

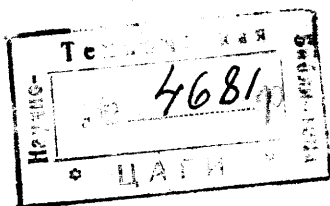
НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института
им. проф. Н. Е. Жуковского

Выпуск 256

В. Г. ПЕТРУНИН

КРУГОВАЯ ОБДУВКА
ЧЕТЫРЕХ ПРОФИЛЕЙ РОТОРА АВТОЖИРА
—
ИСПЫТАНИЕ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ
ОТСЕКА ЛОПАСТИ АВТОЖИРА В НАТУРУ



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

Москва

1 9 3 6

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Первая работа содержит результаты экспериментального исследования аэродинамических характеристик четырех профилей в аэродинамической трубе, в диапазоне углов атаки от 0 до 360°.

Для исследования были выбраны профили RAF-34, M-12, G-429 и так называемый профиль лопасти 2-ЭА — профиль G-429, искаженный в производстве при изготовлении лопастей ротора.

Исследование было предпринято с целью получения отсутствовавших до сих пор аэродинамических характеристик этих профилей в круговой обдувке, необходимых для развития теории и расчета ротора автожира, а также с целью относительной оценки указанных профилей.

Результаты заключаются в кривых C_y , C_x , C_m и C_p для $\lambda = 5$ и $\lambda = \infty$ по каждому профилю и в сводных графиках C_x , C_p , $\frac{C_y}{C_x}$, $\frac{C_y}{C_x}^{\frac{3}{2}}$ и запаса авторотации для $\lambda = 5$.

Кроме того, в приложении даны некоторые извлечения относительно первых трех профилей по другим испытаниям.

Результаты исследования указывают на преимущества профиля RAF-34, по сравнению с остальными тремя, для лопастей ротора автожира постоянного сечения и на чрезвычайно низкие характеристики профиля 2-ЭА.

* * *

Вторая работа содержит результаты испытания отсека лопасти автожира 2-ЭА с профилем G-429 в натуру в трубе ЦАГИ Т-2¹. Испытание проводилось в диапазоне от 0 до 180°.

Результаты испытаний даны в виде кривых C_L , C_y , C_m , C_p и $\frac{C_y}{C_x}$. Производственное искажение профиля G-429 вызвало значительное увеличение профильного сопротивления (до 0,007) и уменьшение качества. На положение центра давления это искажение не оказало заметного влияния.

В работе также приведено сравнение продувки в Т-2 с продувкой модели того же профиля в трубе Т-5. Это сравнение обнаружило большое различие во всех аэродинамических характеристиках.

Испытание было проведено в конце 1933 г. В его проведении и обработке результатов участвовали: инж. Е. Е. Похвальнова и техники О. К. Гаевский, С. Б. Масев и Л. В. Кокосов.

¹ Данные о трубе Т-2 имеются в следующих работах:
Г. А. Озеров. „Центральный аэро-гидродинамический институт“. Труды ЦАГИ, вып. 30. 1927.
Б. Я. Кузнецов. Лобовое сопротивление мотоцикла. Труды ЦАГИ, вып. 51. 1929.
Данные об автожире 2-ЭА см.:
инж. В. А. Кузнецов и инж. М. Л. Миль. Экспериментальный аппарат ЦАГИ типа автожира. „Техника воздушного флота“ № 5, 1933.

Отв. редактор В. Л. Александров

Техн. редактор И. Г. Гефтер

Сдано в набор 3 февраля 1936 г.

Подписано к печати 16 марта 1936 г.

Формат бумаги 72 × 105 ¹/₁₆
Уполн. Главлита № В-37214

2 печ. листа по 66000 зн. в листе.
Тираж 1000 экз. Зак. № 53

Типография ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17.



149.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Повышение летных качеств автожира находится в непосредственной зависимости от результатов работы по дальнейшему уточнению аэродинамического расчета автожира и, в первую очередь, его ротора, а также от результатов изучения влияния отдельных параметров на аэродинамические характеристики машины. Кроме того, задача улучшения автожира связана с изысканием оптимальных данных для различных параметров, определяющих физиономию машины. В свете этих задач работа по экспериментальному изучению различных профилей, употребляемых для лопастей ротора автожира, и их поведения на различных интересующих нас режимах имеет совершенно непосредственный актуальный интерес.

Экспериментальное исследование отсека лопасти автожира в натуральную величину и круговая обдувка четырех профилей, произведенные В. Г. Петруниным, вызваны были указанными выше соображениями. В результате произведенной работы мы получили весьма интересный материал для суждения о степени пригодности отдельных профилей для применения их в лопастях ротора автожира, а также ряд исходных соображений для разработки специальных технических требований по практическому изготовлению лопастей ротора на производстве и о возможных и допустимых отклонениях от теоретического профиля.

Ввиду того, что ни в заграничной литературе, ни в нашей нет достаточных материалов по затронутым в этих экспериментальных исследованиях вопросам, эти материалы приобретают весьма большой практический интерес.

Оба экспериментальных исследования производились в аэродинамической лаборатории ЦАГИ, под непосредственным наблюдением автора этих работ инж. Петрунина.

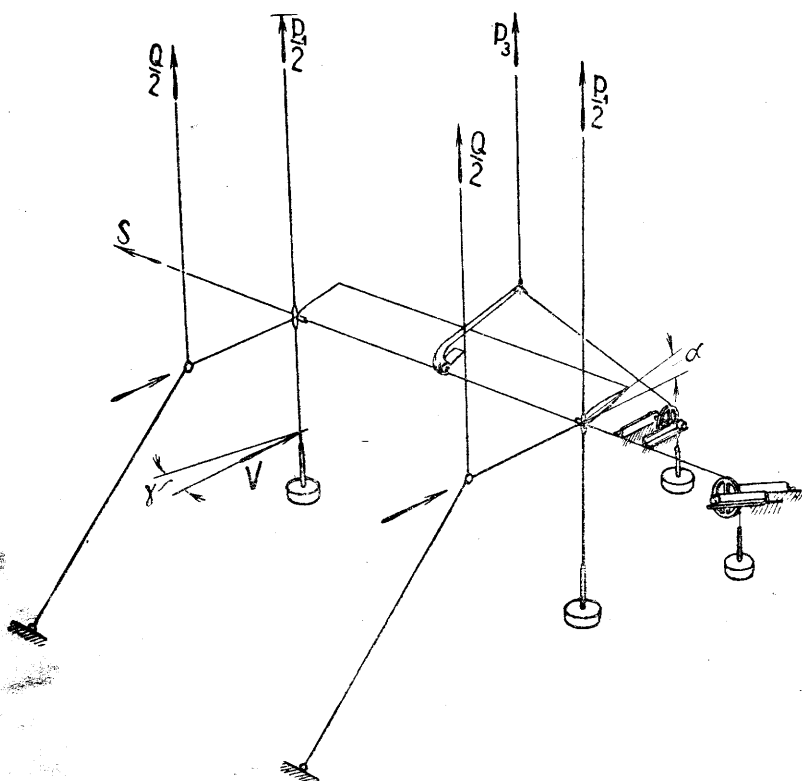
Начальник Отдела особых конструкций ЦАГИ

Инж. А. М. Изаксон

КРУГОВАЯ ОБДУВКА ЧЕТЫРЕХ ПРОФИЛЕЙ РОТОРА АВТОЖИРА

Введение

Современная теория ротора автожира, несмотря на свои практические успехи, мало пригодна для исследования ряда вопросов механики ротора. Последние приходится решать графоаналитическим путем. К числу таких вопросов относится и вопрос об оптимальном профиле лопасти. Однако, необходимых при графоаналитическом исследовании данных круговой обдувки профилей, пригодных для лопастей ротора, в литературе нет. Это обстоятельство и побудило ЦАГИ предпринять настоящую работу. Кроме того, по данным такой продувки непосред-



Фиг. 1. Схема подвески дужек для круговой обдувки в трубе Т-5.

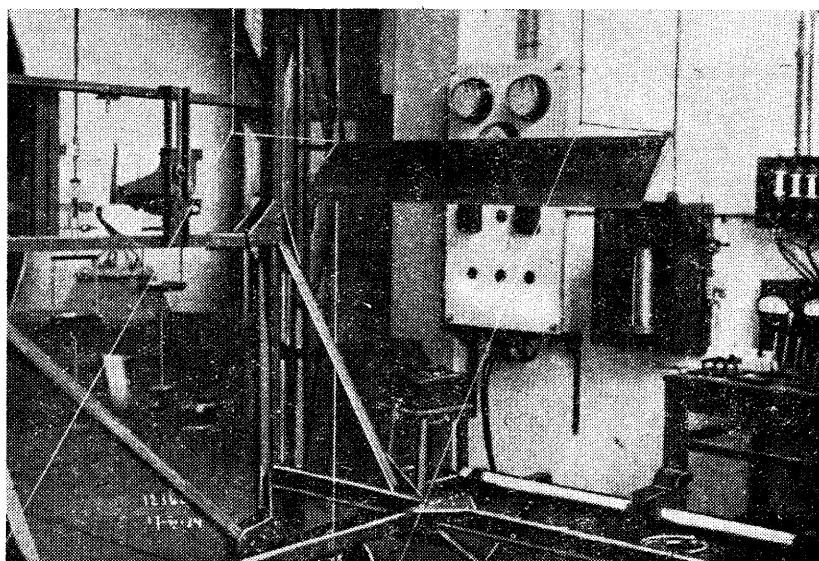
ственно можно судить, в первом приближении, об относительных достоинствах тех или иных профилей для лопастей ротора.

Для исследования были выбраны профили RAF-34, М-12 и G-429, близкие по относительной толщине и удовлетворяющие условиям работы

на лопастях ротора, т. е. имеющие удовлетворительные качество и профильное сопротивление и малые перемещения центра давления на летных углах. Последнее важно для предотвращения крутильных колебаний лопасти, которые, при перемещающемся центре давления, должны возникнуть, поскольку на любом элементе лопасти имеет место периодическое изменение углов атаки.

Профиль G-429 был дополнительно продут в косом потоке при угле скольжения $\gamma = 20^\circ$ (см. фиг. 1).

Эти профили были построены по координатам, данным в атласе профилей Ширманова и Горского², № 261, 157 и 93, причем последний был симметризован по верхним ординатам.



Фиг. 2. Подвеска испытуемой модели.

Кроме этих дужек была изготовлена и продута дужка с профилем лопасти автожира 2-ЭА (см. таблицу координат на стр. 21).

Этот профиль был получен осреднением промеров на восьми сечениях трехметрового отсека лопасти 2-ЭА, испытанного ранее в натуре в трубе Т-2.

Профили этих сечений возникли в результате производственных искажений. Представляло большой интерес выяснить, как эти искажения могли сказаться на аэродинамике профиля, который стоял на лопастях ротора автожира 2-ЭА,—реального автожира, построенного и находившегося в эксплуатации.

Несмотря на то, что испытанию подвергались дужки изолированные, а не серии, и что испытания проводились лишь при одном числе Рейнольдса, равном притом, приблизительно, 548 000, в то время, как в натуре на разных сечениях лопастей имеют место числа Рейнольдса от $\sim 20\,000$ до $\sim 3\,500\,000$,—все же мы полагаем, что несомненную ценность этим испытаниям придает то обстоятельство, что все они были проведены в одной трубе, в идентичных условиях, что позволяет в первом приближении сравнивать профили между собою.

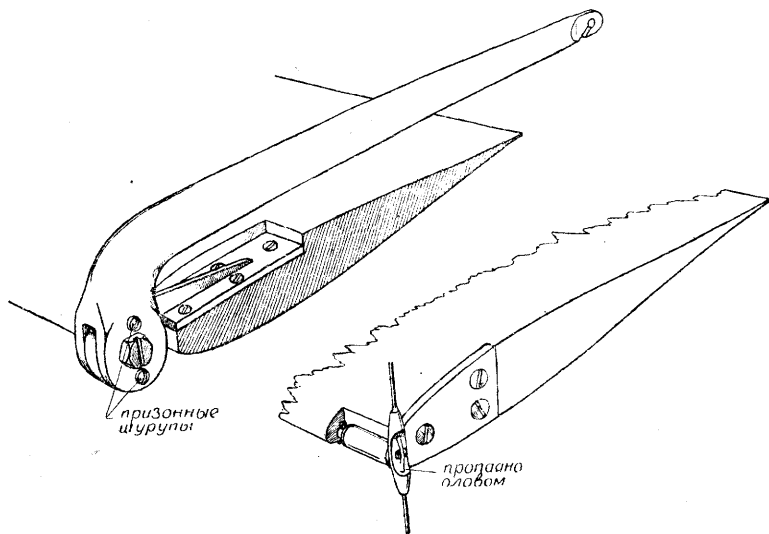
² П. М. Ширманов и В. П. Горский. Атлас аэродинамических характеристик авиационных профилей. ОНТИ. 1932.

Эксперимент

Эксперимент проводился в трубе Т-5 стандартными методами³. Исключение составляла лишь подвеска модели, которая была изменена таким образом, чтобы сделать возможной продувку на всем диапазоне углов атаки, не делая новых препарировок, и сократить тем самым длительность эксперимента.

Подвеска модели видна на фиг. 1 и 2, а детали крепления — на фиг. 3.

При продувке около $\alpha = 180^\circ$ возникали сильные вибрации модели, которым, видимо, благоприятствовала выбранная схема подвески.



Фиг. 3. Детали крепления.

Эти вибрации увеличили разброс точек, а также заставили отказаться от продувок на ряде углов атаки.

Обработка эксперимента

Полученные данные были исправлены на индукцию трубы. Пересчет C_x , C_y и C_m на бесконечный размах (фиг. 4—11), как принято в теории ротора, производился по формулам Глауэрта для прямоугольных крыльев, причем их применимость мы условно распространили на весь диапазон углов атаки (за исключением углов атаки около 180° , где в силу специфических явлений, о которых ниже будет сказано, $\frac{dC_y}{d\alpha}$ при $\lambda = 5$ значительно выше, чем теоретически возможно, а потому и пересчет вряд ли соответствовал бы физике явления).

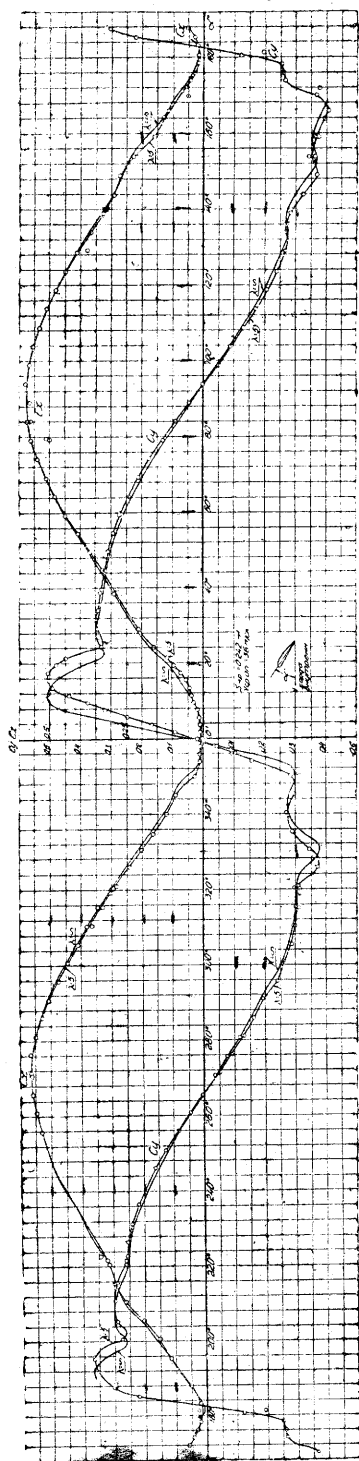
Коэффициент центра давления подсчитывался по формуле

$$C_p = \frac{C_m \cdot 100}{C_n},$$

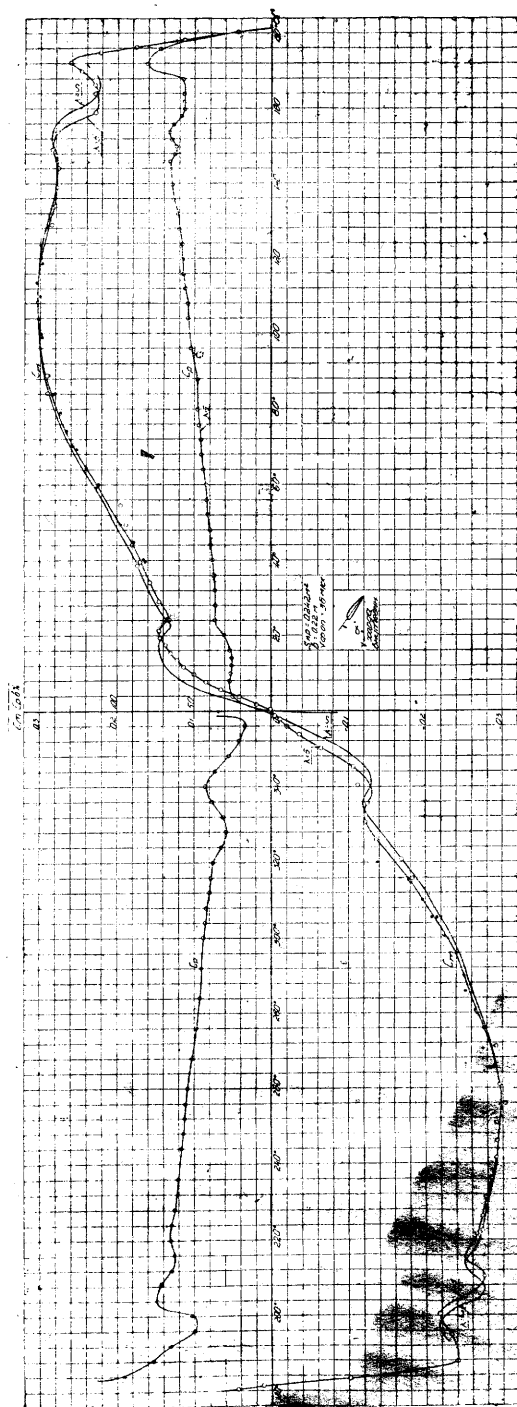
где

$$C_n = C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha.$$

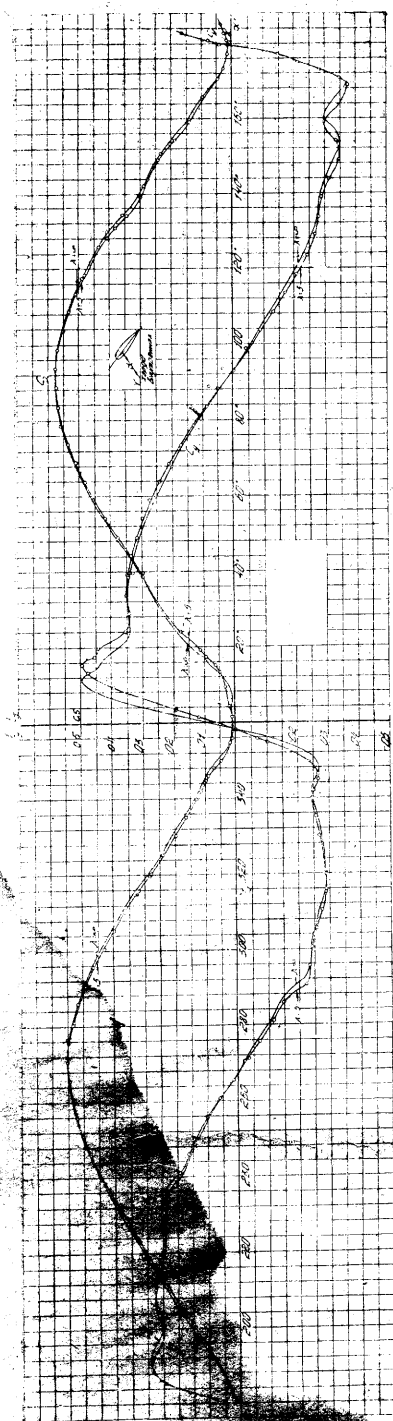
³ В. В. Белостоцкий. Индукция аэродинамической трубы Т-5 ЦАГИ. Труды ЦАГИ, вып. 226. 1935.



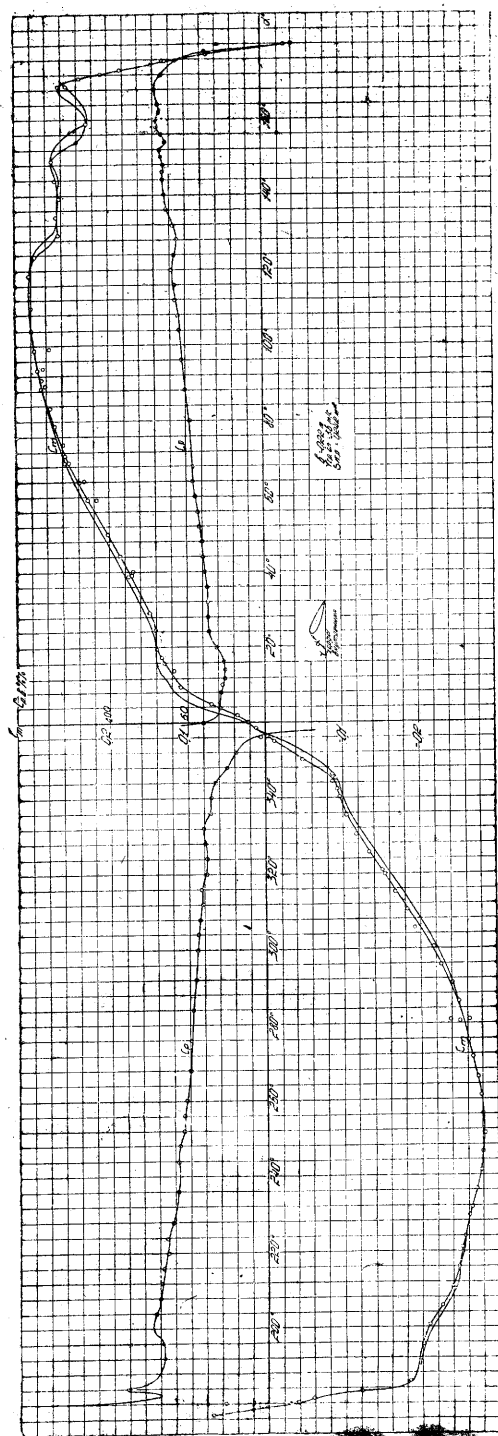
Фиг. 4. Кривые C_y и C_x профиля RAF-34.



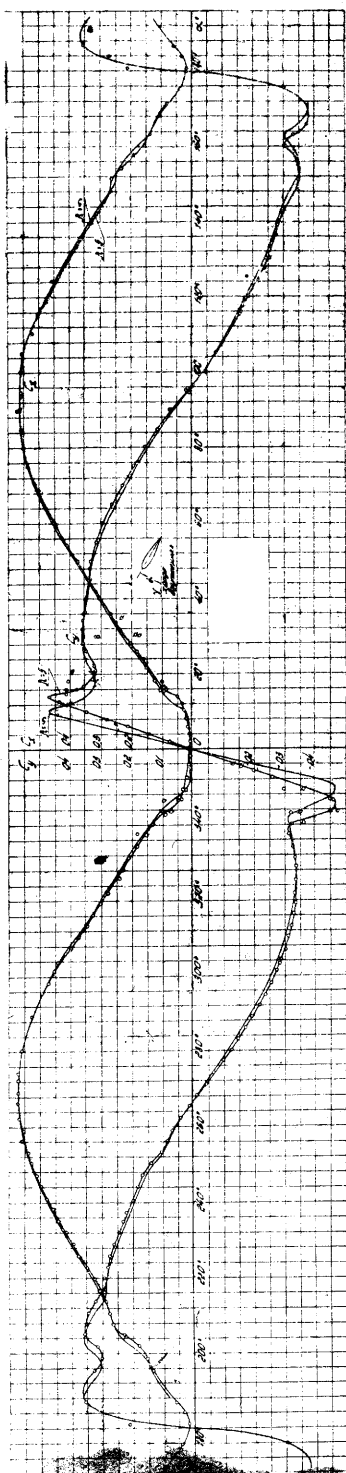
Фиг. 5. Кривые C_m и C_p профиля RAF-34.



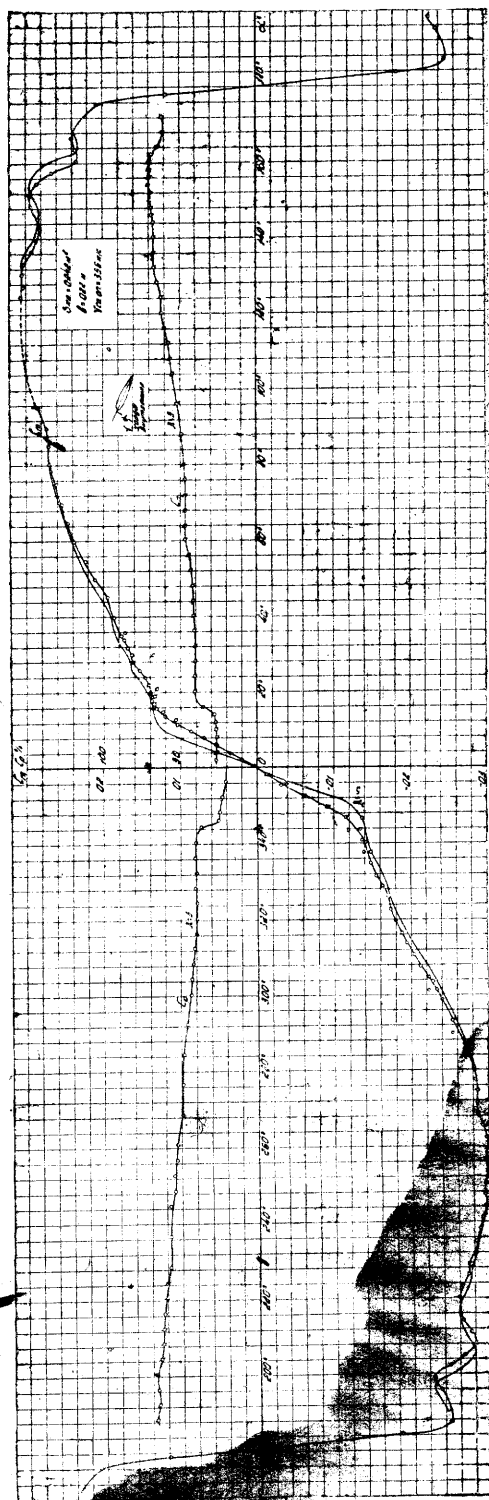
Фиг. 6. Кривые C_y и C_x профиля М-12.



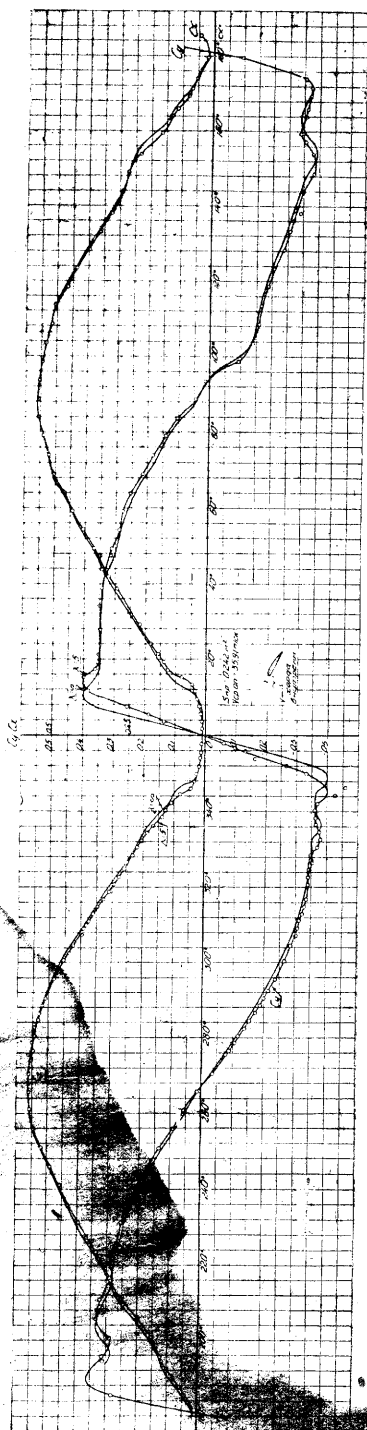
Фиг. 7. Кривые C_m и C_p профиля М-12.



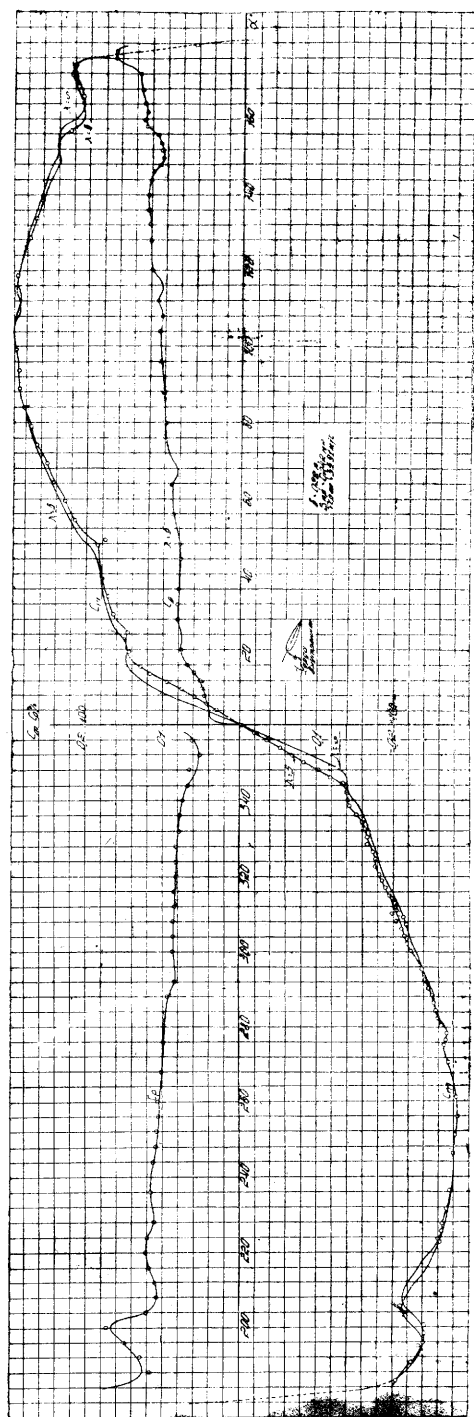
Фиг. 8. Кривые C_y , C_x профиля G-429.



Фиг. 9. Кривые C_m , C_n профиля G-429.



Фиг. 10. Кривые C_y и C_x профиля 2-ЭА.



Фиг. 11. Кривые C_m и C_p профиля 2-ЭА.

На сводном графике C_p (фиг. 17), C_p для профилей G-429 и 2-ЭА подсчитан по формуле

$$C_p = \frac{\frac{dC_m}{d\alpha} \cdot 100}{\frac{dC_y}{d\alpha}},$$

где $\frac{dC_m}{d\alpha}$ и $\frac{dC_y}{d\alpha}$ получены по графикам и приняты после интерполяции постоянными, а α_0 и C_{m0} приняты равными нулю (на самом деле, они отличаются от нуля, но почти в пределах точности эксперимента).

Для летных углов построены в крупном масштабе кривые C_y и C_x для продувок с передней и с задней кромок (фиг. 12—15).

Для лучшего сравнительного суждения о профилях был построен

ряд сводных графиков — C_x ; C_p ; $\frac{C_y}{C_x}$; $\frac{C_y}{C_x}^{\frac{3}{2}}$ и запаса авторотации, т. е. величины $\alpha - \arctg \mu_k$ по α , где μ_k — величина, обратная качеству (фиг. 16—19) (запас авторотации характеризует диапазон углов установки лопастей ротора, в котором возможна устойчивая авторотация ротора)⁴.

Так как C_p , $\frac{C_y}{C_x}$, $\frac{C_y}{C_x}^{\frac{3}{2}}$ и $\alpha - \arctg \mu_k$ могут быть использованы, главным образом, для качественного, относительного суждения, а $C_{x\min}$ не зависит от удлинения, мы сочли возможным дать их непересчитанными на бесконечный размах, — так, как они получены из опыта.

Наконец, было сделано сопоставление с ранее производившимися продувками (см. приложение, фиг. 22—25) и для профиля G=429 было сделано сопоставление результатов продувки по C_x , C_y , C_m для углов скольжения, равных 0° и 20° (фиг. 20 и 21).

При этом надо иметь в виду, что C_x при $\gamma=20^\circ$ соответствует, собственно, компоненту аэродинамической силы в направлении хорды, поскольку C_x подсчитан по показаниям весов лобового сопротивления, а эти последние совершают при скольжении поворот вместе с моделью.

Получить же коэффициент сопротивления в подлинном смысле подсчетом не удалось, так как боковая сила, знание которой для этого необходимо, при продувке была неудовлетворительно измерена.

Результаты

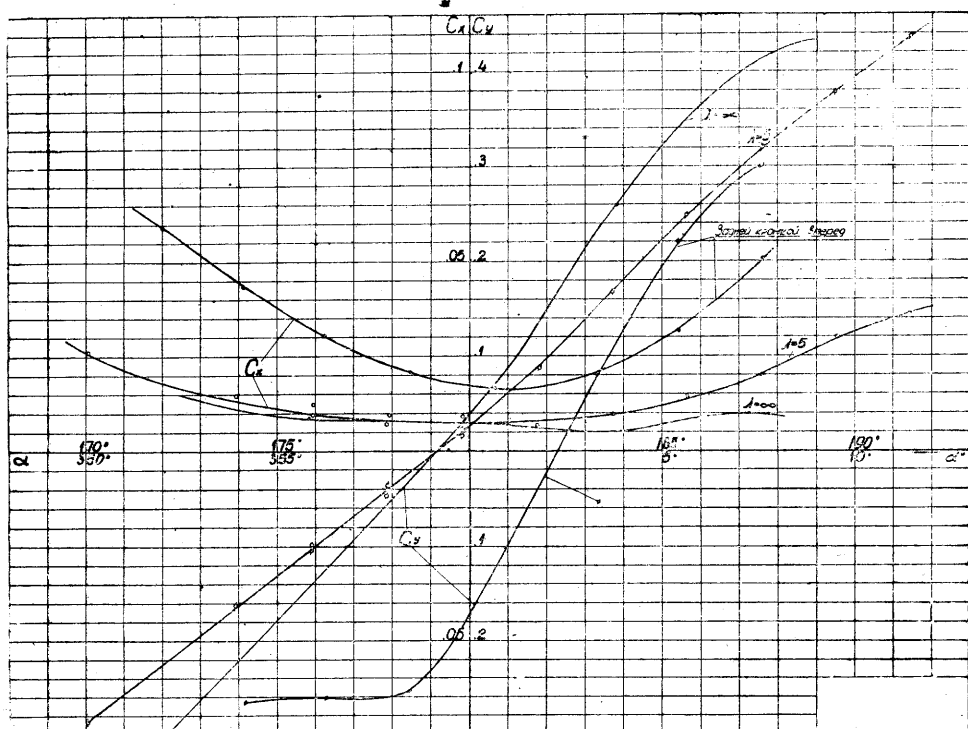
Основные характеристические данные продувок дужек при $\lambda=5$ даны в следующей таблице:

| Профиль | $C_{x\min}$ | $C_{y\max}$ | $\frac{dC_y}{d\alpha}^1$ | $C_{x\max}$ | $\frac{C_{y\max}}{C_x}$ | $\frac{C_y}{C_x}^{\frac{3}{2}}_{\max}$ | α_0 | C_{m0} |
|--------------|-------------|------------------|--------------------------|-------------|-------------------------|--|--------------|----------|
| RAF-34 . . . | 0,0075 | 0,51 | 2,92 | 0,575 | 18,3 | 8,85 | $-0,8^\circ$ | -0,0054 |
| M-12 . . . | 0,007 | 0,495 | 2,865 | 0,575 | 16,8 | 8,35 | $-1,7^\circ$ | 0,011 |
| G-429 . . . | 0,0055 | 0,47 | 2,865 | 0,57 | 17,9 | 8,5 | 0 | 0 |
| 2-ЭА . . . | 0,0115 | 0,4 ² | 2,71 | 0,56 | 13,25 | 6,7 | 0 | 0 |

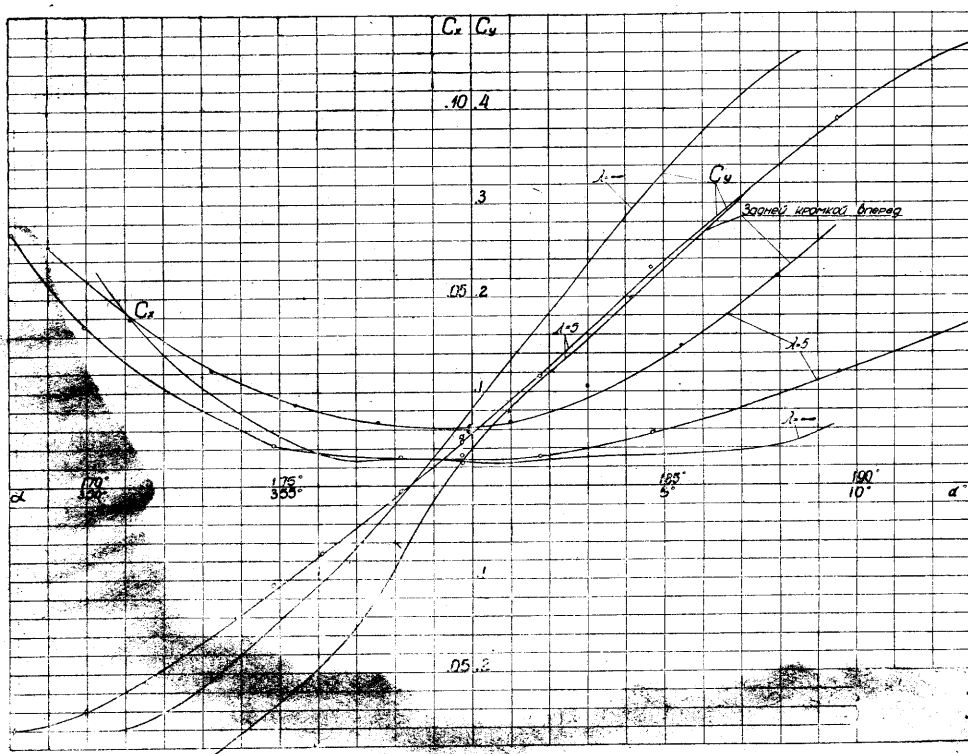
¹ $\frac{dC_y}{d\alpha}$ дано для бесконечного размаха.

² Весьма вероятно считать $C_{y\max}=0,46$. Для этого надо провести кривую C_y через 2 точки, которые при обработке были сочтены выпавшими (см. фиг. 10).

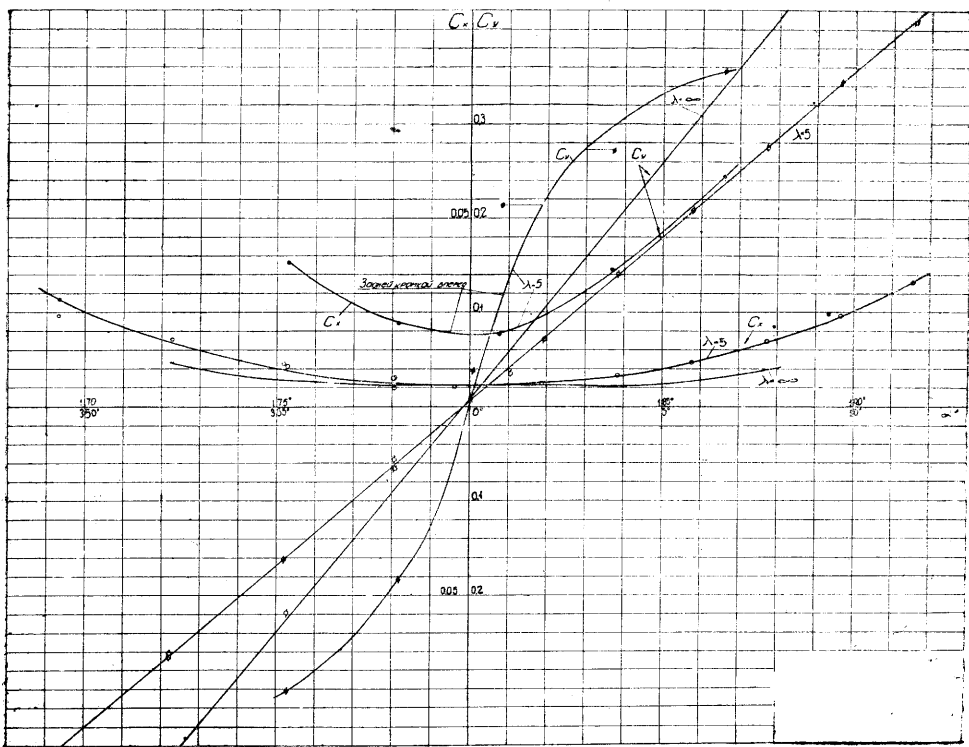
⁴ И. П. Братухин. Автожир—теория и расчет. ОНТИ, 1934.



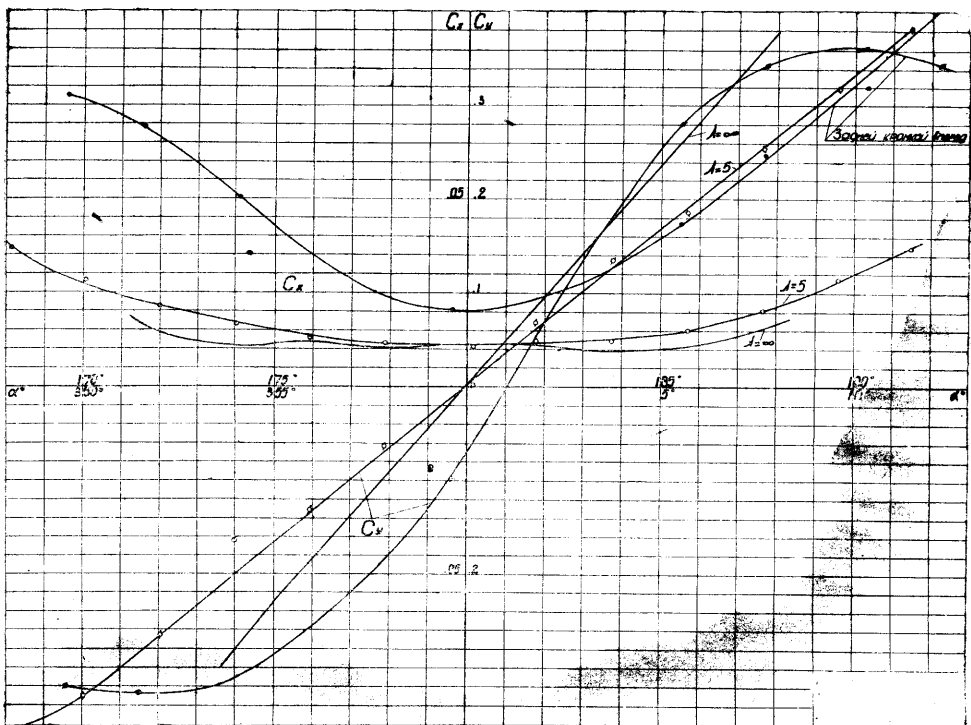
Фиг. 12. Кривые C_y , C_x профиля RAF-34.



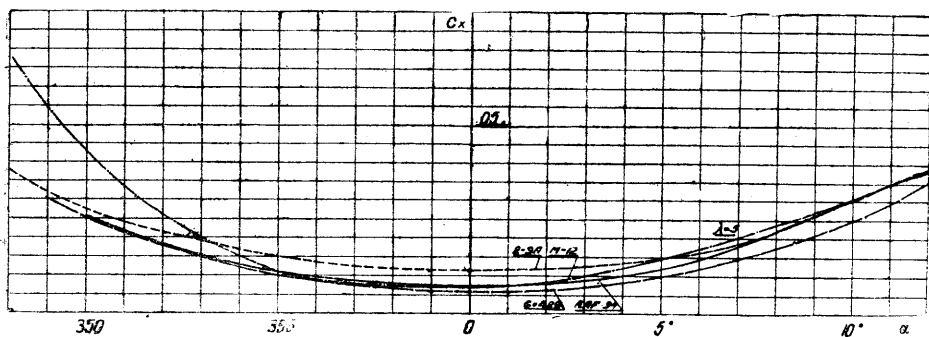
Фиг. 13. Кривые C_y , C_x профиля М-12.



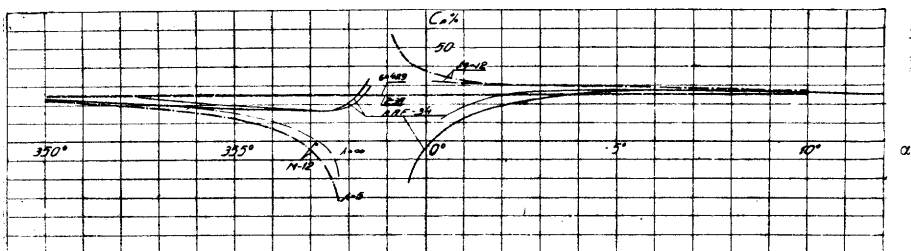
Фиг. 14. Кривые C_y и x профиля G-429.



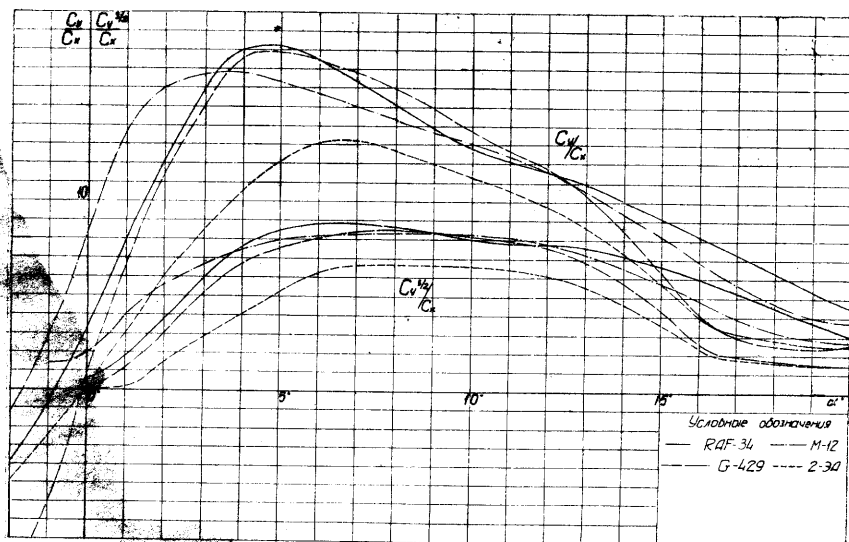
Фиг. 15. Кривые C_y и C_x профиля 2-ЭА.



Фиг. 16. Сводный график C_x .



Фиг. 17. Сводный график C_p .



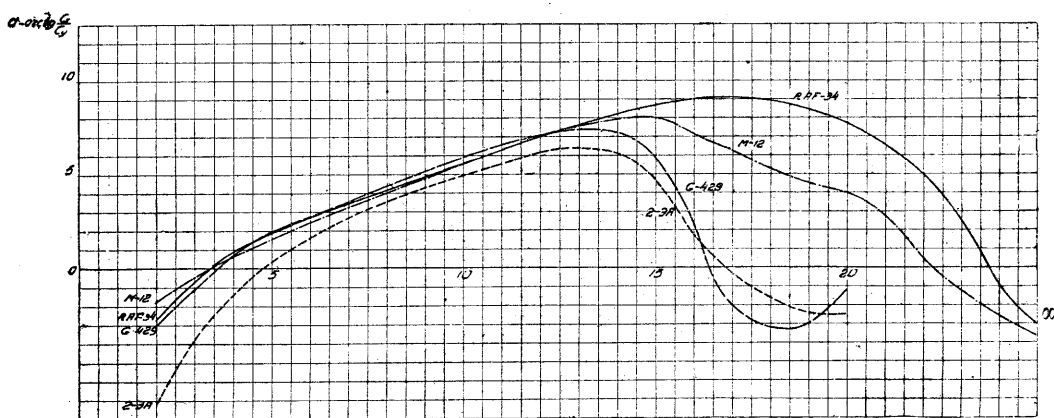
Фиг. 18. Сводный график $\frac{C_y}{C_x}$ и $\frac{C_y^{\frac{3}{2}}}{C_x}$.

Центр давления дужек G-429 и 2-ЭА можно считать практически постоянным и равным $24,9\%$ для G-429 и $24,5\%$ для 2-ЭА (фиг. 17).

Кривая C_p профиля RAF-34 показывает, что это профиль гипер-S-образный.

Наибольшая величина запаса авторотации (фиг. 19) для RAF-34 равна $9,1^\circ$; для M-12 — 8° ; для G-429 — $7,4^\circ$ и для 2-ЭА — $6,4^\circ$.

Стоит отметить, что у профиля RAF-34, по сравнению с профилями M-12 и G-429, разница между углом атаки наибольшего качества и углом атаки наибольшего коэффициента мощности (фиг. 18) наименьшая (и равная $\sim 1^\circ$). Это указывает на то, что этот профиль лучше других сможет удовлетворить одновременно и требованиям дальности планирования и требованиям наименьшей скорости снижения. Обращает внимание также плавное, сравнительно с другими профилями, падение запаса авторотации после максимума, что показывает, что при прочих равных условиях ротор с лопастями этого профиля будет иметь более надежную и плавную авторотацию.



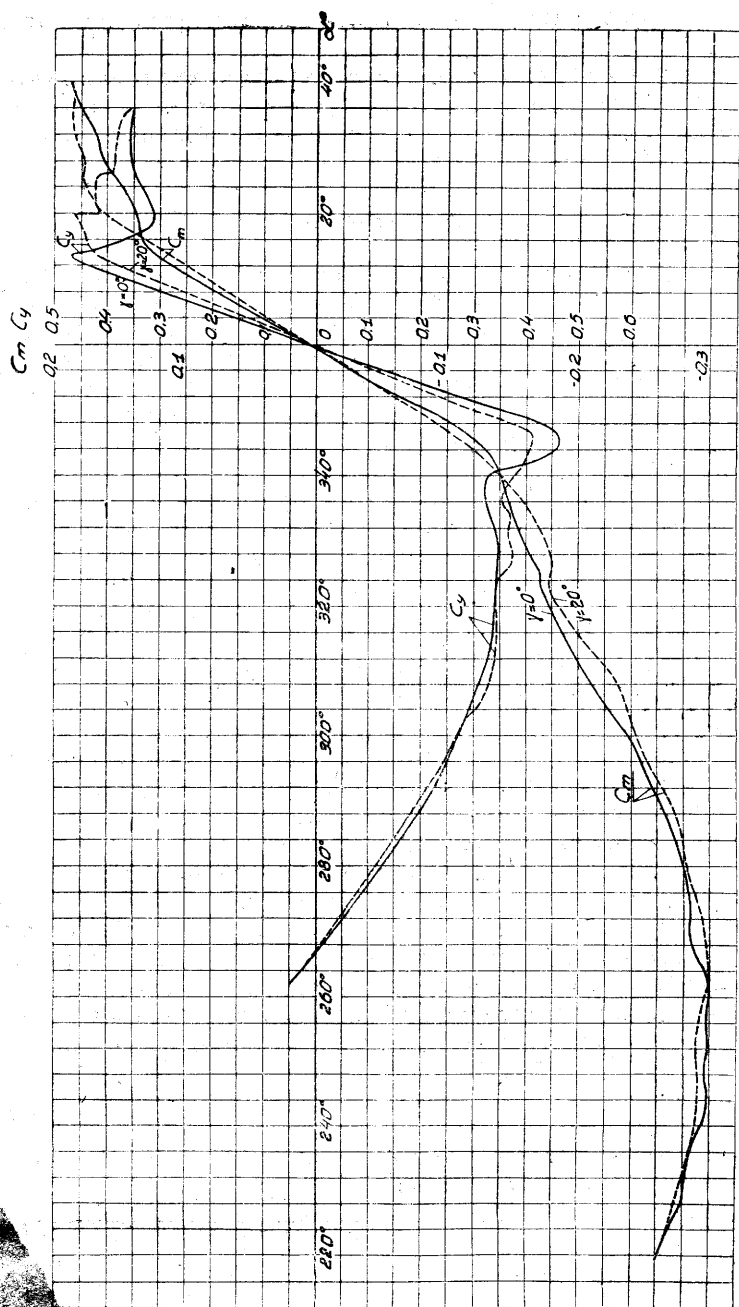
Фиг. 19. Сводный график авторотации.

При продувках задней кромкой вперед (фиг. 12—15) были получены чрезмерные значения $\frac{dC_y}{d\alpha}$ для RAF-34, например, или для 2-ЭА, в несколько раз превосходящие наибольшее теоретически возможное значение.

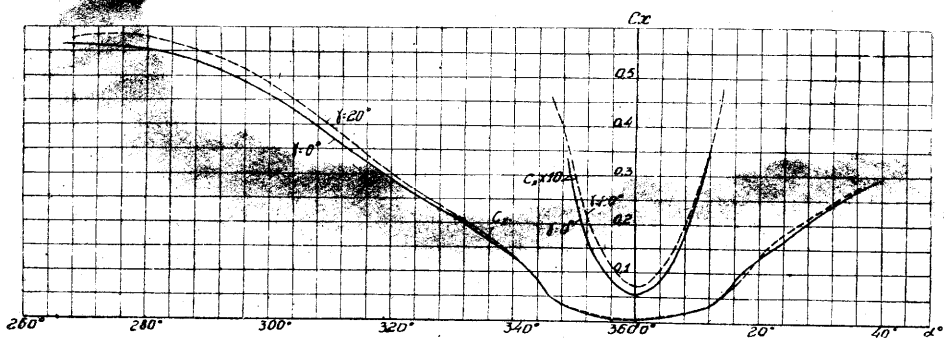
Причина этого заключается, видимо, в том, что вблизи $\alpha = 180^\circ$, при переходе C_y через 0, критическая точка обтекания перемещается скачком с одной стороны дужки на другую; или, иными словами, в том, что при продувке задней кромкой вперед невозможно получить устойчивый режим с циркуляцией и C_y , равными нулю. В связи с этим возможно бы было не проводить кривую C_y , интерполируя по всем точкам выше и ниже оси абсцисс, а провести две отдельные ветви, с разрывом на оси абсцисс, как это сделано, например, на фиг. 23. При этом $\frac{dC_y}{d\alpha}$ становится меньшим π .

Замечательно, что при продувке отсека лопасти 2-ЭА в натуру, производившейся в 1933 г. в трубе Т-2, никакого ненормального увеличения $\frac{dC_y}{d\alpha}$ при продувке на $\alpha = 180^\circ$ не наблюдалось. Эта лопасть имела значительно больший радиус округления задней кромки (около 1,75 мм) и значительно большие хорду (0,54 м) и число Рейнольдса (около 880000), чем продувавшиеся в Т-5 дужки.

Кроме того, можно легко предположить, что труба Т-2 имеет турбулентность большую, чем Т-5, турбулентность которой, как известно,



Фиг. 20. Кривые C_y и C_m профиля G-429 (построенного по верхним ординатам) при $\gamma = 0^\circ$ и 20° .



Фиг. 21. Кривые C_x профиля G-429.

мала и близка к атмосферной, и что это сказывается на обтекании при α близком к 180° .

Дужка G-429 была, как выше указано, дополнительно продута при угле скольжения в 20° (см. фиг. 20 и 21). При этом на летных углах C_y и C_x понизились, примерно, на 15% ; центр же давления сместился очень незначительно ($24,5\%$ вместо $24,9\%$).

Заключение

А. Из продувавшихся профилей наиболее пригодным для лопастей автожира постоянного сечения является RAF-34 по следующим причинам:

1. RAF-34 имеет наибольшее качество и коэффициент мощности, причем разность между углами атаки наибольшего качества и наибольшего коэффициента мощности наименьшая (около 1°), т. е. ротор с этим профилем будет, повидимому, лучшим и с точки зрения дальности планирования и с точки зрения наименьшей скорости снижения (а также и с точки зрения свойств, с ними связанных).

2. RAF-34 имеет наибольший запас авторотации, притом наиболее плавно падающий после максимума, что повышает надежность и плавность авторотации, а также расширяет диапазон режимов авторотации. Это положительно должно сказаться на разбеге, поскольку можно ожидать меньшего падения оборотов ротора в первые секунды и на других эволюциях.

3. RAF-34 является гипер-S-образным профилем и имеет перемещение центра давления, благоприятное с точки зрения демпфирования почему-либо возникающих крутильных колебаний.

Однако, надо отметить, что RAF-34 обладает относительно большим профильным сопротивлением. Для концов лопастей, где минимальное профильное сопротивление наиболее важно, вообще нецелесообразно применение несимметричных профилей, поскольку концы работают в диапазоне малых углов атаки. Для концов лопастей должны применяться симметричные профили малой относительной толщины.

Б. Искажения профиля G-429, в результате которых был получен профиль 2-ЭА, резко ухудшили аэродинамические характеристики. В частности, профильное сопротивление возросло в два раза.

Необходимо иметь тщательный контроль профиля лопастей в производстве и в эксплуатации. Желателен также переход на жесткую гладкую обшивку.

ПРИЛОЖЕНИЕ

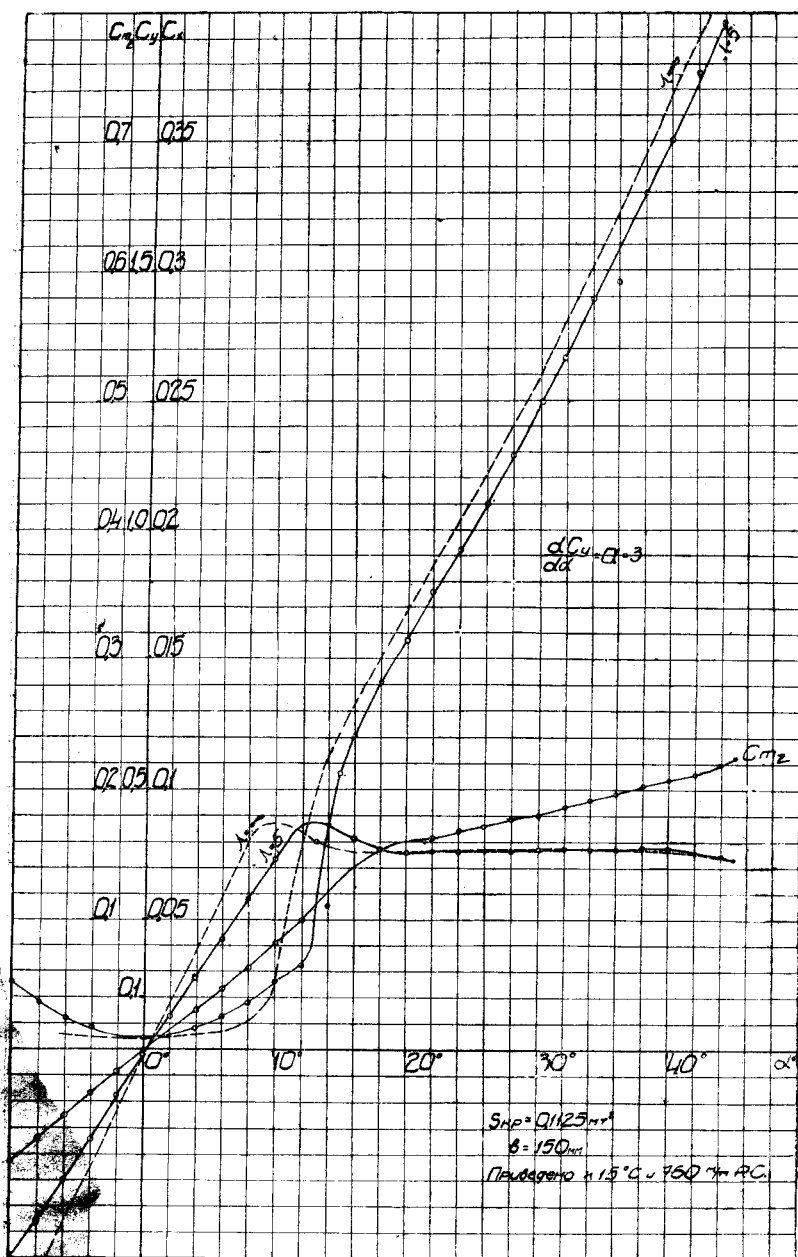
Здесь приведены материалы продувок RAF-34, M-12 и G-429, извлеченные из литературных источников ⁵.

| Профиль | Место продувки | R_e | $C_{y\max}$ | $C_{x\min}$ | $\frac{C_y}{C_x} \max$ |
|---------|----------------|-----------|-------------|-------------|------------------------|
| RAF-34 | RAE | 257 000 | 0,5 | 0,0063 | 20,5 |
| M-12 | LMAL | 4 040 000 | 0,647 | 0,00445 | 20,9 |
| G-429 | Геттинген | 419 000 | 0,425 | 0,0042 | 19,9 |
| G-429 | Труба НК-1 | 329 500 | 0,435 | 0,0045 | 17,8 |

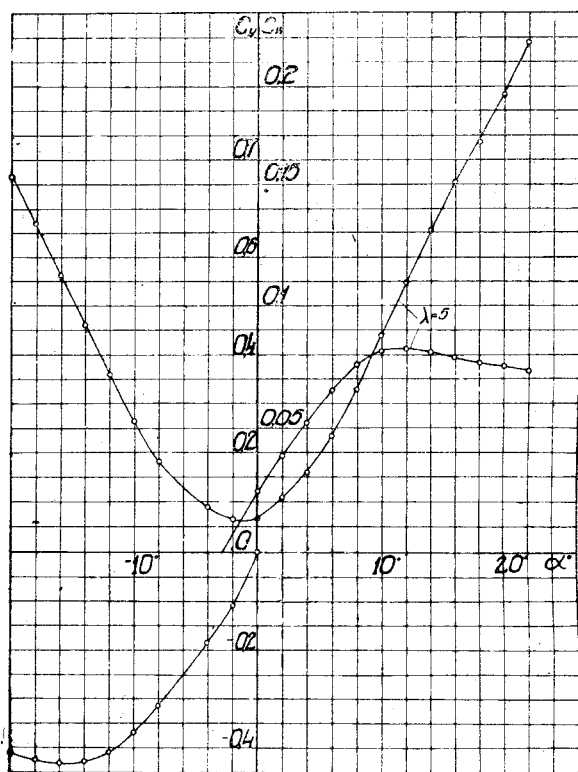
все данные для $\lambda = 5$

⁵ Aerodynamic characteristics of airfoils—IV and V. NACA Rep. 244 and 286, 1928, Reference 517 and 639.

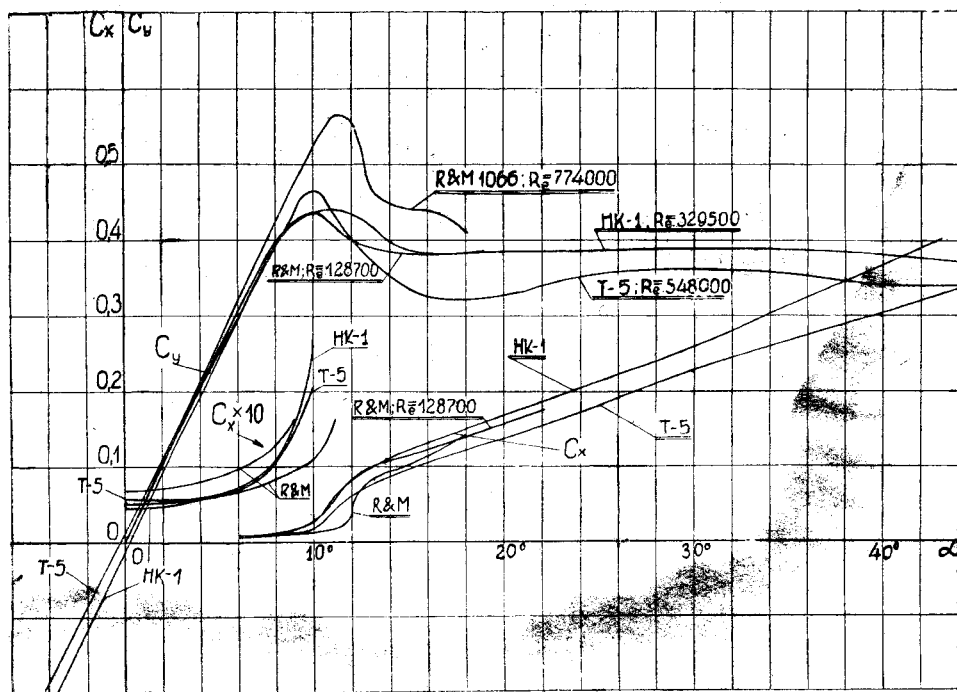
L. Prandtl. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Lief. II, 1925.



Фиг. 22. Кривые C_x , C_y и C_{mz} по испытанию профиля G-429 в трубе HK-1.



Фиг. 23. Кривые C_x и C_y по испытанию профиля G-429 с задней кромки в трубе НК-1.



Фиг. 24. Сводный график C_x и C_y профиля G-429 по разным испытаниям.

Таблица координат профилей RAF-34; M-12; G-429 и 2-ЭА (см. фиг. 26)

| Абсциссы | в % | 0 | 1,25 | 2,5 | 5 | 7,5 | 10 | 15 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 | 95 | 100 |
|----------|---------|---|------|------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|------|-------|------|------|------|------|
| Абсциссы | в мм | 0 | 2,75 | 5,5 | 11 | 16,5 | 22 | 33 | 44 | 66 | 88 | 110 | 132 | 154 | 176 | 198 | 209 | 220 |
| RAF-34 | верхняя | 0 | 4,36 | 6,2 | 9,1 | 11,25 | 12,83 | 15,32 | 17 | 18,3 | 17,76 | 15,9 | 12,9 | 9,5 | 5,95 | 2,77 | 1,41 | 0,07 |
| | нижняя | 0 | 3,56 | 4,7 | 6,18 | 7,15 | 7,77 | 8,6 | 9,15 | 9,5 | 9,6 | 9,05 | 8,12 | 6,8 | 5,06 | 2,95 | 1,67 | 0,07 |
| M-12 | верхняя | 0 | 4,46 | 6,3 | 8,82 | 10,78 | 12,3 | 14,55 | 16,08 | 17,5 | 17,3 | 15,95 | 13,8 | 10,95 | 7,7 | 4,15 | 2,35 | 0,44 |
| | нижняя | 0 | 3,63 | 4,7 | 5,98 | 6,75 | 7,8 | 7,93 | 8,36 | 8,75 | 8,75 | 8,4 | 7,7 | 6,6 | 5,1 | 3,02 | 1,8 | 0,44 |
| G-429 | верхняя | 0 | 4,44 | 5,96 | 8,07 | 9,84 | 10,9 | 11,8 | 12,5 | 12,5 | 11,7 | 10,3 | 8,2 | 5,73 | 3,52 | 1,52 | 0,82 | 0,35 |
| | нижняя | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — | — |
| 2-ЭА | верхняя | 0 | 4,07 | 5,9 | 7,9 | 9,2 | 10,22 | 11,65 | 12,8 | 13,2 | 11,4 | 9,61 | 7,94 | 5,86 | 3,66 | 2,03 | 1,42 | 0,71 |
| | нижняя | 0 | 3,62 | 5,41 | 7,16 | 8,39 | 9,36 | 10,83 | 11,97 | 12,33 | 10,39 | 8,55 | 6,44 | 4,35 | 2,56 | 1,22 | 0,89 | 0,71 |

Ординаты

Ординаты при $x = 220$ мм представляют собою радиусы скругления задних кромок.

Относительная толщина: RAF-34—12,64%, M-12—11,93%, G-429—11,38%, 2-ЭА—11,6%.

RAF-34



G-429



M-12



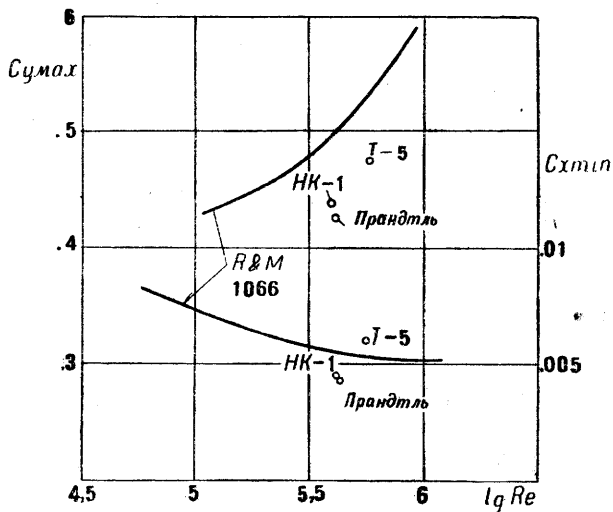
2-ЭА



На фиг. 22 и 23 даны кривые C_x , C_y и C_m при продувке G-429 с передней и с задней кромки в трубе НК-1 в 1930 г.

На фиг. 24 дано сравнение разных продувок G-429 (при $\lambda = \infty$). Часть кривых извлечена из обстоятельного исследования, проведенного в 1926 г. Локком и др. при разных числах Рейнольдса, с двумя дужками G-429, в трубе „Duplex“⁶.

На фиг. 25 представлены кривые $C_{y\max}$ и $C_{x\min}$ в функции $\lg R_e$, заимствованные отсюда же; на чертеже нанесены точки по испытаниям в Т-5, в НК-1 и в Геттингенской лаборатории. Точки $C_{y\max}$ по продувкам в Т-5 и в Геттингене обнаруживают тенденцию изменения по $\lg R_e$, подобного:



Фиг. 25.

тому, которое приведено в R & M № 1066. Нахождение этих точек значительно ниже кривой из R & M можно отнести за счет различия в турбулентности труб. Точки же $C_{x\min}$ не обнаруживают какой-либо закономерности. Для ее выявления надо было бы иметь большее количество точек.

Сопоставление всех этих материалов лишний раз показывает невозможность удовлетворительного сравнения профилей по испытаниям в разных трубах и подтверждает сравнительную ценность испытаний, проведенных нами в Т-5,—несмотря на их неполноту и недостатки, из нее вытекающие.

⁶ Lock, Townsend and Gadd. Wind Tunnel Experiments on a Symmetrical Aerofoil. R & M № 1066. 1926.

ИСПЫТАНИЕ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ ОТСЕКА ЛОПАСТИ АВТОЖИРА В НАТУРУ

Цель работы

В аэродинамическом расчете автожир принимается средний коэффициент профильного сопротивления лопастей, находящийся в некотором соответствии с профильным сопротивлением профиля лопастей, получаемого по продувкам моделей. Для профиля G-429, до недавнего времени пользовавшегося преобладающим распространением в автожиростроении, минимальный коэффициент профильного сопротивления равен 0,0045 (по продувкам), а коэффициент среднего профильного сопротивления берется в расчете равным 0,006. При этом имеет место достаточно хорошая сходимость расчета с результатами летных испытаний. Ввиду такого значения этого вопроса для характеристики ротора и для сходимости расчета—в ЦАГИ сочли необходимым поставить продувку отсека лопасти автожира 2-ЭА в натуру со всеми искажениями профиля, которые возникают в производстве.

Так как к моменту испытания автожир 2-ЭА уже выбыл из эксплуатации и был построен серийный автожир А-4¹, у которого лопасти имели полотняное, а не фанерное, как у 2-ЭА, покрытие, не отличаясь по форме в остальном, то была произведена замена покрытия, чтобы придать испытанию более актуальный интерес.

Поскольку испытание отсека в натуру было возможно лишь в трубе Т-2, вышеприведенные соображения заставили на него решиться, хотя это и было связано с рядом неприятных моментов (недостаточная исследованность потока трубы, необходимость специальных приспособлений, громоздкость обработки, вносимая деформациями отсека в потоке, и пр.). Чтобы сделать полученные результаты пригодными для графоаналитических расчетов в связи с некоторыми вопросам теории ротора, испытание проводилось в диапазоне углов атаки от 0 до 180°.

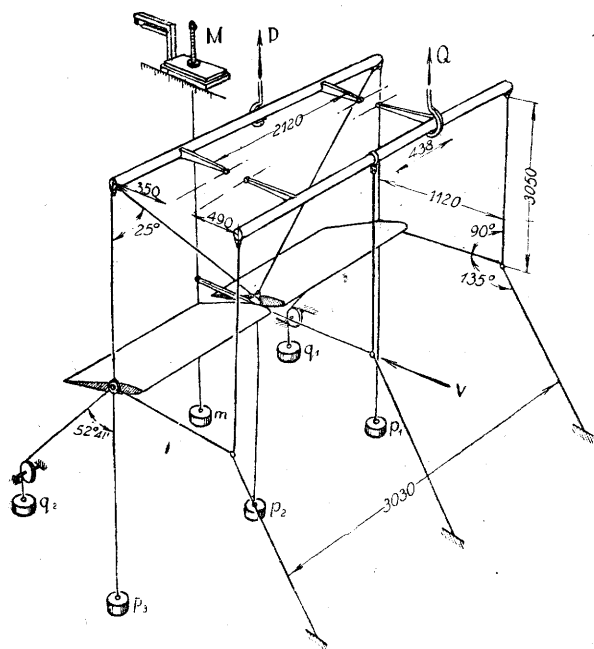
Физическая необходимость такого диапазона углов атаки вытекает из того, что при сложении окружных скоростей лопастей со скоростью полета и со скоростями махового движения на различных сечениях лопастей углы атаки меняются в широком диапазоне, в зависимости от радиуса и углового положения сечения.

Позднее, в целях сопоставления, была изготовлена и испытана в трубе Т-5 модель, при чем профиль этой модели был получен в результате осреднения промеров отсека лопасти на 8 сечениях, по нервюрам и между ними, и назван профилем „2-ЭА“, ибо, как выяснилось, искажения и их влияние были такого порядка, что этот профиль именовать „G-429“ нет оснований. Результаты этого сопоставления даны в конце настоящей работы.

¹ См. Н. К. Скржинский. Автожир А-4 ЦАГИ. ОНТИ, 1934 г.

Эксперимент

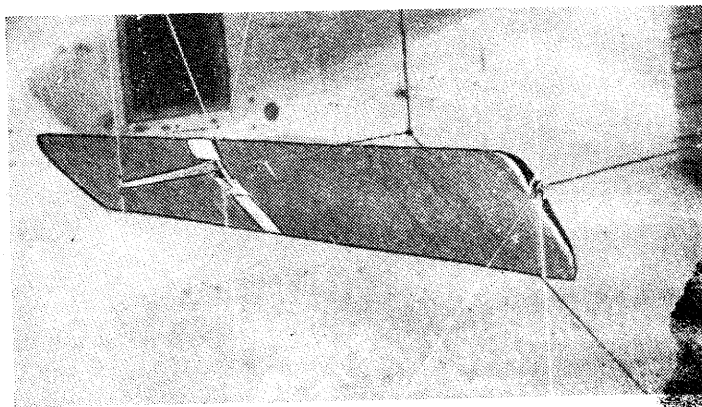
Для измерения действующих сил были использованы стационарные весы от винтового прибора, на котором производятся продувки винтов, и к ним были добавлены простые десятичные весы на 75 кг (фиг. 1).



Фиг. 1. Схема подвески лопасти 2-ЭА при испытании в трубе Т-2.

Схема подвески, а также специально сконструированных коромысел для передачи сил на весы Q и P , ясна из фиг. 1 и 2. В середине лопасть поддерживалась за свой круглый лонжерон хомутом с роликами, подвешенным на V-образной подвеске. Изменение углов атаки в пределах $\pm 30^\circ$ достигалось сдвигом весов M и подъемом регулирующего винта в их площадке на величины, для каждого угла вычисленные заранее. Дальнейшее увеличение угла атаки было возможно после смещения и закрепления в новом положении специальной ручки на лонжероне лопасти. При каждом положении ручки щель в лопасти заделывалась плотным и бумагой. При этом мелкие неплотности, как показал специальный опыт, не давали никакого ощутительного влияния.

На отсеке лопасти, как выше было сказано, в задней части профиля была снята фанерная обшивка и заменена полотняной с сохранением профиля, а по концам были сделаны небольшие обтекатели (см. фиг. 3).



Фиг. 2. Подвеска отсека лопасти автожира.

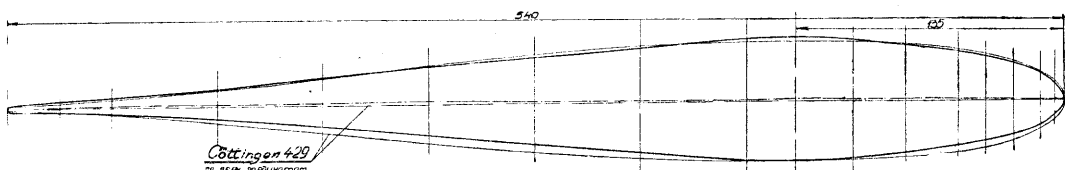
Измерения профиля сечений, по которым построен "средний" профиль, показали значительные отступления от профиля G-429, в частности, заметную асимметрию. Сопоставление дано на фиг. 4.

Размеры отсека были следующие: хорда $b = 0,54$ м; площадь в плане $S = 1,62$ м²; размах $l = 3$ м и удлинение $\lambda = 5,61$.

В процессе продувки обнаружилось, что деформация лопасти вызывает значительные изменения в передаче сил на весы и, в частности, в нулевых отсчетах. Поэтому пришлось произвести специальный опыт по замеру прогибов отсека лопасти на подвеске под действием различных нагрузжений и при помощи полученных таким образом результатов вводить при обработке испытаний поправки. Лопасть продувалась выпуклостью осевой дуги вниз и только от 0° до -30° была сделана повторная продувка, с целью выявления косизны потока, выпуклостью осевой дуги вверх (как выше было сказано, профиль имел заметную асимметрию). Эта продувка на фиг. 5 названа „обратной“. Положительными углами атаки считались углы, отсчитываемые вниз от оси потока.



Фиг. 3. Отсек лопасти перед обтяжкой полотном



Фиг. 4. Истинный профиль отсека лопасти, средний по 8 сечениям.
Отклонения отдельных сечений от средней линии $\sim \pm 2$ мм.

Скоростной напор определялся по трубке Прандтля, установленной в центральной ячейке решетки. Из замеренного сопротивления для всех углов атаки было вычтено сопротивление подвески.

Обработка эксперимента

В полученные результаты была введена поправка на нулевые отсчеты, меняющиеся от прогиба лопасти под действием аэродинамических сил.

При этом при вычислении подъемной силы этой поправки вводить не приходилось, так как она подсчитывалась по сумме показаний весов P и M , а прогибы лопасти вызывали лишь перераспределение сил, оставляя эту сумму постоянной. Коэффициент поля трубы для подсчета средней скорости брался на основании опытов для того сечения, в котором испытываются винты, с поправкой на отсутствие в нашем опыте винтового прибора.

Вычисление коэффициента момента относительно передней кромки производилось по формуле:

$$C_m = \frac{M - M'_0}{\rho V^2 S b} r \cos \alpha_r - (C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha) \frac{2f}{3b} + (C_x \sin \alpha + C_y \cos \alpha) \frac{a}{b},$$

где:

M'_0 — пересчитанный на прогиб нулевой отсчет весов M ,
 $r = 0,405$ м — расстояние от оси лонжерона до точки подвеса к весам M ,
 α_r — угол ручки с горизонтом,
 a — расстояние от передней кромки до оси лонжерона,

$\frac{2}{3}f = \frac{1}{l} \int_0^l f dl$ — расстояние центра тяжести параболической дуги

(каковой мы считаем ось лонжерона при прогибе) относительно точек подвеса по концам. Второй член этой формулы учитывает момент от касательных сил на плече прогиба. Как показали подсчеты, значения этого момента оказались малы и в большинстве случаев пренебрежимы.

Кривая центров давления подсчитывалась по формуле

$$C_p = \frac{100 C_m}{C_n},$$

где:

$$C_n = C_x \sin \alpha + C_y \cos \alpha.$$

Пересчет на индукцию трубы был совмещен с пересчетом с $\lambda = 5,61$ на $\lambda = \infty$.

Пересчет на индукцию производился по Прандтлю, а на бесконечный размах — по формулам Глауэрта для прямоугольных крыльев⁸. Окончательно формулы имели следующий вид:

$$\begin{aligned} \Delta x &= -0,1148 C_y, \\ \Delta C_y &= -0,1033 C_y^2. \end{aligned}$$

Оценка точности

1. Измерение сил

Не имея серии испытаний, затруднительно дать оценку точности эксперимента. Сравнительный подсчет по чувствительности весов и наибольшим силам, получающимся при продувке, проведенный для эксперимента в Т-5 и для нашего эксперимента, заставлял ожидать для последнего понижения точности, примерно, в два раза.

Разброс точек на графиках указывает, повидимому, на то, что относительная точность во всяком случае не ниже определенного таким образом порядка.

2. Измерение углов атаки

Угол хорды с горизонтом измерялся с ошибкой не более $10'$.

Для определения косизны потока лопасть была повернута на 180° вокруг оси трубы и продута на углах атаки от 0 до -30° .

Эта продувка указала на косизну порядка $24'$.

3. Измерение прогибов

Наибольшая возможная ошибка в измерении прогибов равнялась 25% . Эта ошибка вызывает ошибку в C_m до $2,5\%$.

Отсутствие учета прогибов при вычислении C_m дало бы наибольшую ошибку в 10% ; при вычислении C_x — в $0,45\%$. На коэффициент подъемной силы прогибы влияния не оказывали.

Измерение скоростного напора

Измерение скоростного напора производилось с обычной точностью. Однако, при переходе к среднему скоростному напору, повидимому, возникла большая ошибка вследствие того, что мы воспользовались коэффициентом поля, взятым из опытов ЦАГИ для сечения, находящегося ближе к решетке примерно на 2 м . Так как экспериментального определения

⁸ Г. Глауэрт. Основы теории крыльев и винта. ГНТИ. 1931 г.

этой ошибки сделать не удалось, то мы попробовали ее исправить, исходя из того, что при угле атаки лопасти в 90° лопасть можно рассматривать как пластинку, коэффициент сопротивления которой принят в практике, на основании многочисленных опытов, равным 0,64. При этом получились вполне вероятные значения всех величин. Минимальное же сопротивление после этого пересчета можно считать вполне достоверным, так как оно определяется в опытах с ошибкой не меньшей, чем та, которая может произойти при таком пересчете. Этот пересчет эквивалентен замене принятого при обработке материала коэффициента поля, равного 0,873, на коэффициент 0,932.

Результаты

Результаты испытания, представленные на фиг. 5, 6, 7 и 8, заключаются в кривых C_y , C_x , C_m , C_p и $\frac{C_y}{C_x}$. В этих результатах обращают на себя внимание чрезмерно высокие значения C_y , C_x и C_m . Так, например, $C_{x \max} = 0,73$ и $C_{y \max} = 0,625$, в то время, как принятый в практике коэффициент сопротивления пластинки $C_x = 0,64$.
Далее:

$$\left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\alpha=\infty} = 3,43.$$

Возникало предположение о том, что такое высокое значение $\frac{dC_y}{d\alpha}$ вызывается провисанием обшивки между нервюрами, возрастающим от нуля пропорционально C_y . Однако, если взять возможный по визуальным наблюдениям при продувке прогиб при $\alpha = 10^\circ$ порядка 3 мм, то средний прогиб будет 1,5 мм (на нервюрах профиль не искажается) и, по Туссену,

$$\alpha_0 = 114 \cdot \frac{1,5}{540} = 0,316^\circ.$$

$$\text{Новое } \left(\frac{dC_y}{d\alpha} \right)_{\alpha=\infty} = 3,43 \frac{10}{10 + 0,316} = 3,32.$$

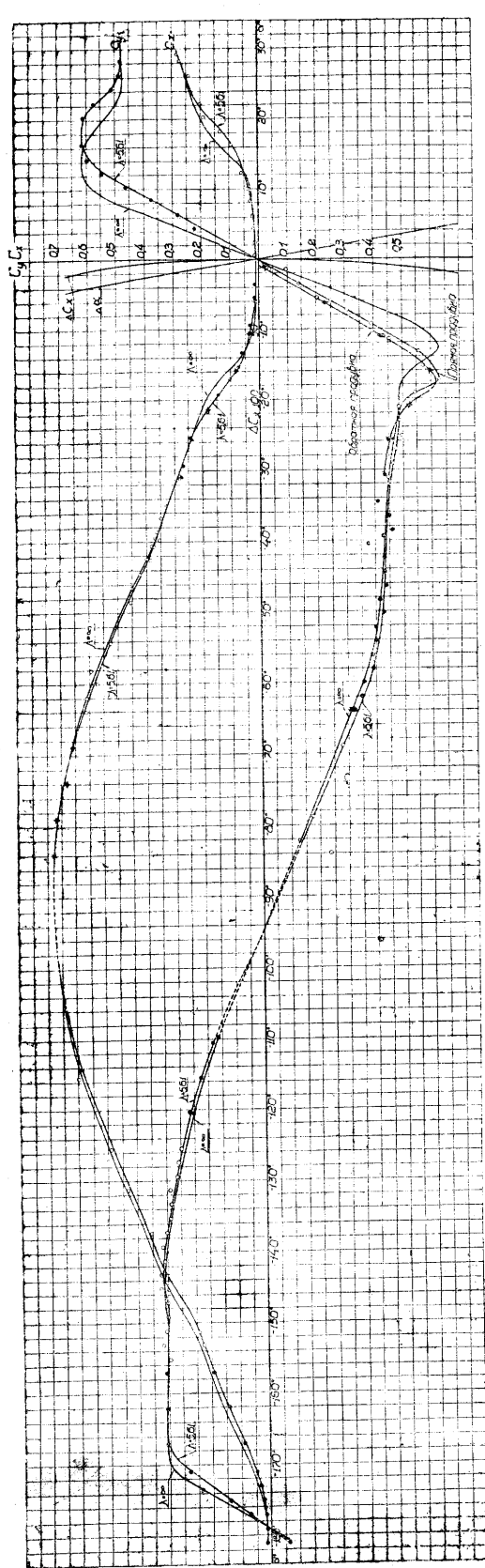
То-есть, хотя указанное явление и имеет, вероятно, место, однако оно недостаточно для того, чтобы $\frac{dC_y}{d\alpha}$ могло настолько возрасти.

Кроме того, остаются необъясненными чрезмерные значения других величин.

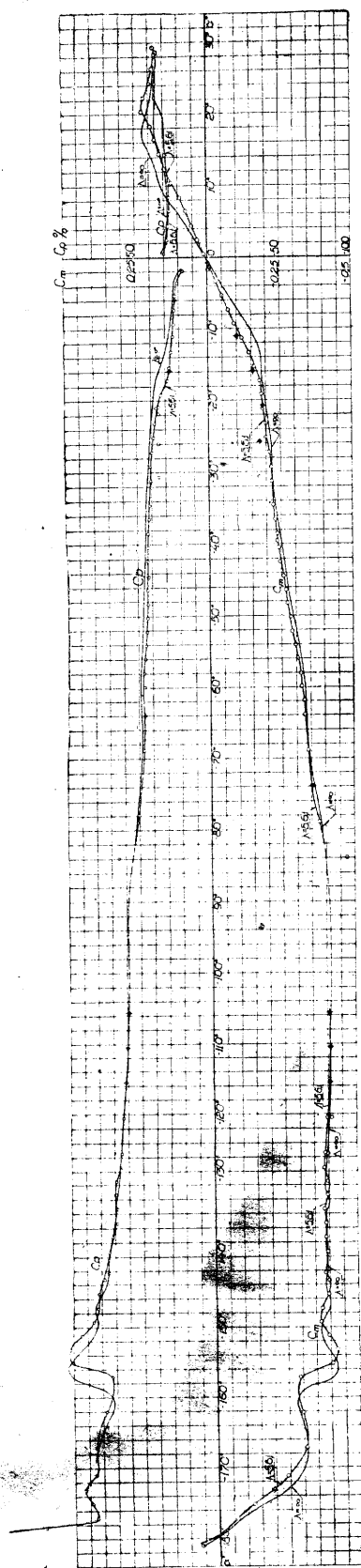
Мы пришли к выводу, что имело место отнесение к неправильному значению скоростного напора, как это было указано выше. Для приближенного исправления этой ошибки все ординаты кривых были пересчитаны в отношении $\frac{0,64}{0,73}$, где 0,73 — $C_{x \max}$, полученный по продувке, а 0,64 — коэффициент сопротивления пластинки, к которой можно приравнять лопасть, обдуваемую потоком под углом в 90° .

На фиг. 9 и 10 даны кривые C_y , C_x и C_m , пересчитанные в отношении $\frac{0,64}{0,73}$. Там же для сравнения нанесены результаты продувки дужки в Т-5. Обращает внимание смягчение кризисных режимов по кривым продувок в Т-2 по сравнению с кривыми в Т-5.

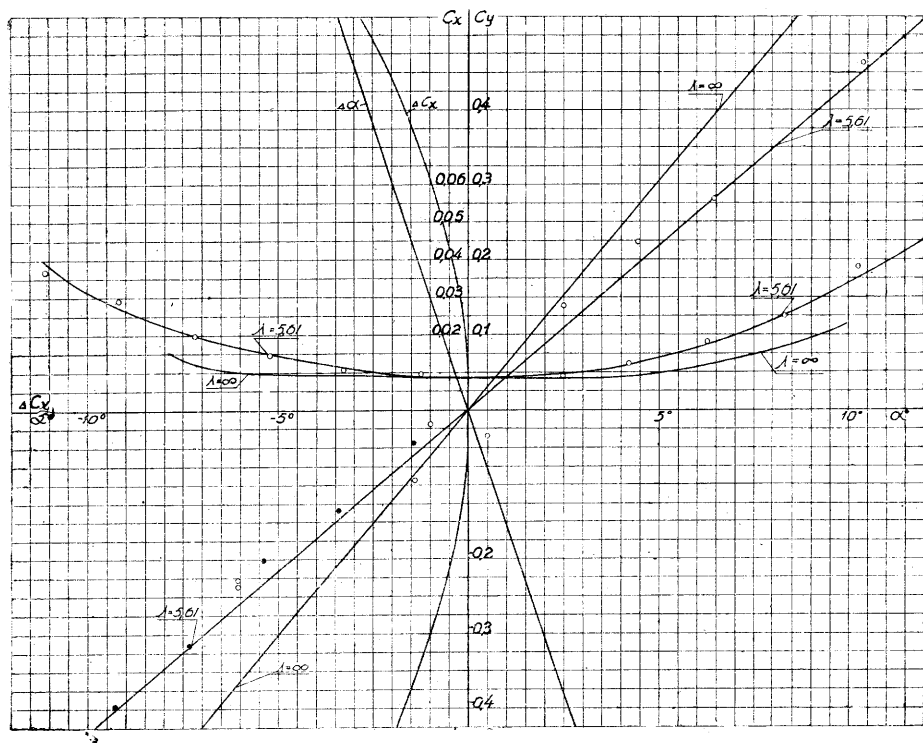
Здесь, очевидно, сказывается влияние масштаба и округления задней кромки у отсека ($R \cong 1,75 \text{ мм}$). На фиг. 8 дано сравнение кривых качества для отсека и для дужки. Эти кривые не зависят от ошибки в скоростном напоре и различие между ними нужно отнести за счет влияния масштаба и, возможно, турбулентности, которая для Т-2 пока никем не



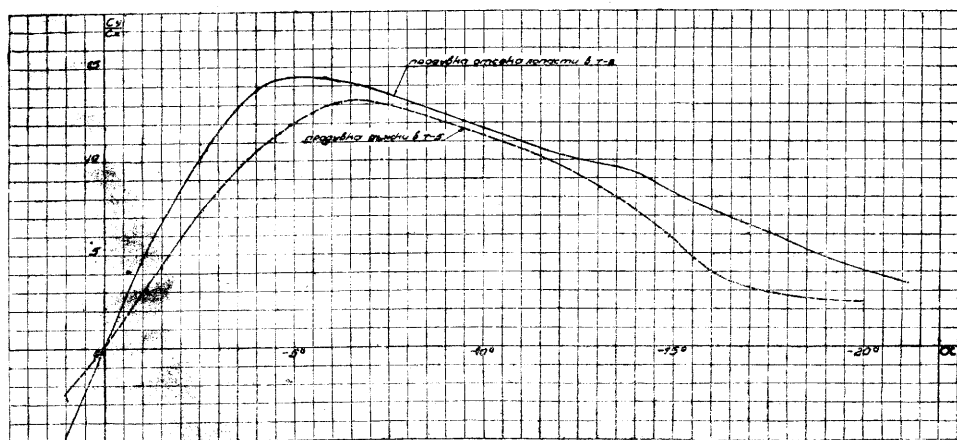
Фиг. 5. Кривые C_y и C_x по α отсека лопасти 2-ЭА. Кривые $\lambda = \infty$ исправлены на индукцию труб; кривые $\lambda = 5,61$ на индукцию труб не исправлены



Фиг. 6. Кривые C_m и C_p по α отсека лопасти 2-ЭА. Кривые $\lambda = \infty$ исправлены на индукцию труб; кривые $\lambda = 5,61$ на индукцию труб не исправлены



Фиг. 7. Кривые C_y и C_x по α для отсека лопасти 2-ЭА. Кривые $\lambda = \infty$ исправлены на индукцию трубы кривые $\lambda = 5,61$ на индукцию трубы не исправлены.



Фиг. 8. Сравнение качества профиля лопастей 2-ЭА по продумкам в Т-2 и Т-5.

была исследована. И здесь, на кривой отсека, видны следы смягчения кризисных режимов.

Если учесть влияние косизны потока, то максимальное качество отсека должно оказаться еще выше (до 16). Сравнение результатов продувок отсека в Т-2, после пересчета, и дужки в Т-5 при $\lambda = \infty$ дано в следующей таблице:

| | R_e | $\frac{dC_y}{d\alpha}$ | $C_{y \max}$ | $C_{x \max}$ | $C_{x \min}$ | $\frac{C_y}{C_{x \max}}^1$ |
|-----------|---------|------------------------|------------------|--------------|--------------|----------------------------|
| Отсек . . | 880 000 | 3,01 | 0,54 | 0,64 | 0,007 | 14,45 |
| Дужка . . | 548 000 | 2,71 | 0,4 ² | 0,56 | 0,0115 | 13,25 |

¹ Качество дано для $\lambda = 5$.
² Весьма вероятно считать $C_{y \max} = 0,46$. Для этого надо провести кривую C_y через две точки, которые при обработке результатов были сочтены вылапшими.

Одновременно с продувкой дужки профиля лопасти 2-ЭА в Т-5, была произведена продувка его прообраза G-429. По этой продувке $C_{x \min} = 0,0055$, а наибольшее качество $= 17,9$ (при $\lambda = 5$).

Таким образом, по этим продувкам искажение профиля вызвало удвоение $C_{x \min}$.

Локк и Тауненд⁹ сравнивали испытание модели лопасти профиля G-429 с хордой 9" с испытанием деревянной дужки того же профиля с хордой 18": „...Модель, обшитую материей, сильно ухудшало даже слабое изменение формы. Минимальное сопротивление увеличилось с 0,0054 до 0,0066, а максимальная подъемная сила уменьшилась с 0,515 до 0,444 по сравнению с деревянным крылом соответствующего масштаба ($VL = 67,5$)...“.

Приведенная характеристика опыта соответствовала $\sim R_e = 434\,000$.

Значительное улучшение данных отсека лопасти 2-ЭА по сравнению с данными продувки этого профиля в Т-5, видимо, не может быть объяснено только различием в числах Рейнольдса. Здесь сказывается влияние масштаба и трубы. Интересно привести данные о влиянии рейнольдсовых чисел на данные продувки дужки G-429¹⁰.

При изменении R_e от 128 700 до 774 000

$C_{y \max}$ изменился от 0,436 до 0,563;

$C_{x \min}$ изменился от 0,0068 до 0,0052;

$\frac{dC_y}{d\alpha}$ изменился от 2,75 до 3,03.

Положение центра давления по углам атаки для отсека лопасти 2-ЭА и для дужки того же профиля сопоставлено на фиг. 10.

C_p подсчитывался, как ранее указано, по формуле:

$$C_p = \frac{100 C_m}{C_n}.$$

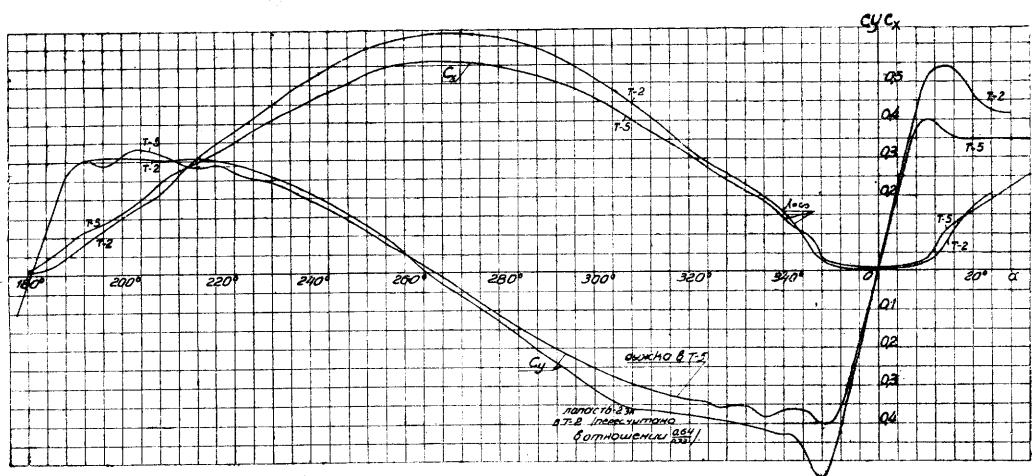
На графике видно, что и для отсека и для дужки имеет место для „летных углов“ перемещение центра давления от 20 до 30°₁₀.

Если, однако, подсчитать C_p по значениям интерполированных производных при $\alpha_0 = 0$ и $C_{m0} = 0$, т. е. по формуле:

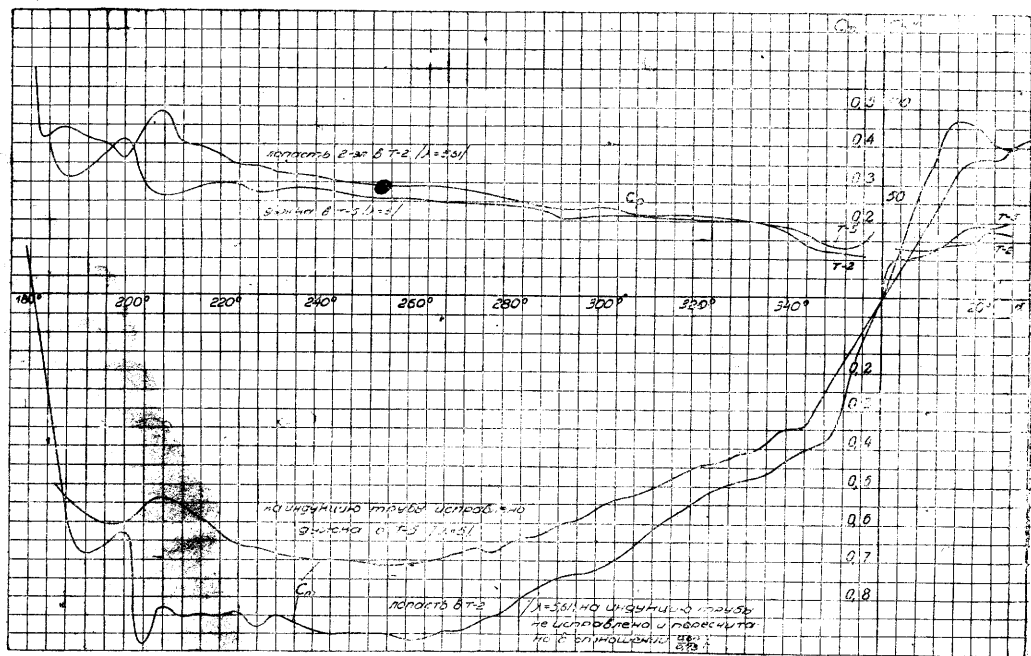
$$C_p = 100 \frac{\frac{dC_m}{d\alpha}}{\frac{dC_{my}}{d\alpha}},$$

⁹ Lock and Townend. Wind Tunnel Experiments on a Model Autogyro at Small Angles of Incidence. R & M № 1154, 1928.

¹⁰ Содержащиеся в R & M № 1066. См. сноски 6 на стр. 22.



Фиг. 9. Сравнение продувок профиля лопасти 2-ЭА. На индукцию трубы исправлено.



Фиг. 10. Сравнение продувок профиля лопасти 2-ЭА.

то и для отсека и для дужки получаются идентичные значения $C_p = \text{const} = 24,5\%$.

Последние и следует считать более достоверными.

Заметим, что продувка дужки G-429 дала $C_p = 24,9\%$ (после обработки этим же методом).

Заключение

1. Недостаточно тщательное соблюдение профиля на лопасти в производстве сильно ухудшает аэродинамические характеристики профиля.

Особенно сильно увеличивается профильное сопротивление по сравнению с таковым для проектного профиля G-429. Необходим тщательный контроль профиля лопастей в производстве. Желателен, кроме того, переход на жесткую обшивку.

2. Центр давления менее чувствителен к искажениям профиля. Имевшие место искажения вызвали все же тенденцию к небольшому смещению центра давления вперед по сравнению с его положением для G-429.

SUMMARY

The first work contains the aerodynamical characteristics of four aerofoils as obtained from wind tunnel tests at incidences ranging from 0 to 360°.

The tests were carried with the following aerofoils: RAF-34, M-12, G-429 and the so-called 2-ЭА section representing the G-429 aerofoil as deformed in manufacture.

The investigation was conducted with the purpose of obtaining the aerodynamical characteristics of the above mentioned aerofoils at incidences ranging from 0 to 360° which were necessary for the design of an autogiro rotor and also for the comparative evaluation of their characteristics.

The results are given in the form of curves of the lift, drag, moment and c. p. coefficients for the conditions of an aspect ratio of $\lambda = 5$ and an infinite span $\lambda = \infty$ for each aerofoil and also in the form of summarized charts of the values of the drag and c. p. coefficients, the lift/drag ratio, the

value $\frac{C_{L^2}}{C_D}$ and the amount of autorotation for the aspect ratio of $\lambda = 5$. In

an Appendix several aerodynamical characteristics of the first three aerofoil sections as obtained in some preceding test are given. The obtained results show the great advantages of the RAF-34 aerofoil as compared with the remaining three aerofoil sections for the design of autogiro rotor blades of constant section; the aerofoil 2-ЭА gave the worst characteristics.

* *

The second work contains the wind tunnel data of a rotor blade part of the 2-ЭА autogiro as obtained in the CAHI wind tunnel T-2. The tests were carried at incidences ranging from 0 to 180°. The results are given in the form of curves of the lift, drag and moment coefficients, the c. p. coefficient (in % of the chord) and the lift/drag ratio.

The deformations due to the inaccuracies of manufacture of the aerofoil G-429 caused a considerable rise of the profile drag (up to 0,007) and decreased the values of the lift/drag ratio. The c. p. position was not seriously affected.

A comparison is also given of the wind tunnel data as obtained in the CAHI wind tunnels T-2 and T-5 which showed a great discrepancy of all aerodynamical characteristics of the rotor blade.

