

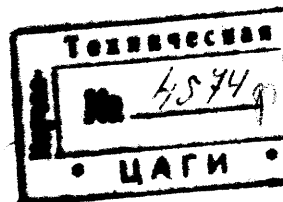
НКТП СССР

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

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

Выпуск 230

Ц. П. ХАБИНСКАЯ



# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕРОНОВ

Часть II

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

Москва

1 9 3 5

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Настоящая работа содержит обработку экспериментальных исследований в трубе с серией прямоугольных крыльев, снабженных элеронами. Она распадается на две части. В первой части исследован вопрос о влиянии удлинения элерона на его работу. В этой части работы сравниваются элероны разной длины при постоянной хорде с точки зрения моментов крена, рысканья и шарнирных моментов.

Во второй части работы разобран вопрос о влиянии толщины профиля в пределах одного семейства профилей (Clark Y—15) с элеронами 50% полуразмаха и 20% хорды. В обеих частях работы разобраны вопросы эффективности элеронов как для обычного равного, так и для дифференциального отклонения элеронов, двух соотношений дифференциальности. Исследование дифференциального отклонения элеронов в первой части проведено только для одного варианта элеронов, во второй части со всей серией крыльев. В обеих частях рассматривается вопрос о сходимости расчета  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  по методу Lotz с опытными данными.

Результат этой работы приводит к следующим выводам:

1. Элероны не следует делать большего размаха, чем 75% полуразмаха (хотя шарнирный момент с увеличением размаха уменьшается).
2. Дифференциальное управление элеронами уменьшает эффективность на летных углах атаки и увеличивает ее на закритических углах. При этом сильно уменьшаются на летных углах моменты рысканья.
3. Моменты крена и рысканья можно достаточно точно получить расчетом по методу Lotz при наличии опытных данных приращения  $\Delta C_y$  с отклонением элерона или пользуясь ориентировочными поправочными коэффициентами, данными в работе для учета влияния толщины при отсутствии влиятельных  $\Delta C_y$ .

Отв. редактор В. Л. Александров

Техн. ред. И. Г. Гефтер.

Сдано в набор 5 июня 1935 г.

Подписано к печати 22 июля 1935 г.

Формат бумаги  $72 \times 105^{1/16}$   
Уполн. Главлита № В—25590

23/4 печ. лист. по 66000 зн.

Тираж 1500  
Зак. № 242

Типография ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Во второй работе Ц. П. Хабинской по аэродинамическим исследованиям элеронов освещаются вопросы влияния размаха элеронов и толщины профиля крыла на характеристики нормальных неразрезных элеронов. Автор, пользуясь методом определения моментов крена и рысканья крыла с отклоненными элеронами, а также шарнирных моментов элеронов и применяя безразмерную характеристику качества  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  приходит к ряду ценных для практических работников выводов. Работа содержит материалы по расчету элеронов с дифференциальным управлением, которое часто применяется для уменьшения вредных моментов относительно вертикальной оси при вираже и ряде соответственных эволюций самолета.

В своей работе автор указывает, насколько теоретический подсчет по методу Lotz сходится с экспериментальными данными и предоставляет возможность учесть толщину профиля крыла специальными поправочными коэффициентами.

*А. Мартынов*

## ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $S_{кр}$  — площадь крыла  
 $l_{кр}$  — размах крыла  
 $b_{кр}$  — хорда крыла  
 $S_{эл}$  — площадь элеронов  
 $l_{эл}$  — размах элерона  
 $b_{эл}$  — хорда элерона  
 $\alpha$  — угол атаки  
 $\theta$  — угол отклонения элеронов  
 $\gamma$  — угол скольжения  
 $C_{mx}$  — коэффициент момента крена  
 $C_{my}$  — коэффициент момента рысканья (устойчивости пути)  
 $C_{ш}$  — коэффициент шарнирного момента  
 $M_x$  — момент крена  
 $M_y$  — момент рысканья (устойчивости пути)  
 $M_{ш}$  — шарнирный момент  
 $\frac{M_x}{M_{ш}}$  — коэффициент эффективности  
 $v$  — скорость потока  
 $\rho$  — плотность воздуха.



49.

ЗАПИСЬ

# І. ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗМАХА ЭЛЕРОНОВ

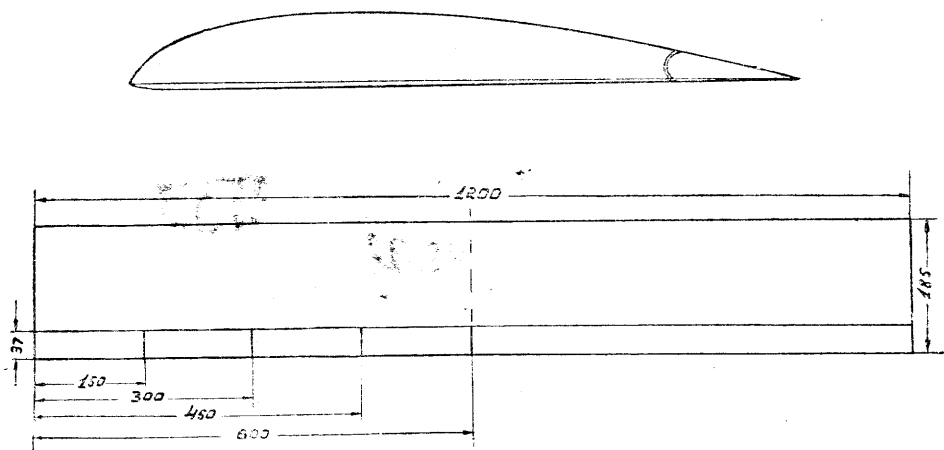
## 1. Введение

Настоящая работа является продолжением работы по исследованию вопросов эффективности и управления элеронами<sup>1</sup>. В данной работе, как и в предыдущей, мы занимались исследованием эффективности поперечного управления самолета для элеронов различных удлинений при постоянной хорде: на четырех режимах полета: 1) режим пикирования (нулевой подъемной силы)  $\alpha = -5^\circ$ , 2) режим, близкий к режиму максимальной горизонтальной скорости  $\alpha = 0^\circ$  и два закритических режима  $\alpha = 20$  и  $40^\circ$ . Режимы, при которых велись исследования приняты те же, что и в предыдущей работе, исключая угол атаки  $\alpha = 40^\circ$ , который взят дополнительно.

Эта работа проведена под руководством ст. инж. А. К. Мартынова при участии в экспериментах ст. техника В. Иващенко, коим была разработана установка для испытаний моделей крыла на моменты рысканья. Ценные указания по обработке материалов опыта были даны ст. инж. В. П. Горским.

## 2. Модели

Объектом исследования было взято прямоугольное крыло тех же линейных размеров  $S_{кр} = 0,222 \text{ м}^2$ ;  $l_{кр} = 1,2 \text{ м}$ ,  $b_{кр} = 0,185 \text{ м}$  и профиля



Фиг. 1. Крыло с элеронами 4 удлинений.

Прандтля № 365, какие были приняты при исследованиях в предыдущей работе. Элероны на крыле взяты четырех удлинений:

<sup>1</sup> Ц. П. Хабинская. Аэродинамические исследования элеронов. Исследование формы крыла, хорды элеронов и роговой компенсации. Труды ЦАГИ, вып. 183. 1935.

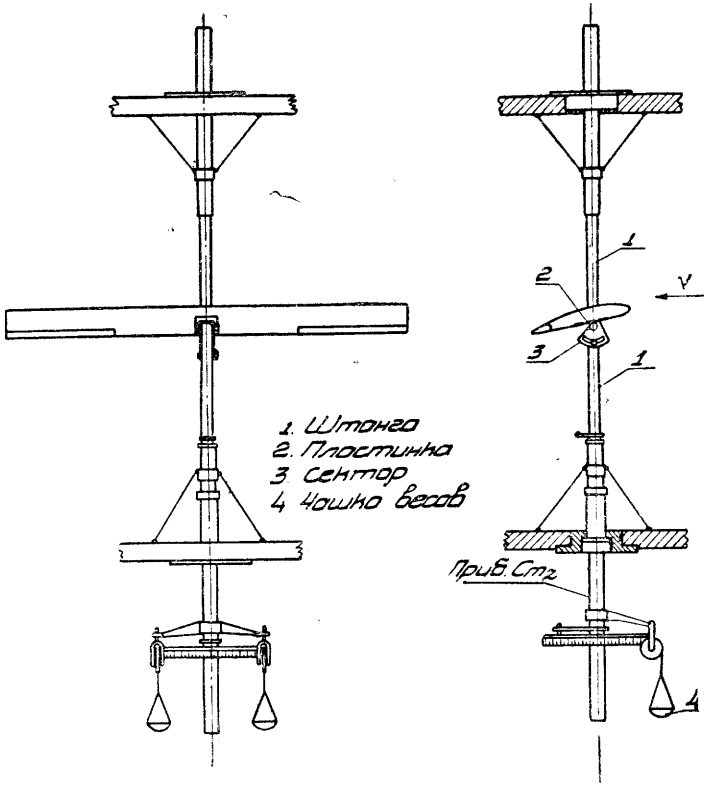
1-й  $l_{эл} = 0,125 l_{кр}$ , 2-й  $l_{эл} = 0,25 l_{кр}$ , 3-й  $l_{эл} = 0,375 l_{кр}$  и 4-й  $l_{эл} = 0,2 l_{кр}$ ; хорда сохраняла постоянную величину в элеронах  $= 0,2 b_{кр}$  основные размеры крыла и элеронов даны в табл. 1.

Таблица 1  
Основные размеры крыла и элеронов

Модель	$S_{кр} \text{ м}^2$	$l_{кр} \text{ м}$	$b_{кр} \text{ м}$	$S_{эл} \text{ м}^2$	$b_{эл} \text{ м}$	$2l_{эл} \text{ м}$
				в % от $S_{кр}$		в % от $l_{кр}$
Прямоугольное крыло . .	0,222					—
Элерон № 1 . . . . .	0,222	1,2	0,185	$\frac{0,0111}{5}$	0,037	$\frac{0,30}{25}$
Элерон № 2 . . . . .	0,222			$\frac{0,0222}{10}$	0,037	$\frac{0,60}{50}$
Элерон № 3 . . . . .	0,222			$\frac{0,0333}{15}$	0,037	$\frac{0,90}{75}$
Элерон № 4 . . . . .	0,222			$\frac{0,0444}{20}$	0,037	$\frac{1,2}{100}$

### 3. Приборы и аппаратура

Все опыты проведены в аэродинамической трубе Т-1 Экспериментально-аэродинамического отдела ЦАГИ с диаметром рабочего сечения



Фиг. 2. Схема установки для определения момента рысканья.

$D = 3 \text{ м}$  при средней скорости потока  $v = 37 \text{ м/сек.}$  Скорость потока во всех случаях измерялась трубкой Пито и манометром системы Фусс.

Кроме опытов для определения момента крена и шарнирного момента, положенных в основу опытов в предыдущей работе, в данной работе были проведены также опыты с целью определения момента рысканья.

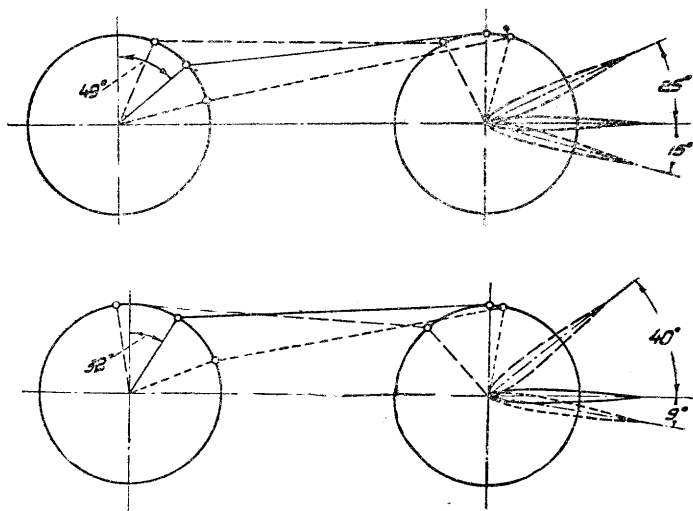
Описание приборов для испытания на момент крена и шарнирный момент даны в предыдущей работе.

Испытания с целью получения момента рысканья проводились на моментном приборе трубы Т-1 с дополнительной штангой. Общий вид установки дан на фиг. 2.

Установка для определения момента рысканья  $C_{m\gamma}$  в основном смонтирована на моментном приборе  $C_{mz}$  Т-1, при помощи которого осуществлялось изменение углов скольжения потока. Добавочной частью является штанга 1, на которой припаяна пластинка 2 и сектор 3. Крыло монтируется на штанге и крепится к пластинке в горизонтальном положении. При помощи сектора на штанге осуществлялось изменение и закрепление углов атаки крыла. Моменты замерялись нагружением чашек 4, подвешенных к лимбу прибора.

#### 4. Описание опытов

Опыты на момент крена относительно хордовой оси и момент устойчивости пути относительно вертикальной оси проведены как при одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз, так и при дифференциальном отклонении элеронов с соотношением дифференциальности  $\frac{+\theta_{\text{макс}}}{-\theta_{\text{макс}}} \cong 1:2$  и  $1:4$ .



Фиг. 2а. Схема подбора углов отклонения элеронов при дифференциальном управлении.

Максимальное отклонение элерона вверх для первого случая дифференциальности (соотношение 1:2) достигает  $-26^\circ$ , а для второго случая (соотношение 1:4)  $-40^\circ$ . Дальнейший поворот ручки управления дает уменьшение максимального угла отклонения элерона вниз.

Углы отклонения элеронов для заданной степени дифференциальности определялись по схеме, данной на фиг. 2а.

Дифференциальное отклонение элеронов было исследовано только на одном варианте элеронов с удлинением элеронов, равным  $0,375 l_{\text{кр}}$ . Опыты на момент крена, шарнирный момент и момент рысканья проводились на углах атаки  $\alpha = -5, 0, 20, 40^\circ$ , для обычного одинакового отклонения элеронов вверх и вниз при  $\theta$  от 0 до  $\pm 25^\circ$ . Опыты с дифференциальным

отклонением элеронов проведены на тех же углах атаки, что и при обычном одинаковом отклонении элеронов, углы отклонения элеронов взяты по табл. 2.

Таблица 2

Соотношение дифференциальности 1:2.		Соотношение дифференциальности 1:4.	
Правый	Левый	Правый	Левый
0°	0°	0°	0°
3°	— 4°	1°	— 2°
6°	— 3°	2°	— 4°
10°	— 14°	4°	— 9°
13°	— 20°	6°	— 12°
15°	— 26°	8°	— 20°
		9°	— 30°
		9°	— 40°

Результаты опытов с дифференциальным отклонением элеронов сравнивались с результатами опытов при обычном одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз, исходя из равного поворота ручки управления.

Опыты на  $C_x$  и  $C_y$  проводились для элерона с удлинением, равным  $0,5 l_{кр}$ , отклоняя оба элерона в одну сторону на углы  $\theta = 0, 10, 20, -10, -20$  и  $-30^\circ$  при углах атаки  $\alpha$  от  $-8$  до  $40^\circ$ .

## 5. Результаты опытов

Результаты опытов даны в абсолютных коэффициентах моментов и подсчитаны по следующим формулам:

Коэффициент момента крена относительно хордовой оси.

$$C_{mx} = \frac{M_x}{\rho S_{кр} v^2 l_{кр}} \cos \alpha.$$

Коэффициент момента рысканья относительно вертикальной оси.

$$C_{my} = \frac{M_y}{\rho S_{кр} v^2 l_{кр}}.$$

Коэффициент шарнирного момента относительно оси шарнира

$$C_{ш} = \frac{M_{ш}}{\rho S_{эл} v^2 b_{эл}},$$

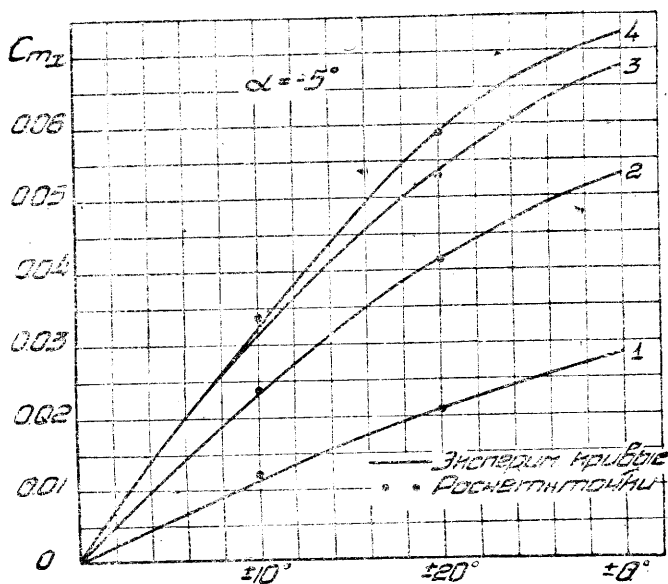
где  $M_x, M_y, M_{ш}$  — моменты, замеренные во время опытов,  $v$  — скорость потока,  $S_{кр}$  — площадь крыла,  $l_{кр}$  — размах крыла,  $S_{эл}$  — площадь элерона,  $b_{эл}$  — максимальная хорда элерона.

Коэффициент подъемной силы —  $C_y = \frac{P}{\rho S_{кр} v^2}$  и коэффициент лобового

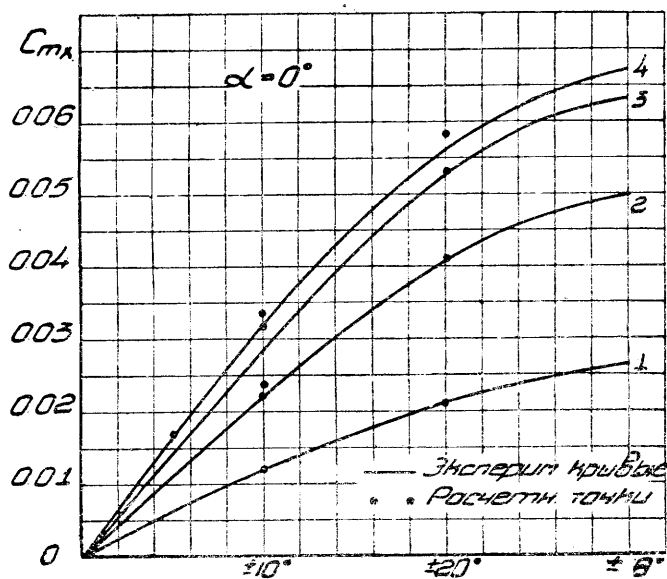
сопротивления —  $C_x = \frac{P}{\rho S_{кр} v^2}.$

а) Опыты на момент крена

Из результатов опыта мы видим, что с увеличением удлинения элеронов величина коэффициента момента крена  $C_{mx}$  растет. Однако рост



Фиг. 3. Сравнение экспериментальных и расчетных данных коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  мод. крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = 5^\circ$ ).

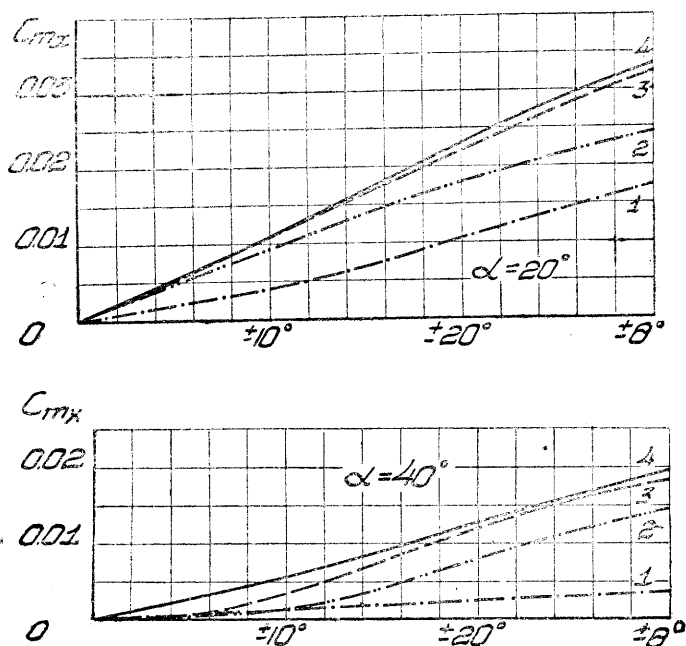


Фиг. 4. Сравнение экспериментальных и расчетных данных коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  мод. крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = 0^\circ$ ).

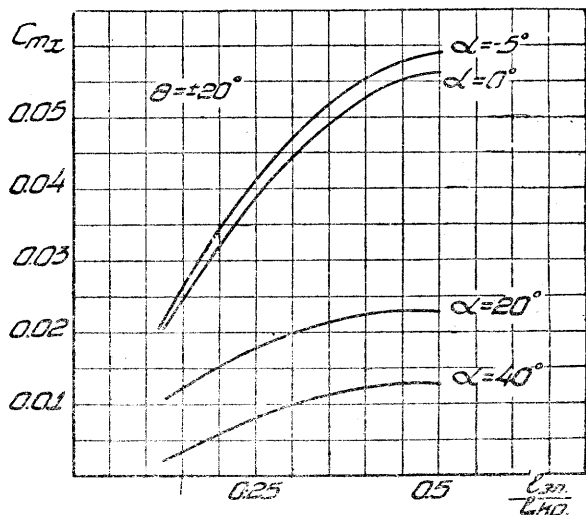
коэффициента  $C_{mx}$  следует закону прямой только на 1, 2 и 3 элеронах. 4 элерон почти не дает увеличения  $C_{mx}$  по сравнению с 3. При переходе к закритическим углам атаки  $C_{mx}$  резко падает (фиг. 3, 4, 5, 6).

Результаты опытов с дифференциальным отклонением элеронов и их сравнение с обычным одинаковым отклонением элеронов вверх и вниз дают следующее.

Крыло с дифференциальным управлением элеронами, имеющее степень дифференциальности 1:2, дает большие коэффициенты момента крена  $C_{mx}$ ,

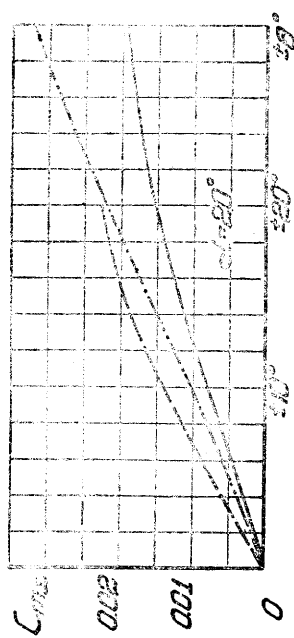
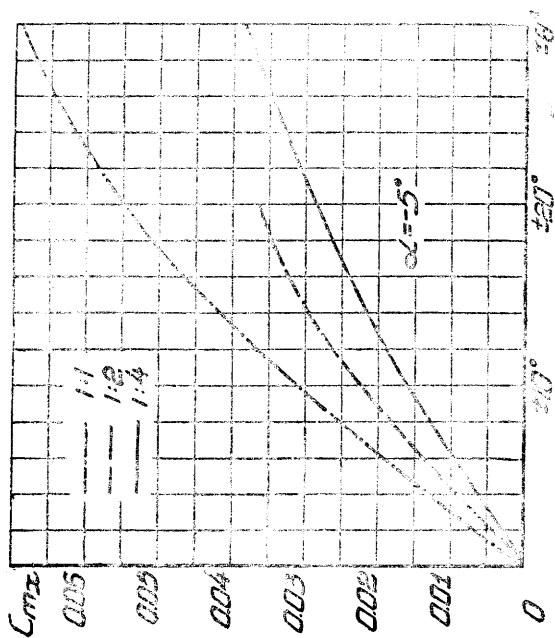


Фиг. 5. Сводная диаграмма испытания на  $C_{mx}$  мод. крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = 20$  и  $40^\circ$ ).

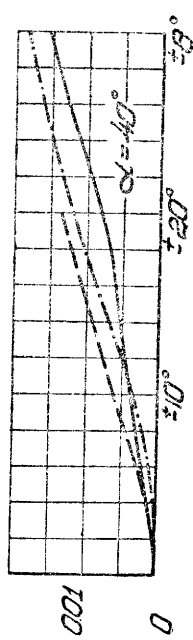
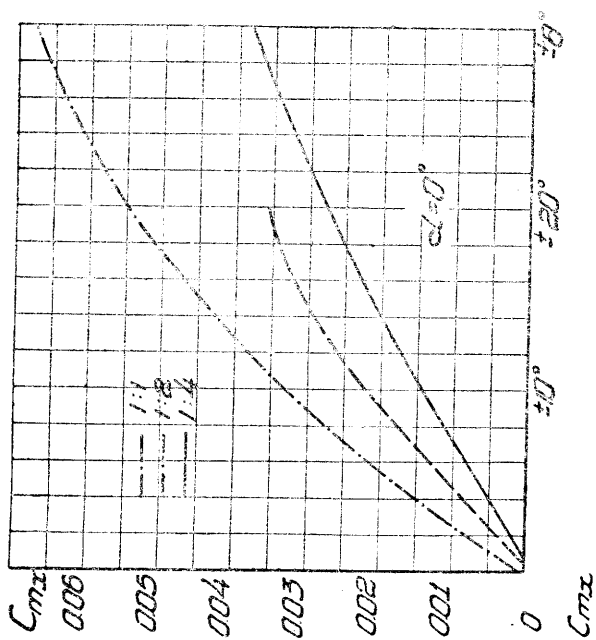


Фиг. 6. Зависимость коэффициента момента крена  $C_{mx}$  от удлинения элерона.

чем крыло с дифференциальным управлением элеронов, имеющее степень 1:4. Из сравнения результатов опыта на  $C_{mx}$  с обычным и дифференциальным отклонением элеронов выяснилось, что дифференциальное отклонение элеронов имеет преимущество перед обычным одинаковым отклонением



Фиг. 7. Сводная диаграмма испытания на  $C_{m\alpha}$  модели крыла с элероном № 3 при обычном и дифференциальном отклонении элеронов ( $\alpha = -5^\circ$  и  $20^\circ$ ).

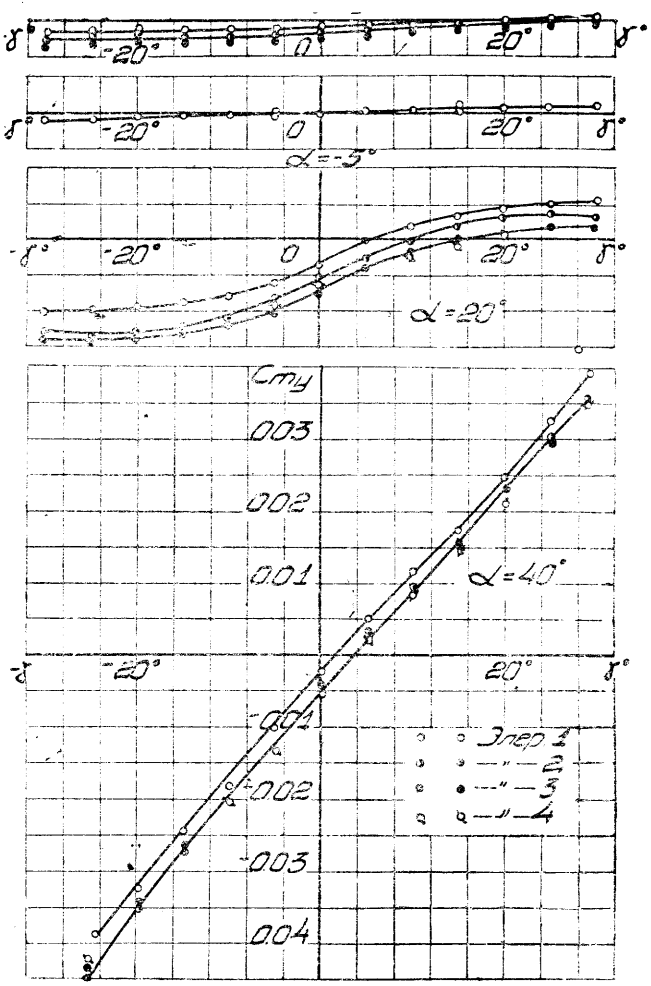


Фиг. 8. Сводная диаграмма испытания на  $C_{m\alpha}$  модели крыла с элероном № 3 при обычном и дифференциальном отклонении элеронов ( $\alpha = 0^\circ$  и  $40^\circ$ ).

элеронов вверх и вниз только на закритических углах атаки, на которых мы получаем увеличение коэффициента момента крена  $C_{mx}$ . На летных углах атаки дифференциальное отклонение элеронов дает уменьшение коэффициента момента крена  $C_{mx}$ . Из двух исследованных нами случаев дифференциального отклонения элеронов при опытах на момент крена, явное преимущество с точки зрения сохранения большей величины  $C_{mx}$  имеет соотношение 1:2 (фиг. 7 и 8), где кривые нанесены по углам поворота ручки управления.

б) Опыты на моменты рысканья

Как уже было сказано, моменты рысканья были исследованы как при обычном одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз при переменных углах скольжения, так и при дифференциальном отклонении при угле скольжения, равном 0 и 20°.

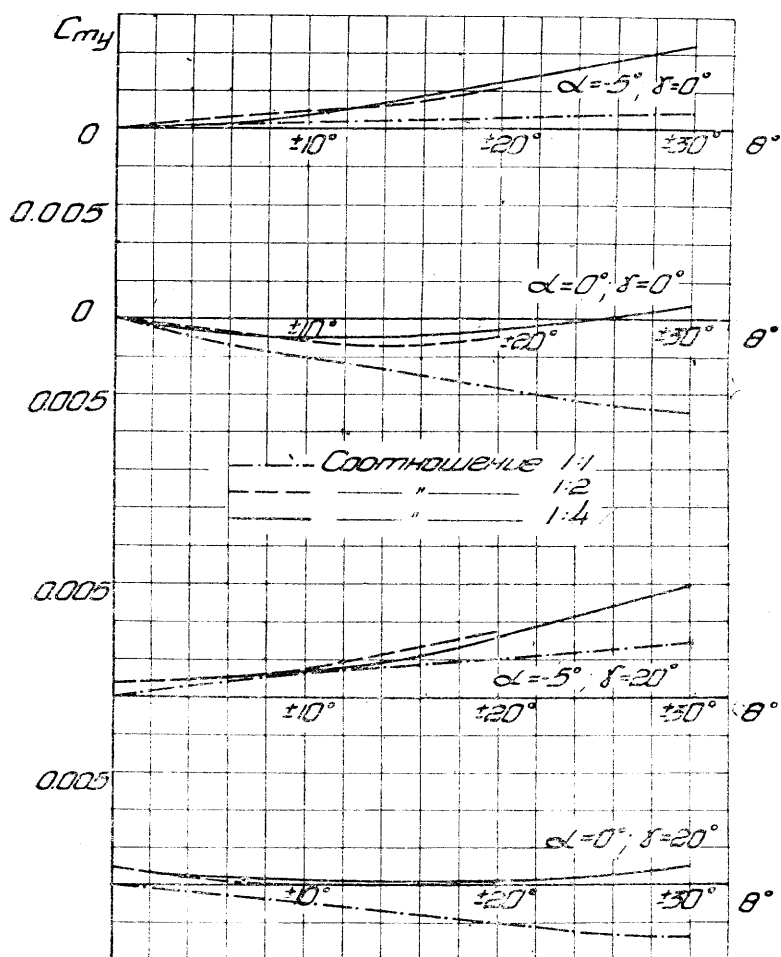


Фиг. 9. Сводная диаграмма испытания на  $C_{m_y}$  элеронов 4 удлинений при  $\theta = \pm 10^\circ$ .

Соотношение дифференциальности было взято то же, что и при исследованиях на  $C_{mx}$ .

Из результатов опытов, данных в абсолютных коэффициентах  $C_{m_y}$ , по углам скольжения для обычного одинакового отклонения элеронов вверх и вниз ( $\theta = \pm 10^\circ$ ) (фиг. 9), видно, что на углах атаки  $\alpha = -5$  и  $0^\circ$  мы

имеем  $C_{my}$ , близкие к нулю, причем все четыре исследованных нами элерона дают одинаковые величины  $C_{my}$ . На угле атаки  $\alpha = 20^\circ$   $C_{my}$  растет. Меньшие положительные и большие отрицательные моменты дают элероны 3 и 4, коэффициенты моментов которых практически совпадают. На угле атаки  $\alpha = 40^\circ$   $C_{my}$  растет еще больше, причем на данном угле атаки мы имеем равенство величин коэффициентов момента  $C_{my}$  не двух элеронов, как это было на угле атаки  $\alpha = 20^\circ$ , а трех элеронов (2, 3 и 4).



Фиг. 10. Сводная диаграмма испытания на  $C_{my}$  модели крыла с элероном № 3 при обычном и дифференциальном отклонении элеронов ( $\alpha = -5^\circ$  и  $0^\circ$ ).

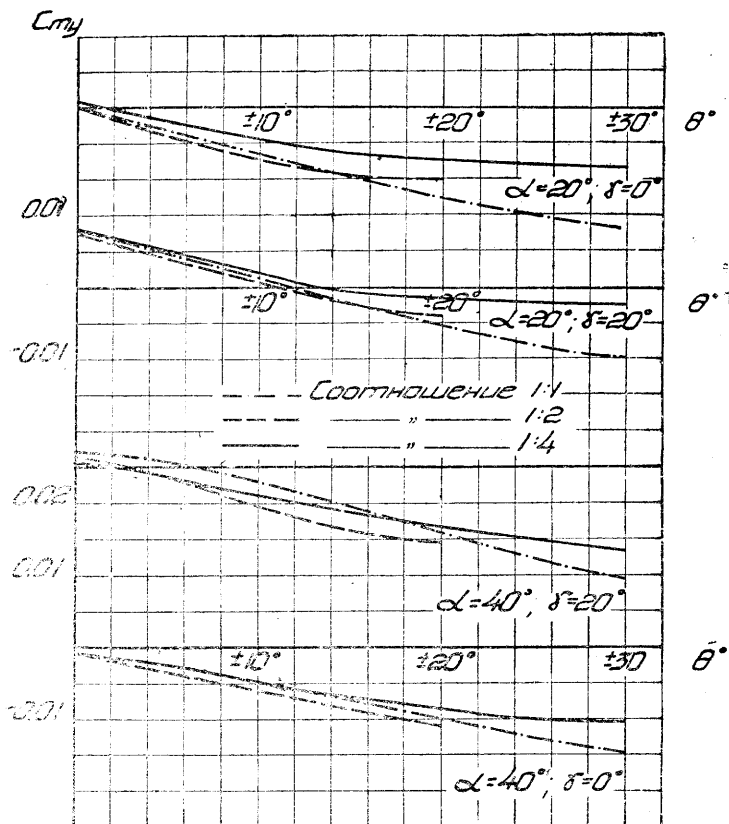
Совершенно аналогичную картину изменений  $C_{my}$  мы имеем и при отклонении элеронов на  $\theta = \pm 20^\circ$ . На основе всего вышеизложенного мы можем прийти к заключению, что в нашем эксперименте, учитывая точность такового, особенно при изменении угла скольжения, где мы можем получить момент не только от элеронов, но и от самого крыла (фиг. 10 и 11, расхождение коэффициентов момента при  $\theta = 0^\circ$ ) и принимая во внимание малость абсолютных величин  $C_{my}$ , мы получили, с изменением удлинения элерона, практически совпадающие коэффициенты моментов рысканья.

Дифференциальное отклонение элеронов было исследовано только на элероне № 3. Из сравнения результатов опыта с обычным и дифференциальным отклонением элеронов при угле скольжения 0 и  $20^\circ$  мы видим,

что на углах атаки  $\alpha = -5$  и  $40^\circ$  дифференциальное управление элеронами не дает существенной разницы в величине коэффициента момента рысканья по сравнению с обычным управлением.

На углах атаки  $\alpha = 0$  и  $20^\circ$  за счет дифференциального управления элеронами мы получаем значительное уменьшение коэффициентов момента рысканья  $C_{my}$  (фиг. 10 и 11), где кривые  $C_{my}$  нанесены по углам отклонения ручки управления.

Большее уменьшение вредных моментов рысканья дает соотношение дифференциальности 1:4.



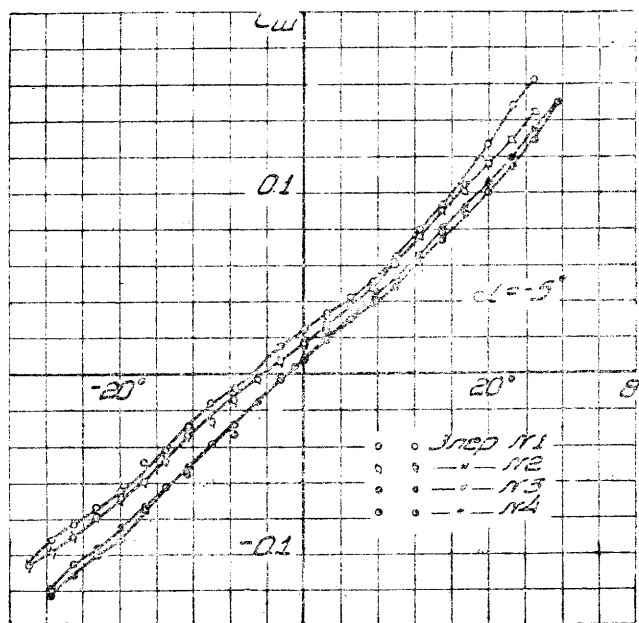
Фиг. 11. Сводная диаграмма испытания на  $C_{my}$  модели крыла с элероном № 3 при обычном и дифференциальном отклонении элеронов ( $\alpha = 20$  и  $40^\circ$ ).

В результате проведенных опытов с элеронами, управляющимися дифференциально и сопоставления с результатами, получающимися при испытании элеронов с обычным равным отклонением вверх и вниз, мы можем сказать, что та или иная степень дифференциальности, выбранная для данного угла атаки, не дает одинакового эффекта на других углах атаки, кроме этого выбранная из опытов на  $C_{mx}$  степень дифференциальности не оправдывает себя полностью при опытах на  $C_{my}$ .

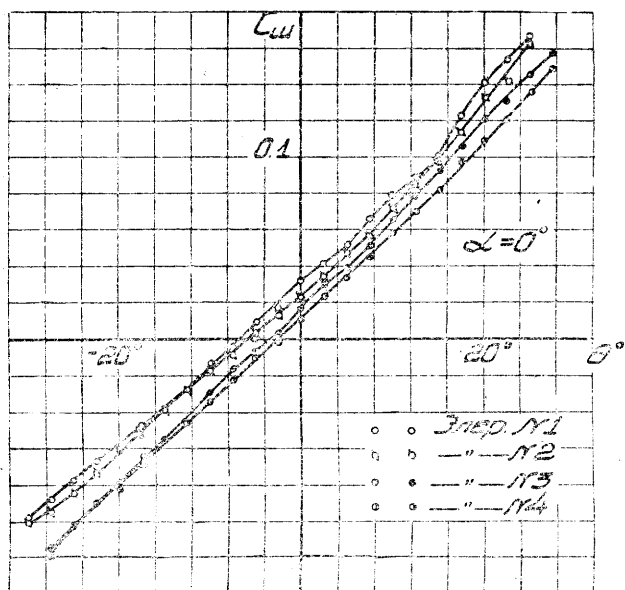
#### в) Опыты на шарнирный момент

Опыты на шарнирный момент даны в абсолютных коэффициентах момента  $C_{sh}$ .

Из результатов опыта мы видим, что для всех исследованных нами элеронов мы имеем, как систему, уменьшение коэффициента шарнирного момента  $C_{sh}$  с увеличением удлинения элерона (фиг. 12, 13, 14 и 15). Отсю-

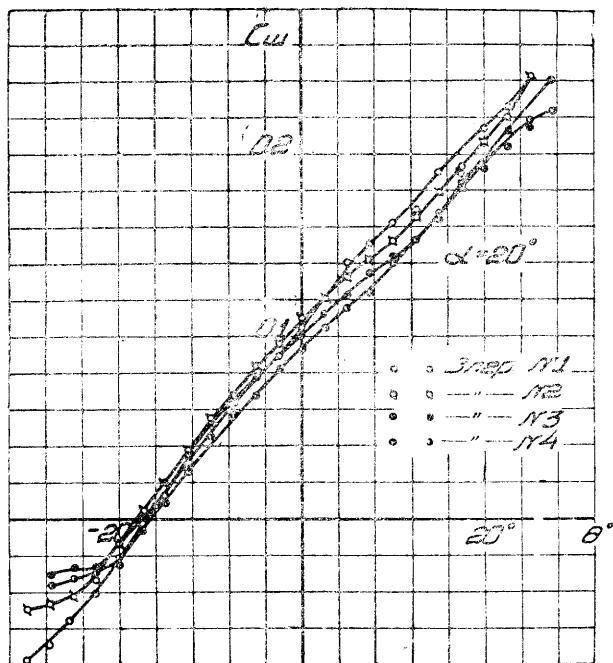


Фиг. 12. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент модели крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = -5^\circ$ ).



Фиг. 13. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент модели крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = 0^\circ$ ).

да следует, что наименьшие шарнирные моменты имеет элерон № 4 с удлинением  $l_{эл}$ , равным  $0,5 l_{кр}$ . Наклон кривых  $\frac{dC_{ш}}{d\theta}$  при одинаковом  $\alpha$  можно считать постоянным для всех элеронов (фиг. 16). Для лучшего представления картины изменения коэффициента шарнирного момента с изменением удлинения элерона мы даем на фиг. 17 зависимость  $C_{ш}$  от удлинения элерона, откуда видно, что величина  $C_{ш}$  уменьшается для элерона с удлинением, равным  $0,5 l_{кр}$ .



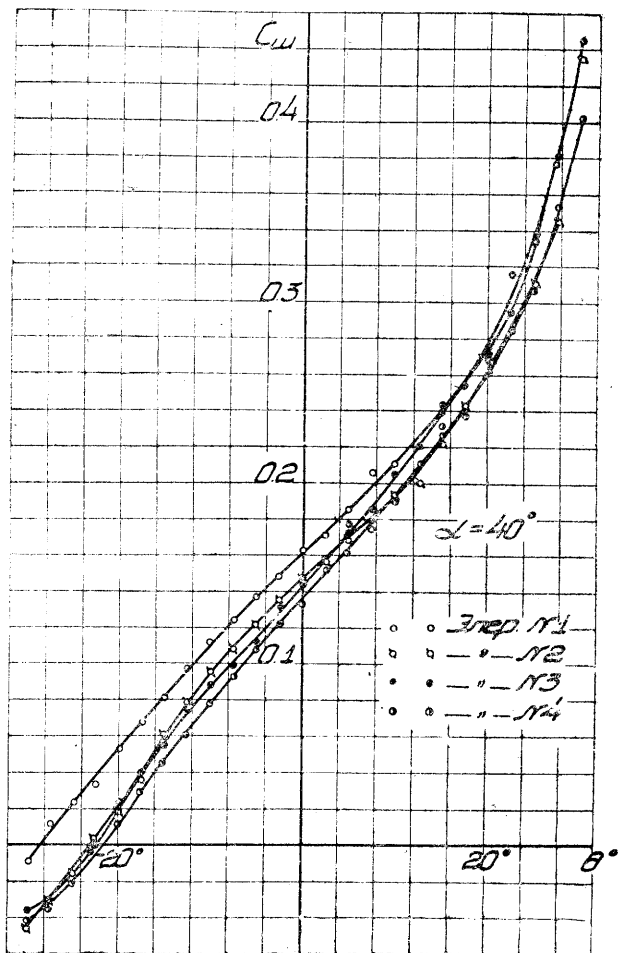
Фиг. 14. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент модели крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = 20^\circ$ ).

В результате опытов на момент крена и шарнирный момент нами подсчитан коэффициент эффективности.

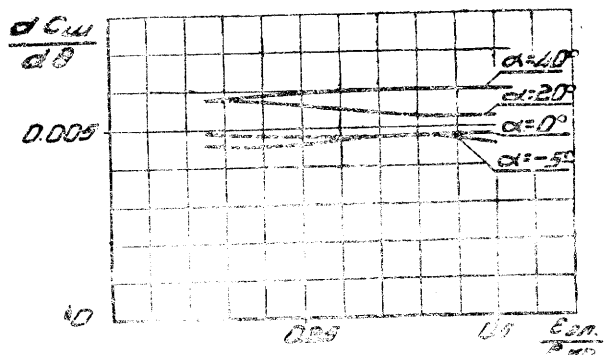
$$\frac{M_x}{M_{ш}} = \frac{C_{mx}}{C_{ш}} \cdot \frac{S_{кр} l_{кр}}{S_{эл} b_{эл}}$$

Этот коэффициент характеризует эффективность элеронов на 1 кг усилия на ручке пилота.

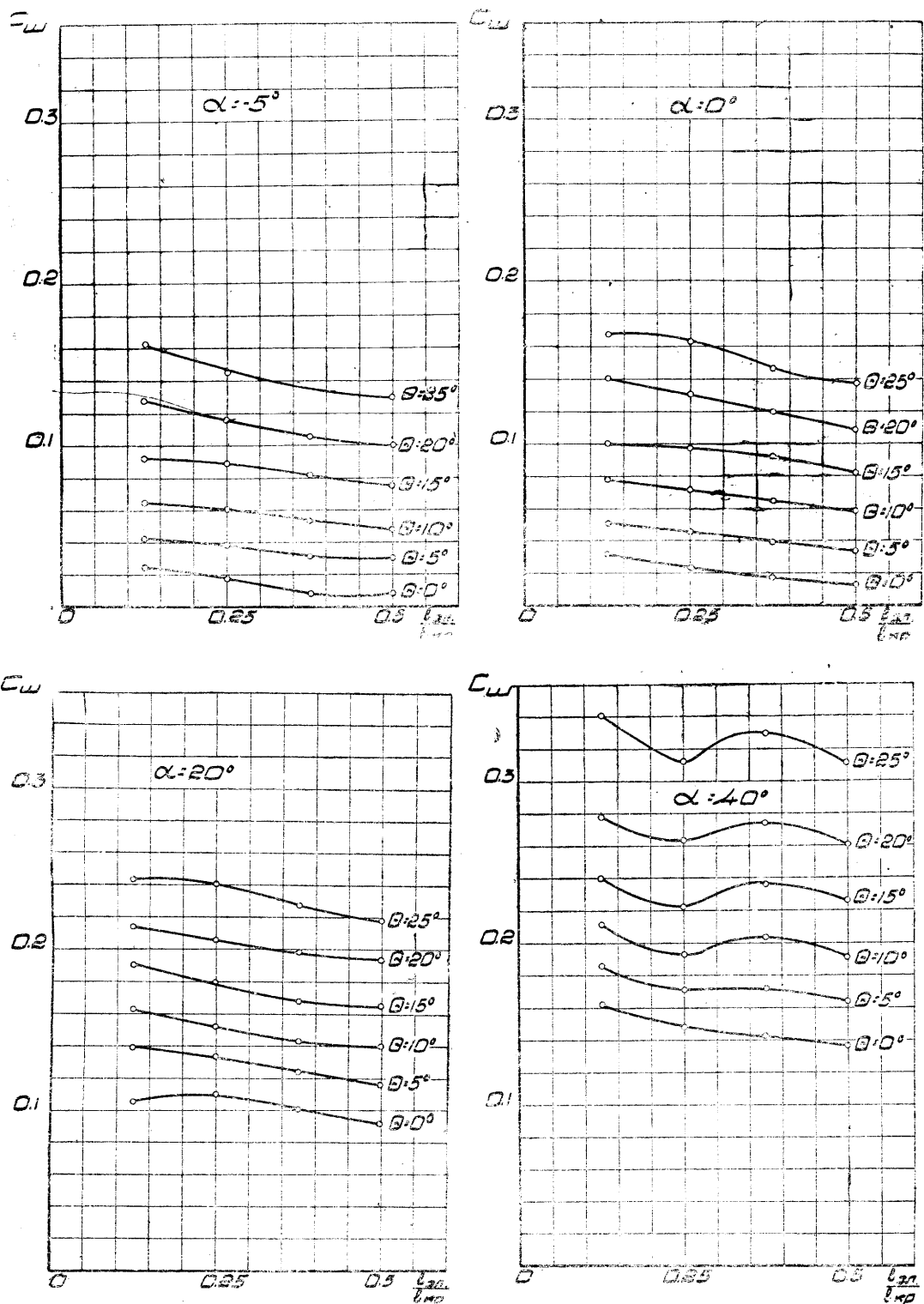
Из полученных в результате подсчета кривых (фиг. 18, 19)  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  мы видим, что максимальную величину этого коэффициента на углах атаки  $\alpha = 5^\circ$  и  $0^\circ$  мы получаем у элерона № 1, а на угле атаки  $\alpha = 20^\circ$  у элеронов № 2; на угле атаки  $\alpha = 40^\circ$  существенной разницы в коэффициенте эффективности всех 4 элеронов не наблюдается. Для подсчета коэффициента эффективности взята алгебраическая сумма коэффициента шарнирного момента  $C_{ш}$  двух элеронов.



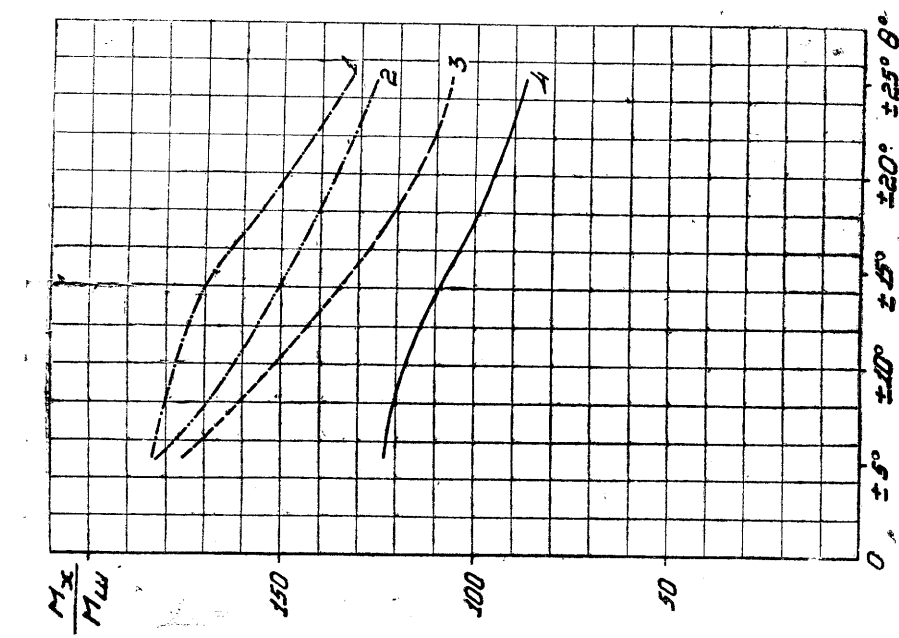
Фиг. 15. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент модели крыла с элеронами 4 удлинений ( $\alpha = 40^\circ$ ).



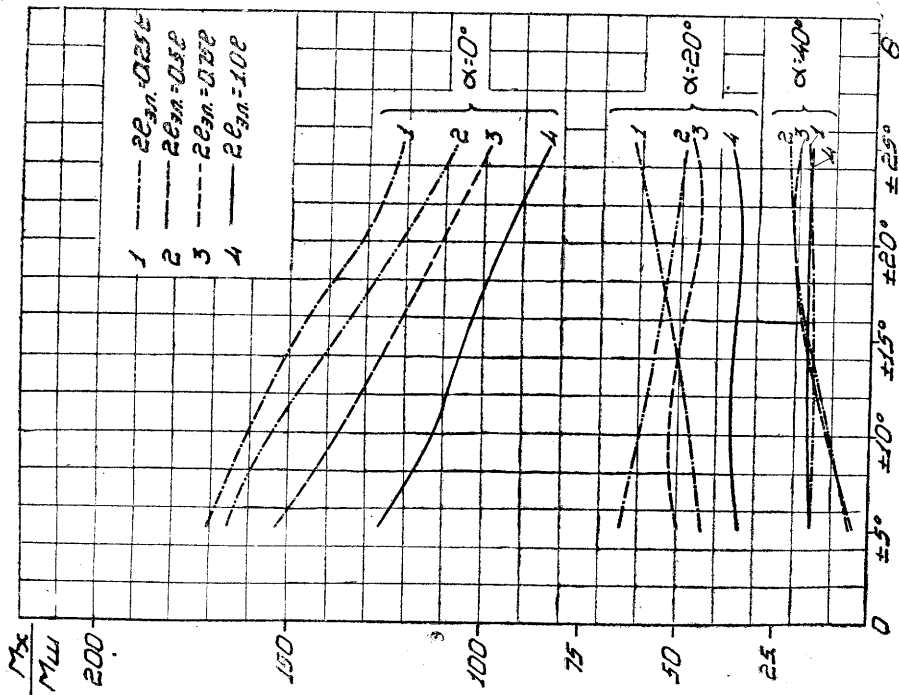
Фиг. 16. Зависимость наклона кривой шарнирного момента  $\frac{dC_h}{d\alpha}$  от удлинения элерона.



Фиг. 17. Зависимость коэффициента шарнирного момента  $C_H$  от удлинения элерона.

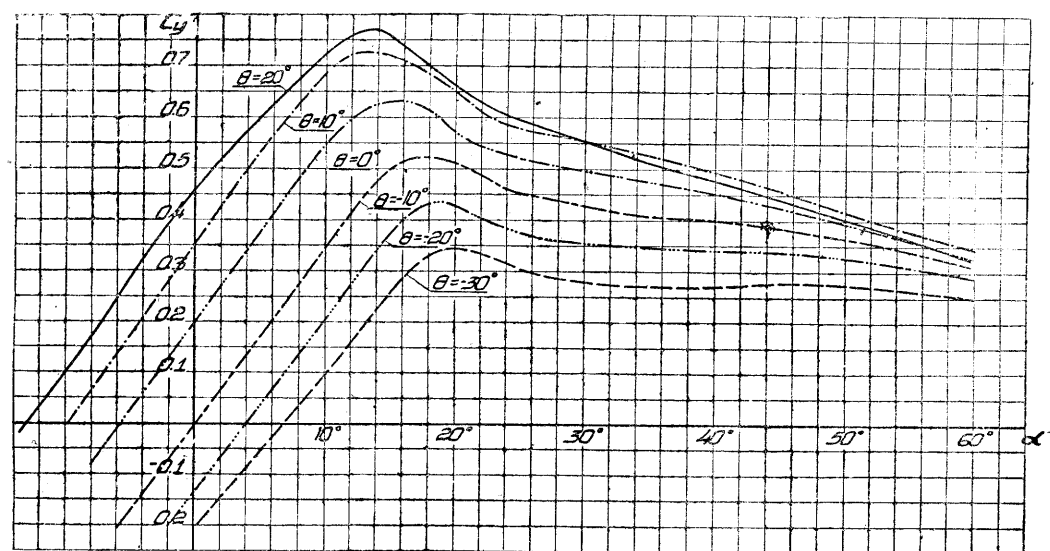


Фиг. 18. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  от углов отклонения элеронов ( $\alpha = 5$  и  $0^\circ$ ).



Фиг. 19. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  от углов отклонения элерона ( $\alpha = 20$  и  $40^\circ$ ).

Для определения аэродинамических сил, действующих на крыло и, кроме того, с целью подготовить базу для сравнения опытных величин  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  с теоретическим расчетом по методу Lotz нами проведены опыты на  $C_x$  и  $C_y$  с элероном по всему размаху, который отклонялся в одну сторону (в виде закрылка) на углы  $\theta = 0, 10, 20$  и  $-10, -20, -30^\circ$ . Опыты с отклоненным элероном в одну сторону были проведены с целью получить необходимые для расчета,  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  по методу Lotz, данные приращения подъемной силы при отклонении элерона  $\Delta C_y$ .



Фиг. 20. Сводная диаграмма  $C_y$  модели крыла с элероном по всему размаху.

Из результатов опыта видно, что кривые  $C_y$  на всех углах отклонения элерона  $\theta$  дают одинаковую производную  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  и сохраняют параллельный сдвиг кривых до угла атаки  $\alpha = 25^\circ$ , кроме кривой  $\theta = 20^\circ$ , где параллельный сдвиг нарушается несколько раньше (фиг. 20, 21).

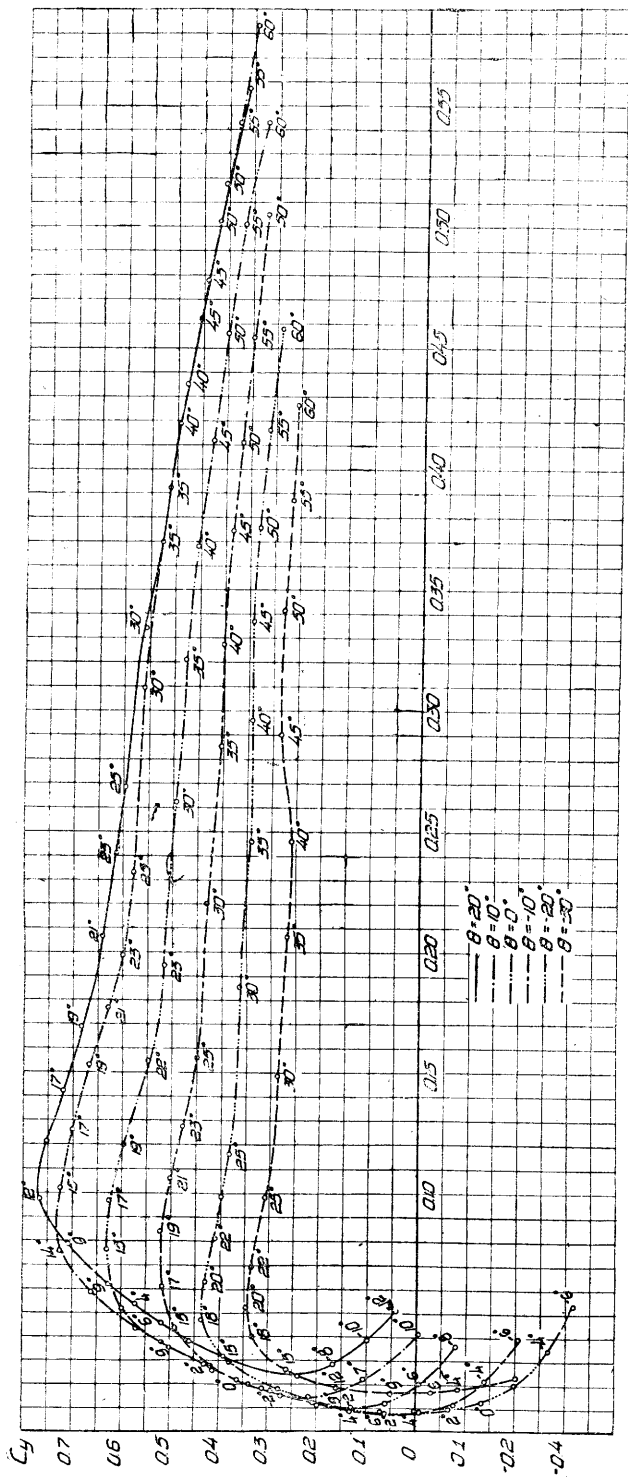
Для расчета  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  был использован метод Lotz, разработанный инж. Солодкиным<sup>1</sup>. Расчет  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  проведен для углов атаки прямолинейного участка кривых  $C_y$  и углов  $\theta$  до  $\pm 20^\circ$ .

Для расчета  $C_{mx}$  была принята формула.

$$C_{mx} = \frac{1}{2} \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}} \zeta \alpha_q, \quad (1)$$

где  $\zeta$  зависит от отношения  $\frac{2l_{эл}}{l_{кр}}$  и параметра  $\mu$ , а  $\alpha_q$  есть разность между углами атаки, при которых  $C_y = 0$  для крыла с неотклоненным и отклоненным элероном.  $\mu$  определяется из формулы  $\mu = \frac{a_0 b_{кр}}{2l_{кр}}$ , где  $\alpha_0 = \frac{dC_y}{d\alpha}$  при  $\lambda = \infty$ .

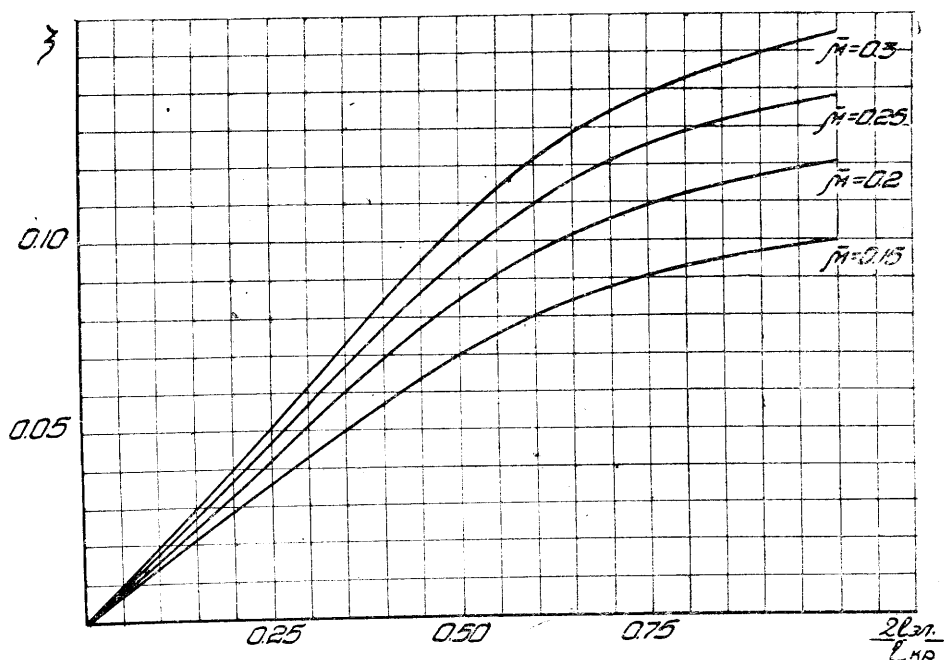
<sup>1</sup> Е. Е. Солодкин. Определение аэродинамических характеристик монопланного крыла произвольной формы. Гл. III. Труды ЦАГИ, вып. 194. 1935.



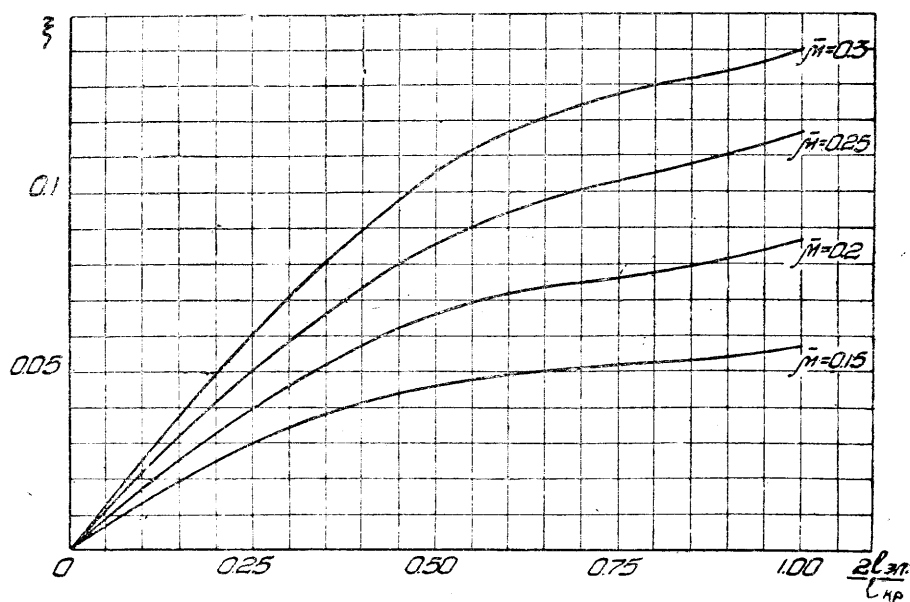
Фиг. 21. Сводная диаграмма поляя Лиллиенталя модели крыла с элероном по всему размаху.

Для нашего расчета  $\alpha_0$  было вычислено, исходя из следующего линейного уравнения, данного у Глауэрта<sup>1</sup>,

$$\frac{\lambda}{a} = 0,66 + 1,04 \frac{\lambda}{a_0},$$



Фиг. 22. Вспомогательный график значений  $\xi$  и  $\mu$  в зависимости от удлинения элерона для расчета  $C_{mx}$ .

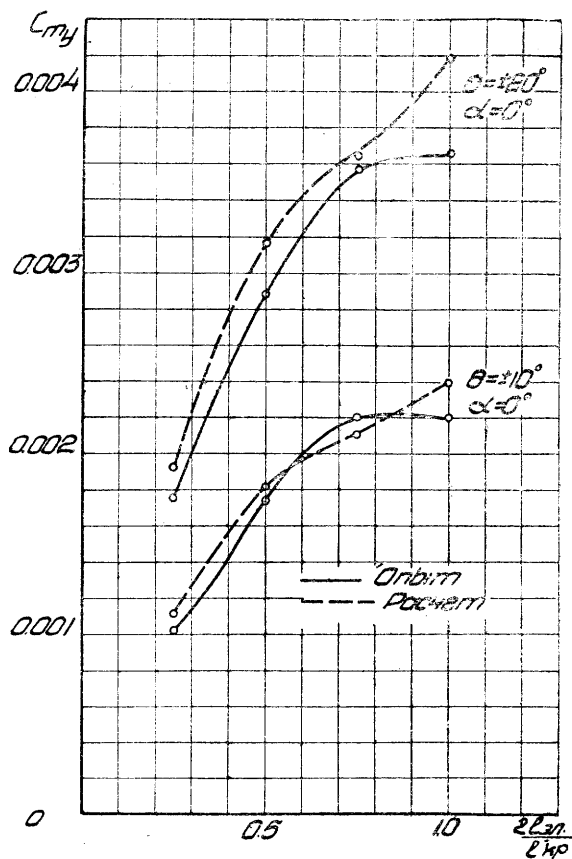


Фиг. 23. Вспомогательный график значений  $\xi$  и  $\mu$  в зависимости от удлинения элерона для расчета  $C_{my}$ .

<sup>1</sup> Г. Глауэрт. Основы теории крыльев и винта. ГНТИ. 1931. Стр. 109.

где  $a = \frac{dC_y}{dz}$  — наклон прямолинейного участка коэффициента подъемной силы в зависимости от углов атаки.

Задавая  $\frac{2l_{эл}}{l_{кр}}$  и определив  $\mu$  для нашего конкретного случая, находим из графика фиг. 22 величину  $\xi$ , которую вставляем в уравнение (1), и определяем  $C_{mx}$ .



Фиг. 24. Сравнение опытных и расчетных данных  $C_{my}$ .

Для расчета  $C_{my}$  была принята формула

$$C_{my} = \frac{1}{2} \cdot \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}} \xi \alpha \alpha_q, \quad (2)$$

где  $\xi$  также зависит от отношения  $\frac{2l_{эл}}{l_{кр}}$  и параметра  $\mu$ , а  $\alpha$  — абсолютный угол атаки.

Задавая теми же величинами, что и при расчете  $C_{mx}$ , определяем вспомогательные величины из графика фиг. 23, находим величину  $\xi$ , которую вставляем в формулу (2) и определяем  $C_{my}$ .

Результаты расчета  $C_{mx}$  по указанной формуле (1) дают полное совпадение с опытными данными для всех исследованных нами элеронов до

углов  $\theta = \pm 20^\circ$  (фиг. 3 и 4). Расчет  $C_{\text{ту}}$  по формуле (2) дает очень близкое совпадение с опытными данными для  $\theta = \pm 10^\circ$  и небольшое расхождение для  $\theta = \pm 20^\circ$  (фиг. 24)<sup>1</sup>.

## 6. Выводы

Из всего вышеизложенного мы можем прийти к следующим выводам:

1. Результаты опытов на момент крена показывают, что увеличение размаха элеронов больше, чем  $\frac{l_{\text{эл}}}{l_{\text{кр}}} = 0,375$  нецелесообразно.

2. Увеличение размаха элерона при постоянной хорде благоприятно отражается на уменьшении шарнирного момента.

3. Применение дифференциального отклонения элеронов дает преимущество перед обычным отклонением в отношении коэффициентов момента крена  $C_{\text{mx}}$  только на закритических углах атаки. За счет дифференциального отклонения элеронов получаем большое уменьшение коэффициентов вредных моментов рысканья  $C_{\text{ту}}$  на углах атаки  $\alpha = 0$  и  $20^\circ$ .

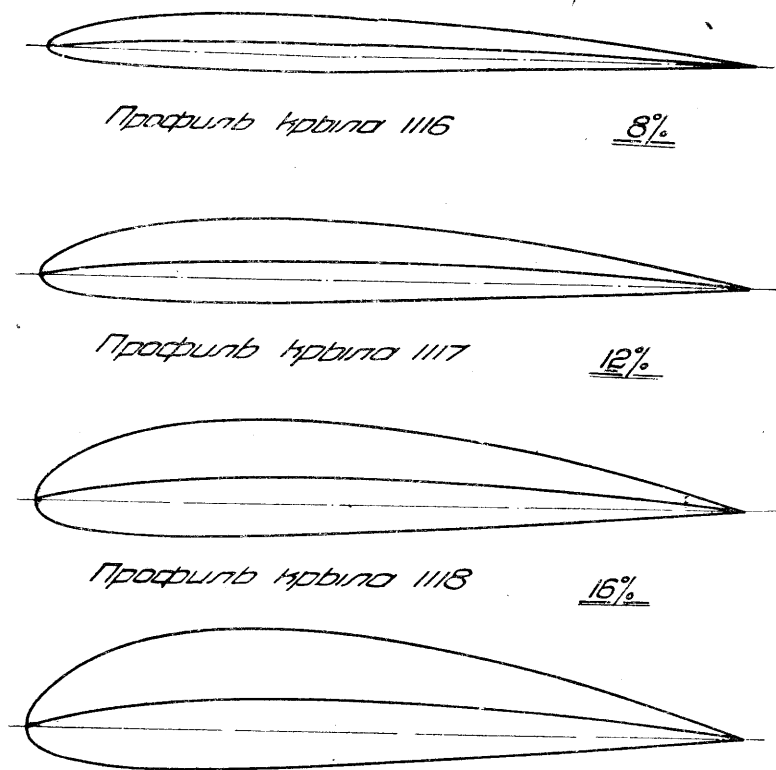
4. Расчет коэффициентов  $C_{\text{mx}}$  и  $C_{\text{ту}}$  для прямоугольного крыла можно провести достаточно быстро и без особых затруднений по формулам (1) и (2) при наличии материалов, характеризующих приращения подъемной силы  $\Delta C_y$  с отклоненным элероном и при помощи вспомогательных графиков ( $\zeta$  и  $\xi$ ) (фиг. 22 и 23).

<sup>1</sup> На фиг. 24 масштаб  $C_{\text{ту}}$  увеличен в 25 раз против принятого с целью резкого выделения расхождения опытных и расчетных кривых.

## II. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТОЛЩИНЫ ПРОФИЛЯ НА ПОПЕРЕЧНУЮ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

### 1. Введение

Для более полного анализа аэродинамических характеристик элеронов и в связи с проведенными нами ранее опытами по исследованию формы крыла в плане элеронной хорды роговой компенсации и размаха элерона возник вопрос об исследовании влияния толщины профиля на характеристики элеронов.



Фиг. 1. Профили крыльев.

В данной работе мы даем исследования эффективности поперечного управления на серии прямоугольных крыльев модифицированного профиля Klark Y-15 с изменяющейся максимальной толщиной  $\sigma$  и вогнутостью  $w$  (фиг. 1); при этом изменение вогнутости пропорционально изменению толщины.

Основной целью этой работы было исследовать, как влияет на моменты крена, моменты рысканья и шарнирные моменты от элеронов, толщина профиля.

## 2. Модели

Для целей опыта были изготовлены четыре модели прямоугольных крыльев постоянного по размаху профиля одной площади, размаха и хорды различной максимальной толщины профиля вогнутость профиля менялась пропорционально толщине.

Размеры крыла и элеронов

Таблица 1

№ крыльев,	№ моделей	$\sigma$ в % хорды	$w$ в % хорды	$S_{кр} \cdot м^2$	$l_{кр} \cdot м$	$b_{кр} \cdot м$	$S_{эл} \cdot м^2$	$l_{эл} \cdot м$	$b_{эл} \cdot м$	$\lambda$
1	1116	8	1,89	0,222	1,2	0,185	0,0222	0,3	0,037	6,5
2	1117	12	2,825	0,222	1,2	0,185	0,0222	0,3	0,037	6,5
3	1118	16,7	3,95	0,222	1,2	0,185	0,0222	0,3	0,037	6,5
4	1119	20	4,725	0,222	1,2	0,085	0,0222	0,3	0,037	6,5

## 3. Описание опытов

Моменты крена и рысканья были исследованы как при обычном одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз, так и при дифференциальном отклонении элеронов при двух степенях дифференциальности, а именно

$$\frac{+\theta_{\text{макс}}}{-\theta_{\text{макс}}} \simeq 1:2 \text{ и } 1:4.$$

Результаты опытов с дифференциальным отклонением элеронов были сравнены с результатами опытов с обычным одинаковым отклонением элеронов вверх и вниз, исходя из соответственного равного отклонения ручки управления.

В результате опытов на шарнирный момент и момент крена нами подсчитан коэффициент эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$ , который характеризует эффективность элеронов, получающуюся при усилии равном 1 кг на ручке пилота. Для подсчета  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  взята алгебраическая сумма величины  $C_{ш}$  двух элеронов.

Результаты опытов были сопоставлены с теоретическим расчетом  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  по методу Lotz с учетом  $\Delta C_y$  по формуле, данной в книге Госа<sup>1</sup>.

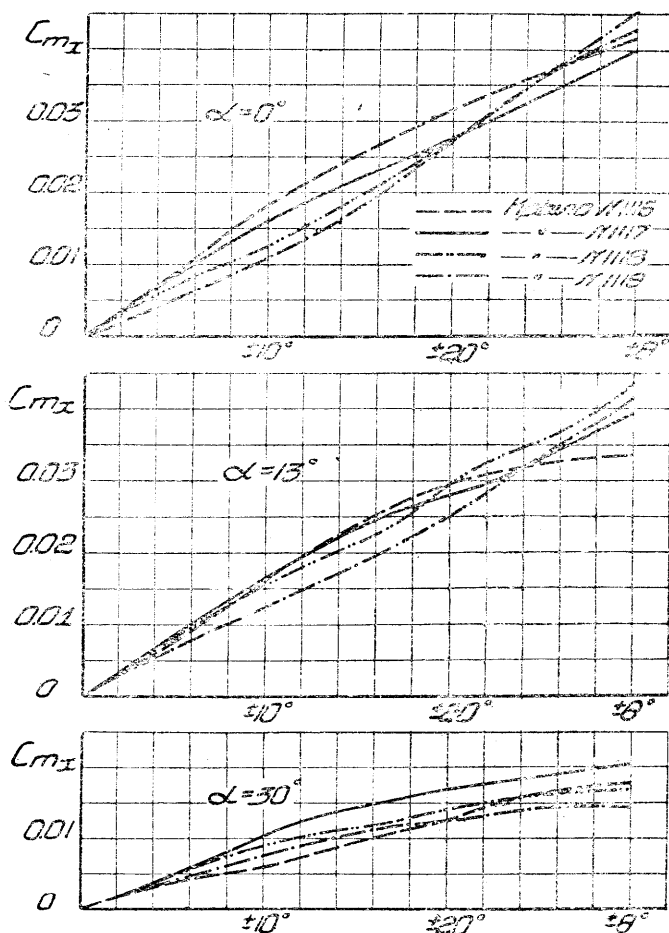
Все опыты были проведены на трех режимах полета: два докритических и один закритический при соответствующих им углах атаки  $\alpha=0, 13$  и  $30^\circ$ . Элероны отклонялись одновременно правый и левый на углы  $\theta$  от 0 до  $\pm 25^\circ$  (правый элерон отклонялся на положительные углы, левый— на отрицательные). Углы атаки выбирались по следующему принципу: один летный угол  $\alpha=0^\circ$ , один угол, близкий к  $C_{y_{\text{макс}}} \alpha=13^\circ$ , взят как средний угол для всей серии и один закритический  $\alpha=30^\circ$  для определения количественной характеристики работы элеронов в закритическом режиме.

<sup>1</sup> Г о с. Устойчивость и управляемость самолета. Госмашметиздат. 1934. Стр. 57.

#### 4. Результаты опытов

##### а) Опыты с целью нахождения момента крена

Опыты для нахождения момента крена были проведены на специальной установке<sup>1</sup>. Результаты опытов даны в абсолютных коэффициентах момента и отнесены к площади и размаху крыла. Из результатов опыта видно, что при обычном одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз

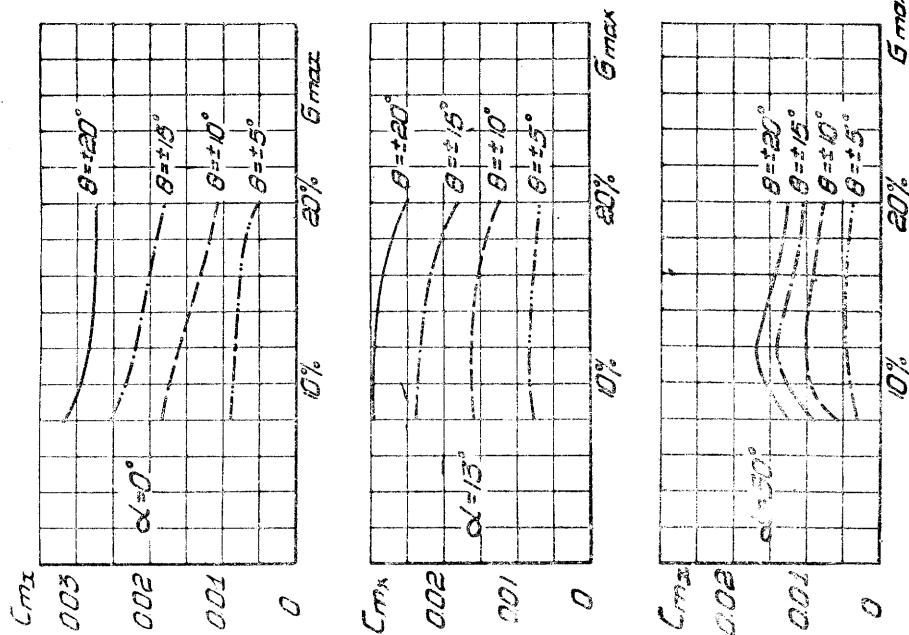


Фиг. 2. Сводная диаграмма коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  элеронов на крыльях различных профилей.

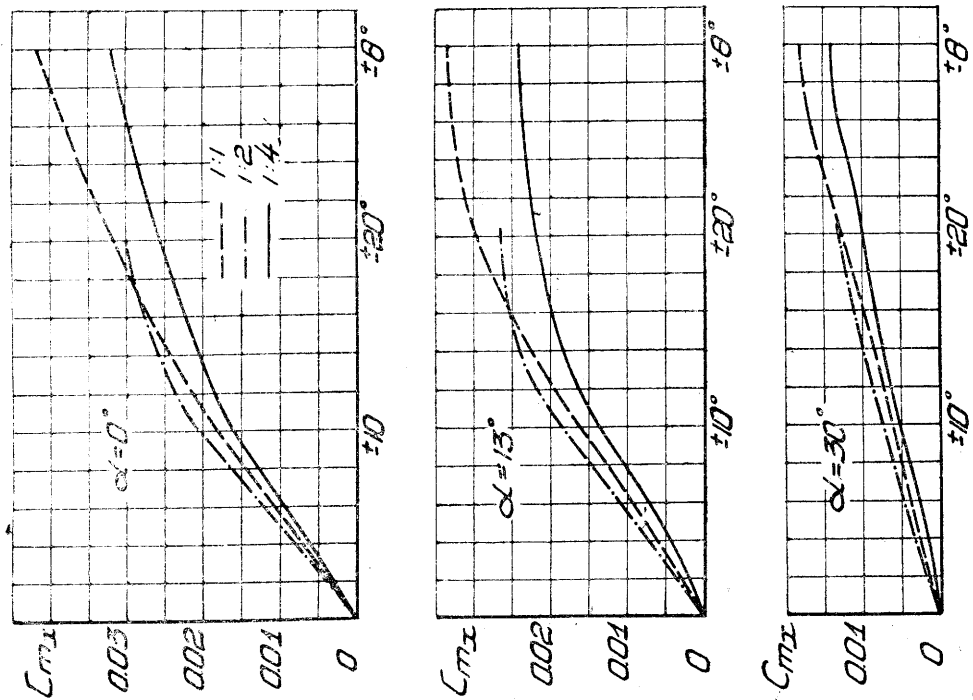
с увеличением толщины профиля  $C_{mx}$  резко падает. Это явление наблюдается на всех углах атаки (фиг. 2). Итак, наибольшую величину  $C_{mx}$  имеет крыло № 1 с тонким профилем, а наименьшую — крыло № 4 с толстым профилем.

Крыло с профилем средней толщины (№ 2) дает на всех углах атаки  $C_{mx}$ , близкий к максимальной величине по сравнению с остальными исследованными нами крыльями (фиг. 3). Поэтому, можно считать, что с точки зрения моментов крена элероны на тонком профиле более эффективны, чем на толстом профиле.

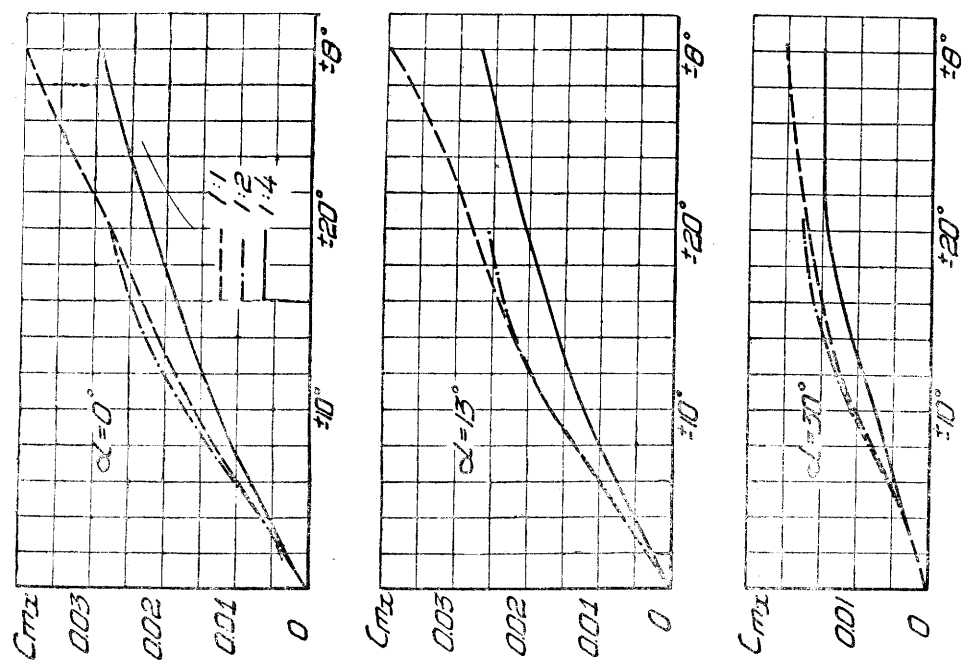
<sup>1</sup> Ц. П. Хабинская. Аэродинамические исследования элеронов. Труды ЦАГИ, вып. 183. 1935.



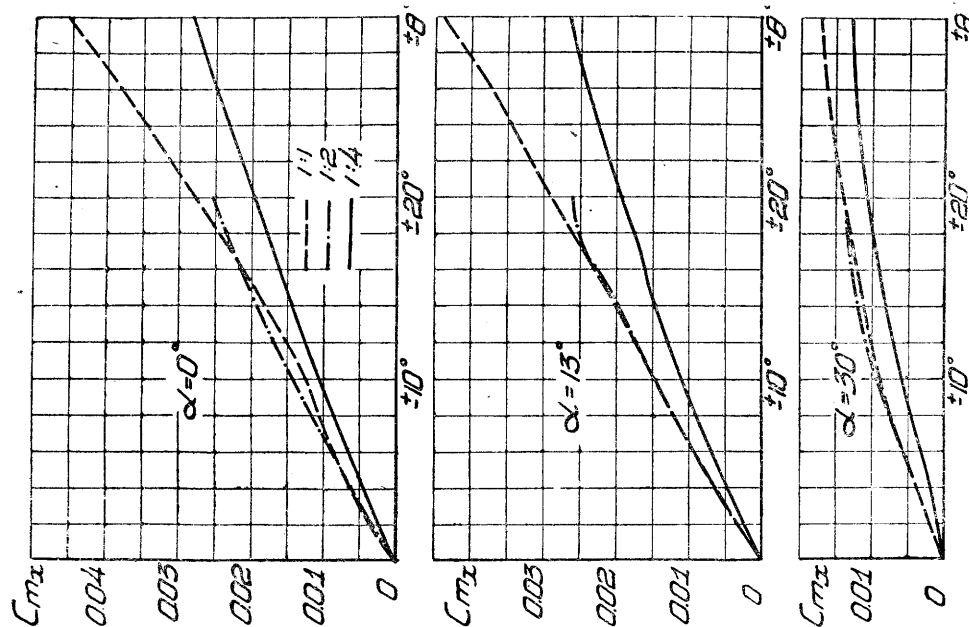
Фиг. 3. Зависимость коэффициента момента крена  $C_{m_x}$  от толщины профиля,  $b_{max}$



Фиг. 4. Сводная диаграмма коэффициентов момента крена  $C_{m_x}$  модели крыла № 1116 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.

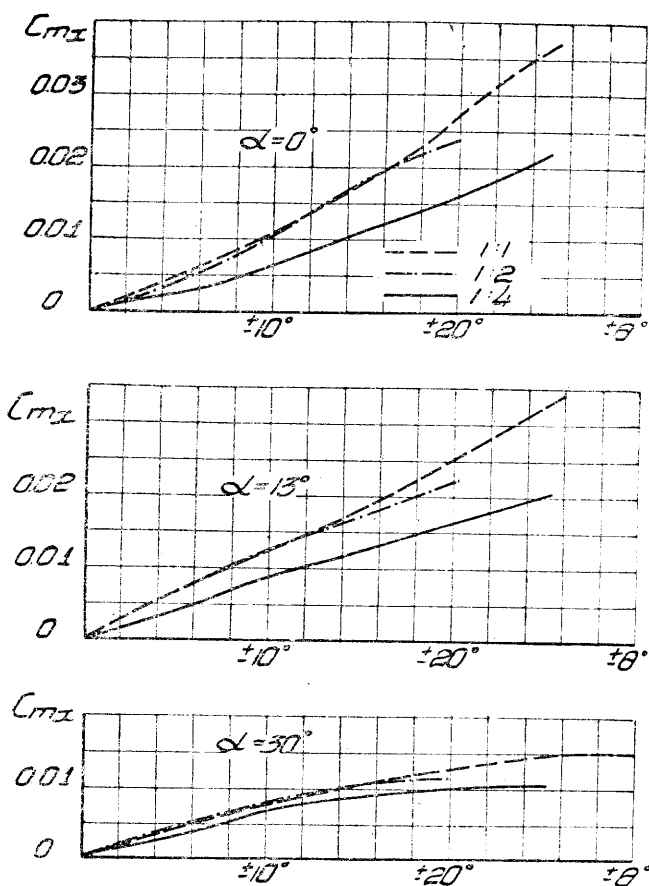


Фиг. 5. Сводная диаграмма коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  модели крыла № 1117 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.



Фиг. 6. Сводная диаграмма коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  модели крыла № 1118 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.

Из сравнения результатов обычного одинакового отклонения элеронов вверх и вниз с дифференциальным отклонением при одинаковом повороте ручки управления видно, что только на крыле № 1 с тонким профилем соотношение дифференциальности 1:2 дает небольшое увеличение  $C_{mx}$  на углах  $\theta$  до  $\pm 15^\circ$ . Остальные исследованные нами крылья



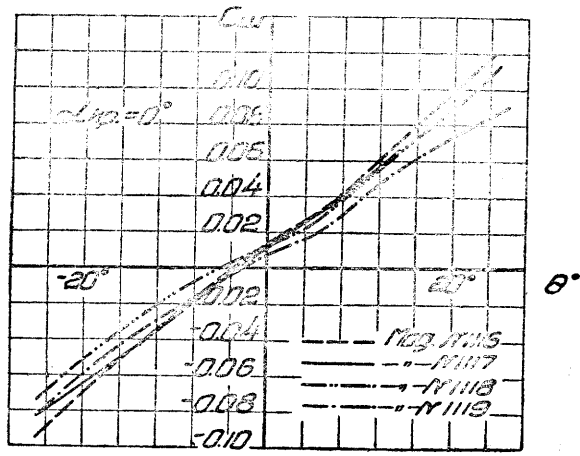
Фиг. 7. Сводная диаграмма коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  модели крыла № 1119 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.

при этой степени дифференциальности практически дают совпадение результатов опыта при дифференциальном отклонении элеронов с результатами при обычном одинаковом отклонении элеронов вверх и вниз. Дифференциальное отклонение с соотношением  $\frac{+\theta_{\text{макс}}}{-\theta_{\text{макс}}} \approx \frac{1}{4}$  дает уменьшение  $C_{mx}$  на всех исследованных нами крыльях и углах отклонения элеронов (фиг. 4, 5, 6 и 7). На угле  $\theta = \pm 20^\circ$   $C_{mx}$  уменьшается от 15 до 50%.

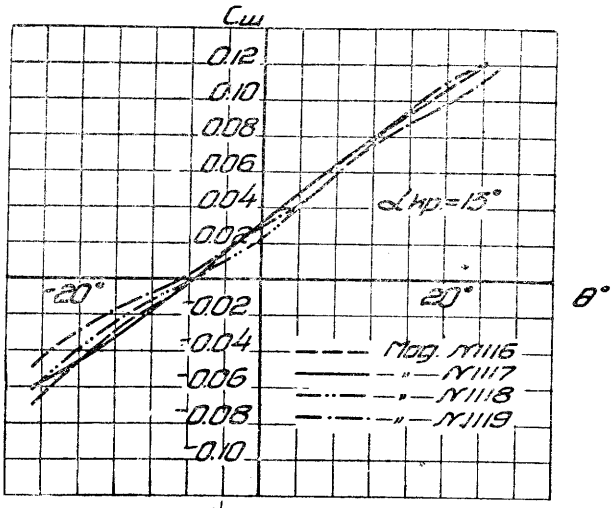
#### б) Опыты на шарнирный момент

Результаты опытов на шарнирный момент даны в коэффициентах момента  $C_{\text{ш}}$  и отнесены к площади и максимальной хорде элеронов. В результате опытов мы видим, что крылья № 1 и 2 дают близкое совпадение и одинаковый характер кривых  $C_{\text{ш}}$ , то же можно сказать и относительно крыльев № 3 и 4. На углах атаки  $\alpha = 0$  и  $13^\circ$  величина  $C_{\text{ш}}$  первых двух крыльев несколько больше, нежели у вторых двух крыльев (фиг. 8а и 8в).

На углах атаки  $\alpha=0$  и  $13^\circ$  наклон кривых  $\frac{dC_m}{d\theta}$  уменьшается с увеличением толщины профиля, а именно крыло № 1 имеет  $\frac{dC_m}{d\theta}=0,004$ , а крыло № 4 имеет  $\frac{dC_m}{d\theta}=0,0030$ . На угле атаки  $\alpha=30^\circ$   $C_m$  крыльев № 1 и 2 не-



Фиг. 8а. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент  $C_m$  элеронов моделей крыльев различных профилей ( $\alpha=0^\circ$ ).

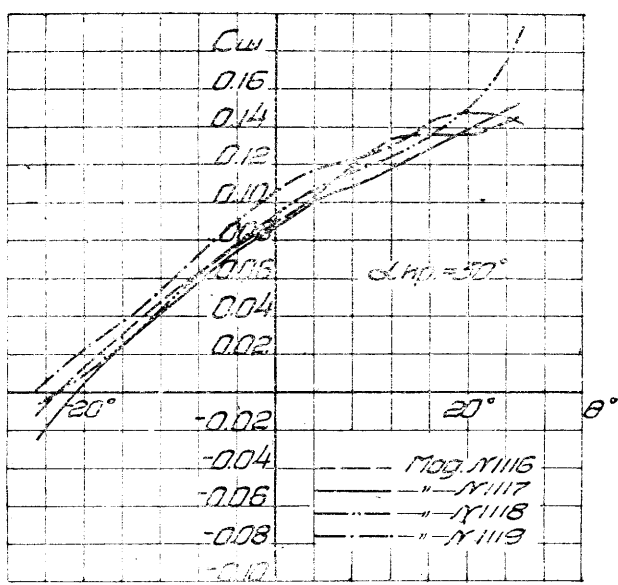


Фиг. 8б. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент  $C_m$  элеронов моделей крыльев различных профилей ( $\alpha=13^\circ$ ).

сколько меньше, нежели у крыльев № 3 и 4, а наклон кривых  $\frac{dC_m}{d\theta}$  с увеличением толщины профиля увеличивается, а именно на крыле № 1 мы имеем  $\frac{dC_m}{d\theta}=0,0038$ , а на крыле № 4  $\frac{dC_m}{d\theta}=0,0042$  (фиг. 8б).

Для бóльшей наглядности изменения шарнирного момента с изменением толщины профиля мы на фиг. 9 даем зависимость коэффициента

шарнирного момента  $C_{ш}$  от относительной толщины профиля  $\sigma$ . Из этого графика видно, что величина  $C_{ш}$  с изменением толщины профиля меняется мало. В результате опытов на момент крена и шарнирный момент нами



Фиг. 8с. Сводная диаграмма испытания на шарнирный момент  $C_{ш}$  элеронов моделей крыльев различных профилей ( $\alpha = 30^\circ$ ).

подсчитан коэффициент эффективности. Зависимость коэффициента эффективности  $\frac{M_x}{M_{ш}}$  от угла отклонения элерона дана на фиг. 10. Для подсчета коэффициента эффективности взята алгебраическая сумма величины  $C_{ш}$  двух элеронов.

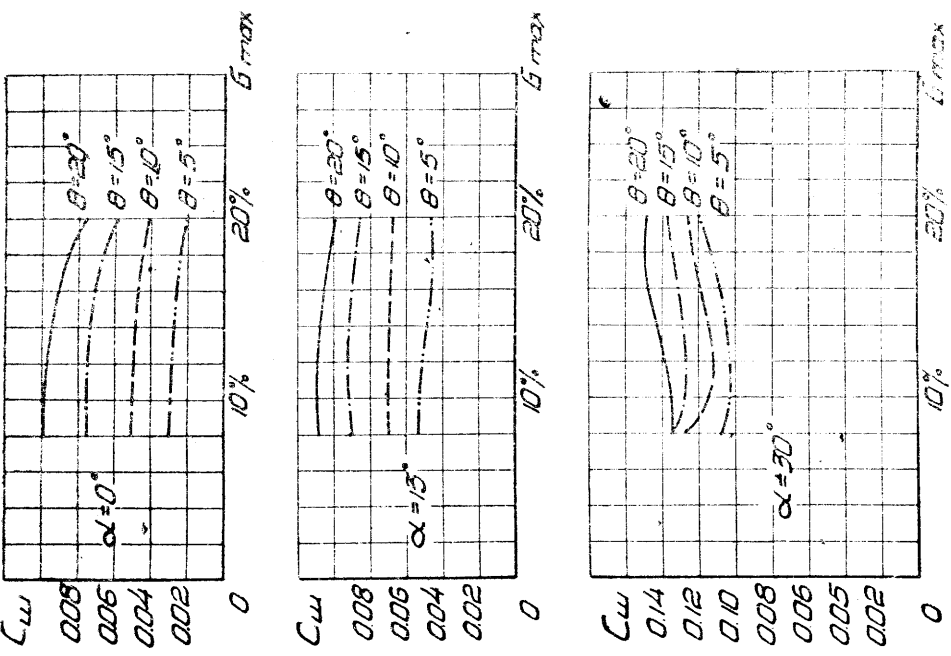
### в) Опыты на момент рысканья

При опытах на момент рысканья, как и опытах на момент крена было исследовано как обычное одинаковое отклонение элеронов вверх и вниз, так и дифференциальное отклонение с соотношением дифференциальности 1:2 и 1:4.

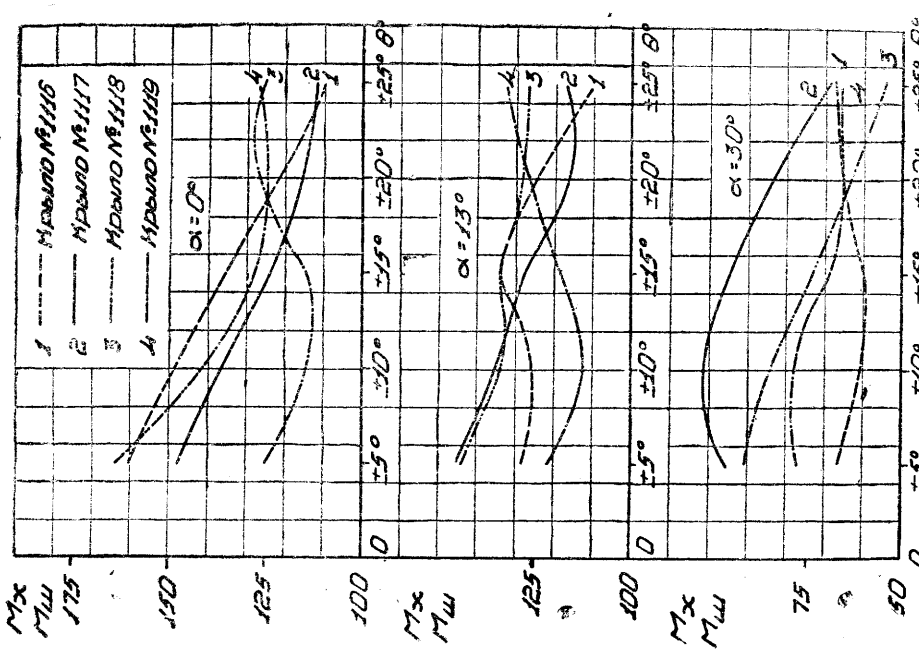
Результаты опытов с обычным одинаковым отклонением элеронов показывают, что на углах атаки  $\alpha_0 = 0, 3$  и  $30^\circ$  с увеличением толщины профиля увеличивается коэффициент момента рысканья  $C_{my}$ , причем это особенно резко выделяется на больших углах отклонения элеронов. Абсолютная величина  $C_{my}$  сильно растет с увеличением углов атаки (фиг. 11).

За счет дифференциального отклонения элеронов мы получаем на угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  уменьшение вредных моментов рысканья от действия элеронов. Соотношение дифференциальности 1:4 дает перемену знака момента, благодаря чему мы получаем эффект от действия элеронов, помогающий рулю направления. На углах атаки  $\alpha = 13$  и  $30^\circ$  дифференциальное отклонение элеронов с соотношением 1:2 не дает никакого эффекта по сравнению с обычным одинаковым отклонением элеронов вверх и вниз, а дифференциальное отклонение элеронов с соотношением 1:4 при отклонении ручки управления на  $\pm 20^\circ$  дает уменьшение  $C_{my}$  на 50% при  $\alpha = 13^\circ$  и на 30% при  $\alpha = 30^\circ$  (фиг. 12, 13, 14 и 15).

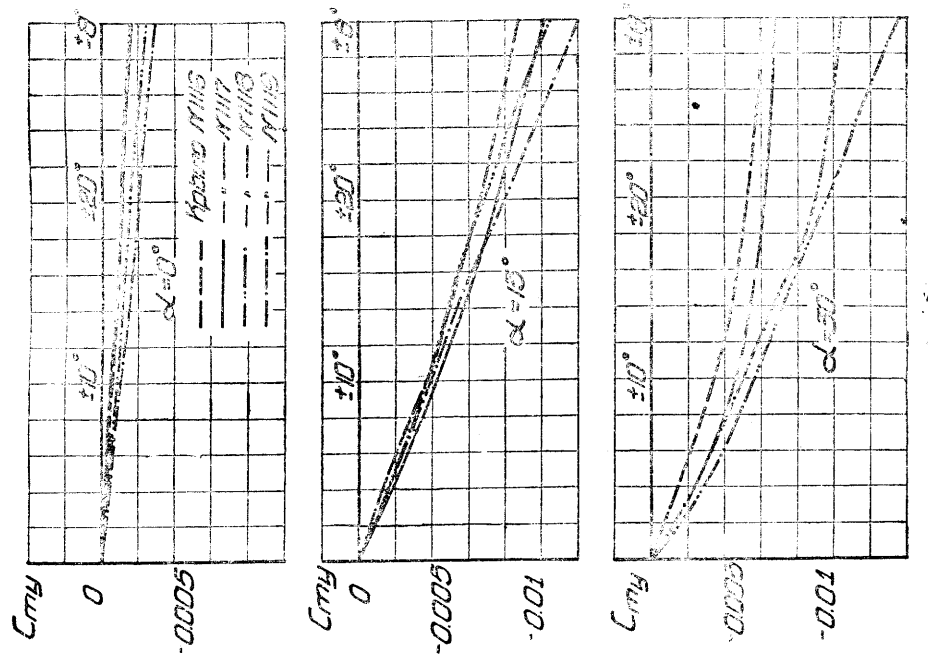
Для определения аэродинамических сил, действующих на крыло с различными толщинами профиля на исследованных нами моделях были



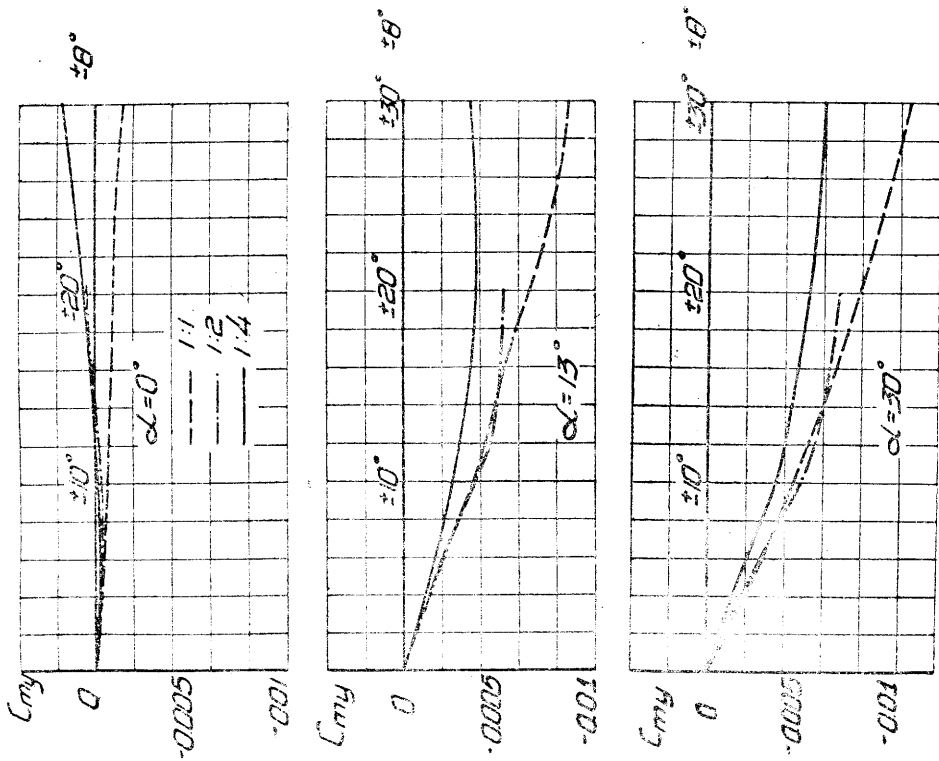
Фиг. 9. Зависимость коэффициента шарнирного момента  $C_{ш}$  от толщины профиля.



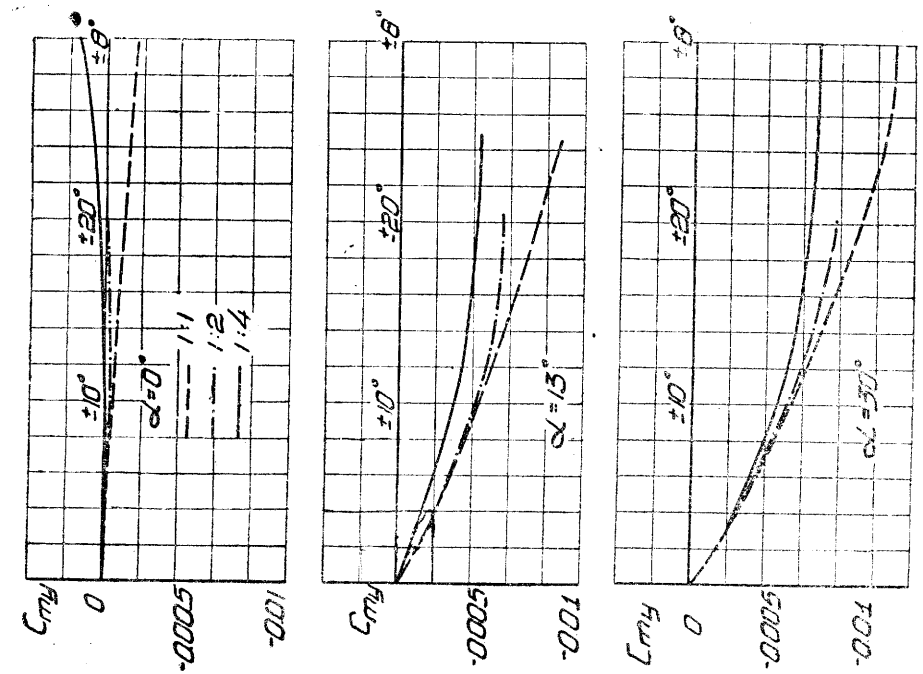
Фиг. 10. Зависимость коэффициента эффективности  $M_x/M_{ш}$  от угла отклонения элеронов.



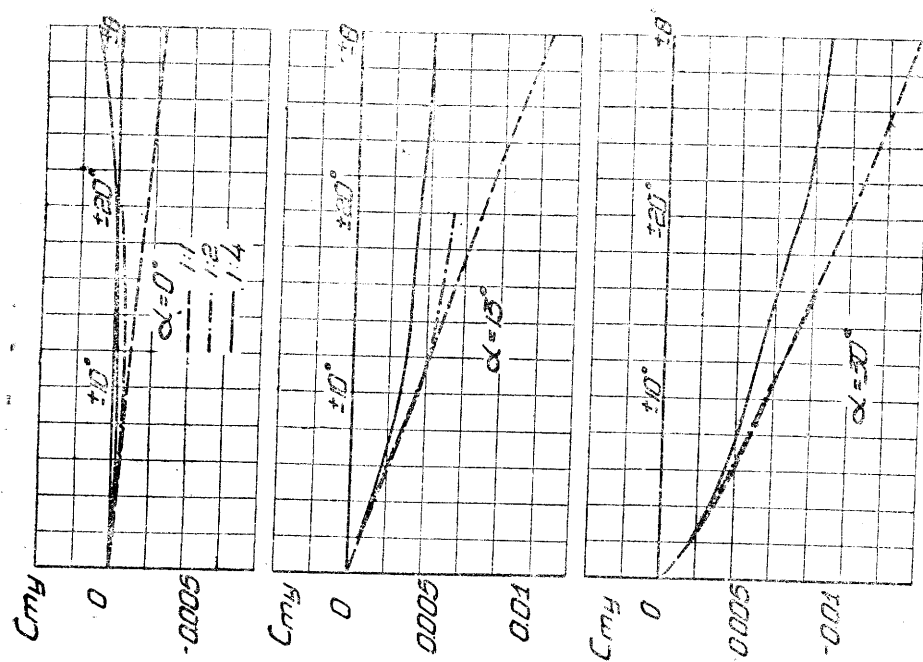
Фиг. 11. Сводная диаграмма коэффициентов момента рысканья  $C_{my}$  моделей крыльев различных профилей.



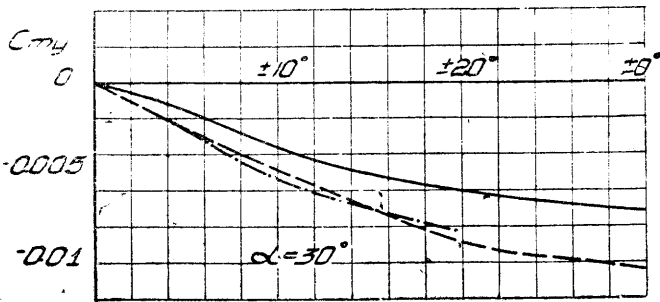
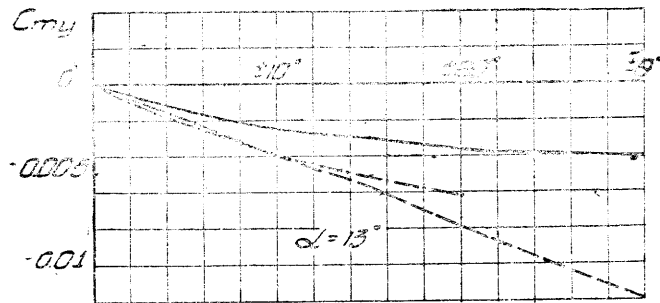
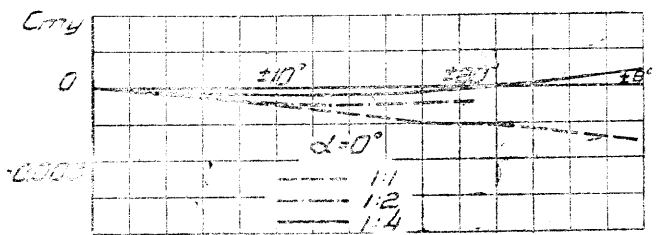
Фиг. 12. Сводная диаграмма коэффициентов момента рысканья  $C_{my}$  модели крыла № 1116 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.



Фиг. 13. Сводная диаграмма коэффициентов момента рысканья  $C_{my}$  модели крыла № 1117 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.



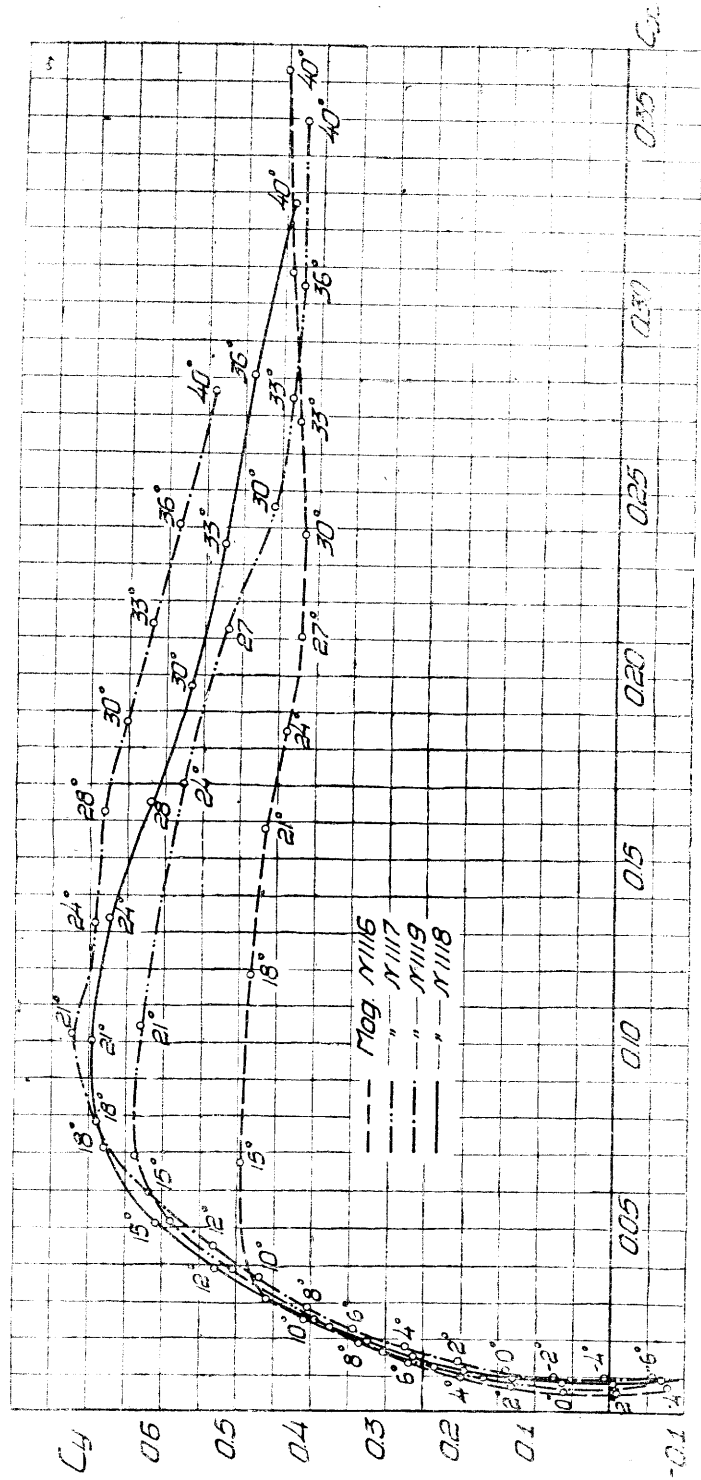
Фиг. 14. Сводная диаграмма коэффициентов момента рысканья  $C_{my}$  модели крыла № 1118 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.



Фиг. 15. Сводная диаграмма коэффициентов момента рысканья  $C_{m_y}$  модели крыла № 1119 с обычным и дифференциальным отклонением элеронов.

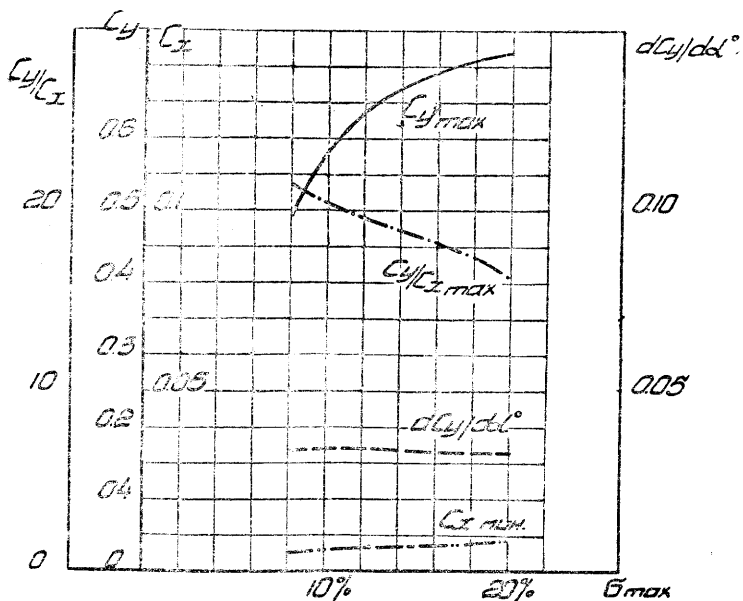


Фиг. 16. Сводная диаграмма кривых  $C_y$  моделей крыльев различных профилей.



Фиг. 17. Сводная диаграмма поляр Лилиентала 1-го рода моделей крыльев различных профилей.

проведены опыты на  $C_x$  и  $C_y$ . Результаты опытов показывают, что с увеличением толщины профиля наклон кривых  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  остается практически постоянным для всех четырех исследованных нами крыльев, минимальное лобовое сопротивление растет, максимальное качество падает. Наи-



Фиг. 18. Зависимость максимального коэффициента подъемной силы  $C_{y \max}$  минимального коэффициента лобового сопротивления  $C_{x \min}$ , максимального качества крыла  $C_y/C_x$  и наклона кривой  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  от толщины профиля.

большее качество имеет крыло № 1 с тонким профилем. Если принять  $C_{x \min}$  крыла № 1 за 100%, то крыло № 4 дает увеличение  $C_{x \min}$  на 80% против крыла № 1. Максимальная подъемная сила с увеличением толщины профиля растет. Если здесь также принять величину  $C_{y \max}$  крыла № 1 за 100%, то на крыле № 4  $C_{y \max}$  увеличивается по сравнению с крылом № 1 на 45% (фиг. 16, 17 и 18).

### 5. Сопоставление опытных данных $C_{mx}$ и $C_{my}$ с расчетом по методу Lotz

В первой части данной работы мы даем сопоставление опытных и расчетных данных коэффициентов момента крена  $C_{mx}$  и момента рысканья  $C_{my}$  по методу Lotz.

Метод Lotz при обеспечении его соответствующими величинами  $\Delta C_y$  и  $\alpha_q$ , полученными из опыта дает очень хорошее совпадение  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  расчетного и экспериментального, что подтвердилось в первой части данной работы.

Так как во второй части работы в нашем распоряжении опытных значений  $\Delta C_y$  и  $\alpha_q$  не было, для их подсчета была использована формула Госа, не учитывающая толщины и вогнутости профиля<sup>1</sup>,

$$\Delta C_y = \frac{1}{3} \frac{0,0925\lambda}{(\lambda + 1,69)} [2n + n^2], \quad (1)$$

<sup>1</sup> Гос. Устойчивость и управляемость самолета. Госмашметиздат. 1934 г. Стр. 57.

где  $n = \frac{S_{эл}}{S_{кр}}$  — отношение площади элеронов к площади крыла и  $\lambda = \frac{l}{b}$  — относительный размах крыла.

Для проверки точности совпадения расчета  $\Delta C_y$  по формуле (1) с опытными данными нами был просчитан целый ряд крыльев, по которым имелись опытные данные коэффициента  $\Delta C_y$ , а именно опыты ЭАО ЦАГИ и Варшавской лаборатории<sup>1</sup>.

Результаты расчета и соответствующие им опытные данные даны на табл. 2, из которой видно, что полученные расчетом значения  $\Delta C_y$  преуменьшены по сравнению с опытными данными.

Таблица 2

Опыты ЭАО ЦАГИ				Опыты Варшавской лаборатории								
				Крылья					Оперения			
№ моделей.				702	267	712	713	267	566	566	565	563
Профиль . .	P—II	P—II	365 Прандтль	284	97	284	284	97	177	177	177	177
$\lambda$ . . . . .	5	5	6,5	5	5,01	5	5	5,03	3,35	3,35	3,35	3,35
$n = \frac{S_{эл}}{S_{кр}}$ . .	0,2	0,25	0,2	0,15	0,25	0,25	0,35	0,259	0,151	0,312	0,452	0,603
$\Delta C_y$ расч . .	0,0623	0,303	0,132	0,096	0,1515	0,1515	0,2	0,156	0,0859	0,164	0,214	0,259
$\Delta C_y$ опыт . .	0,065	0,315	0,175	0,1187	0,15	0,175	0,2	0,15	0,15	0,2	0,231	0,275

Поэтому все величины  $C_{mx}$  и  $C_{my}$ , рассчитанные по методу Lotz, исходя из явно преуменьшенных  $\Delta C_y$ , получились отличными от величин, взятых из опыта.

(Данные расчета  $\Delta C_y$ , а также использованные нами опытные данные Варшавской лаборатории приведены к коэффициентам, принятым у нас.)

Расчет  $C_{mx}$  для исследованных нами крыльев проведен для угла атаки  $\alpha = 0^\circ$  по формуле

$$C_{mx} = \frac{1}{2} \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}} \zeta \alpha_q, \quad (2)$$

где  $\zeta$  зависит от отношения  $\frac{2l_{эл}}{l_{кр}}$  и  $\mu$ , а  $\alpha_q$  — разность между углами атаки крыла, при которых  $C_y = 0$  для неотклоненного и отклоненного элерона  $\mu$  определяется из уравнения

$$\mu = \frac{1}{2} \frac{a_0 b_{кр}}{e_{кр}}, \quad (3)$$

<sup>1</sup> Travaux de l'Institut Aérodynamique de Varsovie, exécutés sur direction du prof. C. Witoszynski. Fascicule V.

Значения  $\Delta C_y$ ,  $C_{mx}$  расч и  $C_{mx}$  опыт для крыльев с п. о. филем разных толщин

№ моделей . .	1116	1117	1118	1119	1119	1119
$\sigma$ . . . . .	8%	12%	16,7%	20%	20%	20%
$\theta^\circ$ . . . . .	10°	15°	20°	15	10	20
$\Delta C_y$ . . . . .	0,132	0,264	0,264	0,066	0,132	0,264
$a$ . . . . .	2,0	1,975	1,89	1,91	1,91	1,91
$a_0$ . . . . .	2,6	2,57	2,43	2,47	2,47	2,47
$\alpha_q$ . . . . .	1,9	3,8	7,6	6	4	8
$\zeta$ . . . . .	0,085	0,0845	0,081	0,082	0,082	0,082
$\rho$ . . . . .	0,201	0,198	0,187	0,19	0,19	0,19
$C_{mx}$ расч . . .	0,00915	0,0183	0,0275	0,0366	0,0366	0,03716
$C_{mx}$ опыт . . .	0,0087	0,0182	0,0255	0,0317	0,0366	0,03716
$C_{mx}$ опыт . . .	0,95	0,935	0,92	0,866	0,903	0,903
$C_{mx}$ расч . . .	0,95	0,935	0,92	0,866	0,903	0,903

Таблица 4

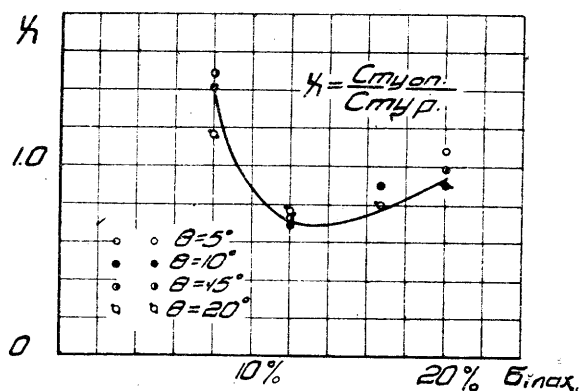
Значения  $C_{mu}$  расч и  $C_{mu}$  опыт для крыльев с профилем разных толщин

№ моделей . .	1116	1117	1118	1119	1119	1119
$\sigma$ в % хорды . .	8	12	16,7	20	20	20
$\theta^\circ$ . . . . .	10	15	15	15	10	20
$\alpha_q$ . . . . .	3,8	5,7	7,6	4	4	8
$\alpha$ . . . . .	1,7	2,9	3,8	4,2	4,2	8
$\rho$ . . . . .	0,201	0,198	0,187	0,19	0,19	0,19
$\zeta$ . . . . .	0,0665	0,066	0,061	0,063	0,063	0,063
$C_{mu}$ расч . . .	0,000213	0,000726	0,001452	0,000502	0,001110	0,00222
$C_{mu}$ опыт . . .	0,0006	0,0005	0,0011	0,0004	0,0012	0,002
$C_{mu}$ опыт . . .	1,41	0,689	0,737	0,796	0,798	0,902
$C_{mu}$ расч . . .	1,41	0,689	0,737	0,796	0,798	0,902

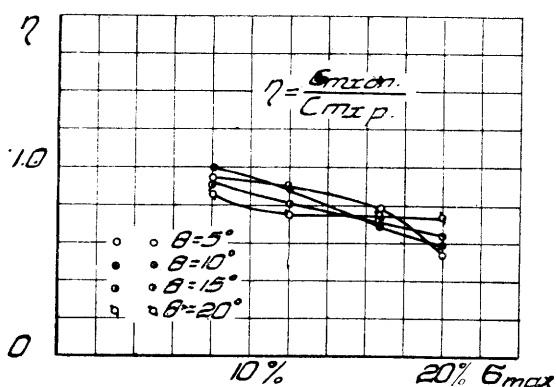
где  $a_0 = \frac{dC_y}{d\alpha}$  при  $\lambda = \infty$  подсчитан по линейному уравнению, данному у Глауэрта

$$\frac{\lambda}{a} = 0,66 + 1,04 \frac{\lambda}{a_0}; \quad (4)$$

$a = \frac{dC_y}{d\alpha}$  исходного профиля.



Фиг. 19. Зависимость отношений коэффициентов момента крена опытного и расчетного от толщины профиля.



Фиг. 20. Зависимость отношений коэффициентов момента рысканья опытного и расчетного от толщины профиля.

Задаваясь отношением  $\frac{2l_{эл}}{l_{кр}}$  и определив  $\mu$  по графику фиг. 22 первой части, находим для нашего случая  $\xi$  и по уравнению (2) определяем  $C_{mx}$ . Расчет  $C_{my}$  проведен по формуле:

$$C_{my} = \frac{1}{2} \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}} \cdot \alpha \alpha_q \xi, \quad (5)$$

где  $\xi$  также зависит от отношения  $\frac{2l_{эл}}{l_{кр}}$  и  $\mu$   $\alpha$  — абсолютный угол атаки, из графика фиг. 23 первой части находим  $\xi$  и определяем  $C_{my}$  по уравнению (5). Расчет  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  проведен для угла атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

Для возможности использования формулы Госа даны графики фиг. 19 и 20, которые показывают, насколько расчет по Госу расходится с экспериментом и позволяют уточнить расчет введением соответствующих поправок.

## 6. Выводы

Исходя из всего вышеизложенного, можно прийти к следующим выводам:

1. В результате опытов на моменты крена видно, что на крыле с тонким профилем элероны более эффективны.

2. Толщина профиля мало влияет на величину шарнирного момента элеронов.

3. Вредные моменты рысканья с увеличением толщины профиля увеличиваются.

4. Применение дифференциального отклонения элеронов на углах атаки  $\alpha = 0$  и  $13^\circ$  с точки зрения увеличения моментов крена не имеет преимуществ перед обычным одинаковым отклонением элеронов вверх и вниз.

Дифференциальное отклонение элеронов с соотношением дифференциальности 1:4 дает уменьшение вредных моментов рысканья от элеронов от 50 до 100%.

5. Подсчет  $C_{mx}$  и  $C_{my}$  можно проводить достаточно точно, пользуясь формулой  $\Delta C_y$  по Госу для крыльев с профилями толщиной порядка 10% хорды; для более толстых профилей мы даем графики  $\eta$  и  $\chi$ , которые дают возможность учесть влияние толщины профиля.

## SUMMARY

The present article contains the interpretation of experimental data as obtained from wind-tunnel tests of a series of rectangular wings with ailerons. The article is divided in two parts. In the first part the effect of the aileron aspect ratio on its performance is investigated; ailerons of different span but with a constant chord are compared from the standpoint of rolling, yawing and hinge moments.

The second part considers the effect of the aerofoil thickness for aerofoils belonging to the same family (Clark Y-15) with ailerons having a span of 50% of the wing semi-span and a chord of 20% of the wing chord.

In the both parts the efficiency of the ailerons is investigated for the case of a usual equal up and down deflection as well as for a differential movement of the ailerons with two differential arrangements. In the first part the investigation of the differential movement of the ailerons is carried with one type of ailerons only and in the second part it is extended to cover the whole series of aerofoils.

The agreement of results for the rolling moment coefficient ( $C_{xm}$ ) and yawing moment coefficient ( $C_{ym}$ ) as obtained from experiment and as calculated according to Lotz method is considered in the both parts of the article.

The obtained data lead to the following conclusions;

- 1) The aileron span should not exceed 75% of the semi-span of the wing (although the hinge moments decrease with the increase of the span).
- 2) The differential control of the ailerons diminishes their efficiency at normal angles of incidence and improves it at the stall. In the normal incidence range the differential ailerons give much smaller yawing moments.
- 3) The rolling and yawing moments of the wing may be determined with a sufficient degree of accuracy using the Lotz method either in the case of available experimental data on the lift coefficient increase  $\Delta C_y$  due to the aileron deflection, or by means of applying the approximate correction factors, given in the article for the determination of the aerofoil thickness effect in the case of absence of  $\Delta C_y$  values.

# ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр
Краткое содержание . . . . .	2
Предисловие . . . . .	3
Обозначения . . . . .	4

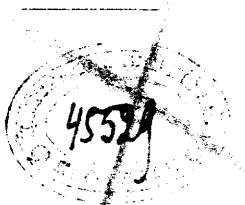
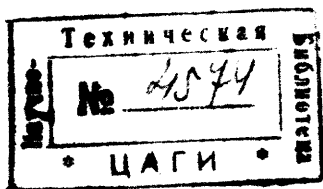
## I. Исследование размаха элеронов

1. Введение . . . . .	5
2. Модели . . . . .	—
3. Приборы и аппаратура . . . . .	6
4. Описание опытов . . . . .	7
5. Результаты опытов . . . . .	8
6. Выводы . . . . .	24

## II. Исследование влияния толщины профиля на поперечную устойчивость и управляемость

1. Введение . . . . .	25
2. Модели . . . . .	26
3. Описание опытов . . . . .	—
4. Результаты опытов . . . . .	27
5. Составление опытных данных $C_{mx}$ и $C_{my}$ с расчетом по методу Lotz . . . . .	38
6. Выводы . . . . .	42

Summary. . . . .	42
------------------	----



# О П Е Ч А Т К И

Стр.	Строка	Напечатано:	Должно быть:
6	1 сверху	и 4-й $l = 0,2 l_{кр}$	и 4-й $l_{эл} = 0,5 l_{кр}$
6	2 "	в элеронах $= 0,2 b_{кр}$	$b_{эл} = 0,2 b_{кр}$
8	1 снизу	$C_x = \frac{P}{\rho S_{кр} v^2}$	$C_x = \frac{Q}{\rho S_{кр} v^2}$
32	16 "	$\alpha_0 = 0,3$ и $30^\circ$	$\alpha = 0,13$ и $30^\circ$
43	15 "	$C_{xm}$	$C_{mx}$
43	14 "	$C_{ym}$	$C_{my}$

---