

Выпуск 268

П. П. КРАСИЛЬЩИКОВ

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА
И ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПОТОКА
НА МАКСИМАЛЬНУЮ ПОДЪЕМНУЮ
СИЛУ КРЫЛА

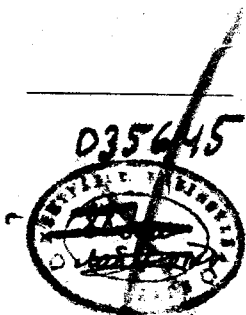
КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

В настоящей работе приводятся результаты опытов, проведенных с четырнадцатью крыльями в условиях различной начальной турбулентности и при различных числах Рейнольдса. Искусственная турбулентность создавалась при помощи турбулизирующей решетки, устанавливавшейся на различных расстояниях от моделей.

Степень турбулентности определялась по критическому числу Рейнольдса для шаров различных диаметров с последующим определением меры турбулентности, за которую была принята средняя квадратичная пульсация скорости.

Кроме оригинальных опытов приводятся наиболее интересные опыты, проведенные в США и Англии.

В приведенных в конце выводов отмечается влияние геометрических параметров профиля на характер зависимости максимального коэффициента подъемной силы крыла от числа Рейнольдса и турбулентности.



Отв. редактор В. Л. Александров

Техн. редактор А. С. Борисов

Сдано в набор 31 марта 1936 г.

Подписано к печати 13 мая 1936 г.

Формат бумаги $72 \times 110 \frac{1}{16}$
Уполи. Главлита № В-40349

3 печ. листа по 66000 зн. в листе.

Тираж 1000 экз.

Зак. № 130

Типография ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17.

Введение

Вопросу влияния начальной турбулентности на аэродинамические характеристики тел, обтекаемых потоком воздуха, уделяется в последнее время все большее и большее внимание. Это внимание вызвано существенным влиянием начальной турбулентности на характер обтекания тел потоком. Особенно сильно это влияние проявляется в области „кризиса“, причем оно связано с изменением момента перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние. Последнее, с одной стороны, тотчас же сказывается на величине, как местного, так и полного коэффициента трения, а с другой стороны, вызывает изменение характера обтекания, что в свою очередь оказывает влияние на сопротивление формы. В зависимости от плавности очертания тела указанный фактор влияет в большой степени или на сопротивление трения или на сопротивление формы. Если у хорошо обтекаемых тел изменение начальной турбулентности, особенно при числах Рейнольдса не на много превышающих критические числа Рейнольдса, вызывает существенное изменение в сопротивлении трения, то у тел плохо обтекаемых изменение турбулентности влечет за собой существенное изменение в сопротивлении формы. Иногда, как, например, у шара, увеличение или уменьшение начальной турбулентности вызывает изменение сопротивления формы в несколько раз. Это обстоятельство было даже использовано для определения степени начальной турбулентности по величине сопротивления шара, причем за меру турбулентности было предложено принимать критическое число Рейнольдса R_c , при котором коэффициент сопротивления шара особенно резко уменьшается. По предложению Драйдена¹ за численное значение критического числа Рейнольдса R_c принимают значение числа Рейнольдса $Re = \frac{V \cdot d}{\nu}$,

при котором коэффициент $C_x = \frac{Q}{\rho \cdot S \cdot V^2}$ шара равен 0,15 ($C_D = 0,3$).

Кроме влияния на сопротивление, начальная турбулентность потока оказывает влияние и на величину подъемной силы, причем это влияние проявляется наиболее заметно при критических углах атаки и довольно существенно изменяет максимальную подъемную силу крыла. Большинство работ по изучению влияния турбулентности на $C_{y \max}$ было проведено в США. Среди этих работ можно отметить более ранние работы Стэка², Найта³ и Джаковса⁴. За исключением опытов Стэка, отмеченные

¹ H. L. Drayden and A. M. Kueth e. Effect of Turbulence in Wind Tunnel Measurement. NACA Report № 342.

² J. Stack. Tests in the Variable Density Wind Tunnel to Investigate the Effects of Scale and Turbulence on Airfoil Characteristics. NACA Technical Note № 364.

³ M. Knight, and T. A. Harris. Experimental Determination of Jet Boundary Corrections for Airfoil Tests in Four Open Wind Tunnel Jets of Different Shapes. NACA Technical Report № 361.

⁴ R. N. Jacobs. The Aerodynamic Characteristics of Eight very thick Airfoils from Tests in the Variable Density Wind Tunnel. NACA Technical Report № 391.

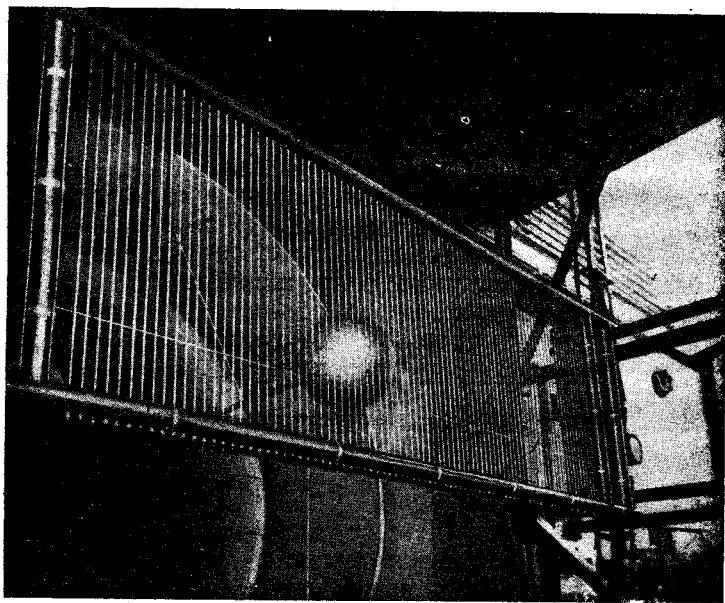
опыты носили лишь случайный характер. Наиболее интересны опыты, проведенные в последнее время. К ним относятся опыты Милликена и Клейна⁵, Милликена⁶, Рельфа⁷ и Франса⁸. Первые две работы представляют собой систематические исследования по влиянию турбулентности на $C_{y\max}$. Две последние работы интересны в том отношении, что опыты проводились при очень больших числах Рейнольдса. На разборе этих работ мы ниже еще остановимся.

Задачей данной работы являлось более подробное, чем в упомянутых исследованиях, осветить вопрос о влиянии турбулентности и числа Рейнольдса на $C_{y\max}$. Работа преследовала цель дать исходный материал к более обоснованному учету влияния условий, при которых происходят испытания моделей в различных аэродинамических трубах.

Если по ряду причин, о которых будет упомянуто ниже, нам и не удалось ответить на поставленные вопросы с исчерпывающей полнотой, то все же проведенные исследования представляют известный интерес для конструкторов и научных работников, вследствие чего было решено опубликовать эти исследования, отнеся более глубокие изыскания к последующему времени.

Поправка на поле скоростей и измерение степени турбулентности

Ниже дается описание опытов с крыльями проведенных в ЦАГИ при различной турбулентности и различных числах Рейнольдса. Как это



Фиг. 1.

принято в настоящее время, повышенная турбулентность вызывалась турбулизирующей решёткой. Общий вид решетки приведен на фиг. 1. Как видно из рассмотрения фигуры, решетка представляла собой раму из труб, на которых прикреплялись обтекатели. Ширина рамы равнялась

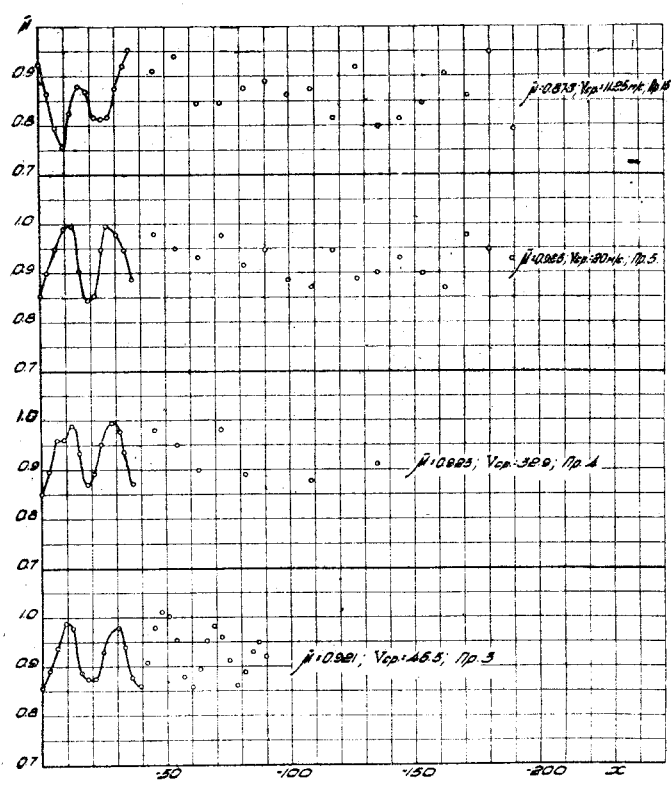
⁵ C. Millican and A. Klein. The Effect of Turbulence. Aircraft Engineering № 8 1933.

⁶ 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.

⁷ E. F. Relf. Results from the Compressed Air Tunnel. The Journal of the Royal Aeronautical Society, January, 1935.

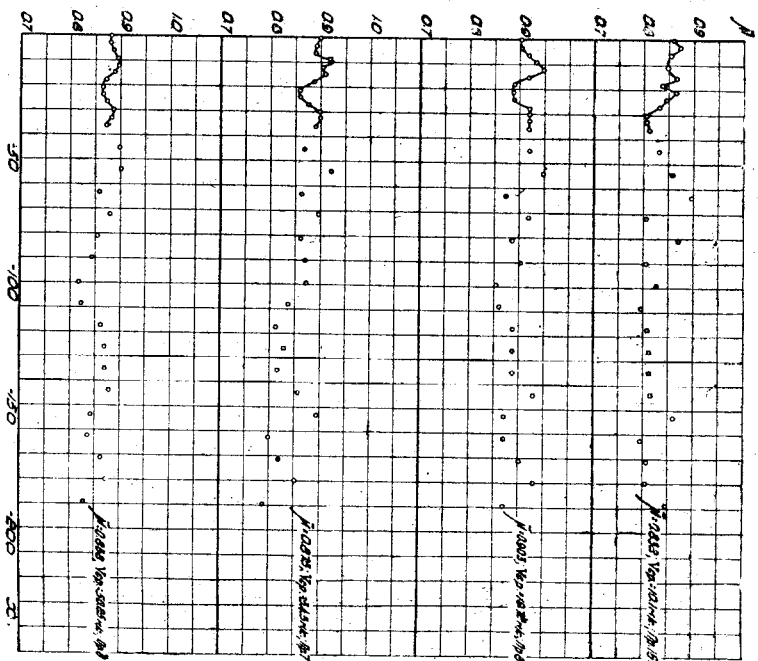
⁸ S. J. France. The NACA Full-Scale Wind Tunnel. NACA Technical Report № 459.

1600 мм, а высота — 600. На раме были натянуты проволоки диаметром 3 мм, находившиеся друг от друга на расстоянии 18 мм. Рама монтировалась на четырех трубах, прикреплявшихся к соплу трубы Т-V. (Труба с открытой рабочей частью, диаметр сопла 2,25 м). Турбулизирующую решетку можно было устанавливать на различных расстояниях от модели, создавая тем самым большую или меньшую турбулентность потока в области расположения модели. Все эксперименты пороводились при четырех различных расстояниях f решетки от передней кромки моделей, а именно при $f = 1\,200, 600, 300$ и 150 мм. Кроме того, опыты проводились и в отсутствии решетки.

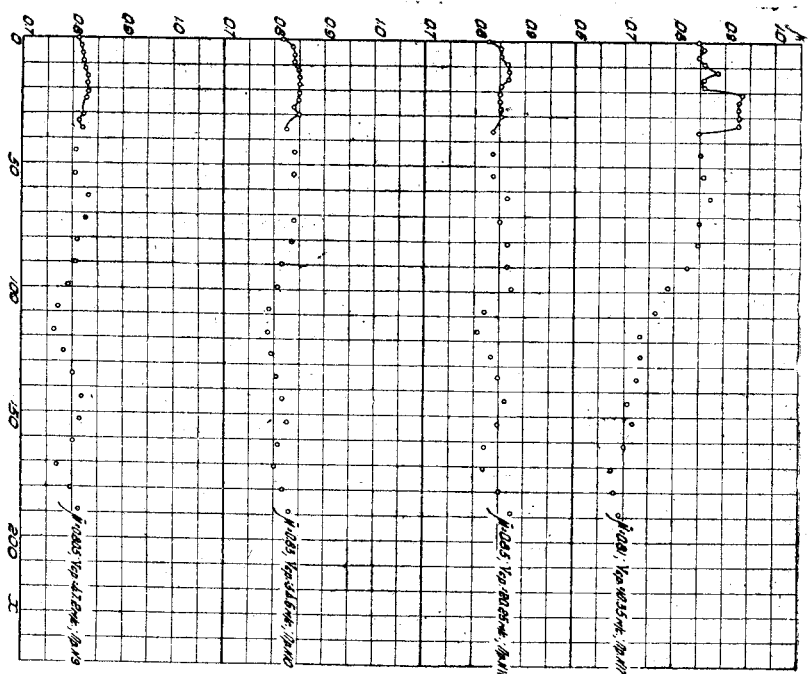


Фиг. 2. Поле скоростей в трубе Т-V за турбулизирующей решеткой при $f = 150$ мм.

Для учета тормозящего влияния решетки на поток, при всех положениях турбулизирующей решетки было определено поле скоростей в области расположения модели. Скорость определялась трубкой Пито с диаметром равным 2,7 мм. Так как крылья испытывались при средних скоростях потока, равных 10, 20, 35 и 50 м/сек, то при этих же скоростях определялось и поле скоростей за решеткой. Ради сокращения времени поле скоростей промерялось лишь в одном сечении на уровне расположения передней кромки моделей. Результаты измерений приведены на фиг. 2, 3, 4 и 5. На этих диаграммах по оси ординат отложен коэффициент поля, а по оси абсцисс расстояния в миллиметрах от оси трубы точек, в которых производились замеры скоростей. По этим диаграммам были определены средние значения коэффициента поля и затем была построена диаграмма зависимости коэффициента поля при всех положениях решетки от величины перепада давления в сопле трубы (фиг 6). По оси абсцисс отложены значения перепада давления в миллиметрах вертикального спиртового столба. Этой диаграммой мы пользовались при всех подсчетах скорости потока.

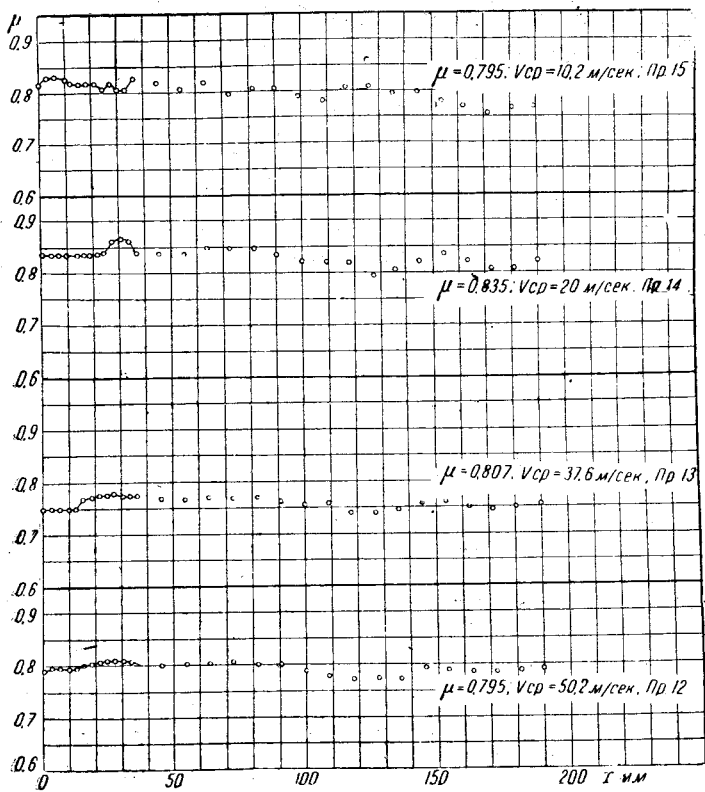


Фиг. 3. Поле скоростей в трубе Т-V за тубулизирующей решеткой при $f = 300$ МГц.



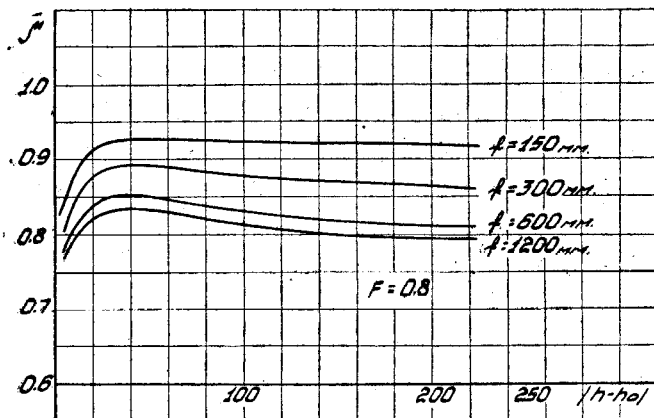
Фиг. 4. Поле скоростей в трубе Т-V за тубулизирующей решеткой при $f = 600$ МГц.

Для количественного определения степени турбулентности, при каждом положении решетки производились испытания трех шаров, диа-



Фиг. 5. Поле скоростей в трубе T-V за турбулизирующей решеткой при $f = 1200$ мм.

метр которых равнялся: 242, 150, 14 и 100 мм. Для повышения точности каждое испытание повторялось.



Фиг. 6. Изменение коэффициента поля за турбулизирующей решеткой в зависимости от $(h - h_0)$ перепада давления (после интерполяции).

Характерные зависимости коэффициента C_x лобового сопротивления шара от числа Рейнольдса при всех положениях решетки и без решетки приведены на фиг. 7. Приведенные кривые соответствуют испытанию шара $d = 150, 14$ мм.

О степени турбулентности можно судить по величине критического числа Рейнольдса R_c , соответствующего значению C_x , равному 0,15. Так как большинство авторов за меру турбулентности принимают величину средней квадратичной пульсации скорости, отнесенной к средней скорости, т. е. величину

$$\varepsilon = \frac{V_{\Delta} \bar{V}^2}{V_{cp}},$$

то мы попытались в нашем случае определить эту величину косвенным путем. Нами были обработаны ряд опытов, проведенных в США, в которых на ряду с измерением критических чисел Рейнольдса для шаров различных

диаметров производились непосредственные измерения турбулентности при помощи термоанемометров. В результате этой обработки нами была получена следующая экспериментальная формула:

$$\varepsilon_{0/0} = \frac{5}{\left[\frac{R_c}{100000} \right]^{0,65}} - 2.$$

Эта формула позволяет по величине критического числа Рейнольдса для шара определить величину средней квадратичной пульсации в процентах от средней скорости. Соответствующая кривая приведена на фиг. 8. На этой же диаграмме нанесены опытные точки.

Значения критических чисел Рейнольдса R_c , найденные для испытанных нами шаров различных диаметров, нанесены на фиг. 9 в функции $\frac{1}{f}$.

При испытании шара без решетки условно было принято,

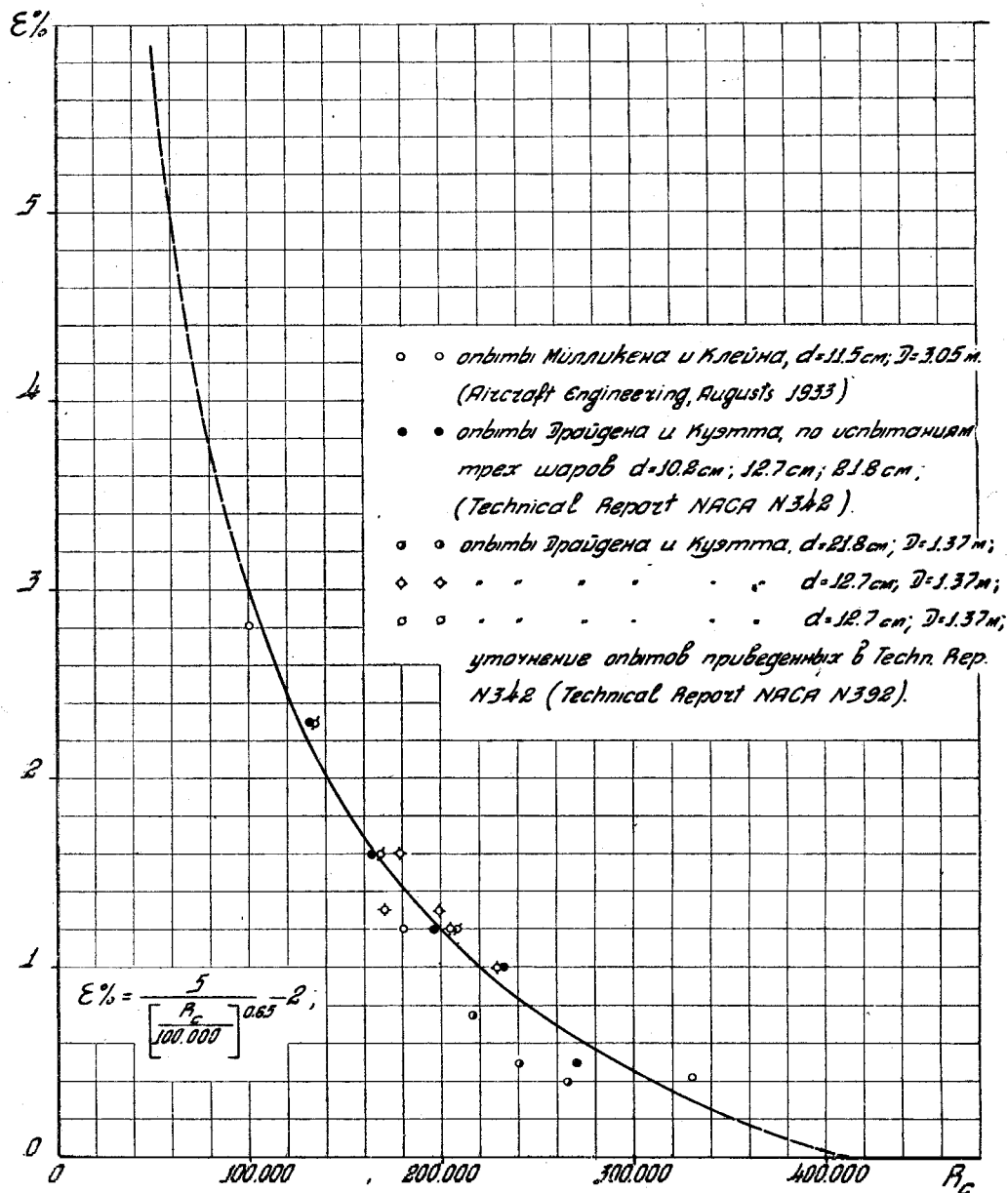
что $f = \infty$. Через полученные опытные точки проведена средняя кривая. По приведенной выше экспериментальной формуле, при каждом положении решетки, были подсчитаны значения ε . Соответствующая кривая также приведена на фиг. 9. Кроме того, в таблице 1 приведены средние значения R_c для каждого положения решетки и соответствующие значения ε .

Таблица 1

Значения R_c и ε при различных положениях турбулизирующей решетки

	Без решетки	$f = 1200 \text{ мм}$	$f = 600 \text{ мм}$	$f = 300 \text{ мм}$	$f = 150 \text{ мм}$
R_c	353 000	180 000	138 850	106 330	74 200
$\varepsilon\%$	0,20	1,42	2,04	2,93	4,07

Подробное описание опытов по измерению степени турбулентности при различных положениях решетки приведено в статье П. П. Красильщикова⁹.

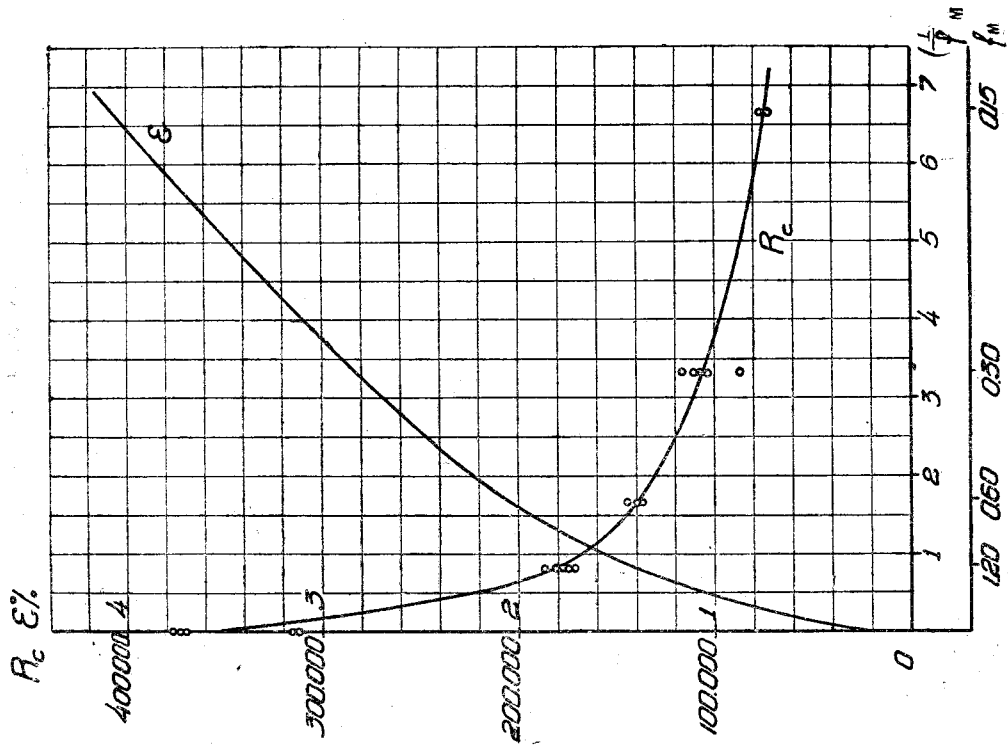


Фиг. 8. Зависимость меры турбулентности ε от критического числа Рейнольдса R_c для шара.

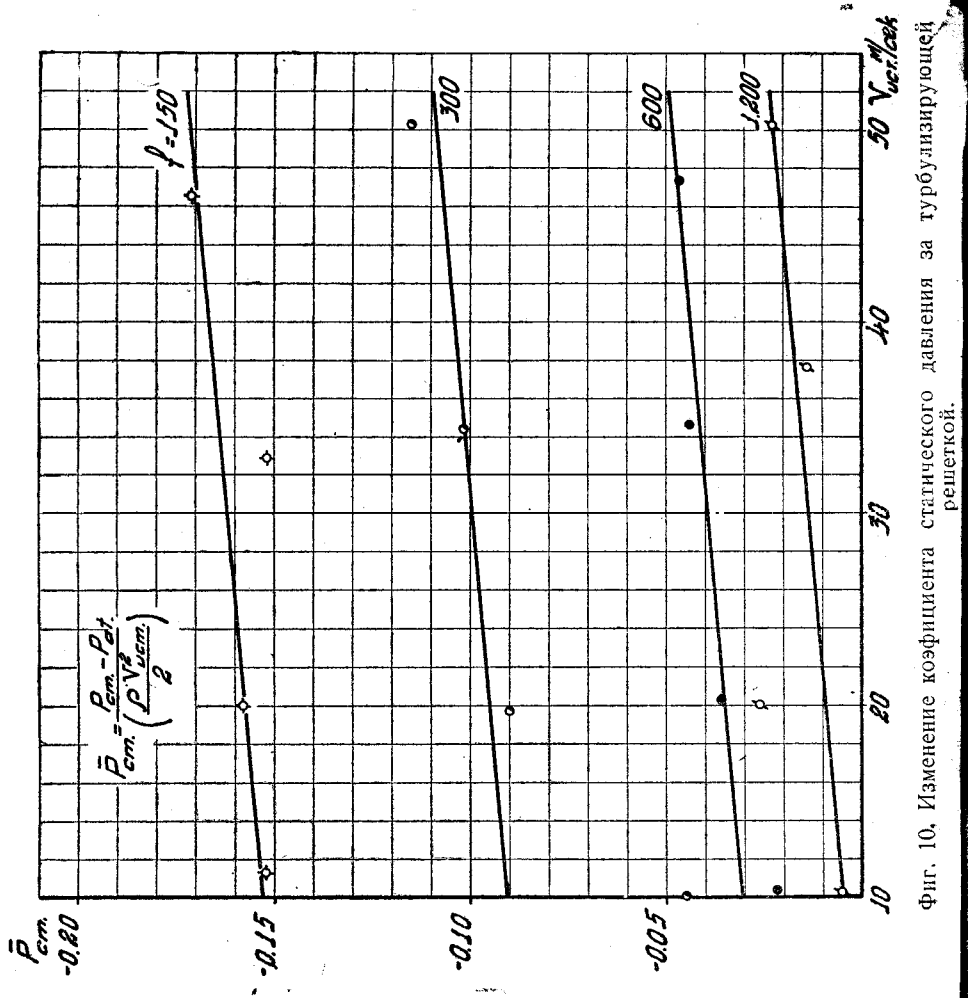
В заключение данного параграфа отметим, что принятый в настоящее время метод создания искусственной турбулентности, при помощи решеток или сеток обладает целым рядом недостатков, безусловно влияющих на характер обтекания тел, искажающих явление и естественно влияющих на результаты измерений.

⁹ П. П. Красильщикова. Материалы к динамической шкале турбулентности. Тех. заметки ЦАГИ, № 82. 1935.

¹⁰ Ower and Warden. Note on the use of Network to Introduce Turbulence into a Wind Tunnel A. R. C. R a M № 1559.



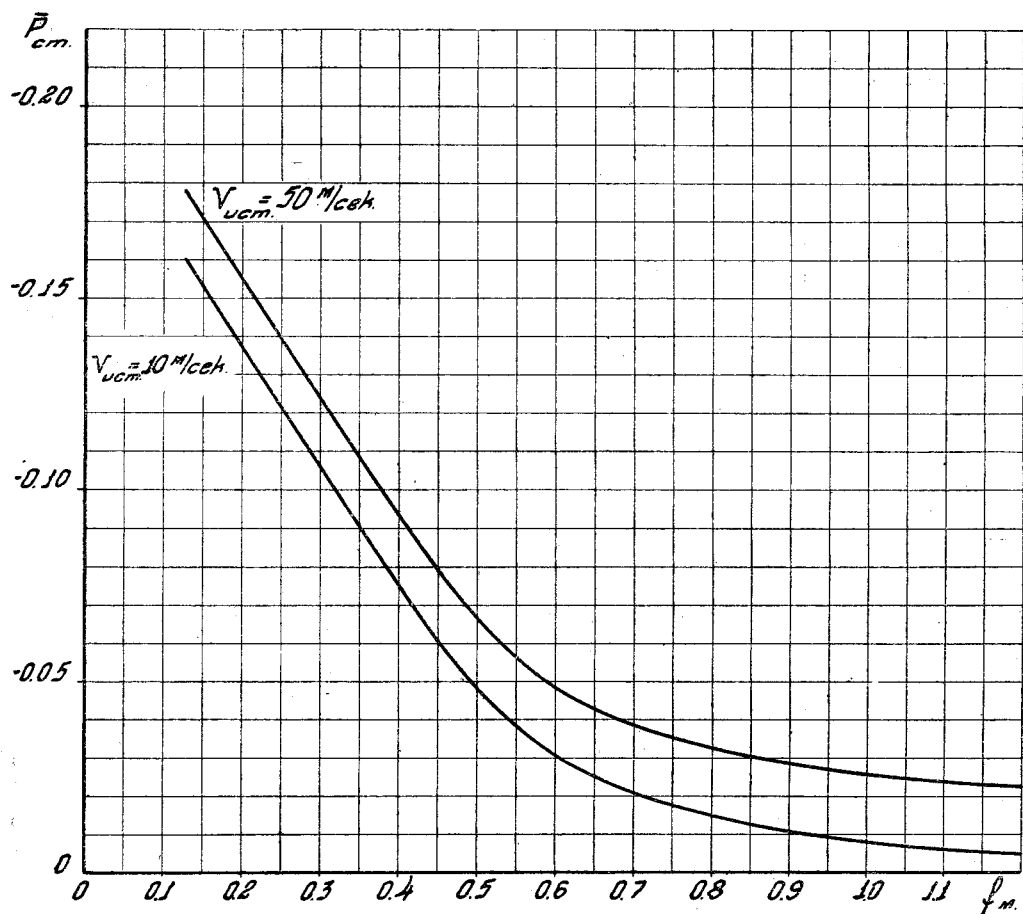
Фиг. 9. Зависимость R_c и ε от положения решетки.



Фиг. 10. Изменение коэффициента статического давления за турбулизирующей решеткой.

яющих на величину аэродинамических сил. К этим недостаткам относятся:

1) Неравномерность поля скоростей за решеткой, на что было указано еще Овером¹⁰. Рассмотрение фиг. 2, 3, 4 и 5 показывает, что при небольших расстояниях от решетки неравномерность поля скоростей весьма значительна. Лишь при положении решетки на расстоянии 600 и 1200 мм, аэродинамическая тень за прутками решетки размывается.



Фиг. 11. Изменение коэффициента статического давления за турбулизирующей решеткой.

2) Существенное изменение статического давления в направлении потока. На фиг. 10, при различных расстояниях решетки приведено изменение коэффициента статического давления:

$$\bar{P}_{ст} = \frac{P_{ст} - P_{атм}}{\left(\frac{\rho V_{ист}^2}{2} \right)}$$

в зависимости от истинной скорости, а на фиг. 11, при различных скоростях, дана зависимость коэффициента статического давления от расстояния до решетки. Рассмотрение фигур показывает на значительное изменение статического давления в направлении потока. Градиент давления особенно велик при $f < 600 \text{ мм}$. Если сравнить наблюдающийся градиент статического давления с градиентом давления на верхнем контуре профиля, то он составляет лишь 2—4%. Однако, все же такое изменение давления

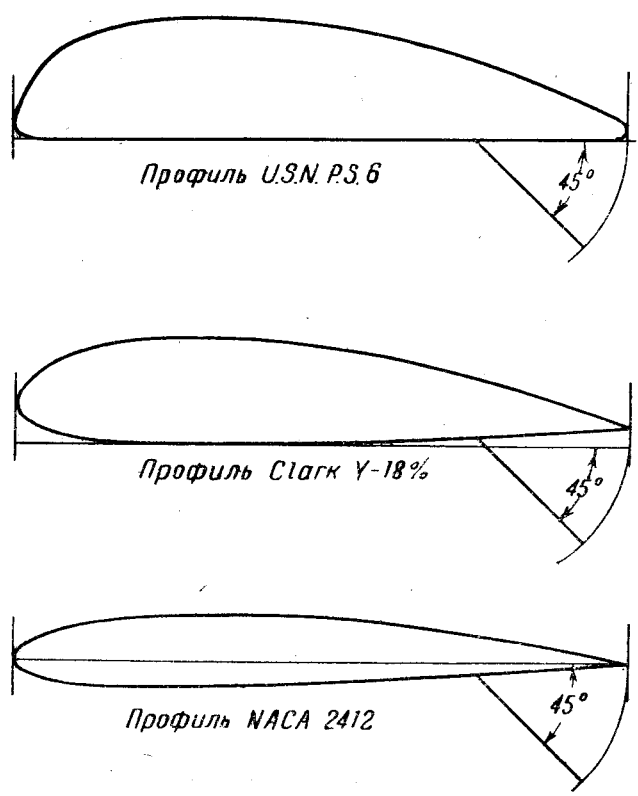
должно отражаться на результатах испытаний задерживая момент отрыва пограничного слоя и, следовательно, повышая максимальное значение подъемной силы.

3) Переменная турбулентность в направлении потока. Насколько меняется турбулентность потока при различных положениях решетки видно из рассмотрения фиг. 9. Имеющее место изменение турбулентности естественно должно отражаться на моменте перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный, а также на моменте отрыва пограничного слоя, что в свою очередь влияет на величину $C_{y \max}$.

Отмеченные недостатки метода искусственного повышения турбулентности при помощи решеток заставляют искать новых источников турбулизации потока, лишенных отмеченных недостатков, для чего необходимо будет поставить специальную работу. С другой стороны, поскольку отмеченные влияния будут одинаковы для всех испытанных крыльев, примененный метод все же позволяет судить если не о количественном, то во всяком случае о качественном влиянии турбулентности на максимальную подъемную силу различных профилей крыльев и позволяют сделать вполне определенные выводы.

Обзор последних зарубежных работ по влиянию числа Рейнольдса и турбулентности на $C_{y \max}$

Как уже отмечалось во введении, наибольший интерес представляют работы Милликена, Франса и Рельфа.



Фиг. 12. Профили крыльев, испытанных Миллиkenом без щитка и со щитком.

На фиг. 12 приведены профили трех прямоугольных крыльев испытанных Миллиkenом в аэродинамической трубе Калифорнийского техно-

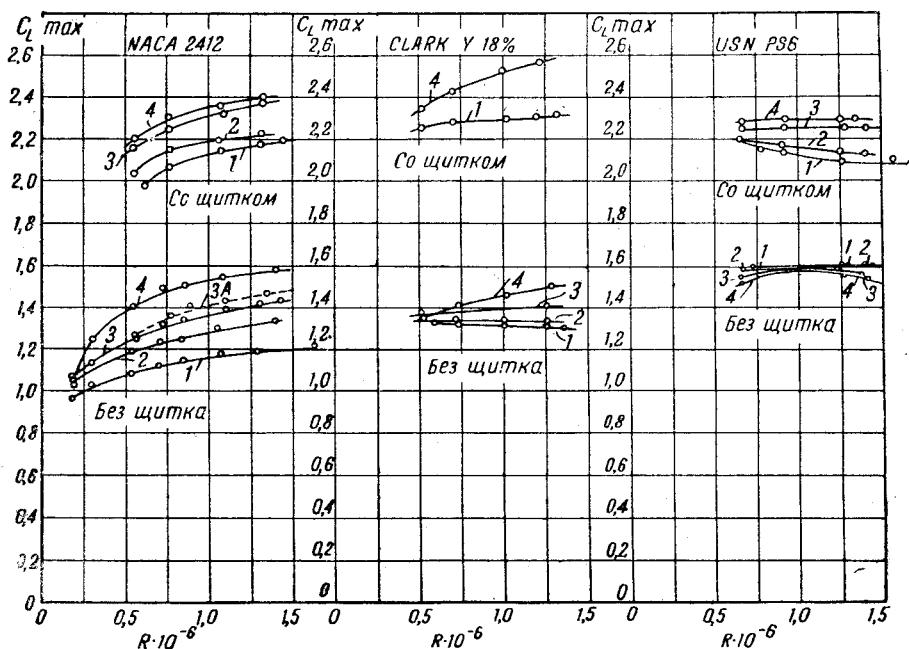
логического института¹¹. Опыты проводились без турбулизирующей решетки и при различных положениях турбулизирующей решетки, устанавливавшейся на расстоянии 48" (1220 мм), 20,5" (520 мм) и 10,5" (267 мм) от передней кромки модели. Соответствующие критические числа Рейнольдса для шара $d=150$ мм, приведены в табл. 2. Решетка состояла из металлических прутиков диаметром $\frac{1}{8}$ " (3,2 мм), находившихся на расстоянии $\frac{3}{4}$ " (19 мм) друг от друга.

Таблица 2

Значения R_c при различных положениях турбулизирующей решетки

	№ 1	№ 2	№ 3	№ 4
f мм	Без решетки $f = \infty$	1 220 мм	520 мм	267 мм
R_c	340 000	180 000	140 000	100 000

На фиг. 13 приведены значения $C_{L \max}$ ($C_L = 2C_y$) крыльев в функции числа Рейнольдса при всех положениях решетки и без решетки. Верхние



Фиг. 13. Зависимость коэффициента максимальной подъемной силы крыльев NASA-2412, Clark-Y—18% и USNPS-6 от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки.

кривые соответствуют испытанным крыльям со щитком, отклоненным на угол равный 45° при хорде щитка, равной 25% от хорды крыла. Кривые $C_{L \max} = f(R)$ для крыла NASA-2412 были получены ранее¹². Пунктирная кривая получена в последней серии испытаний. Несовпадение кривых № 3 и № 3а объясняется деформацией модели в период между первой и второй сериями испытаний.

¹¹ C. Millican. Further Experiments on the variation of the Maximum Lift Coefficient with Turbulence and Reynold's. Number. Transactions of the A. S. M. E № 11. 1934.

¹² C. Millican and A. Klein. The Effect of Turbulence Aircraft Engineering № 8 1933. Реферат на эту статью напечатан в журнале ТВФ. № 4 1935.

Рассмотрение кривых показывает, что форма профиля существенно влияет на закон изменения $C_{L\max}$ от числа Рейнольдса и турбулентности. Если $C_{L\max}$ профиля *NACA-2412* значительно возрастает при увеличении Re и ε , то $C_{L\max}$ профиля *Clark-Y 18*, при малой турбулентности, уменьшается по мере увеличения числа Рейнольдса. При большой турбулентности наблюдается обратная зависимость. Увеличение турбулентности вызывает и увеличение $C_{L\max}$. При наличии щитка наблюдается закономерность, аналогичная закономерности измерения $C_{L\max}$ у профиля *NACA-2412*. Для крыла *USNPS-6* без щитка, $C_{L\max}$ мало изменяется при увеличении числа Рейнольдса. Увеличение турбулентности вызывает небольшое уменьшение $C_{L\max}$. Установка щитка совершенно изменяет характер зависимостей и приводит к непрерывному увеличению $C_{L\max}$ по мере возрастания турбулентности, а при малой турбулентности к уменьшению $C_{L\max}$ по мере возрастания числа Рейнольдса.

Описанные эксперименты заставили автора (Милликена) отказаться от своих теоретических соображений, высказанных после проведения первой серии испытаний с профилем *NACA-2412*. Эти соображения были основаны на трех предположениях:

а) Турбулентный пограничный слой никогда не отрывается от стенки;

б) для всех углов атаки до критического, точка отрыва лежит очень близко к задней кромке; на критическом угле атаки точка отрыва резко перемещается к передней кромке и подъемная сила падает;

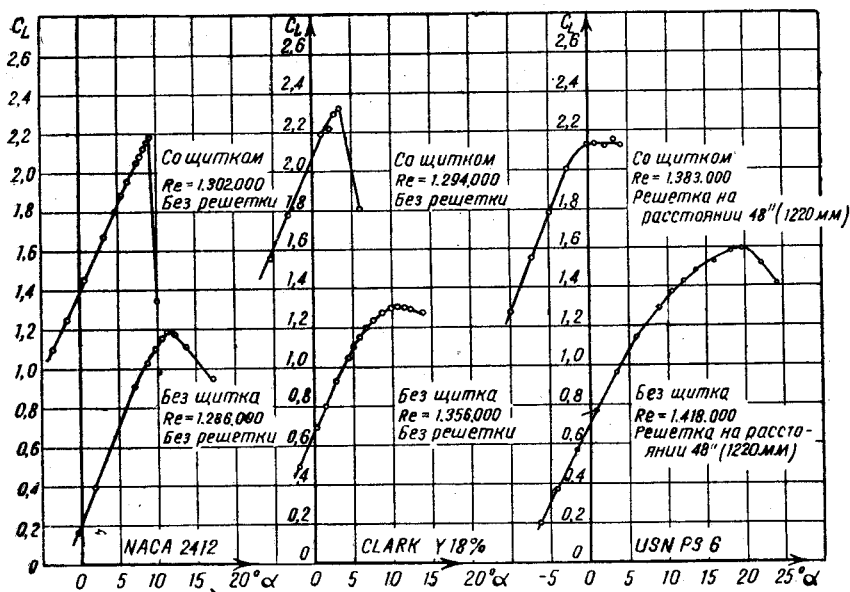
с) степень турбулентности потока определяет значение числа Рейнольдса пограничного слоя, при котором происходит переход ламинарного слоя в турбулентный.

Указанные три допущения позволили автору создать теорию, качественно объясняющую обтекание профиля *NACA-2412* на больших

углах атаки. Автор исходит из того, что отношение $\frac{S_d}{S_t}$ (S_d — длина дуги контура верхней поверхности профиля, обтекающаяся ламинарным пограничным слоем, а S_t — соответствующая длина дуги контура профиля, обтекающаяся турбулентным пограничным слоем) уменьшается при увеличении числа Рейнольдса и начальной турбулентности потока. Кроме того автор предполагает, что отрывается только ламинарный пограничный слой, причем точка его отрыва по мере увеличения угла атаки приближается к передней кромке крыла. Отсюда следует, что при каком-то угле атаки увеличение числа Рейнольдса или турбулентности приведет к тому, что турбулентный пограничный слой успеет образоваться до точки отрыва ламинарного слоя. В этот момент обтекание крыла улучшится и подъемная сила возрастет. Увеличение угла атаки приведет к тому, что вновь начнет отрываться ламинарный пограничный слой; подъемная сила при этом резко уменьшится. Дальнейшее увеличение числа Рейнольдса или турбулентности должно вновь привести к образованию турбулентного пограничного слоя и к плавному обтеканию, но уже на большем угле атаки, а следовательно, максимальная подъемная сила должна увеличиться. Результаты экспериментов с профилем *NACA-2412* подтверждают эти соображения. Повидимому, высказанные три допущения [а), б) и с)] применимы к профилям типа *NACA-2412*. Исключением является допущение а), которое, конечно, справедливо лишь до определенных углов атаки, так как иначе это приводило бы к очень большим значениям подъемной силы, чего, однако, не наблюдается.

Непригодность ранее высказанных соображений для профилей типа отличного от профиля *NACA-2412*, К. Милликен объясняет неприменимостью допущений, б) или с) или обоих вместе для этих крыльев. Дей-

ствительно, по виду кривых $C_L = f(\alpha)$ (см. фиг. 14) можно сделать заключение, что в случае профиля NACA-2412 точка отрыва все время находится на задней кромке, а при критическом угле атаки резко перемещается вперед по потоку. Для профилей Clark Y—18° и USNPS-6 этого явления, повидимому, не наблюдается. Задолго до критического угла атаки производная $\frac{dC_L}{d\alpha}$ начинает изменять свою величину, что свидетельствует о наступлении частичного отрыва. Особенно это проявляется у профиля USNPS-6. В случае крыла Clark Y—18°, снабженного щитком, характер кривой $C_L = f(\alpha)$ становится весьма похож на характер соответствующей кривой у крыла NACA-2412; в этом случае допущение *b)* вновь становится полностью применимым и $C_{L \max}$ довольно быстро растет при увеличении числа Рейнольдса и турбулентности.

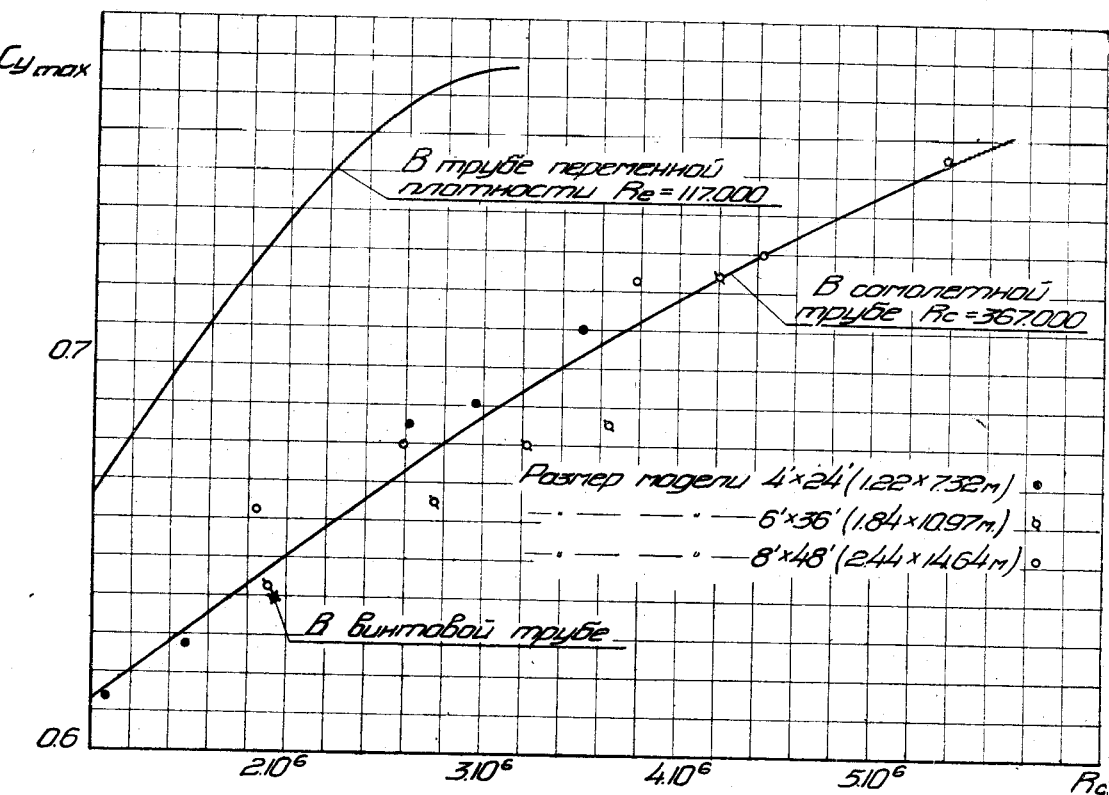


Фиг. 14. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для крыльев NACA-2412, Clark Y—18° и USNPS-6, испытанных без щитка и со щитком.

Для крыла USNPS-6 без щитка, не верны допущения *b)* и *c)*. В этом случае, вследствие значительной кривизны носика профиля, турбулентный пограничный слой образуется при отсутствии влияния внешних причин и $C_{L \max}$ практически не меняется при изменении числа Рейнольдса и турбулентности. В случае установки щитка допущение *b)* становится применимым (см. фиг. 14). Что же касается турбулизации потока носиком профиля, то она, повидимому, не имеет места, так как $C_{L \max}$ наступает при таких малых углах атаки, для которых можно предположить, что точка раздела потока находится вблизи самого носика и влияние кривизны на образование турбулентного пограничного слоя отсутствует. В этом случае $C_{L \max}$ вновь начинает изменяться при изменении турбулентности.

Все эти рассуждения автора (Милликена) носят, конечно, лишь качественный характер, но, повидимому, они до некоторой степени объясняют физическую сторону вопроса. Из них можно сделать вывод, что по характеру протекания кривых C_L по α можно качественно предсказать изменение $C_{L \max}$, вызванное изменением числа Рейнольдса и турбулентности.

На фиг. 15 приведены результаты опытов Франса, проведенные в самолетной трубе США со стандартным профилем Clark Y толщиной 11,7% от хорды¹³. На этой же диаграмме приведены результаты опытов, проведенных в трубе переменной плотности в ее третьем варианте. Турбулентность потока в этих трубах характеризуется критическим числом Рейнольдса для шара, равными $R_c = 367\,000$ и $R_c = 117\,000$. Рассмотрение диаграммы показывает, что при одинаковых числах Рейнольдса значения $C_{y\max}$ в трубе переменной плотности, выше соответствующих значений, определенных по испытаниям в самолетной трубе. Это расхождение следует приписать влиянию весьма большой турбулентности



Фиг. 15. Зависимость коэффициента $C_{y\max}$ крыла Clark Y—12,7% от числа Рейнольдса по испытаниям в самолетной трубе и трубе переменной плотности в Ланглей-Фильде.

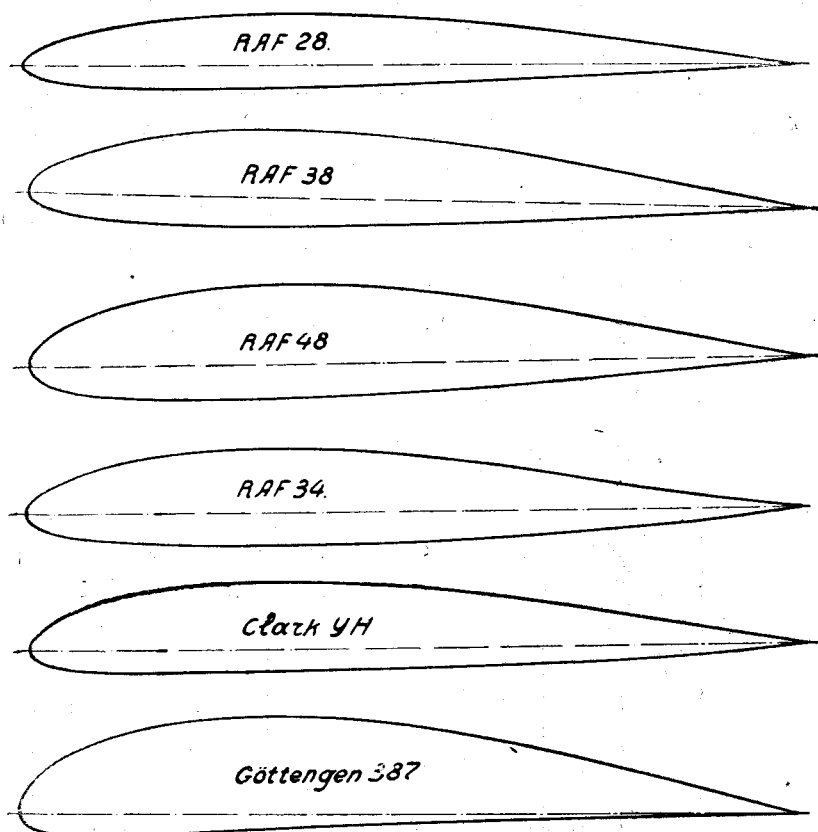
потока в трубе переменной плотности. Поскольку значение R_c , характеризующее степень турбулентности в самолетной трубе, весьма близко подходит к значениям R_c , полученным в свободной атмосфере, то при определении $C_{y\max}$ в натуре следует основываться на испытаниях, проведенных в самолетной трубе, а не на испытаниях в трубе переменной плотности в ее современном варианте, несмотря на то, что испытания в ней проводятся при весьма больших числах Рейнольдса, близких к натуре. На этой же диаграмме (фиг. 15) нанесена одна опытная точка, полученная в винтовой трубе; значение $C_{y\max}$ весьма близко подходит к значениям, полученным в самолетной трубе.

В заключение этого параграфа рассмотрим опыты Рельфа, которые как и пригодные, были проведены при весьма больших числах Рейнольдса. Отличного от пр

мостью допущений, The NACA Full Scale Wind Tunnel. Technical Report NACA № 459.

нольдса¹⁴. Рельф проводил свои опыты в трубе переменной плотности английской национальной физической лаборатории (NPL).

На фиг. 16 приведены профили шести испытанных прямоугольных крыльев. Координаты этих профилей имеются в отчете № 1627 ARC. Основные параметры испытанных профилей приведены в табл. 3. На фиг. 17 дана зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса для этих крыльев. Из рассмотрения диаграммы видно, что $C_{y \max}$ профилей Raf-28, Raf-38,



Фиг. 16. Профили крыльев, испытанных в трубе переменной плотности Национально-физической лаборатории (Англия).

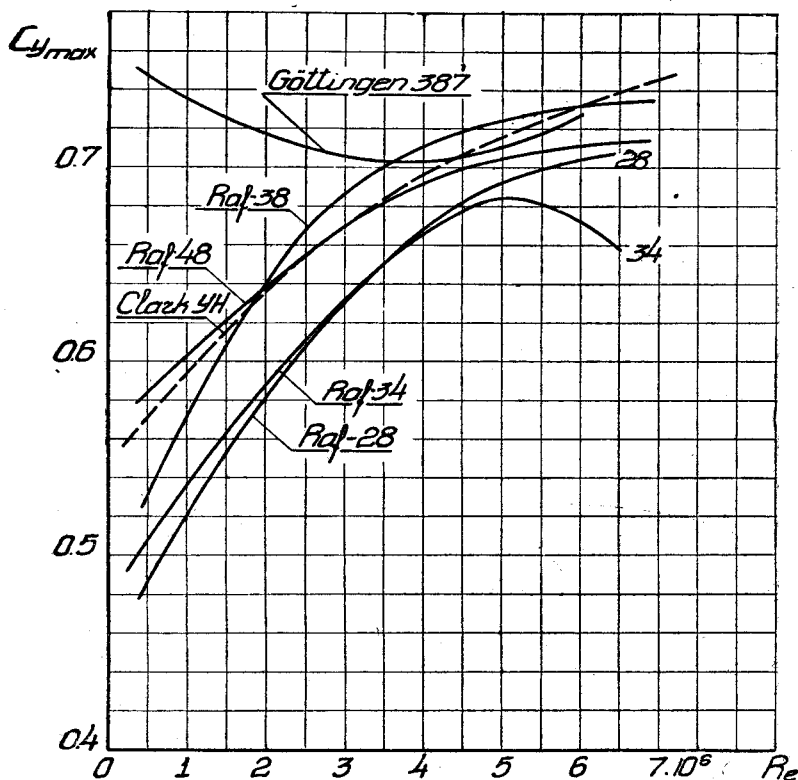
Таблица 3
Основные параметры профилей, испытанных
в трубе переменной плотности НФЛ

Профиль	Относи- тельная толщина σ_0	Относи- тельная во- гнутость w_0
Raf-28	0,098	0,020
Raf-38	0,127	0,026
Raf-48	0,150	0,030
Clark-YH	0,117	0,029
Raf-34	0,127	0,020
Göttingen № 387 . . .	0,149	0,056

¹⁴ E. J. Relf. Results from the Compressed Air Tunnel. The Journal of the Royal Aeronautical Society. January 1935.



Raf-48 и Clark-YH непрерывно возрастает при увеличении числа Рейнольдса. Из табл. № 3 видно, что эти профили представляют собой профили с малой или средней относительной толщиной и с небольшой относительной вогнутостью. Наибольшее значение $w_0 = 0,03$. Наличие увеличения $C_{y\max}$ при возрастании числа Рейнольдса у профилей с небольшой вогнутостью было еще подмечено Ф. Г. Глассом¹⁵. Значения $C_{y\max}$ профиля Raf-34 вначале увеличиваются, при $Re = 5,10^6$ $C_{y\max}$ достигает оптимума, при дальнейшем увеличении числа Рейнольдса $C_{y\max}$ убывает. Представляется весьма затруднительным объяснить такое



Фиг. 17. Сводная диаграмма зависимости $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса.

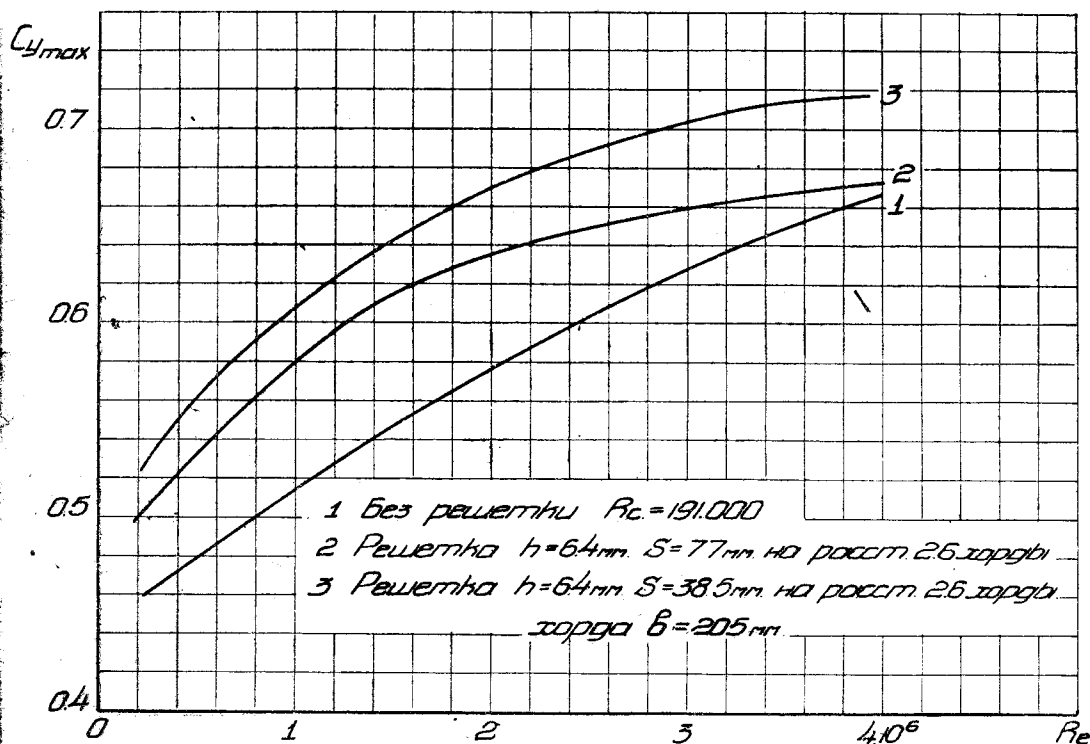
течение кривой тем более, что основные параметры этого профиля находятся в пределах изменения основных параметров первых четырех профилей.

$C_{y\max}$ профиля Göttingen № 387 уменьшается при возрастании числа Рейнольдса. При $Re = 4,10^6$ наступает вновь увеличение $C_{y\max}$. Профиль Göttingen № 387 имеет довольно большую вогнутость центральной дужки ($w_0 = 0,056$). $C_{y\max}$ таких профилей по большей части уменьшается, при увеличении числа Рейнольдса. Чем вызвано нарушение монотонности в кривой $C_{y\max} = f(Re)$ для этого профиля, точно так же как и для профиля Raf-34, трудно определить. Возможно, что здесь имеют место неточности эксперимента (Рельф, к сожалению, не дает опытных точек). С другой стороны, возможно, что мы в данном случае встречаемся с закономерным явлением. Подтверждением этому служат опыты, проведенные в трубе переменной плотности в Ланглей Фильде при ее первом

¹⁵ Ф. Г. Гласс. О влиянии рейнولدсова числа на величину максимальной подъемной силы. Труды ЦАГИ, вып. 103. 1932.

варианте (см. фиг. 19). В этом случае также наблюдается нарушение монотонности в кривой $C_{y\max} = f(Re)$. Однако, это нарушение наблюдается при значительно меньших числах Рейнольдса.

На фиг. 18 и 19 приведены результаты опытов в присутствии двух турбулизирующих решеток и без решеток. Решетки состояли из вертикальных полосок шириной $h=6,4$ мм, находившихся на расстоянии $S=77$ мм и $S=38,5$ мм друг от друга. Эти решетки устанавливались на расстоянии $f=2,6 \cdot b$ от модели, где b — хорда модели, равнявшаяся 205 мм. К сожалению, лобовое сопротивление шара было определено только в случае отсутствия решеток ($Re_c = 191\,000$) и, следовательно,



Фиг. 18. Зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса для профиля RAF-28 при различных турбулизирующих решетках и без решетки.

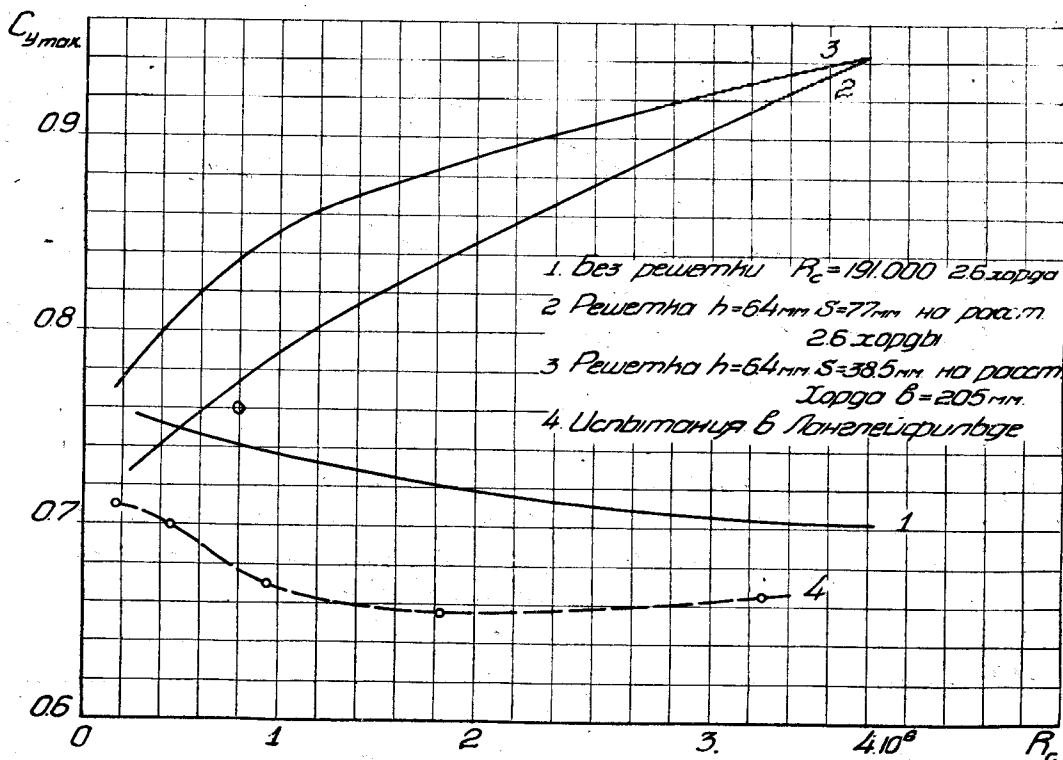
нельзя точно знать степень турбулентности потока за решетками. Судя по размерам решеток, можно предположить, что турбулентность была довольно значительна.

Рассмотрение диаграмм показывает, что $C_{y\max}$ профиля Raf-28 (фиг. 18) возрастает, как при увеличении числа Рейнольдса, так и при увеличении турбулентности. Основные параметры этого профиля весьма близки к параметрам профиля NACA-2412 и, следовательно, объяснения Миллиkenом причины возрастания $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса и турбулентности для этого профиля остаются в силе.

На фиг. 19 дана зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса для профиля Göttingen № 387. Для этого профиля имеет место совершенно иная закономерность. Если без турбулизирующей решетки $C_{y\max}$ убывает при возрастании числа Рейнольдса, то в присутствии решеток $C_{y\max}$ возрастает. Такое протекание кривых напоминает протекание выше приведенных кривых для профиля Clark Y — 18°. Параметры профиля Göttingen — 387 не намного отличаются от параметров профиля Clark Y — 18°.

и, следовательно, полученные зависимости следует признать закономерными; однако, физическая причина их остается невыясненной.

Из этих экспериментов следует сделать вывод, что в случае нормальных, сравнительно тонких профилей с небольшой вогнутостью, как турбулентность, так и число Рейнольдса, вызывают одинаковое влияние на $C_{y \max}$, выражающееся в его увеличении. Наоборот, у профилей средней вогнутости и сравнительно толстых, наблюдается иная закономерность. В условиях малой турбулентности $C_{y \max}$ падает при увеличении числа Рейнольдса, тогда как в условиях значительной турбулентности $C_{y \max}$ возрастает, причем при данных значениях числа Рейнольдса $C_{y \max}$ возрастает при увеличении турбулентности.

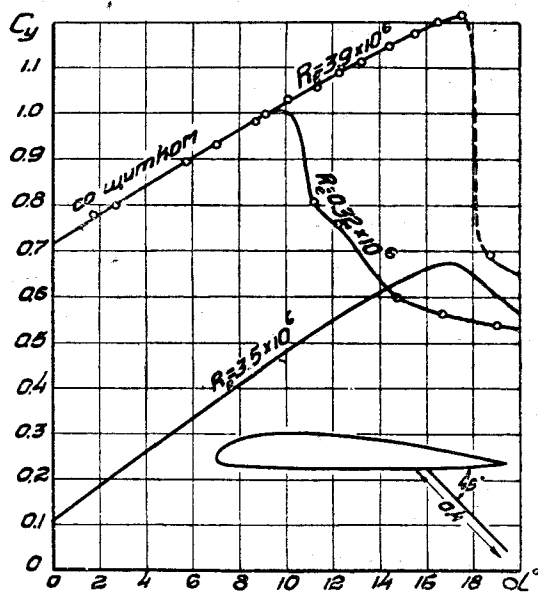


Фиг. 19. Зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса для профиля Göttingen No. 387, при различных турбулизирующих решетках и без решетки.

На фиг. 20 приведены кривые C_y по α для крыла Clark-YH без щитка и со щитком в случае отсутствия турбулизирующей решетки. Здесь любопытно отметить на различное влияние, вызываемое щитком, на критический угол атаки при малых и больших числах Рейнольдса. Если при малых числах Рейнольдса, после установки щитка, обычно имеет место уменьшение критического угла атаки, то при больших числах Рейнольдса такое явление не наблюдается. Это обстоятельство увеличивает прирост $C_{y \max}$, вызываемый щитком. Действительно, согласно испытаний профиля Clark-YH без щитка в трубе переменной плотности НФЛ¹⁶ при $Re = 0,31 \cdot 10^6$ $\alpha_{кр} = 15.3^\circ$ и $C_{y \max} = 0,561$. В случае крыла снабженного щитком при $Re = 0,32 \cdot 10^6$ $\alpha_{кр} = 10^\circ$ и $C_{y \max} = 1,01$ (фиг. 20). Прирост $C_{y \max}$ равен 0,449. При большом числе Рейнольдса, порядка $3,7 \cdot 10^6$ кри-

¹⁶ E. F. Relf, R. Jones, A. H. Bell. Tests of Six Aerofoil Sections at Various Reynolds Number in the Compressed Air Tunnel. R. A. M. ARC. 1627.

тические углы практически совпадают ($\alpha_{кр} = 17^\circ$) и прирост $C_{y\max}$ составляет: $1,22 - 0,68 = 0,54$, т. е. он больше на величину, равную 0,1. Из этого можно сделать вывод, что для профилей типа профиля Clark-YH



Фиг. 20. Зависимость C_y по α_0 для крыла Clark-YH без щитка и со щитком.

прирост $C_{y\max}$, вызываемый щитком, в натуре будет больше прироста, получающегося в аэродинамической трубе при малых числах Рейнольдса.

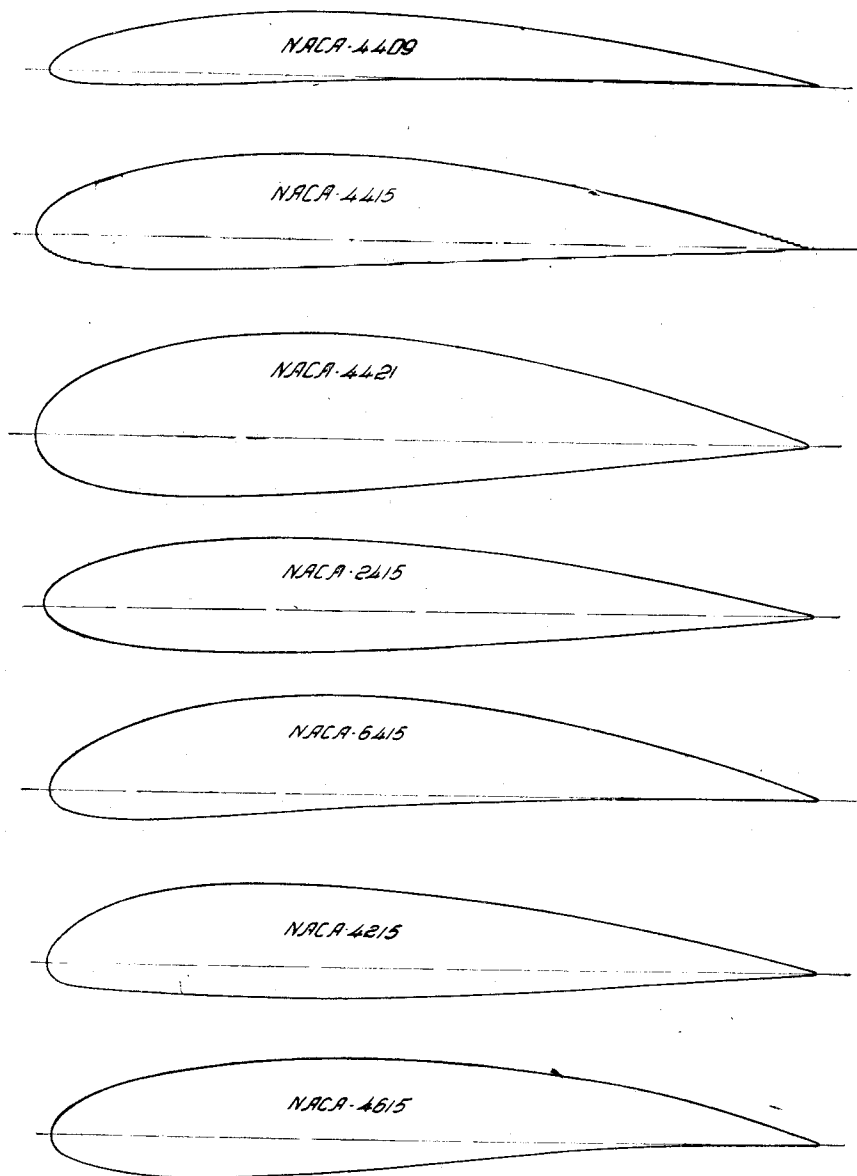
Таблица 4

Основные параметры профилей крыльев, испытанных в ЦАГИ

Наименование профиля	w_0 %	C_0 %	α_0 %	δ_0 %	\bar{C}_0 %
NACA-99	0	0	12,0	0	0
Clark-Y	3,30	41,5	11,7	3,60	38,3
USA-35 A	6,41	36,7	18,3	7,80	30,0
P-II — 16 %	4,00	25,0	16,0	4,43	24,0
АНТ-6 — 16 %	3,23	43,9	16,0	3,57	42,0
NACA-4409	3,80	43,3	9	4,00	4,00
NACA-4415	3,73	42,3	15	4,00	4,00
NACA-4421	3,77	42,5	21	4,00	4,00
NACA-2415	1,77	44,1	15	2,00	4,00
NACA-6415	5,66	43,8	15	6,00	4,00
NACA-4215	3,60	28,8	15	4,00	20,0
NACA-4615	3,94	61,0	15	4,00	60,0
BS-14 %	2,23	33,4	14	2,23	33,4
BS _r -14 %	2,23	33,4	14	2,23	33,4

Опыты ЦАГИ

Нами было испытано всего четырнадцать прямоугольных крыльев. Размах крыльев равнялся $l=1200$ мм, а хорда $b=300$ мм, т. е. относительный размах λ равнялся четырем. Профили двенадцати крыльев приведены на фиг. 21, 21а, а профили двух крыльев, которые были испытаны также и

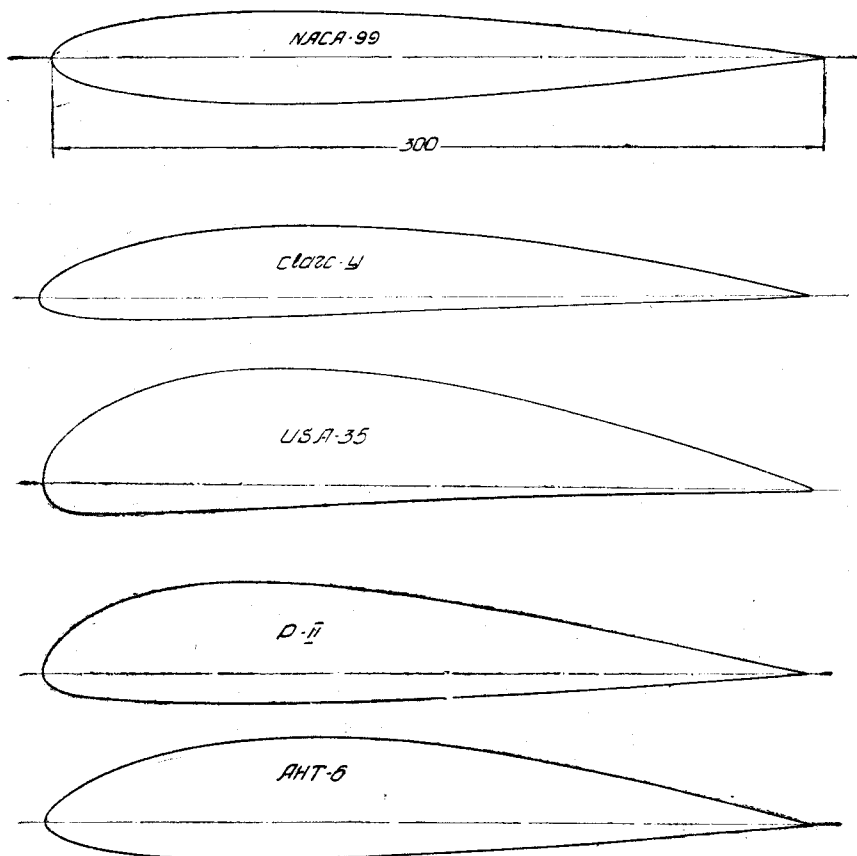


Фиг. 21. Профили крыльев, испытанных в ЦАГИ.

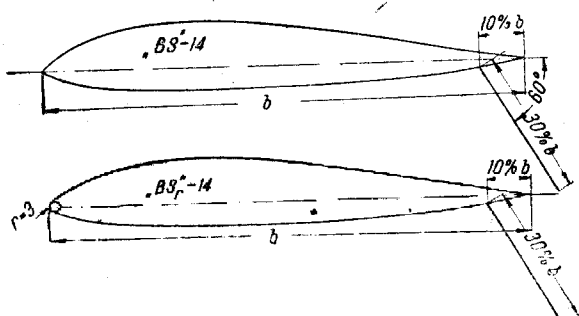
со щитками, приведены на фиг. 22. Геометрические параметры этих профилей приведены в табл. 4, а координаты их в табл. 5. В табл. 4 дана относительная вогнутость центральной дужки $w_0 = \frac{w_1}{b}$, относительное положение максимальной ординаты центральной дужки $C_0 = \frac{C}{b}$ и относительная

толщина $\sigma_0 = \frac{\sigma}{b}$. Кроме того, даны соответствующие значения, найденные не по центральной дужке, а по осевой дуге, а именно:

$$\delta_0 = \frac{\delta}{b} \text{ и } \bar{C}_0 = \frac{\bar{C}}{b}.$$



Фиг. 21а. Профили крыльев, испытанных в ЦАГИ.

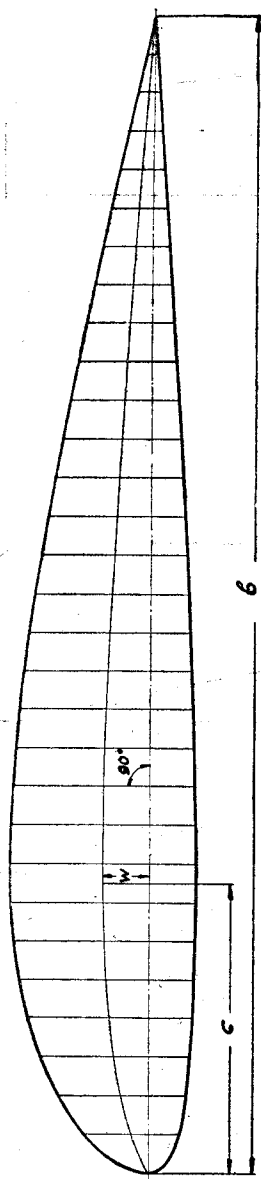


Фиг. 22. Профили крыльев, испытанных в ЦАГИ без щитка и со щитком.

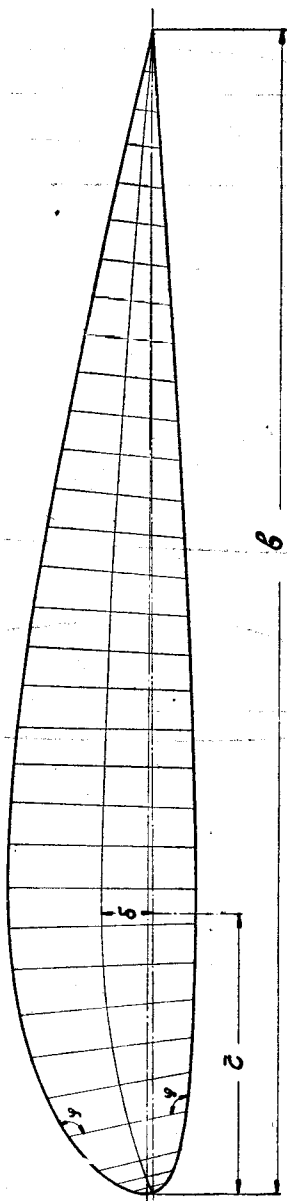
Способы построения центральной дужки и осевой дуги понятны из рассмотрения фиг. 23 и 24. На фиг. 25 приведены кривые $C_{y \max} = f(Re)$ ¹⁷,

¹⁷ Каждое крыло, как без решетки, так и в присутствии турбулизирующей решетки [см. ниже], испытывалось на C_y по α , а потом по построенным кривым определялось значение $C_{y \max}$.

для всех испытанных крыльев без решетки, т. е. в условиях весьма малой турбулентности ($\varepsilon = 0,2\%$) близкой, турбулентности в условиях полета. Рассмотрение кривых показывает, что по характеру зависимости $C_{y \max}$ от Re испытанные профили можно разбить на несколько групп. К пер-



Фиг. 23. Способ построения „центральной дуги“ и основные обозначения.



Фиг. 24. Способ построения „осевой дуги“ и основные обозначения.

вой группе относятся профили, $C_{y \max}$ которых значительно возрастает при увеличении числа Рейнольдса. К этим профилям относятся профили NASA-99, 2415, 4409 и 4615, т. е. симметричный профиль, профиль с небольшой вогнутостью, профиль со средней вогнутостью, но тонкий и профиль со средней вогнутостью, расположенной вдали от носика ($\bar{C}_0 = 0,6$). Ко второй группе относятся профили, $C_{y \max}$ которых медленно убывает при увеличении числа Рейнольдса. (Профили NASA-4415, Clark-Y и АНТ-6—16%). Это профили со средней вогнутостью, максимальная

ордината которой расположена на расстоянии $0,4 \sim 0,45 \cdot b$ от носика. К третьей группе принадлежат профили, $C_{y \max}$ которых значительно убывает при возрастании числа Рейнольдса, это — профили Р-II — 16%, USA-35 A, NASA-6415, 4215 и 4421, т. е. или сильно вогнутые профили или профили со средней вогнутостью, но с ординатой максимальной вогнутости расположенной вблизи носика ($C_0 = \sim 0,25$) или же толстые профили со средней вогнутостью.

К последней группе принадлежат профили BS — 14% и BS_r — 14%. $C_{y \max}$ этих профилей (особенно BS) почти не зависит от Re . При увеличении Re $C_{y \max}$ медленно возрастает. Почти полное отсутствие зависимости $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса у профиля BS вызывается формой носика. Наличие острой передней кромки, повидимому, весьма сильно возмущает поток и изменение числа Рейнольдса мало отражается на характере обтекания. Небольшое скругление носика (профиль BS_r — 14%)

немного повысило $C_{y \max}$ и немного увеличило производную $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$.

$C_{y \max}$ профилей с такой небольшой вогнутостью и обычной формой носика значительно больше реагирует на изменение числа Рейнольдса. Повидимому, скругление носика было недостаточным.

По кривым, приведенным на фиг. 25, можно проследить влияние основных параметров профиля на изменение характера зависимости $C_{y \max}$ от Re . Увеличение толщины при постоянстве остальных параметров (профили NASA-4409, 4415 и 4421) постепенно меняет знак производной

$\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ с положительного на отрицательный. Увеличение вогнутости (профили NASA-2415, 4415 и 6415) приводит к таким же результатам. Смещение положения ординаты максимальной вогнутости по направлению к задней кромке (профили NASA — 4215, 4415 и 4615) вызывает изменение производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ с отрицательного на положительный.

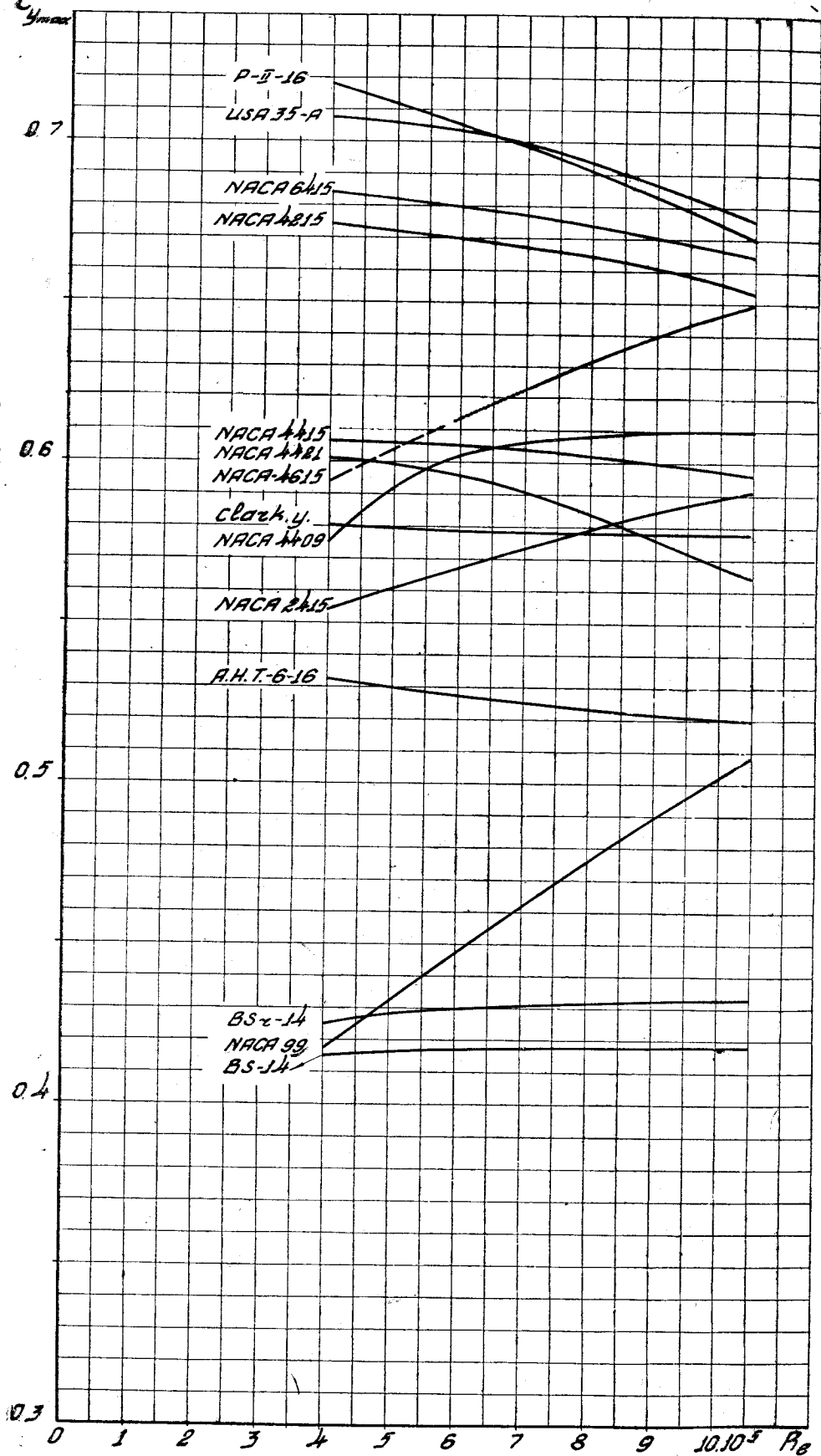
Почти в точности на такие же группы, какие были указаны выше, можно разбить испытанные профили в отношении влияния турбулентности на $C_{y \max}$. На фиг. 26, 27, 28 и 29 приведены кривые $C_{y \max}$ по Re для профилей, входящих в первую группу. Опыты проведены при средних скоростях потока $V = 10, 20, 35$ и 50 м/сек, при четырех положениях турбулирующей решетки и без решетки¹⁸. На диаграммах указаны соответствующие средние значения критического числа Рейнольдса для шара. Соответствующие значения меры турбулентности ε приведены в табл. 1.

Из рассмотрения диаграмм видно, что разброс опытных точек весьма велик, поэтому для проведения кривых приходилось производить, как для этих профилей, так и для остальных, дополнительную обработку и строить зависимости $C_{y \max}$ от ε при данных значениях числа Рейнольдса. Этих диаграмм мы не приводим.

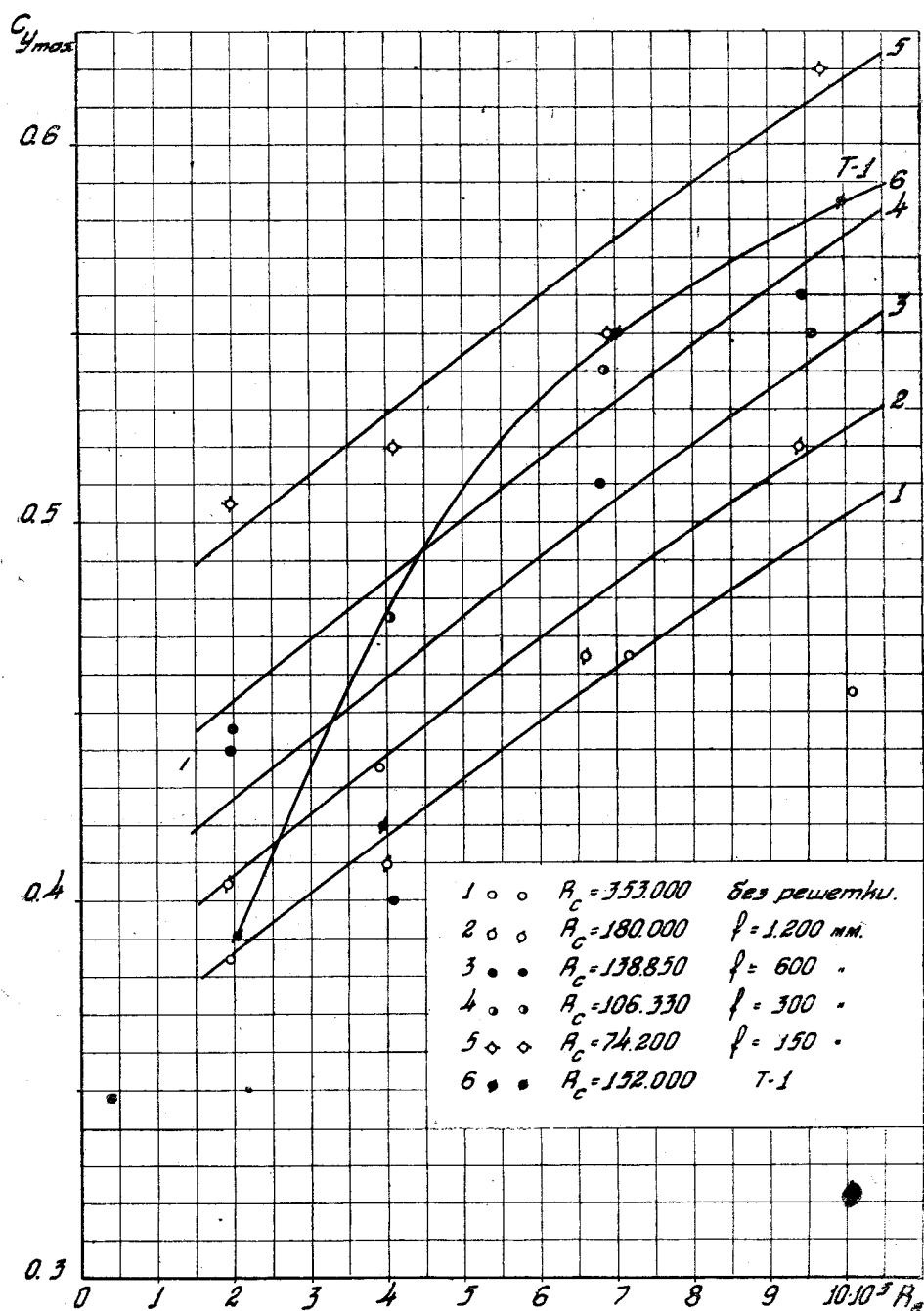
Обращают на себя внимание опытные точки при $Re \approx 200\,000$. Это число соответствует $V = 10$ м/сек. Отмеченные точки в подавляющем числе случаев выпадают из общих закономерностей, причем это выпадение иногда носит столь систематический характер (см., например, фиг. 28), что его ни в коем случае нельзя отнести к ошибке опыта. Повидимому, причину нарушения закономерности следует искать в изменении характера потока в трубе при скорости $V \approx 10$ м/сек. В этом случае наблюдались значительные колебания в скорости потока; повидимому, за счет

¹⁸ На некоторых из указанных и последующих фигурах приведены результаты испытаний в различных трубах. Анализ этих результатов приведен в конце статьи.

Фиг. 25. Сводная диаграмма зависимости $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса.



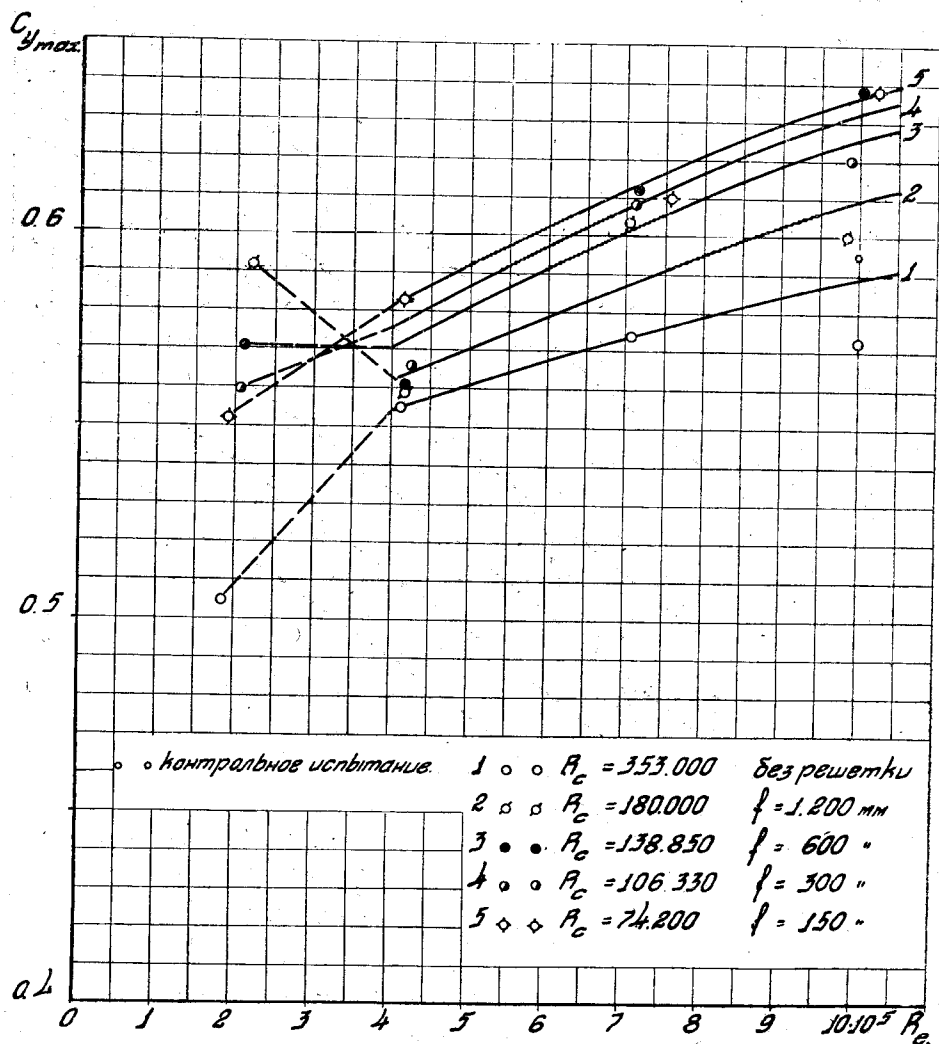
этих колебаний скорости и происходило изменение характера обтекания крыльев. Вследствие этого обстоятельства систематическая обработка материалов испытаний весьма усложнилась, так как для проведения



Фиг. 26. Зависимость $C_{y_{max}}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль NACA-99).

каждой кривой мы располагали только тремя опытными точками. Несмотря на это, благодаря упомянутой вспомогательной обработке, удалось получить достаточно объективные результаты.

Характер изменения $C_{y \max}$ от степени турбулентности для профилей входящих в первую группу, таков же, как и для профиля NASA-2412, испытанного Миллиkenом, т. е. $C_{y \max}$ растет при увеличении турбулентности. Сравнение фиг. 26, 27, 28 и 29 показывает, что чем интенсивнее изменяется $C_{y \max}$ при увеличении числа Рейнольдса, тем интенсивнее $C_{y \max}$ растет при увеличении турбулентности.

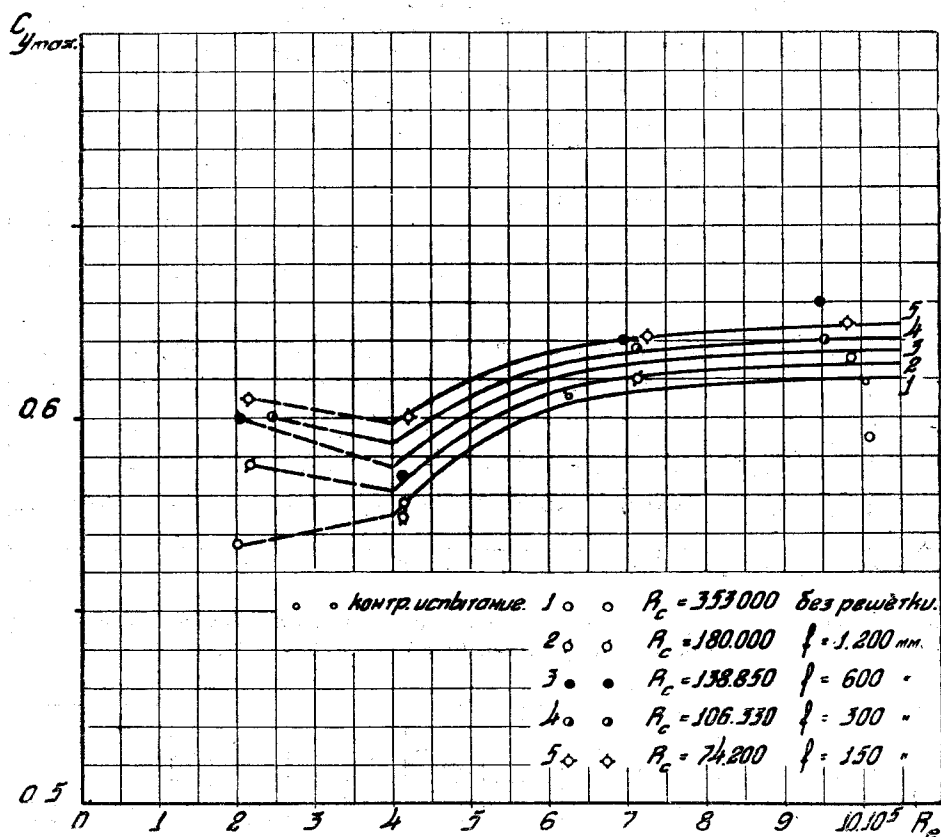


Фиг. 27. Зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирющей решетки (профиль NASA-2415).

Обращают на себя внимание испытания профиля NASA-4615 без решетки (фиг. 29). В этом случае кроме основных испытаний был проведен ряд контрольных опытов. Опытные точки располагаются по двум совершенно отличным друг от друга кривым. Чем вызвано такое явление, объяснить затруднительно. Это может быть вызвано ошибками эксперимента. Но тот факт, что опытные точки ложатся вполне закономерно, позволяет предложить, что уже при малых углах атаки устанавливается вполне определенный режим обтекания и этот режим сохраняется до больших углов атаки. На фиг. 30 приведены кривые C_v по α для этого профиля при различных числах Рейнольдса.

Рассмотрение левой пары кривых показывает, что второе предположение имеет некоторые основания. Кривые при углах атаки, близких к нулевому, практически совпадают, а начиная с угла $\alpha = 4^\circ$, производная $\frac{dC_y}{d\alpha}$ при контрольном испытании резко уменьшается, что свидетельствует об изменении закона обтекания.

Из фиг. 29 видно, что при самом близком положении решетки, кривая $C_{y \max}$ по Re выпадает из общей закономерности. Контрольные испытания подтвердили правильность проведения кривой. Аналогичные явления

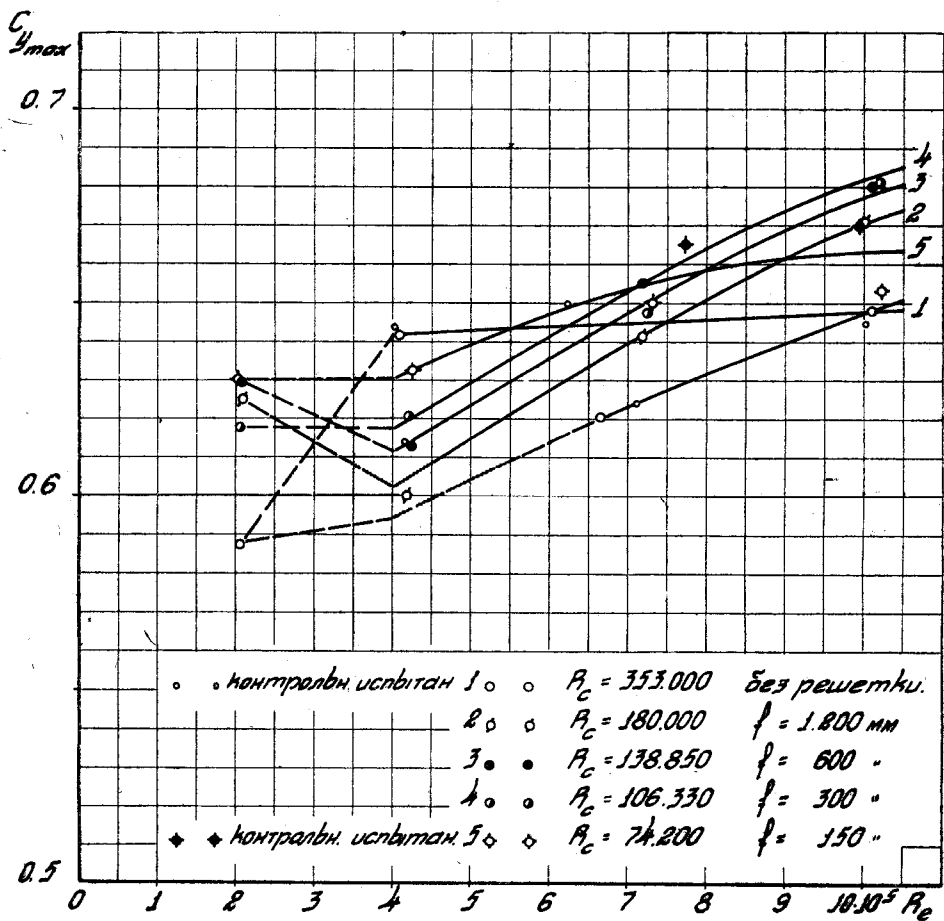


Фиг. 28. Зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль *NACA-4409*)

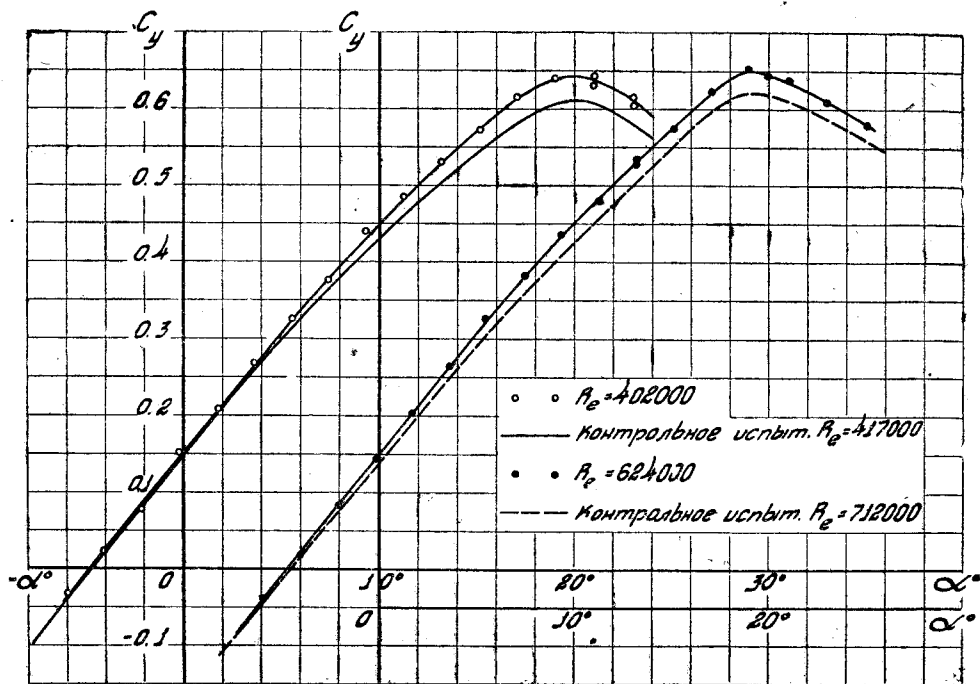
имели место и у других профилей (см. ниже). Повидимому, это явление не случайное и вызывается какими-то причинами, оставшимися не выясненными.

Результаты испытаний профилей, относящихся ко второй группе, приведены на фиг. 31, 32 и 33¹⁹. Зависимость максимального значения C_y от числа Рейнольдса для этих профилей аналогична той, которая была обнаружена Миллиkenом для профиля *Clark-Y* — 18% и Рельфом для профиля *Göttingen* № 387. При малой турбулентности потока $C_{y \max}$ этих профилей уменьшается с увеличением числа Рейнольдса, а в условиях значительной турбулентности ($Re \leq 180,000$, т. е. $\varepsilon \geq 1,42$). $C_{y \max}$ растет, как при увеличении числа Рейнольдса, так и при увеличении турбулентности.

¹⁹ Опытные точки, обведенные кружками на фиг. 32, соответствуют „обратным продувкам“.

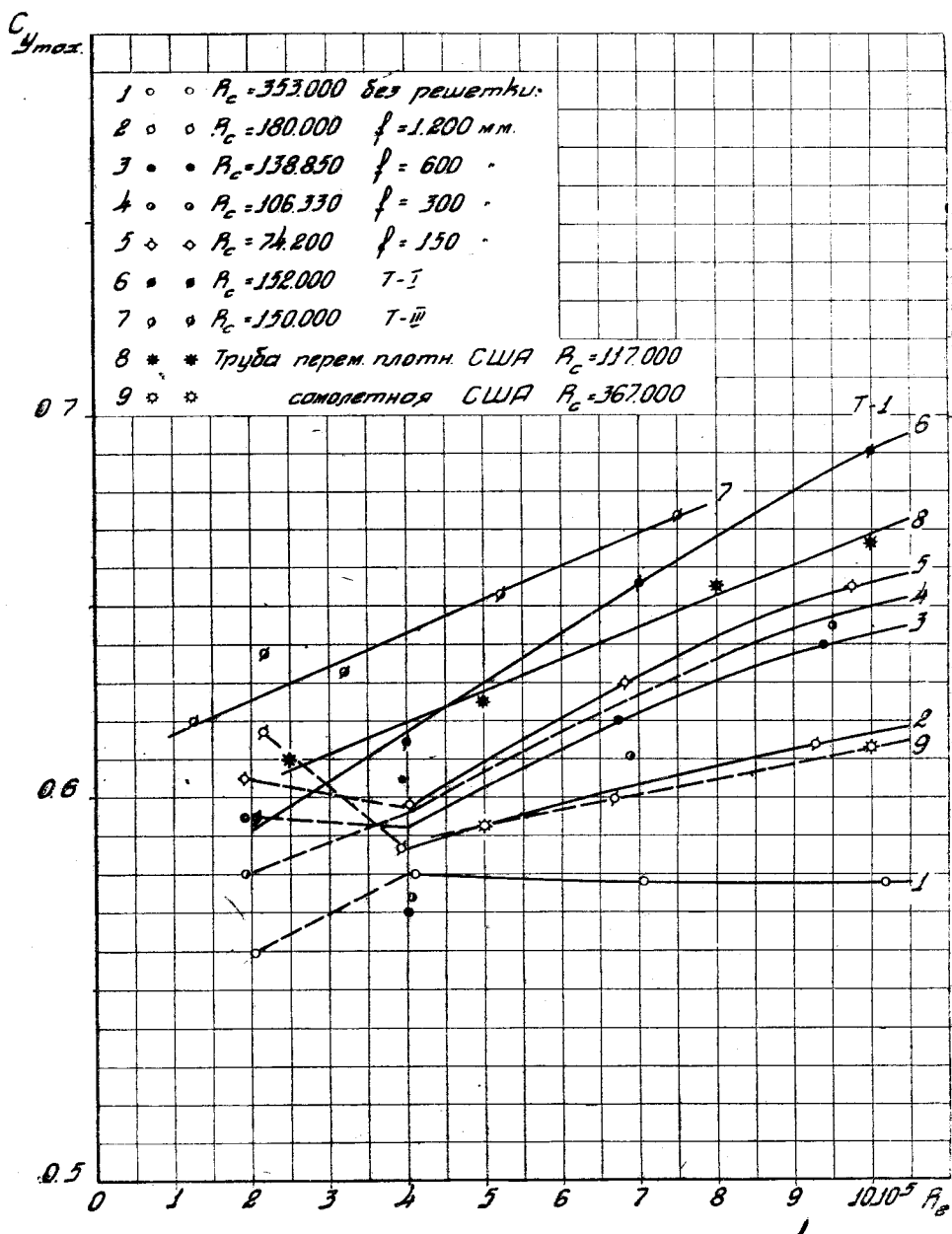


Фиг. 29. Зависимость $C_{y_{max}}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль NACA-4615).



Фиг. 30. Сводная диаграмма испытаний на C_y по α° крыла NACA-4615.

Следовательно, при большой начальной турбулентности обтекание этих профилей не отличается от обтекания профилей первой группы. Исключением является профиль *NACA-4415* (фиг. 33), $C_{y\max}$ которого при уве-



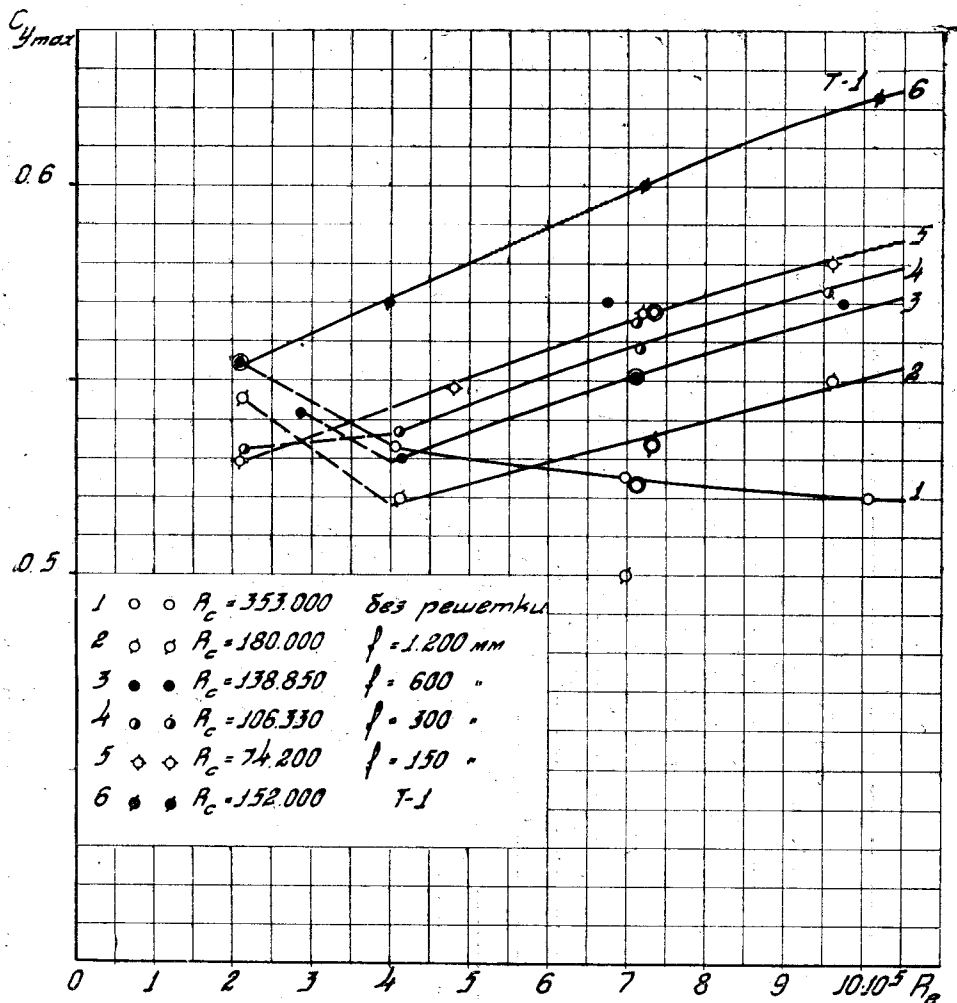
Фиг. 31. Зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль Clark-Y).

личении турбулентности растет лишь до известного предела, дальнейшее увеличение турбулентности приводит к снижению $C_{y\max}$. Контрольные испытания подтвердили этот результат. Следует отметить, что и в первой группе профилей имеется профиль (*NACA-4615*) с такой же законом изме-

нения $C_{y\max}$ по ϵ . В свое время Милликен²⁰ обнаружил аналогичное явление при испытании профиля NACA-2412.

Таким образом, мы, повидимому, имеем дело с закономерным изменением обтекания свойственным некоторым профилям.

К третьей группе профилей, как было указано выше, относятся профили NACA-4421, 6415, 4215, ПИ-16 и USA-35-A. Результаты их испытаний приведены на фиг. 34, 35, 36, 37 и 38. [С точки зрения влияния числа



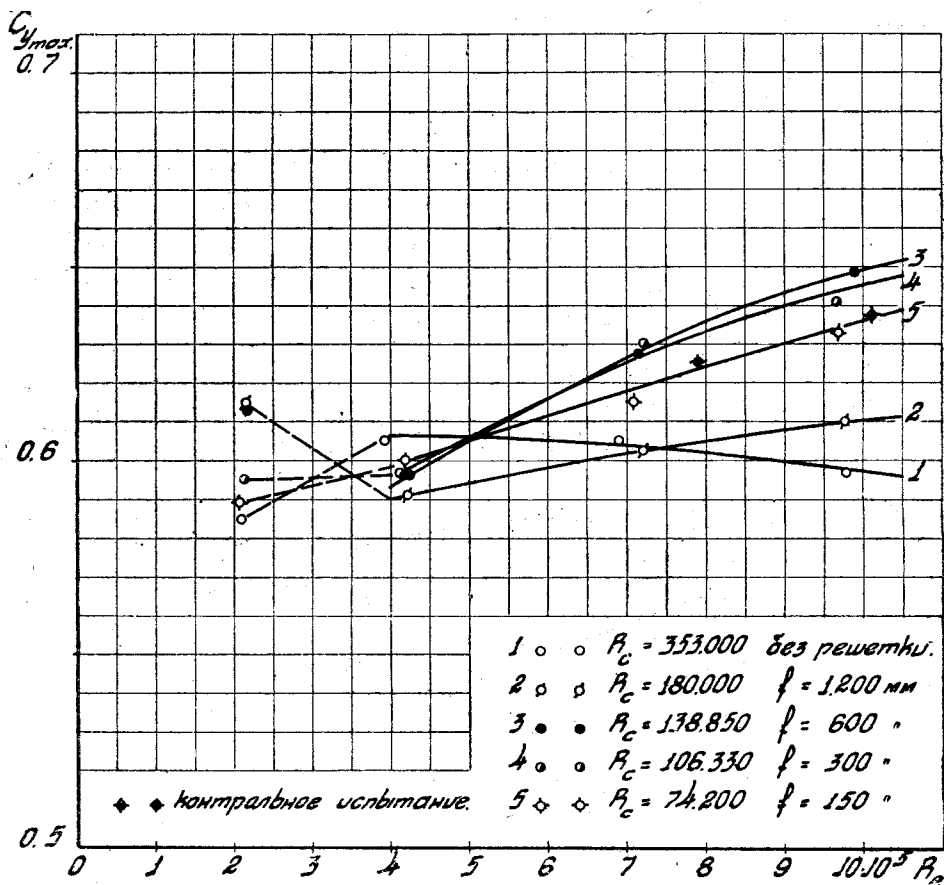
Фиг. 32. Зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль АНТ-6—16%).

Рейнольдса на $C_{y\max}$ этих профилей при высокой степени турбулентности, эти профили следует разбить на две подгруппы. К первой подгруппе относятся профили со средней и большой вогнутостью. Ко второй подгруппе относится профиль USA-35A с очень большой вогнутостью ($\delta_0 = 0,078$). Отличие первой подгруппы профилей от профилей второй группы состоит в том, что в условиях большой турбулентности ($R_c \leq 18\,0000$, т. е. $\epsilon \geq 1,43\%$) $C_{y\max}$ профилей первой подгруппы уменьшается при увеличении тур-

²⁰ См. сноску 12 на стр. 13.

булентности, но знак производной $\frac{dC_{y\max}}{dRe}$, как и во второй группе, остается положительным. У профилей второй подгруппы, кроме того, меняется и знак производной с положительного на отрицательный (фиг. 38).

Совершенно по-особому отражается влияние турбулентности на $C_{y\max}$ профилей, принадлежащих к четвертой группе (фиг. 39). В случае малой турбулентности (т. е. без решетки, $\varepsilon = 0,2\%$) $C_{y\max}$ профиля BS — 14⁰/₀ (т. е. профиля с острой передней кромкой) почти не зависит от числа



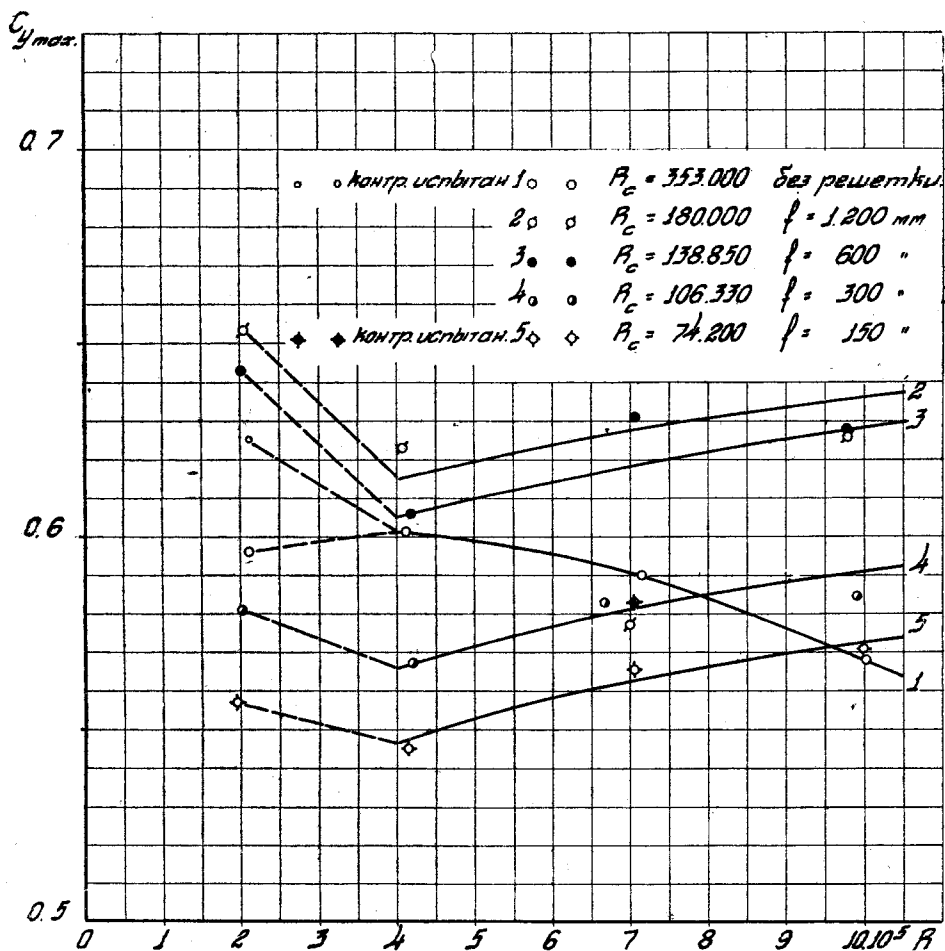
Фиг. 33. Зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль NACA-4415).

Рейнольдса. Две выпавших опытные точки, соответствующие $Re = 196\,000$ и $40\,5500$ следует признать не отвечающими нормальному режиму обтекания профиля, что видно из рассмотрения фиг. 40, на которой приведены кривые C_y по α° при различных числах Рейнольдса. Ради удобства начала координат для каждой кривой сдвинуты на отрезки, соответствующие углу α , равному 2° . Из диаграммы видно, что при больших числах Рейнольдса кривые C_y по α° имеют обычный вид, тогда как две кривые, соответствующие числам Рейнольдса, равным $196\,000$ и $405\,500$ показывают на преждевременный срыв потока, вследствие чего и значения $C_{y\max}$ получились меньше, чем при нормальном обтекании.

Из рассмотрения фиг. 39 видно, что увеличение турбулентности вызывает уменьшение $C_{y\max}$, причем при данной турбулентности $C_{y\max}$ вновь почти не зависит от числа Рейнольдса. По большей части наблю-

дается весьма медленное увеличение $C_{y\max}$, вызванное увеличением числа Рейнольдса.

Как уже выше отмечалось, при небольшом скруглении носика профиля BS—14°₀ (профиль BS_r—14°₀), в условиях малой турбулентности $C_{y\max}$ начинает несколько больше возрастать при увеличении Re . Значительно больше сказалось скругление носика на зависимости $C_{y\max}$ от турбулентности. Вначале увеличение турбулентности, как и у профиля BS—14°₀, вызывает падение $C_{y\max}$ (кривая 2'), причем кривая $C_{y\max} = f(Re)$

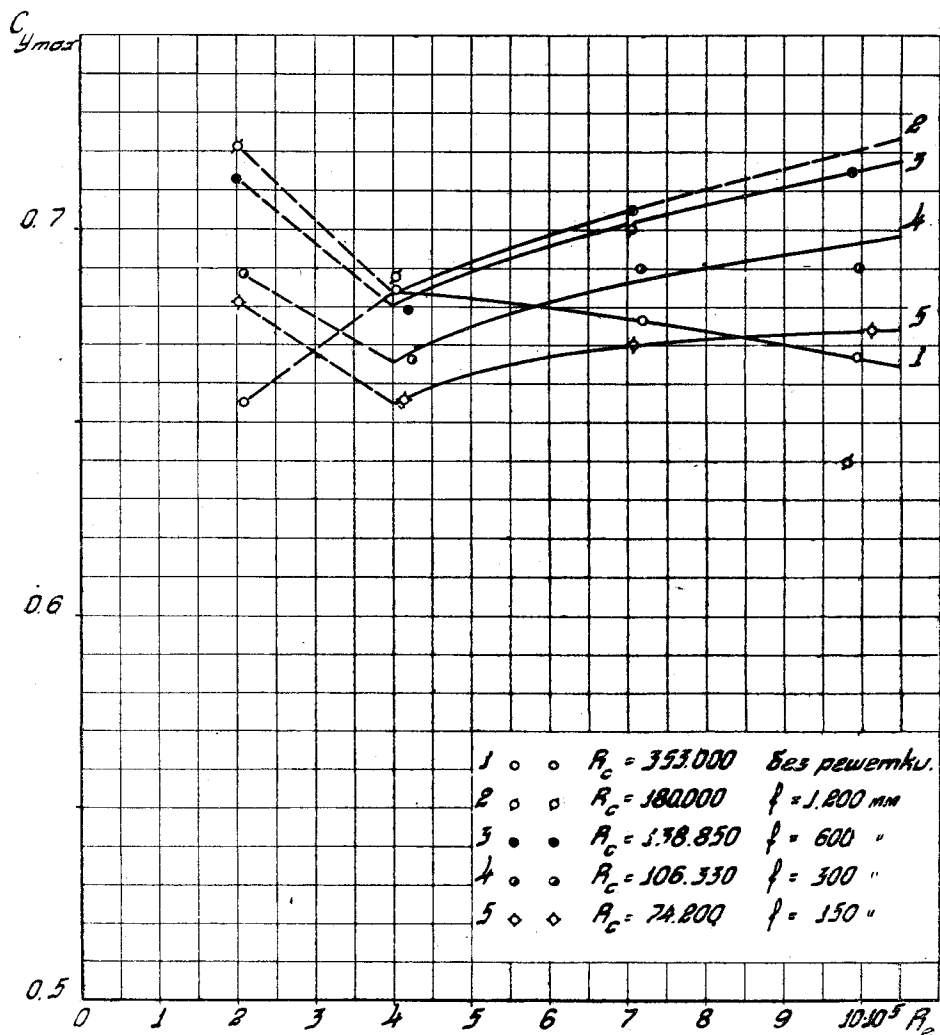


Фиг. 34. Зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль NACA-4421).

по своему характеру напоминает кривую 2 для профиля BS—14°₀. При увеличении турбулентности производная $\frac{dC_{y\max}}{dRe}$ резко меняет знак с отрицательного на положительный; кроме того, $C_{y\max}$ начинает возрастать вместе с увеличением турбулентности. В этом случае мы имеем обычное течение кривых, характерное для такого, сравнительно мало вогнутого, профиля.

На фиг. 41 приведены результаты испытания дужек BS—14°₀ и BS_r—14°₀ со щитком (фиг. 22). На диаграмме нанесены кривые $C_{y\max} = f(Re)$ при $\varepsilon = 0,2^\circ$ (без решетки) и кривые $C_{y\max} = f(\varepsilon)$ при $Re \cong 680\,000$. Сравнение кривых $C_{y\max} = f(Re)$ с соответствующими кривыми, приведенными

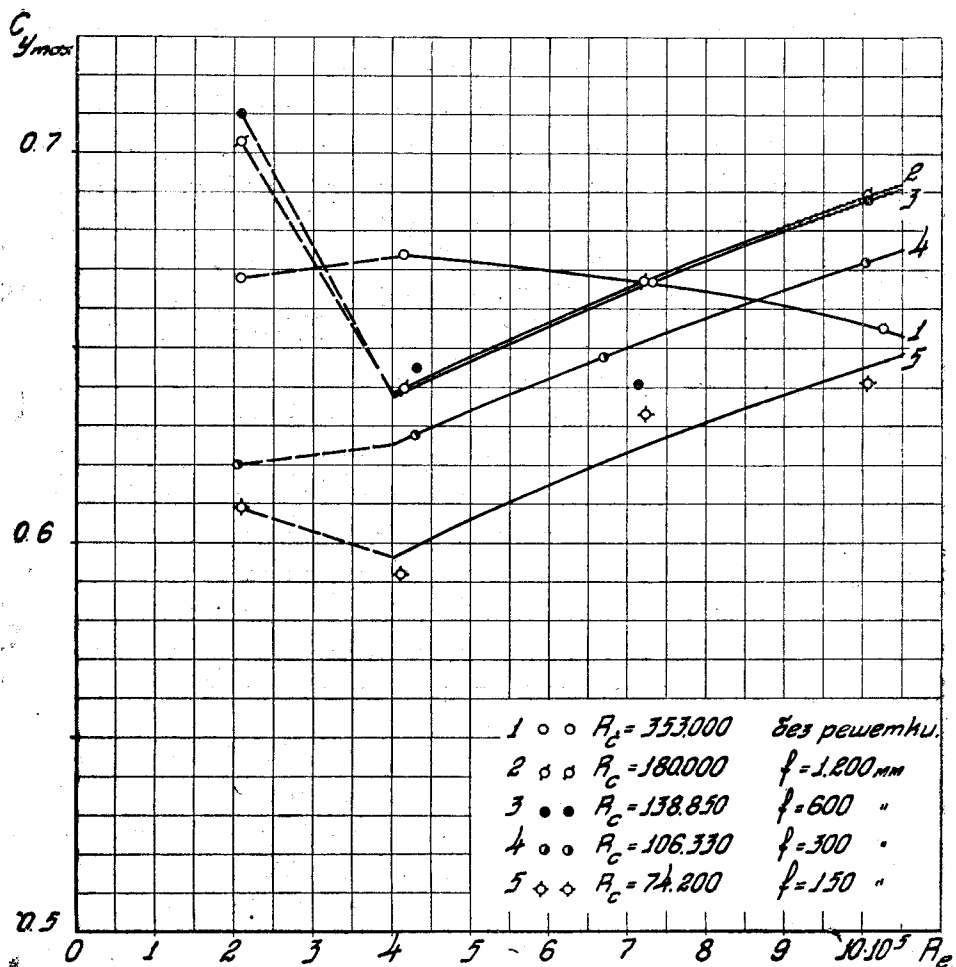
на фиг. 39, показывает, что наличие щитка увеличивает производную $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ у профиля BS_r—14°/0, у профиля BS—14°/0 производная увеличивается лишь при малых числах Рейнольдса. Присутствие щитка не влияет на характер зависимости $C_{y \max}$ от турбулентности для профиля BS—14°/0, тогда как для профиля BS_r—14°/0 наличие щитка приводит к непрерывному уменьшению $C_{y \max}$.



Фиг. 35. Зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль NACA-6415)

Заканчивая описание опытов в трубе Т-V, сделаем небольшое замечание о причине резкого выпадения некоторых опытных точек. На фиг. 32 очень сильно выпадает точка, соответствующая „прямой продувке“ при значении $Re = 700\,000$ ($V = 35$ м/сек) и $f = 1200$ мм. Это выпадение, повидимому, вызвано ошибкой в определении угла наклона манометра, что легко обнаружить по преуменьшенному значению производной $\frac{dC_y}{d\alpha}$. При „обратной продувке“ эта производная равна 1,72, тогда как при „прямой

продувке" она равняется 1,58. Если полученное значение $C_{y \max} = 0,5$ умножить на отношение $\frac{1,72}{1,58}$, т. е. ввести поправку на ошибочное определение угла наклона манометра, то для $C_{y \max}$ получаем величину 0,544, которая уже весьма мало отличается от значения $C_{y \max}$, определяемое по проведенной кривой. Аналогичную поправку можно ввести и для опытной точки при $Re = 700\,000$ и $f = 1200$ мм на фиг. 34. Только в этом случае,



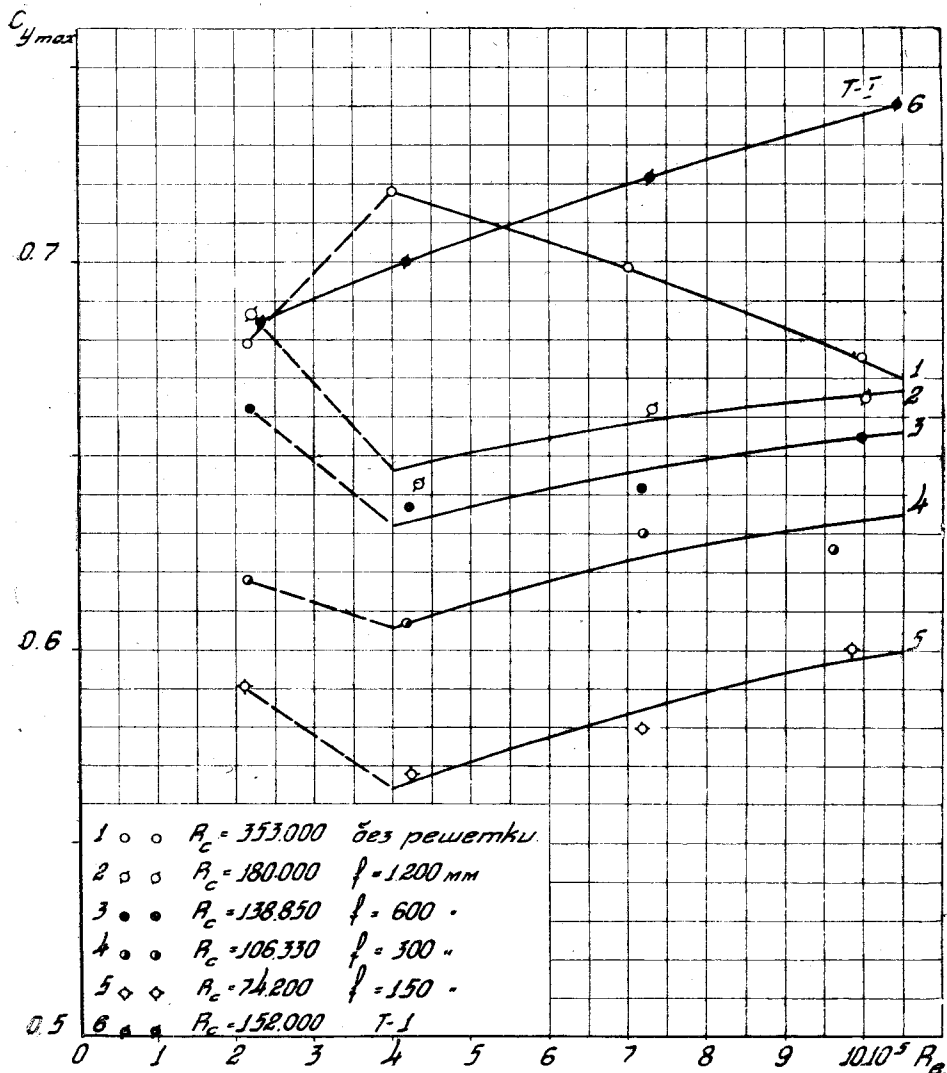
Фиг. 36. Зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль NACA-4215).

вследствие отсутствия контрольного испытания за истинное значение производной $\frac{dC_y}{d\alpha}$, мы приняли величину, равную значению $\frac{dC_y}{d\alpha}$ при $V = 50$ м/сек в случае испытания без решетки.

Вводя поправку, получаем, что $C_{y \max} = 0,631$ вместо $C_{y \max} = 0,575$. На фиг. 35 при $Re = 960\,000$ и $f = 1200$ мм вместо значения $C_{y \max} = 0,64$ получаем $C_{y \max} = 0,726$.

Для сравнения профили NACA-99, Clark-Y, АНТ-6 — 16° , Р-II — 16° и USA-35A, были испытаны в трубе Т-1 (фиг. 26, 31, 32, 37 и 38). Согласно

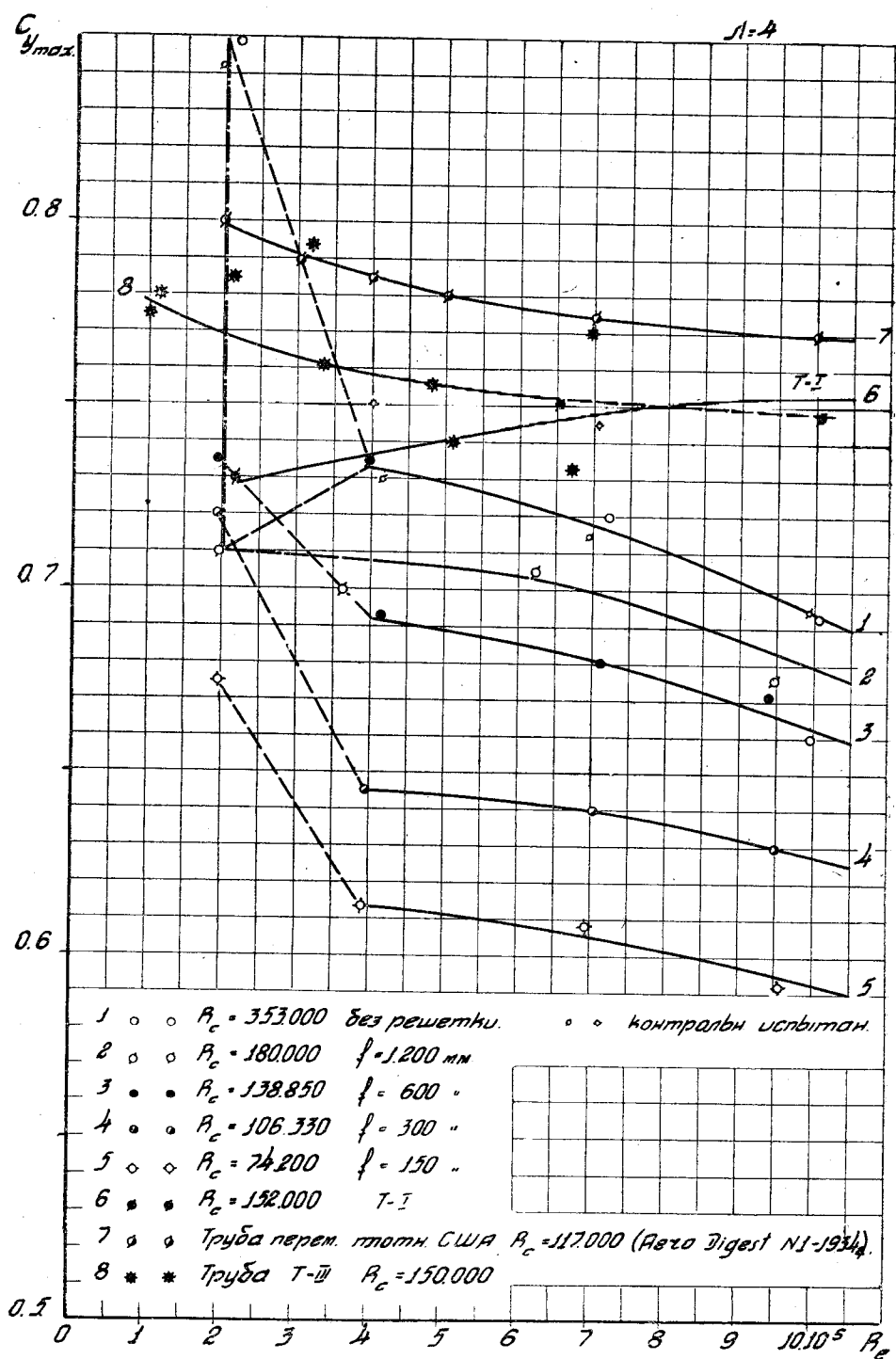
испытаниям шара $d=242$ мм, критическое число Рейнольдса в этой трубе равно $R_c=152000$. Таким образом следовало ожидать, что кривые $C_{y\max}=f(Re)$, полученные в трубе Т-I, должны располагаться между кривыми 2 и 3, полученными в трубе Т-V. Однако, ожидаемый результат на опыте не подтвердился. Для профиля NASA-99 кривая $C_{y\max}=f(Re)$ (кривая 6) пересекает кривые 1, 2, 3 и 4 (фиг. 26). Для профилей Clark-Y,



Фиг. 37. Зависимость $C_{y\max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль Р-II—16%).

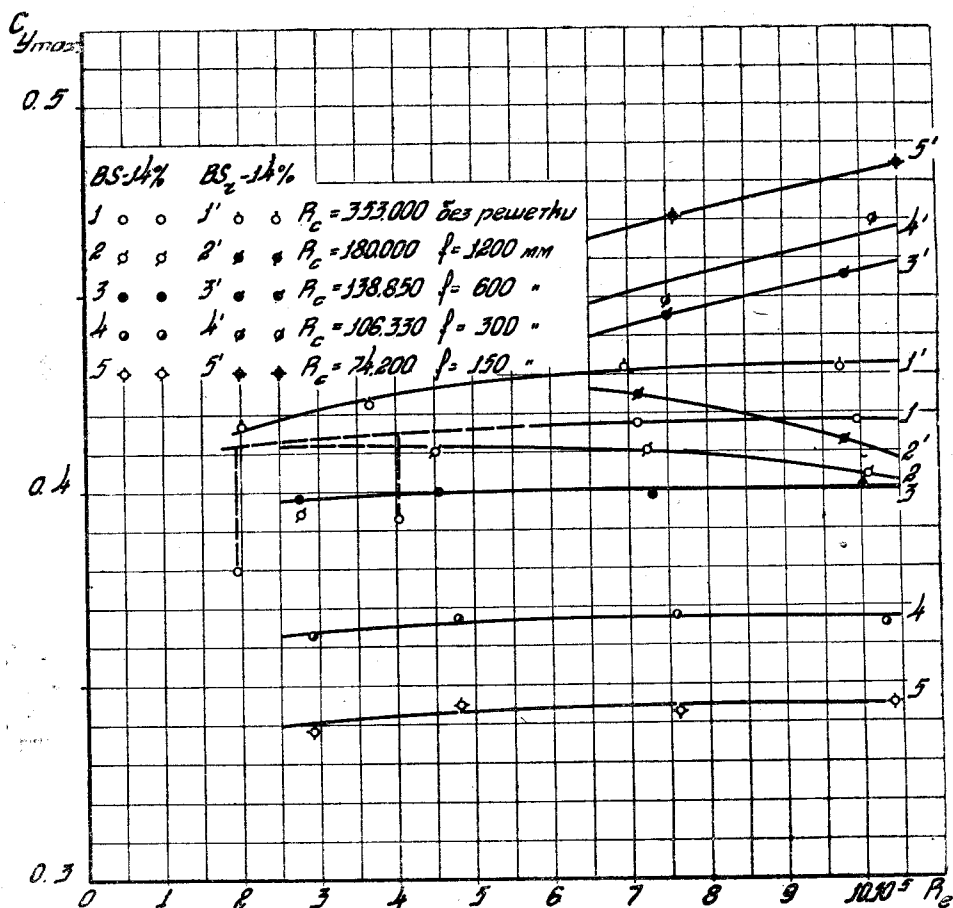
АНТ-6 — 16% и Р-II — 16%, кривая $C_{y\max}=f(Re)$, полученная в Т-I (кривая 6) располагается немного выше всех кривых, полученных в Т-V при всех положениях турбулизирующей решетки (фиг. 31, 32 и 37). Для профиля USA-35A кривая 6 располагается выше кривых 1, 2, 3, 4 и 5, полученных в Т-V и в отличие от них имеет обратный знак производной $\frac{dC_{y\max}}{dRe}$.

Наибольший интерес представляет материал, собранный нами по профилям Clark-Y и USA-35A. На фиг. 31, кроме кривых $C_{y\max}=f(Re)$



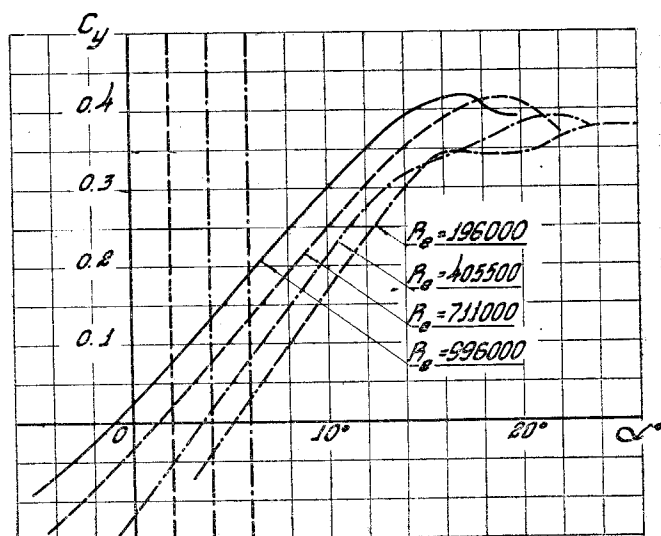
Фиг. 38. Зависимость $C_{y_{\max}}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль USA-35A).

полученных в Т-V и Т-I, нанесены кривые по опытам в трубе Т-III ($R_c = 150000$, кривая 7), в трубе переменной плотности при ее третьем варианте ($R_c = 117000$, кривая 8) и в самолетной трубе ($R_c = 367000$, кривая 9). Турбулентность потока в самолетной трубе меньше, чем в трубе



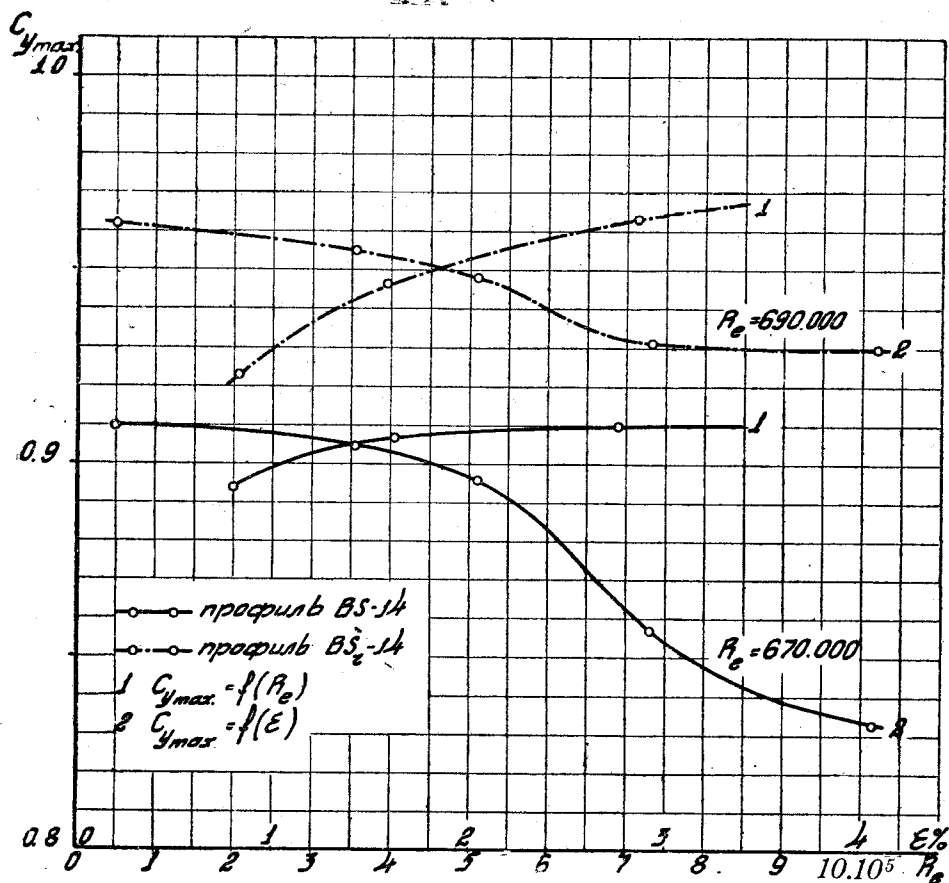
Фиг. 39. Зависимость $C_{y, \max}$ от числа Рейнольдса при различных положениях турбулизирующей решетки (профиль BS-14% и BS_r-14%).

Т-V, однако, кривая, полученная в ней, почти совпадает с кривой 2, полученной в Т-V в присутствии турбулизирующей решетки, находящейся на расстоянии $f = 1200$ мм от модели ($R_c = 180,000$). Кривая 7, полученная в трубе Т-III, не совпадает с кривой, полученной в трубе Т-I, несмотря на то, что, согласно с испытаниями шара, турбулентность потока в этих трубах практически одинакова ($R_c = 150,000$ и $152,000$). Кривая 8, полученная по испытаниям в трубе переменной плотности, почти на всем своем протя-



Фиг. 40. Сводная диаграмма испытаний дужки BS-14% на C_y по α° при различных числах Рейнольдса.

жении находится ниже кривых 6 и 7, полученных в Т-I и Т-III, несмотря на то, что турбулентность в трубе переменной плотности намного больше турбулентности в трубах Т-I и Т-III и следовало ожидать иного расположения кривых. Для профиля USA-35A (фиг. 38) имеем аналогичные результаты. Несмотря на одинаковую турбулентность в трубах Т-III и Т-I, результаты опытов, проведенных в них, не совпадают, причем даже знаки производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ противоположны. Кривая, полу-



Фиг. 41. Зависимость $C_{y \max}$ от числа Рейнольдса и турбулентности для дужек BS-14% и BS_ε-14%, испытанных со щитком.

ченная в Т-III и кривая, полученная в трубе переменной плотности, не укладываются между кривыми, полученными в трубе Т-V в присутствии турбулизирующей решетки, а располагаются выше этих кривых.

Отмеченные несоответствия не могут быть отнесенными к ошибкам опыта, так как каждая кривая получена в результате нескольких испытаний. Остается предположить, что существуют другие факторы, кроме турбулентности, влияющие на $C_{y \max}$, на влияние которых до сих пор не обращали достаточного внимания. Таким образом, изучение обтекания крыльев на критических углах атаки осложняется необходимостью ввести еще новые параметры наряду с существующими.

В заключение отметим, что ввиду сложности вопроса, автор не ставил себе задачей дать какие-либо самостоятельные объяснения процессов обтекания крыла на критических углах атаки, а пытался лишь систематизировать материалы испытаний и подметить связь между геометрическими параметрами профиля и характером зависимости максимального коэффициента подъемной силы крыла от числа Рейнольдса и турбулентности.

Выводы и ближайшие задачи

1) Проведенная работа в основном подтвердила выводы других авторов о влиянии числа Рейнольдса и турбулентности на максимальную подъемную силу крыла. Наряду с этим для целого ряда профилей обнаружены новые зависимости.

2) В условиях малой турбулентности потока (близкой к турбулентности в условиях полета) выявлены четыре группы профилей, $C_{y \max}$ которых связан различной функциональной зависимостью с числом Рейнольдса.

а) К первой группе профилей относятся симметричные профили и профили с малой вогнутостью не свыше $2-2,5\%$ от хорды; тонкие профили со средней вогнутостью порядка $3-4\%$ от хорды и профили со средней вогнутостью, максимальная ордината которой находится в задней половине хорды профиля. $C_{y \max}$ профилей этой группы возрастает при увеличении числа Рейнольдса.

б) Ко второй группе профилей относятся профили средней толщины порядка $14-16\%$ со средней вогнутостью порядка $3-4\%$ от хорды, максимальная ордината которой расположена на расстоянии $0,4-0,45b$ от носика. $C_{y \max}$ профилей этой группы весьма слабо убывает при возрастании числа Рейнольдса.

в) К третьей группе относятся сильно вогнутые профили, профили с средней вогнутостью порядка $3-4\%$ от хорды, но с ординатой максимальной вогнутости, расположенной на расстоянии $0,2-0,25b$ от носика и толстые профили со средней вогнутостью. $C_{y \max}$ этих профилей сильно убывает при возрастании числа Рейнольдса.

г) К четвертой группе принадлежат профили с острой или слегка закругленной передней кромкой. $C_{y \max}$ этих профилей весьма мал (порядка $0,4-0,45$) и почти не зависит от числа Рейнольдса. Увеличение числа Рейнольдса слегка увеличивает $C_{y \max}$. Наличие щитка вызывает увеличение производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ у профилей со слегка закругленной передней кромкой.

3) В условиях малой турбулентности увеличение толщины профиля, при средней вогнутости его, приводит к изменению знака производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ с положительного на отрицательный.

4) Увеличение вогнутости приводит к таким же результатам.

5) При средней вогнутости, смещение положения ординаты максимальной вогнутости по направлению к задней кромке вызывает изменение знака производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ с отрицательного на положительный.

6) У профилей первой группы увеличение турбулентности влечет за собой увеличение $C_{y \max}$ с сохранением положительного значения производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$.

7) У профилей второй группы увеличение турбулентности вызывает изменение знака производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ с отрицательного на положительный. При дальнейшем увеличении турбулентности характер зависимостей становится таким же, как и у профилей первой группы.

8) У профилей третьей группы увеличение турбулентности вызывает изменение знака производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ с отрицательного на положительный. Дальнейшее увеличение турбулентности приводит к снижению $C_{y \max}$.

с сохранением положительного знака производной $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$. Лишь при очень большой вогнутости, при всех степенях турбулентности, производная $\frac{dC_{y \max}}{dRe} < 0$.

9) У профилей с острой передней кромкой, $C_{y \max}$ уменьшается при увеличении турбулентности. Небольшое округление передней кромки вызывает обратную зависимость, причем производная $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ резко возрастает.

10) Прирост $C_{y \max}$, вызываемый щитком при больших числах Рейнольдса, больше соответствующего прироста при малых числах Рейнольдса. Это явление вызывается тем обстоятельством, что при больших числах Рейнольдса (порядка $Re \cong 4 \cdot 10^6$) установка щитка не вызывает изменения критического угла атаки.

К О О Р Д И Н А Т Ы П Р О Ф И Л Е Й

x %	NACA-99		Clark-Y-11,7 %		USA-35A-18,7 %		РП-16%		АНТ-6-16 %		NACA-4409	
	y_B	y_H	y_B	y_H	y_B	y_H	y_B	y_H	y_B	y_H	y_B	y_H
0,0	0,00	—0,00	3,60	3,60	4,33	4,33	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	1,87	—1,87	5,38	—1,86	8,09	1,62	3,34	—1,75	2,28	—1,66	1,81	—1,05
2,5	2,59	—2,59	6,43	—1,42	9,54	1,00	4,86	—2,39	3,35	—2,30	2,61	—1,37
5	3,53	—3,53	7,83	—0,91	11,81	0,46	6,67	—3,01	4,46	—3,06	3,74	—1,65
7,5	4,21	—4,21	8,79	—0,59	13,58	0,22	8,31	—3,33	6,23	—3,60	4,64	—1,74
10	4,68	—4,68	9,56	—0,39	14,85	0,10	9,39	—3,55	7,31	—3,96	5,37	—1,73
15	5,31	—5,31	10,63	—0,12	16,60	0,00	10,91	—3,81	8,89	—4,45	6,52	—1,55
20	5,70	—5,70	11,32	—0,01	17,73	0,06	11,71	—3,93	9,82	—4,72	7,33	—1,30
25	5,90	—5,90	11,63	0,00	18,35	0,14	12,00	—4,00	10,65	—4,83	7,90	—1,02
30	5,97	—5,97	11,68	0,00	18,46	0,24	11,98	—3,98	11,03	—4,83	8,25	—0,76
40	5,80	—5,80	11,37	0,00	17,89	0,40	11,31	—3,75	11,18	—4,59	8,35	—0,35
50	5,26	—5,26	10,49	0,00	16,21	0,58	10,01	—3,31	10,36	—4,07	7,87	—0,07
60	4,57	—4,57	9,13	0,00	13,83	0,66	8,33	—2,78	8,91	—3,33	7,00	+0,01
70	3,68	—3,68	7,34	0,00	11,11	0,60	6,45	—2,18	7,06	—2,59	5,76	0,03
80	2,57	—2,57	5,21	0,00	7,88	0,50	4,42	—1,50	4,92	—1,70	4,21	0,03
90	1,40	—1,40	2,79	0,00	4,31	0,32	2,25	—0,79	2,49	—0,83	2,33	0,02
95	0,75	—0,75	1,50	0,00	2,39	0,19	1,13	—0,40	1,20	—0,40	1,26	0,03
100	0,08	0,08	0,00	0,00	0,43	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,09	0,09

В заключение отметим те задачи, которые необходимо по нашему мнению в ближайшее время разрешить для более глубокого понимания процессов обтекания крыла на критических углах атаки, а также те условия, в которых необходимо проводить эксперименты с целью получения наиболее объективных результатов.

1) Проведения опытов в условиях хорошего поля скоростей, давлений и турбулентности в направлении поперечном к потоку при условии постоянства давления и турбулентности по направлению потока.

2) Теоретическое и экспериментальное изучение пограничного слоя крыла на критических углах атаки с целью определения точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентное состояние и определения точки отрыва пограничного слоя. Определения зависимости указанных факторов от числа Рейнольдса и турбулентности.

Таблица 5

В П Р О Ц Е Н Т А Х Х О Р Д Ы

NACA-4415		NACA-4421		NACA-2415		NACA-6415		NACA-4215		NACA-4615		BS-14 %	
y_v	y_n	y_v	y_n	y_v	y_n	y_v	y_n	y_v	y_n	y_v	y_n	y_v	y_n
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
3,07	-1,79	4,45	-2,42	2,71	-2,06	3,45	-1,53	3,74	-1,43	2,46	-2,04	1,20	-0,70
4,17	-2,48	5,84	-8,48	3,71	-2,86	4,67	-2,13	4,98	-1,97	3,82	-2,77	2,47	-1,48
5,74	-3,27	7,82	-4,78	5,07	-3,84	6,44	-2,75	6,85	-2,37	5,35	-3,68	3,63	-2,19
6,91	-3,71	9,24	-5,62	6,06	-4,47	7,76	-3,00	8,10	-2,61	6,43	-4,26	5,03	-2,82
7,84	-3,98	10,35	-6,15	6,83	-4,90	8,88	-3,11	9,06	-2,76	7,25	-4,64	6,06	-3,27
9,27	-4,18	12,04	-6,75	7,97	-5,42	10,58	-2,97	10,40	-3,03	8,46	-5,03	7,56	-3,87
10,25	-4,15	13,17	-6,98	8,70	-5,66	11,81	-2,67	11,10	-3,25	9,37	-5,07	8,53	-4,23
10,92	-3,98	13,88	-6,92	9,17	-5,70	12,64	-2,29	11,40	-3,43	10,04	-4,87	9,07	-4,48
11,25	-3,75	14,27	-6,76	9,38	-5,62	13,15	-1,91	11,41	-3,52	10,50	-4,57	9,33	-4,60
11,25	-3,25	14,16	-6,16	9,25	-5,25	13,25	-1,25	11,01	-3,45	10,83	-3,79	9,06	-4,69
10,53	-2,72	13,18	-5,34	8,57	-4,67	12,46	-0,76	10,17	3,20	10,45	-2,80	8,09	-4,60
9,30	-2,14	11,60	-4,40	8,50	-3,90	11,10	-0,34	8,81	-2,80	9,57	-1,71	6,66	-4,32
7,63	-1,55	9,50	-3,35	6,10	-3,05	9,16	-0,04	7,11	-2,14	8,27	-0,81	4,93	-3,80
5,55	-1,03	6,91	-2,31	4,41	-2,15	6,70	-0,03	5,06	-1,47	6,23	-0,34	3,21	-2,95
3,08	-0,57	3,85	-1,27	2,45	-1,17	3,72	-0,04	2,77	-0,82	3,44	-0,23	1,52	-1,70
1,67	-0,36	2,11	-0,74	1,34	-0,68	2,01	-0,05	1,50	-0,48	1,87	-0,20	0,72	-0,94
0,16	-0,16	0,22	-0,22	0,16	-0,16	0,16	-0,16	0,20	-0,13	0,15	-0,15	0,00	-0,00

Summary

The present article presents the results of tests carried with fourteen aerofoils at different Reynolds numbers (Re) and at different degrees of initial turbulence. The artificial turbulence was created in the wind tunnel by means of a special grid placed at different distances from the models.

The degree of turbulence was determined from the critical Reynolds number for spheres of different diameters with a subsequent determination of the criterion of turbulence which was assumed to be the mean quadratic fluctuations of speed as related to the mean speed of flow.

Besides the results of original tests for the aim of comparison several foreign data are presented (as obtained in England and USA).

In general the obtained data confirmed the conclusions of other authors concerning the effect of the Reynolds number and turbulence on the maximum lift coefficient of aerofoils; but in addition to these conclusions for a number of aerofoils the existence of several new relations was observed.

For the conditions of a low turbulence approximating that of the normal flight conditions all the aerofoils tested could be divided into four following groups according to a definite relation of their maximum lift coefficients with the Reynolds number.

a) The first group consists of symmetrical aerofoils and aerofoils with a small camber not exceeding $2-2\frac{1}{2}\%$ of the chord; thin aerofoils with an average camber of $3-4\%$ of the chord and aerofoils with a mean camber line the maximum ordinate of which lies in the after part of the aerofoil chord. The maximum lift coefficient of this group of aerofoils increases with the increase of the Reynolds number.

b) To the second group belong aerofoils with an average thickness ratio of $14-16\%$ b (b denotes the chord) with an average camber of $3-4\%$ of the chord the maximum ordinate of which lies at a distance of $0.4-0.45 b$ from the leading edge.

The maximum lift coefficient of these aerofoils shows a slight decrease with the increase of the Reynolds number.

c) To the third group belong highly cambered aerofoils, aerofoils with an average camber of $3-4\%$ b , but with the ordinate of the maximum camber line lying at a distance of $0.2-0.25 b$ from the leading edge and thick aerofoils with a middle camber.

The maximum lift coefficient of these aerofoils shows a marked decrease with the increase of the Reynolds number.

d) To the fourth group belong aerofoils with sharp or slightly rounded leading edge. The maximum lift coefficient of these aerofoils is very small (of the order $0.4-0.45$) and is almost independent from the Reynolds number. With the increase of the Reynolds number the maximum lift coefficient of these aerofoils slightly increases. The fitting of a split flap increases the value of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ for aerofoils with a slightly rounded leading edge.

At a low turbulence the increase of the aerofoil thickness ratio for aerofoils with a middle camber leads to a change in the sign of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ from positive to negative. The increase of the camber has the same effect.

For aerofoils with a middle camber the displacement of the maximum camber ordinate position in the direction toward the trailing edge leads to a change in the sign of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ from negative to positive.

For aerofoils belonging to the first group the increase of turbulence results in an increase of the maximum lift coefficient; the sign of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ remains positive.

For aerofoils of the second group the increase of turbulence leads to a change in the sign of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ from negative to positive. At a further increase of turbulence the nature of relations becomes the same as for aerofoils of the first group.

For aerofoils belonging to the third group the increase of turbulence results in a change in the sign of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ from negative to positive. A further increase of turbulence leads to a decrease of the maximum lift coefficient; the sign of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ remains positive; only for aerofoils with a very high camber the value of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$ remains negative at all degrees of turbulence.

For aerofoils with a sharp leading edge the maximum lift coefficient decreases with the increase of turbulence.

Slightly rounding the leading edge results in an inverse relation giving at the same time a marked increase of the value of the derivative $\frac{dC_{y \max}}{dRe}$.

The increase of the maximum lift coefficient due to the fitting of a split flap is greater at large Reynolds numbers than the corresponding increase at small Reynolds numbers. This effect is due to the fact that at large Reynolds numbers ($Re \approx 4 \cdot 10^6$) the fitting of a split flap does not change the value of the critical angle of incidence.

