

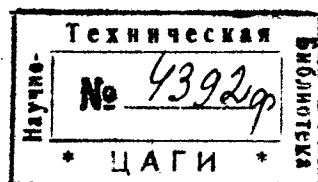
Труды Центрального Аэрогидродинамического Института  
им. проф. Н. Е. Жуковского

Выпуск 183

Ц. П. ХАБИНСКАЯ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ  
\* \* \* \* \*  
ЭЛЕРОНОВ

ЧАСТЬ I



ИЗДАНИЕ ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА  
им. проф. Н. Е. ЖУКОВСКОГО

---

МОСКВА—1935

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Целью работы было определение влияния различных геометрических параметров крыла, элерона и рогового компенсатора на аэродинамические характеристики крыла.

Исследования заключались в определении коэффициентов момента крена крыла и коэффициентов шарнирного момента элеронов. Опыты поставлены с крылом одного и того же профиля. Оценка работы элеронов определялась с точки зрения „коэффициента эффективности“, представляющего собой отношение  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  момента крена шарнирн. момента. На основании проведенных опытов дана эмпирическая формула для определения коэффициента момента крена в зависимости от соотношения хорды элерона и хорды крыла  $\frac{b_{эл.}}{b_{кр.}}$  и угла отклонения элерона  $\Theta$ . Опыт показал, что наибольшую эффективность дает эллиптическое крыло. Наивыгоднейшее отношение  $\frac{b_{эл.}}{b_{кр.}} = 0,2 - 0,3$ .

Для рогового компенсатора наивыгоднейшее отношение  $\frac{S_{ком.}}{S_{эл.}}$  оказалось 10%. Наличие рогового компенсатора обуславливает увеличение лобового сопротивления крыла примерно на 10%.

Изменение формы элерона в плане не имеет большого значения.



ЗАП 1939

Ответств. редактор В. Л. Александров.

Сдано в производство 10/І 1935 г.

Колич. тип. зн. в 1 б. л. 126 000

Бум. л. 1<sup>1</sup>/<sub>8</sub>. Тираж 1000 экз. Уполномоченный Главлита В—15870. Заказ № 18.

Техн. редактор И. А. Борунов.

Подписано к печати 13/ІІІ 1935 г.

Ст. ф. 72 × 105. Авт. лист. 21<sup>1</sup>/<sub>4</sub>.

## ОТ АВТОРА

Настоящая работа „Аэродинамические исследования по элеронам“ мною проведена под руководством А. К. Мартынова при участии в экспериментах В. И. Иващенко.

Ценные указания по данной работе были даны В. П. Горским и А. Н. Журавченко.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Работа Ц. П. Хабинской касается исследования элеронов в нормальных до-критических режимах полета. Исследование построено главным образом на двух методах — нахождения момента крена (моментов поперечной устойчивости) —  $C_{mx}$  и шарнирных моментов  $C_{mh}$ .

С целью возможности комбинированной оценки работы элеронов, автором применено понятие „коэффициента эффективности элеронов“, представляющее собой отношение  $\frac{M_x}{M_{mh}}$ :  $\frac{\text{момента крена}}{\text{шарнирного момента}}$ , характеризующего эффективность элерона на 1 кг усилия на ручке летчика.

Не являясь, также как и ряд других „мер“, универсальной оценкой и представляя попытку сравнения различных элеронов между собою, „коэффициент эффективности“ не сможет всегда обеспечить правильное практическое решение задачи, но общую тенденцию решения задачи он все же намечает.

Проведенные автором опыты дают возможность оценить влияние ряда аэродинамических параметров на характеристики элеронов. Так, например, модификации форм элерона, испытанные автором, не улучшают, а скорее ухудшают характеристики элеронов.

Отмечено явное преимущество эллиптического крыла перед прямоугольным и трапецевидным на всех режимах, кроме угла пикирования, хотя элерон на эллиптическом крыле и был не компенсирован.

Данная работа является первой работой по исследованию элеронного управления и Секция аэродинамики самолета ставила своей основной целью, помимо получения конкретных результатов, выработку и освоение методики.

*А. К. Мартынов.*

## ВВЕДЕННЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

$S_{кр.}$  — Площадь крыла (с элеронами)

$l_{кр.}$  — Размах крыла

$b_{кр.}$  — Хорда крыла

$\lambda$  — Относительный размах

$S_{эл.}$  — Площадь элерона

$l_{эл.}$  — Размах элерона

$b_{эл.}$  — Хорда элерона

$S_{к.}$  — Площадь компенсатора

$\alpha$  — Угол атаки крыла

$\theta$  — Угол отклонения элерона

$C_{mx} = \frac{M_x}{\rho S_{кр} V^2 l_{кр}} \cdot \cos \alpha$  — Коэффициент момента крена (относительно продольной оси самолета)

$C_{ш} = \frac{M_{ш}}{\rho S_{эл} V^2 b_{эл.}}$  — Коэффициент шарнирного момента

$C_y = \frac{P}{\rho S_{кр} V^2}$  — Коэффициент подъемной силы

$C_{x_1} = \frac{Q}{\rho S_{кр} V^2}$  — Коэффициент лобового сопротивления

$\frac{M_x}{M_{ш}}$  — Коэффициент эффективности

$M_x$  — Момент крена

$M_{ш}$  — Шарнирный момент

$V$  — Скорость потока

$\rho$  — Плотность воздуха

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕРОНОВ

## I. Цель работы

Настоящая работа является первой работой из серии по исследованию элеронов и касается главным образом вопросов, связанных с управляемостью самолета. Описанные в настоящей работе опыты были поставлены с целью определения эффективности элеронов и получения данных для выбора основных параметров элеронов, определяющих свойство поперечного управления. Исследование велось для трех режимов полета:

- 1) режима пикирования;
- 2) режима максимальной подъемной силы;
- 3) режима близкого к максимальной скорости.

Кроме того, одной из целей работы была разработка методики исследования вопросов поперечной устойчивости.

## II. Описание опытов

### A. Модели

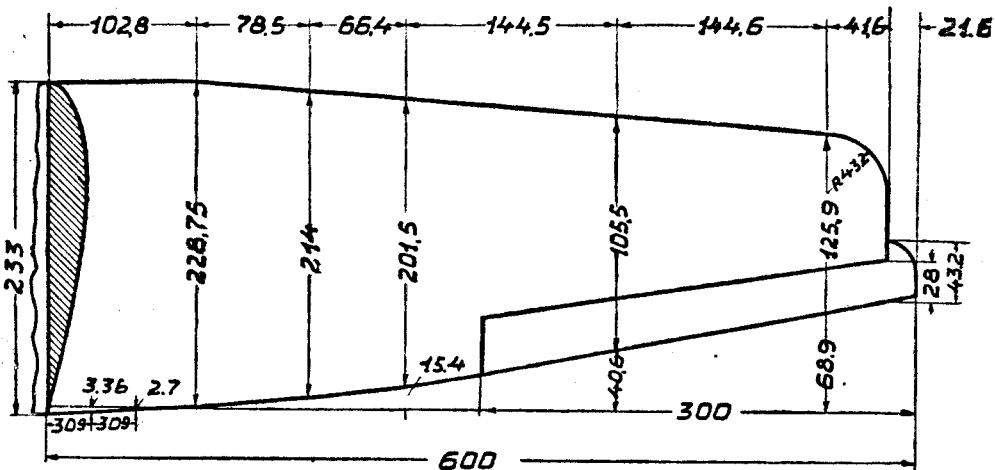
В целях получения результатов применительно к реально существующим и проектируемым самолетам были взяты крылья эллиптической и трапецевидной форм, как наиболее распространенные в настоящее время. Для сравнения нами было исследовано также прямоугольное крыло.

В основу выбора линейных размеров крыльев было взято эллиптическое крыло от самолетов К—5. Крылья трапецевидное и прямоугольное были подобраны на ту же площадь, линейный и относительный размах, что и эллиптическое крыло. Площадь элеронов на всех трех крыльях была взята по статистическим данным современных самолетов (средняя площадь элеронов по статистике 10—15% от площади крыла). Принятая нами площадь элеронов была равна 10% от площади крыла. Форма элеронов как на эллиптическом, так и на трапецевидном крыльях была взята та же, что и на крыльях конкретных самолетов, использованных нами (фиг. 1, 2, 3). Выбранные нами крылья были изготовлены постоянного по размаху профиля Прандтля № 365 средней толщины  $\sigma = 11,7\%$  хорды и относительного размаха  $\lambda = 6,5$ .

Сравнивая результаты опытов с тремя вышеуказанными крыльями, мы получаем характеристику их в отношении поперечного управления.

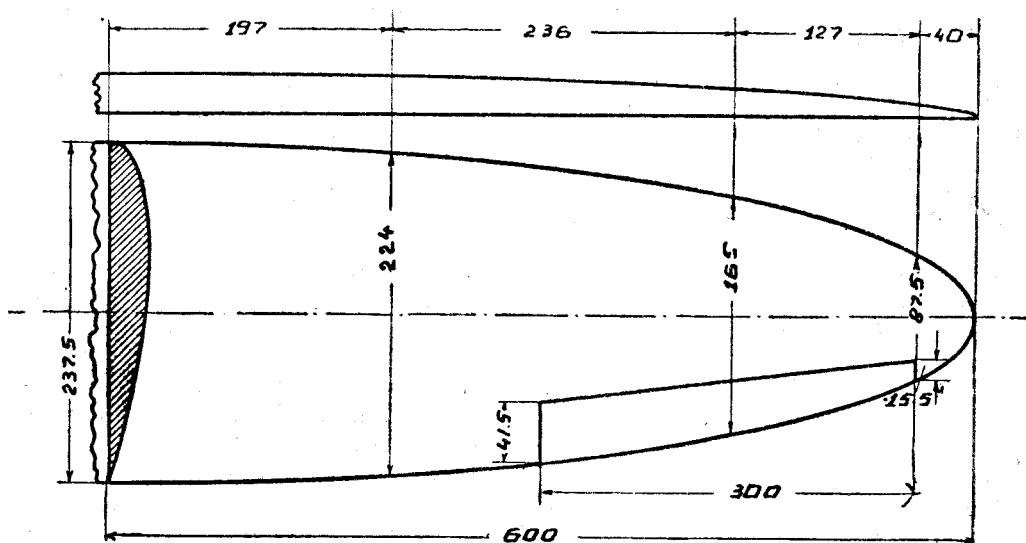
Дальнейшие испытания проводились на прямоугольном крыле. Целью этой части работы было определить: какая хорда элеронов и связанная с ней площадь при постоянном размахе элеронов является наиболее выгодной с точки зрения поперечного управления. Решено было взять для целей исследования площадь элеронов, равную 6, 10, 15 и 20% от площади крыла.

Для того, чтобы судить об усилиях на ручке управления, учитывая изменения в характеристиках крыла от введения того или иного вида компенсации элеронов, нами была исследована роговая компенсация элеронов;



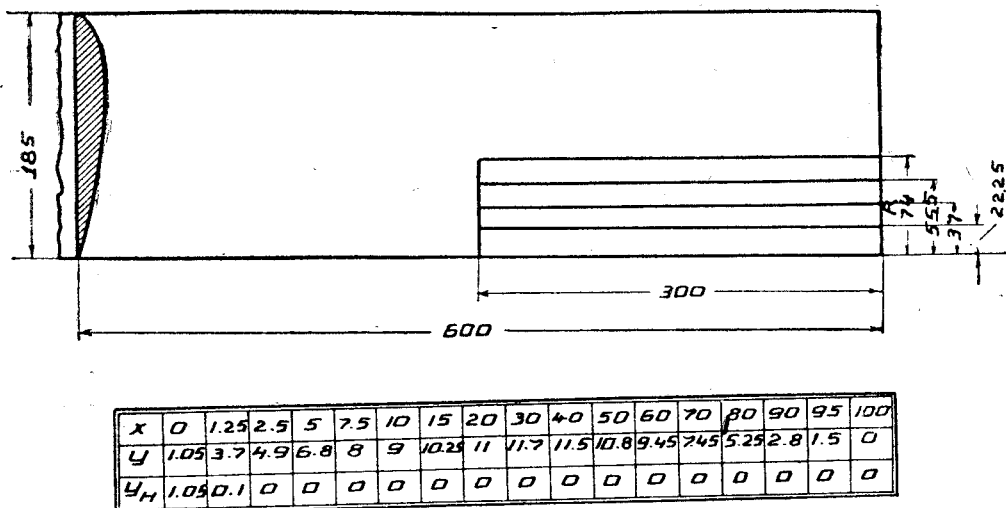
κ	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
γ	1.05	3.7	4.9	6.8	8	9	10.25	11	11.7	11.5	10.8	9.45	7.45	5.25	2.8	1.5	0
γ <sub>н</sub>	1.05	0.1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Фиг. 1. Трапецевидное крыло



κ	0	1.25	2.5	5	7.5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
γ	1.05	3.7	4.9	6.8	8	9	10.25	11	11.7	11.5	10.8	9.45	7.45	5.25	2.8	1.5	0
γ <sub>н</sub>	1.05	0.1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

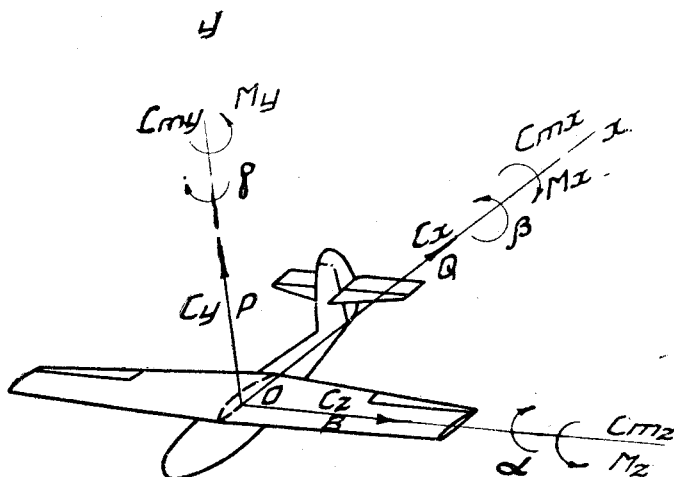
Фиг. 2. Эллиптическое крыло



Фиг. 3. Прямоугольное крыло

в литературе по этому поводу материалов ко времени начала работы не имелось.

Размеры роговых компенсаторов у элеронов выбирались по статистическим данным существующих самолетов и были взяты равными 5, 10 и 15% от площади элеронов. Для двух роговых компенсаторов (5 и 10% от площади элеронов), были испытаны по два варианта; формы



Фиг. 4. Система осей и обозначений

компенсатора изменялись относительно хорды и длины рога (форма А и В фиг. 27).

Для достижения намеченных целей все исследования элеронов были построены главным образом на двух методах:

1) нахождения коэффициентов моментов крена ( $C_{mx}$ ) (относительно продольной оси самолета;

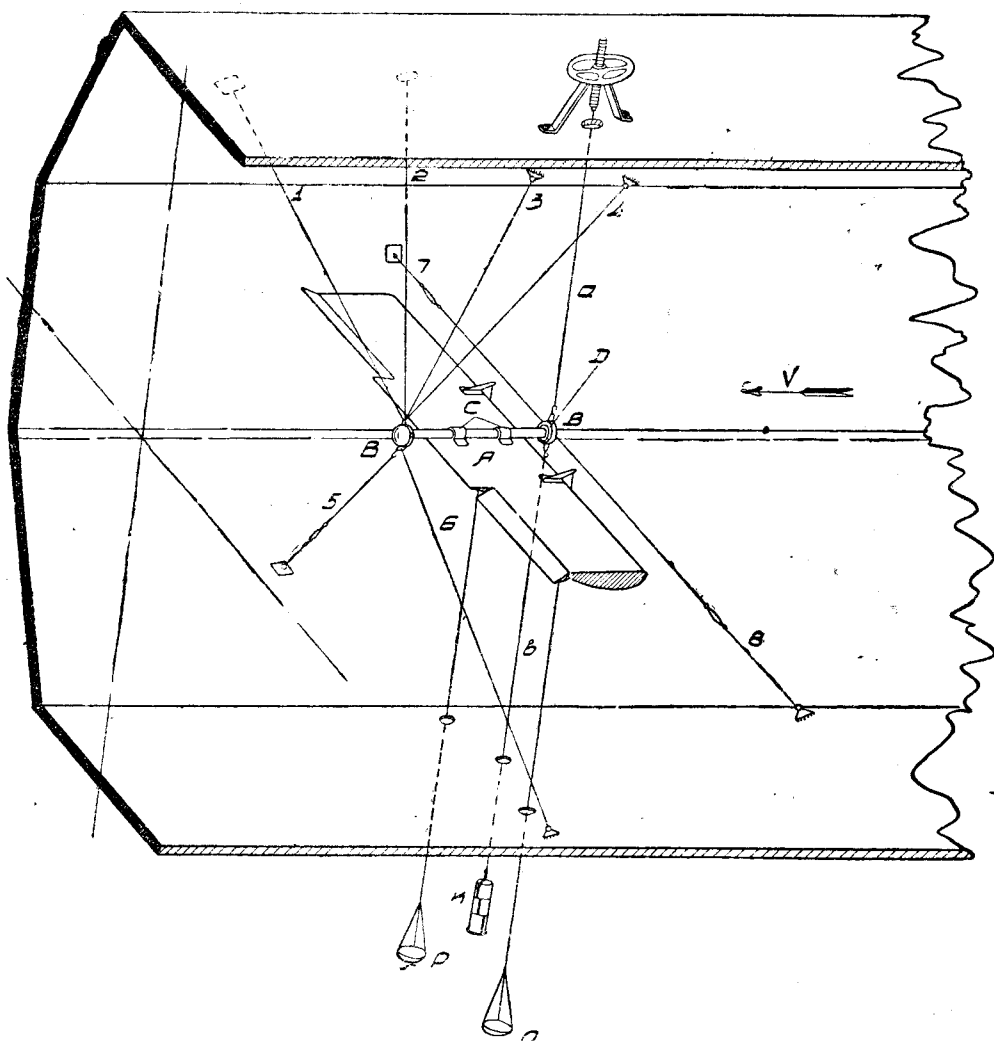
2) нахождения коэффициентов шарнирных моментов  $C_{ш}$ .

Принятая нами в данной работе система обозначений и расположений осей дана на фиг. 4.

Помимо испытаний на момент крена и шарнирный момент нами производились еще испытания на поляр (C<sub>y</sub> и C<sub>x</sub>), выполняющиеся на стандартном оборудовании трубы Т-1 (четырёх-компонентные весы).

## Б. Аппаратура и приборы

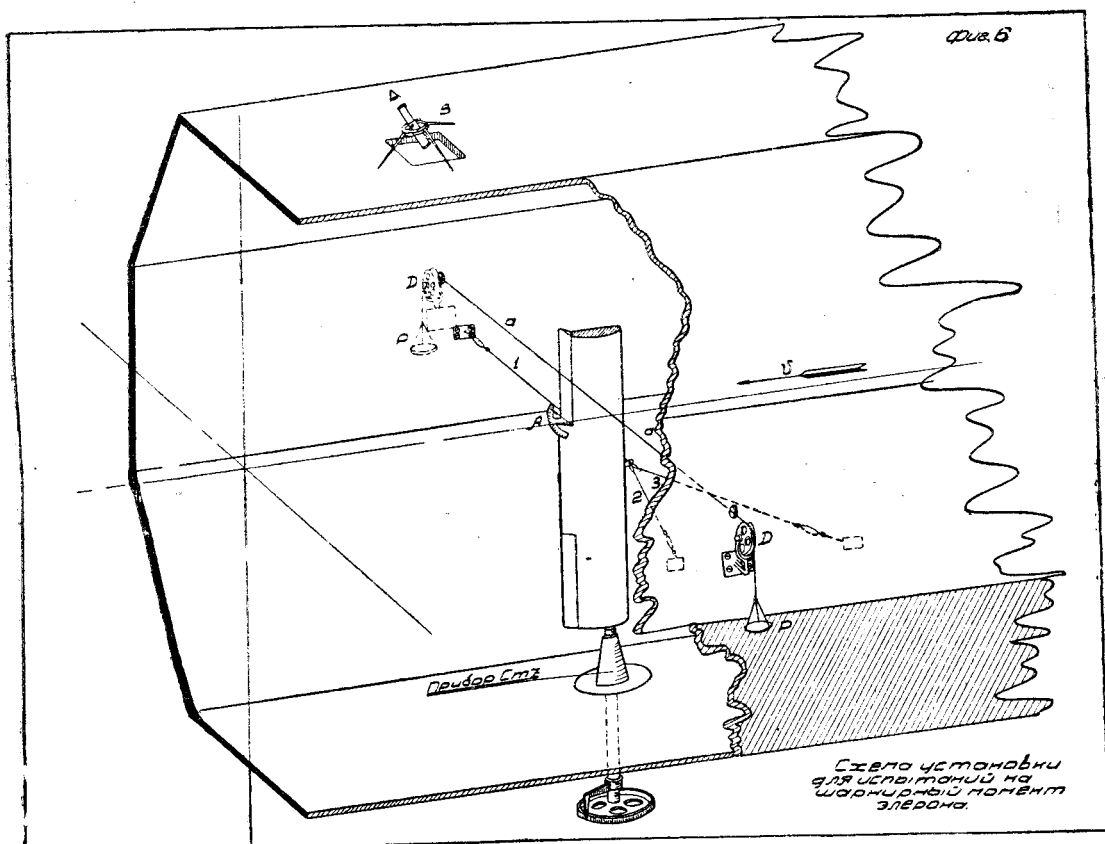
Все испытания были проведены в аэродинамической трубе Т-1 диаметром рабочего сечения  $D=3$  м, в аэродинамической лаборатории ЦАГИ



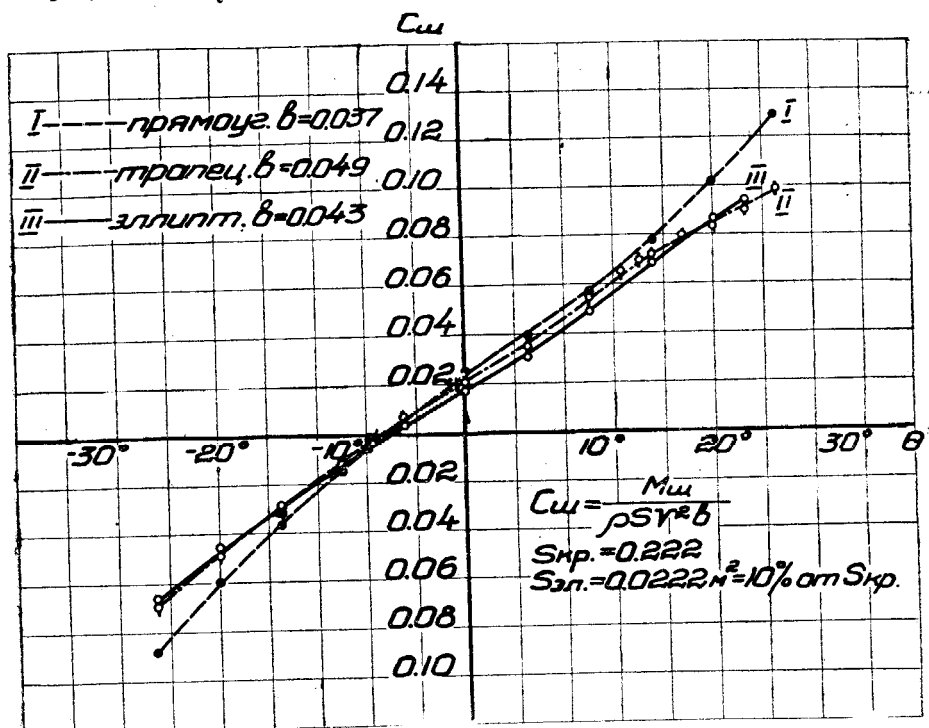
Фиг. 5. Схема установки для испытаний на момент крена

при средней скорости  $V = 38$  м/сек. Скорость потока во всех случаях измерялась трубкой Пито с манометром системы Фусс.

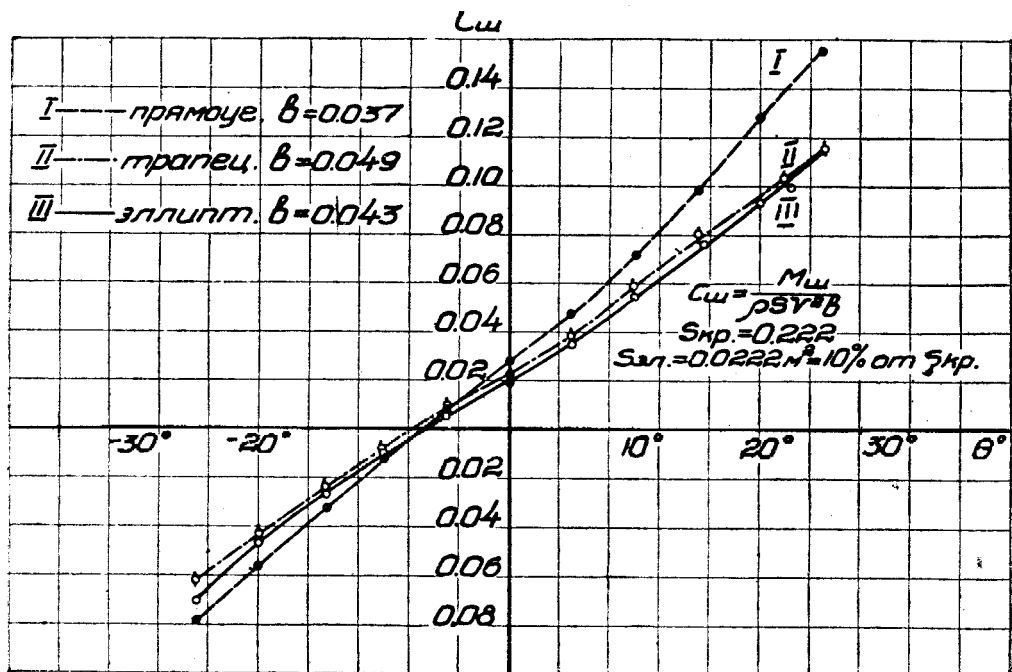
Испытания на моменты крена производились на специальном приборе (фиг. 5). Установка состоит из растяжек и штанги А. Концы штанги снабжены шариковыми подшипниками D, которые входят в полусферические вкладыши B, подвешенные в системе расчалок 1, 2, 3, 4, 5, 6 к стенкам трубы. На штанге укреплены две пластинки С, которыми она жестко крепится к крылу. Штанга расположена в плоскости, параллельной хорде крыла. Изменение угла атаки крыла достигается изменением длины верхней



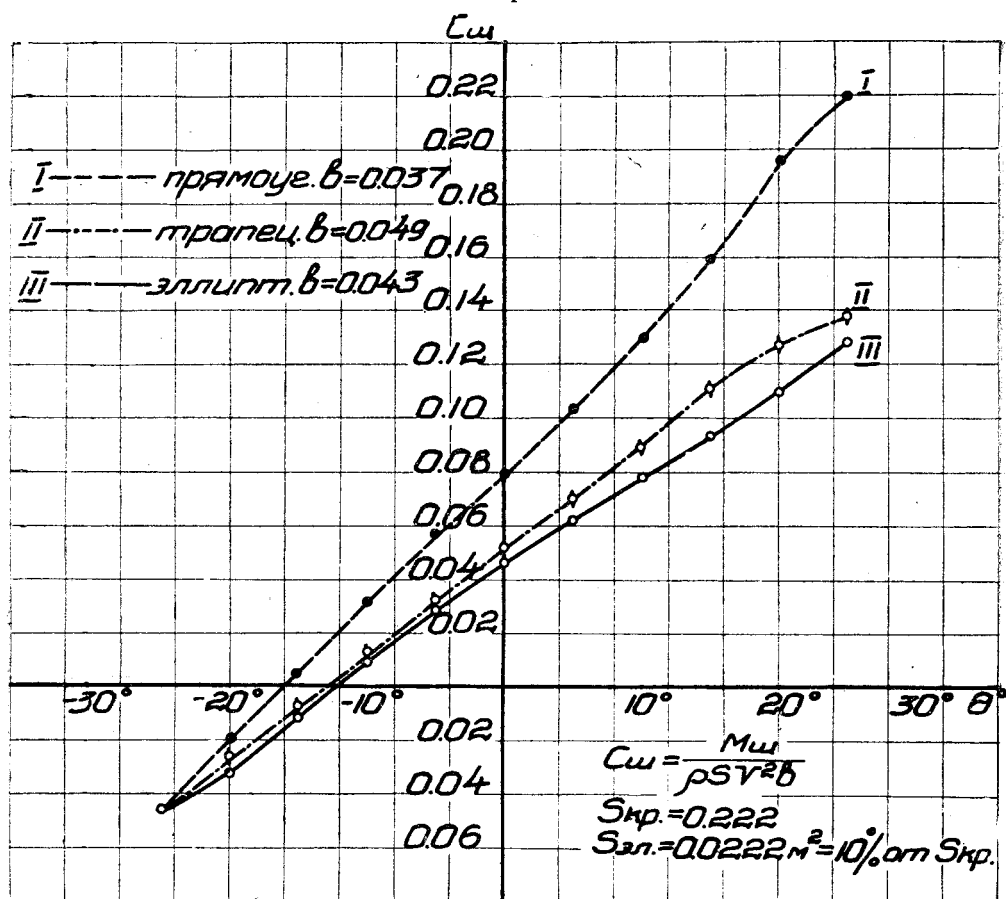
Фиг. 6. Схема установки для испытаний на шарнирный момент элерона



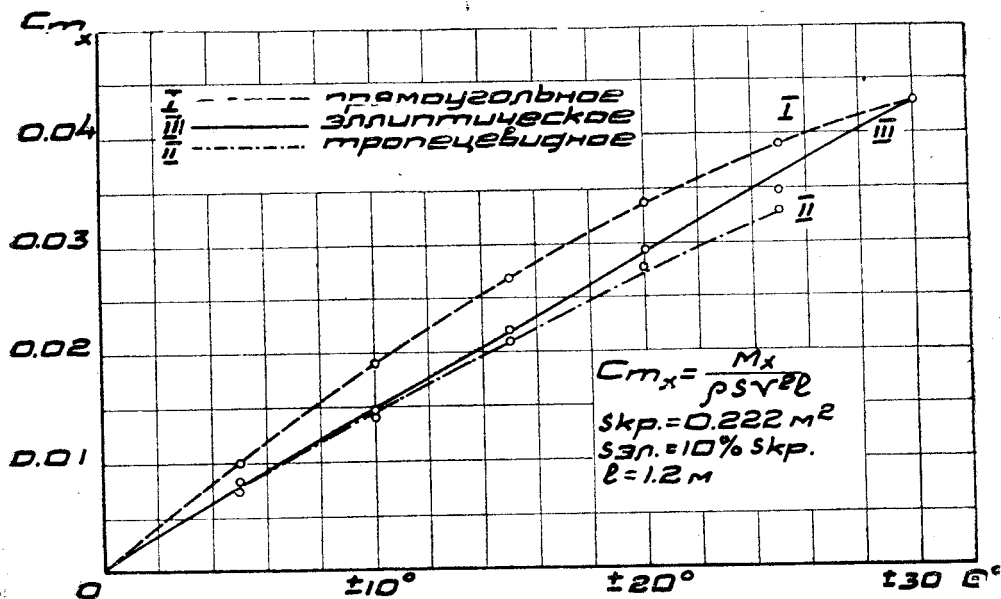
Фиг. 7. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  элеронов модели крыльев различной формы в плане при  $\alpha = -5^\circ$



Фиг. 8. Сводная диаграмма испытаний на  $C_x$  элеронов модели крыльев различной формы в плане при  $\alpha = 0^\circ$



Фиг. 9. Сводная диаграмма испытаний на  $C_x$  элеронов модели крыльев различной формы в плане при  $\alpha = 16^\circ$



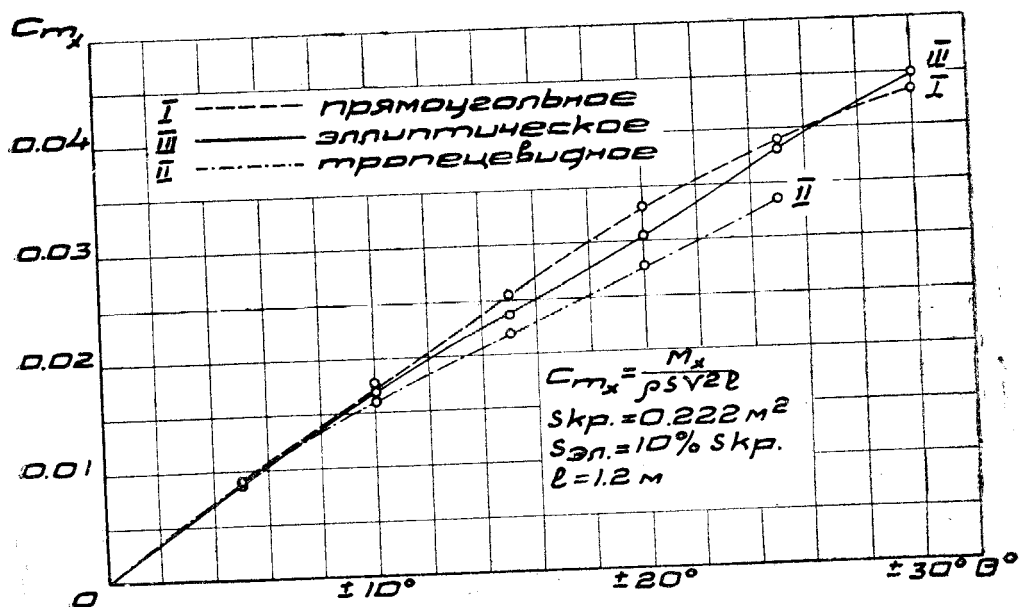
Фиг. 10. Сводная диаграмма испытаний на  $Cm_x$  модели крыльев различной формы в плане при  $\angle \alpha = -5^\circ$

передней растяжки  $a$ , при этом ось штанги составляет с направлением потока угол атаки. К нижней передней растяжке  $b$  для устойчивости всей системы привешен контргруз  $K$ .

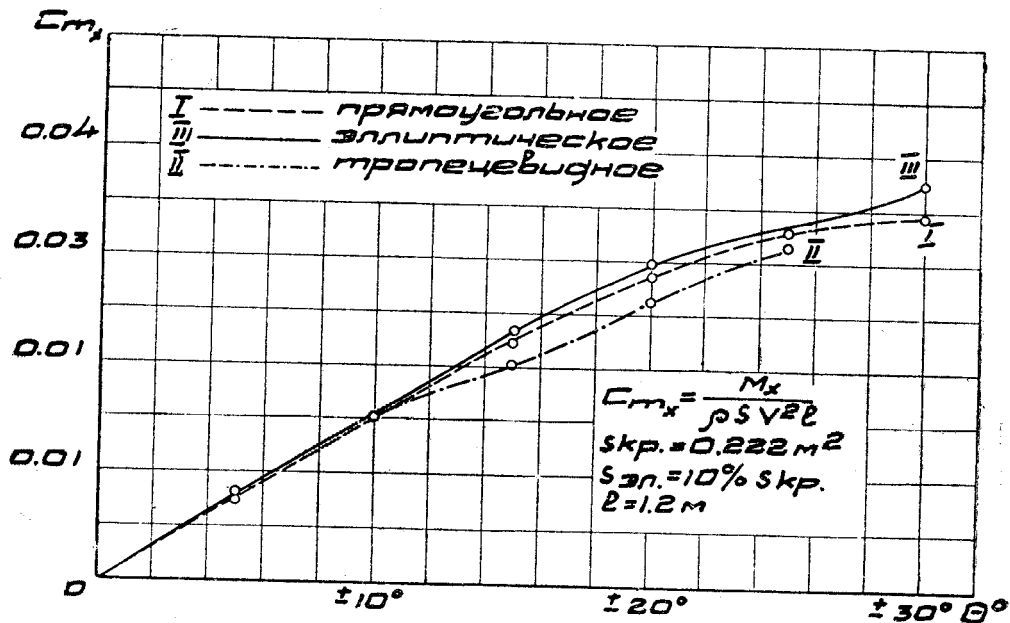
Момент измеряется нагружением чашек  $P$ , привешенных к крылу.

Средняя относительная ошибка при испытании на момент крена примерно равна 2—3%.

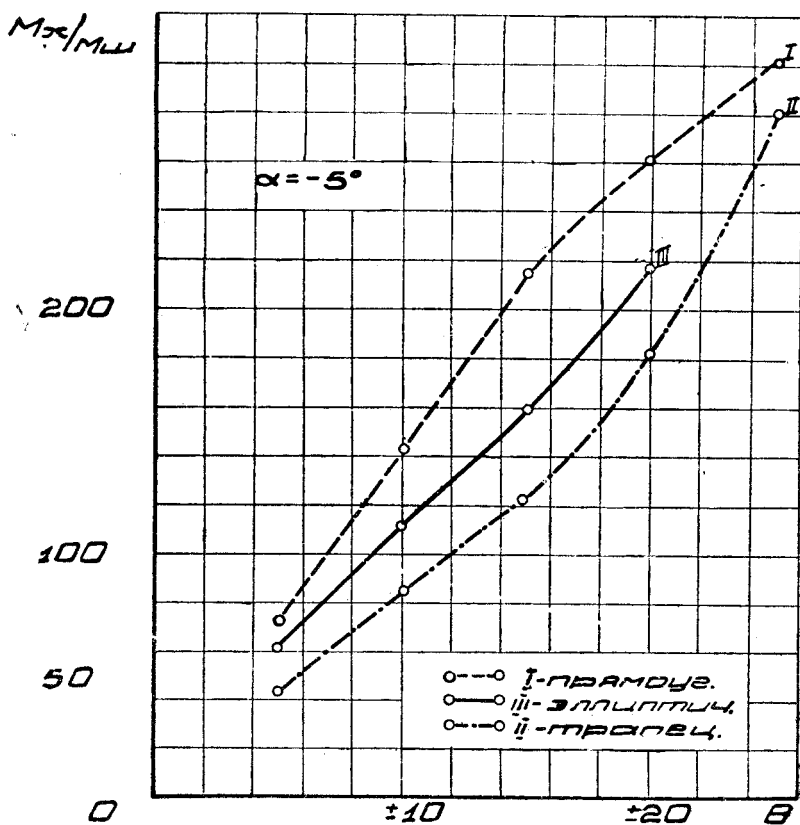
Испытания на момент крена велись при углах атаки крыла, соответствующих указанным режимам полета  $\alpha = -5^\circ, 0^\circ, +16^\circ$ , при одинаковом



Фиг. 11. Сводная диаграмма испытаний на  $Cm_x$  модели крыльев различной формы в плане при  $\angle \alpha = 0^\circ$



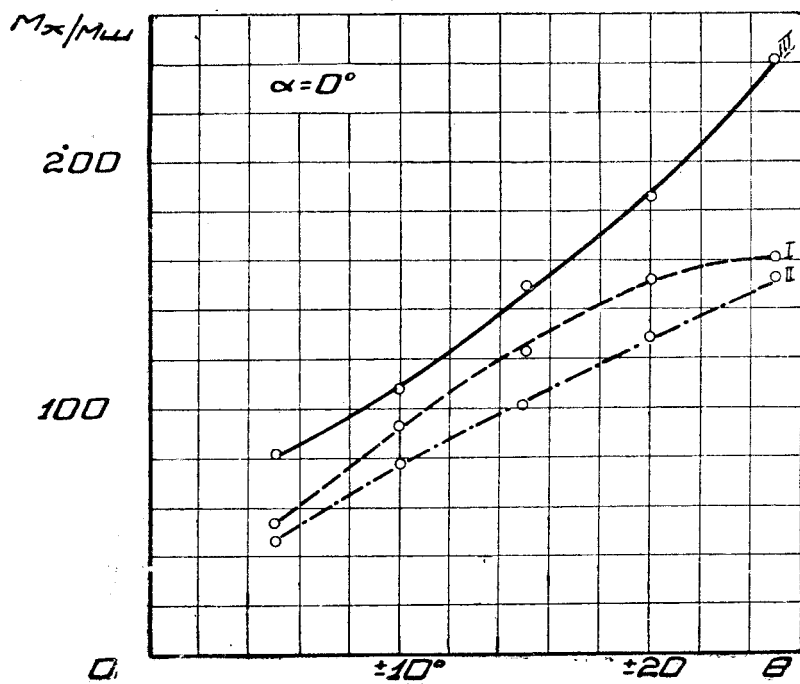
Фиг. 12. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{m_x}$  модели крыльев различной формы в плане при  $\angle \alpha = 16^\circ$



Фиг. 13 Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_w}$  от угла отклонения элеронов

отклонении элеронов в разные стороны в пределах от  $\theta = 0^\circ$  до  $\theta = \pm 25^\circ$  через  $5^\circ$ .

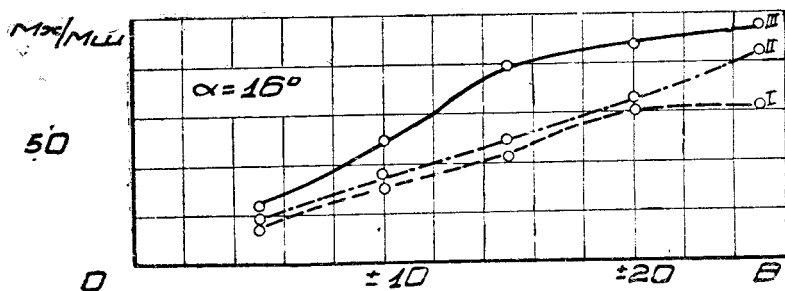
Установка для испытания на шарнирный момент  $C_{ш}$  смонтирована на нижней штанге прибора  $C_{мз}$  Т-І (фиг. 6), при помощи которой осуще-



Фиг. 14. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  от угла отклонения элеронов

ствляется изменение угла атаки.\* Верхняя часть прибора убрана для того, чтобы избежать затенения элеронов. Добавочной частью являются расчалки 1, 2, 3 для устранения изгиба.

Для замера шарнирного момента от элерона идут проволоки  $a$  к чашкам  $P$ , переброшенные через ролики  $D$ . Чашки для грузов находятся



Фиг. 15. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  от угла отклонения элеронов

в рабочей кабине. Углы отклонений элеронов измеряются при помощи лимба  $A$  и стрелки, укрепленной на элероне.

Отсчет углов производится из кабины трубы наблюдением в теодолит  $B$ .

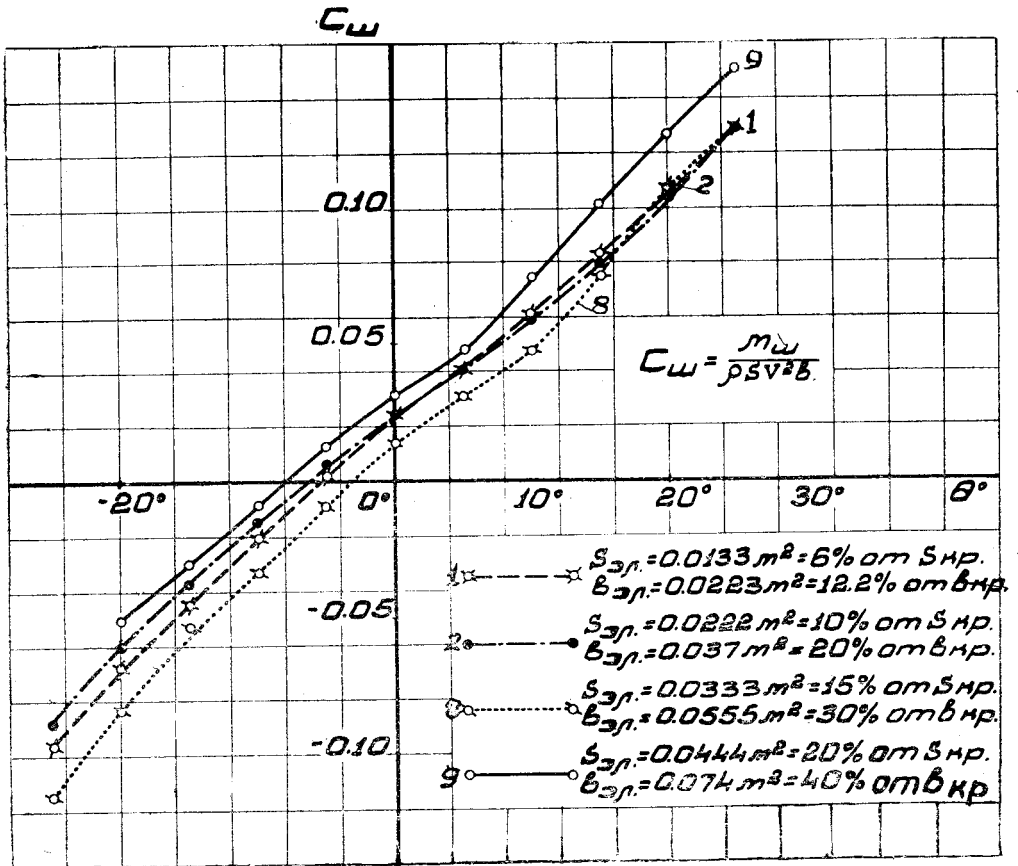
Испытания на шарнирный момент велись на тех же углах атаки крыла  $\alpha$  и тех же пределах  $\theta$ , что и на момент крена.

\* См. С. К а п л а н. Формуляр прибора  $C_{мз}$  Т-І. Технические заметки ЦАГИ, № 28, 1933.

### III. Результаты опытов

#### 1. Исследование влияния изменения формы крыла в плане

Кривые  $C_{ш}$  по  $\theta$  данные на фиг. 7 и 8 для  $\alpha = -5^\circ$  и  $0^\circ$ , дают нам довольно близкое совпадение значения  $C_{ш}$  на всех углах  $\theta$  для крыльев прямоугольного, трапецевидного и эллиптического, а на угле атаки  $\alpha = +16^\circ$  (фиг. 9) это явление повторяется только для крыльев трапецевидного и эллиптического; крыло же прямоугольное дает большое увеличение  $C_{ш}$ , крыло эллиптическое имеет наименьший шарнирный момент на всех углах атаки.



Фиг. 16. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными соотношениями площадей элеронов и крыла  $\alpha = -5^\circ$

Результаты испытаний на момент крена даны на фиг. 10, 11 и 12. Кривые  $C_{мх}$  на углах атаки крыла  $\alpha = 0^\circ$  и  $+16^\circ$  идут тесным пучком для всех трех крыльев взятых нами, а на угле атаки  $\alpha = -5^\circ$ , большое увеличение  $C_{мх}$  дает прямоугольное крыло.

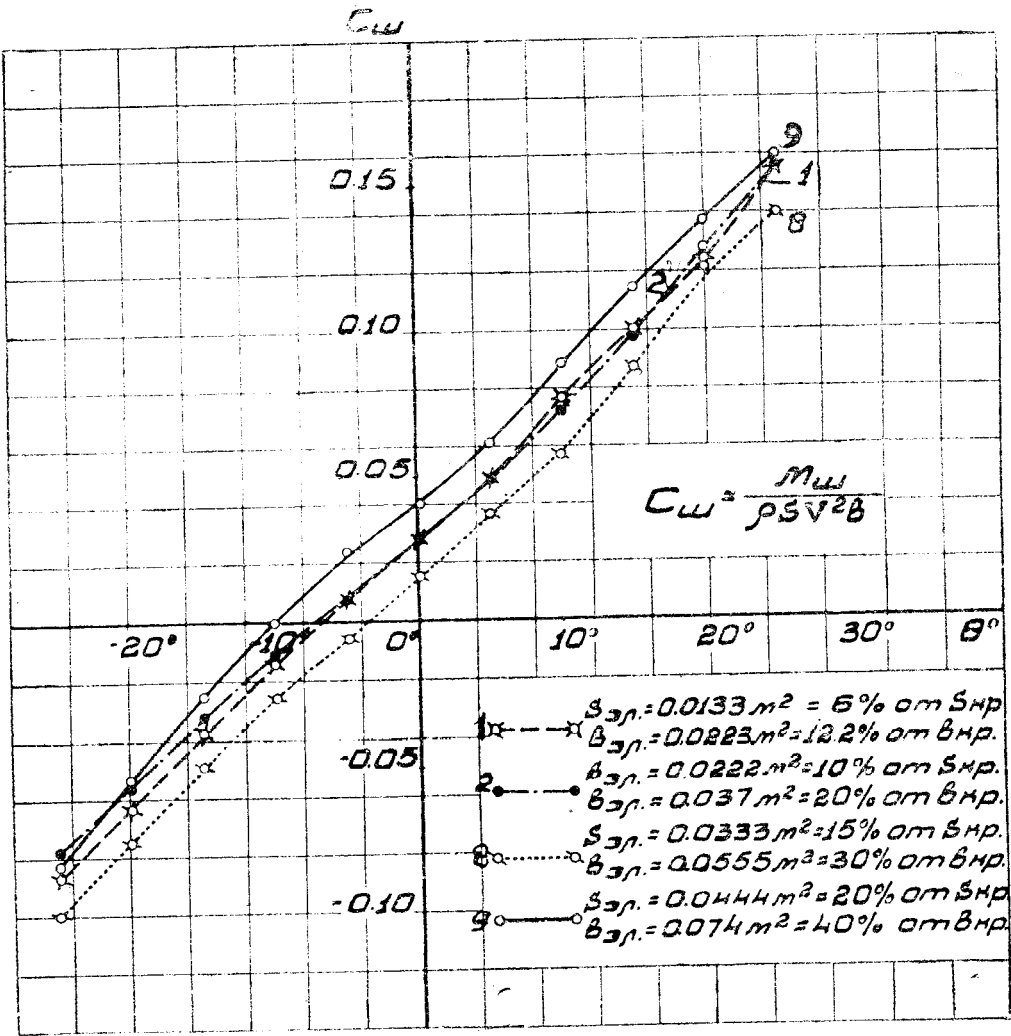
Зависимость отношения  $\frac{M_x}{M_m}$  от угла отклонения элерона  $\theta$  дана на фиг. 13, 14, 15.

На углах атаки крыла  $\alpha = 0^\circ$  и  $\alpha = +16^\circ$  мы имеем значительный рост „коэффициента эффективности“ у эллиптического крыла, на угле атаки

$\alpha = -5^\circ$  „коэффициент эффективности“ эллиптического крыла падает по сравнению с прямоугольным крылом.

Таблица 1  
Основные размеры крыльев

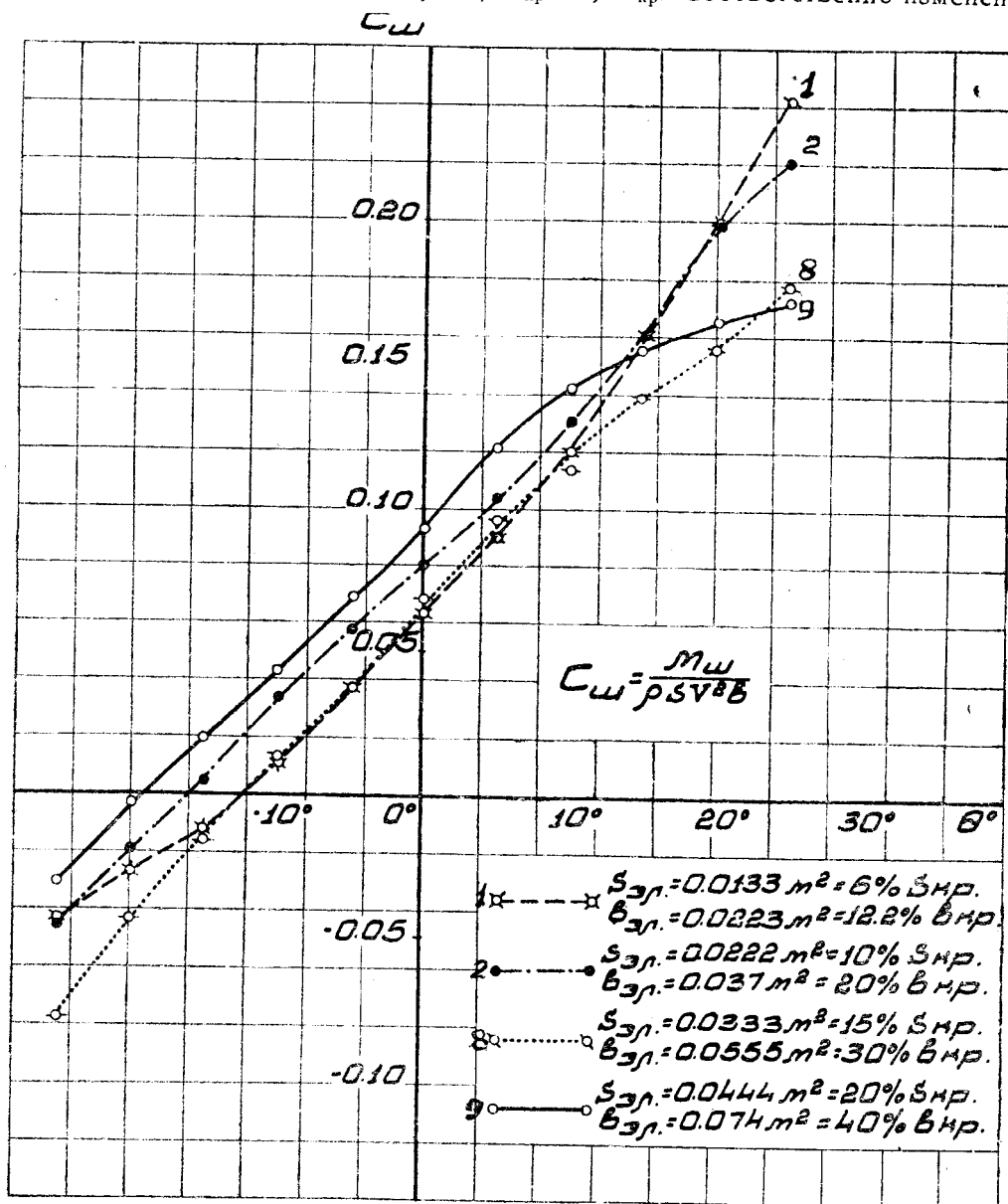
№№ крыльев	Форма в плане	$S_{кр.}$ в м <sup>2</sup>	$l_{кр.}$ в м	$b_{кр.}$ в м	$S_{эл.}$ в м <sup>2</sup>	$l_{эл.}$ в м	$b_{эл.}$ в м
1	Прямоугольное крыло (фиг. 3) . . . . .	0,222	1,2	0,185	0,0222	0,3	0,037
2	Трапецевидное крыло с роговой компенса- цией (фиг. 1) . . . . .	0,222	1,2	0,223	0,0222	0,3	0,049
3	Эллиптическое крыло (фиг. 2) . . . . .	0,222	1,2	0,238	0,0222	0,3	0,043



Фиг. 17. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными соотношениями площадей элеронов и крыла  $\alpha = 0^\circ$

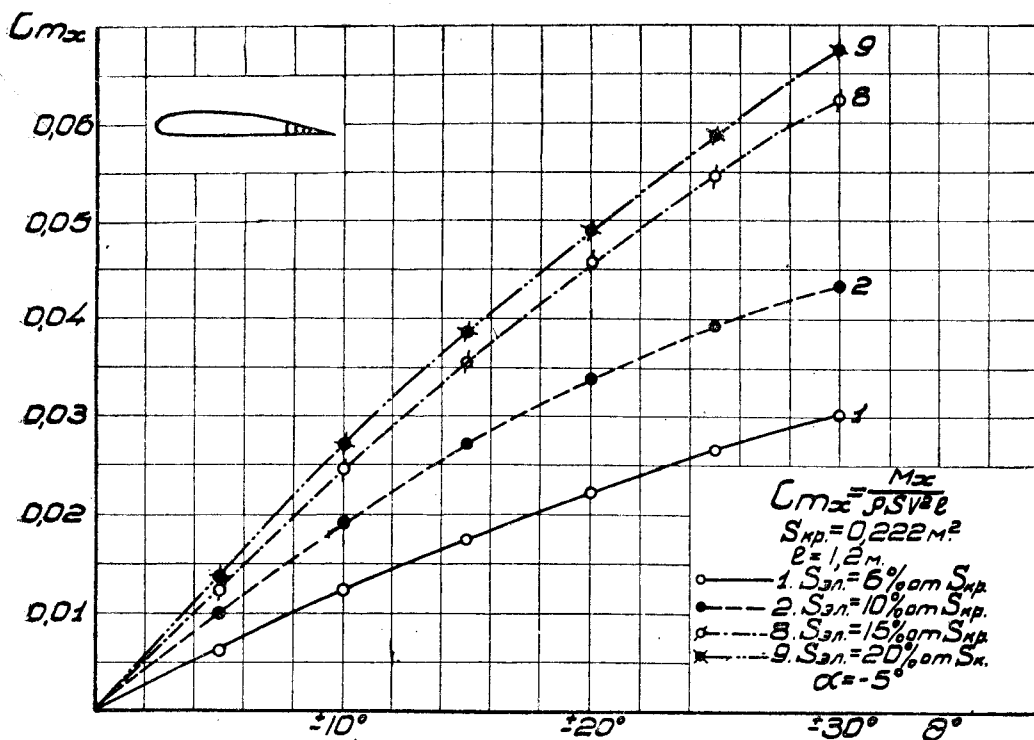
## 2. Влияние изменения размера элеронной хорды на характеристику элерона

Измерения шарнирного момента и момента крена произведены для элеронов на прямоугольном крыле с размахом  $l_{эл.} = \text{const}$  и хордами 4 разных длин, а именно:  $0,12 b_{кр}$ ,  $0,2 b_{кр}$  и  $0,3 b_{кр}$  и  $0,4 b_{кр}$ . Соответственно изменению

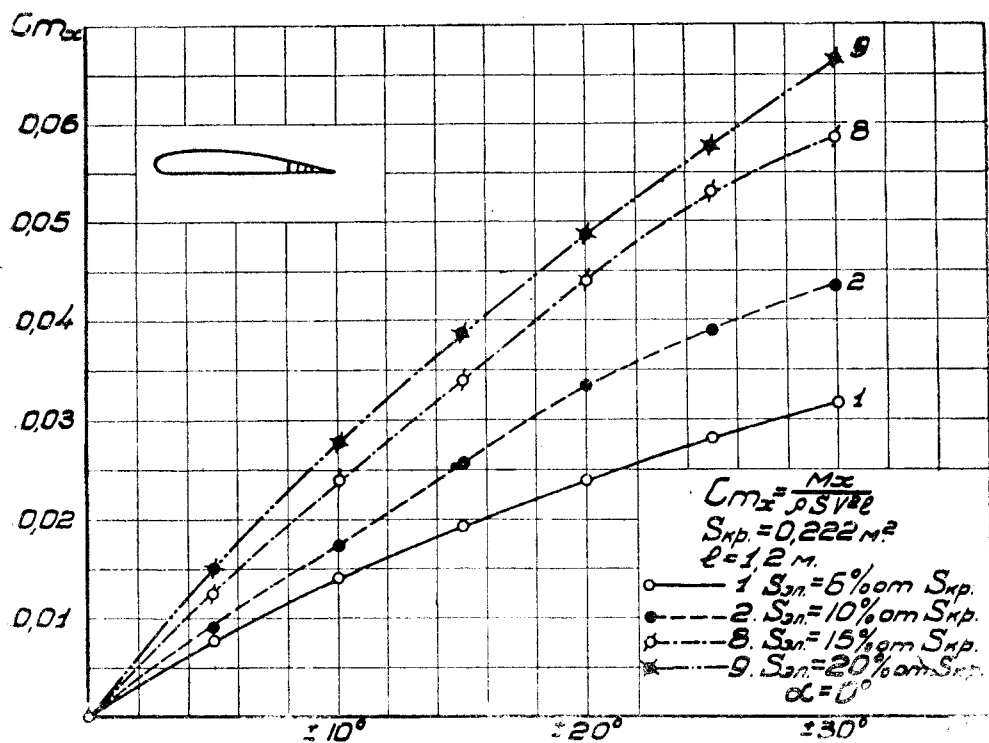


Фиг. 18. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными соотношениями площадей элеронов и крыла  $\alpha = 16^\circ$

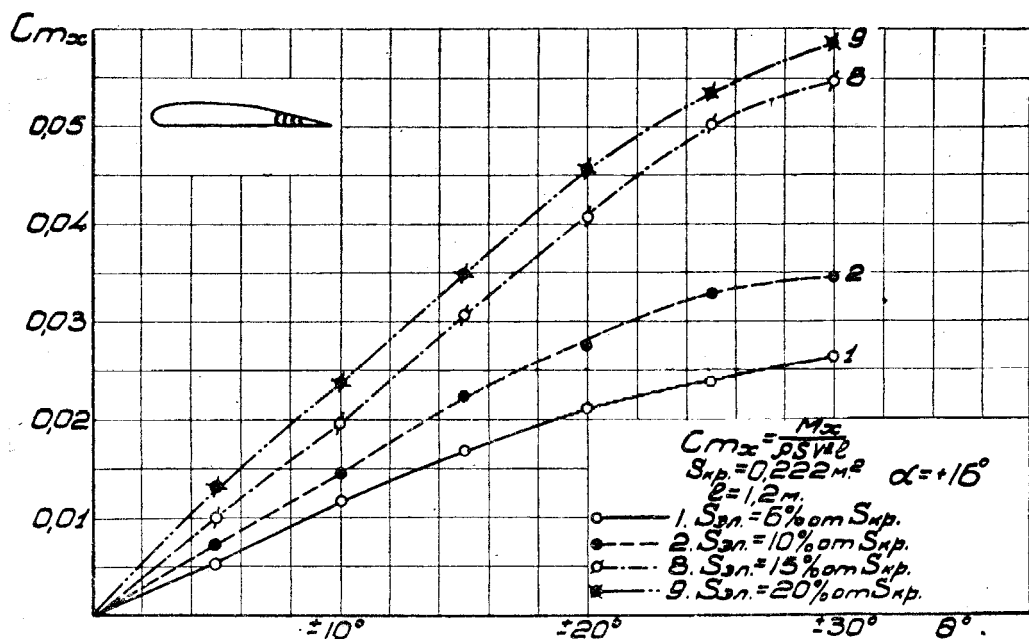
величины элеронной хорды менялось соотношение площадей элеронов и крыла. Результаты испытания в коэффициентах шарнирного момента  $C_{ш}$  даны на фиг. 16, 17 и 18. Из кривых мы видим, что на всех углах атаки имеем меньший шарнирный момент у элерона с хордой в  $0,3 b_{кр}$ , тогда как элерон с хордой в  $0,12 b_{кр}$  и элерон с хордой в  $0,2 b_{кр}$  на углах атаки



Фиг. 19. Сводная диаграмма кривых  $C_{mx}$  элеронов прямоугольного крыла с различными соотношениями площадей элеронов и крыла для  $\alpha = -5^\circ$



Фиг. 20. Сводная диаграмма кривых  $C_{mx}$  элеронов прямоугольного крыла с различными соотношениями площадей элеронов и крыла для  $\alpha = 0^\circ$



Фиг. 21. Сводная диаграмма кривых  $C_{mx}$  элеронов прямоугольного крыла с различными соотношениями площадей элеронов и крыла для  $\alpha = +16^\circ$

$\alpha = -5^\circ$  и  $0^\circ$  почти совпадают и дают только расхождение на угле атаки  $\alpha = +16^\circ$ . Элерон с хордой в  $0,4 b_{кр}$  дает наивысший шарнирный момент на всех углах атаки.

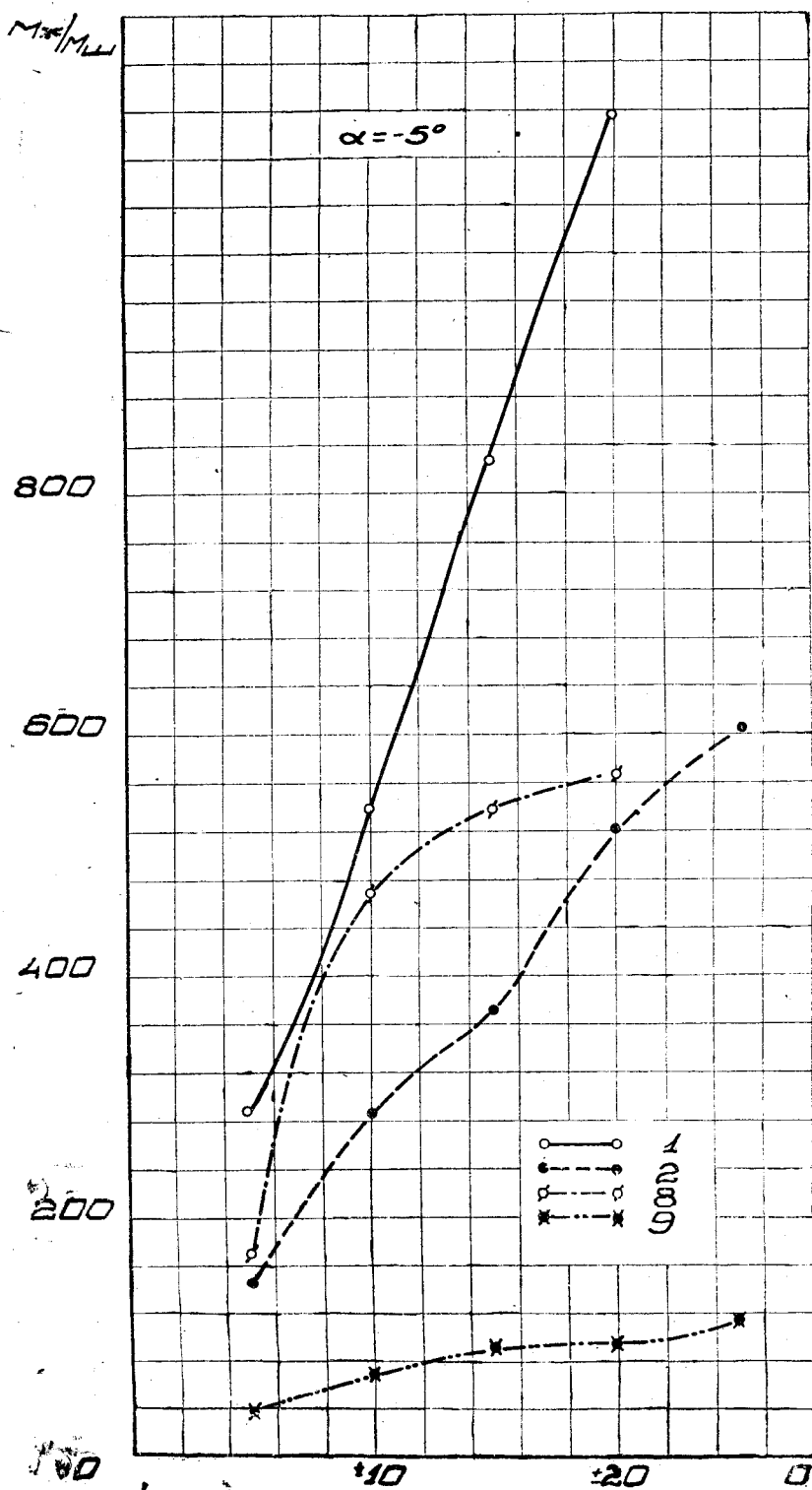
Результаты испытаний на момент крена даны на фиг. 19, 20 и 21. Из кривых  $C_{mx}$  мы видим, что коэффициент момента крена на всех углах атаки растет равномерно с переходом от элерона с хордой в  $0,12 b_{кр}$  к элерону с хордой в  $0,4 b_{кр}$ .

Таблица 2

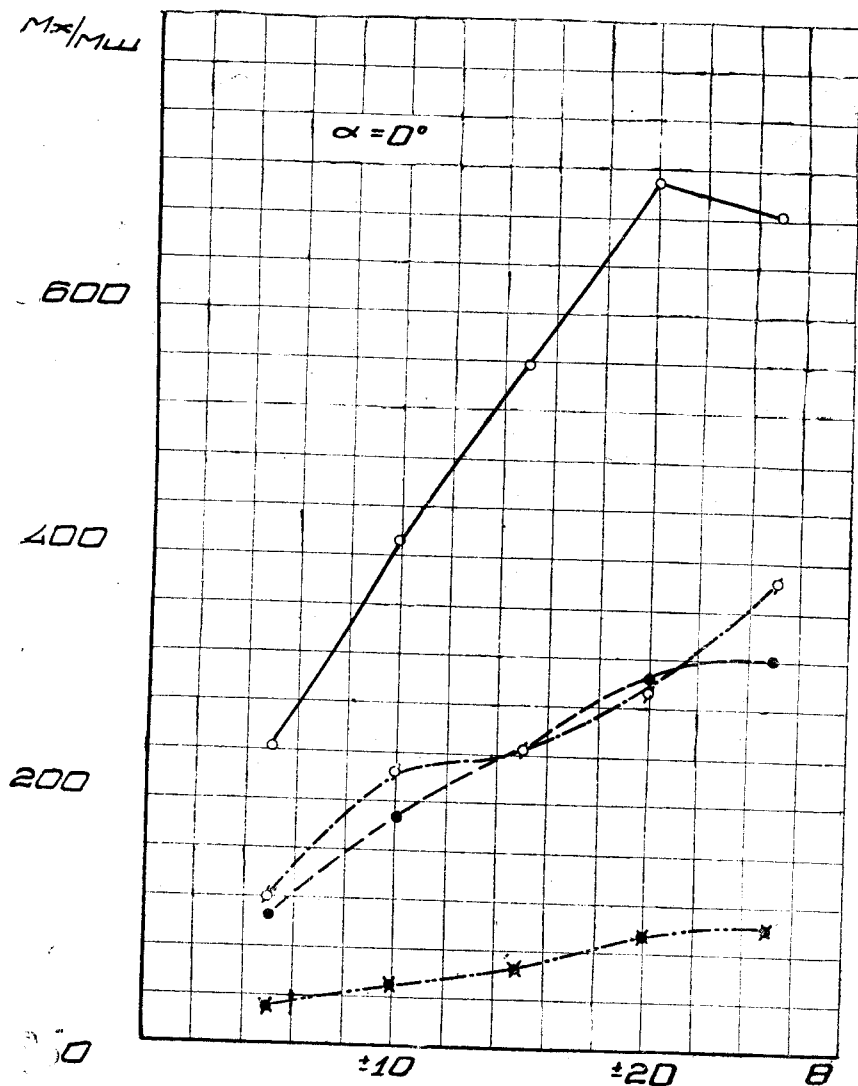
Основные размеры элеронов без компенсации на прямоугольном крыле

№№ элеронов	$S_{кр.}$ в $m^2$	$l_{кр.}$ в м	$b_{кр.}$ в м	$S_{эл.}$ в $m^2$ в % от $S_{кр.}$	$b_{эл.}$ в м	$b_{эл.}$ в м в % от $b_{кр.}$
№ 1 (фиг. 3)	0,222	1,2	0,185	0,0133 6	0,3	0,0223 12
№ 2 (фиг. 3)	0,222	1,2	0,185	0,0222 10	0,3	0,037 20
№ 8 (фиг. 3)	0,222	1,2	0,185	0,0333 15	0,3	0,0555 30
№ 9 (фиг. 3)	0,222	1,2	0,185	0,0444 20	0,3	0,074 40
№ 10 (фиг. 43)	0,231	1,2	0,185	0,0312 13,5	0,3	0,056 30,3
№ 11 (фиг. 43)	0,231	1,2	0,185	0,0312 13,5	0,3	0,057 30,8

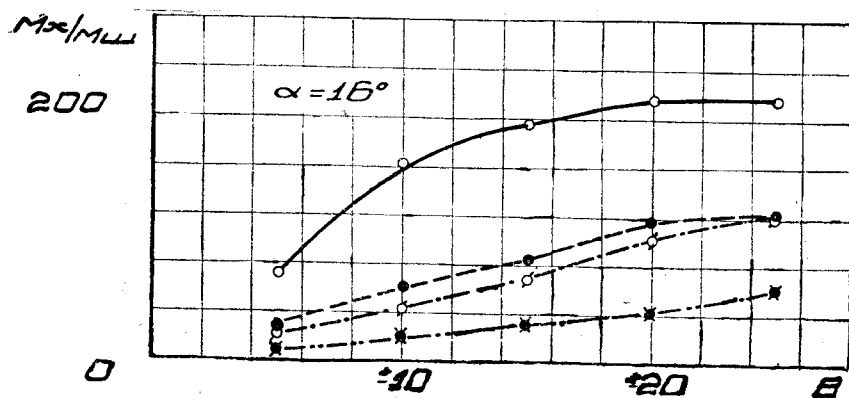
Однако, при переходе от элерона с хордой в  $0,3 b_{кр}$  к элерону с хордой в  $0,4 b_{кр}$  рост коэффициента  $C_{mx}$  значительно уменьшается. Если воспользоваться отношением  $\frac{M_x}{M_{ш}}$ , т.е. величиной, характеризующей „эффективность элерона“ на 1 кг на ручке пилота, то наивыгоднейший элерон, очевидно,



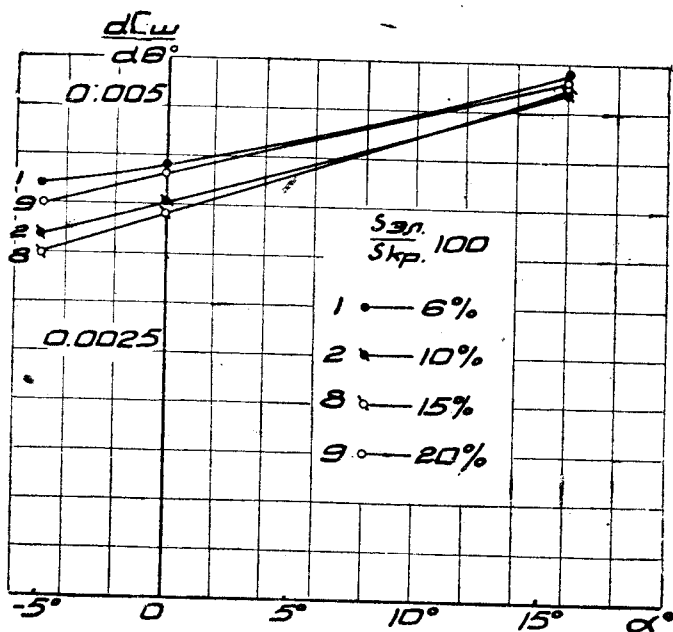
Фиг. 22. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{A'_x}{M_{\text{ш}}}$  от угла отклонения элеронов



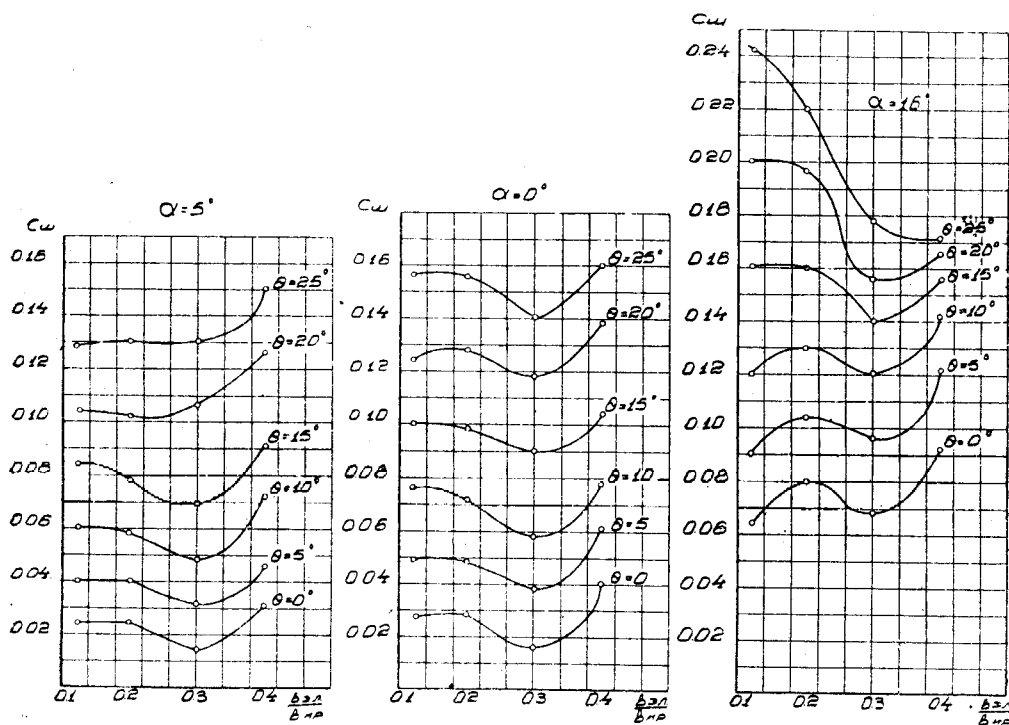
Фиг. 23. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{\Sigma}}$  от угла отклонения элеронов



Фиг. 24. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{\Sigma}}$  от угла отклонения элеронов

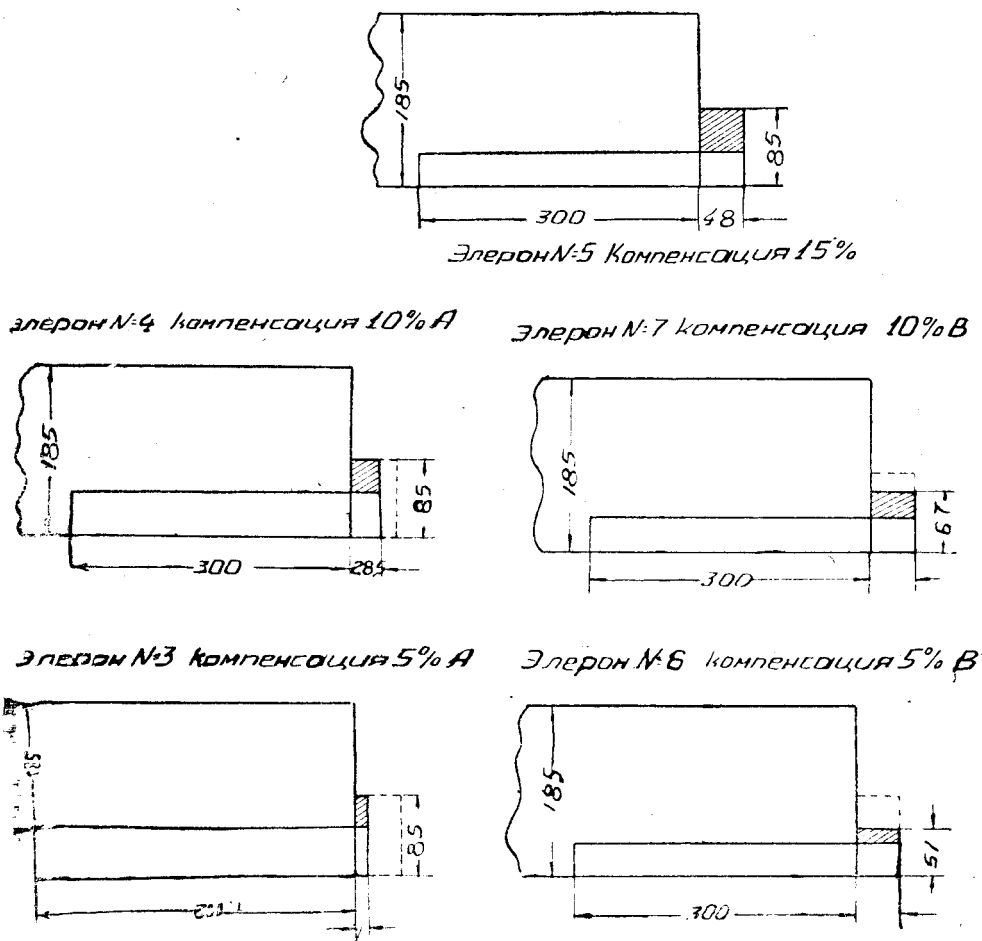


Фиг. 25. Сводная диаграмма зависимости наклона кривых  $\frac{dC_w}{d\theta^\circ}$  по углам атаки



Фиг. 26. Зависимость коэффициента шарнирного момента от соотношения хорд элеронов к хорде крыла

будет с наименьшей возможной хордой (фиг. 22, 23 и 24). Отсюда следует, что в тех пределах, в которых мы вели опыт (от  $\alpha = -5^\circ$ , до  $\alpha = +16^\circ$ ), основным критерием для выбора элеронов будет потребное  $C_{mx}$ . Элероны с хордой в 0,2 и 0,3 хорды крыла дают почти одинаковые коэффициенты эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$ . При  $\alpha = -5^\circ$  элерон с хордой в 0,3 хорды крыла, по своему коэффициенту эффективности, имеет преимущество перед элероном с хордой 0,2 хорды крыла. Отсюда следует, что если из-за малого  $C_{mx}$  нет возможности использовать узкие элероны, то следует останавливаться на размере хорды элерона около 0,2 хорды крыла. В дальнейшем определен наклон кривых шарнирного момента в зависимости от углов отклонения элерона. Из величины  $\frac{dC_m}{d\eta}$  видим (фиг. 25), что наивыгоднейший наклон имеет элерон № 8.

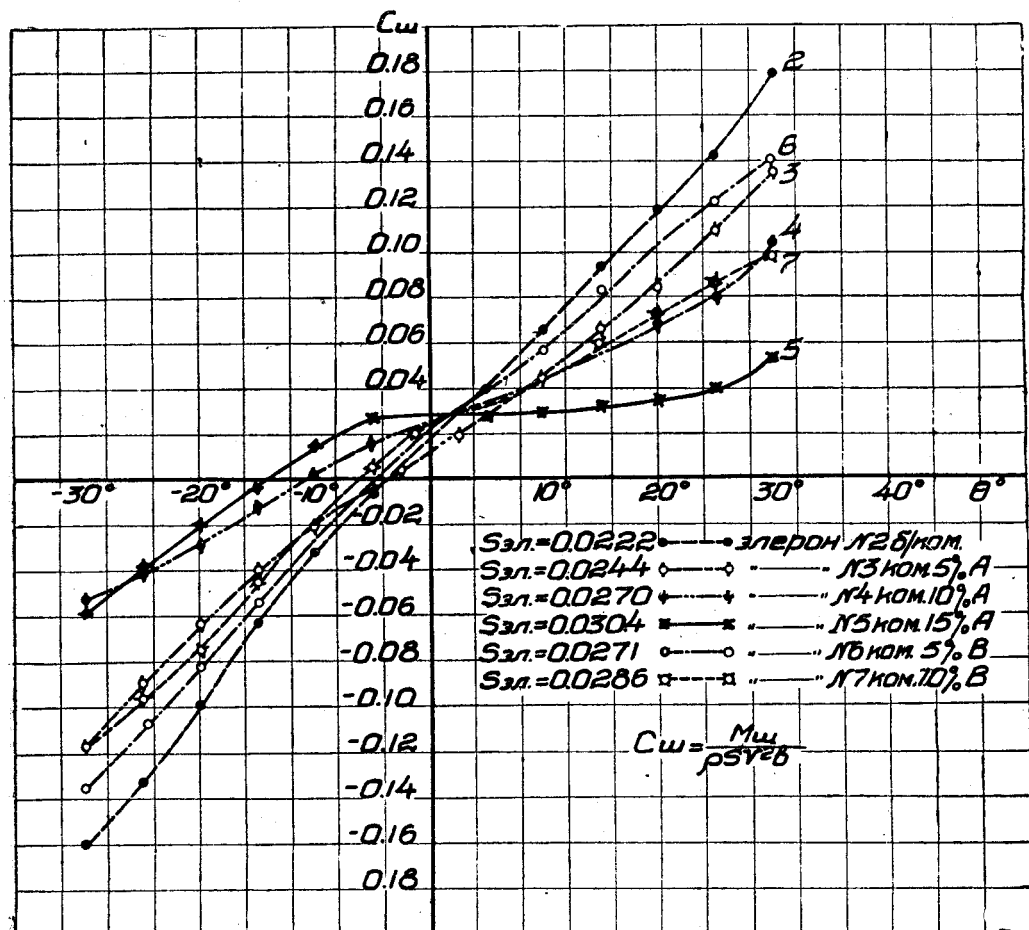


Фиг. 27.

Для определения пределов наивыгоднейшей элеронной хорды по уменьшению шарнирного момента даем на фиг. 26 зависимость коэффициента шарнирного момента от относительной величины элеронной хорды. Из кривых видим, что с этой точки зрения  $C_m$  наивыгоднейшая элеронная хорда находится в пределах от 0,25  $b_{кр.}$  до 0,35  $b_{кр.}$

### 3. Роговая компенсация элеронов

Ввиду того, что роговая компенсация является наиболее эффективной и часто употребляется как статический противовес, решено было сравнить между собою несколько элеронов с различной степенью роговой компенсации (таблица 3).



Фиг. 28. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными степенями роговой компенсации при  $\alpha = -5^\circ$

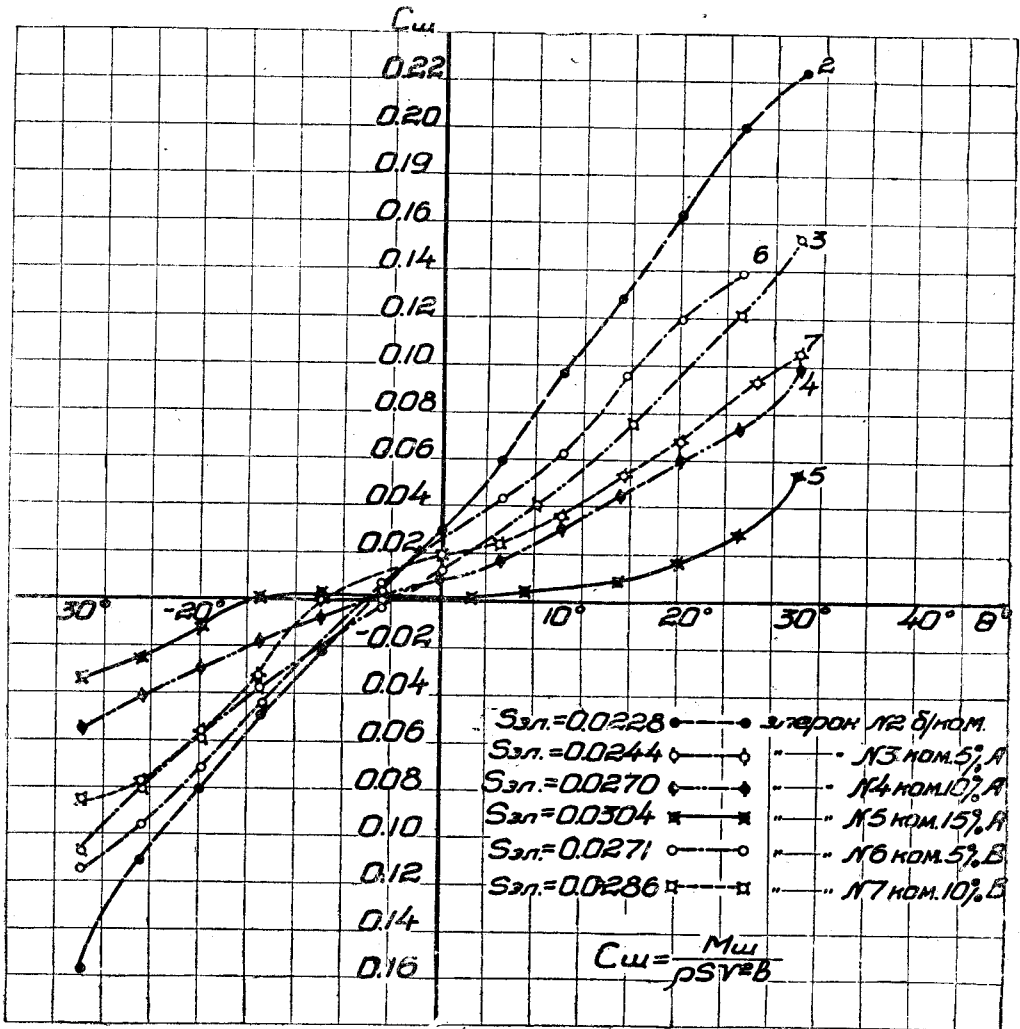
Результаты испытаний на шарнирный момент в виде коэффициентов шарнирного момента  $C_{ш}$  даны на фиг. 28, 29 и 30. На этих диаграммах мы имеем сравнение изменения шарнирных моментов компенсированного элерона типа А и В (фиг. 27) и некомпенсированного элерона, который не выступал за конец крыла. Рассматривая эти кривые, мы видим, что кривые  $C_{ш}$  элеронов № 3 и 6, 4 и 7 с одинаковым процентом компенсации расположены очень близко.

Сравнивая  $C_{ш}$  элеронов № 3 и 6, 4 и 7 с одинаковыми процентами компенсации, видим, что элероны № 3 и 4 типа А дают меньший шарнирный момент, чем элероны № 6 и 7 типа В, элерон № 5 дает нейтральный режим, близкий к перекомпенсации.

Таблица 3

## Основные размеры элеронов с роговой компенсацией на прямоугольном крыле

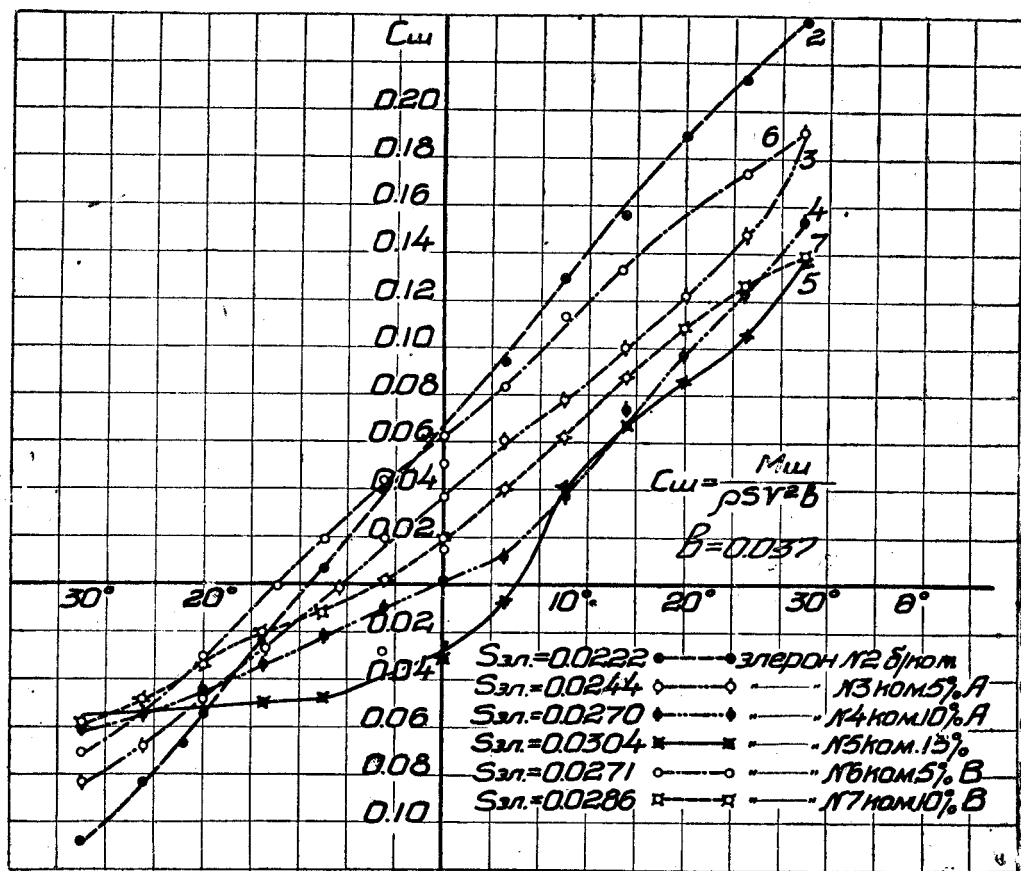
№ № элеронов	$S_{кр.}$ в м <sup>2</sup>	$l_{кр.}$ в м	$S_{эл.}$ в м <sup>2</sup>	$l_{эл.}$ в м	$b_{эл.}$ в м	$S_{ком}$ в м <sup>2</sup>
						в % от $S_{эл.}$
№ 3 (фиг. 27)	0,224	1,226	0,0244	0,313	0,037	0,00122,5A
№ 4 (фиг. 27)	0,227	1,258	0,027	0,329	0,037	0,0027/10A
№ 5 (фиг. 27)	0,23	1,296	0,0304	0,348	0,037	0,00455/15
№ 6 (фиг. 27)	0,227	1,296	0,0272	0,346	0,037	0,00136/5B
№ 7 (фиг. 27)	0,228	1,296	0,0286	0,348	0,037	0,00286/10 B

Фиг. 29. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными степенями роговой компенсации при  $\alpha_{кр} = 0^\circ$

Из испытаний на момент крена, результаты которых даны на (фиг. 31, 32, 33) в коэффициентах момента, мы видим, что кривые  $C_{mx}$  идут довольно тесным пучком. На углах атаки  $\alpha = 0^\circ$  и  $16^\circ$  элероны № 3 и 4 дают несколько большую эффективность, чем элероны № 6 и 7. На угле атаки  $\alpha = -5^\circ$  мы имеем обратное явление.

На основе всего вышеизложенного можно сказать: исходя из опытов на  $C_{sh}$  и  $C_{mx}$  более выгодным является увеличивать компенсатор элерона вдоль по хорде крыла, а не по размаху.

На основе проведенных испытаний на шарнирный момент и момент крена выяснилось, что для дальнейших исследований элероны № 3, 5 и 6



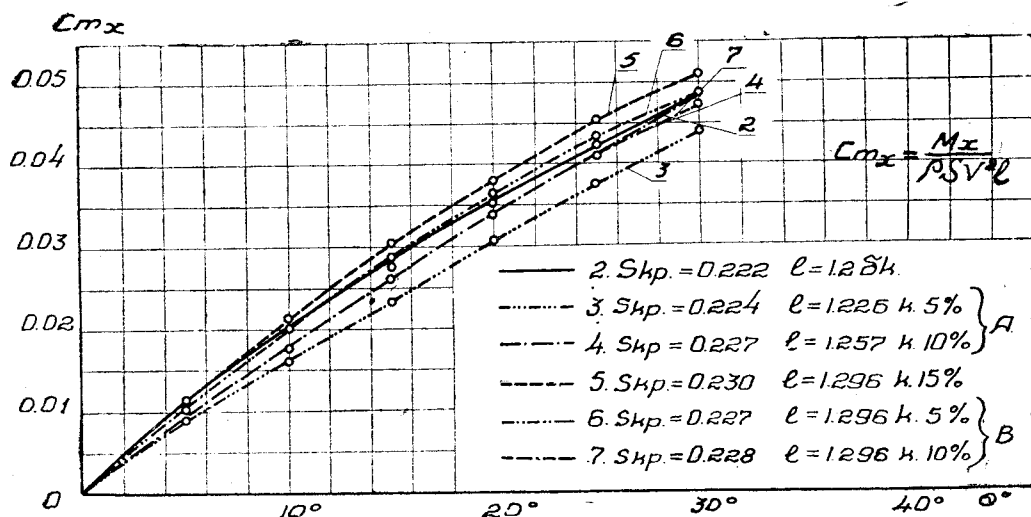
Фиг. 30. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{sh}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными степенями роговой компенсации при  $\alpha = 16^\circ$

не представляют интереса и поэтому измерения подъемной силы и лобового сопротивления были проведены на элеронах № 4 и 7, с компенсацией в 10%, и на элероне № 2 без компенсации.

Результаты опытов на определение подъемной силы и лобового сопротивления для двух вариантов роговой компенсации элеронов и элерона без компенсации, даны на фиг. 34, 35 и 36.

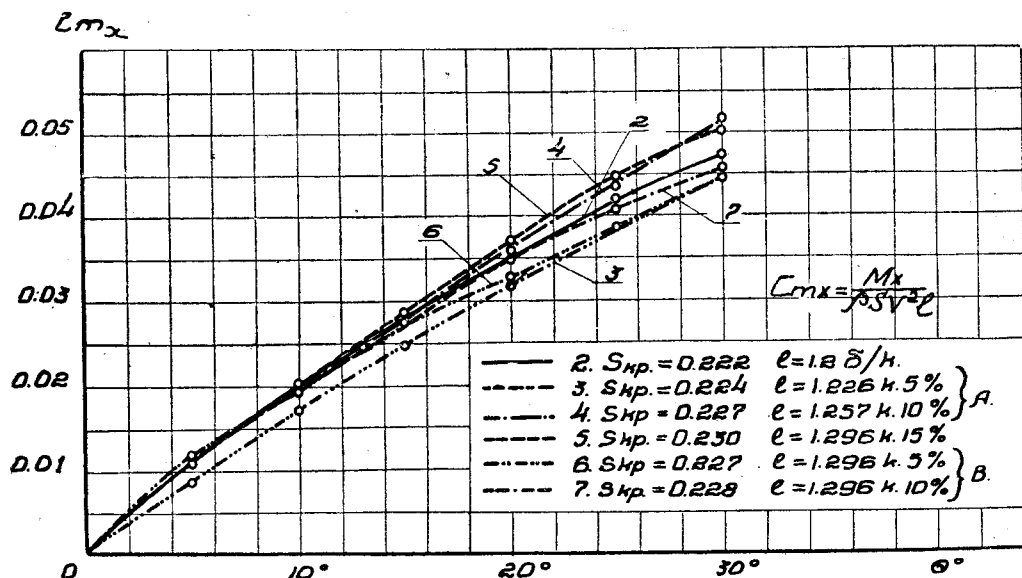
Рассматривая кривые  $C_y$  крыла при различных углах отклонения одного элерона и при отклонении двух элеронов в разные стороны на  $\pm 20^\circ$  для одной и той же степени компенсации и без компенсации, мы видим, что кривые  $C_y$  при углах атаки  $\alpha$  от  $-6^\circ$  до  $+12^\circ$  идут эквидистантно по закону прямой. Абсолютные значения  $C_{y \text{ макс}}$  возрастают с увеличением угла  $\theta$ .

На кривых Лилиенталя при различных углах отклонения одного элерона с увеличением угла  $\theta$  мы имеем увеличение подъемной силы и лобового сопротивления, а отклонение элеронов в разные стороны дает уменьшение подъемной силы и увеличение лобового сопротивления.



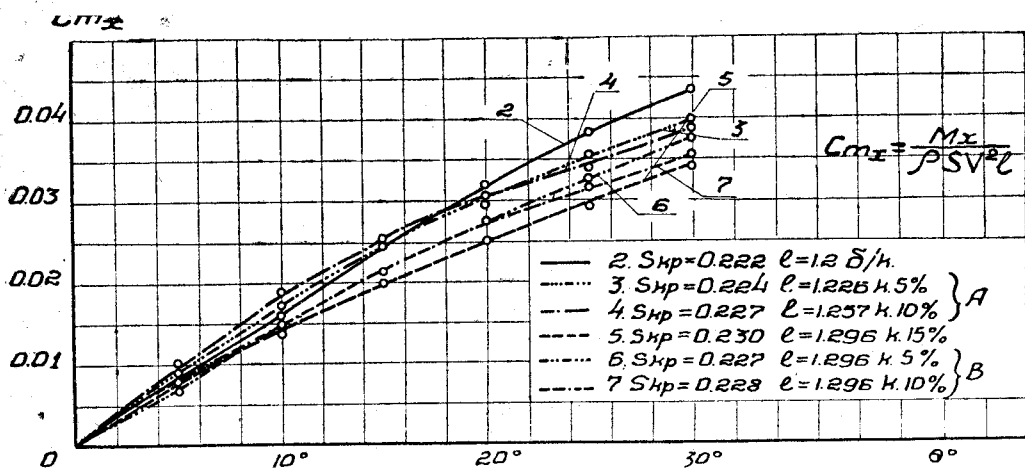
Фиг. 31. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{mx}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными степенями роговой компенсации при  $\alpha = -5^\circ$

Из сравнения  $C_y$  и поляр Лилиенталя, данных на фиг. 37, 38, 39 и 40 для компенсированного и некомпенсированного элеронов для различных углов отклонения элеронов, мы определяем изменение подъемной силы и лобового сопротивления компенсированного и некомпенсированного

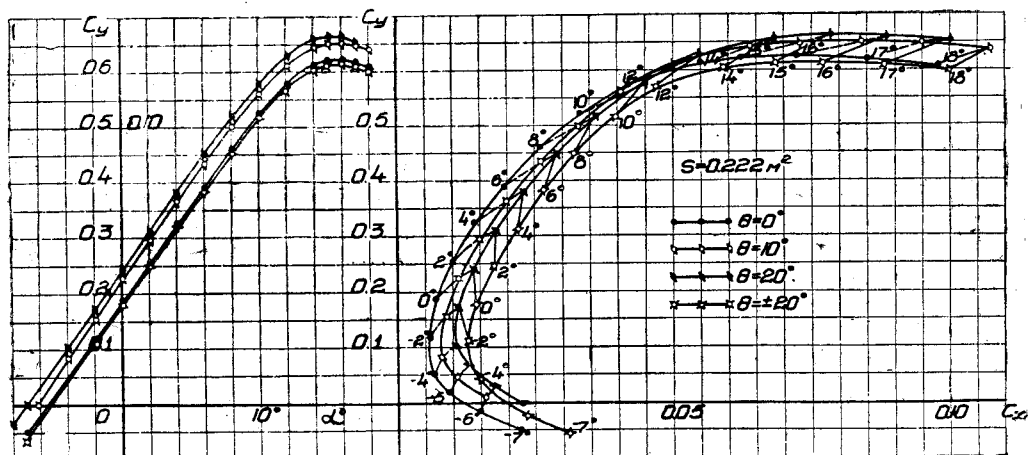


Фиг. 32. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{mx}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными степенями роговой компенсации при  $\alpha = 0^\circ$

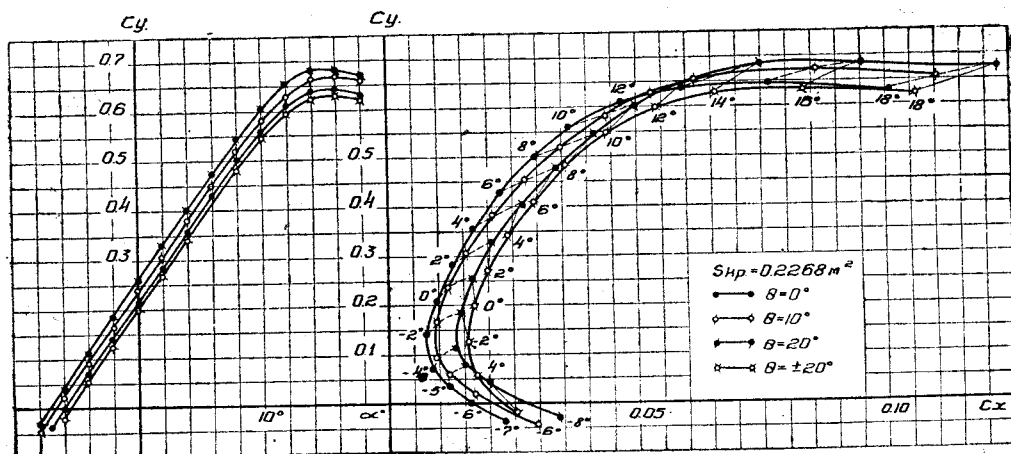
элеронов. Из кривых мы видим, что компенсация нам дает незначительное увеличение подъемной силы, но довольно значительное увеличение лобового сопротивления. На фиг. 41 дана зависимость изменения коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  от угла отклонения элеронов  $\theta$  для различных углов



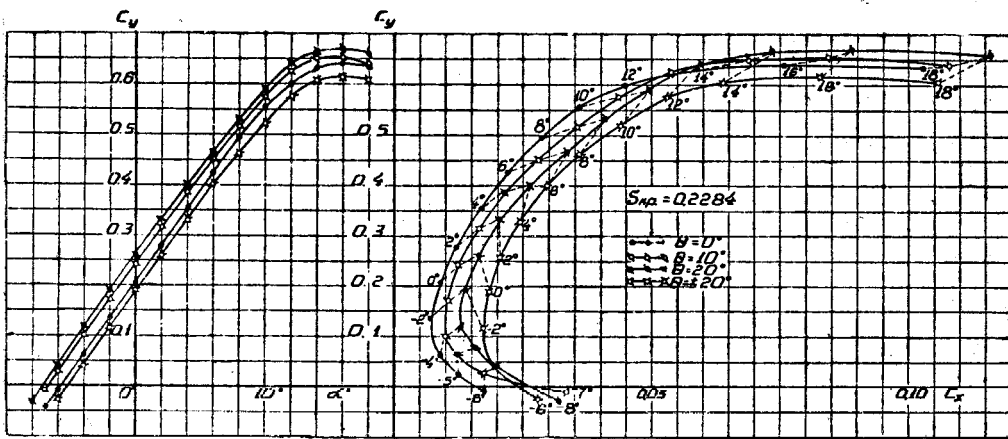
Фиг. 33. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{m_x}$  элеронов модели прямоугольного крыла с различными степенями роговой компенсации при  $\alpha = 16^\circ$



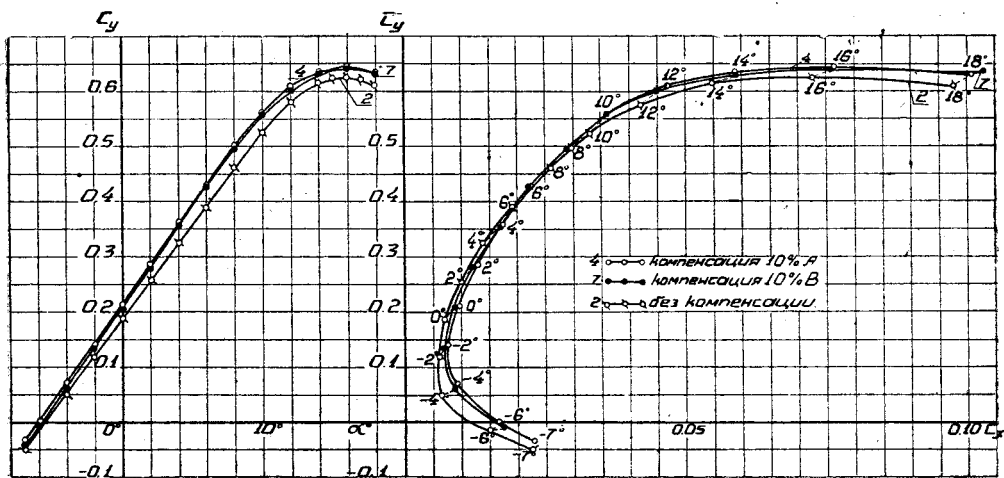
Фиг. 34. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода модели прямоугольного крыла без компенсации (элерон № 2)



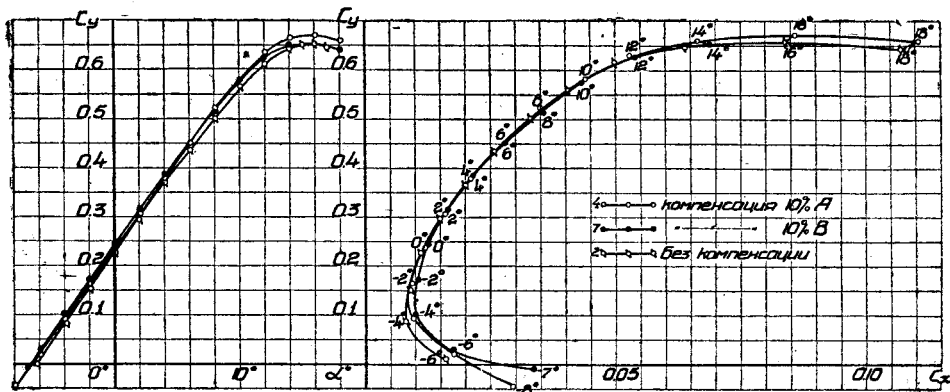
Фиг. 35. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода модели прямоугольного крыла с боковым компенсатором 10% А (элерон № 4)



Фиг. 36. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода модели прямо-угольного крыла с боковым компенсатором 10% В (элерон № 7)



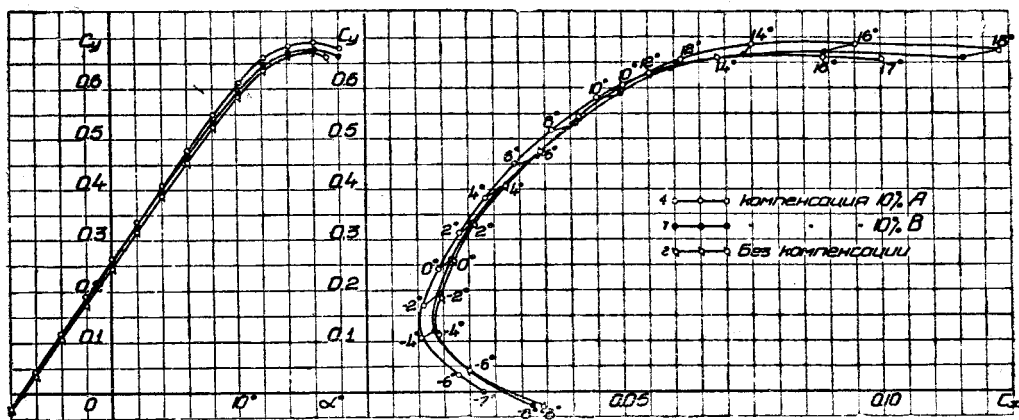
Фиг. 37. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода прямоугольного крыла с боковым компенсатором и без компенсации при  $\theta = 0^\circ$  (эл. 2.4.7)



Фиг. 38. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода прямоугольного крыла с боковым компенсатором и без компенсации при  $\theta = 10^\circ$  (эл. 2.4.7)

атаки  $\alpha$ . На этих кривых видим, что изменение угла  $\theta$  и переход к элерону с компенсацией дает значительное увеличение лобового сопротивления.

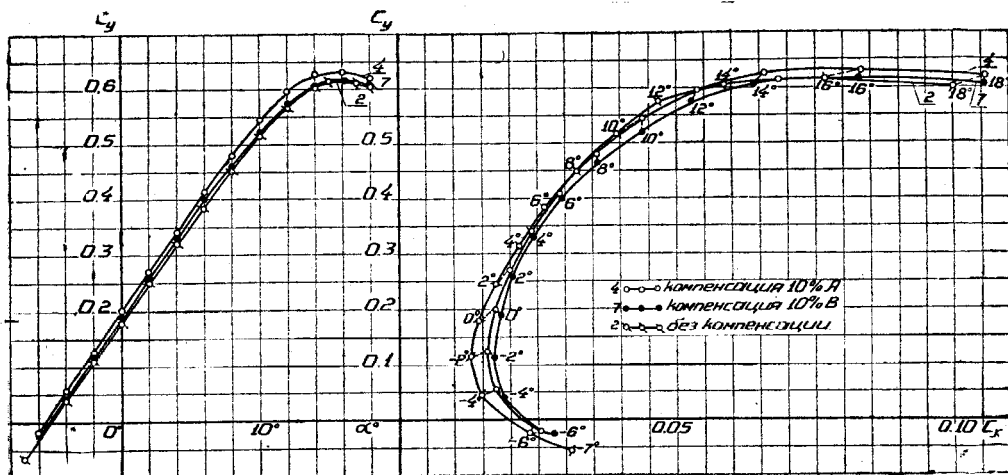
Наклон кривых  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  для элеронов с компенсацией и без компенсации не меняется и практически постоянен (фиг. 42).



Фиг. 39. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода прямоугольного крыла с боковым компенсатором и без компенсации при  $\angle \theta = 20^\circ$  (эл. 2. 4. 7)

#### 4. Влияние изменения формы элерона в плане

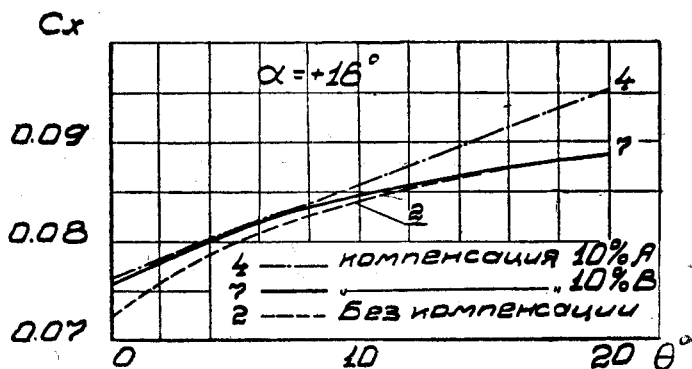
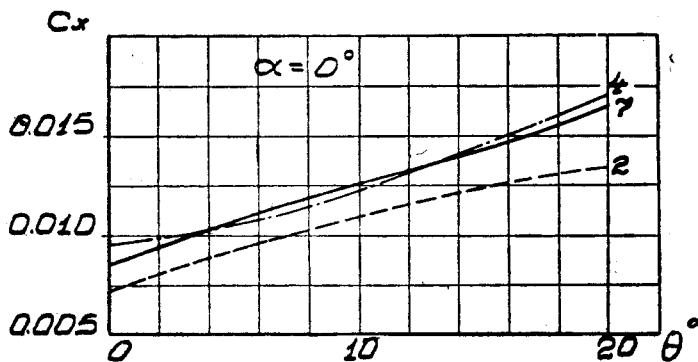
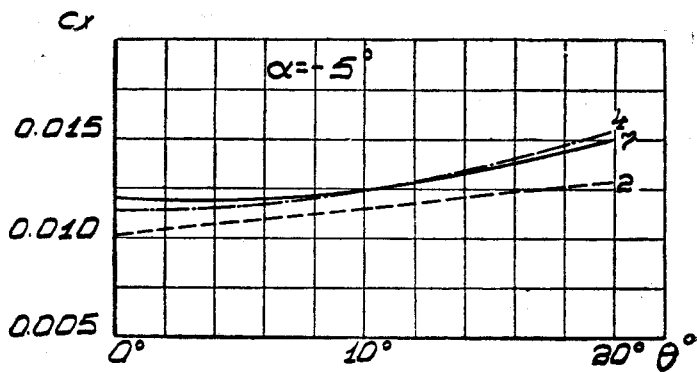
Определение шарнирного момента и момента крена проведены с двумя элеронами измененной формы в плане на прямоугольном крыле и сравнены с близким им по площади элероном № 8 прямоугольной формы (фиг. 43). Из кривых  $C_{ш}$  мы видим, что на углах атаки  $\alpha = -5^\circ$  и  $0^\circ$ , шарнирные моменты элеронов № 8 и 10 почти совпадают и незначительно расходятся



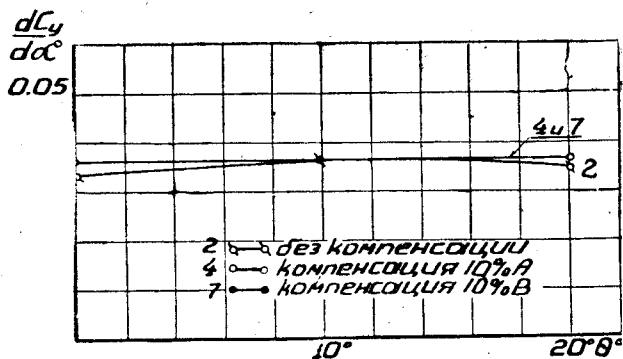
Фиг. 40. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  и поляр Лилиенталя 1-го рода прямоугольного крыла с боковым компенсатором и без компенсации при  $\theta = \pm 20$  (эл. 2. 4. 7)

на угле  $\alpha = 16^\circ$ , но элероны № 8 и 10 на всех углах атаки дают больший шарнирный момент, чем элерон № 11.

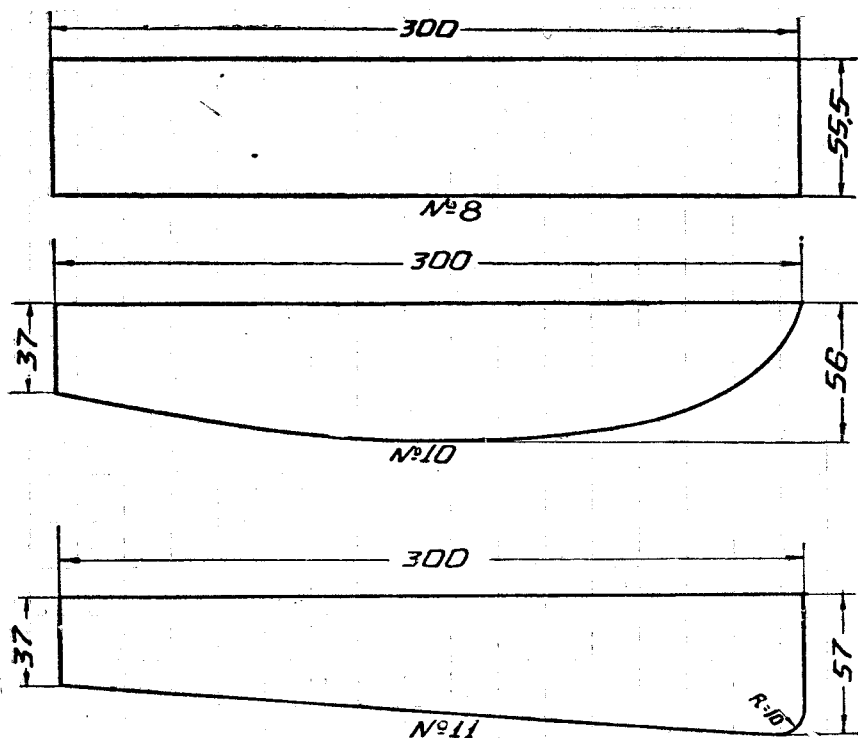
Опыты на момент крена нам показывают, что изменение формы элерона в плане по сравнению с прямоугольным элероном на всех углах атаки дает нам уменьшение эффективности, результаты испытаний в коэффициентах момента крена даны на фиг. 47, 48 и 49. Из результатов опыта мы видим, что



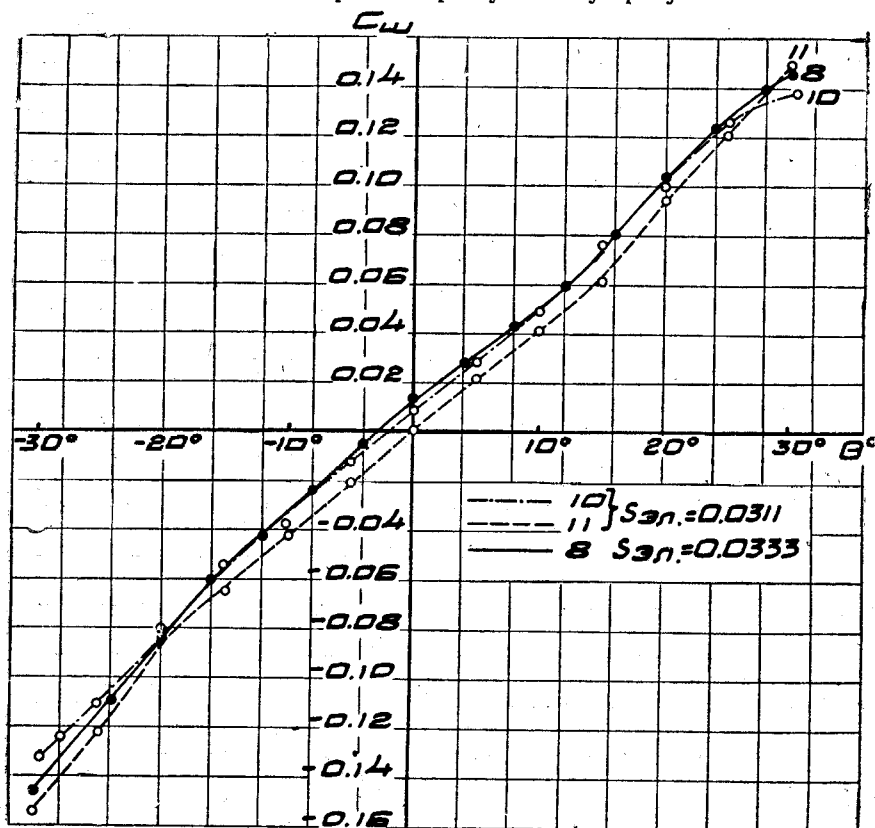
Фиг. 41. Зависимость коэф.  $C_x$  от  $\theta$  для элеронов с компенсацией и без компенсации



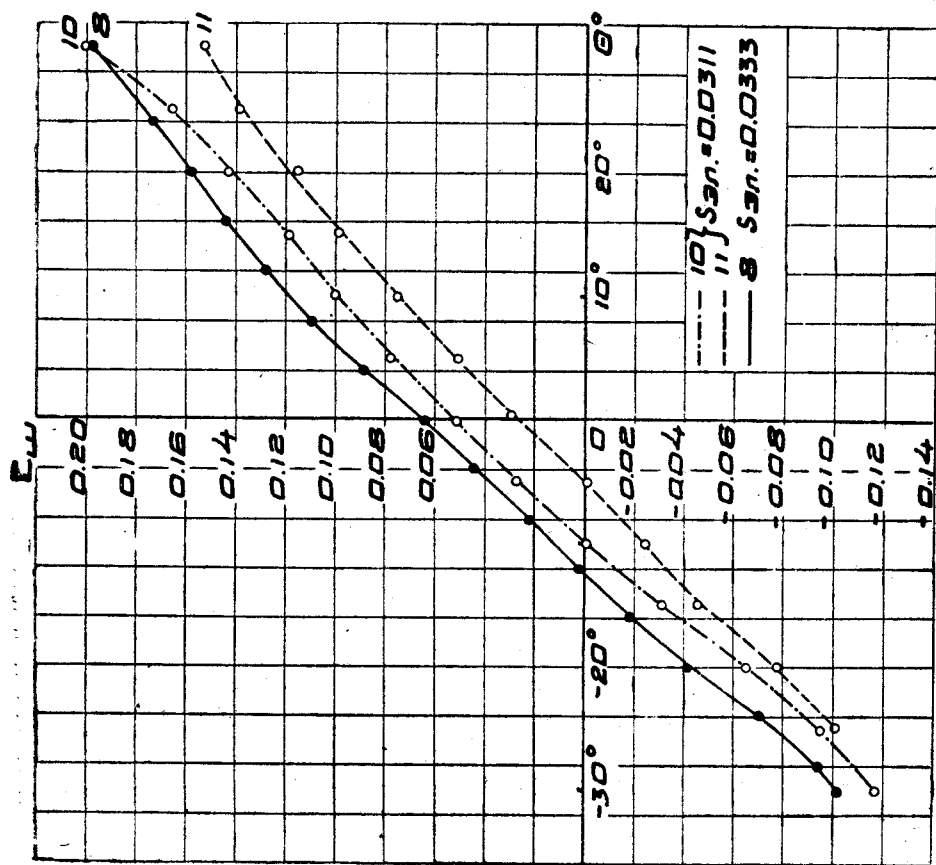
Фиг. 42. Сводная диаграмма зависимости наклона кривых  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  по углам отклонения элеронов



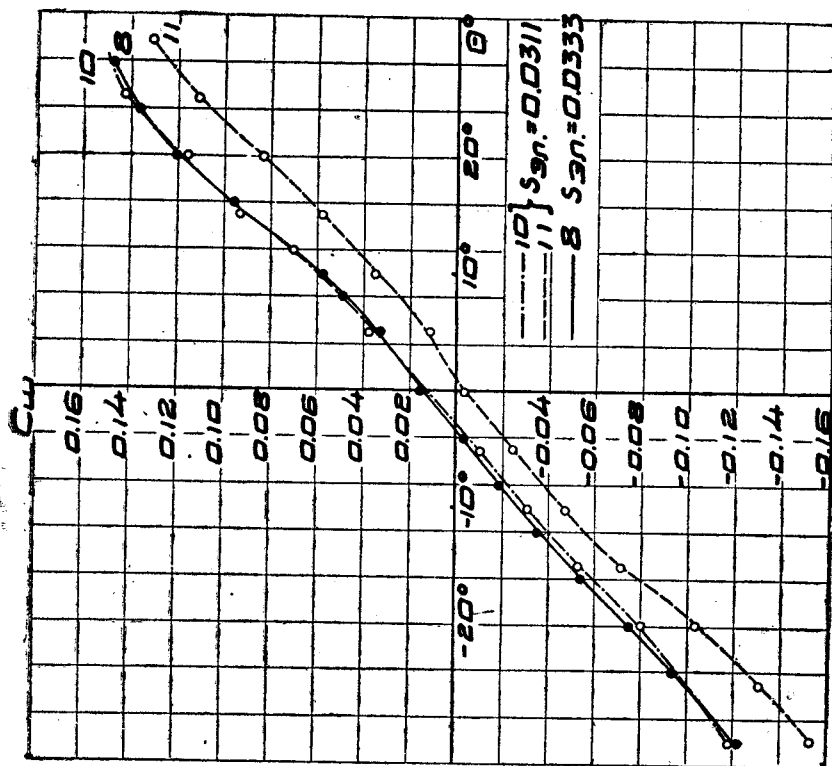
Фиг. 43. Элероны к прямоугольному крылу



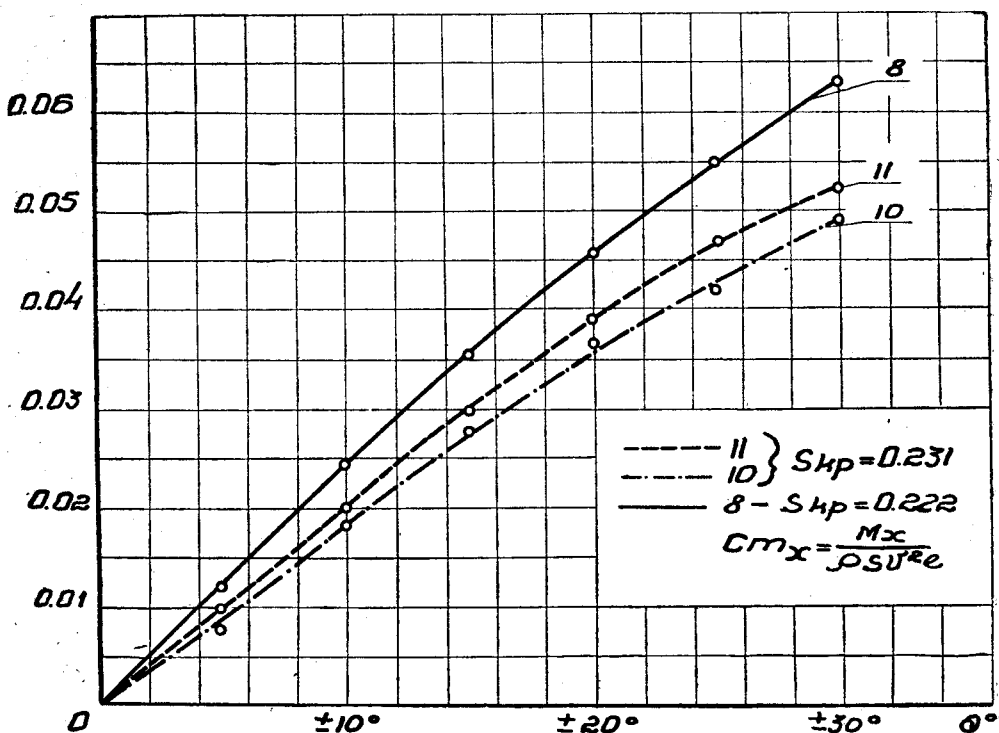
Фиг. 44. Диаграмма испытаний на  $C_{\text{ш}}$  элеронов модели прямоугольного крыла с элеронами различной формы в плане при  $\sigma_{\text{кр.}} = -5^\circ$



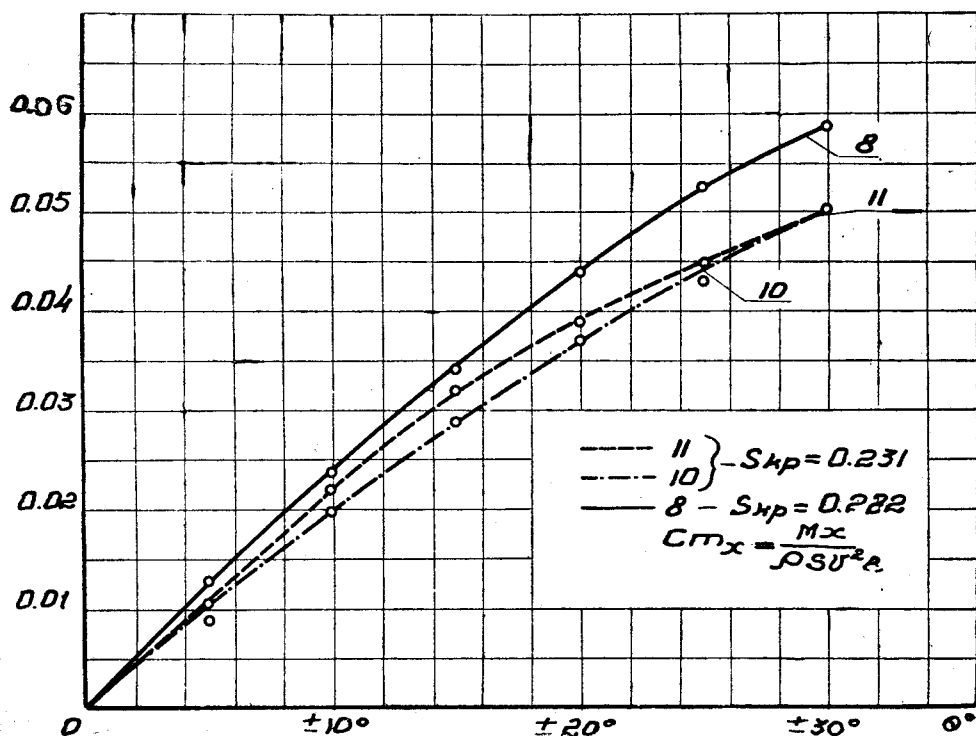
Фиг. 46. Диаграмма испытаний на  $C_L$  элеронов модели прямоугольного крыла с элеронами различной формы в плане при  $\alpha_{кр.} = 16^\circ$



Фиг. 45. Диаграмма испытаний на  $C_L$  элеронов модели прямоугольного крыла с элеронами различной формы в плане при  $\alpha_{кр.} = 0^\circ$

$C_{mx}$ 


Фиг. 47. Диаграмма испытаний на  $C_{mx}$  элеронов модели прямоугольного крыла с элеронами различной формы в плане при  $\alpha = -5^\circ$



Фиг. 48. Диаграмма испытаний на  $C_{mx}$  элеронов модели прямоугольного крыла с элеронами различной формы в плане при  $\alpha = 0^\circ$

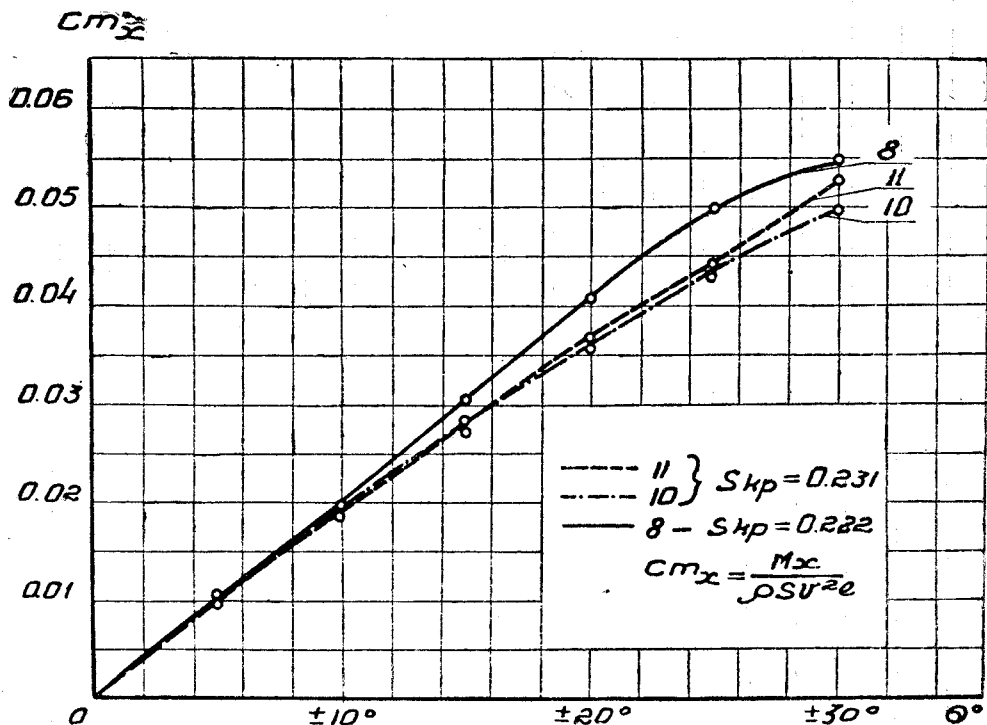
на углах атаки  $\alpha = 0^\circ$  и  $+16^\circ$  элероны № 10 и 11 дают малое изменение эффективности. На угле атаки  $\alpha = -5^\circ$  кривые  $C_{mx}$  элеронов № 10 и 11 расходятся. Наивыгоднейшим из взятых нами трех форм элеронов в плане является прямоугольный элерон № 8.

#### IV. Выводы

На основе вышеизложенного мы можем прийти к следующим выводам:

1. Исходя из критерия  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  можно сделать вывод, что наиболее выгодной формой крыла в плане будет эллиптическая.

2. Наивыгоднейшая величина элеронной хорды при одном и том же размахе, исходя из „коэффициента эффективности“, будет элерон с хордой  $b_{эл.} = 0,12 b_{кр.}$ .



Фиг. 49. Диаграмма испытаний на  $C_{mx}$  элеронов модели прямоугольного крыла с элеронами различной формы в плане при  $\alpha = 16^\circ$

Как видно из диаграммы фиг. 16, 17,  $C_{ш}$  для элеронов с хордой в  $0,12 b_{кр.}$  и в  $0,2 b_{кр.}$  практически совпадают, хотя „коэффициент эффективности“ элерона с хордой в  $0,12 b_{кр.}$  выше, чем у элерона с хордой в  $0,2 b_{кр.}$ ; надо признать, что элерон с хордой в  $0,2 b_{кр.}$  все же будет выгодней, так как дает большие  $C_{mx}$ .

3. Полученные экспериментальные данные с изменением размера элеронной хорды дают возможность для элеронов без компенсации вывести формулу зависимости коэффициента момента крена  $C_{mx}$  от угла отклонения элеронов  $\theta$  и относительной величины элеронной хорды  $\frac{b_{эл.}}{b_{кр.}}$  при размахе элерона  $l_{эл.} = \text{const.} = 0,25 l_{кр.}$  задаваясь определенным соотношением  $\frac{b_{эл.}}{b_{кр.}}$  углом  $\theta^\circ$ .

Эта формула имеет следующий вид

$$G_{\text{тх}}^{\text{п}} = \frac{\theta_{\text{тх}}}{\kappa} \cdot \frac{b_{\text{эл.}}}{b_{\text{кр.}}} \quad (5)$$

Здесь для  $\theta$  берется абсолютная величина угла отклонения одного элерона в градусах при одинаковых отклонениях элеронов в разные стороны:

$$n = 1,47 \text{ для } \alpha = 0^\circ$$

$$n = 1,39 \text{ „ } \alpha = 16^\circ$$

$$m = 1,38 \text{ и } \kappa = 1846$$

4. Более выгодным для рогового компенсатора очевидно является форма, с большим размером компенсатора вдоль по хорде (тип А фиг. 27).

5. Наивыгоднейшая величина площади роговой компенсации равна 10%. Качественное улучшение мы получаем за счет уменьшения шарнирных моментов, но эффективность не увеличивается с появлением рога на конце крыла, в то время как лобовое сопротивление увеличивается в среднем до 10% по сравнению с некомпенсированным элероном.

6. Изменение формы элерона в плане по сравнению с прямоугольной не дает положительного эффекта, а даже наоборот приводит к некоторому ухудшению. При постоянстве производной  $\frac{dC_{\text{тх}}}{d\theta}$  значение  $C_{\text{тх}}$  для испытанных нами форм уменьшается (фиг. 47).

### Summary.

The object of this work was to determine the effect of different parameters of the wing, ailerons and horn balance on the aerodynamic characteristics of a wing.

The investigation comprised the determination of the rolling moment coefficient of the wing and the hinge moment coefficient of the aileron. All the tests were conducted with the wing of the same profile.

The efficiency of the ailerons was determined from the point of view of an „efficiency coefficient“ which represents the ratio:

$$\frac{\text{rolling moment}}{\text{hinge moment.}}$$

An empirical formula for the determination of the rolling moment coefficient against the aileron wing chord ratio  $\frac{b_{\text{ail.}}}{b_{\text{wing.}}}$  and the aileron angle  $\theta^\circ$ , based on experimental data, is given. The tests showed the elliptical wing to be the most effective. The optimum ratio of  $\frac{b_{\text{ail.}}}{b_{\text{wing.}}}$  is of the order 0,2—0,3.

For the horn balance the optimum ratio of  $\frac{S_{\text{bal.}}}{S_{\text{ail.}}}$  was 10%. The increase of drag due to the horn balance is of the order of 10%.

The effect of change of the aileron plan form is quite negligible.



020201