытания на шарнирный момент рулей высоты треугольного горизонтального оперения (с закраинами и без закраин) при различных углах α стабилизатора.



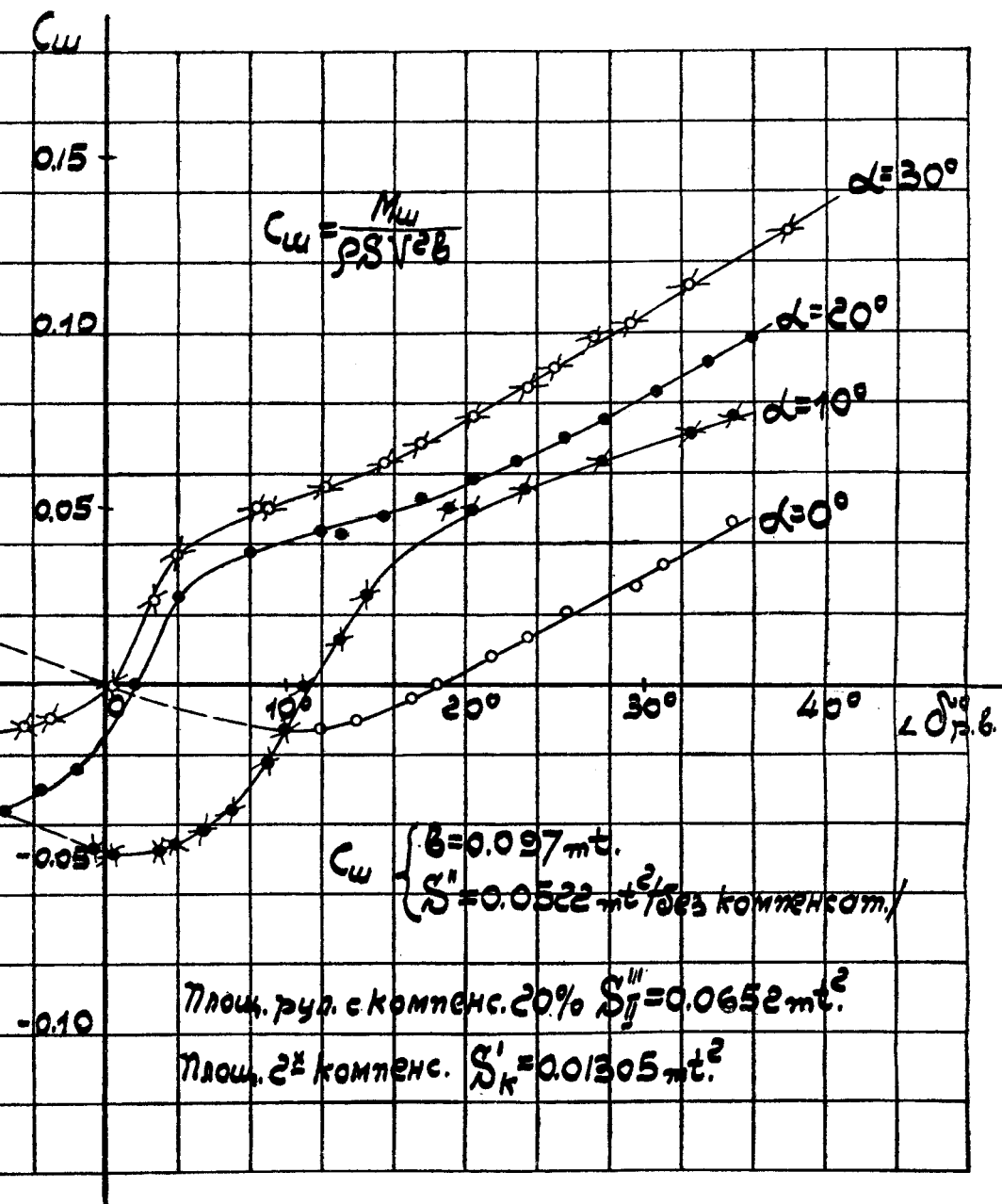
Фиг. 19. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты треугольных различных углов атаки



соты треугольного горизонтального оперения с боковым компенсатором 12,6% (при раз-
 ных углах атаки стабилизатора).



Фиг. 20. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты треугольных углов атаки



высоты треугольного горизонтального оперения с боковым компенсатором 20% (при различных углах атаки стабилизатора).

Из диаграммы видно, что боковые компенсаторы компенсируют рули в большей степени, чем осевые, если условно строить степень компенсации на $\%$ площадей. В пределах отклонения рулей $\angle \delta = \pm 10^\circ$ при боковых компенсациях перекомпенсация получается уже при 16 — 17 $\%$, тогда как при осевом компенсаторе ее можно ожидать при компенсации в 35 — 40 $\%$. Указанное становится понятным из рассмотрения конструкций оперений с различными типами компенсаций.

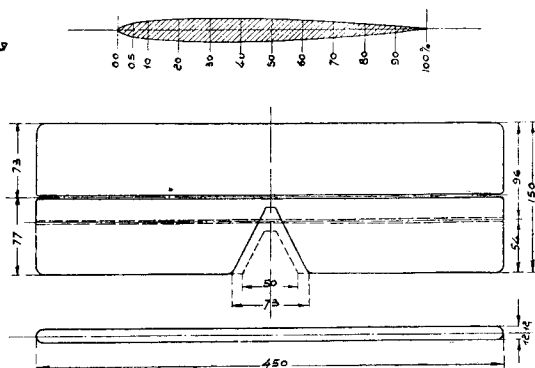
При осевой компенсации компенсатор находится в аэродинамической тени от стабилизатора и имеет небольшую глубину, тогда как боковые компенсаторы располагаются открыто и имеют большие плечи. Оценивать методы компенсации следует, однако, не на базе соотношения площадей компенсаторов и рулей, а непосредственно по коэффициентам C_K , учитывая характер кривых $C_{\text{ш}}$ — плавность их течения, плавность работы рулей, а также конструктивные элементы.

Испытание III типа оперений.

С целью выявить влияние разных соотношений площадей руля и оперения на характеристику оперения, было решено испытать оперение с двумя такими соотношениями, употребляющимися в практике самолетостроения, а именно 33,3 $\%$ и 50 $\%$.

таблица
ординат профиля

Оси	Децим ордин
0 0	0 00
0 5	4 08
1 0	6 10
2 0	7 56
3 0	8 08
4 0	8 00
5 0	7 28
6 0	6 60
7 0	5 42
8 0	3 98
9 0	2 30
10 0	0 40
в % от хорды	



Плещ. I в о в. г о р. с п. $S_1 = 0,0665 \text{ м}^2$ — $S_{\text{руль}} \text{ в. в.} = 33,3\%$

II $S_2 = 0,0648 \text{ м}^2$ — $S_{\text{руль}} \text{ в. в.} = 50\%$

Фиг. 23. Прямоугольное горизонтальное оперение.

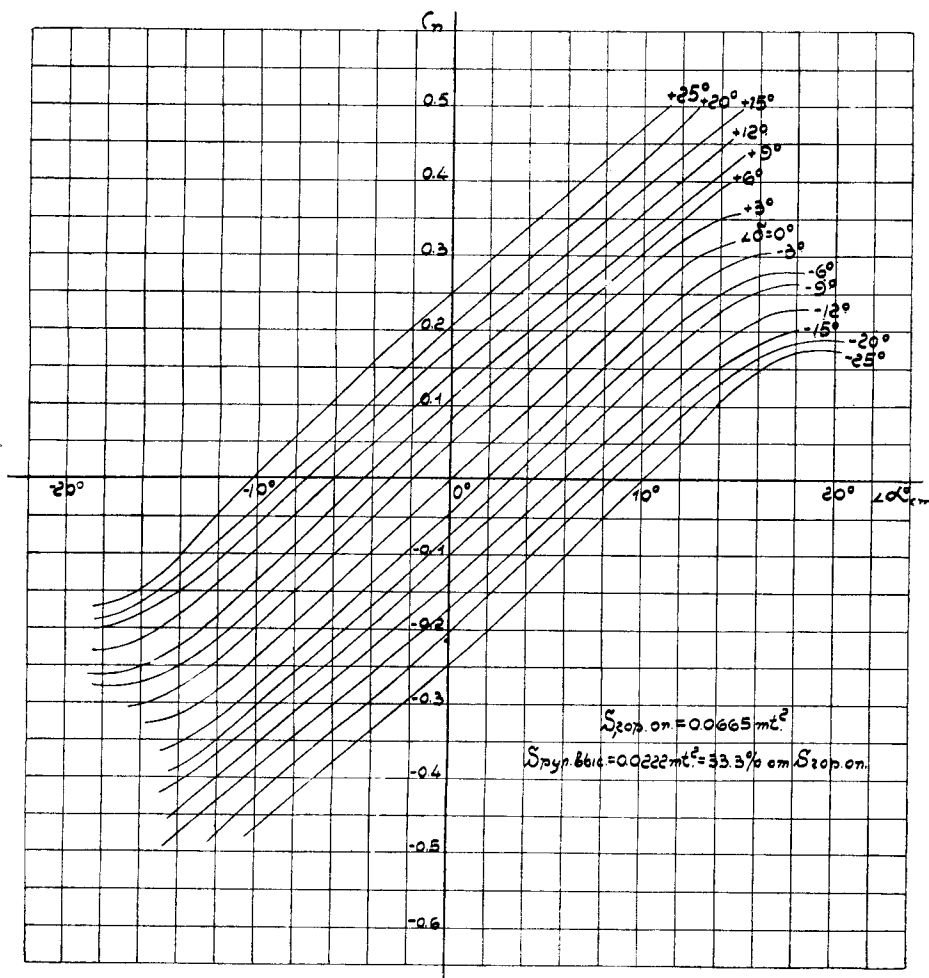
Для целей опытов были изготовлены две модели горизонтального оперения прямоугольного очертания в плане с одним и тем же симметричным профилем. Объединенный чертеж обеих моделей дан на фиг. 23. Если не принимать во внимание выреза для руля поворота, то обе модели имели один и тот же относительный размах $\lambda = 3$.

Первый вариант горизонтального оперения имел площадь $S_1 = 0,0665 \text{ м}^2$, площадь $S_{\text{р. в.}} = 0,0222 \text{ м}^2$, что составляло 33,3 $\%$ от S_1 .

Второй вариант оперения имел площ. $S_2 = 0,0648 \text{ м}^2$; площ. рулей $S'_{\text{р. в.}} = 0,0324 \text{ м}^2$, что составляло 50 $\%$ от S_2 .

Некоторая разница в площадях обоих вариантов оперения получилась за счет различных вырезов для руля поворота.

Оба варианта оперения были испытаны на C_y и C_x при различных углах отклонения рулей. Первый вариант при углах $\angle \delta = 0^\circ, \pm 3^\circ, \pm 6^\circ, \pm 9^\circ, \pm 12^\circ, \pm 15^\circ, \pm 20^\circ$, и $\pm 25^\circ$, второй при $\angle \delta = 0^\circ, \pm 5^\circ, \pm 10^\circ, \pm 15^\circ, \pm 20^\circ, \pm 25^\circ$, и $\pm 30^\circ$. Результаты испытаний в коэффициентах C_n даны на диаграммах фиг. 24 и 25.



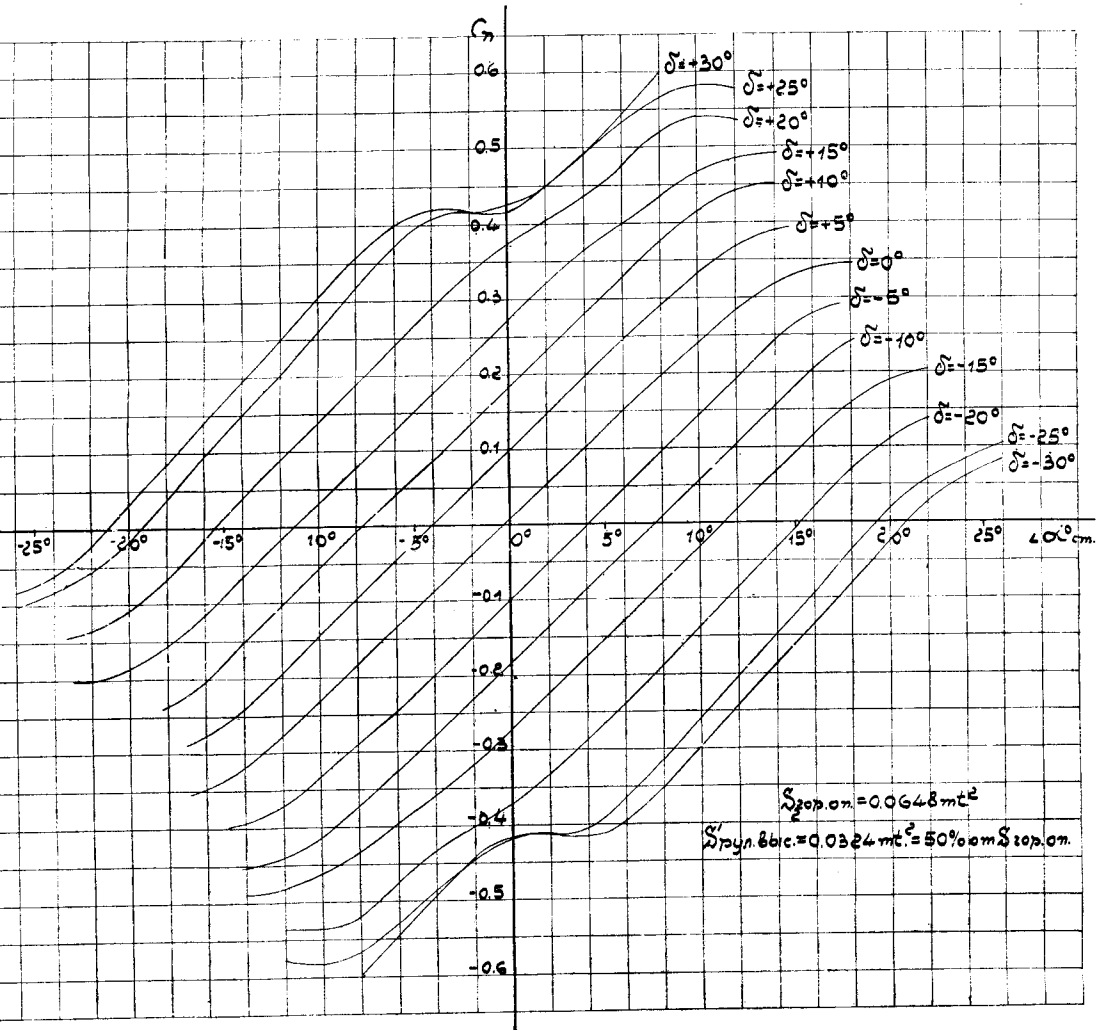
Фиг. 24. Сводная диаграмма кривых C_n по α 1-го варианта прямоугольного горизонтального оперения (при различных углах отклонения рулей высоты).

Опыты были проведены по сокращенной программе; были исследованы лишь прямолинейные участки кривых C_n .

При отклонении рулей кривые C_n смещаются друг относительно друга. При рулях в 50% смещение значительно больше, чем при рулях 33,3%.

Стабилизатор и рули в нашем случае имеют прямоугольные формы очертания в плане и, поэтому, при отклонении рулей на определенный

угол получаются изогнутые профили с постоянной вогнутостью и постоянными истинными углами атаки по размаху оперения. Положение максимальной ординаты для данного варианта оперения также остается постоянным, а именно у шарнира рулей. При сопоставлении 1-го и 2-го вариантов оперения, мы видим, что при отклонении рулей на один и тот же угол, при 2-ом варианте оперения (при большем отношении



Фиг. 25. Сводная диаграмма кривых C_n по α -го варианту прямоугольного горизонтального оперения (при различных углах отклонения рулей высоты).

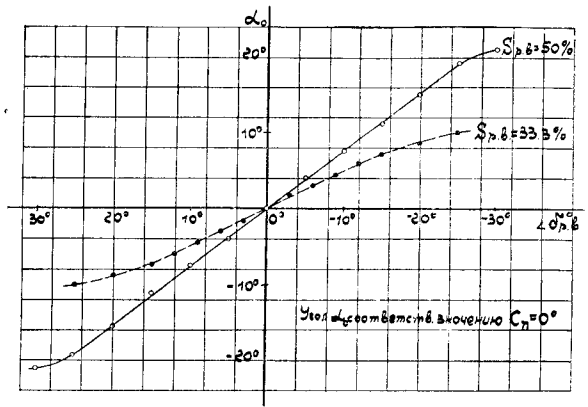
хорд руля высоты и оперения) мы имеем большие истинные углы атаки α' , большую относительную вогнутость профиля и перемещение максимальной ординаты профиля ближе к ребру атаки оперения. Указанными обстоятельствами, очевидно, и обуславливается разница в смещениях C_n для 2-го и 1-го вариантов оперения. На диаграммах фиг. 26 и 27 даны: зависимость величин углов α_0 , при которых $C_n = 0$ и за-

висимость величин C_n при $\alpha_{ст.} = 0^\circ$ от величины угла отклонения рулей высоты для 1-го и 2-го вариантов оперения.

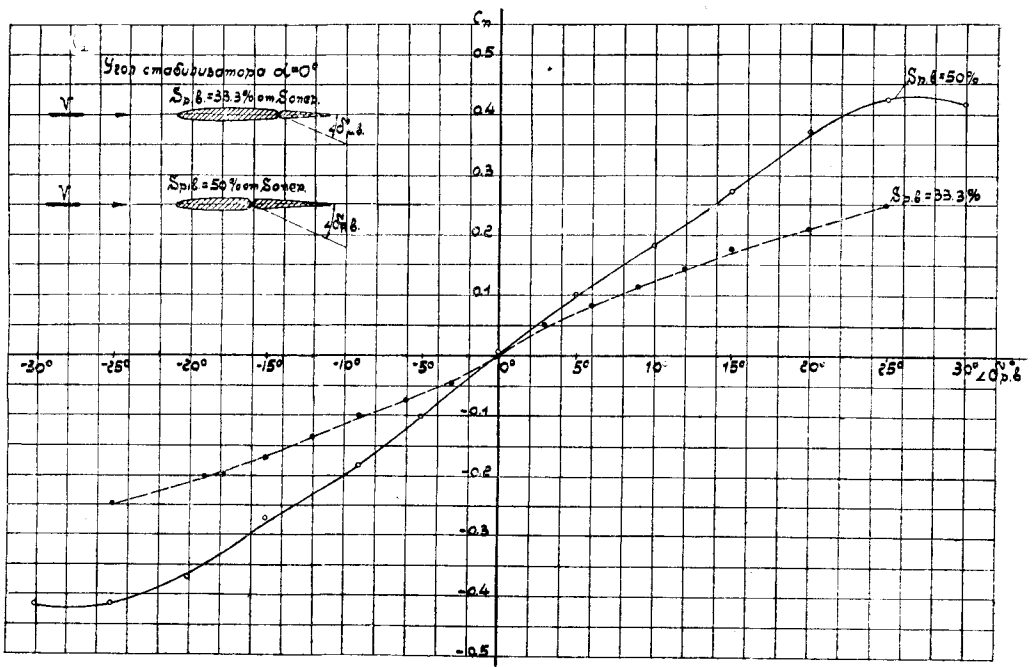
Указанные диаграммы дают картину сравнительной „мощности рулей“, т.е. дают представление о соотношении аэродинамических сил, нормальных к хорде стабилизатора, возникающих у оперений обоих вариантов при отклонении рулей на один и тот же угол.

Из диаграмм видно, что при углах отклонения рулей до $8-10^\circ$ отношение ординат кривой 1-го варианта оперения к ординатам кривой 2-го варианта больше соотношения площадей рулей в том и другом случае:

$$\frac{\text{площадь рул. I-го вар.}}{\text{площадь рул. II-го вар.}} = \frac{0,0222}{0,0324} = 0,685.$$



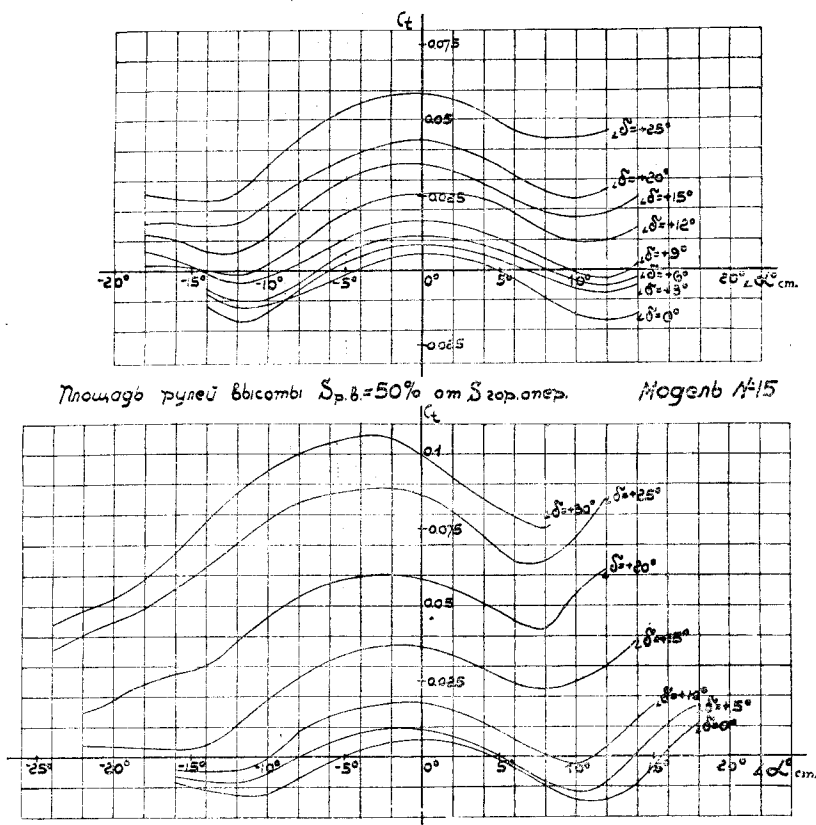
Фиг. 26. Диаграмма значений α° при различных углах отклонения рулей высоты прямоугольного оперения.



Фиг. 27. Диаграмма значений C_n по углам рулей высоты прямоугольного оперения с двумя соотношениями площади рулей и оперения (33,3% и 50%), при угле атаки стабилизатора $\alpha = 0^\circ$.

При углах $\alpha = 8-10^\circ$ эти соотношения равны и при углах рулей от 10° до 25° отношения обратны.

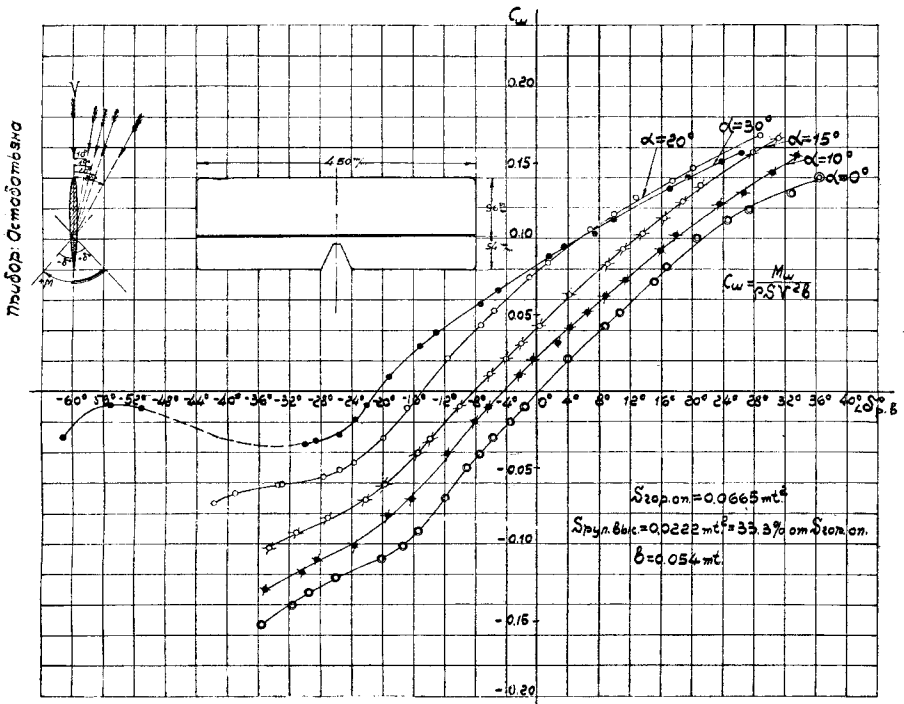
На фиг. 28 изображены кривые коэффициентов C_L прямоугольного оперения для обоих соотношений площади рулей и оперения. Значения коэффициентов C_y, C_x, C_n и C_L даны в таблицах 21 — 35. Прямоугольные оперения обоих вариантов были испытаны на шарнирный момент рулей при углах атаки стабилизатора $\alpha_{ст.} = 0^\circ, +10^\circ, +20^\circ, +30^\circ$.



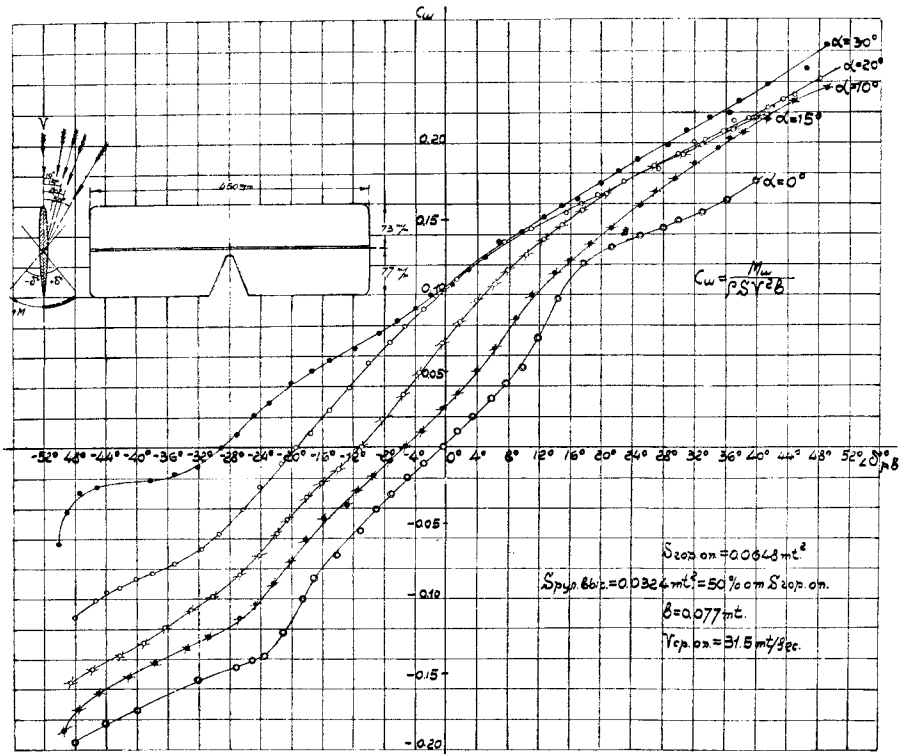
Фиг. 28. Сводная диаграмма кривых C_L по α прямоугольного горизонтального оперения при различных углах отклонения рулей высоты.

Результаты испытаний даны на фиг. 29 и 30. Общий наклон кривых $C_{ш}$ с осью абсцисс для второго варианта оперения больше, чем наклон кривых $C_{ш}$ для первого варианта. При угле атаки стабилизатора $+30^\circ$ в обоих случаях кривая $C_{ш}$ резко меняет свой характер и меняет наклон. Коэффициенты $C_{ш}$ на диаграммах фиг. 29 и 30 отнесены не к одной и той же площади рулей и ширине рулей, поэтому по ним сравнивать моменты рулей нельзя. На фиг. 31 даны величины моментов для рулей обоих вариантов оперения при $\alpha_{ст.} = 0^\circ$, отнесенные к квадрату скорости:

$$R_m = \frac{M_{ш}}{v^2};$$



Фиг. 29. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты 1-го варианта прямоугольного горизонтального оперения (при различных углах α стабилизатора).



Фиг. 30. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты 2-го варианта прямоугольного горизонтального оперения (при различных углах α стабилизатора).

из диаграммы видно, что в нашем случае шарнирные моменты при увеличении площадей рулей от 33,3% до 50% возрастают в несколько большей степени, чем произведение

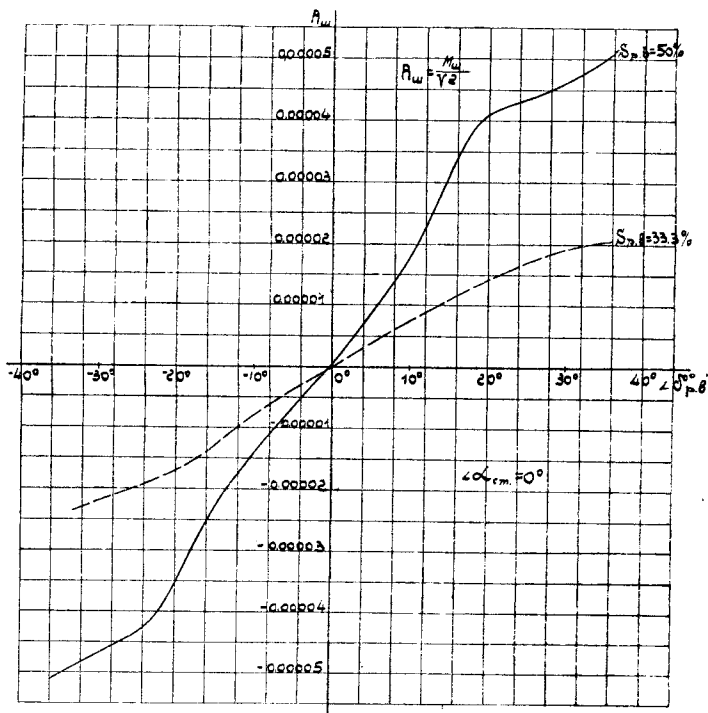
$$\frac{S'_{\text{р. в.}}}{S_{\text{р. в.}}} \times \frac{b_2}{b_1},$$

где $S'_{\text{р. в.}}$ — площадь рулей 2 варианта оперения (с рулями 50%)

$S_{\text{р. в.}}$ — " " 1 " " (с рул. 33,3%)

b_2 — ширина " 2 " "

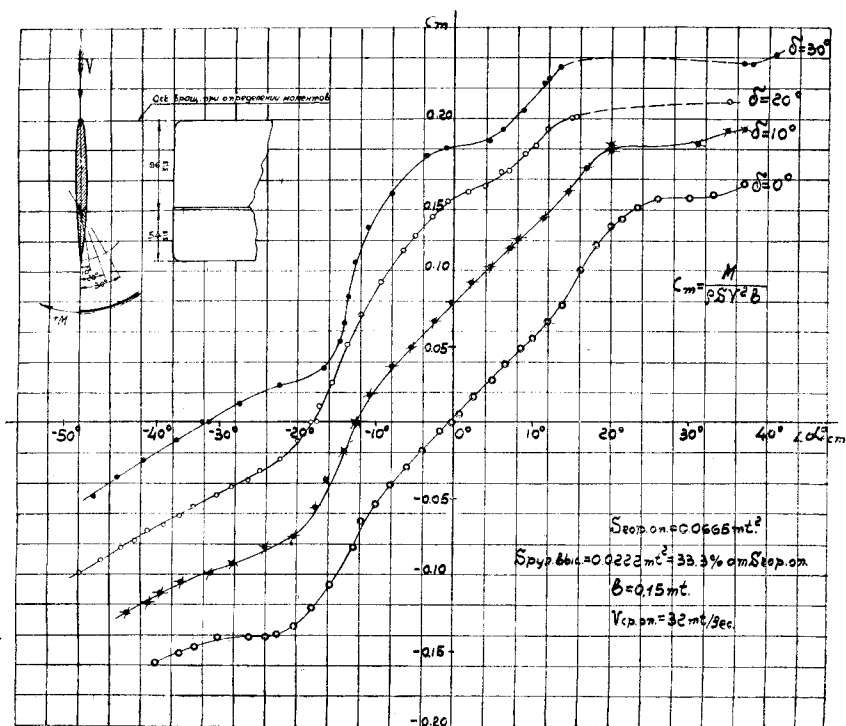
b_1 — " " 1 " "



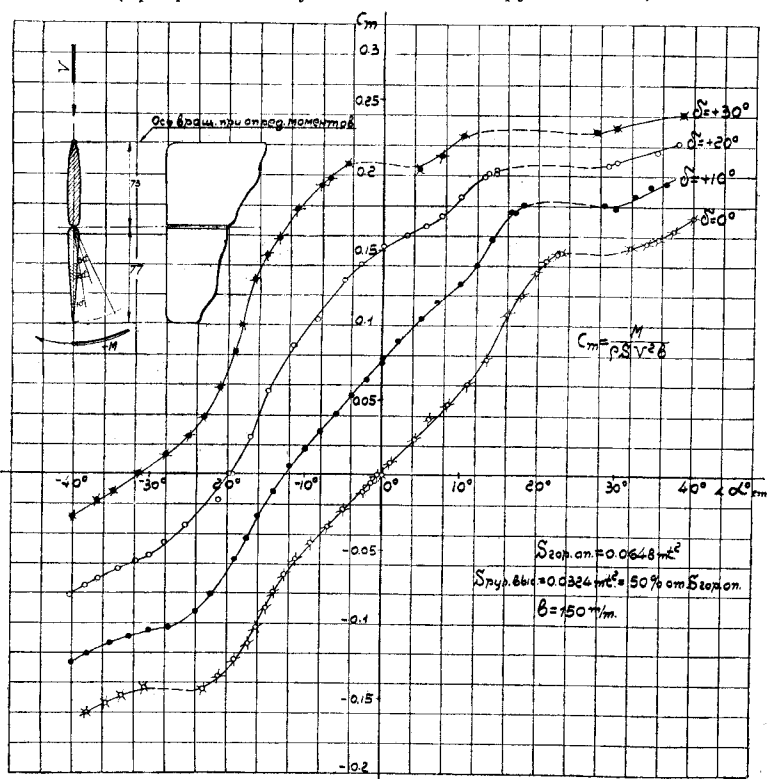
Фиг. 31. Диаграмма испытания шарнирного момента рулей высоты прямоугольного горизонтального оперения при соотношениях площади рулей и оперения 33,3% и 50% для $\alpha = 0^\circ$.

Обычно в расчетах продольной устойчивости самолета при определении момента оперения перемещением центра давления оперения с изменением углов атаки пренебрегают, считая его постоянным для всех углов атаки, расположенным от передней кромки на расстоянии $\frac{1}{3}$ полной хорды оперения¹⁾. С тем, чтобы иллюстрировать до некоторой степени величины погрешностей, возникающих при подобном способе определения центра давления, были найдены положения ц. давл. экспериментальным путем для прямоугольного оперения в пределах углов атаки $\alpha = \pm 15^\circ$.

¹⁾ См. Б. Н. Юрьев. Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана. Труды ЦАГИ, вып. 20.



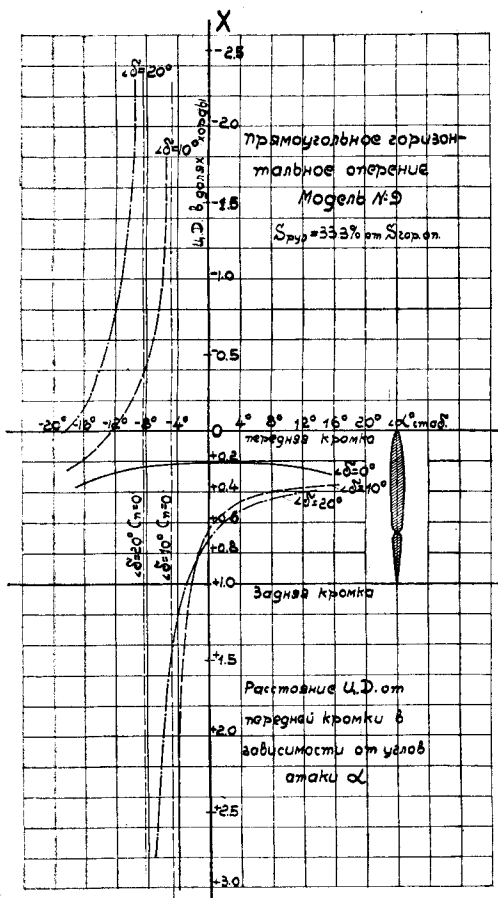
Фиг. 32. Диаграмма C_m по α I-го варианта прямоугольного горизонтального оперения (при различных углах отклонения руля высоты).



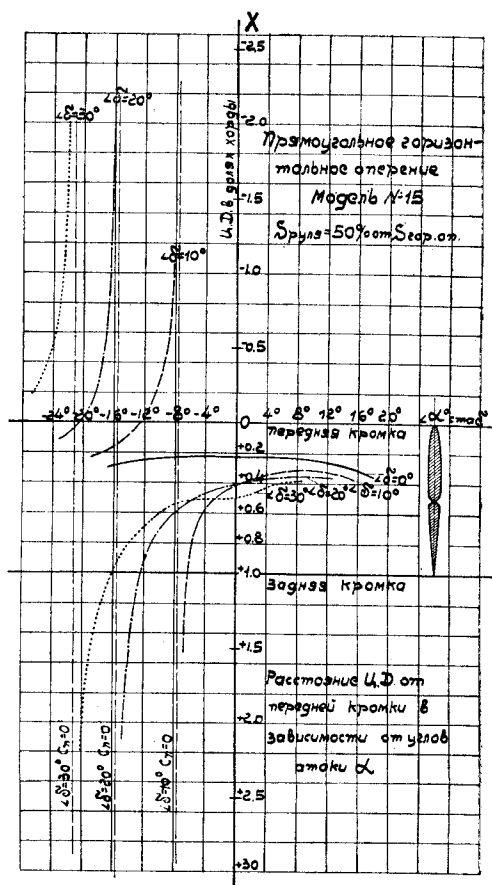
Фиг. 33. Диаграмма C_m по α II варианта прямоугольного оперения при различных углах отклонения рулей высоты.

Прямоугольное оперение с обоими вариантами соотношения площадей рулей и оперения (33,3% и 50%) было испытано на C_m на моментном приборе, с жестко закрепленными рулями при углах $\delta = 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ и 30° .

Моменты были определены относительно передней кромки оперения с отнесением коэффициентов C_m к площади оперения и хорде. Кривые C_T даны на фиг. 32 и 33.



Фиг. 34. Диаграмма значений X по α для 1-го варианта прямоугольного оперения.



Фиг. 35. Диаграмма значений X по α для 2-го варианта прямоугольного оперения.

Коэффициент ц. давл. X были определены по формуле:

$$X = \frac{C_T}{C_n}$$

На фиг. 34 и 35 даны кривые коэфф. X , выраженные в долях хорды. Из диаграмм видно, что для данного типа оперения при $\delta_{p.v.} = 0^\circ$ ц. д. почти не перемещается в рассмотренных нами пределах углов атаки, находясь, примерно, на расстоянии 0,22 хорды от передней кромки.

Выводы.

На основании проведенных опытов с изолированными оперениями можно сделать следующие заключения.

1. Оперение с осевой компенсацией 18—25% в пределах отклонения рулей до $\pm 30^\circ$ обтекает потоком довольно плавно; за указанными пределами обтекания нарушается. Кривые C_n оперения с указанной компенсацией рулей и без компенсации при одних и тех же углах $\alpha_{г. о.}$ и углах рулей δ изменяются мало. При проектировании оперения с осевым компенсатором предпочтительнее брать более толстые профили с тем, чтобы иметь больший диапазон углов отклонения рулей без нарушения обтекания всего оперения.

2. Закрайны небольшого размера у стабилизатора мало влияют на величины C_n и $C_{ш}$. Обтекание потоком оперения с боковыми компенсаторами при отклонении рулей носит неустойчивый и переменный характер.

3. Боковые компенсаторы работают более эффективно, чем осевые. Кривые $C_{ш}$ у рулей с осевым компенсатором идут, примерно, по закону прямой; у рулей с боковыми компенсаторами — кривые имеют характер неправильных изменений.

4. Соотношения площадей рулей и всего оперения, в особенности для случая без компенсаторов, имеют весьма большое значение и в значительной степени влияют как на величины C_n , так и на шарнирные моменты рулей; остальные факторы, как форма в плане и профиль оперения, имеют меньшее значение.

15/1 1929 г.

Т а б л и ц а 1¹⁾.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 без компенсации.

$\angle \delta = 0^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,327	0,300	0,443	0,019	2	-0,050	0,008	-0,050	0,007
38	0,325	0,279	0,428	0,020	4	-0,098	0,011	-0,099	0,004
36	0,323	0,261	0,415	0,021	6	-0,150	0,016	-0,151	0,001
34	0,320	0,245	0,402	0,024	8	0,200	0,025	-0,201	-0,003
32	0,315	0,228	0,388	0,027	10	-0,250	0,037	-0,253	-0,007
30	0,307	0,210	0,371	0,029	12	-0,300	0,054	-0,305	-0,010
28	0,300	0,195	0,357	0,030	14	-0,350	0,080	-0,358	-0,007
26	0,296	0,178	0,344	0,029	16	-0,380	0,110	-0,395	+0,001
24	0,300	0,161	0,339	0,025	18	-0,365	0,129	-0,387	0,010
22	0,312	0,151	0,346	0,023	20	-0,325	0,139	-0,353	0,019
20	0,333	0,142	0,353	0,020	22	-0,312	0,151	-0,346	0,023
18	0,365	0,129	0,387	0,010	24	-0,300	0,161	-0,340	0,025
16	0,380	0,110	0,395	0,001	26	-0,296	0,172	-0,342	0,025
14	0,350	0,080	0,359	-0,007	28	-0,300	0,191	-0,355	0,027
12	0,300	0,054	0,305	-0,010	30	-0,307	0,206	-0,369	0,025
10	0,250	0,037	0,253	-0,007	32	0,315	0,225	-0,387	0,024
8	0,200	0,025	0,201	-0,003	34	0,320	0,244	-0,402	0,023
6	0,150	0,016	0,151	+0,001	36	-0,323	0,260	-0,415	0,021
4	0,098	0,011	0,099	0,004	38	-0,325	0,279	-0,428	0,020
2	0,050	0,008	0,050	0,007	40	0,327	0,300	-0,443	0,019
0	0,000	0,007	0,000	0,007					

Т а б л и ц а 2.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 без компенсации.

$\angle \delta = 20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,403	0,375	0,550	0,028	26	0,445	0,261	0,514	0,040
38	0,411	0,359	0,545	0,030	24	0,445	0,245	0,507	0,043
36	0,415	0,342	0,537	0,032	22	0,450	0,235	0,505	0,048
34	0,422	0,326	0,533	0,034	20	0,480	0,222	0,527	0,042
32	0,431	0,311	0,531	0,036	18	0,540	0,207	0,578	0,030
30	0,435	0,295	0,524	0,038	16	0,575	0,185	0,603	0,019
28	0,440	0,278	0,518	0,039	14	0,572	0,158	0,593	0,012

1) Таблицы составлены П. Ф. Усачевой, Е. М. Румянцевой и Ц. П. Хабинской.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
12	0,540	0,126	0,553	0,011	—16	—0,158	0,050	—0,166	0,004
10	0,493	0,099	0,502	0,012	—18	—0,192	0,071	—0,204	0,008
8	0,443	0,078	0,449	0,016	—20	—0,195	0,088	—0,213	0,015
6	0,393	0,062	0,397	0,021	—22	—0,180	0,093	—0,203	0,019
4	0,340	0,050	0,343	0,026	—24	—0,174	0,101	—0,200	0,021
2	0,290	0,041	0,291	0,031	—26	—0,170	0,108	—0,200	0,023
0	0,240	0,032	0,240	0,032	—28	—0,168	0,117	—0,203	0,025
—2	0,088	0,026	0,190	0,033	—30	—0,168	0,129	—0,210	0,027
—4	0,140	0,022	0,138	0,032	—32	—0,173	0,140	—0,221	0,028
—6	0,088	0,019	0,085	0,028	—34	—0,180	0,154	—0,235	0,027
—8	0,040	0,018	0,037	0,023	—36	—0,190	0,169	—0,253	0,025
—10	0,010	0,018	—0,013	0,016	—38	—0,198	0,184	—0,269	0,023
—12	0,057	0,024	—0,061	0,012	—40	—0,207	0,200	—0,287	0,020
—14	—0,110	0,034	—0,115	0,007					

Т а б л и ц а 3.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 с осевой компенсацией — 18,5%.
 $\angle \delta = 10^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
50	0,342	0,464	0,576	0,036	10	0,395	0,069	0,401	—0,001
48	0,352	0,438	0,561	0,032	8	0,340	0,049	0,343	0,001
46	0,360	0,417	0,550	0,031	6	0,285	0,036	0,287	0,006
44	0,367	0,397	0,535	0,031	4	0,237	0,026	0,239	0,009
42	0,372	0,378	0,529	0,032	2	0,180	0,019	0,180	0,013
40	0,375	0,361	0,519	0,035	0	0,127	0,014	0,127	0,014
38	0,380	0,343	0,511	0,036	—2	0,073	0,011	0,072	0,014
36	0,385	0,330	0,506	0,040	—4	0,023	0,011	0,022	0,013
34	0,389	0,314	0,498	0,042	—6	—0,030	0,012	—0,031	0,009
32	0,392	0,293	0,489	0,041	—8	—0,085	0,016	—0,086	0,004
30	0,395	0,270	0,477	0,041	—10	—0,127	0,023	—0,130	0,001
28	0,396	0,256	0,470	0,041	—12	—1,187	0,037	—0,191	—0,002
26	0,398	0,238	0,463	0,041	—14	—0,238	0,058	—0,245	—0,001
24	0,401	0,224	0,458	0,042	—16	—0,274	0,084	—0,286	0,006
22	0,412	0,209	0,461	0,039	—18	—0,280	0,105	—0,298	0,014
20	0,427	0,191	0,466	0,034	—20	—0,252	0,115	—0,276	0,022
18	0,462	0,173	0,492	0,022	—22	—0,233	0,123	—0,262	0,027
16	0,484	0,149	0,506	0,010	—24	—0,225	0,132	—0,259	0,029
14	0,477	0,122	0,491	0,003	—26	—0,225	0,142	—0,265	0,029
12	0,445	0,092	0,455	—0,002	—28	—0,226	0,154	—0,272	0,030

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
— 30	— 0,230	0,167	— 0,283	0,030	— 42	— 0,265	0,269	— 0,377	0,023
— 32	— 0,235	0,183	— 0,297	0,031	— 44	— 0,268	0,292	— 0,396	0,024
— 34	— 0,242	0,200	— 0,312	0,030	— 46	— 0,270	0,311	— 0,411	0,022
— 36	— 0,248	0,218	— 0,329	0,030	— 48	— 0,271	0,331	— 0,428	0,021
— 38	— 0,255	0,235	— 0,346	0,028	— 50	— 0,272	0,350	— 0,444	0,017
40	— 0,260	0,253	— 0,361	0,026					

Т а б л и ц а 4.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 с осевой компенсацией — 18,5%.

$\angle \delta = + 20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
50	0,355	0,510	0,620	0,055	— 2	0,145	0,026	0,144	0,031
48	0,365	0,492	0,610	0,057	— 4	0,092	0,021	0,090	0,028
46	0,375	0,473	0,600	0,059	— 6	0,043	0,020	0,041	0,024
44	0,483	0,451	0,589	0,058	— 8	— 0,008	0,021	— 0,011	0,020
42	0,393	0,431	0,581	0,057	— 10	— 0,058	0,023	— 0,061	0,013
40	0,403	0,410	0,572	0,054	— 12	— 0,110	0,033	— 0,115	0,010
38	0,413	0,390	0,566	0,053	— 14	— 0,160	0,050	— 0,167	0,010
36	0,422	0,370	0,559	0,051	— 16	— 0,208	0,070	— 0,219	0,012
34	0,430	0,354	0,555	0,054	— 18	— 0,222	0,094	— 0,240	0,020
32	0,437	0,338	0,549	0,054	— 20	— 0,200	0,099	— 0,222	0,025
30	0,445	0,321	0,545	0,055	— 22	— 0,182	0,104	— 0,207	0,028
28	0,452	0,304	0,542	0,056	— 24	— 0,173	0,111	— 0,203	0,031
26	0,456	0,287	0,536	0,058	— 26	— 0,170	0,120	— 0,205	0,033
24	0,461	0,270	0,531	0,059	— 28	— 0,170	0,130	— 0,211	0,035
22	0,466	0,253	0,527	0,059	— 30	— 0,174	0,141	— 0,221	0,035
20	0,484	0,234	0,535	0,054	— 32	— 0,177	0,154	— 0,231	0,036
18	0,518	0,215	0,559	0,044	— 34	— 0,183	0,167	— 0,245	0,037
16	0,552	0,190	0,582	0,030	— 36	— 0,190	0,184	— 0,262	0,038
14	0,570	0,165	0,585	0,022	— 38	— 0,195	0,201	— 0,277	0,038
12	0,538	0,132	0,557	0,018	— 40	— 0,201	0,217	— 0,294	0,037
10	0,478	0,101	0,488	0,016	— 42	— 0,207	0,234	— 0,312	0,035
8	0,425	0,077	0,432	0,018	— 44	— 0,213	0,250	— 0,326	0,032
6	0,367	0,060	0,371	0,021	— 46	— 0,220	0,269	— 0,346	0,029
4	0,310	0,048	0,313	0,027	— 48	— 0,223	0,286	— 0,362	0,025
2	0,252	0,039	0,253	0,031	— 50	— 0,225	0,304	— 0,378	0,023
0	0,197	0,032	0,197	0,032					

Т а б л и ц а 5.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 с осевой компенсацией — 18,5%
 $\angle \delta = + 30^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
50	0,370	0,531	0,645	0,059	— 2	0,202	0,052	0,200	0,059
48	0,380	0,513	0,635	0,060	— 4	0,151	0,047	0,147	0,058
46	0,390	0,495	0,627	0,063	— 6	0,097	0,043	0,092	0,053
44	0,402	0,480	0,623	0,065	— 8	0,045	0,041	0,039	0,047
42	0,412	0,457	0,612	0,063	— 10	— 0,007	0,042	— 0,014	0,040
40	0,423	0,439	0,607	0,063	— 12	— 0,065	0,047	— 0,073	0,033
38	0,433	0,419	0,600	0,063	— 14	— 0,125	0,063	— 0,137	0,031
36	0,444	0,401	0,596	0,063	— 16	— 0,183	0,080	— 0,196	0,027
34	0,458	0,384	0,595	0,063	— 18	— 0,227	0,101	— 0,247	0,026
32	0,470	0,369	0,589	0,064	— 20	— 0,218	0,110	— 0,242	0,029
30	0,480	0,350	0,586	0,063	— 22	— 0,194	0,116	— 0,223	0,034
28	0,488	0,335	0,588	0,067	— 24	— 0,160	0,119	— 0,195	0,044
26	0,495	0,318	0,585	0,070	— 26	— 0,130	0,123	— 0,171	0,050
24	0,500	0,303	0,580	0,073	— 28	— 0,116	0,129	— 0,163	0,060
22	0,507	0,288	0,578	0,076	— 30	— 0,112	0,140	— 0,166	0,065
20	0,527	0,270	0,588	0,073	— 32	— 0,115	0,151	— 0,178	0,067
18	0,575	0,250	0,623	0,060	— 34	— 0,120	0,160	— 0,189	0,065
16	0,616	0,231	0,651	0,050	— 36	— 0,123	0,168	— 0,198	0,063
14	0,615	0,196	0,644	0,041	— 38	— 0,128	0,177	— 0,210	0,061
12	0,580	0,165	0,601	0,041	— 40	— 0,135	0,190	— 0,225	0,058
10	0,525	0,133	0,540	0,040	— 42	— 0,139	0,202	— 0,238	0,057
8	0,470	0,108	0,481	0,041	— 44	— 0,145	0,216	— 0,254	0,054
6	0,415	0,088	0,422	0,044	— 46	— 0,153	0,232	— 0,273	0,051
4	0,360	0,075	0,364	0,050	— 48	— 0,159	0,247	— 0,289	0,047
2	0,308	0,066	0,310	0,056	— 50	— 0,163	0,258	— 0,303	0,042
0	0,256	0,059	0,255	0,059					

Т а б л и ц а 6.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 с осевой компенсацией — 25,3%
 $\angle \delta = + 10^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
48	0,362	0,430	0,562	0,019	40	0,380	0,362	0,524	0,033
46	0,367	0,418	0,557	0,027	38	0,383	0,342	0,517	0,034
44	0,374	0,396	0,547	0,025	36	0,385	0,317	0,492	0,030
42	0,377	0,378	0,534	0,028	34	0,387	0,296	0,487	0,029

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
32	0,394	0,280	0,483	0,028	-10	-0,147	0,023	-0,149	-0,002
30	0,400	0,265	0,479	0,030	-12	-0,200	0,037	-0,2035	-0,005
28	0,400	0,249	0,469	0,032	-14	-0,250	0,058	-0,256	-0,004
26	0,400	0,234	0,462	0,035	-16	-0,287	0,086	-0,300	0,004
24	0,401	0,218	0,456	0,037	-18	-0,292	0,107	-0,312	0,012
22	0,412	0,202	0,458	0,032	-20	-0,270	0,119	-0,294	0,020
20	0,432	0,185	0,469	0,027	-22	-0,245	0,126	-0,274	0,025
18	0,465	0,170	0,495	0,018	-24	-0,232	0,134	-0,266	0,028
16	0,483	0,148	0,506	0,009	-26	-0,228	0,144	-0,268	0,029
14	0,475	0,109	0,487	-0,005	-28	-0,235	0,158	-0,283	0,030
12	0,436	0,085	0,444	-0,007	-30	-0,242	0,173	-0,295	0,029
10	0,387	0,064	0,392	-0,004	-32	-0,250	0,189	-0,311	0,028
8	0,334	0,046	0,337	-0,001	-34	-0,254	0,204	-0,324	0,027
6	0,279	0,033	0,281	0,004	-36	-0,260	0,221	-0,340	0,026
4	0,225	0,024	0,226	0,008	-38	-0,265	0,239	-0,356	0,026
2	0,170	0,018	0,170	0,012	-40	-0,268	0,258	-0,371	0,025
0	0,120	0,014	0,120	0,014	-42	-0,270	0,276	-0,384	0,024
-2	0,065	0,011	0,067	0,014	-44	-0,272	0,295	-0,401	0,023
-4	0,010	0,010	0,017	0,011	-46	-0,274	0,315	-0,416	0,020
-6	-0,044	0,011	-0,045	0,007	-48	-0,275	0,335	-0,432	0,018
-8	-0,095	0,016	-0,096	0,002	-50	-0,275	0,354	-0,449	0,016

Т а б л и ц а 7.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 с осевой компенсацией — 25,3%.

$\angle \delta = +20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
50	0,361	0,500	0,614	0,045	24	0,470	0,266	0,537	0,050
48	0,372	0,479	0,604	0,044	22	0,477	0,247	0,535	0,050
46	0,385	0,461	0,598	0,043	20	0,500	0,226	0,547	0,041
44	0,395	0,444	0,592	0,043	18	0,540	0,210	0,579	0,033
42	0,415	0,430	0,595	0,043	16	0,570	0,190	0,600	0,025
40	0,425	0,414	0,591	0,044	14	0,568	0,156	0,588	0,014
38	0,428	0,394	0,580	0,046	12	0,545	0,127	0,559	0,011
36	0,435	0,367	0,568	0,043	10	0,497	0,102	0,508	0,014
34	0,440	0,344	0,557	0,039	8	0,425	0,078	0,431	0,018
32	0,448	0,324	0,552	0,037	6	0,355	0,058	0,359	0,021
30	0,456	0,301	0,545	0,035	4	0,296	0,046	0,299	0,025
28	0,463	0,287	0,544	0,036	2	0,240	0,039	0,241	0,031
26	0,466	0,277	0,541	0,044	0	0,186	0,033	0,186	0,033

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
— 2	0,138	0,029	0,145	0,034	— 28	— 0,170	0,131	— 0,211	0,036
— 4	0,088	0,026	0,091	0,032	— 30	— 0,174	0,142	— 0,222	0,037
— 6	0,042	0,024	0,033	0,028	— 32	— 0,178	0,153	— 0,232	0,036
— 8	— 0,007	0,025	— 0,010	0,023	— 34	— 0,186	0,169	— 0,242	0,036
— 10	— 0,053	0,027	— 0,057	0,018	— 36	— 0,196	0,186	— 0,268	0,035
— 12	— 0,103	0,034	— 0,108	0,012	— 38	— 0,204	0,198	— 0,283	0,031
— 14	— 0,150	0,047	— 0,157	0,009	— 40	— 0,211	0,213	— 0,298	0,028
— 16	— 0,194	0,066	— 0,205	0,010	— 42	— 0,218	0,237	— 0,320	0,031
— 18	— 0,205	0,085	— 0,221	0,018	— 44	— 0,222	0,264	— 0,331	0,021
— 20	— 0,193	0,099	— 0,215	0,027	— 46	— 0,225	0,263	— 0,345	0,020
— 22	— 0,180	0,104	— 0,206	0,029	— 48	— 0,225	0,280	— 0,359	0,020
— 24	— 0,172	0,112	— 0,203	0,032	— 50	— 0,225	0,296	— 0,371	0,018
— 26	— 0,170	0,121	— 0,034	0,205					

Т а б л и ц а 8.

Эллиптическое горизонтальное оперение; модель № 16 с осевой компенсацией — 25,3%.

$\angle \delta = + 30^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
50	0,350	0,532	0,600	0,074	10	0,438	0,130	0,455	0,052
48	0,365	0,507	0,621	0,068	8	0,400	0,108	0,411	0,052
46	0,380	0,485	0,612	0,064	6	0,360	0,091	0,368	0,053
44	0,389	0,472	0,608	0,069	4	0,315	0,076	0,320	0,054
42	0,398	0,458	0,601	0,074	2	0,266	0,064	0,269	0,054
40	0,405	0,448	0,595	0,082	0	0,215	0,054	0,225	0,054
38	0,416	0,428	0,591	0,082	— 2	0,175	0,049	0,172	0,055
36	0,425	0,412	0,588	0,083	— 4	0,125	0,045	0,122	0,053
34	0,440	0,394	0,585	0,080	— 6	0,075	0,043	0,070	0,051
32	0,455	0,375	0,584	0,077	— 8	0,026	0,043	0,019	0,046
30	0,466	0,360	0,583	0,079	— 10	— 0,025	0,044	— 0,032	0,039
28	0,476	0,345	0,582	0,081	— 12	— 0,072	0,049	— 0,081	0,033
26	0,480	0,328	0,575	0,084	— 14	— 0,120	0,062	— 0,132	0,031
24	0,478	0,310	0,563	0,089	— 16	— 0,159	0,080	— 0,176	0,033
22	0,480	0,293	0,554	0,092	— 18	— 0,202	0,103	— 0,224	0,036
20	0,485	0,270	0,543	0,088	— 20	— 0,213	0,124	— 0,243	0,044
18	0,507	0,244	0,557	0,076	— 22	— 0,115	0,106	— 0,146	0,055
16	0,540	0,224	0,581	0,066	— 24	— 0,095	0,110	— 0,136	0,062
14	0,530	0,192	0,561	0,058	— 26	— 0,096	0,118	— 0,137	0,064
12	0,485	0,159	0,507	0,055	— 28	— 0,100	0,127	— 0,148	0,065

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
-30	-0,105	0,135	-0,158	0,064	-42	-0,145	0,211	-0,249	0,060
-32	-0,110	0,143	-0,169	0,063	-44	-0,152	0,255	-0,265	0,056
-34	-0,117	0,154	-0,183	0,062	-46	-0,158	0,240	-0,283	0,053
-36	-0,125	0,168	-0,200	0,062	-48	-0,163	0,254	-0,298	0,049
-38	-0,132	0,180	-0,215	0,061	-50	-0,165	0,277	-0,319	0,052
-40	-0,140	0,196	-0,234	0,060					

Т а б л и ц а 9.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с закраинами
(без компенсации).

$$\angle \delta = 0^\circ.$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,296	0,272	0,402	0,018	-2	-0,039	0,005	-0,039	0,004
38	0,295	0,257	0,391	0,020	-4	-0,075	0,008	-0,075	0,003
36	0,290	0,240	0,376	0,023	-6	-0,121	0,013	-0,122	0,000
34	0,285	0,223	0,361	0,024	-8	-0,166	0,018	-0,167	-0,005
32	0,282	0,205	0,347	0,024	-10	-0,211	0,025	-0,212	-0,012
30	0,290	0,192	0,347	0,022	-12	-0,256	0,035	-0,257	-0,019
28	0,313	0,190	0,366	0,021	-14	-0,301	0,052	-0,305	-0,023
26	0,335	0,184	0,381	0,018	-16	-0,334	0,074	-0,341	-0,021
24	0,353	0,175	0,394	0,016	-18	-0,353	0,108	-0,370	-0,006
22	0,363	0,159	0,396	0,011	-20	-0,363	0,137	-0,389	0,005
20	0,363	0,137	0,389	0,005	-22	-0,363	0,159	-0,396	0,011
18	0,353	0,108	0,370	-0,006	-24	-0,353	0,175	-0,394	0,016
16	0,334	0,074	0,341	-0,021	-26	-0,335	0,184	-0,381	0,018
14	0,301	0,052	0,305	-0,023	28	-0,313	0,190	-0,366	0,021
12	0,256	0,035	0,257	-0,019	-30	-0,290	0,192	-0,347	0,022
10	0,211	0,025	0,212	-0,012	-32	-0,282	0,205	-0,347	0,024
8	0,166	0,018	0,167	-0,005	-34	-0,285	0,223	-0,361	0,024
6	0,121	0,013	0,122	0,000	-36	-0,290	0,240	-0,376	0,023
4	0,075	0,008	0,075	0,003	-38	-0,295	0,257	-0,391	0,020
2	0,039	0,005	0,039	0,004	-40	-0,296	0,272	-0,402	0,018
0	0,000	0,004	0,000	0,004					

Т а б л и ц а 10.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с закраинами
(без компенсации).

$$\angle \delta = 10^\circ.$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,340	0,333	0,475	0,037	— 2	0,074	0,016	0,073	0,019
38	0,341	0,316	0,463	0,037	— 4	0,031	0,014	0,030	0,016
36	0,344	0,296	0,452	0,038	— 6	— 0,010	0,013	— 0,011	0,012
34	0,345	0,280	0,442	0,039	— 8	— 0,054	0,013	— 0,055	0,005
32	0,345	0,263	0,433	0,040	— 10	— 0,099	0,014	— 0,099	— 0,003
30	0,348	0,246	0,423	0,039	— 12	— 0,144	0,018	— 0,142	— 0,012
28	0,362	0,237	0,431	0,039	— 14	— 0,185	0,024	— 0,185	— 0,022
26	0,378	0,227	0,439	0,038	— 16	— 0,227	0,037	— 0,228	— 0,027
24	0,400	0,217	0,454	0,035	— 18	— 0,259	0,061	— 0,267	— 0,025
22	0,414	0,200	0,459	0,029	— 20	— 0,277	0,089	— 0,290	— 0,011
20	0,425	0,180	0,462	0,024	— 22	— 0,283	0,111	— 0,304	— 0,003
18	0,430	0,157	0,456	0,016	— 24	— 0,280	0,129	— 0,308	0,004
16	0,427	0,129	0,447	0,006	— 26	— 0,266	0,142	— 0,301	0,011
14	0,409	0,096	0,420	— 0,006	— 28	— 0,231	0,147	— 0,273	0,022
12	0,378	0,072	0,385	— 0,008	— 30	— 0,201	0,143	— 0,245	0,024
10	0,334	0,057	0,339	— 0,002	— 32	— 0,202	0,152	— 0,252	0,022
8	0,287	0,045	0,290	0,004	— 34	— 0,212	0,165	— 0,268	0,019
6	0,241	0,036	0,244	0,010	— 36	— 0,221	0,182	— 0,286	0,016
4	0,198	0,028	0,199	0,015	— 38	— 0,227	0,201	— 0,303	0,018
2	0,156	0,021	0,157	0,015	— 40	— 0,232	0,222	— 0,321	0,021
0	0,115	0,018	0,116	0,018					

Т а б л и ц а 11.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с закраинами
(без компенсации).

$$\angle \delta = -1-20^\circ$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,370	0,385	0,531	0,057	24	0,428	0,260	0,497	0,063
38	0,375	0,368	0,522	0,058	22	0,440	0,242	0,499	0,059
36	0,380	0,351	0,514	0,061	20	0,451	0,220	0,499	0,052
34	0,384	0,335	0,505	0,063	18	0,461	0,197	0,499	0,044
32	0,387	0,316	0,495	0,063	16	0,466	0,172	0,495	0,036
30	0,391	0,296	0,487	0,064	14	0,468	0,145	0,489	0,027
28	0,405	0,288	0,493	0,064	12	0,456	0,117	0,470	0,019
26	0,416	0,275	0,494	0,065	10	0,426	0,096	0,432	0,020

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
8	0,385	0,082	0,392	0,027	-18	-0,136	0,051	-0,145	0,006
6	0,345	0,072	0,350	0,035	-20	-0,170	0,072	-0,185	0,009
4	0,304	0,063	0,307	0,043	-22	-0,195	0,092	-0,215	0,012
2	0,265	0,057	0,267	0,047	-24	-0,213	0,109	-0,238	0,013
0	0,226	0,049	0,226	0,049	-26	-0,220	0,121	-0,251	0,013
-2	0,187	0,043	0,185	0,049	-28	-0,205	0,125	-0,239	0,015
-4	0,147	0,037	0,144	0,046	-30	-0,153	0,117	-0,191	0,025
-6	0,105	0,033	0,102	0,043	-32	-0,144	0,121	-0,187	0,026
-8	0,065	0,030	0,060	0,039	-34	-0,145	0,130	-0,192	0,026
-10	0,025	0,028	0,019	0,032	-36	-0,153	0,142	-0,208	0,024
-12	0,015	0,027	0,020	0,023	-38	-0,160	0,154	-0,222	0,022
-14	0,055	0,027	0,060	0,013	-40	-0,166	0,165	-0,233	0,019
-16	0,096	0,032	0,101	0,004					

Т а б л и ц а 12.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с закраинами
(без компенсации).

$\angle \delta + = 30^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,377	0,443	0,574	0,096	-2	0,261	0,070	0,259	0,079
38	0,391	0,428	0,572	0,097	-4	0,219	0,063	0,214	0,077
36	0,402	0,413	0,569	0,097	-6	0,176	0,057	0,169	0,075
34	0,409	0,394	0,560	0,097	-8	0,136	0,052	0,127	0,070
32	0,413	0,374	0,549	0,098	-10	0,093	0,047	0,083	0,062
30	0,414	0,354	0,535	0,099	-12	0,054	0,044	0,044	0,054
28	0,429	0,338	0,537	0,097	-14	0,012	0,042	0,001	0,043
26	0,445	0,324	0,542	0,096	-16	-0,036	0,043	-0,047	0,031
24	0,463	0,310	0,544	0,094	-18	-0,087	0,054	-0,099	0,024
22	0,476	0,293	0,550	0,093	-20	-0,135	0,074	-0,152	0,023
20	0,481	0,272	0,545	0,091	-22	-0,170	0,093	-0,192	0,022
18	0,490	0,248	0,543	0,084	-24	-0,190	0,109	-0,217	0,022
16	0,510	0,226	0,552	0,076	-26	-0,194	0,122	-0,228	0,024
14	0,519	0,200	0,551	0,068	-28	-0,170	0,126	-0,209	0,031
12	0,516	0,170	0,540	0,059	-30	-0,105	0,115	-0,149	0,047
10	0,498	0,139	0,015	0,050	-32	-0,094	0,117	-0,142	0,049
8	0,465	0,117	0,476	0,051	-34	-0,095	0,124	-0,148	0,049
6	0,420	0,103	0,429	0,058	-36	-0,097	0,132	-0,156	0,050
4	0,376	0,092	0,381	0,067	-38	-0,100	0,141	-0,165	0,049
2	0,336	0,085	0,339	0,073	-40	-0,105	0,150	-0,177	0,047
0	0,298	0,076	0,298	0,076					

Таблица 13.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 без закраин и без компенсации.

$$\angle \delta = 0^\circ$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,301	0,273	0,406	0,016	— 2	— 0,041	0,005	— 0,041	0,004
38	0,299	0,257	0,394	0,018	— 4	— 0,085	0,008	— 0,085	0,003
36	0,297	0,240	0,382	0,019	— 6	— 0,121	0,012	— 0,127	— 0,002
34	0,295	0,222	0,369	0,020	— 8	— 0,171	0,018	— 0,172	— 0,006
32	0,294	0,204	0,358	0,020	— 10	— 0,217	0,024	— 0,218	— 0,014
30	0,292	0,196	0,343	0,019	— 12	— 0,263	0,033	— 0,264	— 0,023
28	0,320	0,192	0,373	0,018	— 14	— 0,307	0,048	— 0,310	— 0,027
26	0,318	0,185	0,394	0,014	— 16	— 0,342	0,073	— 0,349	— 0,024
24	0,366	0,173	0,405	0,009	— 18	— 0,363	0,103	— 0,377	— 0,014
22	0,374	0,153	0,404	0,002	— 20	— 0,371	0,131	— 0,394	— 0,004
20	0,371	0,131	0,394	— 0,004	— 22	— 0,374	0,153	— 0,404	0,002
18	0,363	0,103	0,377	— 0,014	— 24	— 0,366	0,173	— 0,405	0,009
16	0,342	0,073	0,349	— 0,024	— 26	— 0,348	0,185	— 0,394	0,014
14	0,307	0,048	0,310	— 0,027	— 28	— 0,320	0,192	— 0,373	0,018
12	0,263	0,033	0,264	— 0,023	— 30	— 0,292	0,180	— 0,343	0,019
10	0,217	0,024	0,218	— 0,014	— 32	— 0,294	0,204	— 0,358	0,020
8	0,171	0,018	0,172	— 0,006	— 34	— 0,295	0,222	— 0,369	0,020
6	0,121	0,012	0,127	— 0,002	— 36	— 0,297	0,240	— 0,382	0,019
4	0,085	0,008	0,085	0,003	— 38	— 0,299	0,257	— 0,394	0,018
2	0,041	0,005	0,041	0,004	— 40	— 0,301	0,273	— 0,406	0,018
0	0,000	0,005	0,000	0,005					

Таблица 14.

Треугольное горизонтальное оперение модели № 17 без закраин и без компенсации.

$$\angle \delta = 20^\circ$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,390	0,400	0,557	0,056	24	0,457	0,263	0,524	0,054
38	0,390	0,382	0,542	0,059	22	0,465	0,245	0,523	0,053
36	0,391	0,361	0,530	0,061	20	0,472	0,220	0,519	0,046
34	0,397	0,342	0,520	0,061	18	0,482	0,196	0,519	0,037
32	0,402	0,324	0,513	0,062	16	0,490	0,174	0,519	0,032
30	0,400	0,304	0,498	0,062	14	0,491	0,147	0,511	0,023
28	0,420	0,291	0,508	0,060	12	0,473	0,118	0,488	0,016
26	0,441	0,280	0,519	0,059	10	0,441	0,097	0,452	0,019

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
8	0,401	0,083	0,408	0,026	—18	— 0,141	0,045	— 0,150	0,001
6	0,360	0,072	0,365	0,034	—20	— 0,175	0,066	— 0,187	0,002
4	0,317	0,062	0,316	0,041	—22	— 0,202	0,085	— 0,218	0,003
2	0,275	0,054	0,275	0,045	—24	— 0,221	0,103	— 0,244	0,004
0	0,234	0,049	0,234	0,049	—26	— 0,223	0,117	— 0,252	0,008
— 2	0,191	0,044	0,191	0,051	—28	— 0,206	0,126	— 0,241	0,014
— 4	0,148	0,039	0,147	0,048	—30	— 0,156	0,117	— 0,193	0,023
— 6	0,104	0,034	0,100	0,044	—32	— 0,150	0,123	— 0,193	0,025
— 8	0,062	0,031	0,057	0,039	—34	— 0,153	0,132	— 0,201	0,024
—10	0,021	0,029	0,016	0,032	—36	— 0,160	0,143	— 0,213	0,024
—12	— 0,021	0,027	— 0,026	0,022	—38	— 0,166	0,156	— 0,227	0,021
—14	— 0,062	0,027	— 0,067	0,011	—40	— 0,171	0,170	— 0,240	0,020
—16	— 0,103	0,032	— 0,109	0,002					

Таблица 15.

Треугольное горизонтальное оперение, модель № 17 с боковыми компенсаторами 12,6% площади рулей.

$\angle \delta = +10^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,358	0,336	0,490	0,027	— 2	0,082	0,011	0,087	0,014
38	0,366	0,320	0,486	0,026	— 4	0,040	0,008	0,042	0,011
36	0,365	0,298	0,470	0,026	— 6	0,000	0,008	— 0,002	0,008
34	0,366	0,278	0,457	0,025	— 8	— 0,050	0,009	— 0,047	0,002
32	0,370	0,256	0,449	0,021	—10	— 0,095	0,011	— 0,092	— 0,006
30	0,388	0,236	0,453	0,018	—12	— 0,135	0,015	— 0,135	— 0,013
28	0,415	0,225	0,468	0,001	—14	— 0,180	0,021	— 0,182	— 0,023
26	0,437	0,213	0,478	0,000	—16	— 0,225	0,031	— 0,224	— 0,032
24	0,453	0,199	0,495	— 0,003	18	0,267	0,054	— 0,276	— 0,031
22	0,455	0,178	0,490	— 0,006	—20	— 0,283	0,072	— 0,299	— 0,029
20	0,450	0,160	0,475	— 0,004	—22	— 0,305	0,097	— 0,318	— 0,024
18	0,437	0,135	0,457	— 0,006	—24	— 0,302	0,124	— 0,326	— 0,010
16	0,427	0,117	0,440	— 0,005	—26	— 0,292	0,141	— 0,322	— 0,006
14	0,410	0,097	0,429	— 0,005	—28	— 0,265	0,140	— 0,309	— 0,000
12	0,380	0,077	0,392	— 0,004	—30	— 0,232	0,138	— 0,271	0,006
10	0,350	0,062	0,355	0,000	—32	— 0,230	0,150	— 0,276	0,009
8	0,305	0,046	0,310	0,003	—34	— 0,237	0,170	— 0,292	0,008
6	0,262	0,035	0,265	0,007	—36	— 0,242	0,183	— 0,303	0,006
4	0,220	0,027	0,220	0,013	—38	— 0,250	0,197	— 0,318	0,001
2	0,177	0,021	0,175	0,015	—40	— 0,255	0,211	— 0,332	0,001
0	0,130	0,015	0,130	0,015					

Таблица 16.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с боковыми компенсаторами 12,6% площади рулей.
 $\angle \delta = +20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,420	0,400	0,579	0,335	— 2	0,225	0,042	0,227	0,049
38	0,415	0,374	0,558	0,038	— 4	0,177	0,035	0,182	0,046
36	0,415	0,348	0,543	0,038	— 6	0,135	0,029	0,135	0,043
34	0,427	0,325	0,538	0,037	— 8	0,090	0,025	0,090	0,037
32	0,430	0,313	0,529	0,037	— 10	0,050	0,022	0,047	0,030
30	0,435	0,295	0,524	0,037	— 12	0,003	0,020	0,005	0,020
28	0,445	0,288	0,523	0,036	— 14	— 0,045	0,019	— 0,040	0,008
26	0,465	0,270	0,535	0,039	— 16	— 0,085	0,021	— 0,082	— 0,003
24	0,493	0,252	0,552	0,029	— 18	— 0,125	0,028	— 0,125	— 0,012
22	0,500	0,234	0,552	0,029	— 20	— 0,158	0,043	— 0,167	— 0,013
20	0,504	0,213	0,546	0,027	— 22	— 0,195	0,064	— 0,206	— 0,011
18	0,485	0,190	0,520	0,031	— 24	— 0,223	0,078	— 0,234	— 0,008
16	0,470	0,165	0,495	0,030	— 26	— 0,227	0,109	— 0,250	— 0,000
14	0,452	0,142	0,472	0,028	— 28	— 0,204	0,114	— 0,239	— 0,005
12	0,436	0,121	0,455	0,027	— 30	— 0,175	0,109	— 0,210	0,001
10	0,425	0,110	0,437	0,034	— 32	— 0,157	0,112	— 0,198	0,012
8	0,406	0,095	0,417	0,038	— 34	— 0,160	0,121	— 0,200	0,011
6	0,380	0,082	0,392	0,041	— 36	— 0,168	0,132	— 0,213	0,008
4	0,358	0,073	0,360	0,048	— 38	— 0,172	0,140	— 0,225	0,004
2	0,312	0,058	0,320	0,048	— 40	— 0,177	0,150	— 0,240	0,001
0	0,270	0,049	0,270	0,049					

Таблица 17.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с боковыми компенсаторами — 12,6%.
 $\angle \delta = +30^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,407	0,428	0,600	0,066	24	0,518	0,307	0,598	0,069
38	0,417	0,408	0,581	0,065	22	0,525	0,293	0,599	0,072
36	0,425	0,390	0,573	0,065	20	0,528	0,275	0,592	0,078
34	0,432	0,374	0,568	0,068	18	0,518	0,252	0,570	0,080
32	0,438	0,357	0,560	0,071	16	0,505	0,222	0,545	0,075
30	0,452	0,343	0,563	0,071	14	0,485	0,190	0,520	0,067
28	0,470	0,332	0,566	0,072	12	0,470	0,167	0,495	0,065
26	0,490	0,319	0,575	0,069	10	0,448	0,153	0,470	0,073

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
8	0,427	0,144	0,445	0,081	-18	-0,035	0,039	-0,040	0,027
6	0,404	0,128	0,420	0,086	-20	-0,075	0,054	-0,085	0,025
4	0,385	0,116	0,397	0,091	-22	-0,115	0,072	-0,132	0,023
2	0,370	0,108	0,373	0,095	-24	-0,150	0,087	-0,170	0,018
0	0,340	0,096	0,347	0,096	-26	-0,165	0,104	-0,191	0,017
-2	0,305	0,084	0,310	0,095	-28	-0,140	0,102	-0,173	0,024
-4	0,270	0,074	0,270	0,091	-30	-0,106	0,096	-0,142	0,030
-6	0,230	0,061	0,227	0,085	-32	-0,090	0,095	-0,130	0,033
-8	0,188	0,052	0,182	0,078	-34	-0,086	0,101	-0,132	0,036
-10	0,145	0,045	0,137	0,070	-36	-0,092	0,110	-0,143	0,036
-12	0,100	0,039	0,093	0,059	-38	-0,101	0,124	-0,157	0,036
-14	0,055	0,036	0,048	0,048	-40	-0,110	0,133	-0,172	0,031
-16	0,002	0,035	0,003	0,034					

Таблица 18.

Треугольное горизонтальное оперение, модель № 17 с боковыми компенсаторами 20%.

$\angle \delta = +10^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_n	C_n	C_t
40	0,313	0,343	0,463	0,052	-2	0,110	0,011	0,109	0,015
38	0,325	0,327	0,452	0,054	-4	0,065	0,008	0,064	0,012
36	0,335	0,310	0,454	0,052	-6	0,020	0,007	0,019	0,009
33	0,359	0,302	0,466	0,049	-8	-0,030	0,008	-0,031	0,004
32	0,376	0,288	0,471	0,045	-10	-0,072	0,009	-0,072	-0,004
30	0,392	0,274	0,485	0,042	-12	-0,116	0,012	-0,116	-0,012
28	0,405	0,258	0,479	0,038	-14	-0,168	0,017	-0,167	-0,024
26	0,415	0,243	0,479	0,036	-16	-0,217	0,024	-0,215	-0,037
24	0,425	0,224	0,479	0,033	-18	-0,260	0,037	-0,260	-0,043
22	0,430	0,206	0,476	0,028	-20	-0,303	0,067	-0,307	-0,040
20	0,425	0,178	0,461	0,022	-22	-0,326	0,095	-0,338	-0,036
18	0,409	0,153	0,436	0,020	-24	-0,341	0,120	-0,361	-0,030
16	0,398	0,130	0,418	0,015	-26	-0,345	0,141	-0,368	-0,026
14	0,380	0,112	0,395	0,016	-28	-0,330	0,151	-0,362	-0,022
12	0,373	0,097	0,385	0,017	-30	-0,301	0,152	-0,358	-0,018
10	0,370	0,083	0,378	0,018	-32	-0,278	0,158	-0,320	-0,013
8	0,335	0,066	0,341	0,019	-34	-0,274	0,171	-0,321	-0,012
6	0,292	0,051	0,295	0,020	-36	-0,281	0,186	-0,336	-0,015
4	0,245	0,037	0,247	0,021	-38	-0,290	0,201	-0,352	-0,019
2	0,200	0,027	0,201	0,020	-40	-0,295	0,221	-0,369	-0,022
0	0,155	0,018	0,155	0,018					

Таблица 19.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с боковыми компенсаторами 20% от площади рулей.
 $\angle \delta = +20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,385	0,430	0,571	0,081	— 2	0,261	0,050	0,259	0,059
38	0,398	0,411	0,567	0,080	— 4	0,220	0,038	0,217	0,052
36	0,400	0,391	0,555	0,080	— 6	0,175	0,029	0,171	0,047
34	0,402	0,369	0,540	0,081	— 8	0,132	0,022	0,129	0,040
32	0,409	0,349	0,532	0,079	— 10	0,087	0,018	0,082	0,033
30	0,415	0,329	0,533	0,077	— 12	0,043	0,016	0,038	0,024
28	0,428	0,312	0,524	0,075	— 14	— 0,005	0,015	0,008	0,013
26	0,451	0,300	0,532	0,070	— 16	— 0,046	0,015	— 0,048	0,002
24	0,460	0,282	0,535	0,071	— 18	— 0,090	0,017	— 0,091	— 0,012
22	0,460	0,258	0,523	0,066	— 20	— 0,130	0,025	— 0,131	— 0,021
20	0,450	0,232	0,502	0,064	— 22	— 0,175	0,050	— 0,181	— 0,019
18	0,440	0,208	0,482	0,060	— 24	— 0,212	0,074	— 0,224	— 0,019
16	0,430	0,181	0,464	0,055	— 26	— 0,236	0,094	— 0,253	— 0,019
14	0,417	0,161	0,441	0,054	— 28	— 0,248	0,109	— 0,271	— 0,016
12	0,402	0,145	0,423	0,065	— 30	— 0,238	0,115	— 0,267	— 0,017
10	0,390	0,131	0,407	0,061	— 32	— 0,195	0,109	— 0,225	— 0,009
8	0,400	0,121	0,413	0,064	— 34	— 0,183	0,116	— 0,216	— 0,006
6	0,391	0,111	0,401	0,069	— 36	— 0,190	0,126	— 0,228	— 0,010
4	0,365	0,098	0,371	0,074	— 38	— 0,200	0,137	— 0,242	— 0,015
2	0,335	0,082	0,338	0,070	— 40	— 0,207	0,152	— 0,256	— 0,016
0	0,302	0,065	0,302	0,065					

Таблица 20.

Треугольное горизонтальное оперение; модель № 17 с боковыми компенсаторами 20% от площади рулей.
 $\angle \delta = +30^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
40	0,375	0,483	0,585	0,129	— 2	0,338	0,111	0,331	0,123
38	0,390	0,464	0,582	0,126	— 4	0,310	0,099	0,305	0,119
36	0,400	0,445	0,577	0,122	— 6	0,280	0,086	0,270	0,115
34	0,410	0,423	0,575	0,122	— 8	0,245	0,074	0,227	0,107
32	0,420	0,408	0,570	0,121	— 10	0,205	0,064	0,185	0,099
30	0,435	0,389	0,568	0,119	— 12	0,162	0,052	0,140	0,085
28	0,450	0,371	0,565	0,117	— 14	0,120	0,043	0,095	0,071
26	0,460	0,351	0,563	0,114	— 16	0,075	0,037	0,051	0,056
24	0,470	0,335	0,560	0,114	— 18	— 0,030	0,035	0,004	0,042
22	0,475	0,314	0,550	0,113	— 20	— 0,015	0,035	— 0,040	0,028
20	0,465	0,289	0,534	0,112	— 22	— 0,062	0,050	— 0,085	0,023
18	0,460	0,261	0,520	0,106	— 24	— 0,112	0,070	— 0,127	0,017
16	0,455	0,236	0,500	0,101	— 26	— 0,150	0,086	— 0,170	0,012
14	0,445	0,213	0,482	0,098	— 28	— 0,165	0,097	— 0,193	0,008
12	0,430	0,196	0,460	0,102	— 30	— 0,160	0,102	— 0,188	0,008
10	0,412	0,185	0,440	0,110	— 32	— 0,113	0,089	— 0,142	0,015
8	0,400	0,172	0,417	0,114	— 34	— 0,095	0,094	— 0,132	0,025
6	0,382	0,157	0,392	0,116	— 36	— 0,098	0,102	— 0,140	0,025
4	0,365	0,144	0,380	0,120	— 38	— 0,106	0,111	— 0,153	0,022
2	0,375	0,134	0,380	0,121	— 40	— 0,117	0,122	— 0,167	0,018
0	0,360	0,122	0,360	0,122					

Таблица 21.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9 $S_{рул.} = 33,3\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$\angle \delta = 0^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,310	0,063	0,314	-0,014	2	-0,045	0,006	-0,045	0,004
12	0,280	0,042	0,284	-0,017	4	-0,100	0,009	-0,100	0,002
10	0,237	0,027	0,240	-0,015	6	-0,147	0,013	-0,147	-0,003
8	0,188	0,018	0,192	-0,009	8	-0,195	0,020	-0,197	-0,007
6	0,140	0,012	0,140	-0,003	10	-0,240	0,031	-0,241	-0,011
4	0,100	0,009	0,100	0,002	12	-0,280	0,047	-0,284	-0,012
2	0,045	0,006	0,045	0,004	14	-0,310	0,070	-0,317	-0,007
0	0,000	0,005	0,000	0,005					

Таблица 22.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9 $S_{рул.} = 33,3\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$\angle \delta = 3^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,340	0,080	0,350	-0,005	2	-0,003	0,007	-0,003	0,007
12	0,317	0,060	0,322	-0,007	4	-0,050	0,008	-0,050	0,005
10	0,279	0,043	0,282	-0,006	6	-0,100	0,010	-0,100	0,000
8	0,236	0,031	0,238	-0,002	8	-0,149	0,014	-0,149	-0,007
6	0,190	0,021	0,191	-0,001	10	-0,197	0,020	-0,198	-0,015
4	0,144	0,019	0,144	0,006	12	-0,240	0,034	-0,242	-0,017
2	0,098	0,011	0,098	0,007	14	-0,270	0,056	-0,275	-0,011
0	0,050	0,008	0,050	0,008					

Таблица 23.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9. $S_{рул.} = 33,3\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$\angle \delta = 6^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,380	0,089	0,390	-0,003	4	0,175	0,020	0,175	0,009
12	0,345	0,067	0,352	-0,006	2	-0,130	0,015	0,130	0,010
10	0,300	0,050	0,305	-0,003	0	-0,080	0,011	0,080	0,011
8	0,260	0,036	0,262	0,000	2	-0,027	0,009	0,026	0,010
6	0,214	0,027	0,215	0,004	4	-0,022	0,009	-0,022	0,008

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n		$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
- 6	- 0,069	0,010	- 0,069	0,002	- 14	- 0,238	0,051	- 0,250	- 0,008
- 8	- 0,119	0,012	- 0,120	- 0,005	- 16	- 0,255	0,064	- 0,272	- 0,009
- 10	- 0,160	0,019	- 0,163	- 0,010	- 18	- 0,257	0,082	- 0,270	- 0,012
- 12	- 0,210	0,033	- 0,215	- 0,011					

Т а б л и ц а 24.

Значений C_y , C_x , C_n и C_t прямоугольного горизонтального оперения;
 модель № 9. $S_{рул.} = 33,3\%$ от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$$\angle \delta = 9^\circ$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,401	0,102	0,410	0,002	- 4	0,010	0,012	0,010	0,013
12	0,362	0,073	0,370	- 0,003	- 6	- 0,036	0,012	- 0,037	0,008
10	0,322	0,055	0,326	- 0,002	- 8	- 0,085	0,014	- 0,086	0,002
8	0,281	0,043	0,285	0,003	- 10	- 0,135	0,021	- 0,137	- 0,002
6	0,240	0,033	0,243	0,008	- 12	- 0,182	0,035	- 0,185	- 0,004
4	0,200	0,026	0,201	0,013	- 14	- 0,222	0,055	- 0,225	0,000
2	0,154	0,021	0,155	0,016	- 16	- 0,242	0,074	- 0,250	0,004
0	0,101	0,016	0,101	0,016	- 18	- 0,250	0,088	- 0,261	0,006
2	0,059	0,014	0,059	0,016					

Т а б л и ц а 25.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9. $S_{рул.} = 33,3\%$
 от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$$\angle \delta = 12^\circ$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,433	0,124	0,445	0,015	- 4	0,051	0,018	0,050	0,021
12	0,392	0,093	0,400	0,010	- 6	0,000	0,016	0,000	0,016
10	0,352	0,072	0,357	0,011	- 8	- 0,050	0,016	- 0,050	0,009
8	0,311	0,057	0,315	0,012	- 10	- 0,094	0,018	- 0,095	0,001
6	0,272	0,048	0,275	0,019	- 12	- 0,136	0,027	- 0,138	- 0,002
4	0,229	0,040	0,230	0,025	- 14	- 0,178	0,044	- 0,180	+ 0,000
2	0,187	0,032	0,187	0,025	- 16	- 0,211	0,061	- 0,213	0,001
0	0,142	0,026	0,142	0,026	- 18	- 0,227	0,076	- 0,230	0,002
2	0,100	0,022	0,100	0,025					

Т а б л и ц а 26.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9 $S_{рул.} = 33,3\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).
 $\angle \delta = 15^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,455	0,141	0,475	0,027	— 4	0,087	0,026	0,087	0,032
12	0,423	0,108	0,485	0,018	— 6	0,039	0,023	0,037	0,027
10	0,380	0,084	0,390	0,017	— 8	— 0,015	0,022	— 0,016	0,019
8	0,343	0,068	0,350	0,019	— 10	— 0,060	0,023	— 0,061	0,012
6	0,300	0,055	0,303	0,023	— 12	— 0,108	0,029	— 0,110	0,006
4	0,258	0,046	0,260	0,029	— 14	— 0,146	0,044	— 0,150	0,005
2	0,217	0,040	0,218	0,033	— 16	— 0,172	0,060	— 0,177	0,010
0	0,177	0,035	0,177	0,035	— 18	— 0,190	0,074	— 0,200	0,012
— 2	0,138	0,031	0,136	0,036					

Т а б л и ц а 27.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9 $S_{рул.} = 33,3\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).
 $\angle \delta = 20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
12	0,455	0,124	0,473	0,027	— 4	0,112	0,032	0,110	0,039
10	0,411	0,097	0,427	0,023	— 6	0,062	0,029	0,060	0,034
8	0,374	0,078	0,382	0,025	— 8	0,014	0,028	0,011	0,029
6	0,332	0,066	0,338	0,031	— 10	— 0,032	0,029	— 0,035	0,022
4	0,290	0,056	0,295	0,038	— 12	— 0,079	0,034	— 0,082	0,016
2	0,247	0,049	0,250	0,041	— 14	— 0,122	0,047	— 0,127	0,015
0	0,207	0,043	0,207	0,043	— 16	— 0,158	0,063	— 0,165	0,016
— 2	0,160	0,037	0,160	0,042	— 18	— 0,174	0,075	— 0,186	0,015

Т а б л и ц а 28.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 9 $S_{рул.} = 33,3\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).
 $\angle \delta = 25^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
12	0,493	0,151	0,512	0,046	— 4	0,160	0,046	0,157	0,056
10	0,462	0,125	0,472	0,044	— 6	0,110	0,041	0,108	0,051
8	0,415	0,101	0,427	0,043	— 8	0,055	0,037	0,052	0,044
6	0,381	0,086	0,385	0,046	— 10	0,005	0,035	0,004	0,035
4	0,339	0,075	0,340	0,053	— 12	— 0,050	0,036	— 0,055	0,025
2	0,290	0,067	0,293	0,057	— 14	— 0,098	0,048	— 0,101	0,023
0	0,250	0,059	0,250	0,059	— 16	— 0,138	0,064	— 0,148	0,023
— 2	0,207	0,051	0,205	0,058	— 18	— 0,155	0,077	— 0,165	0,022

Т а б л и ц а 29.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).
 $\angle \delta = 0^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
18	0,322	0,116	0,342	0,011	0	0,008	0,006	0,008	0,006
16	0,322	0,095	0,336	0,002	— 2	— 0,040	0,006	— 0,039	0,004
14	0,312	0,068	0,318	— 0,009	— 4	— 0,088	0,008	— 0,088	0,002
12	0,282	0,045	0,285	— 0,014	— 6	— 0,135	0,012	— 0,135	— 0,002
10	0,242	0,028	0,243	— 0,014	— 8	— 0,162	0,018	— 0,182	— 0,007
8	0,197	0,017	0,198	— 0,001	— 10	— 0,230	0,028	— 0,231	— 0,012
6	0,150	0,011	0,150	— 0,004	— 12	— 0,278	0,046	— 0,282	— 0,013
4	0,102	0,009	0,102	+ 0,002	— 14	— 0,315	0,069	— 0,320	— 0,011
2	0,055	0,007	0,055	0,005	— 16	— 0,335	0,087	— 0,346	— 0,008

Т а б л и ц а 30.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации)
 $\angle \delta = 5^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
18	0,374	0,138	0,400	0,016	0	0,100	0,009	0,100	0,009
16	0,372	0,118	0,395	0,011	— 2	0,050	0,007	0,049	0,009
14	0,370	0,093	0,382	0,001	— 4	0,003	0,008	0,002	0,008
12	0,367	0,067	0,370	— 0,009	— 6	— 0,045	0,009	— 0,045	0,004
10	0,329	0,045	0,332	— 0,012	— 8	— 0,093	0,012	— 0,094	0,000
8	0,282	0,030	0,292	— 0,008	— 10	— 0,142	0,019	— 0,143	— 0,005
6	0,247	0,021	0,248	— 0,003	— 12	— 0,190	0,031	— 0,192	— 0,009
4	0,200	0,016	0,201	0,003	— 14	— 0,240	0,051	— 0,240	— 0,008
2	0,147	0,011	0,147	0,006	— 16	— 0,267	0,070	— 0,276	— 0,006

Т а б л и ц а 31

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).
 $\angle \delta = 10^\circ$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,434	0,121	0,450	0,012	6	0,325	0,040	0,327	0,006
12	0,430	0,094	0,439	0,002	4	0,278	0,030	0,279	0,011
10	0,410	0,070	0,416	— 0,002	2	0,233	0,023	0,234	0,015
8	0,368	0,052	0,375	0,000	0	0,185	0,017	0,185	0,017

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
— 2	0,137	0,013	0,136	0,018	— 10	— 0,055	0,009	— 0,056	0,000
— 4	0,088	0,009	0,087	0,015	— 12	— 0,103	0,017	— 0,104	— 0,005
— 6	0,040	0,009	0,040	0,013	— 14	— 0,150	0,033	— 0,153	— 0,004
— 8	— 0,007	0,009	— 0,008	0,008	— 16	— 0,200	0,063	— 0,203	0,004

Т а б л и ц а 32

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$\angle \delta = 15^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
14	0,465	0,156	0,489	0,039	— 4	0,178	0,023	0,176	0,035
12	0,465	0,130	0,482	0,030	— 6	0,132	0,018	0,129	0,032
10	0,453	0,105	0,464	0,024	— 8	0,081	0,015	0,078	0,026
8	0,425	0,082	0,432	0,022	— 10	0,032	0,013	0,029	0,019
6	0,393	0,066	0,398	0,024	— 12	— 0,017	0,014	— 0,019	0,010
4	0,357	0,054	0,360	0,029	— 14	— 0,067	0,020	0,070	0,004
2	0,320	0,044	0,322	0,033	— 16	— 0,113	0,035	— 0,118	0,002
0	0,272	0,036	0,272	0,036	— 18	— 0,148	0,051	0,157	0,003
— 2	0,227	0,029	0,225	0,037	— 20	— 0,173	0,066	— 0,185	0,003

Т а б л и ц а 33.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$\angle \delta = 20^\circ$.

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
12	0,507	0,174	0,534	0,062	— 6	0,245	0,032	0,241	0,057
10	0,520	0,152	0,537	0,054	— 8	0,195	0,026	0,189	0,053
8	0,510	0,114	0,521	0,042	— 10	0,142	0,022	0,136	0,046
6	0,465	0,094	0,473	0,045	— 12	0,092	0,019	0,086	0,039
4	0,430	0,080	0,434	0,050	— 14	0,035	0,021	0,039	0,030
2	0,402	0,069	0,404	0,055	— 16	— 0,012	0,032	— 0,020	0,027
0	0,372	0,058	0,372	0,058	— 18	— 0,060	0,045	— 0,071	0,024
— 2	0,335	0,048	0,333	0,060	— 20	— 0,097	0,055	— 0,110	0,018
— 4	0,290	0,039	0,287	0,059	— 22	— 0,122	0,065	— 0,137	0,014

Т а б л и ц а 34.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$$\angle \delta = 25^\circ.$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
12	0,545	0,203	0,575	0,085	— 8	0,328	0,040	0,319	0,085
10	0,565	0,174	0,586	0,073	— 10	0,270	0,033	0,260	0,079
8	0,555	0,143	0,570	0,064	— 12	0,212	0,026	0,202	0,070
6	0,520	0,120	0,529	0,065	— 14	0,164	0,024	0,153	0,063
4	0,487	0,107	0,493	0,073	— 16	0,105	0,029	0,093	0,057
2	0,445	0,097	0,448	0,081	— 18	0,030	0,042	0,042	0,049
0	0,418	0,086	0,415	0,086	— 20	— 0,007	0,050	— 0,024	0,045
2	0,417	0,074	0,414	0,088	— 22	— 0,035	0,058	— 0,056	0,041
4	0,413	0,059	0,408	0,088	— 24	— 0,062	0,066	— 0,084	0,035
— 6	0,375	0,047	0,368	0,086					

Т а б л и ц а 35.

Прямоугольное горизонтальное оперение; модель № 15 $S_{рул.} = 50\%$
от $S_{гор. оп.}$ (без компенсации).

$$\angle \delta = 30^\circ.$$

$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t	$\angle \alpha^\circ$	C_y	C_x	C_n	C_t
8	0,583	0,158	0,598	0,075	— 10	0,310	0,041	0,305	0,095
6	0,533	0,136	0,544	0,079	— 12	0,257	0,034	0,259	0,087
4	0,485	0,119	0,492	0,085	— 14	0,205	0,028	0,192	0,077
2	0,448	0,108	0,450	0,092	— 16	0,148	0,027	0,139	0,067
0	0,420	0,099	0,420	0,099	— 18	0,072	0,039	0,081	0,059
— 2	0,416	0,091	0,412	0,105	— 20	0,020	0,048	0,035	0,052
— 4	0,426	0,076	0,420	0,105	— 22	— 0,010	0,056	— 0,030	0,048
— 6	0,405	0,060	0,400	0,103	— 24	— 0,035	0,064	— 0,058	0,044
— 8	0,365	0,049	0,354	0,100	— 26	— 0,060	0,071	— 0,085	0,037

Abstracts.

In the dynamics of aeroplane the calculations, connected with the tail unit design, put forward the problem of interference, effected on the control planes by different parts of the machine and in particular by the body.

The effect of body interference on the tailplane and elevator attains from 10 to 30 per cent and that on the fin and rudder is considerably larger.

Such a correction should not be neglected, but it cannot be taken into account theoretically. In the first report „An Investigation of the Effect of Body Interference on the Tailplane and Elevator“ the results are given of systematical experimental investigation of the effect of body interference for any tail. Tests were made with two bodies, differing considerably both in shape and in drag, and representing nearly the limiting cases, as regards the degree of interference.

For each body there was obtained the velocity distribution in the region of the tail, in the plane perpendicular to the flow; the curves obtained give a complete illustration of the velocity decrease for different positions of the horizontal and vertical tail surfaces at the angles of incidence of 0° and 14° and allow this decrease to be determined analytically—exactly in the case of similar shapes and approximately for any other shapes. Wind channel tests of the horizontal tail surfaces with and without body allow to check the agreement between the calculated and the experimental results. Decrease in the slope of the tail resistance curves due to the body interference, was taken into account with a great accuracy by correction for velocity decrease, varying from 83% to 95%. In working out the results in addition to that there was revealed another effect of the interference, in the form of a parallel displacement of the resistance curves, tending to reduce C_y by an amount, corresponding to an increase of incidence by 1° — $1,5^\circ$.

In order to check the generality of the results obtained, a series of tests was made with a body of a rectangular section.

Occasion was taken also to investigate the effect of the tail interference on the body. This effect was found to be negligible.

In the second report: „Experimental Correction for the Interference of Body and Tail“ empirical formulae of body interference are given. The corrections were first obtained for similar bodies and any tail and then a conversion was made to not similar bodies. On the basis of the experimental data, received in the preceding report, the maximum relative velo-

city decrease $\frac{\Delta v}{v}$ was assumed to remain constant in all cases, the various effect of different bodies being connected only with the increase of the interference region of that decrease. The law of distribution of the velocity decrease over this region in the usual tail position relative to the body and the mean effect $\left(\frac{v - \Delta v}{v}\right)^2$ were found to be constant for both shapes of the body, and that effect to be equal to 0,70. Assuming the analogy with the case of similar bodies, the region of velocity decrease was taken proportional to the corresponding linear dimensions of the middle section of the body. By applying in the conditions, corresponding to the assumptions made, Euler's momentum theorem to a column of fluid enveloping the region of velocity decrease, the dimensions of this region were found to be proportional to $\sqrt{C_x}$.

Thus the form of the empirical expression was determined. The range of variation of the corrections for limiting values of numerical coefficients of different bodies is not large, thus securing a sufficient degree of accuracy; the final expressions were verified by the wind channel data on the third body tested, that of rectangular section with the tail surfaces of aspect ratio $\lambda=3$ and $\lambda=4$. The body itself was taken in two widely different conditions — with and without accessories, the value of C_x varying as 1 to 7,5; in spite of this the calculated and the observed results were practically coincident.

The expressions obtained and their numerical coefficients are applicable to tail surfaces, disposed as usual at the rear end of the body; for a different disposition of the horizontal tail surfaces and for the vertical ones the formula of interference can be obtained in a similar way.

The third report: „Aerodynamical Investigations of Tailplanes and Elevators balanced and unbalanced“ contains complete data, relating to designing of two types of tails in general use, each unbalanced or with two degrees of compensation, and of a rectangular one with two elevator areas (33,3% and 50% of the total tail area). The elevator angles δ (relative to the tailplane chord) were taken up to $\pm 30^\circ$ and tailplane setting angles (relative to the wing chord) α up to $+48^\circ$ or 50° , thus embracing all the design requirements, including the flat spin conditions. For each of tail types there are given the values of the coefficients of normal force C_n , of tangential force C_t , and of hinge moment C_m . Besides the obvious immediate applicability of the results obtained to design purpose, they can be widely used in studying the tail unit in general and the effect of two types of balancing surfaces the horn type and the axial one — in particular. The tests are made completely and accurately; a broad light is thrown on the subject, and new possibilities are opened for a detailed study of the corresponding problems in the dynamics of aeroplane, viz., of the pressure on the control column, of the stability of the machine and of its manoeuvrability.



СОДЕРЖАНИЕ.

	<i>Стр.</i>
В. П. Горский. Исследование влияния фюзеляжа на горизонтальное оперение самолета.	5
А. Н. Журавченко. Экспериментальные поправки на интерференцию фюзеляжа и оперения.	40
В. П. Горский. Аэродинамические исследования горизонтальных оперений с компенсаторами и без них.	47
Abstracts	91