

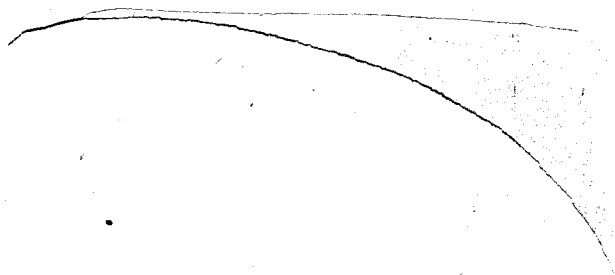
4
Т Р У Д Ы
ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА
им. проф. Н. Е. Жуковского

96
Выпуск 363

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ



АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КРЫЛЬЕВ СО ЩИТКАМИ И ЗАКРЫЛКАМИ



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

Москва

1938

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Задача, объем и методика исследования

Данная работа была поставлена с целью определения аэродинамических характеристик крыла с различными типами механизации. Для этого были проведены испытания двух крыльев с разрезными закрылками, щель перед которыми при $\delta_z = 0^\circ$ автоматически закрывалась. У крыла NASA-23015a (фиг. 2) при $\delta_z = 0^\circ$ закрывалось как входное, так и выходное отверстие щели, а у крыла NASA-23015b закрывалось только выходное отверстие щели. Испытания на C_y , C_x и C_m проводились при различных положениях осей вращения закрылка, расположенных на его нижней поверхности. В зависимости от положения оси вращения закрылка менялась форма и ширина щели при отклоненном закрылке. Для сравнения были проведены испытания с простым щитком, ось вращения которого могла совпадать с любой осью вращения закрылка. Кроме того, были проведены испытания с комбинированным щитком-закрылком; в этом случае одновременно со щитком отклонялся закрылок на угол $\delta_z \leq \delta_{щ}$. Помимо испытаний на C_y , C_x и C_m в этом случае были проведены испытания на шарнирный момент закрылка. Ряд опытов был проведен с прорезными щитками (фиг. 36). Кроме испытаний механизированных крыльев было испытано основное, немеханизированное, крыло NASA-23015 (фиг. 2).

Испытания проводились в трубе Т-Н при $V = 40$ м/с. Размах всех испытанных прямоугольных крыльев равнялся 1500 мм, а хорда — 300 мм. Для оценки влияния типа механизации крыла на взлет самолета был проведен ряд расчетов взлета для частного случая тяги винта $\Phi = \text{const}$.

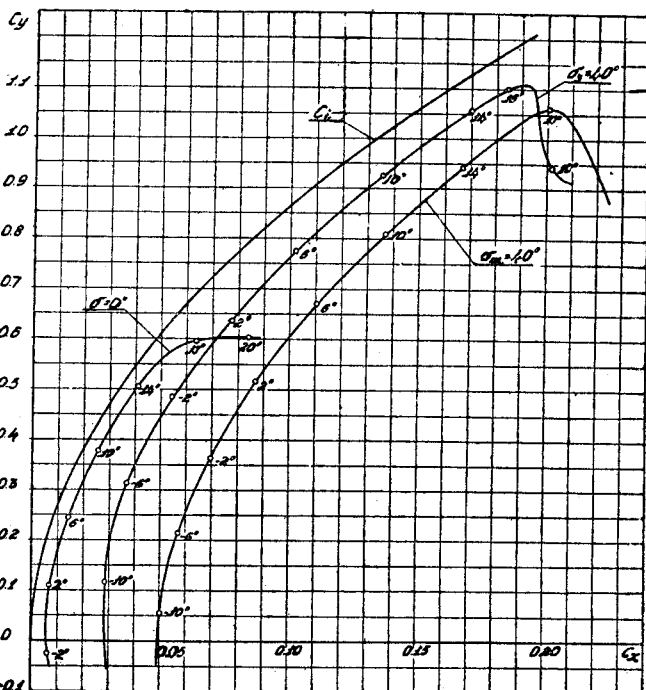
ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	3
Описание моделей и порядок проведения испытаний	4
Результаты испытаний и их анализ	7
Испытание крыла с прорезными щитками	37
Выводы	39

ВВЕДЕНИЕ

Настоящая работа была предпринята с целью сравнения аэродинамических характеристик крыла, снабженного обыкновенным щитком и закрылками нового типа. Как известно, высокие значения $C_{y \max}$ крыла со щитком сопровождаются большими значениями C_x ; последнее обеспечивает возможность крутого планирования самолета перед посадкой. У крыла с обыкновенным разрезным закрылком высокие значения $C_{y \max}$, при отклонении закрылка на угол $30^\circ \sim 50^\circ$, сопровождаются значительно меньшим ростом C_x ; кроме того, при нулевом положении закрылка наличие щели перед закрылком вызывает дополнительное и довольно значительное увеличение минимального лобового сопротивления. Если закрылок расположен вдоль всего размаха крыла, то минимальное значение коэффициента профильного сопротивления возрастает на величину $\Delta C_{xp} \approx 0,001$. С другой стороны, вследствие значительно меньшего профильного сопротивления крыла с отклоненным закрылком по сравнению с профилем крыла с отклоненным щитком (фиг. 1) лучше обеспечиваются взлетные и маневренные качества самолета с большой нагрузкой на кв. метр крыла. Кроме того, пользоваться закрылком для выполнения некоторых фигур значительно проще, так как шарнирные моменты закрылка намного меньше шарнирных моментов щитка.

Упомянутое увеличение $C_{xp \min}$, вызываемое щелью, является существенным препятствием для широкого применения в самолетостроении крыльев с разрезными закрылками. Естественно, что возникла мысль каким-либо путем уменьшить возникающее дополнительное профильное сопротивление. Проф. Лахманом было предложено выбирать очертание основной части крыла и закрылка с таким расчетом, чтобы при неотклоненном закрылке выходное отверстие щели автоматически закрывалось.



Фиг. 1. Кривые Лилиенталя крыла NACA-23015b с закрылком и со щитком

В статье „Закрылки и взлет“¹ проф. Лахман указывает, что в этом случае при $\delta_z = 0^\circ$ минимальное профильное сопротивление практически не возрастает, тогда как при закрылке, отклоненном на угол $\delta_z = 20^\circ \sim 30^\circ$, обеспечивается значительное увеличение подъемной силы при ничтожном увеличении профильного сопротивления, а при закрылке, отклоненном на угол $\delta_z = 50^\circ$, имеет место значительное увеличение как подъемной силы, так и лобового сопротивления.

Нами было предложено очертание основной части крыла и закрылка выбирать с таким расчетом, чтобы при неотклоненном закрылке автоматически закрывалось как входное, так и выходное отверстие щели, так как мы, в противоположность мнению проф. Лахмана, предполагали, что наличие довольно большой выемки перед закрылком на нижней поверхности крыла при $\delta_z = 0^\circ$ должно заметно увеличить минимальное профильное сопротивление. В этом случае возникало лишь сомнение в достаточной эффективной работе щели при отклоненном закрылке. Для выяснения этого вопроса, а также для оценки эффективности разрезного крыла с двумя упомянутыми формами щели был проведен ряд опытов.

Кроме того, по нашему мнению, заслуживает внимания схема механизации крыла, представляющая собой комбинацию закрылка и щитка. В этом случае на оси вращения закрылка при помощи муфты укрепляется щиток. При такой механизации крыла во время взлета и выполнения некоторых фигур закрылок отклоняется вместе со щитком на угол $\delta_z = 20 \sim 30^\circ$, но щиток относительно закрылка не отклоняется. Благодаря этому используются преимущества разрезного закрылка (малое профильное сопротивление при высоком значении $C_{y_{\max}}$). При посадке отклоняется только щиток, а закрылок остается в нейтральном положении. В случае необходимости уменьшить угол планирования без уменьшения $C_{y_{\max}}$ при отклоненном щитке, отклоняется закрылок на угол $\delta_z \leq \delta_{\text{щ}}$. В частности, упомянутая механизация крыла представит интерес для самолетов специального типа с большим относительным размахом крыла и большими нагрузками на силу и на площадь.

При проведении опытов с указанным типом механизации крыла были определены аэродинамические характеристики крыла как при обычных углах отклонения щитка ($\delta_{\text{щ}} \leq 60^\circ$), так и при углах отклонения щитка превышающих 60° .

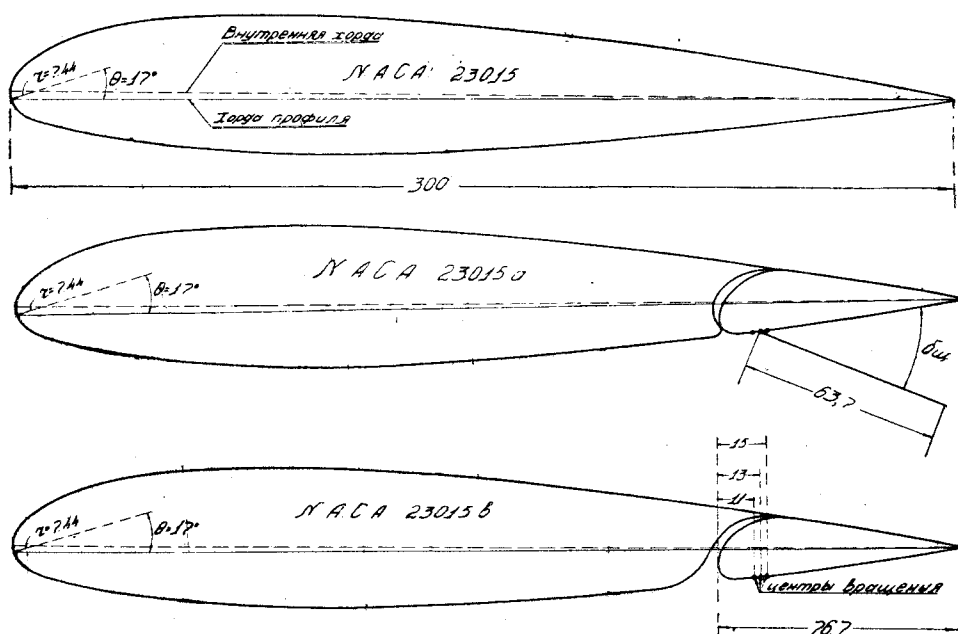
Помимо этих опытов, по инициативе Героя Советского Союза М. М. Громова и инж. А. В. Чесалова было испытано крыло с прорезными щитками. Результаты этих испытаний выделены в специальную главу.

ОПИСАНИЕ МОДЕЛЕЙ И ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ

За исходный профиль испытанных прямоугольных крыльев был взят профиль NASA-23015. На фиг. 2 приведен исходный профиль и профили двух разрезных крыльев с закрылками; координаты профилей приведены в табл. 1 и 2. Первый тип разрезного крыла с закрылком, предложенный автором, выполнен с таким расчетом, чтобы при неотклоненном закрылке автоматически закрывалось входное и выходное отверстие щели (крыло NASA-23015a). Размеры крыла следующие: размах $l = 1500$ мм, хорда $b = 300$ мм, $\lambda = 5$, хорда закрылка $b_z = 76,7$ мм $= 0,256 \cdot b$. С целью определения влияния формы и размеров щели опыты проводились при трех

¹ G. V. L a c h m a n. Flaps and the take off. J. of the Aeronautical Sciences, 1935, V. II, № 3

положениях оси вращения закрылка, расположенных на его нижней поверхности. Центры вращения (оси вращения) были расположены от носика закрылка на расстоянии 11, 13 и 15 мм, т. е. $0,1435 \cdot b_3$, $0,1695 \cdot b_3$ и $0,1955 \cdot b_3$, считая вдоль хорды профиля¹. Ниже, при анализе влияния формы и размеров щели, будет приведен чертеж профиля при различных углах отклонения закрылка и различных центрах вращения.



Фиг. 2. Профили крыльев NACA-23015, 23015a и 23015b

Координаты профиля NACA-23015 $b = 300$ мм

Таблица 1

X мм	Y_B мм	Y_H мм	X мм	Y_B мм	Y_H мм
0	0	0	120,0	25,76	-17,75
3,75	10,02	-4,62	150,0	23,20	-16,50
7,50	13,30	-6,75	180,0	19,81	-14,41
15,00	17,69	-9,12	210,0	15,75	-11,72
22,50	20,75	-10,81	240,0	11,19	-8,50
30,00	22,90	-12,29	270,0	6,12	-4,77
45,0	25,55	-14,51	285,0	3,36	-2,70
60,0	26,75	-16,21	300,0	0,480	-0,480
75,0	27,24	-17,36	300,0	0	0
90,0	27,15	-17,90			

$$r = 7,44 \text{ мм. } \theta = 17^\circ$$

¹ На фиг. 2 хорда профиля показана сплошной линией; от этой хорды отсчитаны ординаты профиля. Угол атаки измерялся от внутренней хорды, показанной на фиг. 2 пунктиром.

Координаты основной
части профиля
НАСА-23015а; $b = 300$ мм

Координаты основной
части профиля
НАСА-23015б; $b = 300$ мм

Координаты закрылка
профилей НАСА-23015а
и 23015б; $b = 300$ мм

X мм	Y_B мм	Y_H мм	X мм	Y_B мм	Y_H мм	X мм	Y_B мм	Y_H мм
0	—	0	0	—	0	223,3	— 5,66	—5,66
3,75	10,02	— 4,62	3,75	10,02	— 4,62	223,7	— 2,163	—7,33
7,50	13,30	— 6,75	7,50	13,30	— 6,75	224	— 1,267	—7,76
15,00	17,69	— 9,12	15,00	17,69	— 9,12	225	+ 0,833	—8,64
22,50	20,75	—10,81	22,50	20,75	—10,81	226,3	3,263	—9,26
30,00	22,90	—12,29	30,00	22,90	—12,29	230,0	6,400	—9,50
45,00	25,55	—14,51	45,00	25,55	—14,51	233,3	8,430	—9,26
60,00	26,75	—16,21	60,00	26,75	—16,21	240	10,33	—8,45
75,00	27,24	—17,36	75,00	27,24	—17,36	243	10,48	—8,06
90,00	27,15	—17,90	90,00	27,15	—17,90	250	9,60	—7,23
120,0	25,76	—17,75	120,0	25,76	—17,75	260	7,93	—5,93
150,0	23,20	—16,50	150,0	23,20	—16,50	270	6,12	—4,76
150,0	23,20	—16,50	150,0	23,2	—16,50	285	3,633	—2,70
180,0	19,85	—14,41	180,0	19,85	—14,41	300	0,480	—0,480
210,0	15,75	—11,72	206,6	16,28	—12,03	300	0	
220,0	14,40	—10,67	210,0	15,75	—11,20	Центры вращения закрылка находятся на его нижней по- верхности; значения x : 234,3 мм, 236,3 мм и 238,3 мм		
221,0	14,29	— 3,00	213,3	15,38	— 9,40			
221,0		—10,5	216,3	14,90	— 6,50			
221,5	0,40	— 4,5	220,0	14,40	— 2,57			
221,5		—10,43						
222,0	1,333	— 5,23						
222,0		—10,4						
222,3	2,10	— 5,83						
223,3	— 3,663	— 7,06						
223,3		— 9,73	223,3	3,663				
223,7		— 7,33	226,6	7,06				
223,7		— 9,40	230,0	9,06				
224,0		— 8,33	233,3	10,17				
226,6	7,06		233,3	12,4				
230,0	9,06		236,3	10,71				
233,3	10,17		236,3	11,80				
233,3	12,4		240,0	10,80				
236,3	10,71		243,3	10,48				
240,0	10,8		243,3	10,66				
243,3	10,48							

$r = 7,44$ мм $\theta = 17^\circ$

$r = 7,44$ мм $\theta = 17^\circ$

С целью сравнения было испытано крыло с закрылком, выполненное по типу, предложенному проф. Лахманом (крыло NASA-23015b, фиг. 2, табл. 2). Размеры крыльев NASA-23015a и 23015b и положения центров вращения были одинаковы. Эти крылья отличались только очертанием основной части крыла перед закрылком.

Кроме испытаний крыльев с закрылками были проведены испытания крыла NASA-23015a с простым щитком. В этом случае металлический щиток шарнирно прикреплялся к закрылку. Шарниры были установлены таким образом, чтобы ось вращения щитка могла совпадать с любой осью вращения закрылка. Хорда щитка равнялась $b_{щ} = 63,7 \text{ мм} = 0,212 \cdot b$. Щиток был расположен вдоль всего размаха крыла.

Опыты проводились в трубе Т-1-Н при $V = 40 \text{ м/с}$. В результаты испытаний вносились поправки весов и измерителя скорости потока и поправки на поле скоростей, косизну потока и индукцию трубы. Коэффициенты были отнесены к удвоенному скоростному напору. За площадь крыла и хорду принималась площадь и хорда крыла при неотклоненном закрылке или щитке.

Испытания проводились при различных центрах вращения и при различных углах отклонения закрылка или щитка. Ряд испытаний на C_y , C_x и C_m (при заднем центре вращения) был проведен при одновременном отклонении закрылка и щитка; в этом случае были определены также и шарнирные моменты закрылка.

Результаты испытаний и их анализ

На фиг. 3 приведены результаты испытаний исходного крыла (NASA-23015) на C_y , C_x и C_m . Кроме кривых C_y , C_m , $\frac{C_y}{C_x}$ и кривой Лилиенталя на диаграмме нанесена парабола индуктивного сопротивления для прямоугольного крыла, подсчитанная по формуле:

$$C_i = \frac{2(1+\delta)}{\pi \cdot \lambda} \cdot C_y^2.$$

Значения δ для различных значений $\frac{\lambda}{a} = \frac{\lambda}{\frac{dC_y}{dx}}$ приведены на фиг. 4.

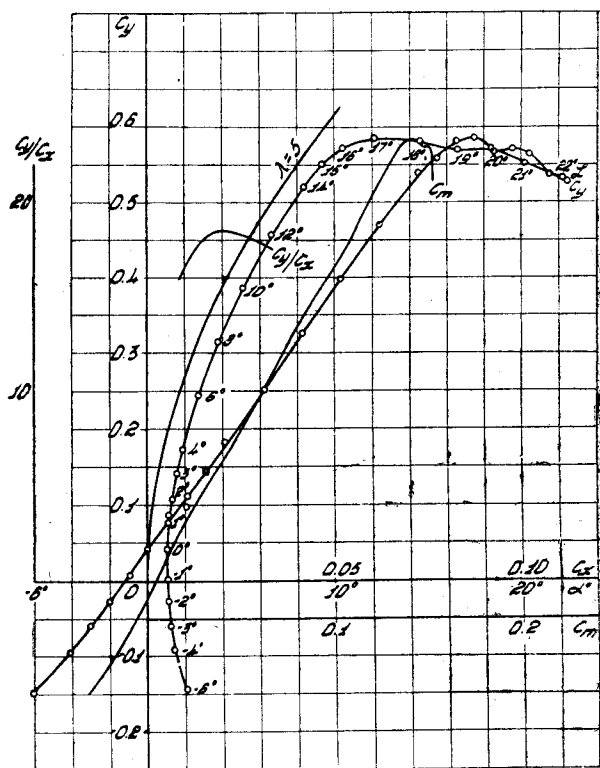
На этой же диаграмме приведены значения τ и $\frac{\lambda}{a_0} = \frac{\lambda}{\left(\frac{dC_y}{dx}\right)_{\lambda=\infty}}$, необходи-

мые при пересчете результатов испытаний на другое относительное удлинение.

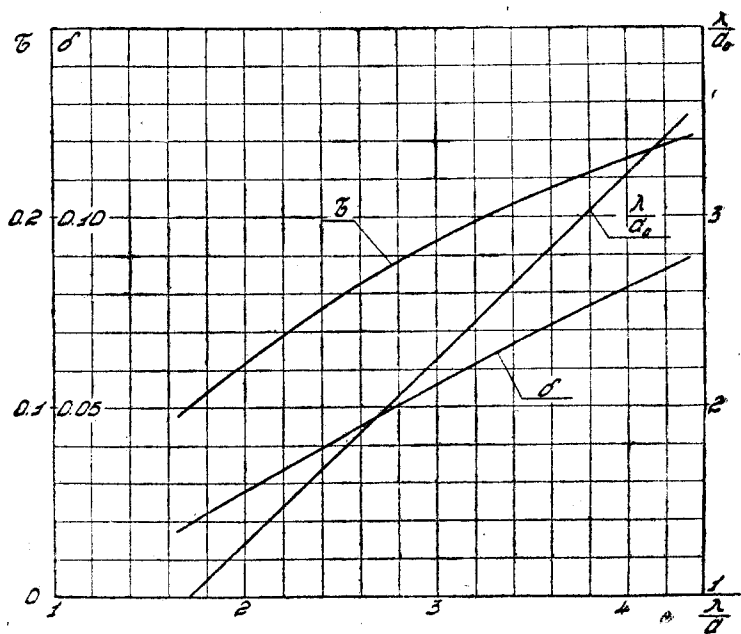
На фиг. 5 и 6 и т. д. до 14 приведены кривые C_y , C_m и кривые Лилиенталя крыльев NASA-23015a и 23015b для различных углов отклонения закрылка и двух центров вращения: среднем и заднем. На диаграммах кривых Лилиенталя нанесены параболы индуктивного сопротивления для прямоугольного крыла при $\lambda = 5^1$. Кривые C_m и кривые Лилиенталя крыла NASA-23015a, при среднем центре вращения закрылка на упомянутых диаграммах не приводятся, так как они имеются на последующих фигурах.

Помимо кривых, соответствующих углам $\delta_3 > 0^\circ$, на всех диаграммах приведены кривые для неотклоненного закрылка. Сравнение этих кривых

¹ Строго говоря, эта кривая относится только к случаю $\delta_3 = 0^\circ$; в случае $\delta_3 \neq 0$ ее следует рассматривать как условную кривую.

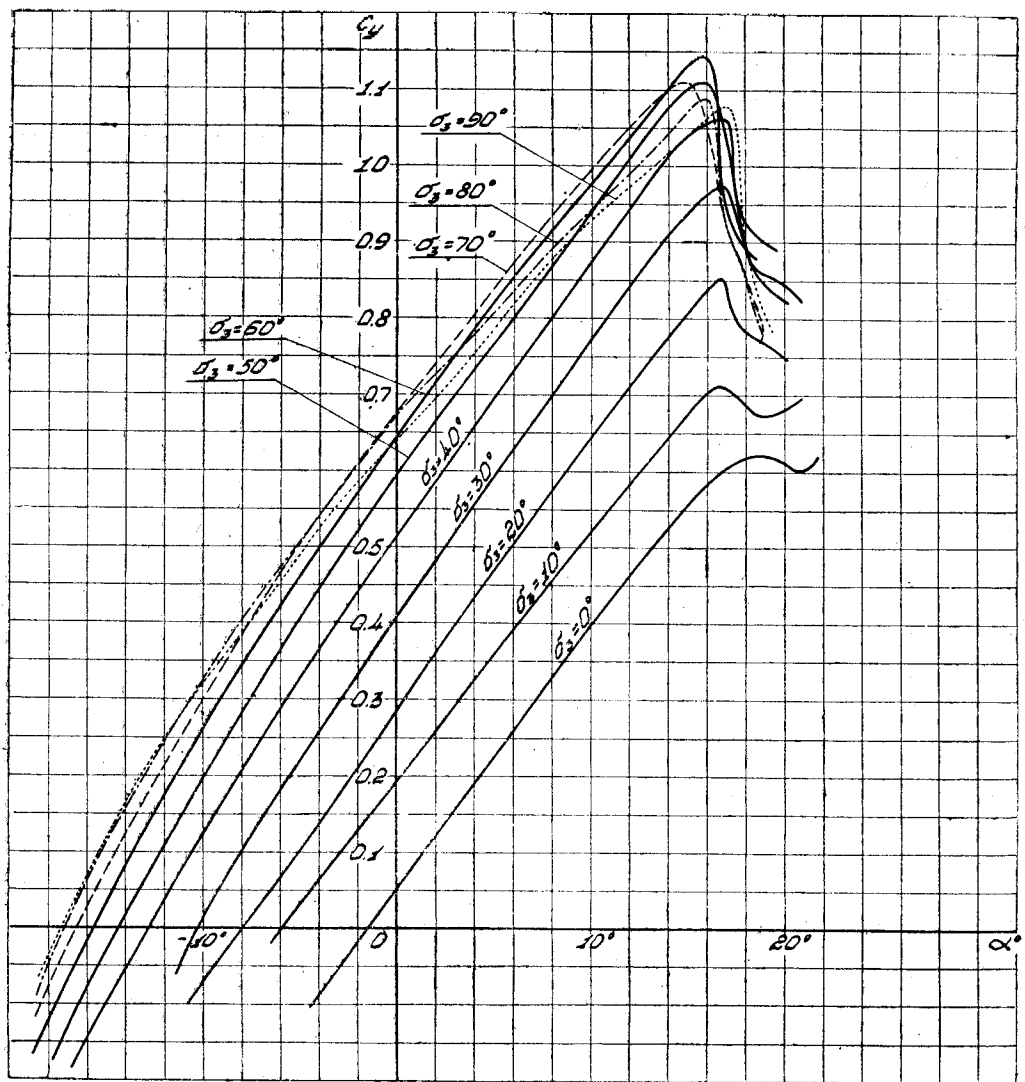


Фиг. 3. Диаграмма испытания крыла NASA-23015 на C_y , C_x и C_m



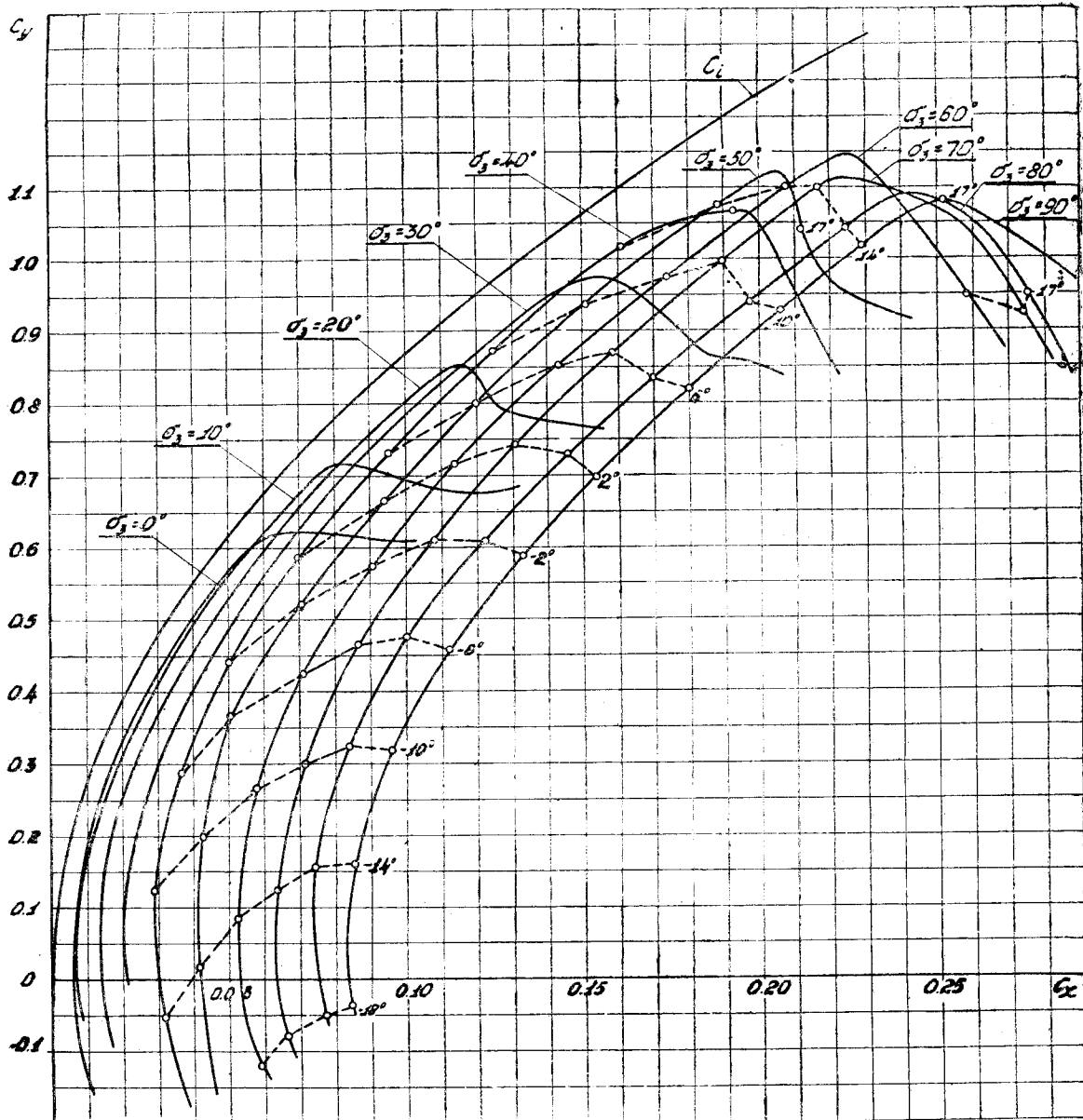
Фиг. 4.

с кривыми исходного крыла (фиг. 3) показывает на небольшие различия в значениях α_0 , $C_{y \max}$ и C_m , вызванные, повидимому, несовершенством изготовленных моделей, выразившимся в том, что у крыльев NASA-23015a и 23015b относительная вогнутость была немного больше, чем у крыла NASA-23015.



Фиг. 5. Сводная диаграмма кривых C_y крыла NASA-23015a при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка)

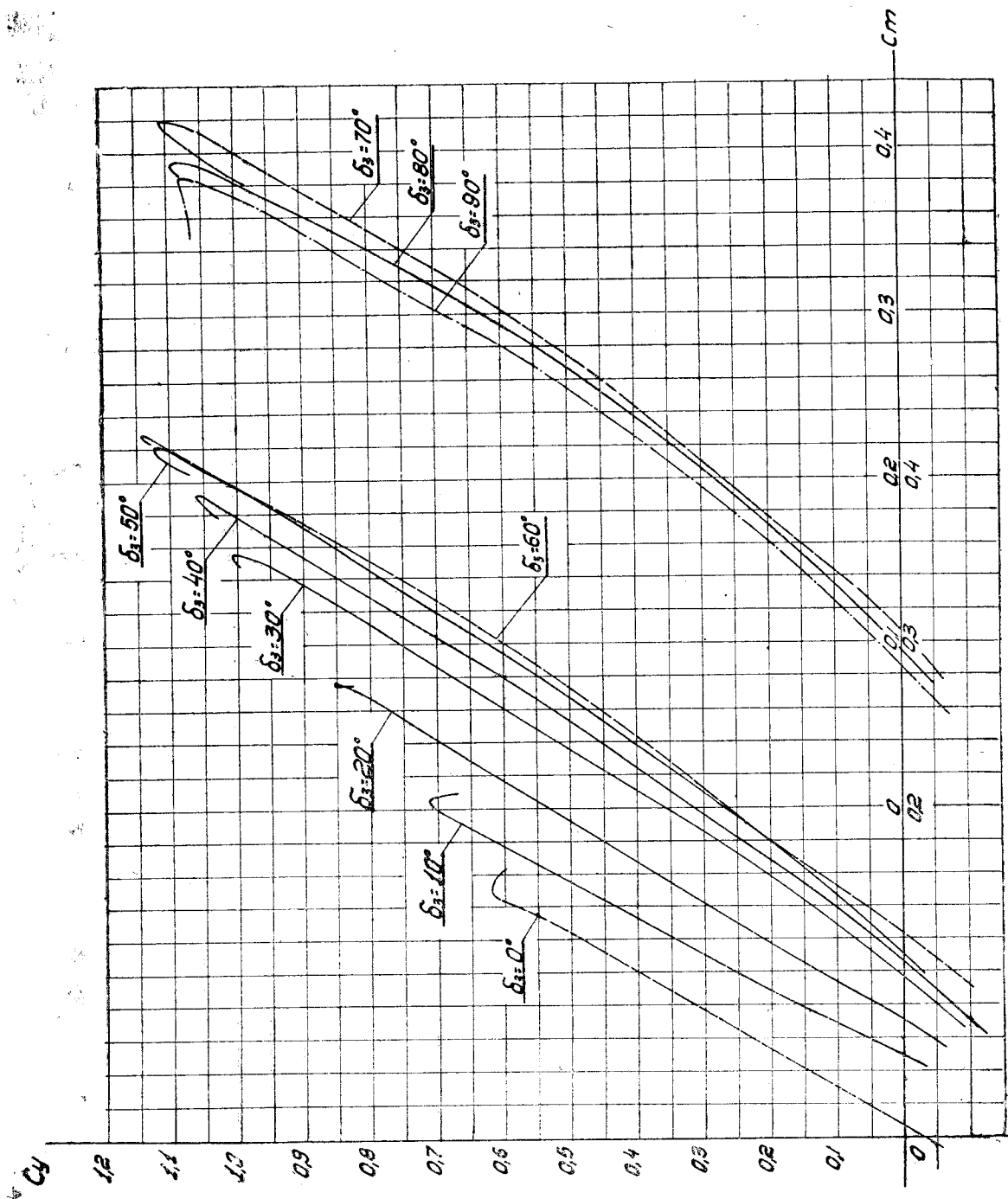
Имея в виду использование закрылка при посадке, когда помимо высоких значений $C_{y \max}$ желательно иметь большие значения C_x , крылья NASA-23015a и 23015b были испытаны как при обычных, так и при очень больших значениях δ_3 , вплоть до $\delta_3 = 90^\circ$. Эти испытания производились только при заднем центре вращения закрылка. Результаты испытаний приведены на упомянутых фигурах, при чем, чтобы не затруднить чтения диаграмм, начало координат кривых C_m для $\delta_3 = 70^\circ, 80^\circ$ и 90° на фиг. 7 и 11 сдвинуто вправо на отрезок, соответствующий $C_m = 0,2$. Анализ этих испытаний проведен ниже.



Фиг. 6. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя крыла NACA-23015a при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка).

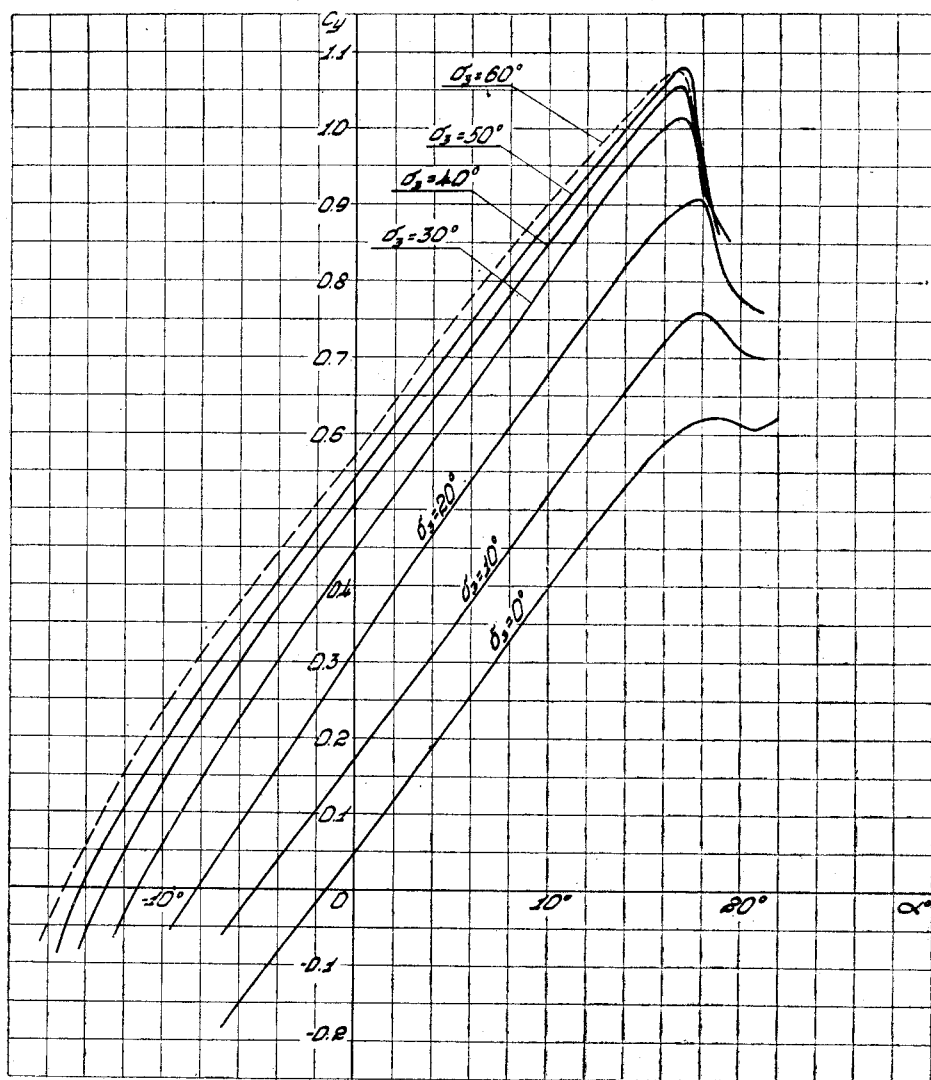
Для сравнения, крыло NACA-23015a при $\delta_3 = 0^\circ$ было испытано с обыкновенным щитком. Ось вращения щитка совпала с задним центром вращения закрылка. Результаты этих испытаний на C_y по α° приведены на фиг. 15. Кривые Лилиенталя и кривые C_m приведены на фиг. 19, 20 и т. д. до 24. К рассмотрению этих кривых мы в дальнейшем вернемся.

Для сопоставления различных форм и размеров щели перед закрылком с аэродинамическими характеристиками на фиг. 16 приведены чертежи профилей крыльев NACA-23015a и 23015b, а на фиг. 17 и 18 приведены значения $C_{y_{\max}}$ при различных центрах вращения закрылка. Рассмотрение фиг. 17 и 18 показывает, что как для крыла 23015a, так и для крыла



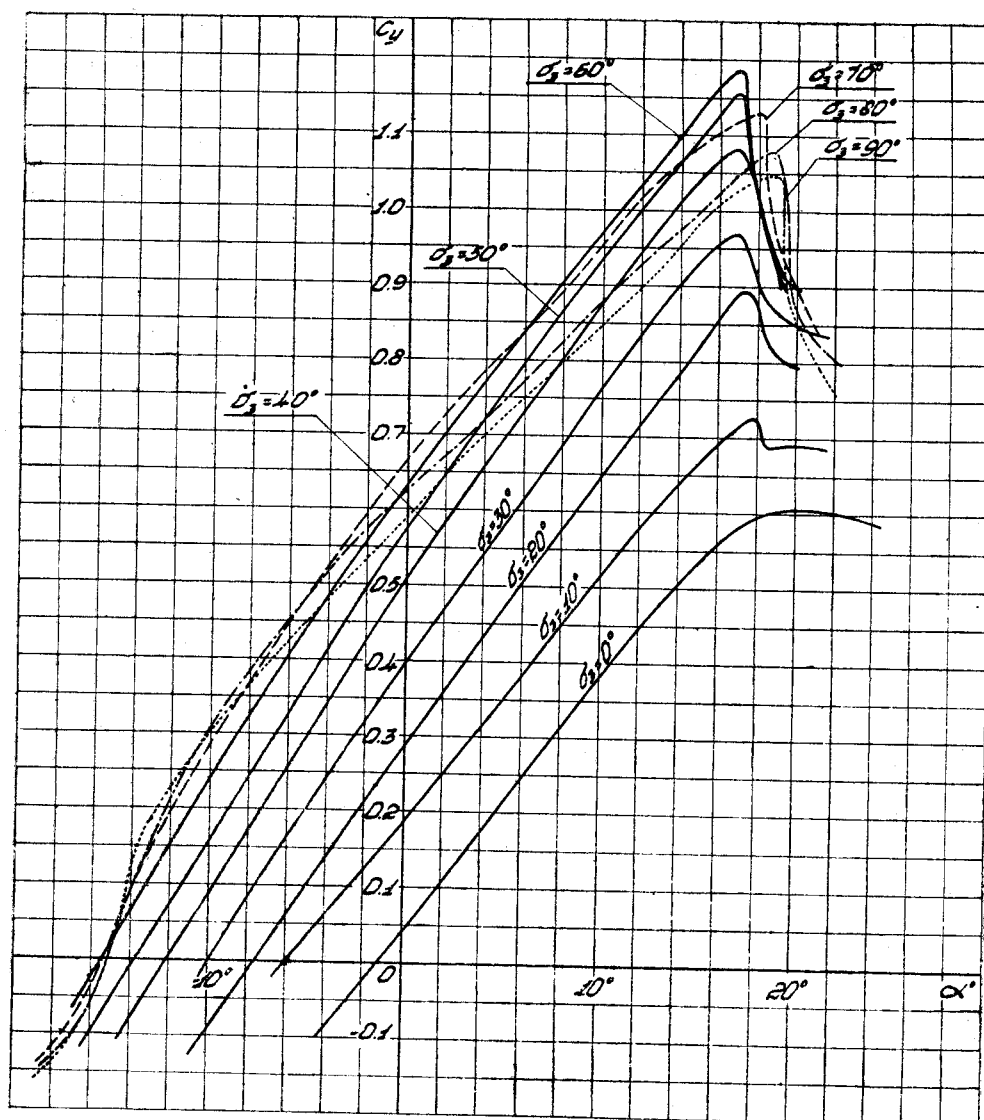
Фиг. 7. Сводная диаграмма кривых C_m крыла NACA-23015a при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка)

23015b оптимальное значение $C_{y \max}$ не было достигнуто, задний центр вращения закрылка при больших значениях δ_3 ($\delta_3 > 40^\circ \sim 50^\circ$) оказывается выгоднее среднего и особенно переднего центра вращения. Однако, при малых углах отклонения закрылка при заднем центре наблюдаются наиболее низкие значения $C_{y \max}$. Возможно, что, помещая центр вращения



Фиг. 8. Сводная диаграмма кривых C_y крыла NACA-23015a при различных углах отклонения закрылка (средний центр вращения закрылка)

ближе к задней кромке, можно было бы еще немного повысить оптимальные значения $C_{y \max}$. Как видно из фиг. 16, при заднем центре вращения закрылка получается наименьшая ширина выходного отверстия щели, равная $0,0047 \cdot b = 0,0183b_3$ при $\delta_3 = 20^\circ$ и $0,0091 \cdot b = 0,0357 \cdot b_3$ при $\delta_3 = 50^\circ$. В первом случае ($\delta_3 = 20^\circ$) ширина щели недостаточна, тогда как во втором случае ширина щели близка к наивыгоднейшей. Для сравнения в табл. 3 приведены значения ширины щели на выходе при всех испытанных центрах вращения.

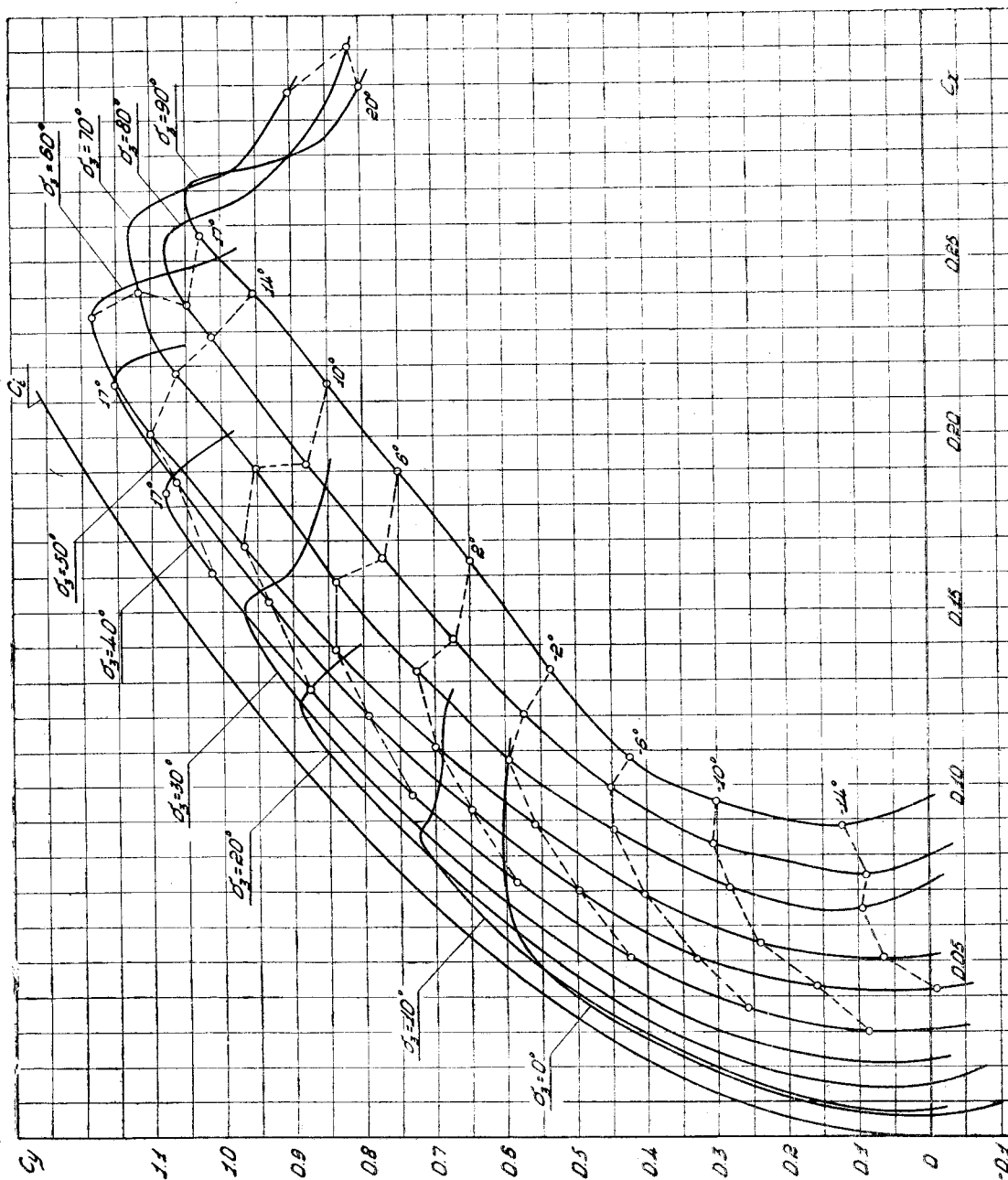


Фиг. 9. Сводная диаграмма кривых C_y крыла NASA-23015b при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка)

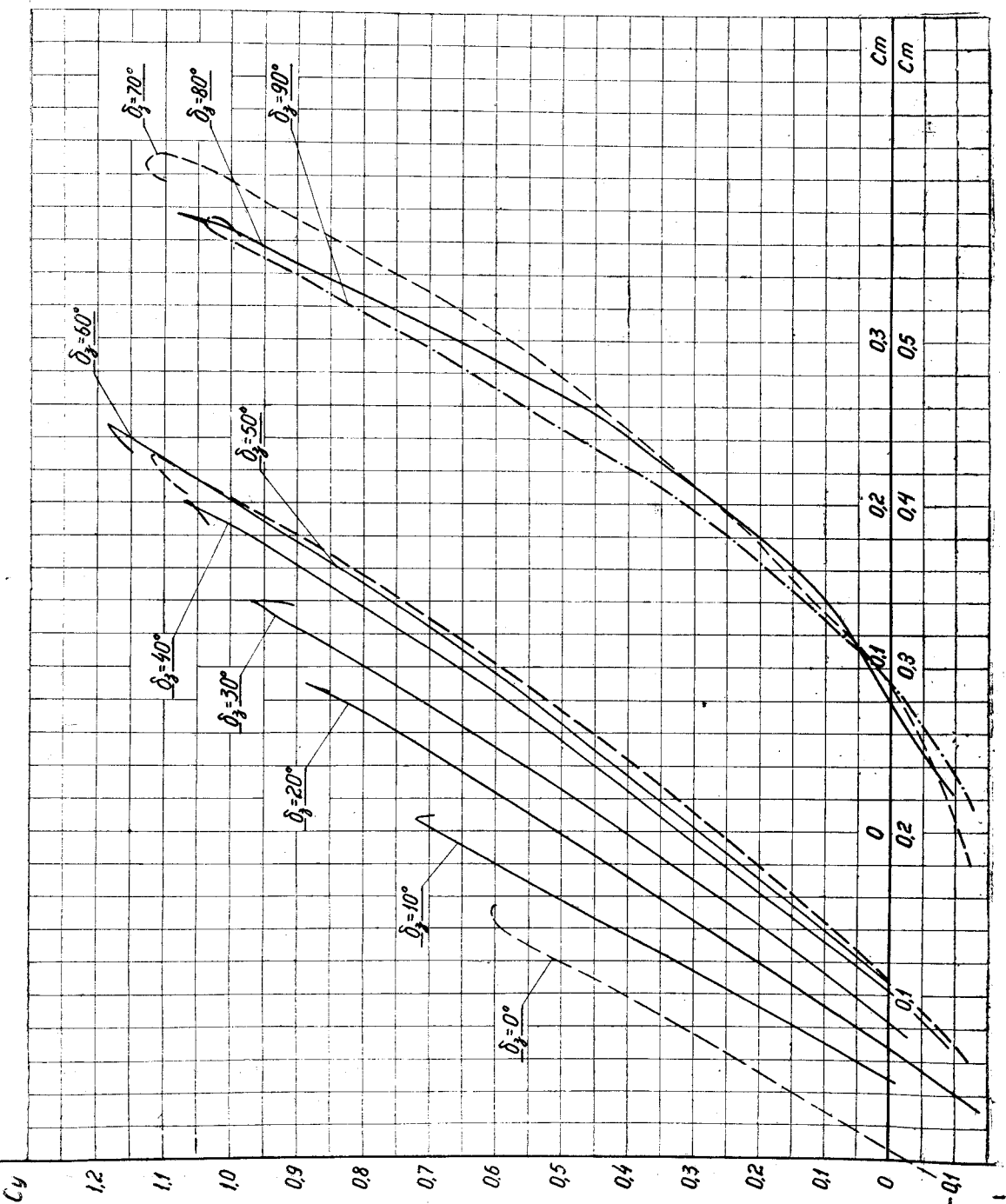
Таблица 3

Ширина выходного отверстия щели

δ_3°	Передний центр		Средний центр		Задний центр	
	$\frac{H}{b}$	$\frac{H}{b_3}$	$\frac{H}{b}$	$\frac{H}{b_3}$	$\frac{H}{b}$	$\frac{H}{b_3}$
0	0	0	0	0	0	0
✓ 10	0,0053	0,0209	0,0034	0,0135	0,0022	0,0087
✓ 20	0,0092	0,0361	0,0069	0,0270	0,0047	0,0183
30	0,0133	0,0522	0,0100	0,0392	0,0058	0,0226
40	0,0167	0,0652	0,0111	0,0479	0,0078	0,0304
50	0,0209	0,0817	0,0155	0,0608	0,0091	0,0357
60	0,0228	0,0891	0,0167	0,0652	0,0100	0,0392

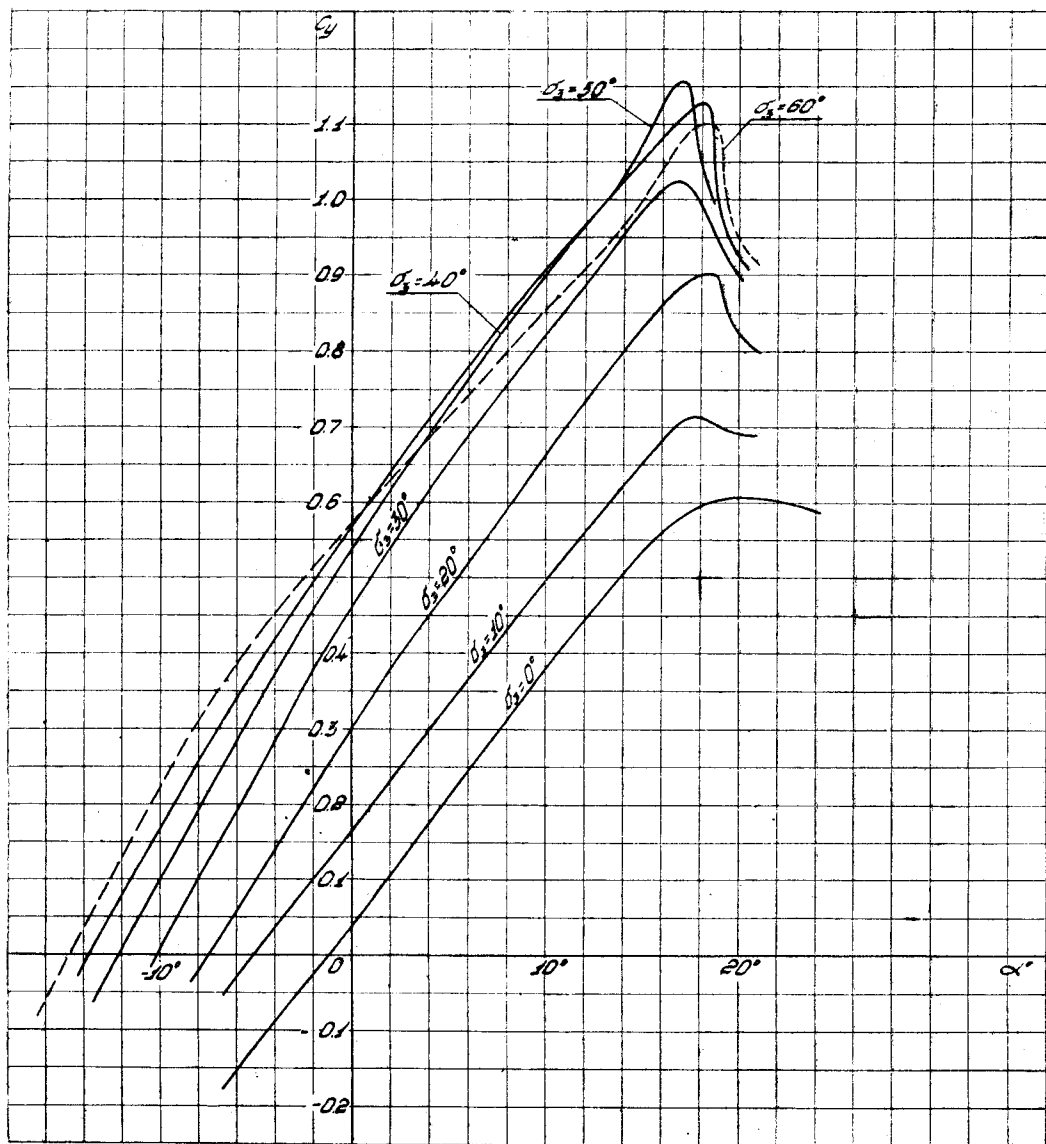


Фиг. 10. Сводная диаграмма кривых Лилиентала крыла NACA-23015b при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка).



Фиг. 11. Сводная диаграмма кривых C_m крыла NASA-23015b при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка)

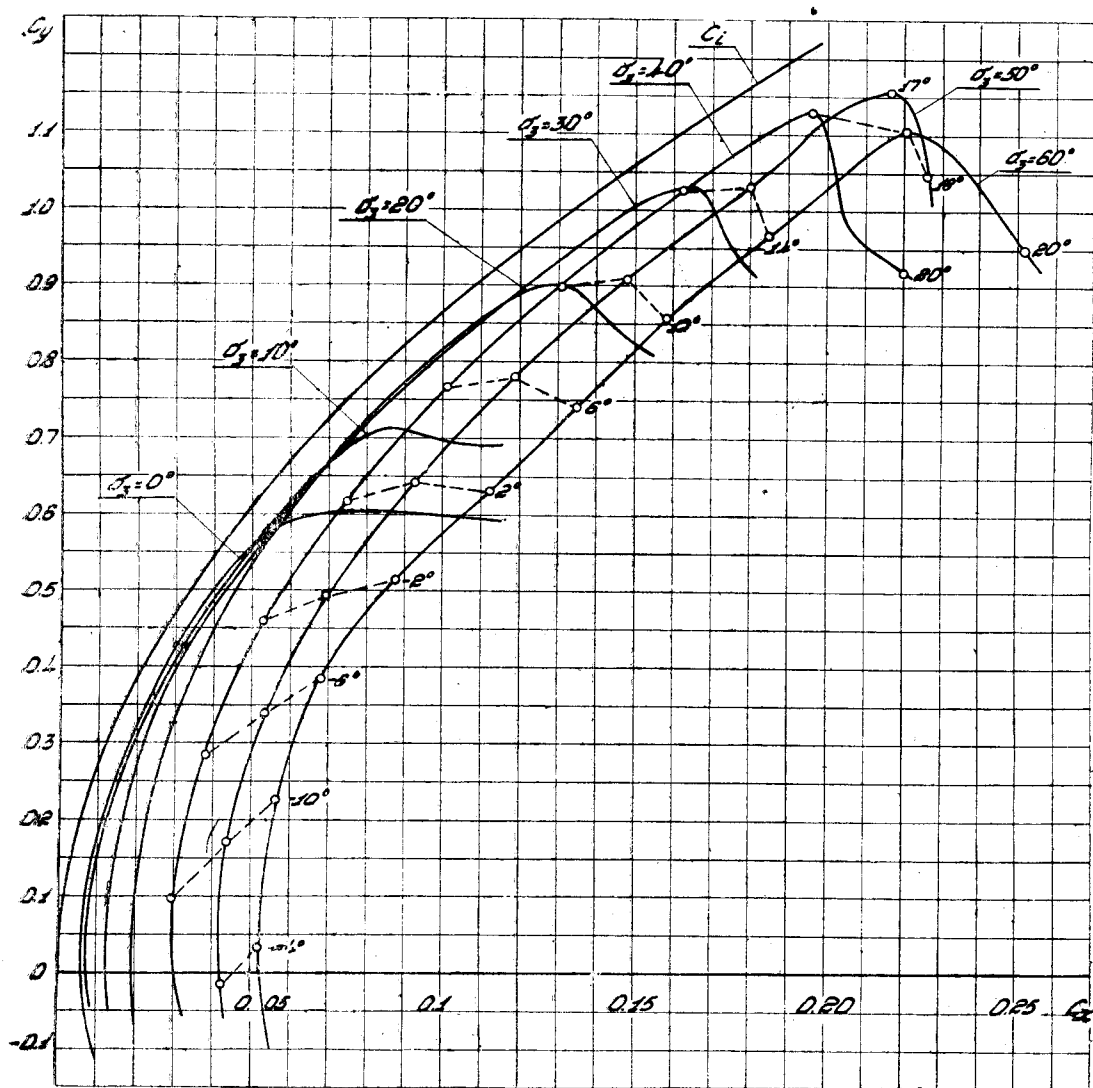
Рассмотрение таблицы и сопоставление ширины выходного отверстия щели со значениями $C_{y\max}$ показывает, что существует вполне определенный диапазон наивыгоднейших размеров щели, из которого не сле-



Фиг. 12. Сводная диаграмма кривых C_y крыла NASA-23015b при различных углах отклонения закрылка (средний центр вращения закрылка)

дует выходить, а именно: $0,008 \leq \left(\frac{H}{b}\right)_{\text{наив}} \leq 0,013$ или соответственно $0,03 \leq \left(\frac{H}{b_3}\right)_{\text{наив}} \leq 0,05$. Дополнительным условием, как видно из фиг. 16, является необходимость делать щель, сужающуюся в направлении течения воздуха.

Для анализа влияния положения оси вращения закрывки на величину коэффициентов C_{xp} и C_m построены сводные диаграммы кривых Лилиенталя и кривых $C_m = f(C)$ крыла NACA-23015a. Эти данные приведены на фиг. 19, 20 и т. д. до 24. Каждая диаграмма построена для какого-либо одного

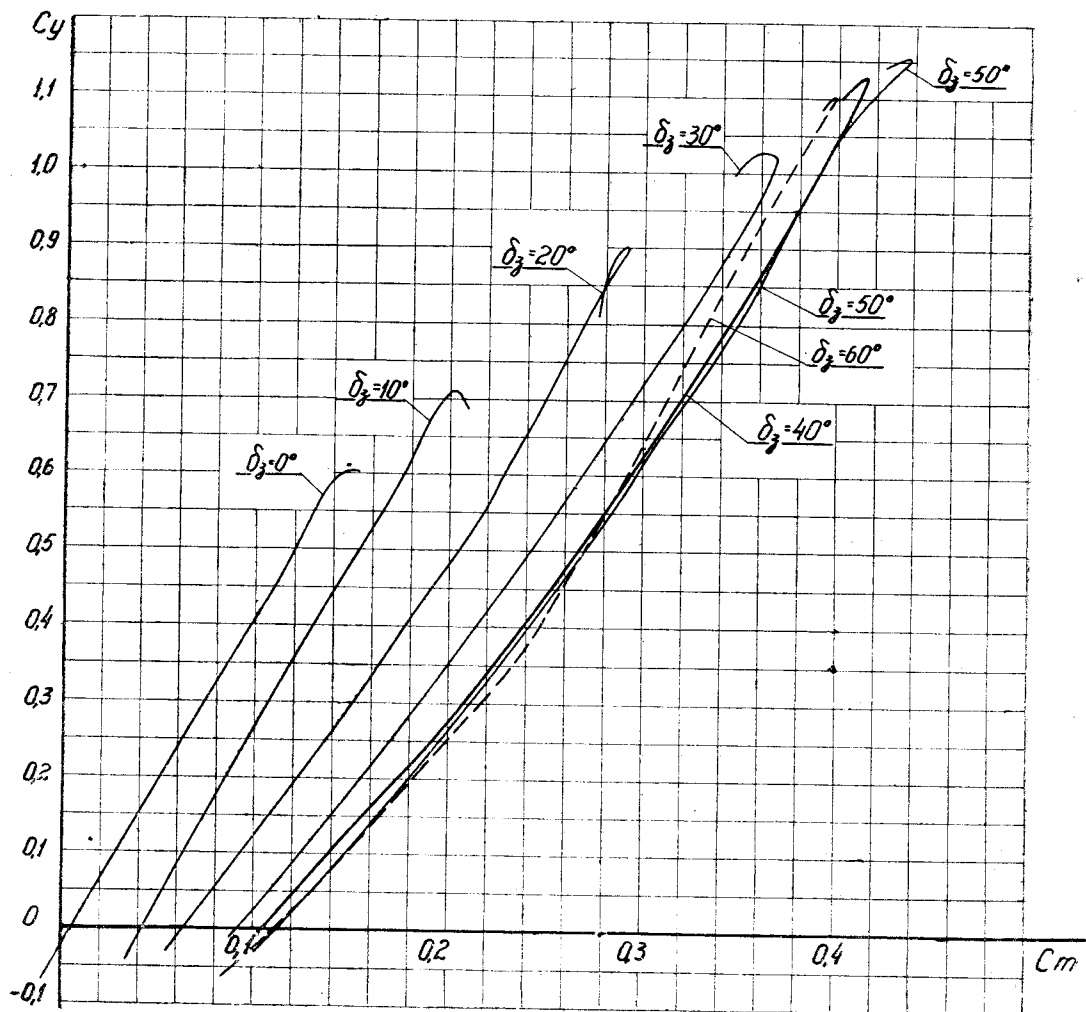


Фиг. 13. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя крыла NACA-23015b при различных углах отклонения закрывки (средний центр вращения закрывки)

угла отклонения закрывки, а именно: $\delta_z = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$ и 60° . Для сравнения на эти же диаграммы нанесены результаты испытаний крыла с простым щитком при заднем центре вращения. Кроме того, на каждой фигуре приведены кривые, соответствующие неотклоненному закрывку и условная парабола индуктивного сопротивления. Для того, чтобы не затемнять чертежей начала координат кривых, C_m сдвинуты вправо на отрезок, соответствующий $C_m = 0,1$.

Рассмотрение кривых Лилиенталя показывает, что при угле отклонения закрывки $\delta_z = 10^\circ$ в диапазоне значений коэффициента C_y , соответ-

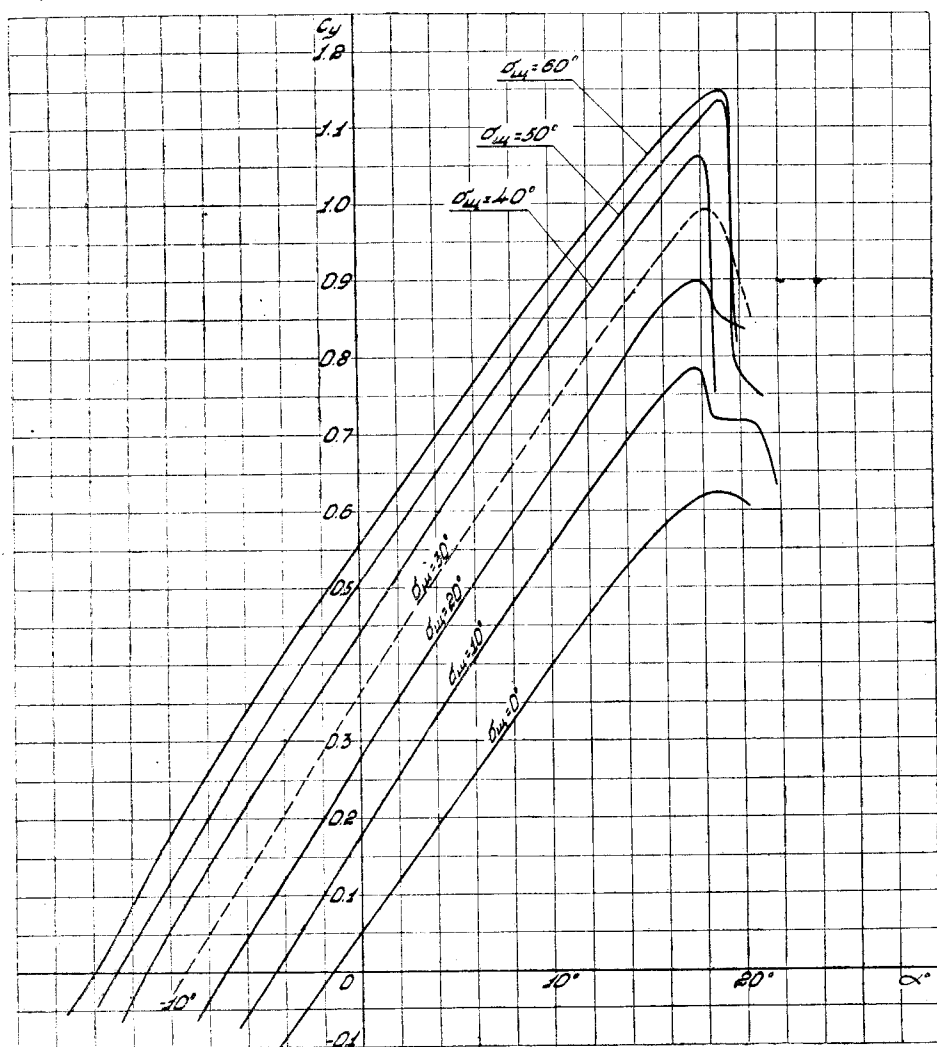
ствующих режиму взлета, значения C_{xp} практически не зависят от центра вращения закрылка и от типа механизации крыла (закрылок или щиток). При $\delta_z > 10^\circ$ значения C_{vp} крыла со щитком в большинстве случаев приблизительно в два раза больше соответствующих значений крыла с закрылком. Кроме того, при $\delta_z > 10^\circ$ величина C_{xp} на режимах взлета уже



Фиг. 14. Сводная диаграмма кривых C_m крыла NACA-23015b при различных углах отклонения закрылка (средний центр вращения закрылка)

существенно зависит от положения центра вращения закрылка. Как видно из диаграмм, при $\delta_z = 20^\circ$ и $\delta_z = 30^\circ$ (т. е. при наивыгоднейших углах отклонения закрылка при взлете) наименьшие значения C_{xp} получаются при среднем центре вращения закрылка. Если учесть, что в этом случае и значения $C_{v \max}$ близки к оптимальным, то следует признать, что средний центр вращения (точнее говоря, форма щели и размеры выходного отверстия щели при среднем центре вращения) является наивыгоднейшим с точки зрения облегчения взлета. При больших углах отклонения закрылка (см. например, фиг. 23, $\delta_z = 50^\circ$) наименьшее значение C_{xp} получается при заднем центре вращения, а наибольшее — при переднем центре вращения закрылка. Кроме того, как уже отмечалось выше, при больших

значениях δ_3 величина $C_{y \max}$ при заднем центре вращения является оптимальной по сравнению с соответствующими значениями при переднем и среднем центре вращения. Хотя в большинстве случаев закрылок при взлете отклоняется на угол не превышающий 30° , но для некоторых типов



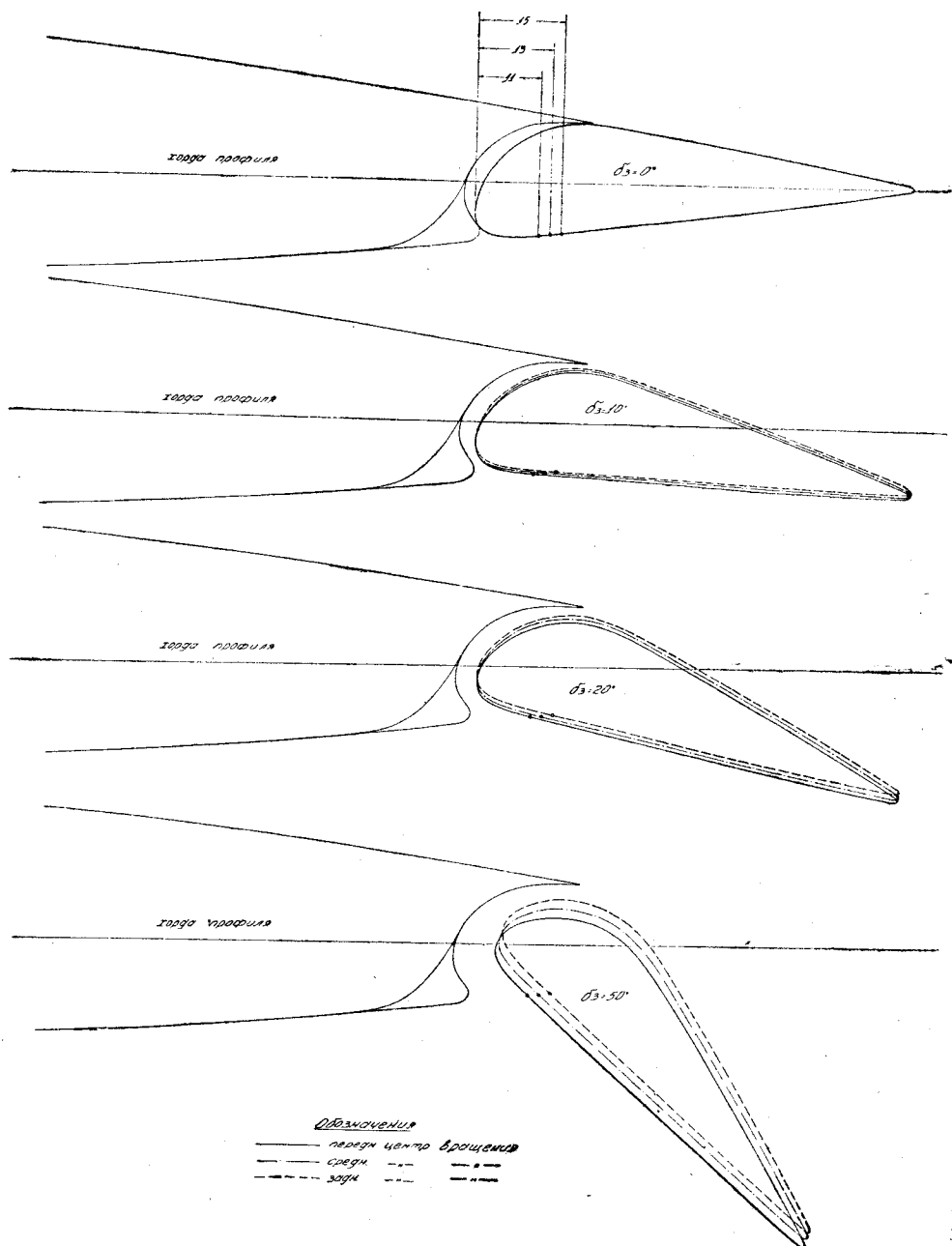
Фиг. 15. Сводная диаграмма кривых C_y крыла NACA-23015a при различных углах отклонения щитка

самолетов (например, при большом относительном размахе крыла) наиболее выгодный взлет будет происходить при $\delta_3 > 30^\circ$; это обстоятельство следует учитывать при выборе положения оси вращения закрылка.

Сопоставление величины C_{xp} с геометрическими параметрами, приведенными в табл. 3, показывает, что для получения меньших значений C_{xp} следует руководствоваться указанными выше наиболее выгодными пределами размеров щели, уменьшив лишь верхний предел $\frac{H}{b}$ до 0,011 или соответственно $\frac{H}{b_3}$ до 0,045. Этот вывод, сделанный на основе анализа резуль-

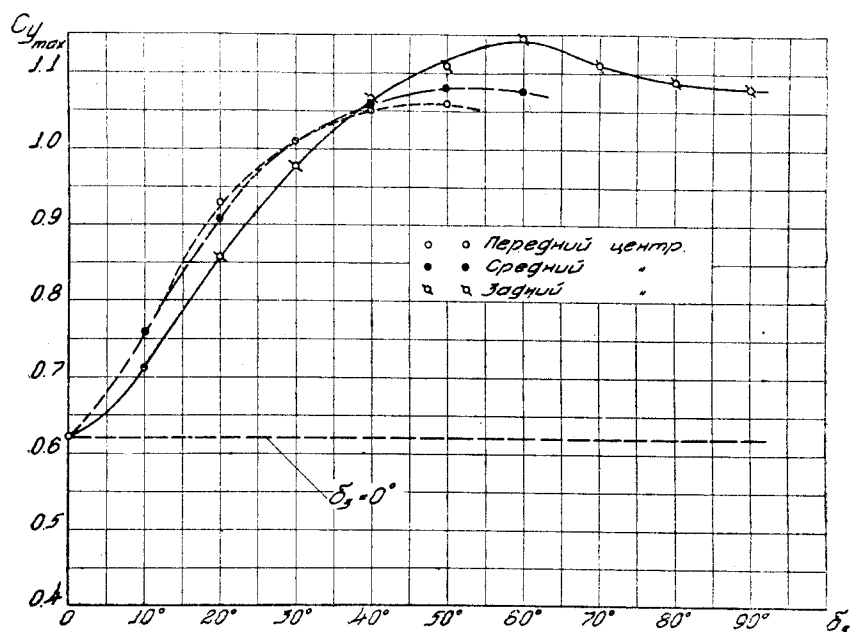
татов испытаний крыла 23015a в общем согласуется с результатами испытаний крыла 23015b.

Рассмотрение кривых C_m , приведенных на фиг. 19—24, показывает что производная $\frac{dC_m}{dC_y}$ крыла с отклоненным щитком, в области больших углов атаки, на 12—15% превышает производную $\frac{dC_m}{dC_y}$ крыла с неотклоненным щитком. Значения $\frac{dC_m}{dC_y}$ крыла с неотклоненным закрылком

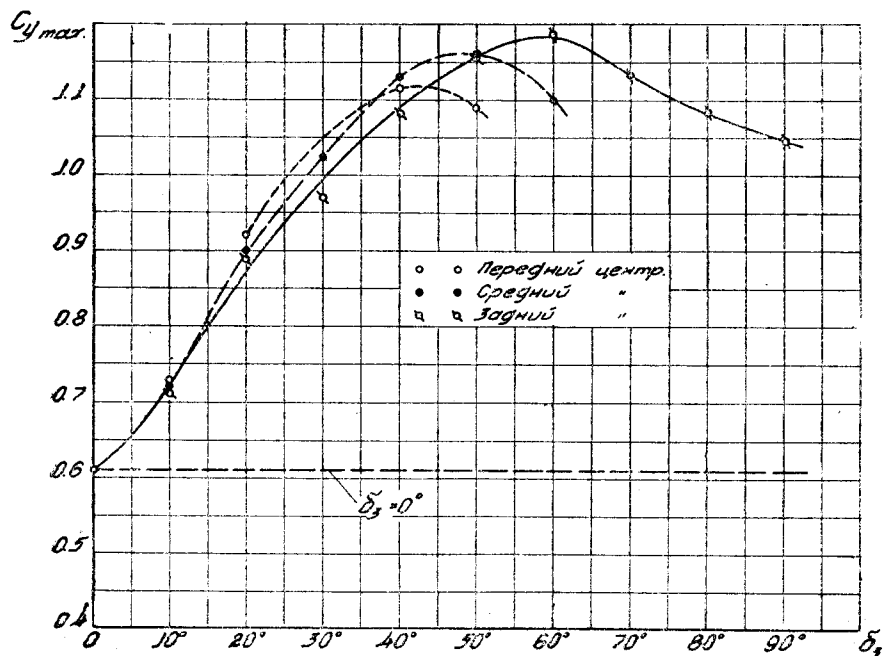


Фиг. 16. Профили крыльев НАСА-23015а и 23015b при различных углах отклонения закрылка

в области больших α° , независимо от центра вращения закрылка, в большинстве случаев или равны или мало отличаются от соответствующего значения производной у крыла с неотклоненным закрылком. Однако, значения C_m у крыла с отклоненным закрылком больше значений C_m крыла со щитком. Вследствие этого обстоятельства значения C_m

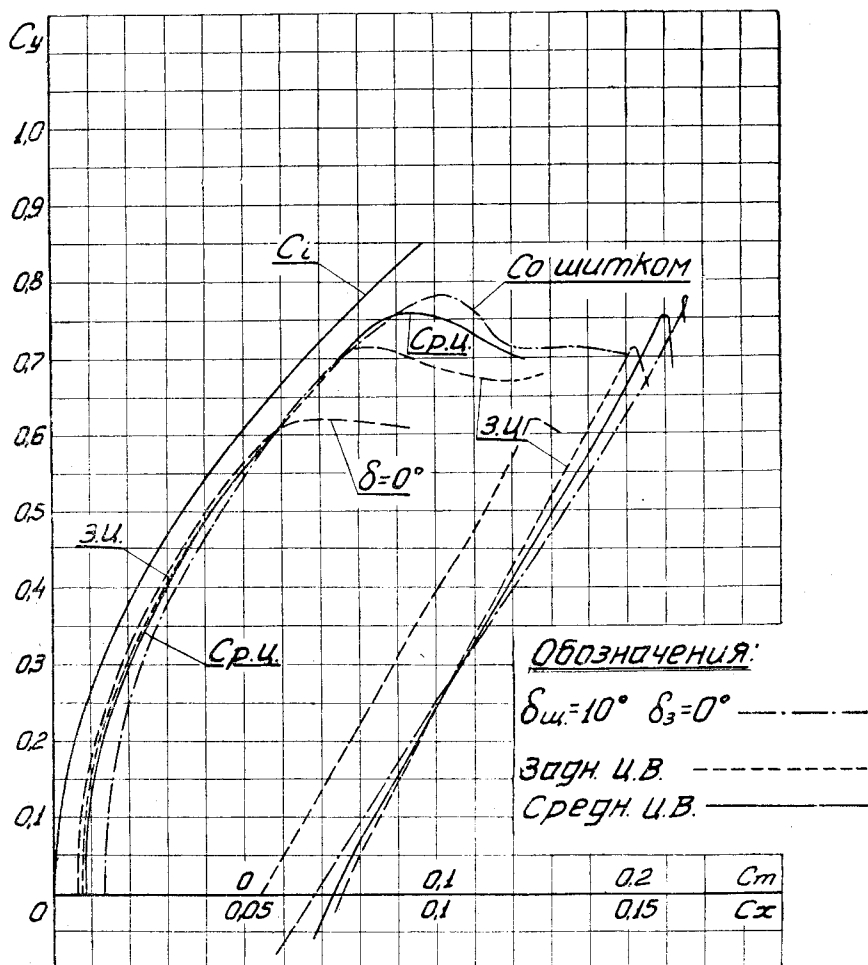


Фиг. 17. Зависимость $C_{y_{max}}$ от угла отклонения закрылка (крыло NASA-23015a)



Фиг. 18. Зависимость $C_{y_{max}}$ от угла отклонения закрылка (крыло NASA-23015b)

при данных значениях C_y у крыла с закрылком, как правило, больше значений C_m крыла со щитком. Однако, вследствие меньшего значения производной $\frac{dC_m}{dC_y}$ у крыла с закрылком, разница в величине C_m крыла с закрылком и крыла со щитком уменьшается по мере увеличения C_y . В не-



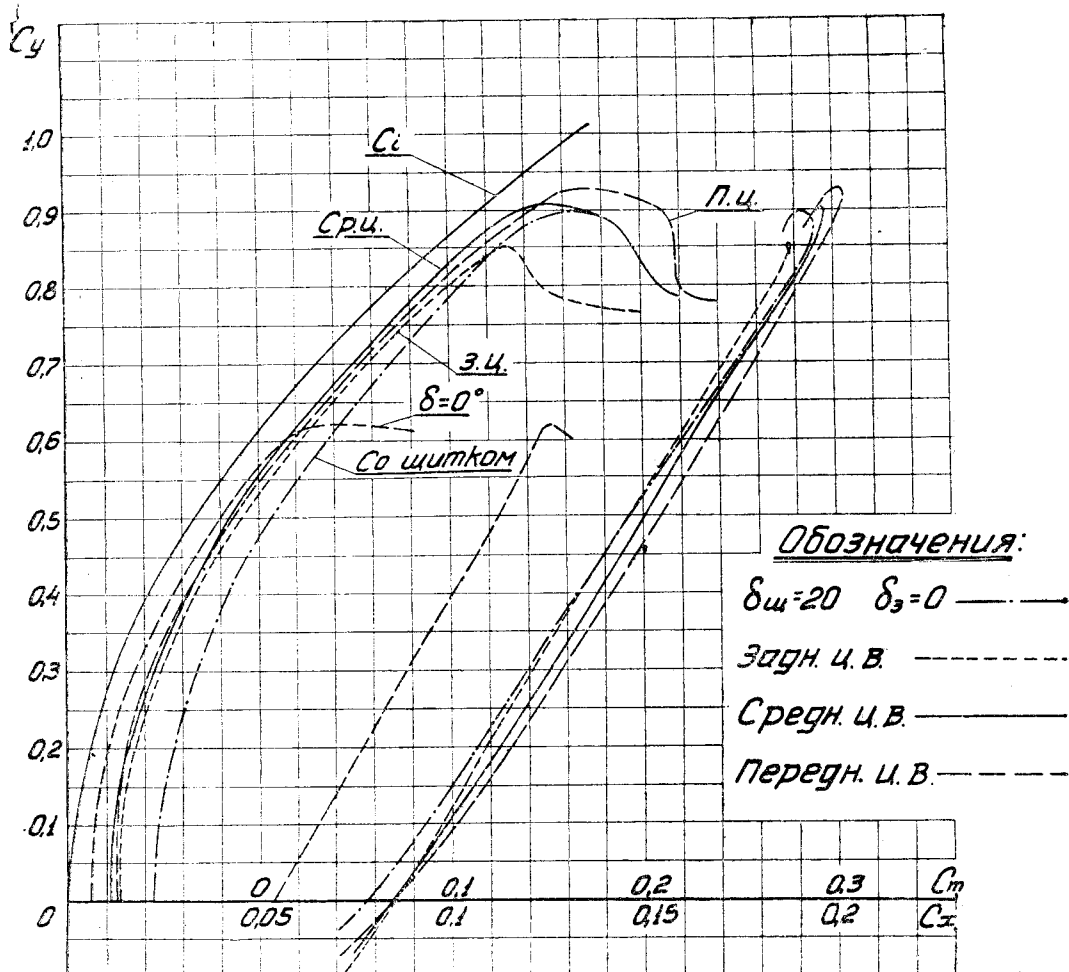
Фиг. 19. Сводная диаграмма кривых Лилленталя и кривых C_m крыла NASA-23015a с отклоненным закрылком или щитком на угол $\delta = 10^\circ$

которых случаях (см., например, фиг. 22, передний центр вращения) при больших значениях C_y значения C_m у крыла с закрылком даже меньше значений C_m крыла со щитком.

Сравнение результатов испытаний крыльев NASA-23015a и 23015b приведено на фиг. 25, 26 и 27. На фиг. 25 даются значения $\Delta C_{y \max} = C_{y \max \delta \neq 0} - C_{y \max \delta = 0}$ в функции δ° при трех центрах вращения закрылка и при заднем центре вращения щитка¹. Начала координат кривых

¹ Следует иметь в виду, что результаты испытания крыла NASA-23015a с отклоненным щитком при $\delta_z = 0^\circ$ должны совпасть с результатами испытаний крыла NASA-23015b, так как при $\delta_z = 0^\circ$ щель перед закрылком у обоих крыльев закрыта. Вследствие этого, крыло NASA-23015b при $\delta_z = 0^\circ$ и $\delta_{щ} \neq 0$ не испытывалось.

для среднего и заднего центра вращения сдвинуты вправо, на отрезки соответствующие $\delta = 25^\circ$ и $\delta = 50^\circ$. Из диаграммы видно, что при всех центрах вращения прирост $C_{y \max}$, вызванный отклонением закрылка у крыла 23015b больше, чем у крыла 23015a. Более эффективная работа закрылка

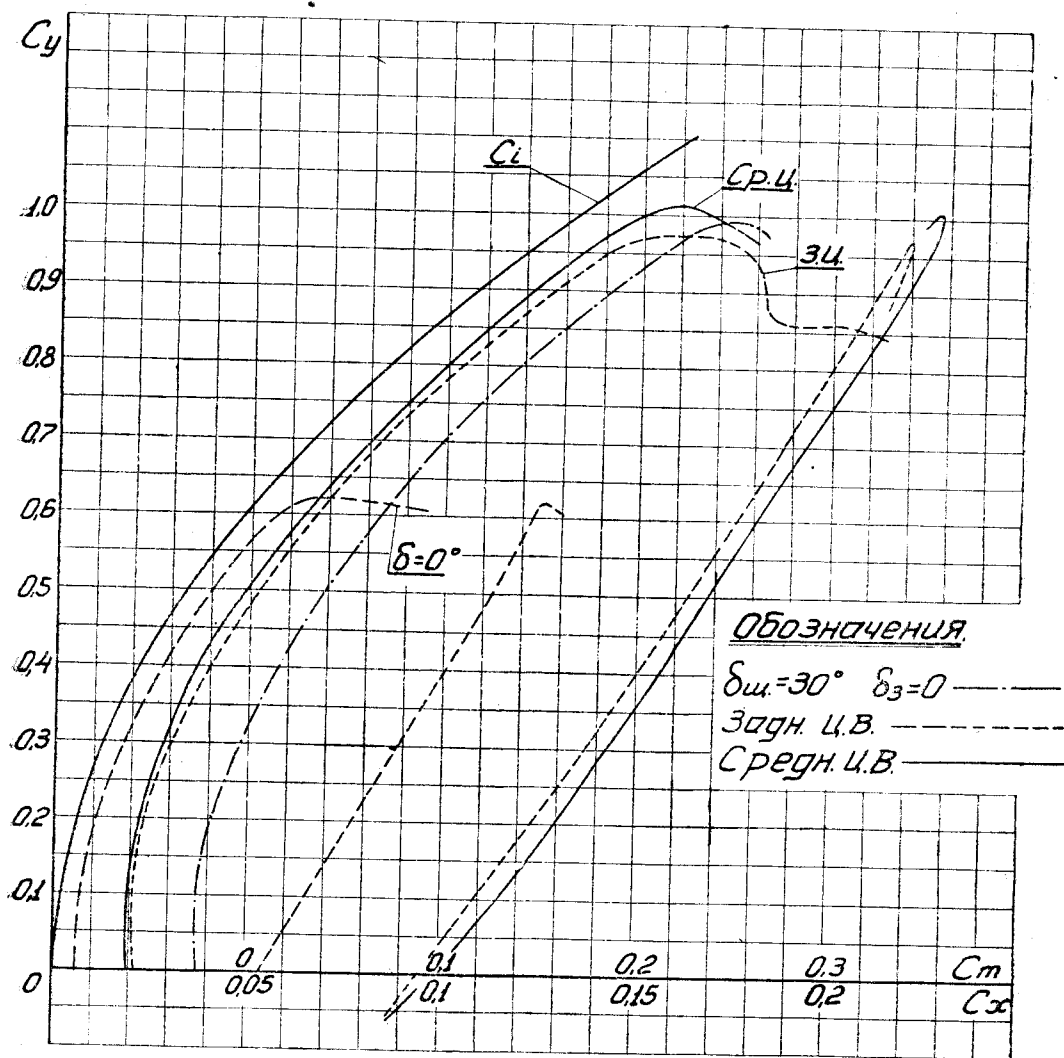


Фиг. 20. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя и кривых C_m крыла NASA-23015a с отклоненным закрылком или щитком на угол $\delta = 20^\circ$

в первом случае объясняется наличием плавного и широкого входного отверстия щели у крыла 23015b (фиг. 16). В том случае, когда входное отверстие щели крыла 23015a было достаточно велико (фиг. 16, задний центр вращения, $\delta_z = 50^\circ$), разница в оптимальных значениях $\Delta C_{y \max}$ у крыльев и 23015a и 23015b получилась наименьшей. Сравнение испытаний крыльев с закрылком и со щитком показывает, что оптимальное значение $\Delta C_{y \max}$ крыла со щитком, равное 0,535, практически не отличается от оптимального значения $\Delta C_{y \max}$ крыла 23015a с закрылком; наибольшее значение $\Delta C_{y \max} = 0,575$ получается у крыла 23015b с закрылком, при заднем центре вращения.

Как сказано выше, взлет лучше всего обеспечивается при среднем центре вращения закрылка, поэтому сравнение кривых Лилиенталя крыльев

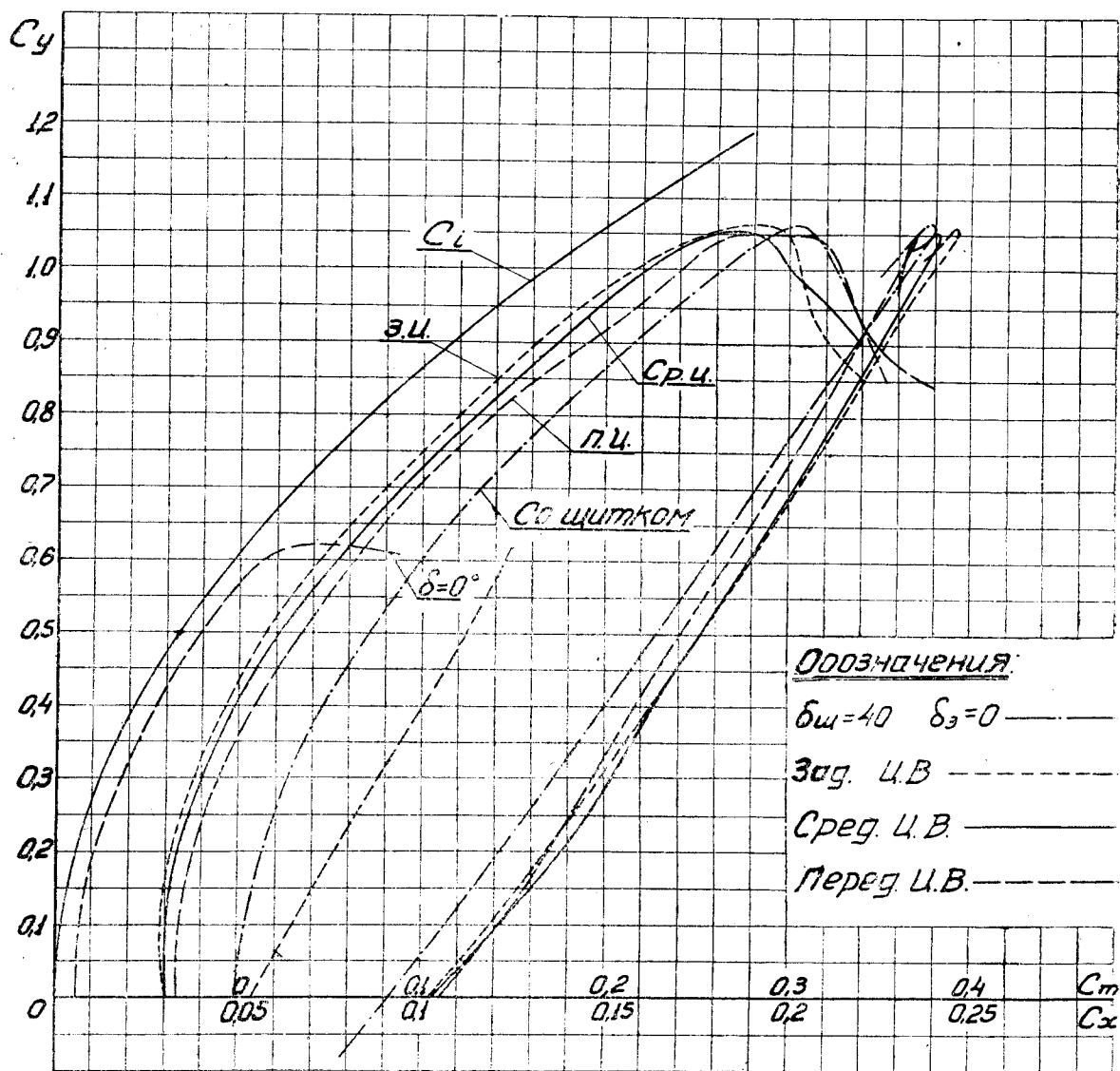
NACA-22015a и 23015b проведено при среднем центре вращения. Указанные кривые при $\delta_3 = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ и 40° нанесены на фиг. 26. Начала координат кривых для $\delta_3 = 20^\circ, 30^\circ$ и 40° сдвинуты вправо на отрезки, соответствующие $C_x = 0,05; 0,10$ и $0,15$. Рассмотрение кривых показывает, что только при $\delta_3 = 40^\circ$ кривая Лилиенталя крыла 23015b располагается



Фиг. 21. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя и кривых C_m крыла NACA-23015a с отклоненным закрылком или щитком на угол $\delta = 30^\circ$

левее кривой, соответствующей крылу 23015a, тогда как при $\delta_3 \leq 30^\circ$ значения C_{xp} при значениях C_y , соответствующих взлету, у крыла 23015a или равны или немного меньше значений C_{xp} крыла 23015b. Отсюда следует, что в отношении взлета оба крыла практически равноценны. На фиг. 27 в большом масштабе приведена диаграмма профильного сопротивления крыльев NACA-23015 (исходное крыло), 23015a и 23015b. Из диаграммы видно, что величина коэффициента профильного сопротивления крыла NACA-23015a в области значений C_y , соответствующих полету на максимальной скорости, практически не отличается от величины коэффициента C_{xp} исходного — не разрезного крыла. Небольшая разница в значениях C_{xp} для этих крыльев может быть объяснена наличием

у крыла 23015а четырех шарниров немного выступавших в поток и различиями в относительной вогнутости обоих крыльев, на что указывают и упомянутые выше различия в значениях α_0 , C_{m0} и $C_{y \max}$. Значения C_{xp} крыла NACA-23015b намного больше соответствующих значений C_{xp} .

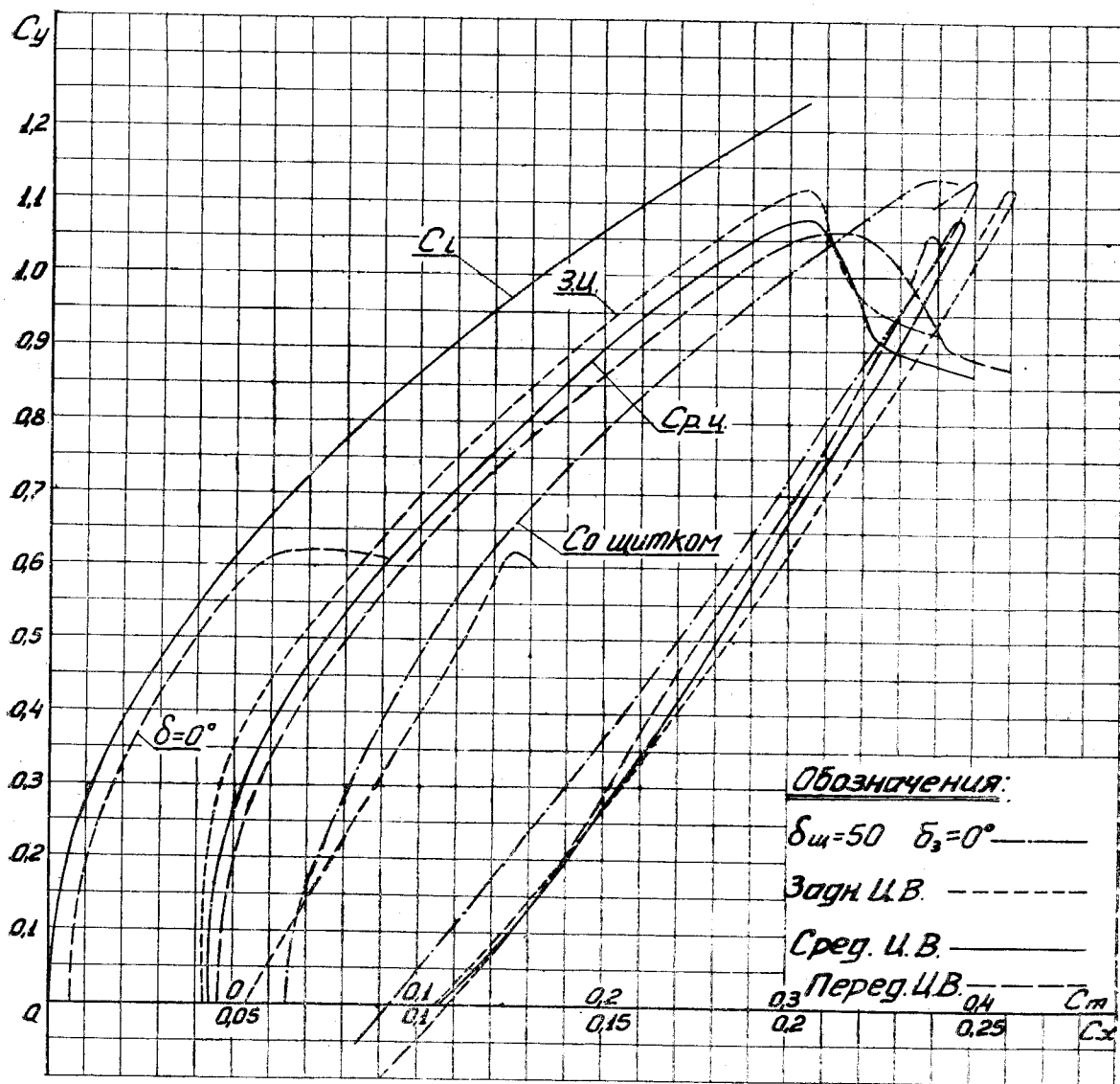


Фиг. 22. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя и кривых C_m крыла NACA-23015а с отклоненным закрылком или щитком на угол $\delta = 40^\circ$

у исходного крыла; увеличение значений C_{xp} колеблется в пределах 0,0006—0,001. Вследствие этого обстоятельства крыла 23015b, несмотря на большие значения $C_{y \max}$, в аэродинамическом отношении хуже крыла 23015а.

Во введении были указаны аэродинамические преимущества крыла, на котором одновременно установлены и щиток и закрылок (крыло с комбинированным щитком-закрылком), при чем отмечалось, что при взлете целесообразно пользоваться закрылком, а при посадке — щитком. В слу-

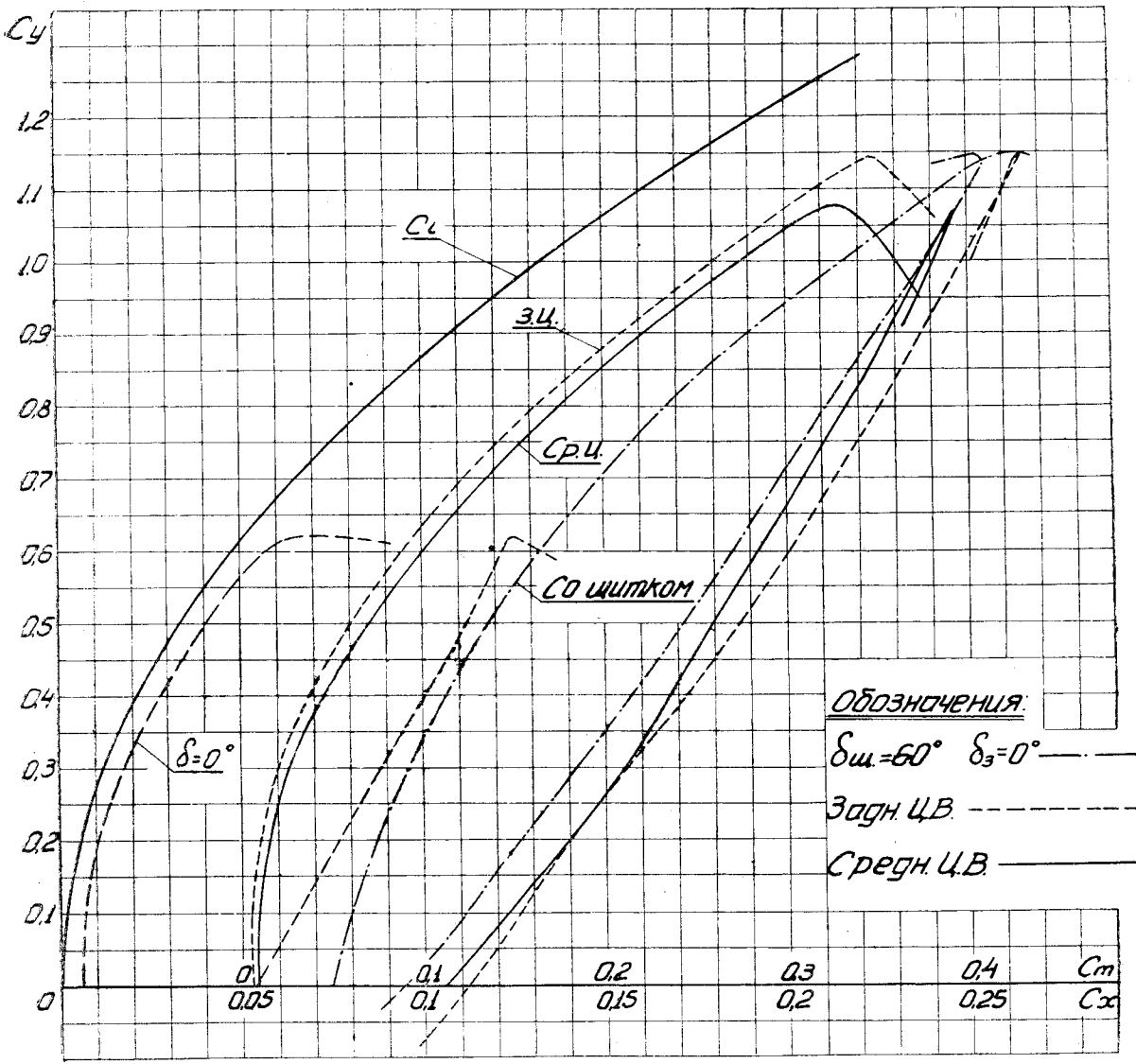
чае желания уменьшить угол наклона траектории при планировании без уменьшения коэффициента C_y при упомянутой комбинации щитка и закрылка, можно отклонить закрылок на угол $\delta_z^{\text{откл}} \leq \delta_{\text{щ}}$. Результаты испытаний на C_y , C_x и C_m крыла с такой механизацией при крайних положениях закрылка



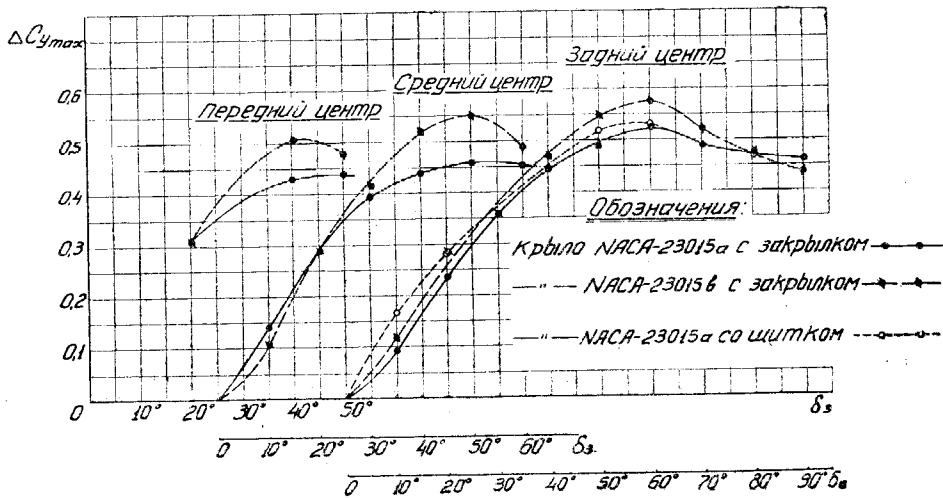
Фиг. 23. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя и кривых C_m крыла NASA-23015a с отклоненным закрылком или щитком на угол $\delta = 50^\circ$

и щитка уже приведены выше. С целью определения аэродинамических характеристик крыла с комбинированным щитком-закрылком при промежуточных положениях закрылка были проведены специальные опыты при $\delta_{\text{щ}}=40^\circ$, $\delta_z < 40^\circ$ и $\delta_{\text{щ}}=60^\circ$, $\delta_z < 60^\circ$. Опыты проводились при заднем центре вращения закрылка и щитка. На фиг. 28 приведена сводная диаграмма кривых C_y , C_m и кривых Лилиенталя крыла NASA-23015a при $\delta_{\text{щ}}=60^\circ$ ¹ и $\delta_z=10^\circ$ и 40° . Для сравнения на диаграмме нанесены

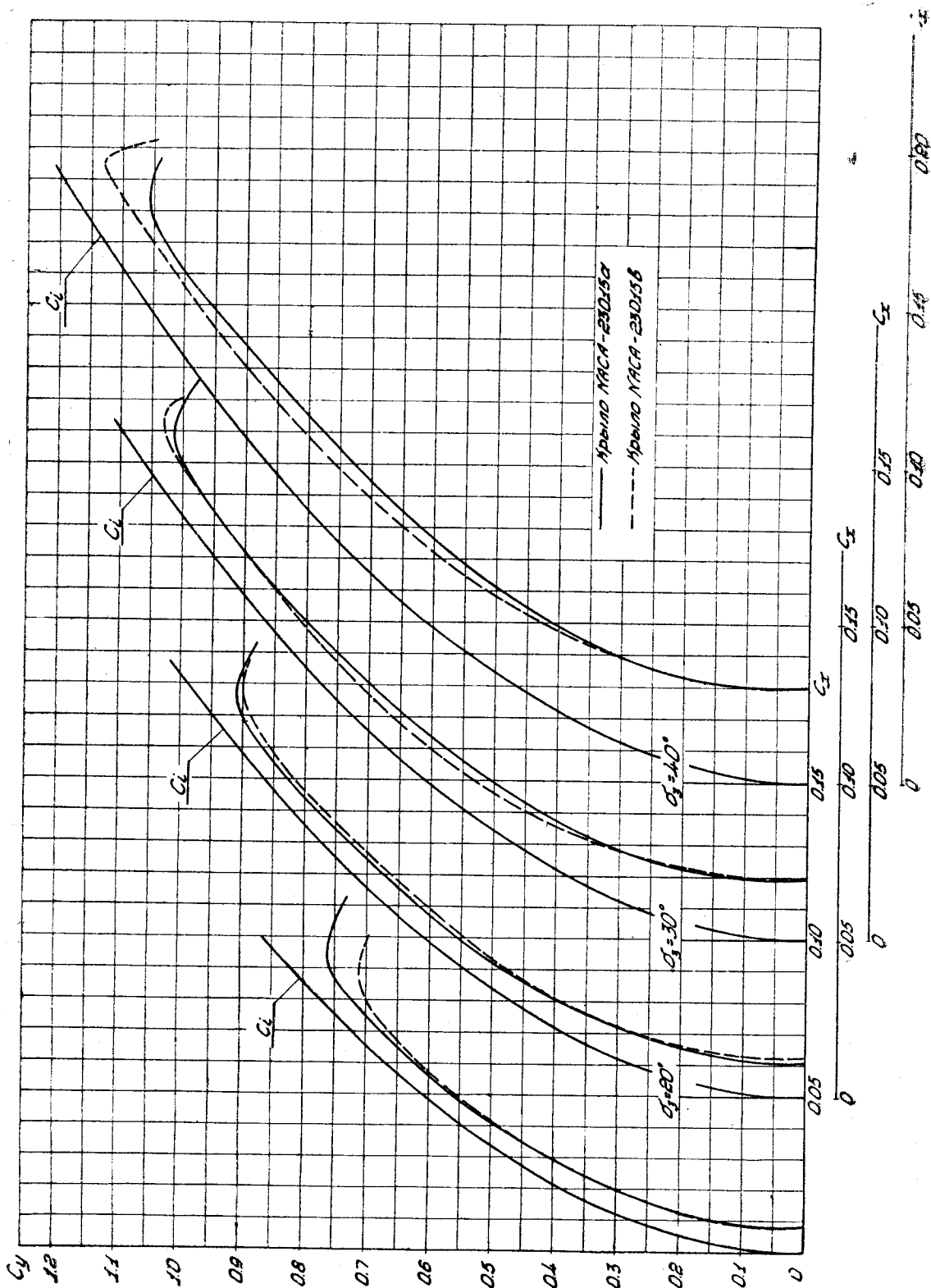
¹ Указанный угол $\delta_{\text{щ}}$ равен углу между щитком и закрылком при $\delta_z = 0^\circ$.



Фиг. 24. Сводная диаграмма кривых Лиллентали и кривых C_m крыла NACA-23015a с отклоненным закрылком или щитком на угол $\delta = 60^\circ$



Фиг. 25. Зависимость $\Delta C_{y_{max}}$ от угла отклонения закрылка или щитка



Фиг. 26 Сводная диаграмма кривых Лилиенталя крыльев NASA-23015a и 23015b при различных углах отклонения закрылка (средний центр вращения закрылка)

кривые, соответствующие случаям $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$, $\delta_3 = 0^\circ$ и $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$ ¹, $\delta_3 = 60^\circ$. полученные в результате предыдущих экспериментов. Начало координат кривых C_m на фиг. 28 сдвинуто вправо.

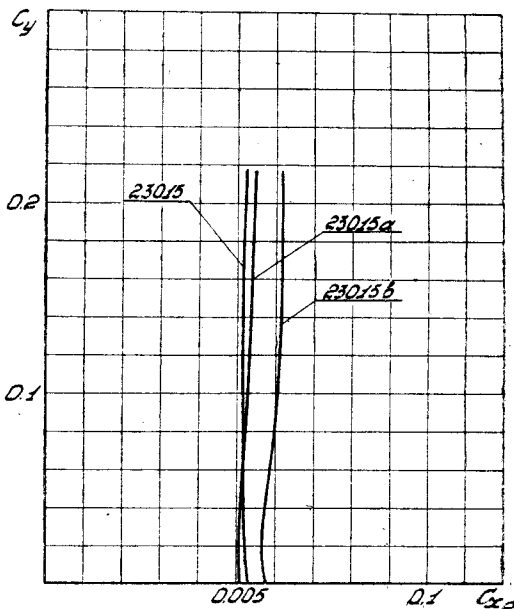
Из рассмотрения фиг. 28 видно, что при уже отклоненном щитке, небольшое отклонение закрылка ($\delta_3 = 10^\circ$) вызывает при данном угле атаки существенное увеличение C_y при этом, значения C_x на малых углах атаки уменьшаются, а на больших углах атаки — мало изменяются; качество увеличивается. Дальнейшее отклонение закрылка ($\delta_3 = 40^\circ$) немного увеличивает C_y и уменьшает C_x . К моменту соприкосновения закрылка со щитком (случай $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$, $\delta_3 = 60^\circ$) оба коэффициента C_y и C_x уменьшаются, но качество возрастает. Таким образом, по мере отклонения закрылка от $\delta_3 = 0^\circ$ до $\delta_3 = 60^\circ$ качество постепенно увеличивается, в частности максимальное качество увеличивается от $k_{\text{max}} = 4,8$ до $k_{\text{max}} = 6,4$. Величина $C_{y \text{ max}}$ при отклонении закрылка практически не изменяется.

Далее, из фиг. 28 видно, что отклонение закрылка на угол $\delta_3 = 10^\circ$ вызывает некоторое увеличение коэффициента C_m ; дальнейшее увеличение угла δ_3 практически не отражается на величине C_m и кривые C_m совпадают с кривой, соответствующей $\delta_3 = 60^\circ$, $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$.

На фиг. 29 приведены результаты испытаний крыла NACA-23015a на шарнирный момент закрылка. Опыты проводились при заднем центре вращения закрылка как без щитка, так и в присутствии щитка, отклоненного на угол $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$. Перед проведением опыта закрылок был разрезан на две равные части; каждая часть закрылка прикреплялась к основному крылу при помощи двух шарниров. Во время проведения опыта определялся шарнирный момент только одной половины закрылка; по мере отклонения первой половины закрылка, на которой определялся шарнирный момент, постепенно отклоняли и вторую половину закрылка.

При обработке результатов испытаний коэффициент C_m был отнесен к площади половины площади всего закрылка ($S_3 = 0,5 \cdot l \cdot b_3$) и к хорде закрылка.

Из рассмотрения фиг. 29 видно, что без щитка производная $\frac{dC_{\text{ш}}}{d\delta^\circ}$ в среднем равна 0,0024 при $\alpha = 0^\circ$ и 0,0029 при $\alpha = 15^\circ$. Результат сравнения этих данных со значениями $\frac{dC}{d\delta^\circ}$ для обыкновенного щитка² показывает, что производная $\frac{dC_{\text{ш}}}{d\delta^\circ}$ для закрылка в 3,5 раза меньше производной $\frac{dC_{\text{ш}}}{d\delta^\circ}$ для щитка. В присутствии щитка, отклоненного на угол $\delta_{\text{ш}} = 60^\circ$, ве-

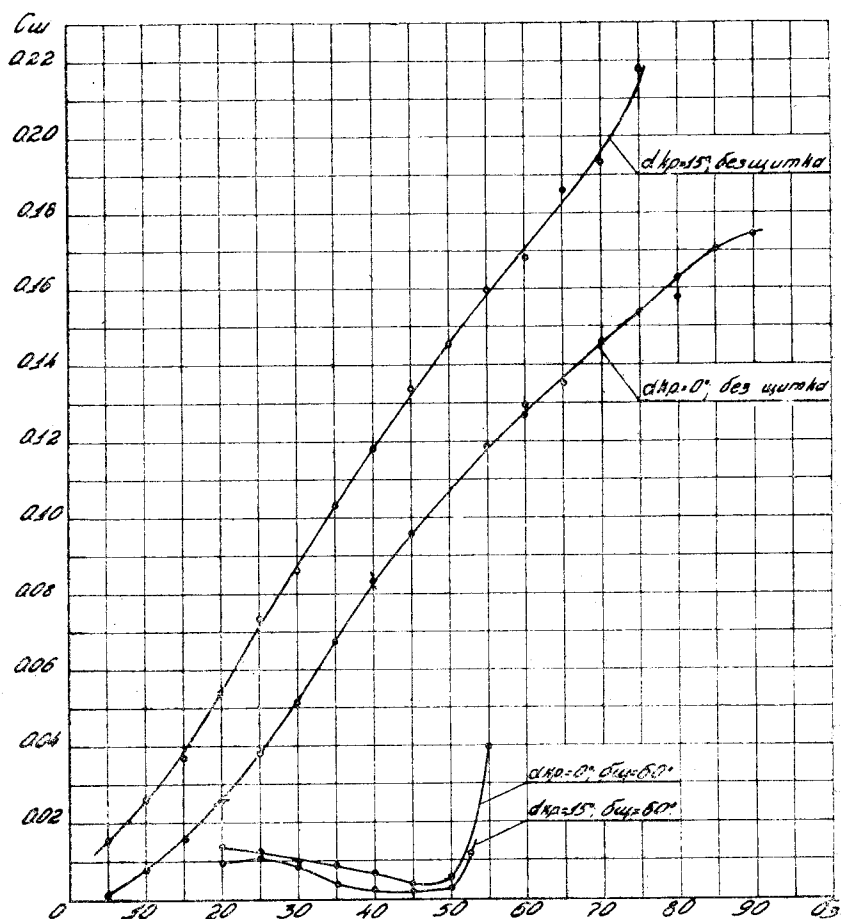


Фиг. 27. Поляры профильного сопротивления крыльев NACA-23015 , 23015a и 23015b

¹ Во время проведения опыта щиток просто отсутствовал.

² Справочник Авиаконструктора. Том I, Стр. 159.

личина шарнирного момента закрылка в несколько раз уменьшается, причем при $\delta_3 < 45^\circ$ производная $\frac{dC_{ш}}{d\delta^\circ} < 0$, а при $\delta_3 > 45^\circ$ $\frac{dC_{ш}}{d\delta^\circ} > 0$.

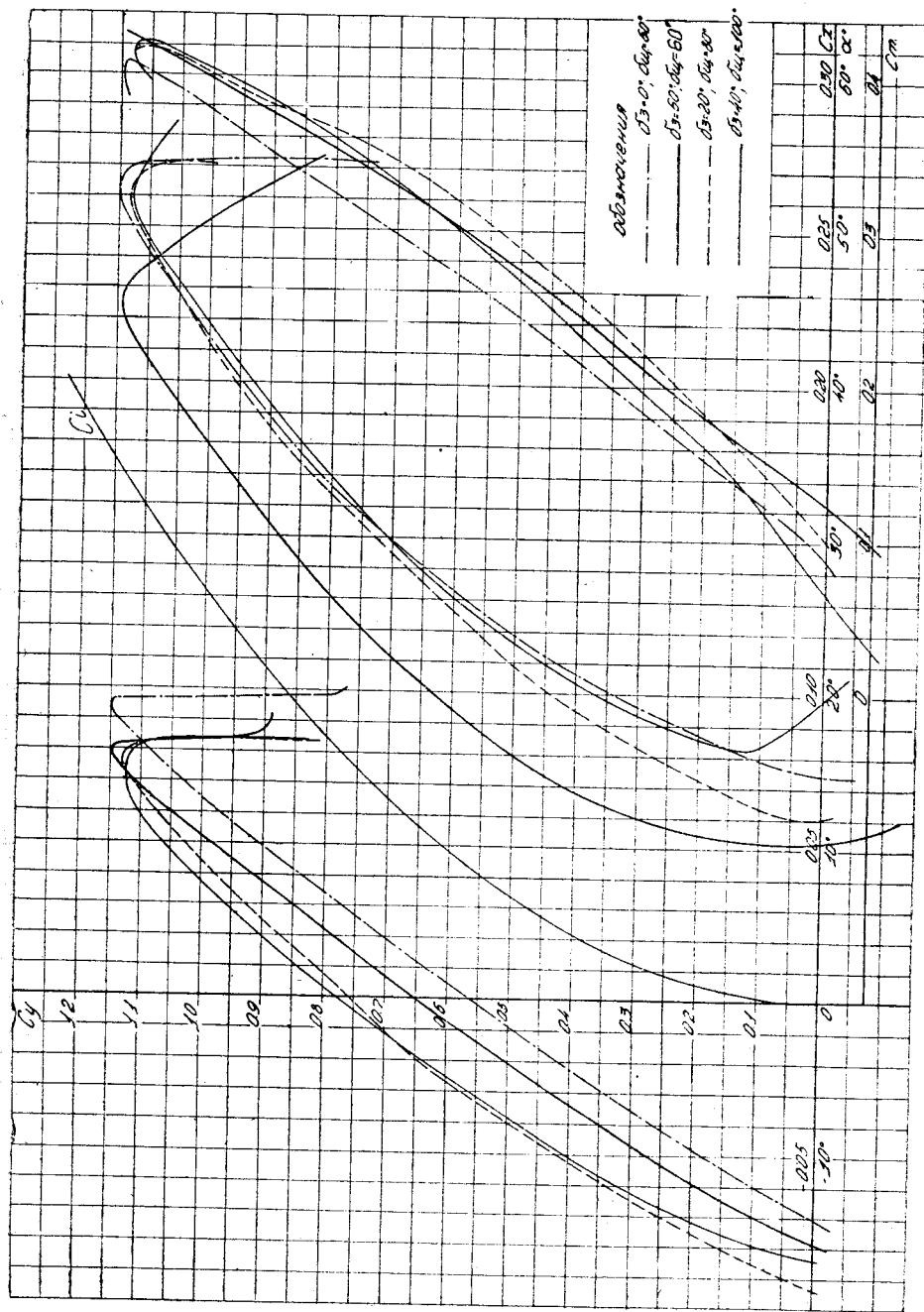


Фиг. 29. Диаграмма испытаний на $C_{ш}$ закрылка крыла NASA-23015а

Представляло интерес испытать крыло с комбинированным щитком-закрылком в случае $\delta_{ш} > 60^\circ$. Эти испытания, как и предыдущие, проводились при заднем центре вращения закрылка. На фиг. 30 приведены результаты испытаний крыла 23015а при $\delta_{ш}=80^\circ$, $\delta_3=20^\circ$ и при $\delta_{ш}=100^\circ$ и $\delta_3=40^\circ$. Для сравнения на эту же диаграмму нанесены кривые, соответствующие $\delta_{ш}=60^\circ$, $\delta_3=0^\circ$ и $\delta_{ш}=60^\circ$, $\delta_3=60^\circ$. Начало координат кривых $C_{ш}$ для ясности чертежа сдвинуто вправо.

Результаты этих испытаний, в частности, показывают, что при рассматриваемой комбинации закрылка и щитка значения C_y на заданных углах атаки намного больше соответствующих значений C_y у крыла или с одним щитком или с одним закрылком. Так, например, в случае $\delta_{ш}=100^\circ$, $\delta_3=40^\circ$ при нулевом угле атаки $C_y=0,76$. Хотя $C_{y, \max}$ при упомянутых углах отклонения щитка и закрылка не возрастает, однако, возможность значительно повысить величину коэффициента C_y на данном α° имеет практическое значение в тех случаях, когда требуется обеспечить возмож-

ность полета самолета с небольшой скоростью на малых углах атаки. Критический угол атаки при упомянутой комбинации щитка и закрылка уменьшается.



Фиг. 30. Сводная диаграмма кривых C_u , C_m и кривых Лилиентала крыла NASA-23015a при различных углах отклонения закрылка и щитка

Когда по конструктивным соображениям исключается возможность установки комбинированного щитка-закрылка, для улучшения взлета можно рекомендовать делать только один закрылок. В этом случае для уменьшения угла наклона траектории при планировании можно отклонить закрылок на угол $\delta_3 > 50^\circ - 60^\circ$. Хотя $C_{y \max}$ в этом случае будет немного

меньше, чем $C_{y \max}$ крыла со щитком, однако, качество крыла практически будет таким же, как и у крыла со щитком. Из рассмотрения на фиг. 6, 7 и 24 видно, что при $\delta_3 = 90^\circ$ качество крыла НАСА-23015а даже немного меньше качества этого же крыла при $\delta_{\text{щ}} = 60^\circ$; уменьшение $C_{y \max}$ при этом достигает всего 6%. На практике закрылок и щиток бывают расположены не по всему размаху крыла и поэтому разница в значениях $C_{y \max}$ будет еще меньше.

Как видно из рассмотрения фиг. 7, при отклонении закрылка на угол $\delta_3 > 60^\circ$ прекращается увеличение коэффициента C_m ; наоборот, коэффициент момента начинает уменьшаться. Это явление, повидимому, вызвано, с одной стороны, срывом потока с верхней поверхности крыла вблизи ее наибольшей кривизны и с другой — уменьшением плеча равнодействующей сил давления на закрылок при больших углах его отклонения. Как видно из сравнения кривых C_m , приведенных на фиг. 7 и 24, величина коэффициента момента крыла 23015а при $\delta_{\text{щ}} = 90^\circ$ близка к величине коэффициента C_m этого же крыла при $\delta_3 = 0$, а $\delta_{\text{щ}} = 60^\circ$.

Для количественной оценки улучшения взлета самолета, снабженного разрезным закрылком по сравнению со взлетом самолета со щитком, был проделан ряд расчетов. Перед тем, как перейти к рассмотрению полученных результатов, заметим, что для расчета взлета необходимо иметь зависимость тяги винта от скорости. Последняя в большинстве случаев существенно зависит от ряда геометрических и аэродинамических параметров винта. Проведенный нами анализ выполнен для частного случая, а именно — для винта автомата; в этом случае можно приближенно считать, что при взлете тяга винта Φ остается постоянной. Случай $\Phi = \text{const}$ является наименее благоприятным с точки зрения оценки преимуществ крыла с разрезным закрылком перед крылом со щитком. Кроме того, отметим, что расчеты выполнены для сухопутных самолетов; для гидросамолетов эффект применения закрылков должен быть больше.

В основу проделанных расчетов взлета был положен метод проф. Лахмана, опубликованный в упомянутой выше статье (см. сноску на стр. 4). Согласно этому методу взлет самолета делится на три фазы: 1) разбег, 2) изменение траектории после отрыва от земли и 3) подъем над препятствием. Таким образом, общая длина взлета подсчитывается по формуле.

$$L = L_1 + L_2 + L_3. \quad (1)$$

Если положить, что тяга винта $\Phi = \text{const}$, то формулы для подсчета L_1 , L_2 и L_3 примут вид:

$$L_1 = \frac{2,3 \cdot p}{2 \gamma (C_x - f C_y)} \cdot \lg \left[1 - \frac{C_x - f C_y}{(e - f) \cdot C_{y1}} \right]; \quad (2)$$

$$L_2 = \frac{p [e - \mu]}{2 \gamma (C_{y \max} - C_{y1})} \quad (3)$$

и

$$L_3 = \frac{h}{e - \mu_1}, \quad (4)$$

где $p = \frac{G}{S} \frac{\kappa z}{m^2}$; f — коэффициент трения качения, $e = \frac{\Phi}{G}$, C_{y1} — значение

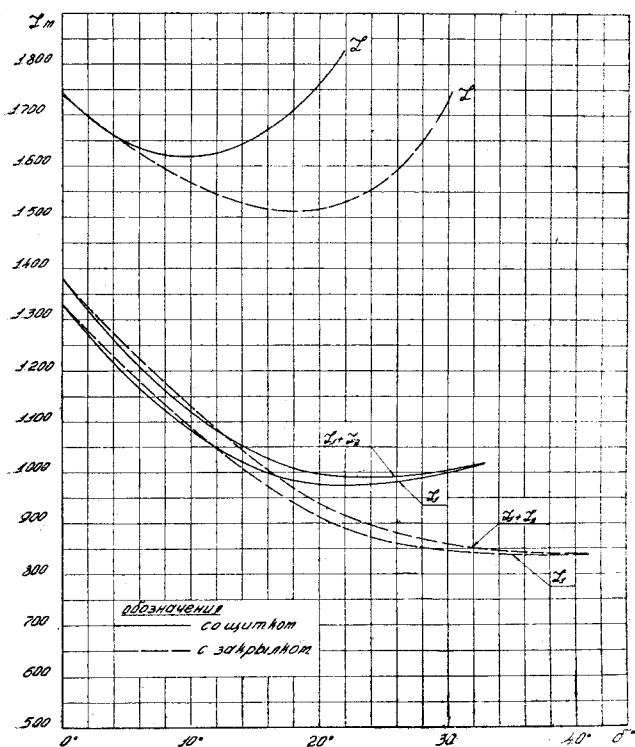
C_y в момент отрыва самолета от земли, $\mu_1 = \frac{C_{y1}}{C_{x1}}$, γ — весовая плотность воздуха, h — высота барьера. Величина коэффициентов C_y и C_x , входящих

в формулу (2), определялось нами по методу, изложенному В. С. Пышновым¹.

При проведении расчетов величина f принималась равной 0,05, $h=20$ м, а величина $C_{хвп}=0,01$. Все расчеты проведены по данным испытаний крыла NASA-23015a со щитком или с закрылком при сред-

нем центре вращения, при чем предварительно результаты испытаний были пересчитаны на другой относительный размах, а именно $\lambda=6$ и $\lambda=10$. Ряд расчетов при $\lambda=6$ был выполнен для случая $l_3=l_{щ}=0,6 l$. В этом случае перед построением кривых Лилиенталя для различных значений δ° были подсчитаны соответствующие параболы индуктивного сопротивления, распределение циркуляции и истинные углы атаки по размаху крыла². Для определения $C_{у\max}$ приближенно было принято, что $\Delta C'_{у\max}$ в этом случае будет равно $0,6 \cdot \Delta C_{у\max}$, где $\Delta C_{у\max}$ — прирост $C_{у\max}$ крыла со щитком или с закрылком, расположенными вдоль всего размаха.

Расчеты взлета были выполнены для различных значений e и $p \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$, при чем предполагалось, что площадь крыла остается без



Фиг. 31. Зависимость L , L_1 и L_2 от угла отклонения щитка или закрылка. Случай $\lambda=6$; $l_{щ}=l_3=l$; $e=0,15$; $p=166 \text{ кг/м}^2$; $C_{y1}=0,9 C_{y\max}$

изменения, а варьируется полетный вес; вследствие этого величина e изменялась обратно пропорционально p . В большинстве расчетов значения e и p соответствовали случаю тяжелого самолета с большой площадью крыла. Два расчета были выполнены для значений e и p , соответствующих истребителю.

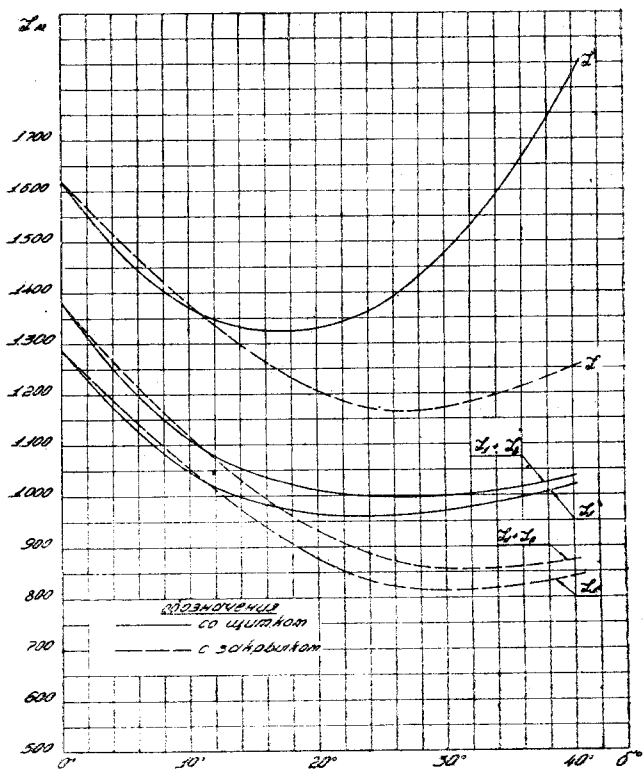
Первоначально расчеты выполнялись для значений $C_{y1}=0,7 \cdot C_{y\max}$, $0,8 \cdot C_{y\max}$ и $0,9 \cdot C_{y\max}$, при чем оказалось, что наименьшая длина взлета получается при $C_{y1}=0,9 \cdot C_{y\max}$, вследствие чего дальнейшие расчеты выполнялись для упомянутого наивыгоднейшего значения C_{y1} .

Результаты подсчетов L_1 , L_2 и L_3 для трех частных случаев приведены на фиг. 31, 32 и 33. По оси ординат отложены значения L_1 , L_1+L_2 и $L=L_1+L_2+L_3$ в метрах, а по оси абсцисс значения δ_3 или $\delta_{щ}$.

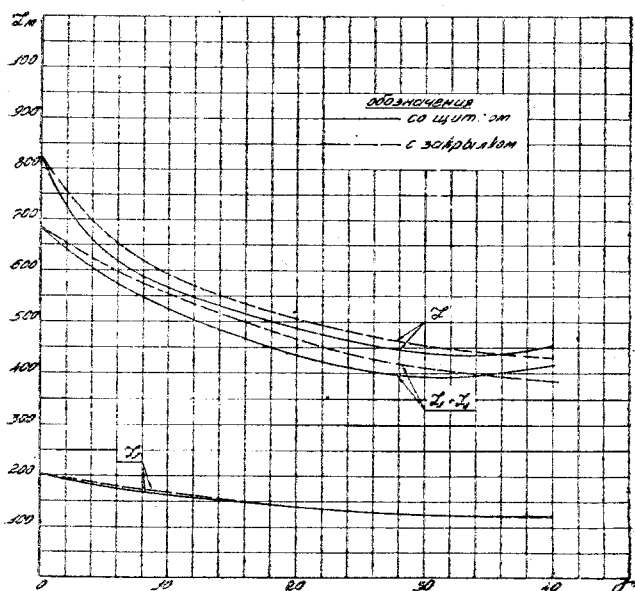
На фиг. 31 и 32 для $\lambda=6$ и $\lambda=10$ приведены результаты расчетов взлета при $e=0,15$ и $p=166 \text{ кг/м}^2$. Из диаграмм видно, что для рассма-

¹ В. С. Пышнов. Аэродинамика самолета. Ч. 3. § наивыгоднейший угол атаки для разбега.

² А. Б. Рисберг. Аэродинамические характеристики крыла с отклоненным щитком. (Печатается).

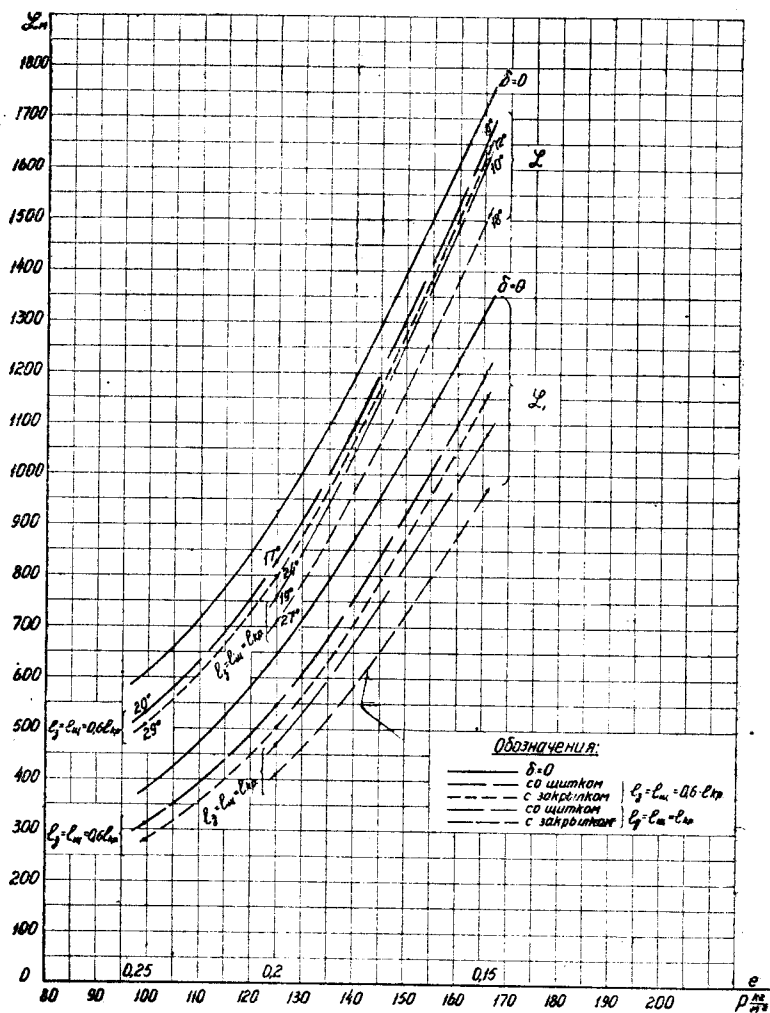


Фиг. 32. Зависимость L , L_1 и L_2 от угла отклонения щитка или закрывки. Случай $\lambda=10$; $l_{ш}=l_3=l$; $e=0,15$; $p=166 \text{ кг/м}^2$; $C_y=0,9$, $C_{y \max}$



Фиг. 33. Зависимость L , L_1 и L_2 от угла отклонения щитка или закрывки. Случай $\lambda=6$; $l_{ш}=l_3$; $e=0,6$; $p=150 \text{ кг/м}^2$; $C_{y_1}=0,9$, $C_{y \max}$

триваемого случая величина L_2 не оказывает существенного влияния на общую длину взлета. Значения L и L_1 , в случае крыла с закрылком, меньше соответствующих значений для крыла со щитком, при чем $\delta_{з. \text{ наиб}} > \delta_{щ. \text{ наиб}}$. При увеличении относительного размаха крыла угол отклонения закрылка или щитка, соответствующей наименьшей длине взлета возрастает. На фиг. 33 приведены расчеты для $\lambda=6$, $e=0,6$ и $p=150 \text{ кг/м}^2$.



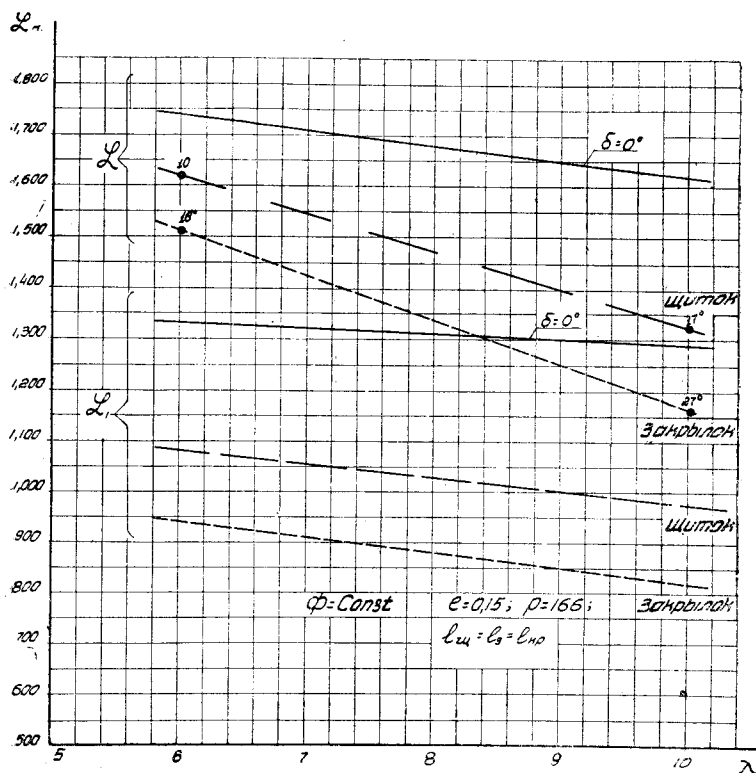
Фиг. 34. Зависимость L и L_1 от нагрузки на квадратный метр крыла

В этом случае величина L_2 имеет второстепенное значение; наибольший процент общей длины взлета приходится на второй участок (L_2). Величина L_{\min} в этом случае не зависит от типа механизации.

На фиг. 34 приведены значения L и L_1 в зависимости от $p \text{ кг/м}^2$ и e при $\lambda=6$. На кривых отмечены углы отклонения закрылка или щитка, соответствующие L_{\min} ; значения L_1 , приведенные на диаграмме, соответствуют отмеченным углам отклонения закрылка или щитка. Из рассмотрения диаграммы видно, что по мере увеличения относительного размаха закрылка или щитка увеличивается влияние механизации крыла. Применение разрезного закрылка может сократить общую длину взлета на

12—25%, а разбег на 25—40%, тогда как применение крыла со щитком сокращает величину L на 9—17%, а величину L_1 — на 17—30%.

Зависимость L и L_1 от относительного размаха крыла приведена на фиг. 35. Значения L и L_1 были подсчитаны только для двух значений λ , а именно $\lambda = 6$ и $\lambda = 10$; вследствие этого на диаграмме 35 зависимость L и L_1 от λ в первом приближении изображена в виде прямых линий. На этих прямых указаны значения δ° , соответствующие L_{\min} . Величина L_1 со-



Фиг. 35. Зависимость L и L_1 от относительного размаха крыла.

Случай $l_{\text{щ}} = l_3 = l$; $e = 0.15$; $P = 166 \text{ кг/м}^2$, $C_{y_1} = 0.9 \cdot C_{y_{\text{max}}}$

ответствует указанным на диаграммах углам отклонения закрылка или щитка. Из диаграммы видно уже отмеченное выше влияние λ на величину $\delta^\circ_{\text{наив}}$, а также влияние λ на эффект, вызванный механизацией; преимущества закрылка перед щитком возрастают по мере увеличения относительного размаха крыла.

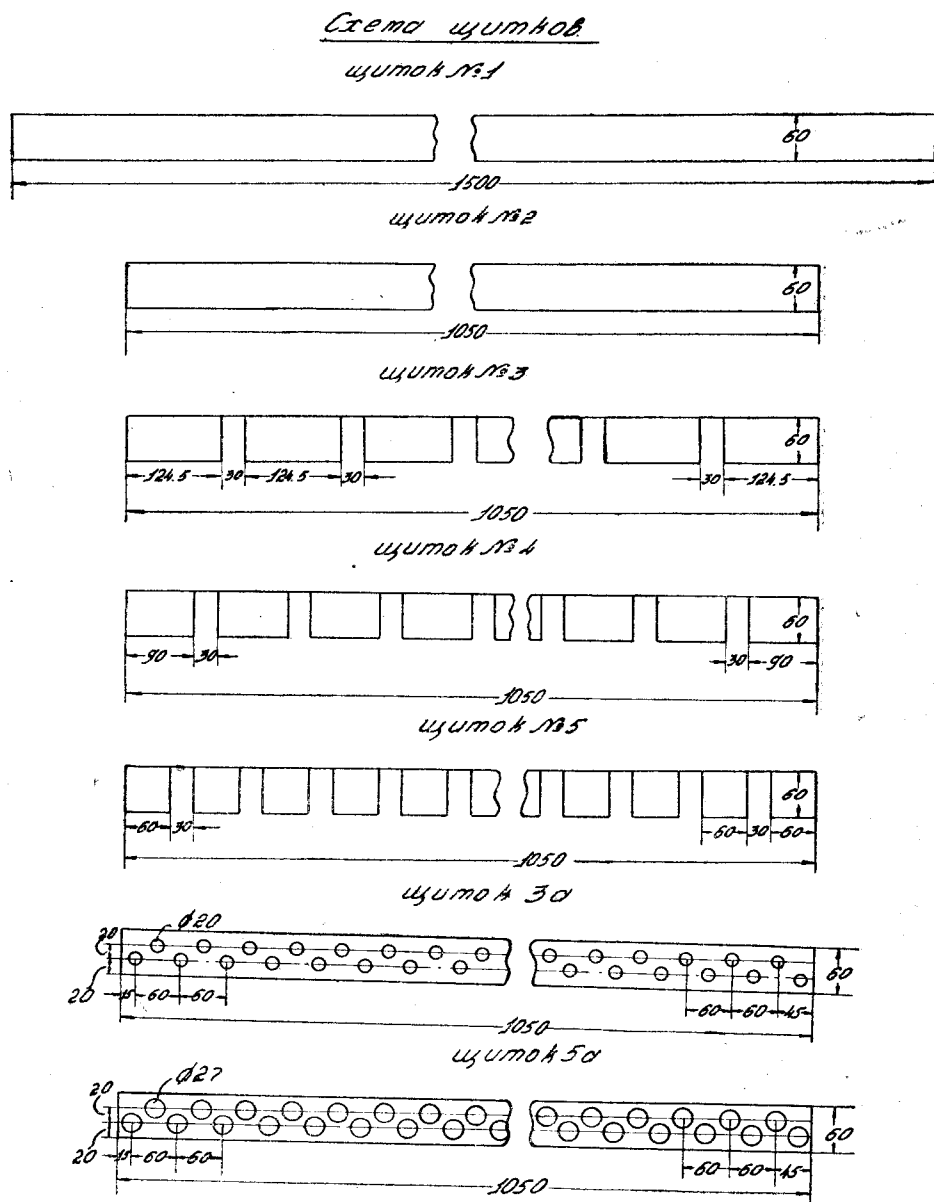
Испытания крыла с прорезными щитками

С целью определения влияния прорезных щитков на аэродинамические характеристики крыла были проведены испытания крыла НАСА-23015 с семью вариантами щитков. Чертежи щитков приведены на фиг. 36. Хорда щитков равнялась $0.2 \cdot b$, размах сплошных щитков равнялся $l_{\text{щ}} = l$ и $0.7 \cdot l$, размах прорезных щитков равнялся $0.7 \cdot l$. Площадь отверстий в щитках № 3а и № 5а равнялась площади вырезанных частей щитков № 3 и № 5.

На фиг. 37, 38 и 39 приведены сводные диаграммы испытаний крыла 23015 без щитка и со щитками при $\delta_{\text{щ}} = 50^\circ$.

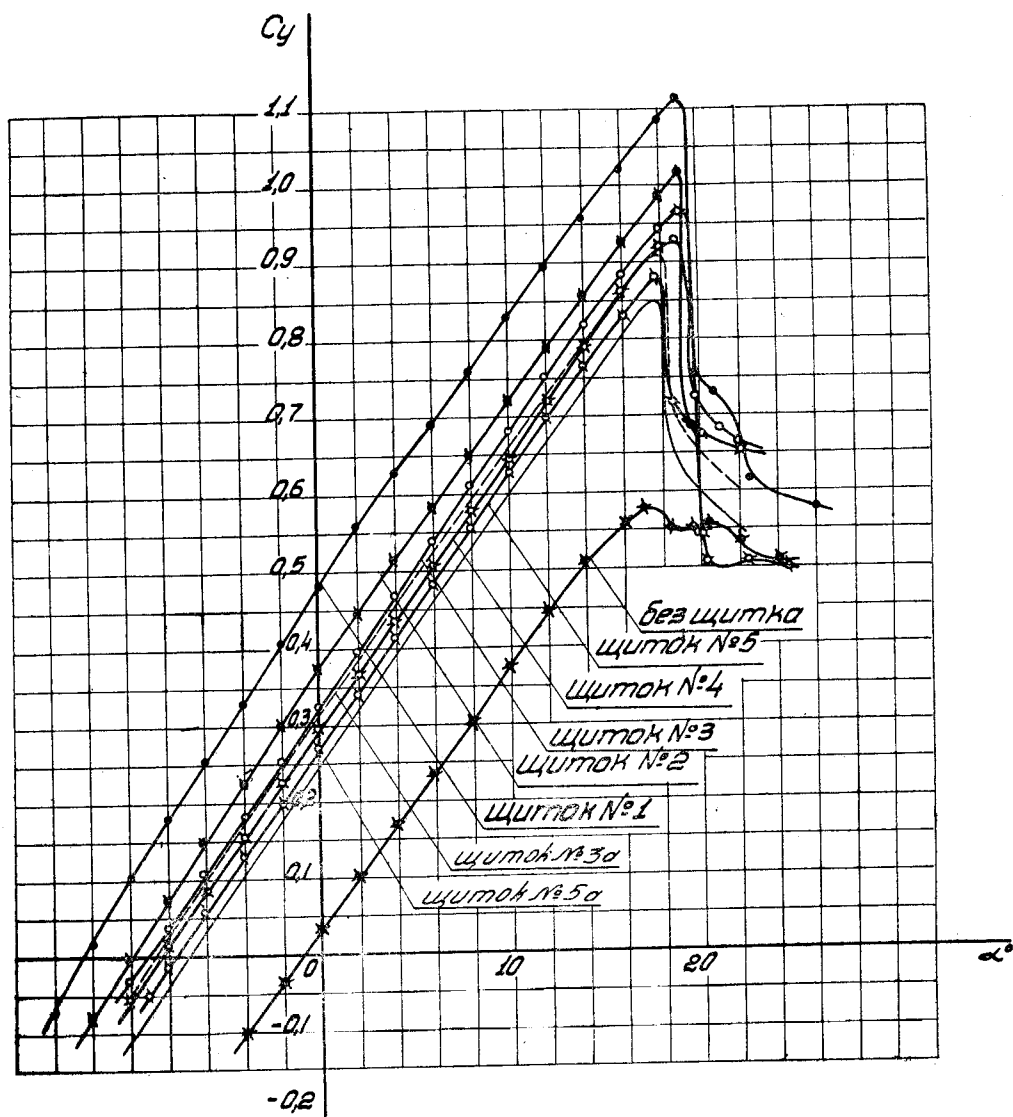
Парабола индуктивного сопротивления, нанесенная на фиг. 38, соответствует случаю крыла со щитком, расположенным по всему размаху.

Рассмотрение диаграмм показывает, что увеличение площади отверстий, сделанных в щитках, вызывает уменьшение $C_{y_{max}}$ и C_{m_0} и очень

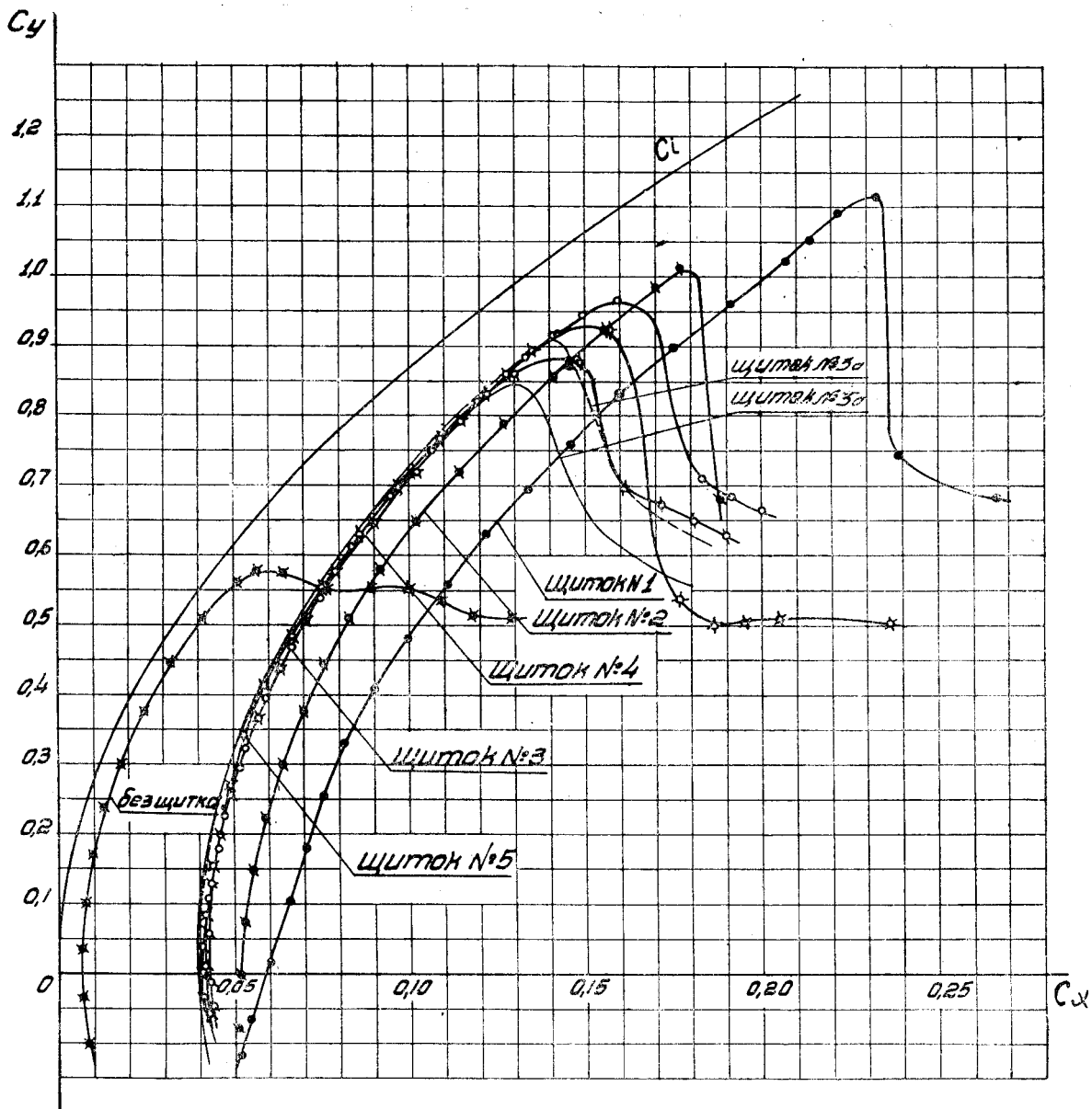


Фиг. 36. Чертежи прорезных щитков

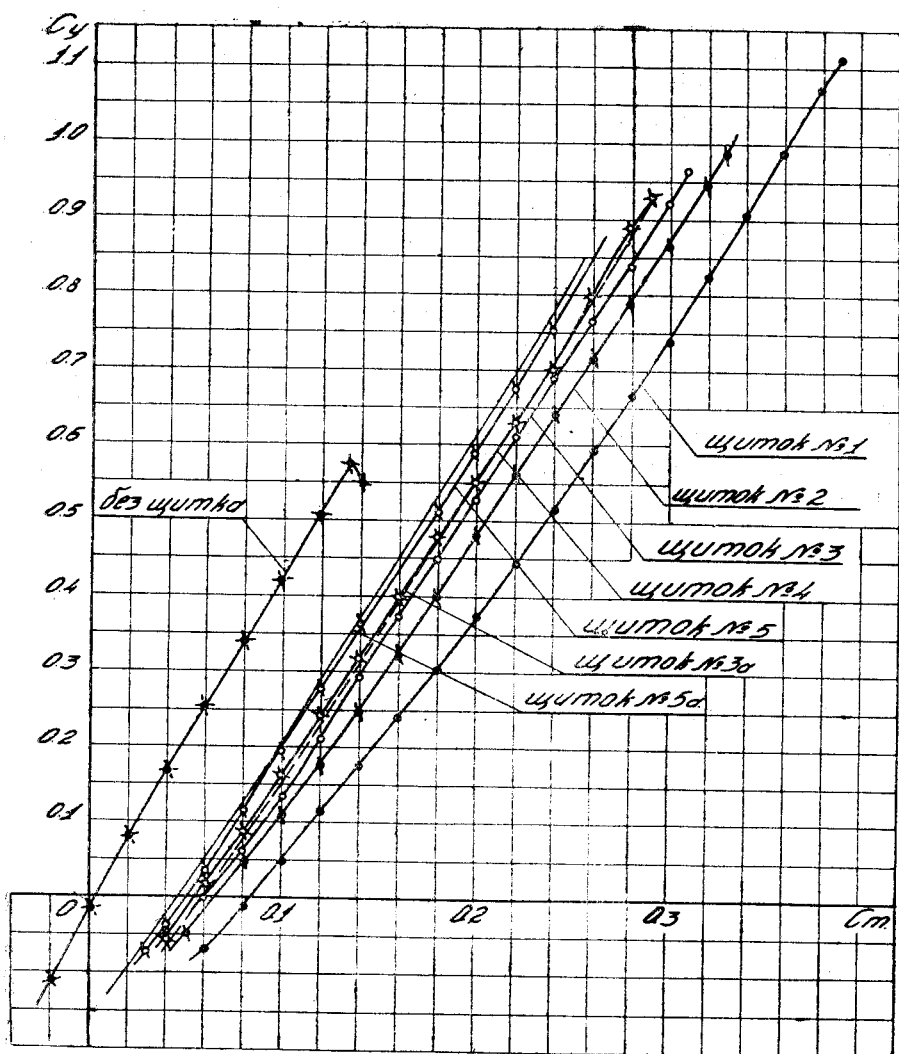
небольшое уменьшение производной $\frac{dC_m}{dC_y}$. Величина C_{x_p} у крыла с прорезным щитком № 3 меньше, чем у крыла со сплошным щитком; увеличение числа прорезов практически не влияет на величину C_{x_p} . Круглые отверстия вызывают большее снижение $C_{y_{max}}$, но практически не сказываются на величине C_{x_p} .



Фиг. 37. Сводная диаграмма кривых C_y крыла NACA-23015 без щитка и с различными щитками; $\delta_{\text{ш}} = 50^\circ$



Фиг. 38. Сводная диаграмма кривых Лилиенталя крыла NACA-23015 без щитка и с различными щитками; $\delta_{щ} = 50^\circ$



Фиг. 39. Сводная диаграмма кривых C_m крыла NASA-23015 без щитка и с различными щитками; $\delta = 50^\circ$

ВЫВОДЫ

1. Аэродинамические характеристики крыла с закрылком существенно зависят от формы и размеров щели перед закрылком. Наивыгоднейшая ширина выходной щели находится в пределах $0,008 \leq \frac{H}{b} \leq 0,011 \sim 0,013$.

2. Величина $\Delta C_{y \max}$, вызванная отклонением закрылка у крыла 23015b больше, чем у крыла 23015a. Оптимальная величина $\Delta C_{y \max}$ у крыла 23015a практически равна оптимальной величине $\Delta C_{y \max}$ этого же крыла при $\delta_3 = 0^\circ$, но с отклоненным щитком.

3. Значения C_{xp} у крыльев 23015a и 23015b при $0 < \delta_3 \leq 30^\circ$, мало отличаются друг от друга. В отношении взлета оба крыла практически равноценны.

4. При $\delta_3 = 0^\circ$ величина $C_{xp \min}$ у крыла 23015b практически равна величине $C_{xp \min}$ исходного крыла. Увеличение $C_{xp \min}$ у крыла 23015b при

$\delta_3 = 0^\circ$, вызванное выемкой перед закрылком, достигает величины $0,0006 \sim 0,001$. В аэродинамическом отношении крыло 23015а выгоднее крыла 23015б.

5. Величина C_{xp} крыла с отклоненным закрылком меньше величины C_{xp} крыла со щитком, отклоненным на угол $\delta_{щ} = \delta_3$.

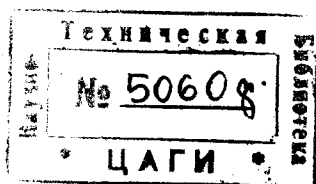
6. Шарнирные моменты закрылка в несколько раз меньше шарнирных моментов щитка.

7. Величина C_{m0} крыла с отклоненным закрылком немного больше, чем у крыла со щитком при $\delta_3 = \delta_{щ}$; величина $\frac{dC_m}{dC_y}$ меньше у крыла с закрылком.

8. По сравнению с крылом, снабженным одним закрылком, или одним щитком, комбинация щитка и закрылка значительно увеличивает C_y при малых углах атаки не увеличивает $C_{y_{max}}$ и уменьшает критический угол атаки.

9. Прорезные щитки уменьшают $C_{y_{max}}$, C_{xp} и C_{m0} .

10. Общая длина взлета и разбега самолета с разрезным закрылком меньше, чем у самолета с обыкновенным щитком.



Отв. редактор А. К. Мартынов

Техн. редактор И. К. Богданов

Сдано в набор 9/VI 1938 г.

Подписано к печати 10/VII 1938 г.

Формат бумаги $70 \times 108^{1/16}$

2^{5/8} печ. л. по 66 000 зн. в печ. л.

Уполн. Мособлгорлита № Б—8094

Зак. № 207

Тираж 1 000 экз.

Тип. ЦАГИ—Москва, ул. Радио, 17.