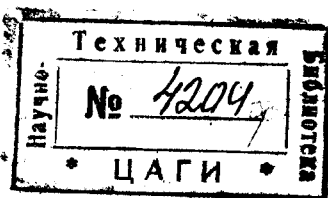


Труды Центрального аэро-гидродинамического института  
Выпуск 133

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ

# ВЛИЯНИЕ ДЛИНЫ ЗАКРЫЛКА И ПРЕДКРЫЛКА НА РАБОТУ РАЗРЕЗНОГО КРЫЛА



ОНТИ НКТП СССР

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Целью изложенной работы было облегчить определение аэродинамических свойств разрезного прямоугольного крыла с двумя закрылками или предкрылками по продувкам разрезного крыла с закрылком или предкрылком, расположенными вдоль всего размаха, и по продувкам исходного профиля. Соответственно этому были испытаны на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  разрезное крыло с закрылком вдоль всего размаха, разрезное крыло с предкрылком вдоль всего размаха, ряд прямоугольных крыльев с тем же исходным профилем, но с закрылками и предкрылками, расположенными не по всему размаху, а также и исходный профиль. Для определения влияния длины закрылков на их шарнирный момент дужки с закрылками испытывались и на шарнирный момент закрылка.

Проведенные опыты позволили вывести экспериментальную формулу для подсчета максимального коэффициента подъемной силы прямоугольного крыла с двумя закрылками, расположенными по концам крыла при различных углах их отклонений, по продувкам крыла с закрылками, расположенными вдоль всего размаха, и по продувкам исходного профиля.

Для крыльев с предкрылками, ввиду небольшого числа экспериментов, такую формулу подобрать не удалось, но приведена формула, позволяющая вычислить верхний предел для коэффициента  $C_y$ .

В отношении зависимости коэффициента шарнирного момента закрылков опыты показали, что с точностью до 10% можно считать коэффициент шарнирного момента закрылков при заданной внутренней компенсации, хорде закрылка, исходном профиле и очертании щели не зависящим от длины закрылков.

Кроме того в работе разобрано влияние длины закрылков и предкрылков на величину коэффициентов сопротивления, продольного момента и положения центра давления.

В виде дополнения приведены результаты испытаний на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  прямоугольного крыла с закрылком и предкрылком, расположенными вдоль всего размаха. Попутно с этим разобрано влияние положения предкрылка перед таким крылом.



036 7-9 49

Редактор ЦАГИ М. Н. Иванов  
Технический редактор Д. П. Юха

Сдано в набор 5/III—32 г.

Инд.—А—А20.5—4

Формат бум. 72×105/16

Тираж 4 000

Редактор Авиаавтоиздата Ф. С. Шаховской

Выпускающий С. Д. Хальский

Издат. № 88

Подписано к печати 4/III—32 г.

Кол. печ. л. 3 1/2

Уполн. Главл. В—25 620

Кол. печ. знак. в лист. 68672

Заказ № 264.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Предкрылки и закрылки разрезных крыльев ввиду различных конструктивных соображений обычно не делаются во всю длину размаха крыла, а составляют лишь часть этой длины. Настоящая работа, проведенная в период с декабря 1929 г. по январь 1931 г., была поставлена с целью выяснения влияния на аэродинамические свойства разрезного крыла изменения длины закрылков и предкрылков, причем завершение работы предполагалось в установлении некоторой эмпирической зависимости, которая давала бы возможность на основании опытного материала по испытаниям различных крыльев с закрылками и предкрылками, занимающими всю длину размаха, находить аэродинамические характеристики крыльев, у которых эти детали занимают только часть всего размаха крыла.

Содержание предлагаемой работы складывается из трех частей. Первая часть посвящена изложению результатов исследования над прямоугольными крыльями с профилем Р-II, снабженными закрылками, длина которых изменялась в пределах от полной величины размаха крыла до  $\frac{1}{4}$  его длины. Опыты показали, что суммарная длина обоих закрылков в большой степени влияет на величину  $C_{y\max}$  всего крыла, причем на определенном участке обнаружилась точная линейная зависимость между возрастанием  $C_{y\max}$  и увеличением относительной длины закрылков. Зависимость эту удалось представить в виде эмпирической формулы, приведенной в тексте. Выяснилось далее, что закрылки, расположенные в середине крыла, имеют большую эффективность, чем расположенные на концах крыла при той же суммарной длине. При осуществлении полета по огибающей преломления Лилиентала оказывается, что при желании достигнуть не очень больших значений  $C_{y\max}$  все испытанные закрылки в отношении перемещения центра давления оказались равноценными и требуют незначительных изменений положения стабилизатора; для возможности же полета на больших  $C_{y\max}$  требуется устройство закрылков максимально возможной длины; ввиду же значительных изменений положения центра давления при этом требуется осуществление конструкции, позволяющей одновременно маневрировать как закрылками, так и стабилизатором. Сколько-нибудь значительного изменения  $C_m$  шарнирного момента от изменения относительной длины закрылков не обнаружилось, так что величину этого момента при данном угле  $\alpha^\circ$  можно считать зависящей только от изменения угла  $\beta^\circ$  установки закрылков. Что касается влияния масштабного эффекта, то можно отметить, что хотя испытания в трубе переменной плотности и указывают на некоторое снижение  $C_{y\max}$  сильно изогнутых крыльев, однако, есть основание полагать, что это обстоятельство для разрезных крыльев не имеет места и в полете не обнаруживается сколько-нибудь значительного снижения  $C_{y\max}$  против тех, которые получаются при испытаниях в трубах.

Вторая часть работы содержит результаты испытаний крыльев того же профиля, но снабженных предкрылками с суммарной длиной их, менявшейся в пределах от  $1/2$  до  $1/4$   $l$ , где  $l$ —размах крыла. Вариация положения закрылков достигалась вращением их около некоторого фиксированного положения передней кромки предкрылка при изменениях зазора между задней его кромкой и поверхностью основной

части крыла (координата  $c$ ). Опыты показали, что увеличение координаты  $c$  против наимыгоднейшей уменьшает  $C_{y\max}$  и затягивает момент срыва. Оказалось, что уменьшение длины предкрылков вызывает также сильное уменьшение  $C_{y\max}$  вместе с значительным затягиванием срыва. Попытки установить эмпирическую формулу влияния длины предкрылков на  $C_{y\max}$  не дали того удовлетворительного результата, как в случае аналогичной формулы для закрылков. Но все же приведенная в тексте формула может служить ориентировочным критерием для суждений о верхнем пределе для  $C_{y\max}$  при данной длине предкрылков, и, кроме того, есть основание полагать, что при других типах исходного профиля крыла эта формула дает лучшее совпадение с опытом, чем это имеет место при профиле Р-II-b. Влияние исходного профиля, кроме того, сильно сказывается на  $C_{y\max}$  всего разрезного крыла.

В третьей части приведены результаты опытов с прямоугольным крылом того же профиля Р-II с предкрылком и закрылком, расположенными вдоль всего размаха. Испытания при  $\beta = 0^\circ$  и при различных значениях параметра  $c$  показали, что присутствие закрылка не влияет на работу предкрылка, а именно  $C_y$ ,  $C_m$  и положения центра давления получаются те же, что и у крыла с одним предкрылком. При изменении же углов  $\beta$  обнаруживается менее эффективная работа предкрылка в присутствии закрылка, чем без него. Благоприятное влияние закрылка на предкрылок сказалось в уменьшении посадочных углов атаки и увеличении  $C_{y\max}$ , предкрылок же со своей стороны затягивает явление срыва и дает более плавное течение  $C_y$  после  $C_{y\max}$ . Кроме того получилось, что присутствие предкрылка при отклоненном закрылке с увеличением углов атаки задерживает перемещение центра давления к задней кромке, имеющее место в крыльях с закрылками. На этом основании при осуществлении полета по огибающей кривой Лилиенталя у подобного комбинированного крыла можно добиться наименьшего перемещения центра давления при различных режимах полета. Отступления от наимыгоднейшего значения параметра  $c$ , а именно испытания комбинированного крыла при  $c = 6,1$  вместо  $c = 3,5$ , как было принято во всех остальных опытах, показали снижение  $C_{y\max}$ , сильное увеличение  $C_x$  и более значительное перемещение центра давления. С другой стороны, при этом обнаружилось некоторое затягивание момента срыва.

Имея в виду, что в настоящее время начинает развиваться строительство самолетов с разрезными крыльями, систематического же экспериментального материала по этому вопросу имеется очень мало, работу П. П. Красильщикова следует признать вполне своевременной как дающей освещение вопроса о поведении аэродинамических характеристик крыла при изменении длины предкрылков и закрылков, а также дающей общие указания о взаимном влиянии предкрылка и закрылка на работу разрезного крыла.

Все полученные результаты имеют, таким образом, вполне актуальный интерес и непосредственно в той или иной мере могут быть использованы в конструкторских бюро авиазаводов.

*Б. В. Коростелев*

## Введение

При выборе профиля разрезного крыла конструктор большей частью имеет в своем распоряжении лишь продувки дужек или с закрылком, или с предкрылком, расположенными вдоль всего размаха. На практике же, если конструкция не предусматривает устройства каких-либо специальных элеронов (например „плавающих элеронов“ Кертисса), во всяком случае приходится отводить известную часть крыла под элероны, так что для закрылка остается лишь часть крыла. Точно так же существуют самолеты, в которых нет специального закрылка для увеличения максимальной подъемной силы при посадке, а механизм управления элеронами лишь предусматривает для увеличения вогнутости профиля возможность одновременного отклонения элеронов на некоторый угол вниз при сохранении их дифференциального движения. Наконец, встречаются самолеты, совмещающие в себе обе рассмотренные возможности (например Юнкерс 52).

Что касается предкрылков, то в настоящее время по тем или иным конструктивным и аэродинамическим соображениям большей частью встречаются самолеты, имеющие не один предкрылок вдоль всего размаха крыла, а два предкрылка, расположенные по концам крыла напротив элеронов, длиной, приблизительно равной длине элеронов или несколько меньшей.

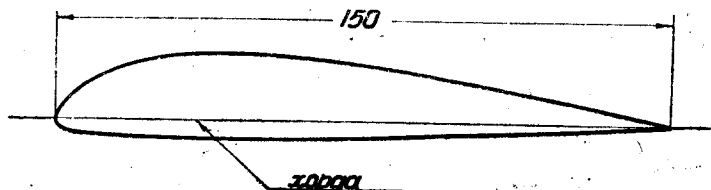
Отмеченные особенности современных самолетов с разрезными крыльями заставляют конструктора предугадывать по продувкам дужек с закрылком или предкрылком вдоль всего размаха аэродинамические данные крыла с закрылком или предкрылком, занимающими лишь часть размаха.

Целью настоящей работы и является облегчение и уточнение этого предугадывания и сведение его к некоторому расчету, более точному для закрылков и менее точному для предкрылков ввиду того, что для точного расчета работы предкрылков и вывода экспериментальных формул нужен значительно больший опытный материал, по сравнению с тем, который удалось получить до настоящего времени.

Ввиду кропотливости изготовления, препарировки, установки модели и значительного числа отдельных испытаний с каждым разрезным крылом получение большого экспериментального материала требует весьма длительного периода времени; стремление же дать возможно быстрее нужные указания конструктору и заставило вторую часть предлагаемой работы выпустить в печать не в столь полном объеме, в котором это было бы желательно для автора. Из тех же соображений никакой теоретической обработки полученного экспериментального материала не проводилось. Приложение существующих теорий и обобщение полученного материала являются развитием настоящей работы и по своем окончании будут опубликованы.

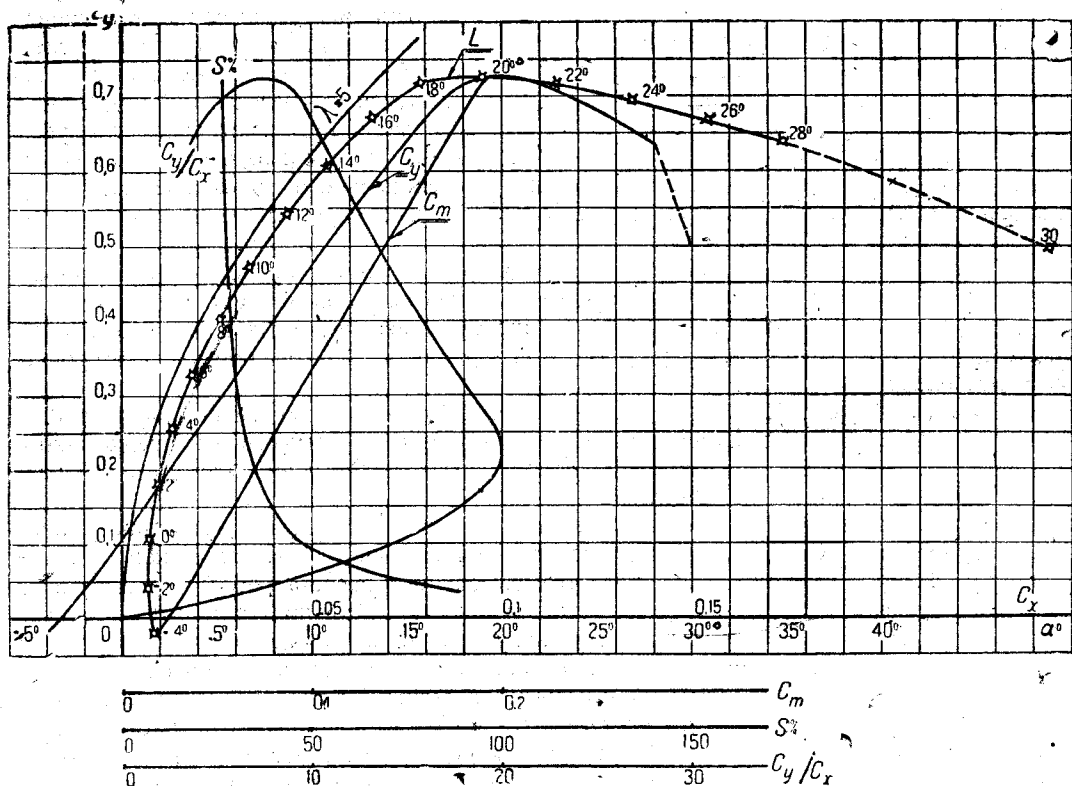
Предлагаемая работа разбивается на две части: первую—относящуюся к исследованию влияния длины закрылков разрезного крыла на его аэродинамические характеристики, и вторую—относящуюся к исследованию влияния длины предкрылков. В виде дополнения к работе даны результаты испытаний на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужки с закрылком и предкрылком.

Все испытания, приведенные в настоящей работе, проводились в трубе НК-1 (труба № 3) Старой аэродинамической лаборатории ЦАГИ в 1929/30 г. Скорость потока в трубе при большей части опытов равнялась 33—34 м/сек. Исключением являются испытания дужек Р-II-а, Р-II-а-1, Р-II-а-2, Р-II-а-4 и Р-II-с на  $C_m$  при углах отклонения закрылка, больших  $20^\circ$ ; эти опыты проводились на пониженной скорости



Фиг. 1.  
Профиль дужки Р-II.

потока ( $v = 25$  м/сек) вследствие того, что центровой прибор для испытаний на  $C_m$  не выдерживает больших нагрузок.



Фиг. 2.  
Диаграмма испытаний на  $C_y$ ,  $S_x$  и  $C_m$  дужки Р-II.

Во все результаты испытаний поправка на влияние стенок трубы не вносилась, так как специально поставленные опыты показали, что для крыльев нормального размера поправку на индукцию стенок трубы НК-1 вводить не следует<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> См. Ф. Г. Гласс, Индукция трубы, Труды ЦАГИ, вып. 55, 1930 г.

## Влияние длины закрывков на работу разрезного крыла

Для получения систематического экспериментального материала был испытан на  $C_y$ ,  $C_x$ ,  $C_m$  и  $C_{\text{ш}}$  закрывка ряд разрезных дужек стандартного для трубы НК-1 размера: размах—750 мм и хорда—150 мм. За исходный профиль был взят профиль Р-II (фиг. 1, а также табл. 1), результаты испытаний которого на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$ <sup>1</sup> при-

Таблица 1

Координаты профиля Р-II в % от хорды

| Абсцисса | Ордината верхняя | Ордината нижняя |
|----------|------------------|-----------------|
| 0,0      | 0,00             | 0,00            |
| 2,5      | 4,06             | —1,87           |
| 5,0      | 6,00             | —2,40           |
| 10       | 8,54             | —2,67           |
| 20       | 10,80            | —2,94           |
| 30       | 11,00            | —3,00           |
| 40       | 10,40            | —2,80           |
| 50       | 9,27             | —2,46           |
| 60       | 7,65             | —2,06           |
| 70       | 6,00             | —1,60           |
| 80       | 4,13             | —1,13           |
| 90       | 2,13             | —0,60           |
| 100      | 0,00             | 0,00            |

Таблица 2

Значения коэффициентов  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_m$  дужки Р-II

| $\alpha^\circ$ | $C_x$  | $C_y$  | $C_m$  |
|----------------|--------|--------|--------|
| —4°            | 0,0083 | —0,020 | 0,0182 |
| —2°            | 0,0067 | 0,037  | 0,0340 |
| 0°             | 0,0072 | 0,107  | 0,0495 |
| 2°             | 0,0093 | 0,180  | 0,0655 |
| 3°             | 0,0108 | 0,216  | —      |
| 4°             | 0,0128 | 0,254  | 0,0818 |
| 6°             | 0,0185 | 0,327  | 0,0980 |
| 8°             | 0,0254 | 0,401  | 0,1150 |
| 10°            | 0,0337 | 0,474  | 0,1322 |
| 12°            | 0,0435 | 0,544  | 0,1492 |
| 14°            | 0,0542 | 0,608  | 0,1647 |
| 16°            | 0,0658 | 0,670  | 0,1789 |
| 18°            | 0,0788 | 0,716  | 0,1885 |
| 20°            | 0,0950 | 0,726  | 0,1955 |
| 22°            | 0,1140 | 0,717  | —      |
| 24°            | 0,1342 | 0,694  | —      |
| 26°            | 0,1542 | 0,667  | —      |
| 28°            | 0,1745 | 0,637  | —      |
| 30°            | 0,2450 | 0,497  | —      |

ведены на фиг. 2. На чертеже нанесены кривая  $C_y$  по  $\alpha^\circ$ , поляра Лилиенталя и кривые качества  $\frac{C_y}{C_x}$ ,  $C_m$  и перемещения центра давления  $S^0_0$  в функции  $C_y$ . В табл. 2 даны числовые значения коэффициентов. На фиг. 3 дан схематический чертеж в плане дужек Р-II-a-1, Р-II-a-2, Р-II-a-3 и Р-II-a-4, у которых длина закрывков составляла лишь часть размаха. Закрывки дужек Р-II-a-1, Р-II-a-2 и Р-II-a-3 были расположены по концам и длина каждого из них равнялась соответственно  $\frac{3}{8}l$ ,  $\frac{2}{8}l$  и  $\frac{1}{8}l$ , где  $l$ —размах всей дужки. Закрывок дужки Р-II-a-4 был расположен в середине и размах его равнялся половине размаха дужки. Профиль разрезанной части испытанных дужек, т. е. профиль Р-II-a, приведен на фиг. 4, а координаты его даны в табл. 3.

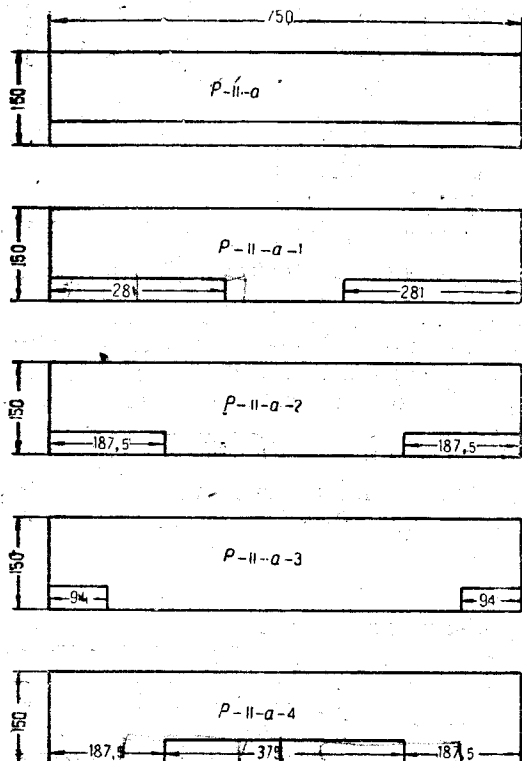
Таблица 3

Координаты профиля Р-II-a в миллиметрах

| Основная часть |                  |                 | Закрывок |                  |                 |
|----------------|------------------|-----------------|----------|------------------|-----------------|
| Абсцисса       | Ордината верхняя | Ордината нижняя | Абсцисса | Ордината верхняя | Ордината нижняя |
| 0              | 0,0              | 0,00            | 0        | 0,0              | 0,00            |
| 1              | 3,0              | —2,1            | 1        | 1,7              | —1,55           |
| 2              | 4,5              | —2,6            | 2        | 2,65             | —1,60           |
| 3              | 5,5              | —2,9            | 3        | 3,2              | —1,65           |
| 5              | 7,2              | —3,4            | 4        | 3,4              | —1,6            |

<sup>1</sup> Коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  отнесены к  $\rho SV^2$ , а коэффициент  $C_m$  к  $\rho SV^2 b$ , где  $b$ —хорда.

| Основная часть |                  |                 | Закрылок |                  |                 |
|----------------|------------------|-----------------|----------|------------------|-----------------|
| Абсцисса       | Ордината верхняя | Ордината нижняя | Абсцисса | Ордината верхняя | Ордината нижняя |
| 8              | 9,3              | -3,7            | 5        | 3,8              | -1,6            |
| 12             | 11,6             | -3,9            | 7        | 4,0              | -1,6            |
| 16             | 13,2             | -4,1            | 10       | 4,2              | -1,4            |
| 20             | 14,5             | -4,25           | 15       | 3,8              | -1,2            |
| 25             | 15,4             | -4,3            | 20       | 3,2              | -1,1            |
| 30             | 16,2             | -4,4            | 25       | 2,4              | -0,7            |
| 40             | 16,6             | -4,5            | 30       | 1,4              | -0,4            |
| 50             | 16,4             | -4,4            | 35       | 0,7              | -0,2            |
| 60             | 15,6             | -4,2            | 3,75     | 0,0              | 0,0             |
| 70             | 14,7             | -3,9            |          |                  |                 |
| 80             | 13,3             | -3,6            |          |                  |                 |
| 90             | 11,5             | -3,1            |          |                  |                 |
| 100            | 9,9              | -1,8            |          |                  |                 |
| 103            | 9,4              | -1,2            |          |                  |                 |
| 106            | 8,9              | 0,3             |          |                  |                 |
| 109            | 8,3              | 2,1             |          |                  |                 |
| 112            | 7,7              | 4,3             |          |                  |                 |
| 115            | 7,3              | 5,7             |          |                  |                 |
| 117            | 6,8              | 6,1             |          |                  |                 |
| 119            | 6,4              | 6,15            |          |                  |                 |
| 120            | 6,2              | 6,2             |          |                  |                 |



Фиг. 3.

Схематический чертеж дужек Р-II-a, Р-II-a-1, Р-II-a-2, Р-II-a-3 и Р-II-a-4.

На фиг. 5, 6 и 7 приведены диаграммы испытаний на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужки Р-II-a при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка<sup>1</sup>. Угол  $\beta$  менялся в пределах от  $-10$  до  $+40^\circ$ . На фиг. 8 дана диаграмма испытаний дужки Р-II-a на шарнирный момент закрылка. На испытаниях этой дужки мы останавливаться не будем, так как результаты ее испытаний подробно разобраны в уже опубликованной работе<sup>2</sup>.

Мы не приводим кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  для дужек Р-II-a-1, Р-II-a-2, и Р-II-a-3, а ограничиваемся лишь полярами Ли-лиенталя, так как характер кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  несколько не отличается от характера аналогичных кривых для дужки Р-II-a. Отличием является лишь уменьшение возрастания коэффициента  $C_y$  при данных углах  $\alpha^\circ$  по мере увеличения угла  $\beta^\circ$  отклонения закрылков; кроме того, с уменьшением длины закрылков уменьшаются значения коэффициента  $C_{y\max}$ .

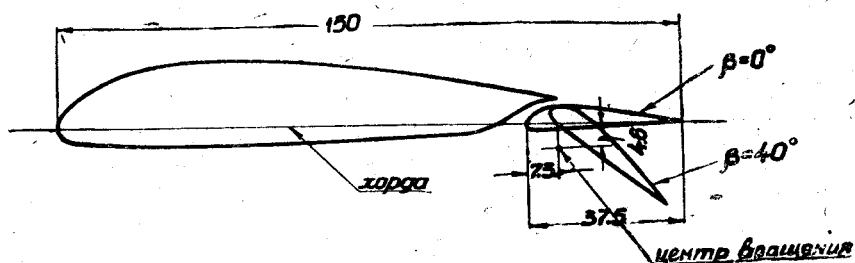
На фиг. 9 приведена сводная диаграмма значений  $C_{y\max}$  в функции углов  $\beta^\circ$  отклонения закрылков для всех испытанных дужек с закрылками, из рассмотрения которой видно, насколько

<sup>1</sup> На фиг. 7 расстояние центра давления дано в процентах от хорды при  $\beta=0^\circ$ . Это относится ко всем фигурам, на которых приведены аналогичные кривые.

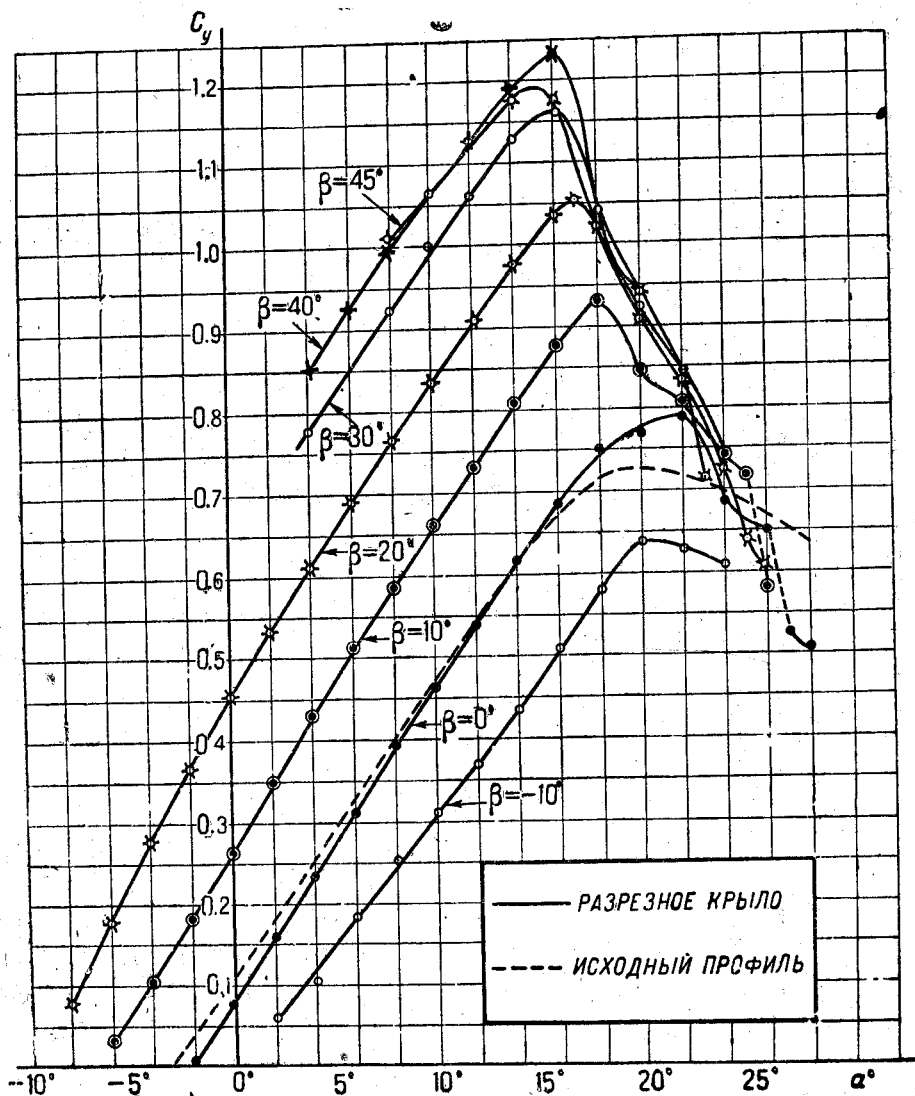
<sup>2</sup> См. П. П. Красицкий, Исследования по разрезным крыльям с закрылком, 1931, Труды ЦАГИ, вып. 105.



ко уменьшается эффективность закрылков, расположенных на концах, по мере уменьшения их длины, против эффективности закрылка, расположенного вдоль всего раз-

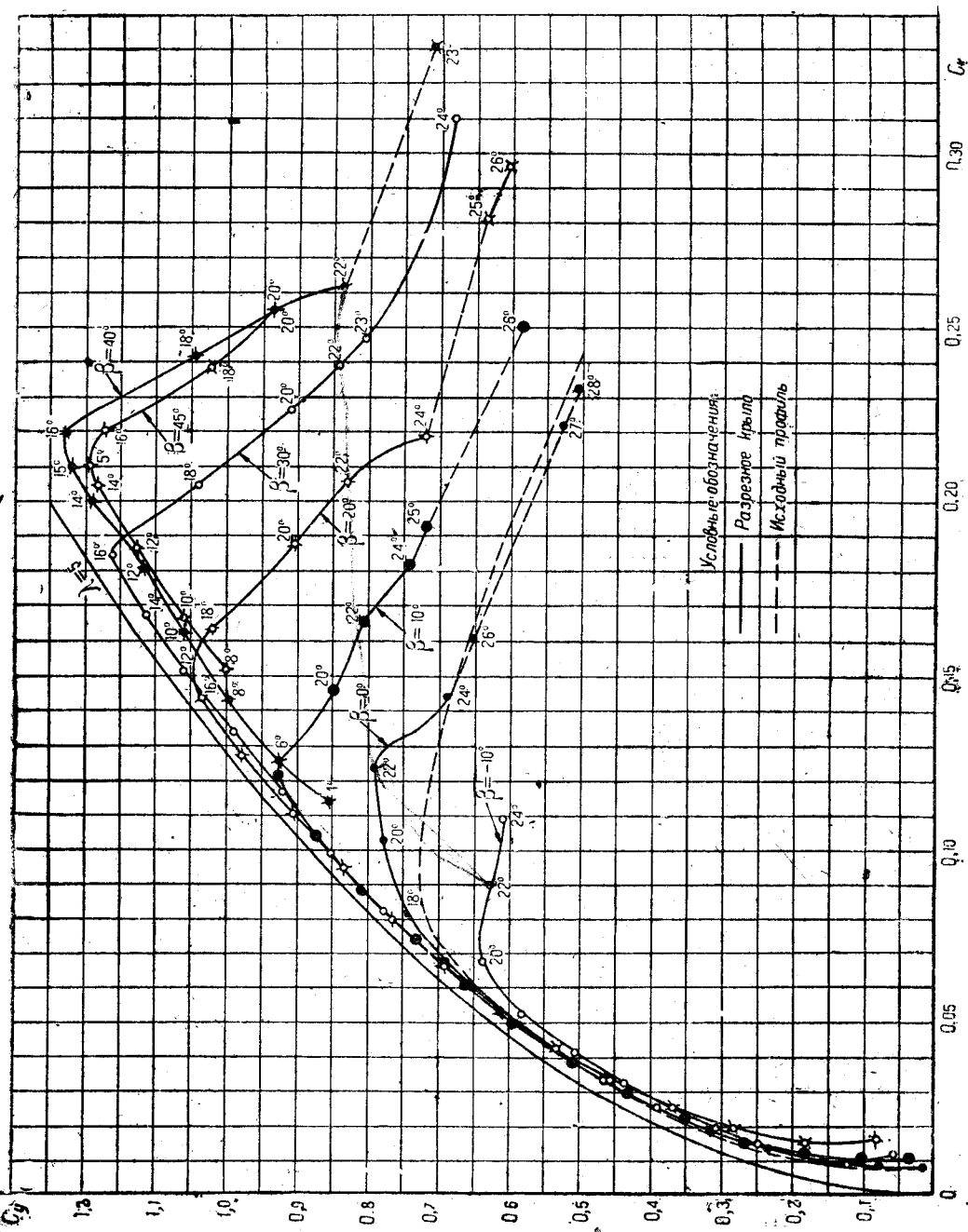


Фиг. 4.  
Профиль дужки Р-II-а.



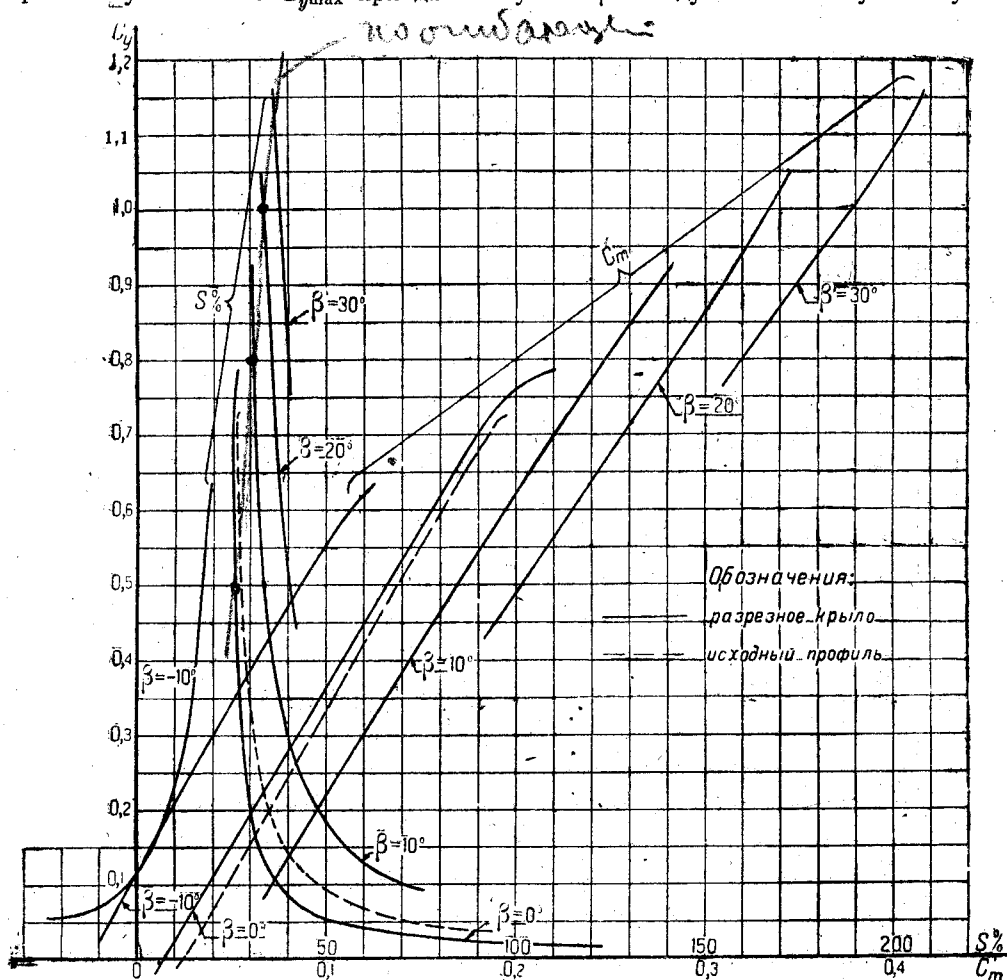
Фиг. 5.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-а при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

маха; так, например, если для дужки Р-II-а при  $\beta=40^\circ$   $C_{y\text{max}}$  равнялся 1,23 при  $C_{y\text{max}}$  исходного профиля, равном 0,723, то уже для дужки Р-II-а-1 при  $\beta=40^\circ$   $C_{y\text{max}}$  равняется 1,085, а для дужек Р-II-а-2 и Р-II-а-3 еще меньше.



Фиг. 6.  
Сводная диаграмма поляр Лиллиенталя дужки Р-II-а при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

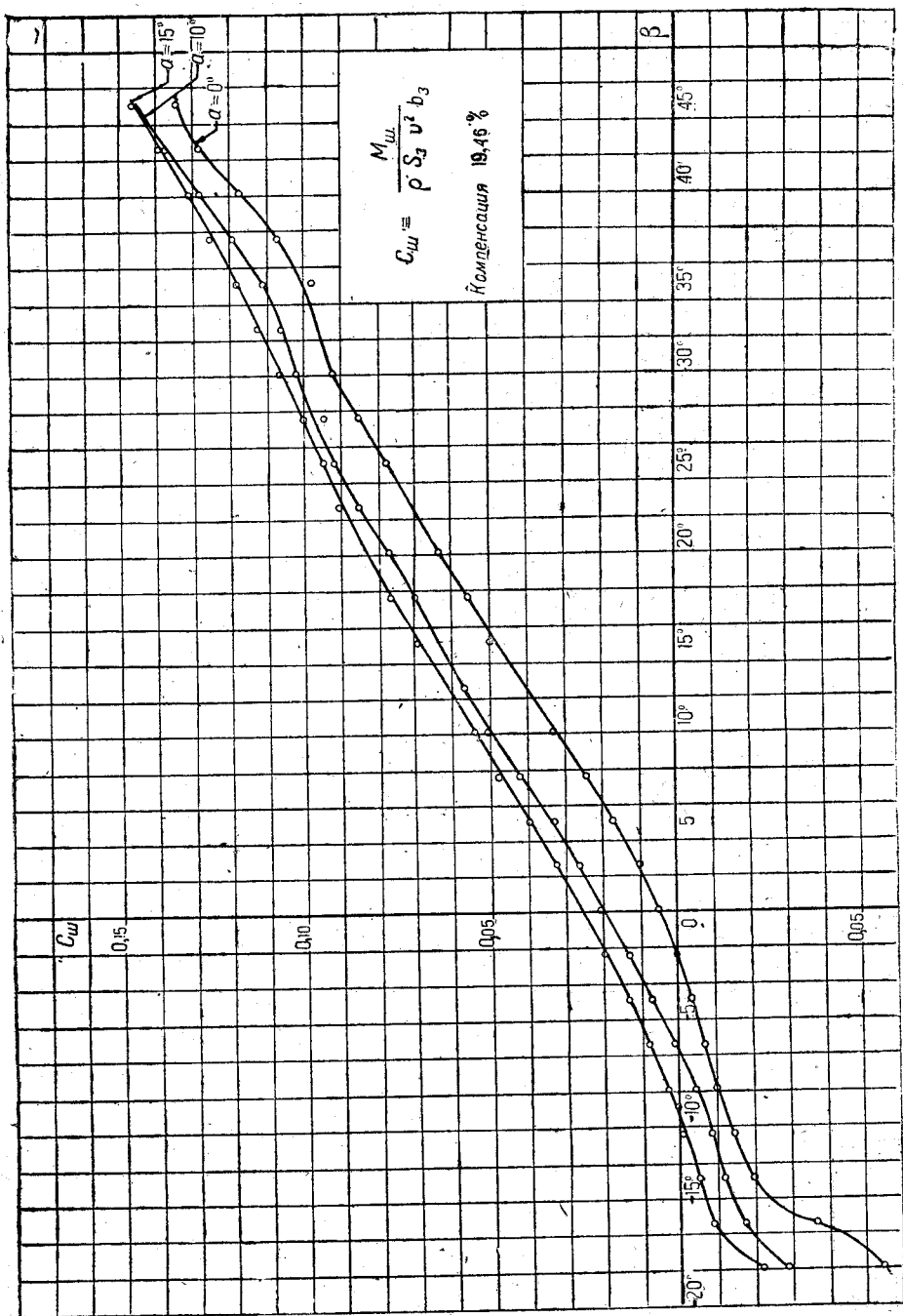
Из рассмотрения диаграммы видно также, что эффективность закрылка, расположенного в середине (дужка Р-II-a-4), больше (в среднем на 0,04) эффективности двух закрылков, расположенных на концах, общая длина которых равна длине закрылка, расположенного в середине. Сводная диаграмма значений коэффициента  $C_{y\max}$  в функции общей длины закрылков, расположенных по концам дужек, приведена на фиг. 10. Из диаграммы видно, что по мере уменьшения общей длины закрылков уменьшение  $C_{y\max}$  при данных углах  $\beta^\circ$  следует линейному закону. Эта



Фиг. 7.

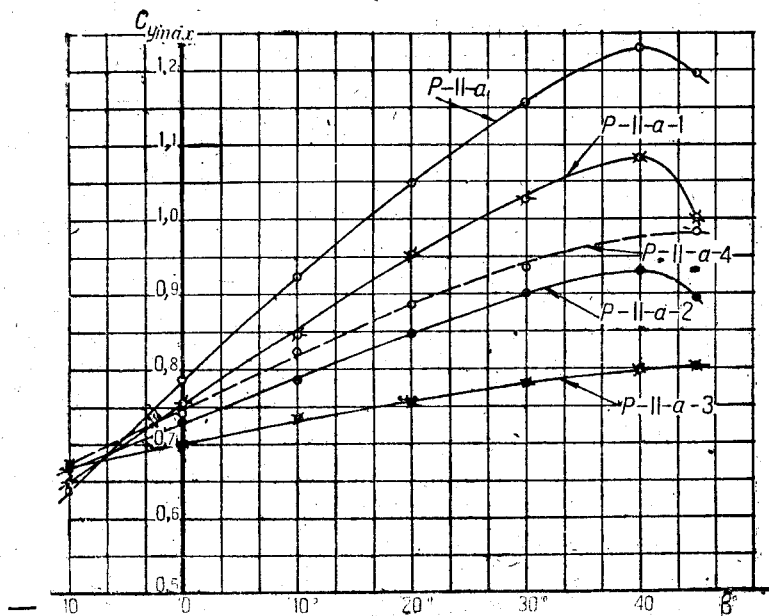
Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления по дужке Р-II-a при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

закономерность имеет место при всех углах  $\beta \leq 40^\circ$ , т. е. до срыва потока с верхней поверхности. Любопытно, что точка пересечения прямых соответствует  $C_{y\max}$ , меньшему, чем  $C_{y\max}$  исходного профиля. Это объясняется тем, что подъемная сила всего крыла равняется сумме подъемных сил разрезанной части крыла и сплошной, а так как максимальные подъемные силы этих частей соответствуют не равным углам атаки, а различным, то и нельзя ожидать получения в коэффициентах точной прямой пропорциональности  $C_{y\max}$  от длины закрылков. Вследствие линейной зависимости  $C_{y\max}$  от общей длины закрылков в пределах от  $\Sigma l_3 = 0,25 \cdot l$  (где  $\Sigma l_3$  — общая длина закрылков, расположенных по концам, а  $l$  — размах) до  $\Sigma l_3 = 1 \cdot l$  удалось подобрать экспериментальную формулу, позволяющую по продувке разрезной дужки с закрыл-

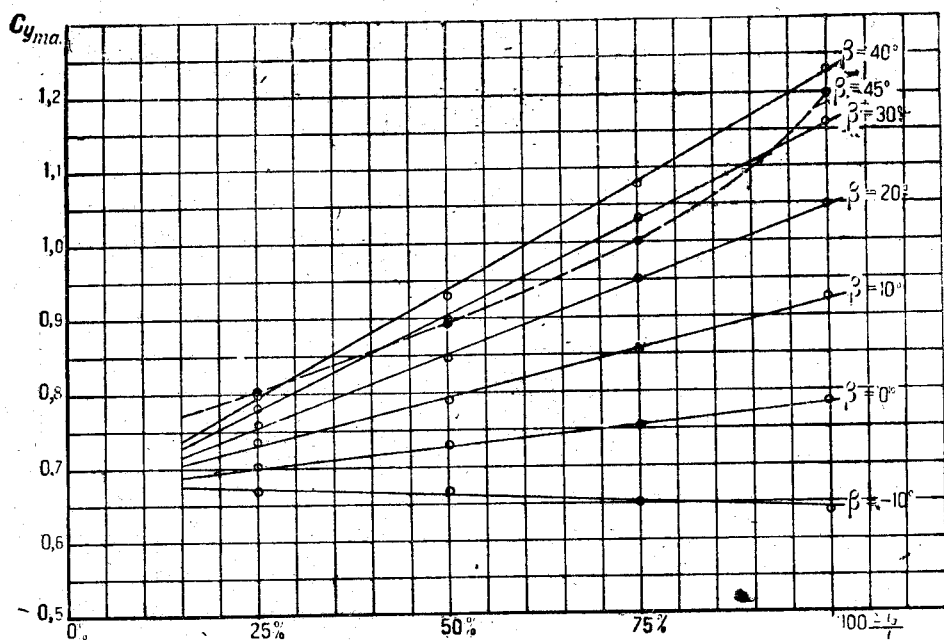


Фиг. 8. Сводная диаграмма испытаний на шарнирный момент закрылка дужки Р-П-а.

ком вдоль всего размаха при различных  $\beta^\circ$  и продувке исходного профиля, подсчитать  $C_{y\text{max}}$  дужки с двумя закрылками, расположенными по концам, общая длина которых меньше размаха.



Фиг. 9.  
Зависимость значений  $C_{y\text{max}}$  дужек  $P-II-a$ ,  $P-II-a-1$ ,  $P-II-a-2$ ,  $P-II-a-3$  и  $P-II-a-4$  от угла  $\beta^\circ$  отклонения закрылков.

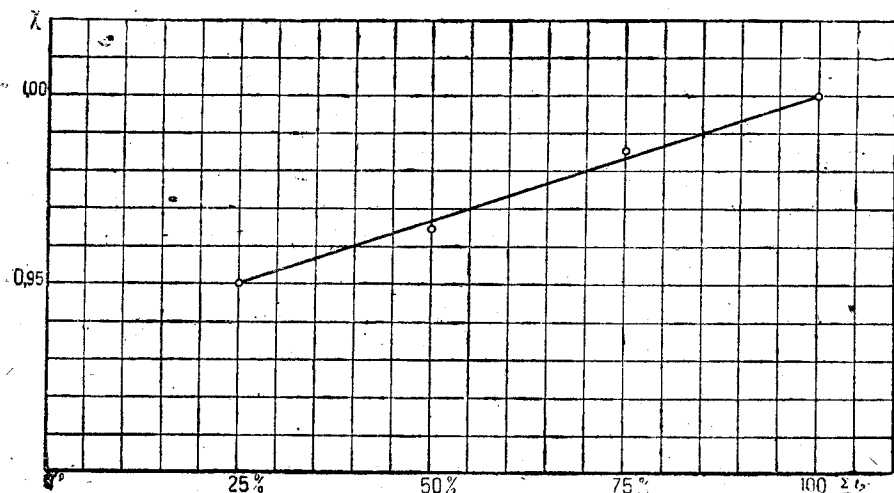


Фиг. 10.  
Зависимость  $C_{y\text{max}}$  при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылков от общей длины закрылков в процентах от всего размаха.

Формула имеет следующий вид:

$$C_{y\text{тах}} = \left[ C_{y\text{тах р. к}} - C_{y\text{тах исх}} \right] \frac{\Sigma l_3}{l} \chi + C_{y\text{тах исх}},$$

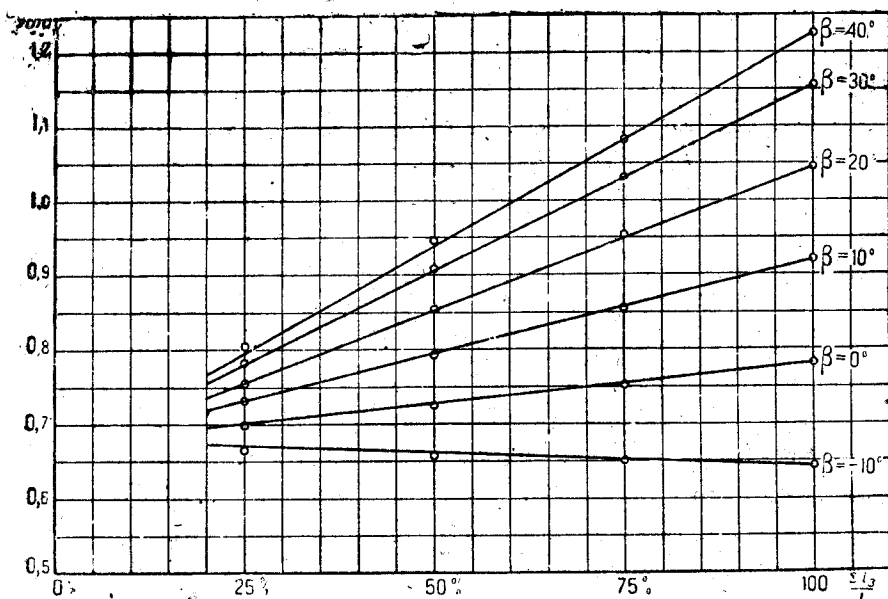
в которой через  $C_{y\text{тах р. к}}$  обозначен  $C_{y\text{тах}}$  дужки с закрылком вдоль всего размаха, при каком-либо угле  $\beta^\circ$  закрылка, меньше предельного, при котором еще сохраня-



Фиг. 11.

Зависимость коэффициента  $\chi$  от общей длины закрылков в процентах от всего размаха.

ется плавное обтекание, через  $C_{y\text{тах исх}}$  обозначен  $C_{y\text{тах}}$  исходного профиля, через  $\Sigma l_3$  — общая длина обоих закрылков, через  $l$  — размах дужки и через



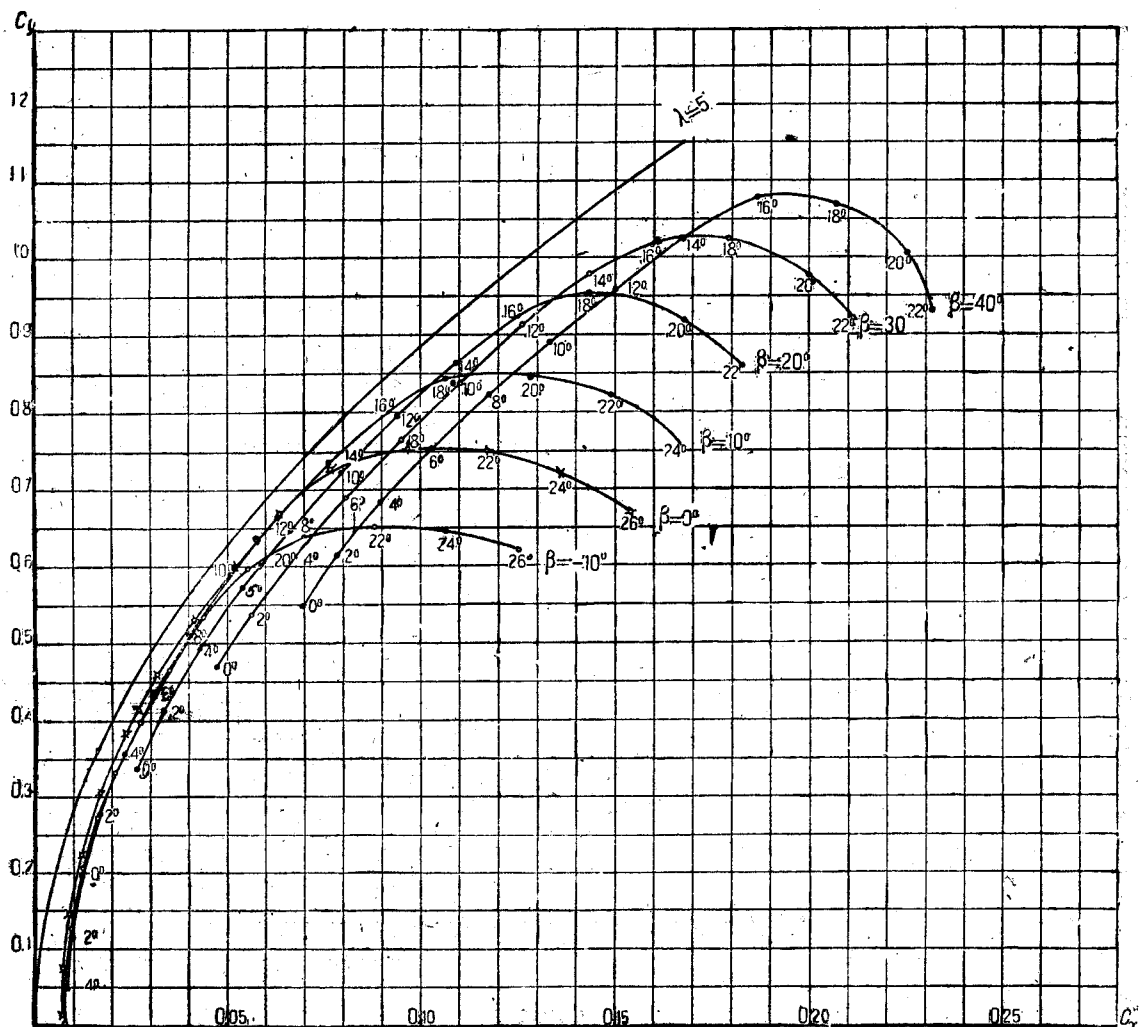
Фиг. 12.

Зависимость  $C_{y\text{тах}}$  от общей длины закрылков. Значения  $C_{y\text{тах}}$  подсчитаны по формуле:

$$C_{y\text{тах}} = \left[ C_{y\text{тах р. к}} - C_{y\text{тах исх}} \right] \frac{\Sigma l_3}{l} \chi + C_{y\text{тах исх}}.$$

Точки нанесены из выравненной диаграммы.

$\chi$ —коэффициент, величина которого зависит от общей длины закрылков  $\Sigma l_3$ , от их хорды  $b_3$  и отчасти от формы исходного профиля. Для испытанных дужек с исходным профилем Р-II этот коэффициент является линейной функцией от  $\frac{\Sigma l_3}{l}$ .

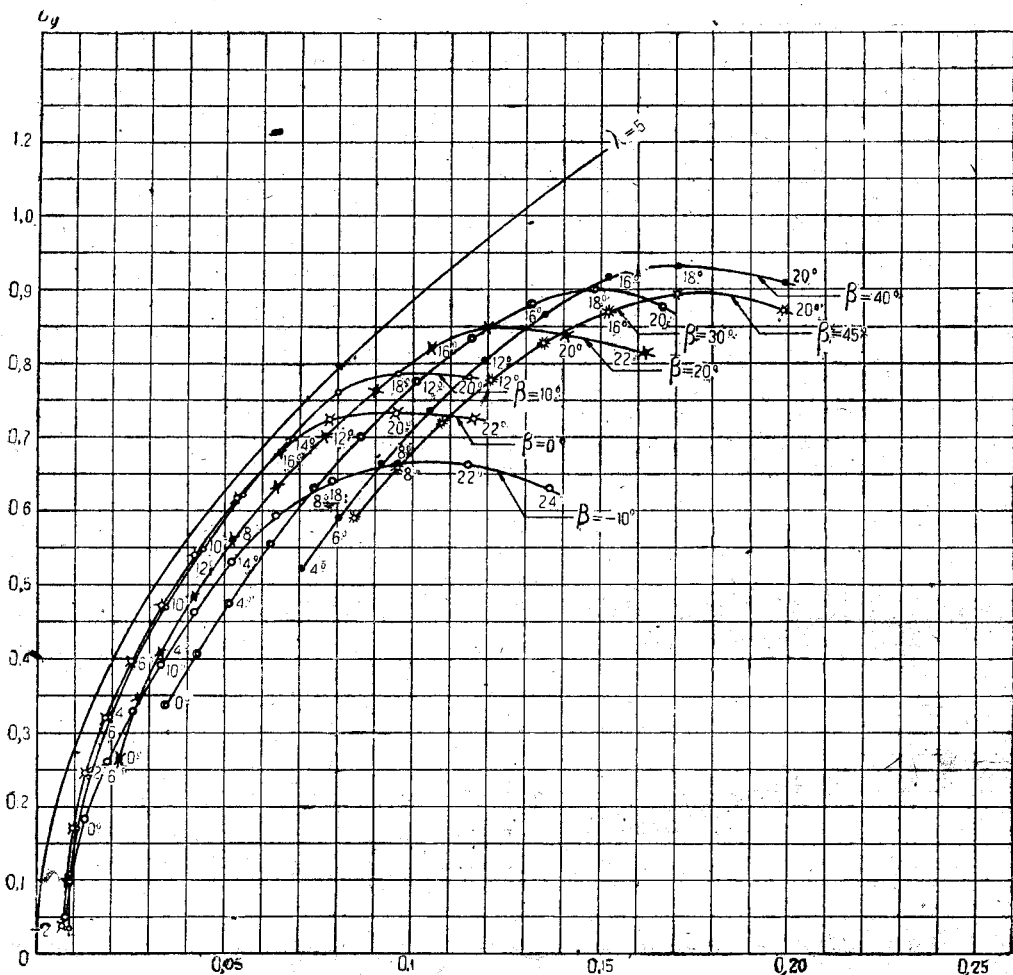


Фиг. 13.

Сводная диаграмма поляр Лилиентала дужки Р-II-a-1 при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

Графическая зависимость коэффициента  $\chi$  от  $\frac{\Sigma l_3}{l}$  дана на фиг. 11. Приведенная формула применима в пределах от  $\frac{\Sigma l_3}{l} = 0,25$  до  $\frac{\Sigma l_3}{l} = 1$ . Из рассмотрения фиг. 12, на которой нанесены кривые  $C_{y\max}$  в функции  $\frac{\Sigma l_3}{l}$ , подсчитанные по формуле, и опытные точки, полученные из выравненной диаграммы 10, видно, что опытные значения почти полностью совпадают с подсчитанными по формуле. Полученную

формулу для подсчета  $C_{y\text{max}}$  разрезного крыла с закрылками, расположенными лишь вдоль части размаха крыла, можно обобщить и для крыльев с другими исходными профилями, по своей форме не сильно отличающимися от изученного, если щель перед их закрылками образована по закону, сходному с законом образования щели у профиля Р-II-а.

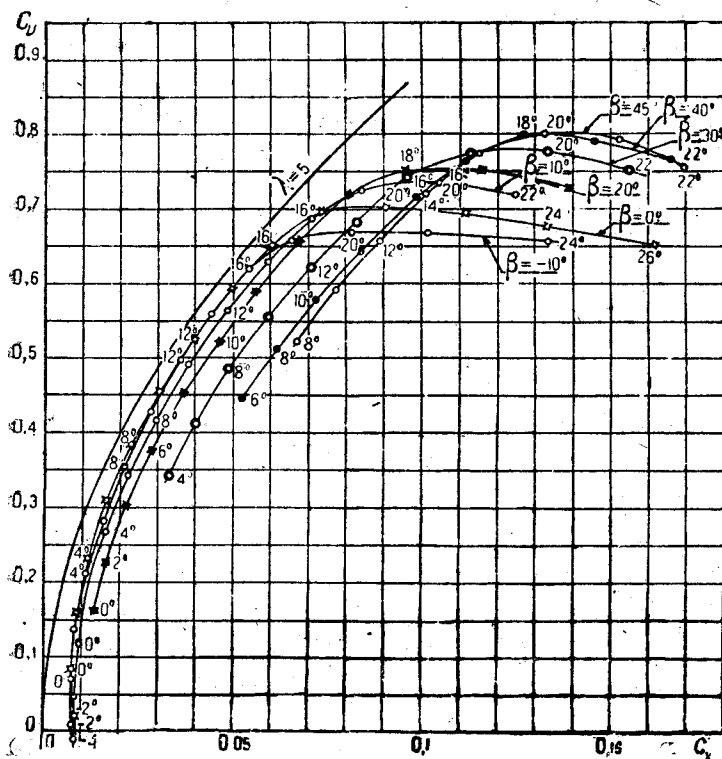


Фиг. 14.  
Сводная диаграмма поляр Лилиенталя дужки Р-II-а-2 при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

Чтобы дать возможность заинтересованным конструкторам в полной мере использовать полученный экспериментальный материал, на фиг. 13, 14, 15 и 16 даны сводные диаграммы поляр Лилиенталя дужек Р-II-а-1, Р-II-а-2, Р-II-а-3 и Р-II-а-4 при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылков. На фиг. 17 приведена сводная диаграмма огибающих поляр Лилиенталя этих дужек и кривые качества  $\frac{C_y}{C_x}$  огибающих, нанесенные в функции  $C_y$ . Значения максимального качества испытанных дужек даны на фиг. 18. Рассмотрение фиг. 17 показывает, что при малых значениях  $C_y$  ( $C_y < 0,46$ ), по мере уменьшения длины закрылков, добавочное сопротивление, вносимое прорезом перед закрылком, уменьшается, однако при больших значениях  $C_y$  коэффициент  $C_p$  дужек с двумя закрылками при равных  $C_y$  значительно больше коэффициента  $C_p$  дужки



Р-II-а и даже Р-II-а-4. Последнее показывает, что если осуществить полет по огибающей полюар Лилиенталя, то самолет с закрылком вдоль всего размаха крыла при достаточных и равных относительных удлинениях крыльев будет превосходить по некоторым аэродинамическим свойствам (скороподъемность, потолок, посадочная скорость) самолет с частичными закрылками. Точно так же самолет с закрылком, расположенным в середине, будет совершеннее по этим свойствам, чем самолет с двумя закрылками, расположенными по концам крыла, и общей длиной, равной длине закрылка, расположенного в середине.



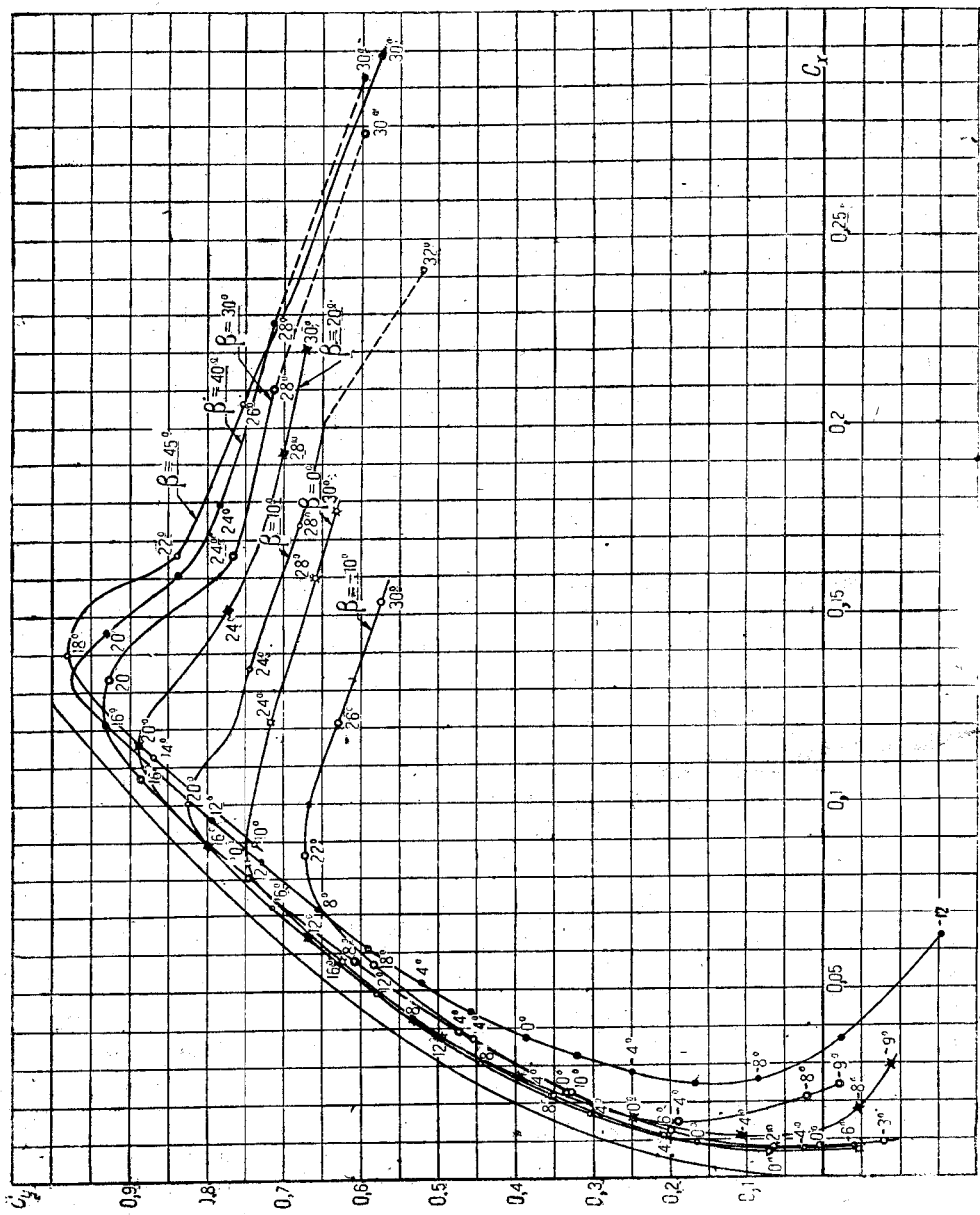
Фиг. 15.

Сводная диаграмма полюар Лилиенталя дужки Р-II-а-3 при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

На фиг. 19, 20, 21 и 22 приведены диаграммы испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления в функции  $C_y$  для дужек Р-II-а-1, Р-II-а-2, Р-II-а-3, Р-II-а-4 при различных углах  $\beta^\circ$  закрылка. Рассмотрение диаграмм показывает, что по мере уменьшения длины закрылков, расположенных по концам крыла, величина коэффициента  $C_m$  при данных коэффициентах  $C_y$  немного увеличивается. Это объясняется тем, что крыло с закрылком вдоль всего размаха достигает данных значений  $C_y$  при меньших углах отклонения закрылка, чем крыло с частичными закрылками. Действительно, при  $C_y = 0,9$  значение  $C_m$  для дужки Р-II-а равно 0,274 при  $\beta^\circ = 10^\circ$ , для дужки Р-II-а-1 равно 0,3 при  $\beta = 20^\circ$  и для дужки Р-II-а-2 равно 0,305 при  $\beta = 40^\circ$ . С другой стороны, сравнение значений коэффициента  $C_m$  при равных  $C_y$  и  $\beta^\circ$  показывает на незначительное уменьшение коэффициента  $C_m$  при закрылках, расположенных по концам крыла. Эти замечания в равной мере относятся и к сравнению испытаний дужек Р-II-а и Р-II-а-4 с одним закрылком, расположенным по середине.

## 2. Влияние длины закрылка.

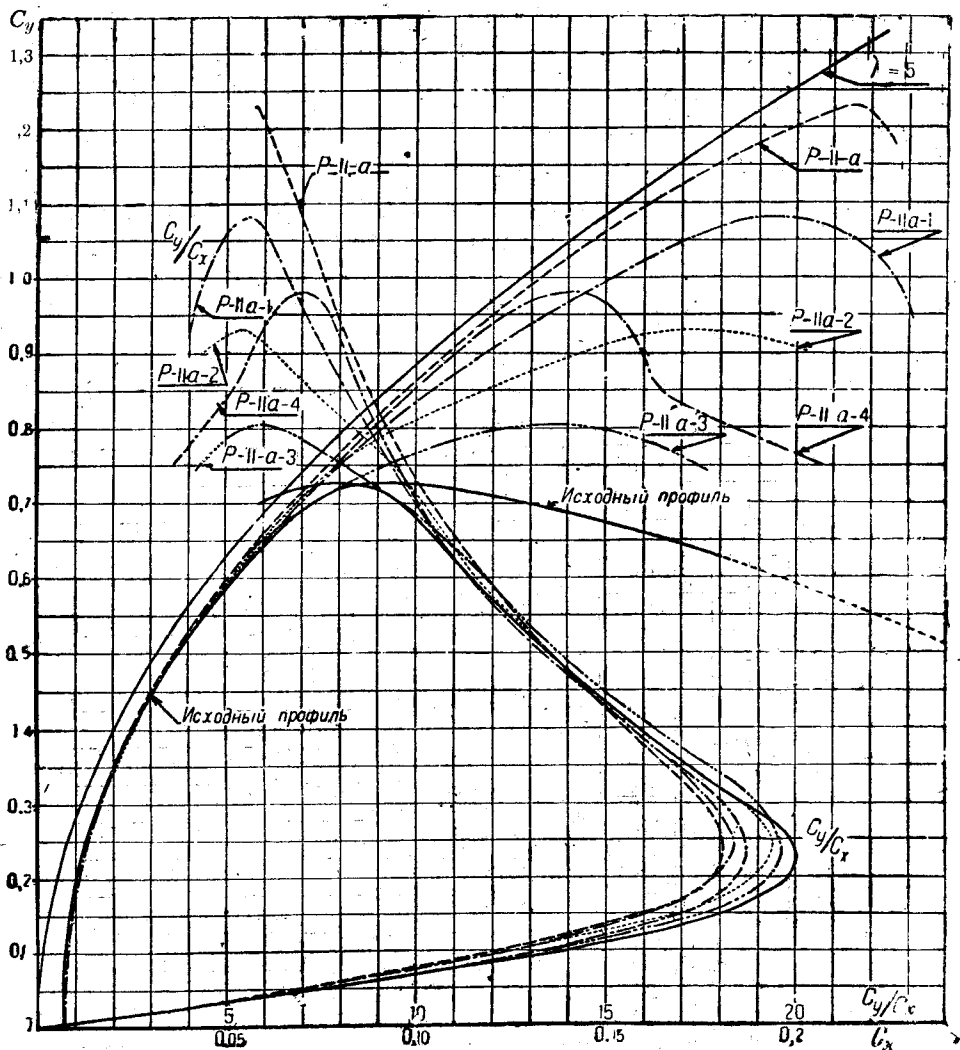
На фиг. 23 приведена диаграмма значений коэффициента  $C_{m0}$  ( $C_{m0}$ —значение  $C_m$  при  $C_y=0$ ) для испытанных дужек при  $\beta=0^\circ$  в функции от общей длины закрывков. Диаграмма указывает на линейную зависимость уменьшения коэффициента  $C_{m0}$  от увеличения длины закрывков. Это уменьшение для дужек с исходным профилем Р-II весьма значительно и, например, у дужки Р-II-а значение  $C_{m0}$  на 41% меньше соответствующего значения у исходной дужки.



Фиг. 16.  
Сводная диаграмма поляр Лилиенталя дужки Р-II-а-4 при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрывка.

Надо думать, что и при других профилях зависимость  $C_{m0}$  от  $\frac{\Sigma l_3}{l}$  будет линейной, но полученные цифры обобщать нельзя, так как они зависят, как показали опыты, и от хорды закрывков, и от очертания исходного профиля.

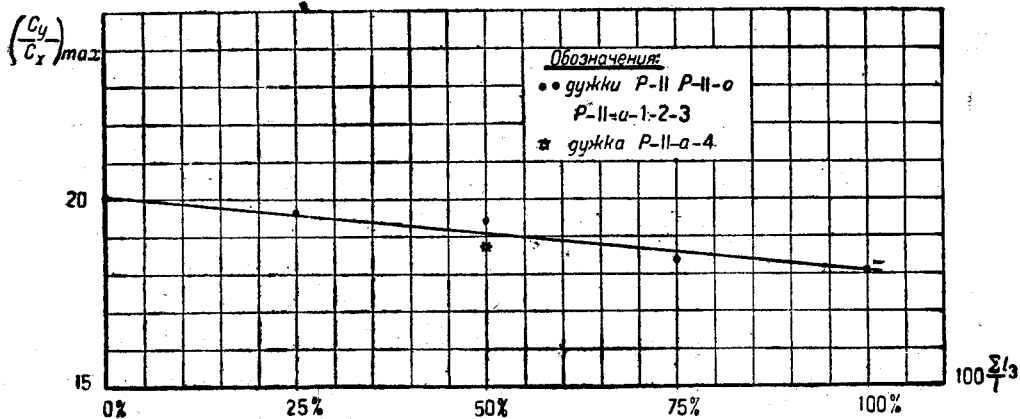
Вернемся к фиг. 7, 19, 20, 21, и 22 и рассмотрим кривые перемещения центра давления по испытанным дужкам. Как известно<sup>1</sup>, у крыла с закрылком вдоль всего размаха при отклонении закрылка вниз центр давления перемещается к задней кромке. В зависимости от формы исходного профиля это перемещение может быть большим или



Фиг. 17.  
Сводная диаграмма оггибающих поляр Лилиенталя и кривых „качества“ дужек Р-II-а, Р-II-а-1, Р-II-а-2, Р-II-а-3 и Р-II-а-4.

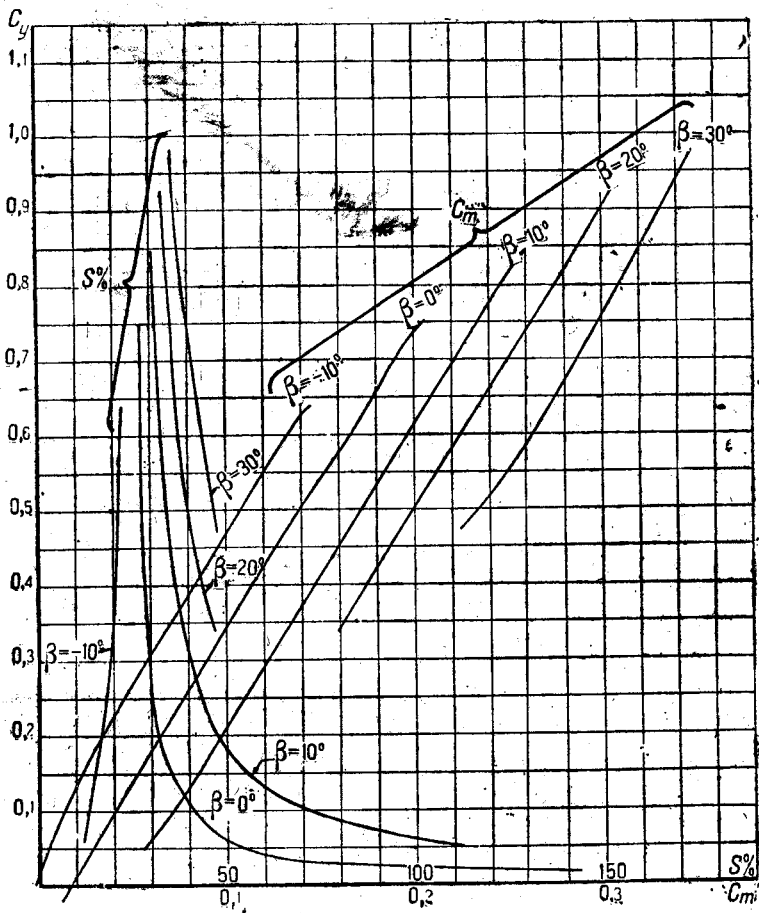
меньшим. У профиля Р-II-а (фиг. 7), если осуществить полет по оггибающей поляре Лилиенталя, центр давления при  $C_y = 1,1$  перемещается к задней кромке по сравнению с его положением при  $C_y = 0,2$  на  $70\%$  от хорды. Это показывает, что сам полет по оггибающей может быть осуществлен лишь в том случае, если предусмотрено одновременно с отклонением закрылка и изменение угла стабилизатора. Чем больше расстояние, на которое передвигается центр давления, тем на больший угол нужно поворачивать стабилизатор. Интересно сравнить, какой самолет в этом от-

<sup>1</sup> См. П. П. Красильщиков, Исследования по разрезным крыльям с закрылком, Труды ЦАГИ, вып. 105, 1931.



Фиг. 18.

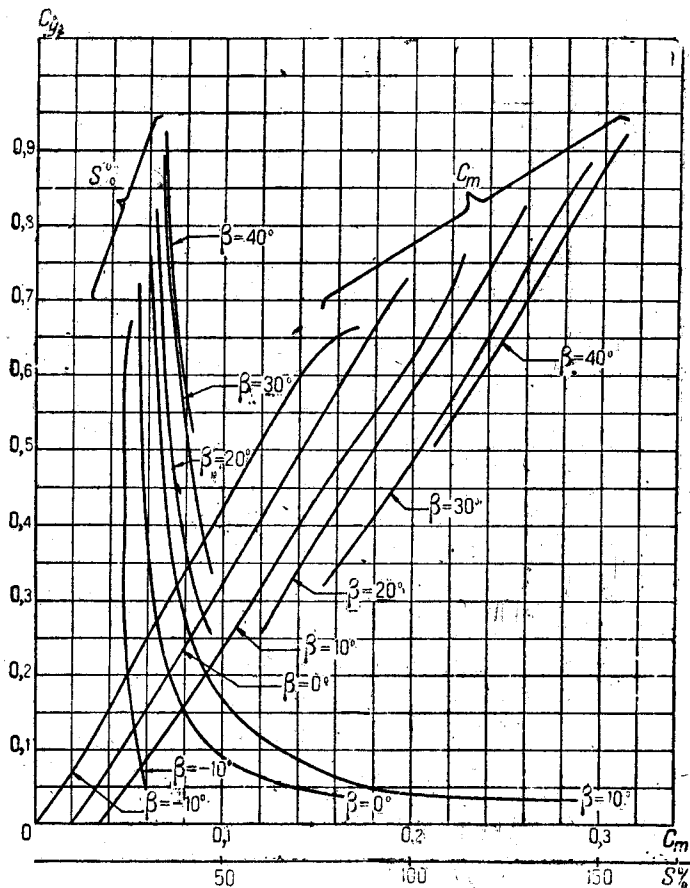
Зависимость  $\left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$  от общей длины закрылков в процентах от всего размаха. Случай  $\beta=0^\circ$



Фиг. 19.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S\%$  по дужке P-II-a-1 при различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

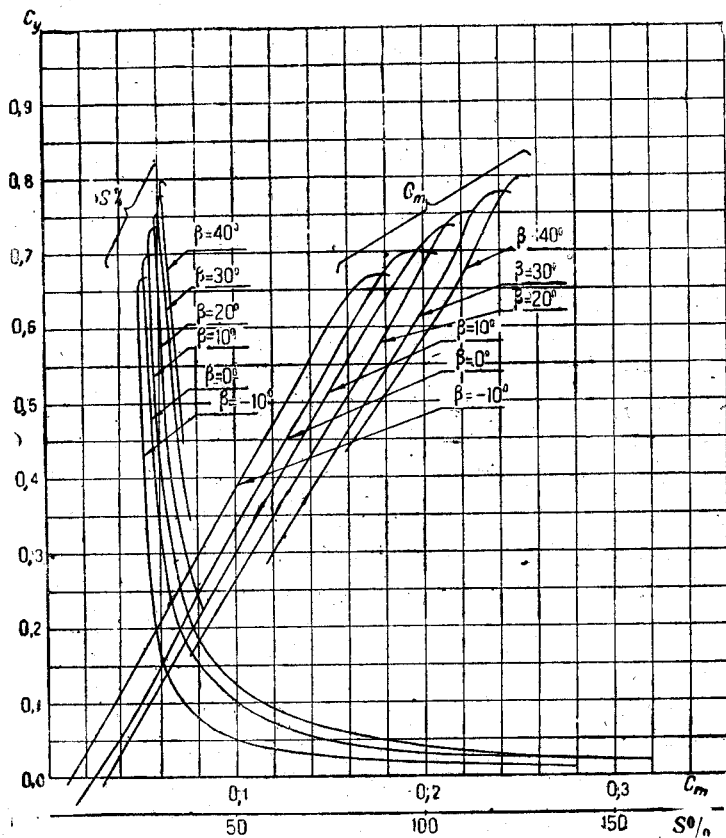
ношении будет выгоднее: самолет ли, у которого закрылок расположен по всей задней кромке крыла, или самолет, закрылки которого составляют лишь часть размаха. При сравнении будем исходить из равных значений  $C_{y\max}$ . Для этого рассмотрим фиг. 7, 20 и 22, на которых приведены кривые перемещения центра давления по дужкам Р-II-а, Р-II-а-2 и Р-II-а-4. При  $\beta = 0^\circ$  и  $C_y = 0,2$  центр давления находится у этих дужек соответственно на расстояниях  $0,3 \cdot b$  ( $b$ —хорда),  $0,36 \cdot b$  и  $0,33 \cdot b$ , при  $C_y = 0,9$  его удаления от передней кромки равны:  $0,31 \cdot b$ ,  $0,34 \cdot b$  и  $0,33 \cdot b$ . Таким образом видно, что все дужки, если мы хотим достигнуть не очень больших  $C_{y\max}$ , вполне равноценны. Различия в перемещении центра давления на



Фиг. 20.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S^0_0$  по дужке Р-II-а-2 при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка.

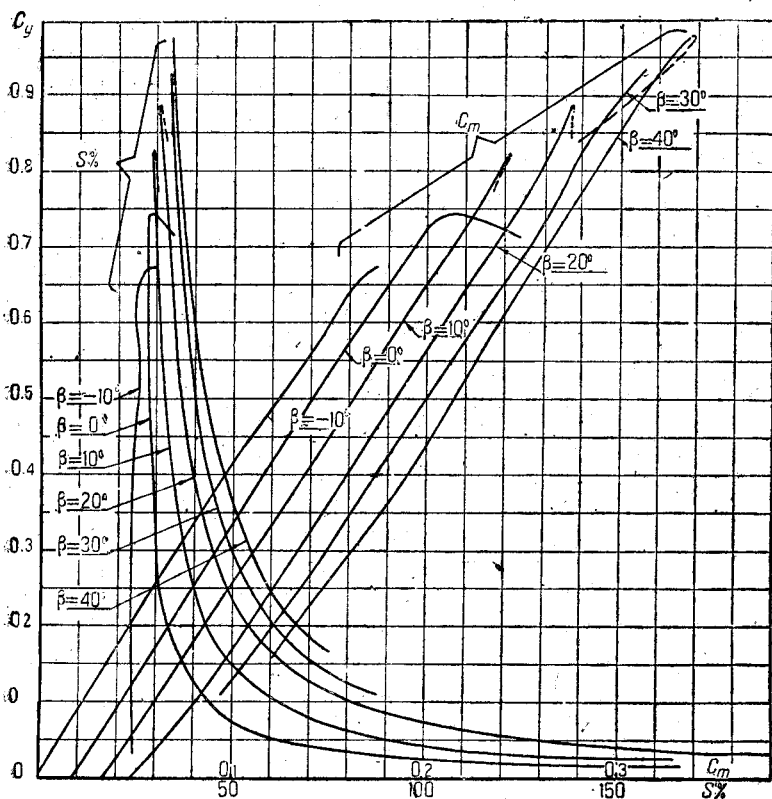
величину  $0,01 \cdot b$  или  $0,02 \cdot b$  не должны приниматься во внимание, потому что они вполне могут быть отнесены к ошибкам опыта. Сравнения этих дужек при больших значениях  $C_y$  не могут быть проведены, так как, например, значения  $C_y = 1$  при закрылках, общая длина которых не превышает полуразмаха, нельзя достигнуть. Итак, из приведенного сравнения можно заключить, что при желании достичь не очень больших значений  $C_{y\max}$  дужки с закрылком вдоль всего размаха и дужки с частичными закрылками в отношении перемещения центра давления равноценны и при полете по огибающей требуют весьма малых изменений угла стабилизатора. При желании же получения больших  $C_{y\max}$  нужно делать закрылок по всей длине и предусматривать конструкцию самолета с таким крылом, позволяющую одно-

временно с отклонением закрылка в сравнительно больших пределах менять угол стабилизатора. Распространять эти выводы на крылья с закрылком, исходный профиль которых значительно отличается от профиля Р-II, а также и крыльев с другой хордой закрылков, нужно с большой осторожностью, так как перемещение центра давления по разрезному крылу с закрылком в значительной мере зависит от этих факторов.



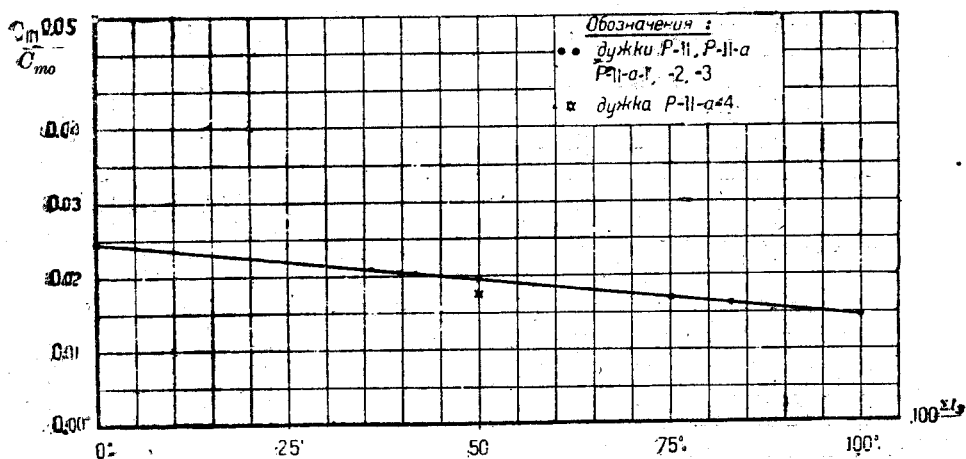
Фиг. 21.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S^0/100$  по дужке Р-II-а-3 при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка.

Переходя к опытам на шарнирный момент закрылков, нужно отметить, что большого различия в коэффициентах  $C_{ш}$  для испытанных дужек не получилось, почему всех диаграмм  $C_{ш}$  по  $\beta^\circ$  при данных  $\alpha^\circ$  мы и не приводим, а ограничиваемся лишь одной (фиг. 8) для дужки Р-II-а; вместо кривых  $C_{ш}$  по  $\beta^\circ$  мы приводим три сводных диаграммы. На фиг. 24, 25 и 26 дана зависимость коэффициентов  $C_{ш}$  от общей длины закрылков при углах  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\alpha = 10^\circ$  и  $\alpha = 15^\circ$  и различных углах  $\beta^\circ$  отклонений закрылков. Диаграммы показывают, что в первом приближении (с точностью до 10%) можно считать коэффициент шарнирного момента  $C_{ш}$  при данных и равных компенсациях постоянным и не зависящим от длины закрылка. При рассмотрении этих диаграмм обращает на себя внимание значительный разброс опытных точек, который объясняется не вполне одинаковой компенсацией всех закрылков, которая была вызвана недостаточной точностью установки оси вращения закрылков. Последнее влекло за собой при равных углах отклонения закрылка различие в плечах равнодействующей сил, действующих на закрылок, а следовательно, несколько меняло



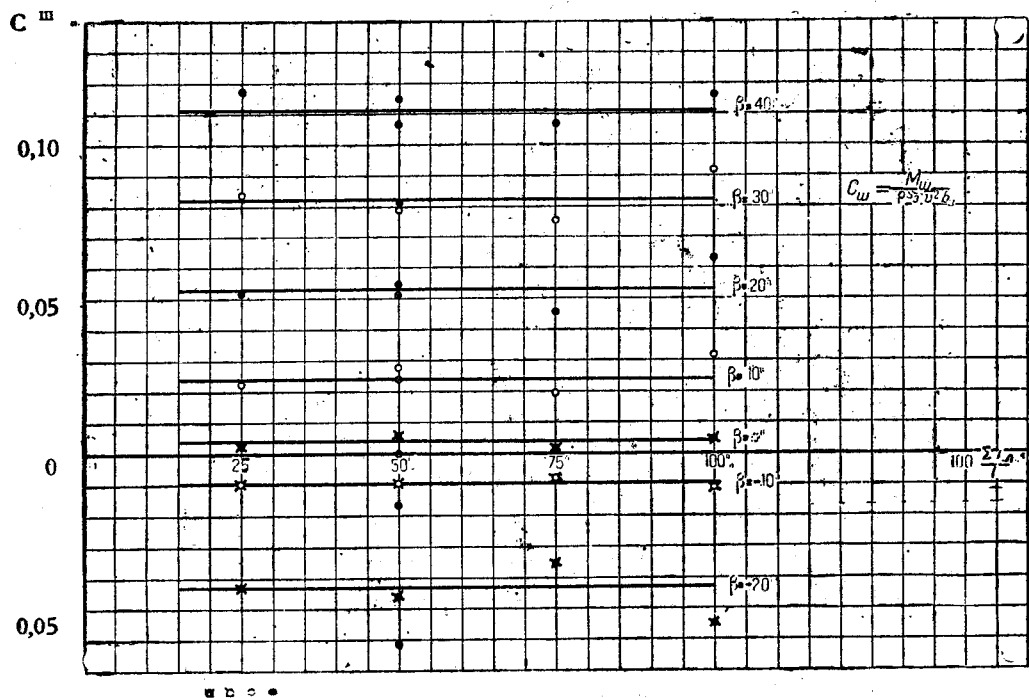
Фиг. 22.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S\%$  по дужке P-II-a-4 при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка.



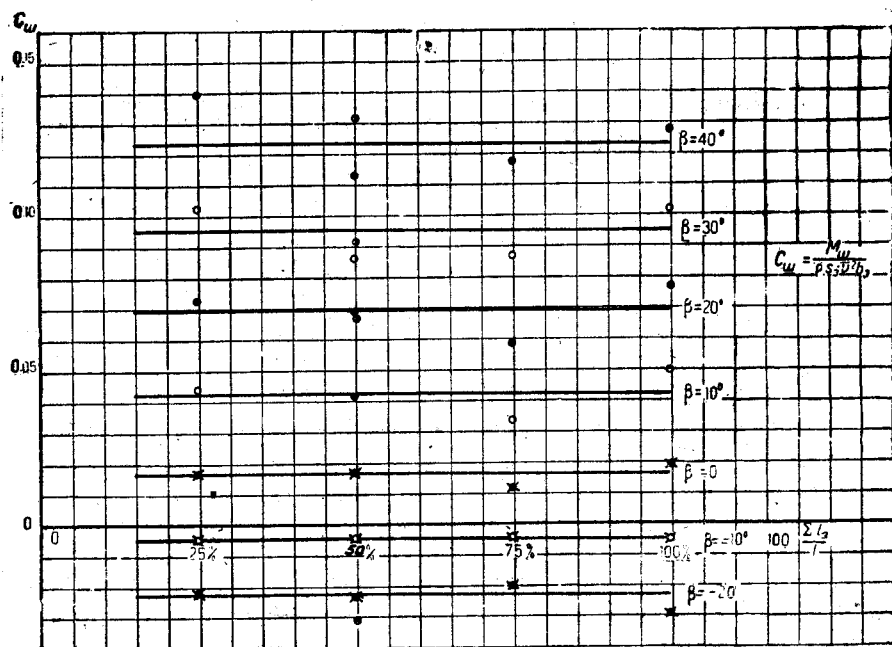
Фиг. 23.

Зависимость коэффициента  $C_{m0}$  при пикировании от общей длины закрылков в процентах от всего размаха. Случай  $\beta = 0^\circ$ .



Фиг. 24.

Зависимость коэффициентов  $C_m$  от общей длины закрылков в процентах от всего размаха. Случай  $\alpha = 0^\circ$ .



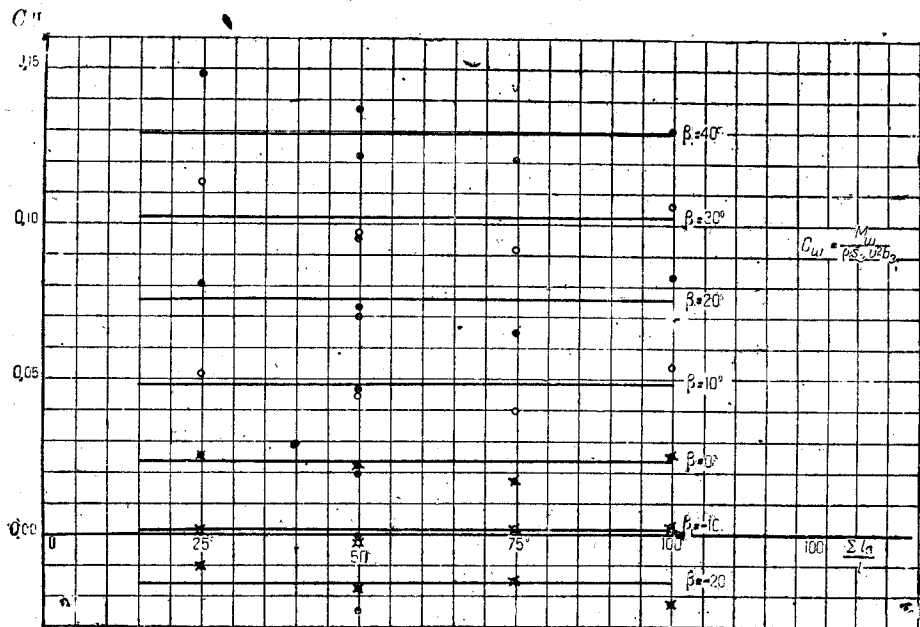
Фиг. 25.

Зависимость коэффициентов  $C_m$  от общей длины закрылков в процентах от всего размаха. Случай  $\alpha = 10^\circ$ .



и шарнирный момент. Как показали опыты на распределение давлений по закрылку дужки Р-II-а<sup>1</sup>, согласно которым были подсчитаны величина и направление равно действующих, при некоторых углах отклонения закрылка равнодействующая силу дужек с хордой  $b$ , равной 150 мм, проходит на расстоянии нескольких миллиметров от оси вращения закрылка, а следовательно ошибка в установке оси вращения на половину или четверть миллиметра дает ошибку в шарнирном моменте на 10—15%.

Таким образом опыты на шарнирный момент показали, что при изменении длины уже испытанного закрылка (элерона) и сохранении прежней компенсации его, конструктору для подсчета шарнирного момента нет необходимости ставить специальный опыт, а следует, руководствуясь имеющимся материалом, считать, с точностью в среднем до 10%, коэффициент шарнирного момента не изменяющимся.



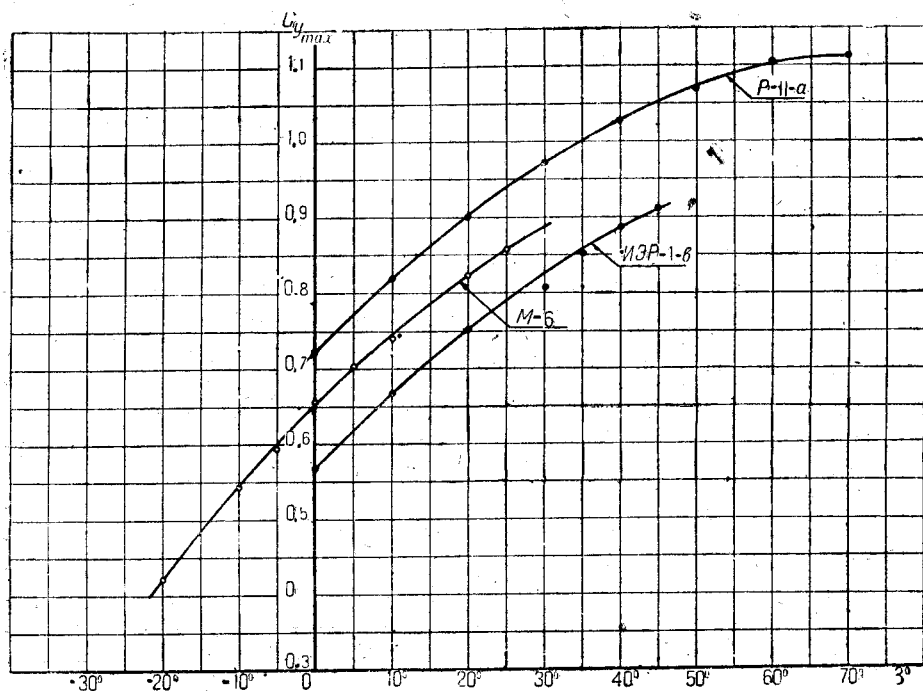
Фиг. 26.  
Зависимость коэффициентов  $C_{ш}$  от общей длины закрылков в процентах от всего размаха. Случай  $\alpha = 15^\circ$ .

В заключение к испытаниям дужек с закрылком нужно разобрать влияние числа Рейнольдса на величину  $C_{y\text{тах}}$ . Дело в том, что испытания в трубе высоких давлений в Америке ряда обычных (не разрезных) дужек (см., например, Report NASA № 331 или работу Ф. Г. Гласса — „О влиянии рейнольдсова числа на величину максимальной подъемной силы“, изданную в Трудах ЦАГИ, „Сборник аэродинамических исследований“, вып. 103.) показали, что сильно вогнутые профили, имея высокий посадочный  $C_y$  при малых числах Рейнольдса, при больших числах Рейнольдса имеют коэффициент  $C_{y\text{тах}}$  значительно меньший (на 0,1—0,2). Вполне закономерная зависимость этого уменьшения от вогнутости профиля приведена в упомянутой работе Ф. Г. Гласса. Разрезные крылья с закрылком развивают большую подъемную силу, главным образом, за счет увеличения их вогнутости путем отклонения закрылка вниз на некоторый угол, поэтому возникает вопрос, не упадет ли подъемная сила крыла с закрылком при больших числах Рейнольдса, т. е. в натуре.

<sup>1</sup> Будет опубликовано в 1933 г.

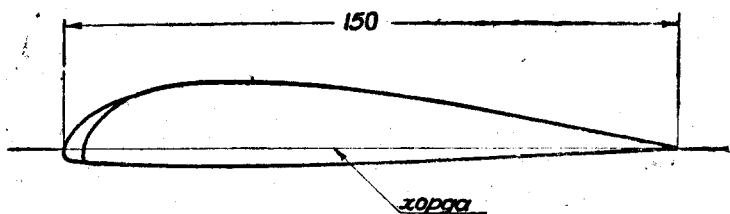
Не располагая самолетом с закрылком, с которым можно было бы провести соответствующие летные испытания, обратимся к некоторым заграничным опытам как в трубе высоких давлений, так и в натуре.

На фиг. 27 приведена зависимость  $C_{y_{\max}}$  от угла отклонения  $\beta^\circ$  закрылка



Фиг. 27.

Зависимость значений  $C_{y_{\max}}$  от угла  $\beta^\circ$  отклонения закрылков дужек Р-II-а, ИЭР-1-в с замазанной щелью и М-6.

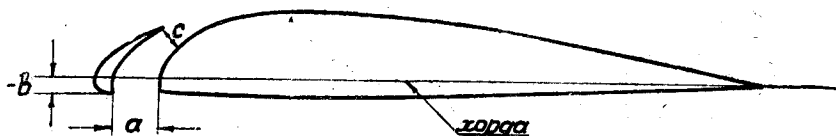


Фиг. 28.

Профиль дужки Р-II-б.

для дужки М-6 с обычным, неразрезным закрылком, хорда которого равна 20% от хорды дужки. Значение  $C_{y_{\max}}$  заимствованы из Report NACA № 260, в котором приведены результаты испытаний этой дужки в трубе высоких давлений при числе Рейнольдса  $R = 3\,500\,000$ . На фиг. 27 также нанесены аналогичные кривые для дужек ИЭР-1-в и Р-II-а; испытанных со щелью, замазанной пластилином, в трубе НК-1 при  $R = 365\,000$ . Хорды закрылков дужек ИЭР-1-б и Р-II-а равнялись 25% от хорды совокупного профиля. При рассмотрении фиг. 27 видно, что наклон кривых  $C_{y_{\max}}$  по  $\beta^\circ$ , несмотря на некоторое несоответствие, в хордах за-

крылков, примерно, один и тот же <sup>1</sup>, а следовательно от крыльев с закрылком можно ожидать получения больших значений  $C_{y\max}$  также и в натуре. Последнее подтверждается и рядом заграничных летных испытаний, из которых для примера



Фиг. 29.  
Обозначения координат предкрылка дужки Р-II-b.

можно указать на летные испытания машины Кертисса „Tanager“ (см. Z. F. M. № 15 за 1930 г.), данные которой в отношении величины  $C_{y\max}$ , полученные в полете, почти полностью совпадают с данными испытаний в аэродинамической трубе.

### Влияние длины предкрылков на работу разрезного крыла

Исходным профилем ряда испытанных дужек с предкрылком служил тот же профиль Р-II (фиг. 1), что и для дужек с закрылком. Профилем разрезной части дужек являлся профиль дужки Р-II-b (фиг. 28 и табл. 4), предкрылок которой был

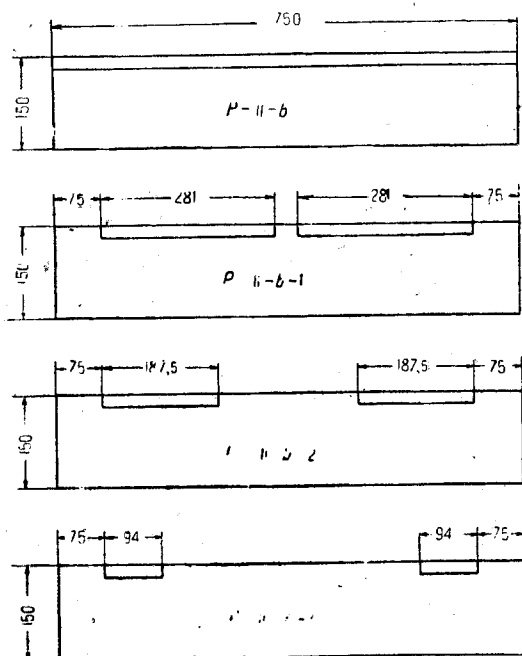
Таблица 4  
Координаты профиля Р-II-b в миллиметрах

| Предкрылок |                  |                 | Основная часть |                  |                 |
|------------|------------------|-----------------|----------------|------------------|-----------------|
| Абсцисса   | Ордината верхняя | Ордината нижняя | Абсцисса       | Ордината верхняя | Ордината нижняя |
| 0          | 3,7              | 3,7             | 0              | 0,0              | 0               |
| 0,5        | 3,2              | 1,9             | 0,5            | 2,2              | —3,4            |
| 1,0        | 5,7              | 0,8             | 2,0            | 4,7              | —3,6            |
| 1,5        | 5,9              | 0,0             | 3,5            | 6,65             | —3,7            |
| 2,0        | 6,3              | 0,5             | 6,0            | 9,2              | —3,8            |
| 3,0        | 6,5              | 1,5             | 7,5            | 10,2             | —3,9            |
| 4,0        | 6,7              | 2,2             | 10,0           | 11,8             | —4,0            |
| 5,0        | 6,8              | 2,7             | 11,5           | 12,6             | —4,1            |
| 6,0        | 6,8              | 3,1             | 13,5           | 13,4             | —4,2            |
| 7,0        | 6,7              | 3,3             | 15,5           | 14,5             | —4,25           |
| 8,0        | 6,6              | 3,5             | 20,5           | 15,4             | —4,3            |
| 9,0        | 6,4              | 3,6             | 25,5           | 16,2             | —4,4            |
| 10,0       | 6,3              | 3,65            | 35,5           | 16,6             | —4,5            |
| 11,0       | 6,1              | 3,6             | 45,5           | 16,4             | —4,4            |
| 12,0       | 5,7              | 3,5             | 55,5           | 15,6             | —4,2            |
| 13,0       | 5,4              | 3,4             | 65,5           | 14,7             | —3,9            |
| 15,0       | 4,6              | 3,1             | 75,5           | 13,3             | —3,6            |
| 17,0       | 3,75             | 2,5             | 85,5           | 11,5             | —3,1            |
| 19,0       | 2,75             | 1,9             | 95,5           | 9,9              | —2,7            |
| 21,0       | 1,6              | 1,1             | 105,5          | 8,1              | —2,1            |
| 22,0       | 1,0              | 0,4             | 115,5          | 6,2              | —1,6            |
| 23,0       | 0,0              | 0,0             | 125,5          | 4,2              | —1,3            |
|            |                  |                 | 135,5          | 2,3              | —0,6            |
|            |                  |                 | 140,5          | 1,2              | —0,3            |
|            |                  |                 | 145,5          | 0,0              | 0,0             |

расположен вдоль всего размаха. Форма разреза была выбрана на основе изучения ряда английских разрезных профилей. Хорда предкрылка равнялась 15% от хорды совокупного профиля. Для фиксирования определенных положений пред-

<sup>1</sup> Немного меньший наклон кривой  $C_{y\max}$  по  $\delta^\circ$  для дужки М-6 объясняется меньшей хордой закрылка по сравнению с хордами дужек ИЭР-1-b и Р-II-a.

крылка были выбраны следующие координаты: расстояние носика предкрылка от носика основной части профиля, измеренное в направлении, параллельном хорде, являлось первой координатой и обозначалось через  $a$  (фиг. 29); расстояние носика предкрылка от хорды являлось второй координатой и обозначалось через  $b$  (если носик предкрылка находится над хордой, то координата  $b$  положительна и наоборот); наконец, за третью координату бралось наименьшее расстояние задней кромки предкрылка от основной части.



Фиг. 30.

Схематический чертеж дужек: Р-II-b, Р-II-b-1, Р-II-b-2 и Р-II-b-3.

всего размаха, а каждый из предкрылков дужек Р-II-b-1, Р-II-b-2 и Р-II-b-3 равнялся соответственно  $\frac{3}{8}l$ ,  $\frac{2}{8}l$  и  $\frac{1}{8}l$  ( $l$ —размах). Как показали английские опыты (см., например, статью Handley-Page в журнале „The Journal of The Royal Aeronautical Society“, 1928 г. № 212), в отношении моментов  $M_x$  и  $M_y$  выгоднее смещать предкрылки от концов крыла к середине, почему в дужках Р-II-b-1, Р-II-b-2 и Р-II-b-3 каждый предкрылок был отодвинут от края на расстояние 75 мм. Опыты проводились на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  всегда при одинаковых положениях как правого, так и левого предкрылков.

На фиг. 31 приведены результаты испытаний на  $C_y^1$  по  $\alpha^\circ$  дужки Р-II-b при постоянных координатах  $a = 10$  мм и  $b = -4,5$  мм и варьируемой координате  $c$ . Для сравнения разрезного профиля с неразрезным на диаграмме нанесена пунктиром кривая  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  исходного профиля Р-II. В отличие от дужек с закрылком, присутствие предкрылка не увеличивает  $C_y$  при малых углах атаки, а, наоборот, уменьшает его, положительный же эффект предкрылка сказывается лишь на больших углах. В то время как  $C_{y \max}$  неразрезного профиля соответствует  $\angle \alpha = 20^\circ$ , подъемная сила разрезного профиля продолжает возрастать до  $\angle \alpha = 32-34^\circ$ , за счет чего максимальный коэффициент  $C_y$  по своей абсолютной величине достигает значения 1,08 и

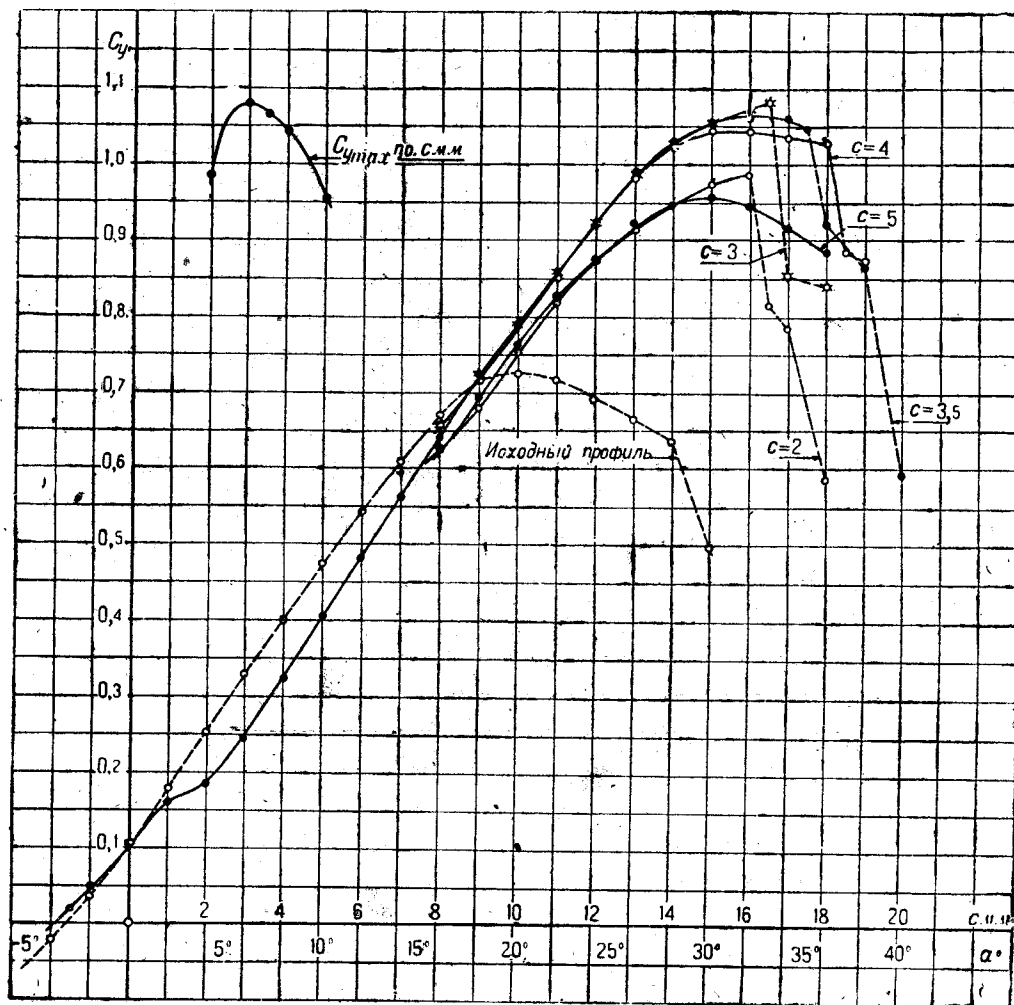
Прежде чем испытывать дужки с частичными предкрылками, была испытана на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужка Р-II-b с предкрылком вдоль всего размаха при его различных положениях относительно основной части дужки. Результаты этих испытаний, а также результаты испытаний ряда других дужек с предкрылками, позволяющими довольно точно определять наивыгоднейшее в смысле величины  $C_{y \max}$  положение предкрылка, будут опубликованы в отдельной работе.

Для систематических опытов по изучению влияния длины предкрылков были выбраны координаты  $a$  и  $b$  предкрылка, соответственно равные 10 и 4,5 мм. Ввиду большого влияния координаты  $c$  на величину  $C_{y \max}$  для всех дужек она подбиралась опытным путем и испытания на  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  производились при координате  $c$ , соответствующей наибольшему значению  $C_{y \max}$ .

На фиг. 30 дан схематический чертеж испытанных дужек. Предкрылок дужки Р-II-b был расположен вдоль

<sup>1</sup> Как коэффициент  $C_y$ , так и коэффициенты  $C_x$  и  $C_m$  относились к площади крыла при прикинутом предкрылке.

больше  $C_{y_{\max}}$  исходного профиля на величину 0,35. Эта величина возрастания ни в коем случае не может быть обобщена ввиду того, что многочисленные опыты, проведенные как в ЦАГИ, так и за границей, главным образом в Англии, показали, что абсолютное увеличение  $C_{y_{\max}}$  дужки с предкрылком в большой мере зависит как от формы разреза и хорды предкрылка, так и от формы исходного профиля. Из рас-



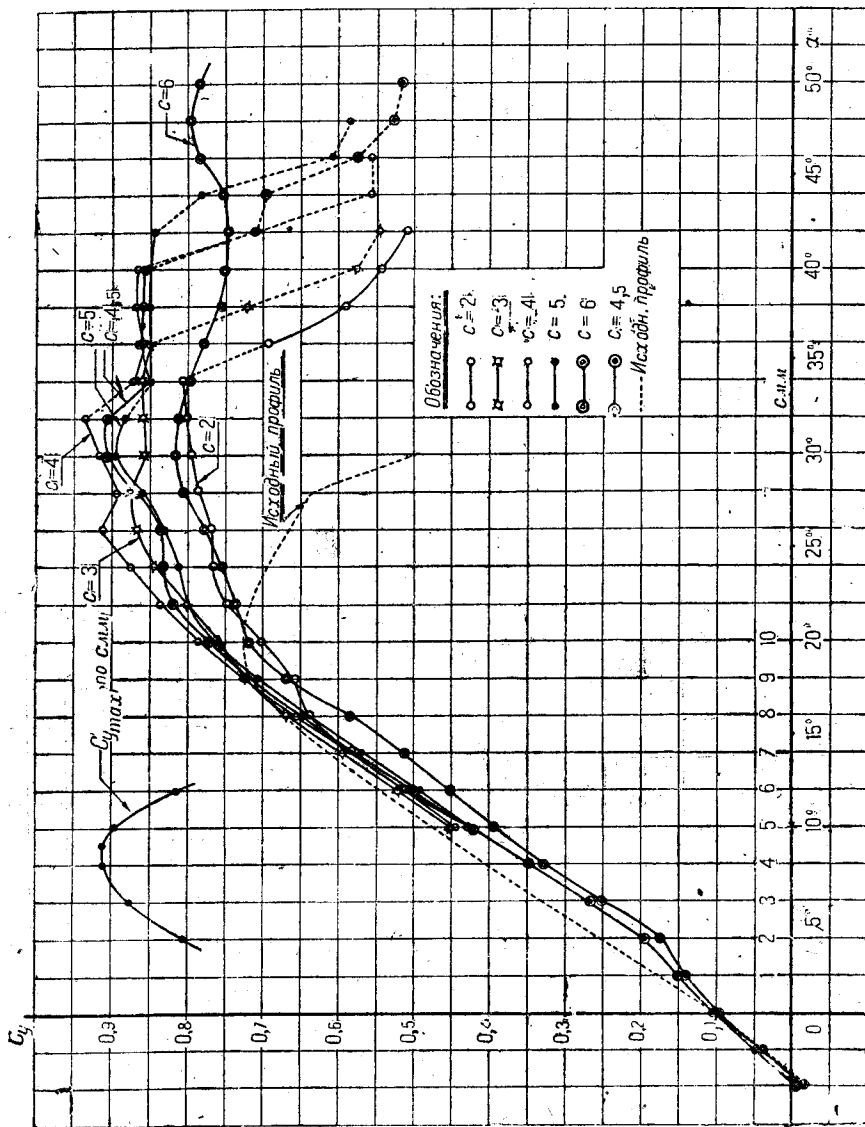
Фиг. 31.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-b. Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм.

смотрения фиг. 31 видно значительное влияние (вышеупомянутое) координаты  $c$  на величину  $C_{y_{\max}}$  при заданных координатах предкрылка  $a$  и  $b$ . Также обнаруживается влияние координаты  $c$  на срыв потока с верхней поверхности дужки: чем координата  $c$  больше, тем на большем диапазоне углов после посадочного сохраняется плавное обтекание профиля. Однако чрезмерное увеличение координаты  $c$  также невыгодно, так как при этом коэффициент  $C_{y_{\max}}$  значительно уменьшается. Резкое уменьшение  $C_y$  за посадочным углом (срыв) у дужки Р-II-b присуще не всем профилям с предкрылком, такой резкий срыв, как показало изучение различного экспериментального материала ЭАО ЦАГИ и английского, присущ, главным образом, дуж-

кам с высоким посадочным  $C_y$  исходного профиля; у разрезных дужек с малым  $C_{y\max}$  исходного профиля резкого срыва потока (а следовательно и  $C_y$ ) не наблюдается.

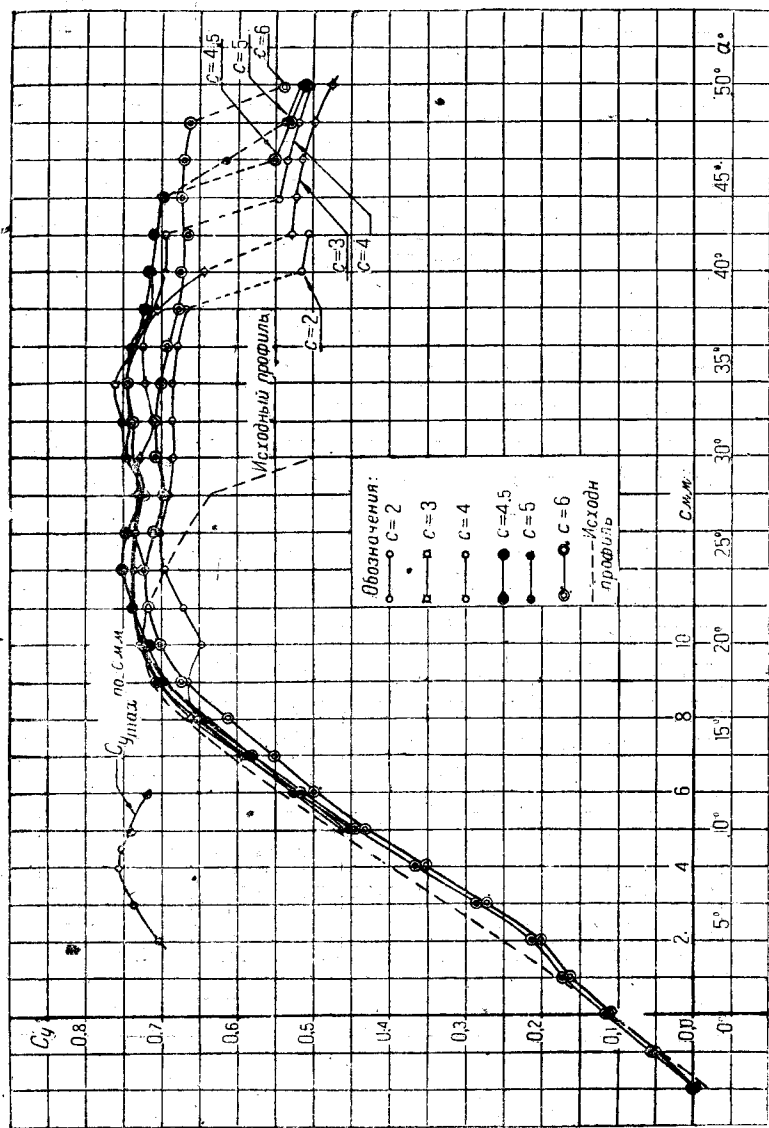
На фиг. 32, 33 и 34 приведены диаграммы испытаний на  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  дужек Р-II-b-1, Р-II-b-2 и Р-II-b-3 при постоянных координатах  $a$  и  $b$  и меняющейся координате  $c$ .



Фиг. 32. II-b-1. Случай:  $a = 10$  мм,  $b = 4,5$  мм

Рассмотрение этих диаграмм и диаграммы на фиг. 31 показывает, что по мере уменьшения длины закрылков значение  $C_{y\max}$  быстро убывает; например у дужки Р-II-b-2, общая длина предкрылков которой равна половине размаха,  $C_{y\max}$  достигает значения лишь 0,755, что немногим больше  $C_{y\max}$  исходного профиля, а у дужки Р-II-b-3  $C_{y\max}$  только-только достигает  $C_{y\max}$  исходного профиля. Однако вместе с уменьшением до некоторого предела длины предкрылков участок плавного течения кривой  $C_y$  за посадочным углом увеличивается. Так, если у дужки Р-II-b

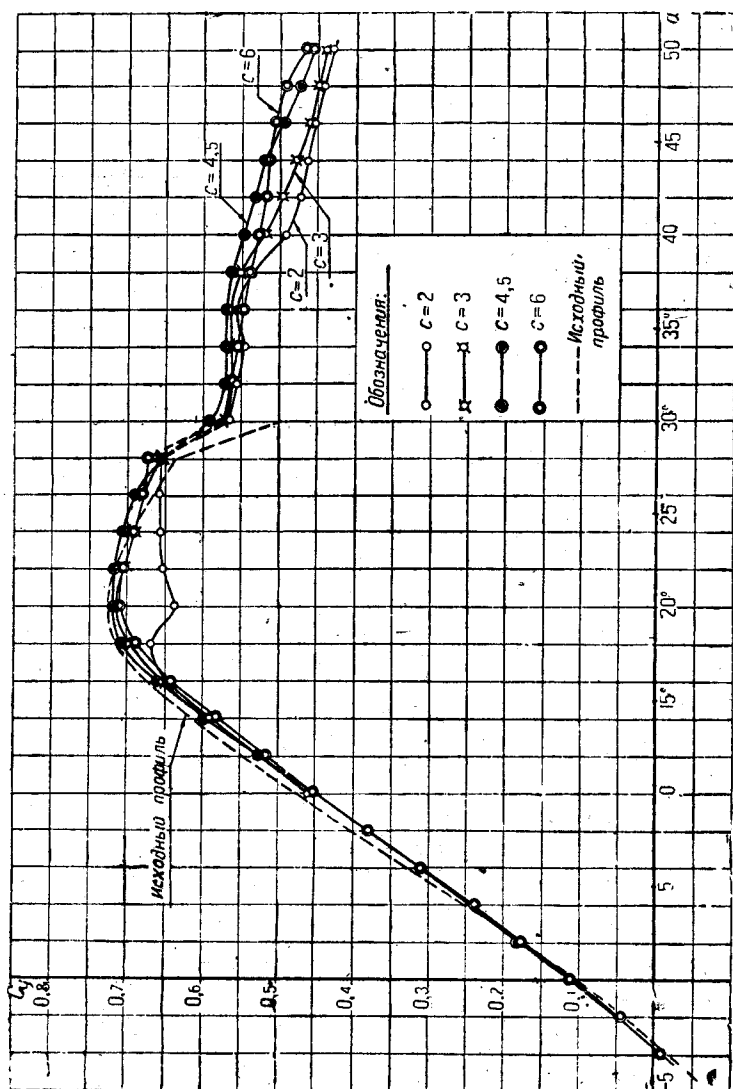
при наивыгоднейшей координате  $c$  срыв наступал в среднем через  $3-4^\circ$  после  $\alpha_{\text{пос.}}$ , т. е. при  $\alpha=32-36^\circ$ , то у дужки Р-II-b-1 резкое падение  $C_y$  начинается в среднем через  $6-10^\circ$ , а при координате  $c=6$  мм его вовсе (до  $\alpha=50^\circ$ ) не наблюдается. Что касается дужки Р-II-b-2, то у нее  $C_y$ , дойдя до своего максимального значения почти при тех же углах, что и у исходного профиля, при дальнейшем возрастании



Фиг. 33.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки и Р-II-b-2. Случай:  $a=10$  мм,  $b=4,5$  мм.

$\alpha^\circ$  сохраняет, примерно, постоянное значение и лишь при  $\alpha=38-48^\circ$  наступает его резкое уменьшение. Координата  $c$  на срыве сказывается в полной мере и при частичных предкрылках, например, у дужки Р-II-b-2 резкое падение  $C_y$  при  $c=2$  мм наступает при  $\alpha=38^\circ$ , а при  $c=6$  мм при  $\alpha=48^\circ$ . У дужки Р-II-b-3 наличие предкрылков, вследствие их небольшого размера, почти не сказывается, и кривые

$C_y$  по  $\alpha^\circ$  при всех координатах  $c$  (за исключением случая  $c=2$  мм), примерно, следуют кривой  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  для исходного профиля. Срыв кривой  $C_y$  в отличие от других дужек определяется тут, главным образом, срывом потока с неразрезной части профиля и поэтому он наступает при тех же углах  $\alpha^\circ$ , что и у исходного.



Фиг. 34.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-b-3. Случай:  $a=10$  мм,  $b=4,5$  мм.

При большей же длине предкрылков подъемная сила всей дужки в большой мере зависит от подъемной силы разрезных частей ее, почему там и наблюдаются как весьма своеобразные виды кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$ , так и некоторая зависимость как  $C_{y\max}$ , так и угла резкого срыва  $C_y$  от величины координат  $c$ , т. е. от положений предкрылка.

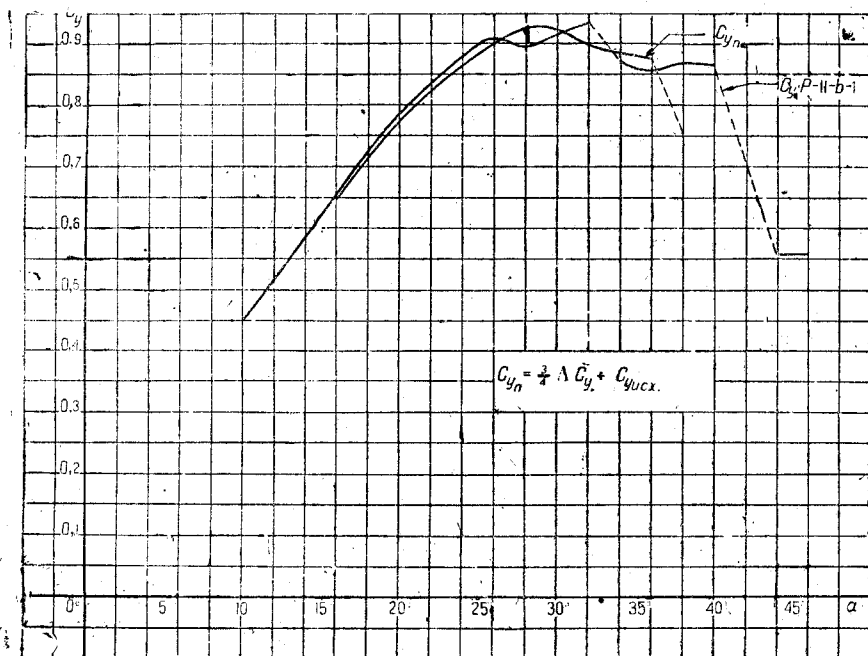
Для подсчета подъемной силы дужки с двумя предкрылками по продумкам исходного профиля и дужки с предкрылком вдоль всего размаха можно в первом приближении положить, что подъемная сила такого крыла равняется сумме подъем-



ных сил неразрезной и разрезной частей, определенных из изолированных продувок. Согласно этому формула для подсчета коэффициента  $C_y$  разрезной дужки с двумя предкрылками будет иметь вид:

$$C_{yп} = \frac{\Sigma l_{п}}{l} \Delta C_y + C_{y_{исх}},$$

в которой через  $l$  обозначен размах всей дужки, через  $\Sigma l_{п}$  — общая длина двух предкрылков и через  $\Delta C_y$  — разность в коэффициентах  $C_y$  при данных  $\alpha^\circ$  разрезной дужки с предкрылком вдоль всего размаха и исходной.



Фиг. 35.

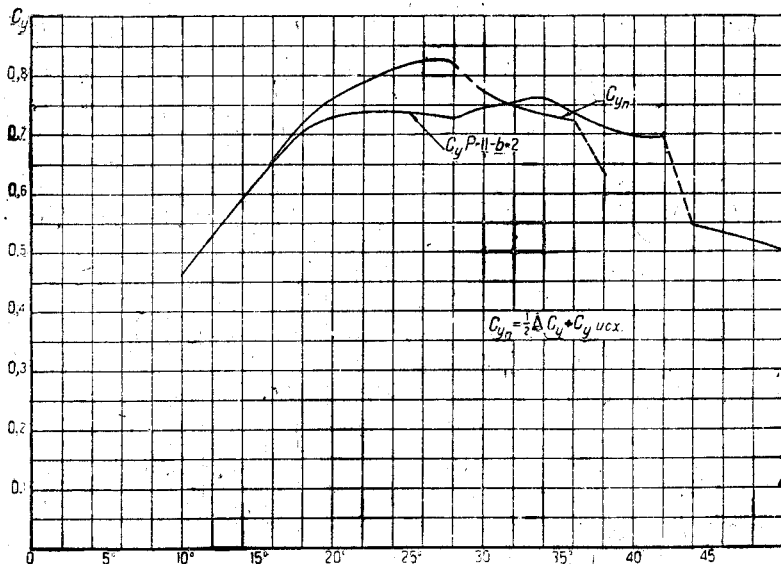
Сравнительная диаграмма кривых  $C_{yп}$  и  $C_{y_{исх}}$  для дужки Р-II-b-1. Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм,  $c = 4$  мм.

Значения коэффициента  $C_y$  для разрезного крыла брались из продувки при координате  $c$ , равной 4 мм. Соответственно этому и продувки для дужек с двумя предкрылками приведены при этих же координатах  $c$ . Исключением является лишь дужка Р-II-b-3, продувки которой при  $c = 4$  мм произведено не было; для нее дана продувка при  $c = 4,5$  мм. Однако ввиду чрезвычайно малого влияния координаты  $c$  на коэффициент  $C_y$  этой дужки вполне можно произвести сравнение подсчитанной кривой и кривой, полученной опытным путем. Диаграммы значений  $C_{yп}$  по  $\alpha^\circ$  и  $C_y$  по  $\alpha^\circ$ , полученные опытным путем, приведены на фиг. 35, 36 и 37.

Сравнение приведенных кривых показывает, что, тогда как для дужки Р-II-b-1 совпадение кривых можно считать вполне удовлетворительным, для дужек Р-II-b-2 и Р-II-b-3 имеют место уже значительные расхождения, достигающие, например, для дужки Р-II-b-2 в 'одном месте величины 0,09. Эти расхождения в значениях  $C_y$  между подсчитанными вышеуказанным путем и наблюдаемыми показывают, что тут нельзя так схематично рассматривать явление, так как разрезное крыло с двумя предкрылками является уже не простым крылом, а сложным, циркуляция по такому крылу (особенно при больших углах атаки) распределяется далеко не по закону прямой, как это приближенно еще можно считать для простого прямоугольного крыла: с крыла сбегает, повидимому, не два вихревых шнура, а целая система их, по-

крайней мере, шесть (два с концов и по два с каждого предкрылка); следовательно, они вызывают скос потока перед крылом, отличный от скоса потока, вызываемого парой П-образных вихрей. Различие в углах скоса перед неразрезной частью и перед разрезной влечет изменение истинных углов атаки, а следовательно, и подъемных сил этих участков, что для более точного подсчета суммарной подъемной силы прямоугольного крыла с двумя предкрылками по продувкам изолированной разрезной дужки и исходной заставляет внести соответствующие поправки на упомянутое изменение углов скоса.

Так как настоящая работа в предположенном объеме не предусматривала теоретического подхода к рассматриваемой задаче, то соответствующих математических выкладок мы не производим, а ограничиваемся лишь приведенным замечанием относительно пути ее разрешения.

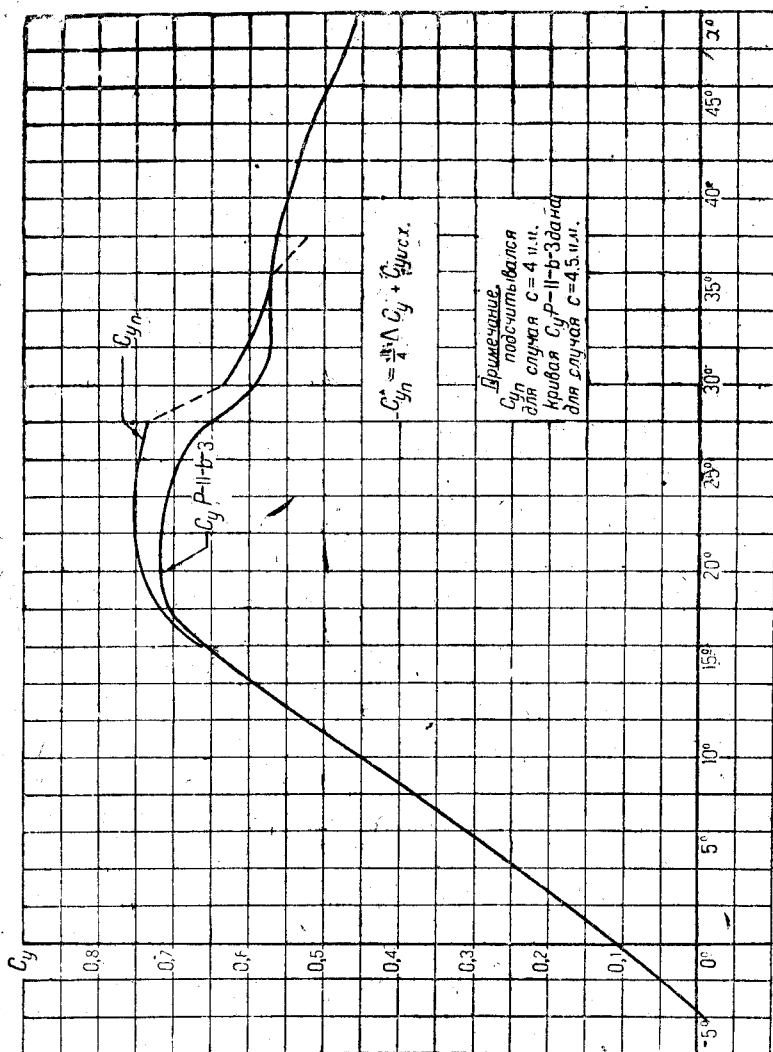


Фиг. 36.  
Сравнительная диаграмма кривых  $C_{y\text{п}}$  и  $C_y$  для дужки Р-II-b-2.  
Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм,  $c = 4$  мм.

Чтобы дать возможность конструктору судить о максимальной подъемной силе крыла с двумя предкрылками, приведена сводная диаграмма (фиг. 38) зависимости значений  $C_{y\text{max}}$  для испытанных дужек Р-II-b, Р-II-b-1, Р-II-b-2 и Р-II-b-3 от общей длины закрылков. На чертеже также приведена зависимость от этого же параметра наилучшей координаты  $c$  при заданных координатах  $a = 10$  мм и  $b = -4,5$  мм. Пунктиром с точками нанесена кривая, подсчитанная по вышеуказанной формуле. Из сравнения кривой, полученной подсчетом, с опытной видно, что последняя лишь при  $\frac{\Sigma l_n}{l} > 0,75$  довольно хорошо совпадает с первой, при другой же величине расхождения между кривыми увеличиваются, наибольшая разница в  $C_{y\text{max}}$ , равная 0,07, соответствует дужке с двумя предкрылками, общая длина которых равна половине размаха.

Приведенная на фиг. 38 подсчитанная кривая все же может служить некоторым подспорьем конструктору в его расчетах: она дает верхний предел для величины  $C_{y\text{max}}$  дужки с двумя предкрылками; истинные значения будут, повидимому, всегда немного меньше подсчитанных.

На фиг. 38 также нанесена кривая (пунктирная) величин  $C_{y\max}$  и наивыгоднейших координатах  $c$  при данных координатах  $a$  и  $b$  для трех разрезных дужек с другим исходным профилем (профиль 747, ЦАГИ), у которых хорда предкрылков равнялась 10% от хорды совокупного профиля. Подсчитанная кривая значений  $C_{y\max}$  для этих дужек не приведена, так как исходный профиль не был продут до тех углов атаки, при которых подъемная сила разрезной дужки достигала своего максимума. Из сравнения кривых для разрезных дужек с исходным профилем Р-II и

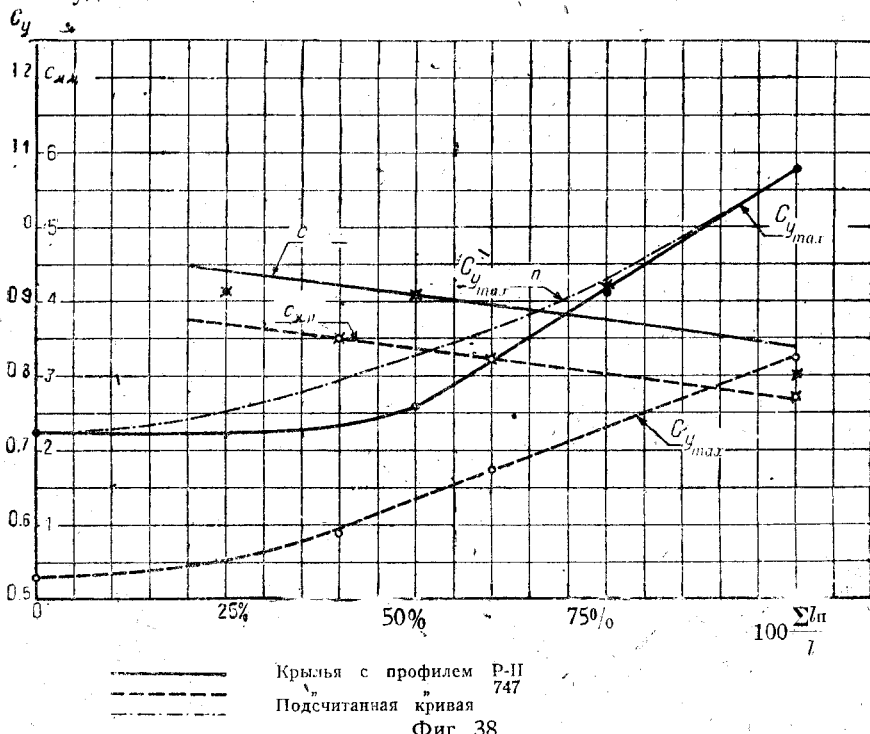


фиг. 37. Сравнительная диаграмма кривых  $C_{yp}$  и  $C_y$  для дужки Р-II-b-3.  
Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4.5$ ,  $c = 4.5$  мм.

дужек с исходным профилем 747 видно, что уменьшение значений  $C_{y\max}$  с уменьшением длины предкрылков для последних дужек более следует прямой пропорциональности, чем для первых. Это показывает, что увеличение максимальной подъемной силы дужки с двумя предкрылками против максимальной подъемной силы неразрезной дужки зависит от формы исходного профиля. Указанная зависимость объясняется тем, что подъемная сила дужки с двумя предкрылками равняется сумме подъемных сил разрезной ее части и неразрезной, а при больших углах атаки

интенсивность уменьшения подъемной силы неразрезной части в полной мере зависит от ее профиля. Отсюда и следует, что увеличение максимальной подъемной силы разрезной дужки с двумя предкрылками по сравнению с неразрезной дужкой при всех прочих равных условиях будет тем больше, чем медленнее после максимума убывает подъемная сила исходного профиля. Последнее, как будет видно из дальнейших чертежей, как раз и имеет место у профиля 747.

На фиг. 39, 40, 41 и 42 приведены результаты испытаний на  $C_x$  дужек Р-II-b, Р-II-b-1, Р-II-b-2 и Р-II-b-3 при наивыгоднейших координатах  $c$ , сведенные в полярные диаграммы, и результаты испытаний этих же дужек на  $C_m^1$ , за исключением дужки Р-II-b-3, испытания которой на  $C_m$  оказались ошибочными, причем повторить их не удалось.

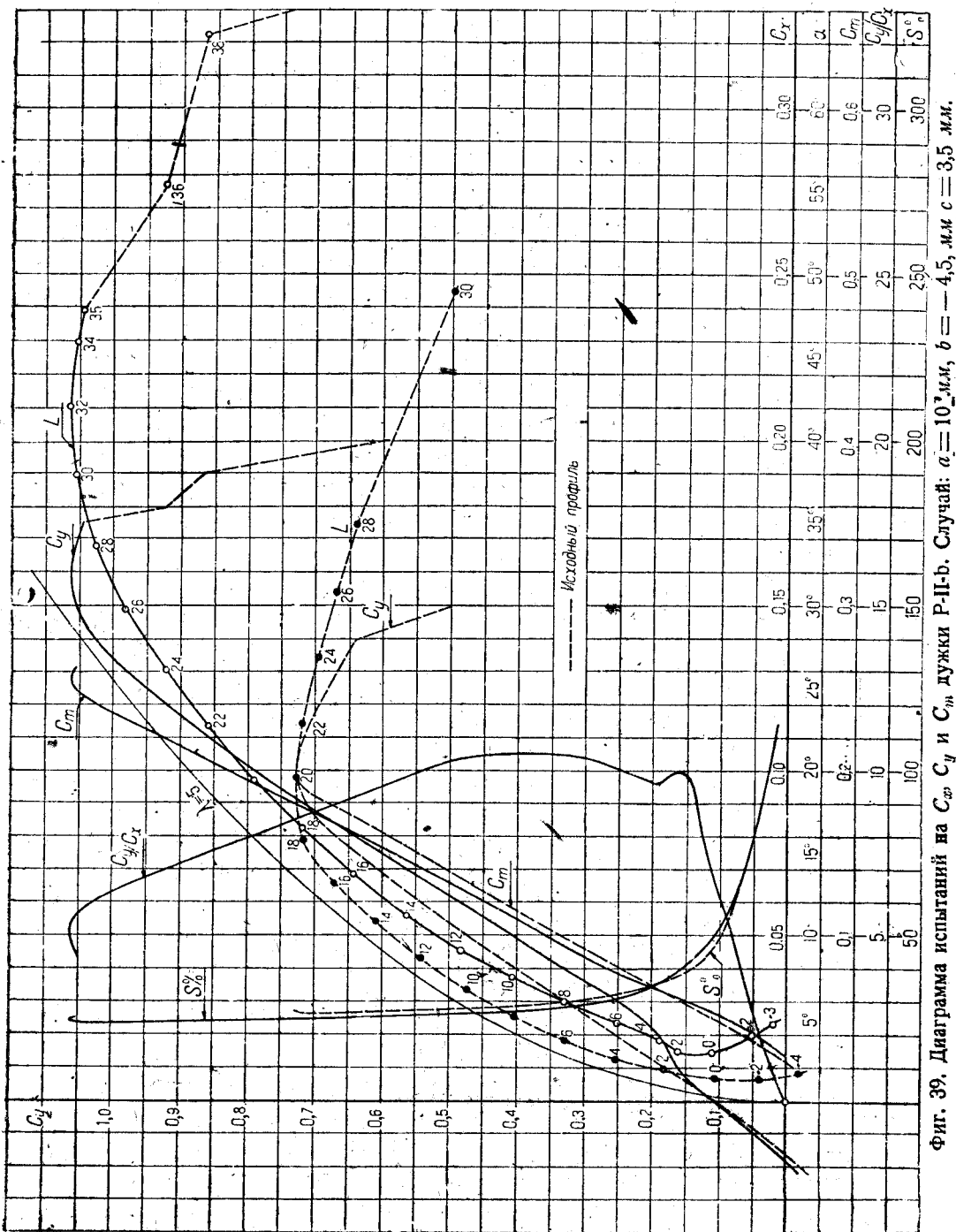


Зависимость  $C_{y_{max}}$  и величины наивыгоднейшей координаты  $c$  от общей длины предкрылков.

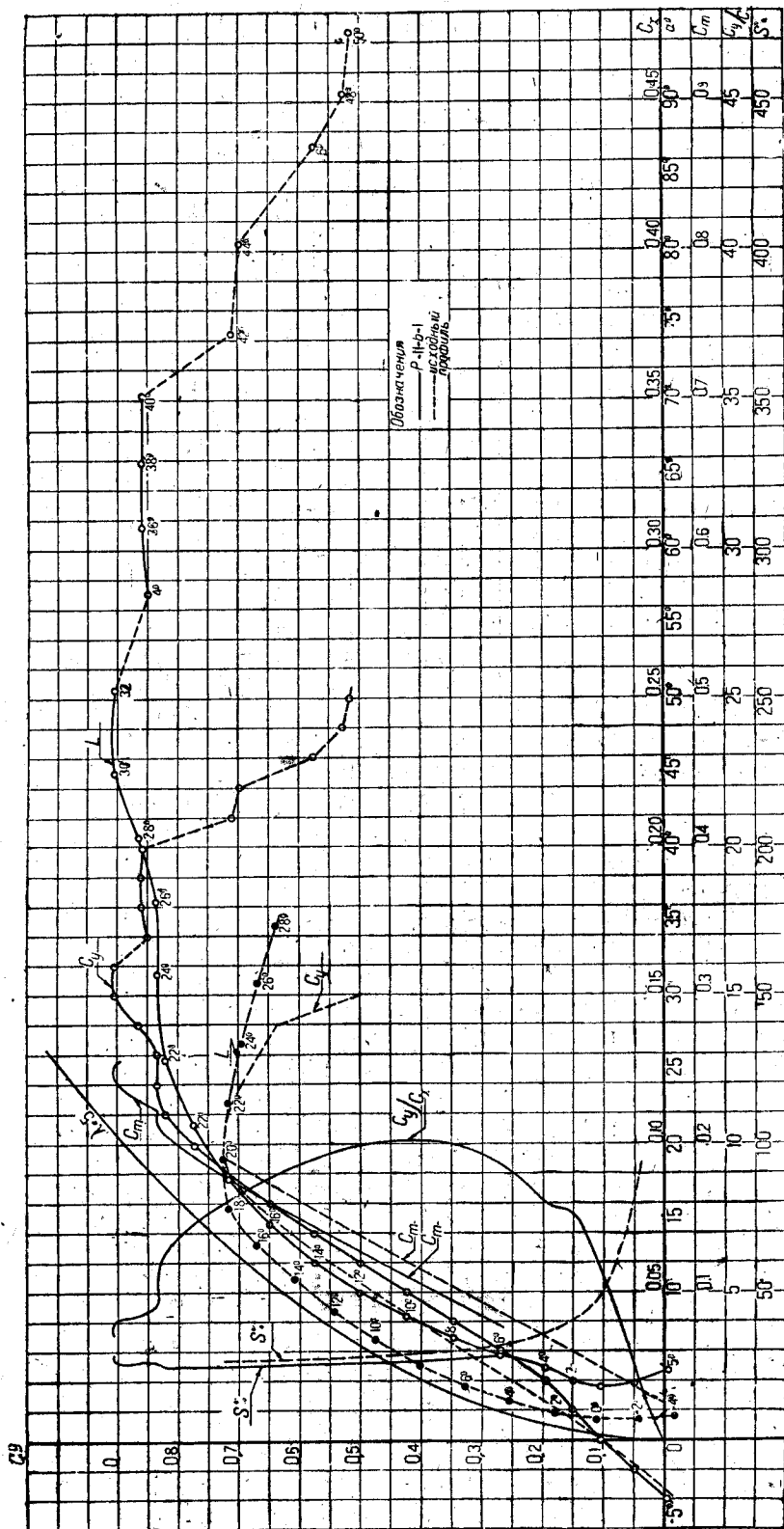
Диаграмма испытаний дужки Р-II-b дана для случая  $c=3,5$  мм, хотя наибольшей подъемной силы эта дужка при координатах  $a=10$  мм и  $b=-4,5$  мм достигала при координате  $c$ , равной 3 мм. Такая замена вызвана тем, что подъемная сила дужки Р-II-b при координатах  $a=10$  мм,  $b=-4,5$  мм и  $c=3$  мм, дойдя до своего максимума, вследствие срыва потока с верхней поверхности тотчас же резко уменьшается (фиг. 31), при координате же  $c=3,5$  мм максимальная подъемная сила немного меньше ( $C_{y_{max}}=1,06$  вместо  $C_{y_{max}}=1,075$  при  $c=3$  мм), но срыв потока в этом случае наступает лишь через три градуса после максимума. Из рассмотрения фиг. 39, на которой, кроме данных разрезной дужки приведены и результаты испытаний исходного профиля, видно, что наличие предкрылка при малых углах атаки чрезвычайно увеличивает коэффициент профильного сопротивления, местами увеличение коэффициента профильного сопротивления доходит до трехкратной и большей величины первоначального. Максимальное качество разрезной дужки равняется 10,5

<sup>1</sup> На  $C_m$  дужки испытывались относительно оси, проходящей через точку пересечения хорды профиля с передней кромкой предкрылка в его примкнутом положении.

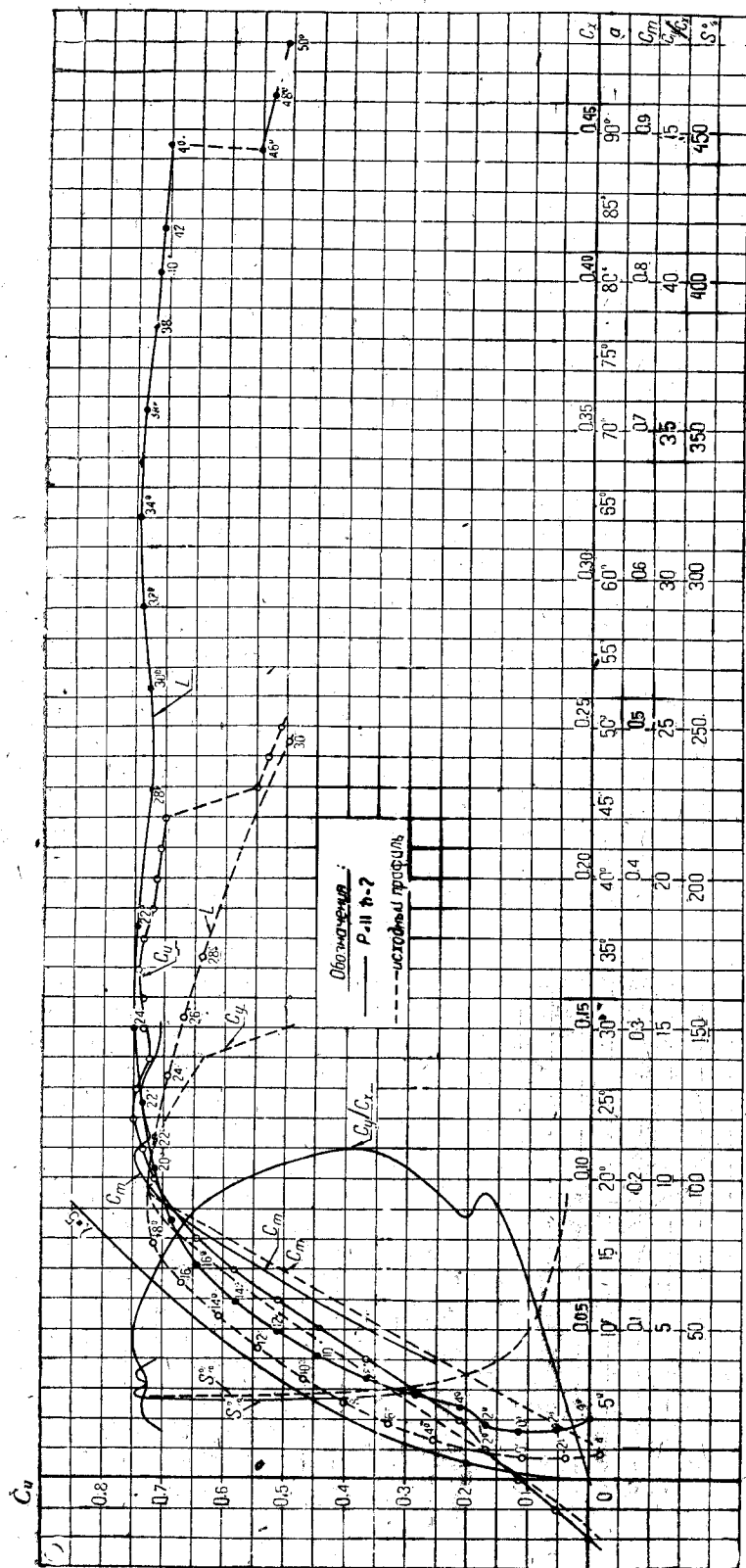
против 20 у исходного профиля. Значительным увеличением профильного сопротивления и объясняется почти полное отсутствие самолетов с жестко закрепленным предкрылком рассматриваемого типа. Почти все существующие самолеты с



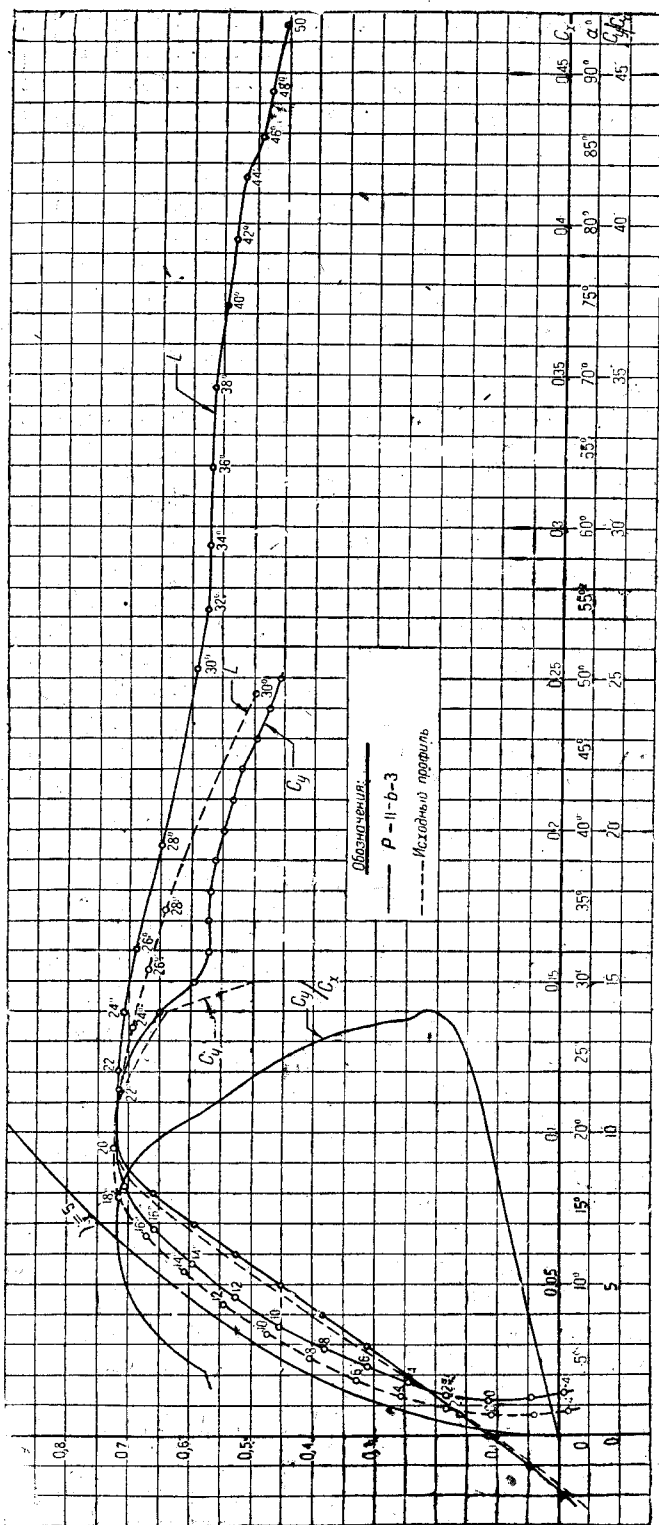
Фиг. 39. Диаграмма испытаний на  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C_m$  дужки Р-П-В. Случай:  $a = 10^2$  мм,  $b = -4,5$  мм с  $3,5$  мм.



Фиг. 40.  
 Диаграмма испытаний на  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C_z$  дужки Р-II-b-1. Случай:  $a = 10 \text{ мм}$ ,  $b = 4,5 \text{ мм}$ ,  $c = 4,5 \text{ мм}$ .



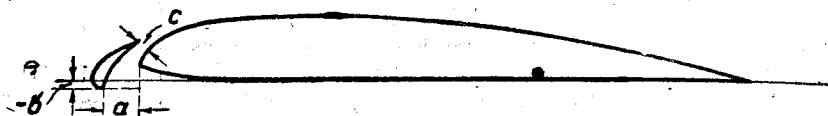
Фиг. 41  
 Диаграмма испытаний на  $C_x$ ,  $C_y$  и  $C_m$  дужки Р-11-В-2. Случай:  $a = 10$  мм,  $b = 4,5$  мм,  $c = 4,5$  мм.



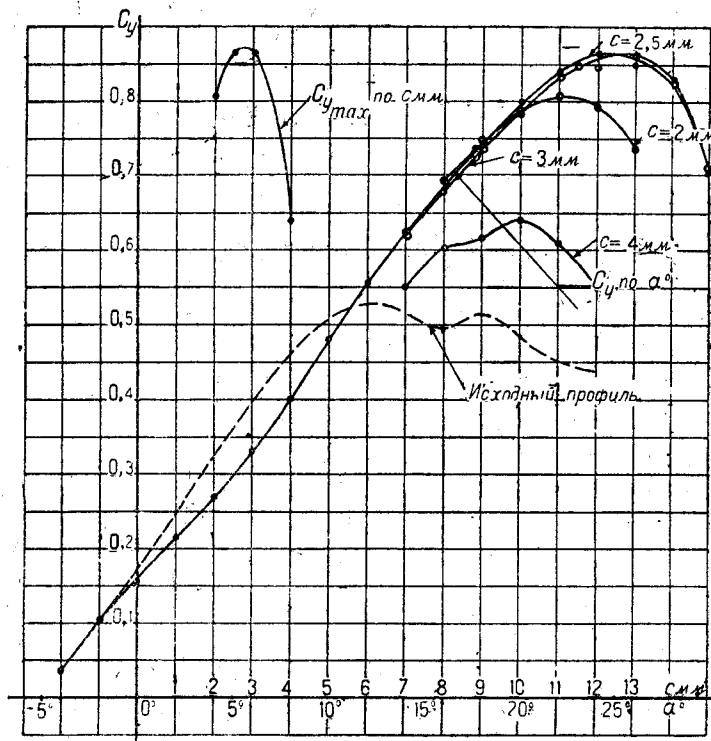
Фиг. 42.  
 Диаграмма испытаний на  $C_u$  и  $C_y$  дужки P-11-б-3. Случай:  $a = 110$  мм,  $b = 45$  мм,  $c = 45$  мм.



такими предкрылками, расположенными вдоль всего размаха крыла, предусматривают плотное примыкание предкрылка к основной части крыла при малых углах атаки, и лишь на больших углах атаки предкрылок отодвигается или автоматически, или по желанию летчика с помощью специального механизма управления. Этим путем избавляются от вредного сопротивления, вызываемого предкрылком<sup>1</sup>.



Фиг. 43.  
Профиль дужки № 766 и обозначения координат предкрылка.



Фиг. 44.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки № 766.  
Случай:  $a = 8$  мм,  $b = 0$ .

Итак, из рассмотрения диаграмм мы видим, что в отличие от закрылка предкрылок улучшает аэродинамические свойства крыла лишь при больших углах атаки. Но даже если мы будем сравнивать профильное сопротивление крыла с предкрылком

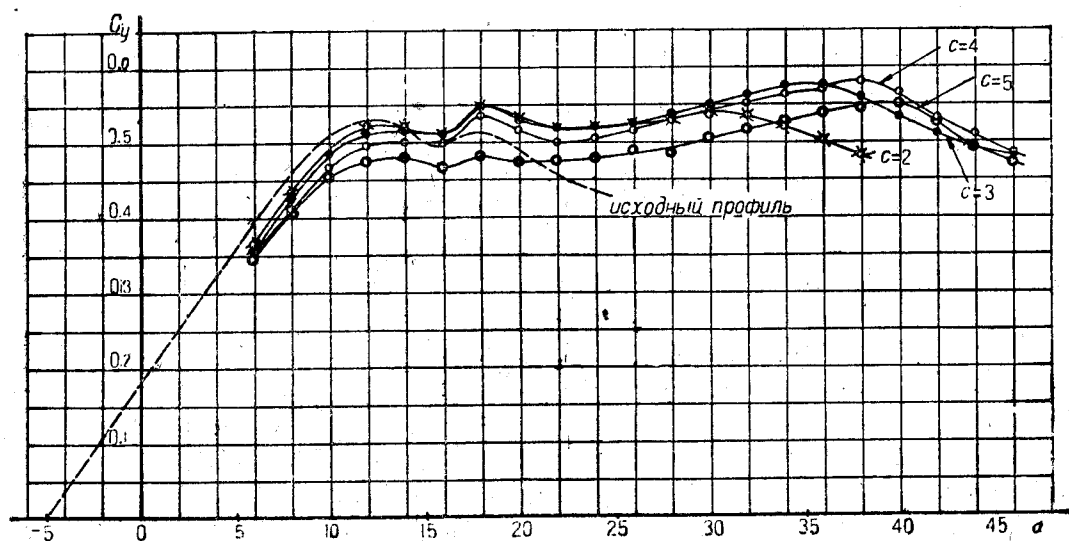
<sup>1</sup> Вывод о значительном увеличении коэффициента профильного сопротивления разрезного крыла с предкрылками при открытой щели сделан на основании испытаний в аэродинамической трубе с моделями малого масштаба.

Ввиду весьма незначительной хорды предкрылков этих моделей увеличение коэффициента  $C_p$  может быть отнесено к масштабному эффекту.

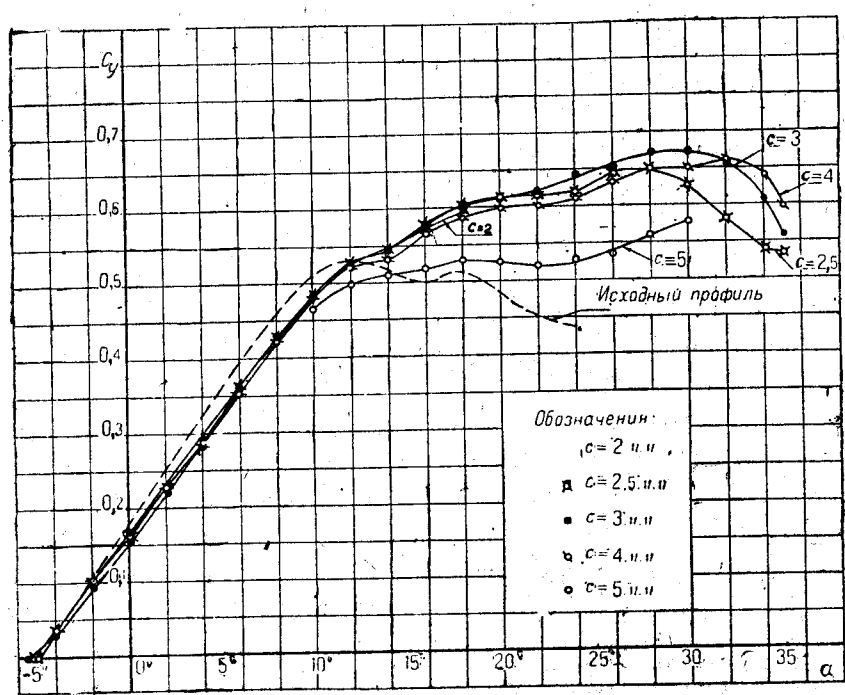
В натуре, повидимому, увеличение сопротивления будет значительно меньшим.

В виде подтверждения этого можно привести данные летных испытаний одного из самолетов ЦАГИ, максимальная скорость которого при открытии предкрылков уменьшалась лишь на 4 км/час, несмотря на то, что длина каждого предкрылка равнялась 30% от размаха.

данного типа и крыла с закрылком при больших коэффициентах  $C_y$ , то и тут преимущества безусловно будут на стороне крыла с закрылком. Действительно, в то время как коэффициент профильного сопротивления дужки Р-II-а (фиг. 6) при осуществлении полета по огибающей поляр Лилиентала на участке от  $C_y = 0,7$  до  $C_y = 1,0$  равен в

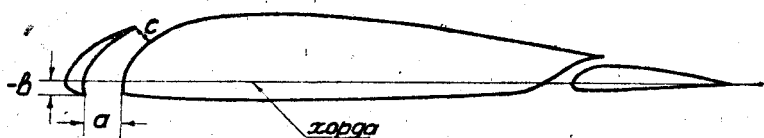


Фиг. 45.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки № 807.  
Случай:  $a = 8$  мм,  $b = 0$ .

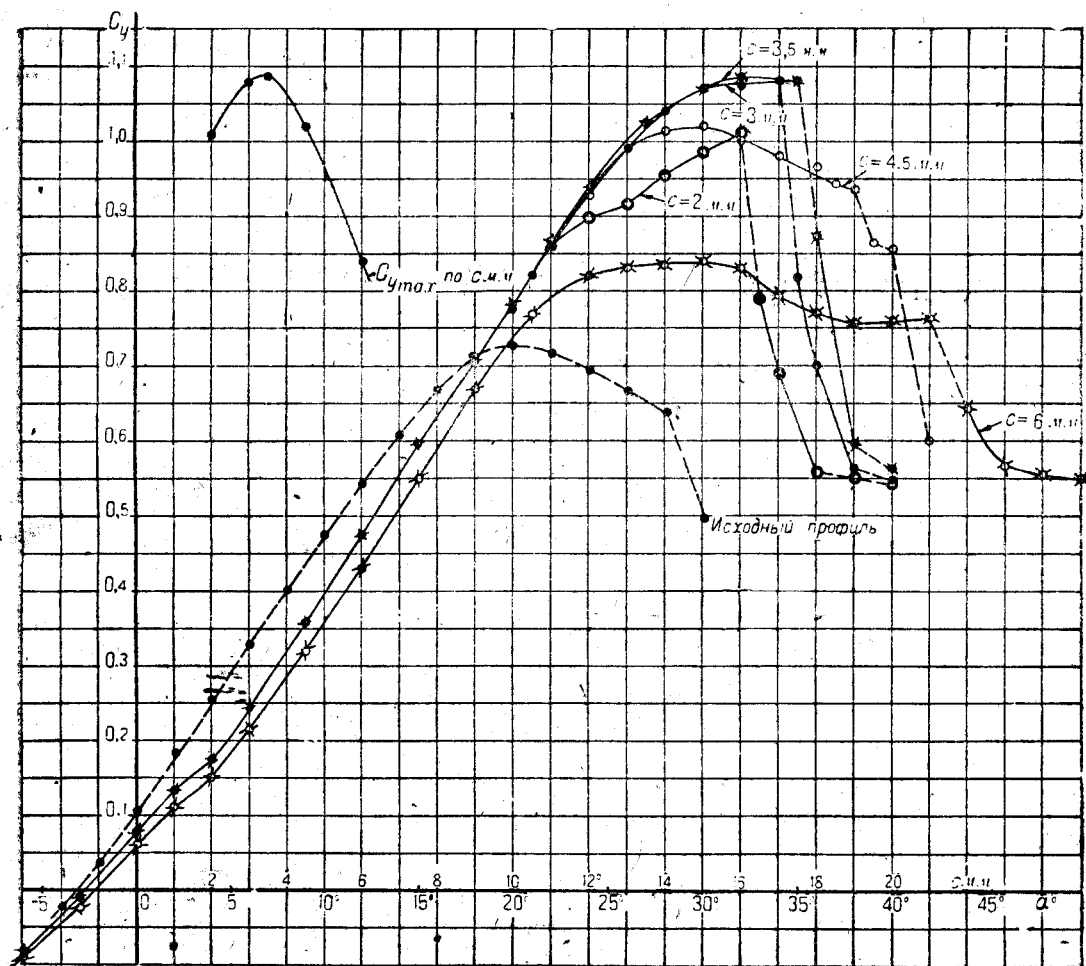


Фиг. 46.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки № 807а.  
Случай:  $a = 8$  мм,  $b = 0$ .

среднем 0,005, коэффициент  $C_p$  дужки Р-II-с на этом же участке равен в среднем 0,022, т. е. в четыре с лишним раза больше. Коэффициент  $C_p$  исходного профиля Р-II на летных углах так же в среднем равняется 0,005, и поэтому у самолета даже с очень



Фиг. 47.  
Профиль дужки Р-II-с и обозначение координат предкрылка.

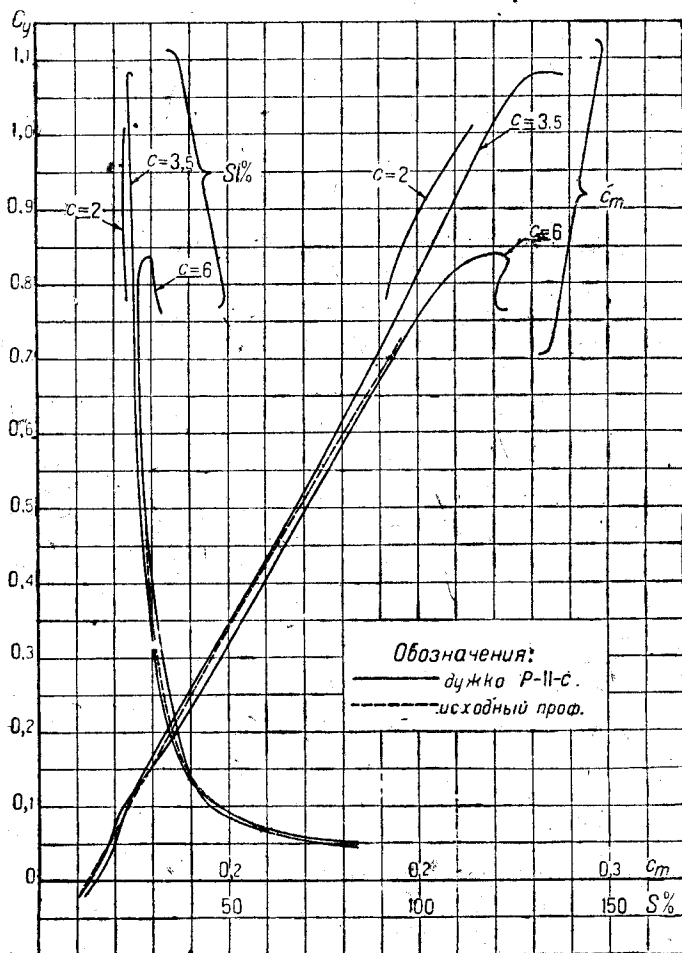


Фиг. 48.  
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-с.  
Случай:  $a = 10$  м.м.,  $b = -4,5$  м.м.,  $\beta = 0^\circ$ .

большим относительным размахом крыла и одним предкрылком вряд ли можно ожидать, по сравнению с этим же самолетом с простым крылом, улучшения летных свойств, связанных с экономическим режимом. Это относится, конечно, лишь к случаю, если улучшение данного режима достигается именно за счет установки неподвижного предкрылка. Самолет, предкрылок которого лишь отодвигается при посадке, будет

иметь большой посадочный  $C_y$ , за счет которого можно, например, уменьшить площадь крыла и в конце концов добиться улучшения некоторых режимов полета, но полет на этих режимах будет совершаться при закрытой щели, т. е. при примкнутом предкрылке.

Уменьшение общей длины предкрылков, как это видно из рассмотрения фиг. 40, 41 и 42, весьма мало сказывается на уменьшении коэффициента  $C_p$ ; для дужки Р-II-b-1 даже наоборот: коэффициент  $C_p$  при данных  $C_y$  несколько больше, чем у дужки Р-II-b. Это видно также из значений максимального качества. Тогда как максимальное качество дужки Р-II-b равняется 10,5, максимальные качества дужек Р-II-b-1, Р-II-b-2 и

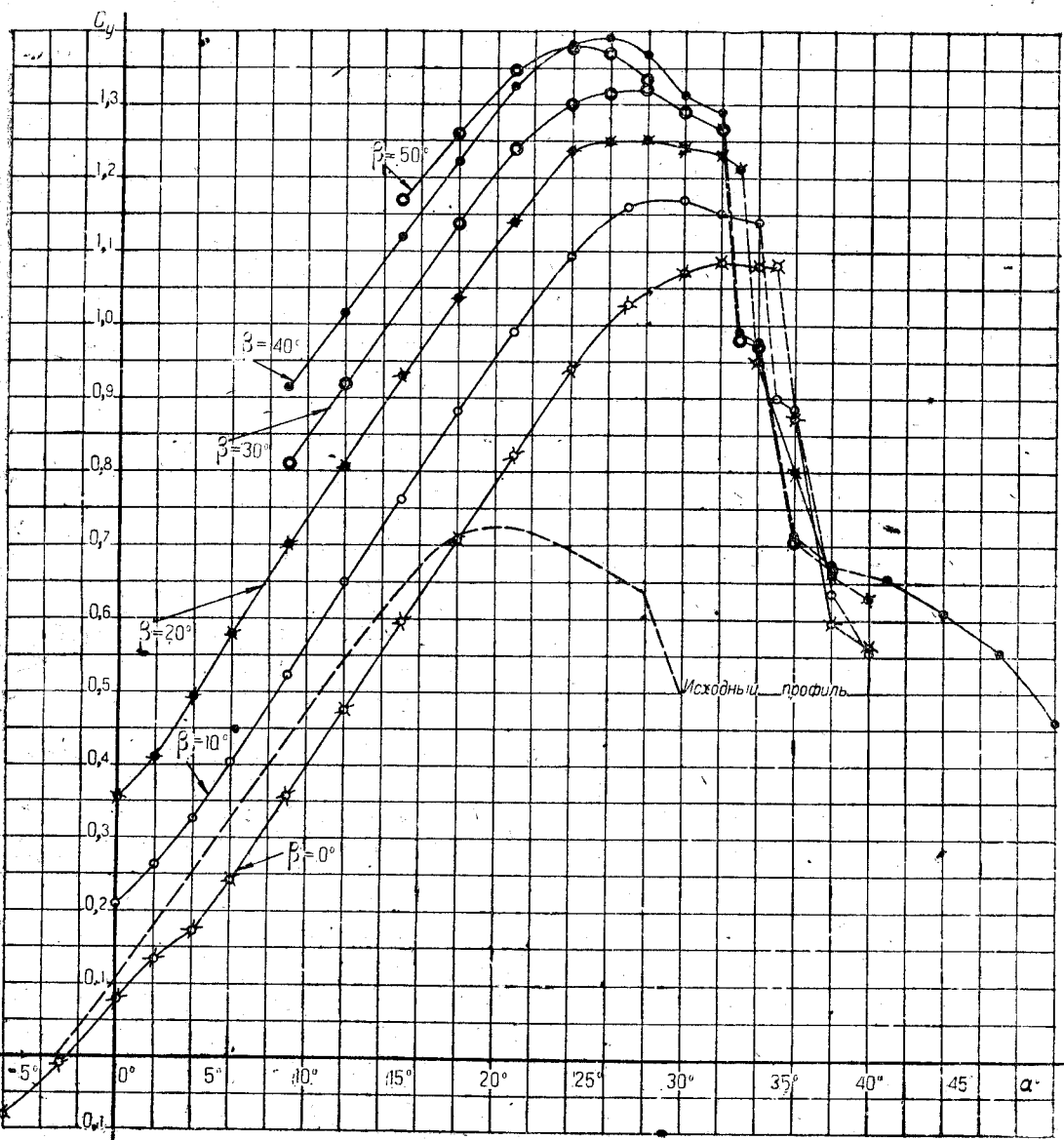


Фиг. 49.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S^0_0$  по дужке Р-II-с.  
Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм,  $\beta = 0^\circ$ .

Р-II-b-3 равны соответственно 10; 11,1 и 14. Выше уже было отмечено, что с уменьшением до некоторого предела общей длины предкрылков отодвигается к большим углам атаки резкое падение подъемной силы, и значения  $C_y$  при углах атаки; больших  $\alpha_{\text{пос}}$  исходного профиля, или медленно возрастают, или сохраняют, примерно, постоянное значение. Рассмотрение поляра Лилиентала показывает, что коэффициент  $C_x$  при этом непрерывно увеличивается и, следовательно, летчик может смело перетянуть машину перед аэродромом и быстро погасить скорость самолета. Опасность

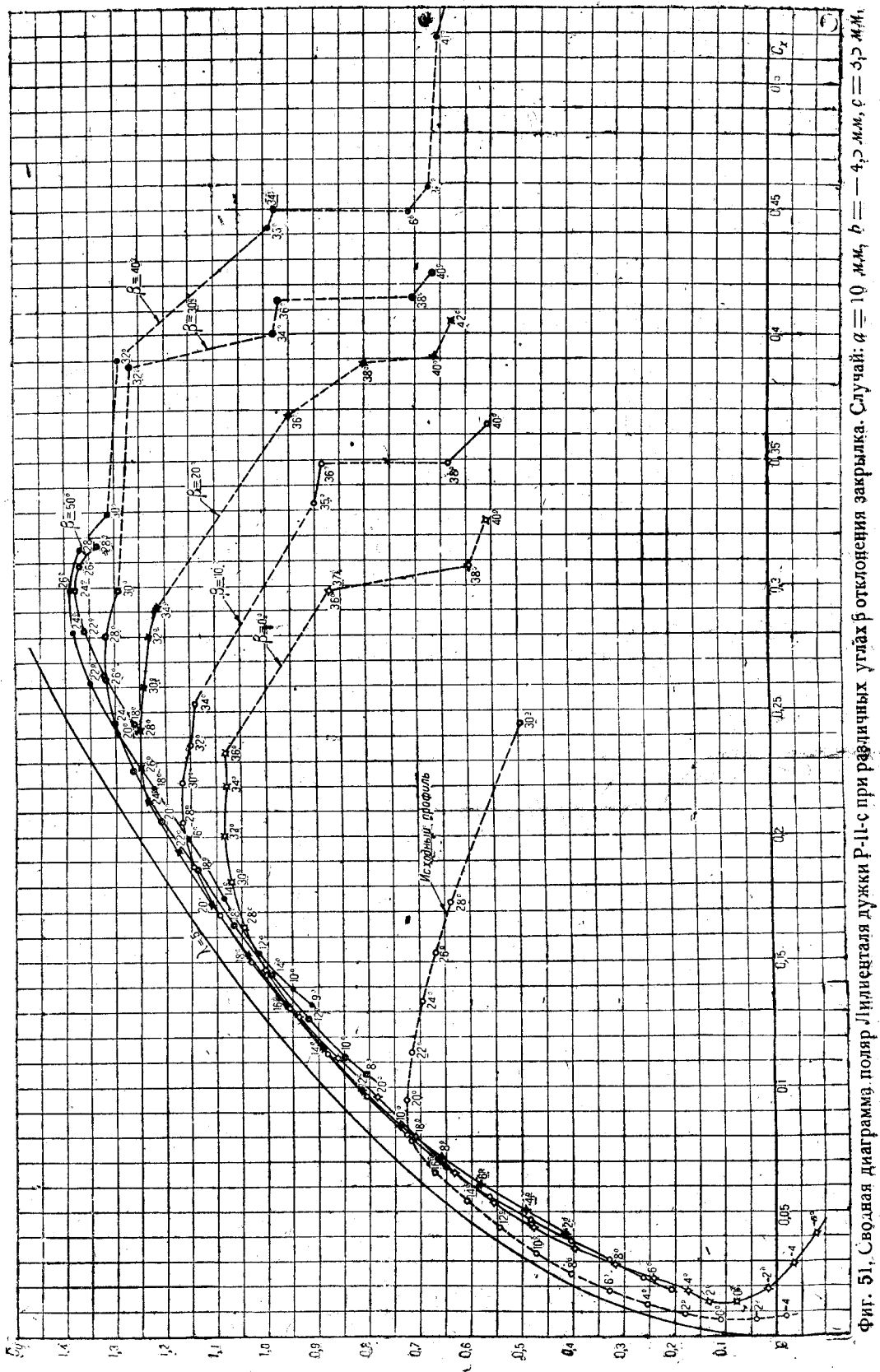
входа в штопор при этом по сравнению с самолетом, имеющим обычное крыло, намного уменьшается, так как вследствие еще возрастающей подъемной силы концов крыльев, против которых находятся предкрылки, поперечная устойчивость машины сохраняется. Приведенные полярные диаграммы показывают, также, что в случае необходимости планировать под очень большим углом наклона траектории самолет с предкрылками будет планировать с меньшей скоростью.



Фиг. 50

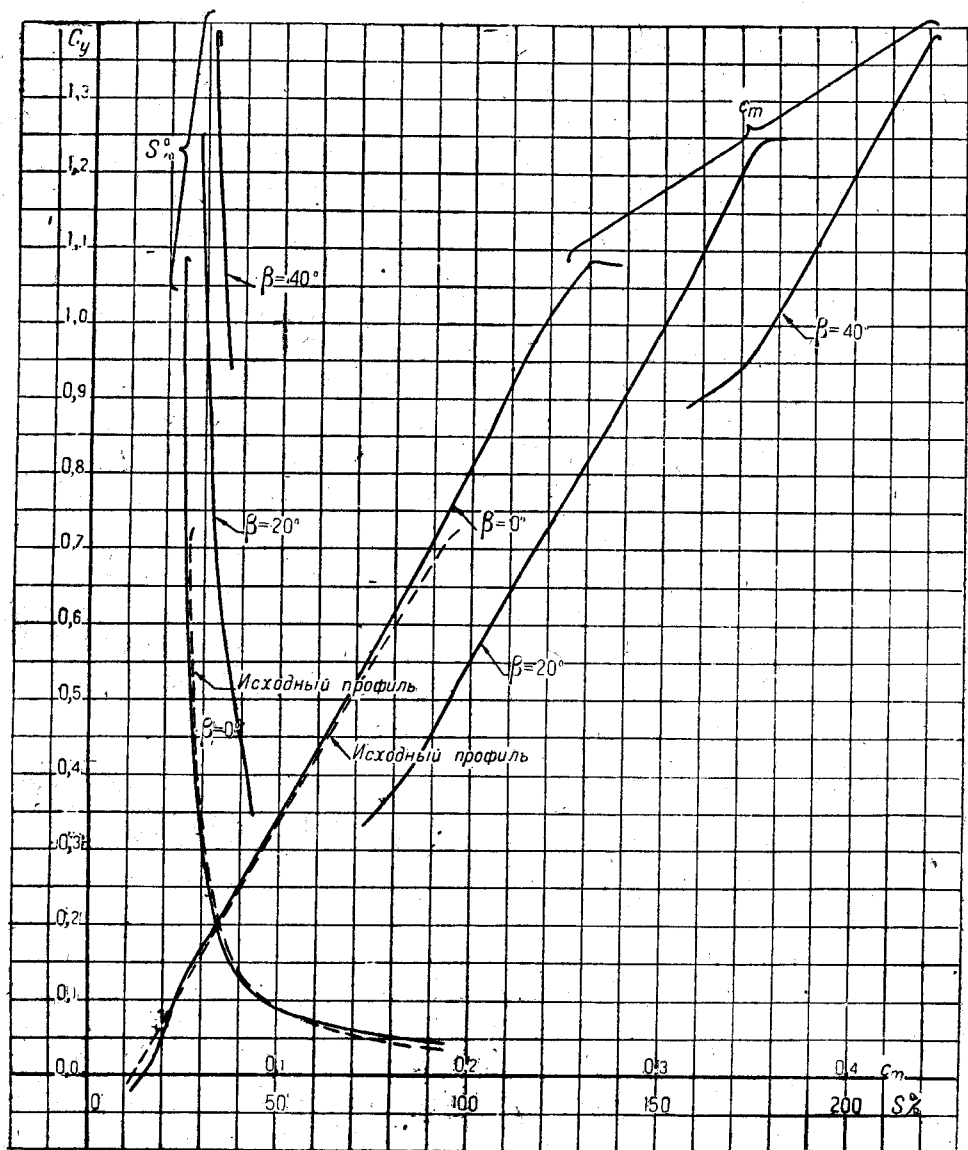
Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-с при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка.  
Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм,  $c = 3,5$  мм.

Результаты испытаний на  $C_m$ , приведенные на фиг. 39, 40 и 41, и нанесенные на этих же чертежах кривые  $S\%$  перемещения центра давления в процентах от хорды показывают, что наличие перед основной частью крыла предкрылков, общей



Фиг. 51. Сводная диаграмма поляра инерциента дуги Р-II-с при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка. Случай.  $a = 10$  мм,  $b = -4,7$  мм,  $c = 3,2$  мм.

длиной, не меньшей полуразмаха, перемещает центр давления почти на всех летных углах (за исключением малых углов) к передней кромке крыла в среднем на 1,5—2% от хорды. Если же сравнивать нормальный полет с прижатым предкрылком при  $C_y = 0,2$  с посадкой при  $C_y = 1,0$  (фиг. 31, дужка Р-II-в), то центр давления перемещается к передней кромке такого крыла на 11% от хорды. Заметим, однако, что приведенных цифр в отношении перемещения центра давления обобщать на прямоугольные



Фиг. 52.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления  $S\%$  по дужке Р-II-с при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка.  
Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм,  $c = 3,5$  мм.

крылья с другим исходным профилем или другими предкрылками и их положениями относительно основной части крыла ни в коем случае нельзя, так как от всех упомянутых факторов будет зависеть степень перемещения центра давления.

В виде дополнения к результатам испытаний дужек с предкрылками с исходным профилем Р-II приведены результаты испытаний на  $C_x$  трех разрезных дужек с предкрылками, исходным профилем которых служил профиль 747. На фиг. 43 дан чертеж профиля разрезной части этих дужек (профиль 766). Примкнутое положение предкрылка дает очертание исходного профиля 747. Координаты профиля 747 и профиля разрезного приведены в табл. 5 и 6. Хорда предкрылка равнялась 10% от хорды совокупного профиля.

Таблица 5

Координаты профиля 747 в миллиметрах

| Абсцисса | Ордината верхняя | Ордината нижняя | Абсцисса | Ордината верхняя | Ордината нижняя |
|----------|------------------|-----------------|----------|------------------|-----------------|
| 0,00     | 5,33             | 5,33            | 25,00    | 14,93            | 0,04            |
| 1,67     | 7,78             | 4,15            | 30,00    | 15,30            | 0,00            |
| 3,34     | 9,06             | 3,32            | 45,00    | 15,70            | 0,00            |
| 5,00     | 10,05            | 2,66            | 60,00    | 15,43            | 0,00            |
| 7,50     | 11,18            | 1,88            | 75,00    | 14,27            | 0,00            |
| 10,00    | 12,10            | 1,30            | 90,00    | 12,53            |                 |
| 12,50    | 12,85            | 0,86            | 105,00   | 10,18            |                 |
| 15,00    | 13,47            | 0,55            | 120,0    | 7,30             |                 |
| 20,00    | 14,42            | 0,20            | 135,0    | 3,85             |                 |
|          |                  |                 | 150,0    | 0,00             |                 |

Таблица 6

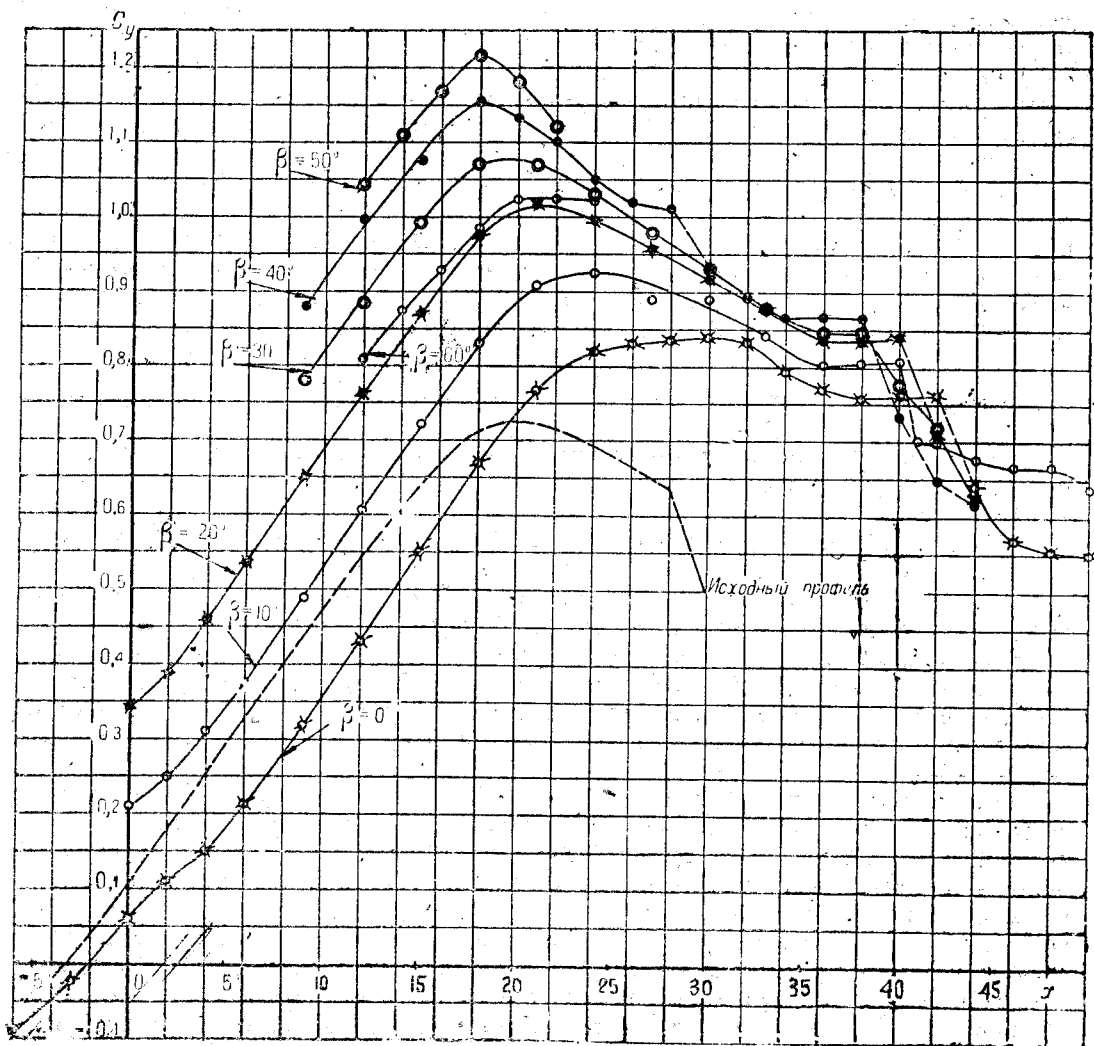
Координаты профиля 766 в миллиметрах

| Предкрылок <sup>1</sup> |                  |                 |                 | Основная часть   |                  |                 |                 |
|-------------------------|------------------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|-----------------|-----------------|
| Абсцисса верхняя        | Ордината верхняя | Абсцисса нижняя | Ордината нижняя | Абсцисса верхняя | Ордината верхняя | Абсцисса нижняя | Ордината нижняя |
| 0,00                    | 5,33             | 0,00            | 5,33            | 0,00             | 3,55             | 0,00            | 3,55            |
| 1,67                    | 7,78             | 1,67            | 4,15            | 0,25             | 4,70             | 0,59            | 3,32            |
| 3,34                    | 9,06             | 2,75            | 3,55            | 0,75             | 5,95             | 2,25            | 2,66            |
| 5,00                    | 10,06            | 3,00            | 4,70            | 1,25             | 6,75             | 4,75            | 1,88            |
| 7,50                    | 11,18            | 3,50            | 5,95            | 1,75             | 7,45             | 7,25            | 1,30            |
| 10,00                   | 12,10            | 4,00            | 6,75            | 2,25             | 8,00             | 9,75            | 0,85            |
| 12,50                   | 12,80            | 4,50            | 7,45            | 3,25             | 9,00             | 12,25           | 0,55            |
| 13,00                   | 12,80            | 5,00            | 8,00            | 4,25             | 9,85             | 17,25           | 0,20            |
|                         |                  | 6,00            | 9,00            | 5,75             | 10,80            | 22,25           | 0,04            |
|                         |                  | 7,00            | 9,85            | 7,25             | 11,60            | 27,25           | 0,00            |
|                         |                  | 8,50            | 10,80           | 8,75             | 12,20            | 42,25           | 0,00            |
|                         |                  | 10,00           | 11,60           | 10,25            | 12,80            | 47,25           | 0,00            |
|                         |                  | 11,50           | 12,20           | 12,25            | 13,47            | 72,25           | 0,00            |
|                         |                  | 13,00           | 12,80           | 17,25            | 14,42            | 87,25           | 0,00            |
|                         |                  |                 |                 | 22,25            | 14,93            | 102,25          | 0,00            |
|                         |                  |                 |                 | 27,25            | 15,30            | 117,25          | 0,00            |
|                         |                  |                 |                 | 42,25            | 15,70            | 132,25          | 0,00            |
|                         |                  |                 |                 | 57,25            | 15,43            | 147,25          | 0,00            |
|                         |                  |                 |                 | 72,25            | 14,27            |                 |                 |
|                         |                  |                 |                 | 87,25            | 12,53            |                 |                 |
|                         |                  |                 |                 | 102,25           | 10,18            |                 |                 |
|                         |                  |                 |                 | 117,25           | 7,30             |                 |                 |
|                         |                  |                 |                 | 132,25           | 3,85             |                 |                 |
|                         |                  |                 |                 | 147,25           | 0,00             |                 |                 |

<sup>1</sup> За ось абсцисс взята практическая хорда совокупного профиля.



На фиг. 44, 45 и 46 приведены диаграммы испытаний на  $C_y$  дужек 766, 807 и 807а. Предкрылок дужки 766 был расположен вдоль всего размаха. Результаты ее испытаний на  $C_y$  при координатах  $a = 8$  мм и  $b = 0$  приведены на фиг. 44. Из диаграммы видно уже вышеупомянутое значительное влияние координаты  $c$  на  $C_{y\max}$  при заданных координатах  $a$  и  $b$ . Пунктиром нанесена кривая  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  исходного профиля. На фиг. 45 и 46 даны результаты испытаний на  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  дужек 807 и



Фиг. 53.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_y$  дужки Р-II-с при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка.  
Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм,  $c = 6$  мм.

807а с двумя предкрылками при координатах  $a = 10$  мм,  $b = 0$  и варьируемой координате  $c$ . Длина каждого из предкрылков дужки 807 равнялась 20% от размаха, а длина каждого предкрылка дужки 807а равнялась 30% от размаха. От концов крыла предкрылки были сдвинуты на расстояния 37,5 мм при размахе всей дужке  $l = 750$  мм. Рассмотрение диаграмм испытаний и сравнение их с диаграммами испытаний дужек Р-II-b, Р-II-b-1, Р-II-b-2, и Р-II-b-3 показывает на значительное влияние исходного профиля на течение кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  за максимумом как для дужки с предкрылком вдоль всего размаха, так и для дужек с двумя предкрылками.

4. Влияние длины закрылка.

Кривые  $C_y$  у всех дужек в отличие от таковых для дужек с исходным профилем Р-II идут весьма плавно и никакого срыва не наблюдается. Как уже было упомянуто, этот срыв определяется, главным образом, очертанием исходного профиля: чем при больших углах атаки поток срывается с исходного профиля, тем при прочих равных условиях (например, положения предкрылка) при больших углах он срывается и с крыла разрезного.

Подчеркивая влияние положения предкрылка на срыв потока, мы обращаем внимание на одно из преимуществ крыла с предкрылком, а именно на возможность устранения резкого уменьшения подъемной силы крыла за посадочным углом атаки. Рационально выбирая размеры предкрылка и его положение, можно вместе с некоторым увеличением максимального коэффициента подъемной силы привести крыло, обладающее срывом потока, к крылу с весьма плавно убывающей подъемной силой на углах, превышающих посадочный.

Действительно, в то время как у дужки Р-II на углах  $\alpha = 28 - 30^\circ$  происходит срыв потока и падение коэффициента подъемной силы до  $C_y = 0,5$ , у дужки Р-II-b-1 при  $a = 10$  мм,  $b = -4,5$  мм и  $c = 6$  мм (фиг. 32) до  $\alpha = 50^\circ$  никакого срыва не наблюдается. Последнее показывает, что добавление предкрылков к крылу самолета может машину, проваливающуюся при перетягивании (например в случае неумелой посадки), привести к машине в этом отношении совершенно безопасной.

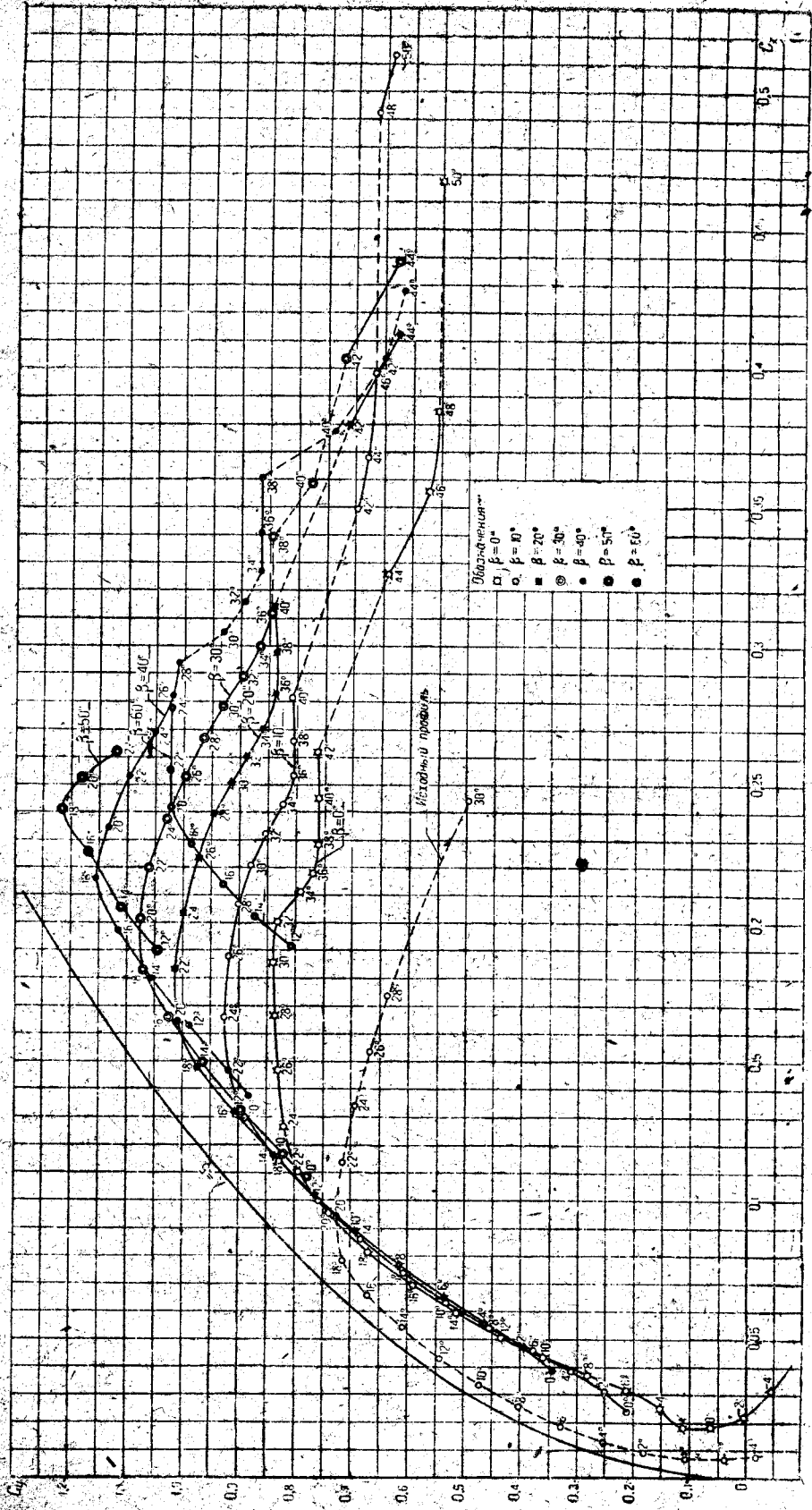
### Испытания на $C_y$ , $C_x$ и $C_m$ дужки Р-II-с с предкрылком и закрылком

За исходный профиль дужки с предкрылком и закрылком был взят профиль Р-II (фиг. 1 и 2), который служил также исходным профилем для дужек Р-II-а и Р-II-б.

На фиг. 47 дан чертеж разрезного профиля Р-II-с и обозначения координат предкрылка. Координаты этого профиля приведены в табл. 7. Закрылок, щель перед ним и линия прореза, образующая предкрылок, были точно такими же, как у закрылка профиля Р-II-а и предкрылка профиля Р-II-б. Как закрылок дужки Р-II-с, так и предкрылок ее были расположены вдоль всего размаха. Испытания проводились при постоянных координатах  $a = 10$  мм и  $b = -4,5$  мм; координата  $c$  и угол  $\beta^\circ$  отклонения закрылка менялись. Координаты  $a = 10$  мм и  $b = -4,5$  мм были выбраны с целью сравнения результатов испытаний дужки Р-II-с с результатами испытаний дужки Р-II-б.

Результаты испытаний дужки Р-II-с на  $C_y$  при нулевом угле  $\beta^\circ$  отклонения закрылка и варьируемой координате  $c$  приведены на фиг. 48. Сравнение этой диаграммы с аналогичной для дужки Р-II-б (фиг. 31) показывает, что наличие закрылка в нулевом положении почти не сказывается на величине коэффициентов  $C_{y_{\max}}$  и на характере кривых  $C_y$  по  $\alpha^\circ$ . Также, как и у дужки с одним предкрылком, координата  $c$  влияет на величину  $C_{y_{\max}}$  и на срыв потока с верхней поверхности; наивыгоднейшая координата  $c$  равна 3,5 мм в отличие от ее значения  $c = 3$  мм у дужки Р-II-б и самая величина наибольшего из всех значений  $C_{y_{\max}}$  равна 1,09, что немногим больше соответствующего значения для дужки с одним предкрылком.

Результаты испытаний на  $C_x$  этой дужки при  $\beta = 0^\circ$  нами не приводятся, так как в основном они ничем не отличаются от испытаний на  $C_x$  дужки Р-II-б. На фиг. 49 приведены результаты испытаний на  $C_m$  дужки Р-II-с при  $\beta = 0^\circ$  и координатах  $c = 2$ ; 3,5 и 6 мм. Пунктиром нанесена кривая  $C_m$  для исходного профиля. Из рассмотрения диаграммы и сравнения ее с соответствующей диаграммой для дужки Р-II-б (фиг. 39) видно, что при  $c = 3,5$  мм как кривые  $C_m$ , так и кривые перемещения центра давления почти полностью совпадают. Изменение координаты  $c$  сказывается на положении центра давления: при ее уменьшении центр давления перемещается к передней кромке дужки, а при ее увеличении он, наоборот, отодвигается назад. Таким образом, мы видим, что прорез у задней кромке дужки (если закрылок не отклонен) никаких существенных изменений в коэффициентах  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  дужки с предкрылком не вносит.



Фиг. 54.

Сводная диаграмма поляр. Липленталя дужки Р-П-с при различных углах β отклонения закрывка. Случай:  $\alpha = 10$  мм,  $\delta 4,5 =$  мм,  $c = 6$  мм.

Таблица 7

Координаты профиля Р-II с в миллиметрах

| Предкрылок |                  |                 | Основная часть |                  |                 | Закрылок  |                  |                 |
|------------|------------------|-----------------|----------------|------------------|-----------------|-----------|------------------|-----------------|
| Аб-сцисса  | Ордината верхняя | Ордината нижняя | Аб-сцисса      | Ордината верхняя | Ордината нижняя | Аб-сцисса | Ордината верхняя | Ордината нижняя |
| 0,0        | 3,7              | 3,7             | 0,0            | 0,0              | 0,0             | 0,0       | 0,0              | 0,0             |
| 0,5        | 5,2              | 1,9             | 0,5            | 2,2              | -3,4            | 1         | 1,7              | -1,55           |
| 1,0        | 5,7              | 0,8             | 2,0            | 4,7              | -3,6            | 2         | 2,65             | -1,60           |
| 1,5        | 5,9              | 0,0             | 3,5            | 6,65             | -3,7            | 3         | 3,2              | -1,65           |
| 2,0        | 6,3              | 0,5             | 6,0            | 9,2              | -3,8            | 4         | 3,4              | -1,6            |
| 3,0        | 6,5              | 1,5             | 7,0            | 10,2             | -3,9            | 5         | 3,8              | -1,6            |
| 4,0        | 6,7              | 2,2             | 10,0           | 11,8             | -4,2            | 7         | 4,0              | -1,6            |
| 5,0        | 6,8              | 2,7             | 11,5           | 12,6             | -4,1            | 10        | 4,2              | -1,4            |
| 6,0        | 6,8              | 3,1             | 13,5           | 13,4             | -4,3            | 15        | 3,8              | -1,2            |
| 7,0        | 6,7              | 3,3             | 15,5           | 14,5             | -4,25           | 20        | 3,2              | -1,1            |
| 8,0        | 6,6              | 3,5             | 20,5           | 15,4             | -4,3            | 25        | 2,4              | -0,7            |
| 9,0        | 6,4              | 3,6             | 25,5           | 16,2             | -4,4            | 30        | 1,4              | -0,4            |
| 10,0       | 6,3              | 3,65            | 35,5           | 16,6             | -4,5            | 35        | 0,7              | -0,2            |
| 11,0       | 6,1              | 3,6             | 45,5           | 16,4             | -4,4            | 37,5      | 0,0              | 0,0             |
| 12,0       | 5,7              | 3,5             | 65,5           | 15,6             | -4,2            |           |                  |                 |
| 13,0       | 5,4              | 3,4             | 75,5           | 14,7             | -3,9            |           |                  |                 |
| 15,0       | 4,6              | 3,1             | 45,5           | 13,3             | -3,6            |           |                  |                 |
| 17,0       | 3,75             | 2,5             | 85,5           | 11,5             | -3,1            |           |                  |                 |
| 19,0       | 2,75             | 1,9             | 95,5           | 9,9              | -1,8            |           |                  |                 |
| 21,0       | 1,6              | 1,1             | 98,5           | 9,4              | -1,2            |           |                  |                 |
| 22,0       | 1,0              | 1,4             | 101,5          | 8,9              | 0,3             |           |                  |                 |
| 23,0       | 0,0              | 0,0             | 104,5          | 8,3              | 2,1             |           |                  |                 |
|            |                  |                 | 107,5          | 7,7              | 4,3             |           |                  |                 |
|            |                  |                 | 110,5          | 7,3              | 5,7             |           |                  |                 |
|            |                  |                 | 112,5          | 6,8              | 6,1             |           |                  |                 |
|            |                  |                 | 114,5          | 6,4              | 6,15            |           |                  |                 |
|            |                  |                 | 115,5          | 6,2              | 6,2             |           |                  |                 |

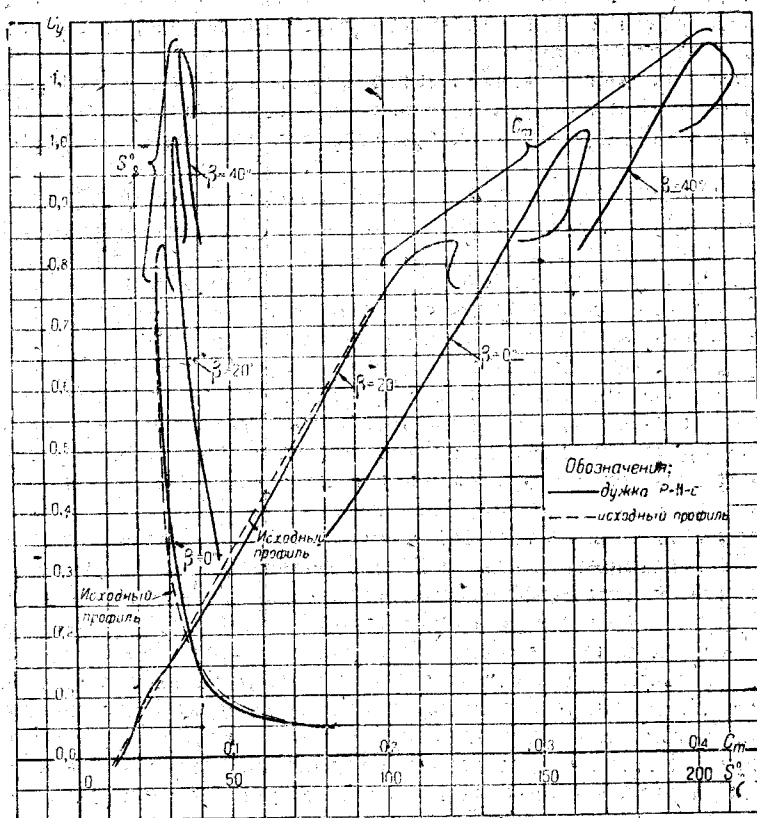
Значительно интереснее разобрать результаты испытаний дужки с предкрылком и закрылком при различных углах отклонения последнего. На фиг. 50 приведены подобные испытания на  $C_y$  при координате  $c = 3,5$  мм. Пунктиром нанесена кривая  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  для исходного профиля. Наибольшее значение  $C_{y\max}$ , равное 1,39, соответствует отклонению закрылка на угол  $\beta = 40^\circ$ . При угле  $\beta = 50^\circ$  значение  $C_{y\max}$  уже меньше. Значение  $C_{y\max} = 1,39$  соответствует увеличению максимального коэффициента подъемной силы на величину 0,66 или на 90%. Сравнение испытаний дужки Р-II-с с испытаниями дужек Р-II-а и Р-II-б и исходной дужки Р-II показывает, что предкрылок перед дужкой с закрылком, закрылок которой отклонен на большой угол, работает значительно менее эффективно, чем перед обычной неразрезной дужкой. Действительно, в то время как добавление предкрылка к исходной дужке увеличивало  $C_{y\max}$  на величину 0,33 (дужки Р-II-б при  $c = 3,5$  мм), добавление предкрылка к дужке Р-II-а с закрылком увеличивало  $C_{y\max}$  только на величину 0,16 ( $C_{y\max} = 1,39$  вместо  $C_{y\max} = 1,23$  у дужки Р-II-а при  $\beta = 40^\circ$ ).

Однако наличие предкрылка перед дужкой с закрылком вызывает другой положительный эффект, а именно, в то время, как у дужки Р-II-а после максимума коэффициент  $C_y$  с увеличением угла атаки весьма быстро убывает, у дужки Р-II-с при  $c = 3,5$  мм срыв потока наступает лишь через шесть градусов после максимума.

Как мы видели выше, у дужки с одним предкрылком  $C_{y\max}$  наступает при весьма больших углах атаки (у дужки Р-II-б при  $\alpha = 32^\circ$ ), что между прочим служит одной

из причин почти полного отсутствия самолетов с крыльями такого типа, так как в этом случае приходится делать очень высокое шасси. Добавление к такой дужке закрылка, как это показывают испытания профиля Р-II-с, значительно увеличивает максимальную подъемную силу ( $C_{y\max} = 1,39$  при  $\beta = 40^\circ$  вместо  $C_{y\max} = 1,06$  у дужки Р-II-б при  $c = 3,5$  мм), а вместе с тем и уменьшает посадочный угол; вместо  $\alpha_{\text{пос}} = 32^\circ$  у дужки Р-II-б, угол  $\alpha_{\text{пос}}$  у дужки Р-II-с при  $\beta = 40^\circ$  равен  $26^\circ$ . Срыв потока с верхней поверхности дужки также наступает через большее число углов после  $\alpha_{\text{пос}}$ .

Испытания на  $C_x$  дужки Р-II-с при  $c = 3,5$  мм и при различных углах  $\beta^\circ$ , сведенные в полярные диаграммы, приведены на фиг. 51. Сравнение фиг. 51 с фиг. 39, на которой дана поляра Лиленталья дужки Р-II-б при  $c = 3,5$  мм, показывает, что про-



Фиг. 55.

Сводная диаграмма испытаний на  $C_m$  и кривые перемещения центра давления по дужке Р-II-с при различных углах  $\beta$  отклонения закрылка. Случай:  $a = 10$  мм,  $b = -45$  мм,  $c = 6$  мм.

фильное сопротивление дужек Р-II-с и Р-II-б при малых  $C_y$  одинаково, при больших же значениях  $C_y$  коэффициент  $C_p$  дужки Р-II-с даже немного меньше, чем у дужки Р-II-б. Обращает на себя внимание незначительное увеличение коэффициента  $C_x$  после резкого уменьшения коэффициента  $C_y$  при углах атаки  $\alpha = 36-38^\circ$ . Такое течение поляра Лиленталья в связи с большим  $C_{y\max}$  нежелательно, так как для штурманских машин оно вызывает большие угловые скорости авторотации.

Испытания на  $C_m$  дужки Р-II-с при координатах  $c = 3,5$  мм и углах  $\beta$ , равных  $0, 20$  и  $40^\circ$ , приведены на фиг. 52. Из рассмотрения диаграммы видно, что благодаря присутствию предкрылка коэффициенты  $C_m$  при данных коэффициентах  $C_y$  меньше, чем у дужки Р-II-а с одним закрылком, вследствие чего и центр давления при отклонении закрылка

на положительный угол перемещается к задней кромке на меньшее расстояние. Если осуществить полет по огибающей поляр Лилиентала, то, как показывают кривые перемещения центра давления, центр давления почти не перемещается. Действительно, при  $\beta = 0^\circ$  и  $C_y = 0,2$  центр давления у дужки Р-II-а (дужка Р-II-а соответствует примкнутому предкрылку у дужки Р-II-с) находится от передней кромки на расстоянии  $3\%$  от хорды, при  $\beta = 40^\circ$  и  $C_{y\max} = 1,35$  (т. е. при посадке) расстояние центра давления от передней кромки равно  $32\%$  от хорды и, следовательно, центр давления перемещается назад лишь на  $2\%$  от хорды. Если же совершать посадку при  $C_y = 1,3$ , то этого значения  $C_y$  дужка Р-II-с достигает и при  $\beta = 30^\circ$ , а как показывает интерполирование кривых  $S^0$  для этого случая, центр давления должен быть на расстоянии  $30\%$  от хорды, т. е. при переходе от горизонтального полета к посадке, при осуществлении полета по огибающей поляр Лилиентала, центр давления по профилю совсем не перемещается.

С целью определения влияния на характеристики дужки с предкрылком и закрылком увеличения координаты  $s$  против ее наивыгоднейшее значения дужка Р-II-с была испытана на  $C_y$ ,  $C_x$  и  $C_m$  при координате  $s = 6$  мм и различных углах  $\beta^\circ$  отклонения закрылка.

Из рассмотрения фиг. 53, на которой приведены кривые  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  видно, что в этом случае коэффициент  $C_y$  при данных  $\alpha^\circ$  продолжает расти до угла  $\alpha = 50^\circ$ , но все же  $C_{y\max}$  не достигает величины  $C_{y\max}$ , соответствующего дужке с одним закрылком при  $\beta = 40^\circ$ . Зато увеличение координаты  $s$  у дужки Р-II-с дает по сравнению с дужками Р-II-а и Р-II-б преимущества в смысле более плавного падения кривой  $C_y$  по  $\alpha$  после максимума и величины посадочных углов атаки. Например, сравнивая кривую  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  дужки Р-II-с при  $s = 6$  мм и  $\beta = 30^\circ$  и кривую  $C_y$  по  $\alpha$  дужки Р-II-б при  $s = 3,5$  мм, видим, что в то время как максимальные значения коэффициентов подъемной силы равны,  $\alpha_{\text{пос}}$  у дужки Р-II-б (фиг. 39) равен  $32^\circ$ , а у дужки Р-II-с в этом случае  $\alpha_{\text{пос}} = 19^\circ$ ; кроме того срыв потока у дужки Р-II-б наступает  $\alpha = 35^\circ$ , т. е. через три градуса после посадочного, а у дужки Р-II-с срыв потока наступает при  $\alpha = 38^\circ$ , т. е.  $19^\circ$  после посадочного угла атаки.

Поляры Лилиентала дужки Р-II-с при  $s = 6$  мм даны на фиг. 54. Сравнение фиг. 54 и 51 показывает, что увеличение координаты  $s$  до 6 мм чрезвычайно сильно увеличивает коэффициент профильного сопротивления  $C_p$  при данных значениях  $C_y$ , коэффициент  $C_p$  при  $s = 6$  мм почти вдвое больше, чем при  $s = 3,5$  мм. С другой стороны, за посадочным углом течение поляр Лилиентала по сравнению со случаем  $s = 3,5$  мм уменьшает чувствительность машин с таким крылом на вход в штопор.

Кривые  $C_m$  и кривые перемещения центра давления приведены на фиг. 55, рассмотрение их показывает, что в этом случае даже при полете по огибающей при переходе от горизонтального полета к закрытой передней щелью к посадке центр давления перемещается к задней кромке на  $4-5\%$  от хорды. Таким образом мы видим, что как при  $\beta = 0^\circ$ , так и при больших углах отклонения закрылка с увеличением координаты  $s$  центр давления перемещается назад. Такая закономерность была обнаружена и при испытании других дужек, что позволяет обобщить этот вывод на разрезные дужки с предкрылком и с другими исходами профилями. Точно так же, повидимому, у таких дужек увеличение координаты  $s$  против ее наивыгоднейшего положения будет приводить вместе с уменьшением  $C_{y\max}$  к уменьшению посадочного угла атаки и к более плавному обтеканию профиля за этими углами.

## S u m m a r y.

The investigation was carried in order to facilitate the determination of aerodynamical properties of a slotted rectangular wing with two slats or flaps from the results of wind tunnel tests of such a wing slotted along the whole span and from tests of the initial aerofoil.  $C_y$ ,  $C_x$  and  $C_m$  were determined for the following models: a slotted wing with a flap along the whole span, a slotted wing, with a slat along the whole span, a series of rectangular wings of the same initial profile, but with slats and flaps situated along a certain part of the span and the initial aerofoil. In order to determine the influence of the length of flaps on their hinge moment wind tunnel tests were made with slotted aerofoils and the hinge moment of the flap determined.

As a result of the investigation, from tests of the slotted aerofoil with flaps of the initial profile, an experimental formula for calculating the maximum lift coefficient of a rectangular wing with two flaps, situated on the tips, was obtained for different flap angles.

Owing to a limited number of tests a similar formula for a slotted wing with slats could not be developed, but the report gives another formula for calculating the upper limit of  $C_{y \max}$ .

Wind tunnel data showed that within 10% the hinge moment coefficient of flaps at a given inner compensation, flap chord, initial aerofoil and slat's form can be assumed not to depend on the flap's length.

The influence of the slat and flap's length on the drag coefficient, pitching moment and centre of pressure position of the wing was also investigated.

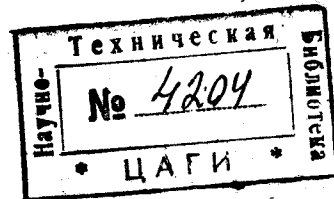
In addition data on the  $C_y$ ,  $C_x$  and  $C_m$  for a rectangular slotted wing with slats and flaps along the whole span are given as measured in the wind tunnel. At the same time the effect of the slot's position relative to the main wing was determined.

## СОДЕРЖАНИЕ

|   | Стр. |
|---|------|
| Краткое содержание . . . . .  | 2    |
| Предисловие . . . . .   | 3    |
| Введение . . . . .  | 5    |
| Влияние длины закрылков на работу разрезного крыла . . . . .                        | 7    |
| Влияние длины предкрылков на работу разрезного крыла . . . . .                      | 27   |
| Испытания на $C_y$ , $C_x$ и $C_m$ дужки Р-II-с с предкрылком и закрылком . . . . . | 50   |
| Summary . . . . .   | 55   |



056734.





# О П Е Ч А Т К И

к книге П. П. Красильщиков — Влияние длины закрылка и предкрылка на работу разрезного крыла.

| Страницы | Строки |       | Напечатано                    | Должно быть                       | Примечание                         |
|----------|--------|-------|-------------------------------|-----------------------------------|------------------------------------|
|          | сверху | снизу |                               |                                   |                                    |
| 3        | —      | 14    | $C_m$                         | $C_{ш}$                           |                                    |
| 7        | —      | 1     | $\rho SVb^3$                  | $\rho SV^2$                       |                                    |
| 22       | 3      | —     | а также и крыльев             | а также и на крылья               |                                    |
| 23       | —      | —     | $100 \frac{\Sigma l_3}{l}$    | $100 \frac{\Sigma l_3}{l}$        | на фиг. 23                         |
| 23       | —      | —     | $\frac{C_m}{C_{то}}$          | $C_{то}$                          | на фиг. 23                         |
| 25       | 3      | —     | силу                          | сила                              |                                    |
| 27       | —      | —     | 3,2                           | 5,2                               | в таблице 4, вторая строка         |
| 44       | —      | 7     | 10; 11, 1 и 14                | 10, 1; 11 и 14                    |                                    |
| 44       | —      | 5     | углах атаки;                  | углах атаки,                      |                                    |
| 52       | —      | —     | 65,5<br>75,5<br>45,5          | 55,5<br>65,5<br>75,5              | в таблице 7, в 15, 16 и 17 строках |
| 52       | —      | 9     | дужки                         | дужка                             |                                    |
| 52       | —      | 8     | увеличивало                   | увеличивает                       |                                    |
| 53       | —      | 4     | 0,20 и 40°                    | 0°, 20° и 40°                     |                                    |
| 54       | 6      | —     | 30%                           | 30%                               |                                    |
| 54       | —      | 20    | наступает $\alpha = 35^\circ$ | наступает при $\alpha = 35^\circ$ |                                    |
| 54       | —      | 18    | т. е. 19°                     | т. е. через 19°                   |                                    |
| 54       | —      | 15    | $C_y$                         | $C_y$                             |                                    |