

НКТП — СССР

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Труды Центрального аэро-гидродинамического института

Выпуск 137

Г. И. КУЗЬМИН и Д. В. ХАЛЕЗОВ

ДИАГРАММЫ  
ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ  
С ПРОФИЛЯМИ ВС-2



ГОСУДАРСТВЕННОЕ

АВИАЦИОННОЕ И АВТОТРАКТОРНОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

МОСКВА

1933

ЛЕНИНГРАД

## ОПЕЧАТКИ

Страница	Строки		Напечатано	Должно быть
	Сверху	Снизу		
12	—	1	$S = 0,704 \delta b$	$S = 0,705 \delta b$
14	—	6	$c = \frac{\delta}{b_0}$	$c = \frac{\delta}{b}$
19	5	—		В первом столбце таблицы 6 выпала буква <i>a</i>
19	6	—		" " " " " " " "
19	—	3		" " " " " " " "
20	На диаграмме фиг. 13		$K_u =$	$h_u =$
21	—	12	$h_{0u} = 0,988$	$h_{0u} = 0,988$
23	12	(числитель дроби)	$\int \frac{S}{D^2} r dr$	$\int \frac{S}{D^2} r dr$
27	2	—	$\alpha^0$	$\alpha^0$
28	—	16	$h_1$	$h_1$
28	—	7	$r = 0,75$	$r = 0,75$
28	—	6	$P$	$P$
29	3	—	$\alpha = \frac{P}{\rho n_s^2 D^4}$	$\alpha = \frac{P}{\rho n_s^2 D^4}$
29	20	—	emited	limited
30	—	10	runing	running
32	В правой колонке		В. Б. Егоров	Б. Н. Егоров

## СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
Краткое содержание . . . . .	4
Предисловие . . . . .	5
1. Серия винтовых профилей ВС-2 . . . . .	7
2. Серия деревянных винтов СДВ-1 . . . . .	14
3. Приближенный подсчет прочности винта серии без учета деформаций . . . . .	23
4. Сравнение винтов серии СДВ-1 с английскими . . . . .	25
Summary . . . . .	28

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

### Серия винтовых профилей

В последние годы с появлением многооборотных и более мощных моторов начались поиски новых профилей для винтов. Это вызвано тем, что с возрастанием окружной скорости конца лопасти винта до скорости распространения звука в воздухе и даже большей скорости коэффициент полезного действия винта быстро падает.

Известные английские и американские опыты указывают на выгодность более тонкого носика и более медленного нарастания кривизны от носика профиля к хвосту. При проектировании новой серии выбор был остановлен на профиле ВС-2, который представляет собой профиль с приподнятым и заостренным носиком по сравнению с английским винтовым профилем.

В работе приводятся аэродинамические характеристики профилей серии ВС-2, полученные путем обработки и пересчета на бесконечный размах результатов испытания профилей относительной толщины  $c = 0,09; 0,10; 0,12; 0,15; 0,18; 0,20; 0,21$  и  $0,24$ . Относительный размах дужек при испытании был равен 5 при хорде 150 мм. Испытания дужек производились в трубе НК-1 при скорости  $V = 30$  м/сек.

### Серия деревянных винтов СДВ-1

Основной винт серии был запроектирован по вихревой теории с циркуляцией, распределенной по закону полуэллипса на рабочей части лопасти, т. е. от ее внешнего конца до радиуса  $\bar{r} = 0,2$ ; винт двухлопастный. Относительный геометрический шаг  $h$ , а также и относительный шаг  $h_0$ , считаемый по углам  $\varphi_0$  между аэродинамической хордой и плоскостью вращения винта, переменные вдоль лопасти. Лопасти всех винтов серии имеют одинаковую ширину  $\frac{b}{D}$ , одинаковую относительную толщину  $c = \frac{\delta}{b}$  на одинаковых относительных радиусах и один и тот же закон изменения шага  $h_0$  по радиусу. Отличаются винты только величиной шага  $h_0$ , при этом в одинаковом отношении для всех радиусов.

Характеристики винтов серии получены путем обработки и интерполирования результатов испытания 5 винтов серии диаметра  $D = 2,5$  м, условного геометрического шага  $h_n = 0,507; 0,703; 0,882; 1,078$  и  $1,268$ .

### Приближенный подсчет прочности винта серии без учета деформаций

Произведен подсчет прочности винтов серии СДВ-1 на растяжение центробежными силами и на изгиб аэродинамическими силами, принимая расчетный изгибающий момент равным моменту только от силы тяги. Максимальное суммарное напряжение от изгиба и от растяжения центробежными силами для винтов СДВ-1 получается на радиусе  $\bar{r} \approx 0,5$ ; для подсчета его приводится формула.

### Сравнение винтов серии СДВ-1 с английскими

Из сравнения прочности винтов серии СДВ-1 с прочностью английских винтов оказалось, что как напряжения растяжения от центробежных сил (при одинаковом диаметре), так и напряжения от изгиба (при одинаковых диаметрах и силах тяги) получаются в комлевой части лопасти для винтов СДВ-1 значительно меньшими, чем для английских винтов.

Кроме того, при подборе винтов к самолету обнаруживается, что у винтов СДВ-1 получаются несколько большие диаметры, чем у английских винтов, что еще уменьшает напряжения изгиба лопасти винтов СДВ-1 по сравнению с английскими винтами.

Были подсчитаны характеристики винтомоторных групп для 2 самолетов как с винтами СДВ-1, так и с английскими винтами. Можно сказать, что обе серии винтов в аэродинамическом отношении более или менее равноценны. Некоторое преимущество винтов СДВ-1 по сравнению с английскими будет в случае тихоходной машины.

Эти выводы сделаны на основании характеристик винтов, полученных в аэродинамической трубе при сравнительно малых окружных скоростях. При скоростях, близких к звуковой, можно ожидать больше преимуществ у винтов серии СДВ-1.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

До последнего времени наиболее распространенными профилями для лопастей воздушных винтов являлись английские винтовые профили (RAF-6<sup>1</sup>). Эти профили удовлетворяли условиям прочности и при простоте выполнения (плоская нижняя сторона) имели хорошие аэродинамические свойства. Большинство винтов как в СССР, так и за границей делалось именно с этими профилями.

Однако, в последние годы с появлением многооборотных и более мощных моторов начались поиски новых профилей для винтов. Это вызывалось тем, что с возрастанием окружной скорости конца лопасти винта до скорости звука в воздухе и большей скорости к. п. д. винта быстро падает. Оказывается, что при высоких скоростях аэродинамические свойства профиля весьма сильно изменяются, качество их ухудшается. Естественно, что эти изменения зависят от формы профиля: для одних форм они будут большими, для других меньшими.

Вопрос о работе профиля при высоких скоростях еще весьма мало изучен. В СССР этот вопрос только еще ставится в ЦАГИ. Винтовой секцией ЭАО ЦАГИ в 1931 году были поставлены опыты по выявлению влияния формы профиля на характеристику винта при малых окружных скоростях конца лопасти (около 100 м/сек). Эти опыты продолжают с винтами и при больших окружных скоростях конца лопасти, приближающихся к звуковой. К сожалению, эти опыты при имеющемся оборудовании могут быть проведены только с винтами очень малого шага ( $h \approx 0,25$ ).

Не дожидаясь результатов этих исследований, было решено начать выработку серии деревянных винтов. Для нее был выбран профиль ВС-2. Это просто лекальный профиль с приподнятым и заостренным носиком по сравнению с английским винтовым профилем. Такой профиль был выбран потому, что английские и американские экспериментальные исследования работы профиля при высоких скоростях указывают на выгодность более тонкого носика и более медленного нарастания кривизны от носика профиля к хвосту.

Описываемая в этом труде серия деревянных винтов СДВ-1 имеет относительно тонкие лопасти. У наиболее рабочей части лопасти, т. е. от радиуса  $\bar{r} = 0,5$  до конца лопасти, относительная толщина сечений изменяется от 17 до 10%. Для самолетов с очень мощными современными моторами применять эту серию деревянных винтов следует с осторожностью. Необходимо в каждом случае анализировать прочность подбираемого винта и в случае недостаточной прочности серийного винта следует уширить его лопасть, оставив сечения последней подобными, и уменьшить

<sup>1</sup> Г. И. Кузьмин, Диаграммы для проектирования воздушных винтов, Труды ЦАГИ, вып. 38, Москва, 1929.

соответственно шаг; другими словами, следует подбирать винт такого же типа, но с другим покрытием, варьируя коэффициентом покрытия и подбирая его таким, чтобы напряжения в запроектированной лопасти получились допустимыми. Аэродинамическая характеристика такого винта получается с достаточной точностью путем пересчета характеристики испытанного серийного винта<sup>1</sup>.

Если уширение лопасти получится очень большим и будет найдено, что нерационально делать его таким в связи с условиями аэродинамическими или конструктивными, то понизить напряжение можно утолщением или всей лопасти, или только наиболее напряженной части ее. При этом необходимо, чтобы у утолщенного винта аэродинамический шаг или, что тождественно, углы установки сечений, отсчитываемые от аэродинамической хорды, оставались такими же, как и у основного неутолщенного винта. Такое утолщение лопасти на величину порядка 10—15%, повидимому, мало изменит аэродинамическую характеристику винта, и в обычных расчетах этими изменениями можно пренебречь. Опыты в аэродинамической трубе с винтами при малых окружных скоростях подтверждают такое заключение<sup>2</sup>, вопрос же о сравнительных характеристиках таких утолщенных винтов при работе с большими окружными скоростями еще недостаточно выяснен. Испытания винтов различной толщины ставятся ЭАО ЦАГИ, как в аэродинамической трубе, так и на самолете.

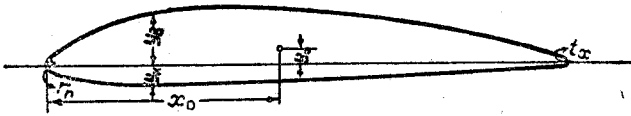
---

<sup>1</sup> Г. И. Кузьмин, Подбор винта с наивыгоднейшим покрытием, Техника возд. флота, № 12, 1928.

<sup>2</sup> Г. И. Кузьмин и Д. В. Халезов, Влияние формы профиля и толщины лопасти на характеристику винта, Труды ЦАГИ, вып. 129, Москва, 1931.

## 1. Серия винтовых профилей ВС-2

Очертание профиля ВС-2 представлено на фиг. 1. В табл. 1 даны ординаты профиля в процентах от максимальной толщины профиля  $\delta$ . Ниже приведены формулы для определения площади, координат центра тяжести, моментов инерции, модулей сопротивления и коэффициентов модулей сопротивления профилей серии ВС-2.



Фиг. 1. Профиль ВС-2 для  $c = 0,15$ .

мулы для определения площади, координат центра тяжести, моментов инерции, модулей сопротивления и коэффициентов модулей сопротивления профилей серии ВС-2.

Таблица 1

Ординаты профилей серии ВС-2

Расстояние от носика в % хорды	$\frac{x}{b} \cdot 100$	2,5	5	10	20	30	40	50	60	70	80	90	95	Радиусы носика и хвостика
Ординаты в % максим. толщины	$y_v$	18,9	30,4	46,2	65,2	72,6	73,7	70,6	63,3	52,8	40,0	24,2	15,4	$r_n = 0,08 \delta$
	$y_n$	12,1	16,7	21,9	25,9	25,9	23,5	20,8	18,1	15,4	12,7	10,0	8,6	$r_x = 0,08 \delta$

Все перечисленные величины выражены в функции толщины профиля  $\delta$ , его хорды  $b$  и относительной толщины  $c = \frac{\delta}{b}$ .

1. Площадь сечения . . . . .  $S = 0,705 \delta b$ .
2. Расстояние центра тяжести от хорды . . . . .  $y_0 = 0,195 \delta$ .
3. Расстояние центра тяжести от носика . . . . .  $x_0 = 0,448 b$ .
4. Момент инерции относительно оси, проходящей через центр тяжести параллельно хорде . . . . .  $I_x = 0,0423 \delta^3 b$ .
5. Момент инерции относительно оси, проходящей через центр тяжести перпендикулярно хорде . . . . .  $I_y = 0,0410 \delta b^3$ .
6. Центробежный момент инерции относительно осей  $x$  и  $y$  . . . . .  $I_{xy} = 0,00139 \delta^2 b^2$ .
7. Угол оси наименьшей жесткости с хордой:
  - а) в радианах . . . . .  $\varphi = 0,035 c$ ,
  - б) в градусах . . . . .  $\varphi^\circ = 2 c$ .
8. Моменты инерции относительно осей эллипса инерции:
  - а) наименьший момент . . . . .  $I_\xi = 0,0423 \delta^3 b = \frac{\delta^3 b}{23,6}$ ,
  - б) наибольший момент . . . . .  $I_\eta = 0,0410 \delta b^3 = \frac{\delta b^3}{24,4}$ .

- 9. Расстояние до наиболее удаленных от главной оси инерции волокон:
- а) до верхнего сжатого волокна . . .  $\eta_2 = 0,545 \delta$ ,
  - б) до нижнего растянутого волокна .  $\eta_1 = 0,455 \delta$ .
10. Модули сопротивления на изгиб относительно главной оси инерции:
- а) для верхних сжатых волокон . . .  $W_{\xi_2} = \frac{I_{\xi}}{\eta_2} = 0,0777 \delta^2 b$ ,
  - б) для нижних растянутых волокон .  $W_{\xi_1} = \frac{I_{\xi}}{\eta_1} = 0,0930 \delta^2 b$ .
11. Коэффициенты модуля сопротивления изгибу относительно главной оси инерции:
- а) для верхних сжатых волокон . . .  $A_2 = \frac{b}{\sqrt[3]{W_{\xi_2}}} = \frac{2,34}{\sqrt[3]{c^2}}$ ,
  - б) для нижних растянутых волокон . . .  $A_1 = \frac{b}{\sqrt[3]{W_{\xi_1}}} = \frac{2,21}{\sqrt[3]{c^2}}$ .

Аэродинамические характеристики профилей серии ВС-2 получены путем обработки и пересчета на бесконечный размах результатов испытания профилей относительной толщины  $c = 0,09; 0,10; 0,12; 0,15; 0,18; 0,20; 0,21$  и  $0,24$ . Относительный размах дужек при испытании был равен 5 при хорде 150 мм. Продувка дужек была проведена в трубе НК-1 при скорости приблизительно 30 м/сек.

На фиг. 2 представлена обычная диаграмма для подбора сечений лопасти винта, удовлетворяющих одновременно условиям прочности и условиям аэродинамики. На этой диаграмме по абсциссам отложены произведения  $A_1 c_y$ , коэффициента модуля сопротивления для растянутых волокон  $A_1$  на коэффициент подъемной силы  $c_y$ . На прямых, исходящих из начала координат и соответствующих профилям различной относительной толщины  $c$ , сделана разметка углов атаки  $\alpha^\circ$ .

На этой же фиг. 2 внизу имеются кривые качества профилей  $\frac{1}{\mu} = \frac{c_y}{c_x}$ . При проектировании винта приходится задаваться каким-то средним для всех сечений качеством раньше, чем мы определим, какие профили и при каких углах атаки мы устанавливаем в различных сечениях лопасти. Таким образом, представленная на фиг. 2 диаграмма качества служит при расчете винта контрольной, т. е. после того как все сечения лопасти подобраны и определены углы атаки их, проверим, правильно ли оценена средняя величина качества. Если предварительно мы задались средним качеством неверно, то нужно проверить, насколько изменится тяга, мощность и к.п.д. при новом правильном среднем значении качества.

Для поверочного расчета винта удобнее пользоваться диаграммами коэффициентов подъемной силы  $c_y$  и качества  $\frac{1}{\mu}$ , представленными в функции угла атаки  $\alpha^\circ$ , а не  $A_1 c_y$ . Эти диаграммы даны на фиг. 3 и 4.

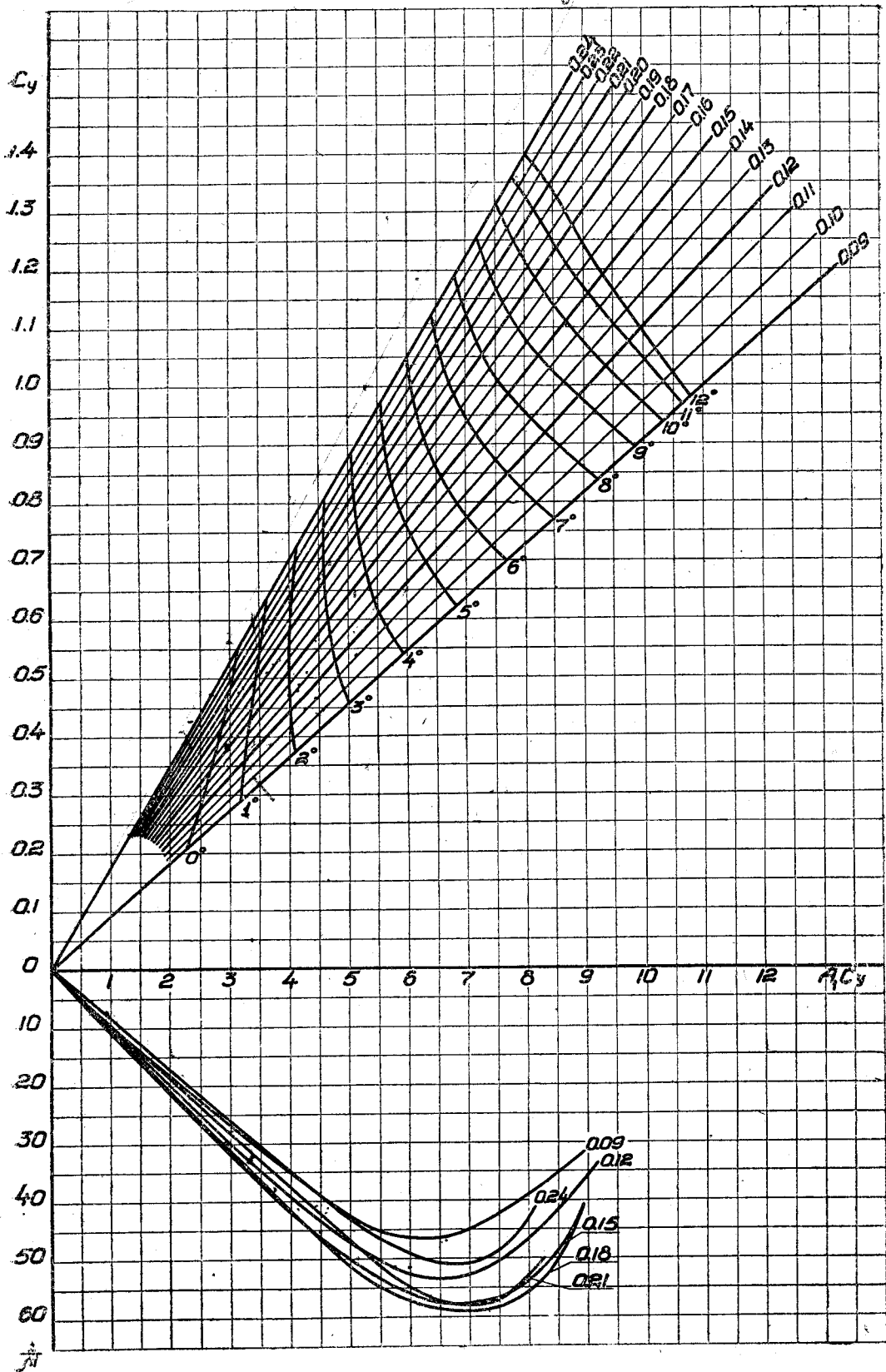
На фиг. 5 представлена диаграмма коэффициента момента аэродинамической силы относительно передней кромки профиля. Эта диаграмма необходима при расчете лопасти винта на кручение.

Здесь коэффициенты подъемной силы  $c_y$ , лобового сопротивления  $c_x$  и момента  $c_{mA}$  употребляются в новых стандартных обозначениях, т. е. отнесены к скоростному напору  $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ :

$$c_y = \frac{Y}{qS}, \quad c_x = \frac{X}{qS}, \quad c_{mA} = \frac{M_A}{qSb},$$

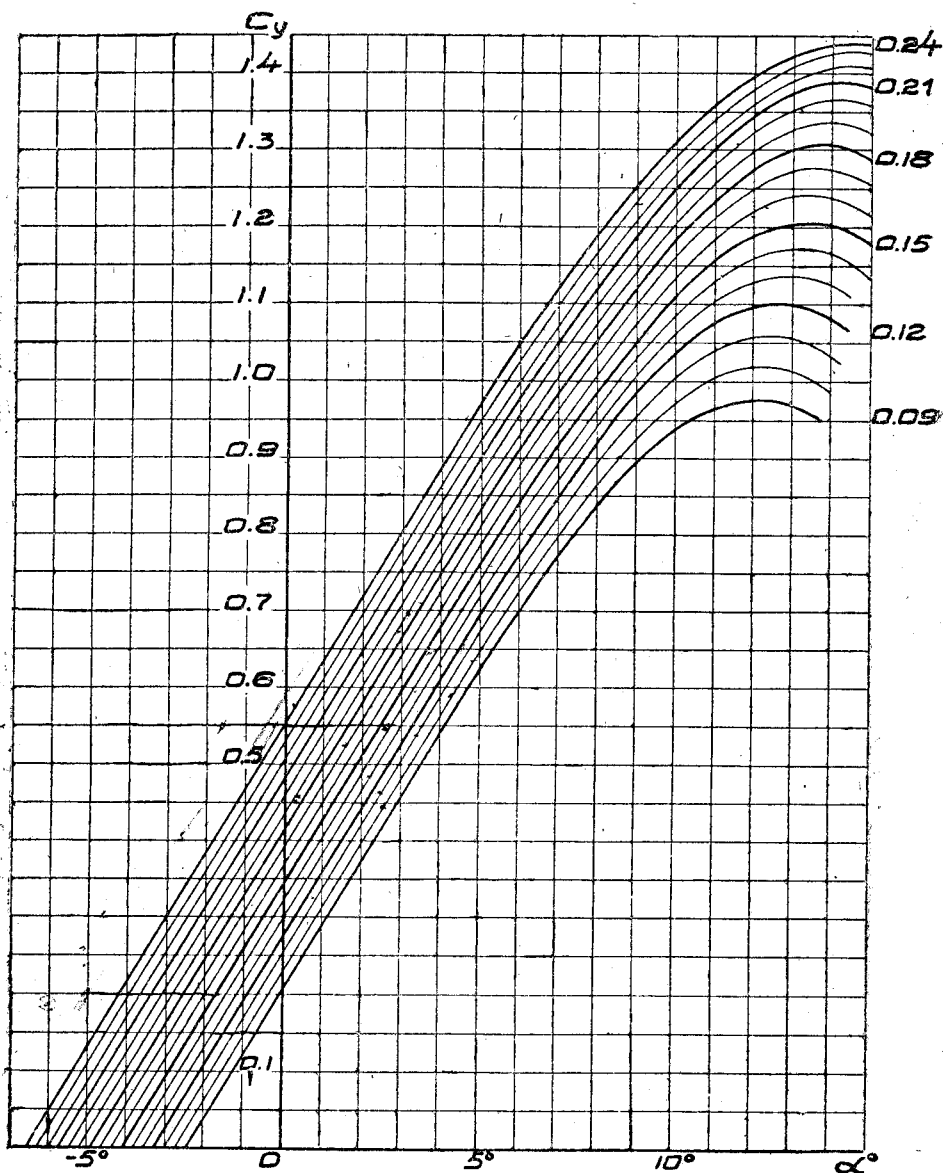
где  $Y$  — подъемная сила крыла,  $X$  — сила лобового сопротивления,  $M_A$  — момент аэродинамической силы относительно передней кромки крыла (ребра атаки),  $S$  — площадь крыла и  $b$  — хорда крыла.

Для сечений лопасти близ втулки часто приходится брать другие профили, более толстые, чем из серии, и приближающиеся к симметричным. Такие профили



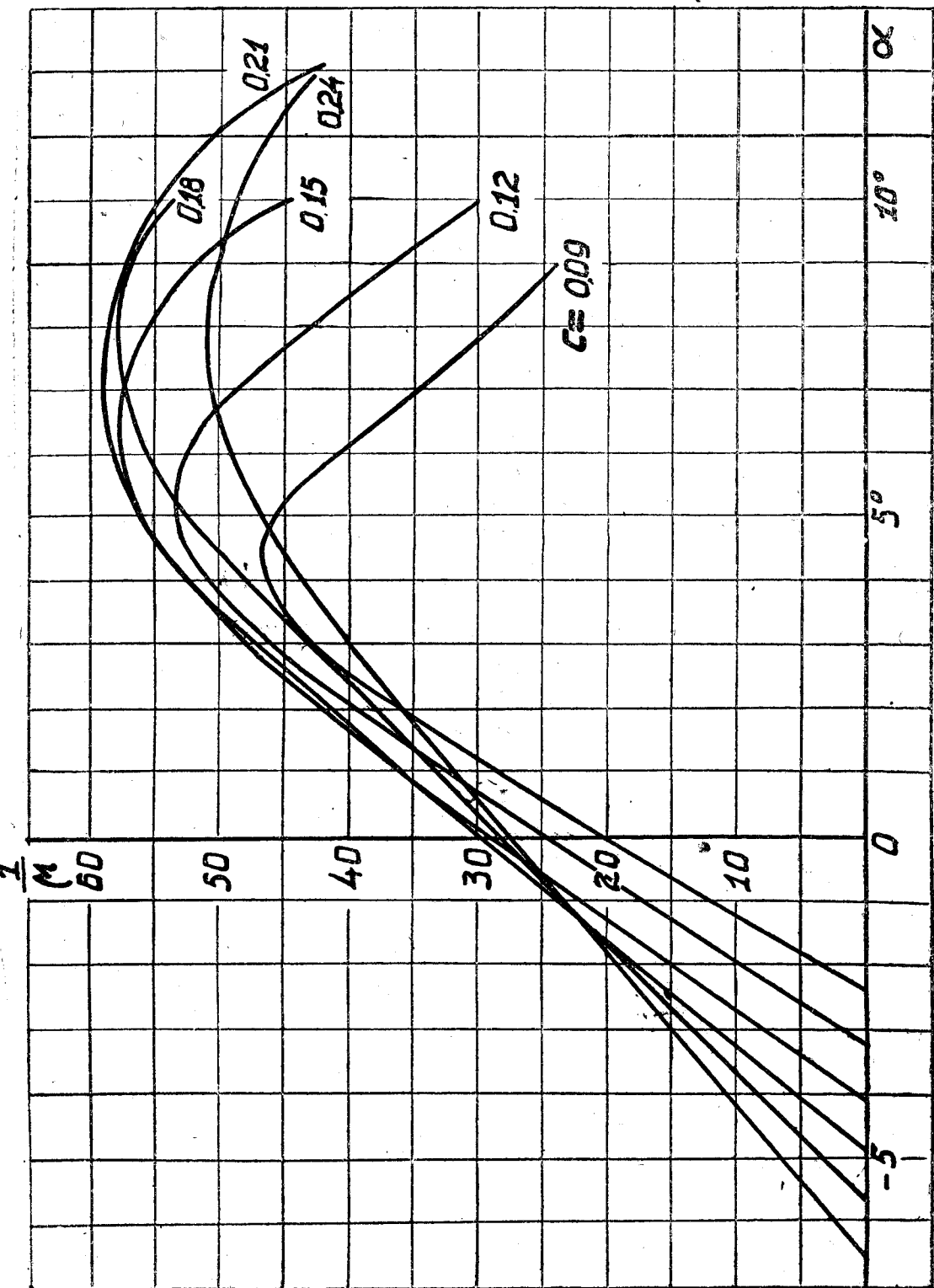
Фиг. 2. Диаграмма  $c_y$  и  $\frac{1}{\mu}$  по  $A_1 c_y$  для подбора профилей сечений винта.

для переходной части лопасти можно образовать путем наращивания основных профилей серии до любой другой толщины, не изменяя при этом кривизны профиля. Например, такое наращивание можно произвести следующим путем. Положим, нужно основной серийный профиль с максимальной толщиной  $\delta_0$  утолщить до  $\delta$ , не меняя кривизны профиля. Вычерчиваем этот основной профиль максимальной



Фиг. 3. Диаграмма  $c_y$  по  $\alpha^\circ$  при  $\lambda = \infty$  серии винтовых профилей ВС-2.

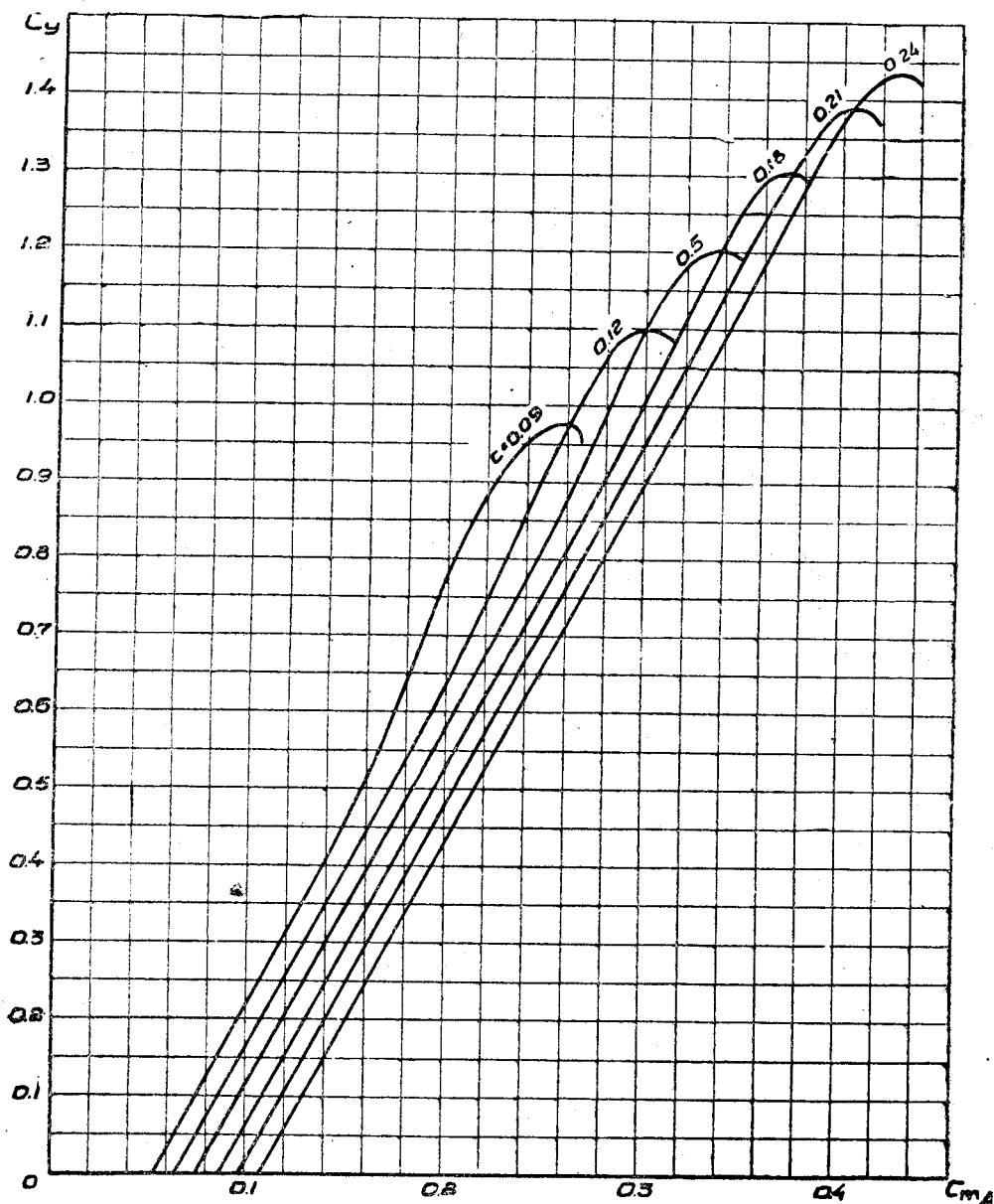
толщины  $\delta_0$ , пользуясь таблицей ординат. Утолщаем верхнюю часть профиля на величину, равную половине полного утолщения, т. е. на величину  $\frac{\delta_1}{2} = \frac{\delta - \delta_0}{2}$ , для чего добавляем с верхней стороны к ординатам  $y_s$  основного профиля добавочные ординаты  $\Delta y_s$ , вычисленные так же, как и основные ординаты  $y_s$  (пользуясь табл. 1), исходя из толщины  $\frac{\delta_1}{2 \cdot 0,74}$ , где коэффициент 0,74 определяет верх-



Фиг. 4 Диаграмма  $\frac{1}{\mu}$  по  $\alpha$  серии винтовых профилей ВС-2.

ную максимальную ординату профиля, т. е.  $y_{\text{max}} = 0,74 \cdot \delta_0$ . Затем точно такие же ординаты  $\Delta y_0$  добавляем и снизу профиля.

При таком наращивании профиля с достаточной точностью можно считать, что координаты центра тяжести остаются теми же, что и для основного, ненарощенного



Фиг. 5. Диаграмма  $c_{mА}$  по  $c_y$  для серии винтовых профилей ВС-2.

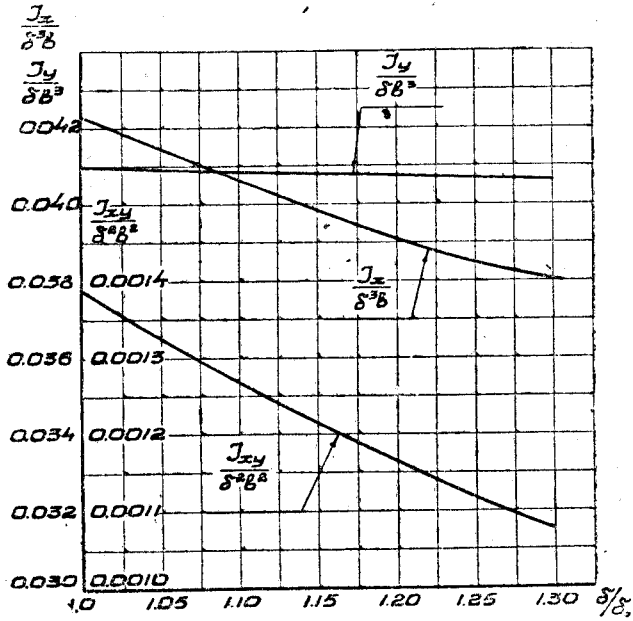
профиля. Следовательно, их можно подсчитать по формулам:

$$x_0 = 0,448 b, \quad y_0 = 0,195 \delta_0,$$

где  $\delta_0$  — максимальная толщина ненарощенного профиля. Площадь ненарощенного профиля определим по такой же формуле, что и для основного профиля:

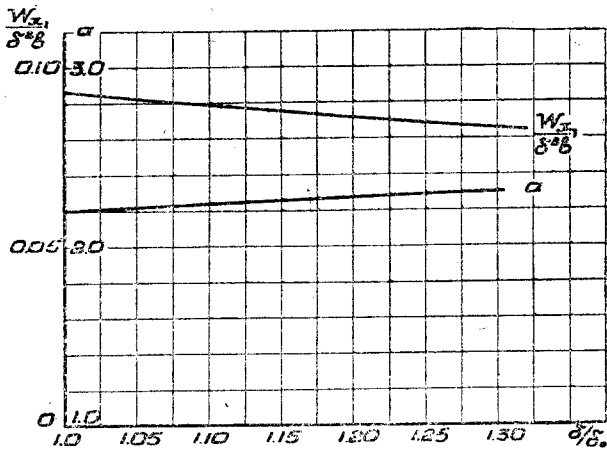
$$S = 0,704 \delta b.$$

Моменты инерции наращенных профилей выражаются формулами, аналогичными таковым для основных профилей серий, но с другими числовыми коэффициентами. Последние представлены на фиг. 6 в функции отношения максимальной толщины наращенного профиля к максимальной толщине основного профиля  $\frac{\delta}{\delta_0}$ .



Фиг. 6. Диаграмма коэффициентов моментов инерции  $\frac{J_x}{\delta^2 b}$ ,  $\frac{J_y}{\delta^2 b^2}$ ,  $\frac{J_{xy}}{\delta^2 b^2}$  утолщенных профилей ВС-2.

Модули сопротивления и коэффициенты модулей сопротивления выражаются формулами, аналогичными формулам для основных профилей серии. На фиг. 7 представлены числовые коэффициенты для определения модуля сопротивления  $W_{x1}$  для



Фиг. 7. Диаграмма  $\frac{W_{x1}}{\delta^2 b}$  и  $a$  по  $\frac{\delta}{\delta_0}$  утолщенных профилей для ВС-2.

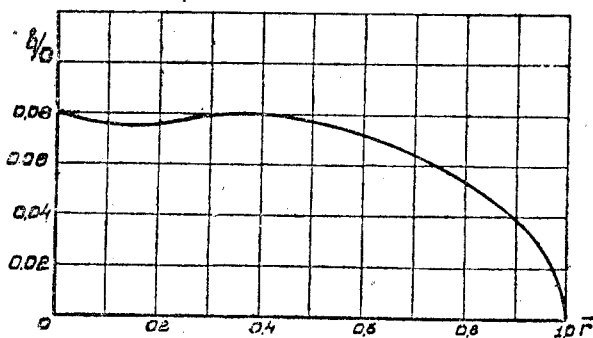
нижних растянутых волокон относительно оси, проходящей через центр тяжести параллельно хорде, и величина  $a = \sqrt[3]{\frac{\delta^2 b}{W_{x1}}}$ , необходимая для подсчета коэффициента

$A_1 = \frac{a}{\sqrt[3]{c^2}}$  этого модуля сопротивления. Моменты инерции и модули сопротивления нарощенных профилей относительно осей эллипса инерции мы не вычисляли, так как это потребовало бы много времени, а практически они довольно близки к таковым же относительно осей  $x$  и  $y$ .

С достаточной для практических расчетов винтов точностью можно считать, что аэродинамическая характеристика нарощенного профиля такая же, что и основного профиля серии. В действительности наклон кривой  $c_y$  по  $\alpha^\circ$  для нарощенных профилей несколько убывает с увеличением толщины профиля,  $c_{y \max}$  возрастает, увеличивается также и профильное сопротивление. Пренебрегая этими изменениями в характеристике профиля, мы в расчетной характеристике винта делаем весьма малую ошибку, так как такие нарощенные профили приходится ставить на мало эффективной части лопасти близ втулки, а сила тяги и мощность этой части лопасти мала.

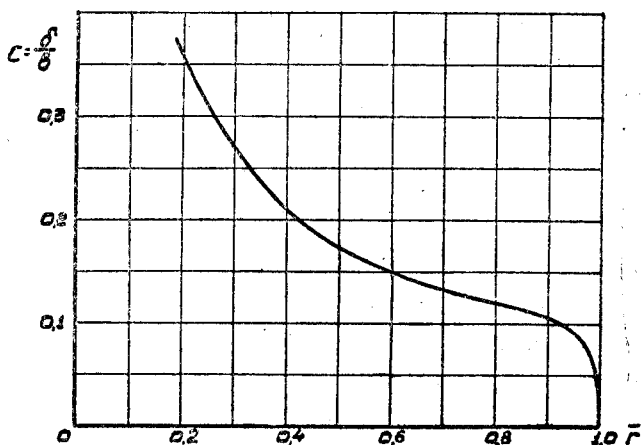
## 2. Серия деревянных винтов СДВ-1

Основной винт серии был запроектирован по вихревой теории с циркуляцией, распределенной по закону полуэллипса на рабочей части лопасти, т. е. от ее внеш-



Фиг. 8. Диаграмма ширины лопасти вдоль радиуса.

него конца до радиуса  $\bar{r} = 0,2$ . Винт двухлопастный. Ширина лопасти в частях диаметра  $\frac{b}{D}$  представлена на фиг. 8 и относительная толщина лопасти  $c = \frac{\delta}{b_0}$  — на фиг. 9.



Фиг. 9. Диаграмма относительной толщины вдоль радиуса.

Значения этих величин для расчетных радиусов  $\bar{r}$ , равных 0,2; 0,3; 0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 0,9, приведены также в табл. 2. Относительный геометрический шаг  $h$ , а также и относительный шаг  $h_0$ , считаемый по углам  $\varphi_0$  между аэродинамической хордой и плоскостью вращения винта, — переменные вдоль лопасти.

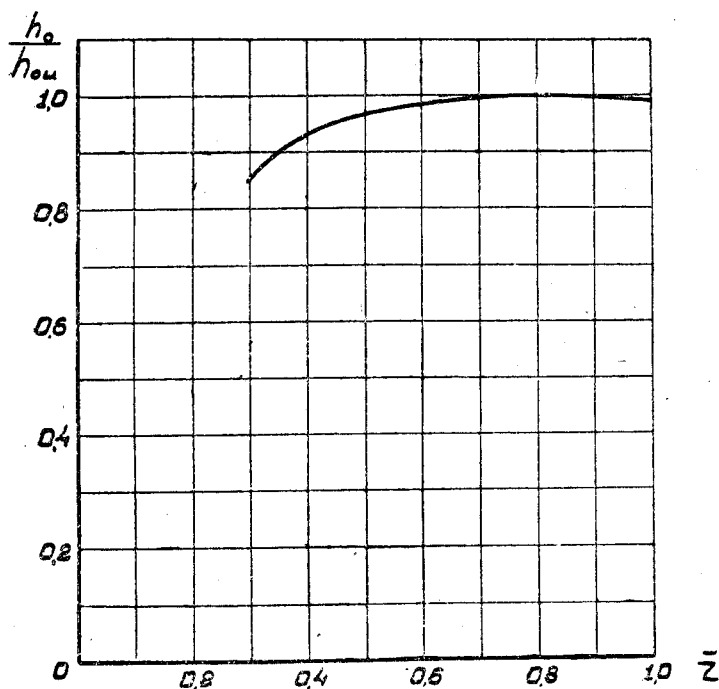
Таблица 2

## Геометрические размеры винтов серии

$\bar{r}$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
$\frac{b}{D}$	0,07555	0,0792	0,080	0,0772	0,0720	0,06435	0,05335	0,03928
$\frac{\delta}{b}$	0,3575	0,2700	0,2095	0,1735	0,1500	0,1325	0,1195	0,1050
$\frac{h_{0r}}{h_{0u}}$	—	0,8515	0,929	0,9675	0,985	0,996	1,001	0,997

На фиг. 10 приведена кривая отношения шага  $h_{0r}$  на любом радиусе  $\bar{r}$  к условному шагу  $h_{0u}$  на радиусе  $\bar{r} = 0,75$  в функции радиуса  $\bar{r}$  ( $\frac{h_{0r}}{h_{0u}}$  по  $\bar{r}$ ). Значения этого отношения для расчетных радиусов приведены также в табл. 2.

Все винты серии имеют одинаковую ширину  $\frac{b}{D}$  (максимальная ширина



Фиг. 10. Кривая изменения отношения  $\frac{h_{0r}}{h_{0u}}$  вдоль радиуса.

лопасти  $b_{\max} = 0,08 \cdot D$ , средняя ширина  $b_c = 0,065 \cdot D$ ), одинаковую относительную толщину  $c = \frac{\delta}{b}$  на одинаковых относительных радиусах и один и тот же закон изменения шага  $h_{0r}$  лопасти по  $\bar{r}$ . Отличаются они только величиной шага  $h_{0r}$ , при этом в одинаковом отношении для всех радиусов.

Зависимость между относительным геометрическим шагом  $h_u$  на радиусе  $\bar{r} = 0,75$  и шагом  $h_{0u}$  на том же радиусе для винтов серии представлена на фиг. 11 и в табл. 3.

Таблица 3

Значения  $h_{0u}$  по  $h_u$ 

$h_u$	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3
$h_{0u}$	0,6445	0,747	0,8515	0,956	1,059	1,165	1,271	1,377	1,483

Относительный геометрический шаг  $h_r$  на любом радиусе можно вычислить по формуле:  $h_r = \pi r \operatorname{tg}(\varphi_0 - \alpha_0)$ , где  $\alpha_0$  — угол нулевой подъемной силы профиля. Эта формула после некоторых преобразований приводится к виду:

$$h_r = \frac{h_{0r} \frac{h_{0r}}{h_{0u}} - \Delta h_r}{1 + h_{0u} \frac{h_{0r}}{h_{0u}} \frac{\Delta h_r}{(\pi \cdot r)^2}}$$

Табл. 2 и диаграмма фиг. 10 дают величину отношения  $\frac{h_{0r}}{h_{0u}}$  в функции  $\bar{r}$ , диаграмма фиг. 11 и табл. 3 дают условный относительный шаг  $h_{0u}$  в функции условного относительного геометрического шага  $h_u$ , и в табл. 4 приведены вхо-

Таблица 4

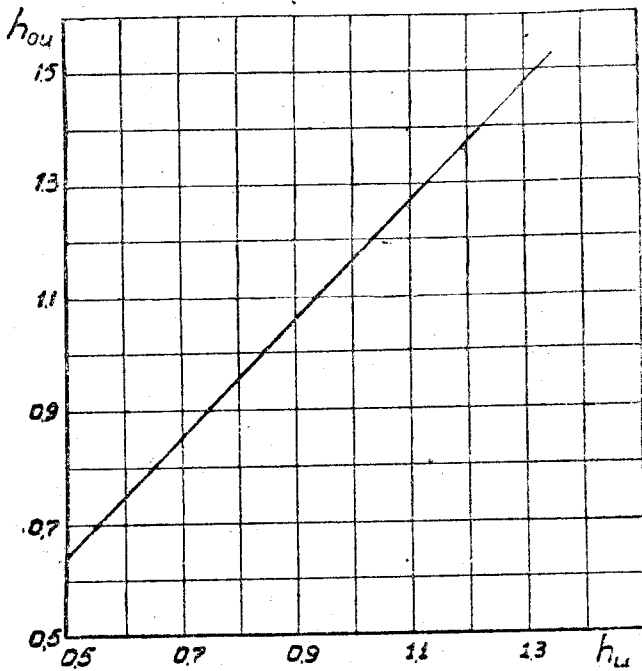
Вспомогательные величины для подсчета шага

$\bar{r}$	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,75	0,8	0,9
$c$	0,270	0,2095	0,1735	0,1500	0,1325	0,1260	0,1195	0,1050
$\alpha_0^\circ$	6°21'	5°35'	4°35'	3°57'	3°30'	3°19'	3°9'	2°47'
$\operatorname{tg} \alpha_0^\circ$	0,1112	0,09755	0,0800	0,0690	0,0611	0,0579	0,055	0,0487
$\Delta h_r$	0,1049	0,1225	0,1257	0,1300	0,1344	0,1363	0,1382	0,1378
$\frac{\Delta h_r}{(\pi \cdot r)^2}$	0,1181	0,0776	0,05093	0,0356	0,0278	0,02455	0,02184	0,01722

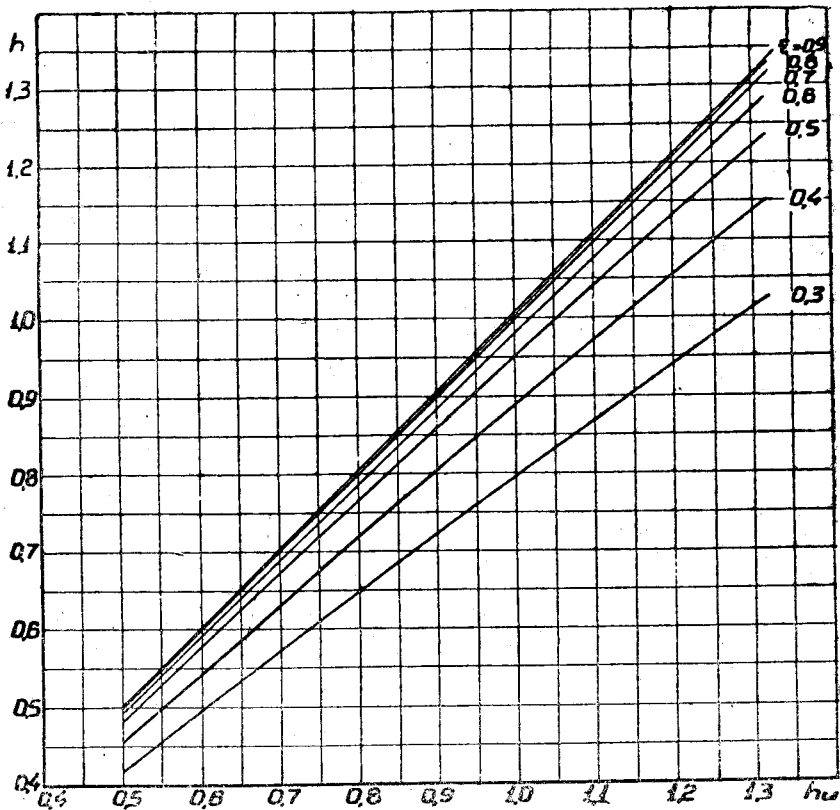
дящие в формулу вспомогательные величины  $\Delta h_r = \pi r \operatorname{tg} \alpha^\circ$  и  $\frac{\Delta h_r}{(\pi \cdot r)^2}$  для различных  $\bar{r}$ . Для расчетных радиусов значения относительного геометрического шага  $h_r$  вычислены и представлены в табл. 5 и на диаграмме фиг. 12 в функции  $h_u$ .

На фиг. 13 представлена обычная диаграмма характеристик винтов серии в нормальных масштабах — кривые коэффициентов мощности  $\beta = \frac{75 N}{\rho n_s^3 D^5}$  по относи-

тельной поступи  $\lambda = \frac{V}{n_s \cdot D}$  для винтов различного условного относительного геометрического шага  $h_u$  и пересекающие их кривые одинаковых к. п. д. Здесь  $N$  — мощность винта в лошадиных силах,  $\rho$  — плотность воздуха в  $\text{кг} \cdot \text{сек}^2 / \text{м}^4$ ,  $n_s$  — число оборотов винта в секунду,  $D$  — диаметр винта в м и  $V$  — осевая скорость в м/сек.



Фиг. 11. Кривая изменения  $h_{0u}$  в зависимости от  $h_u$ .



Фиг. 12. Диаграмма  $h_r$  по  $h_u$  для определения шага винта серии СДВ-1 на расчетных радиусах.

Таблица 5

Относительный геометрический шаг  $h$  для расчетных радиусов

$h_u$ \ $h_r$	$h_r = 0,3$	$h_r = 0,4$	$h_r = 0,5$	$h_r = 0,6$	$h_r = 0,7$	$h_r = 0,8$	$h_r = 0,9$
0,5	0,4165	0,455	0,4815	0,493	0,499	0,5005	0,500
0,6	0,4945	0,5425	0,576	0,5905	0,5975	0,5992	0,599
0,7	0,5716	0,646	0,686	0,6875	0,6975	0,7015	0,7005
0,8	0,6475	0,718	0,7635	0,785	0,797	0,802	0,804
0,9	0,721	0,802	0,856	0,88	0,895	0,9005	0,903
1,0	0,795	0,8835	0,969	0,977	0,994	1,003	1,004
1,1	0,866	0,975	1,038	1,073	1,098	1,1025	1,103
1,2	0,938	1,051	1,129	1,168	1,192	1,204	1,205
1,3	1,010	1,134	1,219	1,262	1,291	1,3025	1,308

На фиг. 14 (см. в конце книги) эта же диаграмма представлена в логарифмическом масштабе и с разметкой скорости  $V \frac{\text{км}}{\text{час}}$  по оси абсцисс и мощности  $N$  в лошадиных силах по оси ординат, причем разметка этих масштабов произведена для условий:  $\rho_0 = 1/8$ ,  $n = 1500$  об/мин и  $D = 3$  м.

Представленные на фиг. 13 и 14 характеристики винтов серии получены путем обработки и интерполирования результатов испытания 5 винтов серии диаметра  $D = 2,5$  м условного геометрического шага  $h_u = 0,507$ ;  $0,703$ ;  $0,882$ ;  $1,078$  и  $1,268$ . Винты испытывались в 6-метровой части большой трубы Экспериментально-аэродинамического отдела ЦАГИ на винтовом приборе В-2<sup>1</sup>. Диаметр обтекателя прибора невелик по сравнению с диаметром винта, влияние его на работу винта очень мало, и, следовательно, с достаточной для практики точностью можно считать, что мы получаем характеристики винтов изолированных. При подборе винта к самолету по диаграммам фиг. 13 и 14 нужно иметь это в виду.

Различные режимы работы винта достигались путем изменения скорости потока трубы. Максимальная скорость потока трубы была приблизительно  $27$  м/сек. Обороты винта, одинаковые во время испытания одного и того же винта, были разными для винтов различного шага. Так винт самого меньшего шага  $h_u = 0,507$  испытывался при  $n \cong 1100$  об/мин, винт шага  $h_u = 0,703$  испытывался при  $n \cong 840$  об/мин, винт шага  $h_u = 0,882$  при  $n \cong 700$  об/мин, винт шага  $h_u = 1,078$  при  $n \cong 570$  об/мин и, наконец, винт шага  $h_u = 1,268$  испытывался при  $n \cong 500$  об/мин. Опытные характеристики винтов (по выравненным кривым) представлены в табл. 6.

<sup>1</sup> Г. И. Кузьмин и Д. В. Халезов, Влияние формы профиля и толщины лопасти на характеристику винта, Труды ЦАГИ, вып. 129, Москва, 1931.

Таблица 6

## Характеристики винтов серии СДВ-1

$$h_u = 0,507, U \approx 144 \text{ м/сек}^1$$

$\lambda$	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	0,55	0,60
	0,0755	0,0701	0,0635	0,0561	0,0478	0,0395	0,031	0,0221	0,0130	0,0038
	0,0271	0,0269	0,0261	0,0249	0,0231	0,0206	0,0178	0,0142	0,0103	0,0060
$\eta$	0,418	0,521	0,608	0,675	0,724	0,766	0,783	0,778	0,694	0,380

$$h_u = 0,703, U \approx 110 \text{ м/сек}$$

$\lambda$	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	0,55	0,60	0,65	0,70	0,75
$\alpha$	0,095	0,092	0,088	0,083	0,0768	0,0699	0,0620	0,0532	0,0442	0,0350	0,026	0,0168	0,0075
$\beta$	0,0286	0,0398	0,0404	0,0405	0,040	0,0389	0,0369	0,034	0,0304	0,0261	0,0214	0,0159	0,01
$\eta$	0,369	0,462	0,544	0,615	0,672	0,719	0,756	0,783	0,799	0,804	0,790	0,740	0,562

$$h_u = 0,882, U \approx 100 \text{ м/сек}$$

$\lambda$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
$\alpha$	0,1062	0,1003	0,0910	0,0792	0,0644	0,0478	0,0303	0,0116
$\beta$	0,0524	0,0546	0,0554	0,0538	0,0493	0,0408	0,0302	0,0170
$\eta$	0,406	0,550	0,657	0,736	0,784	0,820	0,803	0,614

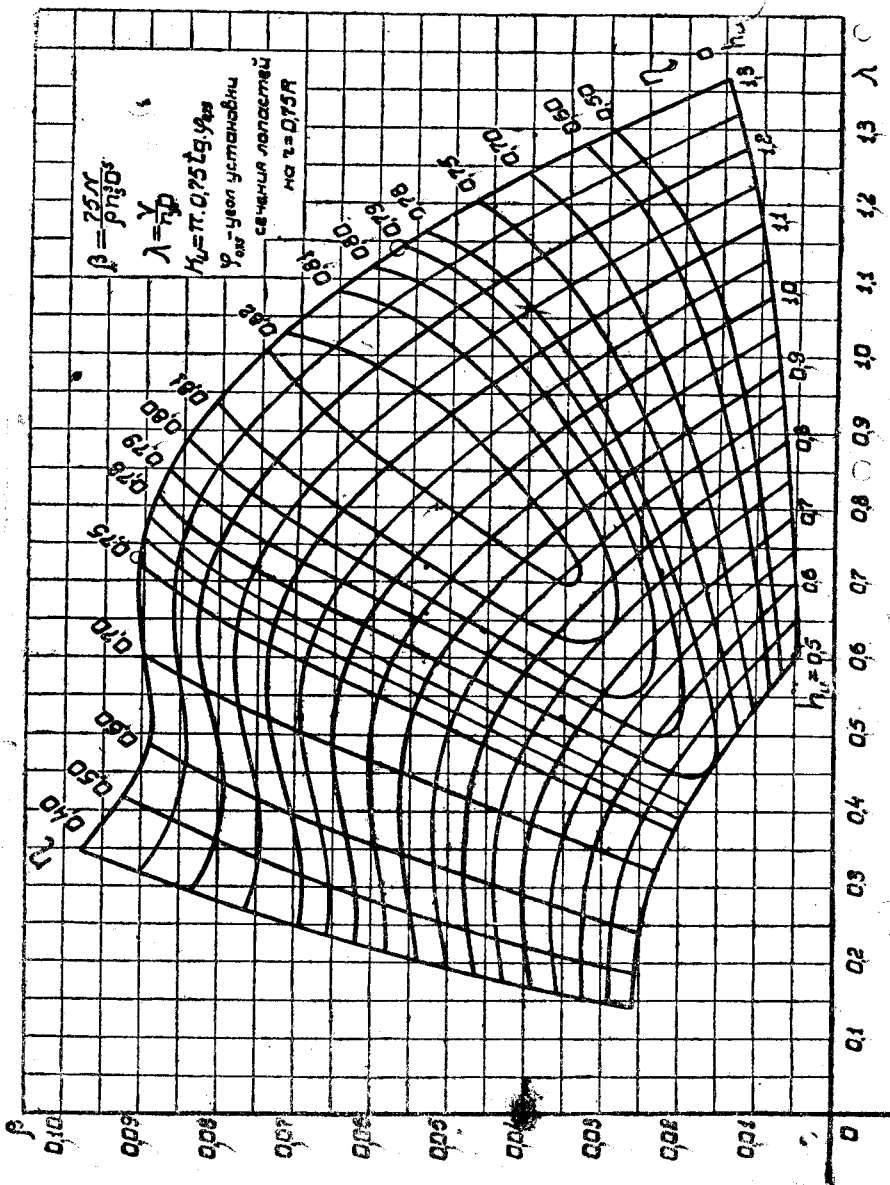
$$h_u = 1,078, U \approx 75 \text{ м/сек}$$

$\lambda$	0,20	0,30	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	1,00	1,10
$\alpha$	0,1112	0,1104	0,1060	0,0995	0,0895	0,0765	0,0610	0,0449	0,0281	0,0110
	0,0703	0,0677	0,0690	0,0718	0,0719	0,0680	0,060	0,0491	0,0358	0,0206
$\eta$	0,319	0,489	0,614	0,693	0,747	0,787	0,814	0,822	0,785	0,588

Здесь  $U$  — окружная скорость к конца лопаст.

$$h_u = 1,269, U \approx 65 \text{ м/сек}$$

$\lambda$	0,20	0,30	0,40	0,50	0,60	0,70	0,80	0,90	1,00	1,10	1,20
$\alpha$	0,1134	0,1131	0,1118	0,1089	0,103	0,0940	0,0838	0,0718	0,0582	0,0427	0,0255
$\beta$	0,1023	0,0975	0,0911	0,0865	0,0876	0,0880	0,0856	0,0801	0,0711	0,0585	0,042
$\eta$	0,222	0,348	0,490	0,629	0,705	0,748	0,782	0,807	0,819	0,803	0,730



Фиг. 13. Диаграмма характеристик серии деревянных винтов СДВ-1.

Фиг. 13 и 14 являются обычными диаграммами для подбора винта к самолету (фиг. 14 см. в конце книги). По ним мы выбираем диаметр и шаг винта.

Все остальные размеры легко найти, воспользовавшись таблицами 1—5.

Так, умножая данные в табл. 2 или на фиг. 8 значения  $\frac{b}{D}$  на  $D$ , получим ширину сечений лопасти  $b$ , а умножив полученные значения  $b$  на приведенные в табл. 2 и на фиг. 9 значения относительной толщины лопасти  $c$  для соответствующего радиуса, получим максимальную толщину сечений лопасти на этих радиусах. Профиль сечения лопасти начертим по координатам, которые мы подсчитаем, пользуясь табл. 1 и исходя из полученных значений  $b$  и  $\delta$ .

Углы установки сечений найдем по геометрическому шагу  $h_r$  по обычной формуле:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{h_r}{\pi \cdot r}$$

Входящий в эту формулу шаг  $h_r$  найдем по формуле, приведенной на странице 16, подставив приведенные в табл. 4 постоянные для всех винтов серии величины  $\frac{h_{or}}{h_{cu}}$ ,  $\Delta h_r$ ,  $\frac{\Delta h_r}{(\pi r)^2}$ , и величину условного относительного шага  $h_{cu}$  по аэродинамической хорде, найдя последнюю по диаграмме фиг. 11 для винта выбранного геометрического шага  $h_u$ . Шаг  $h_r$  для расчетных радиусов можно найти, воспользовавшись также диаграммой фиг. 12, на которой эти значения даны в функции  $h_u$ .

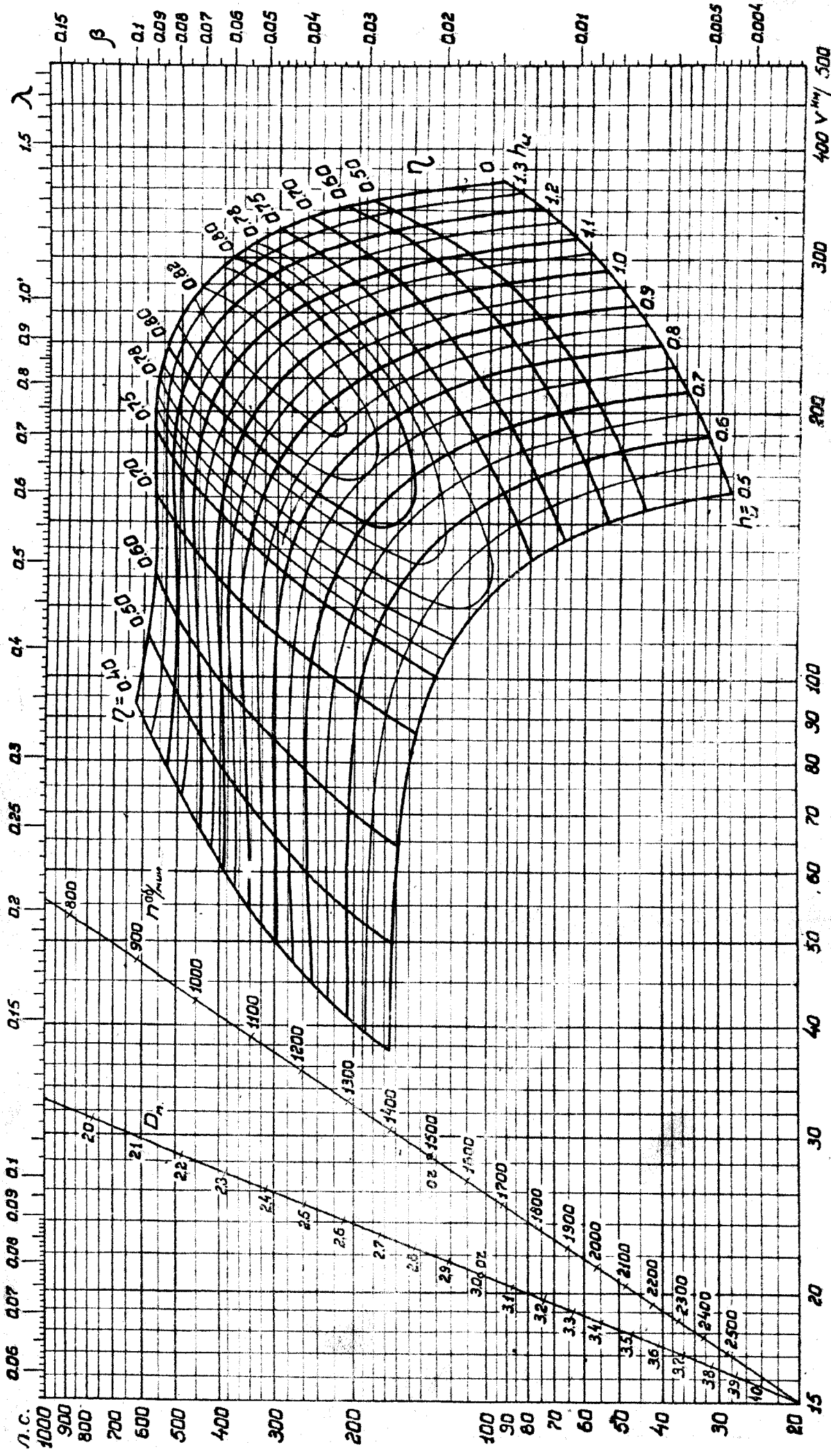
Примерная таблица подсчета размеров лопасти винта представлена ниже (табл. 7) для винта  $D=3,0$  м,  $h_u=0,83$ .

Таблица 7

Пример подсчета размеров лопасти винта

$D=3,0$  м,  $h_u=0,83$ ,  $h_u=0,983$

$\bar{r}$	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
$r$	450	600	750	900	1 050	1 200	1 350
$\frac{b}{D}$	0,0792	0,0800	0,0772	0,0720	0,0343	0,0533	0,0393
$b$	237,5	240,0	231,5	216,0	193,0	160,0	118,0
$c = \frac{\delta}{b}$	0,2700	0,2095	0,1735	0,1500	0,1325	0,1195	0,1050
$\delta$	64,2	50,3	40,2	32,4	25,6	19,1	12,4
$\frac{h_{or}}{h_{cu}}$	0,8515	0,929	0,9675	0,985	0,996	1,001	0,997
$\Delta h_r$	0,1049	0,1225	0,1257	0,130	0,1344	0,1382	0,1378
$\frac{\Delta h_r}{(\pi r)^2}$	0,1181	0,0776	0,0509	0,0366	0,0278	0,02184	0,01722
$h_r$	0,6700	0,7425	0,7920	0,8140	0,8270	0,8325	0,8330
$\operatorname{tg} \varphi$	0,710	0,590	0,505	0,432	0,376	0,331	0,295

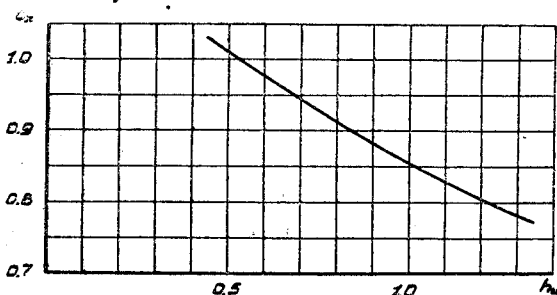


Фиг. 14. Логарифмическая диаграмма характеристик серии авиационных турбин СДВ-1.

На фиг. 15 и 16 приведены диаграммы коэффициента лобового сопротивления

$$c_x = \frac{Q}{\rho \frac{V^2}{2} i S_l}$$

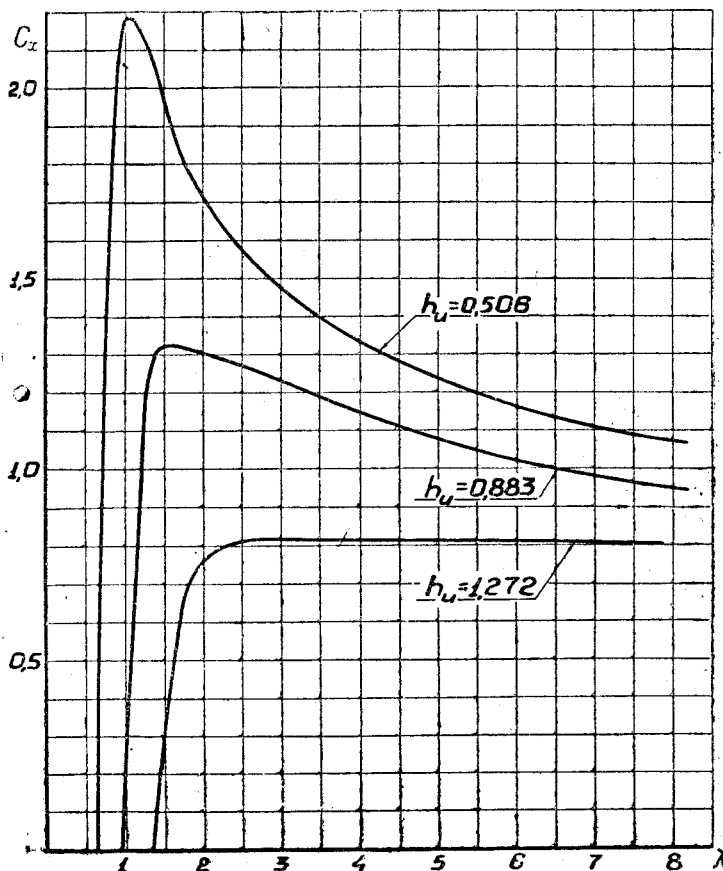
трех винтов серии ( $h_u = 0,507; 0,882; 1,268$ ) как остановленных, так и вращающихся. Здесь  $Q$  — сила лобового сопротивления в кг,  $i$  — число лопастей винта и  $S_l = 0,0329 D^2$  — развернутая площадь лопасти в квадратных метрах (включая втулку). Коэффициент лобового сопротивления  $c_x$  для остановленных винтов представлен в функции условного относительного геометрического шага  $h_u$  на диаграмме фиг. 15 и в таблице ниже:



Фиг. 15. Диаграмма лобового сопротивления остановленных винтов серии СДВ-1 по шагу.

$h_u$	0,507	0,882	1,262
$c_x$	1,01	0,887	0,787

Коэффициент лобового сопротивления вращающихся винтов представлен на фиг. 16 в функции относительной поступи  $\lambda^1$ .



Фиг. 16. Диаграмма лобового сопротивления вращающихся винтов серии СДВ-1.

<sup>1</sup> Работа по определению коэффициентов лобового сопротивления винтов серии была проведена сотрудником винтовой секции Л. А. Поповым.

Вес винта без металлической втулки и оковки находится по формуле:

$$G = 0,0010 \gamma_m D^3.$$

Считая  $\gamma_m = 700 \text{ кг/м}^3$ , получаем  $G = 0,70 D^3$ .

### 3. Приближенный подсчет прочности винта серии без учета деформаций

Напряжения растяжения от центробежных сил, как известно, выражаются формулой:

$$\sigma_c = \frac{\rho_m \Omega^2 \int_r^R S r dr}{S}.$$

Разделив числитель и знаменатель правой части на  $D^2$  и заменив  $r = \bar{r} R$  и  $dr = R d\bar{r}$ , имеем:

$$\sigma_c = \rho_m \Omega^2 R^2 \frac{\int_0^1 \frac{S}{D^2} \bar{r} d\bar{r}}{\frac{S}{D^2}} = \rho_m \Omega^2 R^2 \bar{\sigma}_c.$$

Значения коэффициентов напряжения растяжения от центробежных сил

$$\bar{\sigma}_c = \frac{\int_0^1 \frac{S}{D^2} \bar{r} d\bar{r}}{\frac{S}{D^2}}$$

для винтов серии подсчитаны для всех  $\bar{r}$  и представлены на диаграмме фиг. 17 (кривая СДВ-1) и в табл. 8.

Таблица 8  
Значения  $\bar{l}$ ,  $\bar{\sigma}_c$  и  $\bar{\sigma}_t$  для винтов СДВ-1 и английских

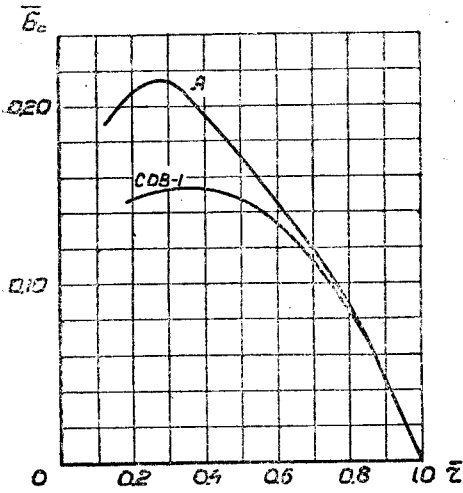
$\bar{r}$	0,3	0,5	0,4	0,6	0,7	0,8	0,9	
$\bar{l}$	0,3860	0,2900	0,2030	0,1282	0,0696	0,0296	0,0052	
СДВ-1	$\bar{\sigma}_c$	0,1528	0,1530	0,1480	0,1334	0,1122	0,0840	0,0454
	$\bar{\sigma}_t$	$10^5 \cdot 1,165$	$10^5 \cdot 1,390$	$10^5 \cdot 1,550$	$10^5 \cdot 1,580$	$10^5 \cdot 1,530$	$10^5 \cdot 1,330$	$10^5 \cdot 0,990$
Англ.	$\bar{\sigma}_c$	0,2140	0,1940	0,1710	0,1450	0,1180	0,0865	0,0454
	$\bar{\sigma}_t$	$10^5 \cdot 1,580$	$10^5 \cdot 1,615$	$10^5 \cdot 1,525$	$10^5 \cdot 1,380$	$10^5 \cdot 1,180$	$10^5 \cdot 0,920$	$10^5 \cdot 0,600$

Напряжения от изгиба воздушными силами найдем приближенно, воспользовавшись тем, что расчетный изгибающий момент близок по величине к изгибающему моменту только от сил тяги. Последний можно подсчитать по формуле:

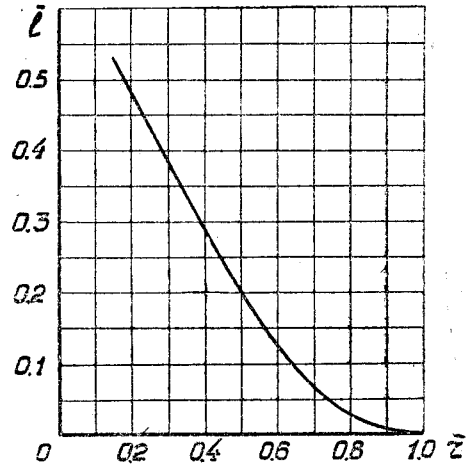
$$M_p = \frac{P R}{i} \bar{l},$$

где  $\bar{l}$  — условное плечо, выраженное в частях радиуса.

Как показали поверочные расчеты винтов, закон изменения силы тяги по радиусу мало меняется с изменениями режима работы винта и приблизительно одинаков

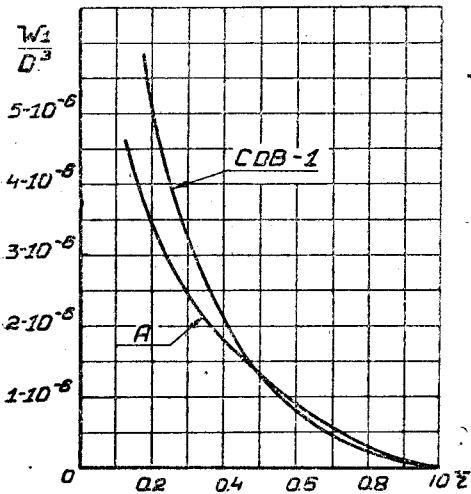


Фиг. 17. Диаграмма коэффициентов напряжения растяжения от центробежных сил по радиусу для винтов СДВ-1 и английских.

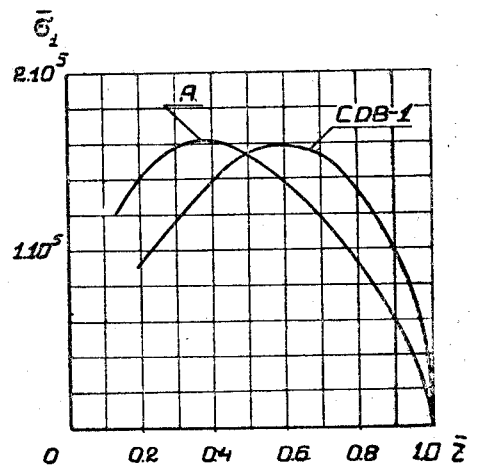


Фиг. 18. Диаграмма  $\bar{l}$  по  $\bar{r}$  для винтов с циркуляцией, близкой к эллиптической.

для всех винтов серии. Поэтому с достаточной для приближенного расчета прочности винта точностью можно считать, что условное плечо  $\bar{l}$  одинаково для всех винтов серии при всех рабочих режимах. Значения  $\bar{l}$  по  $\bar{r}$  представлены на фиг. 18 и в табл. 8.



Фиг. 19. Диаграмма моментов сопротивления сечений лопасти изгибу по радиусу для винтов СДВ-1 и английских.



Фиг. 20. Диаграмма коэффициентов напряжения растяжения от изгиба по радиусу для винтов СДВ-1 и английских.

На фиг. 19 представлены моменты сопротивления сечений лопасти на изгиб, подсчитанные для растянутых волокон по формуле для профилей ВС-2:

$$\frac{W_1}{D^3} = 0,093 c^2 \left(\frac{b}{D}\right)^3$$

Напряжения растяжения от изгиба будут равны:

$$\sigma_1 = \frac{M_p}{W_1} = \frac{PR \bar{l}}{i W_1},$$

или

$$\sigma_1 = \frac{P}{2 i D^2} \bar{\sigma}_1,$$

где  $\bar{\sigma}_1$  — коэффициент напряжения на изгиб, равный:

$$\bar{\sigma}_1 = \bar{l} \frac{D^3}{W_1}.$$

Значения  $\bar{\sigma}_1$  по  $\bar{r}$  представлены для винтов серии на фиг. 20 и в табл. 8.

Максимальное суммарное напряжение от изгиба и от растяжения центробежными силами для винтов СДВ-1 получается на радиусе  $\bar{r} \approx 0,5$ ; оно равно:

$$\sigma_{\max} = 0,148 \rho_m \Omega^2 R^2 + 1,55 \cdot 10^5 \frac{P}{2iD^2}. \quad (a)$$

#### 4. Сравнение винтов серии СДВ-1 с английскими

На фиг. 17, 19 и 20 даны кривые  $\bar{\sigma}_c$ ,  $\frac{W_1}{D^3}$  и  $\bar{\sigma}_1$  не только для винтов серии СДВ-1, но и для английских винтов (кривые А). Значения этих величин приведены также и в табл. 8. Модули сопротивления на изгиб подсчитаны для растянутых волокон по формуле<sup>1</sup>:  $\frac{W_1}{D^3} = 0,102 c^2 \left(\frac{b}{D}\right)^3$ ; значения  $\bar{l}$  по  $\bar{r}$  для английских винтов были взяты такими же, как и для винтов СДВ-1 (фиг. 18). Максимальное суммарное напряжение от изгиба и от растяжения центробежными силами для английских винтов получается на радиусе  $\bar{r} \approx 0,3$ ; оно равно:

$$\sigma_{\max} = 0,214 \rho_m \Omega^2 R^2 + 1,58 \cdot 10^5 \frac{P}{2iD^2}. \quad (6)$$

Мы видим, что при одинаковых диаметрах винтов напряжения растяжения от центробежных сил в комлевой части лопасти винтов СДВ-1 значительно меньше, чем у английских винтов.

Моменты сопротивления сечений лопастей винтов СДВ-1 на конце лопасти ( $\bar{r} > 0,5$ ), несколько меньше, чем у английских винтов, возрастают по мере приближения ко втулке значительно быстрее; в комлевой части моменты сопротивления сечений у винтов СДВ-1 значительно больше (см. фиг. 19). Следовательно, при одинаковых тягах и диаметрах винтов напряжения от изгиба в комлевой части лопасти винтов СДВ-1 будут меньше, чем у английских винтов.

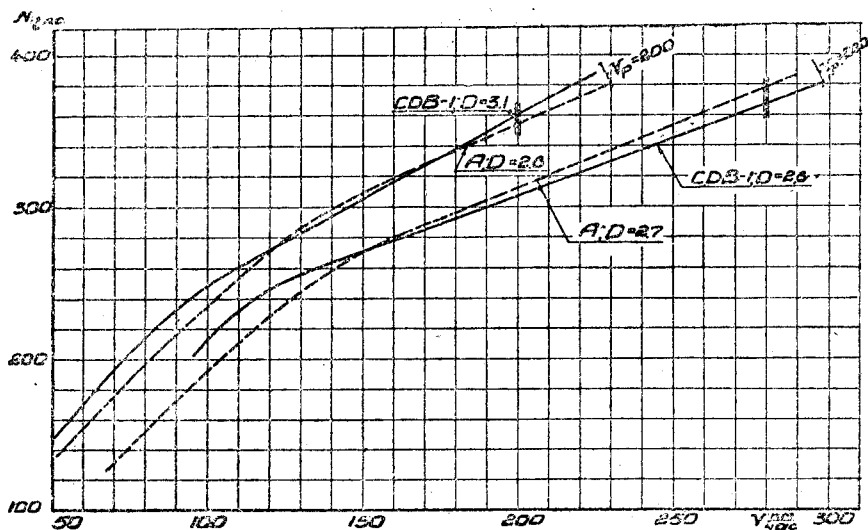
Таким образом, комлевая часть лопасти винтов СДВ-1 значительно усилена по сравнению с английскими винтами.

Кроме того, при подборе винтов к самолету обнаруживается, что у винтов СДВ-1 получаются несколько большие диаметры, чем у английских винтов. Увеличение же диаметра винта, подбираемого на самолет, приводит к уменьшению напряжений изгиба лопасти. Действительно, пренебрегая небольшим влиянием изменения к. п. д. винта на тягу, последнюю можно считать одинаковой для винтов различных диаметров. Следовательно, согласно ур-нию (а), напряжения от изгиба будут обратно пропорциональны  $D^2$ , а напряжения от центробежных сил пропорциональны  $D^2$ .

<sup>1</sup>  $W_1$  — модуль сопротивления на изгиб для растянутых волокон, подсчитанный относительно главной оси инерции; см. Г. И. Кузьмин, Расчет винта по вихревой теории, Труды ЦАГИ, вып. 132, Москва, 1932.

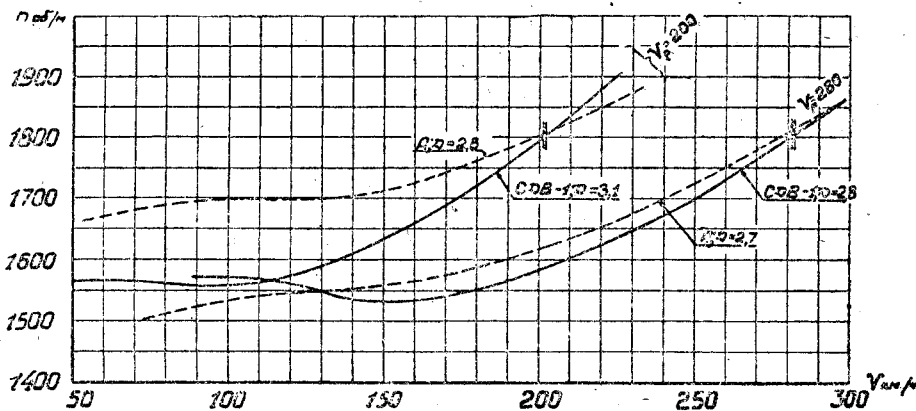
Но первые напряжения раза в два больше вторых, так что в результате суммарные напряжения уменьшаются с увеличением диаметра винта<sup>1</sup>.

Ниже приведено сравнение винтов СДВ-1 с английскими на примере. Были взяты два самолета: один с максимальной горизонтальной скоростью в 280 км/час и



Фиг. 21. Диаграмма полезной мощности по скорости.

другой — 200 км/час; как на одном, так и на другом самолетах мотор мощностью 450 л. с. при нормальных оборотах 1800 об/мин. Для этих самолетов были подобраны винты из серии СДВ-1 и английской серии.



Фиг. 22. Диаграмма числа оборотов по скорости.

Данные этих винтов представлены в табл. 9. Как видим, диаметры винтов СДВ-1 получаются несколько большими, чем диаметры английских винтов.

<sup>1</sup> Другое получается для геометрически подобных винтов при одинаковых  $\lambda$ . В этом случае сила тяги пропорциональна  $D^4$ , изгибающий момент пропорционален  $D^5$ , момент же сопротивления пропорционален  $D^3$  и, следовательно, напряжения от изгиба пропорциональны  $D^2$ . Таким образом, для геометрически подобных винтов при одинаковых  $\lambda$  как напряжения от изгиба, так и напряжения растяжения от центробежных сил пропорциональны квадрату диаметра.

Таблица 9

V	Серия	D	$h_u$		$\sigma_c$		$\sigma_1$		$\sigma$		$\sigma_{\max}$
					$r=0,3$	$r=0,5$	$r=0,3$	$r=0,5$	$r=0,3$	$r=0,5$	
280	СДВ-1	2,8	1,15	0,823	78	75	125	172	203	247	247
280	А	2,7	1,10	0,835	102	82	192	186	294	268	294
200	СДВ-1	3,1	0,77	0,803	95	92	143	196	238	288	288
200	А	2,8	0,85	0,792	109	88	247	239	356	327	356

В табл. 9 приведены напряжения от изгиба воздушными силами  $\sigma_1$ , от растяжения центробежными  $\sigma_c$  и суммарные напряжения  $\sigma = \sigma_c + \sigma_1$  для сечений лопасти на радиусах  $r=0,3$  и  $r=0,5$ , и в последней графе записаны максимальные напряжения. Как видим, суммарные напряжения  $\sigma$  как в сечении на радиусе  $r=0,3$ , так и в сечении на радиусе  $r=0,5$  для винтов СДВ-1 меньше, чем для английских винтов; сравнивая же максимальные значения напряжений, видим, что они для винтов СДВ-1 приблизительно на 20% меньше, чем для винтов английских.

На фиг. 21 и 22 представлены характеристики винтомоторной группы, построенные без учета взаимного влияния винта и самолета. Принимая во внимание, что это влияние понизит полезную мощность  $N \cdot \eta$  (фиг. 21), причем понизит несколько больше для английских винтов за счет меньшего диаметра, можно сказать, что характеристики винтов СДВ-1 и английских почти одинаковы. Некоторое преимущество винтов СДВ-1 по сравнению с английскими будет в случае тихоходной машины ( $V=200$  км/час). В этом случае у винта СДВ-1 полезная мощность несколько больше, чем у английского винта.

Отметим, что эти выводы сделаны на основании характеристик винтов, полученных в аэродинамической трубе при сравнительно малых окружных скоростях (английские —  $U=40-70$  м/сек, СДВ-1 —  $U=65-150$  м/сек). При скоростях, близких к звуковой, можно ожидать большее преимущество винтов СДВ-1.

## Summary

### THE MOST IMPORTANT SYMBOLS

$b$  — Chord of blade element.

$\delta$  — Maximum thickness of blade element.

$c = \frac{\delta}{b}$  — Maximum camber.

$S$  — The cross sectional area.

Coefficient of modulus of the bending resistance relative to the main inertia axis:

1) for upper compressible fibres  $A_2$ ,

2) for lower tensile fibres  $A_1$ .

$c_y = \frac{V}{qS}$  — Lift coefficient.

$c_x = \frac{X}{qS}$  — Drag coefficient.

$c_{m_0} = \frac{M_A}{qSb}$  — Pitching moment coefficient about the leading edge, where:

$Y$  — lift,

$X$  — drag, and

$M_A$  — the moment about the leading edge,

$q = \frac{1}{2} \rho v^2$  — dynamic pressure,

$S$  — wing area and

$b$  — wing chord.

$\mu = \frac{c_x}{c_y}$  — The ratio of drag to lift.

$\alpha$  — Angle of incidence.

$\alpha_0$  — Angle of incidence at zero lift.

$D$  — Airscrew diameter.

$R$  — Airscrew tip radius.

$r$  — Blade section radius.

$\bar{r} = \frac{r}{R}$  — Relative radius.

$\varphi$  — Blade angle measured from the geometrical chord.

$\varphi_0$  — Blade angle measured from the aerodynamical chord (axis of zero lift).

$h_i$  — Geometrical diameter ratio  $= \pi \bar{r} \operatorname{tg} \varphi$ .

$h_u$  — Pitch diameter ratio at  $\bar{r} = 0,75$ .

$h_{0u}$  — Pitch diameter ratio measured from the aerodynamical chord at radius

$\bar{r} = 0,75$ .

$n$  — Revolutions per minute.

$n_s$  — Revolutions per second.

$\rho$  — Mass density of air.

$\Omega$  — Angular velocity.

Relative advance  $\lambda = \frac{V}{n_s D}$ .

$P$  — Airscrew thrust with coefficient  $\alpha = \frac{P}{\rho n_s^3 D^4}$ .

$N$  — Engine horse power (metric) with coefficient  $\beta = \frac{75 N}{\rho n_s^3 D^5}$ .

$\eta$  — Airscrew efficiency  $\eta = \frac{\alpha \lambda}{\beta} = \frac{PV}{75 N}$ .

$\sigma_c$  — Tensile stress from centrifugal forces.

$\sigma_1$  — Tensile stress from bending.

$\sigma$  — Summary stress  $\sigma = \sigma_c + \sigma_1$ .

$\sigma_{\max}$  — Maximum summary stress.

### SERIES OF AIRSCREW SECTIONS

Until now the airscrew sections of the English family (RAF-6) were commonly used for airscrew blade design.

By using high-speed and much more powerful engines, however, the necessity arises to obtain new airscrew sections. This is due to the fact that with the increase of blade tip speed up to and over the speed of sound in air, the airscrew efficiency decreases rapidly.

Very few investigations were made on profile performance at high speeds. These experiments were carried out in CAHI, only in 1931.

That is why the selection of section for the new series of wooden airscrews was omitted by the study of the known English and American tests, which showed the advantage of a thin leading edge and a slower increase of camber from the leading edge to the trailing edge. The BC-2 profile was selected (Fig. 1) which compared with the English airscrew section represents a profile with a tapered leading edge.

The aerodynamical characteristics of BC-2 profiles (Fig. 3, 4, 5) obtained from the test results are given for the infinite span of airfoils having cambers:  $c = 0,09$ ;  $0,10$ ;  $0,12$ ;  $0,15$ ;  $0,18$ ;  $0,20$ ;  $0,21$  and  $0,24$ .

The relative span of these airfoils during the tests was 5 with a chord length 150 mm. The airfoil tests were made in a wind tunnel HK-1 at a speed  $V \cong 30$  m/sec.

On page 28 and 29 the formulae are given for the determination of area, center of gravity coordinates, moments of inertia modulus of resistance and modulus of airfoil resistance coefficients of the BC-2 series.

### SERIES OF THE SDV-1 WOODEN AIRSCREWS

One airscrew of this series was designed on the lines of the Vortex theory having elliptical type of circulation along the working portion of the blade, i. e. from the external edge up to the radius  $\bar{r} = 0,2$ . The airscrew had two blades. The relative geometrical pitch  $h$  — as well as the relative pitch  $h_0$  measured against the angles  $\varphi_0$  between the aerodynamic chord and a plane of airscrew rotation were variable along the blade. The blades of all airscrews of this series have a uniform width  $\frac{b}{D}$ , same

relative thickness  $c = \frac{\delta}{b}$  at similar relative radii and the same pitch distribution ( $h_0$ ) along the radius. The airscrews differ only in the values of pitch  $h_0$ , in the same relation for all the radii. The dependance between the relative geometrical pitch  $h_n$  on radius  $\bar{r} = 0,75$  and the pitch  $h_{0n}$  on the same radius for the airscrews of this series is shown in fig. 11 and table 3.

The airscrew characteristics of this series obtained by the reduction and interpolation of results of five airscrews of this series with a diameter  $D = 2,5$  m and a pitch diameter ratio  $h_n = 0,507$ ;  $0,703$ ;  $0,885$ ;  $0,088$  and  $1,268$ . The airscrews were

tested in a 6 meter section of the large wind tunnel of Experiment Aerodynamic Department of CAHI on the device B-II. The different states of airscrew performances were obtained by means of measurements of the airstream velocity in the wind tunnel.

#### APPROXIMATE CALCULATION OF AIRSCREW STRESS WITHOUT TAKING INTO ACCOUNT THE DEFORMATION

The calculation of tensile stress of the SDV-1 airscrews due to centrifugal forces and of bending stress due to aerodynamic forces (thrust) easily obtained by the given formulae.

The maximum summary bending and tensile (due to centrifugal forces) for the airscrews of SDV-1 series is obtained on radius  $r \cong 0,5$  and is calculated by the following formulae:

$$\sigma_{\max} = 0,148 \rho_m \Omega^2 R^2 + 1,55 \cdot 10^5 \frac{P}{2tD^2}.$$

#### COMPARISON OF SDV - AIRSCREWS WITH THE ENGLISH AIRSCREWS

From the curves shown in Figs. 17, 19 and 20 it appears that both the tensile stress due to centrifugal forces (at similar diameters and thrust) on the root parts of blade for SDV-1 airscrews are smaller than those for the English airscrews under similar conditions.

Moreover, when selecting the airscrew for the given aircraft, it was found that the SDV-airscrews have somewhat larger diameters comparing with the English airscrews that reduced the tensile stress of the SDV-1 airscrew blades.

The characteristics of airscrew-engine-unit derived for the aircraft both with SDV-1 and english airscrews are shown in Fig. 21 and 22.

#### LIST OF FIGURES

1. Profile BC-2 for  $c = 0,15$ .
2. Diagram  $c_y$  and  $\frac{1}{\mu}$  against  $A_1 c_y$  for selection of airscrew section.
3. Diagram  $c_y$  against  $\alpha^\circ$  at  $\lambda = \infty$  of BC-2 airscrew sections.
4. Diagram  $\frac{1}{\mu}$  against  $\alpha^\circ$  of BC-2 airscrew sections.
5. Diagram  $c_{mA}$  against  $c_y$  for BC-2 airscrew sections.
6. Diagram of inertia moment coefficient  $\frac{I_x}{\delta^3 b}$ ,  $\frac{I_y}{\delta b^3}$ ,  $\frac{I_{xy}}{\delta^2 b^2}$  of the BC-2 sections with increased hickness.
7. Diagram  $\frac{W_x}{\delta^2 b}$  and  $a$  against  $\frac{\delta}{\delta_x}$  of BC-2 section with increased thickness.
8. Diagram of the blade width against radius.
9. Diagram of camber ratios along the radius.
10. Diagram of  $\frac{h_0}{h_{0u}}$  along the radius.
11. Diagram of  $h_{0u}$  against  $h_u$ .
12. Diagram  $h_r$  against  $h_u$  for finding pitch of SDV-1 airscrews for radii  $r$ .
13. Chart of characteristics of the family of wooden airscrews SDV-1.
14. Logarithmical chart of SDV 1 airscrew family characteristics.
15. Drag coefficients of the fixed SDV-1 airscrew against the pitch.
16. Drag coefficients of SDV-1 airscrews at runing conditions.
17. Diagram of tension stress coefficient due to centrifugal forces against the radius for English and SDV-1 airscrews.
18. Diagram of  $\bar{l}$  against  $\bar{r}$  for airscrews having nearly elliptical type of circulation.
19. Diagram of bending resistance moments of the blade sections against the radius for SDV-1 and English airscrews.
20. Diagram of tension stress coefficients due to bending against radius for SDV-1 and English airscrews.
21. Diagram of horsepower available against the air speed.
22. Diagram of r. p. m. against air speed.

## Т Р У Д Ы

### ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА

11. **В. Ф. Бончковский**, Метели и по-земки, 1925, ц. 1 р. 65 к.
24. **И. Лысенко**, Опыты с детонацией на авиамоторе Нэпир „Лайон“ V, 1926, ц. 50 коп.
32. **Г. Х. Сабинин**, Теория идеального ветряка, 1927, ц. 55 коп.
34. **А. В. Раковский**, Химико-техническое исследование кровяного альбумина, 1928, ц. 60 коп.
41. Сочинения **Н. Е. Жуковского**, т. II, вып. 3, Видоизменения метода Кирхгофа для определения движения жидкости в двух измерениях при постоянной скорости, 1929, ц. 3 руб.
44. **П. А. Вальтер**, Основания гидродинамической энергии камер, подводющих воду к турбине, 1929, ц. 2 р. 50 к.
48. **Н. С. Аржанников**, К теории подъемной силы и лобового сопротивления проф. Витошинского, 1929, ц. 35 к.
53. **П. А. Вальтер**, Основания гидродинамической теории камер, подводющих воду к турбине, ч. II, 1930, ц. 2 р. 75 к.
53. **В. Т. Бовин и Л. И. Пашевский**, Исследование условий, влияющих на режим потока в области низового подхода к шлюзу Днепровской гидроэлектростанции, 1930, ц. 1 руб.
53. **П. П. Красильщиков**, Влияние шайб на аэродинамические характеристики крыла, 1930, ц. 50 к.
59. **Г. и. Акимов**, Исследование холоднокатаной стали V2A, 1930, ц. 50 к.
60. **Н. Н. Бураков**, Влияние сучков на механические свойства древесины сосны и ели, 1930, ц. 35 коп.
61. **И. Ф. Андреев**, Исследование аэропланных тканей, покрытых аэролаком, 1930, ц. 1 р. 75 к.
76. **Я. И. Секерж-Зенькович и В. П. Ветчинкин**, 1. К расчету на устройство листа фанеры как анизотропной пластинки. 2. Об устойчивости цилиндрических пластинок при изгибе, 1931, ц. 1 руб.
77. **Н. Ф. Бочаров**, Техника склеивания дерева казеиновыми клеями, ц. 1 р. 20 к.
78. **А. Н. Флаксерман**, Влияние наклона волокон на механические свойства древесины сосны, ц. 80 коп.
79. **Г. А. Сафронов и А. Н. Флаксерман**, Исследование физико-механических свойств древесины ясеня, березы и клена, I, ц. 1 р. 25 к.
80. **И. Г. Шульгин**, Исследование алюминиевых труб, 1931, ц. 1 р. 50 к.
81. **И. Г. Шульгин**, Исследование дуралюминовых заклепок, ц. 1 р. 25 к.
82. **И. Ф. Андреев**, Апетилцеллюлозные лаки (их получение и свойства), ц. 1 р. 50 к.
83. **И. Г. Шульгин**, Исследование дуралюминовой проволоки, ц. 75 к.
84. **А. И. Некрасов**, Диффузия вихря, 1931, ц. 35 к.
85. Сочинения **Н. Е. Жуковского**, том V, вып. 1, ц. 1 р. 50 к.
86. **И. А. Резунов**, Влияние надстроек на верхней поверхности крыла на его аэродинамические характеристики, ц. 75 к.
87. **Б. Н. Егоров и В. А. Кузнецов**, I. Исследование работ винтов тандем в присутствии крыла. II. Приложение вихревой теории к расчету заднего винта комбинации тандем. **Б. Н. Егоров**, Сравнительные испытания винта в разных трубах, ц. 95 коп.
88. **Е. С. Тихонов**, Исследование минеральных красок и лаков, применяемых в металлческом авиационном, ц. 1 р. 50 к.
89. **И. И. Сидорин и И. Ф. Голубев**, О смолистости сосны и ели и о количественном определении смолы в древесине хвойных, ц. 50 коп.
90. **Г. В. Акимов**, Газовая коррозия углеродистых сталей при высоких температурах, ц. 1 р. 20 к.
91. **В. О. Крениг**, Коррозия литых алюминиевых сплавов, ч. 1, 1931, ц. 50 к.
92. Сочинения **Н. Е. Жуковского**, т. II, вып. 1, ц. 3 руб.
93. **А. В. Раковский**, Методы склеивания фанеры сухим горячим способом. **Г. А. Сафронов**, Исследование многослойной березовой фанеры, 1931, ц. 7 р. 50 к.
94. **А. Журавченко и А. Никитюк**, О мере статической предельной устойчивости самолета. **А. Никитюк**, К расчету моментов инерции самолетов, 1931, ц. 2 руб.
95. Сочинения **Н. Е. Жуковского**, т. II, вып. 4, 1931, ц. 3 руб.
96. **В. О. Крениг**, Влияние железа на свойства дуралюмина, ц. 30 коп.
97. **Б. Я. Кузнецов**, Лобовое сопротивление тросов, проволоки, тандеров и авиационных лент, ц. 1 р. 50 к.
98. **Б. Я. Кузнецов**, Аэродинамические исследования цилиндров, ц. 1 р. 50 к.

99. Атлас профилей, 1931, ц. 60 коп.
100. Н. В. Лебедев, Экспериментальное исследование с моделями парашютов, ц. 75 коп.
101. Н. В. Лебедев, Экспериментальное исследование с моделями корпусов дирижаблей, 1931 ц. 75 коп.
102. Г. В. Акимов и В. О. Крениг, Защита алюминиевых сплавов от коррозии, 1931.
- П. П. Красильщиков, Исследования по разрезным крыльям с закрылком, ц. 1 руб.
103. Сборник аэродинамических исследований, 1932, 1р. 75к.
104. Г. Х. Сабинин, Теория и аэродинамический расчет ветряных двигателей, ц. 1руб.
105. С. А. Чаплыгин и Н. С. Аржаников, К теории отрывка и закрылка. П. П. Красильщиков, Исследования по разрезным крыльям с закрылком, ц. 90 коп.
- З. В. О. Крениг и Г. А. Костылев, Коррозия магниевых сплавов, ц. 1 руб.
29. Г. И. Кузьмин и Д. В. Халезов, Влияние формы профиля и толщины лопасти на характеристику винта, 1932, ц. 60 коп.
130. С. А. Чаплыгин, Новый метод приближенного интегрирования дифференциальных уравнений, ц. 80 коп.
131. В. П. Горский, Исследование влияния частей самолета на горизонтальное оперение в условиях моторного полета, ц. 1 р. 60 к.
132. Г. И. Кузьмин, Расчет винта по вихревой теории, 1932, ц. 2 р. 20 к.
134. В. Б. Егоров, Влияние толстого крыла на работу винта, ц. 90 коп.
135. Г. В. Акимов и В. О. Крениг, Исследование алькклета, ц. 90 коп.
138. Н. Н. Бураков, Испытание клееных образцов типа лонжеронов из древесины ели с сучками, 1932, ц. 1 р. 20 к.
140. К. К. Баулин, С. Т. Астабатьян, Ф. Н. Крашенинников, Исследование аэродинамических труб с открытой рабочей частью.
141. Н. Н. Лузин, О методе приближенного интегрирования акад. С. А. Чаплыгина, ц. 1 р. 20 к.
149. Н. А. Соколов, Материалы по гидродинамическому расчету глиссеров и гидросамолетов, 1932, ц. 1 р. 20 к.