

НКТП СССР
ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Труды Центрального аэро-гидродинамического института

Выпуск 129

Г. И. КУЗЬМИН и Д. В. ХАЛЕЗОВ

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ПРОФИЛЯ И ТОЛЩИНЫ ЛОПАСТИ НА ХАРАКТЕРИСТИКУ ВИНТА

*Д. В. Халезов
Май 1932 г.*



ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МОСКВА 1932

Настоящий выпуск „Трудов ЦАГИ“ освещает результаты исследований зависимости характеристики винта от формы профиля и толщины лопасти, проводившихся в целях создания новой серии деревянных винтов для более мощных и быстроходных моторов, для которых обычные винты оказываются недостаточно прочными. Исследования велись на профилях: симметричном, ВС-1, ВС-2 и английском.

Редактор ЦАГИ **М. Н. Иванов.**
Редактор Авиаавтоиздата **Ф. С. Шаховской.**
Технический редактор **Д. П. Юха.**
Выпускающий **С. Д. Хальский.**

Сдано в набор 13 января. Подписано к печати 29 марта. Издат № 4. Инд. АА-20-5-4. Тираж. 3 000. Колич. печ. л. 1 $\frac{1}{2}$. Колич. печ. знаков в п. л. 66 000. Формат бум. 72 \times 105 $\frac{1}{16}$. Уполномоченный Главлита В-20182. Заказ № 27.

Введение

В последние годы в связи с появлением более мощных и быстроходных моторов и в связи с тем, что употребляемые в большинстве случаев у нас английские винты оказываются недостаточно мощными и прочными, перед винтовой секцией ЭАО встала задача о создании новой серии деревянных винтов, более мощных, чем английские.

При проектировании серии попутно возникли вопросы о влиянии формы профиля и толщины лопасти на характеристику винта, которые и решено было исследовать параллельно с разработкой и испытанием серии, тем более, что они уже давно интересуют авиаконструкторов.

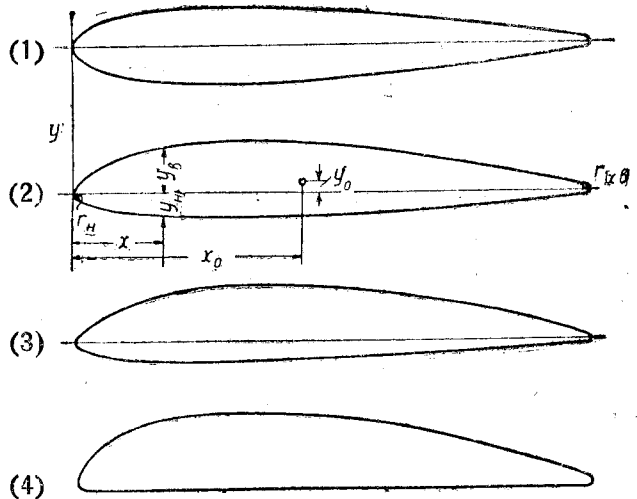
Программа испытаний

При выработке программы этого исследования выбор был остановлен на следующих профилях: (1) симметричном, (2) ВС-1, (3) ВС-2, (4) английском (фиг. 1).

1. Симметричный профиль был получен инверсированием эллипса при следующих значениях параметров: отношение радиуса носика к радиусу хвостика $k=36$, вогнутость $w=0$ (симметричный профиль), относительная толщина $c=0,15$ при длине хорды $2a=100$. Этот профиль был укорочен с хвостика на 5% путем вписывания в него окружности.

Полученный таким образом профиль был принят за основной и профили с другой относительной толщиной c были получены из него пропорциональным изменением ординат. Такое построение профилей другой относительной толщины дает очень близкое совпадение с инверсиями эллипса при соответствующих значениях c и при постоянном значении других параметров.

2. Профиль ВС-1 (серия винтовых профилей 1-я) представляет собой двояковыпуклый профиль, полученный из профиля серии А путем закругления носика и хвостика. Как известно, характерным признаком серии А является заостренный носик¹⁾: хвостик профилей этой серии также острый. Профиль ВС-1 получен из профиля серии А следующим образом: в профиль серии А были вписаны окружности, которые укорачивали профиль с носика на $0,75\%$ и с хвостика на 5% .



Фиг. 1. Очертания профилей винтов при $c=0,15$

1) Гласс Ф. Г. Серия профилей А. Труды ЦАГИ (печатается).

3. Профиль ВС-2 (серия винтовых профилей 2-я) представляет собой профиль с плоской нижней стороной на протяжении $\frac{2}{3}$ хорды; это — просто лекальный профиль и ординаты всех профилей этой серии с различной относительной толщиной отличаются друг от друга лишь постоянным множителем.

Обе серии профилей (ВС-1 и ВС-2) были испытаны крыловой секцией ЭАО, причем аэродинамические характеристики профилей этих серий оказались довольно близкими между собой. Результаты этих испытаний будут даны в одной из дальнейших работ секции.

4. Английский винтовой профиль есть профиль с плоской нижней стороной; он достаточно хорошо известен ¹⁾, а потому мы на нем останавливаться не будем.

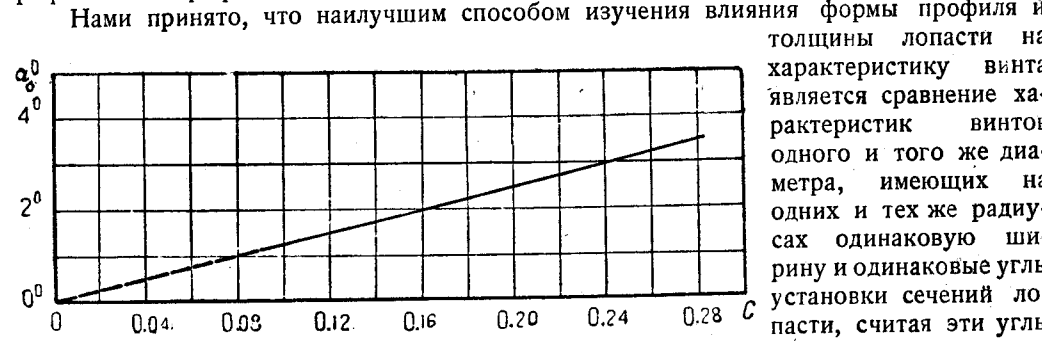
Табл. 1 дает ординаты всех этих профилей в процентах от максимальной толщины.

Таблица 1
Ординаты профилей в процентах от максимальной толщины

Расстояние от носика в % хорды $\frac{x}{b} \cdot 100$		5	10	20	30	40	50	60	70	80	9)	Радиусы носика r_n и хвостика r_x
Симметрич- ный	$y_v \}$ $y_n \}$	29,5	39,1	47,6	50,0	48,35	44,3	38,45	31,3	23,5	15,6	$r_n = c\delta$ $r_x = 0,3c\delta$
ВС-1	y_v	33,75	47,5	62,25	67,75	65,9	61,7	53,6	43,5	31,75	19,0	$r_n = (0,06 + 0,7c)\delta$ $r_x = (0,02 + 0,3c)\delta$
	y_n	20,75	24,9	29,5	31,5	31,8	30,1	27,5	24,0	19,3	13,8	
ВС-2	y_v	30,4	46,25	65,2	72,6	73,7	70,6	63,3	52,8	40,0	24,25	$r_n = 0,08\delta$ $r_x = 0,08\delta$
	y_n	16,75	21,9	25,9	25,9	23,5	20,8	18,1	15,4	12,7	10,0	
Англий- ский	y_v	59,2	78,6	96,1	100,0	99,1	96,1	87,3	74,7	57,2	36,9	$r_n = 0,08\delta$ $r_x = 0,06\delta$
	y_n	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	

y_v — ординаты верхней части профиля
 y_n — ординаты нижней части профиля

Как видим, эти четыре профиля охватывают всю область между симметричными профилями и профилями с плоской нижней стороной.



Фиг. 2. Диаграмма углов между аэродинамической и геометрической хордами для профилей ВС-1.

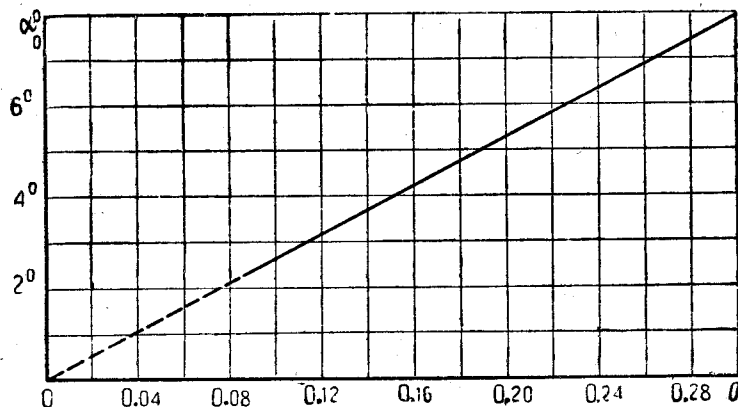
¹⁾ См. Кузьмин Г. И. Диаграммы для проектирования воздушных винтов. Труды ЦАГИ, вып. 38. Москва, 1929 г.

нулю. В то время, как направление геометрической хорды является произвольным, направление аэродинамической хорды получается из опыта вполне определенным для каждого профиля. Зависимость между углами установки сечения лопасти по аэродинамической хорде φ_0 и по геометрической хорде φ получается следующая:

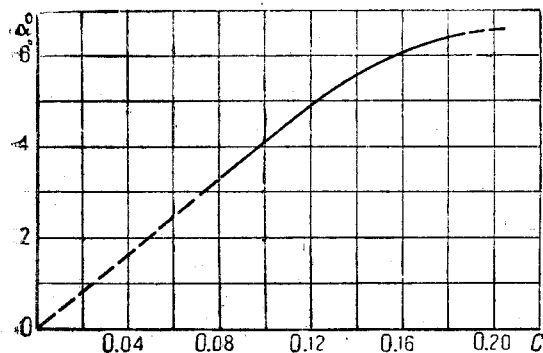
$$\varphi_0 = \varphi + \alpha_0,$$

где α_0 есть угол между аэродинамической и геометрической хордами для профиля сечения лопасти на данном радиусе или, как его обычно называют, угол нулевой подъемной силы крыла. Углы нулевой подъемной силы для обеих серий профилей ВС-1 и ВС-2 были определены для различных относительных толщин c при испытаниях серий крыльев¹⁾ с этими профилями. В дальнейшем для обеих серий были построены диаграммы углов нулевой подъемной силы α_0 в функции относительной толщины c . Эти диаграммы, а также аналогичная диаграмма для серий английских профилей представлены на фигурах 2, 3 и 4.

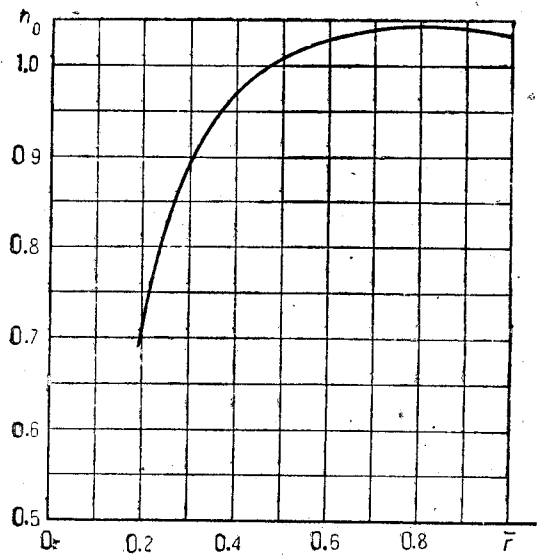
Для винтов, имеющих на одинаковых относительных радиусах $\bar{r} = \frac{r}{R}$ одинаковые углы установки сечений лопастей,



Фиг. 3. Диаграмма углов между аэродинамической и геометрической хордами для профилей ВС-2.



Фиг. 4. Диаграмма углов между аэродинамической и геометрической хордами для английских профилей.



Фиг. 5. Диаграмма относительного шага h_0 по \bar{r} .

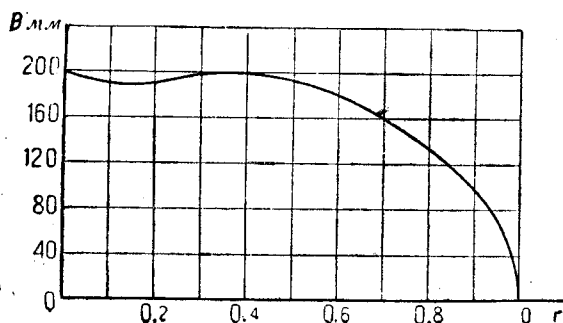
будут одинаковыми и относительные шаги h_0 , которые определяются формулой:

$$h_0 = \pi \cdot \bar{r} \cdot \operatorname{tg} \varphi_0 = \pi \cdot \bar{r} \cdot \operatorname{tg} (\varphi + \alpha_0).$$

Можно было ожидать, что в этом случае винты с различными профилями сечений и винты с различной толщиной лопасти будут иметь одинаковый относитель-

¹⁾ Каждая серия содержала в себе крылья с относительной толщиной $c = 0,9; 0,12; 0,15; 0,18; 0,21$ и $0,24$.

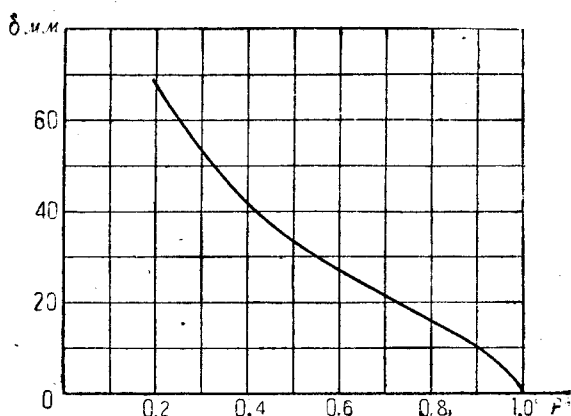
ный аэродинамический шаг h_a , т. е. одинаковую относительную поступь, при которой тяга винта равна нулю. Точнее нужно было бы сказать, что в этом случае винты должны иметь почти одинаковый аэродинамический шаг h_a , так как он зависит и от профильного сопротивления лопасти, которое для различных профилей будет различным. Но влияние профильного сопротивления на величину h_a весьма незначительно.



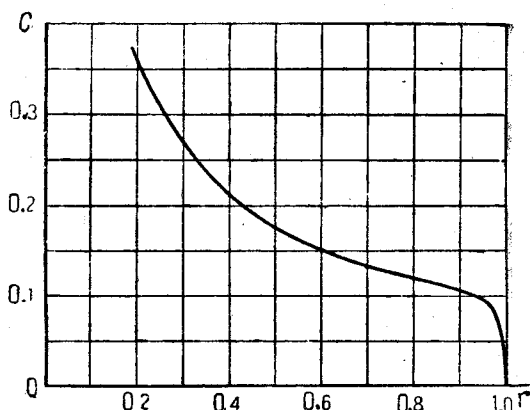
Фиг. 6. Диаграмма b по \bar{r} для винтов с различными профилями.

проделано американцами¹⁾ и в этом случае сравнение было затруднительно, так как характеристики их не совпадают по λ .

На основании вышеизложенного было спроектировано и построено четыре винта одного и того же диаметра $D = 2,5$ м, все двухлопастные, с шагом $h_0 = 1,044$ ²⁾



Фиг. 7. Диаграмма δ по \bar{r} для винтов с разными профилями.



Фиг. 7а. Диаграмма c по \bar{r} для винтов с разными профилями.

на радиусе $\bar{r} = 0,75$. Такой шаг был взят потому, что он, во-первых, является средним из встречающихся обычно на практике, и во-вторых, потому, что характеристика винта с таким шагом дает возможность видеть работу профиля на всех режимах, включая и режимы, когда начинается срыв струй у данного профиля. Фиг. 5 дает картину изменения шага h_0 вдоль радиуса.

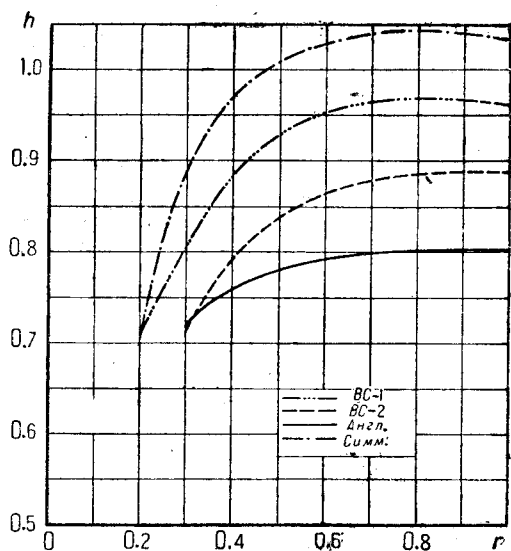
Все исследуемые нами винты имеют на одних и тех же радиусах одинаковую ширину b и максимальную толщину δ (а следовательно, и одинаковую относительную толщину $c = \frac{\delta}{b}$). Картину изменения этих величин вдоль радиуса дают фиг. 6, 7 и 7а.

¹⁾ См. Т. R. N. A. C. A. № 237, 1926 г.

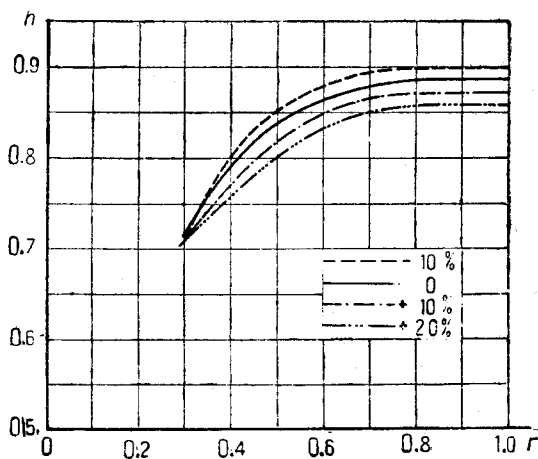
²⁾ Вначале предполагалось спроектировать винты с шагом $h_0 = 1,0$ на $\bar{r} = 0,75$; при проектировании была допущена ошибка, которая была обнаружена уже после сдачи заказа на изготовление винтов.

Геометрические шаги (шаги по геометрической хорде) этих винтов, конечно, различные для всех них, дает фиг. 8.

Кроме этих четырех винтов, были спроектированы и построены еще три винта с профилями ВС-2. Эти винты, также двухлопастные, имеют тот же диаметр, что и описанные выше четыре винта с разными профилями; их шаг по аэродинамической хорде h_0 и ширина лопасти b вдоль ради-

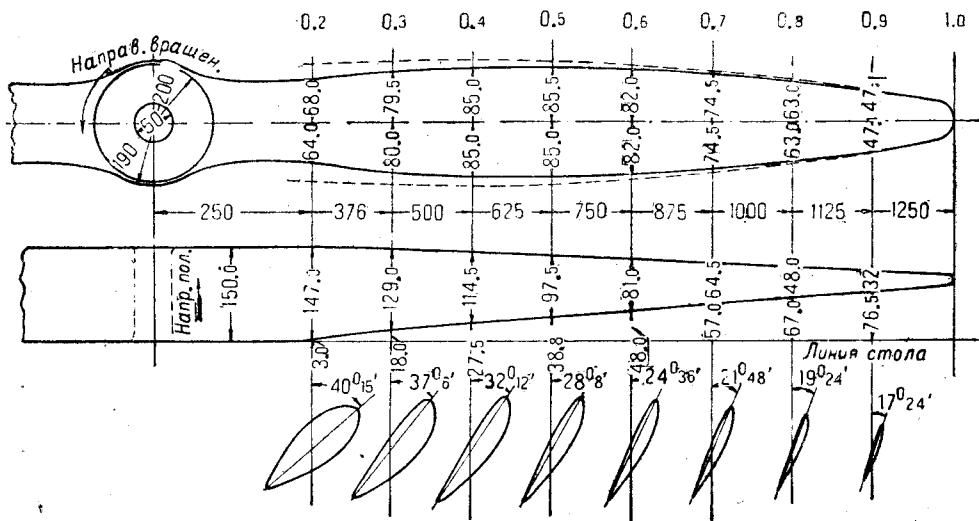


Фиг. 8. Диаграмма геометрического шага h по r для винтов с разными профилями.



Фиг. 9. Диаграмма геометрического шага h по r для винтов различной толщины.

уса изменяются так же, как и у первых четырех винтов, и имеют ту же самую величину (фиг. 5 и 6). Толщина же сечений лопастей этих винтов другая; один из них имеет лопасти на 10% толще, другой на 20% толще и третий на 10% тоньше,



Фиг. 10. Чертеж винта с профилями ВС-2.

чем лопасти винтов с различными профилями. Геометрические шаги их, также различные между собой, дает фиг. 9.

Таким образом мы имеем две серии винтов: первая состоит из четырех винтов с различными профилями, вторая — из четырех винтов разной толщины (один винт с профилями ВС-2 общий для обеих серий).

В табл. 2 и 3 приведены все необходимые геометрические размеры этих винтов.

Винты проектировались по вихревой теории с эллиптическим распределением циркуляции вдоль лопасти. Они были выполнены таким образом, что середины хорд сечений лопастей лежат в плане на одной прямой, проходящей через ось винта; в боковой проекции лопасти центры тяжести сечений лежат также на одной прямой (фиг. 10).

Таблица 2

Геометрические размеры винтов с различными профилями

\bar{r}	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
b	188,8	198,0	200,0	193,0	180,0	160,8	133,3	98,2
δ	67,5	53,4	41,9	33,5	27,0	21,3	15,94	0,3
c	0,357	0,270	0,210	0,173	0,150	0,132	0,120	0,105
h_0	0,706	0,890	0,970	1,010	1,028	1,040	1,045	1,041
h	симм.	0,706	0,890	0,970	1,010	1,028	1,040	1,045
	BC-1	0,707	0,806	0,884	0,929	0,952	0,964	0,975
	BC-2	0,707	0,714	0,792	0,839	0,864	0,880	0,886
	Англ.	0,706	0,720	0,760	0,780	0,790	0,800	0,803

Таблица 3

Геометрические размеры винтов разной толщины

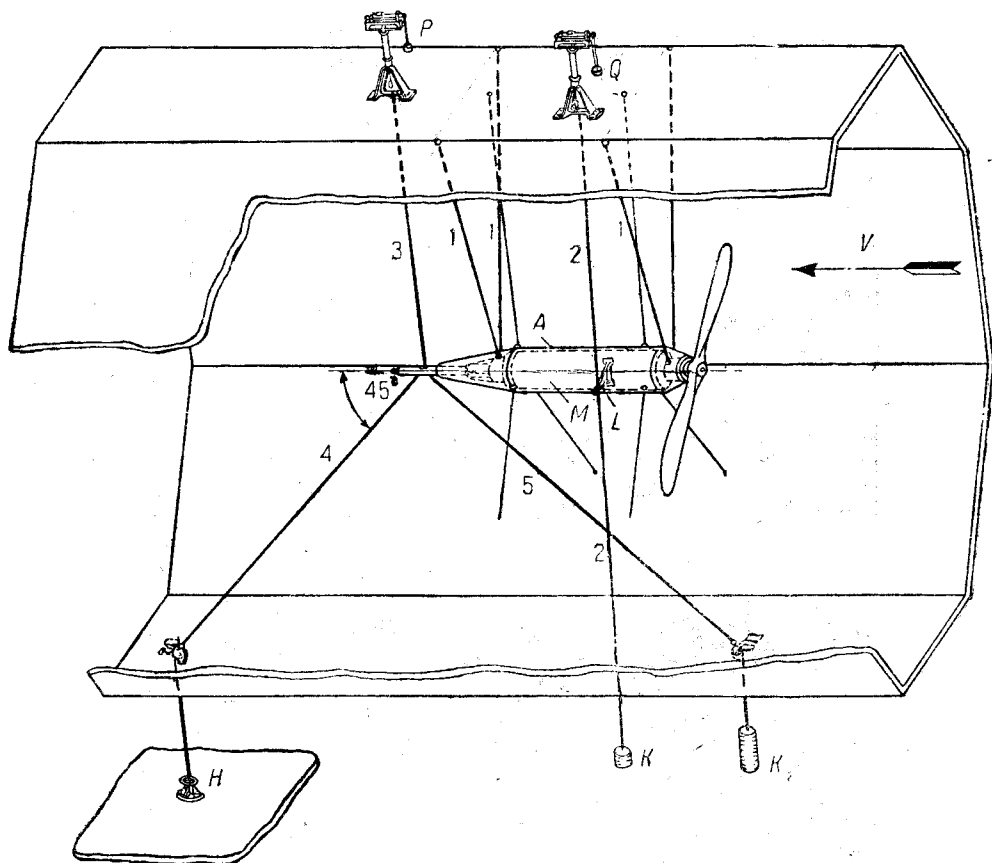
\bar{r}	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
b	188,8	198,0	200,0	193,0	180,0	160,8	133,3	98,2
δ	10%	60,7	45,0	38,0	30,2	24,3	19,1	14,3
	0	67,5	53,4	41,9	33,5	27,0	21,3	15,94
	$+10\%$	74,25	58,7	46,4	36,9	29,7	23,4	17,5
	$+20\%$	81,0	64,0	50,7	40,3	32,4	25,5	19,1
c	-10%	0,322	0,242	0,190	0,1563	0,135	0,1187	0,108
	0	0,357	0,270	0,210	0,173	0,150	0,132	0,120
	$+10\%$	0,393	0,297	0,232	0,191	0,165	0,146	0,131
	$+20\%$	0,430	0,323	0,253	0,209	0,180	0,159	0,143
h_0	0,706	0,890	0,970	1,010	1,028	1,040	1,045	1,041
h	-10%	0,706	0,708	0,803	0,853	0,879	0,895	0,899
	0	0,707	0,714	0,792	0,839	0,864	0,880	0,885
	$+10\%$	0,706	0,710	0,771	0,820	0,848	0,866	0,869
	$+20\%$	0,706	0,710	0,753	0,802	0,833	0,849	0,857

Произведенный обмер винтов, во время которого измерялись диаметр винта D , ширина b , максимальная толщина δ и угол установки лопасти φ на расчетных радиусах, показал, что отклонения не превышают за редкими исключениями в диаметре $\pm 0,1\%$, в ширине лопастей по всем сечениям $\pm 0,4\%$, в максимальной толщине $\pm 2\%$ и в угле установки профиля сечения лопасти $\pm 2^\circ$. Таким образом, можно сказать, что винты были изготовлены довольно удовлетворительно, если не считать, что могли быть отступления от формы профиля, которая во время обмера не проверялась.

Испытание винтов

Винты были испытаны на приборе В-2 в шестиметровой части большой трубы ЭАО ЦАГИ. Прибор В-2 дает возможность проводить испытания натуральных винтов или крупных моделей их. Он состоит из электромотора постоянного тока мощностью 70 л. с. при числе оборотов от 800 до 3500 в мин. (при напря-

жении тока 220 В). Электромотор этот специального типа; он включает в себя два отдельных агрегата по 35 л. с. каждый, корпуса которых соединены болтами. Габариты мотора — диаметр 400 мм, полная длина 1900 мм. Мотор подвешен на 2 V-образных тягах к погонку трубы таким образом, что он может свободно поворачиваться в некоторых пределах вокруг своей оси на шариковых подшипниках (фиг. 11). Это дает возможность измерять реактивный момент работающего винта и таким образом определять мощность, потребляемую им. Стержень, соединяющий при-



Фиг. 11. Схема прибора ВТ-2 для испытания винтов в 6-метровой части большой трубы.

бор с моментными весами Q , продолжен вниз и на конце своем вне трубы несет контргруз, чем достигается предварительная загрузка этих весов. Последняя необходима также и потому, что на этой установке испытываются и правые и левые винты.

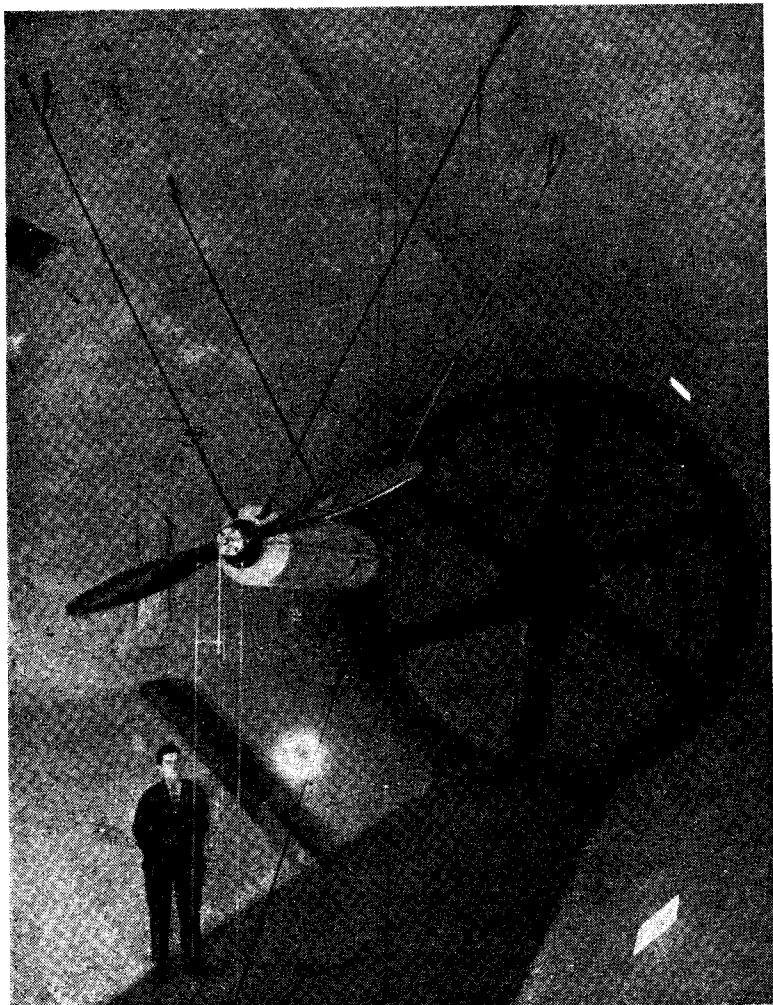
Для измерения силы тяги служит подвеска, состоящая из стержней 3, 4 и 5. Стержень 3 соединен с весами P . Стержень 4, расположенный под углом 45° к оси прибора, перекинут через ролик и закреплен в натяжной гайке H . Стержень 5, идущий под таким же углом к оси прибора, тоже перекинут через ролик; на своем конце он несет контргруз, назначение которого — дать предварительное натяжение узлу подвески и предварительную загрузку весам P . При такой схеме подвески на весах измеряется непосредственно сила тяги винта. Гайка H дает возможность регулировать эту подвеску.

Весы P и Q , на которых измеряется сила тяги и окружное усилие на конце кронштейна L , имеют ту особенность, что все шарниры рычагов смонтированы на шариковых подшипниках.

Число оборотов мотора (и винта) определяется с помощью контактного счетчика оборотов, который посредством червячной передачи соединен с валом мотора. Замыкание электрического контакта происходит через каждые 25 оборотов вала.

Измеряя время за определенное число контактов (световых сигналов), легко подсчитать число оборотов винта в минуту.

Для уменьшения лобового сопротивления прибора электромотор заключен в ко-



Фиг. 12. Общий вид прибора В-2.

жух (А), укрепленный с помощью растяжек к стенкам трубы. Общий вид установки можно видеть на фиг. 12.

Испытания всех винтов производились при числе оборотов винта $n \approx \text{const}$ и одном и том же (700—800) для всех винтов. Относительная поступь винта λ (характеристики режима работы винта) менялась путем изменения скорости потока в трубе.

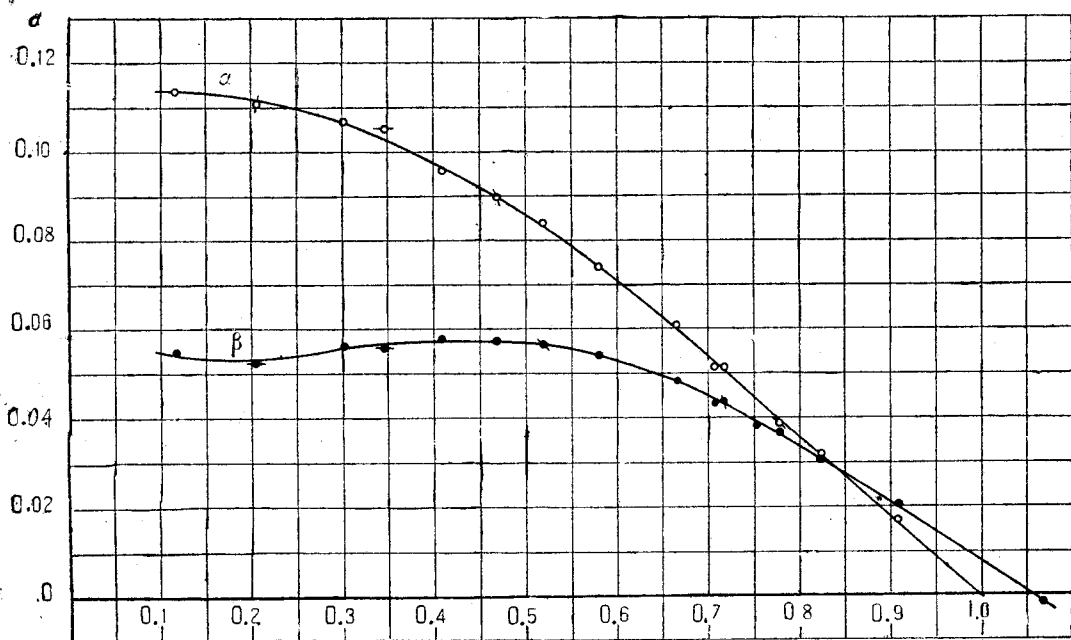
Во время эксперимента измерялись:

- а) сила тяги винта (за вычетом лобового сопротивления прибора),
- б) окружное усилие на конце кронштейна L ,

- с) время за определенное число контактов,
- д) скорость в центральной ячейке хонейкомба.

Здесь нужно отметить, что насадок для измерения скорости потока в 6-метровой части трубы постоянно установлен в центральной ячейке хонейкомба. Такое местоположение насадка было выбрано потому, что поток, как показало изучение поля трубы, в центральной ячейке хонейкомба спокойнее, чем близ хонейкомба, причем имело своей целью по возможности удалить его от винта (чтобы искажение винтом поля скоростей не оказывало влияния на насадок).

В плоскости вращения винта поток был изучен особенно тщательно; была найдена средняя скорость в этом месте и переходный коэффициент от скорости в центральной ячейке к скорости в плоскости вращения винта. Таким образом, измеряя скорость в месте положения насадка, мы легко находим нужную нам скорость в месте



Фиг. 13. Диаграмма испытания винта с английскими профилями.

работы винта. О характере потока можно сказать, что он не очень равномерен, но особенно больших отступлений от средней скорости нет (максимальные отступления $\pm 3\%$).

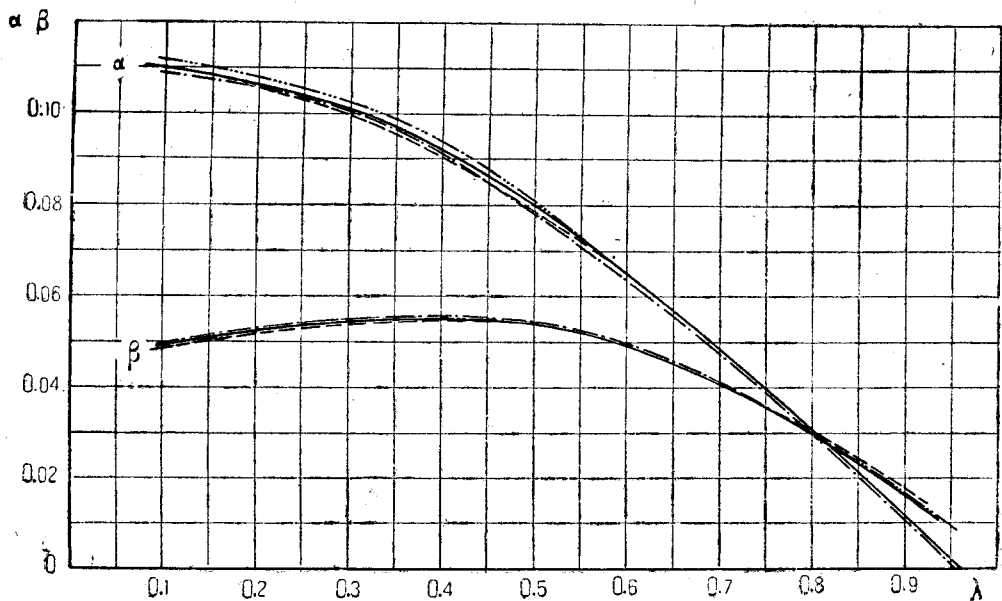
При обработке протоколов испытаний вводились поправки на влияние трубы по R. McKinnon Wood и R. G. Harris и на лобовое сопротивление прибора от обдувки его винтов. Познакомиться более подробно с методом обработки можно в работе К. К. Баулина „Формуляр прибора В-2“.

Результаты испытаний представлялись в виде кривых обычных коэффициентов тяги $\alpha = \frac{P}{\rho n_s^2 D^4}$ и мощности $\beta = \frac{75 \cdot N}{\rho n_s^3 D^5}$ в функции относительной поступи $\lambda = \frac{V}{n_s D}$ (как на фиг. 13), где P — сила тяги винта в кг, N — мощность винта в л. с., ρ — плотность воздуха в $\frac{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}{\text{м}^4}$, n_s — число оборотов винта в секунду, V — скорость потока в м/сек и D — диаметр винта в метрах.

Для получения большей точности¹⁾ каждый винт был испытан по 3—4 раза

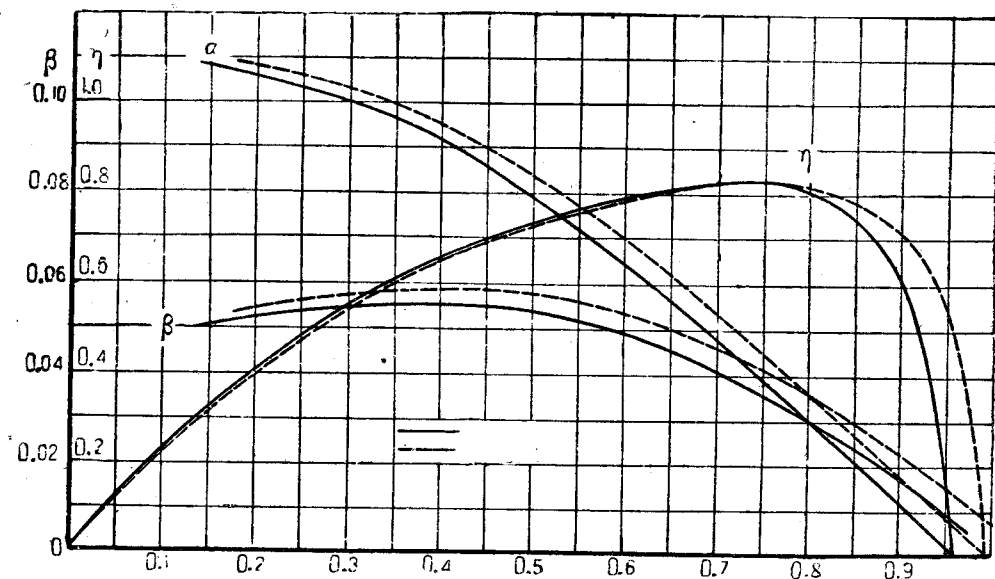
¹⁾ Экспериментально-аэродинамический отдел перешел с 1930 года на такую систему работ, что всякий эксперимент проводится дежурной бригадой техников-лаборантов; так как бригада состоит в большинстве из малоопытных молодых техников, то в первый период после введения такой системы приходилось очень большое внимание уделять эксперименту и большинство опытов повторять.

и окончательные кривые α и β для каждого винта брались как средние из этих испытаний (из диаграмм типа фиг. 14). Коэффициент полезного действия η подсчитывался по этим средним значениям α и β .



Фиг. 14. Диаграмма четырех испытаний винта с профилями ВС-2.

Представление о точности измерения всех величин на приборе В-2 в трубе Т-2 можно получить по разбросу точек испытания винта и по разбросу кривых отдельных испытаний одного и того же винта.



Фиг. 15. Диаграмма характеристики винта с профилями ВС-2 (сплошной линией изображена опытная характеристика, пунктирной — пересчитанная).

В качестве примерных, со средним разбросом, нами представлена на фиг. 13 диаграмма испытания винта с английским профилем, а на фиг. 14 приведена диаграмма четырех испытаний винта с профилями ВС-2, сделанных в разное время. Как видим, разброс получается небольшой.

В дальнейшем, при обработке результатов испытаний винтов различной толщины результаты испытаний одного и того же винта наносились в виде точек на одну и ту же диаграмму и по всем этим точкам проводились кривые. При этом проведение средней кривой испытаний по опытным точкам упрощается и обработка уско, яется, а как показало сравнение этих двух методов обработки, окончательные результаты получаются одинаковыми.

Результаты испытаний всех семи винтов приведены в табл. 4.

Таблица 4

Коэффициенты тяги α , мощности β и полезного действия η
по относительной поступи

Винт с профилями BC-2 $h_a=0,96$

λ	α	β	η
0,2	0,1062	0,0524	0,406
0,3	0,1003	0,0546	0,550
0,4	0,0910	0,0554	0,657
0,5	0,0792	0,0538	0,736
0,6	0,0644	0,0493	0,784
0,7	0,0478	0,0408	0,820
0,8	0,0303	0,0312	0,803
0,9	0,0116	0,0170	0,614
0,96	0,0000	0,0091	0,000

Винт с профилями BC-2 $h_a=0,99$

λ	α	β	η
0,2	0,1082	0,0544	0,398
0,3	0,1033	0,0574	0,540
0,4	0,0953	0,0537	0,649
0,5	0,0841	0,0578	0,728
0,6	0,0698	0,0536	0,780
0,7	0,0538	0,0461	0,817
0,8	0,0361	0,0357	0,813
0,9	0,0178	0,0224	0,712
0,995	0,0000	0,0085	0,000

Винт с профилями BC-1

λ	α	β	η
0,2	0,1115	0,0547	0,407
0,3	0,1063	0,0566	0,563
0,4	0,0974	0,0578	0,674
0,5	0,0851	0,0571	0,745
0,6	0,0705	0,0532	0,795
0,7	0,0533	0,0451	0,827
0,8	0,0353	0,0337	0,838
0,9	0,0170	0,0204	0,751
0,995	0,0000	0,0050	0,000

Винт с английскими профилями

λ	α	β	η
0,2	0,1186	0,0567	0,418
0,3	0,1080	0,0581	0,557
0,4	0,0949	0,0581	0,653
0,5	0,0810	0,0556	0,723
0,6	0,0662	0,0505	0,786
0,7	0,0503	0,0431	0,816
0,8	0,0337	0,0342	0,789
0,9	0,0166	0,0234	0,637
0,995	0,0000	0,0108	0,000

Винт с симметричными профилями

λ	α	β	η
0,2	0,0928	0,0718	0,258
0,3	0,0927	0,0653	0,426
0,4	0,0940	0,0584	0,644
0,5	0,0826	0,0565	0,731
0,6	0,0687	0,0528	0,781
0,7	0,0531	0,0454	0,819
0,8	0,0360	0,0345	0,835
0,9	0,0178	0,0215	0,745
0,995	0,0000	0,0074	0,000

Винт с профилями BC-2, утолщенный на 20%

λ	α	β	η
0,2	0,1080	0,0509	0,424
0,3	0,1008	0,0539	0,561
0,4	0,0900	0,0542	0,665
0,5	0,0759	0,0518	0,732
0,6	0,0605	0,0466	0,779
0,7	0,0445	0,0388	0,803
0,8	0,0277	0,0285	0,777
0,9	0,0130	0,0165	0,560
0,958	0,0000	0,0090	0,000

Винт с профилями ВС-2, утолщенный на 10%

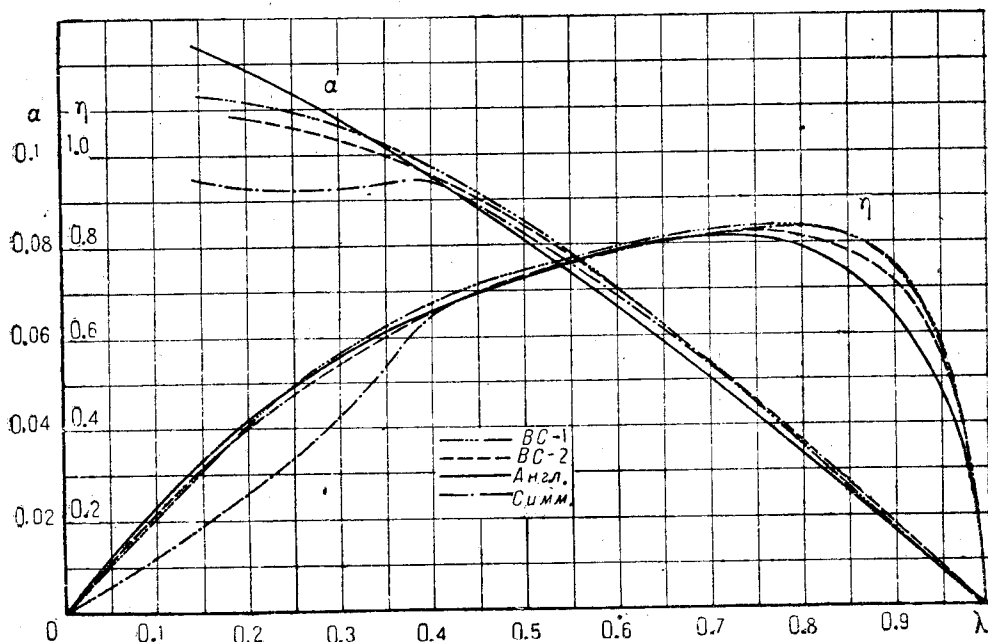
λ	α	β	η
0,2	0,1134	0,0531	0,428
0,3	0,1057	0,0566	0,560
0,4	0,0949	0,0573	0,662
0,5	0,0814	0,0550	0,740
0,6	0,0662	0,0503	0,790
0,7	0,0502	0,0429	0,819
0,8	0,0335	0,0331	0,810
0,9	0,0166	0,0211	0,703
0,95	0,0000	0,009	0,000

Винт с профилями ВС-2, утоненный на 10%

λ	α	β	η
0,2	0,1050	0,0540	0,339
0,3	0,0934	0,0535	0,557
0,4	0,0898	0,0546	0,657
0,5	0,0782	0,0535	0,731
0,6	0,0644	0,0495	0,781
0,7	0,0487	0,0415	0,821
0,8	0,0322	0,0313	0,825
0,9	0,0154	0,0190	0,730
0,99	0,0000	0,0067	0,000

Обработка результатов испытаний

Результаты испытаний винтов 1-й серии были сведены на одну диаграмму, причем оказалось, что три винта имеют, как это и ожидалось, один и тот же аэродинамический шаг, равный 0,995, тогда как четвертый винт с профилями ВС-2 имеет аэродинамический шаг 0,96.



Фиг. 16. Диаграмма коэффициентов α и η по λ для винтов с различными профилями.

Причиной выпадения одного этого винта может быть или искажение профилей сечений лопастей этого винта при его изготовлении (в особенности их носиков) или неточное определение углов нулевой подъемной силы этих профилей.

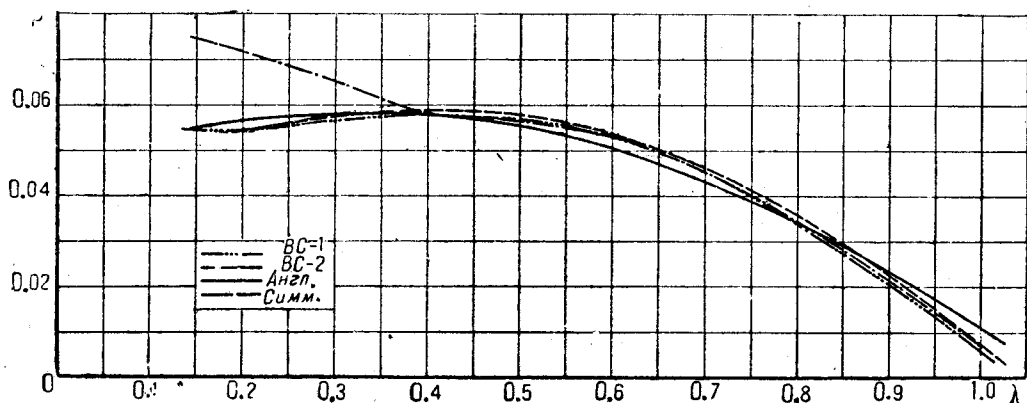
В связи с этим характеристика этого винта была пересчитана с шага $h_a = 0,96$ на шаг $h_a = 0,995$ ¹⁾ (фиг. 15) и уже эта пересчитанная характеристика была сравнена с характеристиками других винтов этой серии. Фиг. 16 дает коэффициенты тяги α и к. п. д. η всех четырех винтов, а фиг. 17 — коэффициенты β этих же винтов.

¹⁾ Пересчет был произведен по приближенному методу инж. Дудакова, опубликованному в „Технике воздушного флота“, № 9, 1929 г.

Кроме того, результаты испытаний этих винтов представлены нами в коэффициентах тяги α_1 и момента $\frac{\beta_1}{2\pi}$ по относительной поступи λ_1 , отнесенных к средним скоростям в плоскости винта, т. е. к средней относительной осевой скорости V_1 и к среднему относительному числу оборотов n_{s1} в плоскости винта:

$$\alpha_1 = \frac{P}{\rho n_{s1}^2 D^4}, \quad \frac{\beta_1}{2\pi} = \frac{M}{\rho n_{s1}^2 D^5}, \quad \lambda_1 = \frac{V_1}{n_{s1} D}.$$

Эти коэффициенты ¹⁾ удобны тем, что мы можем исключить потери в к. п. д. винта



Фиг. 17. Диаграмма коэффициентов β по λ для винтов с различными профилями.

за счет приращения скоростей в плоскости винта (за счет скоса потока) и таким путем выделить момент $\frac{\beta_{пр}}{2\pi}$, идущий на преодоление только профильного сопротивления плюс небольшой добавок из-за приближенности учета индуктивных потерь, которые мы подсчитываем не по действительным, а по средним скоростям:

$$\frac{\beta_{пр}}{2\pi} = \frac{\beta_1}{2\pi} - \frac{\alpha_1 \lambda_1}{2\pi}.$$

Отсюда

$$\beta_{пр} = \beta_1 - \alpha_1 \lambda_1,$$

и относительный к. п. д. $\eta_{от}$ винта, т. е. коэффициент, учитывающий потери мощности за счет профильного сопротивления и неравномерности скоростей, равен:

$$\eta_{от} = \frac{M - M_{пр}}{M} = \frac{\beta_1 - \beta_{пр}}{\beta_1} = \frac{\alpha_1 \lambda_1}{\beta_1}.$$

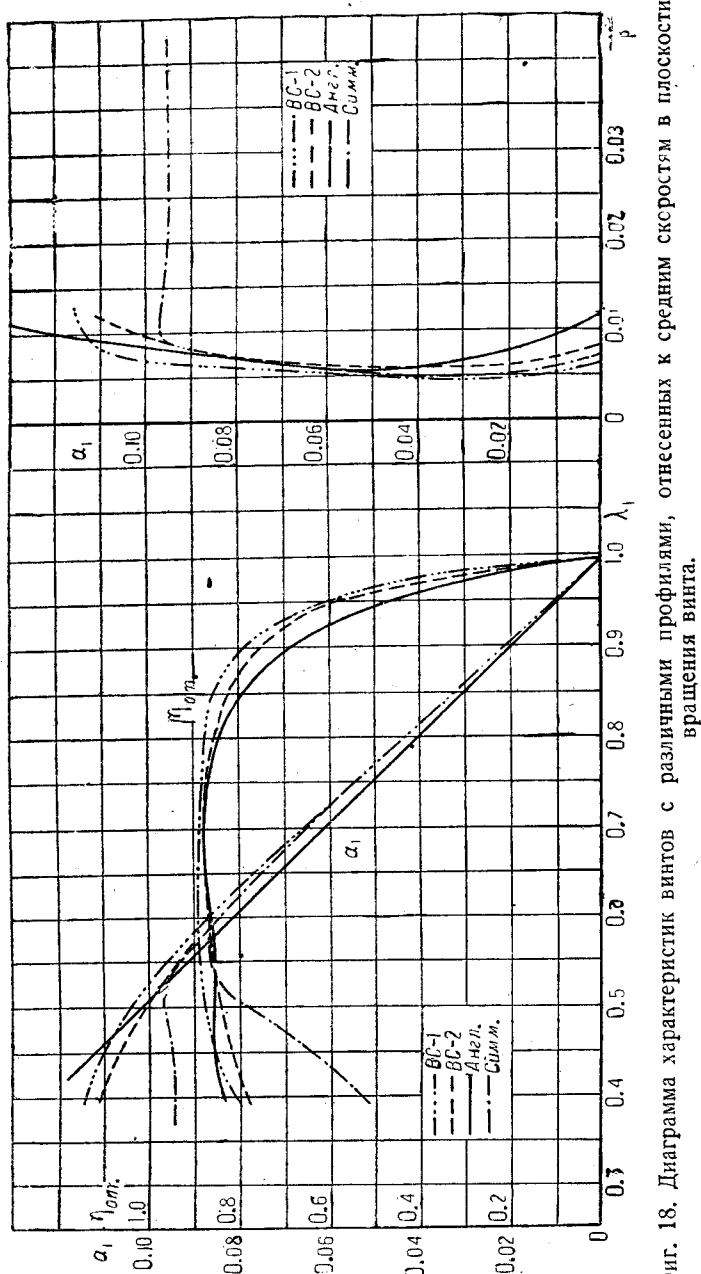
Диаграмма α_1 по λ_1 аналогична кривой C_y по α° для крыла, а диаграмма $\beta_{пр}$ по α_1 аналогична поляре крыла бесконечного размаха. Роль коэффициентов подъемной силы здесь играют коэффициенты тяги α_1 , роль углов атаки играют относительные аэродинамические скольжения $s_a = h_a - \lambda_1$, т. е. разность между аэродинамическим шагом h_a и поступью λ_1 , а роль коэффициентов профильного сопротивления — коэффициенты профильного момента, увеличенные в 2π раза.

Для испытанной серии винтов с разными профилями были построены сводные диаграммы α_1 и $\eta_{от}$ по λ_1 и сводная диаграмма поляра этих винтов (фиг. 18).

¹⁾ Подробнее об этих коэффициентах см. Г. И. Кузьмин, Пересчет характеристики винта на другое покрытие, „Техника воздушного флота“, № 12, 1928 г., и М. Н. Веселовский, Новая система характеристических коэффициентов гребного винта, „Война и техника“ № 1, 1927 г.

Точно таким же путем были обработаны и результаты испытаний серии винтов разной толщины (фиг. 19, 20 и 21).

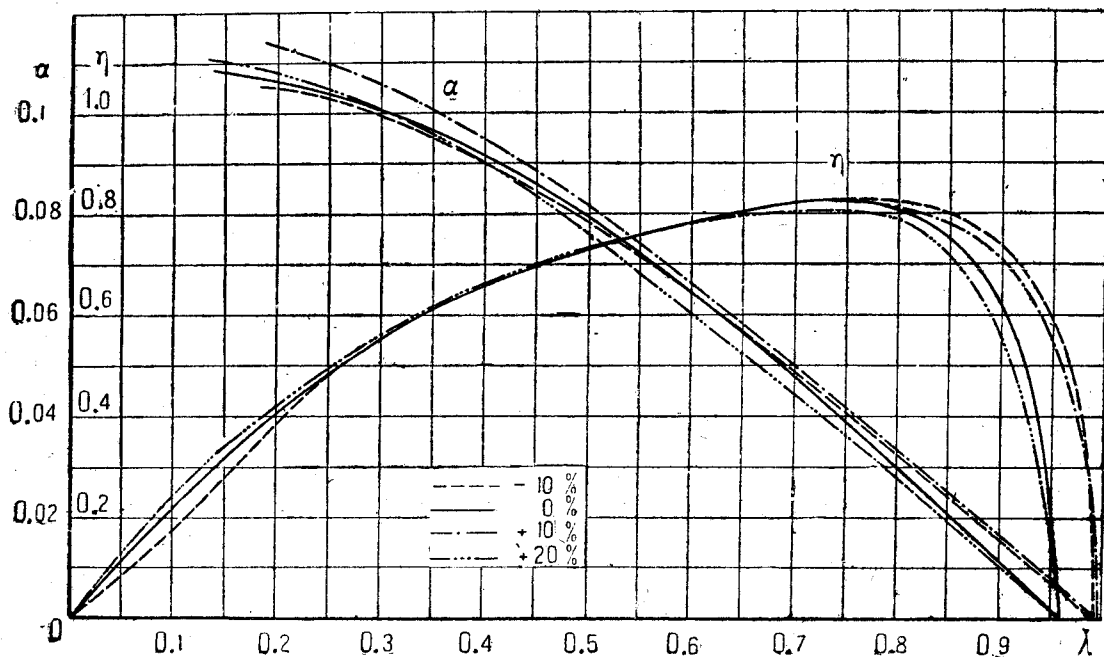
В результате этих испытаний оказалось, что в этой серии еще один винт имеет аэродинамический шаг, отличный от 0,995, а именно винт, утолщенный на 20%.



Фиг. 18. Диаграмма характеристик винтов с различными профилями, отнесенных к средним скоростям в плоскости вращения винта.

Этот винт имеет приблизительно тот же шаг, что и винт основной с профилями ВС-2, равный $\sim 0,96$. В этом случае на диаграммах фиг. 19, 20 и 21 нанесены опытные кривые без пересчета на один шаг¹⁾.

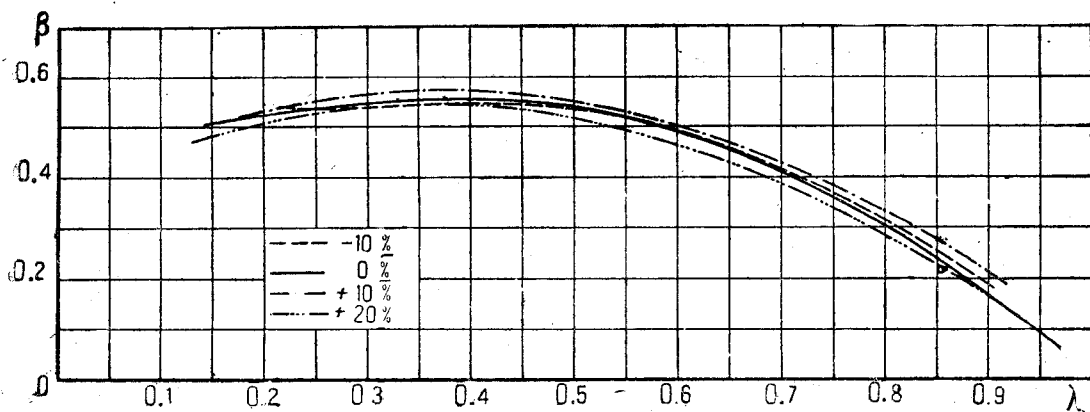
¹⁾ В этом случае мы не считали необходимым делать пересчет характеристик винтов для приведения их к одному шагу, так как два винта получились одного шага и два — другого.



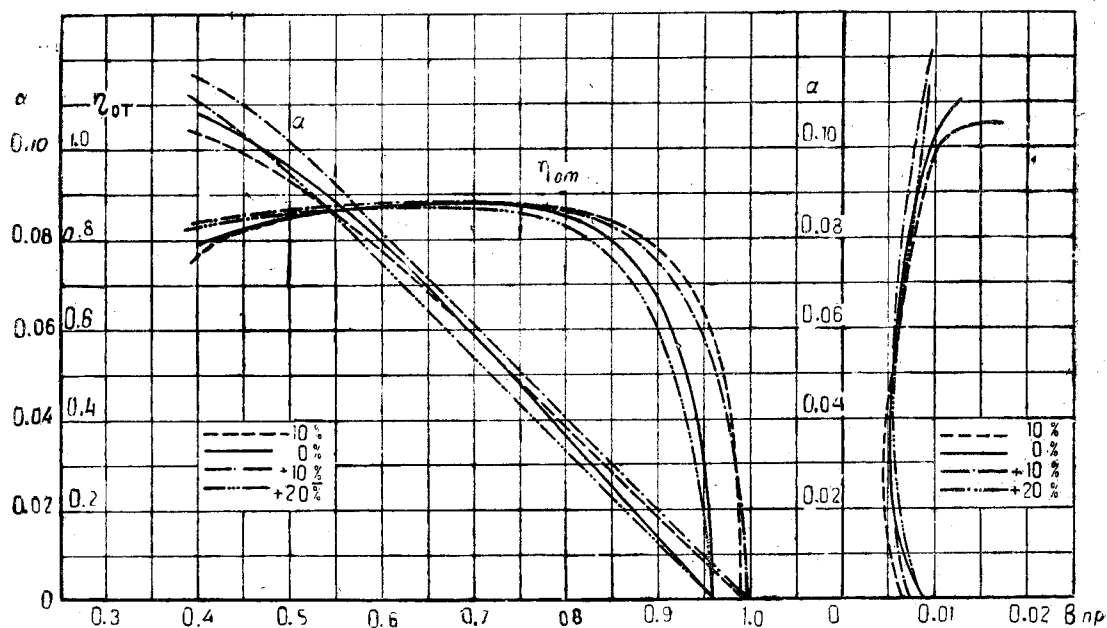
Фиг. 19. Диаграмма коэффициентов α и η по λ для винтов различной толщины.

Выводы

1. Винты с различными профилями. Рассматривая характеристики винтов с различными профилями (фиг. 16, 17, 18), мы видим, что в общем они мало зависят от формы профиля. Коэффициенты полезного действия винтов на довольно широком диапазоне относительной поступи от $\lambda = 0,4$ до $\lambda = 0,7$ почти одинаковы. Правда, для винта с профилями ВС-1 (двояковыпуклыми) в этой области к. п. д. все же больше, чем для других винтов, но разница так мала (около $1,0\%$), что ее можно отнести и за счет точности испытания. Более значительная разница в к. п. д. получается при больших значениях λ , приближающихся к поступи, равной аэродинамическому шагу h_a . Здесь мы имеем явное преимущество винта с двояковыпуклыми профилями ВС-1 и винта с симметричными профилями по сравнению с другими винтами. В этой области наибольший к. п. д. получается для винтов с профилями ВС-1 и с симметричными, несколько меньший для винта с профилями ВС-2 и, наконец, для винта с английским профилем к. п. д. получился значительно мень-



Фиг. 20. Диаграмма коэффициентов β по λ для винтов различной толщины.



Фиг. 21. Диаграмма характеристик винтов различной толщины, отнесенных к средним скоростям в плоскости вращения винта.

шим, чем для всех остальных. По мере перехода от плоского английского профиля к двояковыпуклому и симметричному значения максимального для винта к. п. д. η_{\max} увеличиваются и они наступают соответственно при больших значениях λ . Для винта с английскими профилями $\eta_{\max} = 0,815$ при $\lambda = 0,71$, для винта с профилями ВС-2 $\eta_{\max} = 0,825$ при $\lambda = 0,75$, для винта с двояковыпуклыми профилями ВС-1 $\eta_{\max} = 0,838$ при $\lambda = 0,78$ и для винта с симметричными профилями $\eta_{\max} = 0,835$ при $\lambda = 0,80$.

При малых значениях относительной поступи λ к. п. д. всех винтов мало отличаются друг от друга, за исключением к. п. д. винта с симметричными профилями. Для последнего как по кривой к. п. д. η , так и по кривым коэффициента тяги α и коэффициента мощности β мы замечаем критический режим начала срыва струй ($\lambda = 0,4$). Этот режим начала срыва струй был хорошо различаем и по шуму винта при его испытании в трубе. Характер шума винта при скоростях, больших критической, соответствующей значению $\lambda = 0,4$, резко отличается от характера шума при меньших скоростях, соответствующих меньшим λ . При поступи, меньшей критической, для симметричного винта кривая коэффициента тяги α по λ идет, резко снижаясь, и, наоборот, кривая коэффициента мощности β по λ идет резко возрастающей.

У других трех винтов резко выраженного критического режима — режима начала срыва струй — не наблюдается. Судя по течению кривых коэффициентов тяги α по λ для винтов с профилями ВС-1 и ВС-2, срыв струй для отдельных радиусов начинается, повидимому, при относительной поступи λ , равной 0,3—0,2, но для наиболее эффективных радиусов наступает позднее, при меньших значениях λ , не захваченных опытами. Для винта с английскими профилями критическое значение λ даже для отдельных сечений, судя по характеру течения кривой коэффициента тяги α по λ в диапазоне λ испытания, повидимому, не наступает.

Отсюда можно сделать следующий вывод. Винт с симметричным профилем будет хорошим на всех летных режимах самолета, но будет плохим при разбеге самолета. Здесь этот винт, во-первых, имеет плохой к. п. д. η и, во-вторых, за счет резкого увеличения коэффициента мощности β по сравнению с летными режимами будет иметь малые обороты и, следовательно, будет плохо использовать мотор, что также ухудшит разбег самолета.

Лучшим винтом на всех летных режимах будет винт с двояковыпуклыми профилями ВС-1. Он будет несколько уступать винту с английскими профилями только при разбеге самолета за счет более раннего для него срыва струй. Винт с профилями ВС-2 с плоской на две трети хорды нижней стороной имеет несколько меньший к. п. д. η , чем винт с профилями ВС-1, но он все же по сравнению с винтом с английскими профилями лучше: его η_{\max} на 1⁰/₀ больше.

Эти выводы сделаны на основании опытов с винтами при окружных скоростях конца лопасти $u \approx 100$ м/сек. Следует иметь в виду, что они могут измениться при скоростях, близких к скорости звука, именно при тех скоростях, которые получаются у обычных самолетных винтов. Согласно английским и американским исследованиям для профилей, работающих при больших скоростях, более выгодным профилем оказывается профиль, у которого кривизна нарастает от носика медленнее, максимальная толщина отодвигается назад к хвосту. С этой точки зрения, профиль ВС-2, имеющий более тонкий нос, чем профиль ВС-1, может оказаться более выгодным. Этот вопрос, конечно, требует экспериментальной проверки, и такие опыты в настоящее время ставятся в ЭАО ЦАГИ. Имеющаяся установка не позволяет исследовать работу моделей действительных винтов при таких больших скоростях, но интересующий нас вопрос отчасти может быть освещен опытами с винтами очень малого шага, так как их мы можем испытывать, доводя окружную скорость конца лопасти до значительной величины, приближающейся к скорости действительных винтов (до скорости $u = 0,8 c$)¹⁾.

На основании опытов, проведенных с винтами, имеющими различные профили сечений, мы можем сделать интересный вывод, подтвердивший наши ожидания, что кривые α по λ идут с одинаковыми наклонами, относительно оси λ . Это значит, что кривые c_y по α для различных профилей имеют одинаковый наклон к оси углов атаки. Выпадающим из этого закона винтом оказался винт с английскими профилями. Для него наклон кривой α по λ получился несколько меньшим, чем для всех других винтов.

Исключая винт с английскими профилями, выпадающий из вышеуказанного закона, мы можем утверждать, что так как коэффициент тяги α при одинаковых значениях λ одинаков для всех трех винтов, то и индуктивные потери для этих винтов одинаковы и разница в к. п. д. получилась только за счет различного профильного сопротивления лопастей винтов. Если бы этого не было, если бы мы испытывали, например, винты одинакового геометрического шага, то разница в к. п. д. винтов получилась бы не только за счет индивидуальных качеств того или другого профиля, но и за счет различных условий работы профилей, за счет различных индуктивных потерь.

Диаграммы характеристик испытанных винтов в коэффициентах λ_1 , α_1 , $\beta_{пр}$ и $\eta_{от}$ представленные на фиг. 18, подтверждают все те выводы, какие мы сделали выше. Поляры винтов, т. е. кривые $\beta_{пр}$ по α_1 и кривые α_1 по λ_1 с различными профилями идут аналогично полярам и кривым c_y по α° для крыльев бесконечного размаха.

Для крыльев при малых углах атаки кривые c_y по углам атаки α° близки к прямой, а при возрастании углов атаки кривые c_y по α° все больше и больше отклоняются от прямой, резко срываясь при критическом угле атаки (срыв струй). Профильное сопротивление, почти постоянное при довольно большом диапазоне c_y , несколько возрастает при приближении к критическому значению c_y , после которого резко возрастает. Для большинства профилей $c_{пр}$ возрастает и при очень малых значениях c_y . Исключением из этого правила являются только симметричные профили и профили, приближающиеся к симметричным, для которых минимальные $c_{пр}$ получаются при $c_y = 0$.

И для поляр винтов мы получили аналогичную картину: кривые $\beta_{пр}$ по α_1 идут аналогично кривым $c_{пр}$ по c_y для крыла бесконечного размаха. Кривые же коэффициента тяги α_1 по относительному аэродинамическому скольжению $s_d = h_a - \lambda_1$ идут аналогично кривым c_y по α° для крыла. Взаимное расположение поляр винтов также аналогично таковому же для крыльев.

¹⁾ Здесь c — скорость распространения звука в воздухе.

Странным кажется некоторое выпадение поляры винта с профилями ВС-1 проходящей при малых значениях α_1 левее всех поляр, левее даже поляры винта с симметричными профилями. Казалось бы, что для винта с симметричными профилями поляра должна идти аналогично течению поляр для крыльев левее всего, так как профильные потери симметричной дужки на этих режимах меньше, чем для других профилей такой же толщины. Возможно, что этот неожиданный результат получился за счет недостаточной точности результатов испытания винта.

2. Винты с различной толщиной лопасти. Как уже указывалось выше, винты с различной толщиной лопасти проектировались так, чтобы аэродинамический шаг h_a у всех был одинаков. Но мы не получили этого. Аэродинамический шаг винтов с различной толщиной лопасти получился несколько различным, также несколько различным получился и наклон кривых α по λ .

В таком случае удобнее сравнивать аэродинамические качества винтов не по их нормальным характеристикам, а по их полярам, т. е. по кривым коэффициентов профильного момента $\beta_{пр}$ по коэффициентам тяги α_1 (фиг. 21). Мы видим, что наименьший профильный момент получился для самого тонкого винта, утолщенного против нормального на 10%. Чем толще винт, тем он имеет больший профильный момент при малых α_1 . С возрастанием α_1 поляры расходятся. Для наиболее тонкого винта поляра идет уже правее всех других, а для наиболее толстого винта она идет левее и выше всех других. Опять же мы получаем картину, аналогичную полярам крыльев для бесконечного размаха, но только разница между полярами винтов получилась меньшей, чем для крыльев в таком же диапазоне изменения толщины.

Как видим, относительные к. п. д. винта различной толщины близки между собой на значительном диапазоне λ , почти охватывающем рабочие режимы винта на самолете. Все же можно подметить некоторую разницу в величине относительного к. п. д. винтов. Самый тонкий винт имеет самый высокий относительный к. п. д. По мере утолщения винта относительный к. п. д. винта падает. Но разница невелика, — в исследуемых нами пределах изменения толщины лопасти она достигает всего 1%. Такая же разница должна получиться и для действительных к. п. д. у винтов, рассчитанных на одно и то же задание.

Наклон кривых α по λ различный для всех винтов. Можно, повидимому, сказать, что по мере возрастания толщины лопасти наклон кривых α по λ сначала возрастает, достигает при некоторой толщине лопасти максимального наклона и затем начинает уменьшаться. Для испытанных нами винтов наибольший наклон кривой α по λ имеет винт с нормальной толщиной лопасти.

Следует иметь в виду, что эти выводы получены на основании опытов при окружных скоростях конца лопасти $u \approx 100$ м/сек. При больших окружных скоростях конца лопасти, достигающих у действительных винтов скорости звука, картина может быть иной.

Summary

The influence of blade section form and blade thickness on the aerodynamic characteristics of airscrews and therefore on their efficiency is of the greatest importance to the designers of airscrews. The object of our experiments, dealt with in present paper, was to define and determine the extent of this influence.

We have in this report the testing results of two sets of airscrews, each of which sets comprised, during our experiments, four screws: the first was a set of screws differing as to sections, the second — one with the blades of various thickness. It was assumed that the best way proving the influence of blade section form and thickness, on the characteristics of airscrews was to compare the characteristics of airscrews having equal diameters, and same width and blade section adjustment angles at equal distances from the centre, considering these angles in accordance with the aerodynamic chord and not with the geometrical one, as is usually done. In suchlike cases we may expect the airscrews with different sections and blade thickness to have practically the same relative aerodynamic pitches h_a , i. e. the same relative tread (propulsion) $\lambda = \frac{V}{nD}$ at which the thrust equals zero, the influence of section resistance on size h_a being insignificant.

The 2,5 m diameter airscrews thus tested were two-blade screws of equal blade-width b (tables 2 & 3, fig. 5) and same relative pitch h_0 , determined in accordance with the aerodynamic chord. The values of these measurements for different blade-widths along the blade are given in tables 2 & 3 and shown in figs 5 & 6.

The first set of screws consisted of four airscrews differing as to blade sections as shown in fig. 1 & table 1.

1. Symmetrical section generated by inverting the ellipse.
2. Double-cambered section BC-I.
3. Section with flat lower side to the length of $\frac{2}{8}$ of the chord.
4. Usual British screw sections.

The blade thickness of these screws was equal at the same distance from the centre. The change of blade-thickness along the blade is shown in fig. 7. The camber ratio was also equal for all screws, as shown in fig. 8.

The geometrical pitch of these screws was obtained from the h_0 pitch measured in accordance with the aerodynamic chord and the angles of zero lift. The latter were obtained as result of the wind tunnel test with airfoils & are shown in figs 2, 3 & 4. The pitches of the symmetrical section airscrew measured in accordance with the aerodynamic chord coincide with those measured in accordance with the geometrical chord.

The dimensions of these airscrews are given in table 2. The set of airscrews of various blade thickness consisted of four screws all with BC-2 sections one of which was also included in the first set of airscrews. The other having similar sections,

but blades thicker by 10% and by 20%, as well as blades thinner by 10%. The dimensions of these screws are given in table 3 and shown in fig. 5, 6 & 9.

The airscrews were tested by a testing device B-II in the six-meter section of the large tunnel of the Central Aero-Hydrodynamical Institute (fig. 11 & 12) at the same number of revolutions for all screws $n = 700$ to 800 r. p. m. The working conditions of the screws were modified by varying speeds of air flow.

In the working out, the obtained data were modified according to the method of Mc. K. Wood and B. G. Higgins for tunnel effect, whereas for the drag of the device the data were modified in consideration of the screw slip stream effect.

The testing results are shown in the thrust coefficient curves $\alpha = \frac{P}{\rho n^2 D^4}$ and power coefficient curves $\beta = \frac{75N}{\rho n^3 D^5}$ in the function of relative tread (lead) $\lambda = \frac{V}{nD}$ where the screw thrust P is expressed in kg, the screw output N_2 in HP, the air density ρ in $\text{kg sec}^2/\text{m}^4$, the number of revolutions n —R.P.S. the velocity equivalent to free air V —in m/sec and airscrew diameter D —in meters.

The aerodynamic pitch of three screws of the first series experimented proved to be equal being: $h_a = 0,995$, as had been anticipated, whereas the aerodynamic pitch of the fourth screw—the one with sections BC-2 was somewhat less equalling 0,96. This difference may have been due either to inexact determining of the angles of the aerodynamic pitch of these sections, or to some error in the casting of the blade sections of the last mentioned screw. The characteristics of this screw were checked over from pitch $h_0 = 0,96$, to pitch $h = 0,995$ and the adjusted value was then written down on the general diagram of characteristics of screws with various sections (fig. 16 & 17).

Besides the screw testing results were also given in thrust coefficients α and $\frac{\beta_1}{2\pi}$ moment coefficients in accordance with the relative tread (propulsion) λ referred to the average velocities of the screw plane i. e. to the mean relative axial velocity V_1 to the mean relative number of revolutions n_1 in the airscrew plane (fig. 18).

$$\alpha_1 = \frac{P}{\rho n_1^2 D^4}, \frac{\beta_1}{2\pi} = \frac{M}{\rho n_1^2 D^5}, \lambda_1 = \frac{V_1}{n_1 D}.$$

The advantage of using these coefficients consists chiefly in their making it possible for us to exclude the losses of efficiency at the expense of the increment of velocities in air screw plane (at the expense of flow deflection). We can thus single out the moment $\frac{\beta_{np}}{2\pi}$ necessary for overcoming the profile resistance, plus a slight additional value due to approximation in calculating the inductive losses, which were in our case computed in accordance with the average velocities and not with the actual ones $\beta_{np} = \beta_1 - \alpha_1 \lambda_1$.

The relative efficiency η_{or} , i. e. the coefficient which takes into account the losses of power at the expense of blade profile drag and of the variation of velocities, equals

$$\eta_{\text{or}} = \frac{\alpha_1 \lambda_1}{\beta_1}$$

The testing results of screws of various thickness were worked out in a similar manner (fig. 19, 20 & 21). In this series, the first pair of airscrews—the one by 10% thicker

& the other by 10% thinner than the accepted standard airscrew ($h_a = 0,994$) coincided in pitch with one another, whereas the main airscrew coincided in pitch with the one by 10% thicker than the standard airscrew ($h_a = 0,96$).

Calculations for reducing these screws to equal pitch were not performed & the following coefficient was used for comparing them with one another α_1 and β_{np} by λ_1 .

In examining the characteristics of airscrews with different section forms and various blade thickness (figs. 16, 17, 18, 19, 20 & 21) we perceive that the influence of section form and blade thickness on is decidedly insignificant (see 5 Conclusions). The conclusions here reported were arrived at the force of experiments performed at a tip speed equalling 100 m/sec. However it should be kept in mind that in the case of high tip speeds reaching the velocity of sound the aspect of things for the modern airscrew may change sensibly.

СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение	3
Программа испытаний	3
Испытание винтов	8
Обработка результатов испытаний	14
Выводы	17
Summary	21

Contents

Introductory	3
Range of tests	3
Screw testing and working out of experimental data	8
Working out of testing Results	14
Conclusions	17
Summary	21
