

Т Р У Д Ы

ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА

им. проф. Н. Е. Жуковского

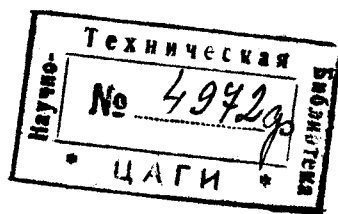
---

Выпуск № 339

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА  
И ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА  
НА МАКСИМАЛЬНУЮ ПОДЪЕМНУЮ  
СИЛУ КРЫЛА

ЧАСТЬ II



ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА  
Е. ЖУКОВСКОГО

1937

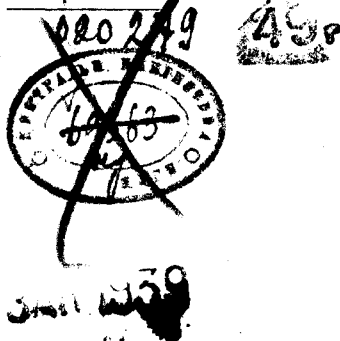
## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Настоящая работа является продолжением работы, опубликованной в вып. 268 Трудов ЦАГИ. В работе приводятся результаты испытаний серии профилей NASA-22 различной толщины. Испытания были проведены при различных числах Рейнольдса и различной степени турбулентности. Число Рейнольдса опыта изменялось за счет изменения средней скорости потока в трубе, а степень турбулентности менялась за счет установки турбулизирующей решетки на различных расстояниях от моделей. Опыты в основном проводились в трубе T-V ЦАГИ. Часть опытов (без турбулизирующих решеток) была проведена в трубе T-1H ЦАГИ и в трубе T-1 BBA.

В работе приводятся графики  $C_{y \max} = f(Re)$ , соответствующие различным условиям опыта и дается их анализ; кроме того, приводится обработка испытаний по „эффективному числу Рейнольдса“. В конце работы приводятся выводы и намечаются ближайшие задачи экспериментальных исследований.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение . . . . .	3
Применявшаяся аппаратура и методы измерений . . . . .	4
Результаты исследований в трубе T-V . . . . .	6
Обработка испытаний по эффективному числу Рейнольдса . . . . .	11
Сравнение испытаний в трубах T-V, T-1H и T-1-BBA . . . . .	13
Выводы и ближайшие задачи . . . . .	18



## ВВЕДЕНИЕ

Посадочная скорость самолета и максимальный коэффициент подъемной силы являются одними из основных факторов, определяющих допустимую нагрузку на кв. метр несущей поверхности; действительно:

$$V_{\text{пос}} = \text{const} \sqrt{\frac{G}{S \cdot C_{y \text{ max}}}}.$$

Откуда, при заданном  $S$

$$\frac{G}{C_{y \text{ max}}} = C_1,$$

а при заданном  $G$

$$S \cdot C_{y \text{ max}} = C_2.$$

Таким образом, ошибка в  $C_{y \text{ max}}$  вызывает существенные ошибки в значениях  $G$  и  $S$ , а через них вызывает ошибки в определении целого ряда летных данных самолета. Отсюда понятно стремление конструктора к правильному учету  $C_{y \text{ max}}$  в системе самолета в натуре. На величину  $C_{y \text{ max}}$  влияет форма крыла в плане, положение крыла относительно фюзеляжа, воздушная подушка, динамический эффект при посадке, относительная шероховатость поверхности и т. д., т. е.  $C_{y \text{ max}}$  самолета зависит от целого ряда факторов. Одним из основных факторов, оказывающим существенное влияние на величину  $C_{y \text{ max}}$ , является профиль крыла, аэродинамические характеристики которого в свою очередь зависят от числа Рейнольдса и турбулентности потока. Этому частному вопросу и посвящена настоящая работа.

В первой части работы<sup>(1)</sup> были приведены и разобраны основные заграничные экспериментальные исследования по влиянию турбулентности и числа Рейнольдса на  $C_{y \text{ max}}$  профиля крыла, появившиеся в печати до 1936 года. В этой же работе были приведены результаты экспериментальных исследований автора над четырнадцатью прямоугольными крыльями, проведенных в трубах ЦАГИ Т-V и Т-1. В результате этих исследований было обнаружено большое влияние профиля крыла на вид функциональных связей  $C_{y \text{ max}} = f(Re)$  и  $C_{y \text{ max}} = f(\varepsilon)$ , где  $\varepsilon$  — мера турбулентности потока. В обзорной статье автора<sup>(2)</sup> разбираются последние английские и американские работы по данному вопросу, причем вкратце рассматривается предложенный НАСА метод<sup>(3,4)</sup> обработки результатов исследований крыльев по „эффективному числу Рейнольдса“; там же отмечается большое влияние относительной шероховатости поверхности на  $C_{y \text{ max}}$  крыла.

После окончания нашей первой работы, на специальном совещании в ЦАГИ, было решено продолжить ее в сторону более подробного изучения серии употребляющихся в самолетостроении профилей, изменяющихся систематически по вполне определенному закону. В качестве такой серии была выбрана серия профилей НАСА-22, способ построения которой указан в Report'e НАСА № 460<sup>(5)</sup> и в „Справочнике авиаконструктора“<sup>(6)</sup>.

Настоящие исследования не ограничились рамками изучения прямоугольных крыльев в трубе Т-V при различных числах Рейнольдса и различной степени турбулентности потока, вызванной специальной турбулизирующей решеткой, а были расширены в сторону изучения серии в условиях обычной турбулентности, присущей аэродинамическим трубам различных типов, без какого-либо дополнительного возбудителя турбулентности.

Кроме обычной обработки испытаний в виде кривых  $C_{y \max} = f(Re)$  при данных значениях  $\alpha$  была проведена обработка по „эффективному числу Рейнольдса“, а также были сравнены основные характеристики кривой  $C_y$  в двух однотипных трубах с одинаковой степенью турбулентности.

### ПРИМЕНЯВШАЯСЯ АППАРАТУРА И МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Большинство опытов было проведено в трубе Т-V (труба с открытой рабочей частью,  $D=2,25$  м) при различных значениях скорости потока в трубе, а именно  $V \cong 10, 15, 20, 30, 40$  и  $50$  м/сек. Опыты проводились следующим образом: каждая модель, размером  $1200 \times 300$  мм монтировалась на весах 6КТВ и испытывалась на  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  при какой-либо постоянной скорости, затем средняя скорость в трубе изменялась и испытания повторялись. После проведения этих экспериментов перед моделью устанавливалась турбулизирующая решетка и опыты повторялись в ее присутствии. Решетка представляла собой раму из труб, на которых крепились обтекатели. Размеры рамы:  $1600 \times 600$  мм. На раме были натянуты проволоки диаметром 3 мм, находившихся друг от друга на расстоянии 18 мм. Рама монтировалась на четырех трубах, прикреплявшихся к соплу трубы Т-V.

Опыты проводились при четырех положениях решетки; соответствующие расстояния решетки от передней кромки моделей равнялись  $f=1200, 600, 300$  и  $150$  мм. Исследования поля давлений и скоростей за решеткой, метод введения поправки на поле скоростей и метод определения турбулентности (по критическому числу Рейнольдса шара) приведены в уже опубликованных работах автора<sup>(1,7)</sup>.

Модели, испытанные в трубе Т-V, были также испытаны в трубе Т-1-Н<sup>1</sup> и в трубе Т-1 ВВА по типу, аналогичной Т-1-Н.

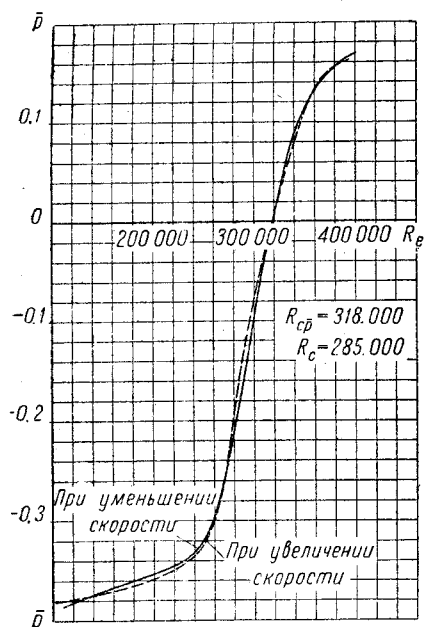
В трубе Т-1-Н ЦАГИ опыты проводились на  $C_y$  по  $\alpha^\circ$  при  $V \cong 10, 20, 30, 40, 50, 60$  и  $65$  м/сек., а в трубе Т-1 ВВА при  $V \cong 10, 20, 30$  и  $40$  м/сек. Критические числа Рейнольдса согласно еще прежним испытаниям эталонного шара ЦАГИ  $d=242$  мм, в трубах Т-1-Н и Т-1 ВВА оказались практически одинаковыми и равными  $R_c \cong 230\,000$ .

Помимо этого, одновременно с настоящими исследованиями, в трубе Т-1-Н был два раза подряд испытан литой алюминиевый шар  $d=100$  мм с хорошо отделанной поверхностью. Критическое число определялось по методу Хорнера<sup>8</sup> путем замера давления на задней поверхности шара. Для этого задняя (и единственная) державка была продренарована и на расстоянии, равном приблизительно одному миллиметру от задней поверхности шара, в державке было просверлено четыре отверстия. Давление в этом месте передавалось к манометру через резиновую трубку, а резервуар манометра соединялся с приемником статического давления; в закры-

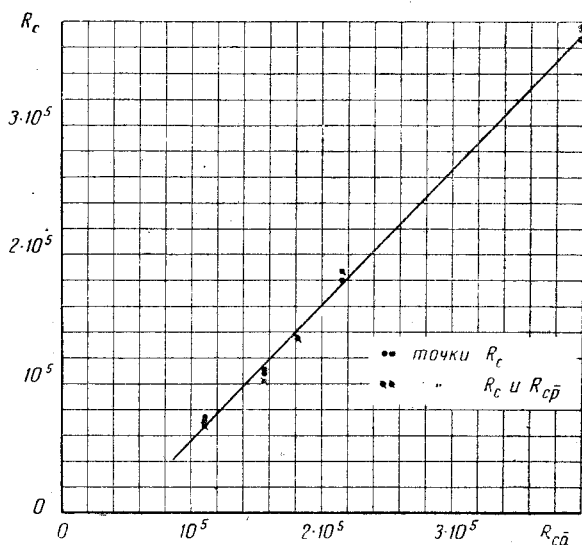
<sup>1</sup> Труба Т-1-Н с закрытой рабочей частью, восьмигранного сечения с диаметром вписанного круга  $D=3$  м и двойным коллектором.

тической области чисел Рейнольдса присоединение трубок взаимно изменялись.

Результаты испытаний шара приведены на фиг. 1. На этой диаграмме по оси абсцисс отложено число Рейнольдса  $Re = \frac{V \cdot d}{\nu}$ , а по оси ординат — коэффициент давления  $\bar{p} = \frac{p_{ш} - p_{ст}}{q}$ , где  $p_{ш}$  — давление на задней поверхности шара,  $p_{ст}$  — статическое давление в трубе, а  $q$  — скоростной напор. За критическое число Рейнольдса Хорнер принимал значение  $Re$  при  $\bar{p} = 0$ . Согласно нашим опытам, оно оказалось равным  $R_{ср} = 318\,000$ . На



Фиг. 1. Зависимость коэффициента давления за шаром  $d = 100$  мм от числа Рейнольдса



Фиг. 2. Тарировочный график для шара  $d = 100$  мм

фиг. 2 приведен тарировочный график, связывающий значения  $R_{ср}$  и значения  $R_c$  — определяющиеся по динамическому методу<sup>1</sup>. График получен на основании испытаний шара  $d = 100$  мм в трубе Т-V при различных положениях турбулизирующей решетки и без решетки. Зная  $R_{ср}$ , по приведенному тарировочному графику было найдено значение  $R_c$ , оно оказалось равным  $R_c = 285\,000$ . Значительное расхождение в критических числах Рейнольдса для шаров  $d = 242$  мм и  $d = 100$  мм наблюдалось и в прежних опытах и может быть объяснено как различиями в диаметрах шаров<sup>(4)</sup>, так и различной относительной шероховатостью их поверхности<sup>(8)</sup>. Впоследствии за критическое число Рейнольдса шара для трубы Т-1-Н принималось среднее значение между  $R_c = 230\,000$  и  $R_c = 285\,000$ , т. е.  $R_c = 257\,500$ . Такой прием можно обосновать тем обстоятельством, что тарировочный график, связывающий значения  $R_c$  и меру

турбулентности  $\varepsilon = \frac{V \sqrt{\Delta V^2}}{V_{ср}}$ , построен на основании испытаний шаров различных диаметров с различной степенью шероховатости<sup>(7)</sup>.

<sup>1</sup>  $R_c = Re$  при  $C_{x \text{ шара}} = \frac{Q}{\rho \frac{\pi d^2}{4} \cdot V^2} = 0,15$ .

В заключение этого параграфа считаем необходимым указать, что принятый в настоящее время метод создания искусственной турбулентности потока, при помощи решеток или сеток, обладает рядом недостатков, отмеченных еще в первой части работы. К этим недостаткам относятся неравномерность поля скоростей, особенно при близких расположениях решетки от модели, и наличие градиента статического давления и градиента турбулентности в направлении потока. К специфическим недостаткам данной работы относится узкий диапазон чисел Рейнольдса, в котором были проведены исследования.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ В ТРУБЕ Т-V

В трубе Т-V была испытана серия прямоугольных крыльев размером  $300 \times 1200$  мм. Профили выбранной серии (НАСА-22) приведены на фиг. 3, а координаты их в долях от хорды даны в таблице. Профили отличались только относительной толщиной, изменявшейся в пределах от 9 до 21%.

По диаграммам  $C_y = f(\alpha)$  (в статье не приводятся), построенных на основании испытаний моделей крыльев при различных скоростях и различных положениях решетки определялись значения  $C_{y \max}$ . Согласно этим данным были построены диаграммы, приведенные на фиг. 4, 5, 6, 7 и 8. На диаграммах по оси ординат отложены значения  $C_{y \max}$ , а по оси абсцисс — число Рейнольдса опыта. На упомянутых диаграммах, кроме результатов опытов, проведенных в Т-V, приведены кривые, полученные на основании испытаний в Т-I-H, которые ниже будут подробно проанализированы.

Координаты серии профилей

НАСА-2209				НАСА-2212				НАСА-2215	
$X_B$	$Y_B$	$X_H$	$Y_H$	$X_H$	$Y_B$	$X_H$	$Y_H$	$X_B$	$Y_B$
0,00761	0,01451	0,01239	—0,01061	0,00682	0,01869	0,01318	—0,01479	0,00602	0,02288
0,01687	0,02121	0,02313	—0,01361	0,01581	0,02602	0,02419	—0,02042	0,01478	0,03282
0,03616	0,03123	0,04384	—0,01683	0,03488	0,03923	0,04512	—0,02483	0,03360	0,04725
0,05601	0,03931	0,06399	—0,01771	0,05468	0,04821	0,06532	—0,02781	0,05335	0,05832
0,07615	0,04487	0,08385	—0,01927	0,07488	0,05555	0,08492	—0,02995	0,07358	0,06625
0,09651	0,04935	0,10349	—0,01995	0,09534	0,06159	0,10466	—0,03159	0,09419	0,07324
0,14800	0,05879	0,15200	—0,02129	0,18068	0,07215	0,15267	—0,03465	0,14666	0,08549
0,20000	0,07303	0,20000	—0,02303	0,20000	0,07738	0,20000	—0,03738	0,20000	0,09170
0,25014	0,06448	0,24986	—0,02464	0,25019	0,07936	0,24981	—0,03946	0,25024	0,09419
0,30028	0,06469	0,29972	—0,02531	0,30037	0,07974	0,29963	—0,04030	0,30046	0,09470
0,35042	0,06391	0,34958	—0,02531	0,35055	0,07881	0,34945	—0,04015	0,35069	0,09366
0,40054	0,06228	0,39946	—0,02478	0,40073	0,07682	0,39927	—0,03926	0,40091	0,09129
0,45066	0,05989	0,44934	—0,02379	0,45088	0,07387	0,44912	—0,03771	0,45103	0,08781
0,50074	0,05688	0,49926	—0,02250	0,50100	0,07016	0,49900	—0,03572	0,50123	0,08335
0,55080	0,05330	0,54919	—0,02036	0,55108	0,06571	0,54892	—0,03331	0,55135	0,07806
0,60086	0,04422	0,59914	—0,01922	0,60114	0,06065	0,59886	—0,03061	0,60143	0,07203
0,65087	0,04465	0,64913	—0,01731	0,65117	0,05499	0,64883	—0,02761	0,65146	0,06530
0,70086	0,03367	0,69914	—0,01529	0,70115	0,04883	0,69885	—0,02441	0,70143	0,05798
0,75081	0,03422	0,74919	—0,01314	0,75108	0,04214	0,74892	—0,02102	0,75150	0,05003
0,80074	0,02836	0,79926	—0,01096	0,80038	0,03496	0,79902	—0,01714	0,80123	0,04151
0,85063	0,02218	0,84937	—0,00858	0,85084	0,02735	0,84916	—0,01371	0,85104	0,03244
0,90047	0,01554	0,89953	—0,00616	0,90063	0,01917	0,89937	—0,00977	0,90079	0,02277
0,95028	0,00846	0,94972	—0,00362	0,95038	0,01050	0,94962	—0,00564	0,95047	0,01250
1,00000	0,00035	1,00000	—0,00095	1,00000	0,01260	1,00000	—0,00126	1,00000	0,00157
1,00000	0,00000	1,00000	—0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	—0,00000	1,00000	0,00000
Радиус закругления носика профиля: 0,0089; $\text{tg } \theta = 0,2$ .				Радиус закругления носика профиля: 0,0158; $\text{tg } \theta = 0,2$ .				Радиус закруглен. 0,0248;	

На фиг. 4, 5, 7, 7 и 8 указаны значения критического числа Рейнольдса шара, соответствующие различным расстояниям  $f$  передней кромки моделей от турбулизирующей решетки. Значения меры турбулентности

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\Delta V^2}}{V_{\text{ср}}} \text{ могут быть подсчитаны по формуле } (7):$$

$$\varepsilon \% = \frac{5}{\left[ \frac{R_c}{100\,000} \right]^{0,65}} - 2.$$

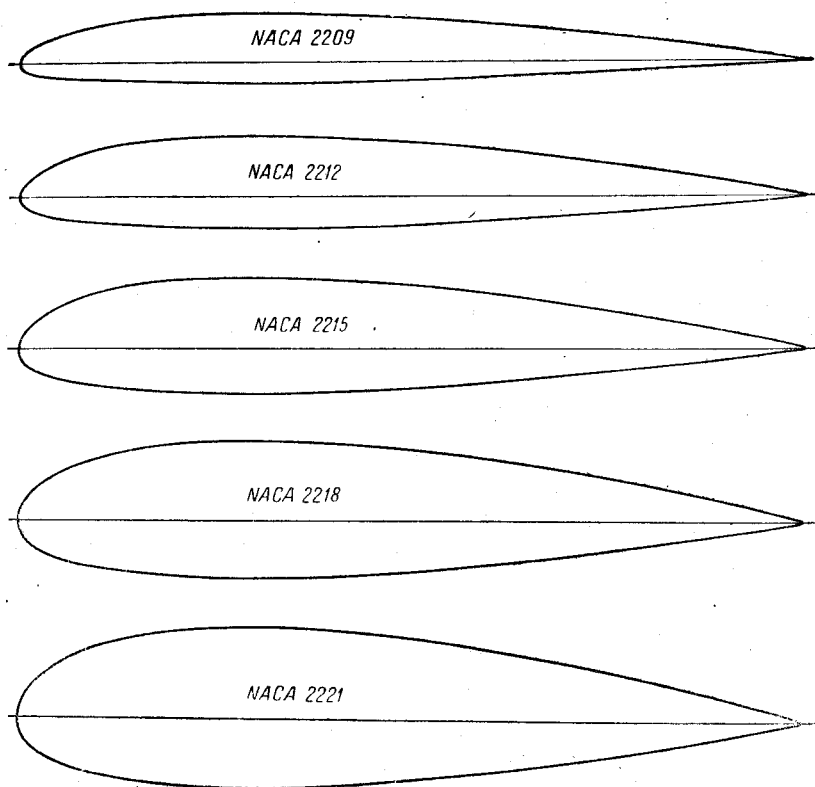
Метод определения значений  $R_c$  приведен в уже опубликованной работе автора (7).

Прежде чем производить анализ полученных данных, следует упомянуть, что в период проведения испытаний деревянные модели немного повело, вследствие чего не у всех моделей относительная вогнутость в точности равнялась 2%; этим можно объяснить небольшие несоответствия в абсолютных значениях  $C_{y \text{ max}}$  различных профилей серии, испытанных при одних и тех же условиях опыта. Кроме того, как показывает рассмотрение фиг. 4—8, опытные точки при  $Re = 200\,000$  и  $300\,000$  (что соответствует  $V = 10$  и  $15$  м/сек) в подавляющем числе случаев выпадают из общих закономерностей. Это явление имело место и раньше<sup>(1)</sup> и было приписано влиянию изменения характера потока в трубе при малых скоростях. В этом случае наблюдались значительные колебания в скорости потока, за счет которых, повидимому, и происходило изменение обтекания крыльев. Таким образом, наиболее достоверной областью является область при  $Re \geq 400\,000$ .

НАСА-22 в долях от хорды

НАСА-2215		НАСА-2218				НАСА-2221			
$X_H$	$Y_H$	$X_B$	$Y_B$	$X_H$	$Y_H$	$X_B$	$Y_B$	$X_H$	$Y_H$
0,01398	—0,01898	0,00523	0,02706	0,01477	—0,02316	0,00443	0,03125	0,01557	—0,02734
0,02522	—0,02522	0,01323	0,03863	0,02677	—0,03103	0,01269	0,04444	0,02731	—0,03684
0,04640	—0,03285	0,03232	0,05526	0,04768	—0,04086	0,03104	0,06327	0,04896	—0,04887
0,06665	—0,03672	0,05202	0,06782	0,06798	—0,04622	0,05069	0,07733	0,06931	—0,05573
0,08642	—0,04065	0,07230	0,07694	0,08770	—0,05134	0,07101	0,08763	0,08899	—0,06203
0,10581	—0,04324	0,09302	0,08489	0,10698	—0,05489	0,09186	0,09653	0,10814	—0,06653
0,15334	—0,04799	0,14599	0,09883	0,15401	—0,06033	0,14532	0,11217	0,15468	—0,07467
0,20000	—0,05172	0,20000	0,10606	0,20000	—0,06606	0,20000	0,12040	0,20000	—0,08040
0,24760	—0,05436	0,25029	0,10904	0,24971	—0,06920	0,25033	0,12389	0,24967	—0,08405
0,29954	—0,05532	0,30055	0,10971	0,29945	—0,07033	0,30064	0,12471	0,29936	—0,08533
0,34931	—0,05506	0,35083	0,10853	0,34917	—0,06993	0,35097	0,12340	0,34930	—0,08480
0,39909	—0,05379	0,40109	0,10581	0,39891	—0,06831	0,40127	0,12032	0,39873	—0,08282
0,44810	—0,05171	0,45132	0,10176	0,44868	—0,06566	0,45153	0,11571	0,44847	—0,07961
0,49877	—0,04897	0,50148	0,09659	0,49852	—0,06221	0,50172	0,10981	0,49828	—0,07543
0,54865	—0,04572	0,55162	0,09043	0,54838	—0,05809	0,55203	0,10911	0,54797	—0,07677
0,59860	—0,04203	0,60171	0,08343	0,59829	—0,05343	0,60200	0,09484	0,59800	—0,06484
0,64854	—0,03796	0,65175	0,07563	0,64825	—0,04829	0,65204	0,08595	0,64796	—0,05861
0,69857	—0,03360	0,70171	0,06713	0,69829	—0,04275	0,70199	0,07629	0,69801	—0,05191
0,74850	—0,02893	0,75163	0,05791	0,74837	—0,03681	0,75190	0,06581	0,74810	—0,04471
0,79877	—0,02401	0,80148	0,04806	0,79852	—0,03056	0,80172	0,05461	0,79828	—0,03711
0,84896	—0,01884	0,85126	0,03766	0,84874	—0,02406	0,85146	0,04270	0,84854	—0,02910
0,89981	—0,01339	0,90035	0,02633	0,89905	—0,01701	0,90111	0,02999	0,89889	—0,02061
0,94953	—0,00766	0,95057	0,01452	0,94943	—0,00968	0,95066	0,01652	0,94934	—0,01168
1,00000	—0,00157	1,00000	0,00189	1,00000	—0,00189	1,00000	0,00221	1,00000	—0,00221
1,00000	—0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	—0,00000	1,00000	0,00000	1,00000	—0,00000
носика профиля: tg $\theta = 0,2$ .		Радиус закругления носика: профиля 0,0356; tg $\theta = 0,2$ .				Радиус закругления носика профиля: 0,0485; tg $\theta = 0,2$ .			

Анализ кривых 1, 2, 3, 4 и 5, приведенных на фиг. 4 и 5, показывает, что профили NACA-2209 и 2212, согласно классификации первой части работы<sup>(1)</sup>, принадлежат к первой группе профилей;  $C_{y \max}$  этих профилей растет с увеличением числа Рейнольдса и турбулентности.



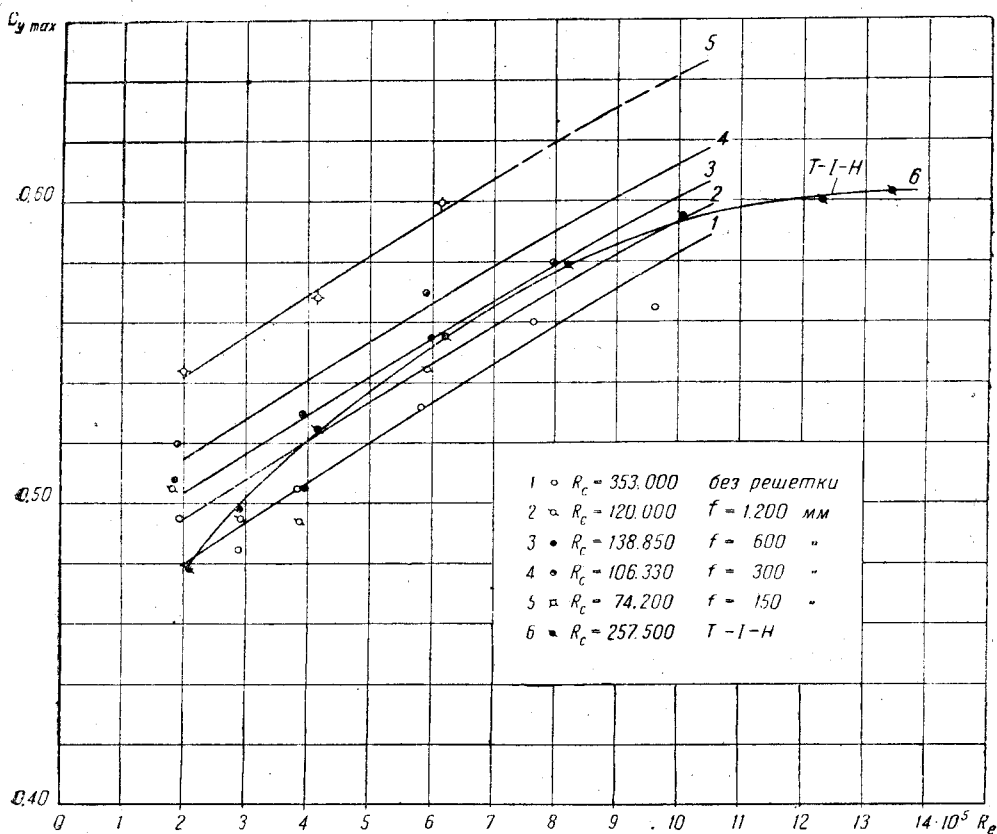
Фиг. 3. Серия профилей NACA-22

Профиль NACA-2215 (фиг. 6) принадлежит ко второй группе профилей. В условиях малой турбулентности (кривая 1), близкой к турбулентности в условиях полета,  $C_{y \max}$  профиля 2215 практически не зависит от числа Рейнольдса, тогда как в условиях большой турбулентности (кривые 2, 3, 4 и 5)  $C_{y \max}$  растет как с увеличением числа Рейнольдса, так и с увеличением турбулентности, т. е. характер зависимости становится таким же, как и у профилей первой группы.

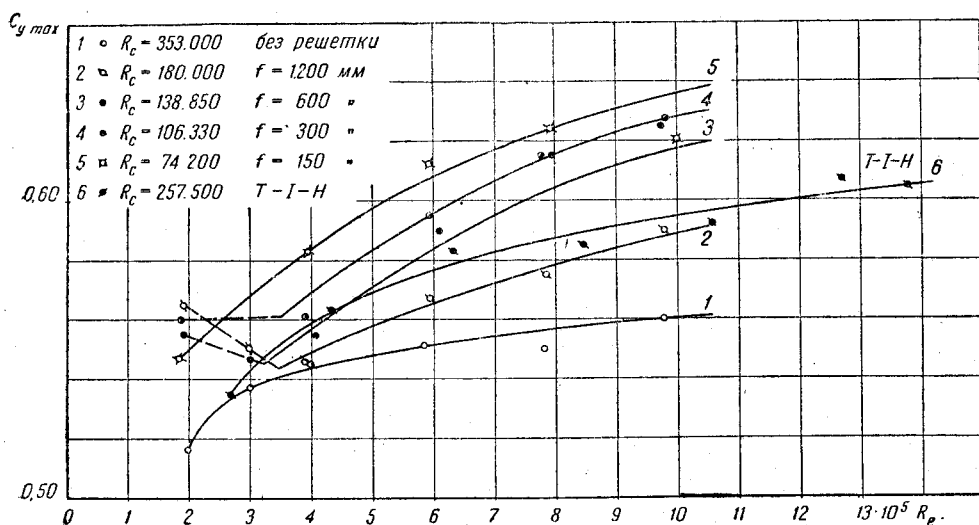
Профиль NACA-2218 (фиг. 7) занимает промежуточное положение между второй и третьей группами профилей. В условиях малой турбулентности (кривая 1)  $C_{y \max}$  падает с увеличением числа Рейнольдса; при переходе к большой турбулентности знак производной  $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$  изменяется с отрицательного на положительный. Увеличение  $C_{y \max}$  по мере возрастания турбулентности имеет место лишь до известного предела (кривые 2 и 3); дальнейшее увеличение турбулентности вызывает падение  $C_{y \max}$  (кривые 3, 4 и 5).

Наконец, профиль NACA-2221 (фиг. 8) является представителем третьей группы профилей, у которых в условиях малой турбулентности производная  $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$  отрицательна (кривая 1), а в условиях большой турбу-

лентности положительна, причем в области большой турбулентности у профилей третьей группы производная  $\frac{dC_{y \max}}{d\varepsilon} < 0$ .

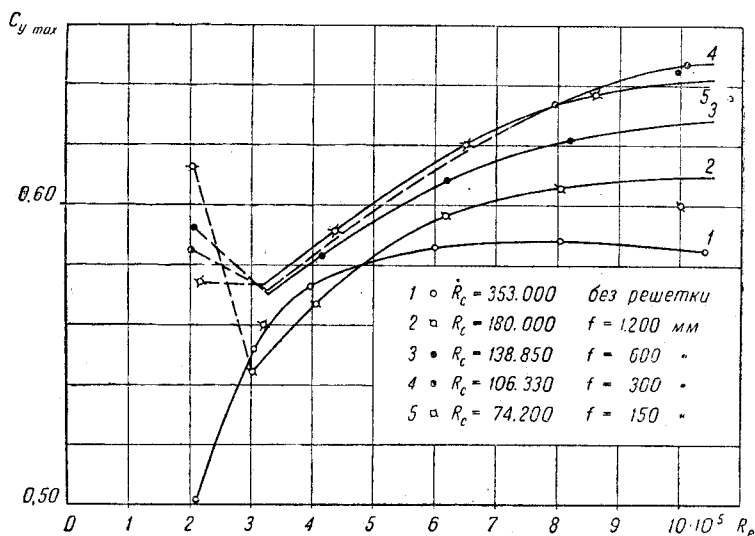


Фиг. 4. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NACA-2209 при различных положениях турбулизирующей решетки

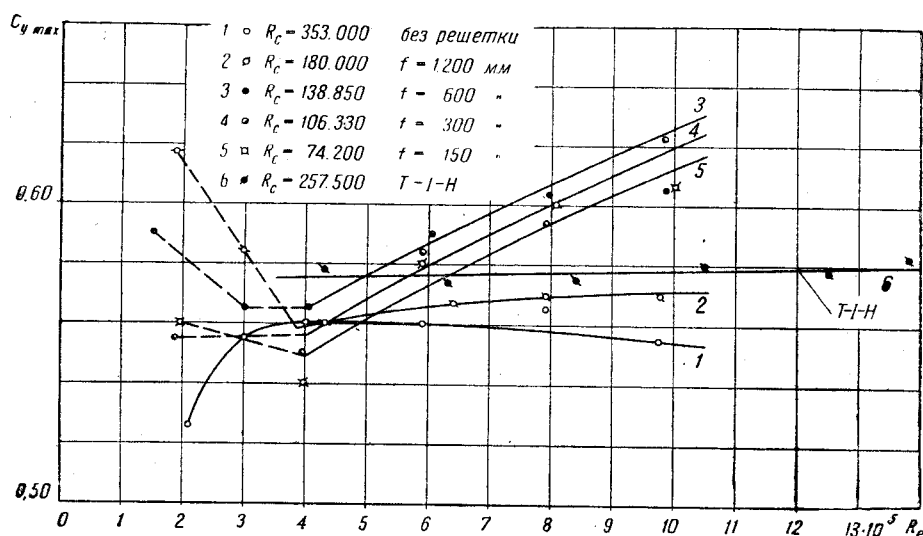


Фиг. 5. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NACA-2212 при различных положениях турбулизирующей решетки

Проведенные исследования целиком подтверждают ранее полученные выводы о наличии различных функциональных связей между  $C_{y \max}$ , с одной стороны, и числом Рейнольдса и турбулентностью—с другой, вид которых зависит от формы профиля. Кроме того, очевиден постепенный переход профиля из одной группы профилей в другую по мере изменения какого-либо одного из его геометрических параметров. В данном случае таким параметром явилась относительная толщина профиля.



Фиг. 6. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-2215 при различных положениях турбулизирующей решетки

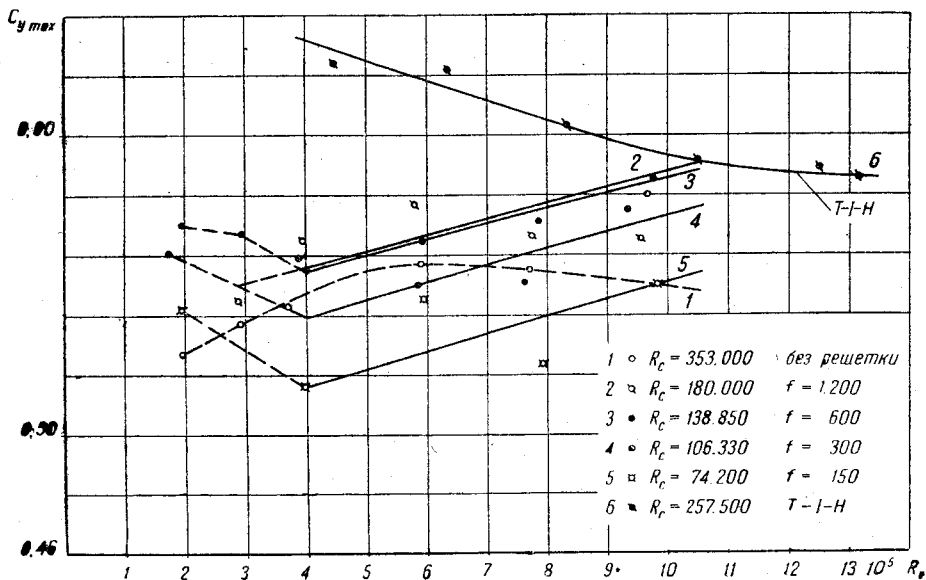


Фиг. 7. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-2215 при различных положениях турбулизирующей решетки

К сожалению, в некоторых случаях разброс экспериментальных точек велик<sup>1</sup> и не всегда можно с уверенностью сказать, что кривая пойдет именно так, как она проведена на диаграмме (например, кривая 2 на фиг. 8), но это обстоятельство несколько не отразится на качественных выводах работы, о которых пока только и можно говорить вследствие малой

<sup>1</sup> См. объяснение этому в первой части работы (1).

области изменений чисел Рейнольдса опыта (от  $R_c = 4 \cdot 10^5$  до  $10 \cdot 10^5$ ) и отсутствия каких-либо достаточно физически и математически обоснованных воззрений (за исключением данных, относящихся к первой группе профилей <sup>(9, 10)</sup>, объясняющих наблюдающиеся явления).



Фиг. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-2221 при различных положениях турбулизирующей решетки

#### ОБРАБОТКА ИСПЫТАНИЙ ПО ЭФФЕКТИВНОМУ ЧИСЛУ РЕЙНОЛЬДСА

На основании мыслей, высказанных в ряде работ, опубликованных в 1933—1935 гг., <sup>(9, 11, 3)</sup> у работников Ланглей-Фильда в Америке выработался определенный метод для учета влияния турбулентности, сводящийся к обработке результатов испытаний крыльев по „эффективному числу Рейнольдса“. В последней из опубликованных работ, посвященных этому вопросу <sup>(4)</sup>, автор пишет:

„Влияние на обтекание тел, происходящее за счет масштаба и турбулентности, могут быть подразделены на два основных типа: первое — эффективное увеличение вязкости, вследствие турбулентного перемешивания, второе — влияние турбулентности на те характеристики, которые связаны с переходом пограничного слоя от ламинарной формы к турбулентной и его влиянием на отрыв потока. Здесь следует отметить, что нормальная турбулентность потока аэродинамической трубы невелика по сравнению с турбулентностью в турбулентном пограничном слое модели и что ее влияние на ламинарный пограничный слой впереди точки перехода его в турбулентный — незначительно, исключая уменьшение устойчивости ламинарного пограничного слоя в отношении перехода его в турбулентный. Первый тип влияния масштаба и турбулентности характеризуется медленным непрерывным изменением коэффициента в зависимости от числа Рейнольдса, связанного, очевидно, с изменением отношения толщины пограничного слоя к характеристической длине тела, как, например, в случае коэффициента лобового сопротивления обтекаемого тела. Второй тип характеризуется более внезапным изменением между двумя формами обтекания, первая из которых связана с отрывом ламинарного пограничного слоя, а вторая — с замедленным отрывом турбулентного пограничного слоя. К этой категории относится влияние масштаба и турбулентности, наблюдаемое при испытании шаров и при определении максимума подъемной силы профиля. Может существовать некоторая промежуточная форма

обтекания, при которой существенное значение имеет явление перехода в свободном (т. е. оторвавшемся) пограничном слое<sup>(11)</sup>, и ее нельзя обойти при рассмотрении второго типа влияния масштаба и турбулентности.

Изменения максимума подъемной силы профиля в зависимости от числа Рейнольдса приписывались тенденции турбулентного пограничного слоя замедлить отрыв потока с крыла. С увеличением числа Рейнольдса пограничный слой в области отрыва становится турбулентным, в результате чего происходит замедление отрыва потока с крыла, а, следовательно, и увеличение максимума коэффициента подъемной силы. Найдено, что при наличии начальной турбулентности в потоке вышеуказанное явление имеет место при относительно меньших числах Рейнольдса, нежели для случая нетурбулентного потока, и что при умножении значений чисел Рейнольдса опыта для турбулентного потока, на фактор, величина которого зависит от степени турбулентности данного потока, оказывается возможным привести изменение максимума подъемной силы крыла с числом Рейнольдса, измеренное в турбулентном потоке, в приемлимое согласие с изменением его, полученным в менее турбулентном потоке<sup>(3)</sup>.

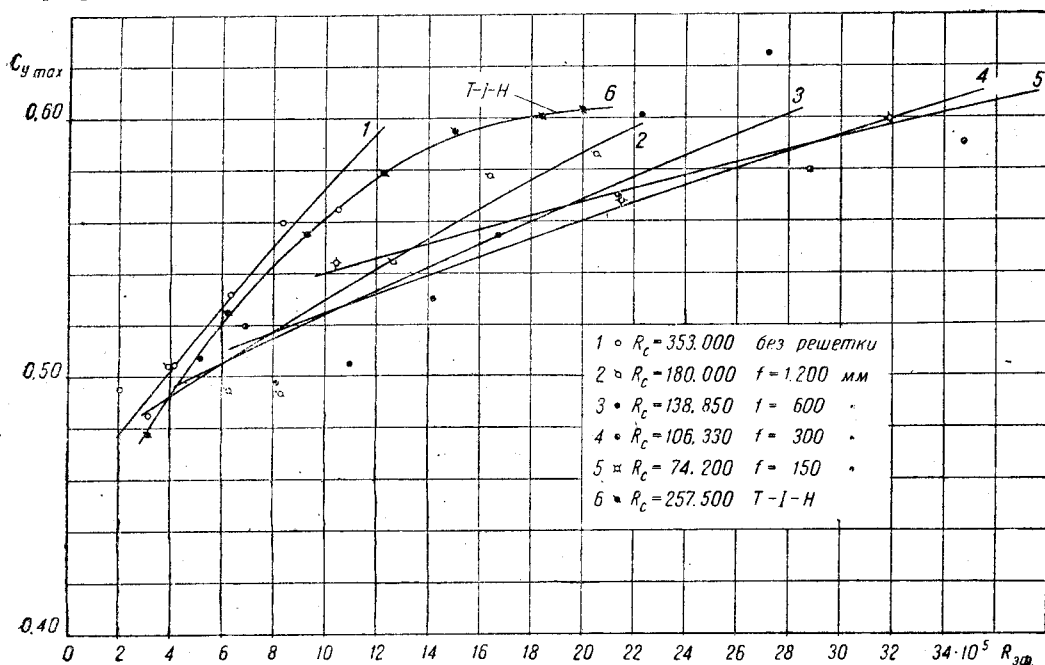
Сравнение данных испытаний шаров в различных трубах указывает, что изменение коэффициента давления с числом Рейнольдса в потоках с различной степенью турбулентности может быть проведено в приближительное соответствие таким же приемом, который применялся в случае крыла. Оказывается далее, что тот же самый фактор служит для исправления результатов испытаний шаров и крыльев в одной и той же трубе. Если взять отношение значения критического числа Рейнольдса для шара в свободной атмосфере к значению его в турбулентном потоке, то результирующая константа и является тем фактором, на который следует умножить число Рейнольдса опыта в турбулентном потоке, чтобы получить число Рейнольдса, при котором соответствующие явления перехода и отрыва имеет место в нетурбулентном потоке. Это отношение может быть названо „фактором турбулентности“ (Т. F.) рассматриваемого потока“.

В своей работе Р. Платт приводит ряд диаграмм  $C_{y \max} = f(Re)$ , полученных в результате испытаний профилей Clark-Y, NACA-23012 и NACA-2412 при различной степени турбулентности потока. Кроме того приводятся диаграммы  $C_{y \max} = f(R_{эфф})$ , где  $R_{эфф} = Re \cdot (Т. F.)$ . В последнем случае кривые, полученные в различных условиях опыта, почти сливаются или располагаются на продолжении одна другой, из чего автор делает вывод о целесообразности обработки испытаний крыльев по эффективному числу Рейнольдса. Ряд этих диаграмм приведены в нашей обзорной статье.

Не вдаваясь в критику физических предпосылок предложенного метода обработки испытаний крыльев по эффективному числу Рейнольдса, мы решили проверить, насколько справедлив вывод автора о целесообразности такой обработки. С этой целью результаты испытаний серии профилей NACA в Т-V ЦАГИ мы обработали по эффективному числу Рейнольдса, принимая, что в натуре в условиях полета  $R_c = 385\,000$ <sup>(4)</sup>. На фиг. 9, 10, 11, 12 и 13 приведены соответствующие кривые  $C_{y \max} = f(R_{эфф})$ . Рассмотрение этих диаграмм и сравнение их с диаграммами 4, 5, 6, 7 и 8, на которых построены кривые  $C_{y \max} = f(R_{эфф})$  показывает, что обработка испытаний по эффективному числу Рейнольдса в большинстве случаев не дает удовлетворительных результатов. Как показывает анализ диаграмм, увеличение относительной толщины профиля вызывает все большее и большее расхождение в кривых  $C_{y \max}$ , построенных по эффективному числу Рейнольдса. В первой части работы было указано, что с точки зрения изменения вида функциональных связей  $C_{y \max} = f(Re)$  и  $C_{y \max} = f(\varepsilon)$ , увеличение относительной вогнутости профиля равносильно увеличению его относительной толщины. Вследствие этого представляло интерес сравнить результаты обработки по эффективному числу Рейнольдса двух про-

филей с различной вогнутостью, но с одинаковым положением максимальной вогнутости и с одинаковой относительной толщиной. На фиг. 14 и 15 приведены кривые  $C_{y\max} = f(Re)$  и  $C_{y\max} = f(R_{эфф})$  для профиля NASA-4215, испытанного еще в первой серии опытов. Как видно из рассмотрения фиг. 11, 13 и 15, пучок кривых  $C_{y\max} = f(R_{эфф})$  для профиля NASA-2215 значительно уже соответствующего пучка кривых для профиля NASA-4215, тогда как кривые для профилей NASA-4215 и NASA-2221 мало отличаются друг от друга по своему характеру и размерам дорожки.

Наилучшее совпадение в кривых  $C_{y\max} = f(R_{эфф})$  было получено для профиля NASA-2212, т. е. для профиля относительной толщиной, равной

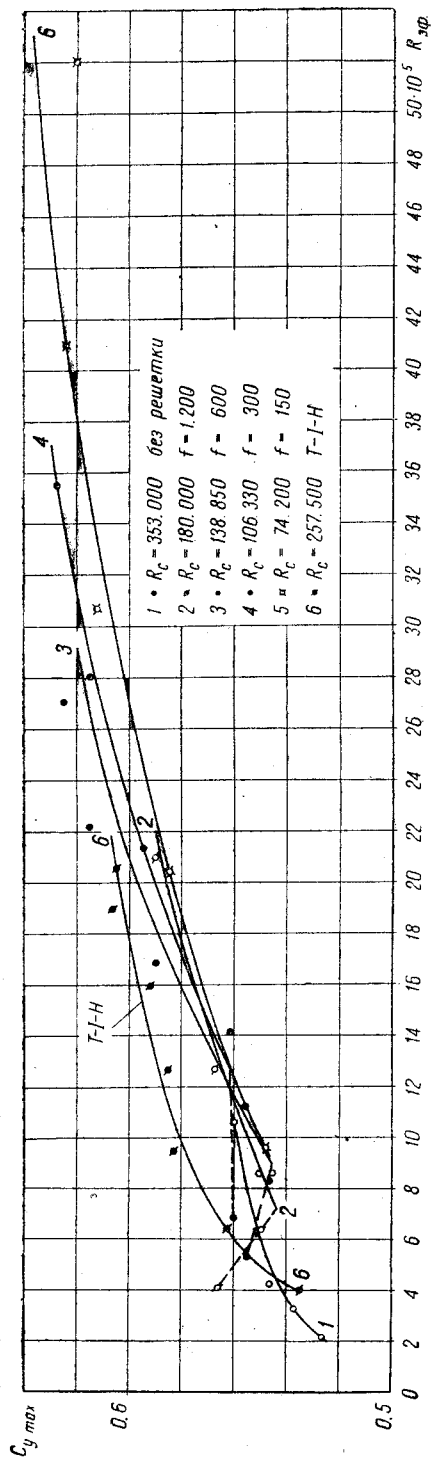


Фиг. 9. Зависимость  $C_{y\max}$  от  $R_{эфф}$  для профиля NASA-2209

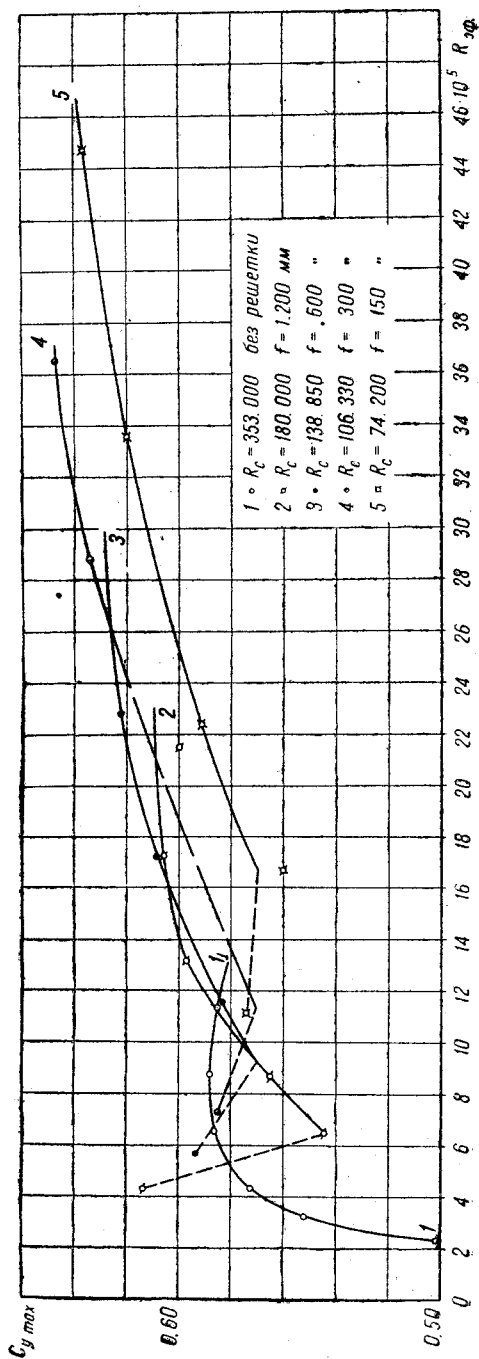
12% от хорды, относительной вогнутости, равной 2%, при положении максимальной вогнутости на расстоянии 20% от носика профиля. Кривые  $C_{y\max} = f(R_{эфф})$ , которые приводятся в выше цитированной работе, относятся к профилям с геометрическими параметрами, близкими к параметрам профиля 2212, и, следовательно, учитывать в первом приближении влияние турбулентности на  $C_{y\max}$  при помощи обработки испытаний по эффективному числу Рейнольдса можно только для профилей, геометрические параметры которых близки к указанным. Для профилей, геометрические параметры которых отличаются от упомянутых, производить учет влияния турбулентности, пользуясь эффективным числом Рейнольдса, нельзя; в этом случае лучше пользоваться качественными указаниями, которые были сделаны в первой части нашей работы.

#### СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ В ТРУБАХ T-V, T-1-H и T-1 ВВА

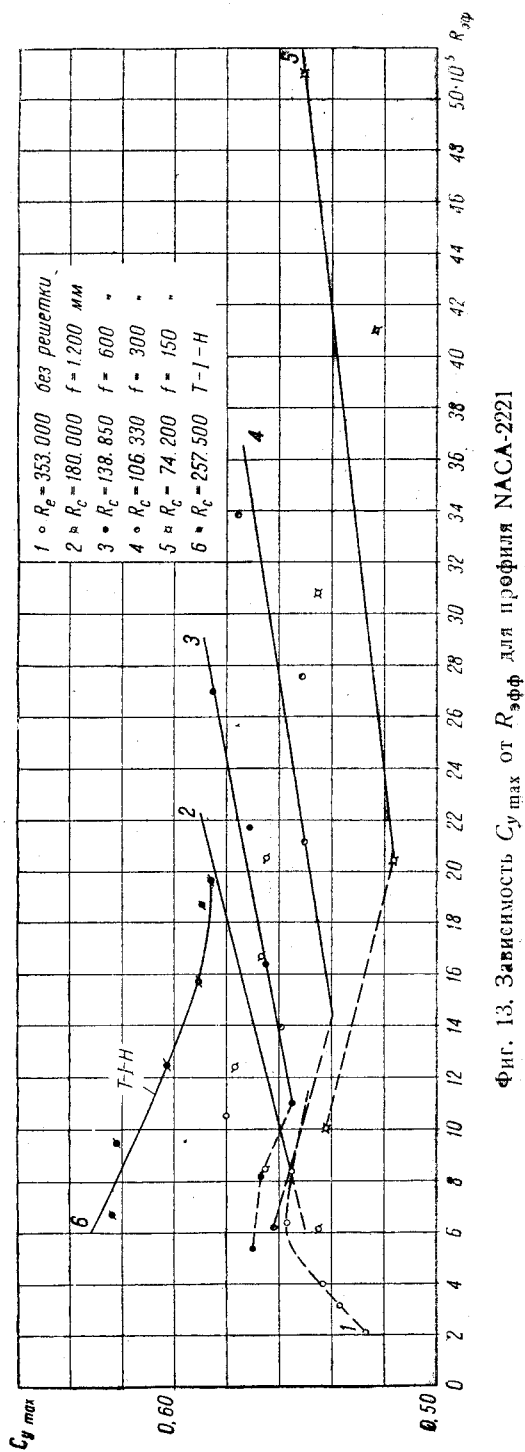
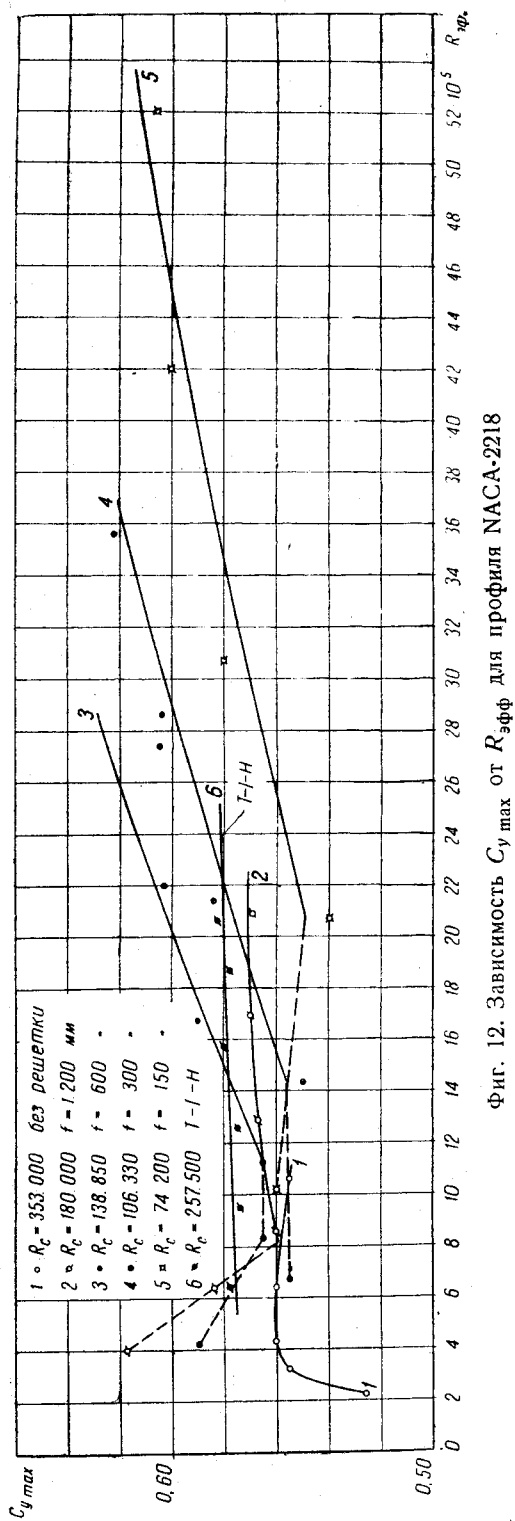
С целью сравнить результаты испытаний серии профилей при различных условиях опыта, но без каких-либо специальных турбулизирующих приспособлений были проведены опыты в трубах T-V и T-1H ЦАГИ и T-1 ВВА. Степень турбулентности потока в трубах T-V и T-1H различна, а именно  $\varepsilon = 0,2$  и  $0,7\%$ . Напротив, трубы T-1H ЦАГИ и T-1 ВВА одно-



Фиг. 10. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $R_{\infty}$  для профиля NASA-2212.

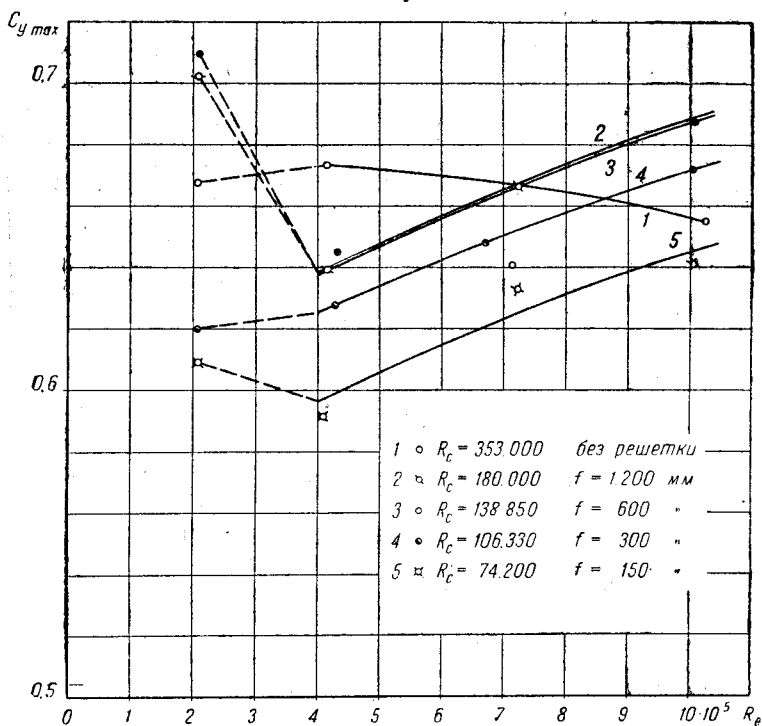


Фиг. 11. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $R_{\infty}$  для профиля NASA-2215



типы и степень турбулентности потока в них одинакова. При обработке испытаний, проведенных во всех трубах вносились поправки на поле скоростей, индукцию трубы и косизну потока.

На фиг. 16 и 17 приведены графики изменения  $\alpha^\circ$  ( $\alpha^\circ$  при  $C_y = 0$ ) и производной  $a = \frac{dC_y}{d\alpha}$  в зависимости от относительной толщины профиля по данным испытаний в трубах Т-1Н ЦАГИ и Т-1 ВВА. Нанесенные на диаграммах значения являются средними арифметическими из опытных значений, замеренных при различных числах Рейнольдса опыта. Такое осреднение вполне допустимо, поскольку области изменений чисел Рейнольдса были одинаковы, а сами диаграммы преследуют лишь сравнительные цели. Рассмотрение диаграмм показывает, что отрицательные значения  $\alpha^\circ$  в трубах Т-1Н немного больше соответствующих значений в Т-1ВВА; в сред-



Фиг. 14. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-4215

нем  $\alpha^\circ$  отличается на  $0,1^\circ$ . Расхождение в производной  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  в среднем равно 2%, причем в Т-1 ВВА производная больше по сравнению с Т-1Н.

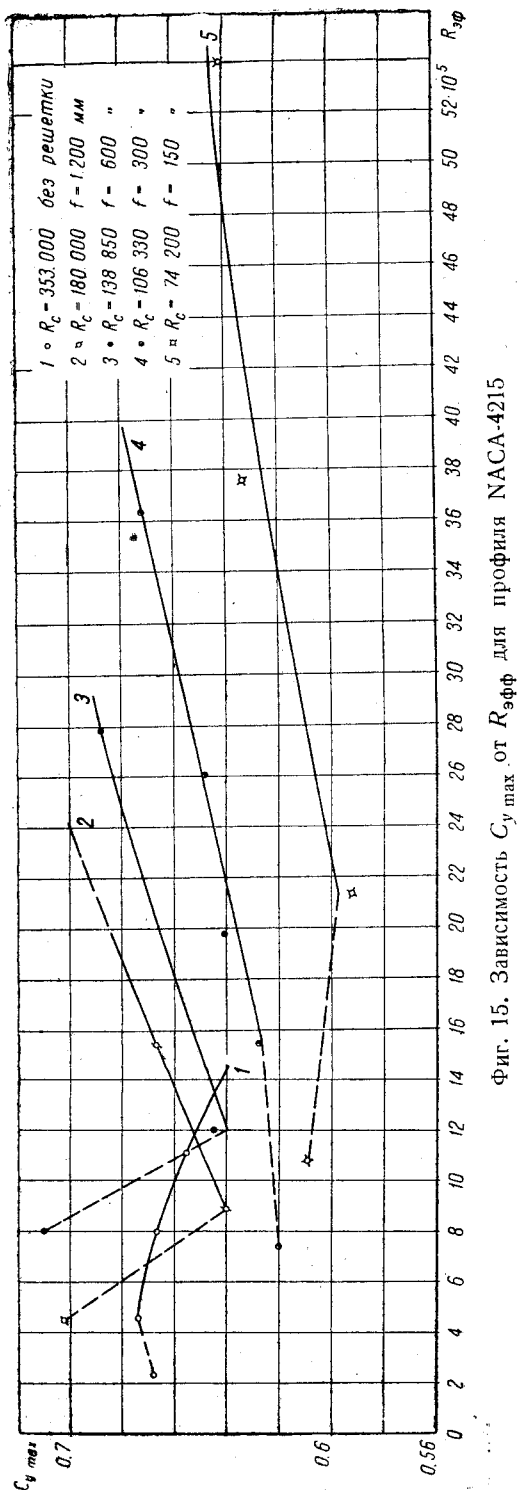
На фиг. 18, 19, 20, 21 и 22 приведены зависимости  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса согласно испытаний серии профилей NASA-22 в упомянутых трех трубах<sup>1</sup>. Как видно из рассмотрения диаграмм, несмотря на одинаковую степень турбулентности потока в трубах Т-1Н ЦАГИ и Т-1 ВВА значения  $C_{y \max}$  при одинаковых числах Рейнольдса в большинстве случаев не совпадают, причем для профиля NASA-2221 имеет место даже различный характер кривых  $C_{y \max} = f(Re)$ ; в Т-1 ВВА производная  $\frac{dC_{y \max}}{dRe} > 0$ ,

тогда как в Т-1Н  $\frac{dC_{y \max}}{dRe} < 0$  (фиг. 21). Указанное расхождение в кривых

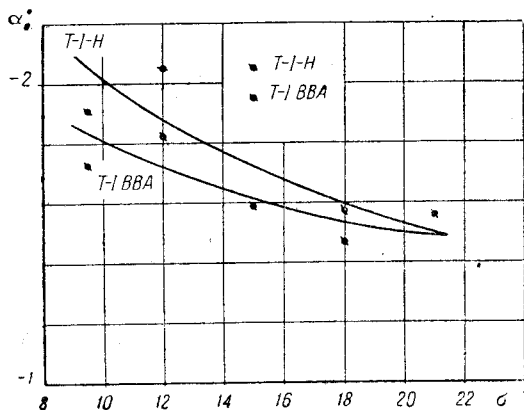
<sup>1</sup> За исключением профиля NASA-2215, который в трубе Т-1Н не испытывался

нельзя приписать ошибкам в измерении средней скорости потока в обеих трубах, так как характер кривых  $C_{y \max} = f(Re)$  от этого не изменился бы; кроме того, в этом случае различия и  $C_{y \max}$  были бы равны разнице в значениях производной  $\frac{dC_y}{dx}$ , чего в действительности не имеет места. Таким

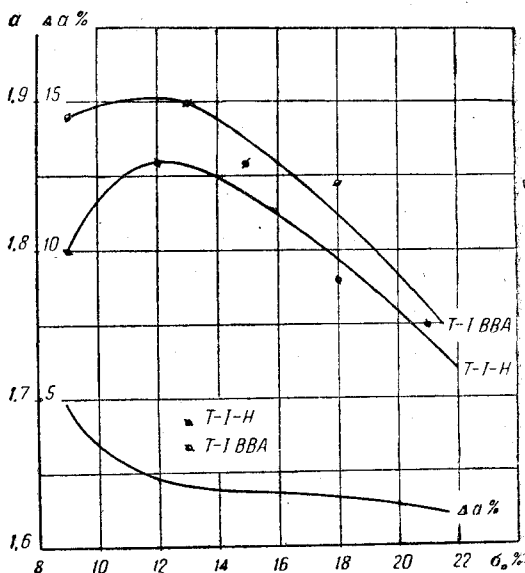
образом приходится признать, что соблюдение равенства параметров  $Re$  и  $\varepsilon$  еще недостаточно для полного совпадения аэродинамических характеристик профиля, и что имеется еще ряд других факторов, пока еще не учтенных. На это обстоятельство в свое время нами уже было указано<sup>1</sup>.



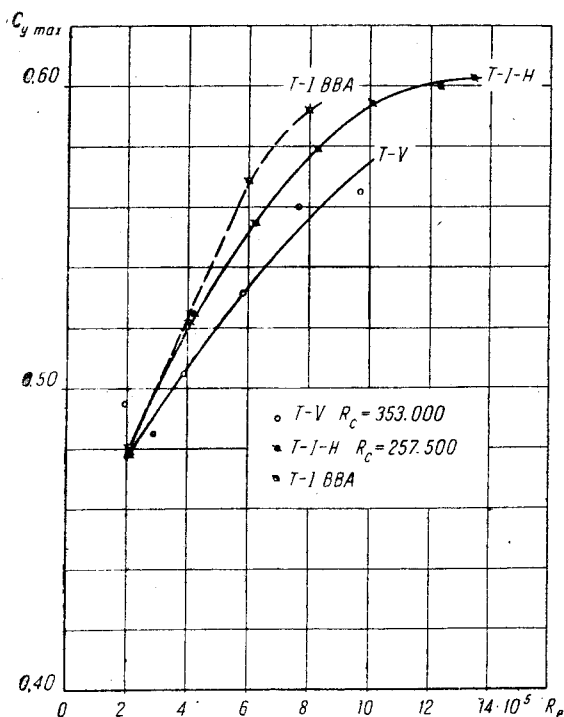
Фиг. 15. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $Re_{\text{эфф}}$  для профиля NASA-4215



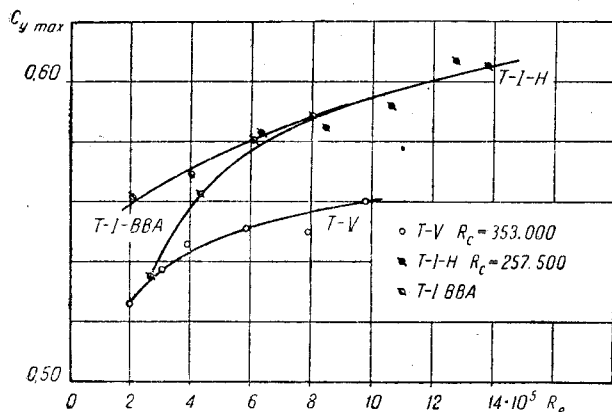
Фиг. 16. Зависимость  $\alpha_0$  для серии профилей NASA-22 от относительной толщины



Фиг. 17. Зависимость  $\frac{dC_y}{d\alpha}$  для серии профилей NASA-22 от относительной толщины

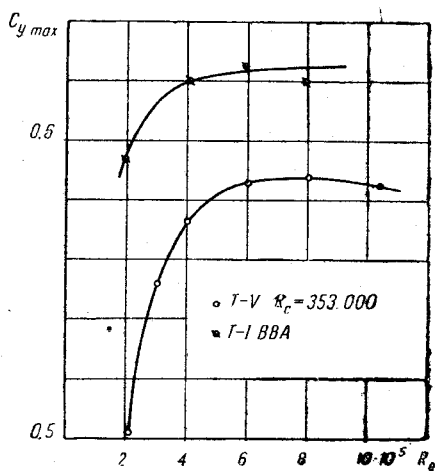


Фиг. 18. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-2209



Фиг. 19. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-2212

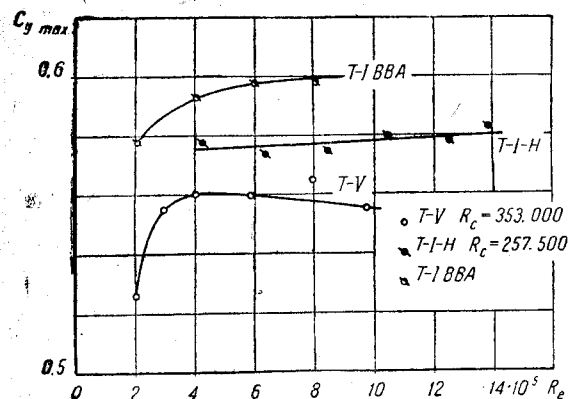
На фиг. 23, 24, 26 и 27 приведены диаграммы  $C_{y \max} = f(R_{\text{эфф}})$  по данным испытаний в трубах T-V и T-1H, а на фиг. 25 — по данным испытаний в трубах T-V и T-1 BBA. Фактор турбулентности (Т. Ф.) для трубы T-1 BBA принят равным фактору турбулентности для трубы T-1H. Рассмотрение диаграмм показывает на удовлетворительное совпадение кривых для профиля NASA-2209; с увеличением относительно толщины профиля совпадение в кривых становится менее удовлетворительным. Особенно велико расхождение в кривых для профиля NASA-2221. Таким образом в основном подтверждается сделанный нами ранее вывод, что учет влияния турбулентности посредством обработки испытаний по эффективному числу Рейнольдса можно производить только в частном случае тонких и мало вогнутых профилей, причем учет этот является лишь приближенным.



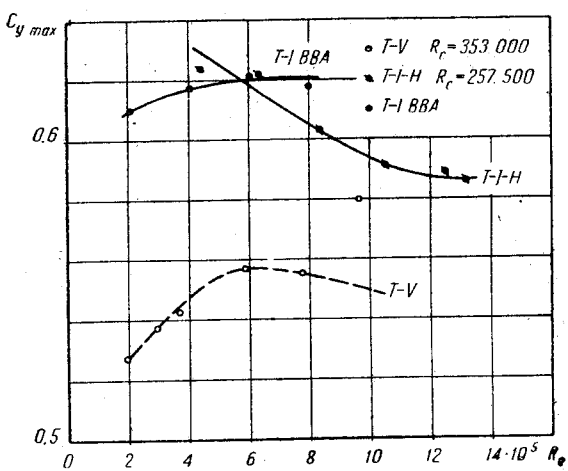
Фиг. 20. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NASA-221

### ВЫВОДЫ И БЛИЖАЙШИЕ ЗАДАЧИ

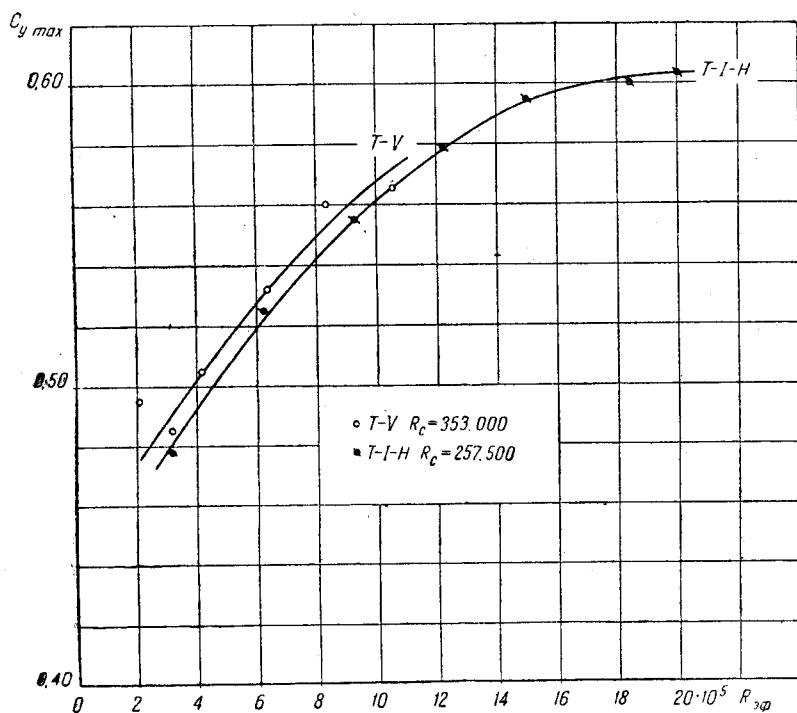
Проведенные исследования серии профилей NASA-22 в основном подтвердили качественные выводы первой части работы<sup>(1)</sup>. Обнаружено, что  $C_{y \max}$  тонких профилей с малой вогнутостью увеличивается при возрастании числа Рейнольдса и турбулентности. По мере увеличения относительной толщины профиля характер зависимостей меняется, а именно: в условиях малой турбулентности, близкой к турбулентности в условиях полета, производная  $\frac{dC_{y \max}}{dRe} \approx 0$ , в условиях большой турбулентности про-



Фиг. 21. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NACA-2218

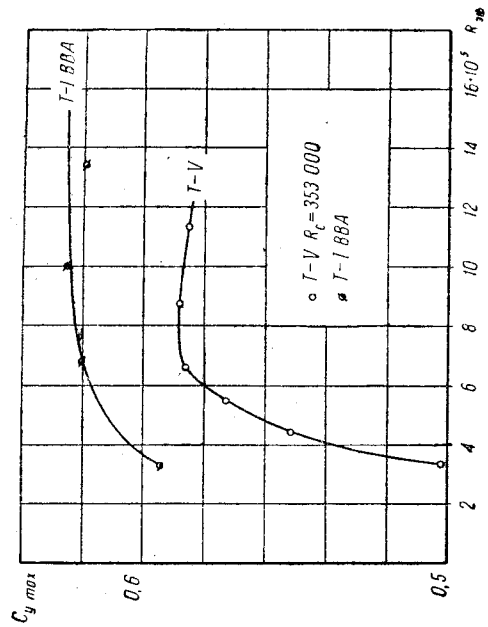


Фиг. 22. Зависимость  $C_{y \max}$  от числа Рейнольдса для профиля NACA-2221

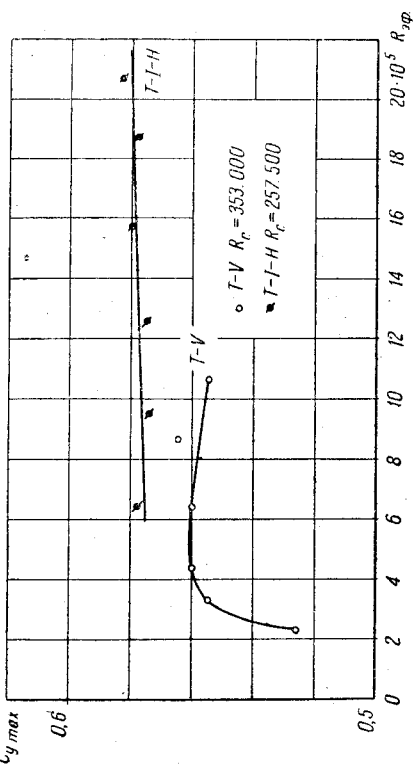


Фиг. 23. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $Re_{\text{эфф}}$  для профиля NACA-2209

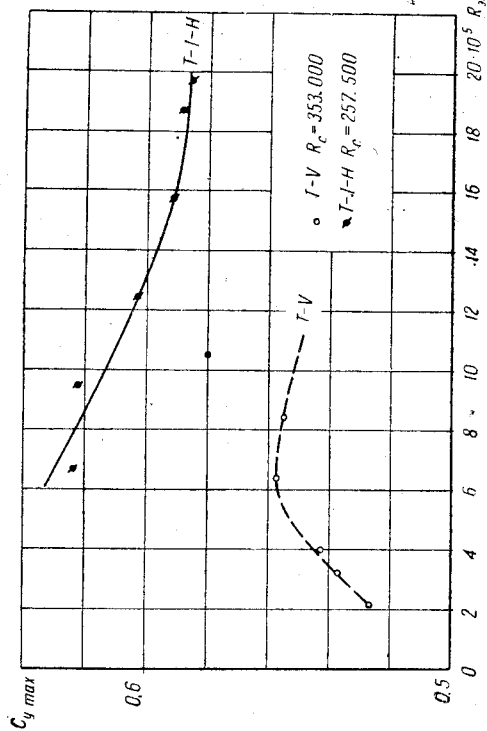
изводная  $\frac{dC_{y \max}}{dRe} > 0$ , причем увеличение турбулентности приводит к увеличению  $C_{y \max}$ . При переходе к относительным толщинам порядка  $\sigma_0 \approx 20\%$ , в условиях малой турбулентности производная  $\frac{dC_{y \max}}{dRe} < 0$ , в условиях большой турбулентности  $\frac{dC_{y \max}}{dRe} > 0$ , но  $\frac{dC_{y \max}}{d\varepsilon} < 0$ , где  $\varepsilon$  — мера турбулентности.



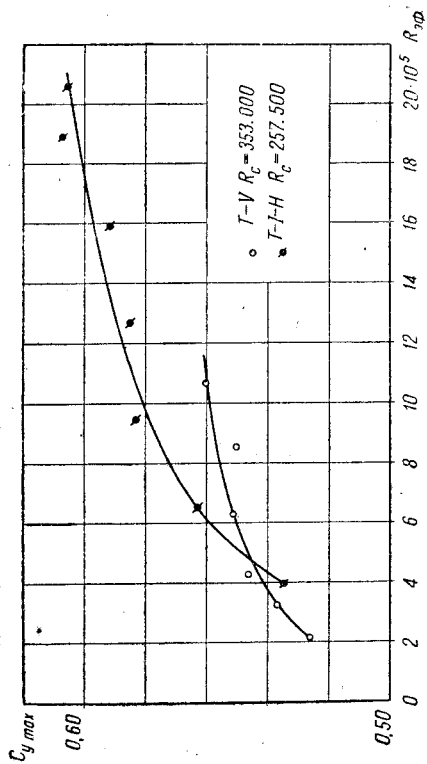
Фиг. 25. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $R_{\text{эфф}}$  для профиля NASA-2215



Фиг. 26. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $R_{\text{эфф}}$  для профиля NASA-2218



Фиг. 27. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $R_{\text{эфф}}$  для профиля NASA-2221



Фиг. 24. Зависимость  $C_{y \max}$  от  $R_{\text{эфф}}$  для профиля NASA-2212

Показано, что с точки зрения изменения функциональных связей  $C_{y \max} = f(Re)$  и  $C_{y \max} = f(\varepsilon)$  увеличение относительной вогнутости профиля равносильно увеличению его относительной толщины.

Обнаружено, что предложенный НАСА метод учета влияния турбулентности, сводящийся к обработке испытаний по эффективному числу Рейнольдса пригоден только в первом приближении для профилей с малой вогнутостью порядка 2% от хорды и относительной толщиной порядка 12% от хорды.

Проведенные исследования показали, что в однотипных трубах с одинаковой степенью турбулентности аэродинамические характеристики при одинаковых числах Рейнольдса опыта не полностью совпадают, что указывает на наличие еще не учитываемых факторов подобия.

В заключение необходимо упомянуть, что, как показывают опыты, форма крыла (форма в плане, закрутка, тип механизаций и т. д.) влияют на вид функциональных связей  $C_{y \max} = f(Re)$  и  $C_{y \max} = f(\varepsilon)$ , однако, изучение влияния числа Рейнольдса и турбулентности на  $C_{y \max}$ , до сих пор, в основном, проводилось в результате испытаний прямоугольных крыльев, а к изучению упомянутых влияний (имеющих, кстати говоря, большое практическое значение) пока еще серьезно не приступали. Упомянутые задачи, по нашему мнению, являются одними из первоочередных, причем решение их можно разбить на следующие этапы:

- 1) изучение влияния числа Рейнольдса и турбулентности на  $C_{y \max}$  произвольного вида крыльев с различными профилями;
- 2) изучение влияния числа Рейнольдса и турбулентности на  $C_{y \max}$  механизированных крыльев.

## БИБЛИОГРАФИЯ

1. П. П. Красильщиков. Влияние числа Рейнольдса и турбулентности потока на максимальную подъемную силу крыла". Труды ЦАГИ, вып. 268. 1936.
2. П. П. Красильщиков. Влияние турбулентности и числа Рейнольдса на максимальный коэффициент подъемной силы". Техника воздушного флота. № 11. 1937.
3. Jacobs Eastman N. and Clay Williams C. Characteristics of the NACA 23012 Airfoil from Tests in the Full-Scale and Variable Density Tunnels. „Techn. NACA № 530. 1935.
4. Robert C. Platt. „Turbulence Factors of NACA Wind Tunnels as determined by Sphere Tests.“ Techn. Report NACN № 558. 1936.
5. Eastman N. Jacobs, Kenneth E. Ward and Robert M. Pinkerton. „The Characteristics of 78 related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel. „Techn. Report NACA № 460. 1933.
6. Справочник Авиаконструктора. Ч. 1.
7. П. П. Красильщиков. Материалы к динамической шкале турбулентности. Технические заметки ЦАГИ, № 82. 1935.
8. S. Hoerner. „Versuche mit Kugeln betreffend Kennzahl, Turbulenz und Oberflächenbeschaffenheit. „Luftfahrtforschung“ Band 12 № 1, 1935.
9. C. Millican and A. Klein. The Effect of Turbulence Aircraft Engineering № 8. 1933.
10. C. Millican. Further Experiments on the Variation of the Maximum Lift Coefficient with Turbulence and Reynolds Number. Transactions of the A. S. M. E. № 11. 1934.
11. Hugh L. Dryden. Turbulence companion of Reynolds Number. Journal of the Aeronautical Sciences“ 1934, V. 1, № 2.

---

Отв. редактор А. Э. Стерлин

Техн. редактор И. К. Богданов

Сдано в набор 10/X 1937 г.

Подписано к печ. 15/XI 1937 г.

Печ. лист. 11½

Колич. печ. знаков в листе 66 000

Формат бум. 70×108<sup>1/16</sup>

Уполн. Мособлгорлита № Б-6192

Тираж 1000.

Заказ тип. № 353

Типография ЦАГИ—Москва, ул. Радио, 17.