

П. П. Красильщиков

**Аэродинамические исследования крыльев
со щитками и закрылками**

**Москва
«Книга по Требованию»**

УДК 53
ББК 22.3
П11

П11 **П. П. Красильщиков**
Аэродинамические исследования крыльев со щитками и закрылками / П. П. Красильщиков – М.: Книга по Требованию, 2024. – 44 с.

ISBN 978-5-458-32153-2

ISBN 978-5-458-32153-2

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2024
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2024

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

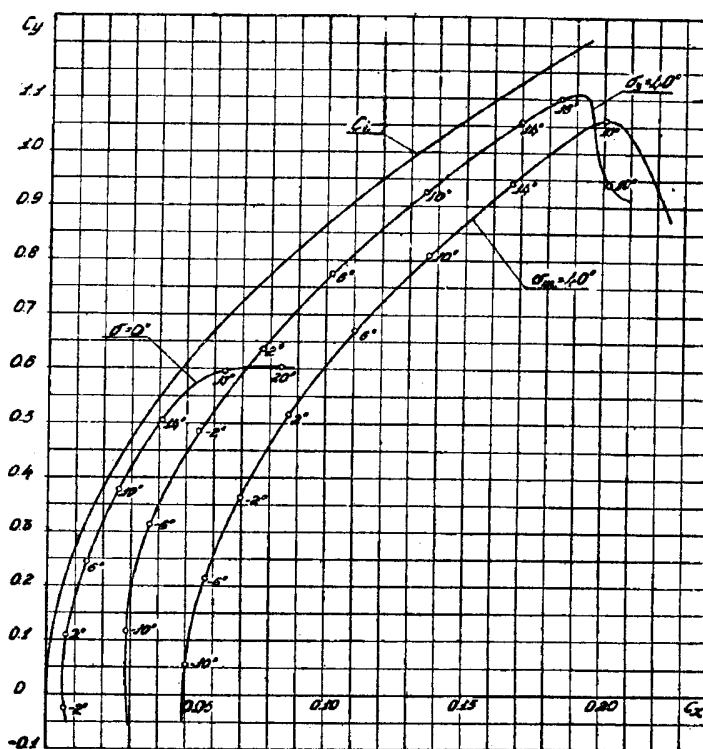
Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

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 профильным сопротивлением 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, отклоненной на угол $\delta_z = 20^\circ \sim 30^\circ$, обеспечивается значительное увеличение подъемной силы при ничтожном увеличении профильного сопротивления, а при закрылке, отклоненной 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 достаточно 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 $\delta_z \leq \delta_{щ}$. 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 ($\delta_{щ} \leq 60^\circ$), так и при углах отклонения щитка превышающих 60° .

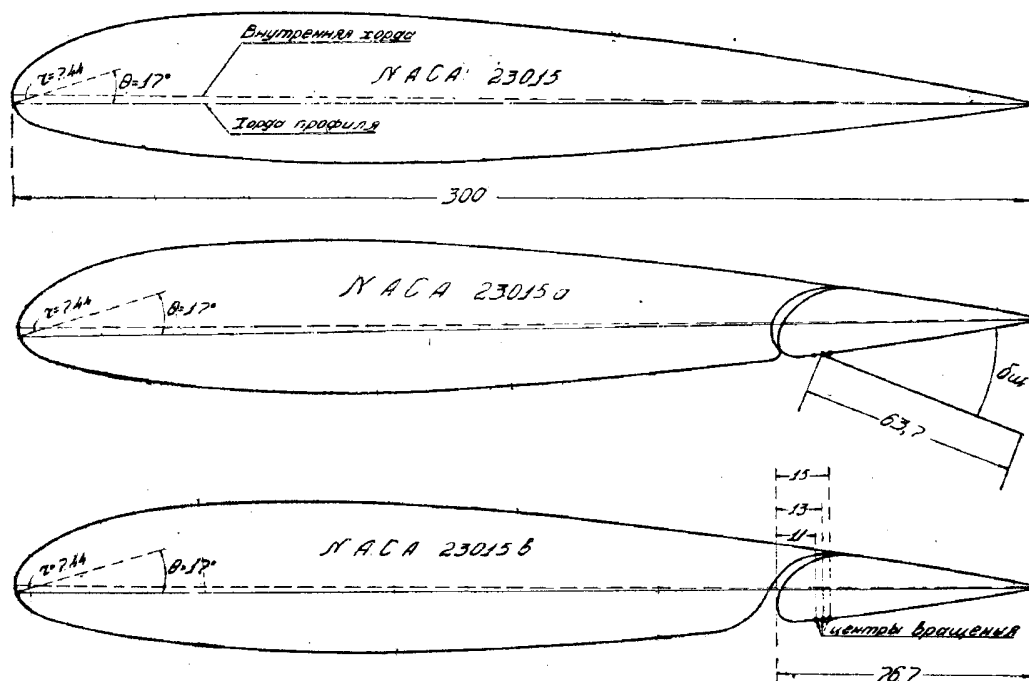
Помимо этих опытов, по инициативе Героя Советского Союза М. М. Громова и инж. А. В. Чесалова было испытано крыло с прорезными щитками. Результаты этих испытаний выделены в специальную главу.

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 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 NASA-23015, 23015a и 23015b

Координаты профиля NASA-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.

Таблица 2

Координаты основной
части профиля
NACA-23015a; $b = 300$ мм

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

Координаты закрылка
профилей NACA-23015a
и 23015b; $b = 300$ 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							

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

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

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 $b_{\text{щ}} = 63,7 \text{ мм} = 0,212 \cdot b$. 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 $\frac{\lambda}{a} = \frac{\lambda}{\frac{dC_y}{d\alpha}}$ приведены на фиг. 4.

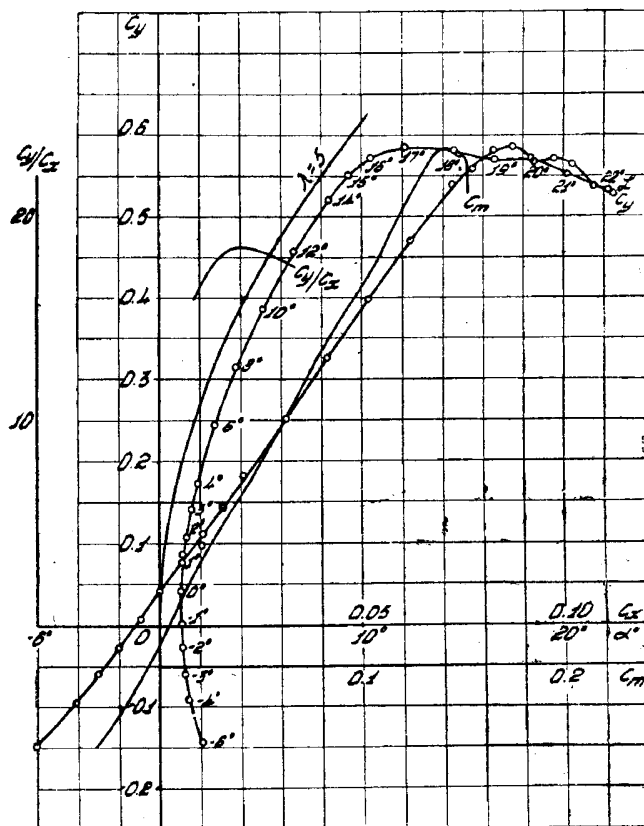
На этой же диаграмме приведены значения τ и $\frac{\lambda}{a_0} = \frac{\lambda}{\left(\frac{dC_y}{d\alpha}\right)_{\lambda=\infty}}$, необходи-

мые при пересчете результатов испытаний на другое относительное удлинение.

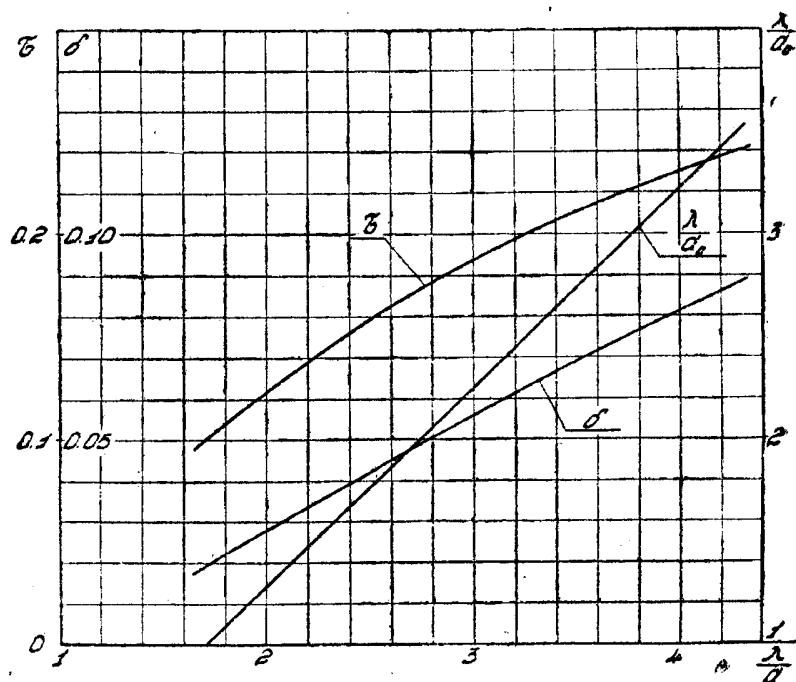
На фиг. 5 и 6 и т. д. до 14 приведены кривые C_y , C_m и кривые Лилиенталя крыльев NASA-23015a и 23015b для различных углов отклонения закрылка и двух центров вращения: среднем и заднем. На диаграммах кривых Лилиенталя нанесены параболы индуктивного сопротивления для прямоугольного крыла при $\lambda = 5^1$. 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 $\delta_z > 0^\circ$, на всех диаграммах приведены кривые для неотклоненного закрылка. Сравнение этих кривых

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

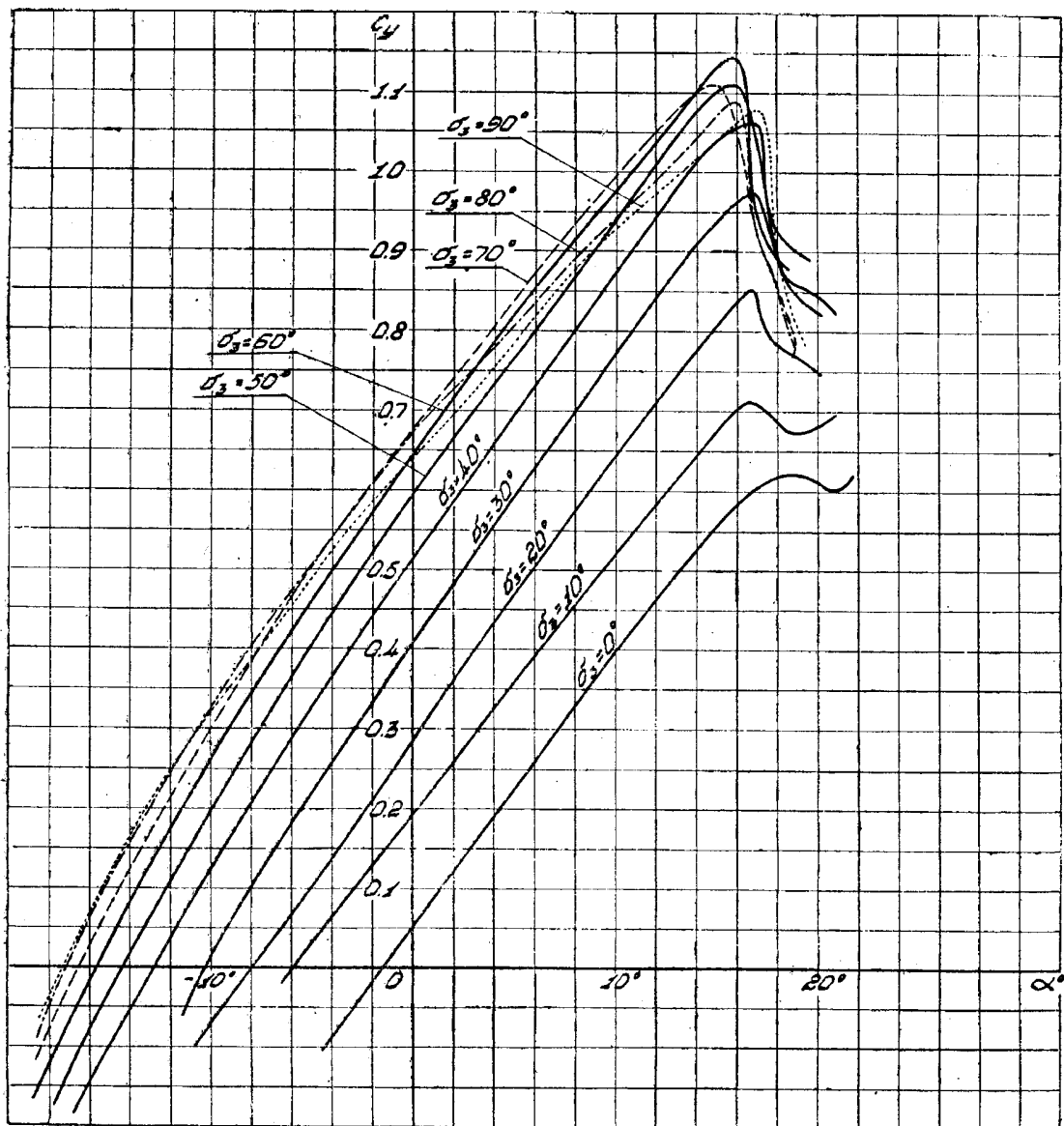


Фиг. 3. Диаграмма испытания крыла NASA-23015 на C_y , C_x и C_m



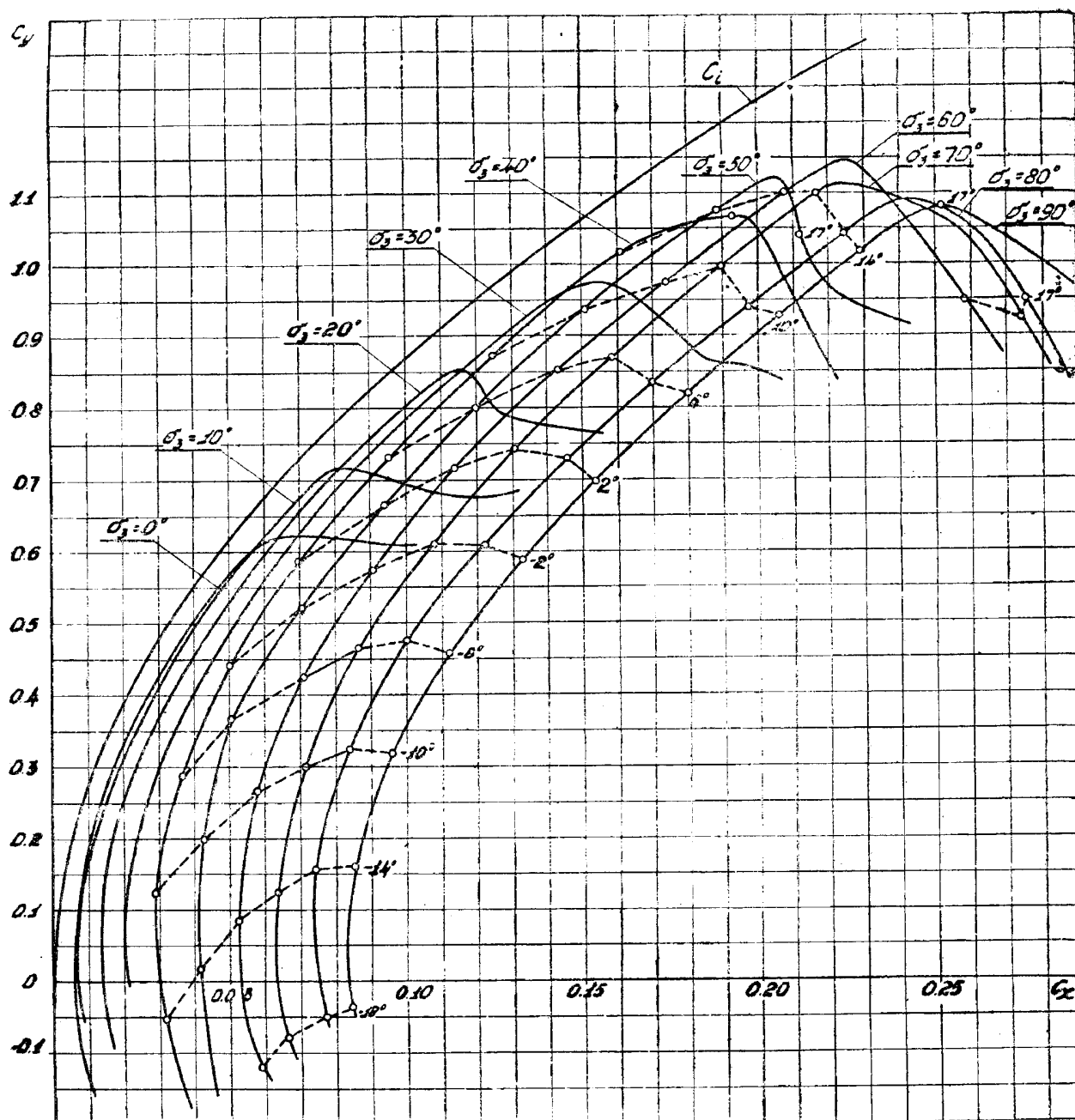
Фиг. 4.

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)

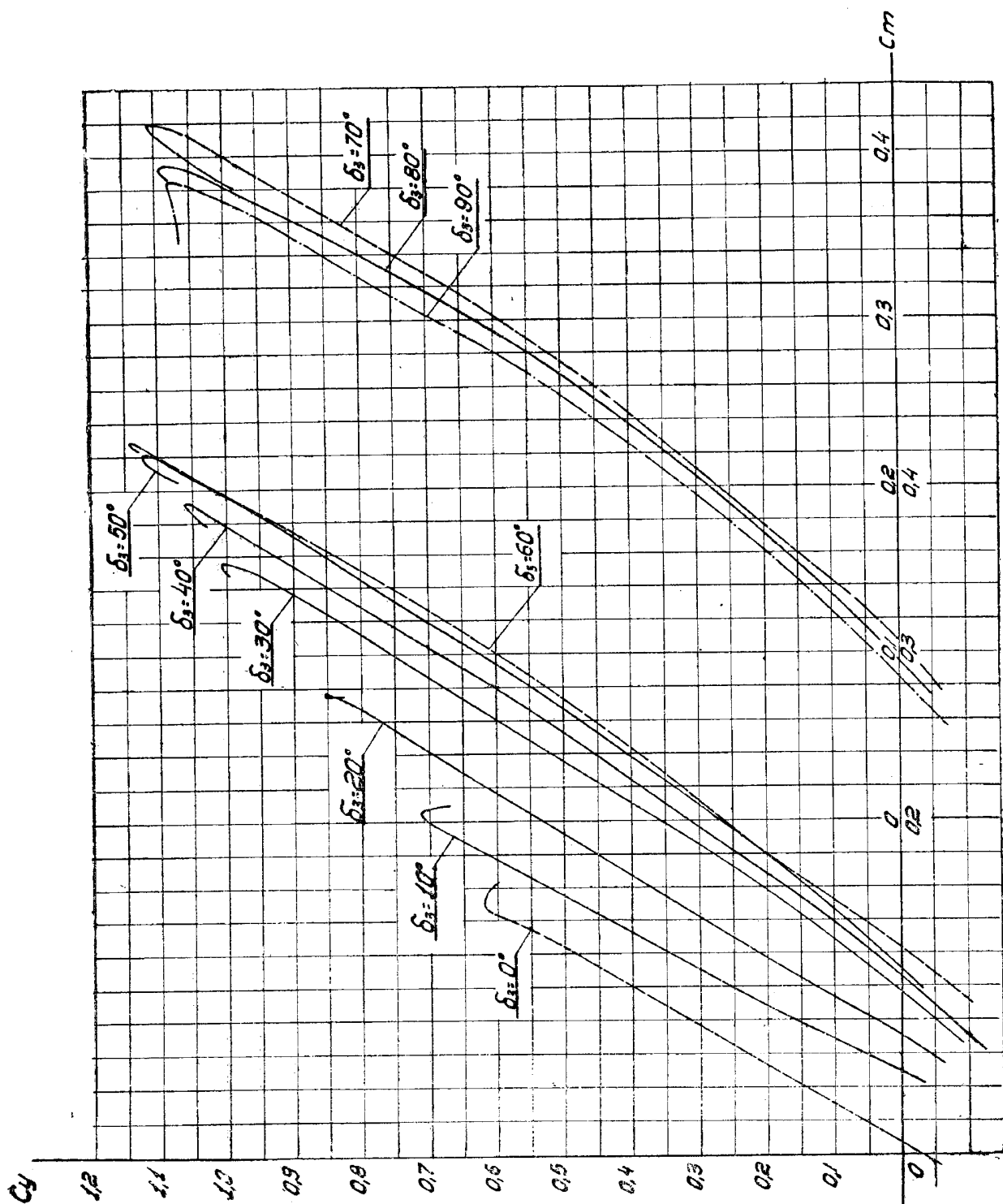
Имея в виду использование закрылка при посадке, когда помимо высоких значений $C_{y\max}$ желательно иметь большие значения C_x , крылья NASA-23015a и 23015b были испытаны как при обычных, так и при очень больших значениях δ_3 , вплоть до $\delta_3 = 90^\circ$. Эти испытания производились только при 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 Лилленталя крыла NASA-22015a при различных углах отклонения закрылка (задний центр вращения закрылка).

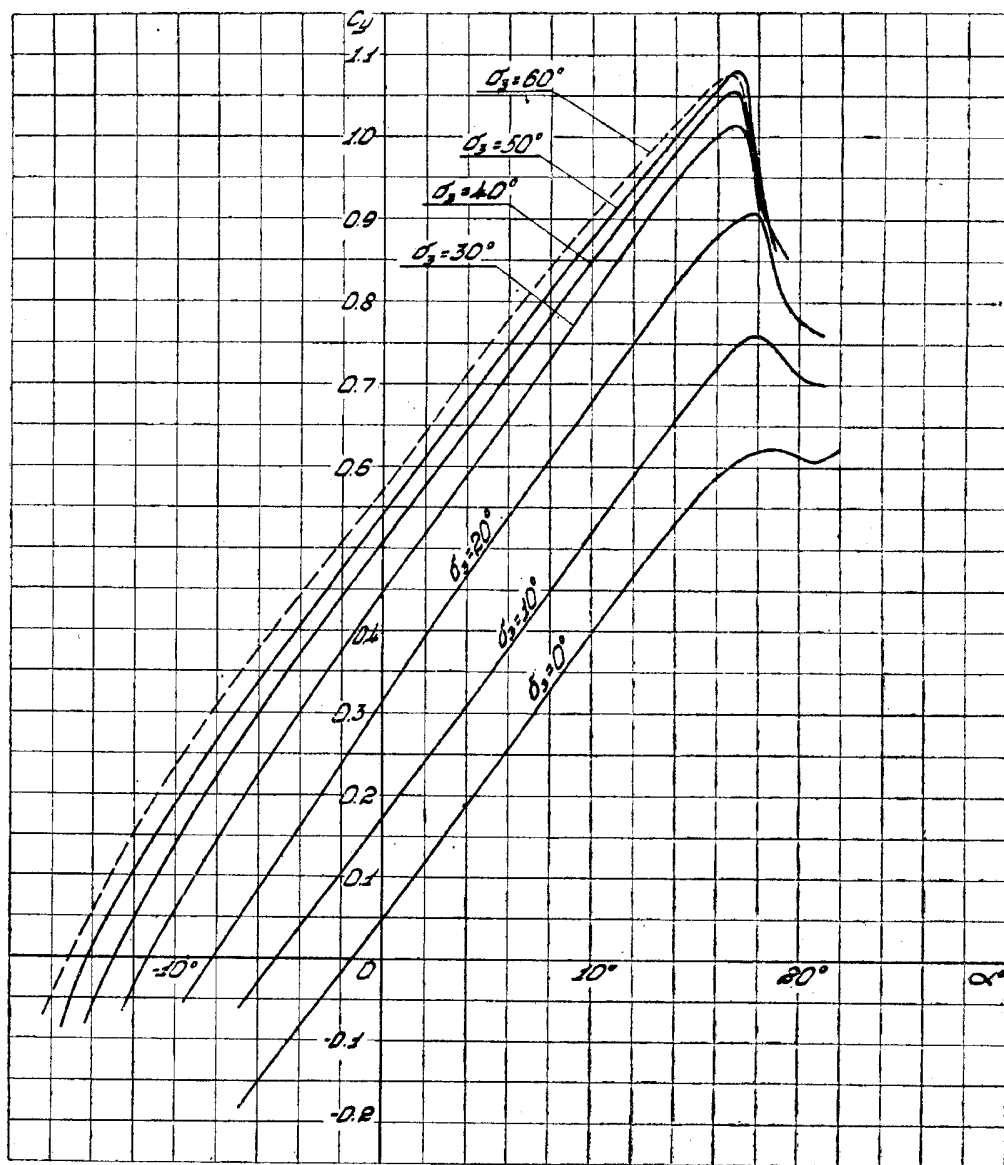
Для сравнения, крыло NASA-23015a при $\delta_z = 0^\circ$ было испытано с обыкновенным щитком. Ось вращения щитка совпадала с задним центром вращения закрылка. Результаты этих испытаний на C_y по α° приведены на фиг. 15. Кривые Лилленталя и кривые C_m приведены на фиг. 19, 20 и т. д. до 24. К рассмотрению 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 NASA-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 NASA-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 NASA-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.