

НКТП СССР  
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

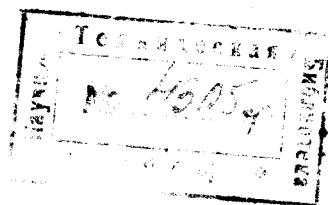
---

Труды Центрального аэро-гидродинамического института

Выпуск 159

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ

# ИССЛЕДОВАНИЕ КРЫЛЬЕВ С ПОДВЕСНЫМИ ЗАКРЫЛКАМИ



---

ОНТИ НКТП СССР ГОСМАШМЕТИЗДАТ  
МОСКВА 1934 ЛЕНИНГРАД

# АВТОРСКИЕ ИСПРАВЛЕНИЯ И ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине опечатки
29	Подпись к фиг. 26	$a = 3 \text{ м}$	$a = -3 \text{ мм}$	Автора
50	Подпись к фиг. 45	$\delta_3 = 40^\circ$	$\delta_3 = 40^\circ$	Корректора
51	17 снизу	$\frac{dC_{\text{ш}}}{dC}$	$\frac{dC_{\text{ш}}}{dC_\alpha}$	Автора
52	26 сверху	$b_{\text{ист}} = 20 \text{ мм}$	$c_{\text{ист}} = 20 \text{ мм}$	Автора

П. И. Красильщиков, Исследование крыльев с подвесными закрылками

## Краткое содержание

Отсутствие опубликованных данных об испытаниях крыльев с подвесными закрылками побудило Экспериментально-аэродинамический отдел ЦАГИ провести соответствующие работы. Для этого было изготовлено прямоугольное крыло с размахом  $l = 750$  мм и хордой  $b = 150$  мм (профиль Р-II), к которому был подвешен закрылок того же профиля, что и у основной части; размах закрылка  $l = 750$  мм и хорда  $b_3 = 30$  мм. Модель была испытана на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  в трубе НК-1 ( $D = 1,5$  м) старой аэродинамической лаборатории ЦАГИ, причем были проведены предварительные опыты с моделью на  $C_y$  и  $C_x$  при различных положениях закрылка с целью отыскания наиболее выгодного положения его, после чего уже были проведены подробные испытания на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  при значительно большем числе углов  $\delta_3$  отклонения закрылка.

После окончания опытов в трубе НК-1 модель большего масштаба (при числе Рейнольдса, равном 720 000), была испытана в трубе Т-1 ( $D = 3$  м). Проведенные в этой трубе опыты в основном подтвердили первоначальные испытания, а летные испытания подтвердили правильность наиболее выгодного положения закрылка, найденного в аэродинамической трубе.

Испытания модели на  $C_y$  и  $C_x$  по скоростям выявили тенденцию возрастания коэффициента  $C_y$  и тенденцию уменьшения коэффициента  $C_p$  профильного сопротивления при увеличении числа Рейнольдса.

Испытания подвесного закрылка на шарнирный момент показали, что при выбранной оси вращения шарнирный момент оказался весьма мал и, следовательно, применение этих закрылков в качестве элеронов с точки зрения легкости управления вполне может себя оправдать.

---

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Ввиду того, что крылья с подвесными закрылками начинают применяться в практике самолетостроения и ввиду отсутствия в авиационной литературе аэродинамических характеристик такого типа крыльев, в Экспериментально-аэродинамическом отделе ЦАГИ была поставлена соответствующая плановая работа.

Весь проведенный цикл испытаний крыльев с подвесными закрылками можно разбить на три этапа: предварительный, основной и контрольный. Предварительными испытаниями было установлено наивыгоднейшее положение подвесного закрылка. Далее, при несколько измененных координатах найденного наивыгоднейшего положения были проведены в трубе НК-1 основные испытания. Контрольные опыты, проведенные в трубе Т-1 при больших числах Рейнольдса, подтвердили в основном выводы первоначальных испытаний. В этой же трубе поставлен и ряд дополнительных опытов.

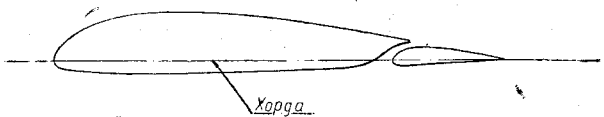
Предлагаемая работа в достаточно полной степени выявила положительные и отрицательные стороны крыльев с подвесными закрылками, и выводы ее с успехом могут быть применены в конструкторских бюро.

*Б. Коростелев*

---

## Введение

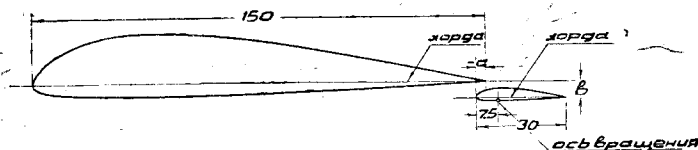
В отличие от крыльев с обычным прорезным закрылком или же крыльев с прорезными элеронами, в которых закрылками или элеронами являются вполне определенные части исходного (неразрезного) крыла (фиг. 1), крылья с подвесным закрылком или крылья с подвесными элеронами характеризуются тем, что в



Фиг. 1. Профиль дужки Р-II-а.

закрылок (элерон) является совершенно самостоятельным придатком к основному крылу и установка его совсем не искажает исходного крыла. В этом случае закрылок (элерон) обычно подводится снизу основной части крыла и бывает расположен под его задней кромкой (фиг. 2). С конструктивной стороны такое устройство представляет собой известные преимущества.

Действительно, в этом случае, например, устройство элеронов крайне удобно, так как всякое изменение их размаха или хорды не влечет за собой изменения (переделки) основной части крыла. В равной мере это относится и к закрылку. С конструктивной точки зре-



Фиг. 2. Профиль дужки Р-II-п с подвесным закрылком.

ния преимущества подвесных закрылков и элеронов бесспорны, если речь идет об уже готовой машине.

Подвесные закрылки применяются как для понижения посадочной скорости, так и для уничтожения вибраций хвостового оперения при малых скоростях полета, возникающих вследствие образования вихрей, сбегающих с крыла. В последнем случае закрылок, с одной стороны, изменяет направление, по которому сбегают вихри, и затрудняет проникновение их в область хвостового оперения, а с другой — щель между крылом и закрылком уменьшает интенсивность возникающих вихрей. При этом закрылок приходится отклонять на довольно большой угол порядка  $15-30^\circ$ . Точно так же на большой угол необходимо бывает отклонять закрылок и при использовании его для понижения посадочной скорости. В этом случае размах подвесного закрылка должен быть значителен, чтобы достигнуть возможно большего увеличения коэффициента подъемной силы крыла.

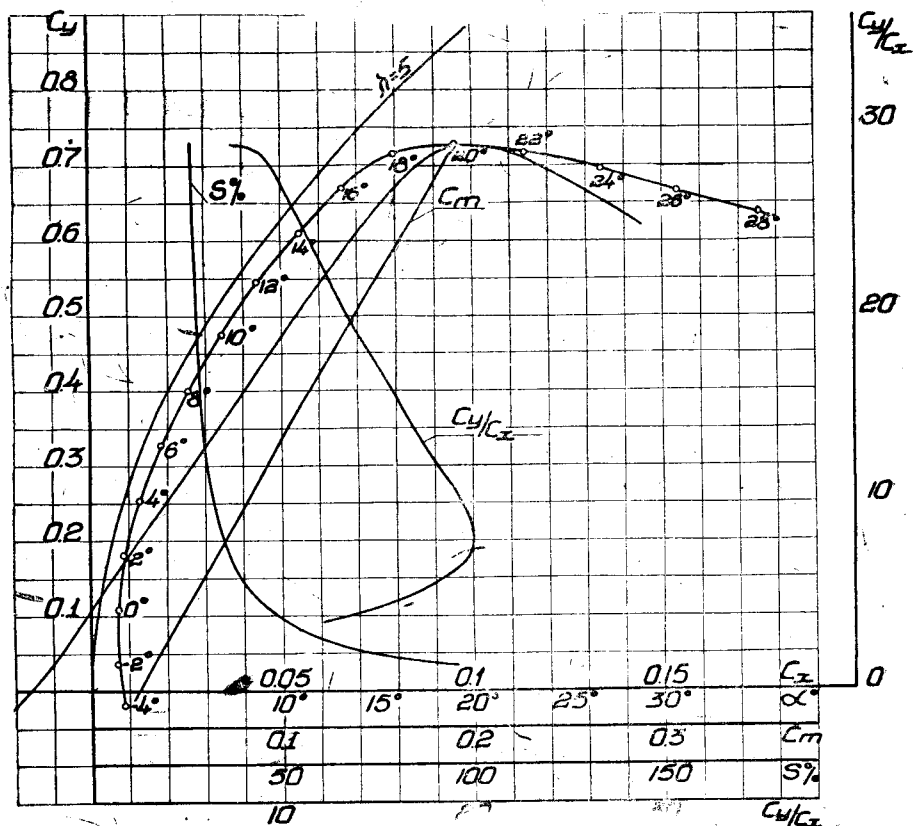
Подвесные элероны и подвесные закрылки установлены на ряде

самолетов Юнкерса (например G-38; G-52). На самолете G-24 подвесные закрылки установлены для уничтожения вибраций хвостового оперения. Так же и на одном из самолетов ЦАГИ установлены подвесные закрылки для уничтожения вибраций стабилизатора. Ниже мы еще вернемся к рассмотрению опытов по подбору в полете наилучшего положения подвесного закрылка к этому самолету. Нужно заметить, что с аэродинамической стороны подвесные закрылки против обычных закрылков не обладают почти никакими преимуществами, и применение их, главным образом, определяется конструктивными соображениями.

Изложенная ниже работа была проведена в 1931—1932 гг.

### Предварительные испытания

Предварительные испытания были произведены с подвесным закрылком, установленным у прямоугольного крыла с профилем Р-II



Фиг. 3. Диаграмма испытания на  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C_m$  модели № 718 дужки Р-II.

(фиг. 2 и табл. 1), испытания которого на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  без закрылка приведены на фиг. 3 и в табл. 2<sup>1</sup>. Хорда закрылка составляла 20% от хорды основной части крыла. За хорды как основной части, так и закрылка принимались внутренние хорды (фиг. 2). Размах основной части равнялся 750 мм, а хорда — 150 мм, т. е.  $\lambda = 5$ . Опыты с этой

<sup>1</sup> Аэродинамические характеристики профиля Р-II с обычным закрылком приведены в работе П. П. Красильщикова, Исследования по разрезным крыльям с закрылком, Труды ЦАГИ, вып. 105.

дужкой, называемой ниже дужкой Р-К-п, проводились в трубе НК-1 (труба № 3) старой аэродинамической лаборатории при средней скорости потока  $v = 30$  м/сек.

Испытания проводились как при различных положениях закрылка, так и при различных углах  $\delta$  его отклонения. Положения закрылка определялись следующими координатами: 1) координатой  $a$ , которая представляла собой расстояние передней точки хорды закрылка от задней кромки профиля, считавшейся отрицательной в случае перекрытия закрылком основной части крыла (фиг. 2), — в противном случае она считалась положительной, и 2) координатой  $b$ , которая представляла собой расстояние передней точки хорды закрылка от хорды основного профиля.

Т а б л и ц а 1  
Координаты профиля Р-II в процентах от хорды

Абсцисса	Ордината верхняя	Ордината нижняя	Абсцисса	Ордината верхняя	Ордината нижняя
0,0	0,00	0,00	50	9,27	-2,46
2,5	4,06	-1,87	60	7,66	-2,06
5,0	6,00	-2,40	70	6,00	+1,60
10	8,54	-2,67	80	4,13	-1,13
20	10,80	-2,94	90	2,13	-0,60
30	11,00	-3,00	100	0,00	0,00
40	10,40	-2,80	—	—	—

Ось вращения закрылка была выбрана не в передней точке хорды закрылка, а на его нижней поверхности, причем расстояние оси вращения от передней кромки, считая по хорде, равнялось 7,5 мм и, следовательно, компенсация равнялась 25%. Выбор компенсированного закрылка для эксперимента был сделан из соображений уменьшения

Т а б л и ц а 2  
Значения коэффициентов  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужки Р-II

Угол атаки $\alpha^\circ$	$C_x$	$C_y$	$\frac{C_y}{C_x}$	$C_m$	$100 \frac{C_m}{C_y}$
— 4°	0,0083	-0,02	—	0,0182	—
— 2°	0,0067	0,037	5,53	0,0340	92,0
0°	0,0072	0,107	14,85	0,0495	46,2
2°	0,0093	0,180	19,35	0,0655	36,4
4°	0,0128	0,254	19,85	0,0818	32,2
6°	0,0185	0,327	17,69	0,0980	29,9
8°	0,0254	0,401	15,80	0,1150	28,7
10°	0,0337	0,474	14,05	0,1322	27,9
12°	0,0435	0,544	12,50	0,1492	27,4
14°	0,0542	0,608	11,21	0,1647	27,1
16°	0,0658	0,670	10,18	0,1780	26,6
18°	0,0788	0,716	9,10	0,1885	26,3
20°	0,0950	0,726	7,65	0,1955	26,9
22°	0,1140	0,717	6,29	—	—
24°	0,1342	0,694	5,16	—	—
26°	0,1542	0,667	4,32	—	—
28°	0,1745	0,637	3,65	—	—
30°	0,2450	0,497	2,03	—	—

давления на ручку управления (особенно при использовании закрылка на самолете в качестве элерона). Данные экспериментов с компенсированным закрылком должны значительно облегчить конструктору самолета выбор наивыгоднейшего положения закрылка.

Благодаря избранному положению оси вращения координаты  $a$  и  $b$  при отклонении закрылка на разные углы так же изменялись. Это внесло некоторые неудобства в обработку опытов. Однако при проведении экспериментов и обработке данных остановились на том, чтобы в протоколах и на диаграммах указывать координаты  $a$  и  $b$ , соответствующие случаю нейтрального закрылка (т. е.  $\delta_3 = 0^\circ$ ).

Ввиду отсутствия опубликованных экспериментальных данных об испытаниях крыльев с подвесными закрылками, было трудно остановиться на выборе его определенного положения и поэтому было решено произвести ряд предварительных опытов с девятью положениями закрылка с тем, чтобы, выбрав из них наиболее выгоднейшее, провести с ним уже подробные испытания. За такие предварительные положения были приняты положения, определявшиеся следующими координатами:

$a = -3; \quad b = 6$	$a = 0; \quad b = 6$	$a = 3; \quad b = 6$
$a = -3; \quad b = 9$	$a = 0; \quad b = 9$	$a = 3; \quad b = 9$
$a = -3; \quad b = 12$	$a = 0; \quad b = 12$	$a = 3; \quad b = 12$

В этой таблице координаты  $a$  и  $b$  даны в миллиметрах при  $\delta_3 = 0^\circ$ . При этих девяти положениях<sup>1</sup> закрылка крыло было испытано на  $C_y$  и  $C_x$  при углах  $\delta_3$ , равных  $-30; -5; 0; 5$  и  $30^\circ$ . Отрицательные углы отклонения закрылка были взяты для того, чтобы можно было по разности в коэффициентах  $C_y$ , соответствующей отрицательному и положительному отклонению закрылка, судить об эффективности элеронов, так как момент, вызываемый ими, будет пропорционален этой разности.

На фиг. 4 приведен чертеж профиля испытанного крыла с закрылком при его различных положениях и различных углах отклонения. С целью не затемнять чертежа промежуточные положения закрылка, соответствующие координате  $b = 9$  мм, не приведены. Однако и приведенные положения закрылка позволяют хорошо судить о форме щели, которая образуется между основной частью крыла и закрылком при различных координатах и углах его отклонения.

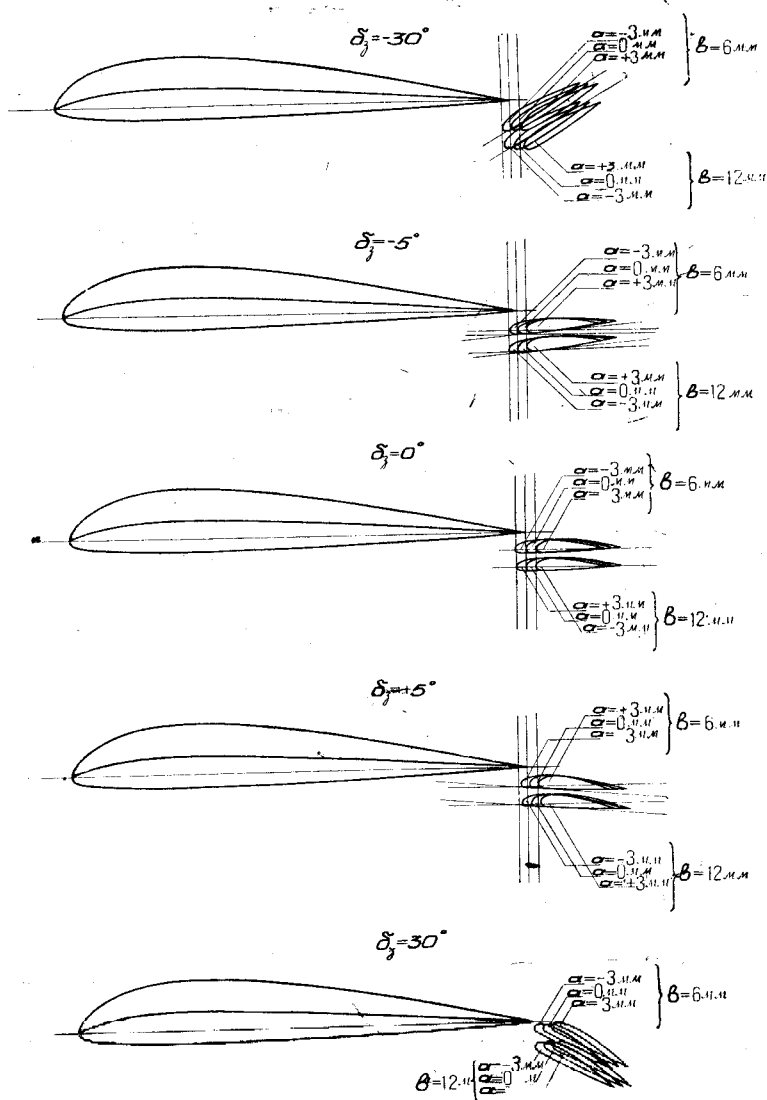
На фиг. 5 и 6, 7 и 8 и т. д. — до 21 и 22 приведены сводные диаграммы испытаний на  $C_y$  по  $\alpha$  и сводные диаграммы поляр Лилиентала, соответствующие девяти различным положениям закрылка. Для удобства сравнения коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  относились к сумме площадей основной части крыла и закрылка.

Из диаграмм видно, что только в случае  $a = -3$  мм и  $b = 6$  мм получается удовлетворительный результат в отношении наибольшего из  $C_{y_{\max}}$ . Кроме того, производная  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  в этом случае при всех углах  $\delta_3$  остается постоянной. Наоборот, при других положениях закрылка кривая  $C_y$  по  $\alpha$ , в случае больших углов отклонения закрылка, претерпевает излом, после которого производная  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  становится значительно меньше.

<sup>1</sup> Вернее говоря, при соответствующих этим координатам положениях оси вращения. Для сокращения письма мы и в дальнейшем под положениями закрылка будем понимать положения, соответствующие фиксированной оси вращения.

Любопытно отметить, что чем больше координата  $a$  при данной координате  $b$ , тем все более на меньшем угле атаки наступает упомянутый излом кривой  $C_y$  по  $\alpha$ .

Вместе с изломом кривой  $C_y$  по  $\alpha$  и уменьшением производной  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  значительно уменьшается и значение  $C_{y \max}$  при  $\delta_3 = 30^\circ$ . Тогда

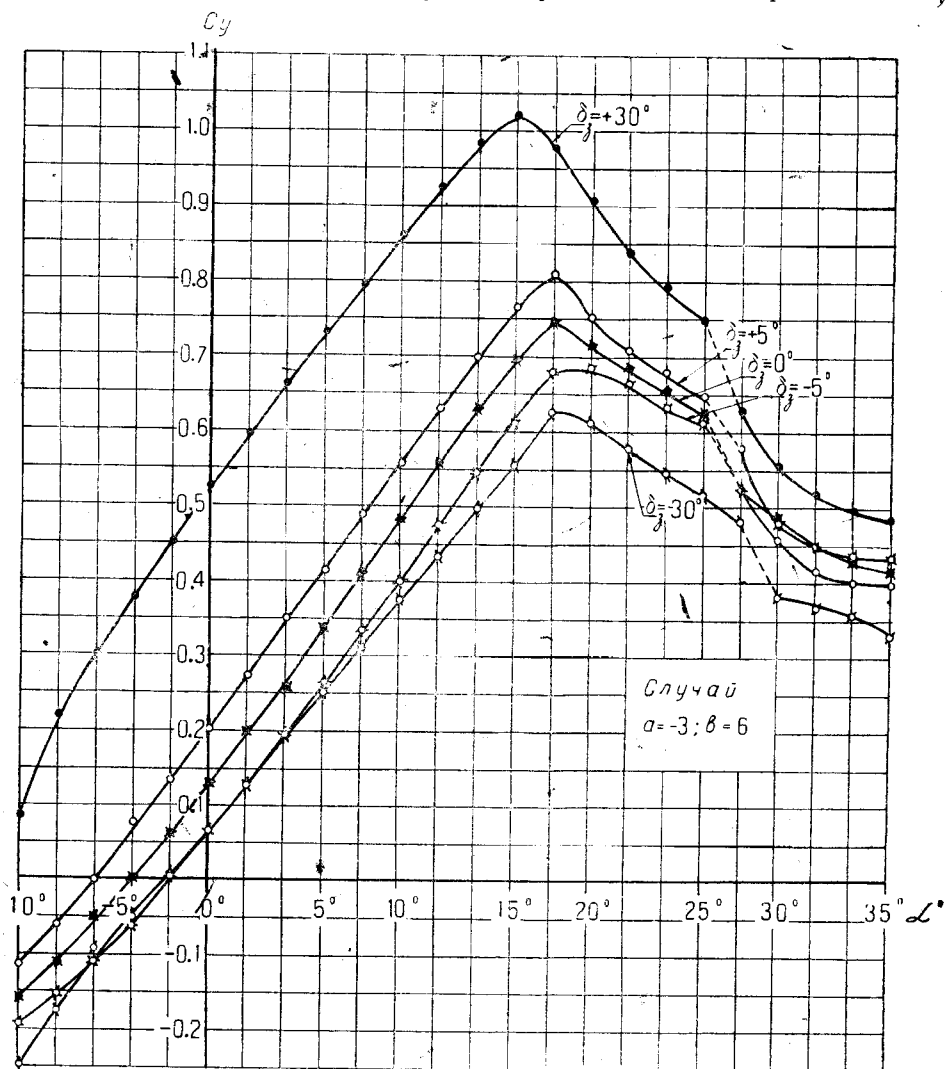


Фиг. 4. Положения закрылка дужки Р-II-II.

как при  $a = -3$  мм,  $b = 6$  мм и  $\delta_3 = 30^\circ$   $C_{y \max}$  равняется 1,02, — при других положениях  $C_{y \max}$  значительно меньше, и лишь в одном случае (при  $a = 0$  мм и  $b = 6$  мм)  $C_{y \max}$  достигает значения 0,9.

Обращает на себя внимание кривая  $C_y$  по  $\alpha$  при  $\delta_3 = -30^\circ$ . На отрицательных углах атаки она почти сливается с кривой, соответствующей углу отклонения  $\delta_3$  закрылка, равному  $-5^\circ$ , и местами с ней

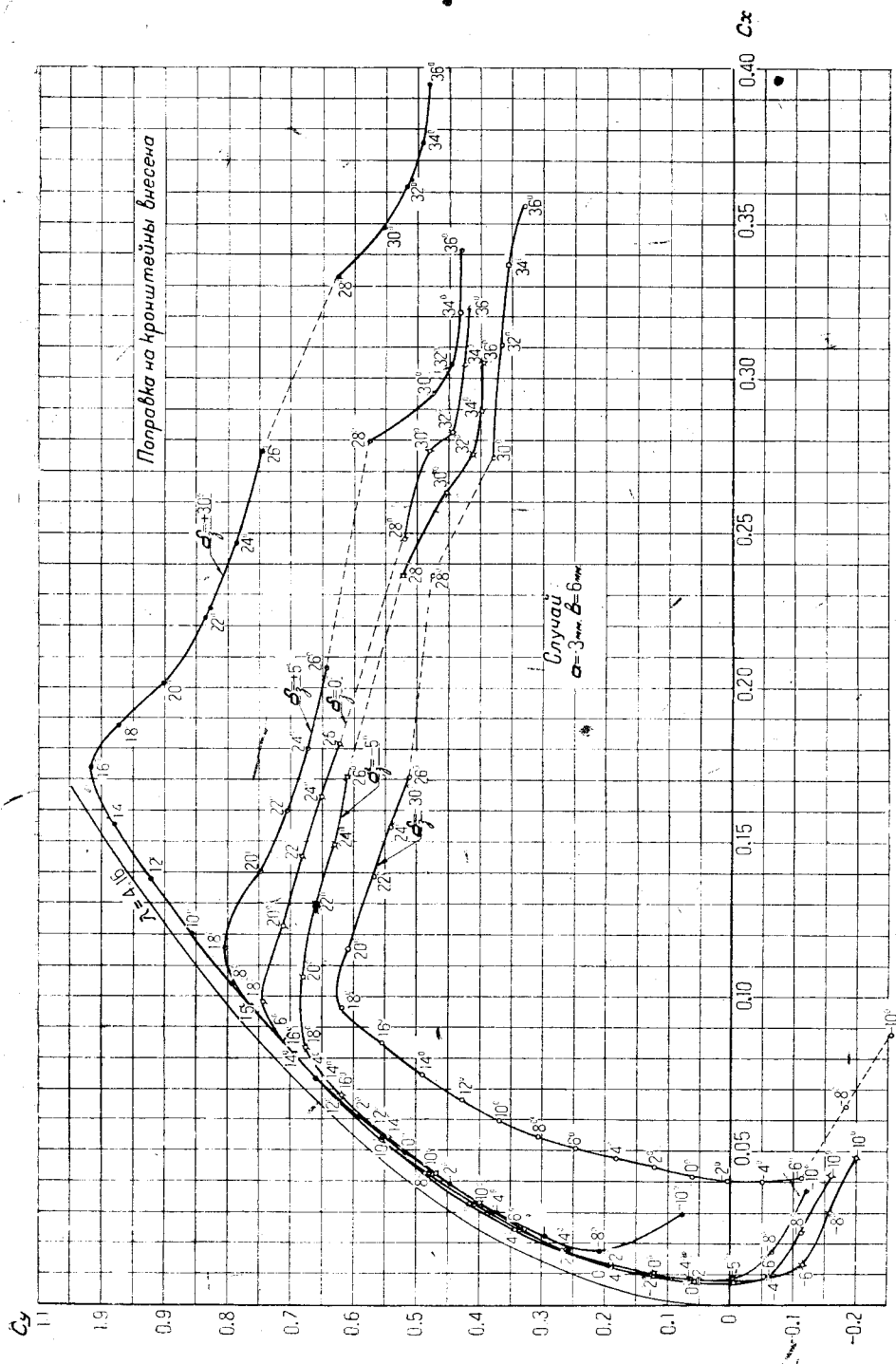
переплетается. Это происходит, повидимому, от того, что вследствие наличия компенсированного закрылка при больших отрицательных углах его отклонения передняя кромка закрылка подтормаживает поток на нижней поверхности крыла, а щель при этом прикрывается, что увеличивает циркуляцию вокруг совокупного профиля и вызывает, в свою очередь, соответствующее увеличение коэффициента  $C_y$ ;



Фиг. 5. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_f$  отклонения закрылка.

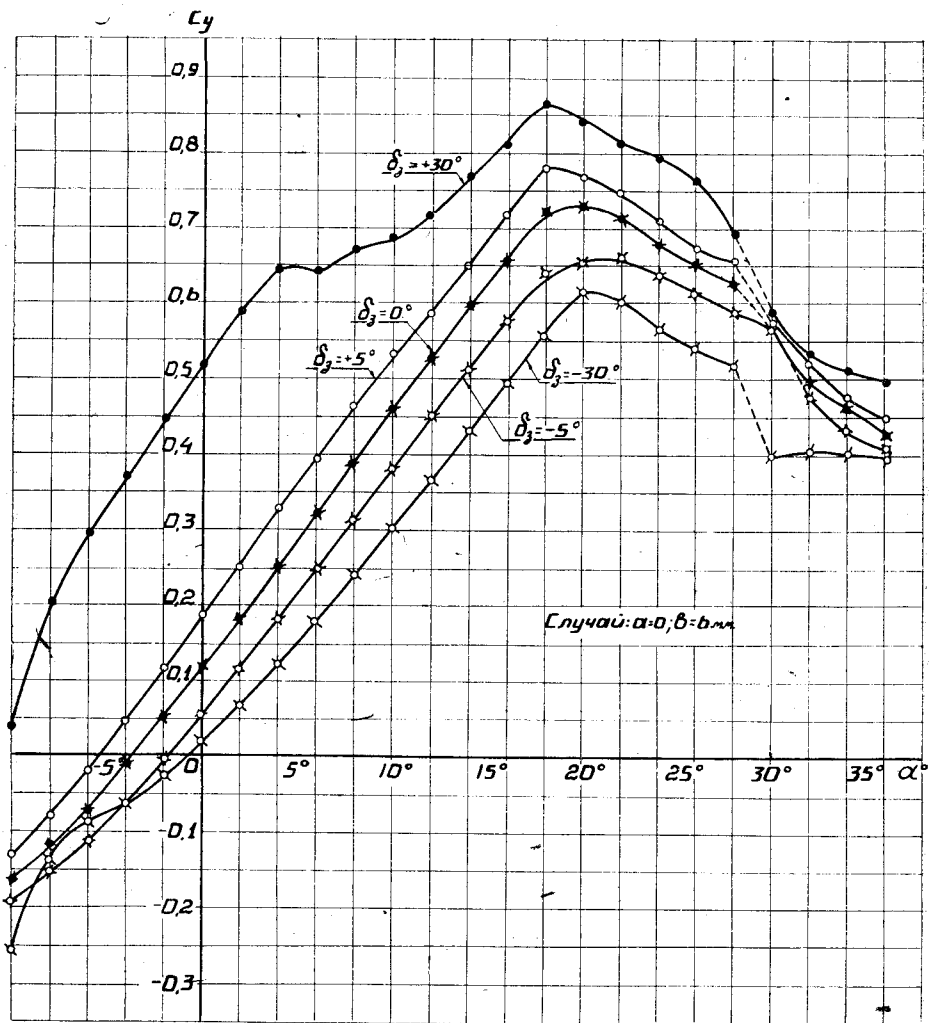
Между тем с увеличением угла отклонения закрылка циркуляция должна была бы уменьшиться. С возрастанием угла атаки, как видно из диаграмм, рассматриваемые кривые расходятся, что объясняется тем, что на больших углах атаки вследствие увеличения разности между давлением на нижней поверхности и давлением на верхней поверхности через щель начинает протекать большая часть подторможенного воздуха, и упомянутый эффект увеличения циркуляции при этом ослабляется.

Переходя к испытаниям на  $C_x$ , нужно заметить, что без проведения соответствующего теоретического анализа было трудно опре-



Фиг. 6. Сводная диаграмма поляр Лиллентала дужки Р-П-п при различных углах  $\delta$ , отклонения закрылка.

делить индуктивное сопротивление крыла с подвесным закрылком, и поэтому за параболу индуктивного сопротивления условно принималась парабола индуктивного сопротивления обычного крыла, размах которого принимался равным размаху крыла с закрылком, а за хорду — сумма хорд основной части крыла и закрылка. Условный относительный размах  $\lambda$  при этом получился равным 4,16. Произведенная замена,

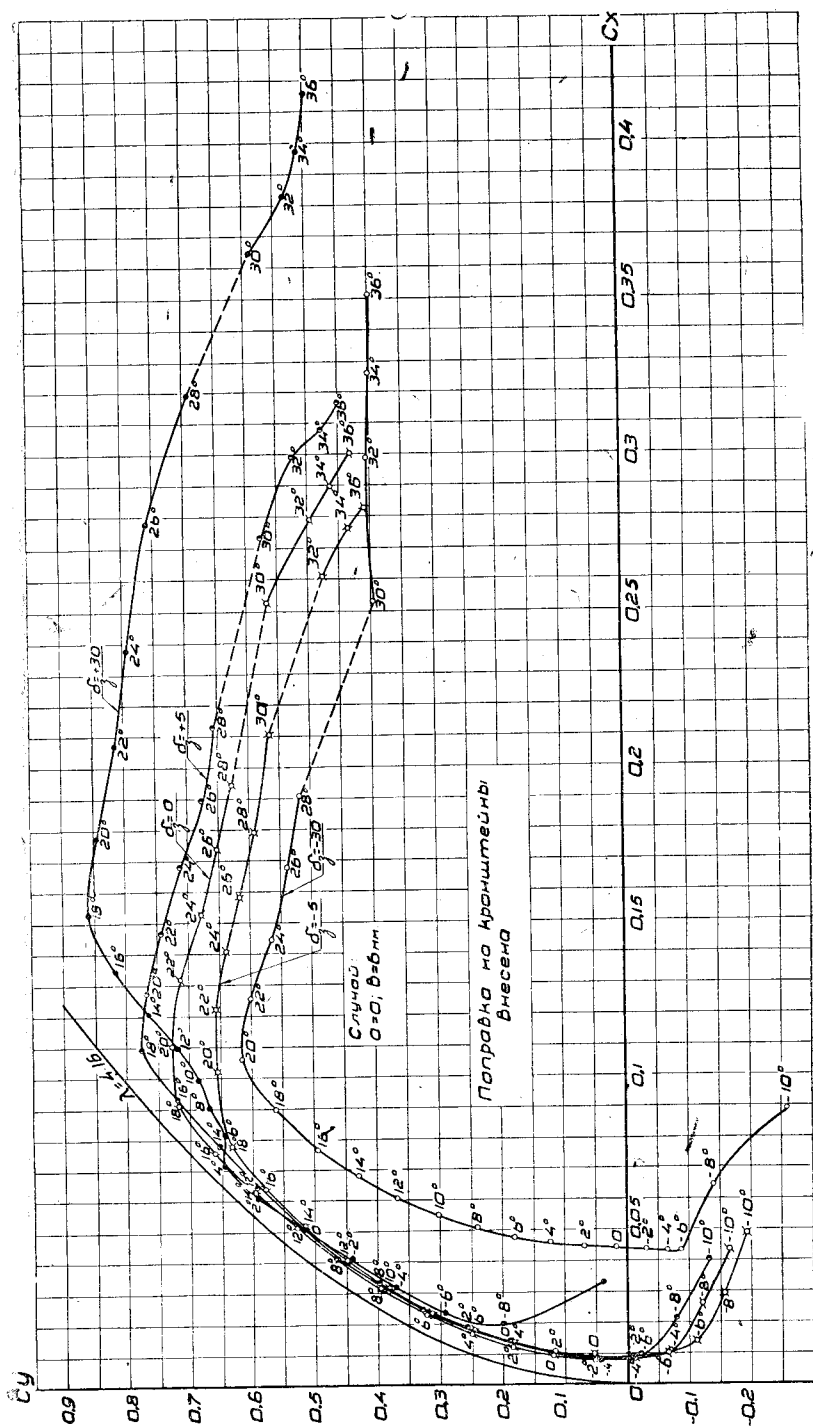


труба НК-1

Фиг. 7. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка.

как показали результаты испытаний, вполне себя оправдала и условная парабола индуктивного сопротивления позволила достаточно полно сравнивать результаты отдельных экспериментов. При замене истинной параболы индуктивного сопротивления условной параболой изменения координаты  $a$  в пределах от  $a = -3 \text{ мм}$  до  $a = 3 \text{ мм}$  ввиду их малости не принимались во внимание.

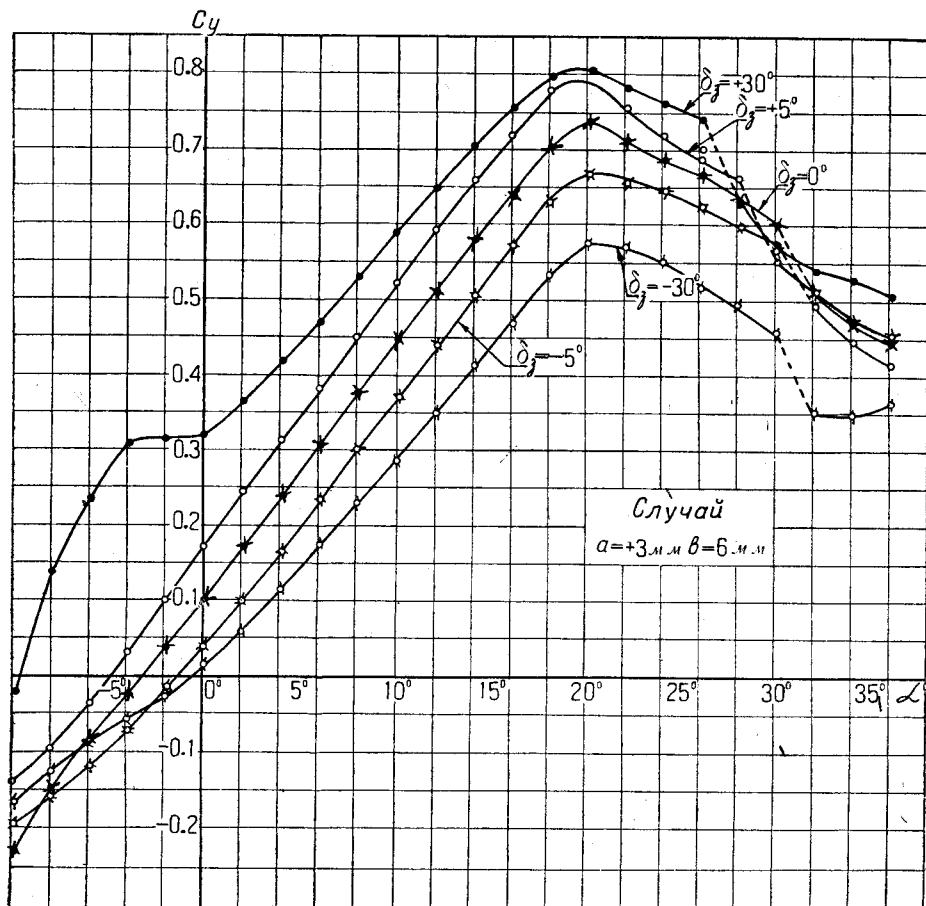
Рассмотрение поляр Лилиентала (фиг. 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18, 20 и 22) показывает, что огибающая поляр во всех случаях идет эквидистантно параболе индуктивного сопротивления, и коэффициент профиль-



фиг. 8. Сводная диаграмма поляр Лилиенталя дужки Р-П-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрывки.

ного сопротивления в зависимости от положения подвешного закрылка изменяется в пределах от 0,005 до 0,008. Наивыгоднейшее положение закрылка (случай  $a = -3$  мм и  $b = 6$  мм) в смысле величины  $C_{y_{\max}}$  является и одним из лучших положений закрылка в отношении величины коэффициента  $C_p$ . На летных углах атаки он в среднем может быть принят равным 0,0055.

Далее, рассмотрение поляр Лилиентала показывает, что упомянутый выше излом кривой  $C_y$  по  $\alpha$ , наблюдавшийся почти при всех



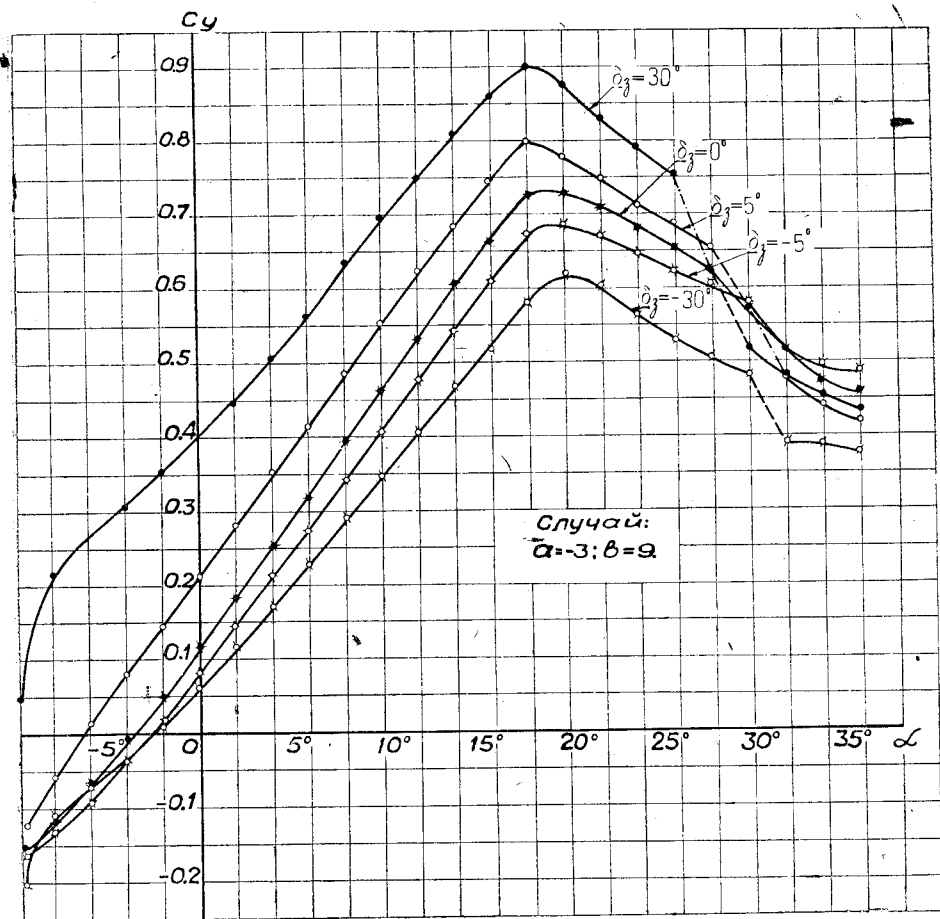
Фиг. 9. Сводная диаграмма испытания на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_j$  отклонения закрылка.

положениях закрылка, сопровождается также и резким возрастанием коэффициента профильного сопротивления. Изломы в кривых  $C_y$  и  $C_x$  объясняются, повидимому, тем, что на соответствующих им углах атаки поток воздуха отрывается от верхней поверхности закрылка, а плавное обтекание сохраняется лишь на верхней поверхности основной части крыла.

Прежде чем приступить к более полным экспериментам, было необходимо на основе уже проведенных опытов найти положение закрылка, обеспечивающее как высокий  $C_{y_{\max}}$ , так и сравнительно высокое качество; кроме того, было желательно, чтобы это положение подвешного закрылка обеспечивало достаточно эффективную работу подвешных элеронов. Конечно, если подвесные элероны на самолете



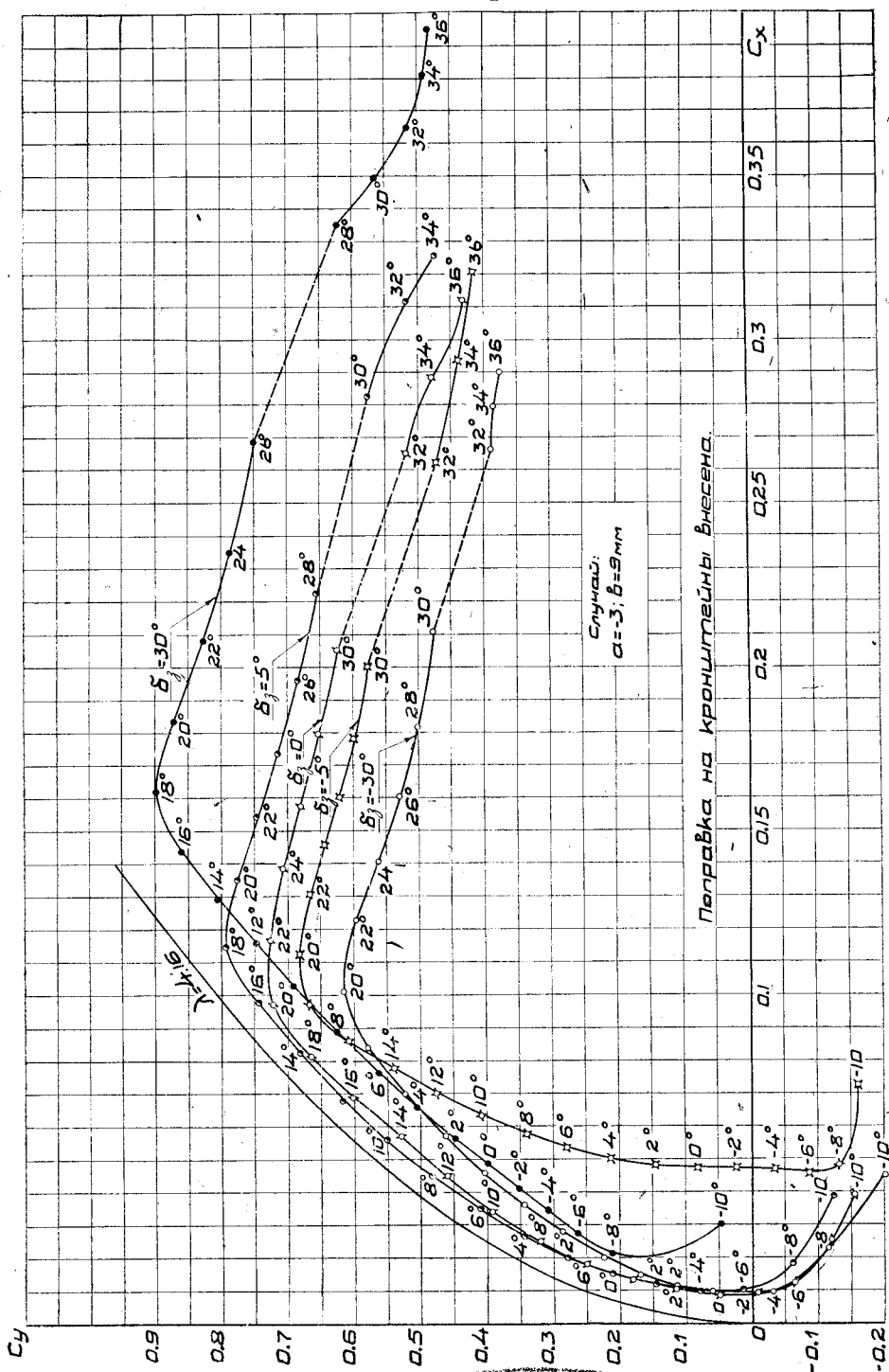
были бы использованы только как элероны, то сам по себе высокий  $C_{y_{\max}}$  и необязателен. Однако хотелось найти такое положение закрылка, при котором элероны могли бы быть при желании одновременно использованы и в качестве закрылков (пример, самолет Юнкерса G-52), а в этом случае высокий  $C_{y_{\max}}$  чрезвычайно желателен. Разбор результатов проведенных испытаний с девятью положениями закрылка уже выявил в отношении величины  $C_{y_{\max}}$  и, отчасти,



Фиг. 11. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_z$  отклонения закрылка.

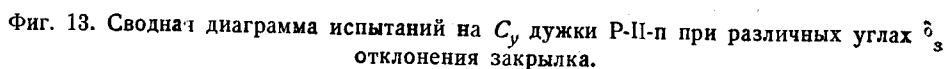
величины  $(C_y/C_x)_{\max}$  наивыгоднейшее положение; однако необходимо было убедиться в том, является ли это положение закрылка вообще наивыгоднейшим. В случае же указаний на то, что наивыгоднейшее положение закрылка отлично от предполагаемого, необходимо было бы отыскать его.

С этой целью были построены сводные диаграммы изменений величины  $C_{y_{\max}}$  и  $(C_y/C_x)_{\max}$  в функции координат  $a$  и  $b$ , а также диаграммы изменений разности  $(C_{y_{+}} - C_{y_{-}})$ , определяющих эффективность элеронов. Одна серия сводных диаграмм изменений величин  $C_{y_{\max}}$  и  $(C_y/C_x)_{\max}$  была построена при постоянных значениях координаты  $b$  и изменяемой координате  $a$ , а другая серия диаграмм, наоборот,



фиг. 12. Сводная диаграмма поля Лилиентала дужки Р-П-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка.

На фиг. 23, 24 и 25 приведены сводные диаграммы изменения  $C_{y_{\max}}$  в функции координаты  $a$  при координате  $b$ , равной поочередно 6, 9 и 12 мм. Рассмотрение диаграмм показывает, что величина  $C_{y_{\max}}$  растет с уменьшением координаты  $a$ . Наиболее отчетливо это видно



18

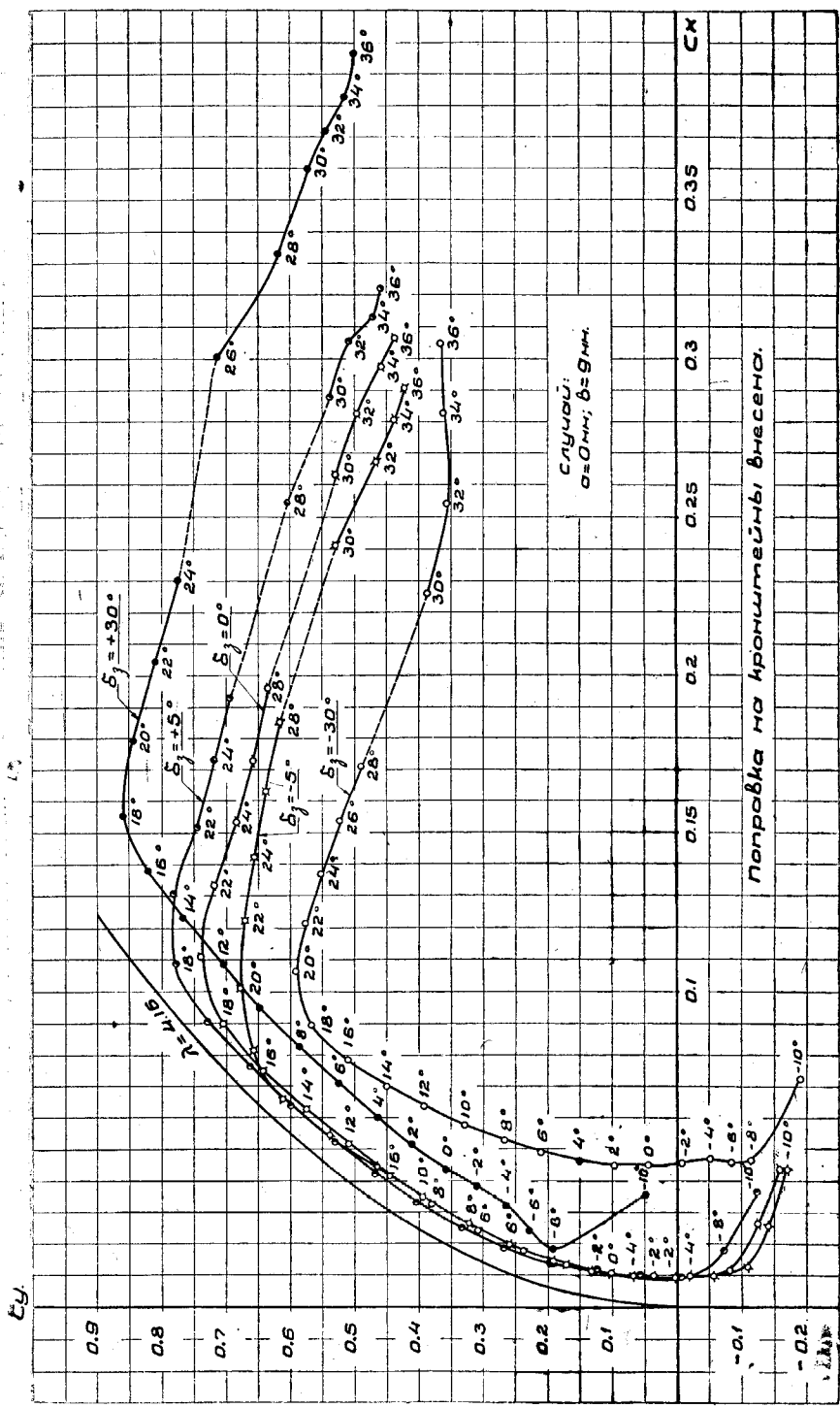
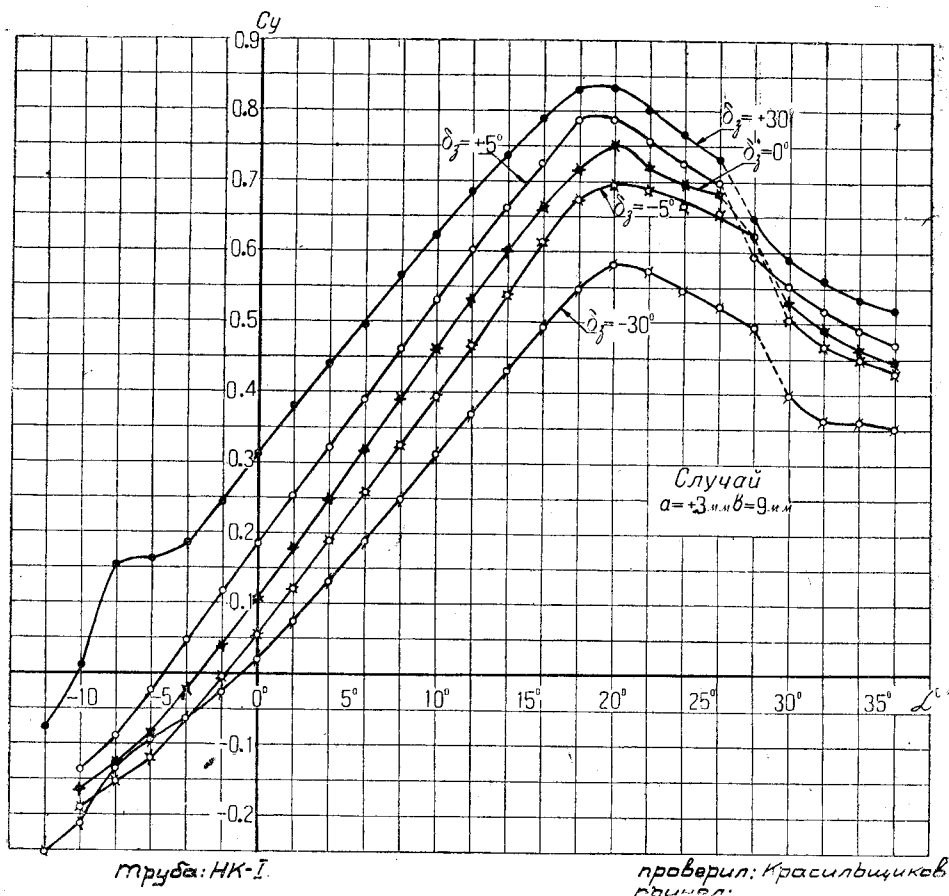


Fig. 14. Summary diagram of the polar Liouville arc P-II at different angles  $\delta$ , deviation of the cover.

также нанесены на фиг. 23. Как видно из ее рассмотрения, дальнейшее уменьшение координаты  $a$  повлекло за собой уменьшение  $C_{y \max}$ .

Таким образом можно было считать, что при наивыгоднейшем положении подвесного закрылка координата  $a$  должна равняться  $-3$  мм.

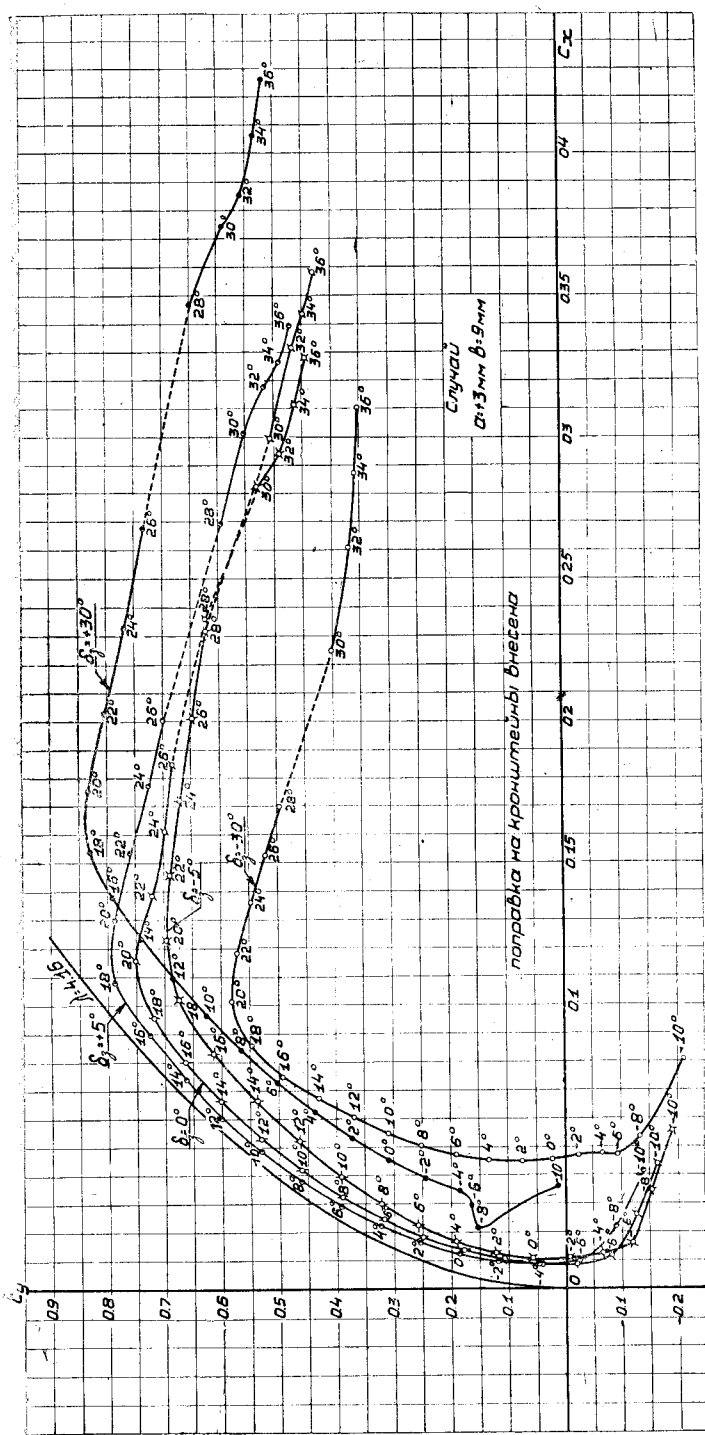
На фиг. 26, 27 и 28 приведены сводные диаграммы изменений величины  $C_{y \max}$  в функции координаты  $b$ , но при постоянных значениях координаты  $a$ . Рассмотрение этих диаграмм показывает, что



Фиг. 15. Сводная диаграмма испытания на  $C_y$  лужки Р-II-п при различных углах отклонения закрылка.

координата  $b$  в меньшей степени влияет на величину  $C_{y \max}$ , чем координата  $a$ , и почти все изменения  $C_{y \max}$  находятся в пределах ошибок опыта и не обнаруживают какой-либо ясно выраженной закономерности. Исключением является лишь случай, соответствующий координате  $a = -3$  мм и  $\delta_z = 30^\circ$ ; в этом случае обнаруживаются значительные изменения величины  $C_{y \max}$  вместе с изменениями координаты  $b$ . Течение этой кривой, а также течение кривой  $C_{y \max}$  по  $b$  при  $\delta_z = 30^\circ$  и  $a = -6$  мм<sup>1</sup> показывает, что при  $b \approx 6$  мм максимум  $C_y$  достигает своей наибольшей величины.

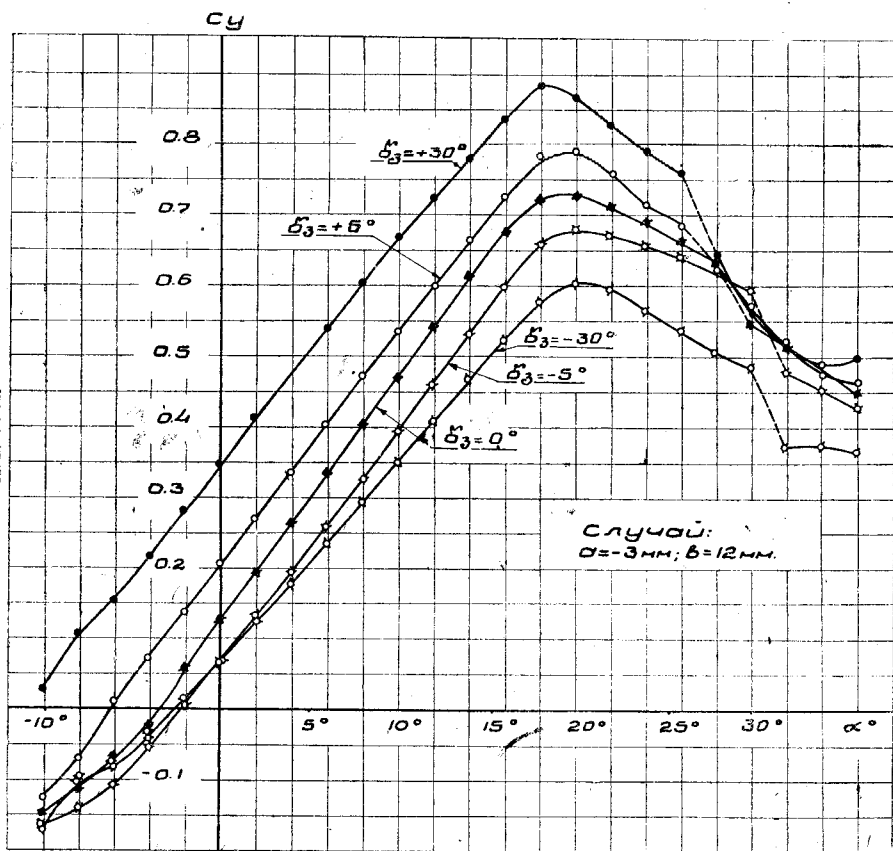
<sup>1</sup> Кривая  $C_{y \max}$  по  $b$  при  $a = -6$  мм получена в результате дополнительно проведенных опытов и здесь не приводится.



Фиг. 16. Сводная диаграмма поляр Лилиенталя дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка.

Таким образом в отношении величин  $C_{y_{\max}}$  положение закрылка, соответствующее координатам  $a = -3 \text{ мм}$  и  $b = 6 \text{ мм}$ , является наилучшим. Оставалось выяснить, как меняется величина  $(C_y/C_x)_{\max}$  и величина разности  $(C_{y+\delta} - C_{y-\delta})$  в зависимости от положения закрылка.

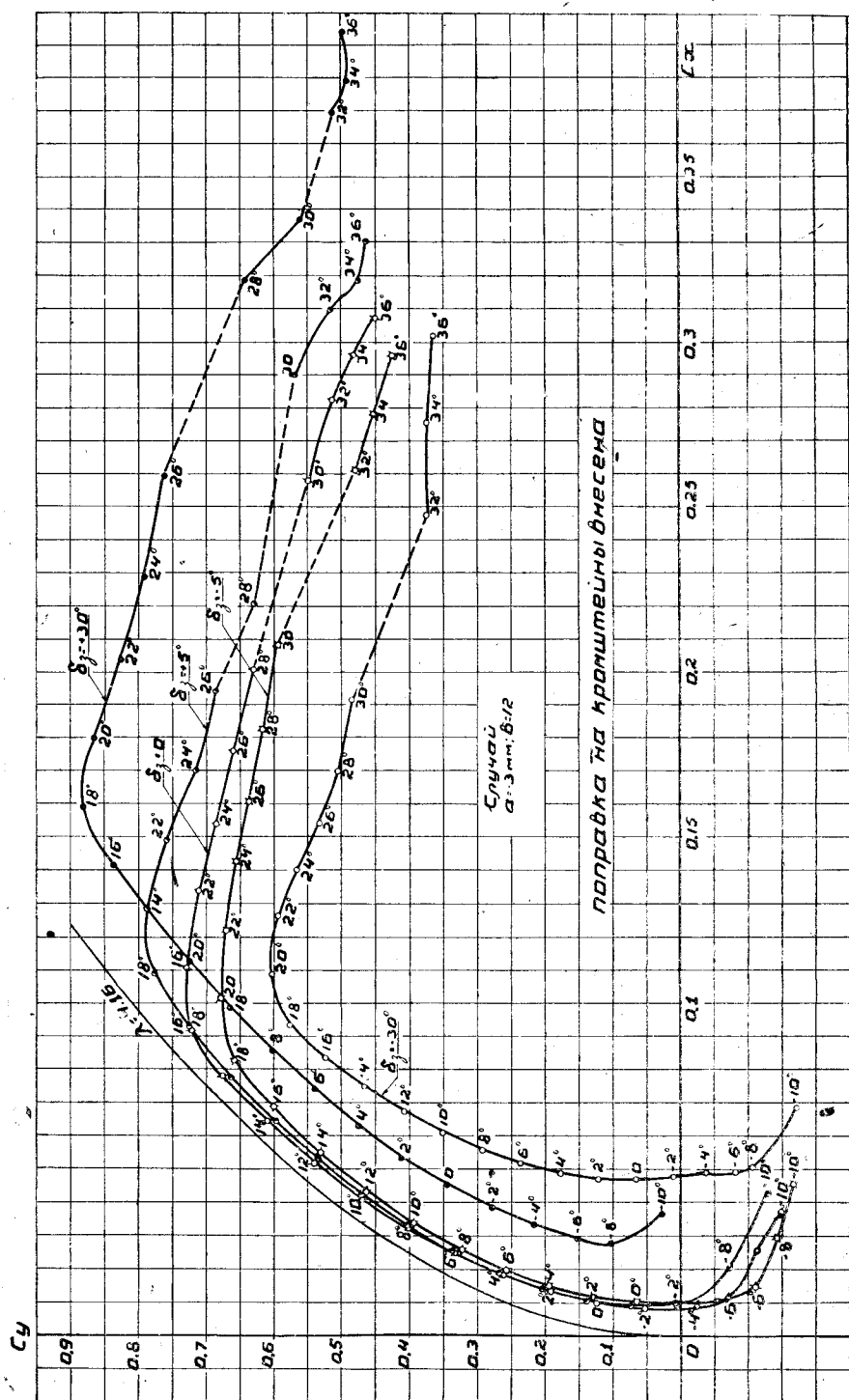
Значения максимального качества дужки Р-II-п в зависимости от угла  $\delta_3$  приведены на фиг. 29. На этой диаграмме даны девять



Фиг. 17. Сводная диаграмма испытания на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta$  отклонения закрылка.

кривых, соответствующих девяти различным положениям закрылка. Рассмотрение диаграммы показывает, что кривая максимального качества, соответствующая координатам  $a = -3 \text{ мм}$  и  $b = 6 \text{ мм}$  почти при всех углах  $\delta_3$  (за исключением  $\delta_3 = -30^\circ$ ), расположена выше других кривых. Любопытно, что наибольшее значение максимального качества, равное 16, соответствует не  $\delta_3 = 0$ , а  $\delta_3 = 5^\circ$ ; при угле же  $\delta_3 = 0^\circ$  максимальное качество равно 15,3. Максимальное качество, большее 15, имеет место еще только при двух положениях закрылка, а именно:  $a = 0$ ,  $b = 6 \text{ мм}$  и  $\delta_3 = 0^\circ$  и при  $a = 3 \text{ мм}$ ,  $b = 9 \text{ мм}$  и  $\delta_3 = 5^\circ$ .

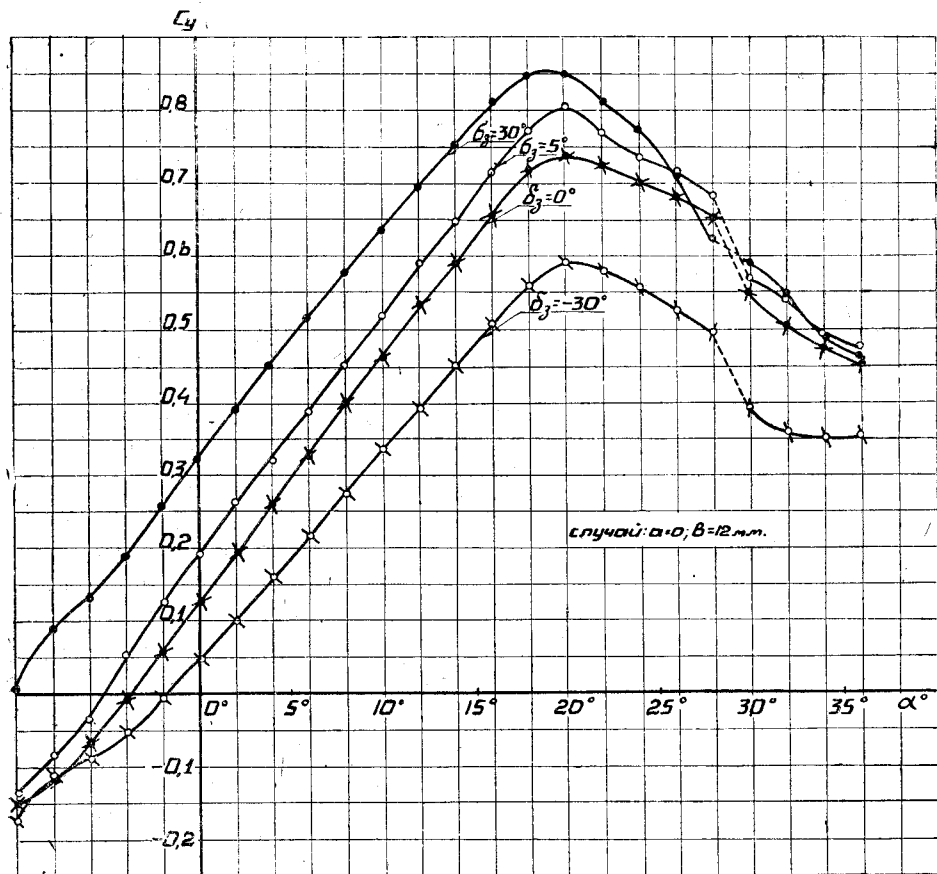
Построенные диаграммы изменений величины  $(C_y/C_x)_{\max}$  в функции каждой из координат  $a$  и  $b$  (диаграммы не приводятся) показали, что за исключением случаев, соответствующих координате  $b = 6 \text{ мм}$  и



Фиг. 18. Сводная диаграмма поляр Лиллиенталя дуги Р-П-п при различных углах  $\delta$  отклонения закрылка.

координате  $a = -3$  мм, каких-либо закономерных изменений не наблюдается.

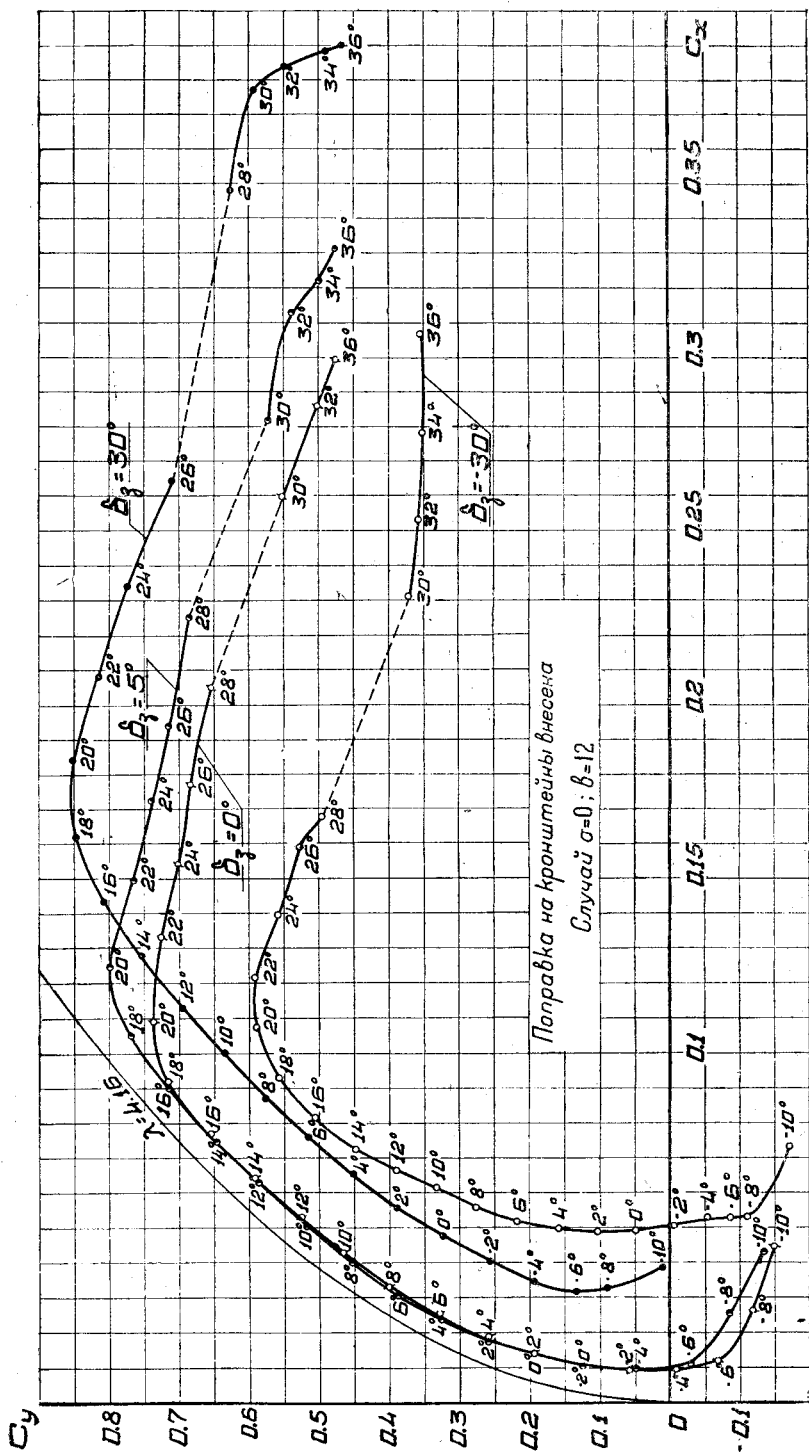
Наоборот, в случае координаты  $b = 6$  мм уменьшение координаты  $a$  при всех углах  $\delta_3$  вызывает довольно значительное (на две единицы) увеличение  $(C_y/C_x)_{\max}$ ; при этом течение кривых показывает, что при координате  $a = -3$  мм величина максимального качества достигает своей наибольшей величины. Точно так же и в случае координаты



Фиг. 19. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка.

$a = -3$  мм обнаружилось, что уменьшение координаты  $b$  (при  $\delta_3 = 0^\circ$  и  $\delta_3 = 5^\circ$ ) влекло за собой увеличение максимального качества дужки. Течение кривой  $(C_y/C_x)_{\max}$  по  $b$  указывало при этом, что при координате  $b \approx 6$  мм величина максимального качества достигает своей наибольшей величины. Итак, можно было считать, что положение закрылка, найденное как наиболее выгодное в отношении максимального  $C_y$ , является сравнительно хорошим и в отношении максимального качества дужки.

Разберем теперь влияние положения подвесного закрылка на величину разностей  $(C_{y+\delta} - C_{y-\delta})$ , определяющих эффективность подвесных элеронов. На фиг. 30, 31 и 32 приведена зависимость разности  $(C_{y+\delta} - C_{y-\delta})$  от угла  $\delta_3$ . Три приведенные фигуры соответствуют трем различным углам атаки, а именно:  $\alpha = 0^\circ, \alpha = 6^\circ$  и  $\alpha = 16^\circ$ .

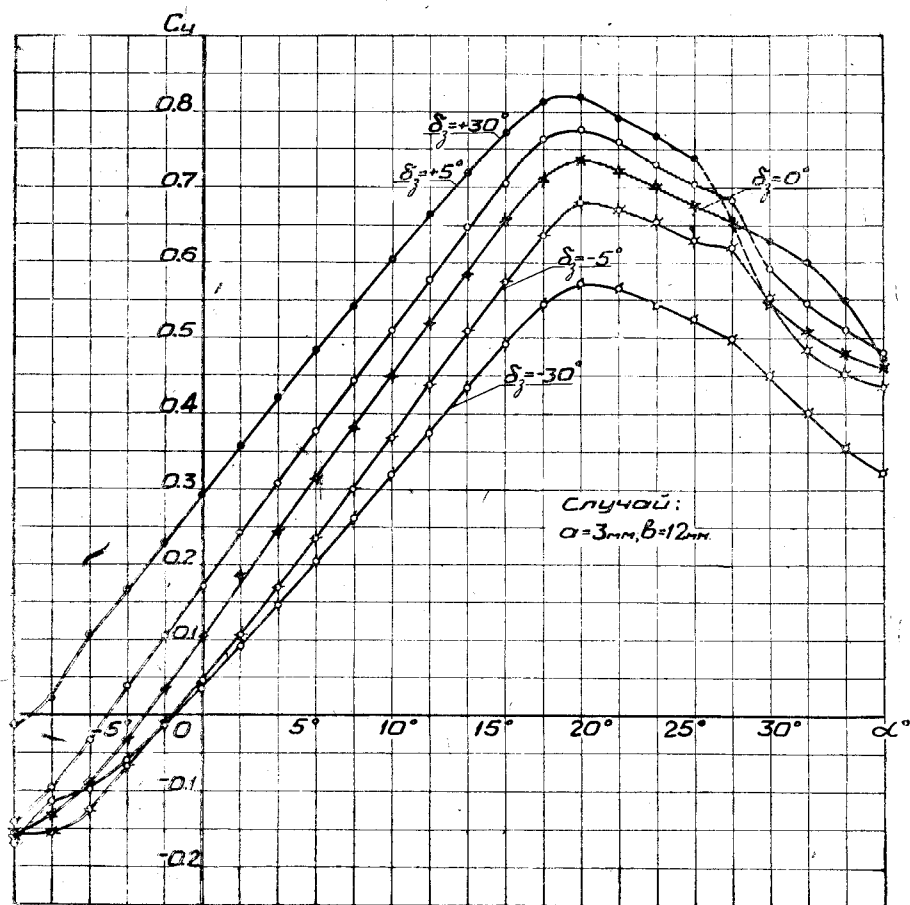


Фиг. 20. Сводная диаграмма поляр Лилленталя дужки Р-11-г при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка.

Рассмотрение приведенных диаграмм показывает, что из всех положений закрылка наивыгоднейшими являются два положения определяемые координатами  $a$  и  $b$ , равными:

$$a = -3 \text{ мм и } b = 6 \text{ мм или } a = 0 \text{ и } b = 6 \text{ мм.}$$

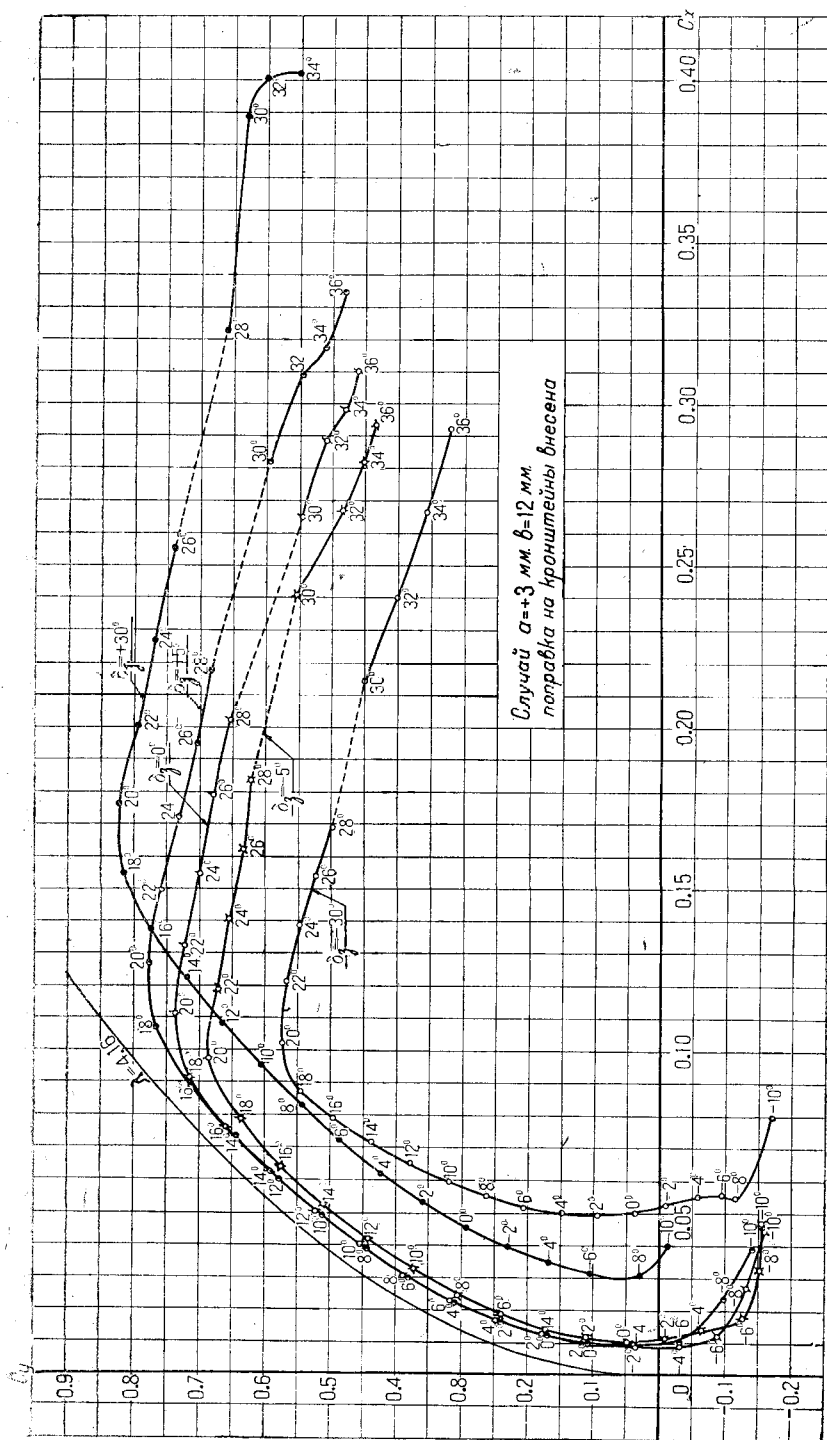
Кривые  $(C_{y+\delta} - C_{y-\delta})$  по  $\delta_3$ , соответствующие другим положениям закрылка, как видно из диаграмм, располагаются значительно ниже



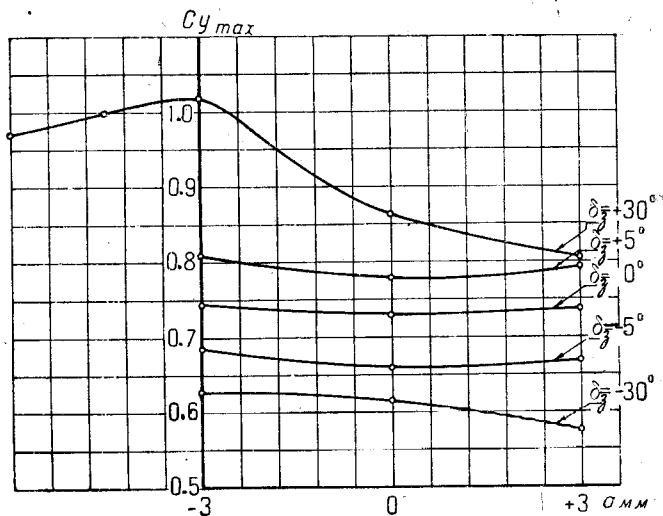
Фиг. 21. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка.

только что упомянутых. Нужно отметить, что лишь при  $\alpha = 0^\circ$  кривая, соответствующая положению закрылка, определяемому координатами  $a = -3 \text{ мм}$  и  $b = 6 \text{ мм}$  (т. е. положению закрылка, найденному выше, как наивыгоднейшее), располагается немного ниже наивысшей кривой; при двух других углах атаки кривая  $(C_{y+\delta} - C_{y-\delta})$  по  $\delta_3$ , соответствующая данному положению закрылка, располагается выше всех кривых. Последнее показывает, что положение закрылка, определяемое координатами  $a = -3 \text{ мм}$  и  $b = 6 \text{ мм}$ , является наивыгоднейшим также и в отношении эффективности подвесных элеронов.

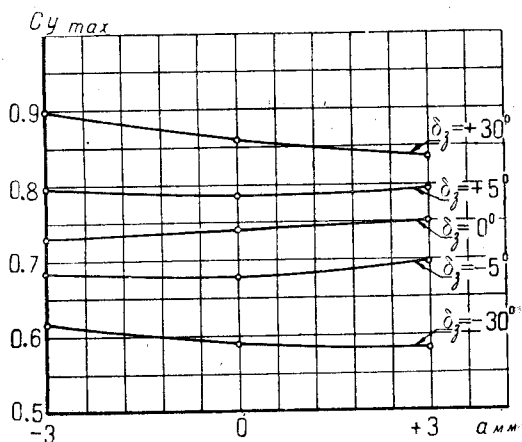
Итак, подводя итог изложенному, можно утверждать, что положение закрылка, определяемое координатами  $a = -3 \text{ мм}$  и  $b = 6 \text{ мм}$ , является наивыгоднейшим как в отношении максимального значения



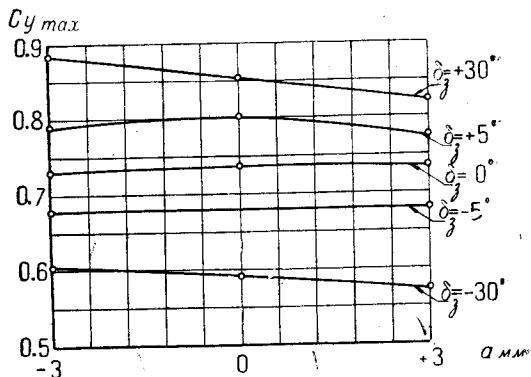
фиг. 22. Сводная диаграмма поля Лиллента дужки Р-П-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрывка.



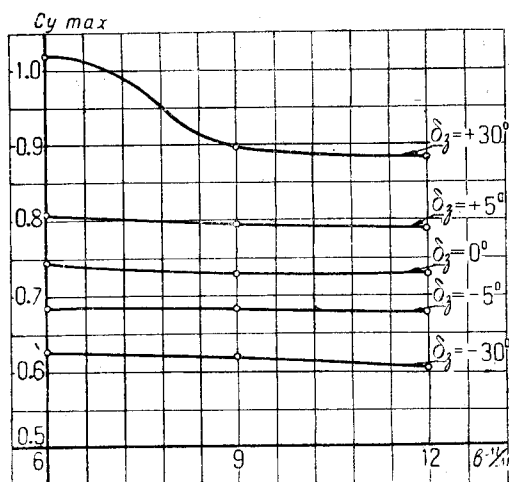
Фиг. 23. Сводная диаграмма значений максимального  $C_y$  дужки Р-II-п при данной координате  $b = 6$  мм и различных координатах  $a$ .



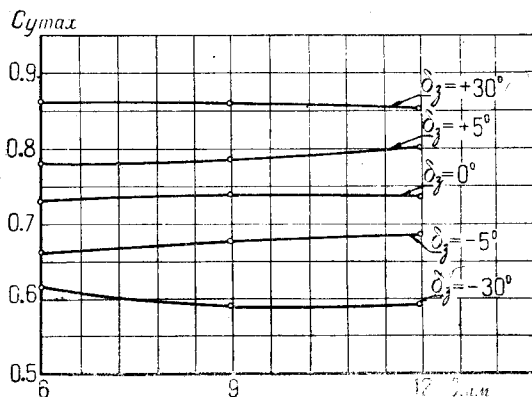
Фиг. 24. Сводная диаграмма значений максимального  $C_y$  дужки Р-II-п при данной координате  $b = 9$  мм и различных координатах  $a$ .



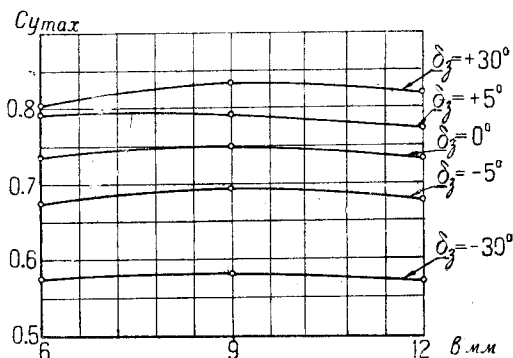
Фиг. 25. Сводная диаграмма значения максимального  $C_y$  дужки Р-II-п при данной координате  $b = 12$  мм и различных координатах  $a$ .



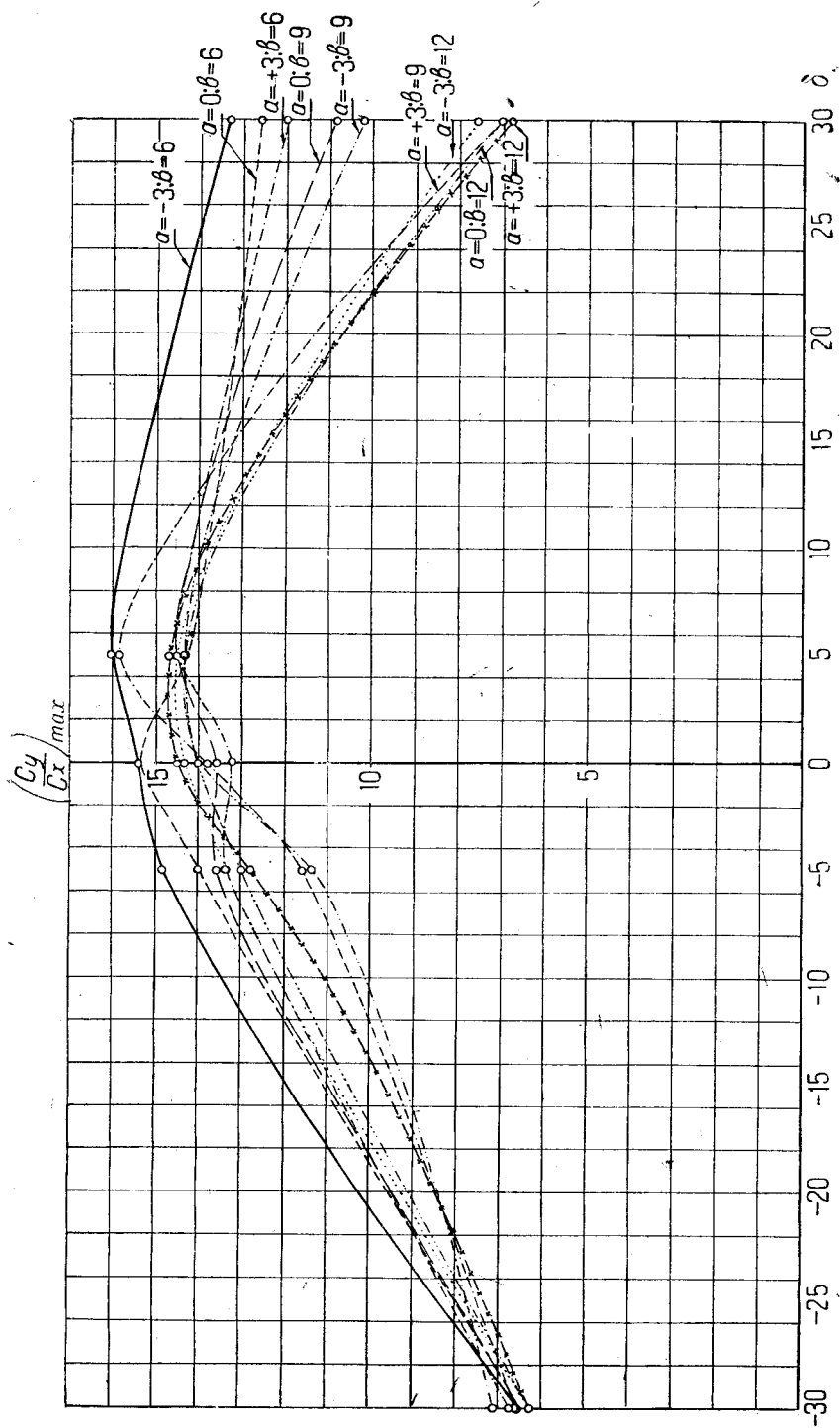
Фиг. 26. Сводная диаграмма значений максимального  $C_y$  дужки Р-II-п при данной координате  $a = 3$  м и различных координатах  $b$ .



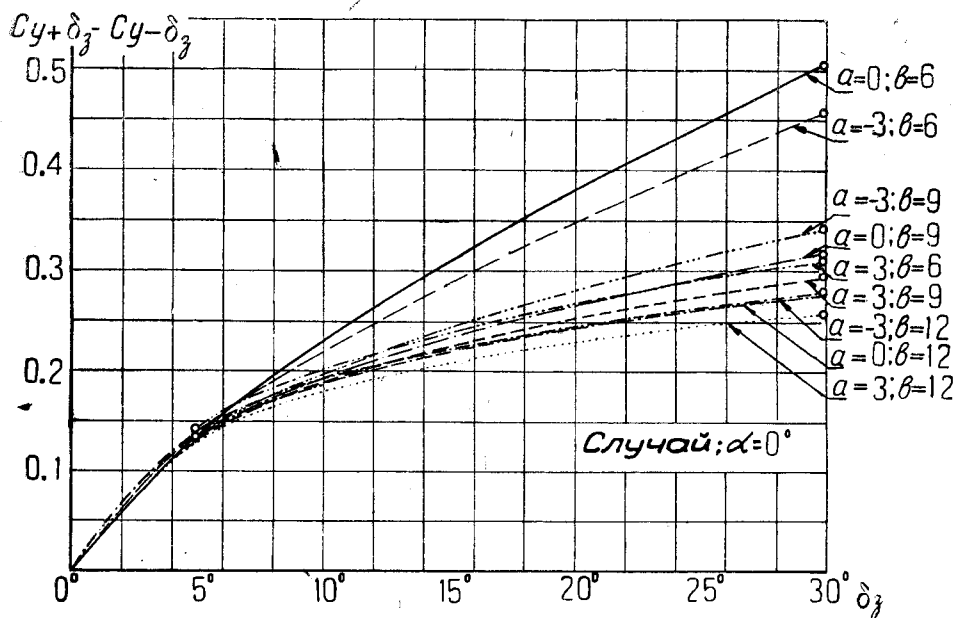
Фиг. 27. Сводная диаграмма значений максимального  $C_y$  дужки Р-II-п при координате  $a = 0$  мм и различных координатах  $b$ .



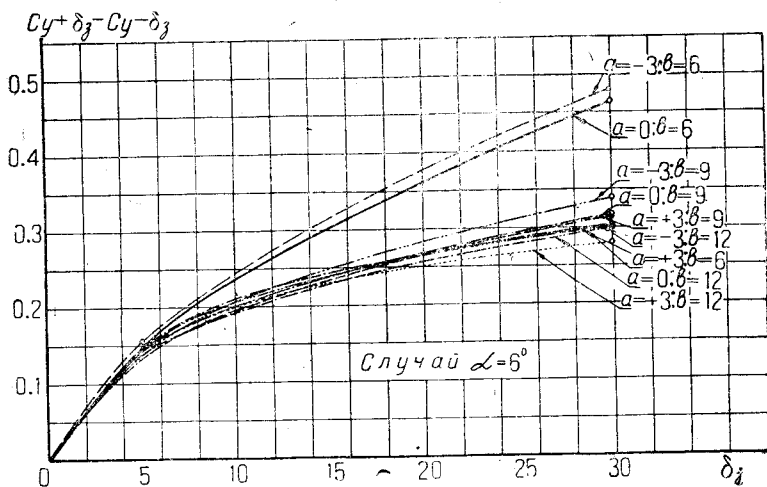
Фиг. 28. Сводная диаграмма значений максимального  $C_y$  дужки Р-II-п при координате  $a = 3$  мм и различных координатах  $b$ .



Фиг. 29. Сводная диаграмма максимального качества дужки P-II-п при различных координатах  $a$  и  $b$ .



Фиг. 30. Сводная диаграмма зависимости  $C_{y+\delta_z} - C_{y-\delta_z}$  от углов  $\delta_z$  отклонения закрылка.

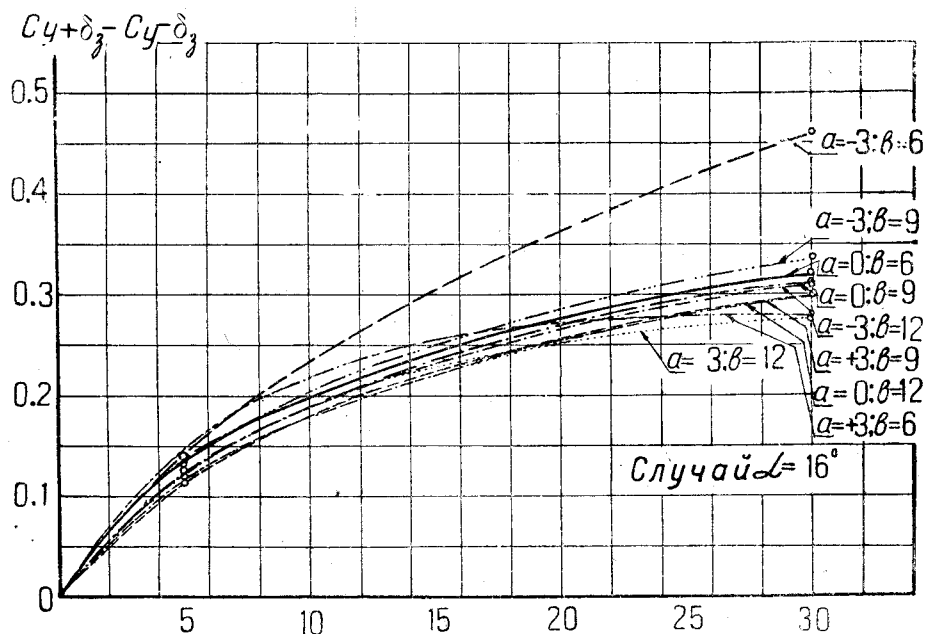


Фиг. 31. Сводная диаграмма зависимости  $C_{y+\delta_z} - C_{y-\delta_z}$  от углов  $\delta_z$  отклонения закрылка.

коэффициента подъемной силы крыла с подвесным закрылком и его максимального качества, так и в отношении эффективности подвесных элеронов.

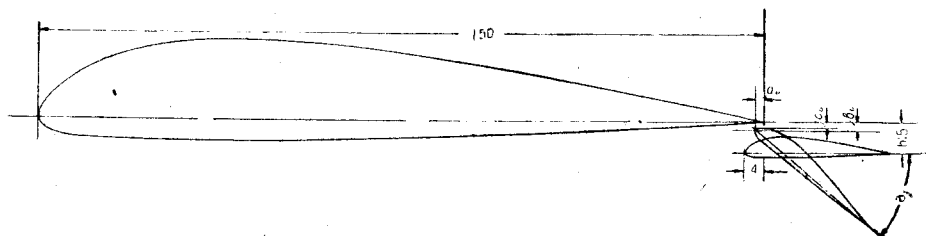
### Испытания при наивыгоднейшем положении оси вращения закрылка

После предварительных испытаний, определивших наивыгоднейшее положение, были проведены подробные испытания, состоявшие



Фиг. 32. Сводная диаграмма зависимости  $C_{y+\delta_3} - C_{y-\delta_3}$  от углов отклонения за-  
крылка.

из испытаний на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  при большом числе углов отклонения закрылка и испытаний на шарнирный момент закрылка.

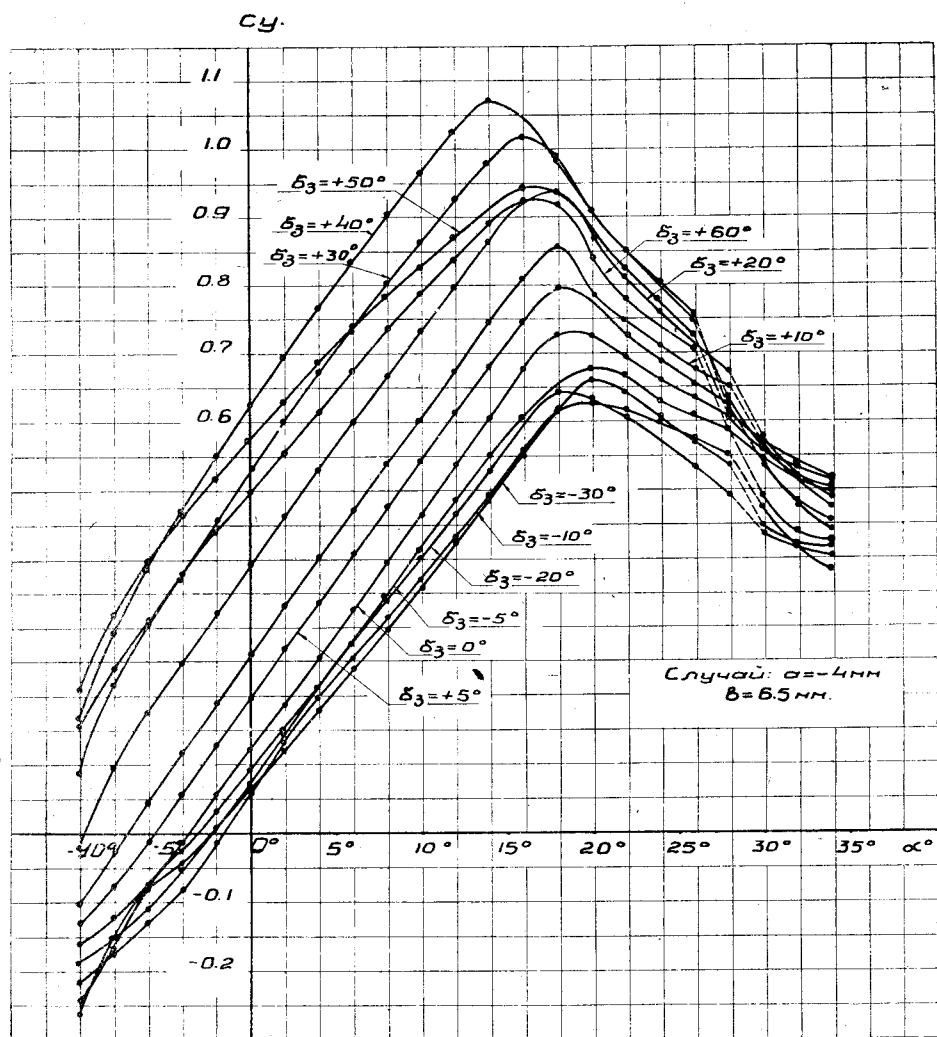


Фиг. 33. Профиль дужки Р-II-п и обозначения координат  $a_m$ ,  $b_u$  и  $c_u$ .

Так как плавное обтекание крыла с подвесным закрылком может иметь место и при углах больших, чем  $\delta_3 = 30^\circ$ , а именно — и при  $\delta_3 = 40-45^\circ$ , а с изменением угла  $\delta_3$  изменяются и исти-

ные координаты  $a$  и  $b$ , то за окончательное положение закрывка было принято положение, определяемое координатами  $a = -4$  мм и  $b = 6,5$  мм.

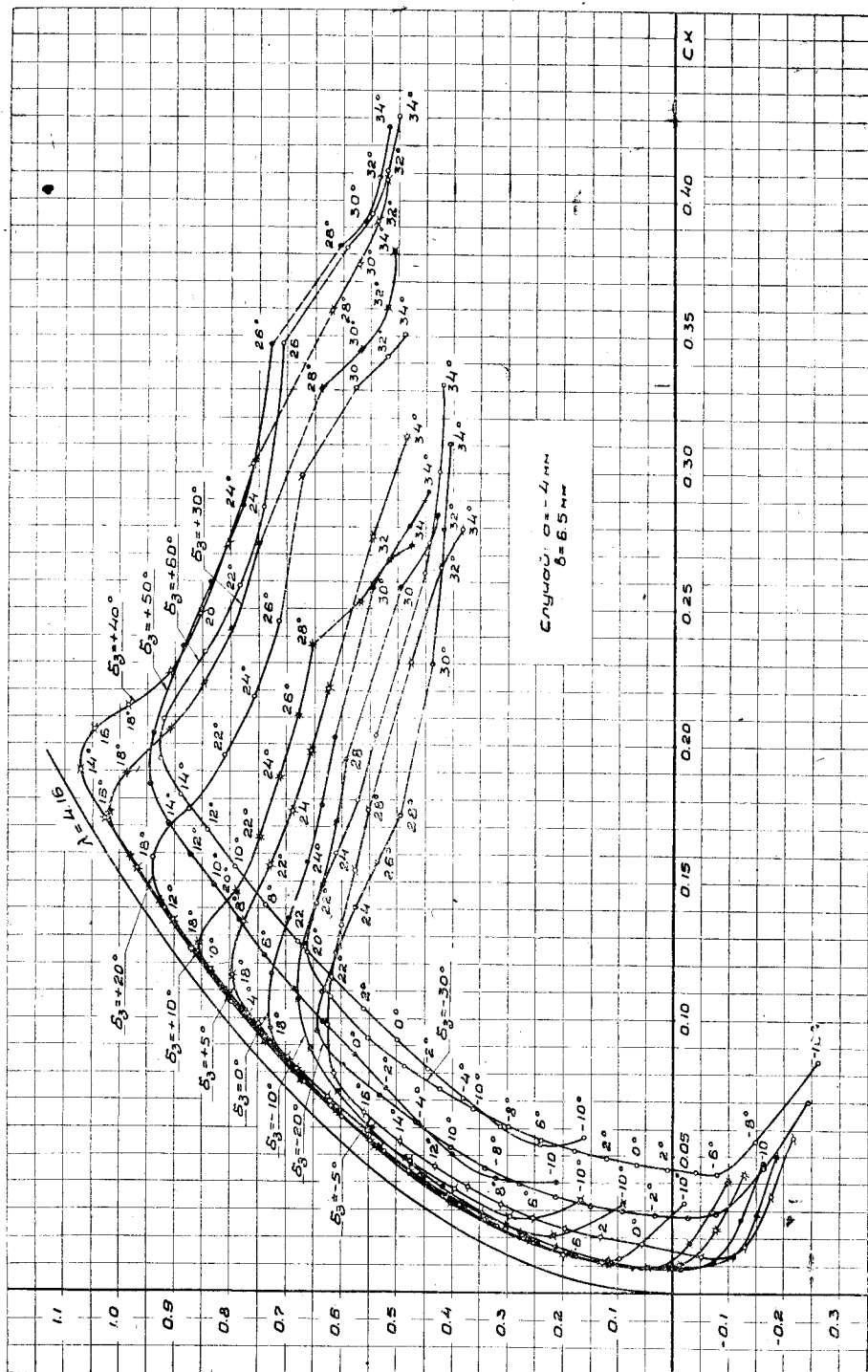
При этих начальных координатах истинные координаты закрывка в случае отклонения его на угол  $\delta_3 = 40^\circ$  приблизительно равны координатам при вышенайденном наивыгоднейшем положении закрывка в случае  $\delta = 30^\circ$ .



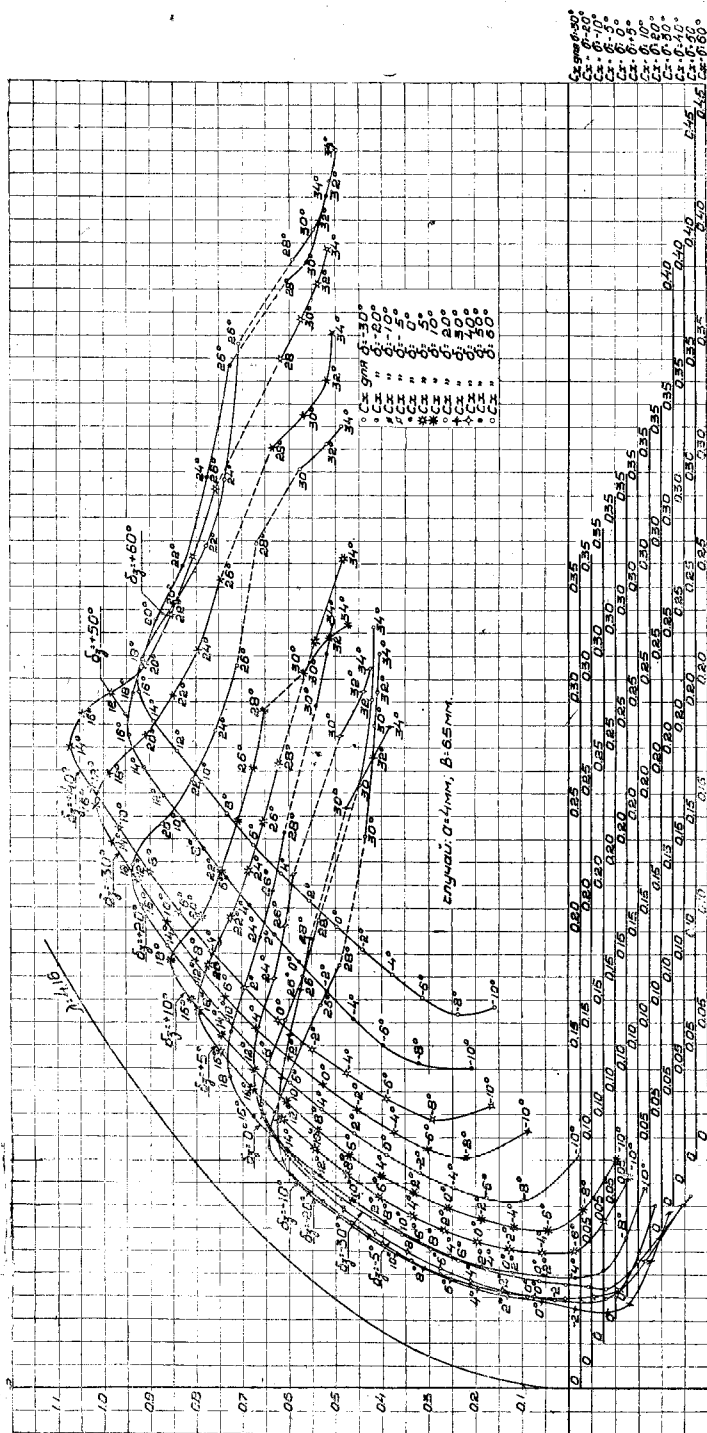
Фиг. 34. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  модели Р-II-п.

Так как начальное положение закрывка, определяемое выбранными координатами, не вполне соответствует наивыгоднейшему положению в отношении максимального качества  $(C_y/C_x)_{\max}$ , то естественно было предвидеть, что максимальное качество будет немного меньше, чем в случае положения закрывка, определяемого координатами  $a = -3$  мм и  $b = 6$  мм. Это предположение вполне подтвердилось экспериментом.

Понижения максимального качества можно было бы избежать, изменив положение оси вращения закрывка; для этого положение

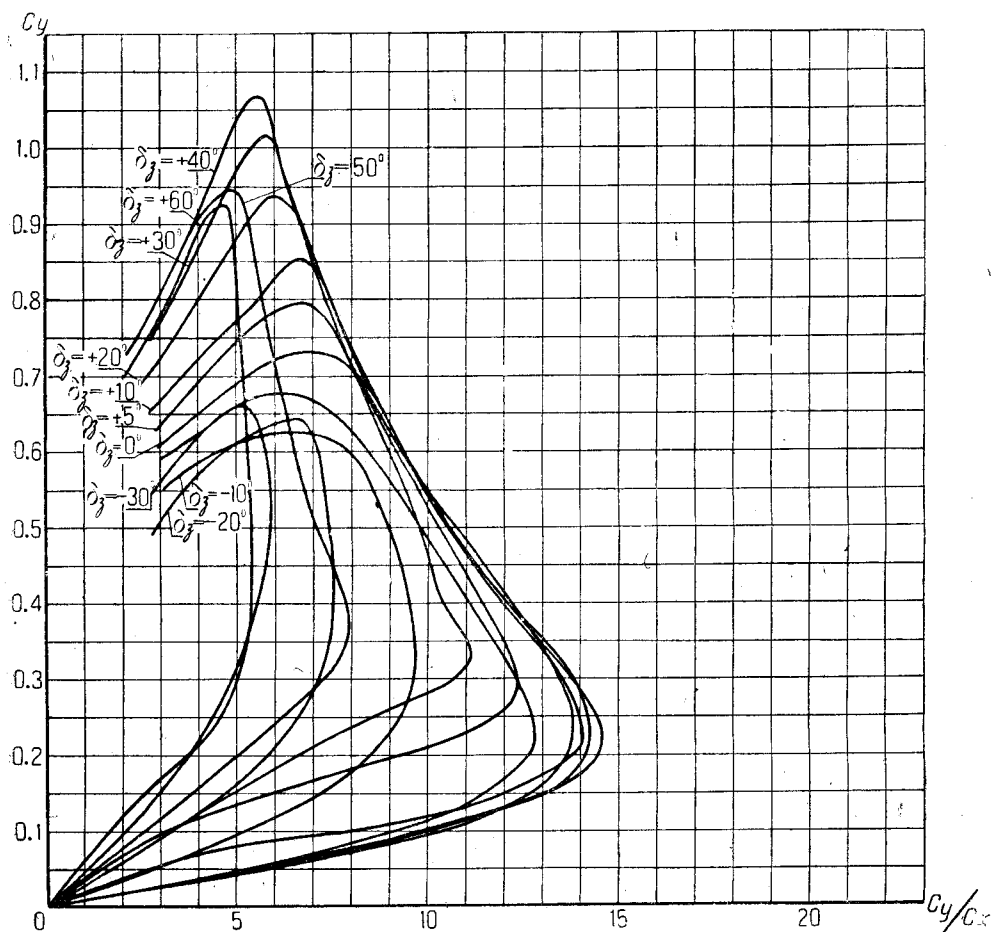


Фиг. 35. Сводная диаграмма для Лилиенталя дужки Р-П-п.



фиг. 36. Сводная диаграмма поляр Лиллентала дужки Р-П-п.

оси вращения закрылка можно было бы подобрать с таким расчетом, чтобы при нулевом отклонении закрылка координаты  $a$  и  $b$  были равны соответственно — 3 и 6 мм, а при больших углах (порядка ( $\delta_3 = 40^\circ$ ) закрылок занимал бы положение, идентичное с положением при координатах  $a = -4$  мм и  $b = 6,5$  мм. Однако, учитывая, что изменение максимального качества должно было бы быть

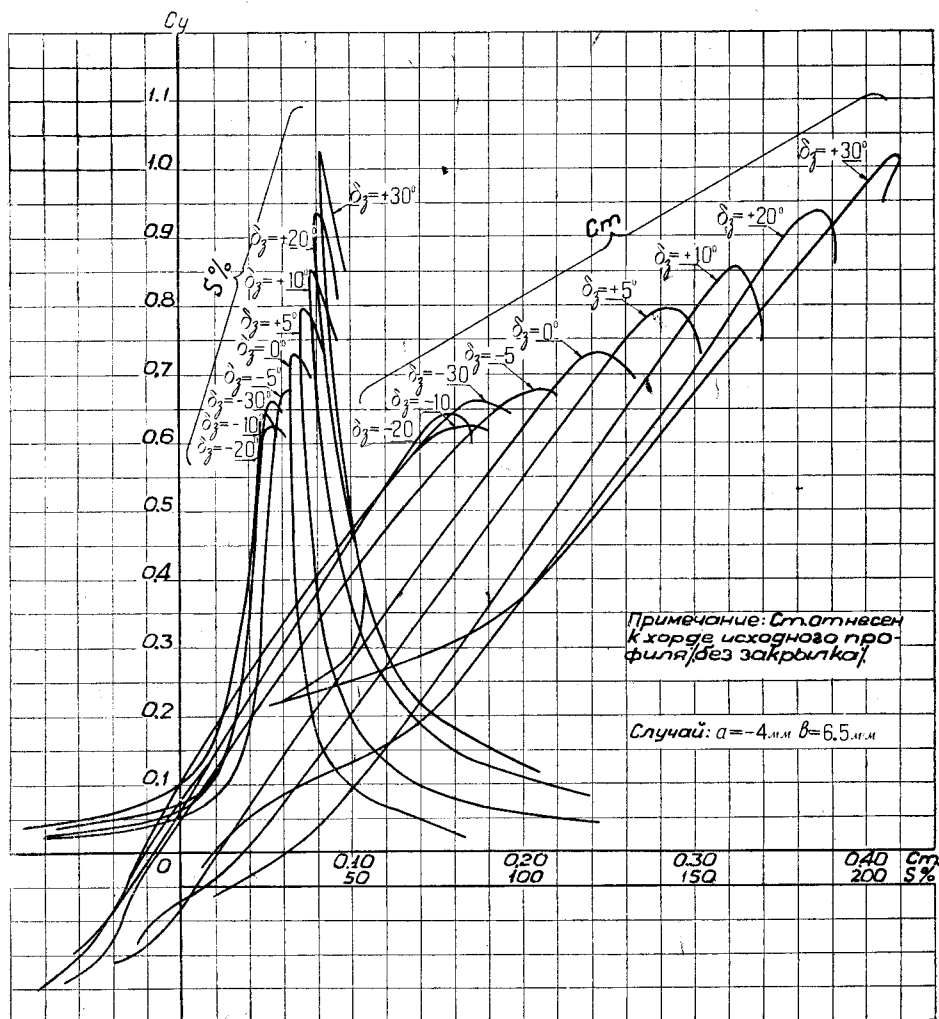


Фиг. 37. Сводная диаграмма кривых качества дужки Р-II-п. Случай:  $a = -4$  мм,  
 $b = 6,5$  мм.

не велико, а на основе приведенного здесь материала опытов подобрать наиболее выгодное положение оси вращения сможет сам конструктор, то во избежание задержки опытов место оси вращения было сохранено без изменений.

Чертеж профиля с подвесным закрылком в положении, определяемом координатами  $a = -4$  мм и  $b = 6,5$  мм, приведен на фиг. 33. Истинные значения координат  $a_{ист}$  и  $b_{ист}$ , соответствующие различным углам  $\delta_3$ , приведены в табл. 3.

Для удобства установки закрылка на уже готовом самолете в табл. 3 приведены также расстояния  $s_{ист}$  верхней поверхности закрылка от задней кромки основной части крыла (фиг. 33), измеренные по направлению перпендикуляра к хорде.



Фиг. 38. Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S^0/0$  дужки Р-II-п.

Таблица 3

Значения координат  $a$  и  $b$  в мм при  $a = -4 \text{ мм}$  и  $b = 6,5 \text{ мм}$

$\delta_j$	$-30^\circ$	$-20^\circ$	$-10^\circ$	$-5^\circ$	0	$5^\circ$	$10^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$	$40^\circ$	$45^\circ$
$a_{\text{ист}}$	-3,4	-3,8	-4,0	-4,1	-4,0	-3,9	-3,8	-3,3	-2,6	-1,7	-1,2
$b_{\text{ист}}$	10,3	9,0	7,8	7,2	6,5	5,9	5,2	4,0	2,8	1,9	1,5
$c_{\text{ист}}$	1,4	4,1	3,9	3,8	3,5	3,3	3,1	2,5	1,9	1,2	0,9

На фиг. 34, 35, 36, 37 и 38 приведены сводные диаграммы испытаний на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужки Р-II-п с закрылком в положении, определяемом координатами  $a = -4 \text{ мм}$  и  $b = 6,5 \text{ мм}$  (см. также табл. 4).

Значения коэффициентов  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужки Р-II-п при различных

$$\delta_3 = -30^\circ$$

$\alpha^\circ$	$-10^\circ$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$
$C_y$		-0,150	-0,078	-0,043	+0,003	0,062	0,118	0,176	0,237	0,297	0,328
$C_x$		0,0555	0,0430	0,0442	0,0449	0,0469	0,0490	0,518	0,0555	0,0605	0,666
$C_m$		-0,059	0,037	-0,031	-0,020	-0,010	+0,003	0,017	0,033	0,049	0,066

$$\delta_3 = -20^\circ$$

$C_y$	-0,243	-0,166	-0,077	-0,025	+0,032	0,090	0,120	0,212	0,275	0,338	0,400
$C_x$	0,0698	0,0456	0,0290	0,0275	0,0281	0,0297	0,0321	0,0351	0,0395	0,0455	0,0530
$C_m$		-0,064	-0,037	-0,028	-0,008	+0,006	0,021	0,037	0,052	0,068	0,085

$$\delta_3 = -10^\circ$$

$C_y$	-0,214	-0,175	-0,139	-0,082	-0,015	+0,056	0,132	0,197	0,252	0,310	0,371
$C_x$	0,0565	0,0352	0,0165	0,0129	0,0145	0,0178	0,0200	0,0231	0,0270	0,0320	0,0380
$C_m$	-0,082	-0,066	-0,054	-0,040	-0,024	-0,005	+0,016	0,032	0,046	0,060	0,076

$$\delta_3 = -5^\circ$$

$C_y$	-0,188	-0,150	-0,110	-0,054	+0,008	0,073	0,140	0,210	0,275	0,345	0,415
$C_x$	0,0495	0,0290	0,0130	0,012	0,0093	0,0100	0,0121	0,1165	0,0022	0,0290	0,0377
$C_m$	-0,062	-0,046	-0,036	-0,027	-0,012	+0,006	0,024	0,044	0,063	0,082	0,102

$$\delta_3 = 0^\circ$$

$C_y$	-0,162	-0,123	-0,075	-0,014	+0,055	0,121	0,187	0,255	0,325	0,395	0,465
$C_x$	0,0471	0,0264	0,0115	0,0084	0,0089	0,0103	0,0129	0,0175	0,0241	0,0324	0,0418
$C_m$	-0,040	-0,013	+0,002	0,019	0,037	0,055	0,073	0,092	0,113	0,133	0,153

$$\delta_3 = +5^\circ$$

$C_y$	-0,132	-0,078	-0,012	+0,056	0,125	0,197	0,266	0,336	0,405	0,475	0,542
$C_x$	0,0428	0,0229	0,0100	0,0092	0,0105	0,0139	0,0187	0,0251	0,0335	0,0440	0,0545
$C_m$	-0,025	-0,004	+0,032	0,055	0,076	0,097	0,118	0,139	0,159	0,180	0,199

$$\delta_3 = +10^\circ$$

$C_y$	-0,100	-0,028	+0,045	0,118	0,188	0,260	0,331	0,402	0,470	0,538	0,606
$C_x$	0,0400	0,0180	0,0090	0,0100	0,0135	0,0186	0,0250	0,0325	0,0415	0,0525	0,0652
$C_m$	-0,001	+0,044	+0,084	0,108	0,130	0,151	0,172	0,191	0,210	0,229	0,248

$$\delta_3 = +20^\circ$$

$C_y$	-0,002	+0,095	0,175	0,248	0,320	0,392	0,462	0,530	0,598	0,666	0,732
$C_x$	0,0345	0,0125	0,0132	0,0175	0,0239	0,0322	0,0415	0,0520	0,0635	0,0765	0,0910
$C_m$	0,012	0,068	0,132	0,162	0,185	0,207	0,229	0,248	0,269	0,289	0,308

$$\delta_3 = +30^\circ$$

$C_y$	0,088	0,218	0,302	0,375	0,452	0,528	0,600	0,672	0,735	0,802	0,864
$C_x$	0,0330	0,0209	0,0244	0,0320	0,0415	0,0525	0,0644	0,0769	0,0911	0,1065	0,1235
$C_m$	—	0,052	0,154	0,201	0,230	0,254	0,277	0,299	0,320	0,343	0,364

$$\delta_3 = +40^\circ$$

$C_y$	0,166	0,293	0,392	0,475	0,550	0,622	0,695	0,765	0,835	0,902	0,965
$C_x$	0,0335	0,0278	0,0365	0,0472	0,0580	0,0705	0,0846	0,1005	0,1176	0,1350	0,1540

$$\delta_3 = +50^\circ$$

$C_y$	0,207	0,320	0,397	0,460	0,518	0,574	0,629	0,685	0,735	0,782	0,826
$C_x$	0,0400	0,0415	1,0500	0,0618	0,0740	0,0862	0,0980	0,1102	0,1230	0,1352	0,1480

$$\delta_3 = +60^\circ$$

$C_y$	0,151	0,237	0,312	0,377	0,438	0,495	0,555	0,615	0,674	0,732	0,787
$C_x$	0,0562	0,0536	0,0605	0,0705	0,0810	0,0920	0,1030	0,1145	0,1271	0,1411	0,1550

углах  $\delta_3$  отклонения закрывка по испытаниям в трубе НК-1

$\delta_3 = -30^\circ$

12° 0,420 0,0740 0,084	14° 0,486 0,0825 0,107	16° 0,550 0,0925 0,125	18° 0,618 0,1075 0,148	20° 0,659 0,1240 0,170	22° 0,643 0,1416 0,192	24° 0,608 0,1605	26° 0,568 0,1796	28° 0,536 0,2040	30° 0,450 0,2685	32° 0,421 0,3005	34° 0,416 0,3320
---------------------------------	---------------------------------	---------------------------------	---------------------------------	---------------------------------	---------------------------------	------------------------	------------------------	------------------------	------------------------	------------------------	------------------------

$\delta_3 = -20^\circ$

0,465 0,0615 0,101	0,527 0,0714 0,117	0,595 0,0828 0,135	0,641 0,0955 0,156	0,630 0,1095 0,167	0,606 0,1246 0,170	0,572 0,1405	0,532 0,1575	0,492 0,1745	0,435 0,2305	0,413 0,2795	0,404 0,3110
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = -10^\circ$

0,430 0,0455 0,091	0,495 0,0543 0,109	0,558 0,0650 0,127	0,613 0,0795 0,150	0,625 0,0966 0,166	0,617 0,1152 0,181	0,598 0,1335	0,575 0,1540	0,552 0,1760	0,472 0,2332	0,417 0,2554	0,381 0,2689
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = -5^\circ$

0,482 0,0478 0,123	0,546 0,0590 0,145	0,607 0,0725 0,167	0,655 0,0884 0,189	0,677 0,1065 0,210	0,667 0,1268 0,220	0,630 0,1485	0,607 0,1715	0,589 0,1945	0,491 0,2548	0,441 0,2745	0,426 0,2843
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = 0^\circ$

0,532 0,0525 0,174	0,606 0,0645 0,195	0,677 0,0788 0,218	0,727 0,0960 0,238	0,725 0,1155 0,252	0,692 0,1360 0,265	0,662 0,1560	0,633 0,1655	0,610 0,2030	0,540 0,2575	0,476 0,2805	0,441 0,2930
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = +5^\circ$

0,612 0,0674 0,219	0,680 0,0815 0,238	0,748 0,0971 0,260	0,795 0,1152 0,282	0,775 0,1350 0,297	0,726 0,1550 0,304	0,688 0,1760	0,654 0,1974	0,623 0,2050	0,541 0,2765	0,482 0,3125	0,455 —
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	------------

$\delta_3 = +10^\circ$

0,673 0,0792 0,267	0,745 0,0943 0,287	0,811 0,1100 0,306	0,854 0,1270 0,322	0,788 0,1460 0,337	0,747 0,1660 0,339	0,710 0,1880	0,677 0,2105	0,652 0,2363	0,567 0,2525	0,512 0,2675	0,472 0,2735
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = +20^\circ$

0,798 0,1070 0,325	0,862 0,1235 0,343	0,918 0,1405 0,359	0,937 0,1586 0,374	0,872 0,1765 0,382	0,808 0,1960 0,377	0,756 0,2180	0,710 0,2455	0,670 0,2985	0,575 0,3315	0,520 0,3425	0,489 0,3505
--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = +30^\circ$

0,925 0,1415 0,384	0,980 0,1582 0,402	0,1020 0,1740 0,416	0,988 0,1887 0,416	0,908 0,2050 0,409	0,847 0,2225 0,408	0,796 0,2422	0,748 0,2730	0,747 0,3305	0,567 0,3450	0,520 0,3605	0,506 0,3810
--------------------------	--------------------------	---------------------------	--------------------------	--------------------------	--------------------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = +40^\circ$

1,025 0,1725	1,107 0,1900	1,042 0,2046	0,982 0,2139	0,907 0,2265	0,850 0,2476	0,802 0,2730	0,758 0,3025	0,615 0,3590	0,565 0,3771	0,536 0,3925	0,517 0,4080
-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

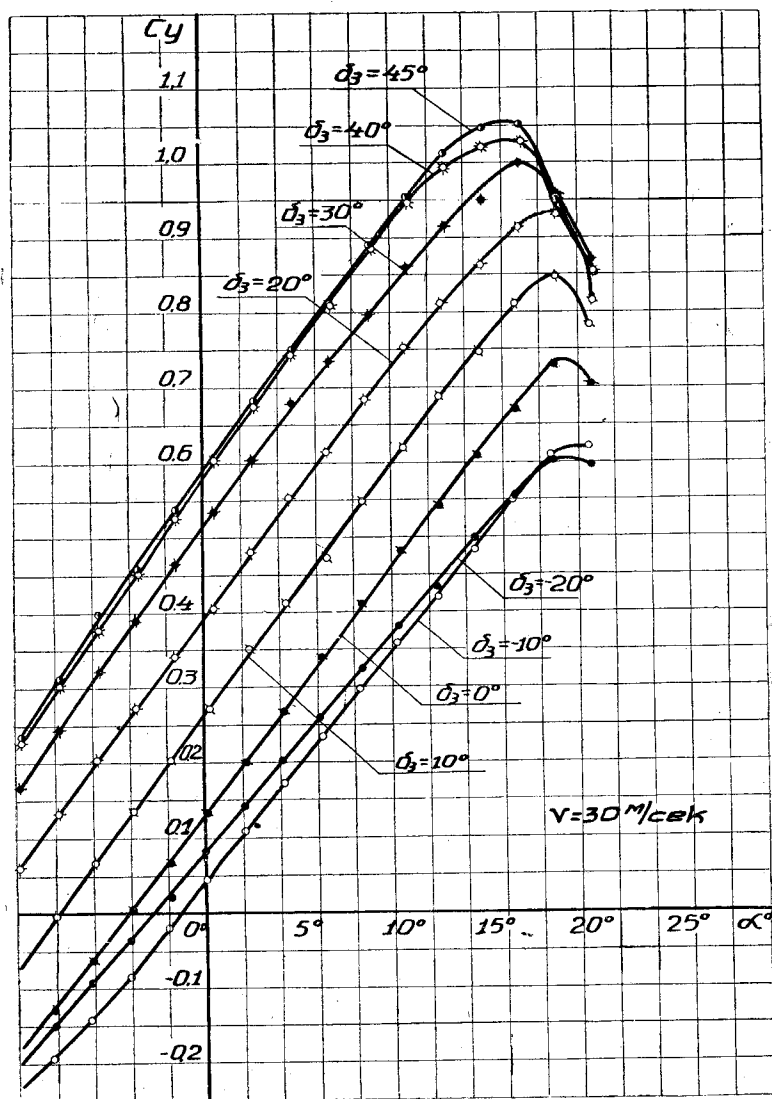
$\delta_3 = +50^\circ$

0,867 0,1590	0,912 0,1712	0,942 0,1851	0,936 0,2042	0,833 0,2363	0,825 0,2596	0,775 0,2875	0,727 0,3470	0,603 0,3840	0,558 0,3925	0,532 0,4085	0,514 0,4270
-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

$\delta_3 = +60^\circ$

0,838 0,1685	0,888 0,1815	0,923 0,1946	0,916 0,2092	0,840 0,2335	0,773 0,2580	0,738 0,2870	0,707 0,3470	0,590 0,3830	0,546 0,3955	0,518 0,4110	0,500 0,4310
-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------	-----------------

На фиг. 34 приведена сводная диаграмма кривых  $C_y$  по  $\alpha$  при различных углах  $\delta_3$ , а именно:  $\delta_3 = -30, -20, -10, -5, 0, 5, 10, 20, 30, 40, 50$  и  $60^\circ$ . Рассмотрение диаграмм показывает, что кривые  $C_y$  по  $\alpha$  располагаются правильно (без изломов) и производная

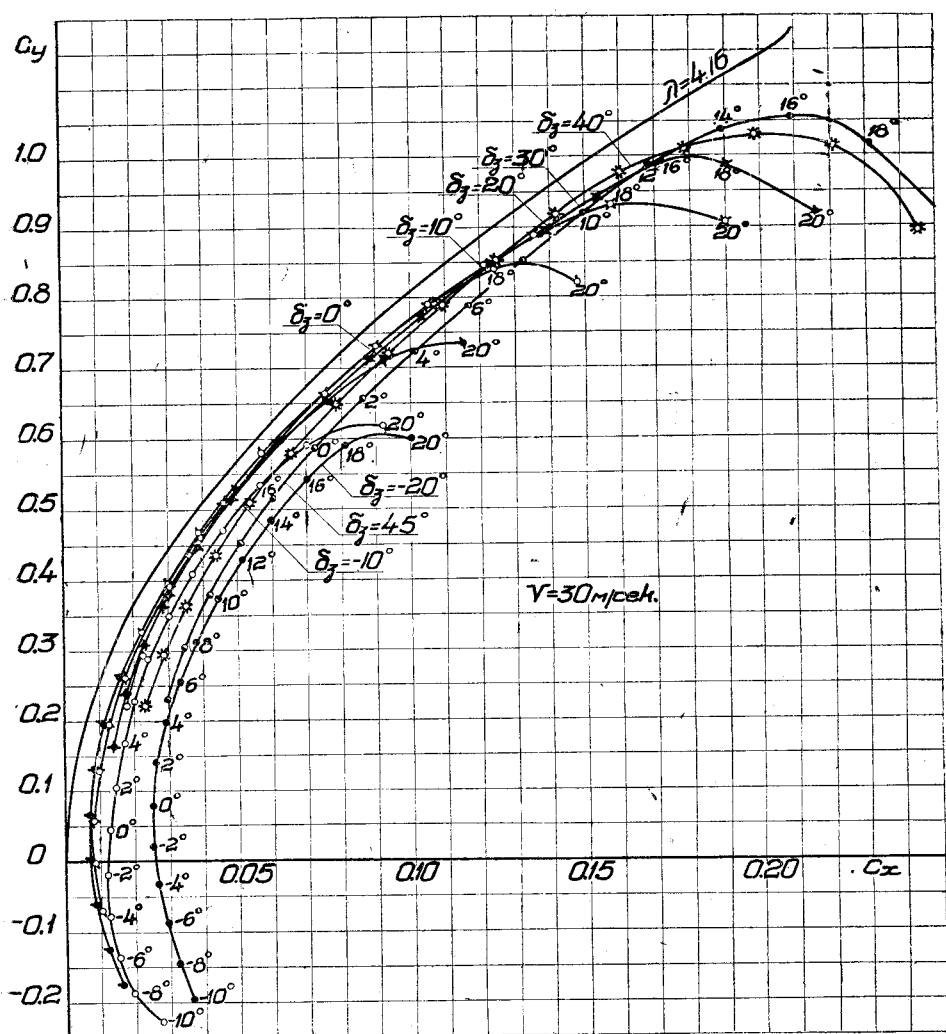


Фиг. 39. Диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-П-п.

$\frac{d C_y}{d \alpha}$  почти не меняется с изменением угла  $\delta_3$ . Исключение составляют лишь кривые, соответствующие углам  $\delta_3$ , большим  $40^\circ$ . При этих углах, повидимому, уже происходит срыв потока с верхней поверхности. Как это было отмечено и при рассмотрении предварительных испытаний, при отрицательных углах отклонения закрылка и отрицательных углах атаки кривые переплетаются. На причине этого явления мы уже выше останавливались. Такое течение кривых с точки

зрения более эффективной работы элеронов нежелательно. Есть некоторые соображения, позволяющие предвидеть, что, придавая закрылку иной профиль, этого явления можно будет избежать.

Далее, рассмотрение фиг. 34 показывает, что наибольший максимальный  $C_y$  равен 1,07 и соответствует углу  $\delta_3 = 40^\circ$ . Как еще было

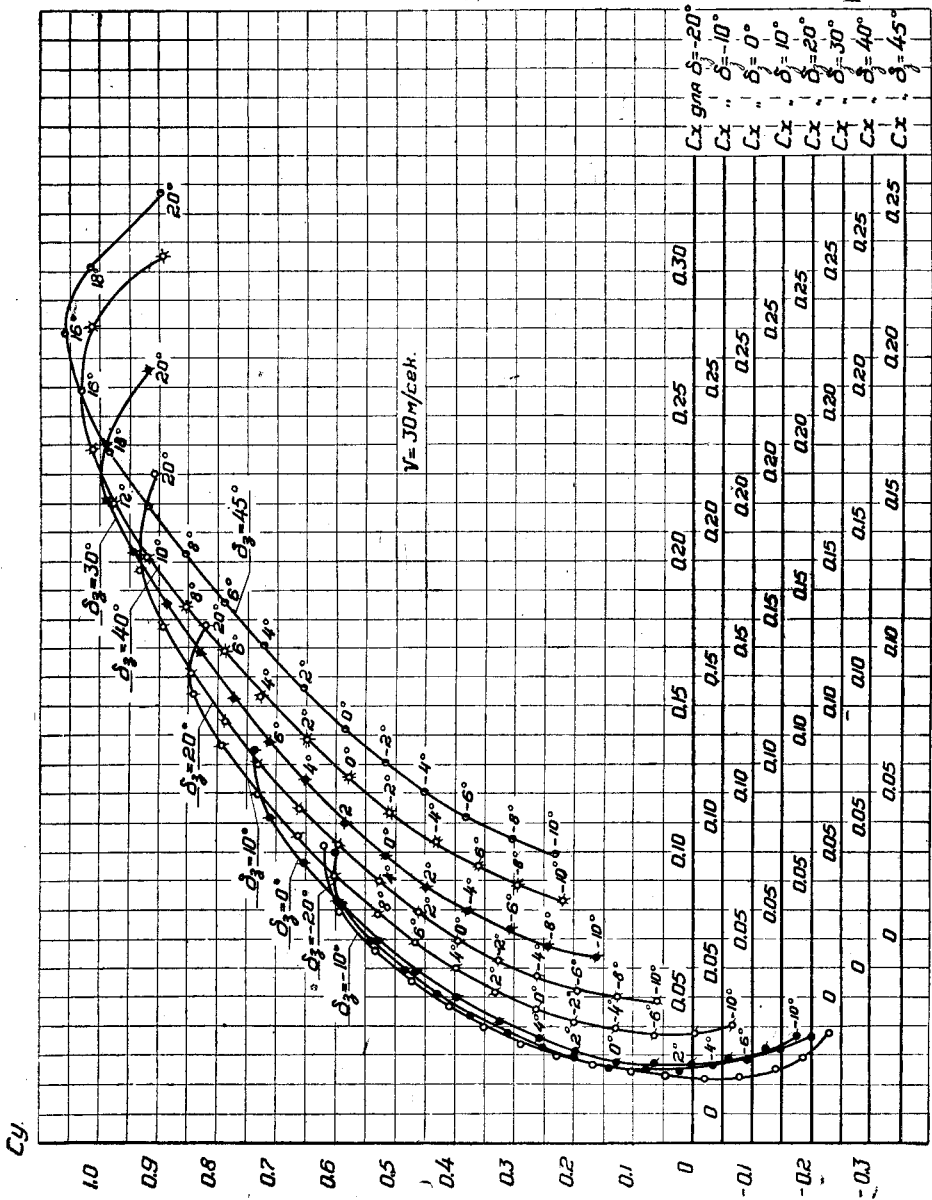


Фиг. 40. Сводная диаграмма поляра Лилиентала дужки Р-II-п.

упомянуто выше, коэффициент  $C_y$  относился к сумме площадей основной части и закрылка. Сравнение приводимых данных с данными испытаний крыла с обычным разрезным (дужка Р-II-а) закрылком<sup>1</sup> показывает, что крыло с подвесным закрылком в отношении  $C_{y_{\max}}$  менее эффективно, чем крыло с обычным разрезным закрылком. Действительно, тогда как  $C_{y_{\max}}$  дужки Р-II-а при  $\delta_3 = 20^\circ$  и  $\delta_3 = 40^\circ$  равен соответственно 1,05 и 1,23,  $C_{y_{\max}}$  дужки Р-II-п при этих же углах отклонения закрылка равен лишь 0,94 и 1,07. Если даже принять во

<sup>1</sup> См. Труды ЦАГИ, вып. 105.

внимание, что хорда закрылка дужки Р-II-п равнялась 20% от хорды совокупного профиля, а у дужки Р-II-а хорда закрылка равнялась 25% от хорды совокупного профиля, то все же приведенная разница в значениях  $C_{y_{max}}$  обеих дужек настолько велика, что влиянием одних



Фиг. 41. Сводная диаграмма поляр Лилиенталя дужки Р-II-п.

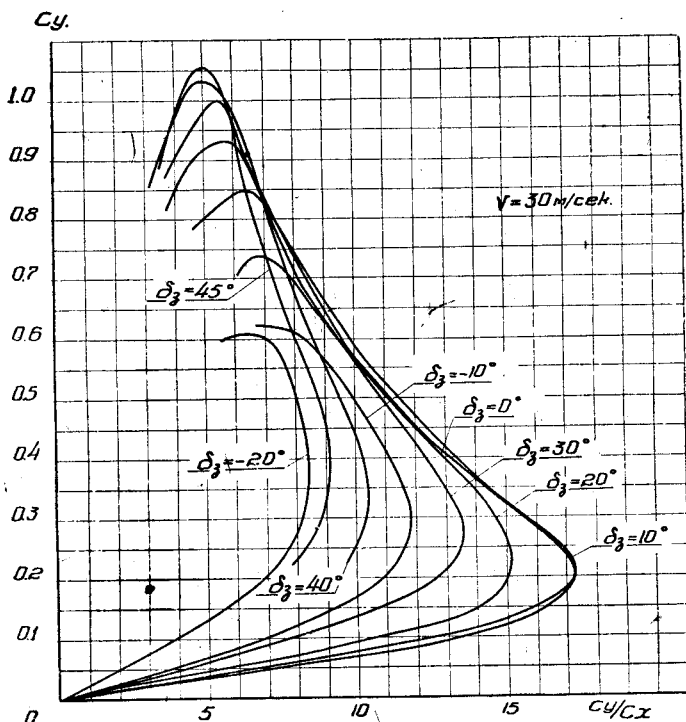
величин хорд закрывков не может быть объяснена. Повидимому, обтекание разрезного крыла с обычным закрывком, лучше, чем обтекание крыла с подвесным закрывком. Последнее объясняется различиями в формах щелей перед закрывками, от форм которых зависит обтекание крыла.

Из фиг. 34 видно, что по мере увеличения угла  $\delta_3$  посадочный угол атаки непрерывно уменьшается. Действительно, при  $\delta_3 = 0^\circ$   $C_{y_{max}}$

соответствует углу атаки, равному  $\alpha = 19^\circ$ , при угле  $\delta_3 = 40^\circ$   $C_{y_{\max}}$  соответствует углу  $\alpha = 14^\circ$ . У крыла с обычным закрылком наблюдается вполне аналогичное явление.

На фиг. 35 приведена сводная диаграмма поляр Лилиенталя дужки Р-II-п с подвесным закрылком в положении, определяемом координатами  $a = -4$  мм и  $b = 6,5$  мм.

Вследствие большого числа кривых, приведенных на фиг. 35, пользоваться ею в каждом частном случае затруднительно, — она дает лишь общее представление о течении поляр; между прочим она



Фиг. 42. Сводная диаграмма кривых качества дужки Р-II-п.

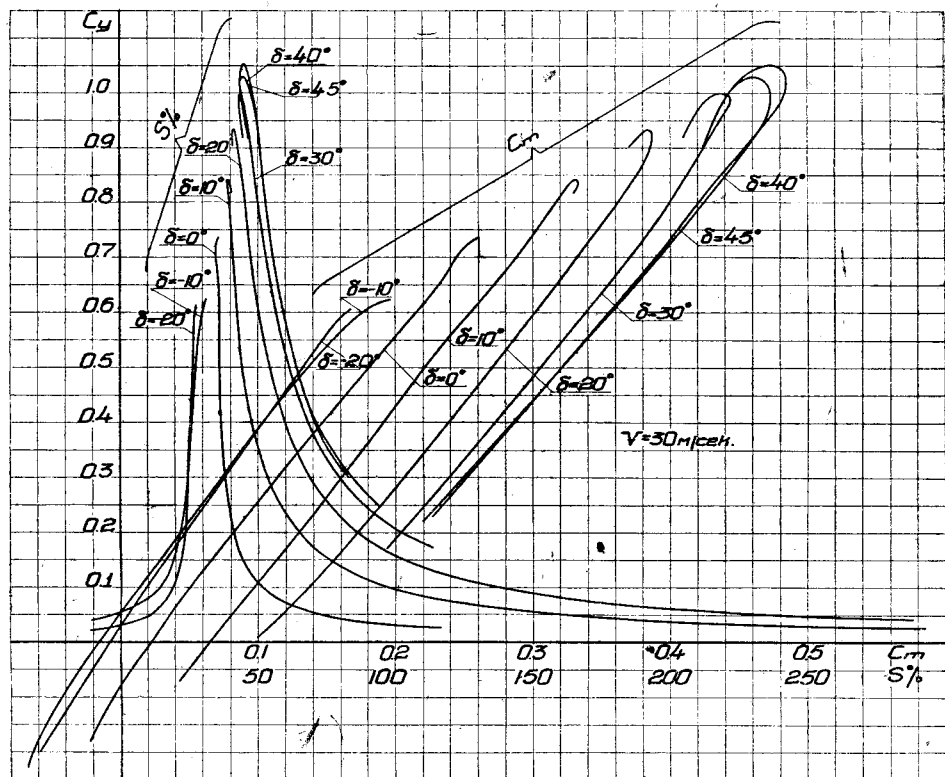
дает и огибающую поляр Лилиенталя. Для того чтобы можно было судить о течении каждой кривой в отдельности, на фиг. 36 приведены эти же самые поляры, но со сдвинутыми началами координат вдоль оси  $C_x$ . Каждая следующая поляра сдвинута вправо на расстояние, соответствующее величине  $C_x = 0,01$ . Для облегчения пользования диаграммой внизу диаграммы приведены масштабы величины  $C_x$  и начала координат, соответствующие определенным углам  $\delta_3$ .

Парабола индуктивного сопротивления, приведенная на фиг. 35, так же, как это было принято выше, является лишь условной параболой индуктивного сопротивления, вычисленной в предположении, что индуктивное сопротивление крыла с подвесным закрылком условно принимается равным индуктивному сопротивлению прямоугольного крыла, размах которого равняется размаху крыла с закрылком, а хорда равняется сумме хорд основной части крыла и закрылка.

Рассмотрение фиг. 35 показывает, что огибающая поляр Лилиенталя идет эквидистантно параболе индуктивного сопротивления. На летных углах атаки коэффициент профильного сопротивления в среднем равен 0,007, т. е. он больше по сравнению с его величиной в

случае положения закрылка, определяемого координатами  $a = -3$  мм и  $b = 6$  мм.

Довольно значительная величина коэффициента  $C_p$  в рассматриваемом случае (большая, чем у исходного профиля на величину 0,002) влечет за собой и сравнительно невысокое максимальное качество (фиг. 37), а именно  $(C_y/C_x)_{\max} = 14,7$ . На причине такого сравнительно невысокого максимального качества, соответствующего данному положению закрылка, мы уже выше останавливались.



Фиг. 43. Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S\%$  дужки Р-II-п.

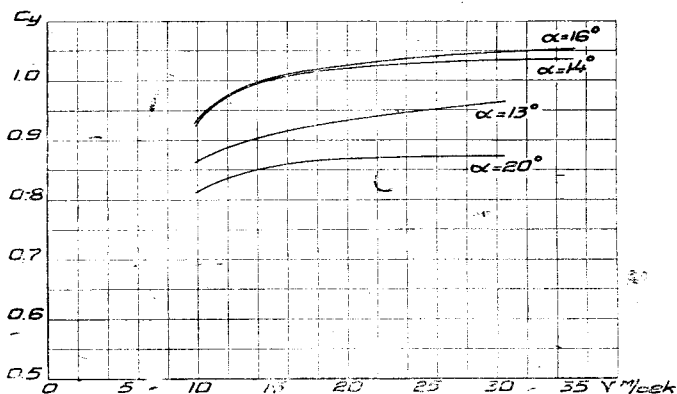
Если сравнить огибающую поляр Лилиентала дужки Р-II-п с подвесным закрылком с огибающей поляр Лилиентала дужки Р-II-а с обычным разрезным закрылком<sup>1</sup>, то все преимущества будут на стороне крыла с обычным разрезным закрылком. На величине  $C_{y_{\max}}$  мы уже останавливались. Что же касается сопротивления, то хотя даже при положении закрылка, определяемом координатами  $a = -3$  мм и  $b = 6$  мм увеличение коэффициента  $C_p$  крыла с подвесным закрылком (против его значения у основной его части) достигает всего лишь величины 0,001 (т. е. такое же увеличение, что и у крыла с обычным разрезным закрылком), однако, уменьшение относительного размаха  $\lambda$  (от  $\lambda = 5$  до  $\lambda = 4,16$ ) значительно снижает аэродинамические данные крыла с подвесным закрылком; так, например, максимальное качество дужки Р-II-а равно 18, а максимальное качество дужки Р-II-п достигает в лучшем случае лишь величины, равной

<sup>1</sup> см. Труды ЦАГИ, вып. 105. ;

$(C_y/C_x)_{\max} = 16$ . Таким образом нужно признать, что как в отношении величины наибольшего значения  $C_{y_{\max}}$ , так и в отношении сопротивления крыло с подвесным закрылком хуже, чем крыло с обычным разрезным закрылком.

С точки зрения применения подвесных закрылков в качестве элеронов необходимо отметить, что (фиг. 35 и 36) при отрицательных углах отклонения закрылка коэффициент профильного сопротивления с увеличением угла отклонения закрылка также, и притом значительно, увеличивается; наоборот, при положительных углах отклонения закрылка этого явления не наблюдается. Такое соотношение между сопротивлениями участков крыла, в которых элероны отклонены на различные по знаку углы, выгодно в отношении момента устойчивости пути.

Перейдем теперь к рассмотрению результатов испытания дужки Р-II-п на  $C_m$ . На фиг. 38 приведены кривые  $C_m$  и кривые переме-



Фиг. 44. Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-п по скоростям;  $\delta_3 = 40^\circ$ .

щения центра давления  $S$  % в функции  $C_y$ . При подсчете коэффициента  $C_m$  величина момента относилась к сумме площадей основной части крыла и закрылка, а за линейный размер принималась хорда основной части. Вследствие этого кривые положения центра давления указывают его расстояние от передней кромки в процентах от хорды основной части. Такой метод подсчета был выбран с целью обеспечения сравнения кривых перемещения центра давления по крылу с подвесным закрылком и по крылу с обычным разрезным закрылком.

Нужно отметить, что аэродинамические весы в трубе НК-I позволяют определять лишь подъемную силу и лобовое сопротивление; определение момента производится на другом (центровом) приборе вслед за продувкой на полярю. Кроме того, из-за деформации данного прибора (что учитывается особой тарировкой) при замере очень больших моментов приходится проводить опыты на пониженной скорости (вместо  $v = 30$  м/сек  $v = 20-25$  м/сек.) Последнее имеет место как раз при продувке разрезных крыльев с закрылками при больших положительных углах их отклонений. Вследствие этого на испытания при больших положительных углах отклонения закрылка не следует смотреть как на очень точные, — они скорее могут дать лишь качественное представление о величине момента, соответствующего данным углам отклонения закрылка.

Сделав это предварительное замечание, перейдем к рассмотрению результатов испытания дужки Р-II-п на  $C_m$  (фиг. 38). Сравнение кривой  $C_m$  по  $C_y$  дужки Р-II-п при  $\delta_3 = 0^\circ$  с кривой  $C_m$  основной части крыла (фиг. 3) показывает, что у крыла с подвесным закрылком значение  $C_{m_0}$  немного меньше, чем у основной части крыла. Если принять во внимание, что величина  $C_m$  отнесена к хорде основной части и пересчитать величину  $C_m$ , относя ее к хорде совокупного профиля, то разница получится больше, а именно —  $C_{m_0} = 0,0175$ , тогда как у профиля Р-II (фиг. 3) она равняется  $C_{m_0} = 0,0245$ . Что касается величины производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$ , то при таком пересчете она у дужки Р-II-п равняется 23,6, тогда как у дужки Р-II она равняется 22,8. У дужки с обычным разрезным закрылком<sup>1</sup> (дужка Р-II-а) соответствующие величины равны:  $C_{m_0} = 0,0145$  и  $\frac{dC_m}{dC_y} = 23,6$ . Таким образом в отношении величины  $C_{m_0}$  дужка Р-II-п с подвесным закрылком представляет собой промежуточный случай между неразрезным крылом и крылом с обычным разрезным закрылком, в отношении же величины производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$  данные дужки Р-II-п совпадают с данными дужки Р-II-а.

Что касается кривых  $C_m$  при других углах отклонения закрылка (при  $\delta_3 \neq 0^\circ$ ), то нужно отметить, что с увеличением  $\delta_3$  значение  $C_{m_0}$  также до известного предела увеличивается при сохранении производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$  неизменной. Дальнейшее увеличение угла отклонения закрылка влечет за собой нарушение закономерности. Это нарушение закономерности изменения  $C_{m_0}$  вместе с изменением угла  $\delta_3$ , повидимому, обуславливается отрывом потока на нижней поверхности крыла при отрицательных углах атаки и при малых скоростях потока, на которых и производились данные эксперименты. Что касается перемещения центра давления, то, как видно из диаграммы, упомянутое увеличение значения  $C_m$  вместе с увеличением угла  $\delta_3$  влечет за собой перемещение центра давления к задней кромке.

Рассмотрение кривых  $C_m$  при отрицательных  $\delta_3$  показывает, что уже при  $\delta_3 = -5^\circ$  значение  $C_{m_0}$  становится отрицательным, и следовательно, крыло с подвесным закрылком, отклоненным на весьма небольшой отрицательный угол, будет иметь нулевое значение  $C_m$  при  $C_y = 0$ . Характер изменения величины  $C_m$  при отрицательных значениях  $\delta_3$  не обнаруживает какой-либо закономерности. Здесь, повидимому, сказывается та же причина, которая вызвала и незакономерное изменение кривых коэффициента  $C_y$  (фиг. 34) при отрицательных  $\delta_3$ .

### Опыты в трубе Т-I

После окончания опытов в трубе НК-I были проведены контрольные опыты при большом числе Рейнольдса. Для этого дужка Р-II-п была испытана в трубе Т-I (труба с закрытой рабочей частью.  $D=3$  мм при скорости потока  $v=30$  м/сек). Линейные размеры модели были в два раза больше, чем размеры модели, испытанной в трубе НК-I, т. е.  $l=1500$  мм, и хорда основной части  $b=300$  мм. Число Рейнольдса, соответствовавшее этим размерам и скорости

<sup>1</sup> См. Труды ЦАГИ, вып. 105.

Значение коэффициентов  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дуги Р-II-п при различных углах  $\delta_3$  отклонения закрылка по испытанию в трубе Т-1 $\delta_3 = -20^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	-0,145	-0,090	-0,033	+0,024	0,081	0,138	0,197	0,255	0,313	0,370	0,428	0,485	0,540	0,592	0,611
$C_x$	0,0320	0,029	0,0265	0,0250	0,0250	0,0253	0,0292	0,0330	0,0380	0,0440	0,0510	0,0600	0,0697	0,0810	0,1000
$C_m$	-0,045	-0,031	-0,016	+0,001	0,014	0,030	0,046	0,063	0,080	0,096	0,113	0,128	0,144	0,161	0,168

 $\delta_3 = -10^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	-0,187	-0,136	-0,081	-0,019	+0,045	0,104	0,165	0,225	0,287	0,347	0,408	0,471	0,533	0,592	0,60
$C_x$	0,0190	0,0150	0,0125	0,0119	0,0129	0,0145	0,0168	0,0201	0,0241	0,0301	0,0370	0,0457	0,0565	0,0699	0,0921
$C_m$	-0,062	-0,052	-0,041	-0,021	+0,002	0,015	0,034	0,051	0,070	0,087	0,107	0,127	0,148	0,173	0,191

 $\delta_3 = 0^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	-0,123	-0,060	+0,003	0,067	0,130	0,193	0,258	0,326	0,393	0,461	0,525	0,591	0,652	0,711	0,730
$C_x$	0,0120	0,0087	0,0072	0,0071	0,0077	0,0113	0,0160	0,0220	0,0300	0,0393	0,0502	0,0620	0,0769	0,0919	0,1150
$C_m$	-0,011	+0,006	+0,024	0,041	0,060	0,081	0,101	0,123	0,145	0,168	0,190	0,213	0,233	0,248	0,256

 $\delta_3 = +10^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	-0,004	+0,064	0,130	0,197	0,263	0,330	0,397	0,462	0,530	0,597	0,663	0,728	0,787	0,840	0,820
$C_x$	0,0080	0,0072	0,0087	0,0112	0,0160	0,0225	0,0301	0,0386	0,0491	0,0617	0,0752	0,0900	0,1068	0,1240	0,1480
$C_m$	-0,064	+0,086	0,167	0,129	0,149	0,170	0,191	0,210	0,231	0,254	0,276	0,296	0,313	0,330	0,331

 $\delta_3 = +20^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	-0,125	0,192	0,258	0,325	0,393	0,460	0,527	0,594	0,660	0,723	0,785	0,842	0,893	0,930	0,904
$C_x$	0,0100	0,0125	0,0168	0,0230	0,0300	0,0394	0,0500	0,0620	0,0750	0,0900	0,1048	0,1210	0,1375	0,1572	0,1895
$C_m$	0,147	0,170	0,192	0,215	0,237	0,258	0,279	0,300	0,320	0,333	0,358	0,374	0,385	0,386	0,370

 $\delta_3 = +30^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	0,236	0,307	0,377	0,449	0,515	0,584	0,647	0,710	0,770	0,830	0,887	0,942	0,988	0,910	0,915
$C_x$	0,0175	0,0230	0,0300	0,0386	0,0485	0,0605	0,0740	0,0879	0,1026	0,1180	0,1355	0,1533	0,1710	0,1905	0,2160
$C_m$	0,216	0,241	0,265	0,285	0,310	0,333	0,354	0,374	0,392	0,407	0,421	0,435	0,443	0,447	0,409

 $\delta_3 = +40^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	0,292	0,363	0,433	0,507	0,577	0,648	0,717	0,786	0,851	0,915	0,973	1,009	1,029	1,012	0,895
$C_x$	0,285	0,350	0,416	0,485	0,555	0,628	0,698	0,769	0,834	0,893	0,958	1,018	1,082	1,148	0,2448
$C_m$	0,246	0,272	0,298	0,324	0,349	0,375	0,398	0,420	0,441	0,461	0,473	0,472	0,462	0,428	0,431

 $\delta_3 = +45^\circ$ 

$\alpha$	$-8^\circ$	$-6^\circ$	$-4^\circ$	$-2^\circ$	$0^\circ$	$2^\circ$	$4^\circ$	$6^\circ$	$8^\circ$	$10^\circ$	$12^\circ$	$14^\circ$	$16^\circ$	$18^\circ$	$20^\circ$
$C_y$	0,302	0,375	0,448	0,518	0,587	0,656	0,724	0,792	0,858	0,921	0,985	1,035	1,055	1,020	0,895
$C_x$	0,340	0,418	0,491	0,560	0,629	0,698	0,766	0,834	0,899	0,962	1,024	1,083	1,142	1,200	0,2575
$C_m$	0,253	0,278	0,303	0,328	0,351	0,375	0,397	0,419	0,440	0,461	0,481	0,484	0,472	0,449	0,431

потока  $v=30$  м/сек, равнялось  $R_e \approx 720\,000$ . При подсчете числа Рейнольдса за линейный размер принималась длина хорды совокупного профиля. Модель испытывалась на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  на трехкомпонентных весах, с закрылком в положении, идентичном положению, при котором проводились опыты в трубе НК-I, т. е. при координатах  $a=-8$  мм и  $b=13$  мм. Опыты проводились при отклонениях закрылка, на углы  $\delta_3 = -20, -10, 0, 10, 20, 30, 40$  и  $45^\circ$ .

На фиг. 39 приведена сводная диаграмма испытания дужки Р-II-п на  $C_y$  по  $\alpha$  при различных углах  $\delta_3$  (см. также табл. 5).

Рассмотрение диаграммы показывает, что при  $\delta_3 = 0^\circ$   $C_{y\max} = 0,735$ , т. е. совпадает со значением, полученным в трубе НК-I. Что касается значения  $C_{y\max}$  при  $\delta_3 = 40^\circ$ , то оно немного меньше, а именно —  $C_{y\max} = 1,03$  в отличие от  $C_{y\max} = 1,07$ , полученного в трубе НК-I; однако испытания в Т-I показывают, что при дальнейшем возрастании угла  $\delta_3$   $C_{y\max}$  еще продолжает немного возрастать. Так, при  $\delta_3 = 45^\circ$   $C_{y\max} = 1,055$ , т. е. лишь немного меньше наибольшего  $C_{y\max}$ , полученного в трубе НК-I. Течение кривых  $C_y$  показывает, что при дальнейшем возрастании угла  $\delta_3$  вряд ли можно ожидать увеличения  $C_{y\max}$  и, следовательно, цифру  $C_{y\max} = 1,055$  нужно считать за оптимальную. Меньшие значения  $C_{y\max}$ , полученные в трубе Т-I, по сравнению с соответствующими значениями, полученными в трубе НК-I, вряд ли обуславливаются влиянием изменения числа Рейнольдса (ниже это будет доказано); расхождения в значениях  $C_{y\max}$  скорее объясняются несоответствиями в замеры скорости в обеих трубах. Заключение о несоответствии в замеры скорости потока можно вывести из сравнения величин производных  $\frac{dC_y}{d\alpha}$ ; производная  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  согласно испытаниям, проведенным в трубе Т-I, оказывается на 5,5% меньше соответствующей величины, вычисленной согласно испытаниям, проведенным в трубе НК-I.

Далее из диаграммы видно, что при отрицательных углах отклонения закрылка опять имеет место пересечение кривых  $C_y$  по  $\alpha$ ; кривая  $C_y$  по  $\alpha$  при  $\delta_3 = -20^\circ$  располагается выше, чем кривая  $C_y$ , соответствующая углу  $\delta_3 = -10^\circ$ . Лишь на больших углах атаки кривые располагаются правильно. Причина такого расположения кривых была выше нами разобрана.

Сравнение величины посадочных углов атаки показывает, что при малых углах  $\delta_3$ , максимальной подъемной силы дужка достигает при угле атаки  $\alpha = 19^\circ$ , при больших углах отклонения закрылка посадочный угол уменьшается и при  $\delta_3 = 40^\circ$  и  $\delta_3 = 45^\circ$  посадочный угол равняется  $\alpha_{\text{пос}} = 16^\circ$ . Согласно испытаниям в трубе НК-I, разница в посадочных углах атаки была больше, а именно: при малых  $\delta_3$   $\alpha_{\text{пос}} = 19^\circ$ , а при больших  $\delta_3$   $\alpha_{\text{пос}} = 14^\circ$ . Возможно, что при дальнейшем возрастании числа Рейнольдса диапазон летных углов при больших углах отклонения закрылка еще больше возрастет.

Рассмотрим теперь испытания в трубе Т-I дужки Р-II-п на  $C_x$ . На фиг. 40 приведена сводная диаграмма поляр Лилиентала. Сравнение их огибающей с огибающей поляр Лилиентала дужки Р-II-п, полученной в результате испытаний в трубе НК-I (фиг. 35), показывает, что в отличие от последней, огибающая поляр Лилиентала располагается эквидистантно параболе индуктивного сопротивления только до значения  $C_y = 0,6$ , далее она начинает все более и более отодвигаться вправо.

Что касается величины коэффициента профильного сопротивления

то оказывается, что при большем числе Рейнольдса коэффициент  $C_y$  профильного сопротивления значительно меньше, а именно: при числе Рейнольдса  $R_e = 360\,000$  (труба НК-I) коэффициент профильного сопротивления в среднем равняется  $C_p = 0,007$ ; при числе Рейнольдса  $R_e = 720\,000$  (труба Т-I) коэффициент  $C_p$  в среднем на участке от  $C_y = 0$  до  $C_y = 0,6$  равняется  $C_p = 0,0053$ . Уменьшение коэффициента  $C_p$  значительно сказывается на увеличении максимального качества, максимальное качество возрастает с  $(C_y/C_x)_{\max} = 14,7$  (фиг. 37) до  $(C_y/C_x)_{\max} = 17,3$  (фиг. 42), причем любопытно отметить, что и при угле  $\delta_3 = 10^\circ$  максимальное качество также равняется 17,3. Уменьшение коэффициента профильного сопротивления имеет место при всех углах  $\delta_3$ , что легко проследить, сравнивая поляры Лилиенталя, вычерченные на диаграммах, со сдвинутыми началами координат. (фиг. 36 и 41).

Перейдем теперь к сравнению испытаний на  $C_m$ . На фиг. 43 приведена сводная диаграмма испытания на  $C_m$  дужки Р-II-п в трубе Т-I. Рассмотрение этой диаграммы показывает, что в расположении кривых  $C_m$  наблюдается значительно большая закономерность, чем по данным испытаний в трубе НК-I: значения  $C_m$  на данных  $C_y$  с возрастанием  $\delta_3$  также возрастают. Изломы в кривых  $C_m$  также не наблюдается. Нужно отметить, что изломы в кривых  $C_m$ , наблюдавшиеся ранее, были вызваны скорее несоответствиями в скоростях потока в трубе НК-I, при которых производились испытания на  $C_y$  и на  $C_m$ . Нарушение плавного обтекания крыла, вызывавшее изломы в кривых  $C_m$ , имеет место, повидимому, лишь при очень малых числах Рейнольдса, при которых и производились испытания на  $C_m$  в трубе НК-I при больших углах  $\delta_3$ .

Рассмотрение фиг. 43 далее показывает, что нарушение закономерности изменения величины  $C_m$  наступает лишь при углах  $\delta_3 > 40^\circ$  и при углах  $\delta_3 < -10^\circ$ ; здесь, повидимому, уже сказывается нарушение плавного обтекания, а именно — срыв потока с верхней поверхности крыла в первом случае и подтормаживание потока на нижней поверхности крыла передней кромкой закрылка — во втором случае. Влияние этого торможения потока на величину  $C_y$  мы уже выше разобрали.

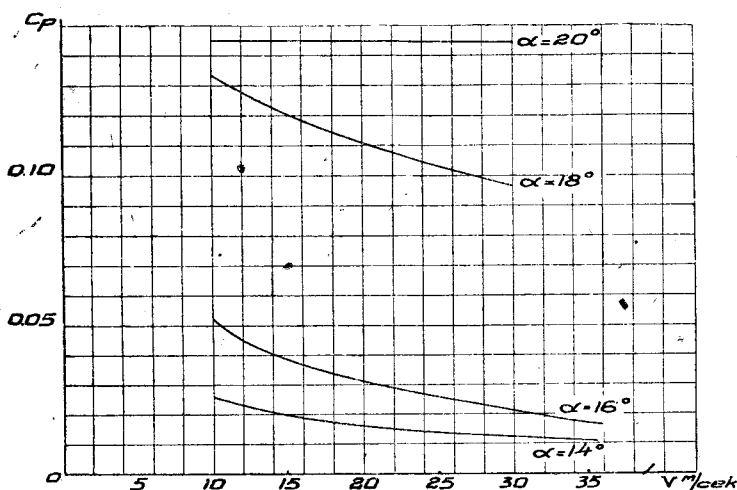
В отношении величины  $C_{m0}$  и величины производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$  сравнение фиг. 38 и 43 показывает, что значения  $C_{m0}$  при  $\delta_3 = 0^\circ$  практически совпадают (расхождения находятся в пределах ошибок опыта); напротив, в значениях производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$  имеет место расхождение, а именно — величина производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$ , согласно испытаниям в трубе Т-I (при отнесении величины  $C_m$  к хорде совокупного профиля), оказывается равной 26,6, тогда как, согласно испытаниям в трубе НК-I, производная  $\frac{dC_m}{dC_y}$  равнялась 23,6. Необходимо отметить, что значение производной  $\frac{dC_m}{dC_y}$ , вычисленное согласно испытаниям в трубе Т-I, оказывается больше величины производной, вычисленной согласно испытаниям в трубе НК-I и для других дужек.

С целью получения более явной закономерности изменения коэффициентов  $C_y$  и  $C_p$  от числа Рейнольдса дужка Р-II-п была испытана в трубе Т-I при различных скоростях. Опыты проводились на больших углах атаки, так как число Рейнольдса более всего сказывается

на величине коэффициентов, соответствующих этим углам. Дужка испытывалась при  $\alpha = 14, 16, 18^\circ$  и  $20^\circ$  в диапазоне скоростей от  $v = 10$  м/сек до  $v = 30-35$  м/сек. Число Рейнольдса, соответствующее этим скоростям, менялось от 240 000 до 720 000—840 000. Результаты этих испытаний приведены на фиг. 44 и 45.

Из фиг. 44 видно, что при всех углах атаки  $\alpha$  с возрастанием скорости (числа Рейнольдса) величина  $C_y$  также возрастает, причем наиболее значительное увеличение коэффициента  $C_y$  происходит в диапазоне от  $v = 10$  м/сек до  $v = 20$  м/сек. Соответствующие этим пределам скоростей пределы числа Рейнольдса равны 240 000 и 480 000. Число Рейнольдса, при котором производились испытания в трубе НК-1, как раз лежит в этих пределах.

Таким образом мы видим, что на отмеченном выше понижении величины  $C_{y \max}$  в трубе Т-1, против соответствующего значения  $C_{y \max}$



Фиг. 45. Зависимость коэффициента  $C_p$  профильного сопротивления дужки Р-II-п от скорости.  $\delta_3 = 40^\circ$ .

по данным испытаний в трубе НК-1, сказывается не увеличение числа Рейнольдса, а какая-то другая причина.

Подводя итог испытаниям дужки Р-II-п на  $C_y$  по скоростям и учитывая тенденцию возрастания коэффициента  $C_y$  с возрастанием числа Рейнольдса, можно предполагать, что в натуре понижение величины  $C_{y \max}$  против его значений при малых числах Рейнольдса не будет иметь места.

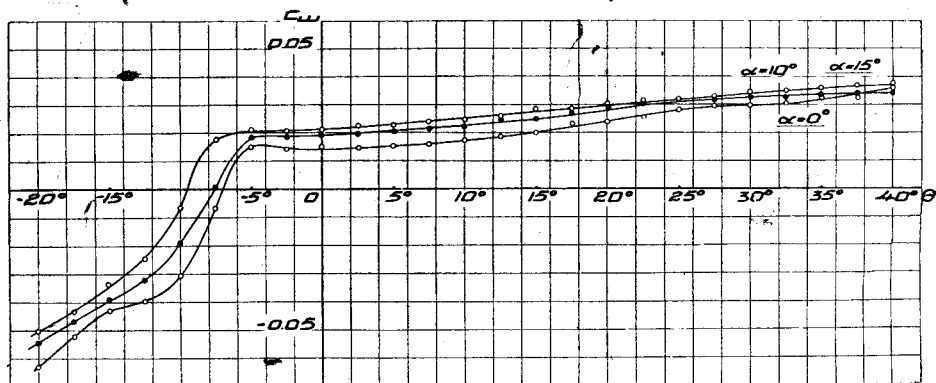
Перейдем теперь к рассмотрению испытаний дужки Р-II-п на  $C_x$ . На фиг. 45 приведена сводная диаграмма изменения коэффициента  $C_p$  профильного сопротивления от скорости. Коэффициент профильного сопротивления определялся как разность между замеренным коэффициентом  $C_x$  лобового сопротивления и коэффициентом  $C_i$  индуктивного сопротивления, вычисленным по данным диаграммы фиг. 44 в предположении, что относительный размах дужки равнялся  $\lambda = 4,16$ .

Рассмотрение фиг. 45 показывает, что с увеличением скорости (числа Рейнольдса) при  $\alpha = 14^\circ$ ,  $\alpha = 16^\circ$  и  $\alpha = 18^\circ$  коэффициент профильного сопротивления непрерывно уменьшается. Лишь при  $\alpha = 20^\circ$ , т. е. на угле атаки, многим больше посадочного угла, коэффициент  $C_p$  сохраняет постоянное значение. Последнее, повидимому, объясняется тем, что крыло на этом угле атаки обтекается не плавно, а с уже устойчивым срывом потока с верхней поверхности, причем увеличение скоро-

сти от  $v = 10$  м/сек до  $v = 30$  м/сек мало меняет обтекание профиля. Однако не исключена возможность, что при дальнейшем возрастании скорости (числа Рейнольдса) коэффициент профильного сопротивления сможет значительно — и притом резко — упасть.

Итак, проведенные дополнительные испытания на  $C_x$  по  $v$  полностью подтвердили результаты сравнения испытаний на  $C_x$  в трубах НК-I и Т-I и показали, что, так же как и у других крыльев, коэффициент  $C_x$  профильного сопротивления крыла с подвесным закрылком уменьшается с увеличением числа Рейнольдса.

По окончании опытов на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  были проведены опыты на шарнирный момент закрылка. Ввиду малых размеров модели, испытывавшейся в трубе НК-I, и проистекших от этого погрешностей опыты, проведенные в этой трубе, были признаны недостаточно точными, и поэтому результаты испытаний в данной работе не приводятся. Мы ограничиваемся лишь испытаниями в трубе Т-I. На фиг. 46 приведена сводная диаграмма этих испытаний.



Фиг. 46. Сводная диаграмма испытаний на  $C_{ш}$  закрылка дужки F-I-I-п

Рассмотрение диаграммы показывает, что производная  $\frac{dC_{ш}}{d\alpha}$  в пределах от  $\delta_3 = -5^\circ$  до  $\delta_3 = 40^\circ$  чрезвычайно мала, лишь при  $\delta_3 < -5^\circ$  при всех углах атаки значения коэффициента  $C_{ш}$  закрылка резко уменьшаются. При  $\alpha = 0^\circ$  и  $\delta_3 = -4^\circ$  обнаруживается небольшая перекompенсация. Ввиду малости величины перекompенсации ее устранение вполне возможно небольшими изменениями профиля передней части закрылка. Точно так же, придавая передней части закрылка несколько иное очертание, будет возможно избежать излома в кривых  $C_{ш}$  или, во всяком случае, сместить его на большие отрицательные углы (порядка  $\delta_3 = -10^\circ$ ). Если бы этого удалось достигнуть, то установка подвесных элеронов на больших самолетах была бы вполне рациональна, так как при соответствующем механизме дифференциального управления элеронами можно было бы добиться весьма хороших результатов как в отношении эффективности элеронов, так и в отношении легкости управления ими (малые давления на ручку).

$$C_{ш} = \frac{M_{ш}}{\rho S_3 v^2 b_3},$$

где  $S_3$  — площадь закрылка,  $b_3$  — хорда закрылка.

## Опыты в полете

К сожалению, провести специальные опыты в полете для проверки результатов экспериментов, проведенных в аэродинамической трубе, не представилось возможности (они и не были предусмотрены планом работы), но все же некоторые данные о работе подвесных закрылков на самолете и о его наиболее выгодном положении относительно основной части крыла удалось получить. Под этими данными мы подразумеваем данные летных испытаний, проведенных в Секции летных исследований ЭАО по устранению вибраций горизонтального оперения на одном из самолетов ЦАГИ.

Для устранения вибраций на самолете по бокам фюзеляжа были установлены подвесные закрылки того же профиля, что и профиль закрылка, с которым производились описанные выше опыты в аэродинамической трубе. Общий размах закрылков равнялся 8 м при размахе крыла равном 22 м. Длина хорды закрылков равнялась 390 мм. Хотя полностью задача об устранении вибраций горизонтального оперения при помощи одних подвесных закрылков и не решалась, однако, вибрации значительно уменьшались. Полностью вибрации горизонтального оперения были устранены лишь при совместном применении подвесных закрылков и устранении неудачного, с точки зрения „обтекаемости“, сочетания моторных коков с крылом. Однако одно последнее мероприятие также полностью не решало задачи.

В результате многочисленных полетов с различными положениями закрылков и различными углами их отклонения, которые постепенно увеличивались, было найдено, что при угле  $\delta_3 = 30^\circ$  и координатах  $a_{\text{ист}} = -30$  мм и  $b_{\text{ист}} = 20$  мм вибрации горизонтального оперения наступили лишь на углах атаки, больших посадочного. Сравним теперь отношения наиболее выгодных координат к хорде закрылка, найденными в полете, с соответствующими величинами, найденными как наиболее выгодные в аэродинамической трубе. Упомянутые данные приведены в табл. 6.

Таблица 6

В полете	В трубе
$100 \frac{a_{\text{ист}}}{b_3} = -7,7$	$100 \frac{a_{\text{ист}}}{b_3} = -6,0$
$100 \frac{c_{\text{ист}}}{b_3} = 5,1$	$100 \frac{c_{\text{ист}}}{b_3} = 4,7$

В табл. 6 под рубрикой „в трубе“ приведены координаты  $a_{\text{ист}}$  и  $c_{\text{ист}}$ , соответствующие наиболее выгодному положению закрылка при  $\delta_3 = 30^\circ$ ; это положение, как мы видели в первой части данной работы, при хорде основной части крыла, равной 150 мм, определялось координатами  $a = -3$  мм и  $b = 6$  мм.

Результаты испытаний крыла с рассматриваемым положением закрылка были приведены на фиг. 5 и 6.

Как это видно из рассмотрения табл. 6, совпадение между наиболее выгодными координатами, найденными в трубе и в полете, нужно признать вполне удовлетворительным. Расхождение в координате  $a_{\text{ист}}$  на 1,5% от хорды закрылка вполне можно отнести и к ошибкам опыта в трубе, если принять во внимание, что 1% от длины хорды

закрылка в масштабе модели, испытывавшейся в трубе НК-1, соответствует 0,3 мм; а так как модель была деревянная, то, следовательно, прямолинейность ее задней кромки вряд ли была выдержана с точностью, большей 0,5 мм.

## Заключение

Подводя итог аэродинамическим испытаниям крыльев с подвесными закрылками, проведенным как при малых, так и при больших числах Рейнольдса, а также частично в полете, можно основные выводы свести к следующим положениям:

1. Наивыгоднейшим положением подвесного закрылка с точки зрения наиболее плавного обтекания, максимума подъемной силы, минимума профильного сопротивления и эффективности подвесных элеронов является положение закрылка, при котором его передняя кромка немного перекрывает заднюю кромку основной части крыла, а между нижней поверхностью основной части крыла и верхней поверхностью закрылка образуется узкая щель для протекания воздуха (точные координаты, определяющие наивыгоднейшее положение закрылка в зависимости от угла его отклонения, приведены в тексте работы).

2. С увеличением числа Рейнольдса максимальный коэффициент подъемной силы крыла с подвесным закрылком немного увеличивается, а коэффициент профильного сопротивления уменьшается.

3. Наивыгоднейшее положение закрылка, найденное в аэродинамической трубе, практически совпадает с наивыгоднейшим положением, найденным в результате лётных исследований.

4. Установка подвесного закрылка рациональна лишь на уже готовом самолете; в случае проектирования нового самолета рациональнее делать обычный разрезной закрылок, так как эффективность его больше, а вносимое им дополнительное сопротивление меньше.

5. Шарнирные моменты подвесных закрылков при соответствующем выборе оси вращения закрылка весьма малы и, следовательно, применяя их в качестве элеронов, можно добиться хорошей эффективности при малых давлениях на ручку управления.

6. Проведенная экспериментальная работа осветила вопрос об аэродинамических характеристиках крыла с подвесным закрылком и дала опыт, на основе которого в случае проектирования самолета с подвесным закрылком или подвесными элеронами удастся значительно сократить предварительные испытания в аэродинамической лаборатории.

---

## Summary

One to the absence of published information regarding tests of airfoils with suspended flaps, work along this line was carried out by the Experimental Aerodynamic Department of the CAHL.

The model prepared for the tests consisted of a rectangular airfoil from which was suspended a flap. The same airfoil section P-II was used for both the airfoil and the trailing edge flap. The dimensions of the model were as follows:

Airfoil span	( $l$ )	= 750	mm
Airfoil chord	( $b$ )	= 150	"
Flap span	( $l_3$ )	= 750	"
Flap chord	( $b_3$ )	= 30	"

This model was tested in the NK-I wind tunnel (dia. = 1,5 m) of the old Aerodynamic Laboratory of the CAHL to determine its aerodynamic characteristics ( $C_y$ ,  $C_x$  and  $C_m$ ).

Prior to the main series of tests, a number of preliminary tests were made to determine the lift and drag coefficients of the model which varied positions of the flap. The purpose of these preliminary tests was to find the most advantageous position of the flap with regard to the main airfoil.

Having determined this position, the lift ( $C_y$ ), drag ( $C_x$ ) and moment ( $C_m$ ) coefficients of the model were determined by more detailed tests, using a greater number of flap deflection angles ( $\delta_3$ ).

The results of these tests indicated that aerodynamically an airfoil with a suspended flap is inferior to an slotted airfoil with a usual flap.

Following the tests in the NK-I wind tunnel, a similar model, but of larger scale, was tested in the T-I wind tunnel (dia. = 3 m) at Reynold's number = 720 000. The „check“ tests made in this tunnel confirmed, in the main, the conclusions reached after the earlier tests.

Investigations conducted on a full scale airplane in flight also confirmed the accuracy of the most advantageous position of the flap as determined from wind tunnel tests.

The variations of  $C_y$  and  $C_x$  with velocity, as obtained from tests in the T-I wind tunnel, show a tendency of the lift coefficient ( $C_y$ ) to increase and the profile drag coefficient ( $C_p$ ) to decrease with the increase in Reynold's number.

Having determined the lift, drag and moment coefficients, the airfoil with the suspended flap was tested for the hinge moment of the flap. These tests showed that with the selected axis of rotation of the flap, the hinge moments were very small. The use of flaps as ailerons, can this be fully justified from the point of view of ease of control.

## О Г Л А В Л Е Н И Е

	стр.
Краткое содержание . . . . .	3
Предисловие . . . . .	4
Введение . . . . .	5
Предварительные испытания . . . . .	6
Испытания при наивыгоднейшем положении оси вращения закрывка . . . . .	32
Опыты в трубе Т-I . . . . .	46
Опыты в полете . . . . .	52
Заключение . . . . .	53
Summary . . . . .	54

