

НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института

В ы п у с к 161

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ

О ВЫБОРЕ НАИВЫГОДНЕЙШЕГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКА



О НТИ НКТП СССР ГОСМАШМЕТИЗДАТ

МОСКВА

1934

ЛЕНИНГРАД

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Настоящая работа представляет собой систематическую обработку результатов испытаний девяти профилей с предкрылками, проведенных в Экспериментально-аэродинамическом отделе ЦАГИ. Цель работы состояла в выводе экспериментальных формул, позволяющих, не прибегая к опытам, определить наивыгоднейшее положение предкрылка, обеспечивающее достижение оптимальной величины $C_{y_{\max}}$.

В результате систематической обработки были выведены указанные формулы

С целью проверки полученные формулы были применены к двум профилям, испытанным в зарубежных лабораториях.

Сравнение результатов подтвердило соответствие между наивыгоднейшими положениями предкрылков, найденными как опытным путем, так и путем подсчетов по выведенным формулам.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Задача отыскания наиболее эффективного расположения предкрылка в разрезном крыле назрела уже давно, однако, несмотря на довольно обширный опытный материал по испытаниям разрезных крыльев, до настоящего времени не удавалось его систематизировать настолько, чтобы можно было в каждом данном случае, при наличии определенного вида предкрылка, указать на его наиболее выгодное положение в системе разрезного крыла. Объяснялось это обстоятельство двумя основными причинами. Во-первых, наличием значительного числа параметров, которых по меньшей мере можно насчитать семь, а именно: вогнутость и толщина предкрылка и основной части, а также три любых линейных параметра, определяющие взаимное расположение основной части крыла и предкрылка.

Во-вторых, и это главное, отсутствовала связь конфигурации крыла и свойств потока, обтекающего головную часть разрезного крыла. Правда, в Англии делались попытки связать выбор наиболее выгодного положения предкрылка с изучением картины потока, обтекающего носик профиля, но они имеют еще далеко незаконченный характер.

Автор настоящей работы задался целью углубить эту связь потока и крыла и, несмотря на скудность материалов по изучению физической картины потока, обтекающего предкрылок, ему удалось настолько удачно применить те общие соображения, которые известны в настоящее время относительно динамики потока, обтекающего крыловой профиль, что для данного момента вопрос о выборе наиболее выгодного положения предкрылка в системе разрезного крыла можно считать разрешенным вполне удовлетворительно.

Центр тяжести излагаемой систематической обработки лежит в фиксировании на профилях предкрылка и основной части крыла направления, связывающего оба основные геометрические параметра — толщину и вогнутость — с аэродинамикой профиля.

За такой параметр как для предкрылка, так и для основной части крыла взято направление потока, при котором $C_y = 0$. Угол θ между этими направлениями и является основным параметром, определяющим связь геометрических параметров разрезного крыла с его динамическими особенностями. Далее также из рассмотрения свойств потока была установлена связь между $C_{y_{\max}}$ и величиной второй по важности координаты, определяющей отодвинутость предкрылка от основной части, а именно величиной a_1 . Наименее важная координата

b_1 была взята без столь детального анализа, что впрочем и не являлось необходимым. На основании положенных в основу общих соображений по динамике потока, изучения картины потока около предкрылка, а также довольно критической переработки опытного материала, автором выведены искомые формулы, выражающие связь параметров a_1 и θ (наивыгоднейших) с геометрическими размерами разрезного профиля, а также дан геометрический прием отыскания наивыгоднейшей координаты b_1 предкрылка.

Последующее сравнение кривых, построенных по формуле, с опытными значениями обнаружило в некоторых единичных случаях значительно выпавшие точки. Однако анализ этих случаев показывает, прежде всего, что разрезные крылья должны изготавливаться из хорошо просушенного дерева и особенно тщательно должны быть выполнены предкрылки; далее, должна производиться очень аккуратная установка при продувках, и, наконец, должно быть обеспечено ведение опытов высококвалифицированными экспериментаторами.

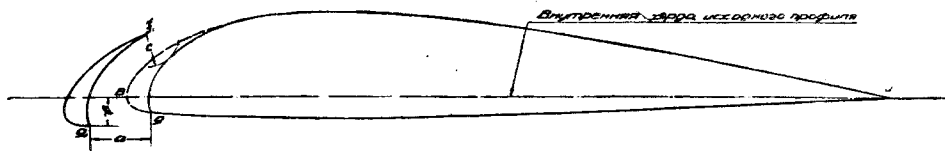
Если принять это во внимание и внести коррективы на возможные ошибки вследствие несоблюдения указанных условий, то даже сильно выпавшие точки вполне могут быть помещены на расчетные кривые. Имея в виду, что степень приближения при применении расчетных формул в среднем равна 1% и что способ пользования ими, а также метод нахождения наивыгоднейшего положения предкрылка достаточно просты, то настоящую работу можно рекомендовать для практического руководства при конструировании разрезного крыла с предкрылком.

В. В. Коростелев.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе рационального проектирования самолета с разрезными крыльями конструктор неизбежно сталкивается с аэродинамическими испытаниями, проводимыми с целью определения расположения предкрылка, обеспечивающего наибольший возможный $C_{y\max}$.

В зависимости от практического опыта конструктора и опыта работников лаборатории, в которой проводятся эксперименты, упомянутые испытания могут потребовать более или менее продолжительного времени. Естественно, что возникает вопрос, нельзя ли на основе уже накопленного экспериментального материала произвести его обобщение, которое позволило бы избежать излишней загрузки лабораторий и траты времени на предварительные изыскания. Попытки



Фиг. 1. Обозначения координат предкрылка.

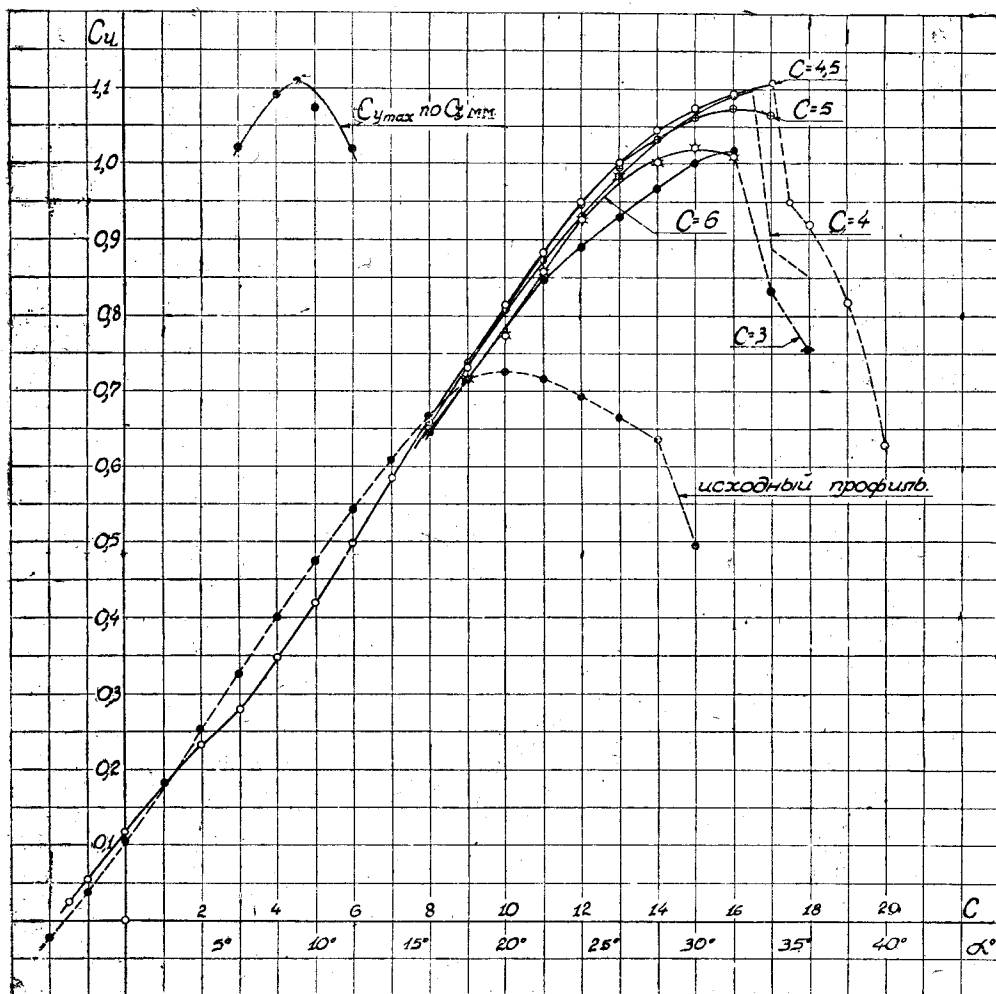
подобного рода уже производились, но они полностью не решали задачи, и выводы были пригодны лишь для профилей, весьма близких к изученному, с аналогичным типом предкрылка и его размерами.

До сих пор положение предкрылка во всех опытах, производившихся в ЦАГИ, задавалось координатами a , b и c , значение которых понятно из рассмотрения фиг. 1¹. Эти координаты весьма удобны в процессе проведения эксперимента, но при систематической обработке опытного материала пользоваться ими не рационально. Они почти не имеют никакого физического смысла; последнее являлось одной из причин того, что удовлетворительное обобщение опытных результатов при пользовании этими координатами не удавалось. Изложим кратко применявшийся до сих пор метод обработки.

Эксперименты с разрезными крыльями обычно производятся при фиксированных координатах a и b (т. е. при заданном положении носика предкрылка) и изменяемой координате c . Результат испытаний представляется графически: строятся кривые C_y в функции α° и кривая $C_{y\max}$ в функции координаты c (фиг. 2). Кривые, приведенные на фиг. 2, относятся к испытаниям в трубе НК-1 старой аэродинамической лаборатории ЦАГИ дужки Р-II-b с предкрылком при хорде b исходного профиля, равной $b = 150$ мм. В приведенном частном случае координата $a = 15$ мм, а координата $b = 8$ мм. Рассмотрение фиг. 2 показывает, что координата c чрезвычайно сильно влияет на величину

¹ В Америке приняты аналогичные координаты, лишь координата a несколько отлична. В Англии вместо координаты c замеряется угол между хордой предкрылка и хордой крыла.

$C_{y_{\max}}$, причем при каком-то определенном значении ее (на фиг. 2 при $c = 4,5$ мм) $C_{y_{\max}}$ достигает своей наибольшей величины. Изменение координат a и b , т. е. изменение положения носика предкрылка и проведение экспериментов вновь, опять приводит к аналогичной диаграмме, однако наиболее выгодная величина координаты c уже оказы-



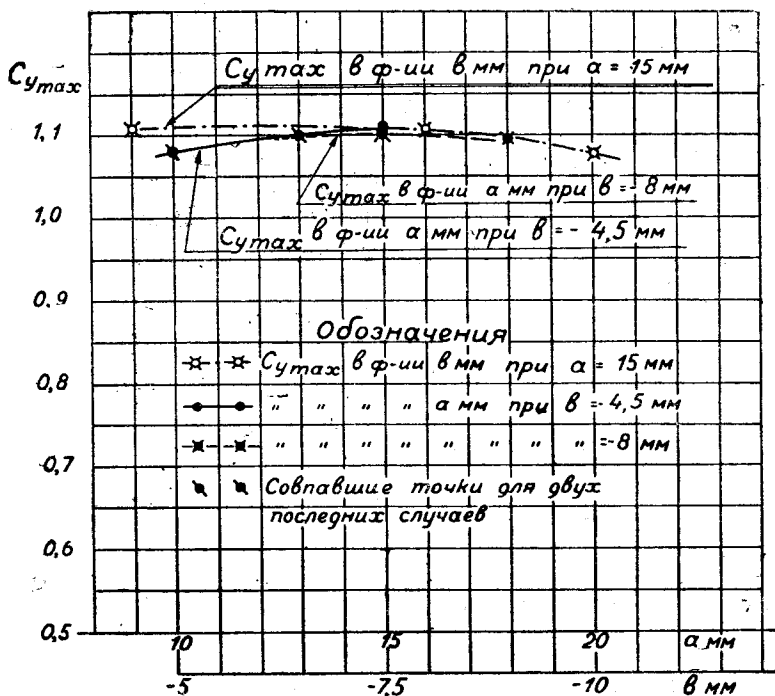
Фиг. 2. Сводная диаграмма испытаний на C_y дужки Р-П-б. Случай $a = 15$ мм, $b = 8$ мм.

вается другой. При достаточном числе проведенных экспериментов представляют графически изменение величин $C_{y_{\max}}$ поочередно, сначала в функции a при $b = \text{const}$ и затем в функции b при $a = \text{const}$.

Таким путем получается диаграмма, приведенная на фиг. 3, относящаяся к уже упомянутой дужке Р-П-б. Эта диаграмма показывает, что у дужки Р-П-б при $a = 15$ мм и $b = -6,5$ мм $C_{y_{\max}}$ достигает своей наибольшей величины. По такой схеме производилась до сих пор систематическая обработка результатов испытаний разрезных крыльев с предкрылками. Результаты обработки такого рода, как сказано выше, дают возможность установить, не прибегая к продувкам, наиболее выгодное положение носика предкрылка лишь для крыльев, профили которых весьма близки к испытанным.

При этом рекомендовать какую-либо определенную величину наиболее выгоднейшей координаты c оказывается уже рискованным, и лучше всего бывает провести специальные опыты для ее определения.

При рассмотрении фиг. 3 обращает на себя внимание то обстоятельство, что в области, близкой к наибольшему значению $C_{у\max}$, величина последнего лишь в малой степени зависит от координат a и b при условии правильно выбранной координаты c , которая, вообще говоря, меняется вместе с изменением координат a и b . Вслед-



Фиг. 3. Зависимость величины $C_{у\max}$ от координат a и b предкрылка для дужки Р-II-b при наивыгоднейших значениях координаты c .

ствие этого бывает возможно указывать конструктору целый ряд сравнительно удовлетворительных значений координат a и b ; однако в отношении величины координаты c вопрос большей частью остается открытым и требует проведения специальных экспериментов.

Настоящая работа имеет своей целью вывести эмпирические формулы, позволяющие по заданным геометрическим параметрам профиля крыла и предкрылка отыскать наивыгоднейшее положение последнего, обеспечивающее получение наибольшей величины $C_{у\max}$.

Вопросы влияния геометрических параметров профиля крыла и предкрылка на величину $C_{у\max}$ в предлагаемой статье будут затронуты лишь постольку, поскольку они непосредственно будут касаться излагаемой темы; интересующимся мы можем предложить две работы Б. А. Ушакова, а именно: „Влияние размеров предкрылка на работу разрезного крыла“¹ и „Влияние исходного профиля на работу предкрылка“².

¹ „Технические заметки“ ЦАГИ, № 2.

² „Технические заметки“ ЦАГИ, № 20.

СИСТЕМАТИЧЕСКАЯ ОБРАБОТКА

Систематической обработке был подвергнут материал испытаний девяти разрезных дужек, а именно, дужек Р-II-b, 766, М-12-а, М-12-б, М-12-в, М-12-г, 937, 938 и 939. Эти дужки испытывались в трубе НК-I старой аэродинамической лаборатории ЦАГИ в период с 1930 г. по 1932 г. при скорости потока в трубе $v = 30 - 33$ м/сек.

Размеры всех дужек были одинаковы: размах $l = 750$ мм и хорда совокупного профиля¹ $b = 150$ мм. Материалы испытаний дужек Р-II-b и 766 были частично опубликованы в работе автора „Влияние длины закрылка и предкрылка на работу разрезного крыла“², материалы испытаний остальных дужек были опубликованы в упомянутых выше работах Б. А. Ушакова.

Исходными профилями разрезных дужек были профили Р-II, 747, М-12, 934, 935 и 936. Эти профили приведены на фиг. 4, а профили разрезных дужек приведены на фиг. 5. Таблицы координат как исходных профилей, так и разрезных даны в конце статьи в таблицах от XVI до XXIII. Кроме того, основные параметры разрезных профилей приведены в табл. 1.

Таблица 1

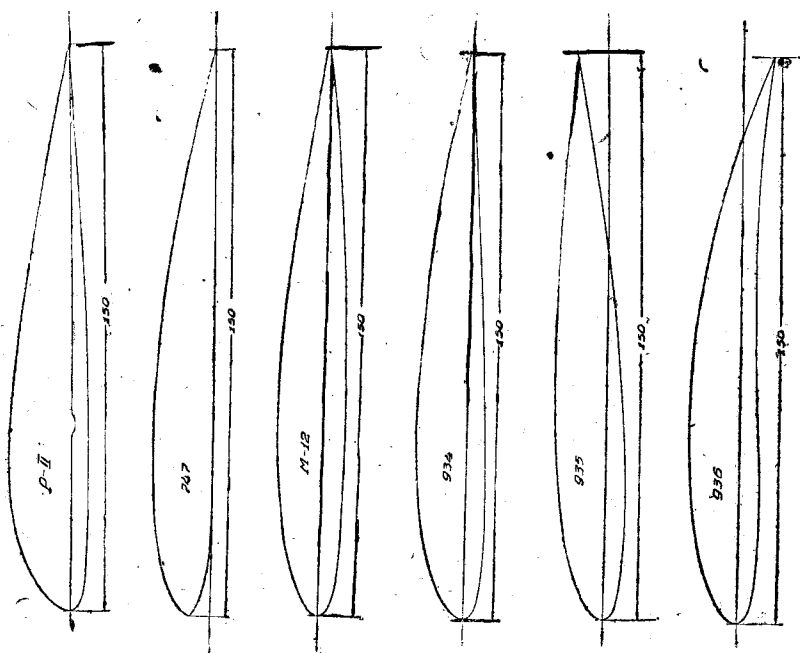
Значения параметров дужек Р-II-b, 766, М-12-а, М-12-б, М-12-в, М-12-г, 937, 938 и 939.

Дужка	w_0	δ	σ_0	σ_0^2	$w_0 + \sigma_0^2$	$b_{п_0}^2$	k_0	$\gamma_{п_0}$	$\frac{w_0 + \sigma_0^2}{b_{п_0}}$	ψ_1^0	$\sqrt[3]{\frac{w_0 + \sigma_0^2}{\psi_1^0}}$	$\sqrt[3]{\frac{w_0 + \sigma_0^2}{b_{п_0}}}$
Р-II-b	0,0400	3,0°	0,140	0,0196	0,0596	0,1540	0,1805	22,2°	0,387	82,9	4,36	1,69
766	0,0290	4,9°	0,105	0,0110	0,0400	0,0973	0,2220	20,5°	0,411	82,5	4,35	1,79
М-12-а	0,0200	1,7°	0,120	0,0144	0,0344	0,1200	0,1565	20,0°	0,287	87,0	4,43	1,27
М-12-б	0,0200	1,7°	0,120	0,0144	0,0344	0,1200	0,1730	18,3°	0,287	61,0	3,94	1,13
М-12-в	0,0200	1,7°	0,120	0,0144	0,0344	0,1600	0,1200	16,5°	0,215	61,0	3,94	0,85
М-12-г	0,0200	1,7°	0,120	0,0144	0,0344	0,2000	0,1000	14,9°	0,172	61,0	3,94	0,68
937	0,0290	2,5°	0,120	0,0144	0,0434	0,1300	0,1920	20,8°	0,334	113,5	4,85	1,62
938	0,0117	0,8°	0,120	0,0144	0,0261	0,1300	0,1920	20,8°	0,201	108,8	4,75	0,95
939	0,0540	6,6°	0,120	0,0144	0,0688	0,1300	0,1920	20,8°	0,529	117,5	4,90	2,59

В процессе обработки результатов испытаний стремились выбор координат предкрылка производить с таким расчетом, чтобы искомые экспериментальные зависимости и формулы, определяющие наиболее выгоднейшее положение предкрылка, могли по возможности допускать физическую интерпретацию. Для этого было необходимо исходить из какого-либо физического представления о работе разрезного крыла в целом и, в частности, о том влиянии, которое оказывает предкрылок

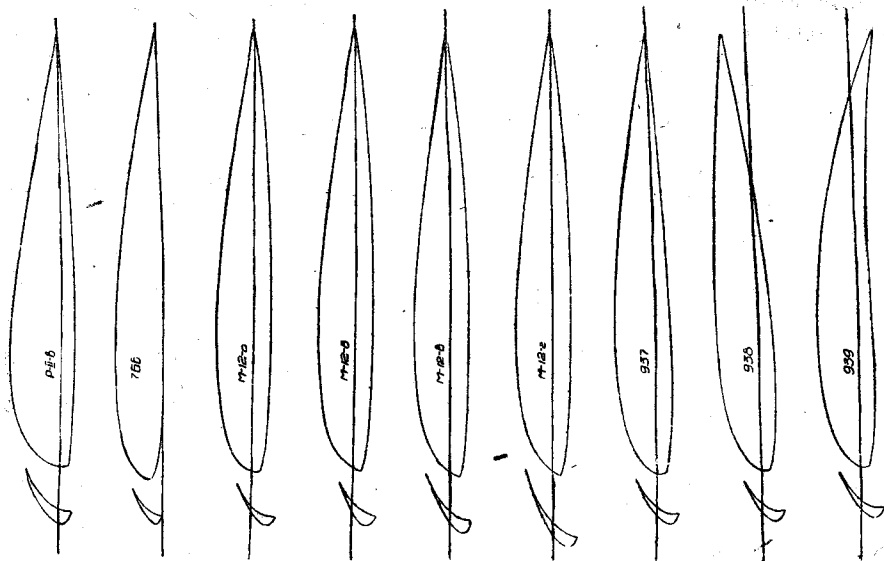
¹ В случае примененного предкрылка.

² Труды ЦАГИ, вып. 133.



исходные профили

Фиг. 4. Исходные профили,

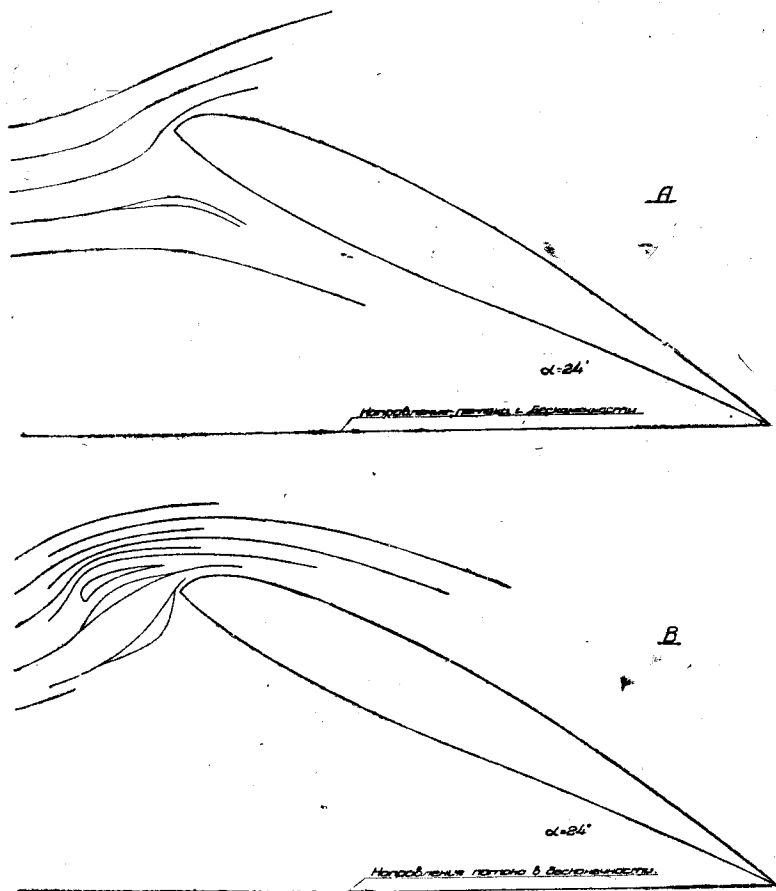


Фиг. 5. Профили разрезных дужек с предкрылками.

на обтекание основной части крыла. В основу были положены следующие три предположения:

1) Скос потока за предкрылком препятствует отрыву пограничного слоя с верхней поверхности основной части крыла. Этот эффект способствует увеличению критического угла атаки, что в свою очередь влечет за собой и увеличение подъемной силы.

Насколько велик и эффективен скос потока за предкрылком, видно из рассмотрения фиг. 6, заимствованной нами из журнала R.A.S. № 8 за 1931 г. ¹ На верхнем чертеже А приведен спектр обтекания



Фиг. 6. Спектр обтекания основной части дужки R.A.F.-31 (А) и спектр обтекания разрезной дужки (В).

изолированной основной части дужки R.A.F.-31 при угле атаки $\alpha = 24^\circ$; на нижнем чертеже В приведен спектр обтекания всей разрезной дужки в целом с предкрылком, помещенным в положение, близкое к наивыгоднейшему. Сравнение обоих чертежей показывает, что наличие скоса потока за предкрылком в сильной степени препятствует отрыву потока от основной части крыла.

2) Собственная подъемная сила предкрылка сравнительно велика и составляет значительную долю подъемной силы всего крыла в целом. Согласно опытам ЦАГИ ² эта доля при больших углах атаки доходит до 15—20%.

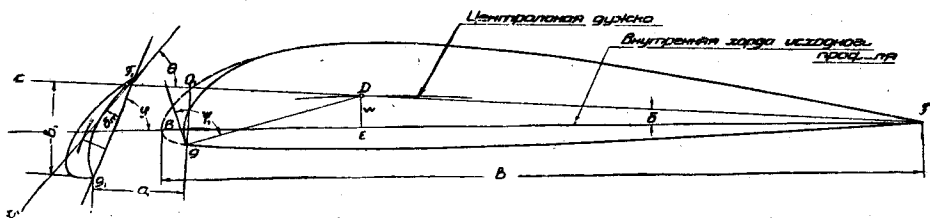
¹ H. C. H. Townsend, A study of slots, rings and boundary layer control by blowing.

² См. Б. А. Ушаков, Труды ЦАГИ.

3) За счет энергии струи воздуха, протекающей через щель, кинетическая энергия пограничного слоя увеличивается, что препятствует до некоторой степени возникновению вихрей на верхней поверхности основной части крыла, и, следовательно, повышает подъемную силу.

Первые два из упомянутых трех факторов, повидимому, имеют наиболее существенное значение и, следовательно, 1) наивыгоднейшее расположение предкрылка по отношению к набегающему на него потоку должно обеспечить возникновение вокруг подкрылка максимально возможной циркуляции и 2) предкрылок должен быть помещен в таком месте, которое предоставляло бы ему возможность наивыгоднейшим образом влиять на поток, обтекающий основную часть крыла.

Первое (1) условие приводит к тому, что предкрылок необходимо устанавливать под углом атаки, соответствующим максимальному значению коэффициента C_l предкрылка, или во всяком случае близком к нему; кроме того его следует помещать над передней частью верхней поверхности основной части крыла, так как в этой области скорость потока наибольшая и, следовательно, циркуляция вокруг предкрылка, при всех прочих равных условиях, также будет наибольшей. Однако последний вывод находится в противоречии с опытом. Объяснение этому, повидимому, следует искать в том, что установка предкрылка над передней частью верхней поверхности уменьшает скорость



Фиг. 7. Обозначения координат предкрылка.

местного потока; последнее, в свою очередь, уменьшает подъемную силу основной части крыла. Общий баланс подъемных сил при этом, как показывает опыт, получается меньшим.

Таким образом мы приходим к выводу, что предкрылок должен быть расположен возможно ближе к области с повышенной скоростью, однако положение его вместе с тем не должно ухудшать обтекания передней части крыла. Более того, как было сказано выше, искомое положение должно обеспечить предкрылку возможность влиять на обтекание основной части крыла наивыгоднейшим образом. Таким положением, как это показывает опыт, является положение предкрылка, которое может быть характеризовано словами: по отношению к основной части крыла предкрылок следует помещать „вперед“ и „вниз“ — навстречу потоку воздуха, обтекающему крыло при больших углах атаки. Условие установки предкрылка под углом атаки, обеспечивающим наибольшее значение C_l предкрылка, естественно, остается при этом в силе.

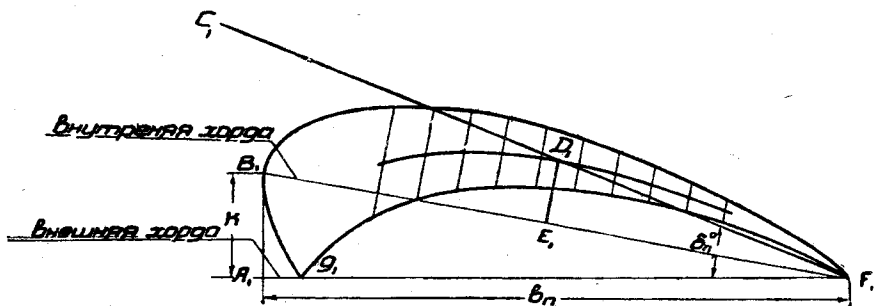
Займемся сперва отысканием упомянутого наивыгоднейшего угла атаки предкрылка, предполагая, что носик предкрылка находится в его наивыгоднейшем положении или в области, близкой к нему.

Для дужек, результаты испытаний которых были подвергнуты систематической обработке, упомянутая область может быть достаточно точно установлена.

Обозначим через φ (фиг. 7) угол между внешней хордой G_1F_1 предкрылка и хордой BF исходного профиля, а через θ угол между

направлениями CF и C_1F_1 потока, при которых подъемная сила основной части и подъемная сила предкрылка равняются нулю.

Направление потока, при котором подъемная сила равняется нулю, как известно¹, находится следующим образом. К внутренней хорде профиля проводится ряд перпендикуляров до пересечения с контуром профиля. Через середины полученных отрезков проводится линия, называемая „центральной дужкой“. Через верхнюю точку максимальной ординаты этой дуги и хвостик профиля проводится прямая линия. Направление этой линии и есть направление потока, при котором подъемная сила равняется нулю. Пример подобного построения для профиля предкрылка приведен на фиг. 8. Линия B_1F_1 , является внутренней хордой. Отрезок E_1D_1 представляет собой упомянутую максимальную ординату центральной дужки, а прямая $C_1D_1F_1$ и есть искомое направление.



Фиг. 8. Пример определения угла δ_n .

Тогда как линия CF в точности определяет направление потока, при котором подъемная сила крыла равняется нулю, линия C_1F_1 лишь приблизительно может быть принята за это направление у предкрылка, так как острый выступ на нижней поверхности передней части предкрылка до некоторой степени может изменить искомое направление. В наших общих рассуждениях мы пренебрежем указанным влиянием острого выступа и условно будем считать, что линия C_1F_1 определяет направление потока, при котором подъемная сила предкрылка равняется нулю.

Угол φ точно определяет наклон предкрылка относительно основной части крыла и удобен в процессе конструирования самолета и регулировки механизма предкрылка, однако, для систематической обработки угол φ непригоден, так как он в достаточной степени произволен, величина его зависит от направления хорды профиля — линии, вообще говоря, условной. Напротив, угол θ отвечает физическому смыслу, его наимыгоднейшую величину мы и будем искать. Зная угол θ , легко определить и угол φ по формуле:

$$\varphi = \theta + \delta_n - \delta. \quad (1)$$

Значения углов δ и δ_n понятны из рассмотрения фиг. 7 и 8.

Необходимо заметить, что в процессе излагаемой ниже систематической обработки направление потока, при котором подъемная сила основной части равняется нулю, определялось по центральной дужке исходного профиля. Подобная замена вполне допустима ввиду

¹ А. П. Оглоблин, Систематические исследования крыльев, Труды ЦАГИ, вып. 145; П. П. Красильщиков, О зависимости между некоторыми геометрическими параметрами профиля и его аэродинамическими характеристиками, Труды ЦАГИ, вып. 103.

того, что исходный профиль и профиль основной части отличаются лишь очертаниями в своих передних частях, и следовательно центральная дужка исходного профиля вблизи ее максимальной ординаты и вся ее задняя половина остаются почти без изменения.

Введенный угол θ заменил упомянутую выше координату c , определявшую наклон предкрылка. Кроме того координаты a и b , фиксирующие положение носика G_1 предкрылка, также были заменены. Вместо координаты b была введена координата b_1 , равная длине перпендикуляра, опущенного из точки G_1 на линию CF , определяющую направление потока, при котором подъемная сила исходного профиля равняется нулю (фиг. 7). Координата b_1 считалась отрицательной в случае точки G_1 , расположенной ниже линии GF . Взамен координаты a , определявшей удаление предкрылка от основной части, была введена координата a_1 , равная расстоянию между основанием перпендикуляра, опущенного из точки G_1 на линию CF , и основанием перпендикуляра (точка O_1), опущенного из точки G основной части профиля на эту же линию. Хотя разница между величинами a_1 и a невелика, однако, упомянутая замена была произведена просто ради удобства, так как она привела опять к прямоугольной системе координат с началом в точке O_1 .

Значения $C_{y_{\max}}$ всех дужек, а также значения координат предкрылка, как прежде употреблявшиеся, так и новые, приведены в табл. 2—10.

В таблицы вошли лишь данные продувок, соответствующие наиболее выгоднейшим координатам c при заданных координатах a и b .

Значения наиболее выгоднейших углов θ_n , приведенные в таблицах, определялись по чертежам профилей, вычерченным в большом масштабе (при $b^1 = 1000$ мм). Углы φ_n подсчитывались по формуле (1):

$$\varphi_n = \theta_n + \delta_n - \delta$$

Значения углов δ° и δ_n° , входящие в эту формулу, приведены в табл. 1. Что касается остальных параметров, приведенных в таблицах, то значение их будет понятно из дальнейшего текста.

Таблица 2

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки Р-II-b при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{n_0}}$	φ_n°	θ_n°
I	1,080	10,0	— 4,5	3,0	9,95	—12,73	—0,781	—0,2030	49,2	30,0
II	1,075	10,0	— 8,0	3,0	9,75	—16,23	—0,600	—0,1560	56,0	36,8
III	1,100	12,5	— 8,0	3,5	12,20	—16,37	—0,745	—0,1935	52,3	33,1
IV	1,108	15,0	— 4,5	5,0	14,90	—13,02	—1,143	—0,2970	45,2	26,0
V	1,108	15,0	— 8,0	4,5	14,73	—16,50	—0,894	—0,2320	50,0	30,8
VI	1,075	15,0	—10,0	4,0	14,68	—18,50	—0,793	—0,2065	52,2	33,0
VII	1,095	18,0	— 8,0	5,0	17,75	—16,67	—1,064	—0,2770	45,1	25,9

¹ b — хорда исходного профиля.

Таблица 3

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки 766 при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	φ_n°	θ_n°
I	0,870	8,0	0,0	2,7	7,71	-13,24	-0,582	-0,1735	49,8	34,2
II	0,865	8,0	-2,0	2,0	7,50	-15,27	-0,491	-0,1462	52,3	36,7
III	0,875	10,0	0,0	3,5	9,65	-13,45	-0,717	-0,2135	47,0	31,4
IV	0,875	12,0	0,0	4,6	11,68	-13,57	-0,860	-0,2560	45,0	29,4
V	0,876	12,0	-1,5	4,4	11,52	-15,10	-0,764	-0,2275	47,7	32,1
VI	0,870	12,0	-3,0	4,0	11,37	-16,62	-0,684	-0,2040	49,1	33,5
VII	0,853	13,5	0,0	5,3	13,15	-13,73	-0,958	-0,2855	42,8	27,2

Таблица 4

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки М-12-а при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	φ_n°	θ_n°
I	0,690	5	-4,0	3,2	5,01	-8,36	-0,599	-0,0998	51,5	33,2
II	0,770	12	-5,5	4,9	11,91	-10,10	-1,180	-0,1965	48,6	30,3
III	0,765	15	-8,0	6,0	14,87	-12,62	-1,178	-0,1960	50,2	31,9
IV	0,765	20	-8,0	8,0	19,85	-12,78	-1,553	-0,2590	42,2	23,9

Таблица 5

Значение величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки М-12-б при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	φ_n°	θ_n°
I	0,670	5	-4,0	3,0	5,01	-8,36	-0,599	-0,0998	49,2	32,6
II	0,725	12	-5,5	4,9	11,91	-10,10	-1,180	-0,1965	45,0	28,4
III	0,780	15	-8,0	6,0	14,87	-12,62	-1,178	-0,1960	45,9	29,3
IV	0,695	20	-8,0	8,5	19,85	-12,78	-1,553	-0,2590	40,0	23,4

Таблица 6

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки М-12-в при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	φ_n	θ_n
I	0,665	5	-4,0	2,7	5,01	- 8,36	-0,599	-0,0749	41,2	26,4
II	0,750	12	-5,5	4,5	11,91	-10,10	-1,180	-0,1475	41,7	26,9
III	0,765	15	-8,0	5,5	14,87	-12,62	-1,178	-0,1470	44,7	29,9
IV	0,765	20	-8,0	7,2	19,85	-12,78	-1,553	-0,1940	40,1	25,3

Таблица 7

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки М-12-г при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	φ_n	θ_n
I	0,680	5	-4,0	3,2	5,01	- 8,36	-0,599	-0,0599	36,2	23,0
II	0,785	12	-5,5	4,0	11,91	-10,10	-1,180	-0,1180	37,0	23,8
III	0,800	15	-8,0	3,5	14,87	-12,62	-1,178	-0,1178	38,0	24,8
IV	0,850	20	-8,0	5,8	19,85	-12,78	-1,553	-0,1553	37,8	24,6

Таблица 8

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки 937 при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	φ_n	θ_n
I	0,865	6	- 5,0	3,2	5,88	-11,48	-0,513	-0,1143	54,1	35,8
II	0,980	13	- 7,5	5,3	12,80	-14,35	-0,893	-0,1990	53,0	34,7
III	0,900	20	-10,0	7,1	19,67	-17,17	-1,145	-0,2550	44,8	26,5

Таблица 9

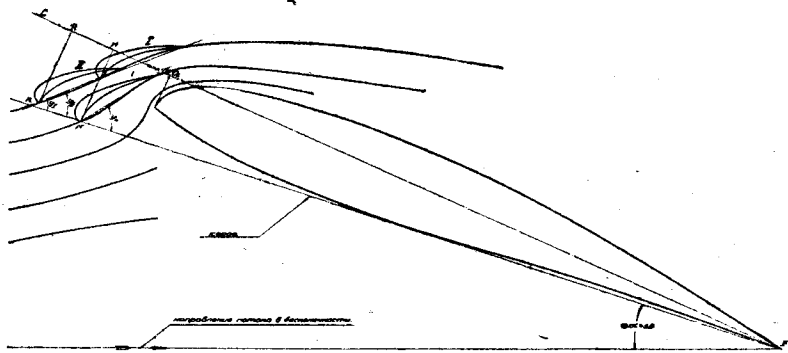
Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки 938 при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0^3}{b_{п_0}}$	φ_n	θ_n
I	0,835	6	- 5,0	2,8	6,05	- 7,05	-0,860	-0,0775	49,7	29,7
II	0,920	13	- 7,5	5,1	13,20	- 9,30	-1,420	-0,1280	49,5	29,5
III	0,895	20	-10,0	7,2	20,20	-11,55	-1,750	-0,1580	42,0	22,0

Значения величины $C_{y_{\max}}$ и координат предкрылка дужки 939 при $b = 150$ мм

Случай	$C_{y_{\max}}$	a мм	b мм	c мм	a_1 мм	b_1 мм	$\frac{a_1}{b_1}$	$\frac{a_1}{b_1} \frac{w_0}{b_{п_0}}$	θ_n	φ_n
I	0,920	6	— 5,0	3,1	5,59	—22,45	—0,249	—0,1033	55,6	41,4
II	1,030	13	— 7,5	5,0	12,16	—26,10	—0,466	—0,1930	54,0	39,8
III	0,990	20	—10,0	7,0	18,60	—29,70	—0,626	—0,2600	47,0	32,8

Прежде чем излагать примененный метод систематической обработки, посмотрим, какого закономерного изменения наивыгоднейшего угла θ_n от координат a , и b , следует ожидать на основе разобранных выше физических представлений. Для этого рассмотрим спектр обте-



Фиг. 9. Спектр обтекания основной части дужки R.A.F-31 при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ и различные положения предкрылка по отношению к набегающему потоку.

кания основной части дужки. На фиг. 9 приведен подобный спектр, заимствованный из уже упомянутой выше работы Тоуненда.

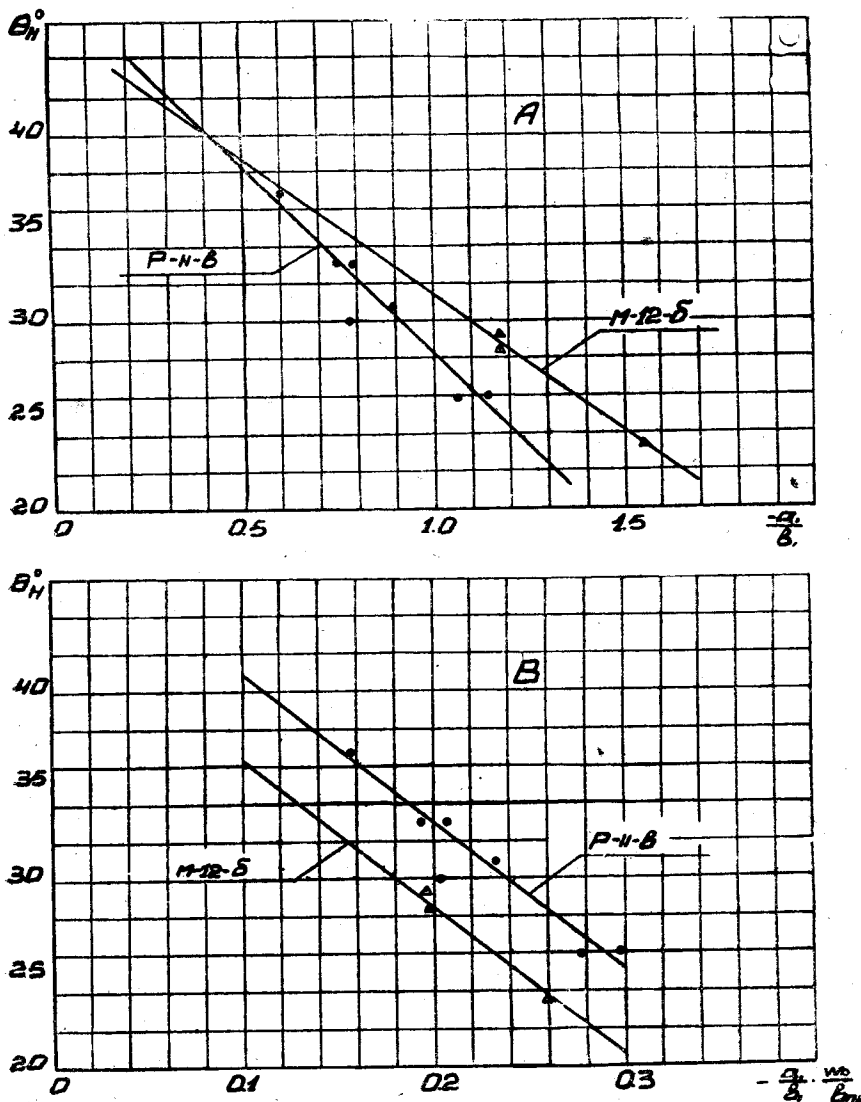
Так как наивыгоднейший наклон предкрылка относительно основной части главным образом определяется его углом атаки $\alpha_{n_0}^{\circ 1}$, соответствующим $C_{y_{\max}}$ предкрылка, то ясно, что наивыгоднейший наклон предкрылка, при положении его носика (точки G_1), близком к наивыгоднейшему, а следовательно и угол θ_n должен следовать тому же закону, что и линии тока. Ради удобства на фиг. 9 предкрылок вычерчивался так, чтобы носик и хвостик совпадали с одной из линий тока, хотя отвечающие этим положениям углы θ могли оказаться и ненаивыгоднейшими. Однако для наших рассуждений последнее не существенно, так как указанные несоответствия могли сказаться лишь в виде постоянной поправки, независимой от того или иного положения предкрылка.

Рассмотрение фиг. 9 показывает, что если опустить предкрылок из положений I в положение II, не меняя координаты a_1 , равной отрезку $O_1 M_1$, т. е. увеличить лишь абсолютное значение координаты b_1 , то угол φ_n (ср. φ_I и φ_{II}), а следовательно и угол θ_n возрастает. Напротив, если переместить предкрылок из положения II в положение III, увеличив лишь координату a_1 , то угол φ_n (ср. φ_{II} и φ_{III}),

¹ Под углом $\alpha_{n_0}^{\circ}$ мы подразумеваем угол между направлением потока, при котором подъемная сила предкрылка равняется нулю (линии $C_1 F_1$), и линией тока.

а, следовательно, и угол θ_n убывает. Таким образом при заданном профиле основной части и профиле закрылка зависимость величины θ_n от координат a_1 и b_1 вблизи наивыгоднейшего положения носика предкрылка становится вполне очевидной.

Необходимо было убедиться в правильности высказанных соображений; с этой целью для каждой дужки были построены диаграммы



Фиг. 10. Зависимость угла θ_n от величин $\left(-\frac{a_1}{b_1}\right)$ и $\left(-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}\right)$ для дужек P-II-b и M-12-6.

изменения величины θ_n от отношения $-\frac{a_1}{b_1}$. Построенные диаграммы показали, что опытные значения θ_n следуют линейному закону, однако, наклон полученных прямых для каждой дужки, вообще говоря, оказался различным (фиг. 10, А). Естественное, было стремление ввести

¹ Так как при всех положениях предкрылка координата b_1 оставалась отрицательной, то рационально было приписать отношению $\frac{a_1}{b_1}$ знак „минус“, что и было выполнено.

такой параметр, который, не изменяя линейной зависимости, приведет бы к тому, чтобы наклон всех прямых, независимо от профиля разрезной дужки, получался бы один и тот же. Для отыскания подобного параметра возвратимся к физической картине обтекания крыла с предкрылком. Последняя со своей стороны показывает, что производная $\frac{d\theta_n}{d\left(-\frac{a_1}{b_1}\right)}$ определяется кривизной линий тока, а именно: чем

больше кривизна линий тока, тем больше и абсолютное значение производной $\frac{d\theta_n}{d\left(-\frac{a_1}{b}\right)}$ и, наоборот, чем меньше кривизна линий тока,

тем меньше и абсолютное значение производной. Отсюда следует, что, чем больше будет вогнутость основной части дужки, которая определяет кривизну линий тока вблизи ее критического угла атаки, тем больше по своей абсолютной величине будет и рассматриваемая производная.

Зависимость такого рода показывает, что если за независимое переменное взять произведение $-\frac{a_1}{b_1} w_0$ ¹, то можно сблизить наклоны получающихся прямых. Кроме того ясно, что чем меньше относительная хорда предкрылка $b_{n0} = -\frac{b_n}{b}$, тем больше будут пределы изменения углов φ_n и θ_n при заданном диапазоне изменения координат a_1 и b_1 . Это вытекает из того, что при малой относительной хорде, предкрылок будет точно следовать каждому изгибу линий тока. Следовательно, при всех прочих равных условиях, чем меньше будет хорда предкрылка, тем больше будет абсолютное значение производных $\frac{d\theta_n}{d\left(-\frac{a_1}{b_1}\right)}$ и $\frac{d\theta_n}{d\left(-\frac{a_1}{b_1} \cdot w_0\right)}$. Итак, если откладывать значения угла θ_n не

в функции отношения $\frac{a_1}{b_1}$, а в функции отношения $-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w}{b_{n0}}$, то можно ожидать, что наклоны прямых, вдоль которых расположатся опытные точки, окажутся весьма близкими друг к другу. Подобное построение и было выполнено для всех дужек, причем оказалось возможным провести через опытные точки параллельные линии. Пример выполненной анаморфозы приведен на фиг. 10.

На верхнем чертеже А дана зависимость угла θ_n от отношения $-\frac{a_1}{b_1}$ для дужек Р-II-б и М-12-б, а на нижнем чертеже В проведена зависимость угла θ_n от отношения $-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}$ для этих же дужек.

Если продолжить получающиеся при рассматриваемых построениях прямые линии до пересечения с осью ординат, то они отсекут на оси ординат отрезки, длина которых численно равна углам θ_n , соответствующим координате $a_1 = 0$. Эти начальные значения углов θ_n мы будем обозначать через θ_0 . Если отыскать зависимость углов θ_0 от геометрических параметров разрезного крыла, то первую часть поставленной выше задачи можно считать решенной.

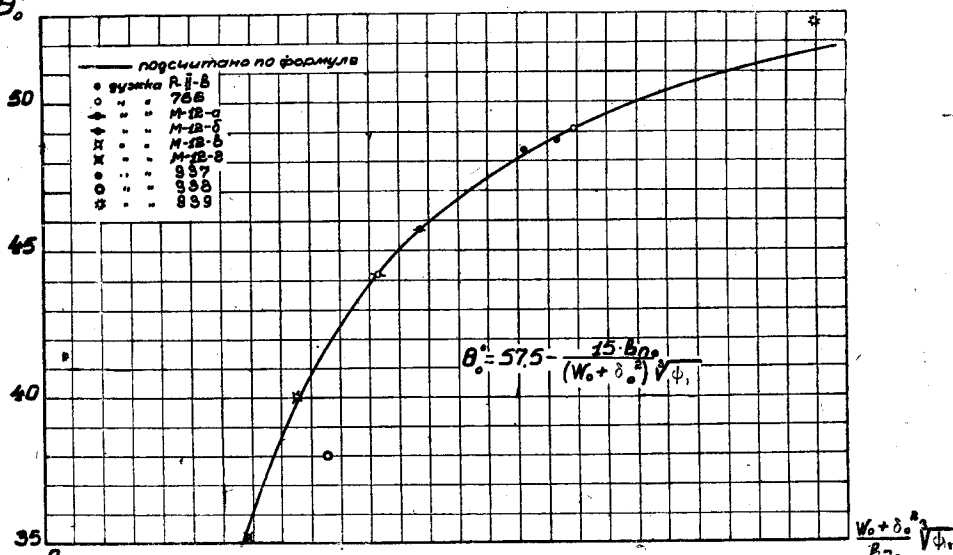
Для отыскания указанной закономерности обратимся опять к картине обтекания разрезного крыла. Очевидно, что чем с большим наклоном располагаются линии тока относительно основной части при ее критическом угле атаки, то тем больше будет и угол θ_0 . Наклон линий тока при критическом угле атаки определяется следующими

¹ w_0 — относительная вогнутость исходного профиля, равная $w_0 = \frac{w}{b}$ (фиг. 7).

параметрами основной части профиля: 1) относительной вогнутостью, 2) относительной толщиной и 3) кривизной лобовой части профиля, которую мы будем характеризовать углом между касательной в точке G основной части (фиг. 7) и прямой GD , проведенной из точки G в наивысшую точку центральной дужки исходного профиля. Этот угол мы будем обозначать через ψ . Чем больше будут указанные три параметра, тем, очевидно, больше будет и наклон линий тока относительно основной части профиля, а вместе с ним и угол θ_0 .

Кроме того размеры предкрылка также в свою очередь определяют величину угла θ_0 , причем эта зависимость обратно пропорциональна относительной хорде предкрылка. Последнее ясно из уже выше приведенных рассуждений.

θ_0°



Фиг. 11. Сравнительная диаграмма значений угла θ_0° , подсчитанных по формуле и определенных опытным путем.

Оказалось, что, если построить зависимость угла θ_0 от отношения $\frac{(w_0 + \sigma_0^2) \sqrt{\psi_1}}{b_{п0}}$, то опытные значения θ_0 следуют гиперболическому закону (фиг. 11). На основании перестроения этой зависимости в логарифмическом масштабе было найдено и уравнение гиперболы, а именно: $\theta_0^\circ = 57,5 - \frac{15 \cdot b_{п0}}{(w_0^2 + \sigma_0^2) \sqrt{\psi_1}}$ (2)

Значения θ_0° , для всех дужек, подсчитанные по этой формуле, приведены в табл. 11.

Таблица 11

Значения угла θ_0° , подсчитанные по формуле и определенные опытным путем

Дужка	Р-II-b	766	М-12-а	М-12-6	М-12-в	М-12-г	937	938	939
θ_0° подсчит.	48,6	49,1	45,7	44,2	39,8	35,4	48,2	41,8	51,7
θ_0° опытно.	48,7	49,1	45,8	44,2	40,0	35,2	48,4	38,0	52,7

¹ $w_0 = \frac{w}{b}$, где w — максимальная вогнутость исходного профиля, а $\sigma_0 = \frac{\sigma}{b}$ где σ — его максимальная толщина.

Для сравнения в таблице даны и опытные значения θ_0 . Кроме того гипербола, удовлетворяющая уравнению (2), приведена на фиг. 11.

Рассмотрение табл. 11 и фиг. 11 показывает, что из девяти опытных значений угла θ_0 семь значений отличаются от подсчитанных по формуле не более, чем на две десятых градуса; лишь точки, соответствующие дужкам 938 и 939, выпадают. Для дужки 939 различие в подсчитанных и опытных значениях равно 1° , а для дужки 938 величина отклонения достигает $3,8^\circ$. Однако необходимо заметить, что приведенные различия в подсчитанных и опытных значениях угла θ_0 недостаточно показательны ввиду того, что рассматриваемые углы θ_0 определяют целый ряд невыгоднейших значений угла θ_n , которые соответствуют положениям носика предкрылка, близким к невыгоднейшему. Значительно интереснее будет рассмотреть расхождения в углах θ_n , соответствующие невыгоднейшему положению носика предкрылка. Указанное сравнение в дальнейшем будет проведено.

На основе проведенной обработки уже легко оказалось найти уравнение, определяющее угол θ_n как вблизи невыгоднейшего положения носика предкрылка, так и при самом невыгоднейшем положении. Определяя из чертежа 10B производную $\frac{d\theta_n}{d\left[-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}\right]}$,

получаем формулу:

$$\theta_{n0} = 57,5 + 79 \left(\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}} \right) - \frac{15 b_{n0}}{(w_0 + \sigma_0^2)^{3/2} \sqrt{\psi_1}}. \quad (3)$$

С целью проверки формулы (3) для всех дужек были подсчитаны значения θ_n и построены в функции произведения $-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}$ (фиг. 12, 13, 14 и 15). На полученные таким образом диаграммы были нанесены и опытные точки.

Рассмотрение фиг. 12 и 13 показывает, что опытные точки в основном хорошо следуют за подсчитанными прямыми, причем расхождения в опытных и подсчитанных значениях не превышают одного градуса.

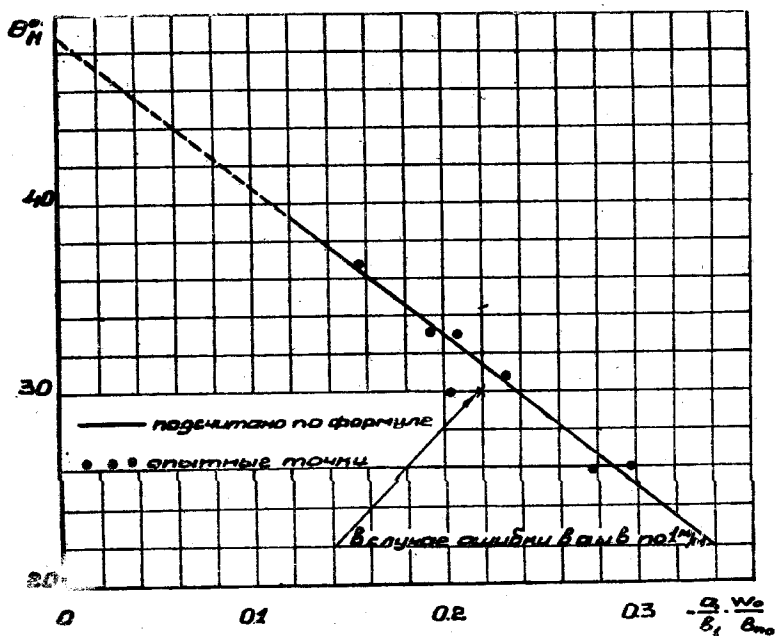
Обращает на себя внимание лишь одна точка (фиг. 12), выпавшая на $2,8^\circ$.

Оценим теперь точность, с которой были получены опытные результаты. Если предположить, что во время проведения опытов при установке предкрылка была допущена ошибка в координатах a и b по одному миллиметру в сторону возрастания координаты a и убывания координаты b (последнее, вообще говоря, возможно), то, как видно из фиг. 12, абсцисса выпавшей точки должна быть смещена вправо (точка обозначена крестиком). В этом предположении разница в подсчитанных и опытных значениях угла θ_n для рассматриваемой точки достигала бы всего $1,4^\circ$. Такая разница уже может быть покрыта точностью установки координаты c , так как ошибка в координате c на $0,5$ мм (возможная ошибка) соответствует ошибке в опытном значении угла θ , достигающей $1-1,5^\circ$.

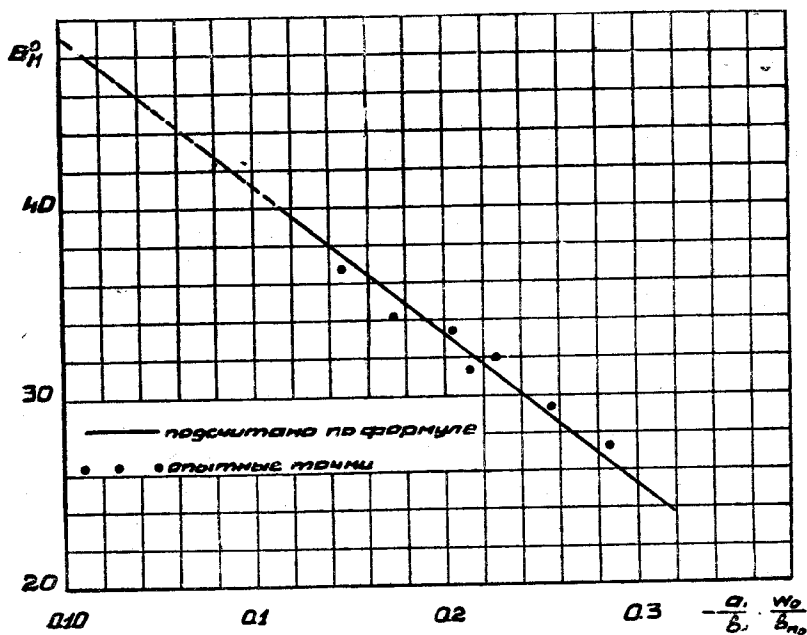
Кроме того нужно принять во внимание, что и точность самого эксперимента в трубе по определению $C_{y_{\max}}$ может повлиять на величину невыгоднейшего угла θ .

Как показывает рассмотрение фиг. 2, ошибка в определении $C_{y_{\max}}$ может повлечь за собой ошибку в значении координаты c , которое мы принимаем за невыгоднейшее; последнее, в свою очередь, повлечет за собой и ошибку в невыгоднейшем значении угла θ .

Другим источником ошибок, который нужно принять во внимание при сравнении опытных значений угла θ_n с подсчитанными по формуле, является точность, с которой производилась систематическая



Фиг. 12. Зависимость угла θ_n° установки предкрылка дужки Р-II-b от величины $\left(-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}\right)$



Фиг. 13. Зависимость угла θ_n° установки предкрылка дужки № 766 от величины $-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}$

обработка материалов. Последняя, в отношении определения углов θ , может быть оценена в $0,2-0,3^\circ$.

Итак, анализ точности имеющегося материала показывает, что точность его полностью покрывает разброс опытных точек соответствующих дужкам Р-II-b и 766. Рассмотрим результаты, относящиеся к остальным дужкам.

На фиг. 14 приведены результаты подсчетов и опытные точки, соответствующие дужкам М-12-а, М-12-б, М-12-в и М-12-г.

К сожалению, число испытаний этих дужек, по сравнению с предыдущими, было невелико, каждая дужка испытывалась только при четырех положениях носика предкрылка, причем из соответствующих им четырех опытных точек первые точки следует игнорировать (на диаграмме около этих точек стоят знаки вопроса) ввиду того, что они относятся к положениям предкрылков, весьма близким к основным частям дужек (см. табл. 4, 5, 6 и 7)¹. Между прочим вследствие указанной причины подсчитанные прямые, соответствующие области, расположенной между наивыгоднейшей и основной частью дужки, проведены пунктиром. Угол θ_n в этой области расположения предкрылка не удовлетворяет уравнению (3).

При рассмотрении фиг. 14 обращает на себя внимание больший разброс опытных точек по сравнению с тем, который имел место на диаграммах 12 и 13. На диаграмме 14 различия в опытных и подсчитанных значениях угла θ_n достигают 2 и даже $2,3^\circ$ ². Это, видимо, объясняется меньшей точностью, с которой производились соответствующие эксперименты. В отличие от разобранных выше опытов, которые проводились инженерами, рассматриваемые опыты, как и дальнейшие, производились молодыми техниками. Несмотря на это, если руководствоваться даже степенью точности, указанной выше, ошибки опыта превосходят разброс, наблюдающийся на диаграмме 14. Действительно, как мы видели выше, расхождение в значениях θ_n на величину $2,8^\circ$ покрывалось точностью опыта, между тем на диаграмме 14 наибольшее отклонение меньше указанного; первое, как мы видим, достигает лишь $2,3^\circ$.

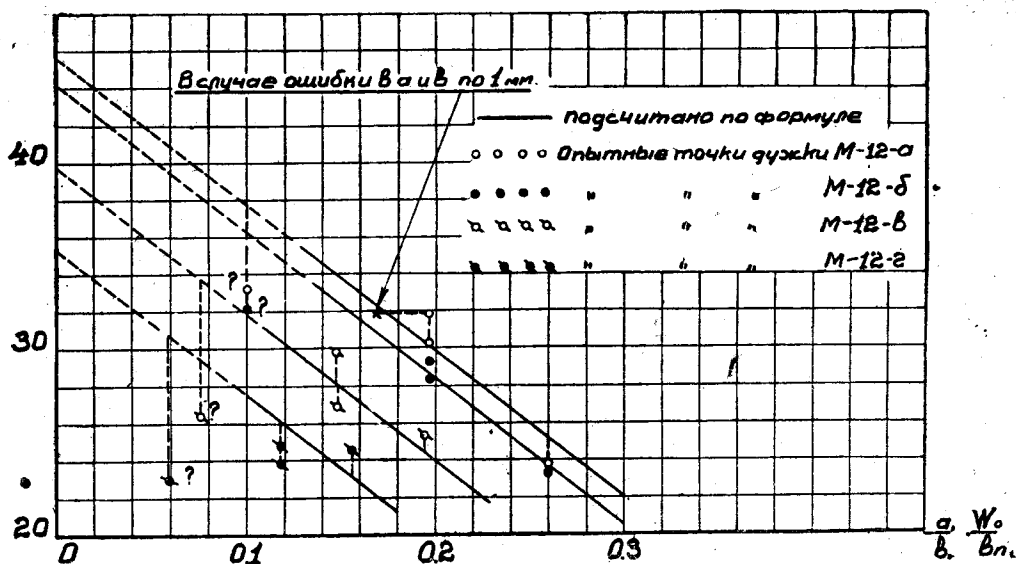
С целью еще раз проиллюстрировать, насколько может измениться абсцисса опытной точки при предельно возможной ошибке в установке координат a и b , принимаемой равной одному миллиметру, проведен пересчет абсциссы одной из точек дужки М-12-а. Точка, соответствующая пересчитанной абсциссе, изображена крестиком. Как видно из рассмотрения диаграммы, опытная точка после пересчета смещается влево настолько, что вместо превышения в опытном значении угла θ_n на $1,6^\circ$ имеет место расхождение по сравнению с его подсчитанным значением, равное $0,4^\circ$ в противоположную сторону. Если аналогичный пересчет выполнить для наиболее выпавшей точки, то вместо наблюдающегося различия, равного $2,3^\circ$, несоответствие в опытных и подсчитанных значениях угла θ_n будет достигать всего $0,2^\circ$.

Если предположить, что для этой точки ошибка в каждой из координат a и b достигала всего лишь $0,5$ мм, то опытное значение угла θ_n для рассматриваемой точки будет отличаться от подсчитанного значения на $1,4^\circ$, такое различие уже покрывается точностью установки координаты c и в особенности точностью самого определения наивыгоднейшей координаты c по продувке.

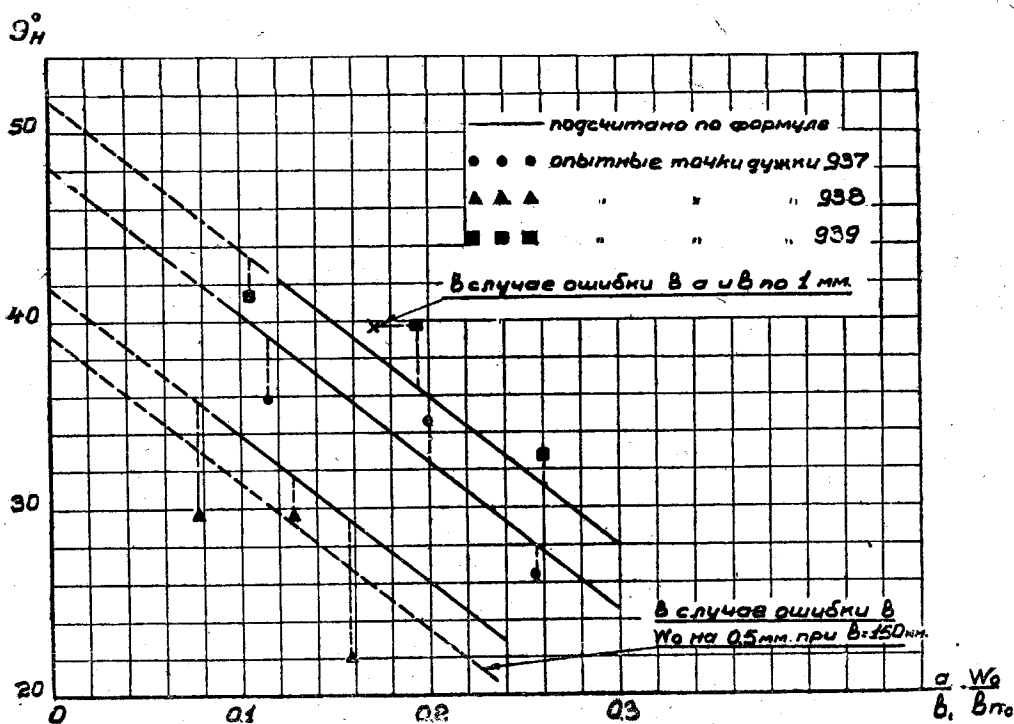
Рассмотрим теперь фиг. 15, на которой приведены результаты, относящиеся к дужкам 937, 938 и 939. Испытания этих дужек проводились только при трех положениях носика предкрылка, опреде-

¹ Все полученные результаты в части, касающейся определения θ_n , относятся только к положениям носиков предкрылков, близким к наивыгоднейшему.

² За исключением данных, относящихся к дужке М-12-б.



Фиг. 14. Зависимость угла θ_n установки предкрылка у дужек М-12-а, М-12-б, М-12-в и М-12-г от величины $-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}$.



Фиг. 15. Зависимость угла θ_n установки предкрылка у дужек 937, 938 и 939 от величины $-\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}}$.

лявшихсья тремя парами значений координат a и b . Разброс опытных точек, соответствующих дужкам 937 и 939, лишь не намного превышает разброс, наблюдавшийся в разобранных выше испытаниях и, как это видно из анализа точности эксперимента, за исключением отклонений первых (левых) точек, покрывается этой точностью. Значительные несоответствия в опытных и подсчитанных значениях угла θ_n для первых точек показывают, что в этой области формула (3) уже неприменима. Этого следовало ожидать, так как рассматриваемые точки соответствуют положениям предкрылка, находящимся на довольно большом расстоянии (табл. 8 и 10) от наивыгоднейшего.

Обращают на себя внимание результаты, относящиеся к дужке 938. Для этой дужки подсчитанная прямая располагается в стороне от всех опытных точек. Объяснить последнее можно только тем, что дужка 938 почти симметричная, и уже небольшое изменение вогнутости значительно влияет на величину подсчитанного значения угла θ_n ; между тем, как показывает практика, в случае недостаточно просушенного материала деревянные модели „ведет“ довольно сильно. Если предположить, что заднюю кромку данной модели „повело“ на 1 мм (искажение вполне допустимо), то вогнутость ее, следовательно, должна была измениться на 0,5 мм, а последнее приводит к новой подсчитанной прямой, показанной пунктиром. В этом предположении подсчитанная прямая проходит между опытными точками.

С другой стороны, наша конечная цель заключается в том, чтобы найти наивыгоднейший угол θ_n при наивыгоднейшем положении носика предкрылка. Опытное значение угла θ_n , соответствующее наивыгоднейшему положению носика предкрылка для дужки 938, отличается от подсчитанного по формуле, даже без учета возможной поправки, на величину $2,1^\circ$. Ошибка в $2,1^\circ$, как это будет видно из дальнейшего изложения, влечет за собой для данной дужки весьма невысокий процент ошибки в определении $C_{у\max}$, и, следовательно, ею можно пренебречь.

Итак, оценивая в целом результаты проведенных сравнений, совпадение опытных значений угла θ_n с подсчитанными по формуле (3) можно признать вполне удовлетворительными.

Сравним теперь для всех дужек углы θ_n , подсчитанные по формуле, с определенными опытным путем, при наивыгоднейших положениях носиков предкрылков. Эти данные приведены в табл. 12, где приведены также соответствующие наивыгоднейшим положениям предкрылка значения $C_{у\max}$. Значение $C_{у\max}$ с индексом „подсчит.“ для каждой дужки определялось следующим образом. Зная величину θ_n подсчит., можно по чертежу разрезной дужки определить наивыгоднейшую координату c , а по кривой $C_{у\max}$, построенной в функции координаты c (см. напр. фиг. 2), определить и $C_{у\max}$, соответствующий подсчитанному значению $C_{наив.}$. В таблице кроме того приведены расхождения $\Delta C_{у\max} = C_{у\max \text{ опытн.}} - C_{у\max \text{ подсчит.}}$, вычисленные в процентах от $C_{у\max \text{ опытн.}}$. Наибольший интерес представляют эти последние данные.

Рассмотрение таблицы показывает, что для большинства дужек расхождения в $C_{у\max}$ не превышают одного процента. Сравнительно большее расхождение, равное $5,3\%$, имеет место лишь у одной дужки, а именно, у дужки 939. Указанное расхождение можно было бы уменьшить, изменив уравнение (2) гиперболы, приведенной на фиг. 11. Как видно из этой диаграммы, точка, соответствующая дужке 939, располагается намного правее всех остальных опытных точек. Введя дробную степень в уравнение гиперболы, можно было бы достигнуть

того, чтобы гипербола проходила и через рассматриваемую точку. Однако последнее было бы достигнуто ценой усложнения формулы, между тем дужки типа дужки 939 в настоящее время почти не применяются на практике; ее параметр вогнутости достигает 5,4% от хорды при относительной толщине, равной 13% от хорды. Ввиду указанных соображений было решено не усложнять формулы и для таких крайних (предельных) дужек довольствоваться немного меньшей точностью.

Таблица 12

Значение угла θ° наив., $C_{y_{\max}}$ и ошибки в величине $C_{y_{\max}}$

Дужка	θ° наив. подсчитан.	θ° наив. опытное	$C_{y_{\max}}$ подсчит.	$C_{y_{\max}}$ опытно.	$\Delta C_{y_{\max}} \%$
P-II-b	30,2	30,8	1,101	1,108	0,6
766	32,2	31,4	0,873	0,875	0,2
M-12-a	30,1	30,3	0,770	0,770	0,0
M-12-6	28,7	28,4	0,725	0,725	0,0
M-12-b	28,2	29,9	0,760	0,765	0,7
M-12-г	23,2	24,6	0,845	0,850	0,6
937	32,5	34,7	0,960	0,980	2,5
938	31,6	29,5	0,905	0,920	1,6
939	36,4	39,8	0,975	1,030	5,3

Оценим в целом наблюдающиеся расхождения. Если подсчитать средний процент ошибки, то он оказывается равным 1,3%, т. е. находится в пределах той точности, с которой определяется $C_{y_{\max}}$ разрезных крыльев в аэродинамических трубах.

Итак можно считать, что первая часть поставленной выше задачи решена, а именно, найдена экспериментальная формула, позволяющая по координатам a_1 и b_1 предкрылка, соответствующим наивыгоднейшему положению его носика, отыскать и интересующий нас наивыгоднейший угол θ_n .

Перейдем теперь ко второй части работы, под которой мы подразумеваем вывод формул, определяющих наивыгоднейшее положение носика предкрылка. Займемся сперва отысканием наивыгоднейшей координаты a_1 .

Исходя из принятого нами физического представления (стр. 12), следовало ожидать, что по мере увеличения хорды предкрылка, наивыгоднейшая координата a_1 , во избежание ухудшения обтекания основной части крыла, также должна увеличиваться. Поэтому оптимальные значения $C_{y_{\max}}$, соответствующие различным положениям предкрылка, были построены в функции отношения $\frac{a_1}{b_n}$. Указанные построения были выполнены лишь для случаев, при которых координата b_1 менялась по линейному закону.

Полученные кривые приведены на фиг. 16; рассмотрение их показывает, что вследствие удачно выбранного независимого переменного наибольшие из оптимальных значений $C_{y_{\max}}$ для всех дужек соответствуют приблизительно постоянной величине отношения $\frac{a_1}{b_n}$.

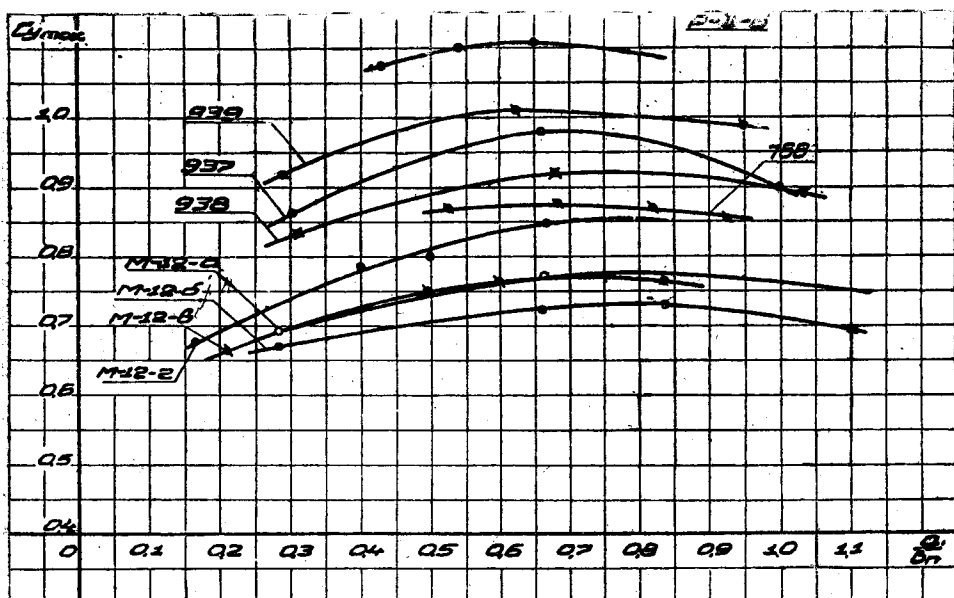
С целью уточнения величины наивыгоднейшего отношения $\frac{a_1}{b_{\Pi}}$, была проведена дополнительная систематическая обработка, в результате которой была найдена следующая эмпирическая формула:

$$\left(\frac{a_1}{b_{\Pi}}\right)_{\text{наиб.}} = 0,83 + \frac{0,001}{(w_0 + \sigma_0^2) \cdot b_{\Pi_0}} - 2k_0. \quad (4)$$

Для непосредственного определения наивыгоднейшего значения координаты a_1 формулу (4) легко привести к такому виду:

$$a_{1\text{наиб.}} = (0,83 - 2k_0) \cdot b_{\Pi} + \left(\frac{0,001}{w_0 + \sigma_0^2}\right)^2. \quad (5)$$

Входящий в формулы (4) и (5) параметр k_0 равен $k_0 = \frac{k}{b_{\Pi}}$. В свою очередь величина k (фиг. 8) представляет собой расстояние



Фиг. 16. Зависимость величины $C_{y \max}$ от значения параметра $\frac{a_1}{b_{\Pi}}$.

между передними точками внутренней и внешней хорд предкрылка. Значения параметра k_0 для предкрылков всех дужек приведены в табл. 1.

С целью иллюстрации расхождений между опытными и подсчитанными значениями $\left(\frac{a_1}{b_{\Pi}}\right)_{\text{наиб.}}$ приведена диаграмма изменения наивыгоднейшего отношения $\left(\frac{a_1}{b_{\Pi}}\right)$ в функции величины параметра $(0,83 + \frac{0,001}{(w_0 + \sigma_0^2) b_{\Pi_0}} - 2k_0)$ (фиг. 17). Кроме того в табл. 13 даны как опытные, так и подсчитанные значения $\left(\frac{a_1}{b_{\Pi}}\right)_{\text{наиб.}}$.

Рассмотрение фиг. 17 и табл. 13 показывает, что несоответствия между опытными и подсчитанными значениями невелики. Учитывая чрезвычайно пологий характер кривых $C_{y \max}$, построенных в функции отношения $\frac{a_1}{b_{\Pi}}$, несоответствия в подсчитанных и опытных значениях $\left(\frac{a_1}{b_{\Pi}}\right)$ вызывают настолько незначительные ошибки в $C_{y \max}$, что ими вполне можно пренебречь. Наибольшее расхождение имеет место для дуж-

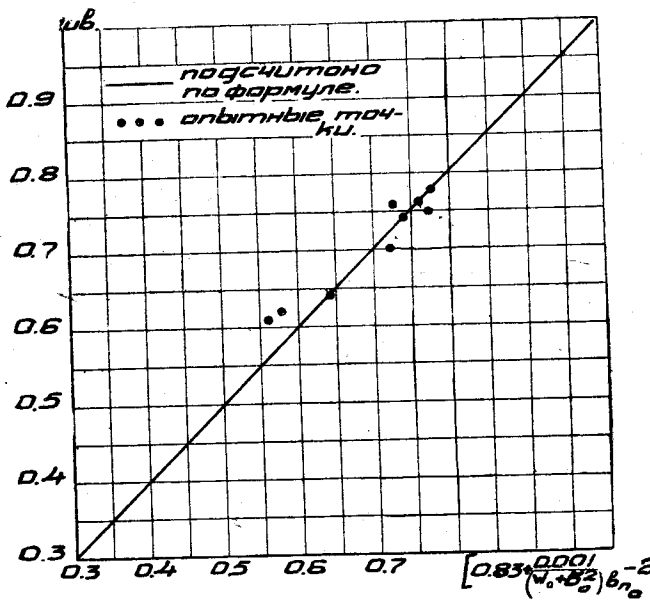
ки 939; соответствующие ей значения $(\frac{a_1}{b_n})_{\text{наив}}$ отличаются на величину 0,072, что, однако, приводит к ошибке в $C_{y \text{ max}}$ всего только равной 0,5%.

Таким образом вопрос об определении наивыгоднейшей координаты a_1 можно было считать решенным; для завершения работы оставалось лишь найти метод определения наивыгоднейшей координаты b_1 .

Таблица 13

Значение величины $(\frac{a_1}{b_n})_{\text{наив}}$, подсчитанные и определенные опытным путем

Дужка	$(\frac{a_1}{b_n})$ подсчитан.	$(\frac{a_1}{b_n})$ опытно.
Р-II-b	0,578	0,620
766	0,642	0,640
М-12-а	0,760	0,760
М-12-б	0,726	0,760
М-12-в	0,772	0,750
М-12-г	0,776	0,775
937	0,724	0,700
938	0,740	0,740
939	0,558	0,630



Фиг. 17. Сравнение подсчитанной величины $(\frac{a_1}{b_n})_{\text{наив}}$ с ее значением, найденным опытным путем.

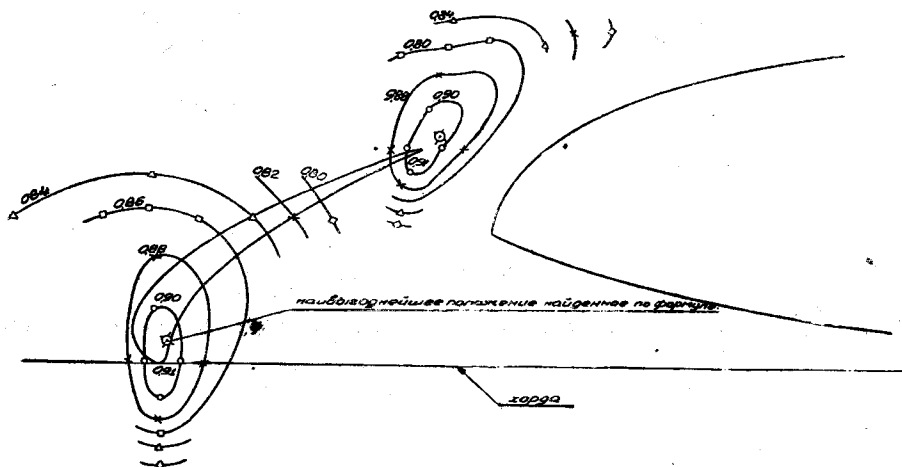
Однако определение последней представило трудности в том смысле, что мы не располагали достаточным количеством исходных данных. Подробные испытания, при которых координата a_1 оставалась постоянной, а координата b_1 варьировалась, были проведены только с дужками Р-II-b и 766. Поэтому пришлось обратиться к заграничным испытаниям. Мы воспользовались подробными испытаниями дужки R.A.F-31 (данные были заимствованы из журнала R.A.S. № 8 за 1931 г.) и результатами испытаний дужки Clark-Y, которые были опубликованы в Report'e NACA № 400. Попутно результаты испытаний указанных дужек были использованы для проверки формул (3) и (4). Параметры дужек R.A.F-31 и Clark-Y приведены в табл. 14.

Таблица 14

Параметры профилей и предкрылков дужек R.A.F-31 и Clark-Y

Дужка	w_0	σ_0	δ	ψ_1	δ_n	k_0	b_{n0}
R.A.F-31	0,0231	0,130	6,2°	83,5°	12,5°	0,0625	0,135
Clark-Y	0,0357	0,117	5,7°	50,5°	18°	0,1475	0,147

Рассмотрим метод, примененный англичанами при обработке результатов испытаний дужки R.A.F.-31. На фиг. 18 даны контуры, определяющие положения предкрылка этой дужки, соответствующие одинаковым значениям $C_{y_{max}}$. Чертеж нужно понимать следующим образом. Поместив носик предкрылка (на фиг. 8 обозначен буквой G_1) на одну из линий переднего семейства контуров, совмещаем его хвостик с линией второго семейства контуров, отмеченной аналогичными обозначениями; полученное таким образом положение предкрылка соответствует оптимальному значению $C_{y_{max}}$, численное значение которого указано рядом с рассматриваемыми линиями. Отсюда следует, что наиболее выгодное расположение предкрылка соответствует тому случаю, при котором носик и хвостик предкрылка находятся в центрах замкнутых контуров. По немного сходному методу были обработаны и американские испытания.



Фиг. 18. Контуры, определяющие величину $C_{y_{max}}$ дужки R.A.F.-31 с предкрылком в зависимости от его положения.

Рассмотрение фиг. 18 показывает, что контуры, определяющие одинаковые значения $C_{y_{max}}$, представляют собой довольно растянутые овалы, большая ось которых расположена приблизительно параллельно направлению, вдоль которого мы отсчитываем координату b_1 . Из этого следует, что значительное изменение только одной координаты b_1 весьма мало сказывается на оптимальном значении $C_{y_{max}}$.

Аналогичный вывод можно сделать и на основе рассмотрения, как американских опытов, так и опытов с дужками P-II-b и 766. Надо думать, что отмеченная закономерность присуща всем дужкам с предкрылками. Вследствие этого можно с достаточным приближением считать, что в известной области, близкой к наиболее выгодной, значение $C_{y_{max}}$ почти не зависит от величины координаты b_1 предкрылка.

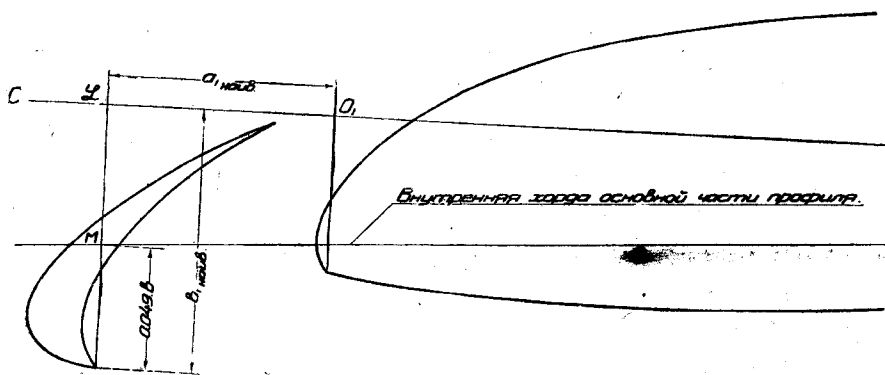
Указанное свойство позволяет рекомендовать для большинства дужек с предкрылками вполне определенный метод отыскания наиболее выгодного значения координаты b_1 , несмотря на то, что последний был найден на основе обработки результатов испытаний только четырех дужек.

Сущность предлагаемого метода сводится к следующему. Фиксируем на оси O_1C (фиг. 19) точку L , расстояние которой от начала координат O_1 равняется a_1 наиб.; через эту точку L проводим линию, перпендикулярную к оси O_1C ; эта линия в точке M пересечет продолжение внутренней хорды основной части профиля. От точки M вдоль

линии LM откладываем вниз отрезок MN , равный $0,049 \cdot b$, где b — хорда исходного профиля. Расстояние LM и равняется искомому наиболее выгодному значению координаты b_1 .

Из указанного построения кроме того следует, что точка N есть наиболее выгодное положение точки G_1 предкрылка.

Чтобы оценить точность, с которой была получена рекомендуемая длина отрезка MN , равная $0,049 \cdot b$, укажем ее опытные значения, соответствующие наиболее выгодным положениям предкрылков дужек Р-П-б, 766, R.A.F.-31 и Clark-Y. Опытные значения длин отрезков MN оказались равными $0,043 \cdot b$; $0,045 \cdot b$; $0,053 \cdot b$ и $0,043 \cdot b$. При их вычислении за наиболее выгодные положения предкрылков дужек R.A.F.-31 и Clark-Y принимались положения, соответствующие случаям помещения носиков предкрылков (точек G_1) в центрах семейств контуров, определяющих постоянные значения $C_{у\max}$ (фиг. 18). Расхождения в опытных значениях длин отрезков MN нужно признать сравнительно небольшими, что и позволило за наиболее выгодную длину отрезка MN принять их среднюю арифметическую величину.



Фиг. 19. Пример определения наиболее выгодного значения координаты b_1 .

Ошибка в величине $C_{у\max}$, вытекающая отсюда, чрезвычайно невелика, и ею вполне можно пренебречь. Например, для дужки R.A.F.-31 изменение длины отрезка MN в пределах от $0,035 \cdot b$ до $0,072 \cdot b$ вызывает ошибку в $C_{у\max}$, равную только $1,1\%$.

Сравним теперь опытные и подсчитанные значения наиболее выгодных координат a_1 и b_1 предкрылков дужек R.A.F.-31 и Clark-Y. В табл. 15 приведены соответствующие им отношения $\left(\frac{a_1}{b_{\text{п}}}\right)_{\text{наб.}}$ и $\left(\frac{b_1}{b}\right)_{\text{наб.}}$.

Для дужки R.A.F.-31 сравнение можно произвести и по фиг. 18, на которой подсчитанное положение носика предкрылка отмечено кружком с лапками; оно находится почти в центре замкнутых контуров, определяющих одинаковые значения $C_{у\max}$.

Что касается дужки Clark-Y, то расхождения в значениях $\left(\frac{a_1}{b_{\text{п}}}\right)_{\text{наб.}}$ на величину $0,031$ и в значениях $\left(\frac{b_1}{b}\right)_{\text{наб.}}$ на величину $0,009$ (см. таблицу), как это показали построенные интерполяционные графики, соответствуют ошибке в $C_{у\max}$, равной $0,2\%$.

Кроме сравнения наиболее выгодных значений координат a_1 и b_1 , для дужек R.A.F.-31 и Clark-Y было проведено сравнение наиболее выгодных углов $\theta_{\text{н}}$, и по способу, указанному выше, были опреде-

1 Соответствуют верхней и нижней точкам контура, определяющего его $C_{у\max} = 0,9$.

лены ошибки в $C_{y_{\max}}$. Последние данные также приведены в табл. 15 из рассмотрения которой видно, что соответствующие ошибки равны 0,6 и 0,9% от оптимального значения $C_{y_{\max}}$. Для иллюстрации

Таблица 15

Значение наиболее выгодных координат предкрылков и $C_{y_{\max}}$ для дужек R.A.F.-31 и Clark-Y, подсчитанных по формулам и найденных опытным путем

Дужка	Подсчитано по формуле		Найдено опытным путем				Подсчитано по формуле при значениях a и b , найденных из опыта		
	$\frac{a_1}{b_n}$	$\frac{b_1}{b}$	$\frac{a_1}{b_n}$	$\frac{b_1}{b}$	θ_n	$C_{y_{\max}}$	θ_n	$C_{y_{\max}}$	$\Delta C_{y_{\max}} \%$
R.A.F.-31	0,891	-0,1135	0,896	-0,122	33,7	0,91	32,5°	0,905	0,6
Clark-Y	0,673	-0,124	0,642	-0,133	30,5	0,92	29,2°	0,913	0,9

хорошего соответствия между опытным путем и путем подсчетов найденными наиболее выгодными расположениями предкрылка на фиг. 18, в виде примера, кружком с лапками отмечены наиболее выгодные положения носика и хвостика предкрылка дужки R.A.F.-31, найденные путем подсчетов, тогда как опытным путем найденное расположение предкрылка дается контуром профиля предкрылка.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Итак, наиболее выгодное расположение предкрылка, обеспечивающее оптимальный $C_{y_{\max}}$, находится следующим образом:

Координата a_1 подсчитывается по формуле

$$a_1 = (0,83 - 2k_0) \cdot b_n + \frac{0,001}{w_0 + \sigma_0^2} \cdot b. \quad (5)$$

Координата b_1 определяется по расстоянию точки G_1 предкрылка от внутренней хорды основной части. Последнее расстояние, измеренное вдоль линии LM (фиг. 19), должно равняться величине 0,049 b .

Наиболее выгодный угол θ_n находится по формуле:

$$\theta_n = 57,5 + 79 \left(\frac{a_1}{b_1} \cdot \frac{w_0}{b_{n0}} \right) - \frac{15 \cdot b_{n0}}{(w_0 + \sigma_0^2) \sqrt{\psi_1}} \quad (3)$$

в которую вместо a_1 и b_1 нужно вставить их значения, определенные только что указанным образом.

Угол φ_n находится из уравнения:

$$\varphi_n = \theta_n + \delta_n - \delta.$$

Согласно проведенной обработке оказалось, что вызываемые несоответствиями между опытными и подсчитанными значениями угла θ_n ошибки в определении оптимальной величины $C_{y_{\max}}$ для большинства дужек не превышают ошибок эксперимента. Лишь для одной дужки наблюдалась ошибка, равная 5,3% от $C_{y_{\max}}$, определенного опытным путем; однако при этом нужно принять во внимание, что профиль рассматриваемой дужки значительно отличался от употребляющихся в настоящее время в самолетостроении. Точно также оказалось, что вызываемые расхождениями в опытных и подсчитанных значениях наиболее выгодных координат a_1 и b_1 ошибки в определении $C_{y_{\max}}$ настолько незначительны, что ими вполне можно пренебречь. Наибольшая ошибка в рассматриваемом случае не превышала 0,5%.

Таблица 16

Координаты профилей Р-II-b, М-12, 747, 934, 935 и 936 в миллиметрах

Р-II			М-12		747		934		935		936	
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	0,00	0,00	5,37	5,37	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
2,00	4,58	-2,22	8,07	4,00	3,01	-2,53	3,56	-2,54	3,94	-2,34	3,80	-2,19
4,00	6,70	-3,00	9,45	3,075	4,30	-3,36	5,00	-3,24	5,02	-3,07	5,77	-2,95
6,00	8,21	-3,39	10,61	2,41	5,35	-3,89	6,15	-3,71	6,85	-3,51	6,37	-3,41
8,00	9,65	-3,65	11,49	1,885	6,16	-4,27	7,12	-4,03	7,12	-3,80	7,31	-3,70
10,00	10,70	-3,82	12,14	1,36	6,85	-4,49	7,93	-4,23	7,90	-4,09	8,12	-3,94
15,00	12,88	-4,10	13,53	0,60	8,35	-4,95	9,48	-4,68	9,52	-4,59	9,72	-4,44
20,00	14,42	-4,26	14,41	0,18	9,41	-5,35	10,75	-4,97	10,78	-4,89	10,92	-4,75
30,00	16,16	-4,31	15,33	0,075	10,77	-5,79	12,30	-5,14	12,26	-5,11	12,42	-4,91
40,00	16,69	-4,37	15,63	0,00	11,51	-6,05	13,00	-5,04	13,05	-4,93	13,49	-4,94
50,00	16,32	-4,35	15,76	0,00	11,86	-6,01	13,21	-4,75	13,51	-4,54	13,35	-4,51
60,00	15,56	-4,14	15,45	0,00	11,72	-5,99	13,01	-4,42	13,65	-3,86	13,25	-4,20
70,00	14,45	-3,84	14,79	0,00	11,27	-5,81	12,42	-4,00	13,55	-3,05	12,74	-4,11
80,00	13,09	-3,47	13,78	0,00	10,48	-5,52	11,64	-3,54	13,28	-2,09	11,57	-3,71
90,00	11,55	-3,06	12,54	0,00	9,41	-5,02	10,64	-3,06	12,92	-0,93	10,02	-3,70
100,00	9,39	-2,54	11,05	0,00	8,10	-4,68	9,39	-2,61	12,54	+0,35	8,01	-3,87
110,00	8,09	-2,04	9,27	0,00	6,70	-4,09	8,07	-2,16	11,80	+1,69	5,66	-4,24
120,00	6,20	-1,54	7,27	0,00	5,25	-3,45	6,24	-1,64	11,05	+3,21	2,97	-4,86
130,00	4,21	-1,02	5,05	0,00	3,65	-2,64	4,36	-1,19	10,24	+4,82	-0,31	-5,69
140,00	2,09	-0,55	2,59	0,00	2,03	-1,53	2,15	-0,69	9,34	+6,37	-3,89	-6,79
145,00	1,05	-0,29	1,345	0,00	1,22	-0,90	1,74	-0,44	8,84	+7,16	-5,82	-7,41
150,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,03	-0,03	0,22	-0,22	8,80	+8,05	-7,90	-8,00

Таблица 17

Координаты профиля Р-II-b в миллиметрах

Основная часть			Предкрылок		
Абсцисса.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	0,00	0,00	0,00	3,70	0,70
0,55	2,45	-3,05	0,50	5,21	1,90
2,00	5,25	-3,14	1,00	5,69	3,85
4,00	7,74	-3,33	1,50	6,03	0,00
6,00	9,52	-3,47	2,00	6,32	0,51
8,00	10,93	-3,54	3,00	6,58	1,55
10,00	12,12	-3,64	4,00	6,75	2,29
15,00	14,23	-3,85	5,00	6,85	2,79
20,00	15,65	-3,94	6,00	6,87	3,14
30,00	16,81	-4,25	7,00	6,78	3,37
40,00	16,94	-4,31	8,00	6,65	3,54
50,00	16,58	-4,20	9,00	6,49	3,64
60,00	15,56	-3,98	10,00	6,28	3,65
70,00	14,30	-3,66	11,00	6,05	3,66
80,00	12,79	-3,31	12,00	5,76	3,55
90,00	11,01	-2,99	13,00	5,41	3,41
100,00	9,21	-2,99	15,00	4,64	3,08
110,00	7,38	-1,97	17,00	3,76	2,56
120,00	5,91	-1,40	19,00	2,72	1,95
130,00	3,33	-0,91	21,00	1,65	1,06
140,00	1,26	-0,33	22,00	0,59	0,30
145,00	—	—	23,00	0,00	0,00

Таблица 18
Координаты профиля 76 в миллиметрах

Основная часть			Предкрылок		
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	3,65	3,65	0,00	3,20	3,20
0,55	5,80	3,37	0,50	3,61	2,27
2,00	8,03	2,78	0,84	3,81	0,00
4,00	10,03	2,04	1,50	3,84	0,51
6,00	11,24	1,61	2,00	3,90	0,81
8,00	12,15	1,34	3,00	3,92	1,27
10,00	12,90	0,99	4,00	3,82	1,56
15,00	14,08	0,48	5,00	3,68	1,76
20,00	14,79	0,18	6,00	3,54	1,84
30,00	15,58	0,00	7,00	3,26	1,88
40,00	15,84	0,00	8,00	2,96	1,83
50,00	15,80	0,00	9,00	2,64	1,73
60,00	15,35	0,00	10,00	2,22	1,48
70,00	14,62	0,00	11,00	1,38	1,16
80,00	13,61	0,00	12,00	1,24	1,03
90,00	12,28	0,00	13,00	1,07	0,68
100,00	10,62	0,00	14,56	0,00	0,00
110,00	8,85	0,00	—	—	—
120,00	6,73	0,00	—	—	—
130,00	4,43	0,00	—	—	—
140,00	2,15	0,00	—	—	—
—	—	0,00	—	—	—
149,42	0,00	0,00	—	—	—

Таблица 19
Координаты профиля М-12-а в миллиметрах

Основная часть			Предкрылок		
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	2,01	— 2,01	0,00	2,38	2,38
1,00	1,53	— 3,26	0,50	4,03	0,26
2,00	2,93	— 3,59	0,64	4,18	0,00
4,00	4,76	— 4,08	1,00	4,60	0,50
6,00	5,96	— 4,40	1,50	4,76	1,06
8,00	6,91	— 4,63	2,00	4,95	1,50
10,00	7,67	— 4,81	3,00	5,15	2,18
15,00	9,08	— 5,21	4,00	5,10	2,62
20,00	10,00	— 5,44	5,00	5,00	2,96
30,00	11,18	— 5,81	6,00	4,30	3,14
40,00	11,84	— 5,95	7,00	4,55	3,22
50,00	12,00	— 5,96	8,00	4,27	3,23
60,00	11,70	— 5,83	9,00	3,96	3,14
70,00	11,11	— 5,65	10,00	3,62	3,00
80,00	10,22	— 5,45	11,00	3,23	2,78
90,00	9,06	— 5,11	12,00	2,84	2,48
100,00	7,75	— 4,69	13,00	2,40	2,14
110,00	6,35	— 4,01	15,00	1,48	1,35
120,00	4,88	— 3,28	17,00	0,50	0,47
130,00	3,28	— 2,33	18,00	0,00	0,00
140,00	1,61	— 1,19	—	—	—
147,38	0,35	— 0,35	—	—	—

Таблица 20
Координаты профиля М-12-б в миллиметрах

Основная часть			Предкрылок		
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	— 2,79	— 2,79	0,00	2,58	2,58
1,00	— 0,73	— 3,19	0,50	4,15	0,56
2,00	+ 0,92	— 3,50	0,75	4,45	0,00
4,00	3,60	— 3,95	1,00	4,64	0,17
6,00	5,31	— 4,32	1,50	4,88	0,34
8,00	6,63	— 4,49	2,00	5,05	0,59
10,00	7,54	— 4,68	3,00	5,20	0,98
15,00	9,14	— 5,07	4,00	5,25	1,32
20,00	10,10	— 5,38	5,00	5,08	1,64
30,00	11,24	— 5,64	6,00	4,92	1,88
40,00	11,81	— 5,85	7,00	4,72	2,06
50,00	12,02	— 5,88	8,00	4,40	2,12
60,00	12,26	— 5,82	9,00	4,08	2,18
70,00	11,81	— 5,60	10,00	3,71	2,14
80,00	10,29	— 5,31	11,00	3,82	2,09
90,00	9,21	— 5,02	12,00	2,92	1,97
100,00	7,88	— 4,54	13,00	2,49	1,76
110,00	6,51	— 3,96	15,00	1,55	1,20
120,00	4,99	— 3,21	17,00	0,56	0,44
130,00	2,27	— 3,10	18,00	0,00	0,00
140,00	1,66	— 1,15	—	—	—
147,45	— 0,33	— 0,20	—	—	—

Таблица 21
Координаты профиля М-12-в в миллиметрах

Основная часть.			Предкрылок		
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	— 3,05	— 3,05	0,00	2,72	2,72
1,00	— 0,85	— 3,32	0,50	4,26	0,92
2,00	+ 0,81	— 3,72	1,00	4,82	0,16
4,00	3,00	— 4,10	1,14	4,88	0,00
6,00	4,64	— 4,36	1,50	5,10	0,27
8,00	6,00	— 4,61	2,00	5,30	0,61
10,00	7,05	— 4,82	3,00	5,54	1,17
15,00	8,87	— 5,16	4,00	5,62	1,63
20,00	10,02	— 5,46	5,00	5,68	2,01
30,00	11,24	— 5,76	6,00	5,55	2,38
40,00	11,80	— 5,91	7,00	5,30	2,63
50,00	11,91	— 5,99	8,00	5,28	2,84
60,00	11,85	— 6,00	9,00	5,09	2,98
70,00	11,01	— 5,79	10,00	4,86	3,07
80,00	10,15	— 5,51	11,00	4,62	3,10
90,00	8,99	— 5,22	12,00	4,35	3,12
100,00	7,66	— 4,76	13,00	4,06	3,06
110,00	6,25	— 4,16	15,00	3,44	2,86
120,00	4,70	— 3,39	17,00	2,77	2,44
130,00	3,10	— 2,51	19,00	2,06	1,90
140,00	1,39	— 1,57	21,00	1,28	1,22
147,33	0,30	— 0,20	23,00	0,46	0,42
			24,50	0,00	0,00

Таблица 22
Координаты профиля М-12-г в миллиметрах

Основная часть			Предкрылок.		
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	- 2,89	- 2,89	0,00	3,00	3,00
1,00	- 0,85	- 3,32	0,50	4,47	1,27
2,00	- 0,60	- 3,51	1,00	4,95	1,98
4,00	+ 2,75	- 3,96	1,38	5,20	0,00
6,00	4,45	- 4,38	2,00	5,47	0,52
8,00	5,76	- 4,60	3,00	5,76	1,23
10,00	6,81	- 4,81	4,00	5,90	1,83
15,00	8,74	- 5,16	5,00	5,95	2,31
20,00	9,92	- 5,48	6,00	5,98	2,74
30,00	11,29	- 5,80	7,00	5,95	3,04
40,00	11,85	- 5,94	8,00	5,85	3,38
50,00	12,00	- 5,98	9,00	5,80	3,58
60,00	11,69	- 5,99	10,00	5,65	3,74
70,00	10,98	- 5,83	11,00	5,50	3,86
80,00	10,04	- 5,58	12,00	5,32	3,94
90,00	9,03	- 5,27	13,00	5,15	3,96
100,00	7,76	- 4,81	15,00	4,75	3,90
110,00	6,38	- 4,11	17,00	4,26	3,74
120,00	4,89	- 3,26	19,00	3,74	3,42
130,00	3,25	- 2,64	21,00	3,14	2,96
140,00	1,57	- 1,22	23,10	2,54	2,44
147,20	0,00	0,00	25,00	1,87	1,80
			27,00	1,18	0,73
			30,00	0,44	0,39
			30,10	0,00	0,00

Таблица 23
Коэффициенты профилей 937, 938, 939 в миллиметрах

Основная часть 937			Основная часть 938		Основная часть 939		Предкрылок		
Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.	Абсцисса	Ордин. верхн.	Ордин. нижн.
0,00	- 1,24	- 1,24	- 1,24	- 1,24	- 1,24	- 1,24	0,00	3,15	3,15
0,74	+ 1,22	- 3,15	+ 1,22	- 3,15	+ 1,22	- 3,15	0,50	4,85	1,02
1,00	1,69	- 3,18	1,69	- 3,18	1,69	- 3,18	1,02	5,35	0,00
2,00	3,08	- 3,40	3,08	- 3,40	3,08	- 3,40	1,50	5,61	1,36
4,00	4,88	- 3,75	4,88	- 3,75	4,88	- 3,75	2,00	5,76	1,98
6,00	6,48	- 4,08	6,48	- 4,08	6,48	- 4,08	3,00	5,97	2,58
8,00	7,49	- 4,32	7,49	- 4,32	7,49	- 4,32	4,00	6,00	2,92
10,00	8,42	- 4,46	8,42	- 4,46	8,42	- 4,46	5,00	5,90	3,18
15,00	10,13	- 4,85	10,13	- 4,85	10,13	- 4,85	6,00	5,73	3,33
20,00	11,25	- 5,09	11,25	- 5,09	11,25	- 5,09	7,00	5,52	3,51
30,00	12,59	- 5,18	12,59	- 5,18	12,59	- 5,18	8,00	5,25	3,40
40,00	13,15	- 5,05	13,15	- 5,05	13,15	- 5,05	9,00	4,95	3,35
50,00	13,38	- 4,71	13,38	- 4,71	13,38	- 4,71	10,00	4,65	3,20
60,00	12,80	- 4,41	13,61	- 3,67	13,06	- 4,00	11,00	4,30	3,09
70,00	12,15	- 4,02	13,45	- 2,79	12,30	- 3,70	12,00	3,94	2,85
80,00	11,29	- 3,60	13,09	- 1,79	11,05	- 3,58	13,00	3,51	2,56
90,00	10,20	- 3,15	12,63	- 0,60	9,33	- 3,70	15,00	2,56	1,96
100,00	8,81	- 2,64	12,11	+ 0,68	7,50	- 4,06	17,00	1,47	1,14
110,00	7,25	- 2,15	11,49	+ 2,10	4,74	- 5,16	19,00	0,25	0,18
120,00	5,53	- 1,63	10,88	+ 3,64	1,93	- 5,18	19,35	0,00	0,00
130,00	3,70	- 1,08	10,00	+ 5,02	- 1,26	- 6,03			
140,00	1,76	- 0,48	9,05	+ 6,84	- 4,94	- 7,23			
147,10	0,15	- 0,15	8,25	+ 7,94	- 8,09	- 7,85			

Summary

The paper represents a systematic interpretation of data obtained from the tests of nine aerofoils equipped with leading edge slots, carried out at the CAHI Experimental Aerodynamic Laboratory.

The main purpose of the work was to develop an empirical formulae which would permit the determination of the best location of the auxiliary aerofoil i. e., one giving the maximum value of the lift coefficient obtainable with the arrangement.

As a result of the work the desired formulae were developed. To check these formulae, they were applied to two aerofoils tested in foreign laboratories.

The comparison shows a good agreement between the optimum position of the slots as determined experimentally and analytically by means of the developed formulae.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	стр.
Краткое содержание	2
Предисловие	3
Введение	5
Систематическая обработка	8
Заключение	30
Summary	35

Редактор Ф. С. Шаховской.

Техн. редактор А. Н. Савари.

Госмашметиздат № 275. Индекс МА-20-5-4. Тираж 1000. Сдано в набор 17/IX 1933 г.
Подп. в печ. 4/IV 1934 г. Формат бумаги 72 × 110. Автор. лист. 3¹/₈. Бум. лист. 1¹/₈.
Печ. зн. в бум. листе 124 000. Заказ № 132. Уполн. Главлит. № В-81333.

Замеченные опечатки и авторские исправления

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
19	19 сверху ф-ла (2)	w_0^2	w_0	корр.
26	7 сверху ф-ла (5)	$\left(\frac{0,001}{w_0 + \sigma_0^2} \right)^2$	$\left(\frac{0,001}{w_0 + \sigma_0^2} \right) \cdot b$	автора
29	2 сверху	LM	LN	автора
29	фиг. 19	Переднюю острую кромку предкрылка следует обозначить на чертеже буквой N .		тип.
31	Табл. 16, в заголовке	$P = \Pi = b$	$P = \Pi$	корр.

П. П. Красильщиков, О выборе наивыгоднейшего положения предкрылка.