

Цена 75 коп.

ВСНХ СССР
ТРУДЫ НАУЧНО - ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИНСТИТУТОВ
№ 477 ПРОМЫШЛЕННОСТИ № 477

Центральный Аэро-Гидродинамический Институт
Выпуск 101

Н. ЛЕБЕДЕВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
С МОДЕЛЯМИ КОРПУСОВ ДИРИЖАБЛЕЙ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МОСКВА 1931 ЛЕНИНГРАД

ВСНХ СССР
ТРУДЫ НАУЧНО - ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ ИНСТИТУТОВ
№ 477 ПРОМЫШЛЕННОСТИ № 477

Центральный Аэро-Гидродинамический Институт
Выпуск 101

Н. ЛЕБЕДЕВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
С МОДЕЛЯМИ КОРПУСОВ ДИРИЖАБЛЕЙ



ГОСУДАРСТВЕННОЕ НАУЧНО - ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МОСКВА 1931 ЛЕНИНГРАД

„Геокартпром“, Картографическая фабрика им. Дунаева, Москва.

Уполномоченный Главлита Б-4823. ОГИЗ № 1065—НВ74 Зак. 707 Тираж 2.000 экз.

ПРЕДИСЛОВИЕ.

Аэродинамические исследования с моделями корпусов дирижаблей играют большую роль при проектировании новых воздушных кораблей. Первым вопросом этих исследований является вопрос о правильном выборе формы корпуса дирижабля с малым объемным коэффициентом лобового сопротивления.

Настоящая работа была проведена с целью определения зависимости изменения коэффициента лобового сопротивления от относительного удлинения корпуса дирижабля и от расположения миделя по его длине. И то и другое является важным фактором при выборе формы корпуса дирижабля.

В этой же работе приведены результаты испытания на C_x и C_y одних и тех же моделей корпусов дирижаблей, но с различным оперением, позволяющие сравнить степень эффективности двух форм наиболее характерных для современных дирижаблей оперений.

Так как несомненный интерес представляют сравнительные результаты испытания моделей дирижаблей в различных аэродинамических трубах, в работе приводятся диаграммы произведенных в Америке и Англии испытаний стандартных английских моделей N. P. L. и некоторых других моделей дирижаблей; для сравнения на те же диаграммы нанесены результаты испытаний, произведенных в трубе НК ЦАГИ.

На основании сопоставления всех результатов и исходя из того тоображения, что при экспериментах в обычных аэродинамических трубах приходится иметь дело с очень малыми значениями Рейнольдсовых чисел, автор приходит к несомненно правильному выводу, что помимо необходимости стандартизации труб и самого метода проведения эксперимента крайне важно также и определение переходных коэффициентов от испытания модели к натуре.

Одной из своих ближайших задач в области аэродинамических исследований по дирижаблям ЭАО ЦАГИ и ставит такого рода работу.

Г. Сабинин.

Введение.

Эксперимент с моделями корпусов дирижаблей серии У был поставлен с целью определения зависимости изменения коэффициента лобового сопротивления от величины относительного удлинения $\lambda = \frac{L}{D_{max}}$, где L — длина модели, а D_{max} — диаметр миделя. Модели серии У испытывались также на C_x и C_y с оперением (№ 1 и № 2) одинаковой площади, но различной формы.

Эксперимент с моделями серии У-5-М был поставлен с целью определения места наиболее выгодного расположения миделя по длине корпуса.

Испытания проводились в трубе НК старой лаборатории ЦАГИ; описание трубы — в вып. 33 трудов ЦАГИ. Все построенные модели имеют один и тот же диаметр миделевого сечения $D_{max} = 0,2$ м, принятый нами как стандартный для всех вообще моделей дирижаблей и аэростатов, испытываемых в трубе НК.

Все модели деревянные, покрытые лаком, внутри пустотелые.

1. Метод проведения эксперимента.

Модель укреплялась в трубе при помощи вилкообразной, врезанной в тело корпуса дирижабля, металлической державки, привинчиваемой к двум стержням, проходящим внутри обтекаемой траверсы и соединяющим модель с весами. Измерение сил производилось на весах Ушакова; измерение скоростей потока — при помощи установленной в трубе по направлению потока трубки Пито и соединенного с ней спиртового манометра Фусса. Все измерения производились по способу мгновенных отсчетов.

Модель устанавливалась в трубе в нулевом положении, при котором продольная ось модели параллельна оси трубы; различные углы тангажа α° придавались модели во время проведения эксперимента посредством особого механизма.

Коэффициент лобового сопротивления определялся по обычной формуле:

$$C_x = \frac{Q - q}{\rho S V^2}, \quad (1)$$

где Q — замеренное на весах лобовое сопротивление в кг,
 q — то же для державки, испытанной отдельно от модели,
 ρ — массовая плотность воздуха, для нормальных условий: 760 мм рт. столба и 15°С принимается равной $\frac{1}{8}$,
 S — площадь миделевого сечения в m^2 ,
 V — замеренная в трубе скорость потока во время опыта в м/сек.

Коэффициент подъемной силы C_y определялся по формуле:

$$C_y = \frac{P - p}{\rho S V^2}, \quad (2)$$

где P — замеренная на весах во время опыта подъемная сила в кг,
 p — подъемная сила державки, испытанной отдельно.

Остальные обозначения те же, что и в формуле (1).

При выборе наилучших форм корпусов дирижаблей на основании результатов экспериментов над различными моделями, основную роль играет сравнительная величина не коэффициента C_x (как в самолете), отнесенного к площади миделевого сечения, а так называемого объемного коэффициента C_u , отнесенного к грани куба, равновеликого по объему данной модели.

C_u определяется по формуле:

$$C_u = \frac{Q - q}{\rho U_{\text{из}}^3 V^3}, \quad (3)$$

где U — объем модели.

Сравнение значений C_u непосредственно показывает, как относятся между собой в смысле лобового сопротивления различные формы корпусов дирижаблей одного и того же объема.

Из сопоставления формул (1) и (3) следует, что пересчет значений C_x на C_u производится по формуле:

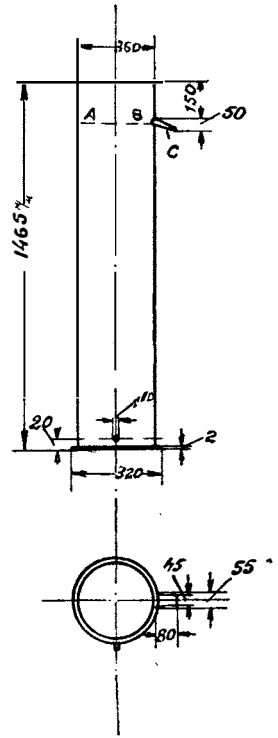
$$C_u = C_x \frac{S}{U_{\text{из}}}. \quad (3')$$

Объем моделей подсчитывался аналитически и кроме того определялся при помощи специально построенного для этой цели бака с водой. Схема бака показана на фиг. 1. Перед измерением объема модели бак наполнялся водой. Излишек воды, выше уровня AB , вытекал через слив C . Когда поверхность воды успокаивалась, вода несколько раз подливалась в бак все уменьшающимися порциями, до тех пор пока не устанавливалась в совершенно спокойном состоянии, строго на уровне AB . После этого модель, протертая раствором воска в скипидаре (чтобы вода не прилипла к ней), погружалась носовой частью в бак. Перед тем как целиком погрузить модель, выжидали пока вода в баке снова не успокоится; дальнейшее погружение производилось очень медленно, путем нажима на конец кормы модели металлическим, сточенным на конус стержнем.

Объем модели определялся по весу вылившейся воды, причем вводилась соответствующая поправка на температуру.

Между объемами моделей, подсчитанными аналитически и измеренными в баке, получилось некоторое расхождение (до 3%), объясняющееся, с одной стороны, возможной ошибкой при аналитическом подсчете, с другой — тем обстоятельством, что модели не вполне точно соответствовали чертежу.

Во все дальнейшие подсчеты, в которые входит величина U , мы будем вводить объем, полученный путем измерения в водяном баке.



Фиг. 1.

2. Поправки на „поджатие струи“ и на перепад давления.

Помимо обычно принятых в аэродинамической лаборатории ЦАГИ поправок, вводимых в формулы (1) и (2), и помимо поправки на державку, при подсчете истинного значения коэффициента лобового сопротивления $C_{x \text{ ист.}}$ в формулу (1) следовало бы вводить поправки: а) на „поджатие струи“ в сечениях трубы, в которых находится модель, и б) на влияние на увеличение лобового сопротивления градиента статического давления в трубе вдоль оси модели.

а) Поправка на „поджатие струи“, вызываемая влиянием стенок на изменение скоростного поля в сечениях трубы, занятых моделью, вообще говоря, будет иметь место и при самых малых размерах поперечного сечения модели по сравнению с поперечным сечением трубы. При наших экспериментах трубка Пито располагалась несколько впереди модели в свободном, не занятом моделью, сечении трубы, поэтому то лобовое сопротивление, которое мы при данном отсчете на микроманометре непосредственно замеряем на весах, фактически относится не к скорости, определенной на основании этого отсчета, а к иной, несколько большей. Величина поправки на „поджатие струи“ экспериментальным путем не определялась, порядок ее можно вычислить, исходя из уравнения постоянства расхода:

$$S \cdot V = \text{const.}$$

Если обозначить: V_c — скорость в свободном сечении трубы, V_m — фиктивную скорость в сечении, проходящем через мидель модели, S_m — площадь поперечного сечения трубы и S_m — площадь миделевого сечения модели, то будем иметь:

$$V_c S_m = V_m (S_m - S_m). \quad (4)$$

В нашем случае диаметр трубы $D_m = 1,5 \text{ м}$, т. е. максимальный диаметр модели составляет $13,3\%$ от диаметра трубы, а площадь миделя модели — только $1,77\%$ от площади поперечного сечения трубы. Формула (4) представится в виде:

$$V_m = 1,018 V_c.$$

Относя теперь полученный нами при скорости V_c потока в трубе коэффициент C_x опыта к этой фиктивной скорости V_m , мы можем в первом приближении считать, что истинный коэффициент лобового сопротивления

$$C_{x \text{ ист.}} = C_{x \text{ опыта}} \frac{V_c^2}{V_m^2} = C_{x \text{ опыта}} \frac{(S_m - S_m)^2}{S_m^2} = 0,964 C_{x \text{ опыта}}, \quad (5)$$

т. е. поправка на C_x в сторону его уменьшения выразится в $3,6\%$. Англичане в результате опытов, поставленных со специальной целью определения аналогичной поправки, которую следует вносить в величину C_x , вычисленного на основании данных испытания моделей дирижаблей в аэродинамической трубе (диаметр трубы был около 2 м), пришли к эмпирической формуле:

$$V_m = V_c \frac{S_m - S_m}{S_m}, \text{ и следовательно } C_{x \text{ ист.}} = C_{x \text{ опыта}} \frac{S_m^2}{(S_m + S_m)^2}. \quad (6)$$

Если пользоваться этой формулой для наших экспериментов, то будем иметь $C_{x \text{ ист.}} = 0,965 C_{x \text{ опыта}}$, т. е. в этом случае $C_{x \text{ ист.}}$ на $3,5\%$ менее, чем $C_{x \text{ опыта}}$.

Так как эта поправка сравнительно невелика и так как при принятом нами стандартном размере диаметра она будет примерно одинакова для всех моделей и следовательно не повлияет на сравнительную оценку результатов эксперимента, то мы этой поправкой пренебрегаем. Вообще при аэродинамических испытаниях эта поправка обычно не вводится, если площадь миделя составляет не больше 2% (у нас 1,77%) от площади сечения трубы.

б) Поправка за счет перепада статического давления представляет для нас больший интерес как вследствие своей величины, так и вследствие того, что она различна для моделей различного объема. Этот вопрос был впервые изучен англичанами; специальные опыты с целью определения величины необходимой поправки для моделей самолетов и дирижаблей проводились в ЦАГИ А. К. Мартыновым¹⁾ и сотрудником воздухсекции ЭАО К. К. Федяевским²⁾. Опыты К. К. Федяевского проводились с моделями дирижаблей серии У, поэтому результаты их, близко совпавшие с английскими опытами для трубы такого же диаметра, как и труба НК, можно применять непосредственно к нашим моделям. На основании этих опытов величина поправки определяется по формуле:

$$C_x' = 0,00548 \frac{U}{S_m}, \quad (7)$$

где U — объем модели. Подставляя $S_m = 0,0314 \text{ м}^2$, получим:

$$C_x' = 0,1745 U. \quad (7')$$

Истинный коэффициент лобового сопротивления $C_{x \text{ ист.}}$ определяется по формуле:

$$C_{x \text{ ист.}} = C_{x \text{ опыта}} - C_x'. \quad (8)$$

Величина поправки колеблется для испытанных нами моделей серии У от 7% (от $C_{x \text{ опыта}}$) — для модели У1 — до 10% — для У6 (табл. 3).

3. Сравнительная характеристика опыта в условиях эксперимента в аэродинамической трубе и в условиях полета дирижабля в воздухе.

Примем за линейную характеристику l , входящую в величину Рейнольдсова числа

$$RN = \frac{lV}{\nu} \quad (9)$$

(выражающего отношение между силами инерции и вязкости и характеризующего собой режим эксперимента), значение L — длины модели. Так как в лабораторных условиях проведения эксперимента кинематический коэффициент вязкости ν , зависящий от давления воздуха и от его температуры, изменяется незначительно и его можно считать $\nu = \text{const}$, то закон аэродинамического подобия представится в виде:

$$k = L \cdot V \text{ м}^2/\text{сек}, \quad (10)$$

где k — так называемая характеристика опыта.

¹⁾ А. К. Мартынов. Лобовое сопротивление фюзеляжа самолета. Труды ЦАГИ, вып. 67.

²⁾ К. К. Федяевский. Влияние градиента статического давления на увеличение лобового сопротивления тела, испытанного в трубе НК-1. Труды ЦАГИ, вып. 63.

Таблица 1.

Значение κ при опытах с моделью и для дирижабля в натуру.

Модели	М о д е л ь			Дирижабль объемом 2 500 м ³			Дирижабль объемом 5 000 м ³			Дирижабль объемом 15 000 м ³		
	L м	D _{max.} м	κ при V=32 м/сек	L м	D _{max.} м	κ при V=19,45 м/сек	L м	D _{max.} м	κ при V=22,2 м/сек	L м	D _{max.} м	κ при V=27,5 м/сек
У1	0,6	0,2	19,2	36,4	12,15	708,5	46,9	15,3	1 040	66,35	22,08	1 823
У2	0,7	0,2	22,4	40,35	11,52	785,0	50,86	14,53	1 128	74,45	20,98	2 045
У3	0,8	0,2	25,6	44,45	11,12	865,0	56,0	14,0	1 243	80,8	20,20	2 223
У4	0,9	0,2	28,8	47,8	10,62	930,0	60,3	13,4	1 340	86,90	19,32	2 390
У5	1,0	0,2	32,0	50,95	10,29	991,0	64,15	10,83	1 424	92,50	18,50	2 543
У6	1,2	0,2	38,4	58,6	9,28	1140,0	73,8	12,30	1 638	106,30	17,74	2 920

В таблице 1 приведены размеры L и D_{max} для моделей серии У и значения k для них при скорости потока $V=32$ м/сек, каковая примерно и устанавливалась в трубе НК при проведении эксперимента с моделями. В той же таблице даны величины L и D_{max} для дирижаблей объемом в 2 500, 5 000 и 15 000 м³, формы корпусов которых геометрически подобны формам соответствующих моделей серии У, и значения k для них, определенные из расчета нормальных скоростей полета для существующих дирижаблей той же кубатуры, а именно $V=19,45$ м/сек = 70 км/час — для дирижабля объемом 2 500 м³, $V=22,2$ м/сек = 80 км/час — для объема в 5 000 м³ и $V=27,5$ м/сек = 100 км/час — для объема в 15 000 м³.

Дирижабли объемом в 2 500 м³ строятся обычно с $\lambda=3,5-4,5$, в 5 000 м³ — с $\lambda=4-5$ и в 15 000 м³ — с $\lambda=5-6$. Для первого дирижабля при $\lambda=4$, т. е. при форме корпуса, соответствующей модели

У3, отношение значения $\frac{k_{нат.}}{k_{оп.}} = \frac{865,0}{25,6} = 33,8$,

для второго при $\lambda=5$ $\frac{k_{нат.}}{k_{оп.}} = \frac{1\,424}{32} = 46,5$,

для третьего при $\lambda=6$ $\frac{k_{нат.}}{k_{оп.}} = \frac{2\,920}{38,4} = 77,1$.

Оговариваемся здесь, что, вообще говоря, принимать за базу для сравнения результатов испытания модели в трубе и дирижабля в натуру характеристику опыта k было бы неправильно, если бы речь шла об определенном дирижабле, модель которого испытывалась в трубе; в этом случае необходимо было бы учесть различные барические и температурные условия, т. е., другими словами, следовало бы определять для каждого случая значение коэффициента кинематической вязкости ν , но поскольку мы имеем дело не с моделями определенных дирижаблей и поскольку нам важно показать примерное отношение k натуре к k опыта, можно для удобства брать величину этого отношения, считая, что примерно таковым же будет и отношение Рейнольдсовых чисел.

Для моделей больших жестких дирижаблей отношение $\frac{k_{нат.}}{k_{оп.}}$ будет еще больше: так, при объеме дирижабля в 100 000 м³ и при $\lambda=6$ имеем длину дирижабля, форма корпуса которого соответствует модели У6, $L=249$ м; при скорости полета $V=120$ км/час = 33,35 м/сек, $k=8\,300$ и $\frac{k_{нат.}}{k_{оп.}} = \frac{8300}{38,4} = 216$.

Из этого отношения видно, что в обычных аэродинамических трубах, как бы ни был велик диаметр трубы, допускающий следовательно и больший масштаб модели, достигнуть характеристики опыта, достаточно приближающейся к условиям полета дирижабля в воздухе, не представляется возможным. Некоторое увеличение характеристики было бы возможно за счет увеличения скорости потока в трубе, однако повышение V допустимо только в сравнительно небольших пределах, так как, при приближении к скоростям порядка скорости звука, придется считаться с влиянием сжимаемости воздуха и тогда самый закон Рейнольдсовых чисел окажется неприменимым.

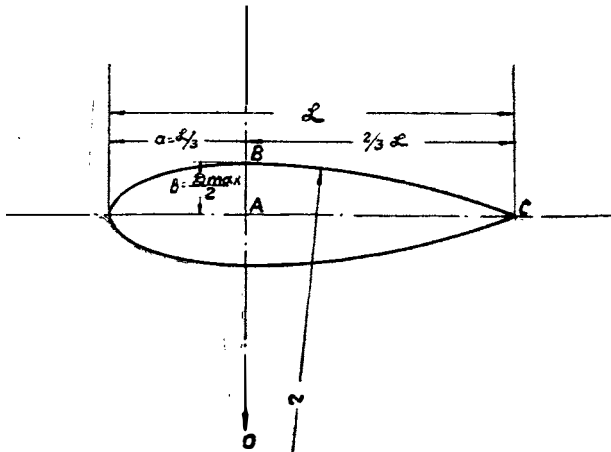
Значительное увеличение Рейнольдсовых чисел возможно, таким образом, лишь за счет уменьшения кинематического коэффициента вязкости, что может быть достигнуто в аэродинамических трубах, работающих под большим давлением. В настоящее время достаточно

испытана только одна такая труба¹⁾, а именно в Америке, в Langley Memorial Aeronautical Laboratory в Вашингтоне; благодаря применению сжатого воздуха (до 20 атмосфер) в этой трубе представляется возможным получить очень большой, сравнительно, диапазон Рейнольдсовых чисел.

Результаты некоторых экспериментов, проведенных в этой трубе над моделями дирижаблей, мы приводим в дальнейшем изложении.

4. Описание моделей.

Серия У состоит из 6 моделей. Все модели этой серии — тела вращения, образованные по одному и тому же принципу, а именно



Фиг. 2.

1) миделевое сечение — на одной трети длины корпуса, считая от носовой части; 2) передняя часть (от носа до миделя) образована вращением около продольной оси дирижабля четверти эллипса с полуосями: большой $a = \frac{L}{3}$ и малой $b = \frac{D_{\max}}{2}$; 3) задняя часть корпуса образована вращением дуги круга с центром O , лежащим на продолжении точки B и C , причем $AC = \frac{2}{3}L$.

Основные размеры моделей даны в таблице 2.

Таблица 2.

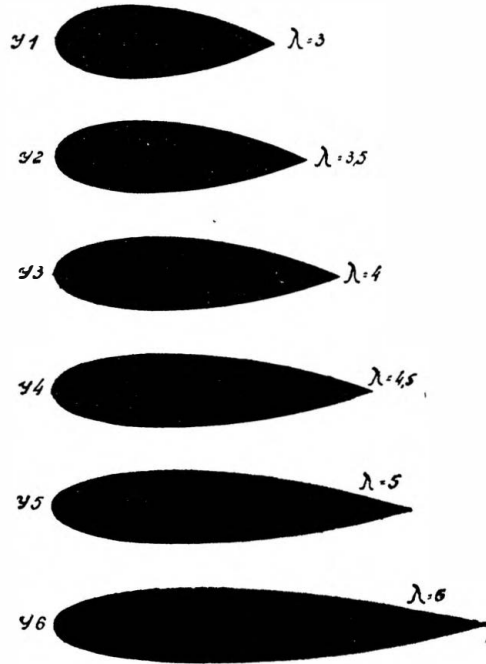
Модели	L мм	D_{\max} мм	λ	S м ²
У1	600	200	3,0	0,0314
У2	700	200	3,5	0,0314
У3	800	200	4,0	0,0314
У4	900	200	4,5	0,0314
У5	1000	200	5,0	0,0314
У6	1200	200	6,0	0,0314

¹⁾ Другая труба со сжатым воздухом недавно построена в Национальной физической лаборатории в Англии.

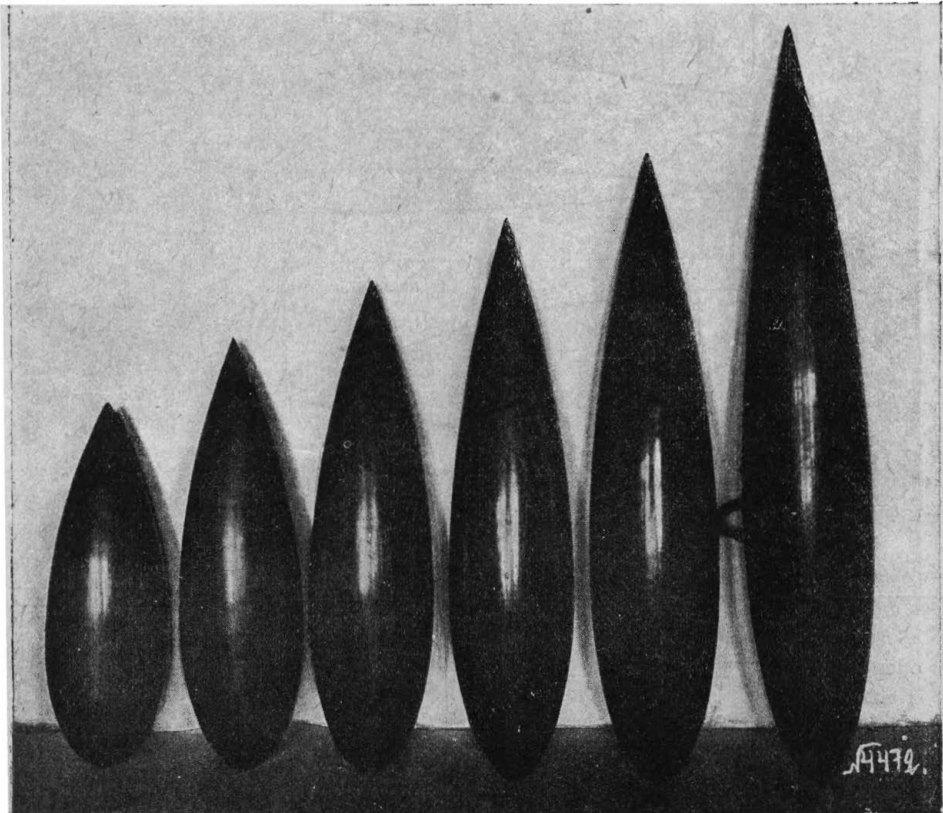
На фиг. 3 даны профили моделей, фиг. 4 — фотоснимок с моделей. В таблице 3 даны объемы моделей, определенные путем измерения в баке; в этой же таблице даны значения C_x' : абсолютные и в % от $C_{x \text{ опыта}}$ для соответствующих моделей при $\alpha = 0^\circ$.

Оперение моделей серии У состояло из 4 одинаковых крестообразно расположенных на кормовой части корпуса поверхностей, имеющих профиль симметричной дужки. На фиг. 5 даны профиль и линейные размеры, а в таблице 4 — площади S оперений № 1 и № 2.

Серия У—5—М состояла из 4 моделей (включая сюда и модель У5). Все модели этой серии имели одинаковое $\lambda = 5$ и различались между собой различным расположением миделя по длине дирижабля.



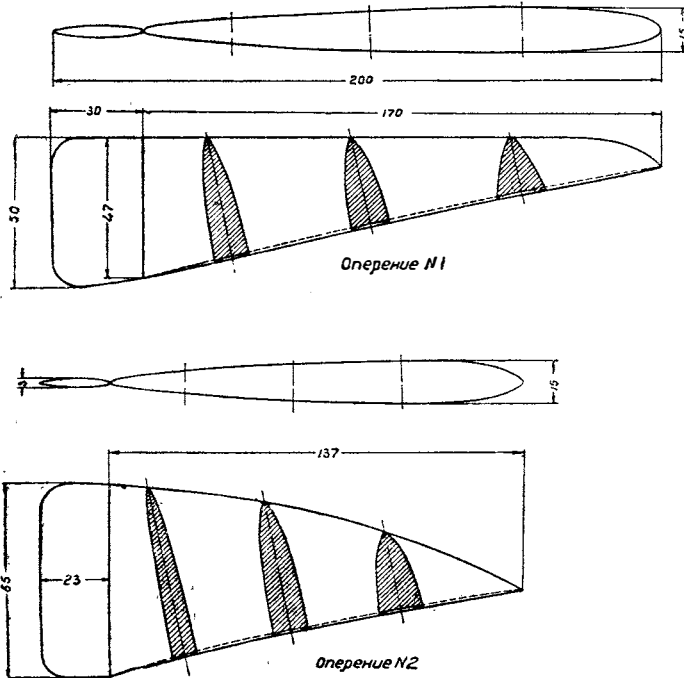
Фиг. 3



Фиг. 4.

Таблица 3.

Модели	Объем модели, полученный измерением в баке $U, м^3$	$U^{2/3}$	$S/U^{2/3}$	$C_x' = 0,1745 U$	C_x' в ‰ от C_x опыта (при $\alpha = 0^\circ$)
У1	0,01083	0,04895	0,642	0,00189	7,09
У2	0,01273	0,0546	0,5753	0,00222	8,25
У3	0,015	0,06098	0,515	0,00262	9,23
У4	0,01712	0,06653	0,4715	0,00299	9,95
У5	0,01928	0,07198	0,4365	0,00337	10
У6	0,02337	0,08178	0,3845	0,00408	10



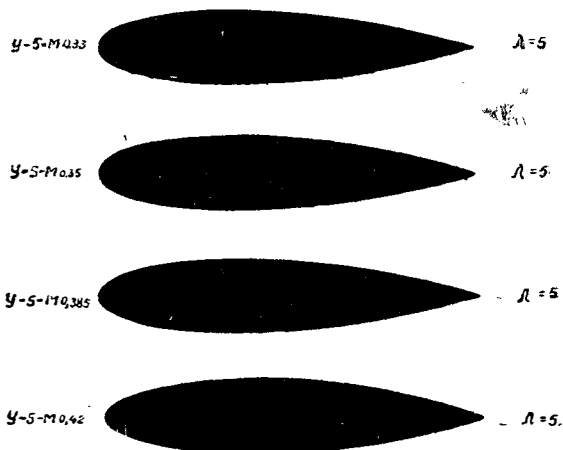
Фиг. 5.

Таблица 4.

S всего оперения $м^2$	S гориз. оперения = S верт. оперения $м^2$	S гориз. стабилизат. = S верт. стабилизат. $м^2$	S гориз. рулей = S верт. рулей $м^2$	S стабилизат. в ‰ от S всего оперения	S рулей в ‰ от S всего оперения
0,0264	0,0132	0,01028	0,00297	77,5	22,5

На фиг. 6 показаны профили моделей, имевших размеры: $L = 1000$ мм, $D_{\max} = 200$ мм, $\lambda = 5$, $S = 0,0314$ м². Расстояние от точки носа до миделя— в табл. 5 при наименованиях моделей.

Объем моделей в случае правильного их изготовления должен был бы увеличиваться с увеличением расстояния от носовой точки до миделя; то обстоятельство, что объем модели У—5—М_{0,385} оказался больше, чем объем У—5—М_{0,42}, объясняется некоторой неточностью в изготовлении моделей.



Фиг. 6.

Таблица 5.

Модели	● Объем модели, полученный измерен. в баке U , м ³	U^2	$S/U^{2/3}$	$C_x' = 0,1745 U$	C_x' в 0° от C_x опыта (при $\alpha = 0^\circ$)
У—5—М _{0,33} (У—5)	0,01928	0,07198	0,4365	0,00337	10
У—5—М _{0,35} . .	0,01931	0,072	0,4361	0,00337	10,75
У—5—М _{0,385} . .	0,01986	0,07335	0,428	0,00346	11,1
У—5—М _{0,42} . .	0,01954	0,0725	0,4325	0,00341	11,4

5. Результаты экспериментов.

Эксперименты проводились с моделями серии У: а) корпусов без оперения—на C_x по α° , C_y по α° и C_x по V , и корпусов с оперениями № 1 и № 2 на C_x по α° и C_y по α° . Модели серии У—5—М испытывались без оперения.

Серия У без оперения. На фиг. 7 приведены кривые и в таблице 6—численные значения коэффициентов $C_{x \text{ ист.}}$ по α° .

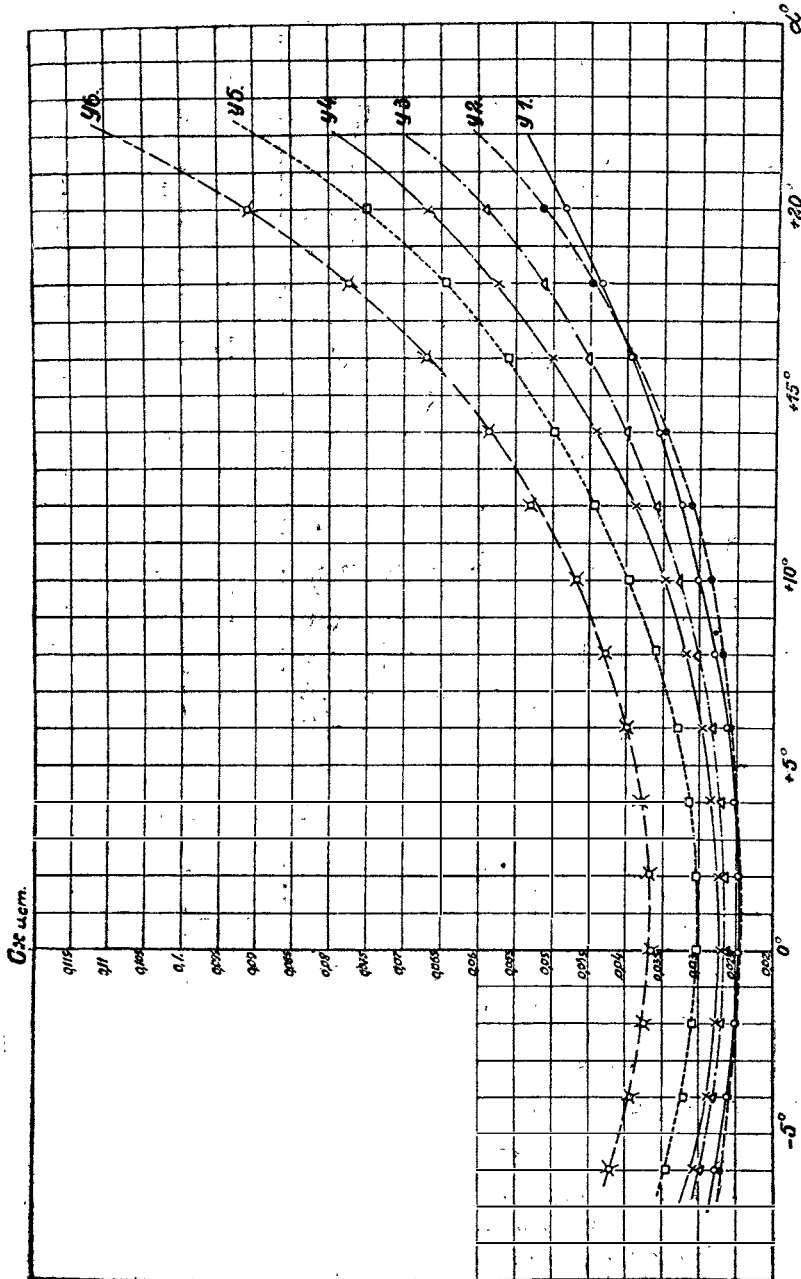
Из фиг. 7 видно, что при $\alpha^\circ = 0^\circ$ минимальное значение $C_{x \text{ ист.}}$ $= 0,0247$ дает модель У2; кроме кривой для У1, которая на малых углах почти совпадает с кривой для У2, а на угле $\alpha = 16^\circ$ пересекает ее и далее идет ниже, все остальные кривые располагаются одна над другой в порядке возрастания λ , что и понятно, так как при увеличении относительного удлинения сопротивление, приходящееся на долю трения воздуха по поверхности корпуса модели, увеличивается. При $\alpha = 0^\circ$ наибольший $C_{x \text{ ист.}} = 0,0367$ имеет модель У6, что по сравнению со значением $C_{x \text{ ист.}}$ для модели У2 дает увеличение на 48%. При $\alpha = 20^\circ$ для модели У2¹⁾ $C_{x \text{ ист.}} = 0,0514$ и для У6 $C_{x \text{ ист.}} = 0,0909$, увеличение на 75%.

¹⁾ Значения C_x для У1 на больших углах мы при сравнении опускаем, так как кривая для У1 носит отличный от других кривых характер.

Таблица 6.
Значения $C_{x_{ист.}}$ и $C_{u_{ист.}}$ для моделей серии У без оперения при различных углах тангажа α° .

α°	У1		У2		У3		У4		У5		У6	
	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$
+ 22°	0,0539	0,0346	0,0601	0,0346	0,0695	0,0358	0,0789	0,0372	0,0891	0,0389	0,11	0,0423
+ 20°	0,0485	0,0311	0,0514	0,0296	0,0592	0,0305	0,0668	0,0315	0,0749	0,0327	0,0909	0,0349
+ 18°	0,0436	0,028	0,0447	0,0257	0,0514	0,0265	0,0575	0,0271	0,0643	0,0681	0,0775	0,0298
+ 16°	0,0396	0,0254	0,0391	0,0225	0,0454	0,0234	0,0502	0,0236	0,0561	0,0245	0,0672	0,0258
+ 15°	0,0375	0,024	0,036	0,0212	0,0425	0,0217	0,0473	0,0219	0,053	0,0229	0,0623	0,024
+ 14°	0,0358	0,023	0,035	0,0201	0,04	0,0206	0,0443	0,0209	0,0495	0,0216	0,0586	0,0225
+ 12°	0,0326	0,0209	0,0311	0,0179	0,0359	0,0185	0,0386	0,0182	0,0449	0,0196	0,0531	0,0204
+ 10°	0,0301	0,0193	0,0285	0,0162	0,0326	0,0169	0,0352	0,0153	0,0392	0,0173	0,0469	0,018
+ 8°	0,0281	0,018	0,0271	0,0156	0,0305	0,0157	0,0316	0,0149	0,0362	0,0158	0,0429	0,0165
+ 6°	0,0265	0,017	0,0257	0,0148	0,0284	0,0146	0,0297	0,014	0,0332	0,0145	0,0398	0,0153
+ 5°	0,0256	0,0166	0,0253	0,0145	0,0287	0,0144	0,0287	0,0134	0,0322	0,0142	0,0387	0,0151
+ 4°	0,0254	0,0163	0,025	0,0144	0,0274	0,0141	0,0286	0,0134	0,0316	0,0138	0,038	0,0146
+ 2°	0,0249	0,016	0,0247	0,0142	0,027	0,0139	0,0274	0,0129	0,0304	0,0133	0,0367	0,0141
0°	0,0248	0,0159	0,0247	0,0142	0,0268	0,0138	0,0271	0,0128	0,0303	0,0132	0,0367	0,0141
- 2°	0,0252	0,0162	0,0251	0,0147	0,0272	0,014	0,0278	0,0131	0,0309	0,0135	0,0375	0,0144
- 4°	0,0263	0,0169	0,0261	0,015	0,0284	0,0146	0,029	0,0137	0,0323	0,0141	0,0393	0,0151
- 5°	0,027	0,0174	0,0265	0,0153	0,0286	0,0151	0,03	0,0142	0,0322	0,0143	0,041	0,0156
- 6°	0,0279	0,0179	0,0273	0,0157	0,0299	0,0154	0,031	0,0146	0,0346	0,0151	0,0422	0,0162

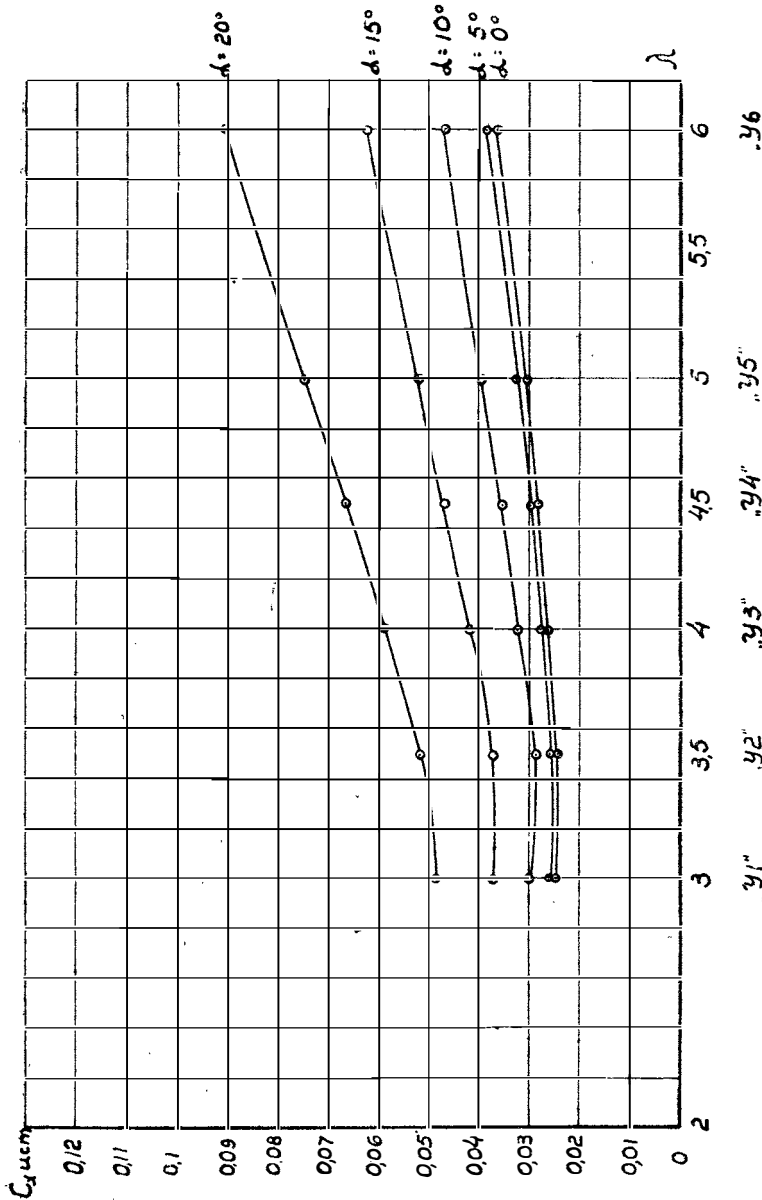
Возрастание значений C_x с увеличением углов тангажа происходит вообще тем интенсивнее, чем больше λ ; это объясняется тем, что площадь проекции модели на плоскость, нормальную к направлению потока, растет тем быстрее, чем больше относительное удлинение модели.



Фиг. 7. Диаграмма $C_{x \text{ ист.}}$ по α° для моделей серии Y без оперения.

Характер возрастания C_x для различных моделей серии Y по мере изменения углов тангажа наглядно виден из фиг. 8. Если сравнивать значения $C_{x \text{ ист.}}$ для одних и тех же моделей, но на разных

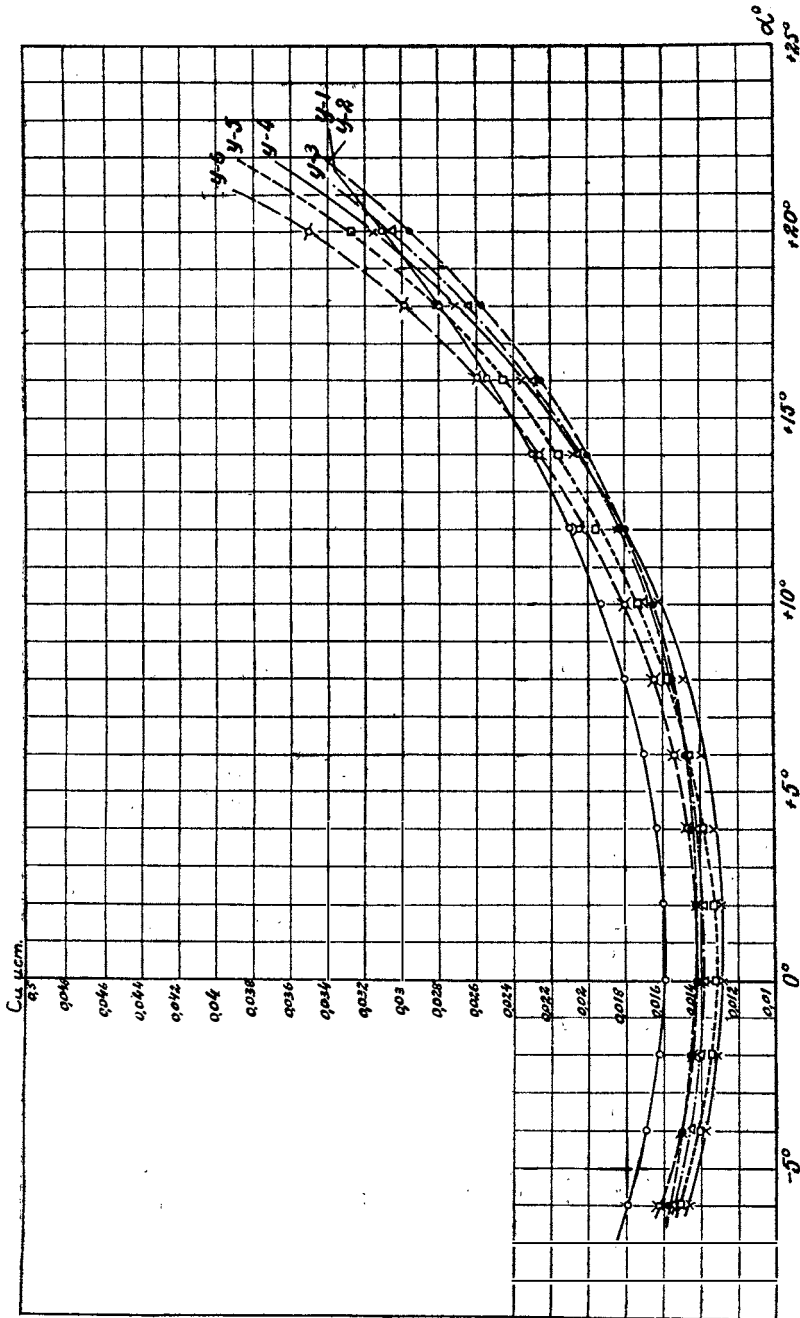
углах тангажа, то получим, что для У2 $C_{x \text{ ист.}}$ при $\alpha = 20^\circ$ больше, чем $C_{x \text{ ист.}}$ при $\alpha = 0^\circ$ — на 108%; соответственно для У6 — на 148%.



Фиг. 8. Диаграмма $C_{x \text{ ист.}}$ по λ для моделей серии У без оперения.

На фиг. 9 и в таблице 6 даны кривые и численные значения коэффициентов $C_{x \text{ ист.}}$ по α° . Минимальное значение объемного коэффициента $C_{x \text{ ист.}} = 0,0128$ дает при $\alpha = 0^\circ$ модель У4, имеющая $\lambda = 4,5$. При сравнении значений $C_{x \text{ ист.}}$ для У4 и У2 имеем для У2 увеличение на 12,85%. По мере увеличения углов тангажа порядок расположения кривых изменяется; начиная с $\alpha \cong 15^\circ$ и выше, все кривые, за исключением кривой для У1, располагаются одна над другой уже в порядке увеличения λ .

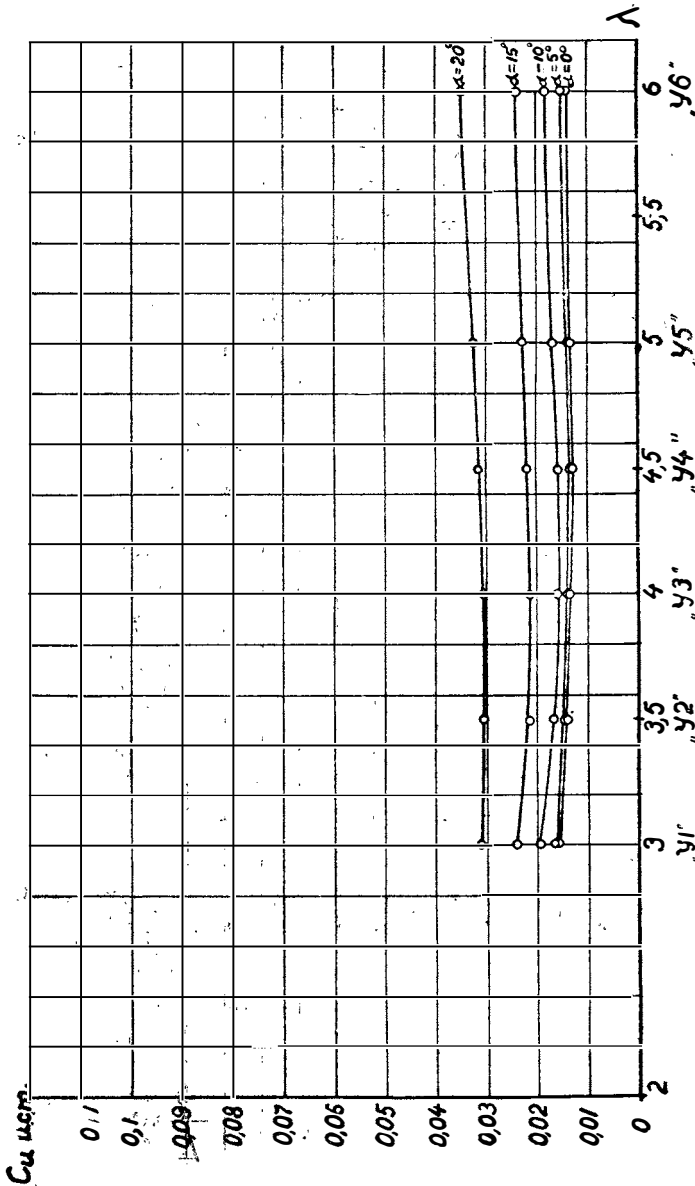
Характер изменения значения $C_{и\text{ист.}}$ при одном и том же α° в зависимости от λ виден из фиг. 10, построенной аналогично фиг. 8. Из-



Фиг. 9. Диаграмма $C_{и\text{ист.}}$ по α° для моделей серии Y без оперения.

сопоставления обеих диаграмм наглядно видна важность определения $C_{и}$ при выборе наилучшей формы корпуса дирижабля. Если бы мы производили этот выбор на основании полученных значений C_{λ} , то мы

остановились бы, как на наилучшей, на форме корпуса дирижабля, геометрически подобной модели У2. Однако от формы корпуса дирижабля требуется наименьшее лобовое сопротивление не при одинаковом с другими формами модели, а при одинаковом объеме газа (опре-



Фиг. 10. Диаграмма C_v ист. по λ для моделей серии У без оперения.

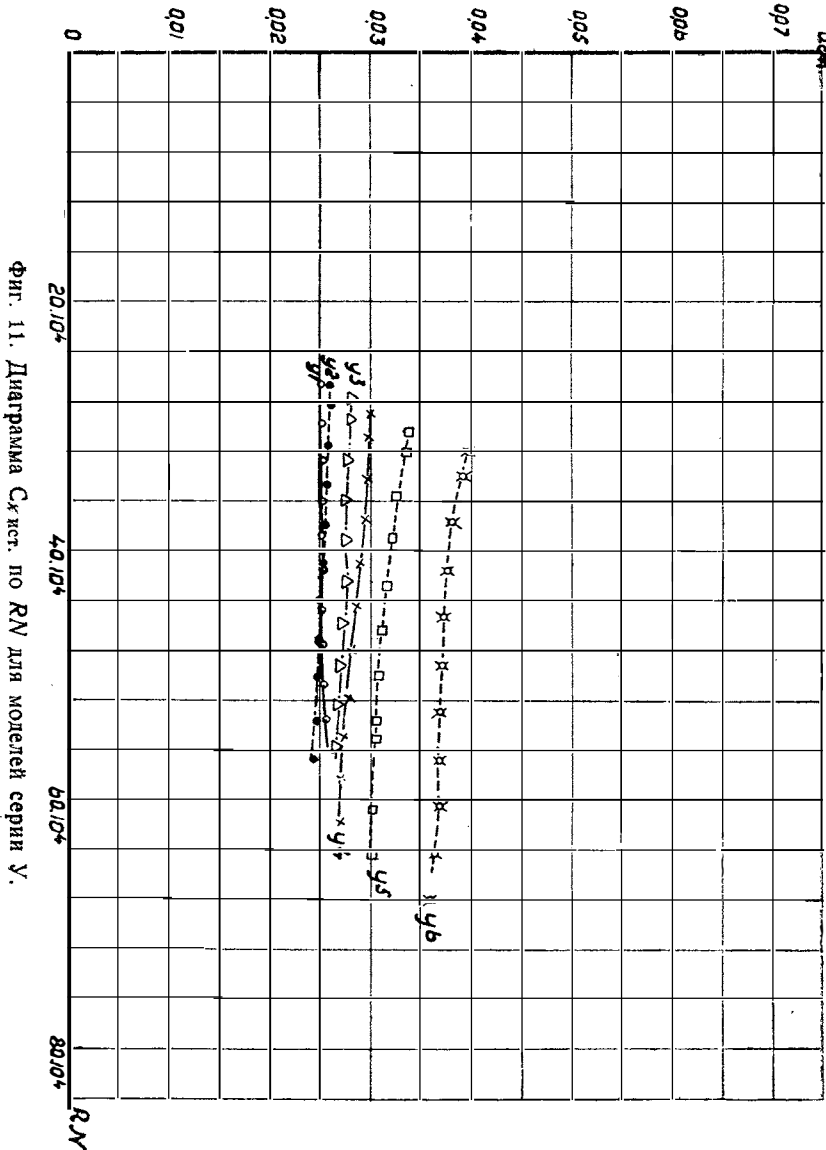
деляющем собой статическую подъемную силу дирижабля), который может быть вмещен в данный корпус. Исходя из этого соображения и следует производить выбор формы по наименьшим значениям объемного коэффициента C_v и считать, что наилучшие результаты из всех моделей серии У дает модель У4.

Таблица 7.

Значения $C_{x_{ист}}$ и $C_{и_{ист}}$ для моделей серии У при различных V и соответствующих им RN .

V м/сек	У1			У2			У3		
	RN	$C_{x_{ист}}$	$C_{и_{ист}}$	RN	$C_{x_{ист}}$	$C_{и_{ист}}$	RN	$C_{x_{ист}}$	$C_{и_{ист}}$
17	—	—	—	26,8510 ⁴	0,026	0,0149	27,8510 ⁴	0,0281	0,0144
18	26, 810 ⁴	0,0249	0,0159	28, 410 ⁴	0,026	0,0149	29, 510 ⁴	0,0279	0,0143
20	29, 810 ⁴	0,025	0,0160	31,5810 ⁴	0,0258	0,0148	32,7510 ⁴	0,0276	0,0142
22	32,7510 ⁴	0,0251	0,0161	34,7510 ⁴	0,0256	0,0147	36,0510 ⁴	0,0275	0,0141
24	35,7510 ⁴	0,0252	0,0161	37,8510 ⁴	0,0253	0,0145	39,3510 ⁴	0,0275	0,0141
26	38,7510 ⁴	0,0252	0,0161	41, 110 ⁴	0,0251	0,0144	42, 610 ⁴	0,0277	0,0142
28	41, 710 ⁴	0,0252	0,0161	44, 210 ⁴	0,0247	0,0142	45, 910 ⁴	0,0272	0,0140
30	44, 710 ⁴	0,0252	0,0161	47, 410 ⁴	0,0248	0,0142	49, 210 ⁴	0,027	0,0139
32	47,6510 ⁴	0,0252	0,0161	50, 510 ⁴	0,0247	0,0142	52, 410 ⁴	0,0268	0,0138
34	50,6510 ⁴	0,0253	0,0162	53, 710 ⁴	0,0244	0,0140	55, 710 ⁴	0,0267	0,0137
36	53, 610 ⁴	0,0255	0,0163	56, 910 ⁴	0,024	0,0138	59, 010 ⁴	0,0	—
		У4		У5		У6			
17	29,1510 ⁴	0,0298	0,0140	30,3510 ⁴	0,0388	0,0147	32,1510 ⁴	0,0396	0,0152
18	30, 910 ⁴	0,0296	0,0139	32,1510 ⁴	0,0334	0,0145	34,0510 ⁴	0,039	0,015
20	34, 310 ⁴	0,0294	0,0138	35, 710 ⁴	0,0327	0,0142	37, 810 ⁴	0,0379	0,0145
22	37, 710 ⁴	0,0294	0,0138	39, 310 ⁴	0,032	0,0139	41, 610 ⁴	0,0375	0,0144
24	41, 210 ⁴	0,0288	0,0135	42, 910 ⁴	0,0317	0,0138	45, 410 ⁴	0,0372	0,0143
26	44, 610 ⁴	0,0283	0,0133	46, 410 ⁴	0,031	0,0135	49, 210 ⁴	0,037	0,0142
28	48, 010 ⁴	0,0281	0,0132	50, 010 ⁴	0,0307	0,0134	52, 910 ⁴	0,0368	0,0141
30	51, 510 ⁴	0,0276	0,0130	53, 610 ⁴	0,0305	0,0133	56, 810 ⁴	0,0367	0,0141
32	54, 910 ⁴	0,0271	0,0127	57, 210 ⁴	0,0303	0,0132	60, 510 ⁴	0,0367	0,0141
34	58, 310 ⁴	0,027	0,0127	60, 710 ⁴	0,0301	0,0131	64, 310 ⁴	0,0361	0,0138
36	61, 810 ⁴	0,027	0,0127	64, 310 ⁴	0,03	0,0130	68, 110 ⁴	0,0358	0,0137

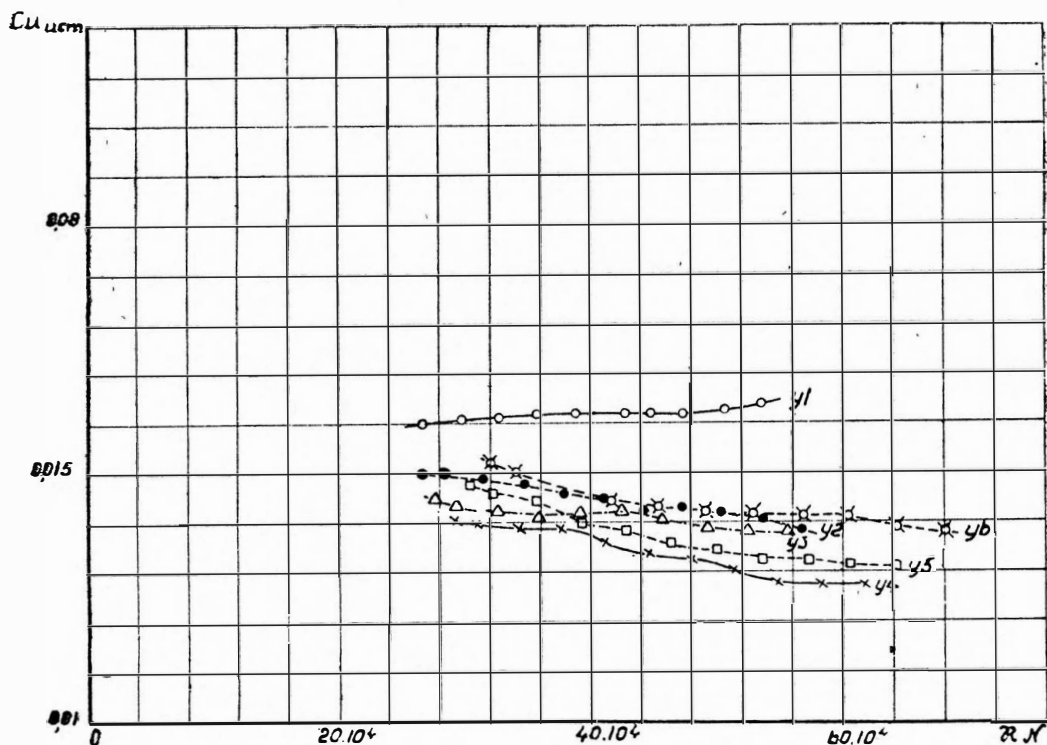
В таблице 7 даны результаты испытания на C_x по V ; а также приведены соответствующие разным скоростям потока в трубе значения Рейнольдсовых чисел (RN) для моделей серии У при кинематическом коэффициенте вязкости $\nu = 0,145 \cdot 10^{-4}$, (при 15°C и 760 мм рт. ст.). При вычислении RN за линейную характеристику l была принята



Фиг. 11. Диаграмма C_x исп. по RN для моделей серии У.

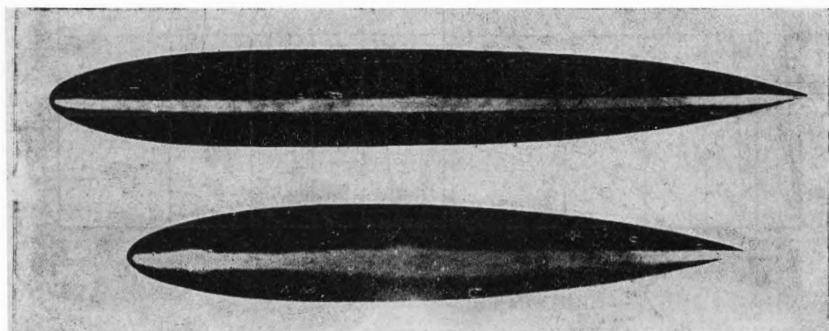
величина $U^{1/3}$. На фиг. 11 и 12 построены кривые $C_{x \text{ исп.}}$ и $C_{ii \text{ исп.}}$ по RN . Из фигур видно, что по мере увеличения RN коэффициент лобового сопротивления падает для всех моделей, кроме У1, каковая модель, как мы уже отмечали ранее, дает резко отличные от других моделей результаты.

Сравнение результатов наших экспериментов с американскими и английскими опытами можно сделать на основании приводимых ниже, на фиг. 14, 15 и 16, кривых испытания моделей корпусов дирижаблей в некоторых американских и английских аэродинамических трубах.



Фиг. 12. Диаграмма $C_{и ист.}$ по RN для моделей серии У.

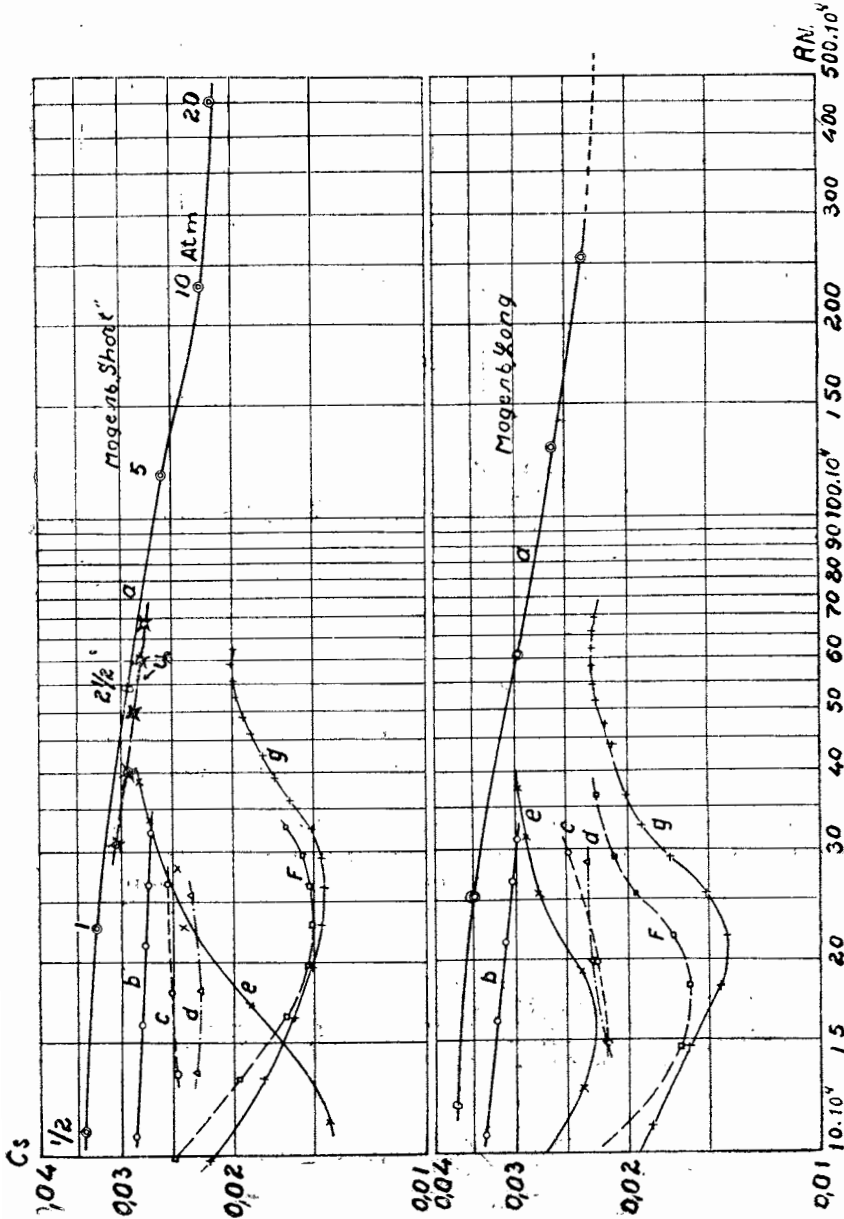
Национальной физической лабораторией (N. P. L.) в Англии были построены две модели, названные „стандартными“: одна более длинная („Long“) с $\lambda = 8,15$ и другая более короткая („Short“), имевшая



Фиг. 13. Английские стандартные модели N. P. L. „Long“ и „Short“.

$\lambda = 6,67$. Размеры моделей: „длинной“ — $L = 870,7$ мм, $D_{max} = 106,7$ мм, $U = 0,00535$ м³ и „короткой“ — $L = 710$ мм, $D_{max} = 106,7$ мм, $U = 0,00391$ м³. Снимок с моделей дан на фиг. 13.

Обе модели были испытаны в различных аэродинамических трубах Англии и САСШ. Результаты испытаний этих моделей в семи американских трубах нанесены на фиг. 14, где по оси ординат отложены значения $C_s = \frac{D}{q (Vol)}$, а по оси абсцисс — величины RN .



Фиг. 14. Диаграмма C_s по RN испытания стандартных моделей N. P. L. „Long“ и „Short“ в 7 американских аэродинамических трубах и модели У в трубе НК ЦАГИ.

В приведенной формуле даны принятые в САСШ обозначения:
 C_s — так называемый коэффициент формы („Shape coefficient“),
 D — лобовое сопротивление, обозначаемое нами Q ,
 q — динамическое давление $= \rho \frac{V^2}{2}$ (скоростной напор),
 Vol — объем.

Таким образом американский коэффициент $C_s = 2C_a$ при нашем обозначении.

Отдельные кривые дают результаты испытания моделей:

a — в трубе № 2 Langley Memorial Aeronautical Laboratory в Вашингтоне;

b — в лаборатории Bureau of Construction and Repair в Navy Yard в Вашингтоне, в трубе с диаметром $D = 2,438$ м;

c — в лаборатории Massachusetts Institut of Technology в трубе $D = 2,286$ м;

d — в той же лаборатории в трубе $D = 1,22$ м;

e — в лаборатории Langley Memor. Aeronaut., труба $D = 1,524$ м;

f — в лаборатории Bureau of Standards, труба $D = 3,048$ м;

g — в той же лаборатории, труба $D = 1,22$ м.

Особый интерес представляют кривые a , так как они являются результатами испытания моделей в американской трубе, работающей на сжатом воздухе. Как видно из диаграммы, уменьшение значений C_s с увеличением RN имеет в этой трубе вполне закономерный характер. Кривые b идут для обеих моделей почти параллельно соответствующим участкам кривых a . Кривые c и d дают некоторое возрастание C_s с увеличением RN ; кривые же e , f и g носят совершенно отличный от первых кривых характер, объяснить который не представляется возможным.

При сравнении значений C_s , взятых с различных кривых при одинаковых RN , видно, что значения, полученные в различных лабораториях, очень сильно отличаются друг от друга.

Единственный вывод, который можно сделать из этого сравнения, и вывод, к которому пришли американцы, это — необходимость стандартизации труб (см. далее примечание 2 к стр. 27).

На верхней части диаграммы, построенной для модели „Short“, нанесена кривая u , дающая результат наших экспериментов с моделью У6, каковая модель имеет удлинение ($\lambda = 6$), несколько меньшее, чем λ „короткой“ модели N. P. L. Как видно из диаграммы, наша кривая, параллельная на соответствующем участке RN кривой a , ближе всех других американских кривых подходит к ней по значениям C_s ; можно даже предположить, на основании полученной нами зависимости изменения коэффициента лобового сопротивления от λ , что если бы мы испытывали модель с $\lambda = 6,67$ как модель „Short“, то обе кривые почти совпали бы.

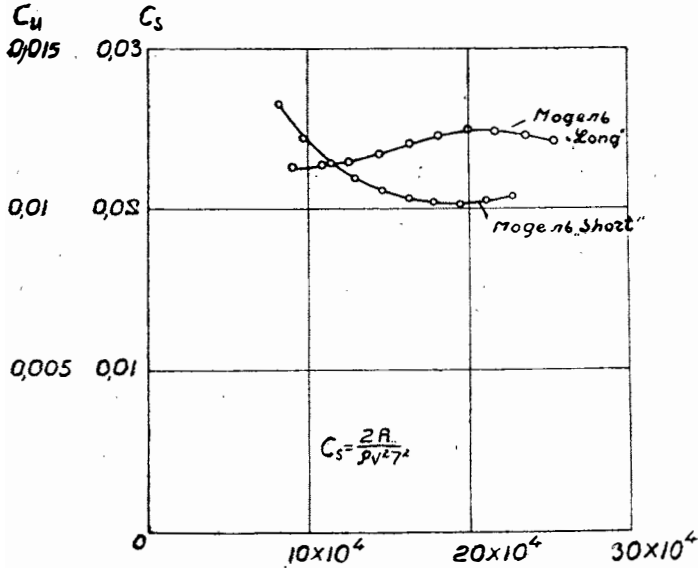
На фиг. 15 приведены кривые для тех же моделей N. P. L., испытанных на малых RN в лаборатории Royal College of Science в Англии.

Фиг. 16 показывает результаты испытания модели R 101 (одного корпуса без оперения и гондол) в трубе „Duplex“ National Physical Laboratory в Англии.

Сечение этой трубы: $2,13 \times 4,26$ м. Размеры модели R 101: длина = 2 м, наибольший диаметр = 0,375 м, объем = 0,128 м³. Эксперименты производились при скоростях потока от 6,1 до 30,5 м/сек., что соответствует значениям RN примерно от 21.10⁴ до 11.010⁴.

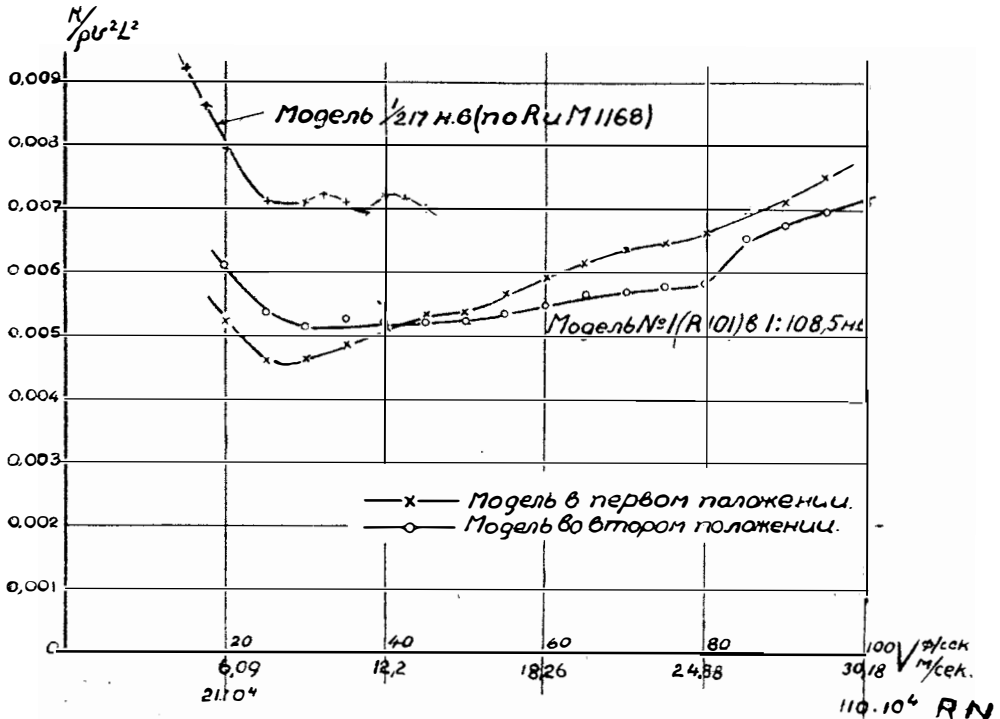
Две кривые на диаграмме для модели R 101 получены: одна („в первом положении“) — при установке продольной оси модели строго по продольной оси трубы, другая („во втором положении“) — при установке оси модели параллельно оси трубы, на расстоянии 0,305 м от нее. Верхняя кривая дает результаты испытания другой модели корпуса R 101, изготовленной в вдвое меньшем масштабе;

кривая построена по тем же, что и нижние кривые, скоростям, масштаб RN для нее будет иной.



Фиг. 15. Диаграмма C_S по RN испытания моделей „Long“ и „Short“ в трубе Royal College of Science в Англии.

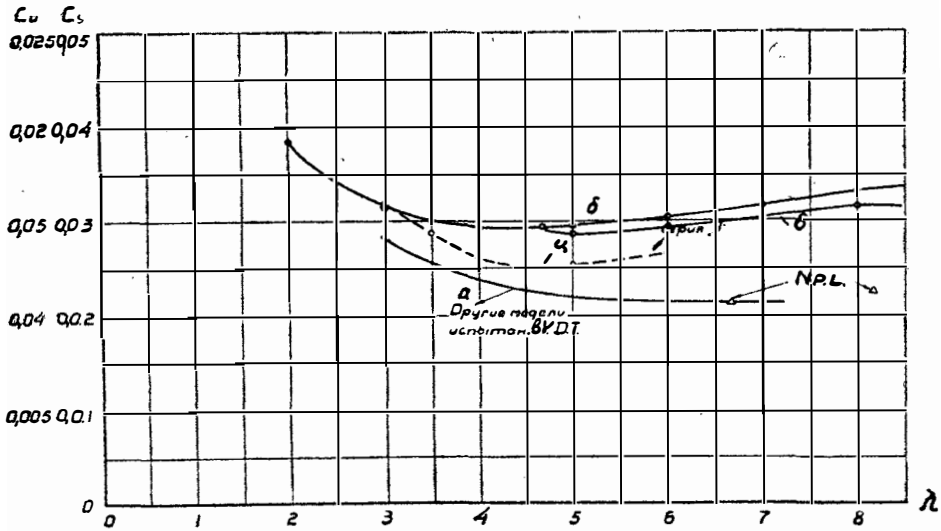
В приведенной на диаграмме формуле: R и L соответствуют нашим Q и $U^{1/3}$, так что можно считать, что по ординате отложен коэффициент C_D .



Фиг. 16. Диаграмма C_D по V испытаний модели корпуса дирижабля R 101 в трубе N. P. L. „Duplex“.

Обе нижние кривые показывают (кроме небольшого участка на малых RN) возрастание значений C_u с увеличением RN ; это тем менее объяснимо, что при английских экспериментах имели место, сравнительно с другими испытаниями моделей дирижаблей в аэродинамических трубах, довольно большие величины RN . Фиг. 16 интересна в том отношении, что полученное англичанами минимальное значение C_u при $RN = 27.10^4$ является, насколько нам известно, вообще наименьшим из всех испытаний хорошо обтекаемых тел, когда-либо в аэродинамических лабораториях проведенных.

Из кривой, полученной при „первом положении“ модели, видно, что $C_{u \min} = 0,0046$, т. е. примерно в 3,7 раз меньше, чем C_u на соответствующих RN из кривой a для модели „Short“ (фиг. 14): при пересчете C_u на C_x получим $C_{x \min} = 0,0107$.



Фиг. 17. Диаграмма C_u по α° для различных моделей корпусов дирижаблей, испытанных в трубах: V. D. T., В. С. and R. в Navy Iard и в трубе НК ЦАГИ.

На фиг. 17 нанесена кривая a результатов испытания в американской трубе со сжатым воздухом серии моделей корпусов дирижаблей, имеющих различные относительные удлинения. На этой же фигуре нанесены (Δ) и результаты испытаний в той же трубе стандартных моделей N.P.L.; значения C_u взяты в обоих случаях при высоких RN , соответствующих давлению в 20 атмосфер. Как видно из диаграммы, точки для моделей N. P. L. хорошо ложатся на кривую, если считать, что при своем продолжении она будет подниматься вверх, чего несомненно и следует ожидать.

Наименьший C_u дают модели с $\lambda = 5,7-7$; на этом участке кривая идет почти параллельно оси абсцисс.

Если сопоставить характер нижней кривой с кривыми C_u по λ , построенными на основании результатов испытаний моделей корпусов дирижаблей с различным λ в других аэродинамических трубах САСШ и Запада, в частности с кривой b , представляющей результат экспериментов проведенных в трубе Bureau of Construction and Repair в Navy Iard в Вашингтоне, то видно, что в Variable Density Tunnel наименьший объемный коэффициент лобового сопротивления получается при значительно большем λ , чем в других трубах; почти во всех лабораториях, где проводились аналогичные испытания, $C_{u \min}$ давали модели с $\lambda = 4,2-4,5$.

Модели дирижаблей, результат испытания которых нанесен на кривой б, так же как и модели, служившие объектом испытания в V. D. T., представляют собой тела вращения без средней цилиндрической вставки (кроме модели N. P. L. „Long“, которая такую вставку имела). Кривая в на фиг. 17 дает результаты испытаний в той же трубе Bureau of Construction and Repair, моделей корпусов дирижаблей с цилиндрической средней частью. Как видно из кривой, значение $C_{u \min}$ для модели с $\lambda = 5$ получается в этом случае меньше, чем для модели с тем же λ , но без цилиндрической вставки¹⁾. Для наглядности сравнения полученных нами результатов с американскими, на ту же диаграмму нанесена (пунктиром) найденная нами при экспериментах с моделями серии У зависимость изменения C_u от λ . Однако при сравнении между собой кривых, приведенных на фиг. 17, следует иметь в виду, что наша кривая, как и обе верхних американских, получены при совершенно иных, гораздо меньших RN , чем это имело место при американских опытах в V. D. T., результатом которых является нижняя кривая.

Если перейти от модели к натуре, то надо полагать, что последняя кривая более соответствует действительной зависимости объемного коэффициента лобового сопротивления от величины λ в том смысле, что наименьший C_u получается для дирижабля в натуре, вероятно, на большем λ , чем то было получено при испытаниях моделей в обычных аэродинамических трубах, где приходилось иметь дело с очень малыми, сравнительно с условиями полета дирижабля в воздухе, значениями RN .

В самом деле, формулы (1) и (3) базируются на предположении, что сопротивление изменяется пропорционально квадрату скорости и линейных размеров, однако это не вполне правильно. Если подразделить все лобовое сопротивление Q на две части: одну Q_1 , приходящуюся на долю разности давления, подразумеваемая под этим суммарного давления, действующего на элементах поверхности корпуса, и другую Q_2 , приходящуюся на долю поверхностного трения, то на основании целого ряда опытов в разных аэродинамических лабораториях (в том числе и в ЭАО ЦАГИ) можно считать, что для моделей корпусов дирижаблей Q_1 составляет в среднем 47—40% от величины Q , а Q_2 —53—60% (по некоторым английским опытам и более 60%) от Q .

Лобовое сопротивление, приходящееся на долю поверхностного трения, будет тем больше, чем больше λ , так как с увеличением последнего увеличивается и поверхность оболочки, приходящаяся на единицу объема.

Разность давления зависит главным образом от формы тела, степени турбулентности потока воздуха вокруг него, но сама турбулентность может в известной мере быть результатом трения воздуха по поверхности тела.

Основные факторы, определяющие величину сопротивления от поверхностного трения, это — сама поверхность и скорость движения тела относительно воздуха. Однако форма тела, определяя форму потока вокруг него, также влияет и на величину сопротивления от

¹⁾ Обобщить этот вывод в том смысле, что наличие цилиндрической вставки вообще является в аэродинамическом отношении выгодным, — не представляется возможным. Судя по результатам испытания дирижаблей в воздухе, можно притти к заключению, что при $\lambda = 5,5$ и меньше цилиндрическая вставка определено невыгодна, при λ выше 5,5 и до $\lambda = 6,5$ выгода цилиндрической вставки сомнительна, при λ больше 6,5 эта вставка становится в аэродинамическом отношении выгодной.

поверхностного трения. Таким образом обе доли лобового сопротивления не вполне независимы друг от друга.

Существует два предположения: одно, что при возрастании скорости и линейных размеров дирижабля, часть лобового сопротивления, приходящаяся на долю разности давления, возрастает интенсивней, чем часть выпадающая на долю поверхностного трения; последняя часть возрастает согласно опытам Zahn, Fronde и Stanton пропорционально линейным размерам и скорости в степени 1,86¹⁾, и другое предположение, что доля сопротивления от трения наоборот возрастает интенсивнее, чем сопротивление формы; некоторые английские авторы считают даже, что вся проблема сопротивления дирижабля сводится исключительно к поверхностному трению. Вопрос этот ввиду сложности точного разграничения между обеими долями лобового сопротивления не может считаться окончательно решенным; во всяком случае для дирижабля в натуру будет иметь место иное, чем при экспериментах с моделью соотношение между обоими слагающими лобового сопротивления.

Если верно первое предположение, то тогда происходящий при увеличении RN сдвиг $C_{u \min}$ в сторону больших λ , легко объяснить, и американскую кривую $C_{u \min}$ по λ , полученную в трубе высоких плотностей, следует считать более соответствующей действительному положению вещей.

Сопоставляя результаты экспериментов, проведенных в различных аэродинамических трубах над моделями таких хорошо обтекаемых тел, как корпуса дирижаблей, можно прийти к выводу, что какой-либо ясности в туманную область „эффекта масштаба“ этим сопоставлением не вносится. Очевидно, на характер кривых очень значительное влияние оказывает помимо характеристики опыта, степень турбулентности потока в трубе на различных режимах, способ и место (например см. результаты испытаний модели R 101 в „первом“ и „втором“ положении) установки в ней модели, момент отсчета после того или иного изменения скорости потока в трубе и пр. Поэтому помимо стандартизации труб, установок и размеров модели необходима стандартизация и самого метода проведения эксперимента²⁾. При намечающемся развитии дирижаблестроения в СССР, имея в виду, что контрольные испытания моделей будут производиться в различных аэродинамических лабораториях СССР, необходимо теперь же поставить этот вопрос во всей его широте.

Попутно с этим необходима дальнейшая работа по сопоставлению результатов испытаний моделей дирижаблей в различных аэродинамических лабораториях и, если окажется возможным, выработка переходных коэффициентов от эксперимента к натуре. Помимо того что эта работа поможет конструктору подойти с критической оценкой к диаграммам, полученным в различных лабораториях, возможно, что она внесет ясность и в область „эффекта масштаба“.

Серия У с оперением № 1 и 2. На фиг. 18 и 19 даны кривые и в табл. 8—значения $C_{x \text{ ист.}}$ и $C_{u \text{ ист.}}$ по α° для моделей с оперением № 1. Испытание на C_x моделей с оперением № 2 дало мало отличающийся результат (C_x с оперением № 2 все же несколько меньше, чем C_x с оперением № 1), поэтому на диаграммы он не наносился, а приведен лишь в табл. 9.

1) Zahn дает для подсчета сопротивления от трения по корпусу воздушного корабля формулу: $Q = 0,0035 F^{0,93} V^{1,86}$, где F — поверхность оболочки, а V — скорость.

2) Конечно стандартизация не должна налагать ограничений на постройку в научно-исследовательских институтах нестандартных труб и применение нестандартных методов проведения эксперимента. Наоборот, это даже необходимо для изучения характера кривых и для выработки нового более совершенного типа трубы.

Таблица 8.
Значения $C_{x_{ист.}}$ и $C_{u_{ист.}}$ для моделей серии У с оперением № 1 при различных углах тангажа α° .

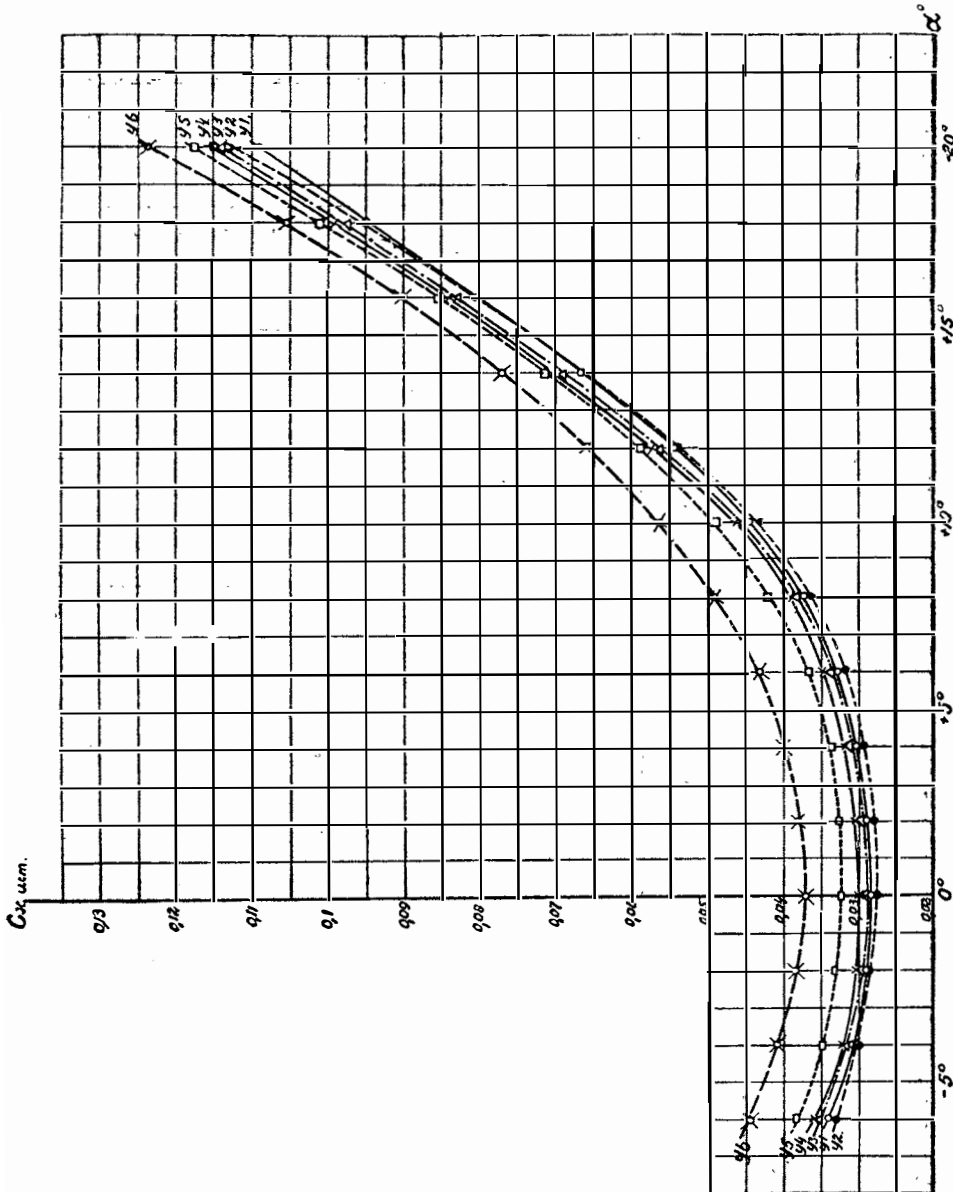
α°	У1		У2		У3		У4		У5		У6	
	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$
20°	0,109	0,0701	0,112	0,0648	0,114	0,0588	0,116	0,0547	0,118	0,0516	0,123	0,0475
18°	0,0947	0,0608	0,0954	0,0548	0,0975	0,0503	0,099	0,0468	0,101	0,0443	0,105	0,0404
16°	0,0803	0,0515	0,0803	0,0462	0,0828	0,0426	0,084	0,0396	0,0852	0,0372	0,09	0,0346
15°	0,0730	0,0427	0,0731	0,0382	0,0762	0,0355	0,077	0,0328	0,0780	0,0308	0,0395	0,0296
14°	0,0667	0,0428	0,0664	0,0382	0,069	0,0355	0,07	0,033	0,0711	0,031	0,077	0,0296
12°	0,0542	0,0348	0,0539	0,031	0,0562	0,0289	0,0571	0,0269	0,0589	0,0257	0,0656	0,0252
10°	0,0445	0,0285	0,0428	0,0246	0,0452	0,0233	0,0461	0,0217	0,049	0,0214	0,0564	0,0217
8°	0,0371	0,0238	0,0362	0,0208	0,0382	0,0197	0,0389	0,0183	0,0417	0,0182	0,049	0,0188
6°	0,0327	0,021	0,0316	0,0182	0,0336	0,0173	0,0348	0,0164	0,0367	0,016	0,0436	0,0168
5°	0,0314	0,0202	0,0303	0,0174	0,0319	0,0167	0,0332	0,0155	0,0351	0,0154	0,0413	0,0161
4°	0,0302	0,0194	0,0293	0,0168	0,031	0,0159	0,0319	0,015	0,0338	0,0147	0,04	0,0154
+ 2°	0,0287	0,0184	0,028	0,0161	0,0294	0,0151	0,0304	0,0143	0,0325	0,0142	0,038	0,0146
0°	0,0284	0,0182	0,0275	0,0158	0,0289	0,0149	0,0298	0,014	0,0322	0,014	0,037	0,0142
- 2°	0,029	0,0186	0,0285	0,0164	0,0298	0,0153	0,0305	0,0144	0,033	0,0144	0,0282	0,0147
- 4°	0,0308	0,0198	0,0298	0,0172	0,0316	0,0163	0,0314	0,0148	0,0346	0,0147	0,0406	0,0156
- 5°	0,0322	0,0208	0,0315	0,018	0,0332	0,0171	0,0336	0,016	0,0364	0,0157	0,0428	0,0164
- 6°	0,34	0,0218	0,0328	0,0189	0,0352	0,0181	0,0358	0,0169	0,0382	0,0167	0,0445	0,0171

Таблица 9.

Значения $C_{x_{ист}}$ и $C_{u_{ист}}$ для моделей серии У с оперением № 2 при различных углах тангажа α° .

α°	У1		У2		У3		У4		У5		У6	
	$C_{x_{ист}}$	$C_{u_{ист}}$	$C_{x_{ист}}$	$C_{u_{ист}}$	$C_{x_{ист}}$	$C_{ист}$	$C_{x_{ист}}$	$C_{u_{ист}}$	$C_{x_{ист}}$	$C_{ист}$	$C_{x_{ист}}$	$C_{u_{ист}}$
+20°	0,109	0,0704	0,1119	0,0644	0,112	0,0577	0,114	0,0538	0,117	0,0511	0,123	0,0473
18°	0,0932	0,0599	0,0949	0,0546	0,0964	0,0496	0,0986	0,0465	0,109	0,0441	0,105	0,0404
16°	0,08	0,0514	0,0799	0,0459	0,0819	0,0422	0,0837	0,0394	0,0849	0,037	0,0892	0,0343
14°	0,0661	0,0425	0,0661	0,03805	0,0685	0,0352	0,0694	0,0327	0,0718	0,0313	0,0758	0,0291
12°	0,0539	0,0346	0,0535	0,0307	0,0558	0,0287	0,0569	0,0268	0,0586	0,0256	0,0654	0,0251
10°	0,0441	0,0283	0,0419	0,0241	0,0449	0,0231	0,0459	0,0216	0,0489	0,0213	0,057	0,0219
8°	0,0368	0,0236	0,0358	0,0206	0,0378	0,0194	0,0387	0,0182	0,0417	0,0182	0,049	0,0188
6°	0,0322	0,0207	0,0311	0,0179	0,0332	0,0171	0,0347	0,163	0,0367	0,016	0,0436	0,0167
4°	0,0303	0,0194	0,0292	0,0168	0,0305	0,0157	0,0317	0,0149	0,0336	0,0146	0,0402	0,0154
2°	0,0286	0,0183	0,0278	0,016	0,0292	0,015	0,0301	0,0142	0,0324	0,0141	0,0381	0,0146
0°	0,0283	0,0182	0,0271	0,0156	0,029	0,0149	0,0297	0,014	0,0323	0,0141	0,037	0,0142
-2°	0,286	0,0183	0,0283	0,0162	0,0297	0,0153	0,0304	0,0143	0,0331	0,0144	0,0281	0,0108
-4°	0,0304	0,0195	0,0292	0,0168	0,0314	0,0161	0,0311	0,0146	0,0345	0,015	0,0404	0,0156
-6°	0,033	0,0212	0,0326	0,0187	0,0349	0,0179	0,0355	0,0167	0,038	0,0165	0,0439	0,0168

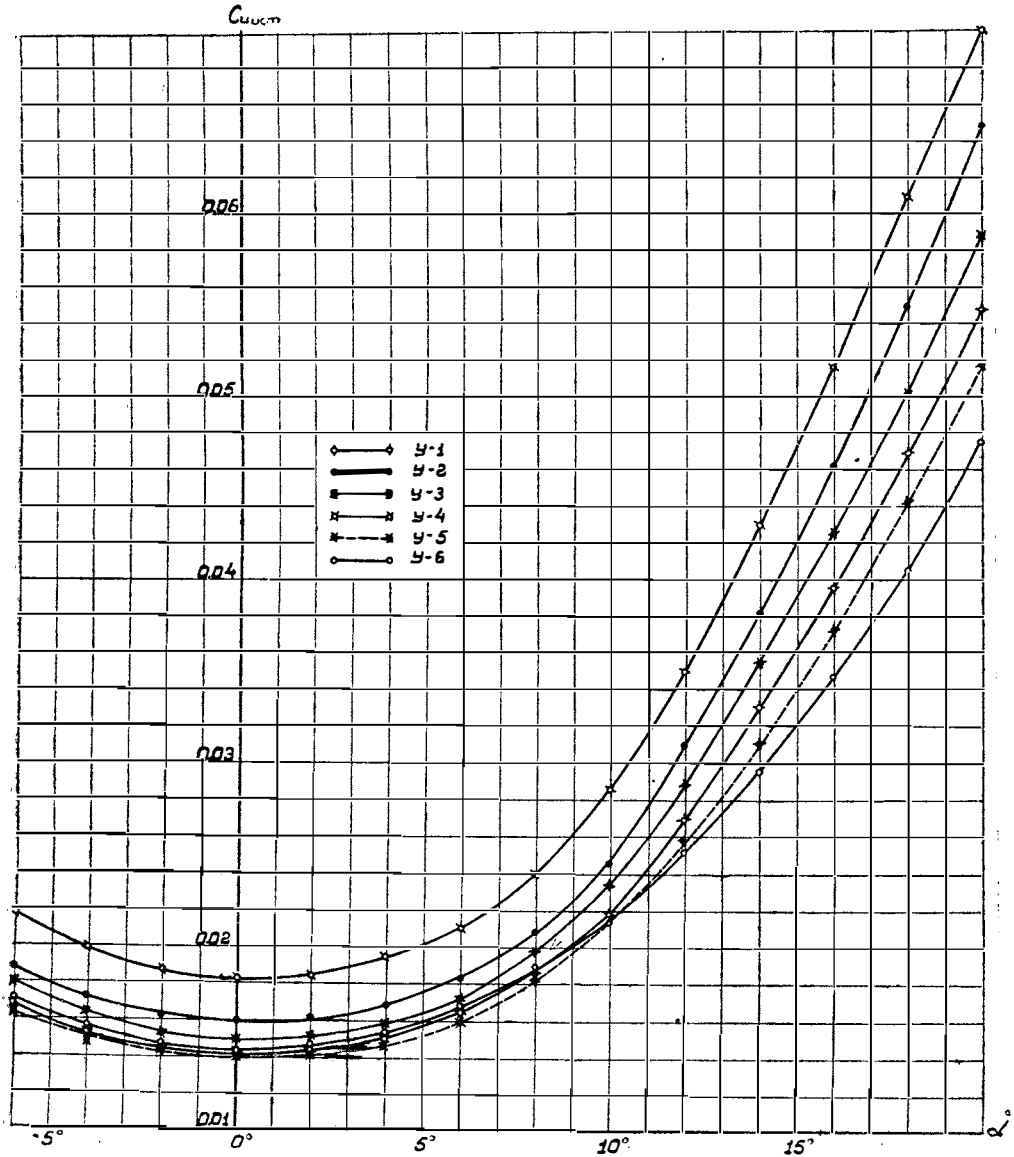
Из фиг. 18 видно, что кривые располагаются в том же порядке, что и на фиг. 7. Увеличение значения C_x по сравнению с его значением для моделей без оперения — тем интенсивнее, чем меньше λ модели. Так, если сравнить результаты испытания У2 и У5, получим, что при $\alpha = 0^\circ$ для первой модели C_x увеличился на 0,0028 (11,34% от



Фиг. 18. Диаграмма $C_{x \text{ ис}}$ по α° для моделей серии У с оперением № 1.

C_x модели без оперения), а для второй — на 0,0019 (6,27%); при $\alpha = 20^\circ$ увеличение для У2 — 0,0613 (119%) и для У5 — 0,0431 (57,6%). Выражая сопротивление, приходящееся на долю оперения, в процентах от общего сопротивления моделей, испытанных с оперением, получим при $\alpha = 0^\circ$ для оперения: на У2 — 10,35% и на У5 — 5,9%, а при $\alpha = 20^\circ$ соответственно 54,5% и 36,5%.

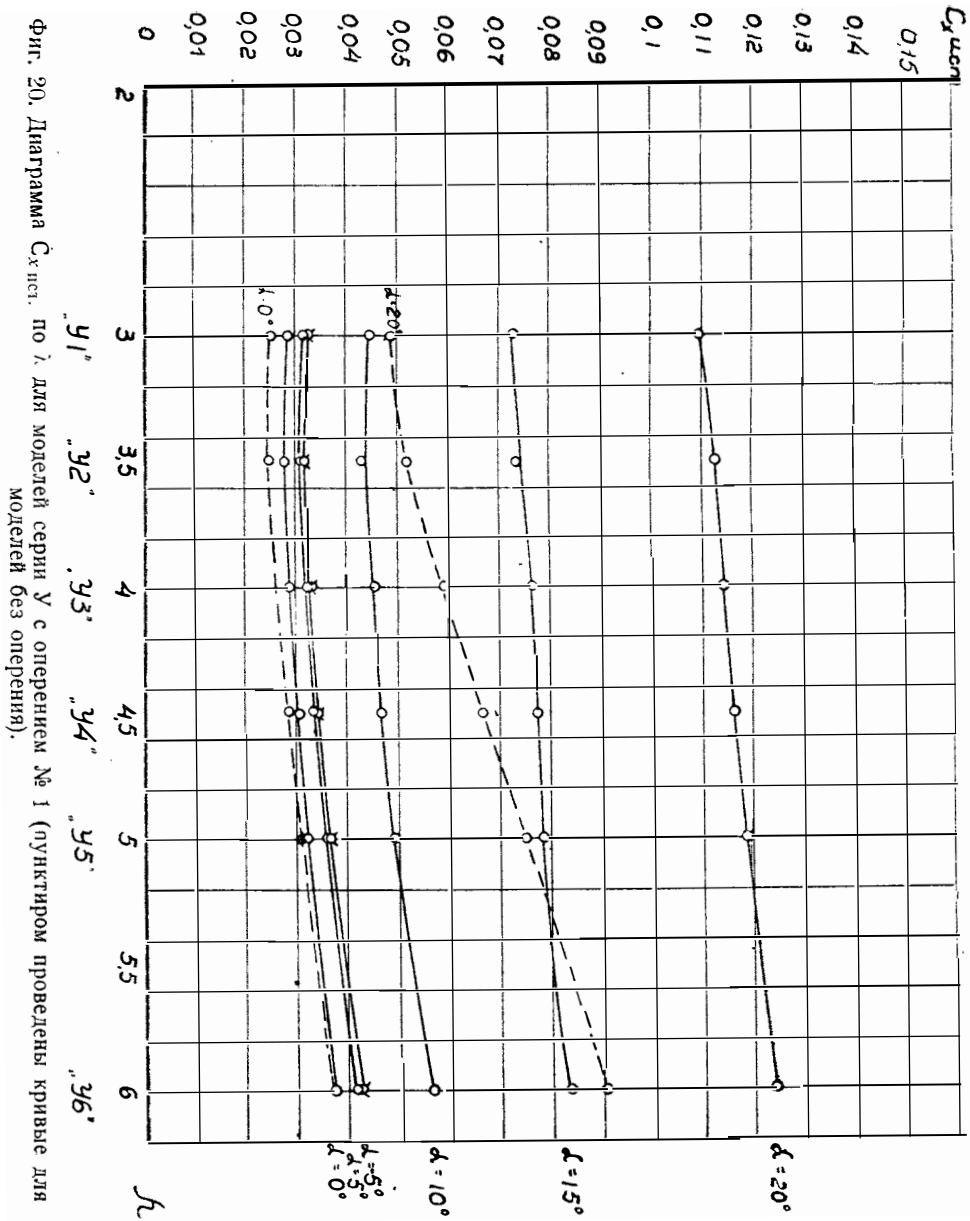
Уменьшение доли лобового сопротивления, приходящегося на оперение более длинной модели, по сравнению с более короткой, объясняется, очевидно, неодинаковой степенью искажения потока и



Фиг. 19. Диаграмма $C_{и\text{ст}}$ по α° для моделей серии Y с оперением № 1.

влияния корпуса модели на оперение, причем у более длинной модели происходит и большее подтормаживание скорости у кормы, и таким образом ее оперение находится по сравнению с оперением более короткой модели в условиях меньшей скорости потока.

На фиг. 20 и 21 для сравнения пунктиром нанесены кривые $C_{x \text{ ист.}}$ и $C_{д \text{ ист.}}$ по λ для моделей, продутых без оперения. При практическом пользовании диаграммой следует не забывать, что все модели серии У вне зависимости от λ и объема их испытывались с оперением одинаковой площади.



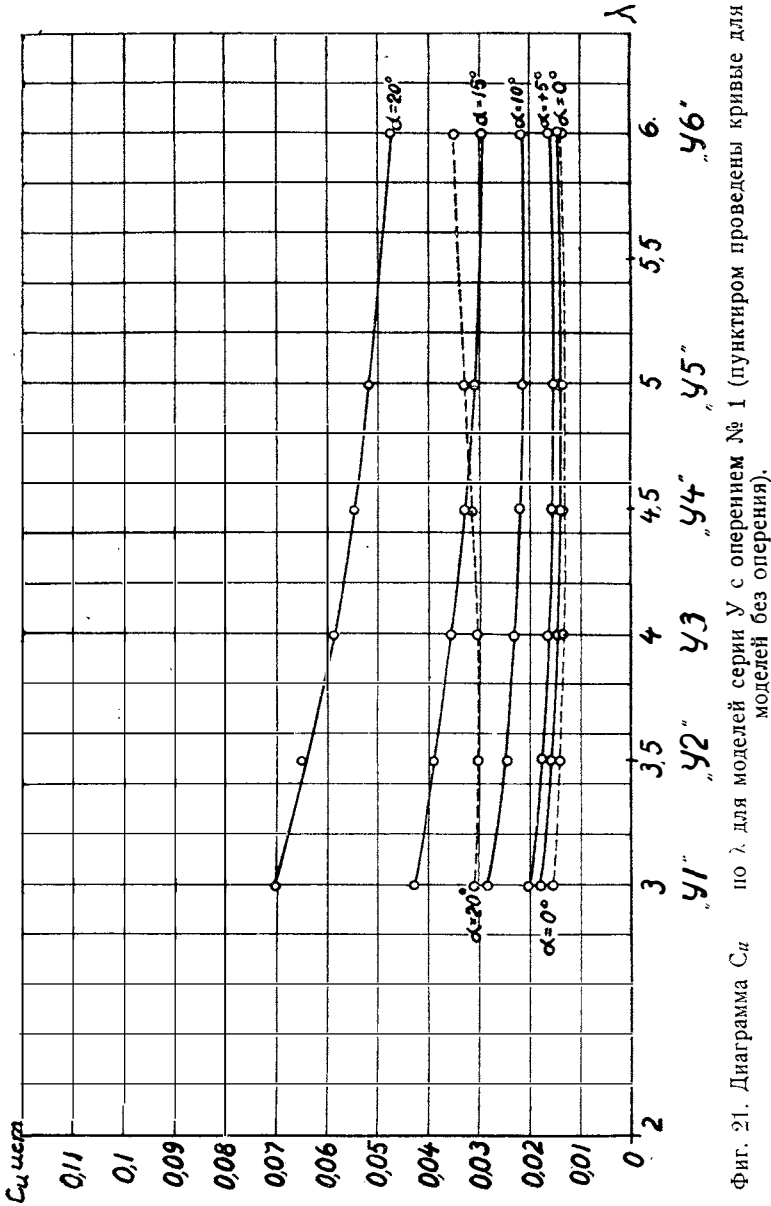
Фиг. 20. Диаграмма $C_{x \text{ ист.}}$ по λ для моделей серии У с оперением № 1 (пунктиром проведены кривые для моделей без оперения).

На фиг. 22, 23 и 24 и в таблице 10 даны кривые и значения по $C_{x \text{ ист.}}$ для моделей одних корпусов и корпусов с оперением № 1 и № 2.

Таблица 10.
Значения C_y для моделей серии У по различным углам тангажа α° .

α°	У1			У2			У3		
	C_y без опер.	C_y с опер. № 1	C_y с опер. № 2	C_y без опер.	C_y с опер. № 1	C_y с опер. № 2	C_y без опер.	C_y с опер. № 1	C_y с опер. № 2
18	0,0775		0,250	0,092	0,223	0,252	0,096	0,232	0,244
16	0,064		0,215	0,0665	0,182	0,215	0,0808	0,194	0,206
14	0,053		0,178	0,062	0,151	0,179	0,064	0,159	0,170
12	0,043		0,140	0,0484	0,119	0,146	0,0497	0,125	0,137
10	0,0358		0,108	0,038	0,0875	0,112	0,037	0,09	0,104
8	0,0297		0,0778	0,0272	0,0662	0,083	0,0256	0,0668	0,0765
6	0,027		0,0515	0,019	0,0303	0,057	0,017	0,043	0,05
4	0,021		0,029	0,013	0,0191	0,0345	0,01	0,0246	0,0288
2	0,016		0,01	0,007	0,0044	0,0145	0,003	0,01	0,011
0	0,01		-0,006	0,002	-0,0099	0,001	-0,003	-0,005	-0,0025
-2	0,0032		-0,0195	-0,003	-0,022	-0,0165	-0,009	-0,016	—
-4	-0,0028		-0,0395	-0,009	-0,0372	-0,034	-0,0157	-0,0298	—
-6	-0,008		-0,0591	—	-0,054	-0,0545	—	-0,0472	—
		У4			У5			У6	
18	0,113	0,216	0,254	0,128	0,244	—	0,141	0,237	0,244
16	0,095	0,181	0,215	0,108	0,204	0,222	0,111	0,2	0,217
14	0,0765	0,151	0,168	0,0835	0,166	0,187	0,088	0,159	0,170
12	0,0614	0,114	0,142	0,0653	0,131	0,155	0,067	0,122	0,139
10	0,046	0,0839	0,109	0,0515	0,0982	0,116	0,05	0,0925	0,0976
8	0,0342	0,0572	0,0788	0,0426	0,07	0,0835	0,034	0,0632	0,0695
6	0,022	0,0341	0,054	0,025	0,0475	0,0632	0,023	0,04	0,044
4	0,013	0,0169	0,032	0,015	0,0288	0,041	0,013	0,0221	0,022
2	0,006	0,0041	0,014	0,008	0,0142	0,022	0,004	0,0055	0,0058
0	-0,001	-0,0075	0,001	0	0,0032	0,0035	-0,002	-0,0038	-0,0099
-2	-0,0055	-0,0177	-0,013	-0,007	—	—	-0,007	-0,0149	—
-4	-0,0124	-0,0331	-0,029	-0,0155	—	—	-0,0156	-0,028	—
-6	—	-0,0492	-0,047	—	—	—	—	-0,0476	—

Сравнивая фиг. 23 и 24 между собой, видим, что оперение № 2 для всех моделей и на всех углах тангажа дает C_y больший, чем оперение № 1, а так как C_x будучи для них почти одинаковы, все же



Фиг. 21. Диаграмма C_y по λ для моделей серии У с оперением № 1 (пунктиром проведены кривые для моделей без оперения).

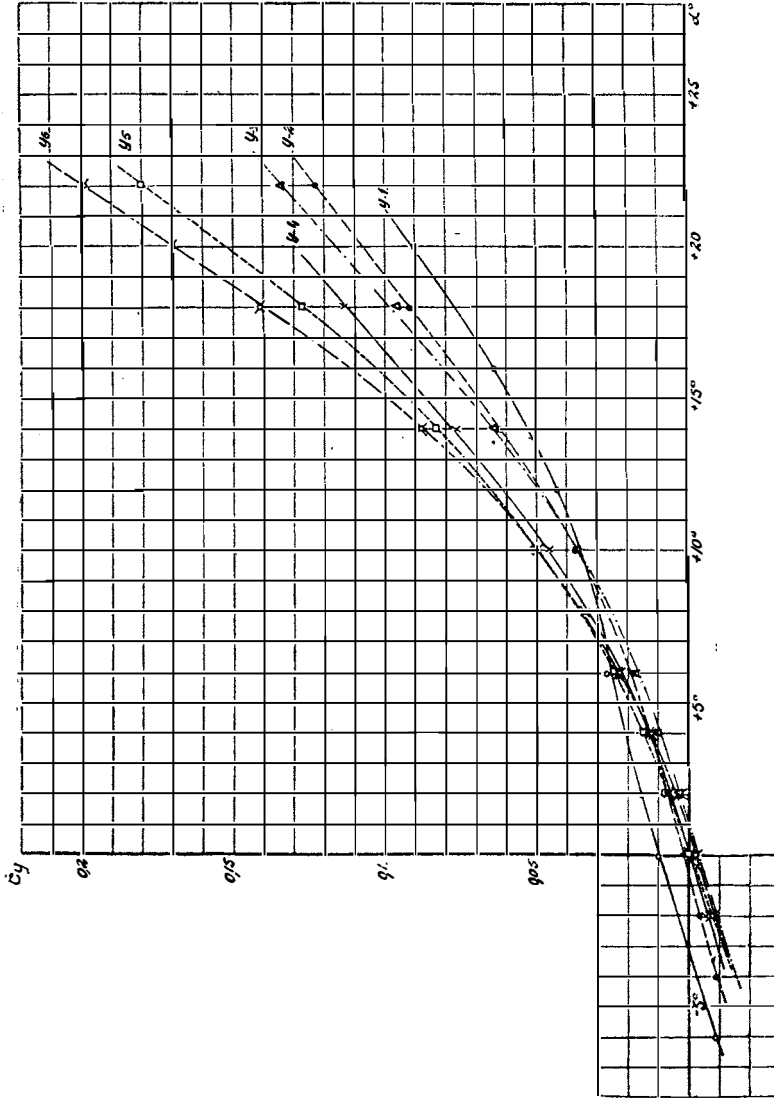
несколько меньше для моделей с оперением № 2, то последнее и следует считать более эффективным.
Наибольший C_y дает модель У5.

Таблица 11.

Значения $C_y/C_{x_{ист.}}$ для моделей серии У по различным углам тангажа α° .

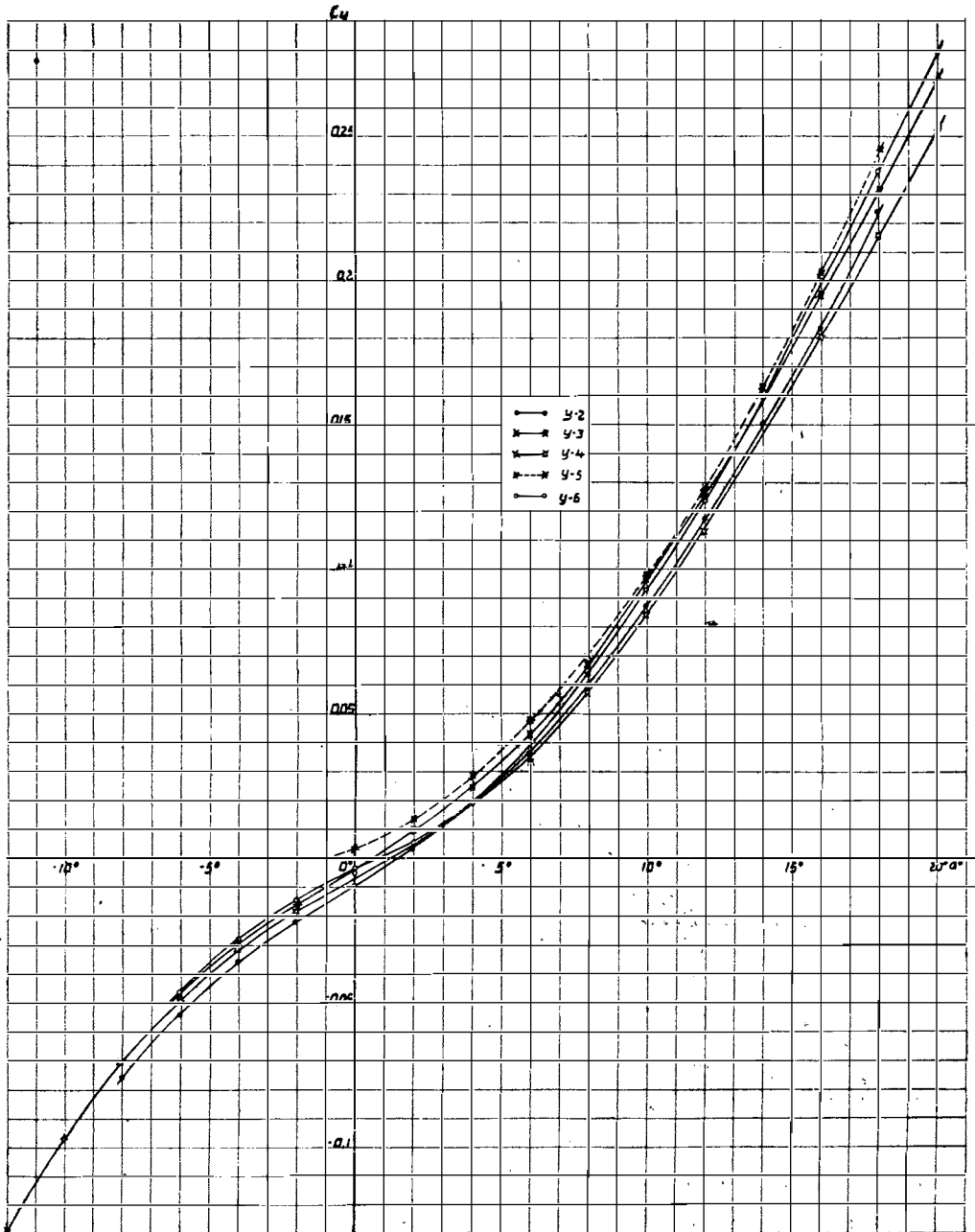
α°	У1		У3		У2		У4		У5		У6	
	опер. № 1	опер. № 2	опер. № 1	опер. № 2	опер. № 1	опер. № 2	опер. № 1	опер. № 2	опер. № 1	опер. № 2	опер. № 1	опер. № 2
	$C/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$	$C_y/C_{x_{ист.}}$
18		2,68	2,38	2,54	2,34	2,66	2,18	2,57	2,41		2,26	2,32
16		2,69	2,35	2,51	2,27	2,69	2,15	2,57	2,395	2,62	2,22	2,43
14		2,69	2,31	2,48	2,275	2,715	2,16	2,42	2,34	2,6	2,07	2,24
12		2,59	2,23	2,45	2,22	2,74	1,99	2,51	2,23	2,64	1,87	2,13
10		2,45	1,99	2,31	2,04	2,69	1,82	2,37	2,005	2,39	1,64	1,71
8		2,11	1,75	2,025	1,83	2,335	1,47	2,035	1,68	2,0	1,29	1,419
6		1,6	1,28	1,505	0,959	1,833	0,98	1,557	1,295	1,72	0,917	1,009
4		0,957	0,794	0,944	0,652	1,18	0,53	1,01	0,852	1,22	0,553	0,547
2		0,35	0,34	0,377	0,157	0,522	0,135	0,465	0,437	0,679	0,144	0,152
0		-0,212	-0,173	-0,863	-0,36	0,0369	-0,252	0,0337	0,0993	0,108	-0,102	-0,267
-2		-0,681	-0,536		-0,772	-0,584	-0,58	-0,4275			-0,528	
-4		-1,299	-0,944		-1,249	-1,163	-1,055	-0,932			-0,69	
-6		-1,79	-1,341		-1,645	-1,67	-1,375	-1,323			-1,07	

В таблице 11 даны значения $C_y/C_{x \text{ ист.}}$ для всех моделей: без оперения и с оперением № 1 и № 2, а на фиг. 25 и 26 построены кривые Лилянталя первого рода и кривые C_y/C_x по α° для моделей У2 и У5 с разными оперениями.

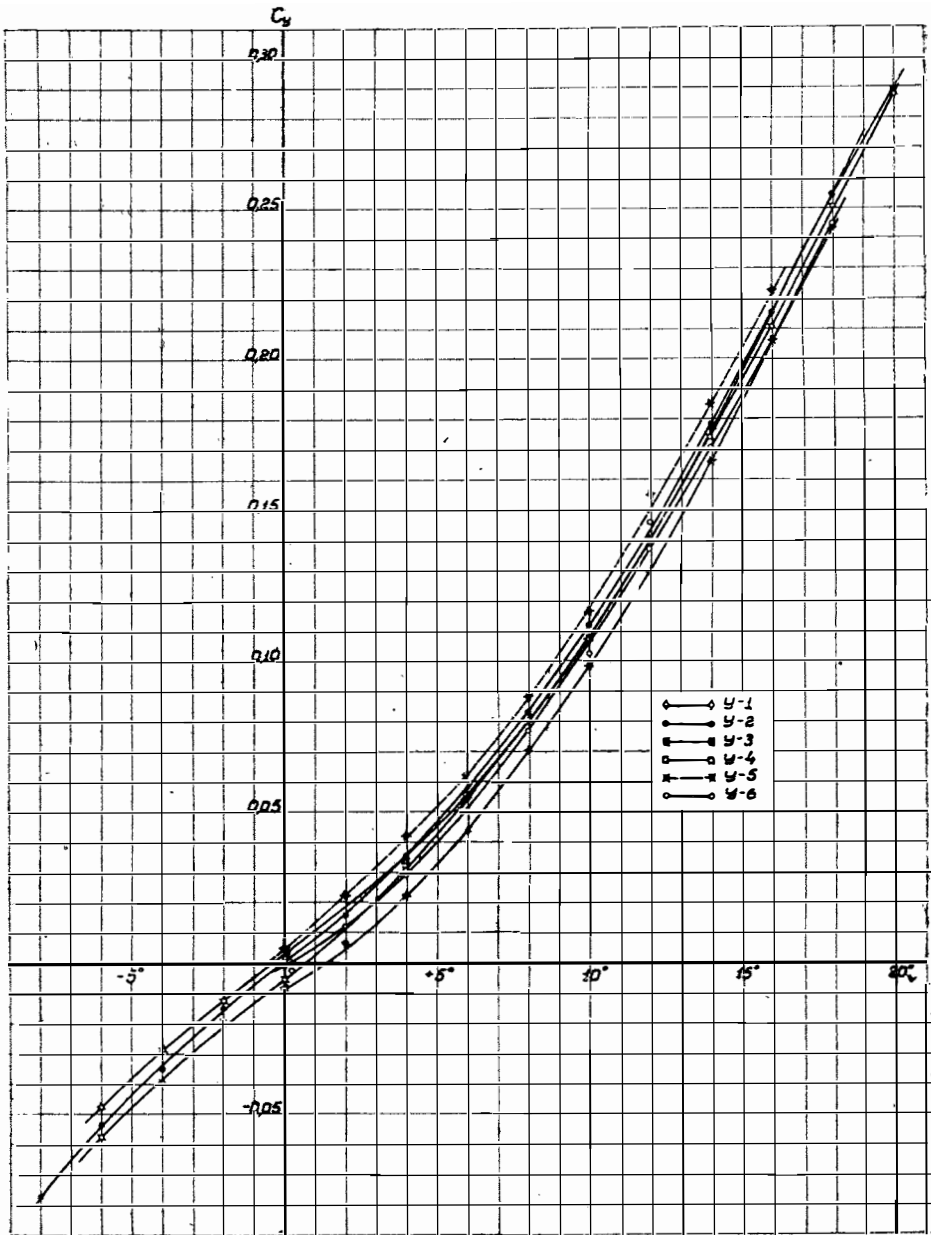


Фиг. 22. Диаграмма C_y по α° для моделей серии У без оперения.

Серия У—5—М испытывалась, как мы отмечали выше, с целью определения наивыгоднейшего расположения миделя по длине дирижабля. Результаты экспериментов приведены в табл. 12 и на фиг. 27 и 28. Из фигур видно, что три нижние кривые носят несколько иной характер, чем верхняя, построенная для модели



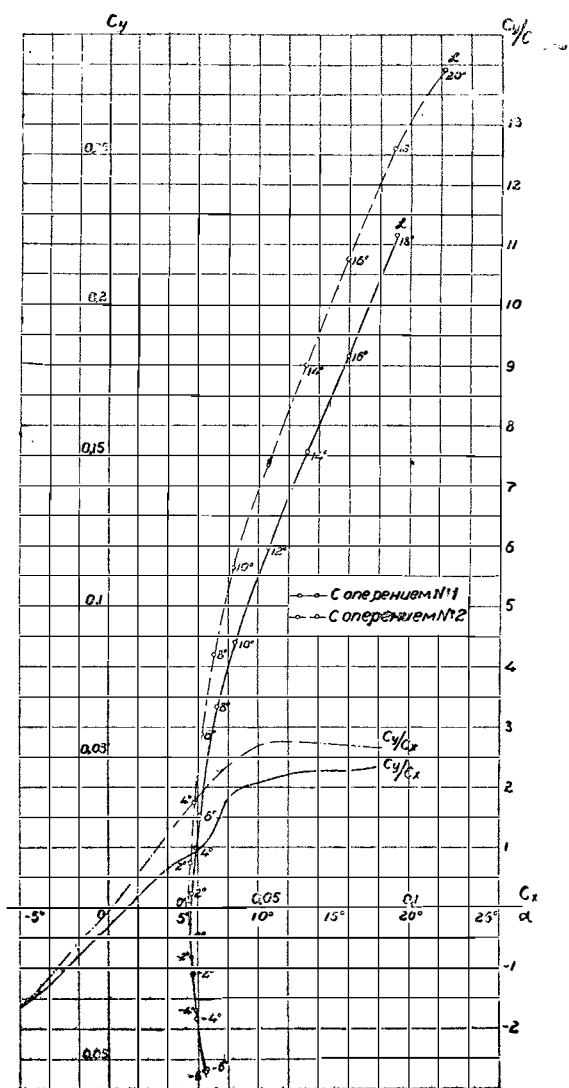
Фиг. 23. Диаграмма C_y по α° для моделей серии Y с оперением № 1.



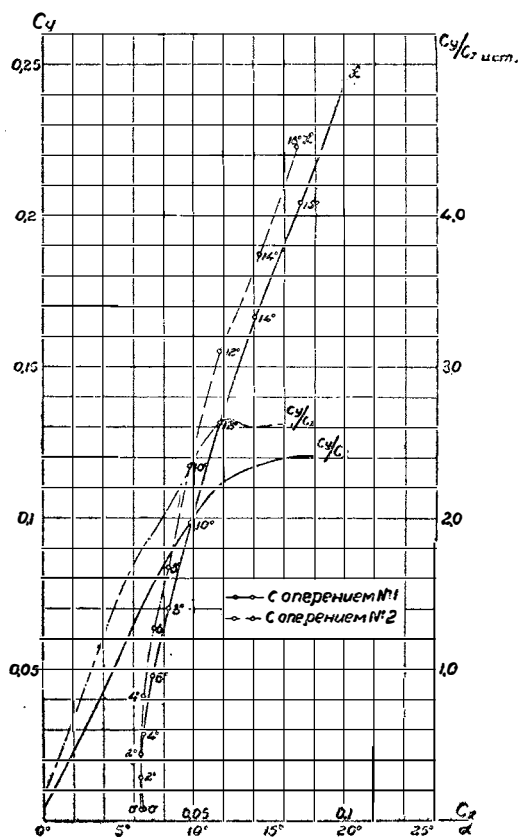
Фиг. 24. Диаграмма C_y по α° для моделей серии У с оперением № 2.

У—5—М_{0,33}. При сравнении результатов следует иметь в виду, что эксперименты с моделями У—5—М_{0,35}, _{0,385} и _{0,42} проводились в трубе НК после ее ремонта и установки новой решетки (после чего C_x , особенно на углах $\alpha=5-15^\circ$ понизились), модель же У—5—М_{0,33} (У5) вторично не продувалась, и на диаграммы нанесены результаты, полученные для нее до ремонта трубы. Во всяком случае из диаграмм ясно видно, что с увеличением расстояния от носа до миделя значение C_u уменьшается. Надо полагать, что при дальнейшем увеличении этого расстояния (свыше 0,42) значение C_u начнет увеличиваться.

Полученные результаты в смысле наивыгоднейшего расположения миделя по длине дирижабля не могут быть обобщены для всех вообще форм корпусов дирижаблей, однако очевидность их при принятом нами построении формы корпуса не вызывает сомнения.



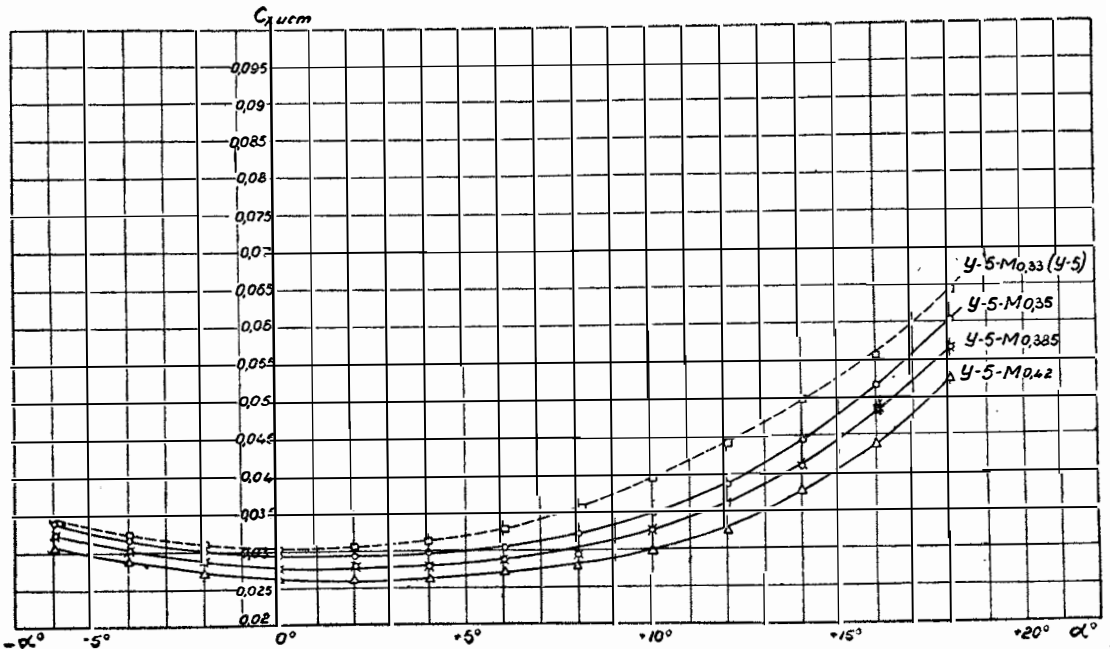
Фиг. 25. Поляры для модели У—2 с оперением № 1 и 2.



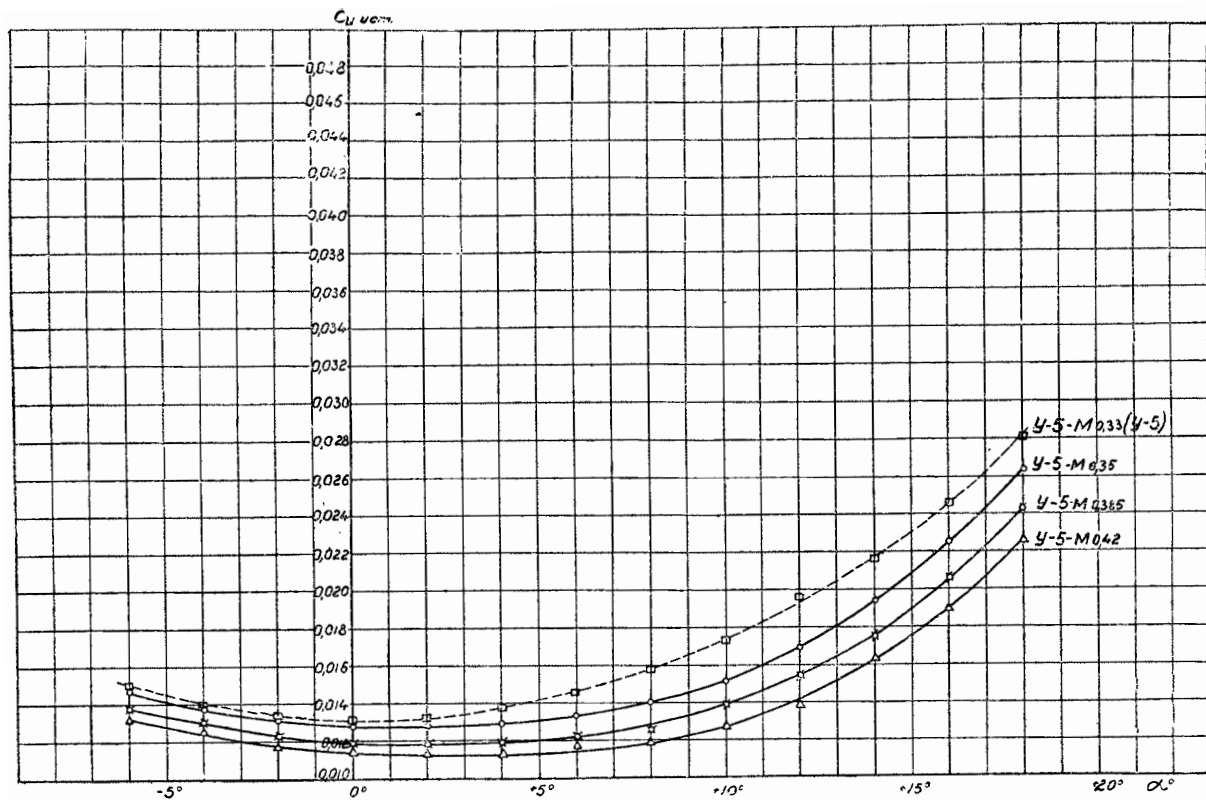
Фиг. 26. Поляры для модели У—5 с оперением № 1 и 2.

Таблица 12.
Значения $C_{x_{ист.}}$ и $C_{u_{ист.}}$ для моделей корпусов дирижаблей серии У—5—М по различным углам тангажа α° .

α°	У—5—М 0,33 (У5)		У—5—М 0,35		У—5—М 0,385		У—5—М 0,42	
	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$	$C_{x_{ист.}}$	$C_{u_{ист.}}$
18	0,109	0,0441	0,0604	0,0263	0,0565	0,0242	0,0524	0,0226
16	0,0849	0,037	0,0516	0,0225	0,0482	0,0206	0,0437	0,0189
14	0,0718	0,0313	0,0445	0,0194	0,0409	0,0175	0,0378	0,0163
12	0,0586	0,0256	0,0387	0,0169	0,0359	0,0154	0,0322	0,0139
10	0,0489	0,0213	0,0348	0,0152	0,0326	0,0139	0,0297	0,0128
8	0,0417	0,0182	0,0322	0,0141	0,0294	0,0126	0,0276	0,0119
6	0,0367	0,016	0,0304	0,0133	0,0286	0,0122	0,0272	0,0118
4	0,0336	0,0146	0,0296	0,0129	0,0279	0,0119	0,0262	0,0113
2	0,0324	0,0141	0,0294	0,0128	0,0279	0,0119	0,0262	0,0113
0	0,0323	0,0141	0,0295	0,0128	0,0278	0,0119	0,0264	0,0114
-2	0,0331	0,0144	0,03	0,0131	0,0286	0,0122	0,027	0,0117
-4	0,0345	0,0150	0,0315	0,0137	0,0304	0,0130	0,0288	0,0125
-6	0,038	0,0165	0,0338	0,0147	0,0322	0,0138	0,0306	0,0132



Фиг. 27. Диаграмма C_x по α° для моделей серии У—5—М.



Фиг. 28. Диаграмма $C_{L_{ист.}}$ по α° для моделей серии У-5-М.

Abstract.

Tests on models of airship hulls of the „Y“ series were taken up to determine the effect on the drag coefficient of the slenderness ratio λ . Tests were also made to determine C_x and C_y of these models when provided with empennages № 1 and № 2 of equal area but of different shape.

Tests on models of the „Y-5-M“ series were made to determine the effect on the drag coefficient of the relative position of the middle cross-section of the airship.

The measurements were made in the „NK“ wind channel, a description of which was given in Vol. 33 of the Transactions of the C. A. H. I.

All the models had an equal diameter of the middle cross-section $D_{\max} = 0,2 \text{ m}$, which is the standard diameter adopted for all airship and balloon models tested in the „NK“ wind channel.

The attachment of the models was effected by means of a forked metal holder connected with the balance.

The volume of the models was determined both analytically and by means of a water tank (Fig. 1).

In determining the true value of the drag coefficient $C_{x\text{tr}}$ (Formula 8), in addition to the usual instrument corrections there was made a correction for the effect on the increase in the drag of the static pressure gradient along the axis of the model; this correction was calculated by the formula $C_{x\text{tr}} = 0,00548 \frac{U}{S_m}$, based on preliminary tests, in which U —volume of the model, and S_m —area of the middle cross-section.

The minimum value of the $C_{x\text{tr}}$ (for $\alpha = 0^\circ$) obtained in these tests for a model of the „Y“ series was shown by the „Y2“ model having $\lambda = 3,5$; the minimum bulk coefficient $C_{u\text{tr}}$ (determined by formula 3) was shown by the „Y4“ model having $\lambda = 4,5$.

In the graph № 14 is shown a comparison between the results obtained in these tests with the „Y6“ model ($\lambda = 6$) and those obtained with the British standard model N. P. L. „Short“ ($\lambda = 6.67$) in seven American wind channels. The curve (u) obtained in these tests is seen for the corresponding values of the RN to pass very close to the curve (a) obtained with the British model in the variable density wind channel of the Langley Memorial Laboratory. The two curves are nearly parallel to each other.

A comparison between the C_u/λ curve (graph № 17), obtained with the „Y“ series models (curve „n“) and the corresponding curve („a“) for airship hull models with different λ , obtained by American investigators in the variable density wind channel, shows that in these tests the value $C_{u\text{min}}$ was obtained for a lesser value of λ than in the American tests. The Reynolds Numbers used in the variable density

wind channel were considerably higher than those obtainable in the „NK“ wind channel. This partly explains the difference in the results.

From a comparison of the curvus (in the two graphs) and in view of the fact that Reynolds Numbers dealt with in testing airship models in wind channels of usual design are very small in comparison with those for a full-scale airship, it must be inferred that in addition to the necessity of standardization of wind channels and of the methods of testing, it is very important to obtain the reduction factors from model to full-scale conditions.

The rate of increase of the C_x with the increase of the angle of pitch α° , for the series „Y“ models without the empennage, is the higher the larger the value of λ ; this is as should be expected, since the area of the projection of the model on the plane at right angles to the direction of the flow increases the faster the larger the slenderness ratio of the model.

In determining the variation of C_x with α° of the series „Y“ models with the empennage, the rate of increase of C_x as compared with that of models without the empennage was found to be the higher the less the value of λ of the model. The decrease in that portion of the drag due to the empennage in a longer model as compared with a shorter one is, evidently, the result of unequal distortion of the flow, and of the influence of the hull on the empennage. In a longer model there is a greater reduction of velocity at the stern, hence its empennage is washed by a flow of a lower velocity than the empennage of a shorter model.

Empennage № 2 was found to be more effective than the empennage № 1. The values of C_x for corresponding angles of pitch being nearly equal, the values of C_y of models tested with the empennage № 1 were found to be less than those obtained for the same models with the empennage № 2, so that the C_y/C_x curves for last-named models are disposed above.

The results of tests of the series „Y-5-M“ models showed that with the given formation of the shape of the hull, it is advantageous to remove the middle cross-section to a distance of at least $0,42 L$ from the nose.

ОГЛАВЛЕНИЕ.

	Стр.
Предисловие	
Введение	3
1. Метод проведения эксперимента	4
2. Поправки на поджатие струи и на перепад давления	6
3. Сравнительная характеристика опыта в условиях эксперимента в аэродинамической трубе и в условиях полета дирижабля в воздухе	7
4. Описание моделей	10
5. Результаты экспериментов	13
Abstract	42

Исправления к выпуску 101 Трудов ЦАГИ:
 Н. Лебедев „Экспериментальное исследование с моделями корпусов
 дирижаблей“.

Стран.	Строка	Напечатано	Должно быть
3	18 сверху	срубах	трубах
3	10 снизу	тоображения	соображения
9	16 сверху	$\frac{1424}{32} = 46,5$	$\frac{1424}{32} = 44,6$
9	17 „	$\frac{2920}{38,4} = 77,1$	$\frac{2920}{38,4} = 76,1$
22	4 „	$C_s = \frac{D}{q(Vol)}$	$C_s = \frac{D}{q(Vol)^{2/3}}$

