

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н. Е. Жуковского

ТРУДЫ ЦАГИ

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ
ПО КРЫЛОВЫМ ПРОФИЛЯМ ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ

И. П. Горский

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ
ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ ОПТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

В. Г. Гальперин

ИЗДАТЕЛЬСТВО БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ

1 9 4 6

О Г Л А В Л Е Н И Е

И. П. Горский

Исследование распределения давления по крыловым профилям при больших скоростях

	<i>Стр.</i>
Введение	1
Глава I. Аппаратура и методика измерений	—
§ 1. Описание моделей	—
§ 2. Метод крепления моделей в трубе	2
§ 3. Батарейные манометры	—
§ 4. Метод обработки результатов опытов	4
§ 5. Исследования систематических погрешностей измерений	7
Глава II. Результаты испытаний	16
§ 1. Проведенные испытания	—
§ 2. Результаты испытаний	—
§ 3. Анализ результатов	68
Выводы	71

В. Г. Гальперин


Исследование обтекания крыловых профилей при больших скоростях оптическим методом

Введение	73
Оптический метод Теплера	—
Результаты испытаний	75
Выводы	111

19872ac

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ
ПО КРЫЛОВЫМ ПРОФИЛЯМ ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ

И. П. ГОРСКИЙ

Рассекрещено
акт МН № 2/1644с
от 28/8 1965 г.
Подпись: 

Г 904

ВВЕДЕНИЕ

Целью исследования являлось получение данных по распределению давлений на ряде крыловых профилей.

Настоящее исследование является частью работы по изучению влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики крыловых профилей, проводившейся в течение 1943—1944 гг. в скоростной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106. В ранее изданных работах [1] и [2]¹ приведены результаты определения коэффициентов сопротивления и подъемной силы и коэффициента момента четырех прямоугольных крыльев с профилями: NASA 23012, NASA 4412, Clark-YH—12% и ЦАГИ IB 1012.

В настоящей работе приведены результаты измерения распределения давления в центральном сечении прямоугольных крыльев с профилями NASA 23012, NASA 4412 и ЦАГИ IB 1012 в диапазоне значений числа Маха от 0,17 до 0,84 и при значениях коэффициентов подъемной силы $c_{у\text{ несж}}$ (при числе Маха 0,15) от 0 до 0,45.

Результаты опытов позволили дать простое физическое объяснение изменению эпюры давления по профилю с ростом числа Маха и связанного с ним изменения подъемной силы и момента.

Так как опыты по определению распределения давлений в Т-106 ставились впервые, то существенной частью настоящей работы являлось установление методики испытаний и изучение систематических погрешностей, возникающих при испытаниях.

Эта часть исследований проводилась на моделях двух прямоугольных крыльев профиля NASA 0012.

Одновременно с измерениями распределения давления В. Г. Гальпериным проводилось наблюдение и фотографирование обтекания крыльев при помощи прибора Теплера. Результаты этого исследования изложены в отдельной статье.

ГЛАВА I

АППАРАТУРА И МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЙ

§ 1. Описание моделей

Исследование распределения давления по профилям проводилось на пяти моделях прямоугольных крыльев с профилями NASA 23012, NASA 4412, ЦАГИ IB 1012 и NASA 0012. Первые три модели имели размах, равный 1,5 м, и хорду 0,3 м. Модели крыльев с профилем NASA 0012 имели хорду 0,36 м и размах 1,8 м и 2,5 м. Модели были сконструированы из стальных сердечников, покрытых слоем древесины толщиной 5—8 мм.

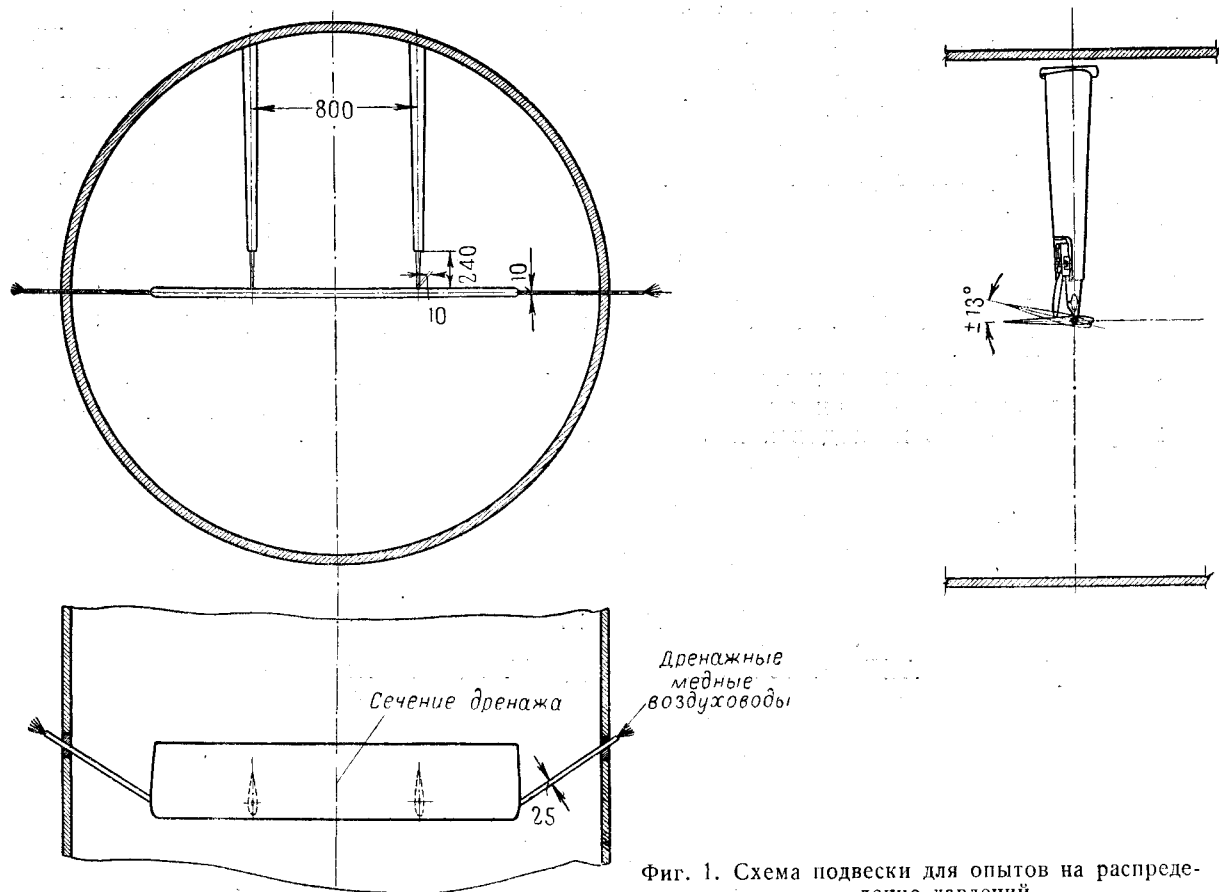
Все крылья были дренированы в центральном сечении в 45 точках с обычным их распределением по поверхности профиля [3]. Для дренажа применялись медные трубки с внешним диаметром 2 мм и толщиной стенки 0,4 мм. Трубки укладывались в канавки, вырезанные в слое древесины, покрывающем стальной сердечник крыла. Трубки и поверхность крыла заливались клеем ВИАМ БЗ. Толщина слоя клея над поверхностью дренажной трубки составляла 0,5—0,8 мм.

Максимальные отклонения контура шаблона от заданного контура составляли $\pm 0,02$ мм, и максимальные зазоры между поверхностью крыльев и шаблонов составляли $\pm 0,05$ мм. Сверление дренажных отверстий в крыльях производилось после окончательной их отделки. Диаметр дренажного отверстия равнялся 0,5 мм. Сверление отверстия производилось электродрелью при 6000 об/мин. Отверстия в клее ВИАМ БЗ при таких числах оборотов сверла получаются с острыми и чистыми краями без выбоин и заусенцев. Отклонение осей дренажных отверстий от нормали к поверхности не превышали $\pm 10^\circ$. Как поверхность крыла, так и дренажные отверстия были выполнены с большой тщательностью. Волнистость поверхности отсутствовала и отверстия совершенно не ощущались при проведении рукой по поверхности крыла.

§ 2. Метод крепления моделей в трубе

Поддерживающие модель устройства, как показали исследования, приведенные в работах [1] и [2], при больших скоростях потока оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики крыльев. При проведении настоящей работы было исследовано несколько типов подвески модели. Варьировались способы вывода воздухопроводов от дренажных точек крыла и размещение на нем хвостовых креплений. В результате исследований была выбрана подвеска, жесткие передние стойки которой совершенно идентичны стойкам весовой подвески (см. работу [1]). Медные воздухопроводы от точек дренажа на крыле выведены к его торцам и далее, в тонких стальных обтекателях, к стенкам трубы. Хвостовые крепления представляют собой тонкие профилированные подкосы, прикрепленные к крылу и передним стойкам.

Схема подвески приведена на фиг. 1.



Фиг. 1. Схема подвески для опытов на распределение давлений

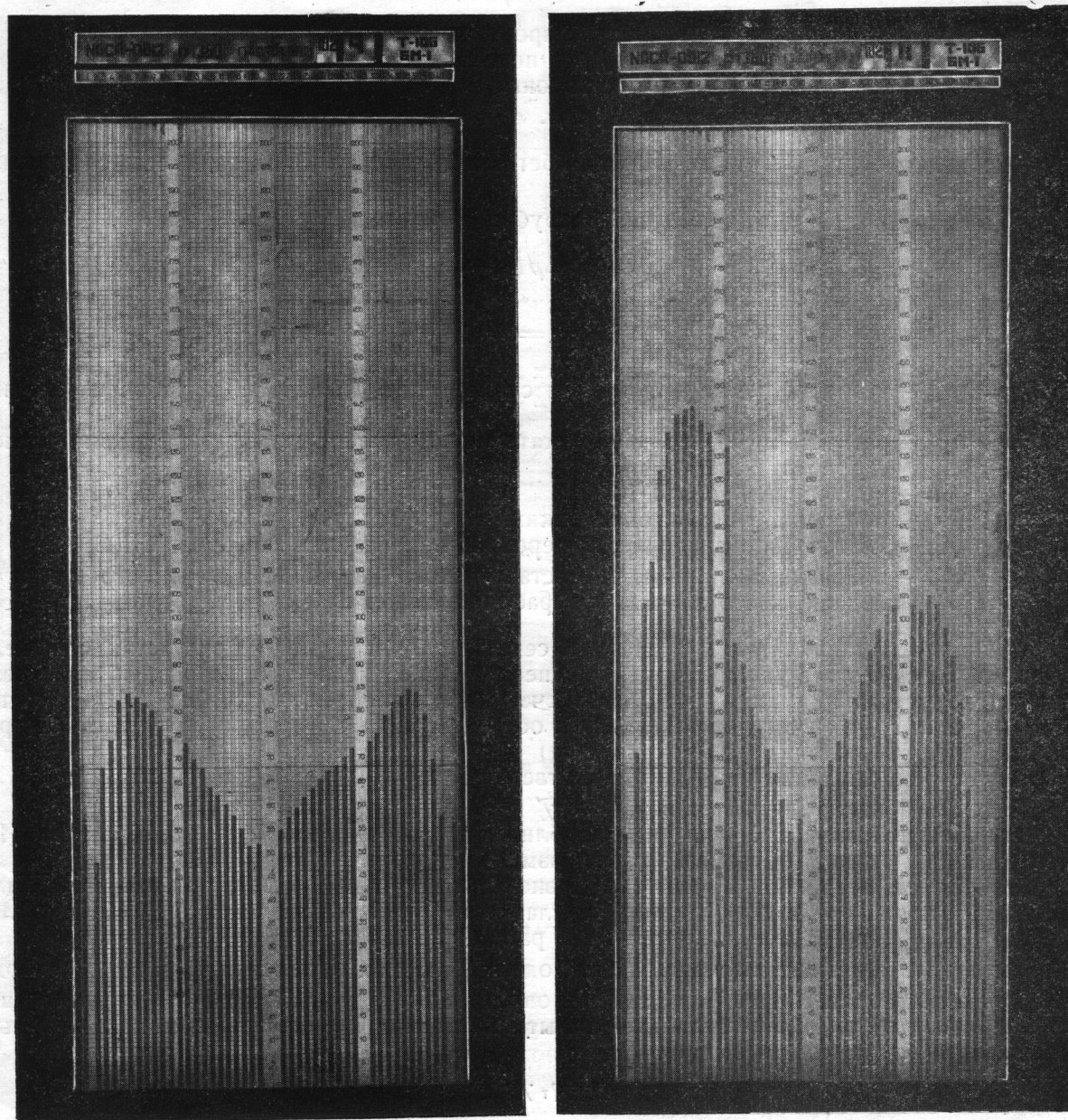
Испытания крыльев с профилями НАСА 23012, НАСА 4412 и ЦАГИ ИВ 1012 проведены на этой подвеске с дополнительными обтекателями.

§ 3. Батарейные манометры

В опытах применялись два типа батарейных манометров:

1) Манометр бачкового типа со шкалой высотой 1300 мм, с миллиметровыми делениями, приспособленный для визуального снятия показаний. При опытах этот манометр заливался спиртом и служил для определения p при малых скоростях потока ($M=0,15$).

2) Два манометра также бачкового типа, приспособленные для фотозаписи показаний, со шкалами высотой 2000 мм, разбитой на деления по 5 мм. Шкалы манометров нанесены на матовом стекле. Фотографирование производилось в проходящем свете. (Образцы фотозаписи приведены на фиг. 2). Один из манометров заливался тетробромэтаном, другой ртутью.



Фиг. 2. Образцы фотозаписи показаний батарейного манометра Т-106.

Эти манометры применялись для опытов на больших скоростях потока. Бачки манометров соединялись с приемниками статического давления Т-106. Манометрические трубки соединялись с точками дренажа крыла. При такой схеме измерений измеряется разность между местным давлением в данной точке профиля и статическим давлением трубы, воспринимаемым приемником, удаленным от крыла.

Расшифровка фотозаписи производилась с негативов в проходящем рассеянном свете при помощи луп 6-кратного увеличения. Ошибки при повторных расшифровках одного и того же негатива разными техниками составляли меньше ± 2 мм. Ошибки в фотозаписи за счет параллакса были пренебрежимо малы.

Во время опытов фиксировалась температура манометрической жидкости.

§ 4. Метод обработки результатов опытов

Результаты измерений представлены в виде безразмерных коэффициентов местного давления

$$\bar{p} = \frac{p - p_{\text{ст}}}{q},$$

где p — местное давление в данной точке профиля,
 $p_{\text{ст}}$ — статическое давление набегающего потока,
 q — скоростной напор набегающего потока,
 \bar{p} — безразмерный коэффициент давления.

Определение q , $p_{\text{ст}}$ и числа Маха набегающего потока производилось следующим образом.

1) Для случая отсутствия модели в трубе:

$$q_{\text{т}} = \Delta p (1 - \varepsilon);$$

$$p_{\text{ст. т}} = p'_{\text{ст}} + \eta \Delta p; \quad M_{\text{т}} = \sqrt{\frac{2}{\kappa} \frac{\Delta p}{p_{\text{ст}}}} (1 - \varepsilon),$$

где $\Delta p = \Delta p'_{\mu}$ — разность между полным и статическим давлением в рабочем сечении трубы,

$\Delta p'$ — разность между полным и статическим давлением, измеренная измерителем скорости Т-106,

μ — коэффициент поля Т-106,

$(1 - \varepsilon)$ — поправка, учитывающая сжимаемость воздуха,

$p'_{\text{ст}}$ — статическое давление, измеренное измерителем давления Т-106,

$\eta \Delta p$ — поправка для приведения статического давления, измеренного вдали от модели, к его значению в рабочем сечении.

2) При испытаниях модели рабочее сечение трубы сужено присутствием модели и подвески. За счет этого увеличивается среднее значение числа Маха потока, обтекающего модели (скоростная индукция), на ΔM за счет обтекателей подвески, на ΔM^* — за счет модели и на $\Delta M'$ — за счет дополнительных обтекателей (в случаях, если испытания проводятся в их присутствии).

Статическое давление уменьшится соответственно на $\Delta p_{\text{ст}}$, $\Delta p_{\text{ст}}^*$ и на $\Delta p_{\text{ст}}'$.

Скоростной напор возрастет в χ , χ^* и χ' раз.

Величина поправок тем больше, чем ближе скорость опыта к скорости звука. Исследования (см. работу [1]) показали, что изменение скорости в рабочей части трубы за счет сужения ее подвеской и моделью равномерно по сечению. Исходя из этого, для центрального дренированного сечения крыла были приняты значения ΔM , ΔM^* , $\Delta M'$, $\Delta p_{\text{ст}}$, $\Delta p_{\text{ст}}^*$, $\Delta p_{\text{ст}}'$, χ , χ^* и χ' , полученные в работе [1].

Эти поправки являются средними для модели крыла; их изменения по размаху и хорде крыла пренебрегаются. Тогда формулы для определения q , $p_{\text{ст}}$, M и \bar{p} для применявшегося в данной работе типа испытания — испытаний модели в присутствии дополнительных обтекателей — будут иметь вид:

$$q = q_{\text{т}} \chi \chi^* \chi';$$

$$p_{\text{ст}} = p_{\text{ст. т}} - \Delta p_{\text{ст}} - \Delta p_{\text{ст}}^* - \Delta p_{\text{ст}}';$$

$$M = M_{\text{т}} + \Delta M + \Delta M^* + \Delta M';$$

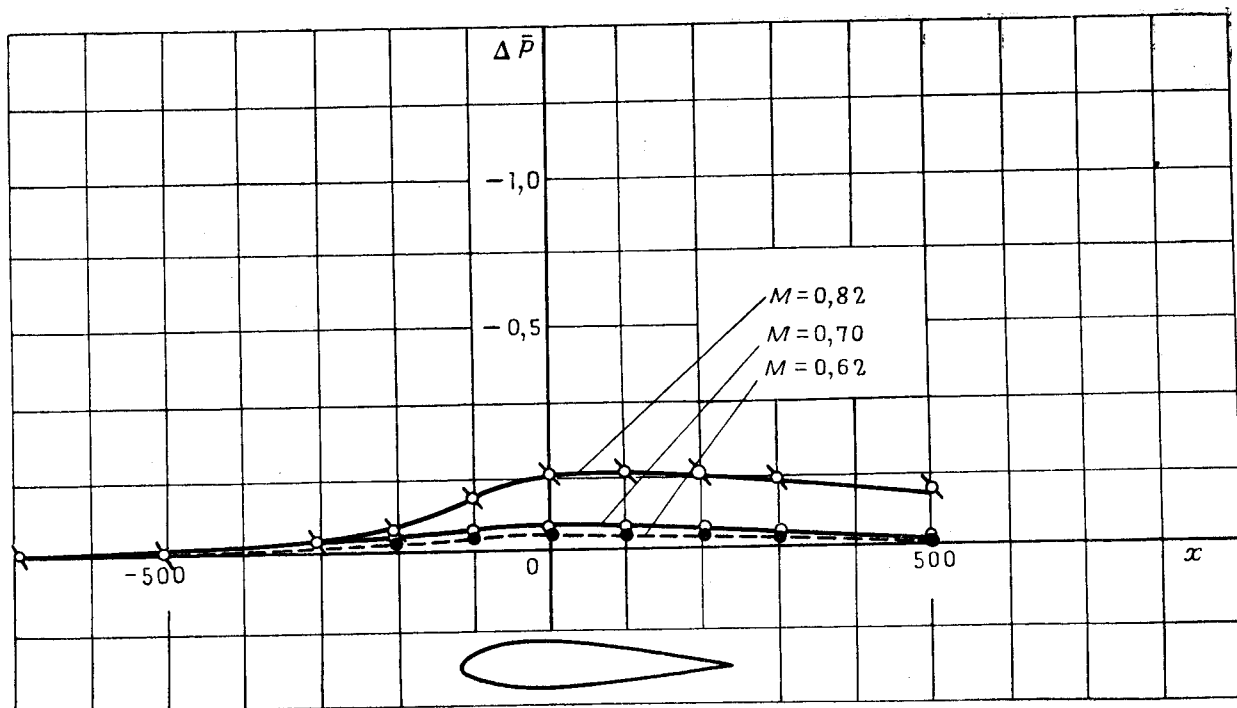
$$\bar{p} = \frac{(H_0 - H) \gamma - \eta \Delta p - \Delta p_{\text{ст}} - \Delta p_{\text{ст}}^* - \Delta p_{\text{ст}}'}{q_{\text{т}} \chi \chi^* \chi'},$$

где H_0 и H — показания батарейного манометра,

γ — вес единицы объема манометрической жидкости.

Исследование скоростной индукции трубы методом определения распределения давления по стенке трубы показало, что применение средних поправок может приводить к ошибке в $(\Delta p_{\text{ст}} + \Delta p_{\text{ст}}^* + \Delta p_{\text{ст}}')$, доходящей при числе Маха потока 0,82 до $\pm 0,03q$. На части профиля, занимающей 15% хорды, значения \bar{p} получаются заниженными на $0,03q$, а на остальной части профиля завышенными на $0,03q$.

Величина этой поправки с уменьшением числа Маха резко уменьшается (см. фиг. 3, где показано изменение величины $\Delta \bar{p} = \frac{\Delta p_{ст} + \Delta p_{ст}^* + \Delta p_{ст}'}{q}$ вдоль хорды).



Фиг. 3. Изменение статического давления вдоль оси трубы Т-106, вызванное наличием в трубе модели на подвеске и дополнительных обтекателей

График поправок

$$\Delta \bar{p}_{ст} = \frac{\Delta p_{ст} + \Delta p_{ст}^* + \Delta p_{ст}'}{q_T};$$

$$\Delta M_{сумм} = \Delta M + \Delta M^* + \Delta M';$$

$$\chi_{сумм} = \chi + \chi^* + \chi';$$

в зависимости от числа Маха, подсчитанного по показаниям приборов, для крыльев с хордой $b = 0,3$ м при $\lambda = 5$ для испытаний с дополнительными обтекателями приведен на фиг. 4.

Аналогичные графики были построены для испытаний крыльев с хордой $b = 0,36$ м и размахом 1,8 и 2,6 м с дополнительными обтекателями и без них.

Определение углов атаки крыла бесконечного размаха по результатам измерений распределения давления по профилям в центральном сечении прямоугольных крыльев с $\lambda = 5$ может быть проведено методом, аналогичным примененному в работе [1]:

$$\alpha_{\infty} = \alpha + \Delta \alpha_T - \Delta \alpha_i.$$

Здесь α_{∞} — угол атаки крыла бесконечного размаха,

α — геометрический угол атаки крыла с $\lambda = 5$ в трубе,

$\Delta \alpha_T$ — дополнительный угол скоса за счет влияния стенок трубы на вихревую систему крыла,

$\Delta \alpha_i$ — угол индуктивного скоса у центрального сечения прямоугольного крыла с $\lambda = 5$.

Поправка $\Delta \alpha_T$ подсчитывалась по известной формуле для круглой трубы:

$$\Delta \alpha_T = 0,125 \frac{S}{F} 57,3 c'_y,$$

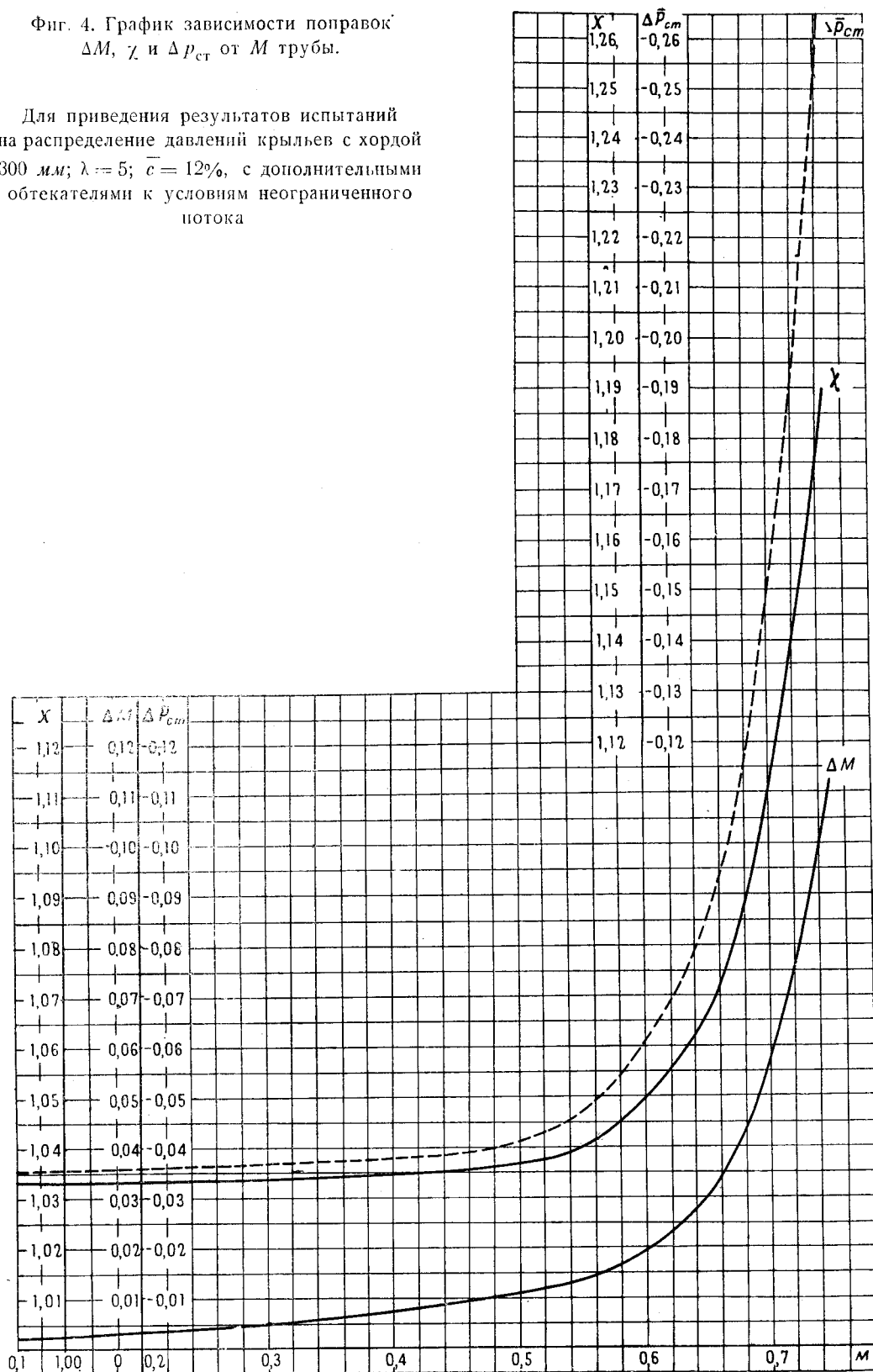
где S — площадь крыла (для наших опытов $S = 0,45$ м²),

F — площадь сечения рабочей части трубы ($F = 5,31$ м²),

c'_y — коэффициент подъемной силы прямоугольного крыла с $\lambda = 5$.

Фиг. 4. График зависимости поправок ΔM , χ и $\Delta p_{ст}$ от M трубы.

Для приведения результатов испытаний на распределение давлений крыльев с хордой 300 мм; $\lambda = 5$; $\bar{c} = 12\%$, с дополнительными обтекателями к условиям неограниченного потока



Применимость этой формулы для центрального сечения прямоугольных крыльев экспериментально проверена Л. Н. Яковлевой в аэродинамической трубе круглого сечения Казанского авиационного института. Поправка на индуктивный скос в центральном сечении крыла для равномерного распределения циркуляций по размаху может быть выражена так:

$$\Delta\alpha_i = \frac{57,3}{2,08\pi\lambda} c'_y.$$

Как показано в работе [4], скорости на крыле, индуцируемые заданной вихревой системой крыла, не зависят от влияния сжимаемости воздуха и, следовательно, от значений числа Маха набегающего потока (при $M < 1$). Изменение индуктивных скоростей под влиянием сжимаемости происходит лишь вследствие изменения аэродинамических характеристик сечений крыла с изменением значений числа Маха. Поэтому в формулах для $\Delta\alpha_t$ и $\Delta\alpha_i$ следует брать значения c'_y , получившиеся в опыте при данном значении числа Маха потока. В результате испытаний мы получаем коэффициент подъемной силы центрального сечения крыла, который приближенно может быть связан с c'_y соотношением

$c'_y = \frac{c_y}{1,125}$. Подставляя в формулу для α_∞ численные значения входящих в нее величин, окончательно получим:

$$\alpha_\infty^\circ = \alpha^\circ - 1,02 c_y.$$

При вычислении \bar{p} значения $(H_0 - H)$ подсчитывались с учетом изменения во время опыта уровня манометрической жидкости в бачке манометра.

Приведение удельного веса манометрических жидкостей к температуре опыта производилось по следующим формулам:

$$\gamma_{\text{ртути}} = 13,596 (1 - 0,00018 t^\circ),$$

$$\gamma_{\text{тетрабромэтана}} = 2,9834 (1 - 0,0008 t^\circ),$$

$$\gamma_{\text{спирта}} = \gamma_0 + 0,00088 (t_0^\circ - t^\circ),$$

γ_0 спирта — удельный вес спирта, определенный при температуре тарировки t_0° ,
 t° — температура манометрической жидкости при опыте.

Эпюры давлений для профилей строились при целых значениях числа Маха потока. Значения \bar{p} для целых значений числа Маха брались с интерполяционных графиков, построенных для каждой дренажной точки в большом масштабе. Такой интерполяционный график в качестве примера приведен на фиг. 5.

Как видно из рассмотрения этого графика, ошибки за счет интерполяции на докризисных режимах невелики, так как экспериментальные точки лежат на кривых весьма закономерно. На режимах за кризисом возможны ошибки за счет резкого изменения течения кривых $\bar{p} = f(M)$ в зонах скачка уплотнения; эти участки кривых обозначены пунктиром. В таких случаях и на эпюрах давления $\bar{p} = f(x)$ соответствующие участки кривых проведены пунктиром. Кроме того, пунктиром проведены участки эпюр давления у носка и хвостика профиля, где крыло не было дренировано.

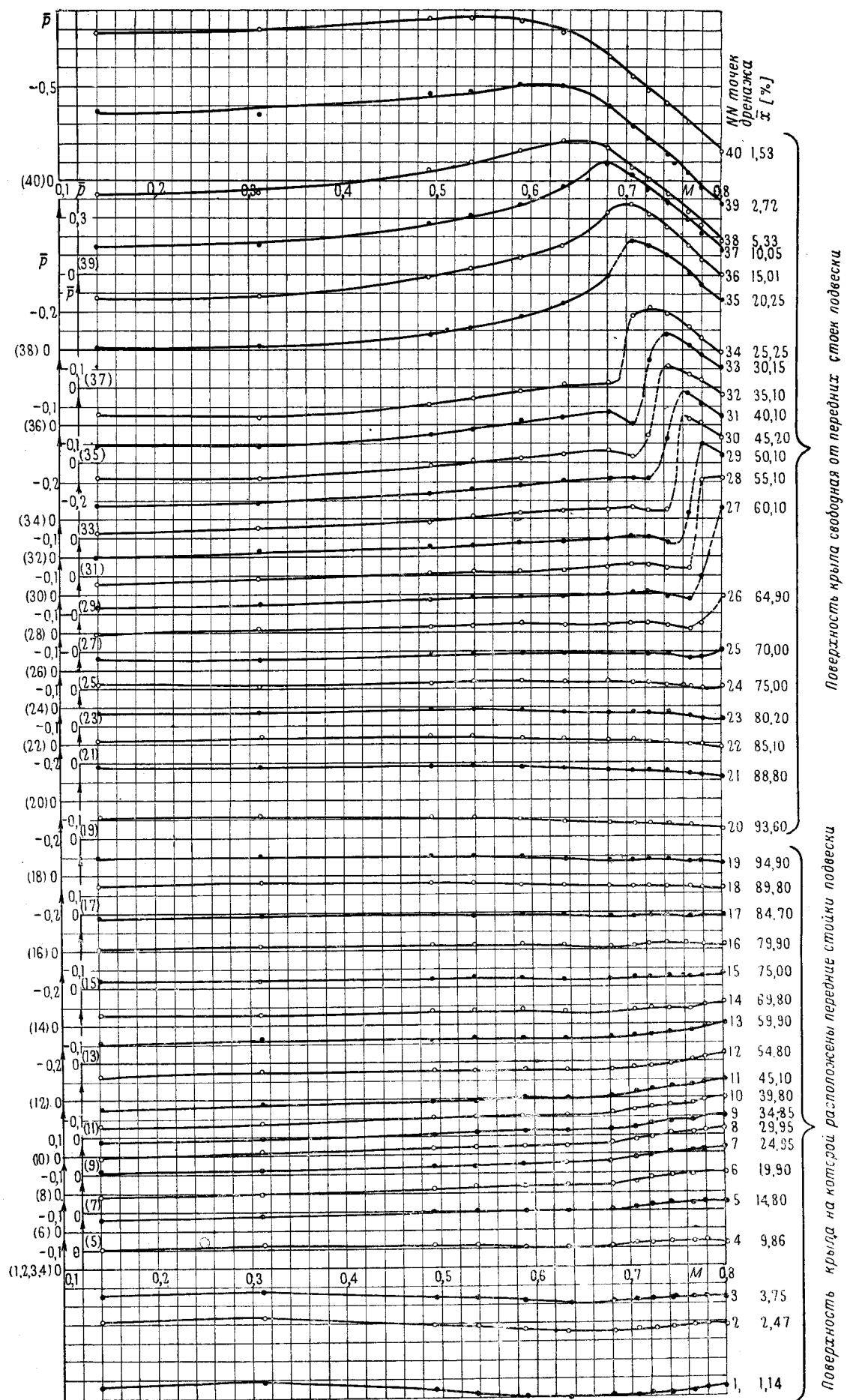
§ 5. Исследования систематических погрешностей измерений

Для исследования систематических погрешностей измерений, вызываемых влиянием стенок трубы и подвески на обтекание модели, были поставлены опыты с двумя прямоугольными крыльями профиля НАСА 0012.

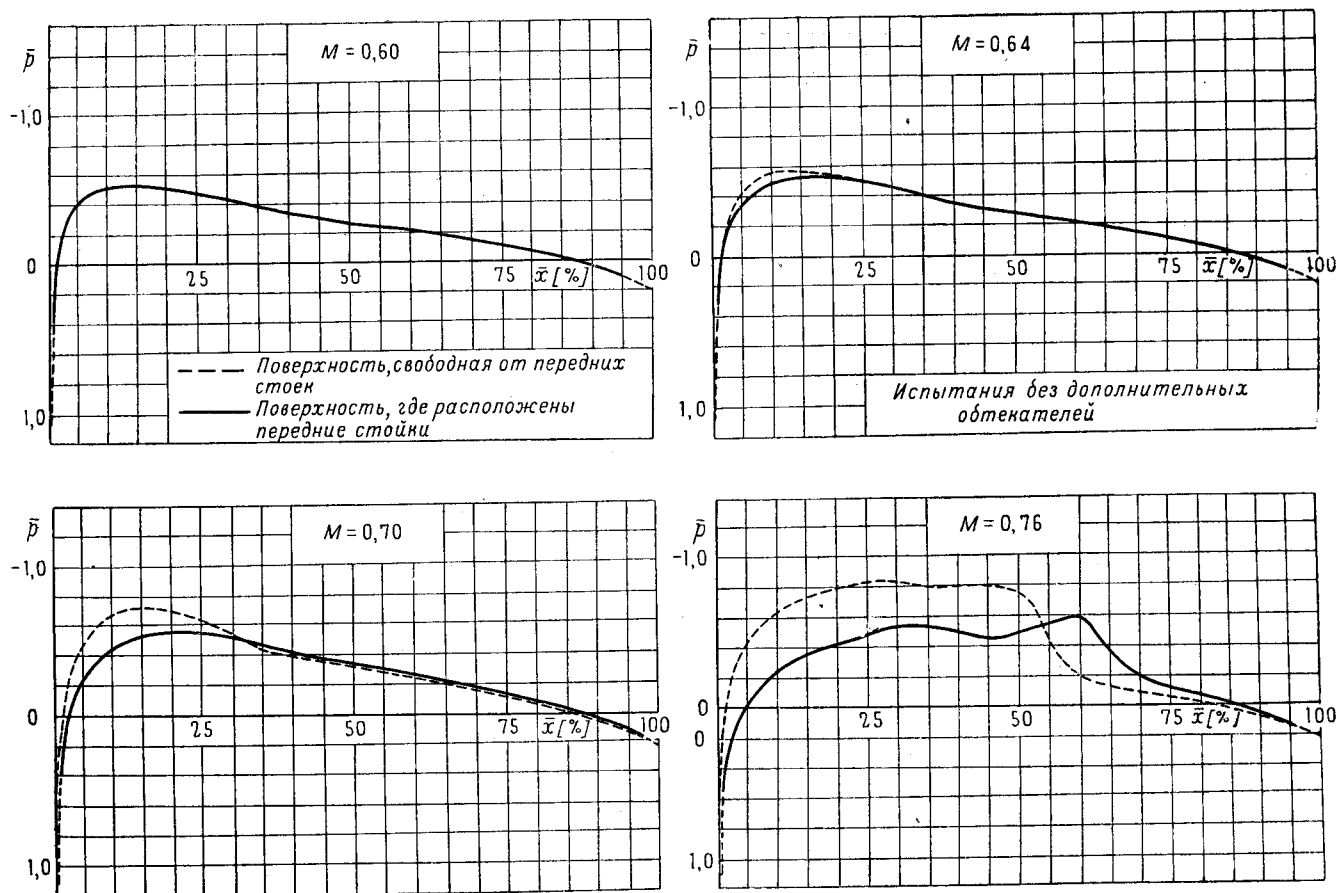
Крылья имели хорду $b = 0,36$ м и размах 1,8 м и 2,6 м. Крыло размахом 1,8 м ($\lambda = 5$) устанавливалось в трубе при помощи подвески. Крыло размахом 2,5 м прикреплялось торцами к стенкам трубы без каких-либо подкосов и расчалок. Благодаря тщательному закрытию зазора между торцами крыла и стенками трубы можно считать, что центральное сечение крыла работало в условиях, близких к условиям обтекания крыла бесконечного размаха.

В результате этих опытов был выбран тип подвески модели и оценено ее влияние на распределение давления по профилю крыла.

При определении характеристик крыльев на весах АВ-106 (см. работу [1]) было установлено, что влияние обтекателей и стоек подвески на характеристики крыла выражается в следующем.



Фиг. 5. Интерполяционный график зависимости $\bar{p} = f(M)$ для отдельных дренажных точек крыла профиля NACA 0012; $c_{y \text{ несж}} = 0,27$, $\alpha = 2^\circ 50'$

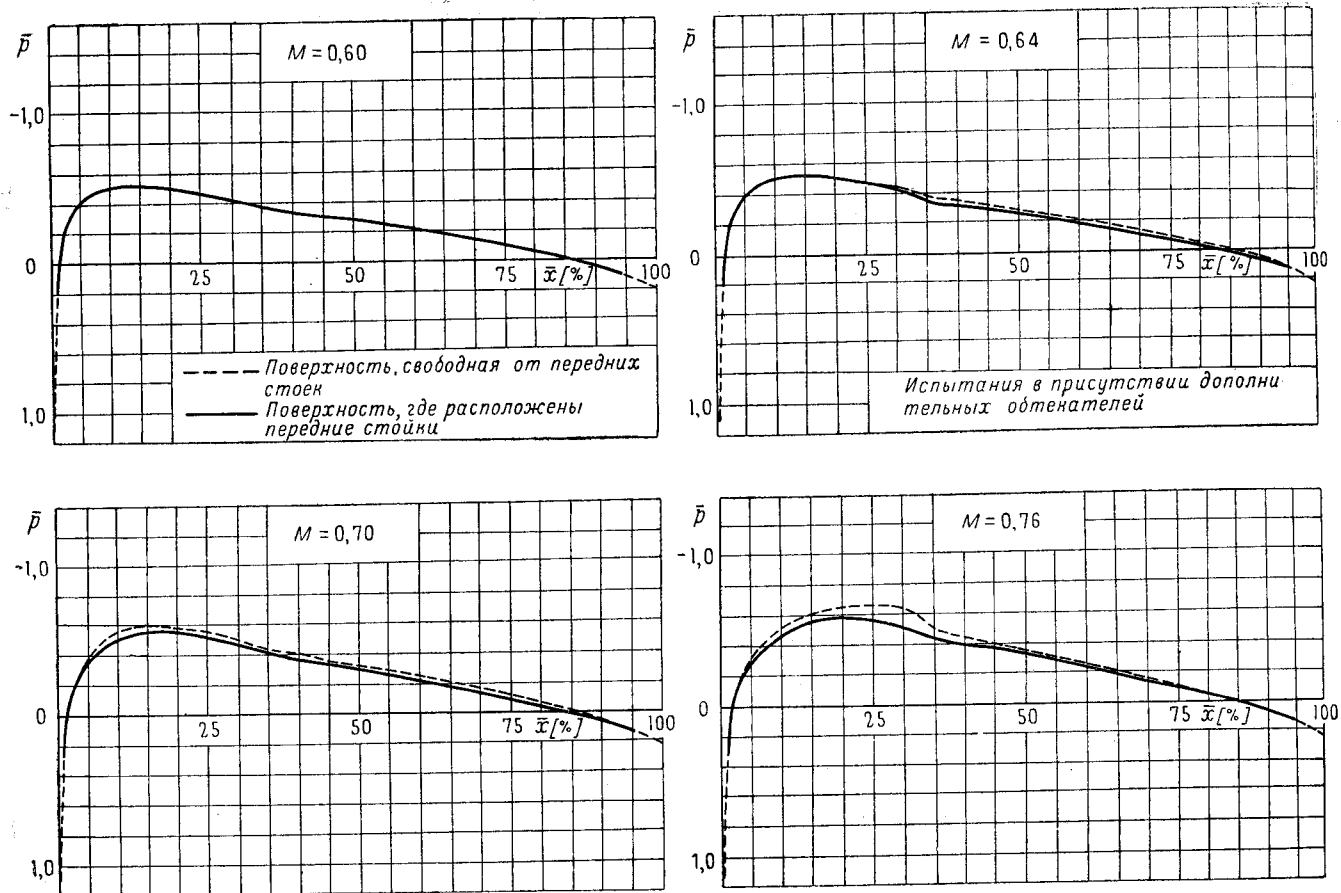


Фиг. 6. Влияние скоса потока и интерференции между передними стойками подвески и крылом на распределение давлений в центральном сечении прямоугольного крыла профиля NACA 0012; $\lambda = 5$; $\alpha = 0$

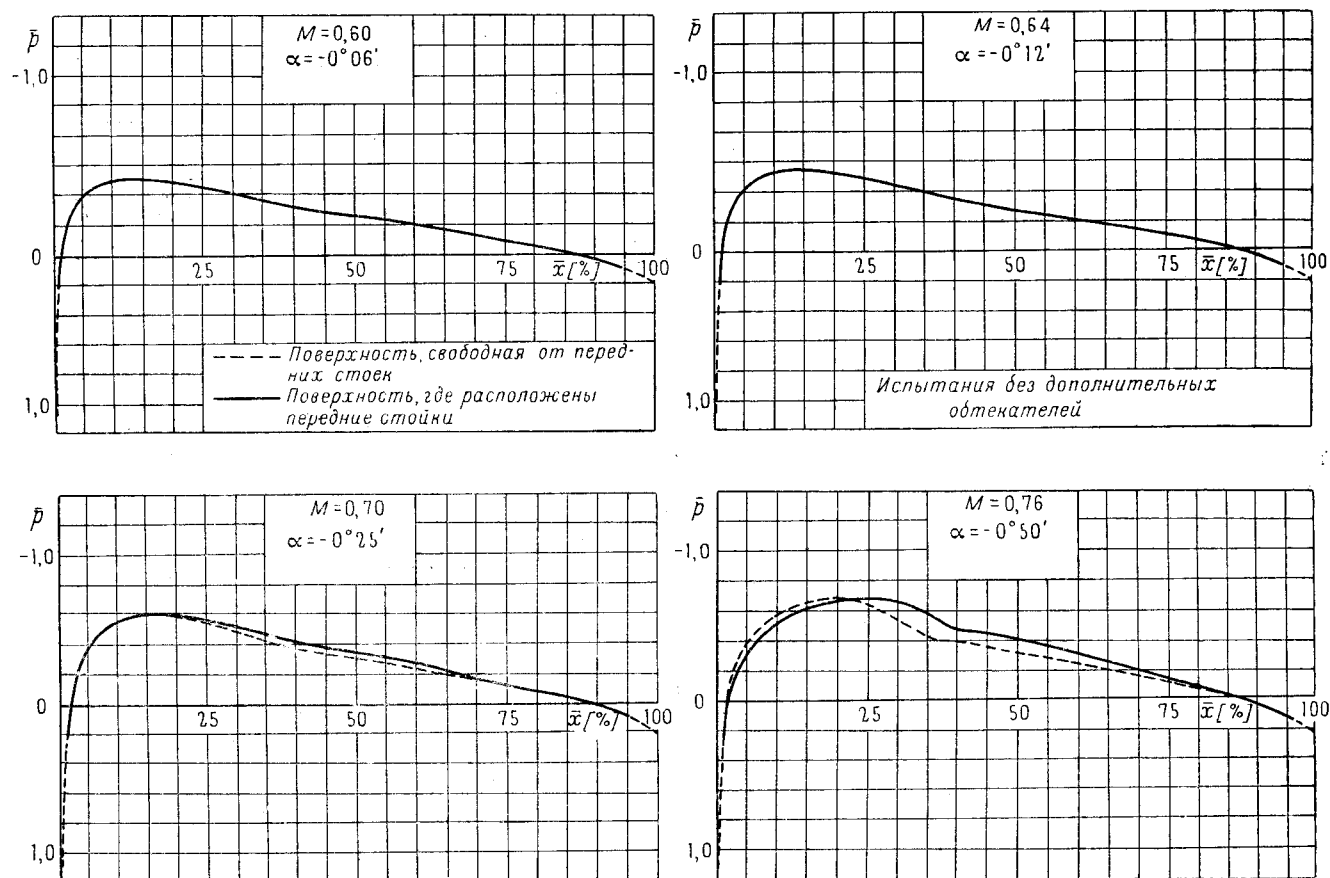
Обтекатели подвески, как и сама модель, стесняя сечение потока, вызывают увеличение скорости потока, обтекающего модель, — вызывают так называемую скоростную индукцию. Кроме того, обтекатели подвески в случае испытаний без дополнительных обтекателей, вследствие несимметричного затенения рабочей части, вызывают скос потока, направленный от потолка к полу рабочей части трубы. Наличие обтекателей вызывает также небольшой градиент давления вдоль оси рабочей части. Кроме того, передние стойки подвески оказывают местные влияния на крыло.

На фиг. 6 приведены результаты испытаний крыла с $\lambda = 5$ при $\alpha = 0$ без дополнительных обтекателей. Хвостовые крепления при этих опытах были выполнены в виде двух державок, прикрепленных к верхней и нижней поверхности крыла на расстоянии 280 мм от дренированного сечения. Хвостовые державки при помощи лент соединялись с механизмом угла атаки аэродинамических весов Т-106. При скоростях, которым соответствуют числа Маха $M \leq 0,6$, эпюры давления верхней и нижней поверхностей крыла прекрасно совпадают. При большей скорости мы видим весьма большие расхождения эпюр, объясняемые косизной потока, вызываемой обтекателями и интерференцией между передними стойками и крылом.

На фиг. 7 приведены результаты опыта, проведенного в тех же условиях, но при установленных дополнительных обтекателях с обтекаемыми законцовками. В этом случае мы устранили влияние скоса потока, вызванного несимметричным затенением рабочей части, но не устранили интерференцию между передними стойками и крылом. Как видно из диаграммы, интерференция эта довольно существенно сказывается на результатах при числах Маха опыта, больших 0,7. Сравнение эпюр давления при $M = 0,6$ в случаях испытаний крыла с дополнительными обтекателями и без них показывает прекрасное совпадение результатов, что дает основания полагать, что применение поправок на скоростную индукцию ΔM , $\Delta \bar{p}_{ст}$ и γ , средних для всего крыла, полученных из весовых испытаний, не приводит к противоречиям при определении характеристик центрального сечения крыла. На фиг. 8 приведены результаты испытаний крыла без дополнительных обтекателей. Опыт велся с изменением угла атаки крыла. Для каждой скорости потока подбирался такой угол атаки, который приводил к совпадению минимальные давления на верхней и нижней по-



Фиг. 7. Влияние интерференции между передними стойками подвески и крылом на распределение давлений в центральном сечении прямоугольного крыла профиля NACA 0012; $\lambda = 5$; $\alpha = 0$



Фиг. 8. Влияние интерференции между передними стойками подвески и крылом на распределение давлений в центральном сечении прямоугольного крыла профиля NACA 0012; $\lambda = 5$; устранение скаса потока изменением угла атаки

верхности профиля. Этим устранялся эффект косизны потока. Из сопоставления результатов испытания, приведенных на фиг. 7 и 8, видно, что интерференция с передними стойками, выделенная как путем устранения косизны потока внесением дополнительных обтекателей, так и изменением угла атаки, близки по величине. Косизна потока, вызванная передними обтекателями, изменяясь с ростом числа Маха потока, при больших числах Маха ($M=0,76 \div 0,78$) достигает величины порядка одного градуса.

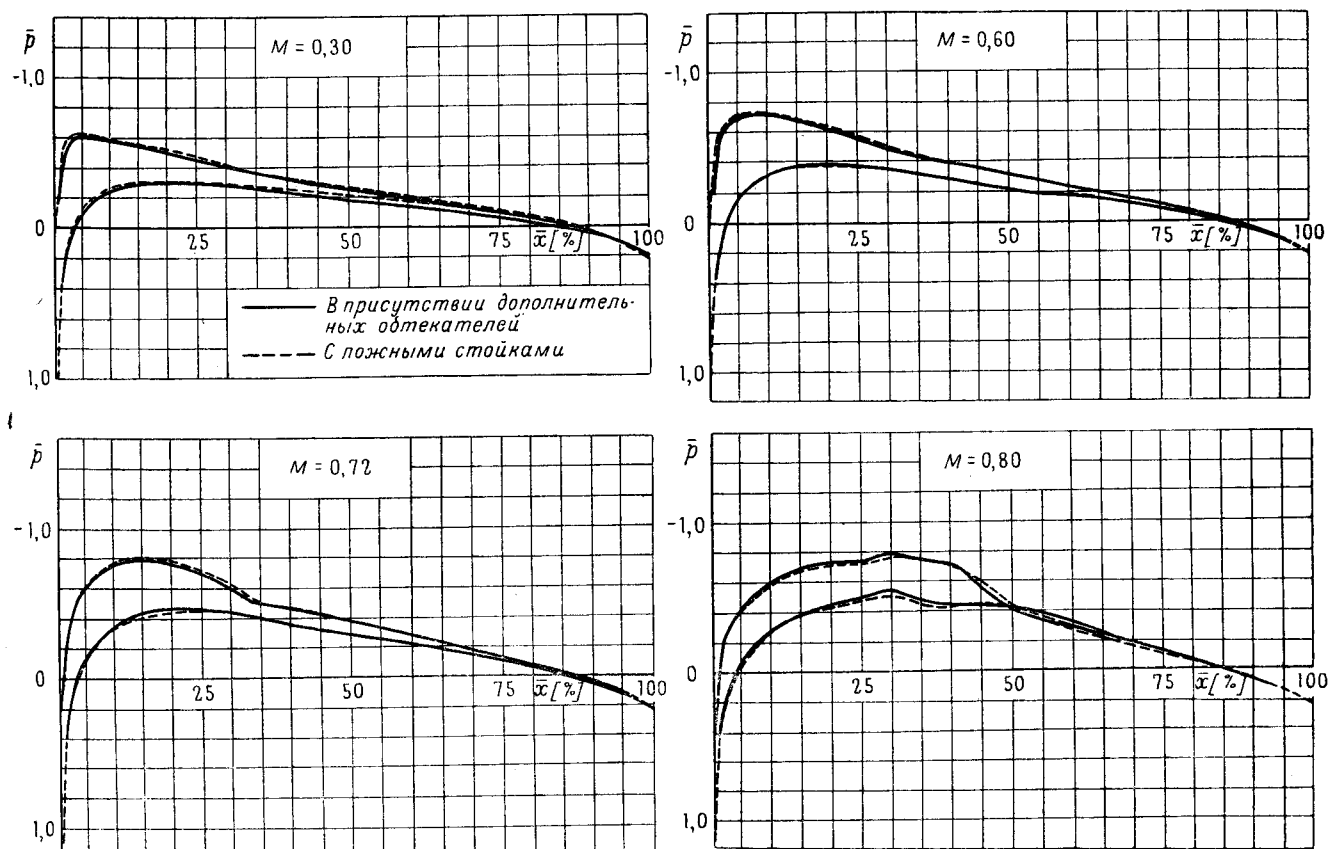
Таким образом, из опытов следует, что интерференция с передними стойками при $\alpha=0$; $c_y=0$ несколько сказывается на результатах при больших числах Маха потока, причем единственным методом ее учета является метод удвоения числа стоек, с успехом примененный к весовым опытам. Особенностью опытов на распределение давления является то обстоятельство, что этот метод можно применить только тогда, когда косизна потока устранена внесением дополнительных обтекателей.

Так как метод удвоения вынуждает делать дополнительные испытания и понижает суммарную точность опытов, то были поставлены опыты для выяснения возможности испытания, без удвоения стоек в тех случаях, когда крыло испытывается при положительных значениях коэффициента подъемной силы, когда передние стойки находятся в зоне пониженных местных скоростей. Опыт был поставлен следующим образом: крыло ставилось на отрицательные углы атаки (при этом основные стойки подвески обтекались повышенными местными скоростями). Опыт проводился с ложными стойками и дополнительными обтекателями и, кроме того, только с дополнительными обтекателями. Ложные стойки в этом случае обтекались пониженными местными скоростями.

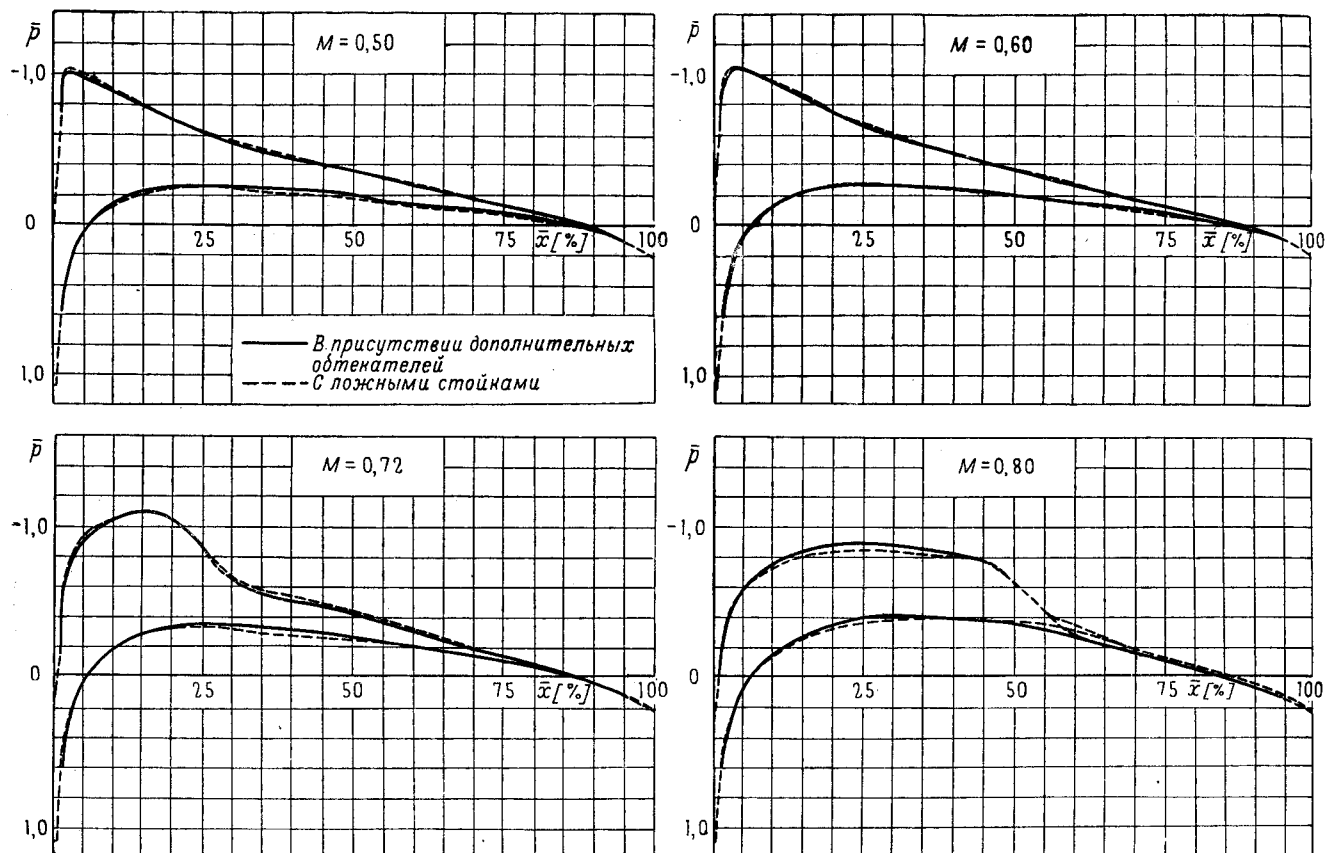
Результаты опытов приведены на фиг. 9 и 10.

Как видно из графиков, на всем диапазоне скоростей, при значениях $c_{y \text{ несж}} = -0,14$ и $-0,27$ ($\alpha = -1^\circ 25'$ и $-2^\circ 50'$) интерференция с ложными стойками пренебрежимо мало сказывается на результатах. На фиг. 11 и 12 приведены результаты опытов, при которых крыло устанавливалось на положительные углы атаки и ложные стойки обтекались потоком повышенных местных скоростей. Как видно из приведенных графиков, в этом случае интерференция с ложными стойками весьма велика, особенно при больших скоростях потока. Таким образом, можно сделать вывод, что метод удвоения нет необходимости применять, уже начиная с малых положительных значений c_y .

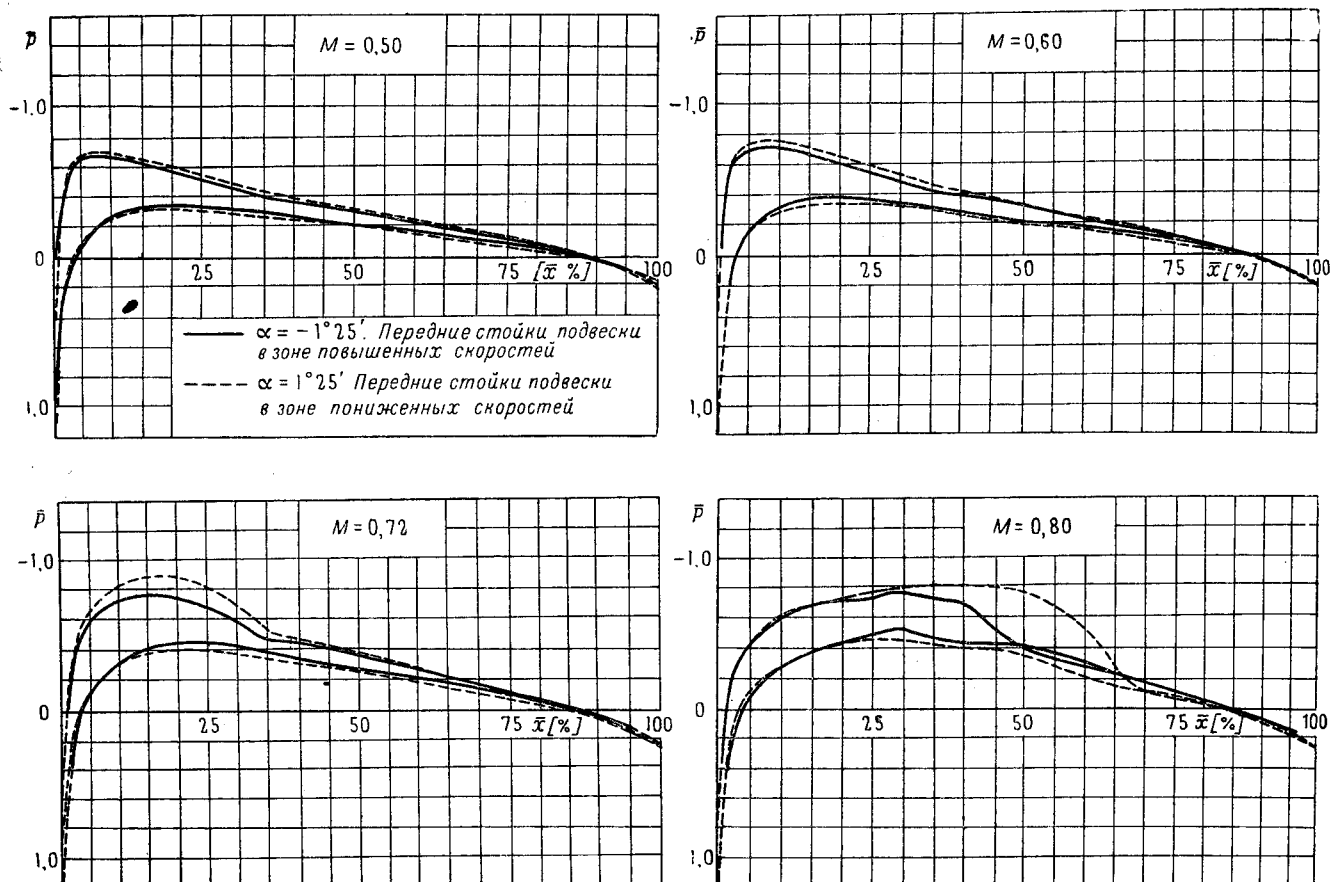
Поэтому испытания крыльев с профилями NASA 23012, NASA 4412 и ЦАГИ IB 1012 проведены без применения метода удвоения.



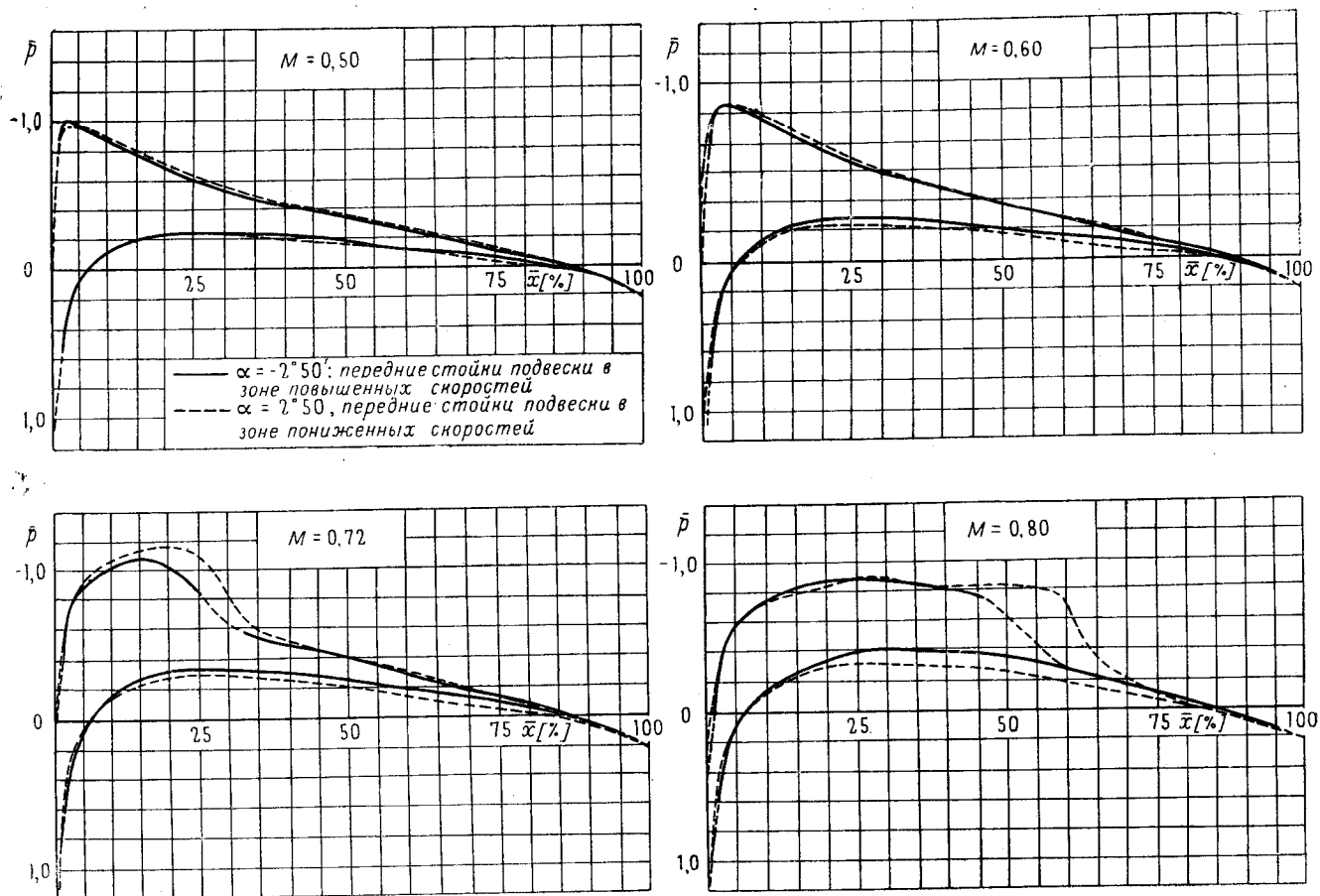
Фиг. 9. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла профиля NASA C012; $\lambda = 5$; $c_{y \text{ несж}} = -0,14$, $\alpha = -1^\circ 25'$



Фиг. 10. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла профиля NACA 0012; $\lambda = 5$; $c_{y \text{ несж}} = -0,27$, $\alpha = -2^\circ 50'$



Фиг. 11. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла профиля NACA 0012; $\lambda = 5$



Фиг. 12. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла профиля NACA 0012; $\lambda = 5$

На фиг. 13 приведены результаты испытаний крыла с ложными стойками при $\alpha = 0$. При $\alpha = 0$ в этом случае мы имеем полную симметрию подвески верхней и нижней части крыла. Как видно из приведенной диаграммы, на всем диапазоне скоростей мы получили хорошее совпадение эпюр давления по нижней и верхней поверхностям крыла.

На графиках фиг. 13 приведены экспериментальные точки, а не осредненные кривые; по ним можно судить о суммарной точности опыта (включающей в себя все случайные погрешности от изготовления модели до вычисления \bar{p}).

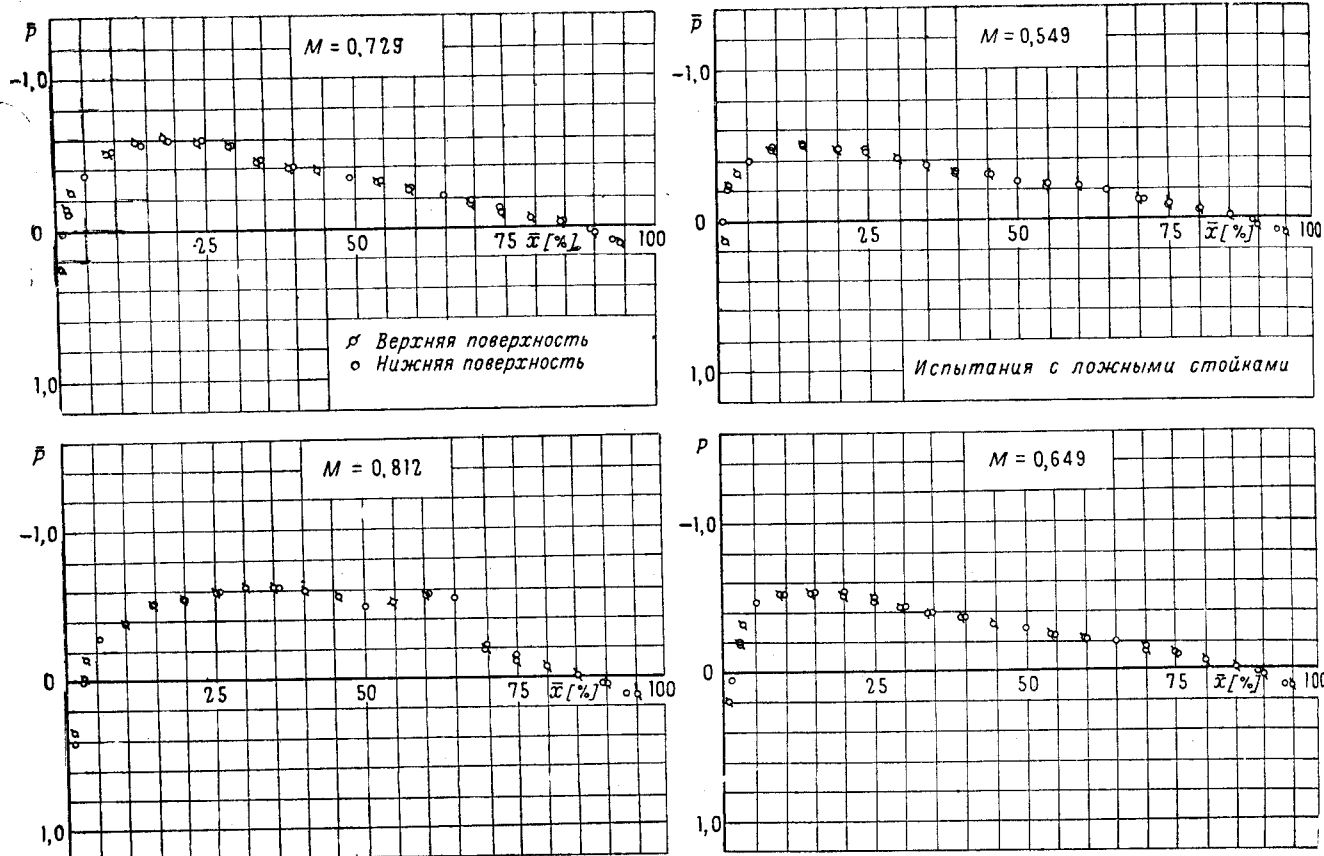
На фиг. 14 приведено сравнение результатов испытаний крыла размахом 1,8 м с $\lambda = 5$ на подвеске в присутствии дополнительных обтекателей с окончательно выбранными хвостовыми креплениями (см. фиг. 1) в виде профилированных подкосов к передним стойкам подвески и крыла размахом 2,5 м ($\lambda = \infty$) при $\alpha = 0$.

Для крыла с $\lambda = 5$ эпюры давления даны на графиках сплошными линиями, экспериментальные точки соответствуют результатам испытаний крыла с $\lambda = \infty$.

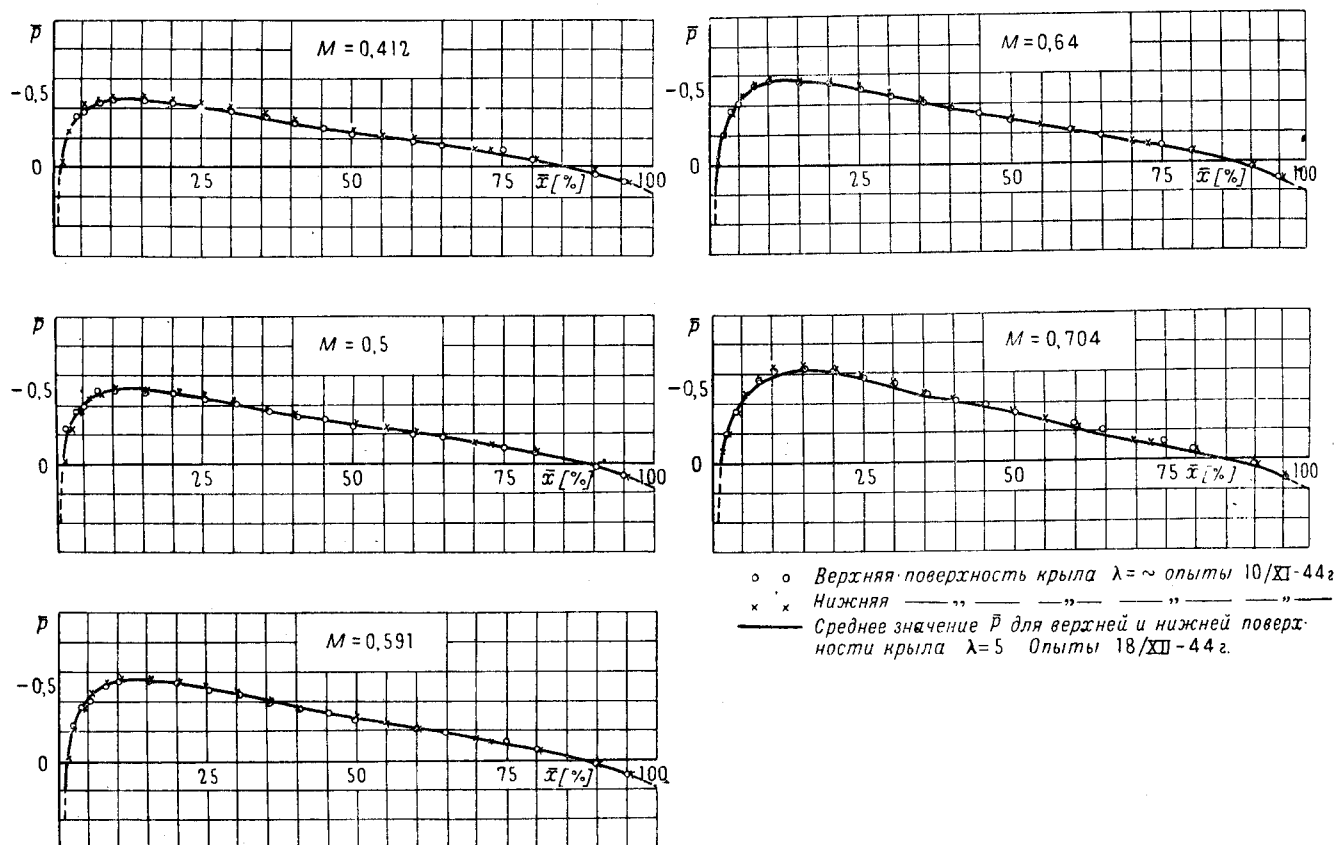
Как видно из диаграмм, мы имеем вполне удовлетворительное совпадение результатов, несмотря на то, что обстановка опытов и поправки к их результатам существенно различны. Испытания крыла с $\lambda = \infty$ удалось довести до числа Маха потока $M = 0,73$, т. е. до скорости, несколько превышающей критическую, затем наступили резкие колебания крыла, приведшие к его поломке.

На фиг. 15 приведено сопоставление результатов опытов в Т-106 с опытами в Т-102 [3] при малых скоростях потока при четырех значениях c_y .

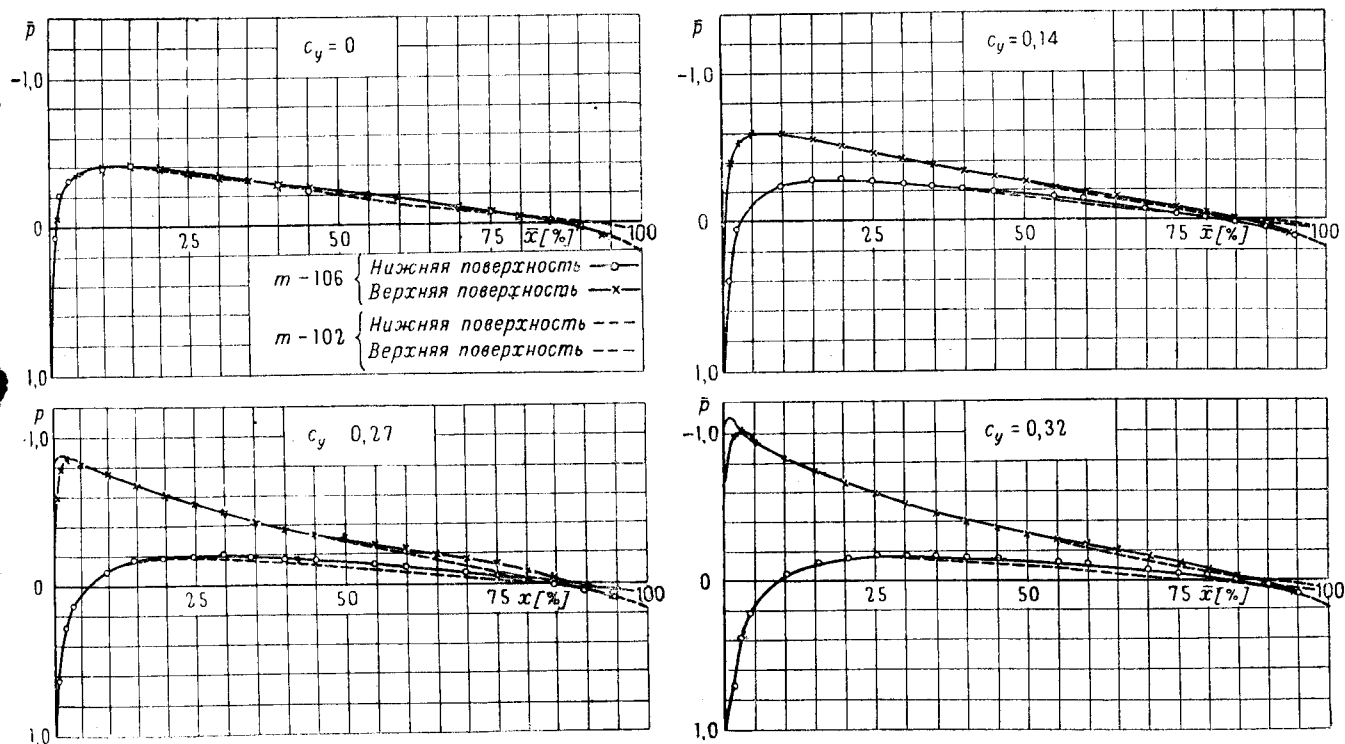
Для того, чтобы привести материалы опытов в Т-102 к значениям c_y опыта в Т-106, были построены в увеличенном масштабе интерполяционные графики $\bar{p} = f(c_y)$. Как видно из приведенных на фиг. 15 диаграмм, эпюры давлений верхних поверхностей крыльев дают хорошую сходимость при всех значениях c_y , за исключением значений \bar{p}_{\min} , где по данным испытаний в Т-102 мы имеем несколько большие разрежения, чем по данным испытаний в Т-106. Эпюры нижних поверхностей, особенно у хвостика профиля, дают несколько большие расхождения. Опыты в Т-106 дают несколько большие значения разрежений на участке крыла до 85% хорды и большие значения давлений на хвостике



Фиг. 13. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла профиля NASA 0012; $\lambda = 5$; $\alpha = 0$; полная симметрия основных и дополнительных поддерживающих устройств

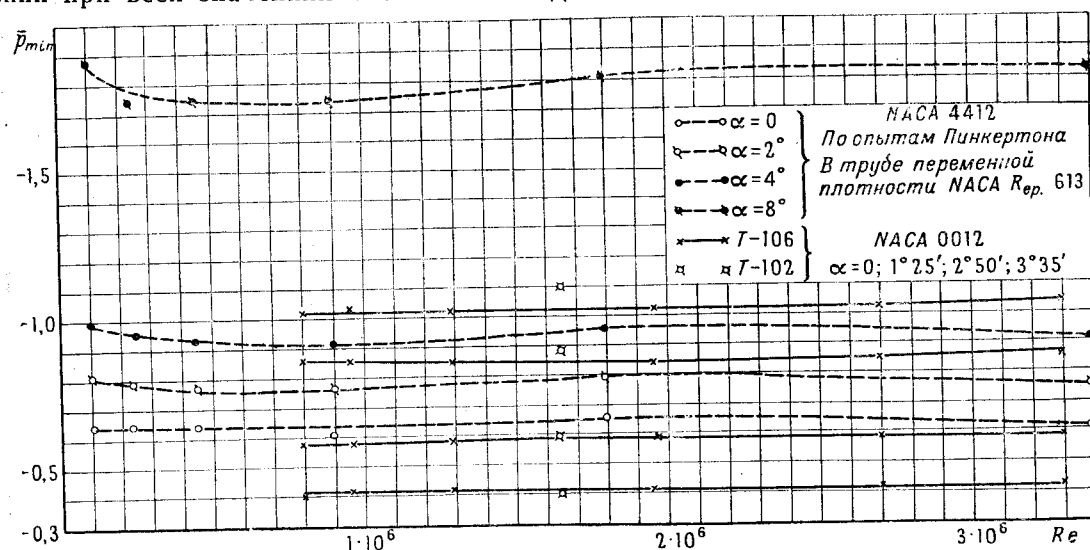


Фиг. 14. Сравнение результатов испытаний на распределение давления в центральном сечении прямоугольных крыльев профиля NASA 0012; $\alpha = 0$



Фиг. 15. Сравнение результатов испытаний на распределение давлений профиля NASA 0012 в трубах T-102 и T-106 ЦАГИ; $M = 0,14$

профиля. В последних случаях абсолютные значения измеряемых давлений очень малы и расхождения, повидимому, объясняются неточностями опытов. Для выяснения расхождений в p_{\min} между опытами, проведенными в T-106 и T-102, проводившихся при различных значениях числа Рейнольдса (в T-106 $Re = 0,8 \cdot 10^6$, в T-102 $Re = 1,65 \cdot 10^6$) в T-106 были поставлены опыты по выяснению влияния числа Re на p_{\min} при четырех значениях c_y и в диапазоне чисел Re от $0,8 \cdot 10^6$ до $3,3 \cdot 10^6$. Опыты показали полное совпадение эпюр давлений при всех значениях числа Рейнольдса.



Фиг. 16. Зависимость $\bar{p}_{\min} = f(Re)$ по опытам в трубе переменной плотности NASA и в трубах T-102 и T-106 ЦАГИ

Результаты опытов даны на графике фиг. 16, где нанесены результаты опытов в T-106 и T-102. Кроме того, там же даны результаты опытов Пинкертон [4], проведенные им в трубе переменной плотности.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

§ 1. Проведенные испытания

Испытания трех прямоугольных крыльев с профилями NASA 23012; NASA 4412 и ЦАГИ IB 1012 были проведены при значениях числа Маха потока от 0,17 до 0,84.

Испытания велись при неизменных во время опыта углах атаки. Модель устанавливалась на заданный угол и менялась скорость потока трубы.

Истинные углы атаки центрального сечения крыльев несколько изменялись с ростом скорости потока за счет изменения величины поправок на индукцию стенок трубы и на индуктивные скосы у крыла, которые изменяются с ростом c_y за счет влияния сжимаемости воздуха.

Для значений c_y наших опытов это изменение истинного угла атаки, как это показано в § 4, гл. I, невелико.

Углы атаки, при которых проводились испытания каждого из крыльев, приведены в табл. 1.

Таблица 1

NASA 23012	$\alpha_{\text{крыла}}$	—1°12'	0°10'	1°40'	3°00'
	α_{∞}	—1°12'	0°04'	1°27'	2°40'
	$c_{y \text{ несж}}$	—0,009	0,09	0,209	0,327
NASA 4412	$\alpha_{\text{крыла}}$	—4°05'	—3°00'	—1°37'	0°48'
	α_{∞}	—4°05'	—3°00'	—1°50'	0°23'
	$c_{y \text{ несж}}$	—0,009	—0,008	0,215	0,416
ЦАГИ IB 1012	$\alpha_{\text{крыла}}$	—0°39'	0°30'	2°02'	5°16'
	α_{∞}	—0°37'	0°28'	1°51'	4°50'
	$c_{y \text{ несж}}$	—0,041	0,035	0,175	0,422

§ 2. Результаты испытаний

Результаты испытаний в виде сводных диаграмм зависимости $\bar{p} = f(x)$ при характерных для каждого случая значениях числа Маха для профилей NASA 23012 и NASA 4412 приведены на фиг. 17—22. Для того, чтобы лучше проследить изменение эпюр давления с ростом скорости для всех трех профилей, эпюры давления в виде отдельных графиков, при характерных для каждого угла атаки значениях числа Маха, приведены на фиг. 23—33.

На всех диаграммах пунктирными линиями нанесено значение $\bar{p}_{\text{крит}}$, т. е. коэффициента давления, при котором местная скорость становится равной скорости звука.

Числовые значения коэффициентов \bar{p} для всех крыльев и всех углов атаки при семнадцати значениях числа Маха потока приведены в табл. 3—24.

Вычисление $\bar{p}_{\text{крит}}$ производилось по формуле:

$$\bar{p}_{\text{крит}} = \frac{\left(\frac{2}{x+1}\right)^{\frac{x}{x-1}} \left(1 + \frac{x-1}{2} M^2\right)^{\frac{x}{x-1}} - 1}{\frac{x}{2} M^2},$$

где $x = 1,405$.

График $\bar{p}_{\text{крит}} = f(M)$ приведен на фиг. 34.

Численные значения $\bar{p}_{\text{крит}}$ при различных числах Маха приведены в табл. 2.

Таблица 2

M	0,50	0,55	0,60	0,62	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80
$\bar{p}_{\text{крит}}$	—2,126	—1,661	—1,291	—1,167	—1,057	—0,958	—0,860	—0,778	—0,698	—0,625	—0,556	—0,495	—0,437

Распределение давлений по верхней поверхности профилей в виде, зависимости $\frac{p}{p_0} = f(\bar{x})$ (где p — местное давление на профиль и p_0 — полное давление потока) приве-

дено на фиг. 35—38. На фиг. 35, кроме того, приведены расчетные значения распределения давления вдоль оси сопла Лавала при различных значениях разрежений на выходе из сопла.

На фиг. 39—45 приведены диаграммы распределения местных значений числа Маха на верхних поверхностях профилей при различных скоростях набегающего потока.

Подсчет местных давлений в виде $\frac{p}{p_0}$ и местных значений числа Маха по значениям коэффициента местного давления p проводился следующим образом.

Обозначим местное значение числа Маха на поверхности профиля M_1 . Тогда:

$$\bar{p} = \frac{p - p_{ст}}{\frac{\kappa}{2} p_{ст} M^2} = \frac{\frac{p}{p_0} \frac{p_0}{p_{ст}} - 1}{\frac{\kappa}{2} M^2};$$

так как

$$\frac{p}{p_0} = \frac{1}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}},$$

то

$$\frac{p}{p_0} = \frac{\left(1 + \frac{\kappa}{2} M^2 \bar{p}\right)}{\left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}}$$

и

$$M_1 = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left[\frac{1 + \frac{\kappa - 1}{2} M^2}{\left(\frac{\kappa}{2} M^2 \bar{p} + 1\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}}} - 1 \right]}.$$

Зависимость M_1 от \bar{p} , подсчитанная по этой формуле для различных значений числа Маха потока, приведена на фиг. 46.

На фиг. 47—49 даны графики зависимости коэффициента подъемной силы сечения c_y от числа Маха потока. Значения c_y были получены путем планиметрирования площадей, ограниченных кривыми распределения давлений при различных числах Маха.

Планиметрирование каждой из диаграмм проводилось три раза, и на графиках фиг. 47—49 нанесены средние арифметические значения трех измерений.

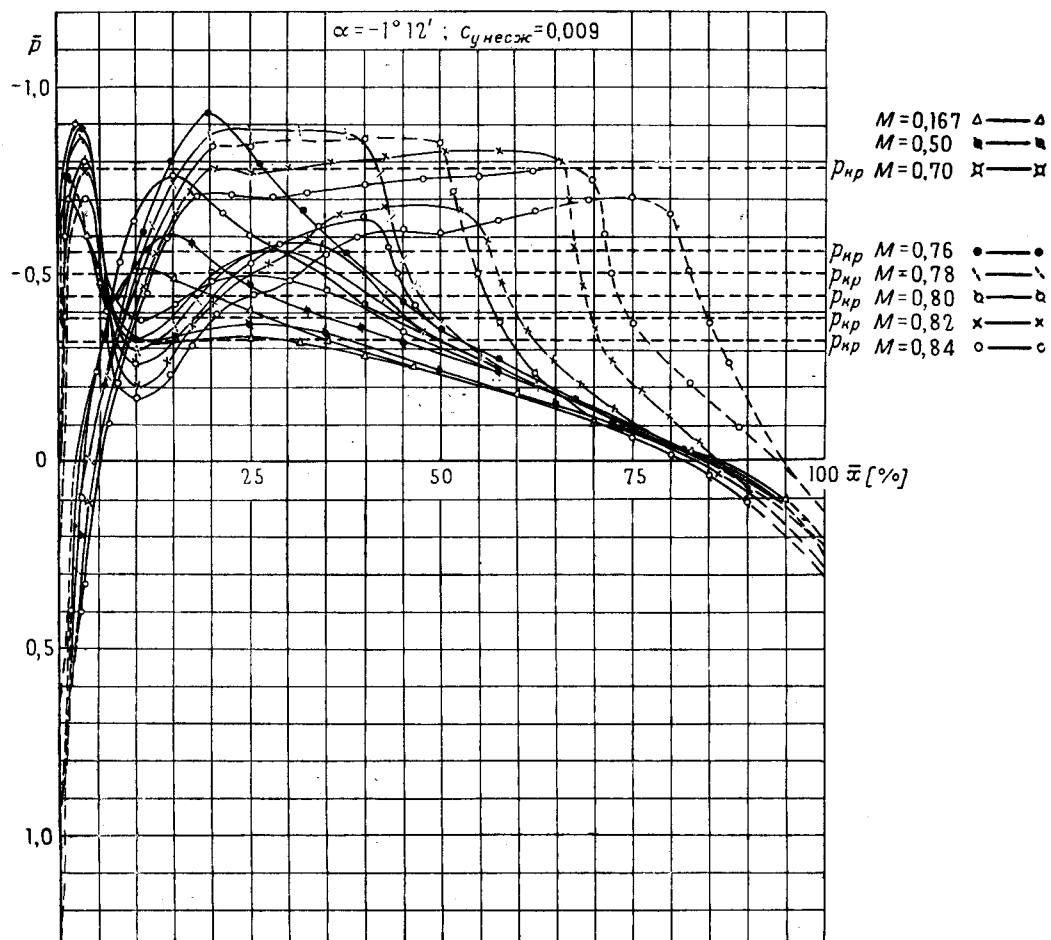
На фиг. 50 и 51 для крыльев профиля НАСА 23012 и ЦАГИ IB 1012 даны диаграммы зависимости нагрузки на обшивку в трех фиксированных точках верхней и нижней поверхности крыла на высоте $H = 5000$ м.

Подсчет нагрузок проводился по формуле

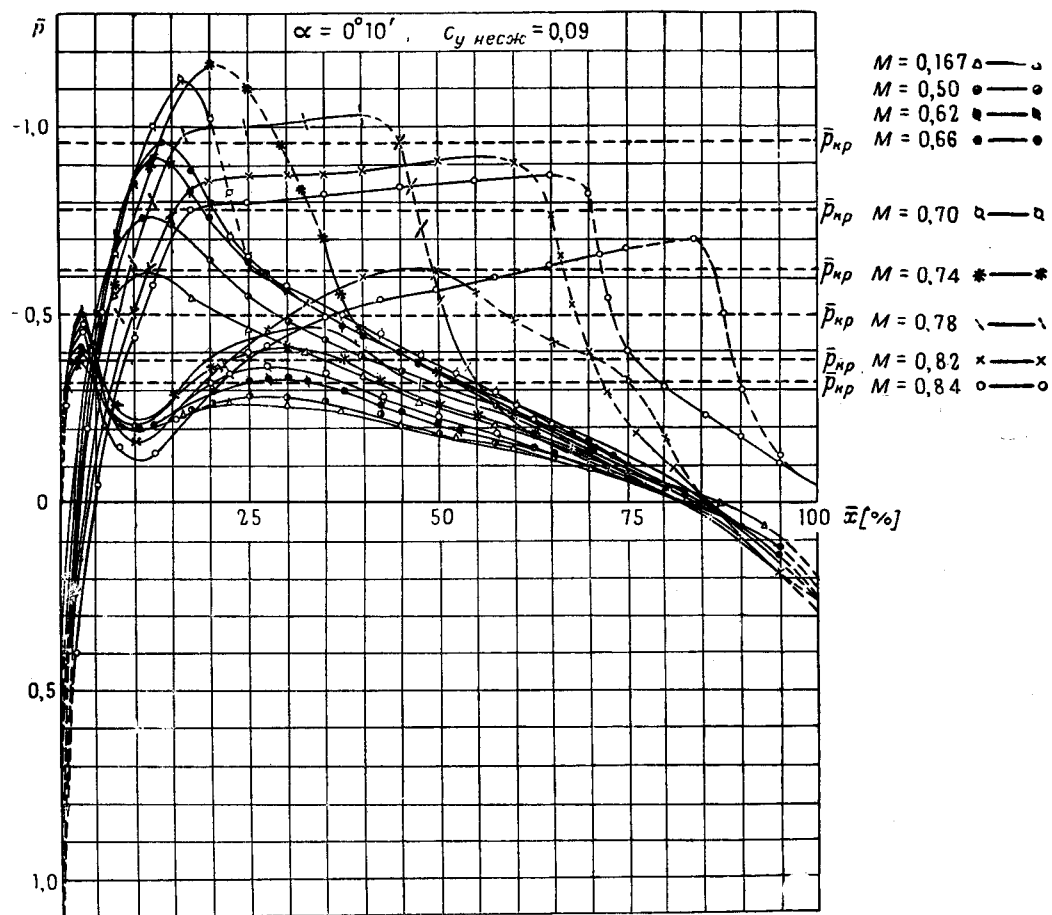
$$p = \bar{p} q_{H=5000 \text{ м}}.$$

На фиг. 52—54 приведены зависимости \bar{p}_{\min} и $\bar{p}_{\text{крит}}$ от числа Маха потока. Точки пересечения кривых $\bar{p}_{\min} = f(M)$ и $\bar{p}_{\text{крит}} = f(M)$ дают экспериментальные значения $M_{\text{крит}}$. Численные значения $M_{\text{крит}}$ для верхней и нижней поверхности профилей приведены в табл. 25.

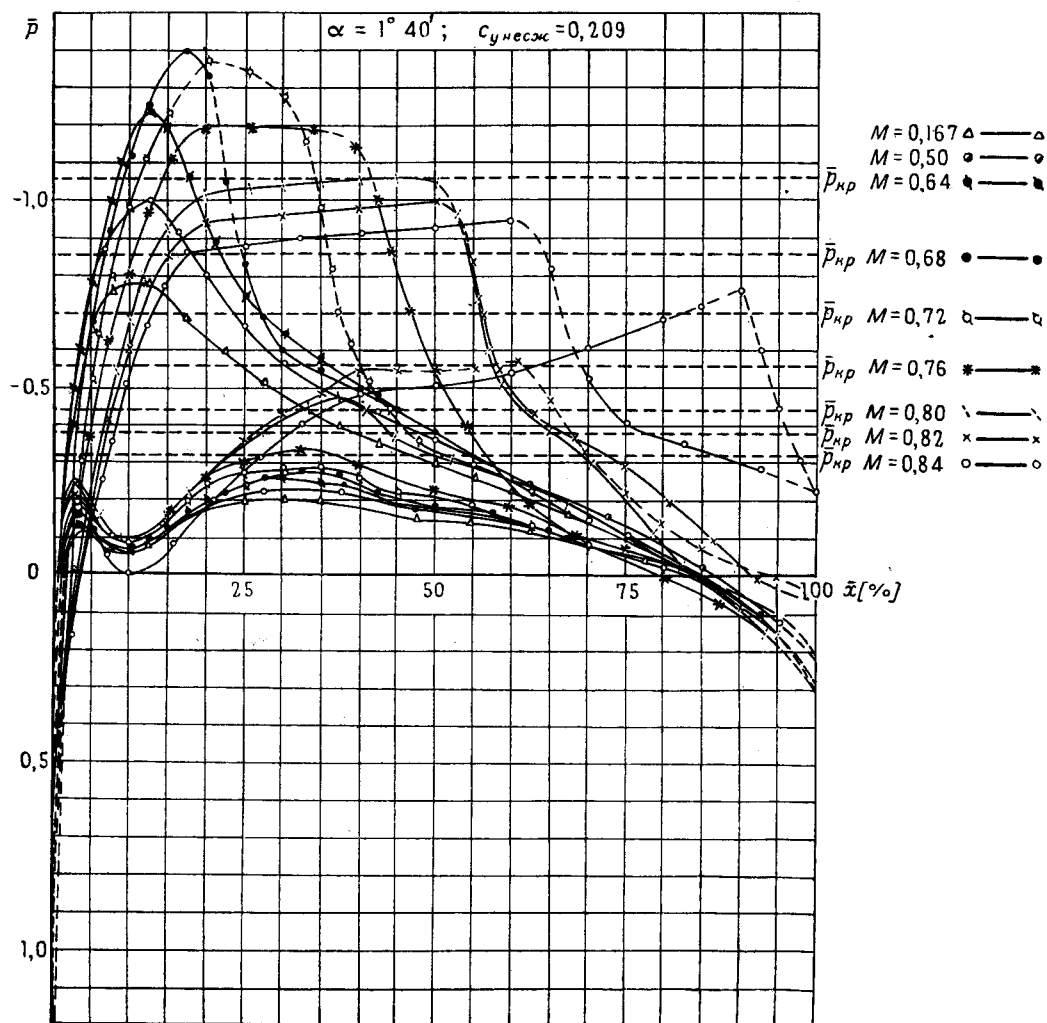
Сопоставление экспериментальных значений $M_{\text{крит}}$ с расчетными значениями, полученными для испытанных профилей по методу С. А. Христиановича, приведены на фиг. 55.



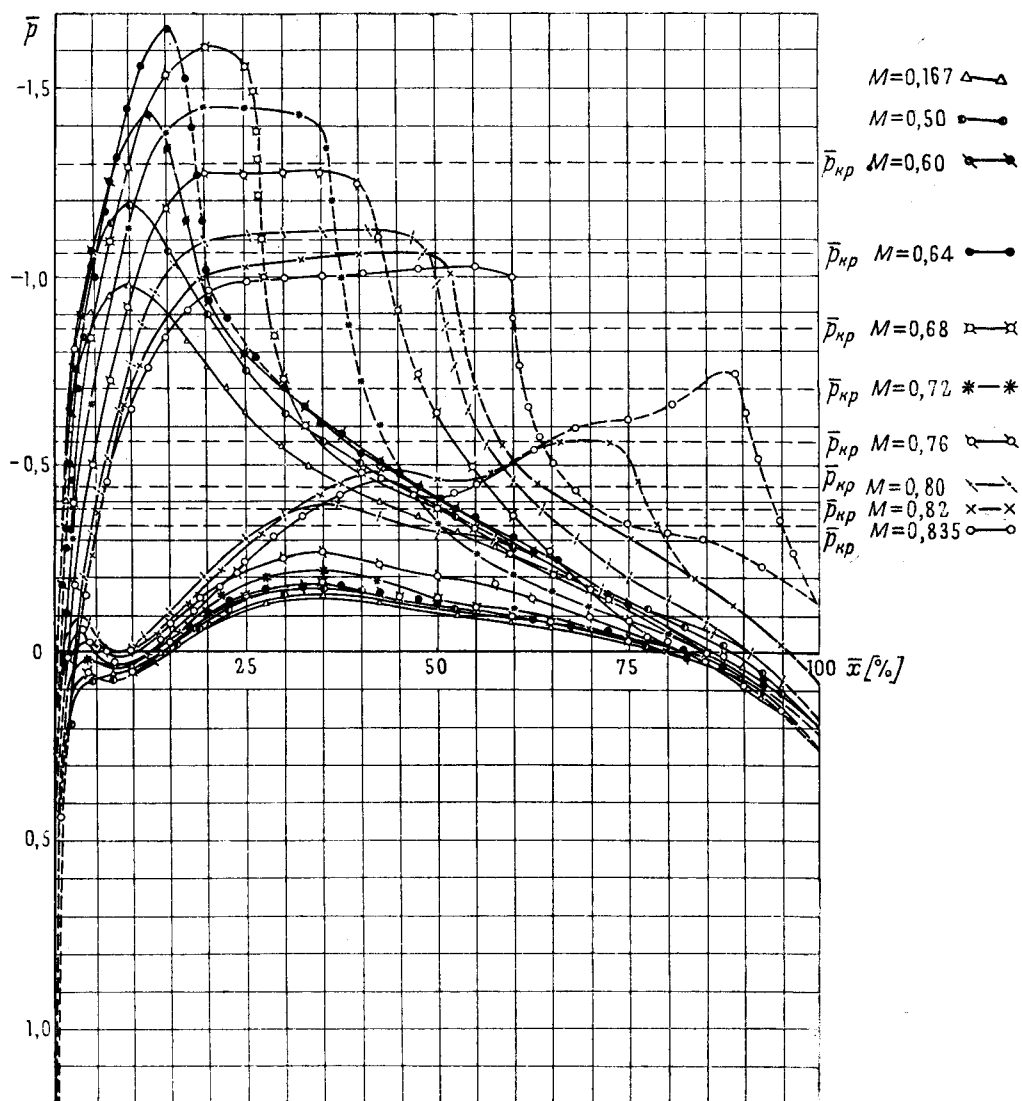
Фиг. 17. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 23012; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -1^\circ 12'$



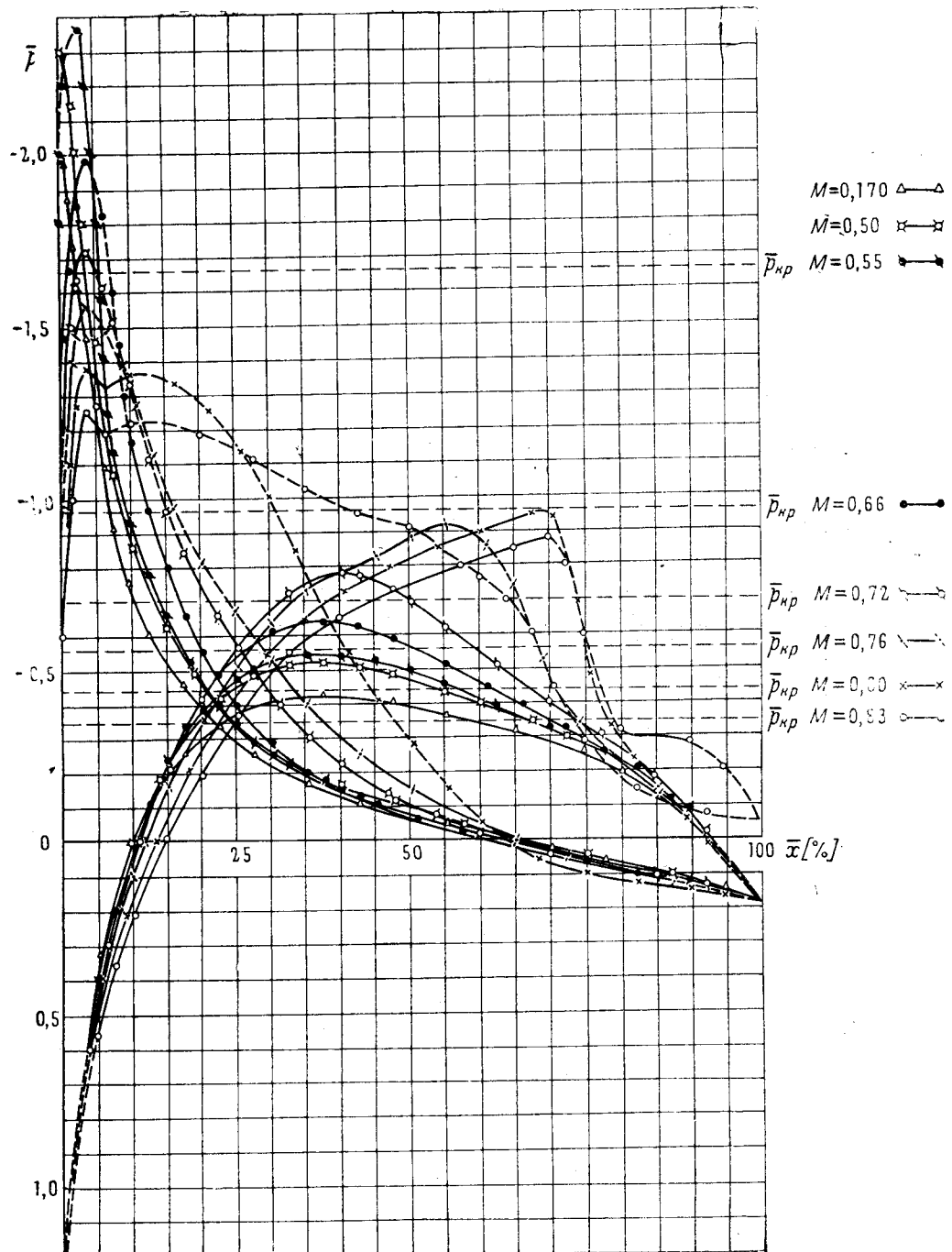
Фиг. 18. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла профиля NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,09$, $\alpha = 0^\circ 10'$



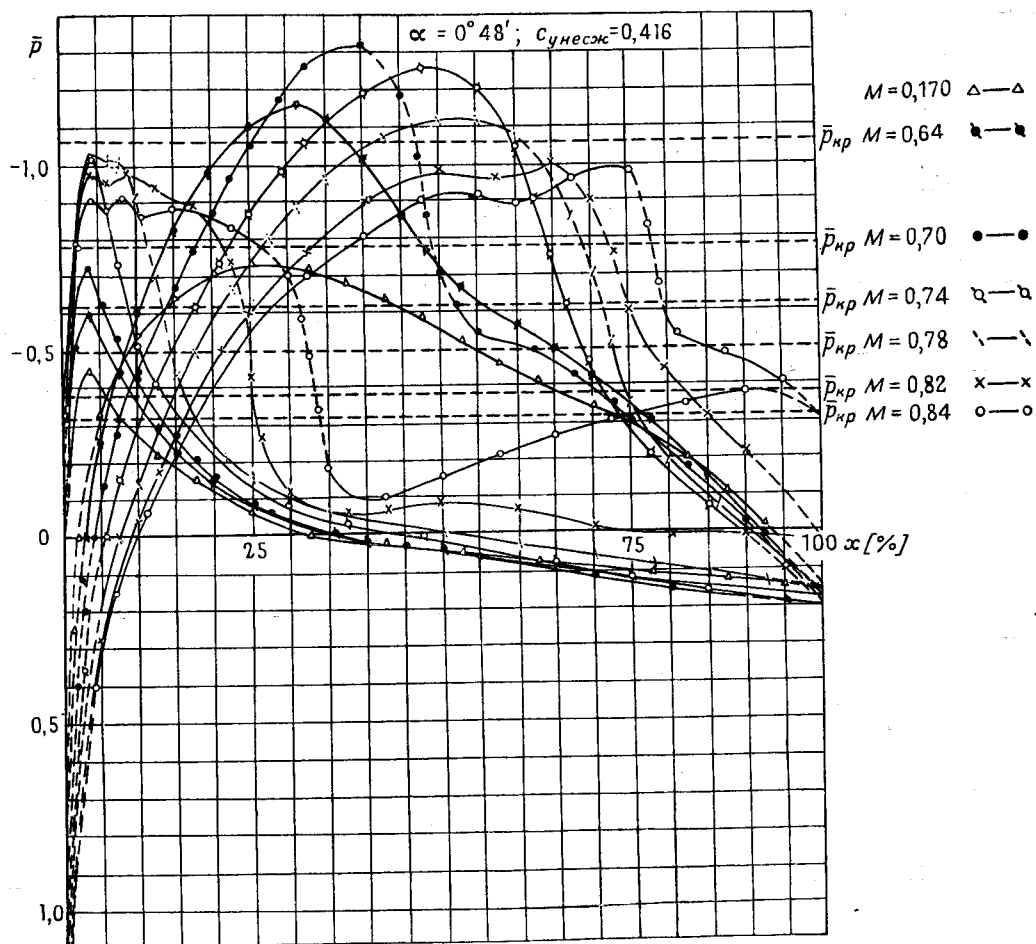
Фиг. 19. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,209$, $\alpha = 1^\circ 40'$



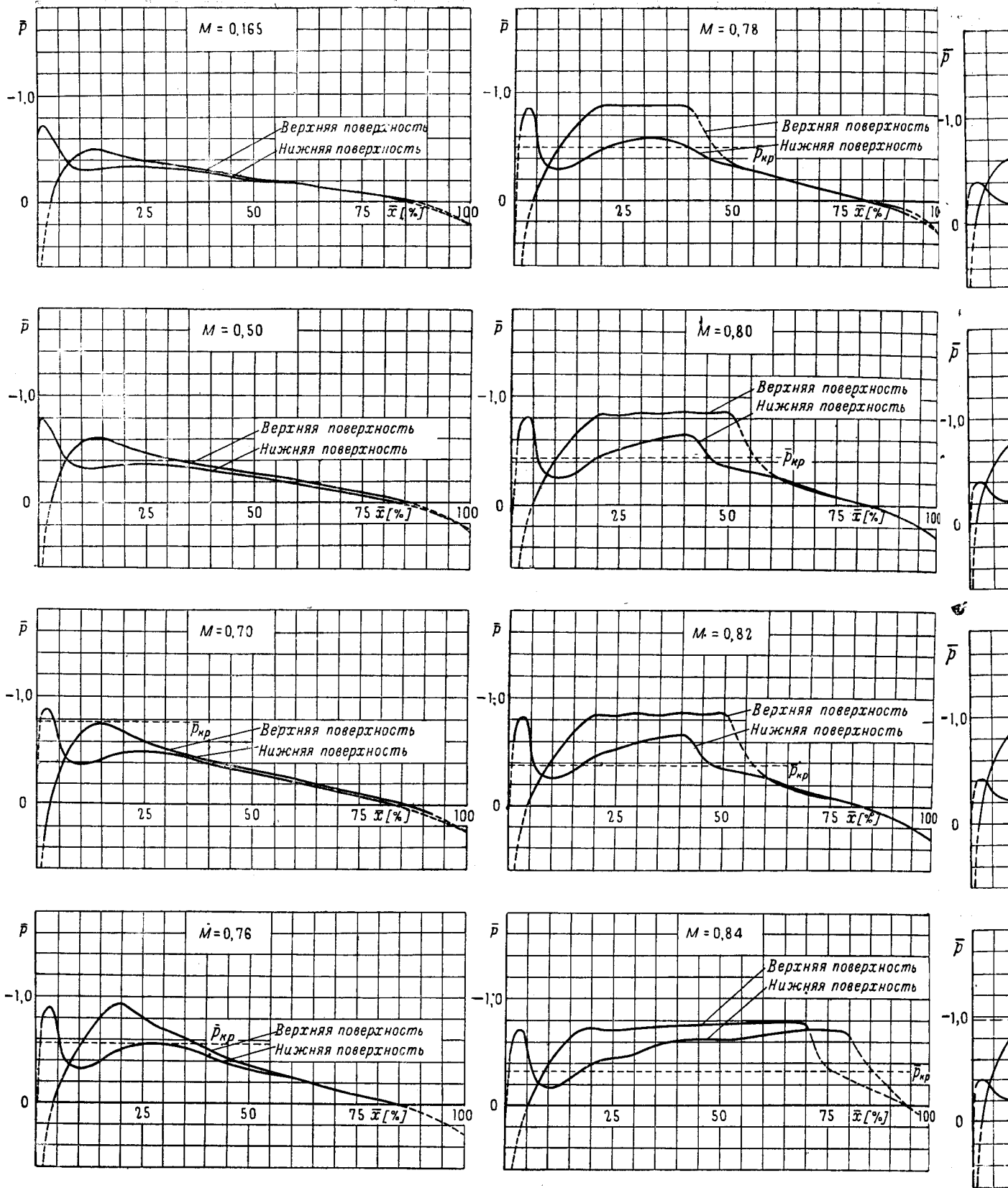
Фиг. 20. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,327$, $\alpha = 3^\circ 00'$



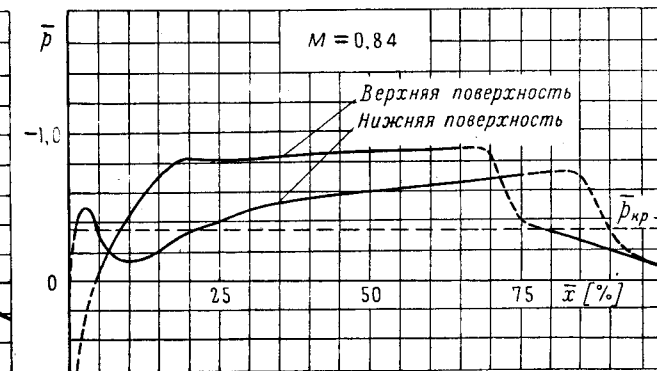
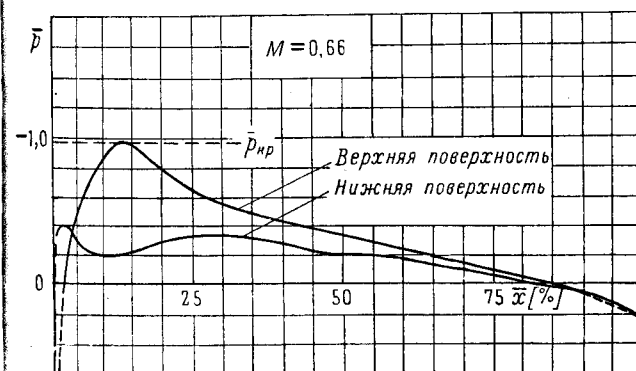
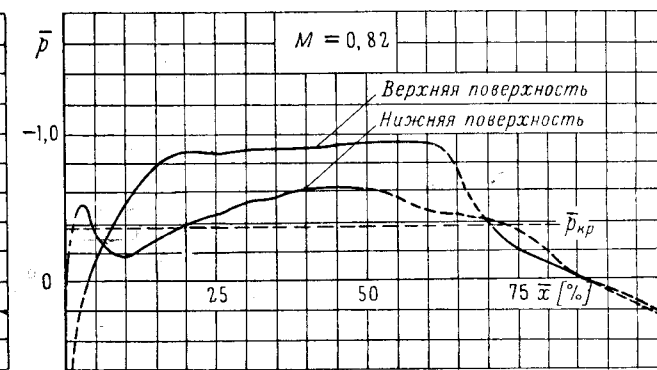
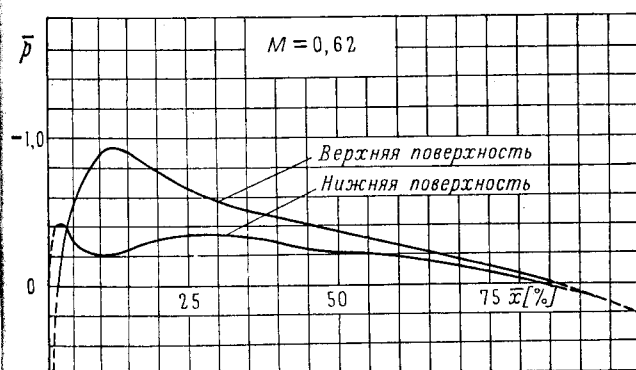
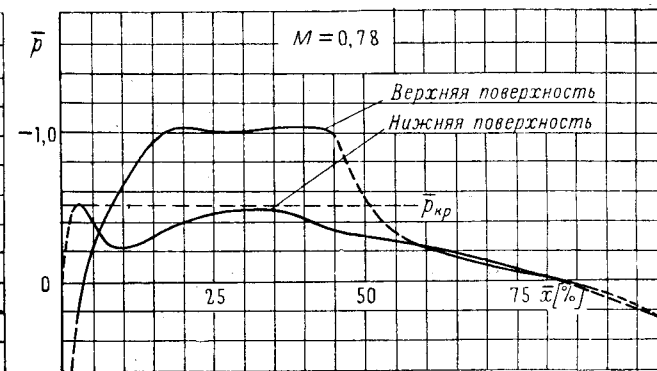
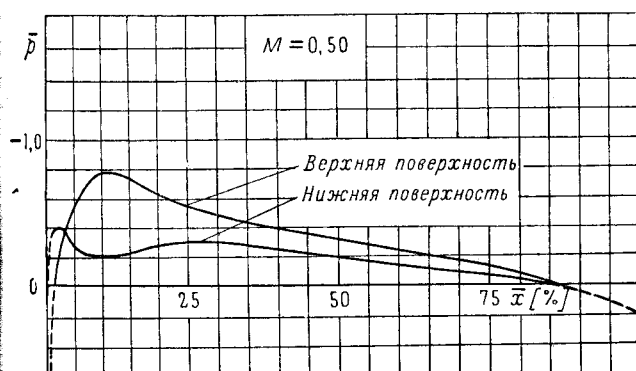
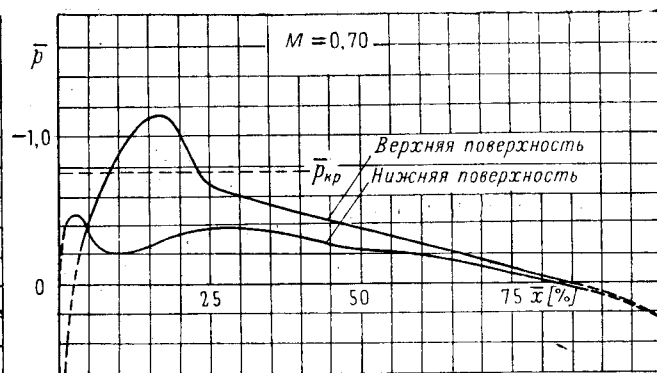
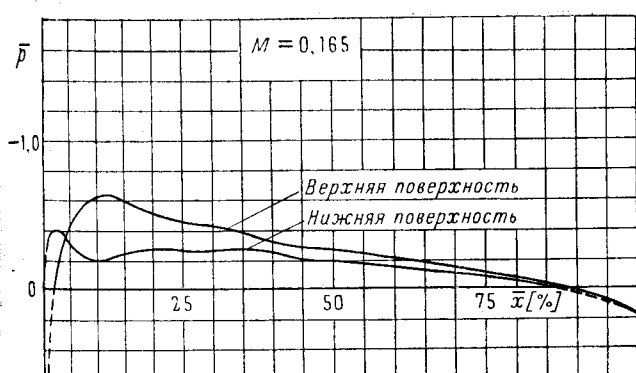
Фиг. 21. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 4412; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -4^\circ 05'$



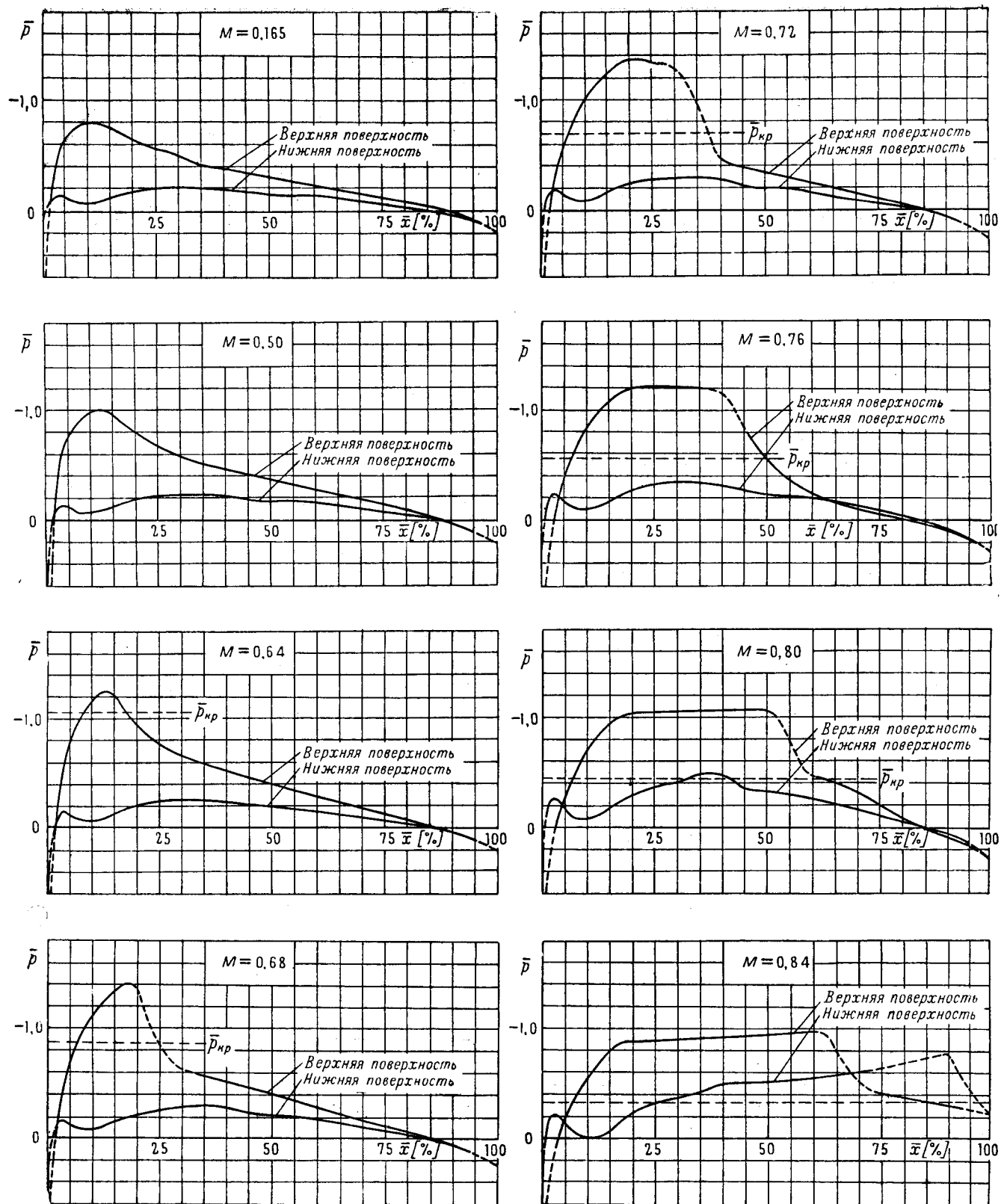
Фиг. 22. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 4412; $c_{y \text{ несж}} = 0,416$, $\alpha = 0^\circ 48'$



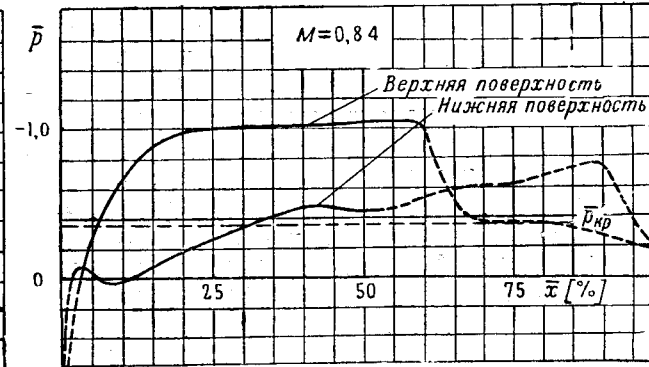
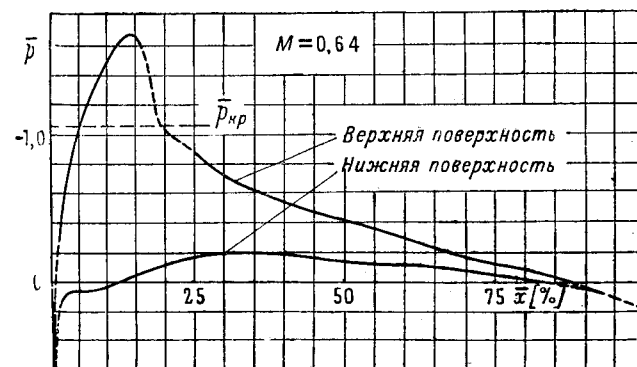
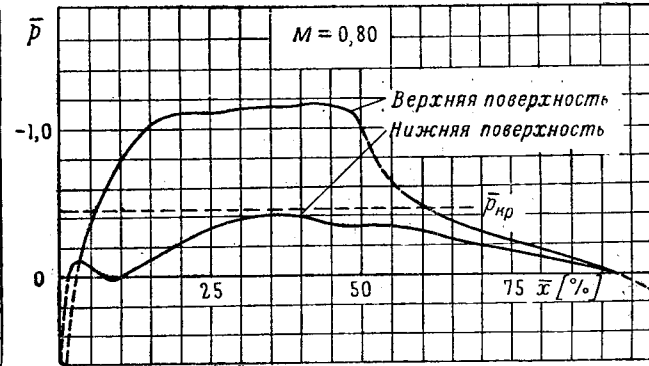
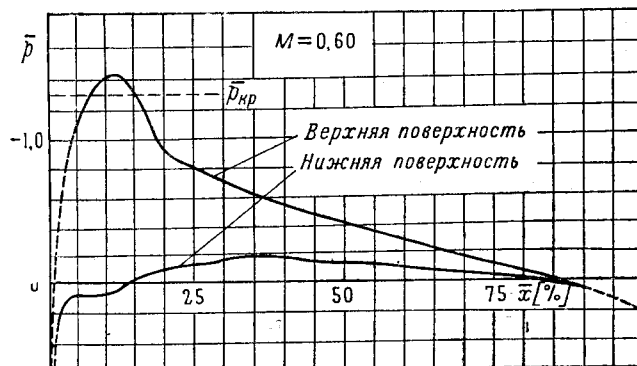
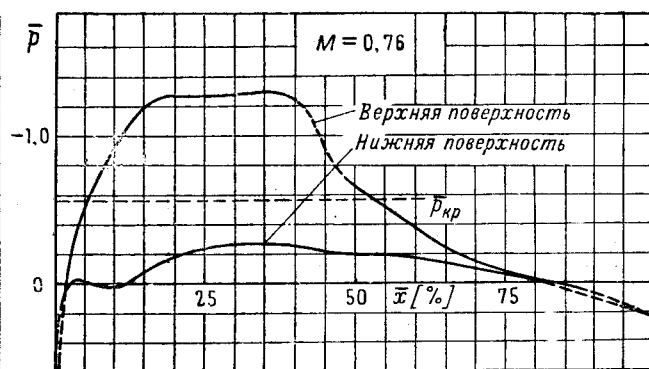
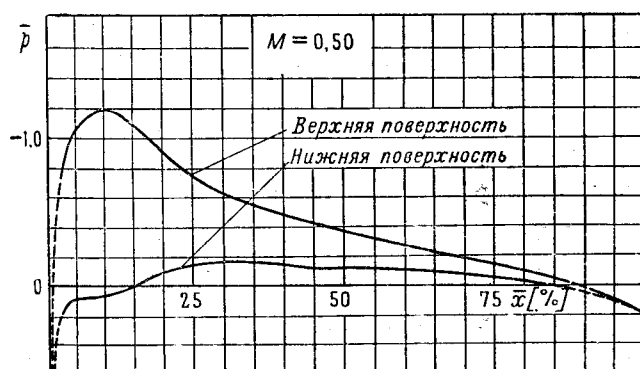
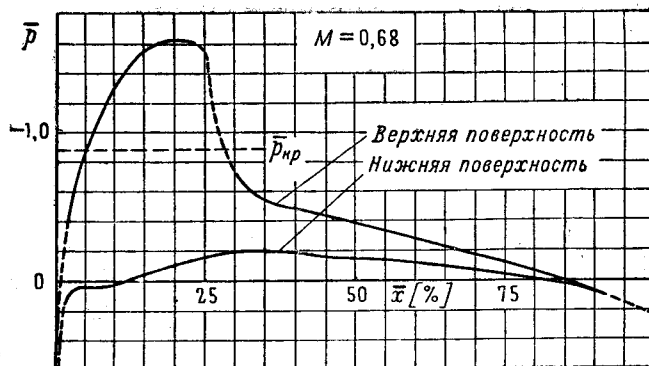
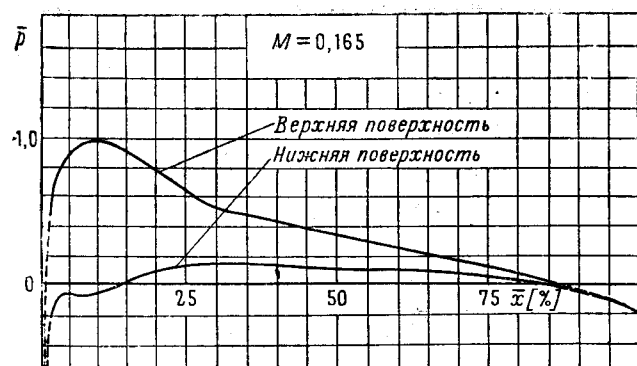
Фиг. 23. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -1^\circ 12'$



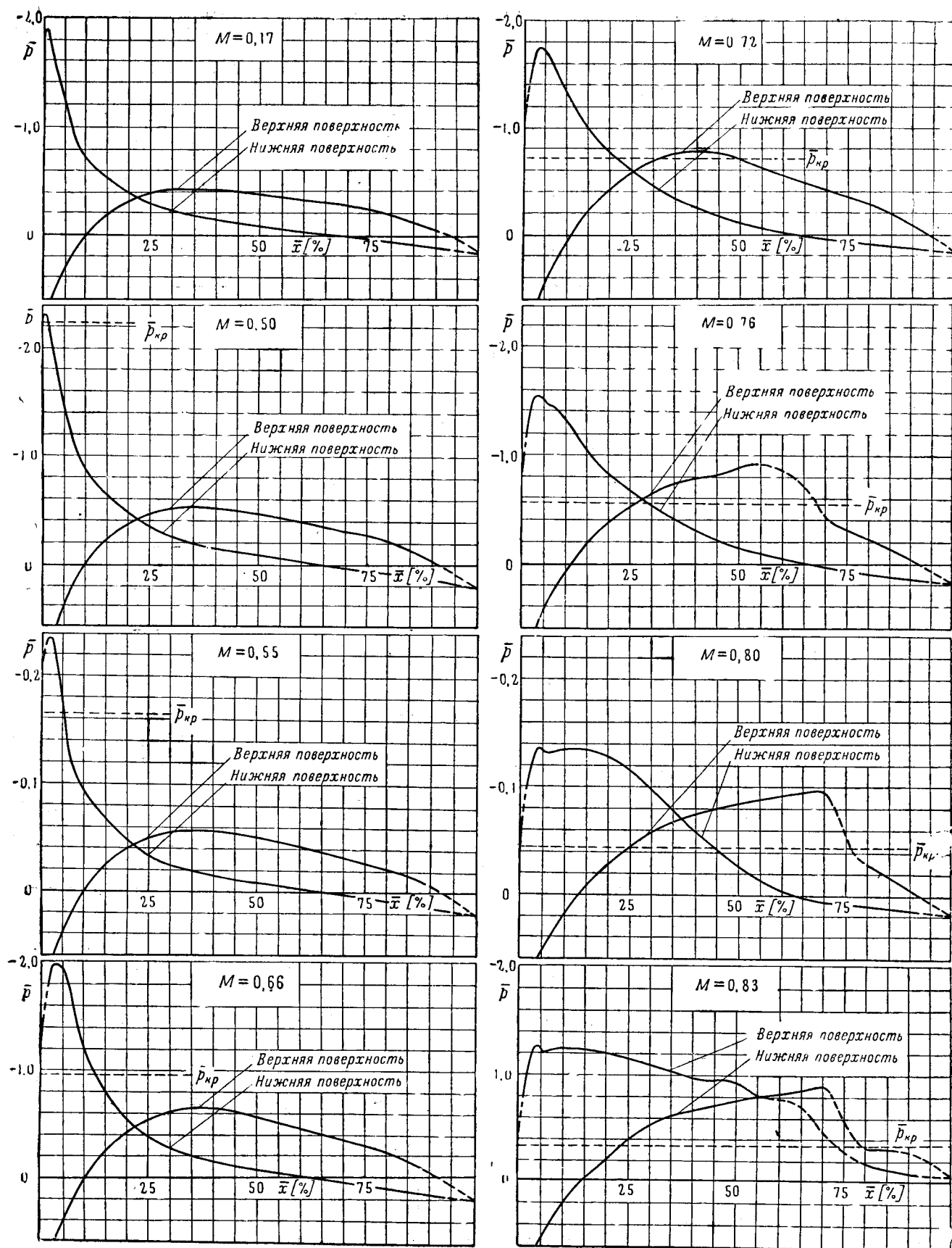
Фиг. 24. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,09$, $\alpha = 0^\circ 10'$



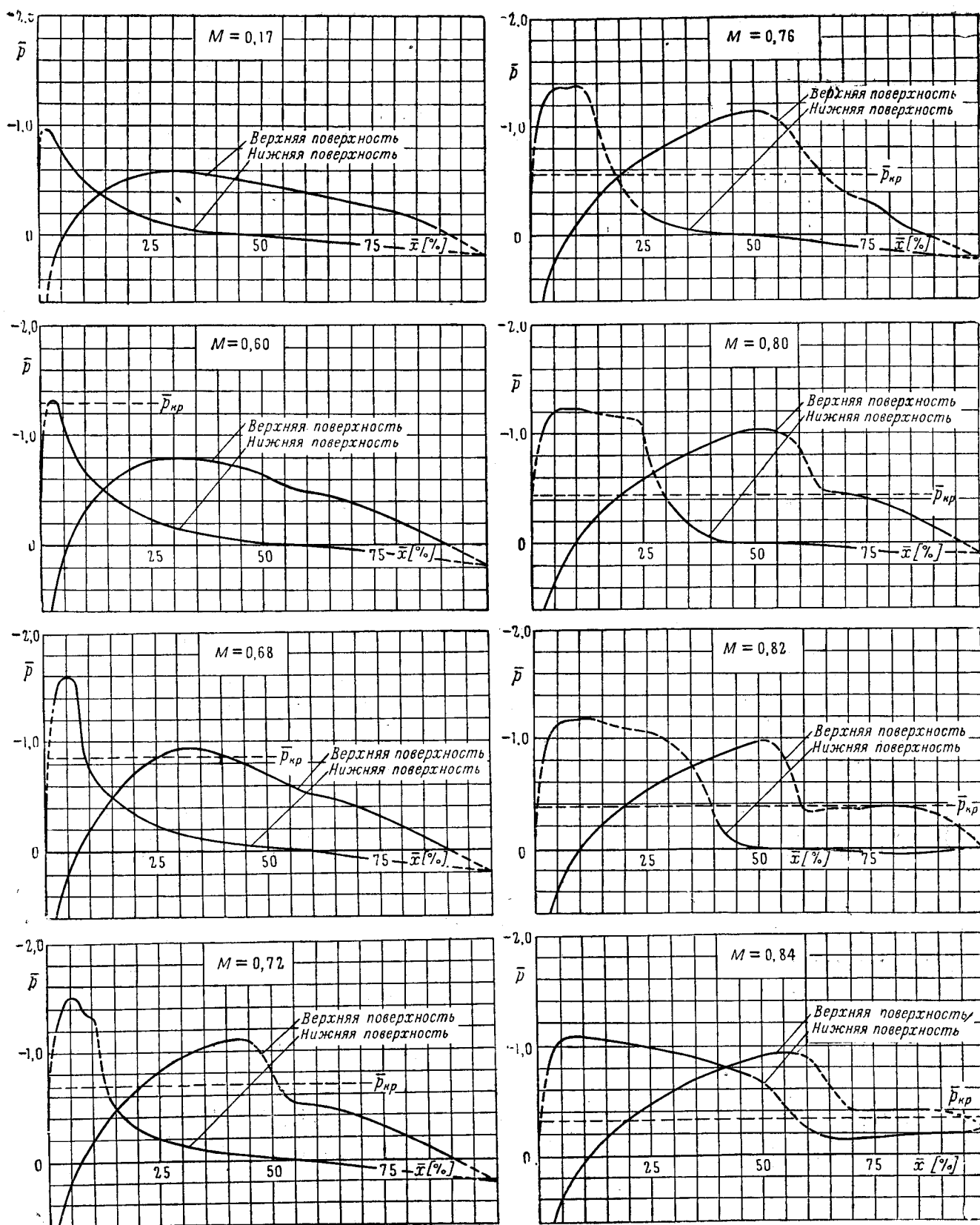
Фиг. 25. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,209$, $\alpha = 1^\circ 40'$



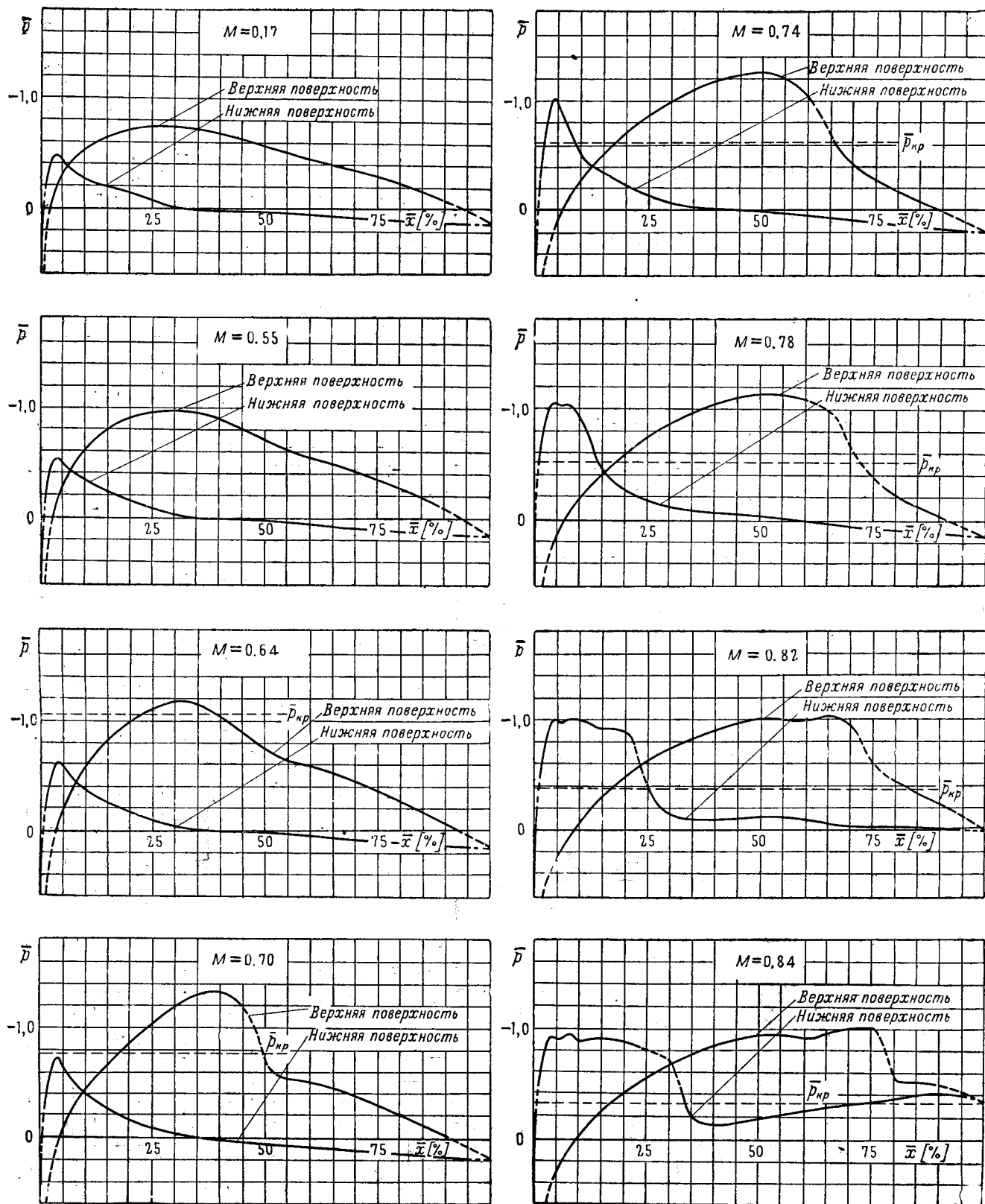
Фиг. 26. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,327$, $\alpha = 3^\circ 00'$



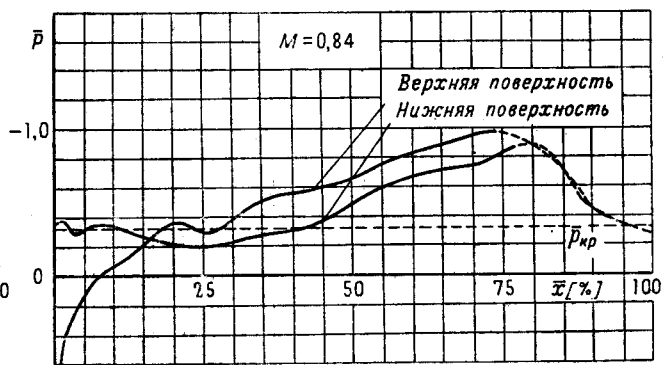
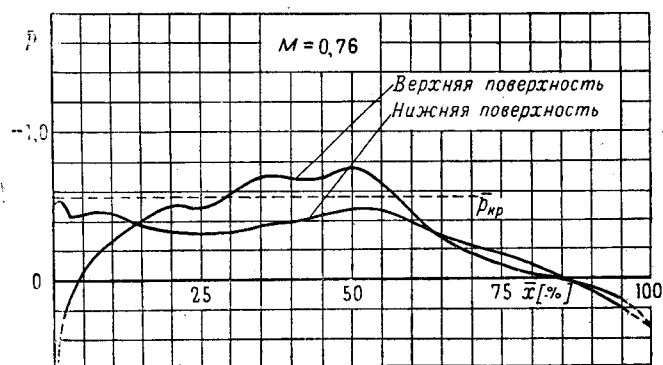
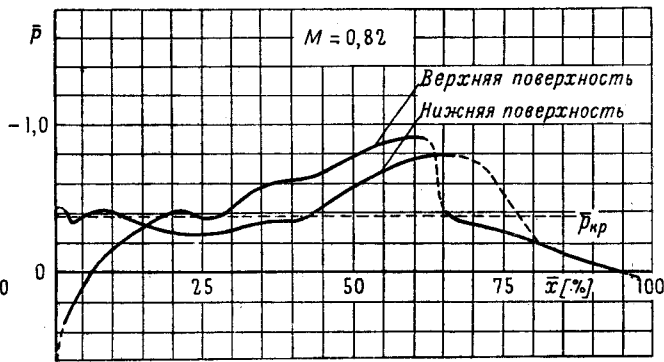
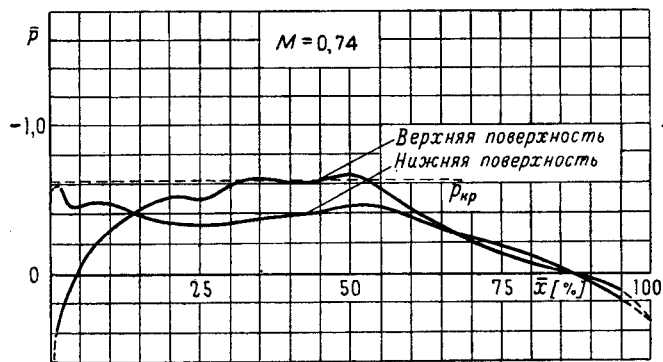
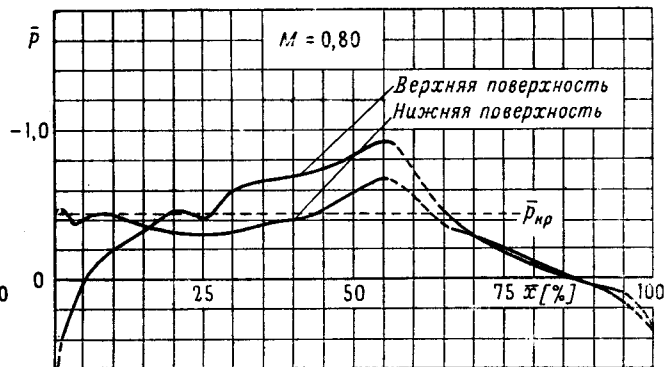
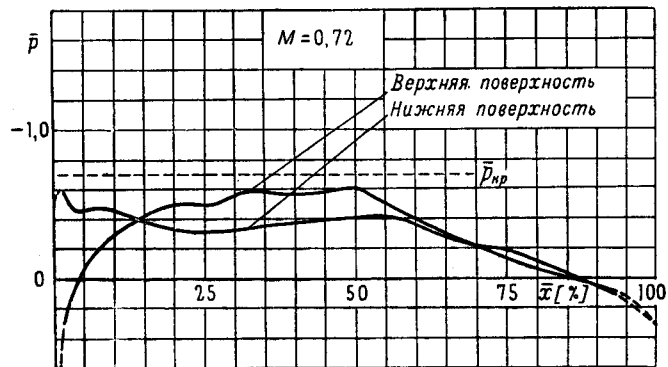
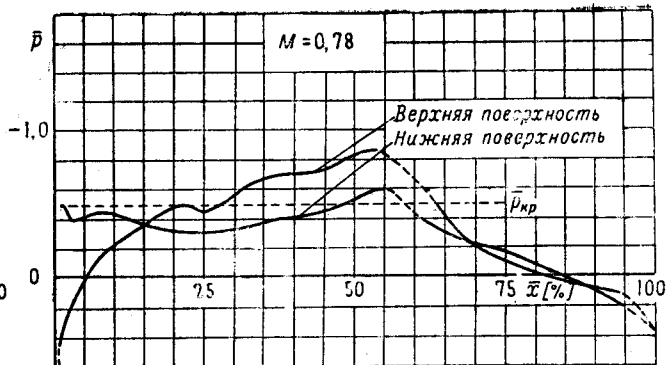
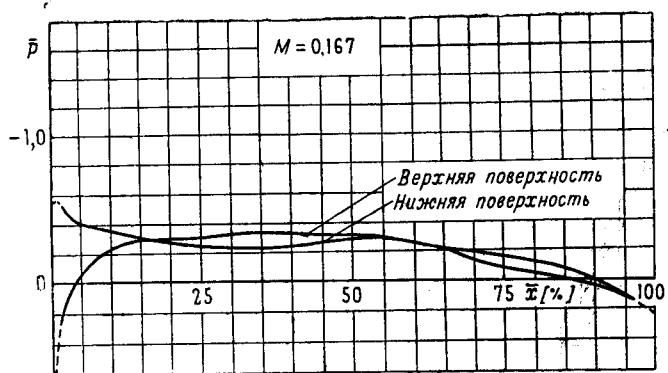
Фиг. 27. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NASA 4412; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -4^\circ 05'$



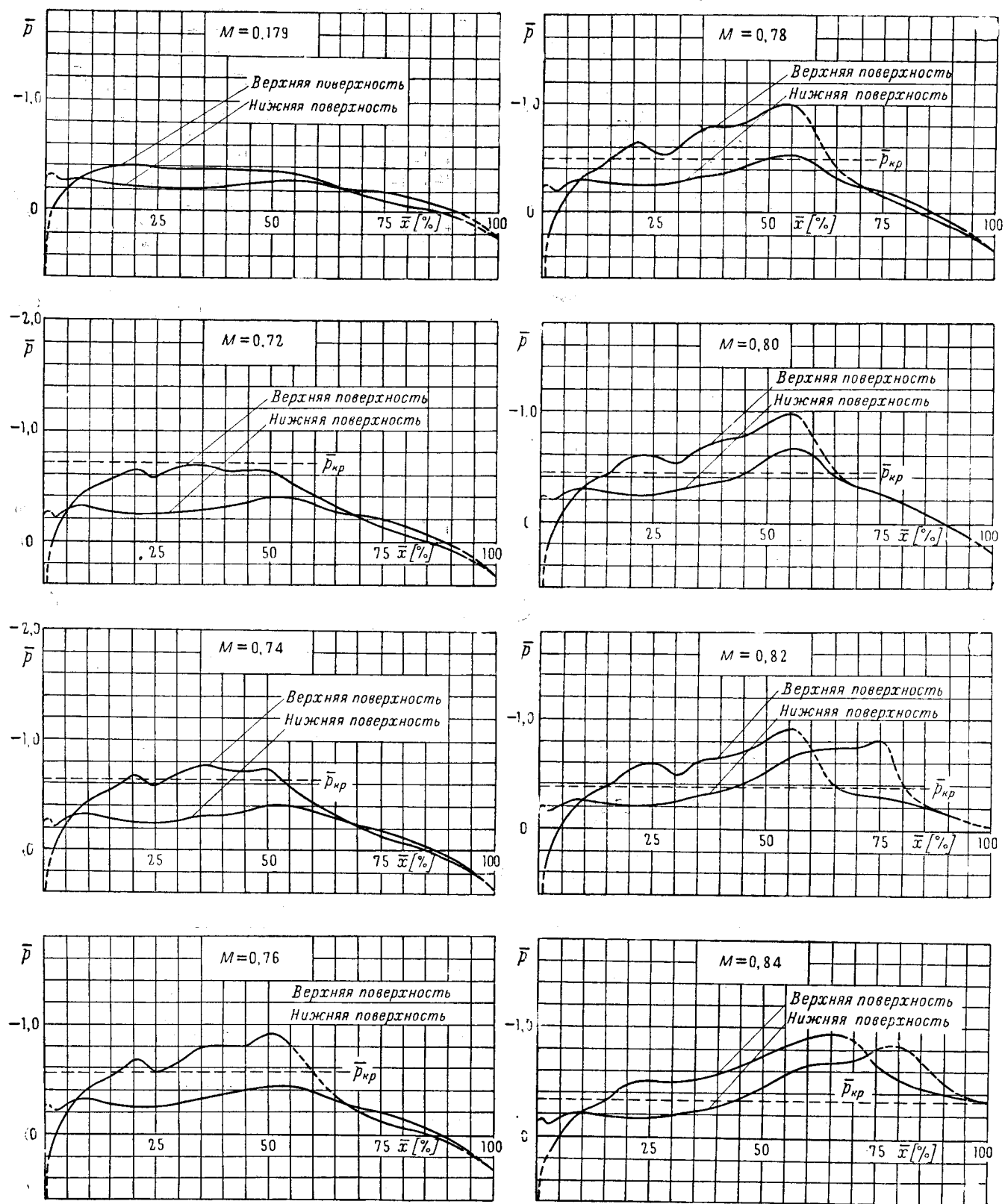
Фиг. 28. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 4412; $c_{у\text{ несж}} = 0,215$, $\alpha = -1^\circ 37'$



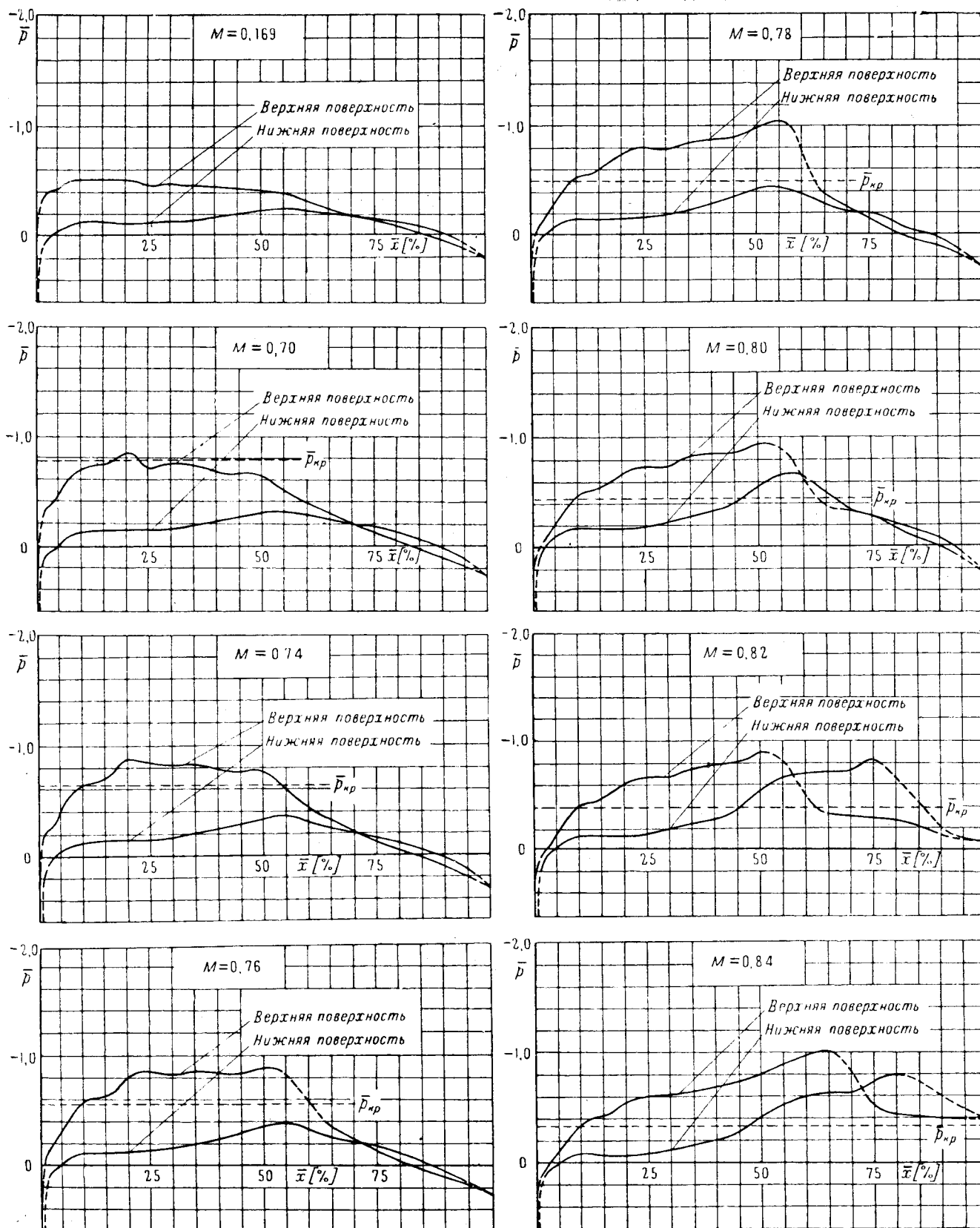
Фиг. 29. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля NACA 4412; $c_{y \text{ несж}} = 0,416$, $\alpha = 0^\circ 48'$



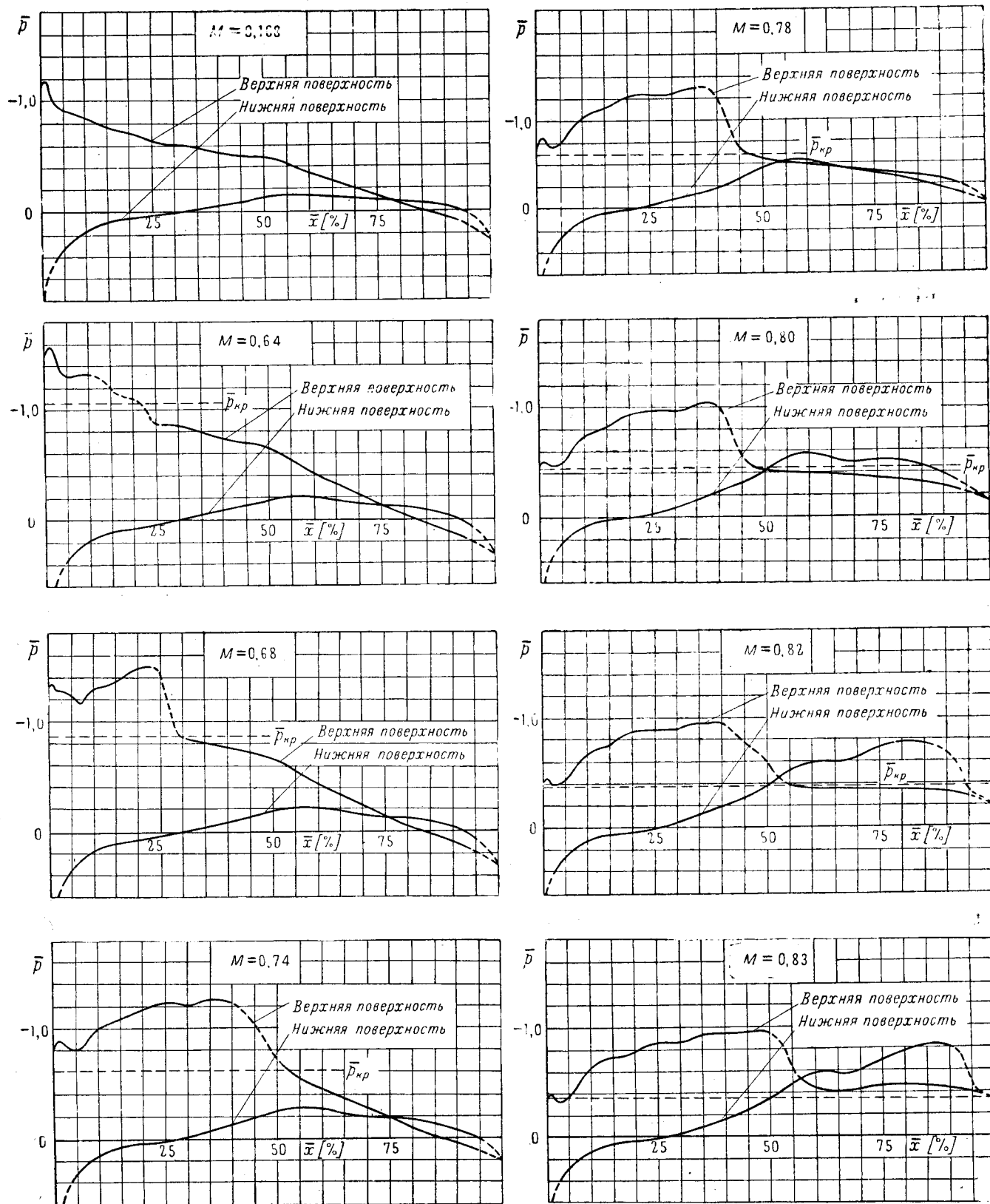
Фиг. 30. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля ПАГИ IB 1012; $c_{y \text{ несж}} = -0,041$, $\alpha = -0^\circ 39'$



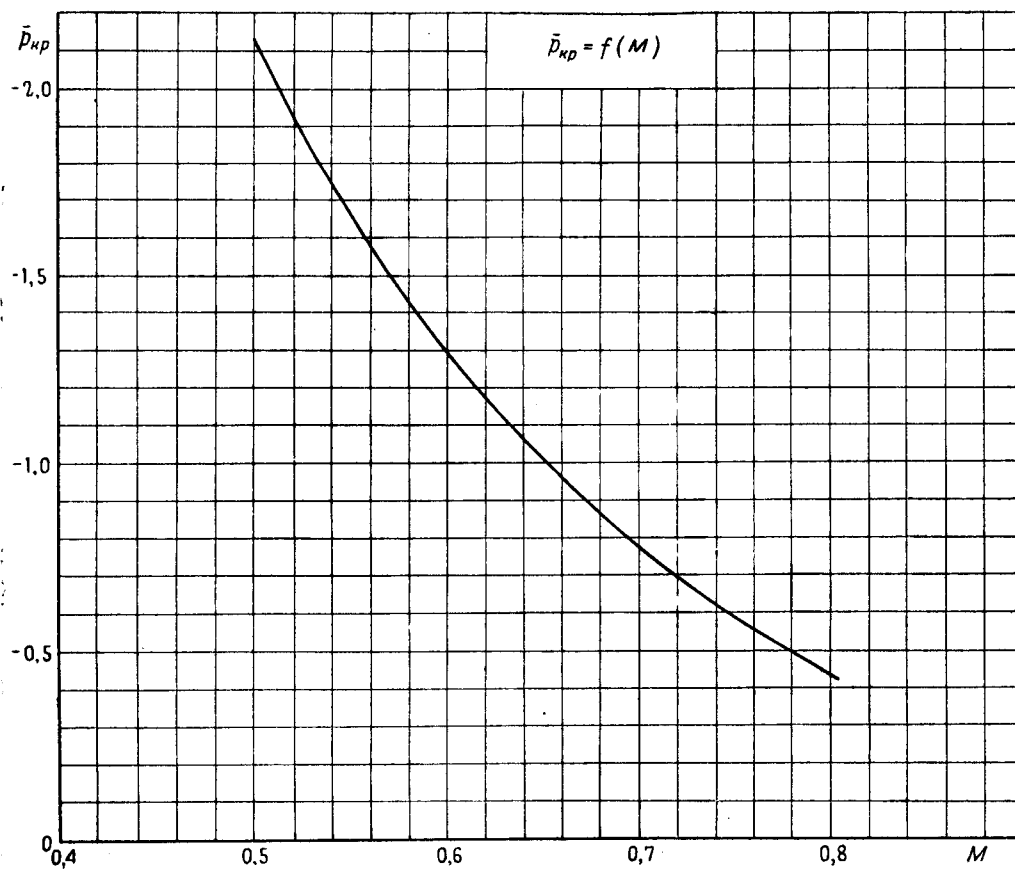
Фиг. 31. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля ЦАГИ IB 1012; $c_{y \text{ несж}} = 0,035$, $\alpha = 0^\circ 30'$



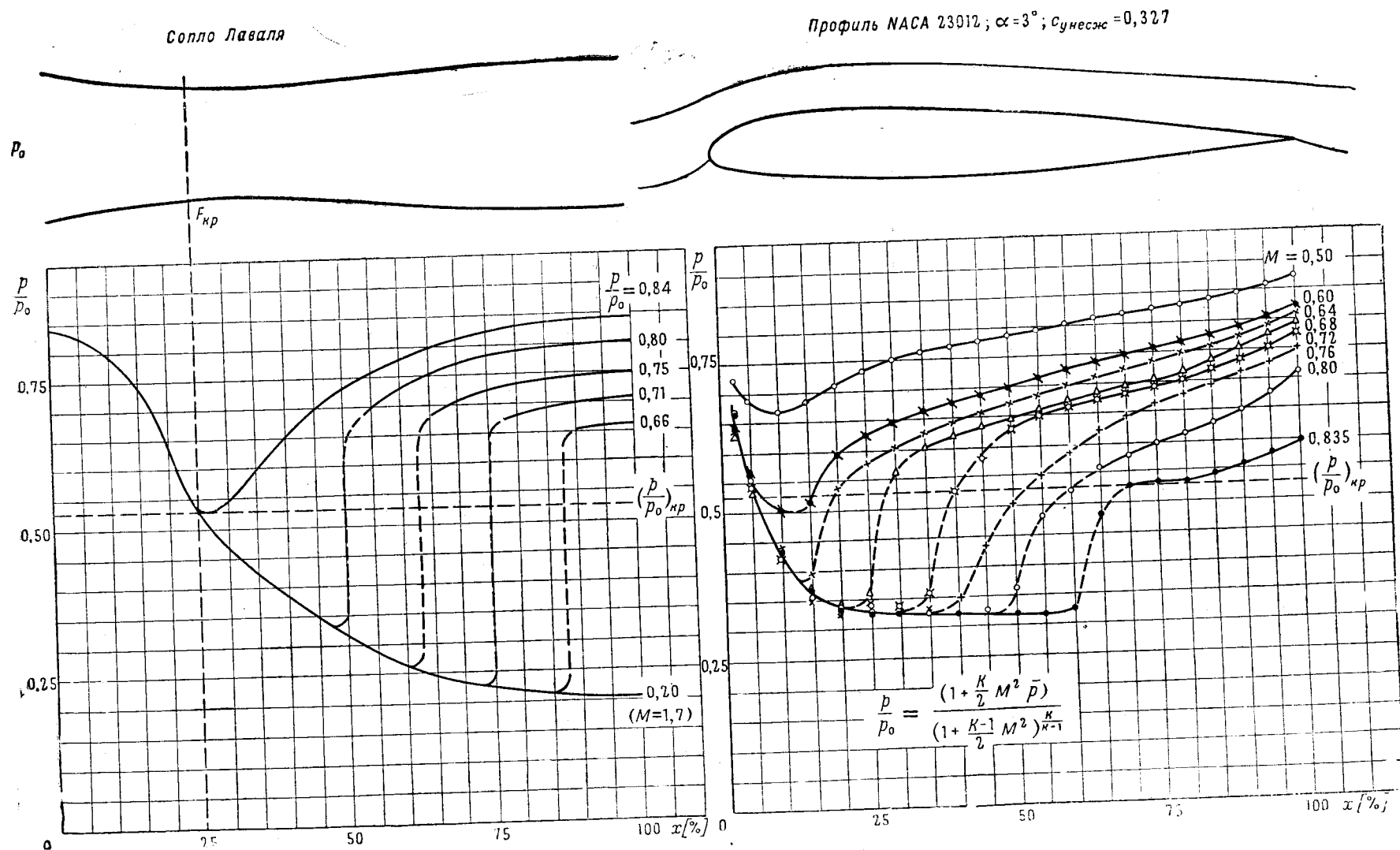
Фиг. 32. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля ЦАГИ IB 1012; $c_{y \text{ несж}} = 0,175$, $\alpha = 2^\circ 02'$



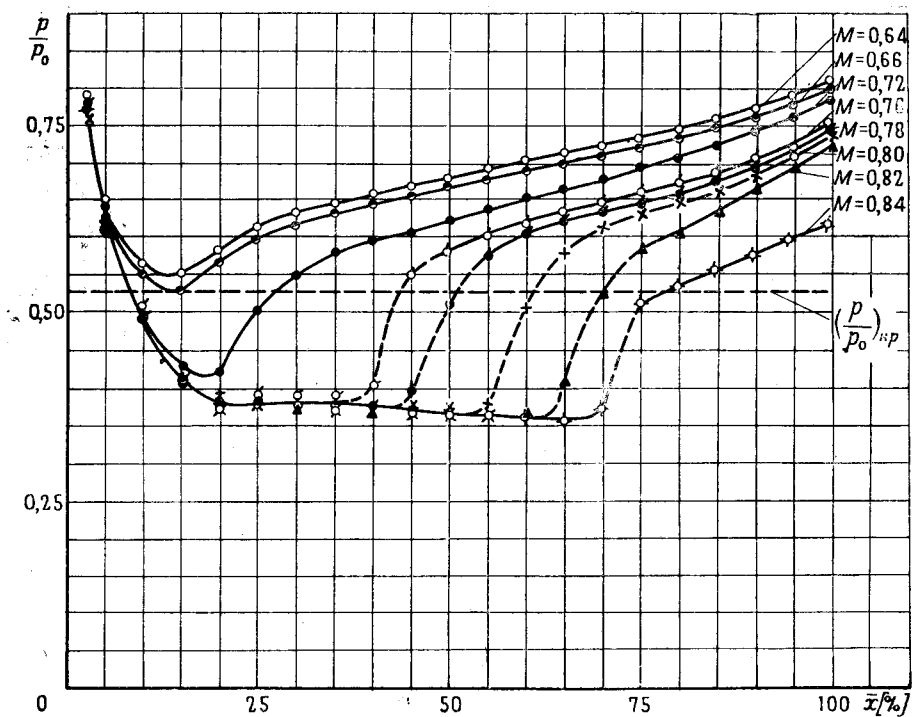
Фиг. 33. Распределение давления по центральному сечению прямоугольного крыла
профиля ЦАГИ IB 1012; c_y несж = 0,422, $\alpha = 5^\circ 16'$



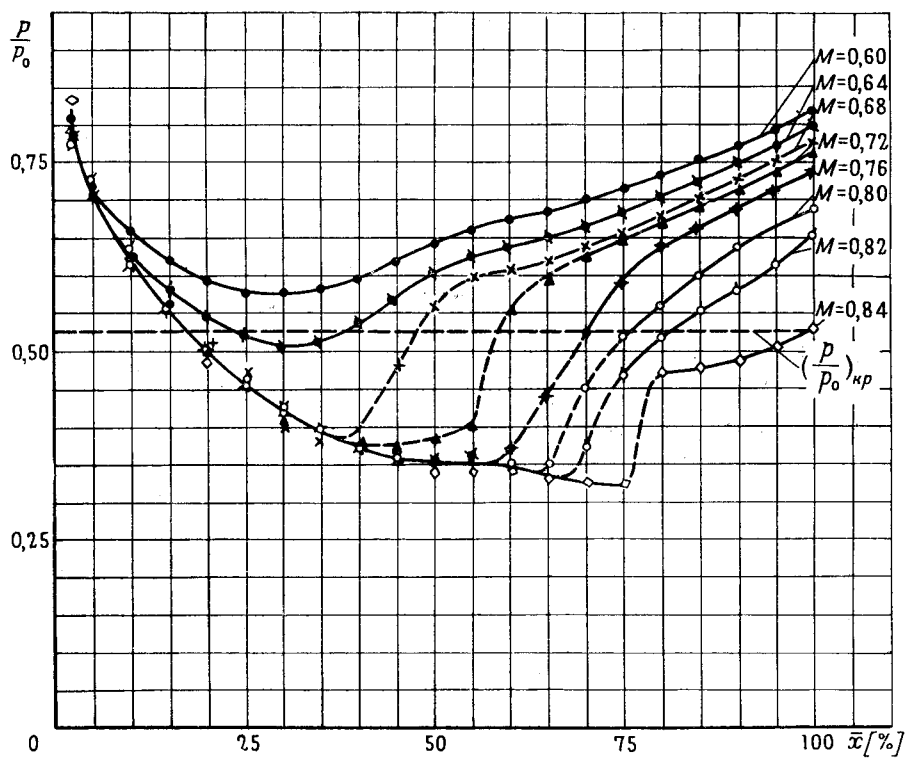
Фиг. 34. Зависимость $\bar{p}_{кр}$ от числа Маха



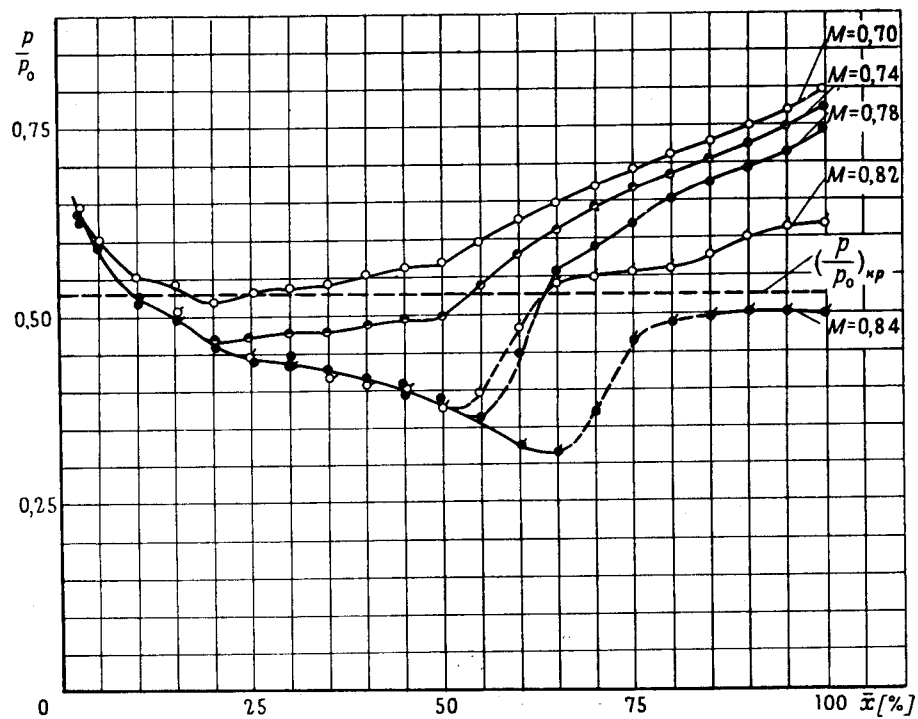
Фиг. 35. Аналогия распределения давления по поверхности профиля и распределения давления вдоль оси сопла Лавалья



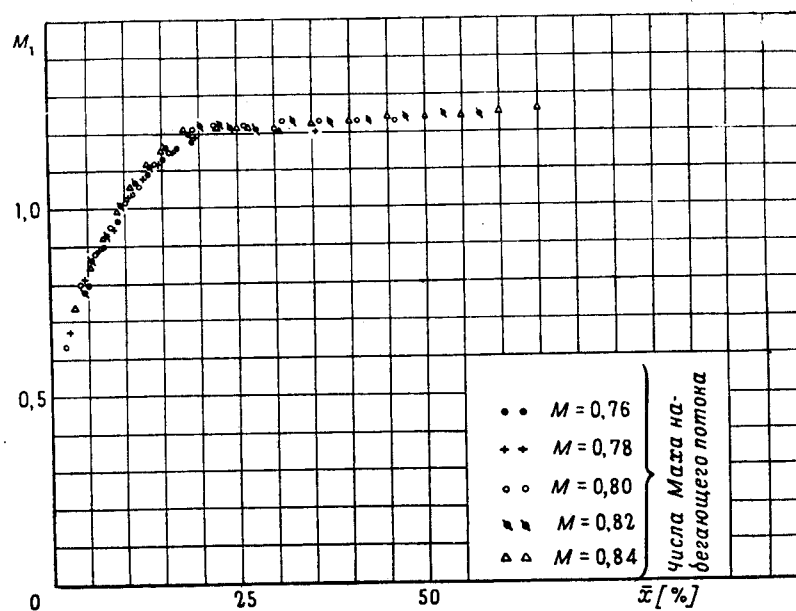
Фиг. 36. Зависимость $\frac{p}{p_0} = f(\bar{x})$ для верхней поверхности профиля
 NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,09$, $\alpha = 0^\circ 10'$



Фиг. 37. Зависимость $\frac{p}{p_0} = f(\bar{x})$ для верхней поверхности профиля
 NASA 4412; $c_{y \text{ несж}} = 0,416$, $\alpha = 6^\circ 48'$

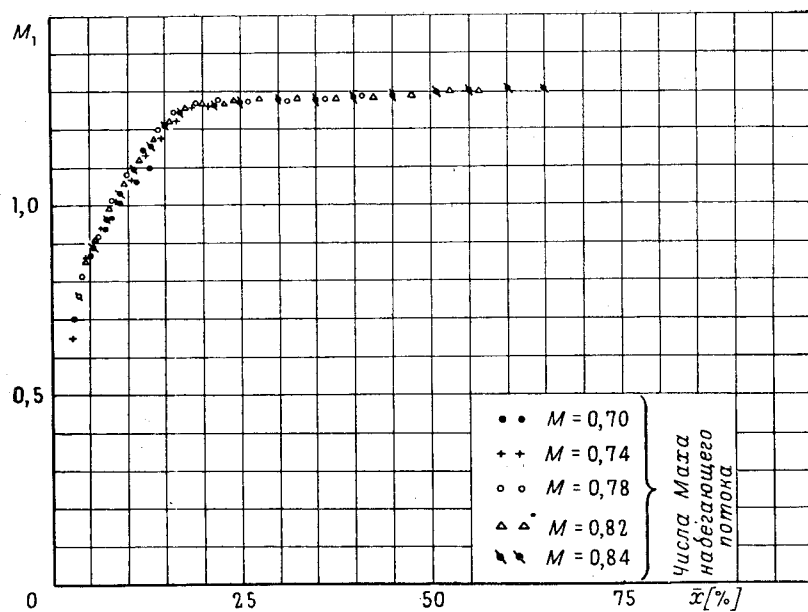


Фиг. 38. Зависимость $\frac{p}{p_0} = f(\bar{x})$ для верхней поверхности профиля ЦАГИ IB 1012; $c_{y \text{ несж}} = 0,175$, $\alpha = 2^\circ 02'$

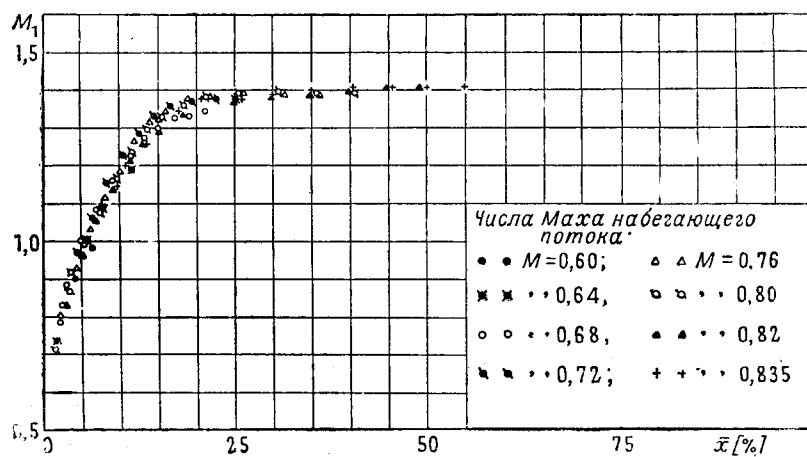


Фиг. 39. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -1^\circ 12'$

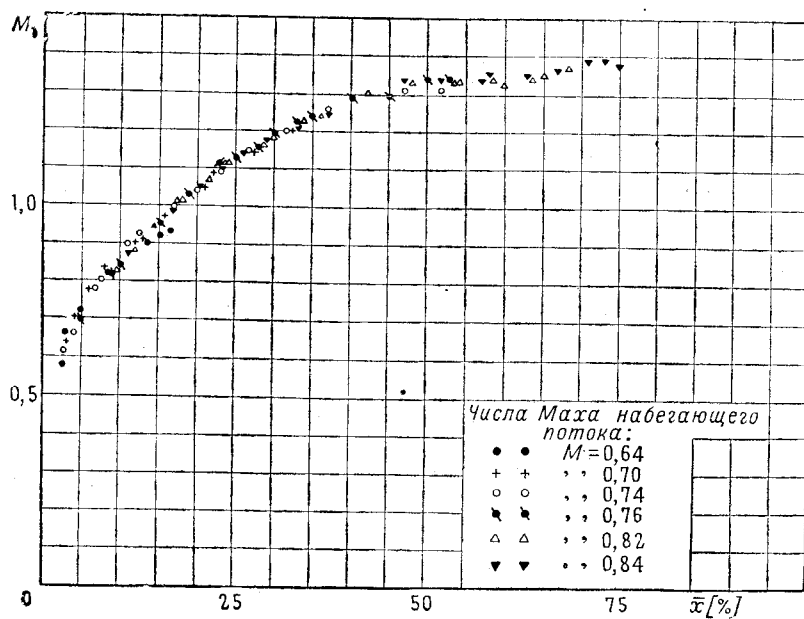
Фиг. 40.
Распределение
местных значений
числа Маха
по верхней
поверхности
профиля
NASA 23012;
 $c_{y, несж} = 0,09$,
 $\alpha = 0^\circ 10'$

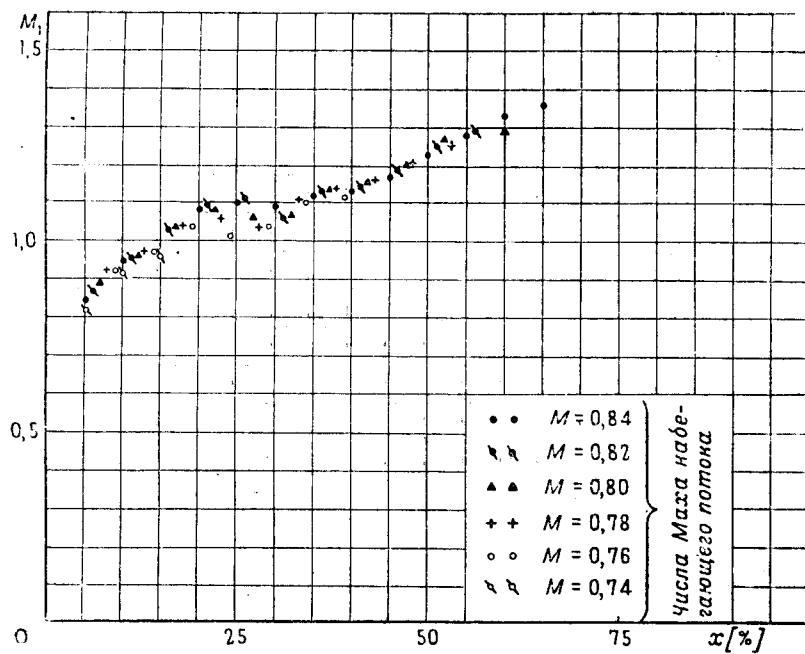


Фиг. 41.
Распределение
местных значений
числа Маха
по верхней
поверхности
профиля
NASA 23012;
 $c_{y, несж} = 0,327$,
 $\alpha = 3^\circ 00'$

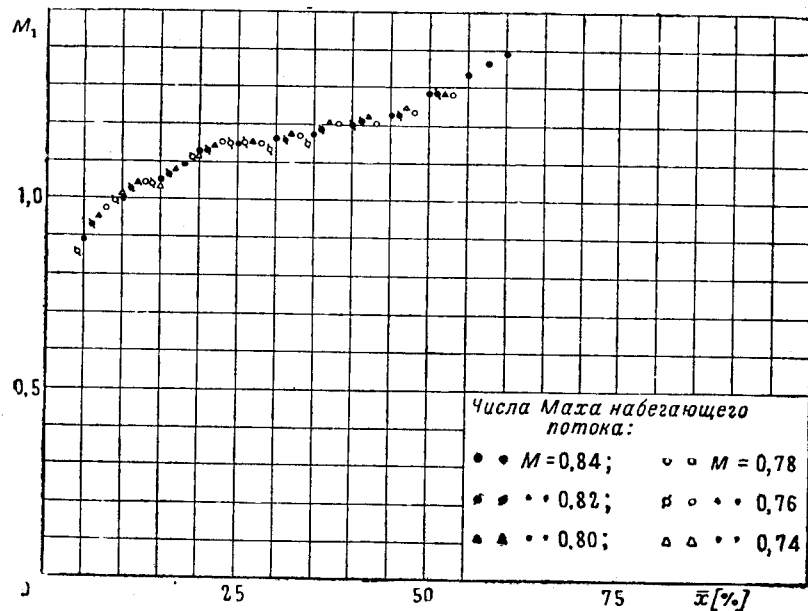


Фиг. 42.
Распределение
местных значений
числа Маха
по верхней
поверхности
профиля
NASA 4112;
 $c_{y, несж} = 0,416$,
 $\alpha = 0^\circ 48'$

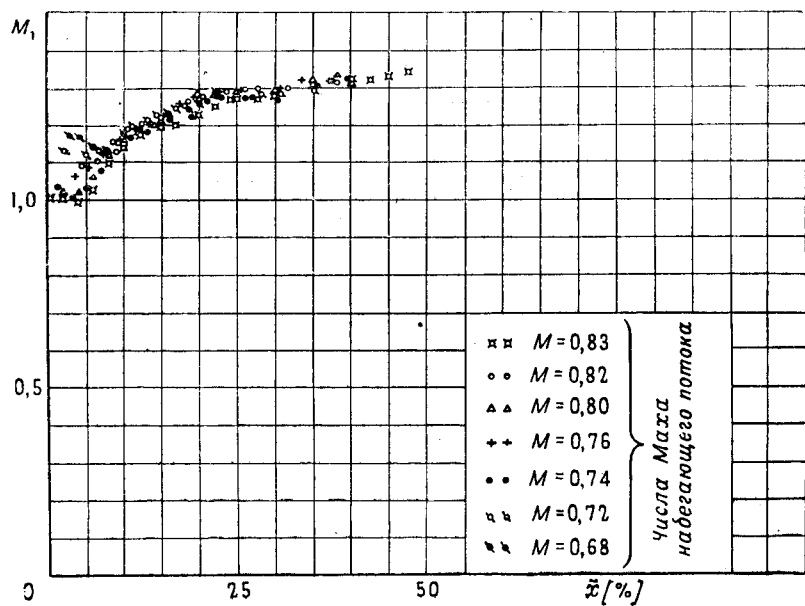




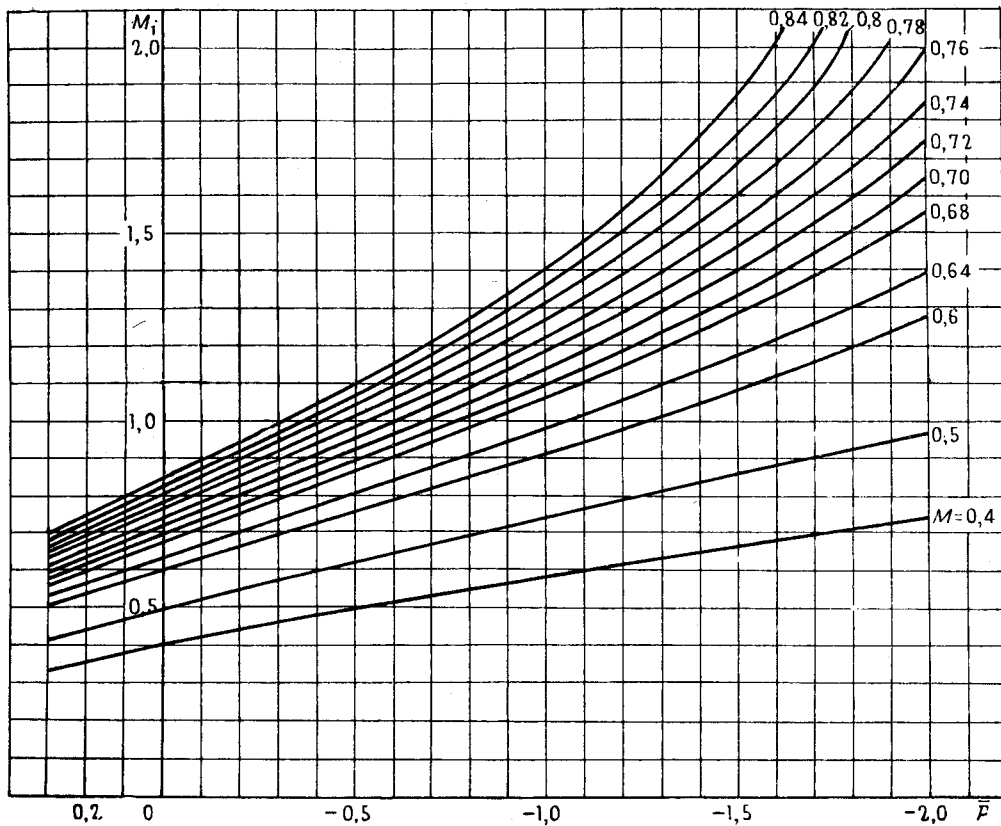
Фиг. 43. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля ЦАГИ IB 1012;
 $c_{y \text{ несж}} = 0,035$,
 $\alpha = 0^\circ 30'$



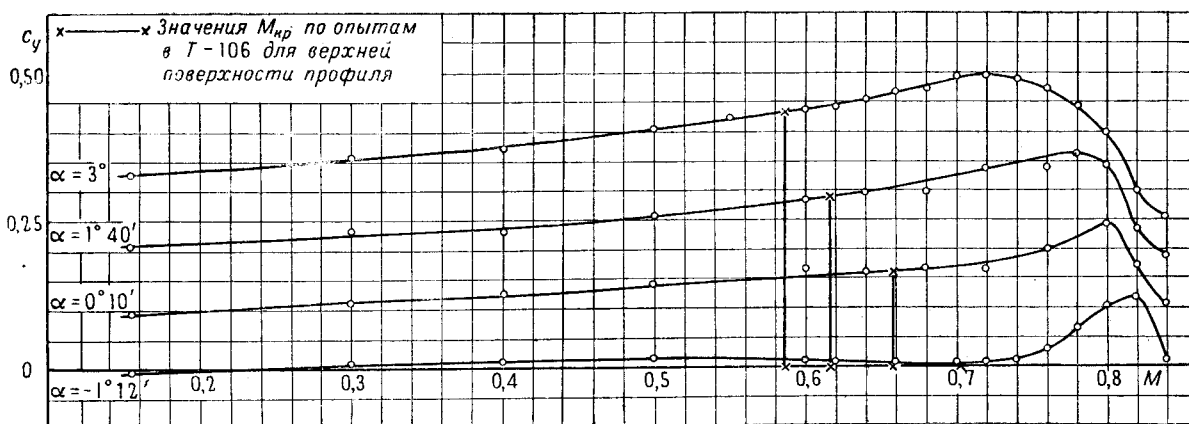
Фиг. 44. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля ЦАГИ IB 1012;
 $c_{y \text{ несж}} = 0,175$,
 $\alpha = 2^\circ 02'$



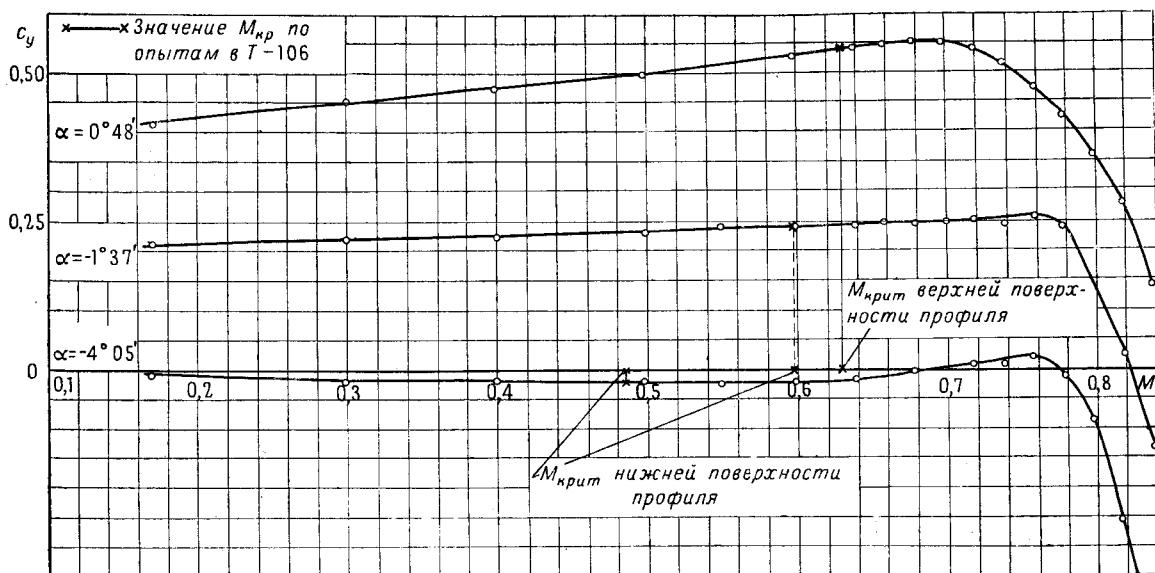
Фиг. 45. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля ЦАГИ IB 1012;
 $c_{y \text{ несж}} = 0,422$,
 $\alpha = 5^\circ 16'$



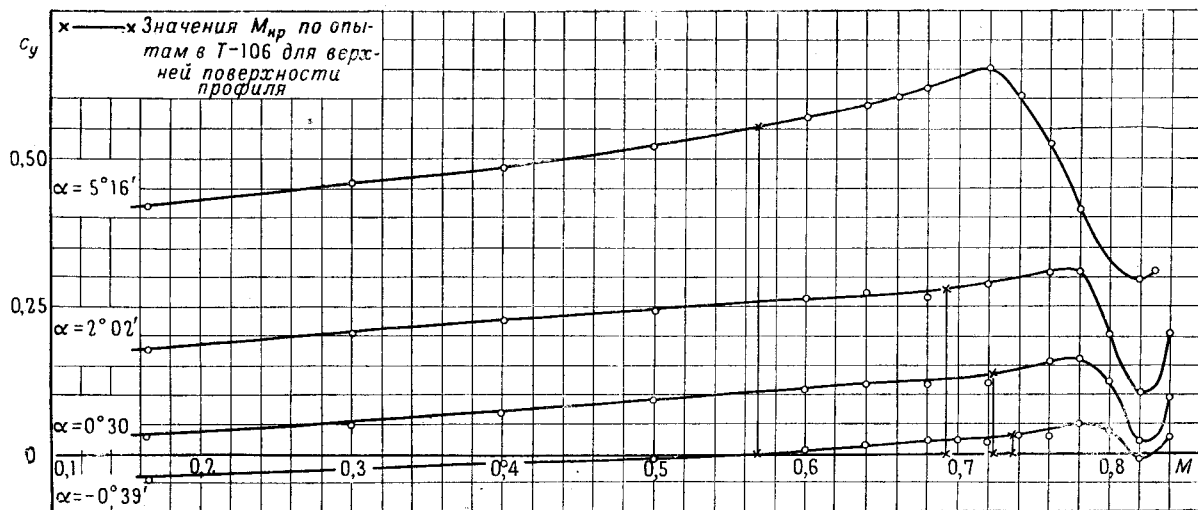
Фиг. 46. Зависимость местных значений числа Маха (M_i) от коэффициента давления \bar{p} и значений числа Маха набегающего потока



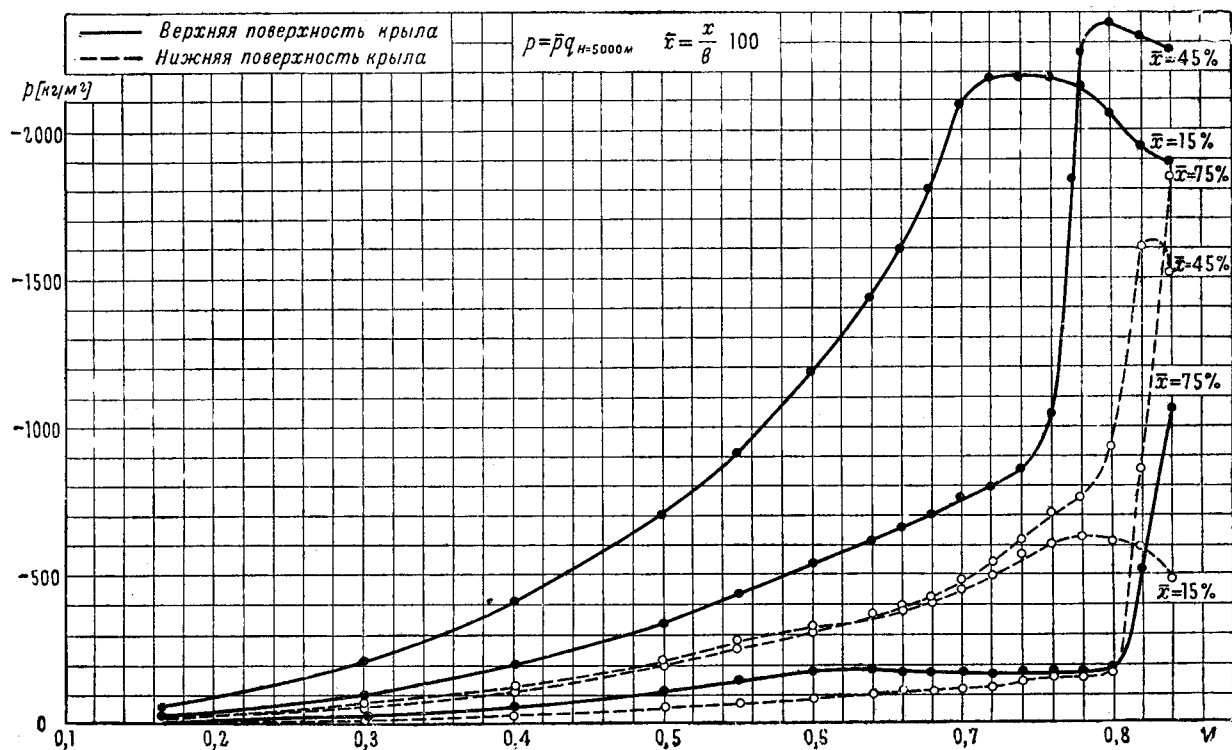
Фиг. 47. Зависимость $c_y = f(M)$ для центрального сечения прямоугольного крыла профиля NASA 23012; $\lambda = 5$; по измерениям распределения давления



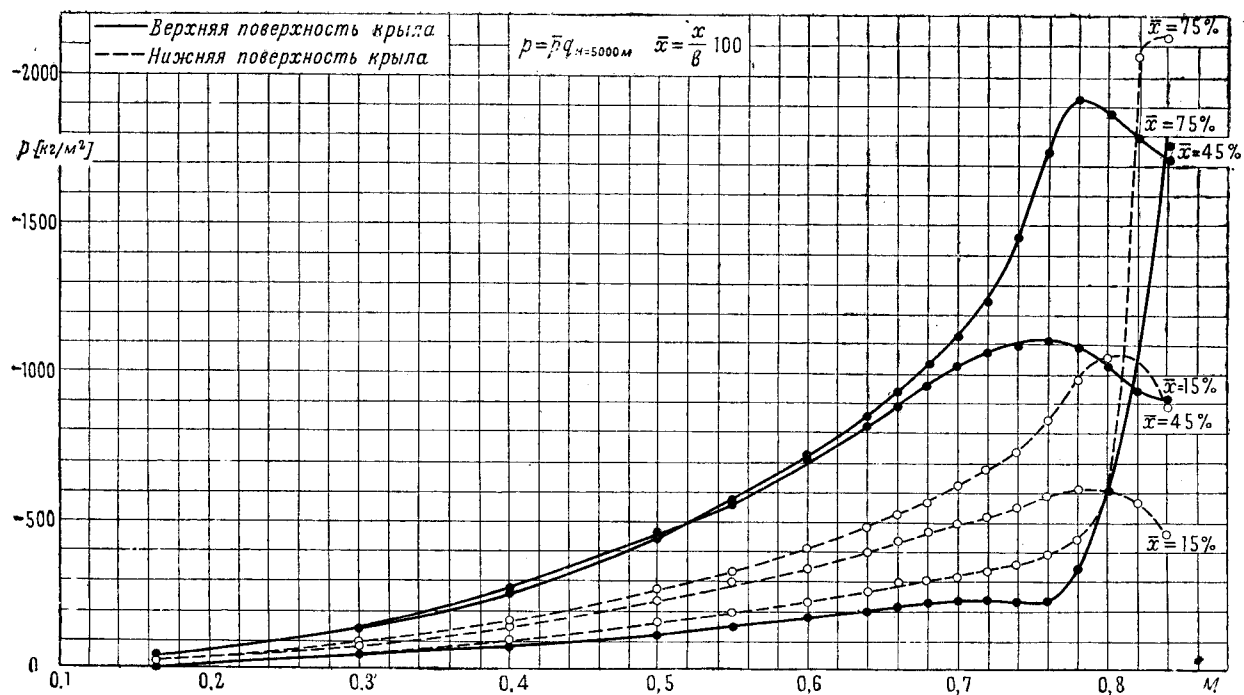
Фиг. 48. Зависимость $c_y = f(M)$ для центрального сечения прямоугольного крыла профиля НАСА 4412; $\lambda = 5$; по измерениям распределения давления



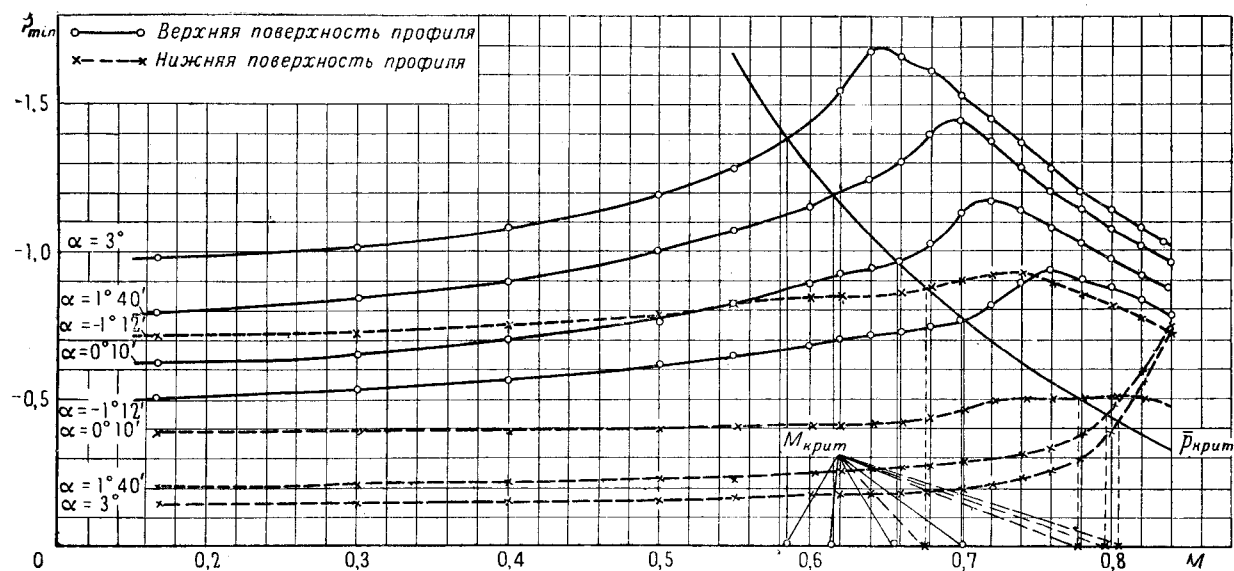
Фиг. 49. Зависимость $c_y = f(M)$ для центрального сечения прямоугольного крыла профиля ЦАГИ IB 1012; $\lambda = 5$; по измерениям распределения давления



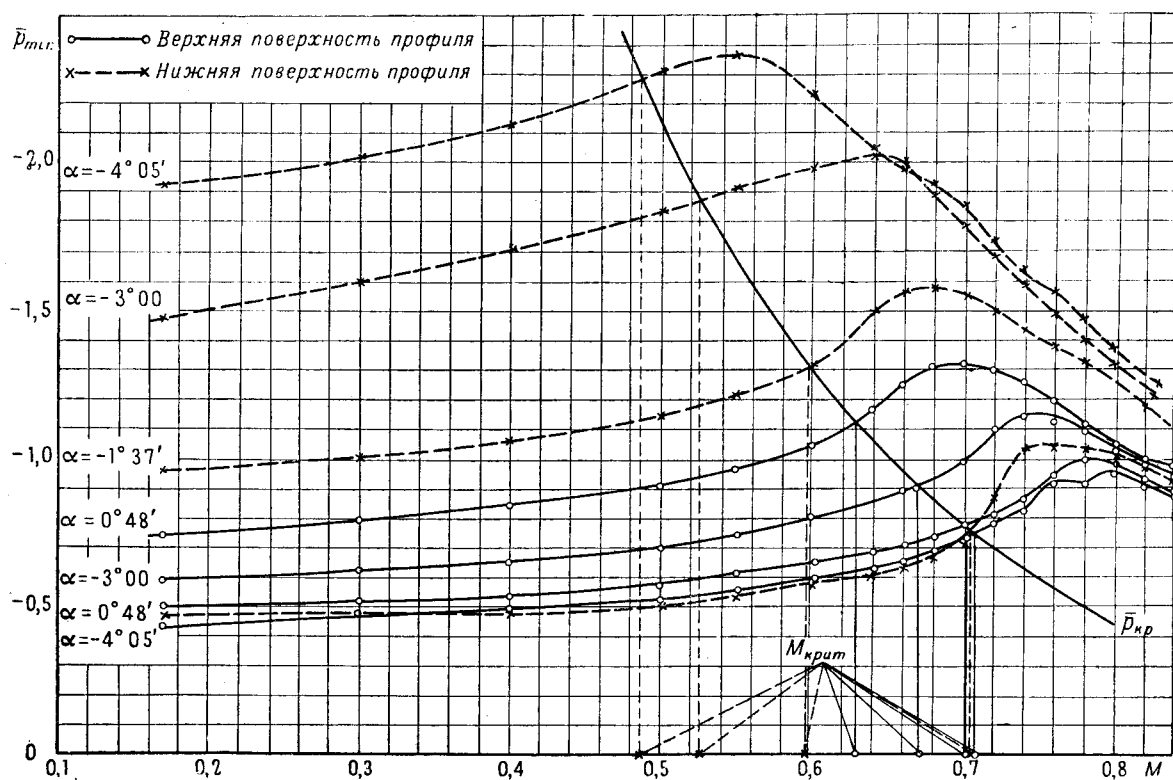
Фиг. 50. Зависимость нагрузки на обшивку крыла от числа Маха; профиль NASA 23012;
 $H = 5000 \text{ м}$; $c_{y \text{ несж}} = 0,09$, $\alpha = 0^\circ 10'$



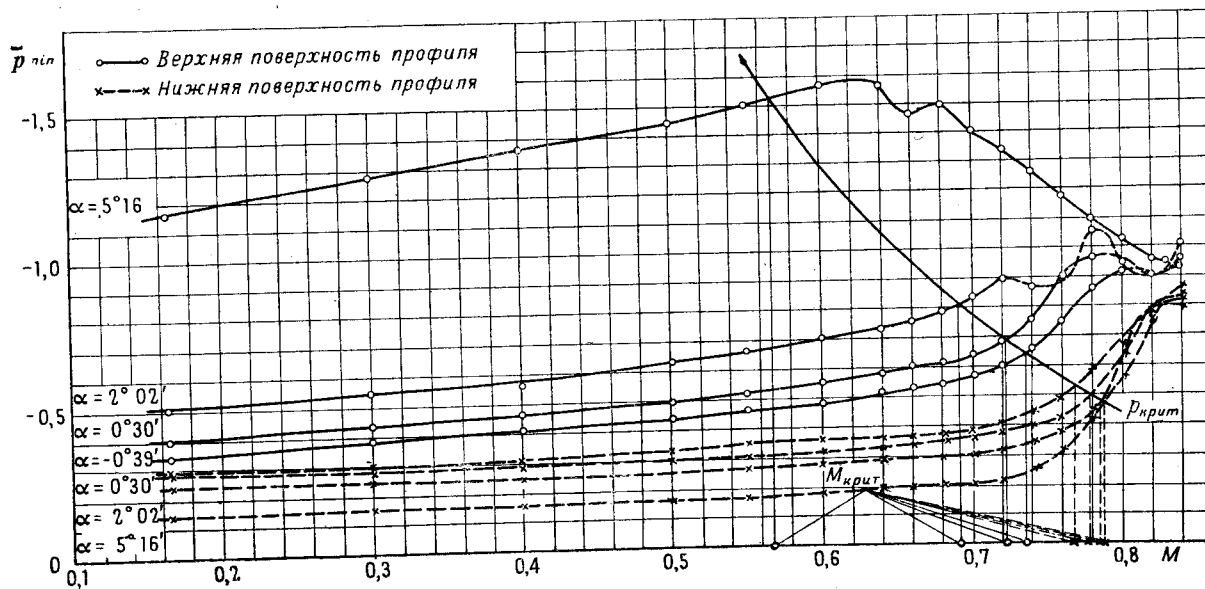
Фиг. 51. Зависимость нагрузки на обшивку крыла от числа Маха; профиль ЦАГИ IB 1012;
 $H = 5000 \text{ м}$; $c_{y \text{ несж}} = 0,035$, $\alpha = 0^\circ 30'$



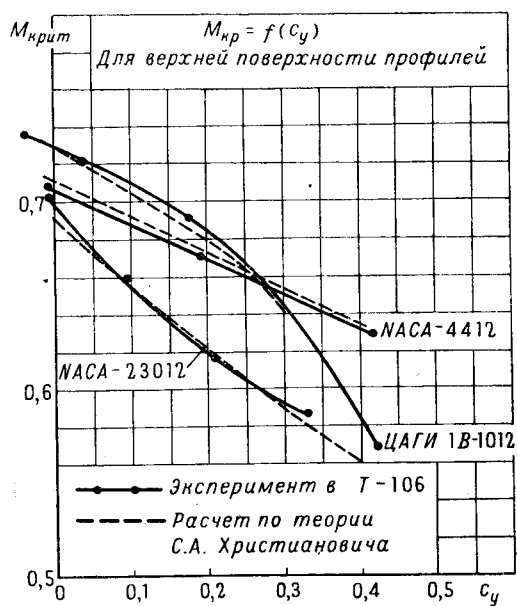
Фиг. 52. Зависимость $\bar{p}_{\min} = f(M)$ и $\bar{p}_{\text{крит}} = f(M)$ для центрального сечения прямо-угольного крыла профиля NACA 23012



Фиг. 53. Зависимость $\bar{p}_{\min} = f(M)$ и $\bar{p}_{\text{крит}} = f(M)$ для центрального сечения прямо-угольного крыла профиля NACA 4412



Фиг. 54. Зависимость $\bar{p}_{\min} = f(M)$ и $\bar{p}_{\text{крит}} = f(M)$ для центрального сечения прямо-угольного крыла профиля ЦАГИ 1В 1012



Фиг. 55. Зависимость $M_{\text{крит}}$ от c_y неск, полученная расчетом и по данным опыта на распределение давлений в Т-106

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NACA 23012; $\alpha = -1^\circ 12'$; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$; верхняя поверхность профиля

Таблица 3

$\bar{x} [\%]$ \ M	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,540	0,580	0,600	0,600	0,630	0,670	0,700	0,720	0,720	0,720	0,800	0,770	0,780	0,820	0,850	0,840	0,860
2,5	0,095	0,100	0,070	0,090	0,090	0,100	0,130	0,160	0,180	0,210	0,260	0,230	0,280	0,280	0,355	0,370	0,410
5	-0,265	-0,270	-0,260	-0,270	-0,245	-0,275	-0,245	-0,225	-0,240	-0,250	-0,175	-0,170	-0,125	-0,090	-0,035	-0,015	0,040
7,5	-0,385	-0,420	-0,435	-0,460	-0,470	-0,490	-0,485	-0,480	-0,515	-0,490	-0,435	-0,410	-0,345	-0,330	-0,270	-0,245	-0,195
10	-0,465	-0,500	-0,520	-0,560	-0,590	-0,610	-0,635	-0,640	-0,640	-0,635	-0,620	-0,560	-0,510	-0,505	-0,440	-0,410	-0,350
15	-0,490	-0,515	-0,545	-0,610	-0,640	-0,675	-0,710	-0,720	-0,745	-0,755	-0,795	-0,810	-0,795	-0,740	-0,670	-0,645	-0,630
20	-0,435	-0,450	-0,480	-0,535	-0,565	-0,590	-0,620	-0,630	-0,625	-0,690	-0,770	-0,880	-0,930	-0,895	-0,845	-0,785	-0,725
25	-0,400	-0,410	-0,430	-0,470	-0,510	-0,520	-0,535	-0,555	-0,570	-0,590	-0,630	-0,690	-0,805	-0,885	-0,840	-0,770	-0,700
30	-0,360	-0,370	-0,380	-0,420	-0,445	-0,470	-0,475	-0,490	-0,510	-0,525	-0,545	-0,590	-0,695	-0,890	-0,860	-0,785	-0,725
35	-0,320	-0,335	-0,335	-0,370	-0,390	-0,420	-0,420	-0,440	-0,455	-0,465	-0,490	-0,515	-0,615	-0,890	-0,855	-0,800	-0,730
40	-0,295	-0,300	-0,310	-0,340	-0,355	-0,375	-0,385	-0,400	-0,410	-0,420	-0,445	-0,460	-0,515	-0,870	-0,870	-0,810	-0,740
45	-0,250	-0,260	-0,280	-0,310	-0,320	-0,335	-0,350	-0,360	-0,360	-0,375	-0,395	-0,405	-0,425	-0,550	-0,860	-0,820	-0,745
50	-0,220	-0,240	-0,260	-0,280	-0,290	-0,300	-0,315	-0,320	-0,320	-0,330	-0,335	-0,355	-0,355	-0,350	-0,865	-0,825	-0,760
55	-0,195	-0,215	-0,235	-0,250	-0,250	-0,265	-0,270	-0,275	-0,280	-0,290	-0,285	-0,300	-0,300	-0,280	-0,505	-0,835	-0,760
60	-0,170	-0,185	-0,195	-0,215	-0,210	-0,225	-0,230	-0,230	-0,235	-0,245	-0,235	-0,245	-0,240	-0,230	-0,290	-0,835	-0,780
65	-0,135	-0,160	-0,155	-0,170	-0,175	-0,185	-0,185	-0,185	-0,185	-0,190	-0,180	-0,185	-0,185	-0,175	-0,185	-0,815	-0,780
70	-0,110	-0,130	-0,120	-0,135	-0,140	-0,145	-0,140	-0,150	-0,150	-0,140	-0,145	-0,140	-0,135	-0,120	-0,120	-0,345	-0,760
75	-0,085	-0,100	-0,095	-0,100	-0,100	-0,110	-0,110	-0,105	-0,105	-0,100	-0,100	-0,095	-0,090	-0,075	-0,070	-0,195	-0,365
80	-0,060	-0,065	-0,060	-0,060	-0,050	-0,060	-0,065	-0,060	-0,060	-0,055	-0,050	-0,045	-0,040	-0,030	-0,025	-0,125	-0,240
85	-0,025	-0,035	-0,030	-0,020	0,000	-0,015	-0,015	-0,010	-0,005	0,000	0,010	0,010	0,020	0,025	0,035	-0,020	-0,160
90	0,025	0,030	0,035	0,050	0,060	0,045	0,045	0,055	0,050	0,055	0,070	0,075	0,085	0,090	0,105	0,080	-0,075
95	0,100	0,110	0,130	0,130	0,130	0,125	0,120	0,115	0,130	0,135	0,145	0,145	0,170	0,175	0,195	0,170	0,030
100	0,220	0,220	0,240	0,230	0,215	0,230	0,215	0,210	0,235	0,240	0,260	0,255	0,290	0,300	0,300	0,290	0,130

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NACA 23012; $\alpha = -1^\circ 12'$; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$; нижняя поверхность профиля

$M \backslash x [\%]$	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	-0,720	-0,720	-0,755	-0,780	-0,820	-0,840	-0,850	-0,860	-0,875	-0,850	-0,820	-0,760	-0,730	-0,640	-0,560	-0,540	-0,420
2,5	-0,670	-0,660	-0,690	-0,725	-0,765	-0,780	-0,820	-0,840	-0,880	-0,905	-0,920	-0,915	-0,885	-0,840	-0,790	-0,725	-0,680
5	-0,490	-0,480	-0,470	-0,520	-0,500	-0,545	-0,570	-0,570	-0,575	-0,620	-0,620	-0,670	-0,630	-0,620	-0,620	-0,570	-0,520
7,5	-0,360	-0,355	-0,355	-0,375	-0,380	-0,400	-0,420	-0,405	-0,415	-0,415	-0,410	-0,390	-0,365	-0,330	-0,290	-0,260	-0,220
10	-0,305	-0,315	-0,315	-0,330	-0,345	-0,360	-0,375	-0,380	-0,380	-0,385	-0,370	-0,355	-0,325	-0,290	-0,260	-0,200	-0,160
15	-0,320	-0,300	-0,320	-0,330	-0,355	-0,370	-0,380	-0,395	-0,415	-0,410	-0,415	-0,400	-0,390	-0,360	-0,320	-0,280	-0,240
20	-0,330	-0,330	-0,345	-0,360	-0,395	-0,415	-0,440	-0,450	-0,480	-0,480	-0,435	-0,510	-0,495	-0,480	-0,460	-0,430	-0,380
25	-0,323	-0,330	-0,350	-0,365	-0,330	-0,420	-0,455	-0,460	-0,490	-0,490	-0,510	-0,535	-0,540	-0,545	-0,535	-0,500	-0,440
30	-0,325	-0,320	-0,330	-0,360	-0,375	-0,410	-0,440	-0,455	-0,460	-0,480	-0,500	-0,535	-0,555	-0,580	-0,590	-0,555	-0,470
35	-0,315	-0,300	-0,310	-0,340	-0,350	-0,390	-0,405	-0,425	-0,430	-0,450	-0,480	-0,505	-0,520	-0,570	-0,630	-0,665	-0,560
40	-0,280	-0,270	-0,285	-0,305	-0,320	-0,355	-0,365	-0,380	-0,390	-0,390	-0,430	-0,450	-0,445	-0,500	-0,660	-0,680	-0,600
45	-0,230	-0,240	-0,255	-0,275	-0,280	-0,305	-0,320	-0,330	-0,330	-0,340	-0,340	-0,375	-0,370	-0,375	-0,465	-0,680	-0,620
50	-0,200	-0,215	-0,230	-0,245	-0,245	-0,260	-0,285	-0,290	-0,290	-0,300	-0,300	-0,320	-0,320	-0,330	-0,350	-0,680	0,610
55	-0,195	-0,185	-0,200	-0,210	-0,215	-0,225	-0,245	-0,255	-0,255	-0,250	-0,275	-0,280	-0,280	-0,280	-0,310	-0,640	-0,625
60	-0,175	-0,160	-0,165	-0,180	-0,185	-0,195	-0,205	-0,215	-0,210	-0,210	-0,230	-0,240	-0,240	-0,290	-0,260	-0,375	0,660
65	-0,135	-0,135	-0,130	-0,145	-0,155	-0,160	-0,165	-0,170	-0,170	-0,170	-0,170	-0,180	-0,185	-0,175	-0,190	-0,260	-0,680
70	-0,110	-0,100	-0,100	-0,110	-0,120	-0,125	-0,125	-0,130	-0,135	-0,120	-0,125	-0,130	-0,135	-0,120	-0,125	-0,175	-0,700
75	-0,085	-0,070	-0,075	-0,080	-0,080	-0,085	-0,090	-0,085	-0,085	-0,080	-0,075	-0,080	-0,085	-0,070	-0,070	-0,105	-0,710
80	-0,050	-0,040	-0,040	-0,040	-0,040	-0,055	-0,040	-0,045	-0,035	-0,030	-0,030	-0,040	-0,040	-0,025	-0,030	-0,045	-0,670
85	-0,010	0,000	0,000	0,000	0,010	0,000	0,010	0,010	0,020	0,025	0,025	0,010	0,020	0,040	0,035	0,020	-0,370
90	0,050	0,055	0,065	0,060	0,065	0,060	0,070	0,070	0,080	0,090	0,090	0,090	0,085	0,110	0,105	0,080	-0,160
95	0,120	0,135	0,150	0,140	0,140	0,140	0,135	0,130	0,160	0,165	0,165	0,165	0,170	0,200	0,195	0,170	0,030
100	0,220	0,220	0,240	0,230	0,215	0,230	0,215	0,210	0,235	0,240	0,260	0,255	0,290	0,300	0,300	0,290	0,130

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NACA 23012; $\alpha = 0^\circ 10'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,09$; верхняя поверхность профиля

Таблица 5

M $x [\%]$	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,420	0,400	0,400	0,400	0,440	0,440	0,460	0,560	0,560	0,570	0,650	0,700	0,700	0,740	0,760	0,800	0,840
2,5	-0,100	-0,130	-0,140	-0,180	-0,185	-0,160	-0,120	-0,070	-0,050	0,000	0,050	0,090	0,130	0,190	0,230	0,240	0,310
5	-0,400	-0,455	-0,465	-0,490	-0,525	-0,550	-0,475	-0,470	-0,420	-0,390	-0,345	-0,310	-0,245	0,190	-0,140	-0,090	-0,050
7,5	-0,550	-0,585	-0,620	-0,660	-0,700	-0,730	-0,710	-0,700	-0,670	-0,660	-0,620	-0,570	-0,510	-0,440	-0,380	-0,310	-0,255
10	-0,615	-0,640	-0,690	-0,750	-0,790	-0,840	-0,860	-0,865	-0,855	-0,850	-0,800	-0,745	-0,690	-0,630	-0,560	-0,495	-0,430
15	-0,590	-0,610	-0,680	-0,740	-0,790	-0,860	-0,920	-0,960	-1,020	-1,115	-1,100	-1,035	-0,980	-0,920	-0,835	-0,755	-0,700
20	-0,510	-0,550	-0,580	-0,640	-0,670	-0,745	-0,780	-0,795	-0,860	-1,030	-1,145	-1,140	-1,090	-1,015	-0,940	-0,860	-0,810
25	-0,455	-0,490	-0,510	-0,550	-0,575	-0,630	-0,650	-0,670	-0,655	-0,655	-0,810	-1,090	-1,035	-1,000	-0,935	-0,860	-0,800
30	-0,420	-0,440	-0,460	-0,490	-0,520	0,560	-0,560	-0,570	-0,575	-0,580	-0,640	-0,950	-1,060	-1,015	-0,940	-0,875	-0,805
35	-0,370	-0,390	-0,410	-0,435	-0,465	-0,500	-0,500	-0,500	-0,505	-0,520	-0,520	-0,565	-1,060	-1,020	-0,945	-0,800	-0,820
40	-0,320	-0,345	-0,370	-0,390	-0,415	-0,440	-0,445	-0,445	-0,450	-0,465	-0,455	-0,470	-1,020	-1,030	-0,965	-0,885	-0,825
45	-0,280	-0,300	-0,330	-0,355	-0,375	-0,390	-0,400	-0,395	-0,400	-0,415	-0,400	-0,405	-0,470	-0,970	-0,970	-0,900	-0,840
50	-0,255	-0,260	-0,300	-0,315	-0,335	-0,350	-0,350	-0,350	-0,350	-0,360	-0,350	-0,355	-0,350	-0,555	-0,950	-0,915	-0,850
55	-0,220	-0,235	-0,260	-0,270	-0,290	-0,300	-0,300	-0,295	-0,300	-0,305	-0,300	-0,300	-0,280	-0,320	-0,920	-0,920	-0,855
60	-0,195	-0,200	-0,220	-0,235	-0,250	-0,255	-0,250	-0,245	-0,250	-0,255	-0,245	-0,240	-0,220	-0,200	-0,510	-0,910	-0,860
65	-0,165	-0,175	-0,180	-0,200	-0,200	-0,210	-0,205	-0,195	-0,200	-0,195	-0,190	-0,190	-0,170	-0,150	-0,255	-0,770	-0,870
70	-0,130	-0,130	-0,140	-0,160	-0,160	-0,170	-0,160	-0,150	-0,145	-0,145	-0,140	-0,140	-0,120	-0,110	-0,160	-0,380	-0,810
75	-0,095	-0,095	-0,100	-0,120	-0,130	-0,130	-0,115	-0,100	-0,095	-0,100	-0,080	-0,095	-0,075	-0,070	-0,075	-0,200	-0,390
80	-0,065	-0,055	-0,055	-0,070	-0,075	-0,070	-0,065	-0,050	-0,040	-0,040	-0,030	-0,040	-0,030	-0,020	-0,010	-0,115	-0,300
85	-0,025	-0,010	0,000	-0,015	-0,020	-0,005	-0,005	0,010	0,020	0,030	0,035	0,020	0,020	0,030	0,060	-0,020	-0,230
90	0,035	0,040	0,055	0,055	0,045	0,060	0,060	0,065	0,080	0,095	0,100	0,080	0,080	0,090	0,120	0,080	-0,170
95	0,100	0,105	0,120	0,120	0,130	0,130	0,140	0,140	0,160	0,160	0,180	0,160	0,160	0,170	0,180	0,170	-0,100
100	0,195	0,200	0,220	0,220	0,235	0,240	0,240	0,235	0,240	0,255	0,270	0,270	0,260	0,275	0,290	0,260	-0,030

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NASA 23012; $\alpha = 0^\circ 10'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,09$; нижняя поверхность профиля

Таблица 6

M $\bar{x} [\%]$	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	-0,340	-0,350	-0,330	-0,330	-0,340	-0,340	-0,350	-0,350	-0,340	-0,370	-0,390	-0,370	-0,370	-0,320	-0,330	-0,310	-0,280
2,5	-0,385	-0,390	-0,395	-0,395	-0,405	-0,400	-0,420	-0,415	-0,430	-0,455	-0,490	-0,495	-0,495	-0,505	-0,505	-0,500	-0,465
5	-0,300	-0,300	-0,290	-0,295	-0,310	-0,320	-0,315	-0,300	-0,320	-0,335	-0,345	-0,360	-0,375	-0,380	-0,375	-0,340	-0,315
7,5	-0,225	-0,210	-0,205	-0,210	-0,225	-0,220	-0,220	-0,220	-0,220	-0,215	-0,230	-0,255	-0,260	-0,240	-0,220	-0,190	-0,160
10	-0,200	-0,190	-0,190	-0,200	-0,200	-0,200	-0,195	-0,200	-0,200	-0,200	-0,215	-0,220	-0,215	-0,210	-0,185	-0,155	-0,120
15	-0,230	-0,215	-0,210	-0,220	-0,240	-0,235	-0,225	-0,235	-0,225	-0,240	-0,250	-0,275	-0,270	-0,270	-0,250	-0,240	-0,180
20	-0,260	-0,250	-0,245	-0,260	-0,280	-0,290	-0,300	-0,300	-0,280	-0,320	-0,335	-0,360	-0,380	-0,385	-0,365	-0,360	-0,300
25	-0,255	-0,255	-0,260	-0,280	-0,295	-0,320	-0,330	-0,330	-0,315	-0,355	-0,365	-0,400	-0,420	-0,435	-0,420	-0,420	-0,370
30	-0,255	-0,250	-0,265	-0,285	-0,300	-0,320	-0,330	-0,335	-0,320	-0,355	-0,380	-0,415	-0,450	-0,465	-0,490	-0,505	-0,445
35	-0,260	-0,250	-0,255	-0,270	-0,290	-0,300	-0,320	-0,320	-0,315	-0,335	-0,365	-0,400	-0,435	-0,465	-0,530	-0,550	-0,490
40	-0,240	-0,220	-0,225	-0,250	-0,260	-0,270	-0,300	-0,290	-0,290	-0,300	-0,325	-0,360	-0,385	-0,415	-0,530	-0,600	-0,530
45	-0,200	-0,175	-0,190	-0,210	-0,220	-0,225	-0,240	-0,235	-0,230	-0,255	-0,270	-0,295	-0,320	-0,320	-0,380	-0,620	-0,560
50	-0,180	-0,160	-0,165	-0,190	-0,200	-0,210	-0,210	-0,205	-0,210	-0,225	-0,240	-0,260	-0,285	-0,290	-0,315	-0,615	-0,565
55	-0,170	-0,155	-0,165	-0,170	-0,195	-0,200	-0,200	-0,195	-0,195	-0,200	-0,210	-0,225	-0,240	-0,260	-0,295	-0,500	-0,585
60	-0,145	-0,130	-0,140	-0,145	-0,170	-0,175	-0,175	-0,170	-0,160	-0,170	-0,180	-0,205	-0,200	-0,225	-0,245	-0,470	-0,615
65	-0,115	-0,100	-0,110	-0,115	-0,125	-0,135	-0,130	-0,135	-0,115	-0,135	-0,130	-0,150	-0,160	-0,180	-0,165	-0,435	-0,630
70	-0,095	-0,080	-0,075	-0,090	-0,090	-0,100	-0,095	-0,100	-0,075	-0,090	-0,090	-0,115	-0,120	-0,125	-0,115	-0,395	-0,660
75	-0,070	-0,045	-0,045	-0,060	-0,060	-0,060	-0,065	-0,065	-0,040	-0,050	-0,050	-0,065	-0,075	-0,070	-0,065	-0,330	-0,685
80	-0,040	-0,020	-0,015	-0,020	-0,025	-0,030	-0,025	-0,025	0,000	-0,010	-0,005	-0,020	-0,030	-0,030	0,000	-0,175	-0,700
85	-0,005	0,020	0,020	0,010	0,020	0,010	0,015	0,015	0,040	0,040	0,040	0,035	0,030	0,030	0,040	0,020	-0,660
90	0,040	0,060	0,065	0,065	0,060	0,060	0,070	0,070	0,095	0,100	0,100	0,100	0,095	0,105	0,100	0,065	-0,290
95	0,100	0,120	0,135	0,135	0,135	0,140	0,150	0,145	0,170	0,180	0,180	0,180	0,170	0,185	0,180	0,150	-0,125
100	0,195	0,220	0,220	0,220	0,235	0,240	0,240	0,235	0,240	0,255	0,270	0,270	0,260	0,275	0,290	0,260	-0,030

Таблица 7

Таблица значений \bar{p}

Профиль NACA 23012;

 $\alpha = 1^\circ 40'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,209$;

верхняя поверхность профиля

M x [%]	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,340	0,360	0,370	0,400	0,390	0,400	0,400	0,420	0,420	0,440	0,560	0,440	0,560	0,480	0,570	0,630	0,620
2,5	-0,360	-0,440	-0,450	-0,495	-0,500	-0,480	-0,380	-0,290	-0,270	-0,200	-0,160	-0,095	-0,030	0,030	0,100	0,150	0,160
5	-0,660	-0,705	-0,750	-0,780	-0,800	-0,825	-0,780	-0,720	-0,670	-0,590	-0,510	-0,460	-0,375	-0,320	-0,240	-0,170	-0,120
7,5	-0,760	-0,800	-0,850	-0,920	-0,970	-1,030	-1,000	-0,980	-0,920	-0,870	-0,800	-0,725	-0,640	-0,560	-0,485	-0,420	-0,350
10	-0,800	-0,835	-0,890	-0,995	-1,045	-1,135	-1,160	-1,160	-1,110	-1,060	-0,990	-0,905	-0,810	-0,730	-0,630	-0,600	-0,530
15	-0,740	-0,770	-0,830	-0,935	-1,000	-1,085	-1,300	-1,295	-1,360	-1,330	-1,240	-1,165	-1,075	-1,020	-0,930	-0,850	-0,785
20	-0,635	-0,670	-0,720	-0,790	-0,840	-0,890	-0,925	-1,030	-1,345	-1,440	-1,375	-1,280	-1,195	-1,110	-1,025	-0,940	-0,880
25	-0,560	-0,570	-0,600	-0,655	-0,695	-0,740	-0,750	-0,755	-0,840	-1,310	-1,350	-1,280	-1,200	-1,120	-1,040	-0,955	-0,890
30	-0,480	-0,500	-0,525	-0,560	-0,605	-0,640	-0,640	-0,620	-0,605	-0,610	-1,285	-1,280	-1,200	-1,125	-1,045	-0,955	-0,900
35	-0,405	-0,450	-0,470	-0,505	-0,535	-0,560	-0,580	-0,370	-0,540	-0,575	-0,970	-1,210	-1,195	-1,130	-1,050	-0,980	-0,905
40	-0,375	-0,395	-0,420	-0,460	-0,470	-0,500	-0,520	-0,515	-0,500	-0,460	-0,470	-0,700	-1,150	-1,130	-1,060	-0,985	-0,920
45	-0,330	-0,340	-0,370	-0,405	-0,420	-0,440	-0,455	-0,450	-0,440	-0,420	-0,380	-0,415	-0,810	-1,120	-1,065	-1,000	-0,920
50	-0,300	-0,315	-0,320	-0,360	-0,360	-0,385	-0,395	-0,380	-0,380	-0,370	-0,340	-0,345	-0,555	-0,860	-1,060	-1,005	-0,940
55	-0,260	-0,275	-0,290	-0,305	-0,315	-0,320	-0,340	-0,330	-0,320	-0,320	-0,295	-0,285	-0,370	-0,555	-0,800	-0,820	-0,955
60	-0,220	-0,240	-0,240	-0,260	-0,270	-0,270	-0,280	-0,275	-0,260	-0,260	-0,250	-0,230	-0,240	-0,390	-0,470	-0,460	-0,960
65	-0,180	-0,195	-0,200	-0,215	-0,225	-0,220	-0,220	-0,200	-0,210	-0,200	-0,190	-0,180	-0,150	-0,250	-0,400	-0,400	-0,820
70	-0,140	-0,160	-0,160	-0,175	-0,185	-0,175	-0,165	-0,150	-0,155	-0,155	-0,150	-0,130	-0,090	-0,150	-0,315	-0,350	-0,520
75	-0,110	-0,120	-0,120	-0,130	-0,140	-0,120	-0,115	-0,105	-0,110	-0,105	-0,100	-0,080	-0,040	-0,070	-0,200	-0,300	-0,400
80	-0,075	-0,080	-0,085	-0,080	-0,085	-0,080	-0,065	-0,060	-0,055	-0,055	-0,040	-0,030	0,000	0,000	-0,080	-0,220	-0,380
85	-0,030	-0,025	-0,035	-0,020	-0,020	-0,020	-0,010	0,000	0,005	0,015	0,010	0,035	0,045	0,060	0,020	-0,120	-0,340
90	0,030	0,040	0,030	0,040	0,045	0,050	0,055	0,065	0,070	0,075	0,070	0,095	0,100	0,115	0,090	-0,025	-0,300
95	0,100	0,110	0,105	0,120	0,125	0,120	0,120	0,140	0,140	0,155	0,155	0,170	0,180	0,780	0,770	0,035	-0,260
100	0,200	0,200	0,215	0,220	0,220	0,215	0,210	0,240	0,750	0,255	0,270	0,270	0,290	0,290	0,290	0,060	-0,215

Таблица 8

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NASA 23012; $\alpha = 1^\circ 40'$; $c_{y, \text{несж}} = 0,209$; нижняя поверхность профиля

M $\bar{x} [\%]$	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	-0,020	0,070	0,100	0,080	0,110	0,120	0,100	0,090	0,070	0,050	0,050	-0,020	-0,070	-0,090	-0,070	-0,020	0,020
2,5	-0,120	-0,090	-0,085	-0,090	-0,100	-0,100	-0,120	-0,115	-0,140	-0,155	-0,175	-0,190	-0,210	-0,220	-0,250	-0,255	-0,195
5	-0,110	-0,100	-0,095	-0,100	-0,105	-0,110	-0,110	-0,110	-0,125	-0,135	-0,145	-0,160	-0,170	-0,170	-0,190	-0,170	-0,140
7,5	-0,075	-0,070	-0,070	-0,065	-0,060	-0,065	-0,070	-0,070	-0,085	-0,080	-0,090	-0,085	-0,095	-0,100	-0,110	-0,095	-0,045
10	-0,060	-0,060	-0,060	-0,065	-0,065	-0,065	-0,065	-0,075	-0,075	-0,090	-0,085	-0,090	-0,095	-0,090	-0,095	-0,080	0,000
15	-0,120	-0,110	-0,110	-0,120	-0,120	-0,130	-0,145	-0,135	-0,140	-0,145	-0,150	-0,160	-0,160	-0,165	-0,170	-0,155	-0,065
20	-0,175	-0,160	-0,175	-0,190	-0,185	-0,200	-0,205	-0,205	-0,195	-0,230	-0,240	-0,240	-0,260	-0,270	-0,280	-0,280	-0,225
25	-0,200	-0,190	-0,200	-0,210	-0,215	-0,225	-0,235	-0,240	-0,235	-0,255	-0,210	-0,290	-0,300	-0,325	-0,350	-0,360	-0,300
30	-0,205	-0,205	-0,215	-0,225	-0,220	-0,240	-0,255	-0,260	-0,265	-0,275	-0,285	-0,310	-0,335	-0,360	-0,405	-0,440	-0,300
35	-0,200	-0,205	-0,205	-0,230	-0,225	-0,250	-0,255	-0,250	-0,280	-0,280	-0,290	-0,310	-0,330	-0,375	-0,470	-0,485	-0,425
40	-0,180	-0,190	-0,190	-0,220	-0,215	-0,235	-0,230	-0,240	-0,260	-0,265	-0,280	-0,285	-0,300	-0,340	-0,480	-0,565	-0,480
45	-0,160	-0,170	-0,170	-0,180	-0,195	-0,190	-0,195	-0,200	-0,210	-0,220	-0,215	-0,225	-0,250	-0,275	-0,355	-0,555	-0,500
50	-0,145	-0,155	-0,150	-0,165	-0,180	-0,180	-0,175	-0,185	-0,185	-0,200	-0,200	-0,210	-0,225	-0,255	-0,320	-0,540	-0,500
55	-0,140	-0,140	-0,135	-0,160	-0,160	-0,170	-0,170	-0,170	-0,180	-0,185	-0,180	-0,195	-0,200	-0,240	-0,290	-0,560	-0,520
60	-0,135	-0,125	-0,125	-0,150	-0,140	-0,150	-0,145	-0,145	-0,155	-0,160	-0,155	-0,165	-0,190	-0,210	-0,265	-0,590	-0,545
65	-0,105	-0,100	-0,110	-0,120	-0,110	-0,110	-0,110	-0,113	-0,115	-0,115	-0,115	-0,130	-0,150	-0,150	-0,215	-0,410	-0,575
70	-0,080	-0,075	-0,085	-0,090	-0,080	-0,080	-0,085	-0,090	-0,085	-0,085	-0,080	-0,090	-0,110	-0,110	-0,160	-0,320	-0,600
75	-0,055	-0,050	-0,060	-0,060	-0,060	-0,055	-0,060	-0,065	-0,060	-0,055	-0,055	-0,060	-0,070	-0,070	-0,105	-0,205	-0,640
80	-0,038	-0,030	-0,040	-0,035	-0,035	-0,025	-0,035	-0,030	-0,025	-0,020	-0,020	-0,010	-0,030	-0,020	-0,040	-0,130	-0,675
85	0,005	0,000	-0,010	0,000	0,000	0,010	0,010	0,015	0,020	0,020	0,025	0,040	0,030	0,025	0,010	-0,070	-0,720
90	0,045	0,040	-0,030	0,040	0,030	0,055	0,050	0,050	0,070	0,075	0,080	0,095	0,090	0,090	0,050	-0,035	-0,750
95	0,100	0,110	0,110	0,120	0,125	0,120	0,120	0,120	0,140	0,155	0,160	0,170	0,180	0,180	0,150	0,000	-0,430
100	0,200	0,200	0,215	0,220	0,220	0,215	0,210	0,240	0,250	0,255	0,270	0,270	0,290	0,290	0,290	0,060	-0,215

Профиль NASA 23012; $\alpha = 3^{\circ}00'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,327$; \bar{p} верхняя поверхность профиля

Таблица 9

M $\bar{x} [\%]$	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,835
1	-0,260	-0,230	-0,165	-0,180	-0,180	-0,200	-0,170	-0,020	0,060	0,100	0,180	0,210	0,420	0,500	0,520	0,540	0,600
2,5	-0,635	-0,740	-0,745	-0,790	-0,780	-0,710	-0,580	-0,530	-0,450	-0,375	-0,300	-0,210	-0,165	-0,070	0,000	0,055	0,100
5	-0,900	-0,920	-0,990	-1,045	-1,080	-1,070	-1,000	-0,925	-0,835	-0,755	-0,660	-0,570	-0,500	-0,425	-0,330	-0,270	-0,210
7,5	-0,970	-0,985	-1,055	-1,130	-1,230	-1,270	-1,235	-1,175	-1,090	-1,000	-0,910	-0,810	-0,725	-0,640	-0,565	-0,500	-0,460
10	-0,980	-1,005	-1,065	-1,195	-1,280	-1,400	-1,450	-1,400	-1,300	-1,220	-1,125	-1,010	-0,930	-0,830	-0,760	-0,680	-0,650
15	-0,895	-0,910	-0,960	-1,080	-1,150	-1,345	-1,670	-1,620	-1,540	-1,455	-1,375	-1,270	-1,185	-1,070	-0,995	-0,900	-0,860
20	-0,765	-0,780	-0,825	-0,900	-0,930	-0,930	-1,025	-1,640	-1,613	-1,535	-1,450	-1,360	-1,275	-1,200	-1,090	-1,010	-0,955
25	-0,640	-0,640	-0,690	-0,745	-0,785	-0,795	-0,875	-1,170	-1,550	-1,310	-1,445	-1,350	-1,270	-1,185	-1,025	-1,030	-0,980
30	-0,525	-0,545	-0,580	-0,645	-0,680	-0,700	-0,715	-0,705	-0,725	-1,490	-1,445	-1,360	-1,280	-1,165	-1,120	-1,040	-0,995
35	-0,470	-0,480	-0,510	-0,555	-0,590	-0,610	-0,610	-0,370	-0,520	-0,735	-1,375	-1,370	-1,280	-1,200	-1,125	-1,045	-1,000
40	-0,425	-0,430	-0,450	-0,490	-0,510	-0,540	-0,530	-0,515	-0,475	-0,485	-0,715	-1,230	-1,250	-1,200	-1,135	-1,060	-1,005
45	-0,375	-0,390	-0,405	-0,430	-0,455	-0,475	-0,465	-0,460	-0,425	-0,370	-0,515	-0,710	-0,915	-1,090	-1,130	-1,068	-1,010
50	-0,340	-0,345	-0,360	-0,380	-0,400	-0,410	-0,410	-0,405	-0,380	-0,345	-0,335	-0,540	-0,635	-0,780	-1,000	-1,065	-1,030
55	-0,300	-0,300	-0,310	-0,330	-0,350	-0,350	-0,350	-0,340	-0,325	-0,295	-0,255	-0,375	-0,510	-0,555	-0,600	-0,705	-1,050
60	-0,255	-0,255	-0,265	-0,275	-0,290	-0,280	-0,285	-0,270	-0,265	-0,240	-0,205	-0,225	-0,360	-0,435	-0,455	-0,505	-1,000
65	-0,210	-0,210	-0,215	-0,225	-0,230	-0,220	-0,215	-0,210	-0,205	-0,190	-0,165	-0,135	-0,225	-0,315	-0,350	-0,435	-0,505
70	-0,170	-0,165	-0,175	-0,175	-0,180	-0,170	-0,160	-0,160	-0,160	-0,150	-0,125	-0,030	-0,135	-0,205	-0,270	-0,375	-0,350
75	-0,130	-0,130	-0,130	-0,135	-0,135	-0,130	-0,110	-0,105	-0,116	-0,110	-0,085	-0,055	-0,065	-0,110	-0,205	-0,300	-0,330
80	-0,090	-0,089	-0,080	-0,090	-0,090	-0,075	-0,065	-0,055	-0,070	-0,050	-0,040	-0,015	-0,010	-0,040	-0,150	-0,235	-0,310
85	-0,035	-0,035	-0,035	-0,040	-0,020	-0,020	0,000	0,000	0,000	0,010	0,020	0,040	0,045	0,030	-0,080	-0,175	-0,295
90	0,030	0,035	0,035	-0,025	0,060	0,045	0,060	0,065	0,075	0,080	0,090	0,100	0,100	0,090	-0,020	-0,105	-0,235
95	0,100	0,120	0,110	0,105	0,120	0,130	0,135	0,155	0,160	0,160	0,165	0,160	0,160	0,155	0,070	-0,020	-0,190
100	0,200	0,215	0,195	0,200	0,200	0,205	0,220	0,240	0,255	0,260	0,250	0,250	0,250	0,240	0,180	0,090	-0,130

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NACA 23012; $\alpha = 3^\circ 00'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,327$; нижняя поверхность профиля

M $\bar{x} [\%]$	0,165	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,835
1	0,440	0,400	0,425	0,400	0,410	0,380	0,400	0,410	0,380	0,350	0,300	0,240	0,170	0,150	0,110	0,100	0,140
2,5	0,100	0,150	0,155	0,145	0,155	0,140	0,130	0,130	0,115	0,100	0,050	0,035	0,010	-0,030	-0,075	-0,070	-0,030
5	0,060	0,070	0,080	0,080	0,080	0,070	0,080	0,070	0,065	0,040	0,025	0,000	-0,020	-0,030	-0,055	-0,040	-0,020
7,5	0,060	0,080	0,075	0,080	0,080	0,075	0,060	0,075	0,075	0,065	0,050	0,025	0,015	0,020	0,000	0,005	0,040
10	0,055	0,070	0,060	0,065	0,060	0,060	0,045	0,065	0,060	0,055	0,040	0,020	0,010	0,000	-0,005	-0,005	0,030
15	-0,025	0,000	0,000	0,000	-0,020	-0,015	-0,025	-0,015	-0,015	-0,020	-0,040	-0,060	-0,070	-0,070	-0,090	-0,080	-0,050
20	-0,095	-0,070	-0,080	-0,085	-0,095	-0,100	-0,100	-0,095	-0,095	-0,110	-0,125	-0,150	-0,170	-0,190	-0,205	-0,200	-0,150
25	-0,125	-0,115	-0,120	-0,135	-0,130	-0,130	-0,140	-0,150	-0,150	-0,160	-0,180	-0,200	-0,225	-0,245	-0,300	-0,285	-0,235
30	-0,140	-0,135	-0,140	-0,150	-0,155	-0,160	-0,165	-0,175	-0,175	-0,185	-0,210	-0,225	-0,250	-0,280	-0,360	-0,345	-0,305
35	-0,150	-0,145	-0,145	-0,155	-0,165	-0,175	-0,180	-0,180	-0,185	-0,200	-0,220	-0,240	-0,265	-0,300	-0,400	-0,415	-0,370
40	-0,140	-0,135	-0,140	-0,145	-0,160	-0,165	-0,165	-0,165	-0,175	-0,190	-0,210	-0,220	-0,250	-0,280	-0,380	-0,480	-0,450
45	-0,120	-0,110	-0,110	-0,125	-0,135	-0,140	-0,145	-0,140	-0,140	-0,160	-0,160	-0,185	-0,205	-0,245	-0,340	-0,480	-0,450
50	-0,100	-0,100	-0,100	-0,120	-0,120	-0,130	-0,125	-0,125	-0,125	-0,140	-0,145	-0,165	-0,195	-0,220	-0,320	-0,455	-0,420
55	-0,100	-0,100	-0,100	-0,110	-0,115	-0,120	-0,115	-0,120	-0,120	-0,130	-0,140	-0,160	-0,185	-0,220	-0,311	-0,465	-0,450
60	-0,100	-0,090	-0,095	-0,105	-0,110	-0,100	-0,100	-0,105	-0,105	-0,105	-0,125	-0,140	-0,160	-0,200	-0,280	-0,515	-0,510
65	-0,080	-0,070	-0,070	-0,080	-0,090	-0,080	-0,080	-0,075	-0,075	-0,080	-0,100	-0,100	-0,130	-0,140	-0,220	-0,565	-0,565
70	-0,060	-0,050	-0,050	-0,060	-0,060	-0,060	-0,055	-0,050	-0,050	-0,050	-0,070	-0,070	-0,090	-0,100	-0,180	-0,565	-0,600
75	-0,045	-0,030	-0,030	-0,035	-0,040	-0,040	-0,030	-0,030	-0,025	-0,030	-0,035	-0,040	-0,060	-0,070	-0,135	-0,535	-0,615
80	-0,025	-0,010	-0,005	-0,010	-0,015	0,000	-0,010	0,000	0,000	-0,005	-0,005	-0,015	-0,020	-0,040	-0,100	-0,300	-0,600
85	-0,005	-0,020	-0,025	-0,020	-0,015	0,025	0,025	0,030	0,030	0,035	0,040	0,035	0,025	0,005	-0,060	-0,175	-0,720
90	0,065	0,060	0,065	0,055	0,060	0,065	0,065	0,080	0,080	0,080	0,090	0,090	0,070	0,000	-0,010	-0,110	-0,720
95	0,100	0,130	0,125	0,115	0,120	0,130	0,135	0,150	0,150	0,160	0,165	0,160	0,145	0,135	0,070	-0,020	-0,360
100	0,200	0,215	0,195	0,200	0,200	0,205	0,220	0,240	0,255	0,260	0,250	0,250	0,250	0,240	0,180	0,090	-0,130

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NASA 4412; $\alpha = -4^{\circ}05'$; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$; верхняя поверхность профиля

Таблица 11

$\bar{x} [\%]$ \ M	0,17	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,83
1	0,840	0,945	0,985	1,020	1,030	1,000	1,000	1,000	1,020	1,000	1,030	1,070	1,060	1,070	1,070	1,100	1,130
2,5	0,590	0,665	0,680	0,700	0,710	0,725	0,710	0,700	0,690	0,720	0,750	0,745	0,750	0,780	0,800	0,840	0,850
5	0,315	0,365	0,375	0,390	0,390	0,410	0,400	0,400	0,405	0,410	0,435	0,455	0,470	0,495	0,515	0,550	0,560
7,5	0,135	0,150	0,155	0,160	0,180	0,170	0,200	0,190	0,190	0,205	0,225	0,230	0,235	0,225	0,330	0,360	0,370
10	0,000	0,000	0,000	-0,010	0,010	0,000	0,040	0,030	0,025	0,040	0,065	0,050	0,110	0,150	0,190	0,205	0,215
15	-0,200	-0,200	-0,210	-0,230	-0,230	-0,230	-0,230	-0,220	-0,235	-0,225	-0,210	-0,200	-0,160	-0,110	-0,070	-0,025	-0,010
20	-0,315	-0,335	-0,345	-0,370	-0,390	-0,395	-0,405	-0,410	-0,425	-0,410	-0,405	-0,370	-0,350	-0,310	-0,260	-0,210	-0,190
25	-0,380	-0,415	-0,430	-0,450	-0,480	-0,500	-0,520	-0,540	-0,550	-0,550	-0,560	-0,510	-0,495	-0,470	-0,425	-0,380	-0,365
30	-0,415	-0,416	-0,470	-0,500	-0,530	-0,565	-0,585	-0,610	-0,640	-0,655	-0,670	-0,630	-0,635	-0,610	-0,555	-0,520	-0,510
35	-0,425	-0,470	-0,485	-0,520	-0,550	-0,590	-0,615	-0,640	-0,680	-0,705	-0,740	-0,715	-0,730	-0,705	-0,660	-0,615	-0,600
40	-0,425	-0,460	-0,475	-0,515	-0,540	-0,585	-0,610	-0,640	-0,675	-0,720	-0,770	-0,775	-0,750	-0,750	-0,725	-0,675	-0,650
45	-0,415	-0,440	-0,460	-0,500	-0,525	-0,555	-0,590	-0,610	-0,650	-0,700	-0,750	-0,815	-0,820	-0,800	-0,770	-0,725	-0,700
50	-0,400	-0,411	-0,730	-0,470	-0,495	-0,525	-0,550	-0,555	-0,600	-0,660	-0,700	-0,820	-0,890	-0,880	-0,830	-0,770	-0,755
55	-0,360	-0,375	-0,400	-0,430	-0,450	-0,470	-0,505	-0,510	-0,530	-0,580	-0,625	-0,785	-0,915	-0,910	-0,865	-0,800	-0,795
60	-0,335	-0,345	-0,370	-0,390	-0,400	-0,425	-0,450	-0,460	-0,485	-0,505	-0,550	-0,685	-0,870	-0,900	-0,890	-0,830	-0,810
65	-0,320	-0,310	-0,340	-0,360	-0,370	-0,380	-0,400	-0,410	-0,440	-0,450	-0,475	-0,540	-0,725	-0,885	-0,930	-0,875	-0,855
70	-0,295	-0,270	-0,300	-0,320	-0,320	-0,325	-0,350	-0,350	-0,380	-0,390	-0,405	-0,410	-0,450	-0,620	-0,950	-0,905	-0,885
75	-0,260	-0,245	-0,260	-0,285	-0,270	-0,270	-0,295	-0,300	-0,315	-0,330	-0,330	-0,320	-0,320	-0,370	-0,565	-0,625	-0,600
80	-0,185	-0,200	-0,210	-0,230	-0,230	-0,205	-0,230	-0,235	-0,250	-0,265	-0,265	-0,250	-0,230	-0,235	-0,275	-0,325	-0,315
85	-0,120	-0,135	-0,150	-0,160	-0,165	-0,135	-0,155	-0,155	-0,170	-0,170	-0,175	-0,160	-0,140	-0,110	-0,170	-0,285	-0,300
90	-0,060	-0,050	-0,065	-0,065	-0,070	-0,060	-0,070	-0,055	-0,065	-0,070	-0,070	-0,060	-0,055	-0,020	-0,040	-0,235	-0,275
95	0,030	0,060	0,045	0,060	0,050	0,050	0,045	0,060	0,050	0,050	0,040	0,055	0,060	0,080	0,090	-0,115	-0,190
100	0,190	0,175	0,180	0,190	0,180	0,180	0,180	0,180	0,175	0,175	0,175	0,175	0,180	0,185	0,190	0,060	-0,050

Профиль NACA 4412; $\alpha = -4^{\circ}05'$; $c_{y \text{ несж}} = -0,009$; нижняя поверхность профиля

Т а б л и ц а 12

M $\bar{x} [\%]$	0,17	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,83
1	-1,915	-1,980	-2,090	-2,270	-2,250	-2,050	-1,800	-1,600	-1,450	-1,350	-1,300	-1,170	-1,080	-1,030	-0,950	-0,820	-0,800
2,5	-1,640	-1,705	-1,800	-2,000	-2,360	-2,220	-2,030	-1,940	-1,850	-1,760	-1,660	-1,560	-1,460	-1,330	-1,240	-1,210	-1,120
5	-1,270	-1,250	-1,310	-1,460	-1,780	-2,045	-2,020	-1,955	-1,925	-1,830	-1,700	-1,600	-1,540	-1,445	-1,350	-1,240	-1,225
7,5	-0,920	-0,950	-0,990	-1,080	-1,130	-1,340	-1,590	-1,590	-1,570	-1,560	-1,510	-1,470	-1,450	-1,400	-1,340	-1,240	-1,215
10	-0,690	-0,770	-0,800	-0,870	-0,930	-0,960	-1,060	-1,170	-1,210	-1,260	-1,310	-1,330	-1,335	-1,365	-1,360	-1,250	-1,220
15	-0,540	-0,550	-0,570	-0,630	-0,670	-0,640	-0,735	-0,800	-0,800	-0,920	-0,970	-0,975	-1,045	-1,220	-1,345	-1,250	-1,210
20	-0,405	-0,405	-0,425	-0,470	-0,470	-0,470	-0,515	-0,550	-0,635	-0,700	-0,745	-0,790	-0,815	-0,970	-1,290	-1,230	-1,195
25	-0,285	-0,295	-0,320	-0,340	-0,335	-0,350	-0,365	-0,390	-0,450	-0,525	-0,590	-0,645	-0,670	-0,725	-1,160	-1,190	-1,145
30	-0,210	-0,210	-0,230	-0,250	-0,250	-0,250	-0,265	-0,270	-0,320	-0,375	-0,435	-0,495	-0,530	-0,575	-0,975	-1,130	-1,085
35	-0,160	-0,150	-0,170	-0,200	-0,190	-0,190	-0,195	-0,200	-0,230	-0,260	-0,320	-0,370	-0,405	-0,490	-0,785	-1,065	-1,025
40	-0,130	-0,120	-0,135	-0,155	-0,150	-0,145	-0,140	-0,140	-0,170	-0,190	-0,225	-0,260	-0,300	-0,470	-0,585	-1,000	-0,970
45	-0,100	-0,095	-0,100	-0,120	-0,110	-0,120	-0,110	-0,105	-0,120	-0,130	-0,165	-0,185	-0,210	-0,310	-0,430	-0,950	-0,940
50	-0,075	-0,070	-0,080	-0,095	-0,085	-0,095	-0,080	-0,070	-0,070	-0,090	-0,110	-0,130	-0,145	-0,185	-0,290	-0,850	-0,920
55	-0,050	-0,050	-0,055	-0,060	-0,060	-0,070	-0,045	-0,040	-0,035	-0,050	-0,055	-0,085	-0,090	-0,090	-0,155	-0,630	-0,815
60	-0,020	-0,020	-0,025	-0,025	-0,030	-0,030	-0,015	-0,005	0,000	-0,010	-0,010	-0,040	-0,045	-0,015	-0,050	-0,410	-0,760
65	0,010	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,015	0,020	0,030	0,020	0,010	0,000	0,000	0,035	0,030	-0,250	-0,710
70	0,035	0,030	0,035	0,030	0,030	0,030	0,040	0,050	0,060	0,050	0,045	0,035	0,040	0,070	0,075	-0,150	-0,470
75	0,055	0,055	0,055	0,050	0,060	0,060	0,070	0,075	0,085	0,075	0,070	0,060	0,070	0,090	0,100	-0,080	-0,280
80	0,075	0,075	0,070	0,070	0,080	0,090	0,095	0,100	0,110	0,100	0,090	0,080	0,090	0,110	0,115	0,000	-0,165
85	0,090	0,100	0,090	0,095	0,105	0,115	0,115	0,120	0,125	0,120	0,110	0,110	0,120	0,130	0,135	0,065	-0,115
90	0,110	0,120	0,110	0,125	0,130	0,140	0,140	0,145	0,150	0,140	0,135	0,140	0,140	0,160	0,150	0,070	-0,075
95	0,145	0,150	0,150	0,160	0,160	0,195	0,160	0,170	0,165	0,160	0,155	0,150	0,170	0,170	0,170	0,070	-0,060
100	0,190	0,175	0,180	0,190	0,180	0,180	0,180	0,180	0,175	0,175	0,175	0,175	0,180	0,185	0,190	0,060	-0,050

Профиль NACA 4412; $\alpha = -1^\circ 37'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,215$; \bar{p} верхняя поверхность профиля

Таблица 13

M \bar{x} [%]	0,17	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,720	0,740	0,800	0,880	0,900	0,960	0,965	0,910	0,900	0,920	0,960	1,040	1,000	1,070	1,085	1,060	1,080
2,5	0,305	0,365	0,385	0,400	0,440	0,480	0,480	0,500	0,475	0,500	0,565	0,570	0,620	0,660	0,680	0,700	0,720
5	0,025	0,015	0,020	0,045	0,050	0,075	0,110	0,130	0,145	0,170	0,210	0,230	0,260	0,310	0,345	0,380	0,425
7,5	-0,130	-0,155	-0,170	-0,160	-0,165	-0,150	-0,115	-0,100	-0,075	-0,045	0,000	0,025	0,060	0,110	0,165	0,170	0,220
10	-0,250	-0,280	-0,300	-0,320	-0,320	-0,315	-0,280	-0,295	-0,250	-0,230	-0,170	-0,180	-0,110	-0,060	-0,005	0,015	0,060
15	-0,425	-0,455	-0,465	-0,520	-0,540	-0,545	-0,555	-0,545	-0,515	-0,500	-0,460	-0,435	-0,380	-0,315	-0,270	-0,225	-0,180
20	-0,525	-0,545	-0,560	-0,625	-0,655	-0,680	-0,700	-0,705	-0,710	-0,725	-0,660	-0,605	-0,560	-0,500	-0,445	-0,390	-0,345
25	-0,575	-0,600	-0,615	-0,680	-0,715	-0,755	-0,780	-0,820	-0,860	-0,880	-0,815	-0,765	-0,710	-0,645	-0,590	-0,525	-0,480
30	-0,595	-0,620	-0,640	-0,700	-0,740	-0,780	-0,820	-0,870	-0,935	-0,965	-0,940	-0,900	-0,835	-0,765	-0,710	-0,640	-0,600
35	-0,580	-0,615	-0,640	-0,695	-0,735	-0,780	-0,820	-0,875	-0,925	-0,955	-1,040	-1,000	-0,945	-0,870	-0,805	-0,745	-0,695
40	-0,550	-0,580	-0,615	-0,675	-0,715	-0,755	-0,795	-0,840	-0,855	-0,885	-1,080	-1,085	-1,025	-0,965	-0,900	-0,830	-0,780
45	-0,530	-0,560	-0,585	-0,640	-0,670	-0,705	-0,735	-0,765	-0,755	-0,800	-1,090	-1,145	-1,085	-1,040	-0,975	-0,905	-0,845
50	-0,495	-0,515	-0,530	-0,525	-0,600	-0,635	-0,655	-0,680	-0,680	-0,695	-0,770	-1,060	-1,125	-1,100	-1,025	-0,970	-0,900
55	-0,445	-0,455	-0,465	-0,500	-0,530	-0,540	-0,560	-0,570	-0,575	-0,580	-0,525	-0,625	-1,040	-1,105	-1,010	-0,860	-0,925
60	-0,400	-0,405	-0,420	-0,445	-0,475	-0,480	-0,505	-0,500	-0,515	-0,510	-0,480	-0,565	-0,825	-1,070	-0,850	-0,335	-0,885
65	-0,355	-0,375	-0,395	-0,415	-0,440	-0,450	-0,455	-0,460	-0,465	-0,470	-0,445	-0,460	-0,565	-0,580	-0,500	-0,355	-0,615
70	-0,305	-0,330	-0,350	-0,360	-0,385	-0,390	-0,375	-0,400	-0,390	-0,400	-0,380	-0,345	-0,395	-0,505	-0,455	-0,350	-0,415
75	-0,270	-0,275	-0,290	-0,300	-0,310	-0,310	-0,315	-0,320	-0,300	-0,310	-0,300	-0,260	-0,315	-0,390	-0,405	-0,370	-0,400
80	-0,220	-0,215	-0,220	-0,215	-0,220	-0,225	-0,225	-0,230	-0,215	-0,205	-0,200	-0,170	-0,175	-0,235	-0,345	-0,380	-0,400
85	-0,150	-0,140	-0,140	-0,135	-0,135	-0,135	-0,125	-0,125	-0,115	-0,095	-0,100	-0,080	-0,060	-0,070	-0,250	-0,365	-0,400
90	-0,060	-0,060	-0,055	-0,045	-0,045	-0,035	-0,030	-0,025	-0,005	-0,010	0,000	0,020	0,030	0,040	-0,135	-0,300	-0,385
95	0,055	0,040	0,050	0,050	0,055	0,075	0,080	0,085	0,100	0,090	0,100	0,120	0,120	0,120	-0,015	-0,180	-0,325
100	0,170	0,160	0,170	0,170	0,170	0,190	0,210	0,200	0,200	0,220	0,200	0,220	0,220	0,200	0,100	0,000	-0,220

Профиль NASA 4412; $\alpha = -1^\circ 37'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,215$; нижняя поверхность профиля

Таблица 14

M	0,17	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
x [%]																	
1	-0,960	-0,990	-1,010	-1,120	-1,185	-1,190	-1,140	-1,140	-1,140	-1,120	-1,060	-0,940	-0,920	-0,840	-0,740	-0,645	-0,560
2,5	-0,930	-0,990	-1,020	-1,135	-1,215	-1,300	-1,390	-1,480	-1,450	-1,420	-1,270	-1,200	-1,155	-1,080	-1,000	-0,970	-0,870
5	-0,775	-0,815	-0,855	-0,930	-0,915	-1,075	-1,485	-1,540	-1,570	-1,545	-1,495	-1,415	-1,345	-1,270	-1,205	-1,135	-1,040
7,5	-0,630	-0,655	-0,700	-0,750	-0,780	-0,805	-0,855	-1,080	-1,300	-1,440	-1,420	-1,390	-1,360	-1,305	-1,240	-1,140	-1,080
10	-0,510	-0,525	-0,575	-0,620	-0,635	-0,660	-0,680	-0,675	-0,680	-0,810	-1,310	-1,390	-1,370	-1,315	-1,245	-1,175	-1,080
15	-0,350	-0,375	-0,400	-0,425	-0,440	-0,470	-0,480	-0,475	-0,470	-0,450	-0,510	-0,680	-1,000	-1,175	-1,200	-1,130	-1,050
20	-0,235	-0,260	-0,270	-0,305	-0,315	-0,325	-0,335	-0,330	-0,325	-0,310	-0,300	-0,355	-0,475	-0,660	-1,160	-1,090	-1,020
25	-0,155	-0,160	-0,175	-0,215	-0,210	-0,220	-0,225	-0,225	-0,220	-0,220	-0,200	-0,200	-0,230	-0,320	-1,060	-1,040	-0,980
30	-0,100	-0,105	-0,130	-0,145	-0,140	-0,165	-0,160	-0,155	-0,155	-0,150	-0,140	-0,140	-0,133	-0,120	-0,410	-0,960	-0,945
35	-0,065	-0,065	-0,090	-0,100	-0,100	-0,115	-0,110	-0,105	-0,105	-0,100	-0,100	-0,090	-0,070	-0,060	-0,165	-0,735	-0,885
40	-0,040	-0,040	-0,055	-0,060	-0,065	-0,075	-0,075	-0,075	-0,075	-0,065	-0,060	-0,055	-0,040	-0,040	-0,055	-0,290	-0,820
45	-0,025	-0,025	-0,030	-0,040	-0,040	-0,045	-0,045	-0,045	-0,040	-0,035	-0,040	-0,025	-0,020	-0,020	0,000	-0,050	-0,755
50	-0,015	-0,020	-0,020	-0,030	-0,025	-0,025	-0,025	-0,030	-0,025	-0,025	-0,020	-0,005	0,000	-0,015	0,000	-0,065	-0,655
55	0,000	0,000	-0,005	-0,020	-0,020	-0,005	-0,005	-0,010	-0,005	-0,010	0,000	0,000	0,005	0,000	0,000	0,000	-0,435
60	0,020	0,020	0,015	0,005	0,000	0,000	0,020	0,010	0,020	0,015	0,030	0,030	0,035	0,025	0,010	0,010	-0,235
65	0,045	0,040	0,035	0,025	0,025	0,030	0,040	0,040	0,045	0,045	0,060	0,055	0,065	0,060	0,025	0,020	-0,145
70	0,065	0,060	0,060	0,055	0,055	0,050	0,065	0,065	0,070	0,075	0,080	0,085	0,095	0,085	0,040	0,025	-0,140
75	0,080	0,080	0,075	0,080	0,080	0,075	0,085	0,090	0,095	0,100	0,105	0,110	0,110	0,110	0,065	0,040	-0,155
80	0,100	0,100	0,090	0,100	0,100	0,095	0,100	0,105	0,120	0,125	0,125	0,135	0,135	0,125	0,085	0,045	-0,165
85	0,110	0,115	0,110	0,120	0,115	0,115	0,115	0,135	0,135	0,140	0,140	0,150	0,155	0,140	0,095	0,040	-0,180
90	0,130	0,130	0,130	0,125	0,130	0,135	0,135	0,145	0,145	0,150	0,160	0,170	0,180	0,160	0,085	0,020	-0,180
95	0,150	0,145	0,150	0,150	0,150	0,160	0,170	0,180	0,180	0,180	0,180	0,195	0,100	0,185	0,090	0,015	-0,180
100	0,170	0,160	0,170	0,170	0,170	0,190	0,210	0,200	0,200	0,220	0,200	0,220	0,220	0,200	0,100	0,000	-0,220

Профиль НАСА 4412; $\alpha = 0^\circ 48'$; $c_{\text{унесж}} = 0,416$; верхняя поверхность профиля

M x [%]	0,17	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,260	-0,300	0,320	0,340	0,370	0,400	0,600	0,580	0,630	0,650	0,690	0,700	0,750	0,770	0,800	0,900	1,040
2,5	-0,080	-0,070	-0,070	-0,060	0,000	0,000	0,040	0,065	0,150	0,210	0,300	0,330	0,400	0,470	0,490	0,540	0,660
5	-0,326	-0,355	-0,360	-0,335	-0,320	-0,300	-0,245	-0,240	-0,155	-0,105	-0,025	0,040	0,090	0,160	0,190	0,275	0,315
7,5	-0,450	-0,480	-0,490	-0,500	-0,500	-0,490	-0,440	-0,410	-0,330	-0,280	-0,210	-0,150	-0,090	-0,030	0,020	0,100	0,120
10	-0,535	-0,570	-0,590	-0,620	-0,625	-0,620	-0,590	-0,545	-0,485	-0,435	-0,360	-0,300	-0,230	-0,170	-0,120	-0,040	-0,015
15	-0,650	-0,685	-0,720	-0,780	-0,805	-0,825	-0,820	-0,770	-0,730	-0,670	-0,590	-0,530	-0,460	-0,400	-0,340	-0,290	-0,230
20	-0,710	-0,750	-0,805	-0,865	-0,900	-0,960	-0,980	-0,980	-0,935	-0,870	-0,800	-0,720	-0,655	-0,580	-0,525	-0,460	-0,400
25	-0,740	-0,785	-0,840	-0,905	-0,950	-1,035	-1,100	1,150	-1,120	-1,045	-0,975	-0,880	-0,810	-0,735	-0,675	-0,600	-0,545
30	-0,730	-0,780	-0,840	-0,905	-0,960	-1,040	-1,160	-1,240	-1,260	-1,200	-1,120	-1,010	-0,935	-0,860	-0,805	-0,720	-0,655
35	-0,705	-0,745	-0,810	-0,870	-0,920	-0,995	-1,120	-1,240	-1,310	-1,300	-1,220	-1,120	-1,035	-0,960	-0,900	-0,815	-0,740
40	-0,660	-0,700	-0,760	-0,820	-0,865	-0,920	-1,010	-1,130	-1,275	-1,320	-1,280	-1,190	-1,120	-1,040	-0,960	-0,890	-0,810
45	-0,615	-0,650	-0,700	-0,750	-0,785	-0,815	-0,860	-0,915	-1,010	-1,180	-1,290	-1,245	-1,170	-1,100	-1,020	-0,940	-0,870
50	-0,560	-0,595	-0,625	-0,670	-0,685	-0,715	-0,720	-0,700	-0,740	-0,700	-1,280	-1,265	-1,200	-1,125	-1,060	-0,980	-0,920
55	-0,490	-0,535	-0,550	-0,585	-0,600	-0,625	-0,615	-0,600	-0,565	-0,540	-1,200	-1,210	-1,170	-1,200	-1,030	-0,965	-0,925
60	-0,440	-0,470	-0,480	-0,520	-0,540	-0,565	-0,560	-0,560	-0,540	-0,510	-0,620	-1,050	-1,100	-1,075	-1,035	-0,970	-0,890
65	-0,390	-0,410	-0,420	-0,455	-0,475	-0,495	-0,500	-0,500	-0,485	-0,465	-0,380	-0,725	-0,880	-0,985	-1,050	-1,000	-0,940
70	-0,345	-0,355	-0,365	-0,395	-0,410	-0,420	-0,420	-0,420	-0,405	-0,385	-0,330	-0,425	-0,560	-0,630	-0,700	-0,900	-0,980
75	-0,300	-0,300	-0,315	-0,335	-0,340	-0,340	-0,340	-0,330	-0,310	-0,300	-0,255	-0,250	-0,330	-0,380	-0,460	-0,585	-0,980
80	-0,235	-0,245	-0,255	-0,265	-0,260	-0,250	-0,245	-0,245	-0,220	-0,210	-0,185	-0,165	-0,150	-0,200	-0,330	-0,425	-0,515
85	-0,150	-0,160	-0,170	-0,180	-0,160	-0,160	-0,150	-0,145	-0,120	-0,120	-0,100	-0,075	-0,065	-0,115	-0,200	-0,305	-0,480
90	-0,070	-0,070	-0,070	-0,080	-0,060	-0,050	-0,045	-0,040	-0,020	-0,025	-0,005	0,015	0,015	-0,020	-0,070	-0,210	-0,460
95	0,020	0,035	0,040	0,030	0,055	0,060	0,065	0,070	0,090	0,080	0,095	0,100	0,100	0,075	0,020	-0,095	-0,400
100	0,140	0,160	0,160	0,150	0,165	0,180	0,180	0,190	0,190	0,190	0,190	0,200	0,200	0,160	0,100	0,030	-0,300

Таблица значений \bar{p}
 Профиль NACA 4412; $\alpha = 0^\circ 48'$; $c_{унесж} = 0,416$; нижняя поверхность профиля

M $\bar{x} [\%]$	0,17	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	-0,180	-0,170	-0,170	-0,180	-0,210	-0,210	-0,270	-0,250	-0,320	-0,360	-0,380	-0,420	-0,460	-0,500	-0,450	-0,430	-0,380
2,5	-0,420	-0,415	-0,430	-0,430	-0,480	-0,510	-0,560	-0,565	-0,610	-0,680	-0,790	-0,830	-0,860	-0,870	-0,830	-0,790	-0,770
5	-0,435	-0,430	-0,430	-0,450	-0,485	-0,525	-0,560	-0,580	-0,605	-0,660	-0,790	-0,990	-1,040	-1,030	-1,000	-0,960	-0,890
7,5	-0,320	-0,325	-0,325	-0,355	-0,380	-0,415	-0,440	-0,450	-0,470	-0,520	-0,575	-0,725	-0,950	-1,020	-1,020	-0,980	-0,920
10	-0,260	-0,270	-0,270	-0,280	-0,320	-0,340	-0,345	-0,370	-0,385	-0,420	-0,440	-0,510	-0,700	-0,920	-1,005	-0,970	-0,870
15	-0,190	-0,190	-0,195	-0,205	-0,230	-0,230	-0,240	-0,245	-0,260	-0,270	-0,310	-0,350	-0,380	-0,445	-0,880	-0,900	-0,880
20	-0,125	-0,120	-0,120	-0,130	-0,145	-0,150	-0,150	-0,150	-0,165	-0,160	-0,230	-0,230	-0,240	-0,250	-0,280	-0,880	-0,860
25	-0,060	-0,055	-0,060	-0,065	-0,075	-0,080	-0,080	-0,080	-0,080	-0,090	-0,110	-0,130	-0,165	-0,160	-0,150	-0,430	-0,790
30	-0,020	-0,005	-0,010	-0,020	-0,020	-0,035	-0,025	-0,030	-0,025	-0,030	-0,060	-0,065	0,095	-0,100	-0,100	-0,125	-0,700
35	0,010	0,020	0,010	0,010	0,000	0,000	0,000	0,000	0,015	0,090	-0,020	-0,025	-0,055	-0,065	-0,080	-0,070	-0,185
40	0,020	0,035	0,030	0,020	0,020	0,020	0,020	0,020	0,020	0,020	0,015	-0,010	-0,040	-0,045	-0,060	-0,060	-0,100
45	0,025	0,040	0,040	0,030	0,025	0,030	0,030	0,030	0,035	0,030	0,030	0,000	-0,020	-0,025	-0,060	-0,080	-0,120
50	0,040	0,045	0,040	0,040	0,040	0,040	0,040	0,040	0,040	0,045	0,040	0,020	0,000	-0,010	-0,040	-0,090	0,155
55	0,055	0,050	0,055	0,050	0,060	0,055	0,055	0,060	0,050	0,060	0,055	0,040	0,020	0,005	-0,020	-0,080	-0,190
60	0,065	0,060	0,065	0,060	0,075	0,065	0,065	0,075	0,075	0,080	0,075	0,055	0,045	0,025	0,000	-0,060	-0,230
65	0,080	0,080	0,080	0,080	0,095	0,080	0,090	0,100	0,095	0,100	0,095	0,080	0,060	0,045	0,020	-0,030	-0,260
70	0,090	0,100	0,080	0,100	0,100	0,100	0,100	0,120	0,115	0,120	0,120	0,100	0,085	0,060	0,040	-0,010	-0,285
75	0,100	0,110	0,095	0,110	0,120	0,115	0,120	0,130	0,135	0,130	0,140	0,120	0,100	0,075	0,050	0,000	-0,310
80	0,105	0,120	0,105	0,120	0,130	0,130	0,140	0,145	0,155	0,155	0,155	0,140	0,120	0,090	0,060	0,000	-0,340
85	0,120	0,130	0,120	0,130	0,140	0,140	0,145	0,155	0,160	0,160	0,165	0,160	0,140	0,105	0,070	0,000	-0,365
90	0,135	0,140	0,140	0,140	0,150	0,150	0,160	0,170	0,170	0,175	0,175	0,175	0,155	0,120	0,080	0,000	-0,385
95	0,140	0,150	0,150	0,145	0,155	0,160	0,165	0,180	0,180	0,180	0,180	0,190	0,175	0,140	0,090	0,020	-0,350
100	0,140	0,160	0,160	0,150	0,165	0,180	0,180	0,190	0,190	0,190	0,190	0,200	0,200	0,160	0,100	0,030	-0,300

Профиль ЦАГИ ИВ 1012; $\alpha = -0^\circ 39'$; $\epsilon_{\text{унесж}} = -0,041$; верхняя поверхность профиля

Таблица значений \bar{p}

Таблица 17

M $\bar{x} [\%]$	0,167	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,350	0,350	0,340	0,330	0,340	0,320	0,340	0,370	0,380	0,400	0,400	0,380	0,430	0,450	0,500	0,520	0,640
2,5	0,110	0,070	0,070	0,080	0,090	0,070	0,055	0,090	0,090	0,130	0,160	0,180	0,190	0,220	0,265	0,300	0,350
5	-0,065	-0,090	-0,100	-0,110	-0,120	-0,120	-0,140	-0,135	-0,130	-0,095	-0,070	-0,040	-0,035	0,010	0,015	0,090	0,120
7,5	-0,170	-0,200	-0,220	-0,235	-0,250	-0,255	-0,260	-0,255	-0,250	-0,230	-0,210	-0,200	-0,175	-0,145	-0,120	-0,050	0,000
10	-0,240	-0,260	-0,280	-0,300	-0,310	-0,320	-0,310	-0,320	-0,320	-0,310	-0,300	-0,285	-0,265	-0,230	-0,200	-0,145	-0,065
15	-0,290	-0,330	-0,350	-0,370	-0,380	-0,395	-0,405	-0,410	-0,420	-0,420	-0,420	-0,420	-0,410	-0,370	-0,320	-0,300	-0,220
20	-0,310	-0,360	-0,380	-0,400	-0,420	-0,440	-0,460	-0,475	-0,490	-0,485	-0,500	-0,510	-0,505	-0,490	-0,460	-0,410	-0,360
25	-0,310	-0,350	-0,360	-0,400	-0,405	-0,430	-0,460	-0,470	-0,475	-0,485	-0,490	-0,500	-0,480	-0,460	-0,410	-0,360	-0,290
30	-0,340	-0,375	-0,400	-0,420	-0,450	-0,470	-0,500	-0,520	-0,530	-0,540	-0,565	-0,585	-0,590	-0,570	-0,595	-0,440	-0,380
35	-0,340	-0,380	-0,400	-0,420	-0,460	-0,480	-0,505	-0,525	-0,540	-0,560	-0,580	-0,525	-0,695	-0,680	-0,650	-0,575	-0,510
40	-0,330	-0,360	-0,390	-0,420	-0,455	-0,475	-0,490	-0,505	-0,525	-0,540	-0,560	-0,605	-0,680	-0,705	-0,680	-0,615	-0,550
45	-0,320	-0,360	-0,385	-0,430	-0,450	-0,480	-0,505	-0,520	-0,540	-0,550	-0,570	-0,625	-0,680	-0,740	-0,740	-0,670	-0,600
50	-0,320	-0,365	-0,400	-0,430	-0,450	-0,480	-0,500	-0,520	-0,540	-0,560	-0,600	-0,660	-0,750	-0,830	-0,835	-0,780	-0,660
55	-0,305	-0,330	-0,345	-0,375	-0,400	-0,420	-0,430	-0,445	-0,460	-0,465	-0,490	-0,550	-0,645	-0,845	-0,920	-0,850	-0,755
60	-0,270	-0,285	-0,285	-0,305	-0,340	-0,350	-0,366	-0,370	-0,380	-0,380	-0,400	-0,425	-0,250	-0,670	-0,710	-0,900	-0,815
65	-0,220	-0,235	-0,245	-0,260	-0,265	-0,285	-0,300	-0,295	-0,300	-0,300	-0,305	-0,320	-0,265	-0,410	-0,445	-0,440	-0,870
70	-0,140	-0,170	-0,185	-0,200	-0,195	-0,205	-0,225	-0,200	-0,200	-0,200	-0,215	-0,210	-0,165	-0,210	-0,285	-0,310	-0,940
75	-0,090	-0,105	-0,120	-0,140	-0,140	-0,140	-0,140	-0,140	-0,130	-0,125	-0,130	-0,125	-0,085	-0,110	-0,170	-0,260	-0,945
80	-0,050	-0,060	-0,080	-0,080	-0,080	-0,090	-0,080	-0,080	-0,070	-0,065	-0,060	-0,060	-0,035	-0,030	-0,090	-0,190	-0,860
85	-0,020	-0,030	-0,025	-0,030	-0,025	-0,035	-0,020	-0,025	-0,020	-0,015	-0,005	-0,005	0,000	0,000	-0,005	-0,105	-0,690
90	0,035	0,020	0,030	0,035	0,035	0,040	0,050	0,035	0,050	0,045	0,055	0,050	0,055	0,075	0,050	-0,045	-0,445
95	0,110	0,110	0,115	0,120	0,130	0,130	0,160	0,130	0,140	0,135	0,135	0,130	0,130	0,120	0,095	0,020	-0,320
100	0,250	0,240	0,230	0,255	0,270	0,280	0,320	0,315	0,315	0,315	0,320	0,340	0,340	0,360	0,360	0,075	-0,270

Таблица значений \bar{p}
 Профиль ЦАГИ ИВ 1012; $\alpha = -0^\circ 39'$; $c_{y \text{ несж}} = -0,041$; нижняя поверхность профиля

$\bar{x} [\%]$ \ M	0,167	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	-0,560	-0,560	-0,550	-0,565	-0,580	-0,550	-0,550	-0,580	-0,585	-0,580	-0,535	-0,595	-0,540	-0,510	-0,480	-0,450	-0,385
2,5	-0,490	-0,480	-0,480	-0,480	-0,480	-0,465	-0,470	-0,470	-0,470	-0,485	-0,490	-0,490	-0,445	-0,425	-0,410	-0,350	-0,320
5	-0,420	-0,405	-0,405	-0,420	-0,435	-0,440	-0,440	-0,445	-0,445	-0,445	-0,460	-0,460	-0,440	-0,420	-0,400	-0,365	-0,310
7,5	-0,395	-0,400	-0,400	-0,425	-0,430	-0,440	-0,430	-0,445	-0,450	-0,460	-0,470	-0,470	-0,460	-0,455	-0,440	-0,405	-0,340
10	-0,365	-0,375	-0,370	-0,395	-0,400	-0,400	-0,405	-0,410	-0,425	-0,435	-0,445	-0,460	-0,450	-0,435	-0,415	-0,390	-0,330
15	-0,315	-0,305	-0,330	-0,335	-0,345	-0,345	-0,355	-0,360	-0,365	-0,370	-0,380	-0,390	-0,365	-0,365	-0,355	-0,320	-0,265
20	-0,275	-0,270	-0,280	-0,300	-0,300	-0,310	-0,315	-0,320	-0,320	-0,330	-0,325	-0,340	-0,325	-0,320	-0,305	-0,265	-0,225
25	-0,260	-0,260	-0,260	-0,270	-0,280	-0,285	-0,295	-0,290	-0,300	-0,300	-0,310	-0,320	-0,320	-0,315	-0,300	-0,255	-0,220
30	-0,240	-0,260	-0,260	-0,270	-0,280	-0,290	-0,290	-0,285	-0,300	-0,310	-0,320	-0,330	-0,325	-0,335	-0,320	-0,290	-0,240
35	-0,240	-0,260	-0,270	-0,290	-0,300	-0,305	-0,305	-0,310	-0,320	-0,325	-0,355	-0,360	-0,365	-0,380	-0,365	-0,330	-0,280
40	-0,255	-0,270	-0,285	-0,305	-0,315	-0,325	-0,320	-0,330	-0,340	-0,345	-0,365	-0,380	-0,390	-0,405	-0,390	-0,350	-0,300
45	-0,275	-0,280	-0,300	-0,320	-0,340	-0,340	-0,345	-0,350	-0,360	-0,380	-0,380	-0,410	-0,440	-0,455	-0,460	-0,440	-0,370
50	-0,295	-0,300	-0,305	-0,330	-0,350	-0,360	-0,360	-0,370	-0,380	-0,395	-0,400	-0,440	-0,470	-0,535	-0,585	-0,565	-0,490
55	-0,290	-0,285	-0,305	-0,325	-0,340	-0,350	-0,360	-0,370	-0,380	-0,380	-0,410	-0,440	-0,470	-0,605	-0,680	-0,670	-0,600
60	-0,250	-0,250	-0,280	-0,300	-0,300	-0,310	-0,315	-0,315	-0,320	-0,340	-0,345	-0,365	-0,380	-0,430	-0,550	-0,750	-0,665
65	-0,220	-0,220	-0,230	-0,260	-0,245	-0,270	-0,260	-0,260	-0,260	-0,265	-0,285	-0,295	-0,290	-0,310	-0,355	-0,780	-0,705
70	-0,190	-0,200	-0,220	-0,215	-0,220	-0,220	-0,220	-0,225	-0,220	-0,220	-0,220	-0,225	-0,220	-0,230	-0,285	-0,740	-0,735
75	-0,160	-0,160	-0,170	-0,170	-0,180	-0,170	-0,170	-0,175	-0,165	-0,175	-0,180	-0,180	-0,170	-0,170	-0,200	-0,485	-0,830
80	-0,125	-0,120	-0,120	-0,125	-0,120	-0,120	-0,110	-0,105	-0,100	-0,105	-0,100	-0,100	-0,095	-0,085	-0,110	-0,210	-0,865
85	-0,070	-0,070	-0,060	-0,060	-0,060	-0,055	-0,040	-0,040	-0,025	-0,025	-0,020	-0,020	-0,005	0,000	-0,025	-0,105	-0,690
90	0,000	-0,005	0,000	0,010	0,010	0,020	0,030	0,045	0,050	0,060	0,060	0,070	0,080	0,080	0,040	-0,040	-0,445
95	0,110	0,110	0,100	0,120	0,130	0,130	0,160	0,160	0,165	0,165	0,170	0,190	0,195	0,200	0,150	0,020	-0,340
100	0,250	0,240	0,230	0,255	0,270	0,280	0,320	0,315	0,315	0,315	0,320	0,340	0,340	0,360	0,360	0,075	-0,270

Профиль ЦАГИ ИВ 1012;

 $\alpha = 0^\circ 30'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,035$;

верхняя поверхность профиля

Таблица значений \bar{p}

Таблица 19

$M \backslash x [\%]$	0,179	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,060	0,040	0,000	0,020	0,010	0,010	0,070	0,120	0,120	0,150	0,200	0,240	0,300	0,340	0,380	0,400	0,400
2,5	-0,075	-0,105	-0,130	-0,140	-0,145	-0,140	-0,120	-0,100	-0,086	-0,030	-0,030	0,000	0,040	0,090	0,150	0,180	0,205
5	-0,205	-0,235	-0,250	-0,300	-0,230	-0,300	-0,290	-0,260	-0,250	-0,235	-0,235	-0,185	-0,165	-0,105	-0,060	-0,010	0,030
7,5	-0,290	-0,315	-0,345	-0,380	-0,400	-0,420	-0,405	-0,390	-0,385	-0,370	-0,365	-0,330	-0,310	-0,270	-0,200	-0,160	-0,110
10	-0,340	-0,360	-0,400	-0,415	-0,445	-0,470	-0,460	-0,460	-0,460	-0,450	-0,445	-0,420	-0,400	-0,360	-0,300	-0,250	-0,200
15	-0,380	-0,405	-0,440	-0,455	-0,480	-0,520	-0,520	-0,540	-0,540	-0,550	-0,540	-0,520	-0,505	-0,470	-0,420	-0,365	-0,300
20	-0,400	-0,435	-0,400	-0,485	-0,520	-0,550	-0,570	-0,600	-0,605	-0,620	-0,635	-0,655	-0,660	-0,640	-0,580	-0,520	-0,460
25	-0,380	-0,405	-0,440	-0,480	-0,505	-0,530	-0,560	-0,560	-0,570	-0,580	-0,560	-0,580	-0,550	-0,545	-0,565	-0,580	-0,490
30	-0,380	-0,420	-0,440	-0,485	-0,520	-0,545	-0,580	-0,580	-0,605	-0,620	-0,660	-0,670	-0,640	-0,595	-0,520	-0,480	-0,480
35	-0,380	-0,410	-0,435	-0,480	-0,500	-0,540	-0,565	-0,580	-0,600	-0,630	-0,680	-0,755	-0,765	-0,740	-0,650	-0,600	-0,515
40	-0,380	-0,395	-0,420	-0,465	-0,490	-0,520	-0,540	-0,550	-0,580	-0,600	-0,625	-0,720	-0,780	-0,790	-0,710	-0,640	-0,575
45	-0,380	-0,400	-0,420	-0,465	-0,490	-0,520	-0,545	-0,560	-0,585	-0,600	-0,630	-0,700	-0,790	-0,825	-0,765	-0,695	-0,640
50	-0,375	-0,400	-0,420	-0,460	-0,480	-0,510	-0,540	-0,560	-0,580	-0,595	-0,625	-0,730	-0,900	-0,940	-0,890	-0,820	-0,730
55	-0,340	-0,345	-0,375	-0,400	-0,420	-0,440	-0,465	-0,465	-0,490	-0,490	-0,510	-0,550	-0,790	-0,980	-0,960	-0,900	-0,820
60	-0,290	-0,285	-0,305	-0,320	-0,355	-0,360	-0,385	-0,382	-0,400	-0,400	-0,400	-0,405	-0,540	-0,720	-0,760	-0,730	-0,895
65	-0,225	-0,230	-0,245	-0,260	-0,270	-0,290	-0,300	-0,300	-0,315	-0,305	-0,305	-0,305	-0,335	-0,405	-0,460	-0,400	-0,940
70	-0,150	-0,170	-0,180	-0,200	-0,205	-0,205	-0,205	-0,205	-0,210	-0,215	-0,205	-0,205	-0,200	-0,255	-0,320	-0,320	-0,870
75	-0,100	-0,105	-0,115	-0,125	-0,125	-0,130	-0,125	-0,125	-0,130	-0,135	-0,110	-0,110	-0,105	-0,145	-0,240	-0,285	-0,655
80	-0,055	-0,045	-0,060	-0,065	-0,065	-0,065	-0,065	-0,065	-0,060	-0,060	-0,050	-0,050	-0,045	-0,060	-0,160	-0,250	-0,525
85	-0,010	-0,005	-0,010	-0,020	-0,015	-0,020	-0,020	-0,005	-0,005	0,000	0,010	0,005	0,015	0,020	-0,060	-0,205	-0,445
90	0,045	0,040	0,050	0,045	0,040	0,040	0,055	0,060	0,060	0,070	0,080	0,095	0,095	0,110	0,040	-0,130	-0,390
95	0,130	0,140	0,150	0,140	0,135	0,150	0,155	0,175	0,165	0,175	0,185	0,200	0,200	0,210	0,150	-0,060	-0,365
100	0,240	0,250	0,255	0,270	0,260	0,280	0,295	0,315	0,300	0,300	0,340	0,350	0,345	0,355	0,290	-0,020	-0,340

Профиль ЦАГИ ИВ 1012; $\alpha = 0^\circ 30'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,035$; нижняя поверхность профиля

M $\bar{x} [\%]$	0,179	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	-0,315	-0,300	-0,290	-0,270	-0,275	-0,275	-0,270	-0,280	-0,270	-0,260	-0,260	-0,260	-0,250	-0,245	-0,220	-0,200	-0,150
2,5	-0,280	-0,260	-0,250	-0,230	-0,225	-0,220	-0,225	-0,220	-0,220	-0,220	-0,215	-0,210	0,205	-0,195	-0,180	-0,150	-0,110
5	-0,270	-0,255	-0,250	-0,240	-0,245	-0,250	-0,245	-0,245	-0,260	-0,265	-0,260	-0,255	-0,240	-0,240	-0,220	-0,195	-0,140
7,5	-0,280	-0,275	-0,280	-0,280	-0,280	-0,280	-0,290	-0,285	-0,300	-0,300	-0,295	-0,295	-0,285	-0,280	-0,270	-0,240	-0,180
10	-0,260	-0,250	-0,260	-0,265	-0,260	-0,260	-0,275	-0,280	-0,285	-0,230	-0,285	-0,290	-0,290	-0,280	-0,280	-0,240	-0,185
15	-0,240	-0,230	-0,230	-0,240	-0,240	-0,245	-0,250	-0,260	-0,260	-0,260	-0,260	-0,260	-0,265	-0,260	-0,245	-0,220	-0,170
20	-0,220	-0,200	-0,200	-0,205	-0,220	-0,215	-0,225	-0,230	-0,235	-0,235	-0,240	-0,240	-0,240	-0,245	-0,225	-0,200	-0,160
25	-0,205	-0,220	-0,200	-0,205	-0,210	-0,220	-0,220	-0,220	-0,225	-0,230	-0,240	-0,240	-0,240	-0,240	-0,230	-0,205	-0,160
30	-0,205	-0,205	-0,205	-0,216	-0,215	-0,215	-0,220	-0,225	-0,240	-0,240	-0,255	-0,260	-0,260	-0,280	-0,265	-0,240	-0,190
35	-0,220	-0,220	-0,225	-0,230	-0,235	-0,240	-0,240	-0,250	-0,260	-0,260	-0,275	-0,300	-0,300	-0,315	-0,320	-0,230	-0,225
40	-0,230	-0,235	-0,240	-0,255	-0,250	-0,260	-0,270	-0,280	-0,290	-0,300	-0,295	-0,310	-0,310	-0,350	-0,355	-0,335	-0,270
45	-0,245	-0,250	-0,260	-0,280	-0,280	-0,300	-0,305	-0,310	-0,320	-0,330	-0,340	-0,350	-0,380	-0,420	-0,430	-0,405	-0,330
50	-0,260	-0,270	-0,280	-0,300	-0,310	-0,320	-0,340	-0,335	-0,350	-0,350	-0,380	-0,390	-0,405	-0,495	-0,565	-0,520	-0,445
55	-0,275	-0,280	-0,280	-0,300	-0,310	-0,320	-0,340	-0,345	-0,355	-0,370	-0,375	-0,400	-0,420	-0,520	-0,650	-0,640	-0,560
60	-0,250	-0,250	-0,255	-0,260	-0,280	-0,280	-0,285	-0,300	-0,310	-0,315	-0,320	-0,335	-0,365	-0,450	-0,585	-0,710	-0,640
65	-0,220	-0,210	-0,220	-0,225	-0,240	-0,240	-0,245	-0,240	-0,255	-0,260	-0,255	-0,275	-0,285	-0,310	-0,405	-0,735	-0,660
70	-0,195	-0,180	-0,185	-0,200	-0,205	-0,205	-0,205	-0,205	-0,215	-0,220	-0,220	-0,220	-0,220	-0,240	-0,305	-0,750	-0,690
75	-0,170	-0,150	-0,155	-0,165	-0,170	-0,160	-0,165	-0,175	-0,170	-0,170	-0,170	-0,175	-0,175	-0,190	-0,240	-0,805	-0,790
80	-0,135	-0,120	-0,120	-0,125	-0,125	-0,120	-0,120	-0,125	-0,120	-0,120	-0,115	-0,110	-0,110	-0,110	-0,160	-0,410	-0,830
85	-0,080	-0,030	-0,075	-0,070	-0,065	-0,060	-0,055	-0,060	-0,050	-0,045	-0,040	-0,040	-0,040	-0,025	-0,060	-0,225	-0,690
90	-0,020	-0,010	-0,010	0,000	0,000	0,005	0,020	0,025	0,035	0,040	0,030	0,060	0,060	0,075	0,040	-0,130	-0,500
95	0,085	0,095	0,100	0,110	0,110	0,120	0,135	0,140	0,140	0,150	0,170	0,180	0,190	0,195	0,150	-0,060	-0,385
100	0,240	0,250	0,255	0,270	0,260	0,280	0,295	0,315	0,300	0,300	0,340	0,350	0,345	0,355	0,290	-0,020	-0,340

Профиль ЦАГИ ИВ 1012; $\alpha = 2^\circ 02'$; $c_{унесж} = 0,175$; верхняя поверхность профиля

Таблица 21

$\frac{M}{x [\%]}$	0,169	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,325	-0,370	-0,390	-0,405	-0,380	-0,405	-0,370	-0,320	-0,300	-0,220	-0,200	-0,110	-0,020	0,000	0,080	0,120	0,140
2,5	-0,395	-0,410	-0,425	-0,460	-0,460	-0,465	-0,435	-0,420	-0,390	-0,345	-0,280	-0,225	-0,180	-0,100	-0,045	0,000	0,050
5	-0,440	-0,465	-0,465	-0,505	-0,515	-0,525	-0,530	-0,530	-0,525	-0,480	-0,425	-0,385	-0,345	-0,260	-0,200	-0,150	-0,095
7,5	-0,490	-0,520	-0,540	-0,605	-0,620	-0,640	-0,660	-0,645	-0,645	-0,610	-0,580	-0,540	-0,490	-0,420	-0,350	-0,300	-0,240
10	-0,500	-0,530	-0,560	-0,635	-0,640	-0,680	-0,700	-0,700	-0,700	-0,690	-0,660	-0,635	-0,580	-0,525	-0,460	-0,405	-0,340
15	-0,500	-0,520	-0,550	-0,620	-0,650	-0,690	-0,705	-0,715	-0,720	-0,740	-0,735	-0,700	-0,645	-0,590	-0,535	-0,460	-0,420
20	-0,500	-0,535	-0,560	-0,625	-0,665	-0,705	-0,730	-0,750	-0,790	-0,830	-0,900	-0,860	-0,810	-0,735	-0,665	-0,600	-0,550
25	-0,465	-0,490	-0,520	-0,590	-0,605	-0,630	-0,660	-0,680	-0,680	-0,710	-0,720	-0,840	-0,885	-0,800	-0,720	-0,660	-0,590
30	-0,465	-0,480	-0,520	-0,580	-0,605	-0,640	-0,680	-0,700	-0,715	-0,740	-0,800	-0,820	-0,830	-0,785	-0,735	-0,670	-0,620
35	-0,460	-0,470	-0,505	-0,570	-0,585	-0,620	-0,650	-0,665	-0,690	-0,730	-0,785	-0,820	-0,855	-0,850	-0,810	-0,735	-0,655
40	-0,440	-0,450	-0,475	-0,540	-0,545	-0,585	-0,600	-0,620	-0,640	-0,665	-0,730	-0,780	-0,840	-0,880	-0,830	-0,765	-0,695
45	-0,425	-0,450	-0,460	-0,520	-0,540	-0,565	-0,600	-0,600	-0,620	-0,650	-0,695	-0,760	-0,840	-0,900	-0,855	-0,800	-0,740
50	-0,415	-0,435	-0,460	-0,510	-0,520	-0,560	-0,580	-0,595	-0,600	-0,620	-0,675	-0,750	-0,880	-0,980	-0,930	-0,885	-0,820
55	-0,380	-0,370	-0,385	-0,430	-0,455	-0,465	-0,485	-0,490	-0,490	-0,495	-0,510	-0,595	-0,790	-1,055	-0,900	-0,810	-0,905
60	-0,310	-0,305	-0,325	-0,365	-0,375	-0,385	-0,390	-0,395	-0,385	-0,390	-0,400	-0,435	-0,560	-0,780	-0,610	-0,525	-0,985
65	-0,230	-0,240	-0,260	-0,290	-0,295	-0,305	-0,310	-0,305	-0,300	-0,300	-0,310	-0,310	-0,330	-0,380	-0,365	-0,330	-1,005
70	-0,175	-0,180	-0,200	-0,220	-0,210	-0,220	-0,210	-0,210	-0,215	-0,210	-0,210	-0,200	-0,220	-0,270	-0,330	-0,305	-0,820
75	-0,125	-0,120	-0,125	-0,140	-0,140	-0,135	-0,130	-0,130	-0,120	-0,105	-0,105	-0,100	-0,110	-0,160	-0,275	-0,290	-0,525
80	-0,070	-0,065	-0,065	-0,080	-0,080	-0,070	-0,070	-0,065	-0,050	-0,040	-0,045	-0,040	-0,020	-0,050	-0,180	-0,265	-0,445
85	-0,015	-0,005	-0,005	-0,020	-0,020	0,000	0,000	0,000	0,005	0,030	0,020	0,025	0,050	0,025	-0,080	-0,215	-0,425
90	0,055	0,060	0,055	0,055	0,060	0,070	0,080	0,090	0,090	0,105	0,105	0,110	0,115	0,085	0,000	-0,130	-0,405
95	0,135	0,135	0,140	0,145	0,140	0,165	0,175	0,185	0,185	0,195	0,200	0,200	0,190	0,170	0,120	-0,085	-0,400
100	0,240	0,220	0,240	0,255	0,240	0,270	0,275	0,280	0,275	0,300	0,315	0,310	0,275	0,280	0,255	-0,065	-0,410

Профиль ЦАГИ ИВ 1012; $\alpha = 2^\circ 02'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,175$; нижняя поверхность профиля

Таблица 22

$\frac{M}{x [\%]}$	0,169	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,84
1	0,115	0,160	0,160	0,180	0,200	0,200	0,200	0,200	0,220	0,230	0,180	0,170	0,170	0,160	0,160	0,190	0,220
2,5	0,025	0,040	0,060	0,070	0,075	0,090	0,090	0,095	0,095	0,080	0,080	0,070	0,060	0,035	0,015	0,045	0,090
5	-0,045	-0,045	-0,040	-0,040	-0,020	-0,015	-0,020	-0,010	0,000	-0,005	-0,030	-0,025	-0,025	-0,040	-0,075	-0,040	0,010
7,5	-0,100	-0,085	-0,080	-0,090	-0,080	-0,085	-0,085	-0,085	-0,080	-0,085	-0,085	-0,080	-0,100	-0,110	-0,140	-0,100	-0,050
10	-0,125	-0,100	-0,110	-0,105	-0,100	-0,110	-0,100	-0,105	-0,110	-0,110	-0,115	-0,110	-0,120	-0,130	-0,160	-0,125	-0,070
15	-0,110	-0,100	-0,120	-0,110	-0,115	-0,115	-0,110	-0,120	-0,120	-0,120	-0,125	-0,140	-0,130	-0,140	-0,160	-0,140	-0,070
20	-0,120	-0,105	-0,110	-0,120	-0,120	-0,120	-0,120	-0,120	-0,120	-0,130	-0,130	-0,140	-0,140	-0,140	-0,160	-0,125	-0,070
25	-0,120	-0,110	-0,115	-0,120	-0,125	-0,135	-0,125	-0,130	-0,140	-0,140	-0,140	-0,145	-0,145	-0,160	-0,185	-0,155	-0,085
30	-0,130	-0,130	-0,140	-0,140	-0,145	-0,150	-0,150	-0,160	-0,160	-0,160	-0,160	-0,160	-0,170	-0,185	-0,215	-0,195	-0,120
35	-0,155	-0,150	-0,160	-0,180	-0,170	-0,180	-0,180	-0,180	-0,185	-0,190	-0,180	-0,195	-0,205	-0,235	-0,260	-0,250	-0,165
40	-0,175	-0,170	-0,180	-0,200	-0,190	-0,195	-0,205	-0,200	-0,220	-0,220	-0,220	-0,235	-0,245	-0,280	-0,315	-0,285	-0,205
45	-0,200	-0,195	-0,200	-0,220	-0,230	-0,230	-0,235	-0,245	-0,250	-0,260	-0,270	-0,280	-0,300	-0,355	-0,400	-0,375	-0,295
50	-0,225	-0,220	-0,235	-0,245	-0,260	-0,260	-0,265	-0,285	-0,285	-0,300	-0,310	-0,320	-0,360	-0,420	-0,550	-0,535	-0,425
55	-0,235	-0,240	-0,240	-0,260	-0,270	-0,270	-0,280	-0,300	-0,300	-0,305	-0,320	-0,360	-0,380	-0,440	-0,650	-0,655	-0,535
60	-0,220	-0,215	-0,220	-0,240	-0,250	-0,255	-0,260	-0,260	-0,270	-0,275	-0,285	-0,300	-0,325	-0,375	-0,635	-0,685	-0,600
65	-0,185	-0,185	-0,185	-0,200	-0,200	-0,210	-0,230	-0,220	-0,220	-0,230	-0,240	-0,240	-0,260	-0,290	-0,490	-0,700	-0,630
70	-0,170	-0,160	-0,160	-0,165	-0,180	-0,180	-0,190	-0,180	-0,180	-0,190	-0,200	-0,200	-0,300	-0,220	-0,345	-0,715	-0,655
75	-0,150	-0,145	-0,125	-0,140	-0,155	-0,160	-0,160	-0,160	-0,160	-0,160	-0,160	-0,160	-0,170	-0,200	-0,280	-0,805	-0,750
80	-0,120	-0,120	-0,105	-0,105	-0,120	-0,120	-0,125	-0,120	-0,115	-0,120	-0,120	-0,105	-0,105	-0,130	-0,220	-0,645	-0,800
85	-0,080	-0,070	-0,070	-0,065	-0,075	-0,070	-0,065	-0,060	-0,055	-0,050	-0,060	-0,045	-0,035	-0,050	-0,155	-0,420	-0,725
90	-0,020	-0,010	-0,010	-0,005	-0,005	0,000	0,010	0,015	0,020	0,030	0,030	0,030	0,045	0,020	-0,095	-0,185	-0,600
95	0,080	0,070	0,075	0,085	0,090	0,100	0,120	0,120	0,120	0,135	0,130	0,140	0,135	0,120	0,050	-0,100	-0,490
100	0,240	0,220	0,240	0,255	0,240	0,270	0,275	0,280	0,275	0,300	0,315	0,310	0,275	0,280	0,255	-0,065	-0,410

Профиль ЦАГИ ИВ 1012; $\alpha = 5^\circ 16'$; $c_{унесж} = 0,422$; верхняя поверхность профиля

Таблица 23

M x [%]	0,168	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,83
1	-1,160	-1,285	-1,350	-1,440	-1,510	-1,560	-1,570	-1,450	-1,330	-1,185	-1,040	-0,890	-0,780	-0,640	-0,510	-0,445	-0,380
2,5	-1,035	-1,105	-1,185	-1,250	-1,290	-1,340	-1,410	-1,380	-1,270	-1,120	-0,970	-0,840	-0,705	-0,575	-0,470	-0,395	-0,330
5	-0,930	-1,000	-1,045	-1,150	-1,200	-1,270	-1,325	-1,285	-1,230	-1,090	-0,950	-0,810	-0,700	-0,596	-0,490	-0,425	-0,350
7,5	-0,890	-0,950	-1,015	-1,115	-1,175	-1,270	-1,330	-1,275	-1,170	-1,090	-0,990	-0,885	-0,785	-0,710	-0,640	-0,550	-0,510
10	-0,850	-0,890	-0,965	-1,070	-1,135	-1,230	-1,340	-1,330	-1,285	-1,195	-1,085	-1,000	-0,905	-0,830	-0,740	-0,665	-0,625
15	-0,765	-0,800	-0,855	-0,950	-0,995	-1,085	-1,185	-1,300	-1,360	-1,280	-1,130	-1,080	-0,985	-0,920	-0,820	-0,750	-0,715
20	-0,715	-0,750	-0,805	-0,885	-0,940	-1,010	-1,100	-1,340	-1,470	-1,385	-1,280	-1,170	-1,105	-1,020	-0,930	-0,855	-0,775
25	-0,635	-0,680	-0,725	-0,790	-0,830	-0,860	-0,870	-0,870	-1,400	-1,400	-1,320	-1,215	-1,135	-1,040	-0,960	-0,880	-0,840
30	-0,610	-0,655	-0,700	-0,765	-0,800	-0,850	-0,855	-0,840	-0,845	-1,350	-1,300	-1,210	-1,140	-1,040	-0,960	-0,890	-0,855
35	-0,580	-0,610	-0,655	-0,715	-0,740	-0,780	-0,795	-0,800	-0,800	-1,360	-1,340	-1,260	-1,180	-1,095	-1,010	-0,935	-0,905
40	-0,535	-0,555	-0,600	-0,650	-0,670	-0,720	-0,735	-0,740	-0,745	-0,755	-1,310	-1,220	-1,080	-1,010	-1,000	-0,945	-0,925
45	-0,505	-0,525	-0,570	-0,620	-0,650	-0,685	-0,700	-0,700	-0,710	-0,630	-1,235	-1,020	-0,680	-0,550	-0,580	-0,785	-0,940
50	-0,490	-0,495	-0,535	-0,580	-0,605	-0,640	-0,645	-0,655	-0,645	-0,615	-0,680	-0,700	-0,610	-0,445	-0,425	-0,610	-0,910
55	-0,425	-0,435	-0,460	-0,495	-0,510	-0,530	-0,530	-0,530	-0,530	-0,500	-0,510	-0,540	-0,500	-0,410	-0,400	-0,385	-0,605
60	-0,345	-0,365	-0,385	-0,405	-0,415	-0,430	-0,415	-0,410	-0,420	-0,400	-0,385	-0,435	-0,420	-0,380	-0,385	-0,360	-0,440
65	-0,280	-0,285	-0,300	-0,320	-0,325	-0,330	-0,320	-0,315	-0,310	-0,305	-0,280	-0,360	-0,370	-0,360	-0,380	-0,355	-0,405
70	-0,210	-0,205	-0,215	-0,225	-0,230	-0,230	-0,220	-0,210	-0,200	-0,200	-0,190	-0,265	-0,320	-0,340	-0,365	-0,360	-0,415
75	-0,135	-0,135	-0,140	-0,145	-0,140	-0,135	-0,125	-0,105	-0,110	-0,100	-0,090	-0,165	-0,260	-0,305	-0,350	-0,350	-0,445
80	-0,075	-0,055	-0,060	-0,070	-0,060	-0,050	-0,045	-0,025	-0,030	-0,025	-0,010	-0,070	-0,185	-0,270	-0,320	-0,340	-0,445
85	0,005	0,005	0,015	0,015	0,020	0,030	0,040	0,040	0,040	0,050	0,055	0,005	-0,130	-0,225	-0,300	-0,330	-0,435
90	0,060	0,075	0,080	0,090	0,090	0,100	0,110	0,110	0,115	0,120	0,135	0,060	-0,080	-0,170	-0,265	-0,305	-0,415
95	0,150	0,170	0,180	0,180	0,180	0,195	0,205	0,200	0,215	0,215	0,220	0,135	-0,010	-0,110	-0,210	-0,265	-0,370
100	0,270	0,300	0,295	0,295	0,315	0,320	0,320	0,320	0,340	0,335	0,315	0,240	0,060	-0,045	-0,125	-0,190	-0,300

Профиль ЦАГИ ИВ 1012; Таблица значений \bar{p}
 $\alpha = 5^\circ 16'$; $c_{y \text{ несж}} = 0,422$; нижняя поверхность профиля

M $x[\%]$	0,168	0,30	0,40	0,50	0,55	0,60	0,64	0,66	0,68	0,70	0,72	0,74	0,76	0,78	0,80	0,82	0,83
1	0,700	0,740	0,790	0,820	0,870	0,860	0,840	0,856	0,830	0,800	0,780	0,720	0,700	0,630	0,580	0,590	0,600
2,5	0,500	0,520	0,535	0,560	0,570	0,550	0,560	0,565	0,550	0,535	0,520	0,475	0,450	0,420	0,390	0,415	0,450
5	0,330	0,350	0,360	0,375	0,370	0,370	0,370	0,380	0,375	0,365	0,350	0,320	0,290	0,260	0,250	0,285	0,310
7,5	0,230	0,245	0,235	0,260	0,255	0,255	0,270	0,270	0,260	0,260	0,240	0,220	0,196	0,165	0,150	0,180	0,210
10	0,170	0,180	0,180	0,190	0,190	0,190	0,200	0,200	0,195	0,195	0,180	0,160	0,130	0,100	0,095	0,130	0,150
15	0,095	0,105	0,115	0,120	0,120	0,120	0,130	0,140	0,130	0,130	0,120	0,095	0,070	0,050	0,040	0,080	0,090
20	0,060	0,065	0,080	0,080	0,085	0,085	0,095	0,100	0,095	0,100	0,090	0,065	0,040	0,020	0,010	0,050	0,060
25	0,030	0,045	0,040	0,040	0,050	0,050	0,005	0,055	0,060	0,070	0,055	0,040	0,020	-0,020	-0,025	0,020	0,025
30	0,005	0,015	0,015	0,005	0,000	0,010	0,005	0,010	0,020	0,020	0,010	-0,005	-0,025	-0,060	-0,080	-0,040	-0,020
35	-0,025	-0,025	-0,020	-0,025	-0,040	-0,030	-0,040	-0,035	-0,025	-0,035	-0,040	-0,060	-0,085	-0,120	-0,150	-0,115	-0,080
40	-0,060	-0,060	-0,060	-0,065	-0,080	-0,075	-0,080	-0,080	-0,075	-0,080	-0,085	-0,115	-0,150	-0,170	-0,225	-0,185	-0,150
45	-0,100	-0,090	-0,095	-0,110	-0,115	-0,120	-0,120	-0,120	-0,120	-0,125	-0,140	-0,170	-0,220	-0,255	-0,305	-0,255	-0,240
50	-0,140	-0,120	-0,125	-0,140	-0,145	-0,155	-0,160	-0,160	-0,160	-0,170	-0,190	-0,235	-0,290	-0,350	-0,405	-0,360	-0,340
55	-0,145	-0,140	-0,155	-0,160	-0,170	-0,180	-0,190	-0,195	-0,195	-0,200	-0,215	-0,260	-0,320	-0,420	-0,530	-0,505	-0,475
60	-0,140	-0,140	-0,155	-0,160	-0,170	-0,180	-0,185	-0,190	-0,185	-0,185	-0,205	-0,245	-0,300	-0,425	-0,560	-0,570	-0,550
65	-0,125	-0,125	-0,135	-0,140	-0,160	-0,155	-0,160	-0,165	-0,160	-0,155	-0,175	-0,215	-0,270	-0,370	-0,520	-0,580	-0,550
70	-0,120	-0,105	-0,120	-0,120	-0,140	-0,140	-0,140	-0,145	-0,140	-0,125	-0,150	-0,180	-0,250	-0,340	-0,490	-0,625	-0,600
75	-0,110	-0,100	-0,115	-0,125	-0,135	-0,125	-0,125	-0,130	-0,125	-0,120	-0,130	-0,180	-0,240	-0,320	-0,505	-0,765	-0,680
80	-0,100	-0,080	-0,085	-0,105	-0,110	-0,105	-0,100	-0,105	-0,100	-0,095	-0,100	-0,155	-0,220	-0,305	-0,495	-0,760	-0,760
85	-0,080	-0,065	-0,055	-0,080	-0,080	-0,080	-0,070	-0,070	-0,065	-0,065	-0,045	-0,110	-0,200	-0,280	-0,450	-0,740	-0,805
90	-0,045	-0,035	-0,035	-0,035	-0,040	-0,030	-0,020	-0,015	-0,010	-0,010	-0,015	-0,060	-0,160	-0,250	-0,380	-0,660	-0,795
95	-0,020	0,045	-0,045	0,040	0,035	0,050	0,060	0,070	0,095	0,105	0,110	0,010	-0,100	-0,185	-0,280	-0,325	-0,450
100	0,270	0,300	0,295	0,295	0,315	0,320	0,320	0,320	0,340	0,335	0,315	0,240	0,060	-0,045	-0,125	-0,190	-0,300

Таблица значений $M_{\text{крит}}$

Профиль NASA 23012

$c_{y \text{ несж}}$	-0,009	0,090	0,209	0,327
$M_{\text{крит}}$ верхней поверхности	0,702	0,658	0,616	0,586
$M_{\text{крит}}$ нижней поверхности	0,677	0,777	0,796	0,803

Профиль NASA 4412

$c_{y \text{ несж}}$	-0,009	0,080	0,215	0,416
$M_{\text{крит}}$ верхней поверхности	0,708	0,702	0,671	0,629
$M_{\text{крит}}$ нижней поверхности	0,487	0,526	0,598	0,706

Профиль ЦАГИ IB 1012

$c_{y \text{ несж}}$	-0,041	0,035	0,175	0,422
$M_{\text{крит}}$ верхней поверхности	0,735	0,722	0,692	0,568
$M_{\text{крит}}$ нижней поверхности	0,768	0,778	0,786	0,788

§ 3. Анализ результатов

Рассмотрение материалов испытаний, приведенных на фиг. 17—33, позволяет сделать следующее общее заключение. Во всех случаях с ростом скорости потока до кризиса разрежения на профилях увеличиваются (абсолютные значения p растут) в соответствии с ростом местных скоростей, возрастающих быстрее скорости набегающего потока. Большие разрежения, соответствующие большим местным скоростям, растут быстрее. Эпюры давления приобретают вытянутый характер. Это изменение эпюр давления с ростом числа Маха потока находится в полном соответствии с теорией, разработанной С. А. Христиановичем.

Этот рост разрежений продолжается на скоростях, и несколько превышающих критическую. Затем, с дальнейшим ростом скорости потока, образовавшаяся на профиле зона сверхзвуковых скоростей, ограниченная скачком уплотнения, начинает расширяться по направлению к задней кромке профиля. Величина разрежений на поверхности профиля перед скачком уменьшается. Это явление особенно отчетливо видно на сводных диаграммах испытаний профиля NASA 23012 (фиг. 17, 18, 19 и 20).

Это изменение эпюр давления, представляющееся достаточно сложным, оказывается, происходит так, что распределение местных значений числа Маха на поверхности профиля перед скачком уплотнения остается неизменным, несмотря на рост скорости набегающего потока. Для того, чтобы ясно представить себе эту весьма важную закономерность, определяющую изменения эпюр давления на профиле при закритических скоростях, и связанные с этим весьма существенные изменения его аэродинамических характеристик, обратимся к диаграммам фиг. 35—38. Здесь приведены для трех профилей значения местных давлений на верхней поверхности p , выраженные в долях полного давления p_0 . При таком выражении коэффициента местного давления, как видно из диаграмм, во всех случаях при закритических скоростях распределение местных давлений на всей поверхности профиля перед скачком уплотнения остается неизменным. Экспериментальные точки на всем участке кривой распределения давления от носка профиля до скачка уплотнения при всех скоростях хорошо ложатся на одну и ту же кривую, являющуюся огибающей всего семейства кривых.

Отношение $\frac{p}{p_0}$ однозначно связано с местными значениями числа Маха. Таким образом, постоянство местных значений $\frac{p}{p_0}$ на профиле перед скачком означает постоянство соответствующих местных значений числа Маха.

Таким образом, течение в струйке на профиле аналогично течению в сопле Лаваля. Эта аналогия представлена на фиг. 35. Увеличение разрежения на выходе из сопла, соответствующее для профиля уменьшению отношения давления на задней кромке профиля к давлению в его передней критической точке, приводит только к расширению сверхзвуковой зоны, т. е. к смещению скачка уплотнения назад.

Предположение о неизменности местных значений числа Маха было высказано В. Г. Гальпериным и полностью доказано настоящими опытами. На фиг. 39—45 приведены в качестве примера распределения местных значений числа Маха по поверхности профиля перед скачком для ряда случаев при различных скоростях набегающего потока.

Как мы видим, во всех случаях постоянство местных значений числа Маха перед скачком уплотнения хорошо выдерживается, начиная от скоростей потока, соответствующих образованию на профиле скачка уплотнения, и до предельных скоростей опыта.

Зависимость коэффициента местного давления \bar{p} от числа Маха потока и от местного значения числа Маха на профиле перед скачком уплотнения может быть выражена формулой

$$\bar{p} = \frac{2}{\alpha M^2} \left[\left(\frac{1 + 0,2 M^2}{1 + 0,2 M_1^2} \right)^{\frac{\alpha}{\alpha-1}} - 1 \right],$$

из рассмотрения которой следует, что постоянство местного значения числа Маха M_1 при росте числа Маха потока приводит к падению разрежения на профиле.

Если внимательно проследить изменение эпюр давления на верхней и нижней поверхностях профилей (фиг. 17—33), можно подметить следующие закономерности в развитии сверхзвуковой зоны в различных случаях.

Рассмотрим распределение давления с резким падением разрежения вдоль хорды за точкой \bar{p}_{\min} .

Такое распределение давления имеется, например, у профиля NASA 23012 на всех углах атаки фиг. 23—26.

В этом случае кризис наступает при сравнительно небольших значениях числа Маха потока, но развитие сверхзвуковой зоны с ростом числа Маха происходит довольно медленно.

Мощный скачок уплотнения, соответствующий большому перепаду давлений до и после скачка, медленно перемещается к задней кромке профиля. Аналогично происходит развитие сверхзвуковой зоны у профиля NASA 4412 при $\alpha = 0^\circ 48'$ (фиг. 29) и у профиля ЦАГИ IB 1012 при $\alpha = 5^\circ 16'$ (фиг. 33).

Для эпюр с малым изменением коэффициента давления по хорде профиля, например, для профиля ЦАГИ IB 1012 для углов атаки $-0^\circ 39'$; $0^\circ 30'$ и $2^\circ 02'$ (фиг. 30, 31 и 32), кризис наступает при больших значениях числа Маха ввиду малости начальных разрежений на поверхности профиля. Но в этих случаях после кризиса развитие сверхзвуковой зоны происходит весьма интенсивно, скачок уплотнения быстро перемещается к задней кромке профиля.

Такое существенное различие в развитии сверхзвуковой зоны в этих случаях объясняется постоянством местных значений числа Маха в струйке перед скачком. В самом деле, в первом случае мы имеем течение, аналогичное течению в сопле Лаваля с большим расширением по оси. При этом изменения скорости набегающего потока приводят к сравнительно медленному расширению сверхзвуковой зоны, ограниченной скачком уплотнения. Во втором случае мы имеем течение, аналогичное течению в сопле Лаваля с малым расширением. При этом незначительное изменение скорости набегающего потока приводит к быстрому развитию сверхзвуковой зоны—к быстрому смещению скачка к задней кромке профиля.

Рассмотрение характера распределения давления по профилям (фиг. 17—33) за скачком уплотнения приводит к заключению, что распределение давления за скачком, несмотря на значительное перемещение его по хорде профиля, почти не меняется вплоть до весьма больших значений числа Маха. Это полностью согласуется с картинами обтекания профилей, наблюдаемыми с помощью прибора Теплера, и указывает, что в этих случаях скачок уплотнения не вызывает отрыва потока от поверхности профиля. Этим опровергается распространенное в литературе утверждение, что образование на профиле местных сверхзвуковых скоростей всегда сопровождается волновым срывом. Срыв у задней кромки профилей обнаруживается только при очень больших числах Маха тогда, когда скачок уплотнения близко подходит к задней кромке.

Так, у профиля NASA 23012 при $\alpha = -1^\circ 12'$ ($c_{y \text{ несж}} = -0,009$) срыв вообще не был обнаружен (фиг. 23). На остальных углах атаки (фиг. 24, 25 и 26) срыв обнаружен

только при числе Маха, равном 0,84. Для профиля NASA 4412 при $\alpha = -1^\circ 37'$ и $\alpha = 0^\circ 48'$ срыв также начинается только при числе Маха, равном 0,84 (фиг. 28 и 29).

У профиля ЦАГИ IB1012 на малых углах атаки (фиг. 30, 31 и 32) срыв потока начинается несколько раньше—при числе Маха 0,82 он уже замечен и при $M=0,84$ уже отчетливо развился. Для угла атаки $\alpha = 5^\circ 16'$ ($c_{y\text{ несж}} = 0,422$) срыв потока наступает при числе Маха 0,78 (фиг. 33). Срыв потока за скачком уплотнений вскоре после кризиса, при $M=0,66$, был обнаружен при наблюдении прибором Теплера на нижней поверхности профиля NASA 4412 при $c_{y\text{ несж}} = -0,009$ ($\alpha = -4^\circ 05'$). Рассмотрение эпюры давлений для этого случая (фиг. 27) указывает, что причиной срыва у этого профиля является громадный пик разрежения на нижней поверхности. Однако наличие срыва не приводит к существенным изменениям эпюры давлений. Следовательно, срыв, вызывая значительный рост сопротивления, вместе с тем не сказывается существенным образом на подъемной силе профиля.

В этом заключается отличие такого срыва от срыва потока, возникающего при малых скоростях при достижении $c_{y\text{ max}}$.

Малые пики разрежения, как например, у профиля NASA 23012 при $\alpha = -1^\circ 12'$ (при $c_{y\text{ несж}} = -0,009$) не приводят к срыву потока (фиг. 23).

Сопоставление результатов определения c_y по измерениям распределения давления (фиг. 47, 48 и 49) с результатами весовых испытаний, приведенными в работе [2], пока-

зывает, что до кризиса в том и другом случае изменение $\frac{c_{y\text{ сж}}}{c_{y\text{ несж}}}$ в зависимости от

числа Маха близко к закону $\frac{k}{\sqrt{1-M^2}} = f(M)$.

Характер изменения c_y с ростом числа Маха в закритической области обуславливается изменением эпюр давления на верхней и нижней поверхности профиля. Так, для всех испытанных профилей на малых углах атаки, после достижения на верхней поверхности профиля критической скорости, c_y продолжает расти за счет того, что зона сверхзвуковых скоростей на верхней поверхности профиля расширяется, перемещаясь к задней кромке профиля. При этом площадь эпюры давления верхней поверхности профиля увеличивается быстрее, чем нижней поверхности, где местные скорости еще не достигли скорости звука. Однако этот рост c_y существенно замедляется и может даже перейти в падение за счет уменьшения коэффициента давления на передней части верхней поверхности профиля перед скачком уплотнения.

Резкое падение c_y вызывается стремительным развитием сверхзвуковой зоны на нижней поверхности профиля, которое наступает при скорости потока, соответствующей достижению на нижней поверхности профиля местной скорости, несколько превосходящей критическую.

На больших углах атаки быстрое падение коэффициента подъемной силы начинается несколько раньше образования на нижней поверхности зоны сверхзвуковых скоростей (фиг. 26 и 33). Это происходит потому, что скачок в этом случае перемещается медленно к задней кромке, а разрежения на верхней поверхности профиля, в силу закона постоянства распределения местных значений числа Маха перед скачком, начинают быстро падать.

Нагрузки на обшивку крыльев профиля с ростом скорости сначала возрастают, достигая определенного максимума, а затем начинают падать, несмотря на рост скорости (фиг. 50 и 51). Это обуславливается тем, что уменьшение разрежений на поверхности профиля; вызванное постоянством распределения местных значений числа Маха перед скачком, происходит интенсивней, чем рост скоростного напора набегающего потока.

Нагрузки на переднюю часть верхней поверхности крыла достигают максимума вскоре после того, как скорость полета превысит критическую.

Нагрузки на среднюю и хвостовую части крыла с ростом скорости скачкообразно возрастают, что связано с перемещением скачка уплотнения к задней кромке профиля. Местные нагрузки на обшивку при этом внезапно увеличиваются в несколько раз. Интенсивное развитие сверхзвуковой зоны на нижней поверхности профиля приводит к резкому росту нагрузок и на этой поверхности. Крыло, таким образом, как бы „раздирается“ местными разрежениями, возникающими на его верхней и нижней поверхности. Интересно отметить, что нагрузки на обшивку любой точки крыла имеют максимум, после достижения которого начинается падение нагрузок.

Если представить местные давления в долях полного давления потока, как это сделано на фиг. 35—38, то огибающие кривых давления, соответствующие предельному числу Маха опыта, и представят собой кривые предельных разрежений на профиле. Для прикидочных расчетов можно проэкстраполировать эти кривые предельных разрежений для того, чтобы иметь представление о нагрузках на хвостовую часть обшивки крыла при числах Маха, превышающих числа Маха наших опытов.

Изменением эпюр давления на профилях объясняются перемещения центра давления с ростом числа Маха, полученные при весовых испытаниях [2]. Для профиля НАСА 23012 с ростом значений числа Маха центр давления смещается к задней кромке профиля. Это вызывается падением разрежений на передней части профиля и смещением зоны максимальных разрежений к его задней кромке.

У профиля НАСА 4412 действие закона постоянства распределения местных значений числа Маха перед скачком привело к интересной особенности. Оно сказывается сначала в том, что начинается падение пика разрежений при числе Маха потока $M=0,64 \div 0,68$ у носка на нижней поверхности профиля, вследствие чего центр давления смещается сначала немного вперед. При дальнейшем росте скорости происходит смещение центра давления назад уже за счет изменения эпюры давления на верхней поверхности профиля аналогично тому, как это имеет место у профиля НАСА 23012. У профиля ЦАГИ IB 1012 для всех углов атаки, кроме $\alpha=5^\circ 16'$, зона сверхзвуковых скоростей развивается на нижней поверхности вскоре после появления сверхзвуковых скоростей на верхней поверхности и затем даже обгоняет ее. В соответствии с этим положение центра давления у этого профиля остается почти постоянным, а при больших значениях числа Маха, начиная с $M=0,75$, смещается к задней кромке профиля.

Как показывает весь материал испытаний, решающим параметром для профилей, знаменующим собой начало всех резких изменений в их обтекании, является значение критического числа Маха. Экспериментальные значения $M_{\text{крит}}$ (фиг. 55) для всех профилей весьма близки к расчетным, полученным по методу С. А. Христиановича.

Выводы

1. С ростом скорости набегающего потока разрежения на профиле растут, причем большие разрежения, соответствующие большим местным скоростям, растут быстрее, что полностью согласуется с теорией С. А. Христиановича. Рост разрежений особенно интенсивен вблизи кризиса и продолжается и при скоростях, несколько больших критической скорости.

Далее разрежения на профиле уменьшаются. Это явление объясняется тем, что местные значения числа Маха на всей поверхности профиля перед скачком уплотнения остаются постоянными, несмотря на рост скорости набегающего потока. Рост скорости потока вызывает только развитие сверхзвуковой зоны на профиле и соответствующее смещение скачка уплотнения к задней кромке.

Это постоянство местных значений числа Маха сохраняется и в случае отрыва пограничного слоя от поверхности крыла. Таким образом, течение в струйке воздуха на поверхности крыла перед скачком аналогично течению в сопле Лаваля.

2. Характер изменения эпюр давления с ростом скорости потока в основном определяется начальным распределением давлений по профилю при малых значениях числа Маха. Для эпюр давлений с быстрым падением разрежения вдоль хорды за точкой p_{min} (например, распределение давлений по верхней поверхности профиля НАСА 23012) кризис наступает сравнительно рано, но развитие сверхзвуковой зоны с ростом скорости набегающего потока происходит медленно. Мощный скачок уплотнения медленно перемещается к задней кромке профиля.

Для эпюр с малыми изменениями коэффициента давления по хорде, например, распределение давлений на современном скоростном профиле ЦАГИ IB 1012, кризис наступает поздно, но развитие сверхзвуковой зоны протекает весьма интенсивно. Скачок уплотнения быстро перемещается к задней кромке профиля.

При достижении в струйке сверхзвуковой скорости в первом случае мы имеем течение, аналогичное течению в сопле Лаваля с значительным расширением по оси; во втором случае, наоборот, с весьма малым расширением.

3. Опыты показали, что характер распределения давления по профилям за скачком уплотнения почти не изменяется вплоть до весьма больших значений числа Маха ($0,82 \div 0,84$). Это указывает на то, что в большинстве случаев мы имеем в закритической области обтекание без срыва потока с поверхности профиля. Срыв потока происходит только при числах Маха $0,82 \div 0,84$, тогда, когда скачок уплотнения близко подходит к задней кромке профиля. Эти результаты полностью подтверждаются наблюдениями обтекания профилей прибором Теплера.

4. Срыв потока вскоре после кризиса был обнаружен прибором Теплера на нижней поверхности профиля НАСА 4412 при значениях c_y , близком к нулю. Однако срыв не привел к существенным изменениям в эпюре давлений. Значение c_y для этого случая мало изменилось при числах Маха от 0,66 до 0,78.

В этом заключается отличие такого срыва от срыва потока, возникающего при малых скоростях при достижении $c_{y \text{ макс.}}$

5. Характер изменения c_y всех испытанных профилей с ростом числа Маха до кризиса совпадает с результатами весовых измерений, приведенными в работе [2], т. е. изменение

$\frac{c_{y\text{ сж}}}{c_{y\text{ несж}}}$ в зависимости от числа Маха близко к закону $\frac{k}{\sqrt{1-M^2}} = f(M)$.

6. Падение c_y в закритической области объясняется, вопреки установившимся воззрениям, не волновым срывом, а изменением эпюр давления, обусловленным постоянством местных значений числа Маха перед скачком уплотнения, и развитием сверхзвуковой зоны на нижней поверхности.

7. Нагрузки на обшивку крыла с ростом скорости сначала возрастают, достигая определенного максимума, а затем начинают падать, несмотря на рост скорости. Это обуславливается тем, что уменьшение разрежений на поверхности профиля, вызванное постоянством распределения местных значений числа Маха перед скачком, происходит интенсивнее, чем рост скоростного напора набегающего потока. Расширение сверхзвуковой зоны по направлению к задней кромке профиля вызывает скачкообразное увеличение нагрузки на средней и хвостовой части профиля как на нижней, так и на верхней его поверхности.

8. Изменением эпюр давления на профилях с ростом скорости объясняются перемещения центра давления, полученные при весовых испытаниях [2], имеющие различный характер для различных профилей.

9. Решающим параметром для профилей, знаменующим собой начало всех резких изменений в их обтекании, является значение критического числа Маха. Экспериментальные значения $M_{\text{крит}}$ для всех профилей получились весьма близкими к расчетным, полученным по методу С. А. Христиановича.

ЛИТЕРАТУРА

1. В. Г. Гальперин, И. П. Горский, А. П. Ковалев, С. А. Христианович. Исследование аэродинамических характеристик крыловых профилей при больших скоростях в скоростной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106. Труды ЦАГИ, выпуск, 1945 г.

2. А. П. Ковалев, С. А. Христианович. Влияние сжимаемости воздуха на момент и подъемную силу крыловых профилей. Труды ЦАГИ, выпуск, 1945 г.

3. Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков, А. Н. Гржегоржевский. Материалы по распределению давления по профилям и использование их при выборе профиля крыла скоростного самолета. Труды ЦАГИ, выпуск 487, 1940 г.

4. Л. А. Симонов, С. А. Христианович. Влияние сжимаемости на индуктивные скорости крыла и вмята. "Прикладная математика и механика", т. VIII, вып. 2, 1944 г., стр. 89.

5. Robert M. Pinkerton. The variation with Reynolds number of Pressure distribution over an airfoil section. NACA Report № 613, 1938.

6. Jann Stack W. F. Lindsey and Robert E. Littel. The compressibility burble and the effect of compressibility on pressures and forces acting on an airfoil. NACA Report № 646, 1938.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ ОПТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ

В. Г. ГАЛЬПЕРИН

ВВЕДЕНИЕ

Исследование обтекания крыловых профилей было проведено в скоростной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106 в 1944 году.

Опыты были проведены с четырьмя прямоугольными моделями крыльев с профилями NASA 23012, NASA 4412, ЦАГИ IB 1012 и Clark-YH—12%¹.

При помощи оптического прибора Теплера были сфотографированы картины течения около моделей крыльев. Фотографирование производилось одновременно с измерением распределения давления по этим профилям.

Фотографирование производилось в диапазоне значений чисел Маха от момента появления на профиле зоны сверхзвуковых скоростей и до значения числа Маха, равного 0,82—0,85.

Диапазон углов атаки соответствовал значениям коэффициента подъемной силы от 0 до 0,45. Испытания профиля Clark-YH—12% проведены только при угле атаки, соответствующем значению коэффициента подъемной силы, равному 0,015.

ОПТИЧЕСКИЙ МЕТОД ТЕПЛЕРА

В методе Теплера для визуализации потока используется изменение оптического коэффициента преломления, происходящее при изменении плотности воздуха.

Зависимость коэффициента преломления от плотности может быть представлена в виде:

$$\frac{n-1}{\rho} = \frac{n_0-1}{\rho_0}.$$

Здесь n — коэффициент преломления при плотности ρ .

Для средней части видимого спектра, при плотности воздуха $\rho_0 = 0,125 \frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4}$, коэффициент преломления имеет значение

$$n_0 = 1,000294;$$

тогда

$$n = 1 + 0,00235 \rho.$$

При обтекании модели крыла потоком воздуха большой скорости, вокруг модели образуется область переменной плотности, а следовательно, и переменного коэффициента преломления.

Применяя метод Теплера, мы считаем поток, обтекающий крыло, плоским, т. е. пренебрегаем изменениями плотности воздуха вдоль размаха крыла. Как показали проведенные нами предварительные опыты, при испытании модели прямоугольного крыла с постоянным по размаху профилем эти изменения не оказывают заметного влияния на наблюдаемую картину течения.

Направим вдоль размаха модели перпендикулярно потоку луч света. Так как изменения плотности воздуха вдоль размаха модели пренебрежимо малы, то вектор градиента плотности должен лежать в плоскости, перпендикулярной размаху крыла. Этот градиент вызовет отклонение луча от его первоначального направления.

Применяя закон Ферма, мы получим для составляющих угла отклонения луча следующие выражения:

$$\varepsilon_x = \frac{1}{n} \left(\frac{\partial n}{\partial x} \right) l; \quad \varepsilon_y = \frac{1}{n} \left(\frac{\partial n}{\partial y} \right) l.$$

Здесь ε_x и ε_y — проекции угла отклонения светового луча на горизонтальную и вертикальную плоскости,

l — размах модели крыла.

¹ Аэродинамические характеристики этих профилей при больших скоростях были определены путем измерения аэродинамических сил на автоматических весах Т-106. Результаты этих измерений изложены в работе [1]. (См. список литературы, стр. 78).

Используя зависимость коэффициента преломления от плотности, будем иметь

$$\epsilon_x = \frac{0,00235 \frac{\partial \rho}{\partial x} l}{1 + 0,00235 \rho}$$

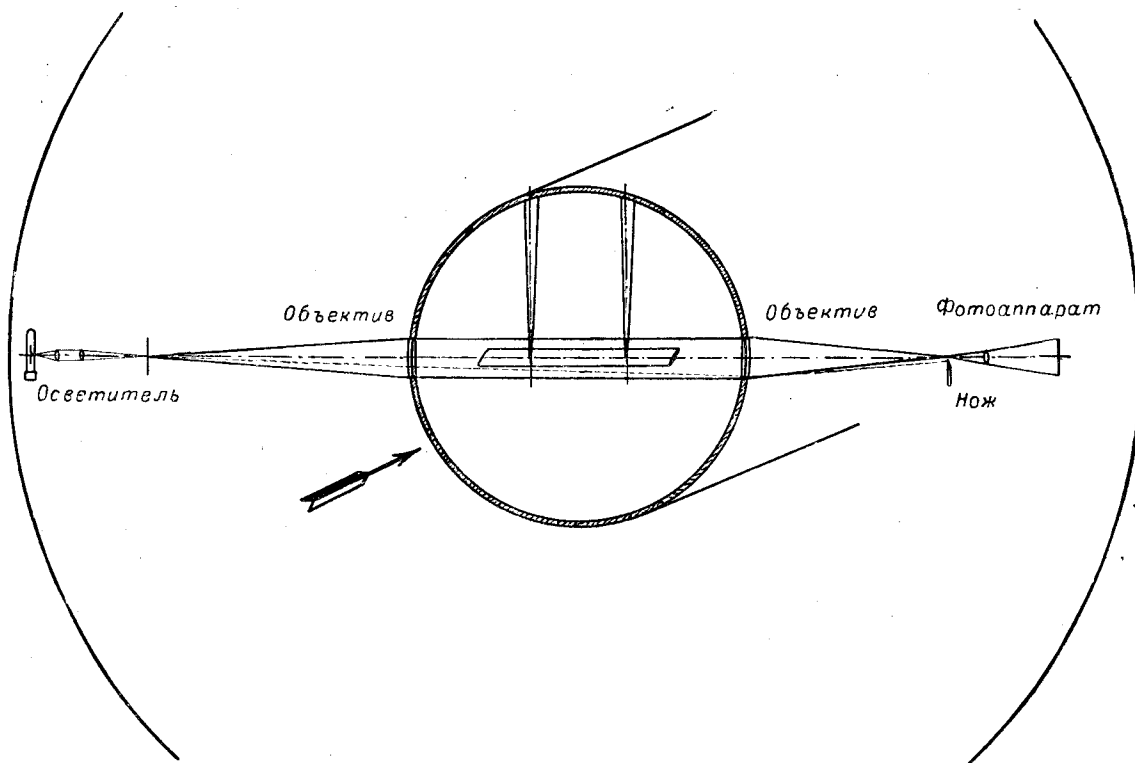
и соответственно

$$\epsilon_y = \frac{0,00235 \frac{\partial \rho}{\partial y} l}{1 + 0,00235 \rho}.$$

Таким образом, угол отклонения светового луча пропорционален градиенту плотности воздуха. Величина ϵ очень мала. Так, например, при размахе модели в 1,5 м и $\frac{\partial \rho}{\partial x} = \rho_0$ величина ϵ будет равна 1,5 мин. Понятно, что наблюдение таких малых отклонений возможно только очень чувствительным прибором.

Прибор Теплера Т-106 спроектирован и построен Государственным оптическим институтом. Проект прибора был создан профессором Д. Д. Максutowым; конструктивная разработка прибора осуществлена инженером В. К. Ефимовым. Наладка прибора в ЦАГИ выполнена автором настоящей работы при участии В. К. Ефимова. Электрооборудование прибора было спроектировано и налажено инженерами ЦАГИ А. Ф. Фоломеевым и Г. В. Тройновым.

Принципиальная схема прибора приведена на фиг. 1.



Фиг. 1. Схема прибора Теплера Т-106

Источником света является ртутная лампа сверхвысокого давления. Изображение вольтовой дуги, светящейся в парах ртути, при помощи оптической системы осветителя переносится в плоскость щелевой диафрагмы, расположенной в фокусе первого объектива прибора. Этот объектив, вмонтированный в стенку рабочей части трубы Т-106, направляет свет параллельным пучком вдоль размаха модели крыла. В фокусе второго объектива собираются все лучи, не отклоненные воздушным потоком. Лучи, прошедшие через зоны потока, в которых имелся градиент плотности воздуха, отклоняются и пересекают фокальную плоскость второго объектива на небольшом расстоянии от фокуса. Здесь

они могут быть задержаны непрозрачным экраном, называемым ножом Фуко. Тогда на матовом стекле фотоаппарата, направленного на модель, появятся затемнения, изображающие те места потока, где имелся градиент плотности. Изменяя расстояние ножа Фуко от фокуса, мы будем изменять минимальное значение градиента плотности, дающее затемнение на матовом стекле фотоаппарата.

Применяя нож Фуко, изготовленный в виде плоской пластинки с острым прямолинейным краем, и устанавливая его горизонтально, мы увидим затемненными те зоны, где имеется изменение плотности по вертикальному направлению. При этом положении ножа удобно наблюдать, например, явления отрыва пограничного слоя от поверхности модели.

При вертикальном положении ножа становятся видимыми зоны, где плотность изменяется по горизонтальному направлению; промежуточные положения ножа дают возможность наблюдать обе картины одновременно. Механизмы перемещения ножа и осветителя прибора имеют дистанционное управление, позволяющее производить регулировку прибора во время опыта извне трубы.

Основные объективы прибора Теплера исправлены на сферическую абберацию и ахроматизированы для сине-голубой части спектра. Изготовление таких объективов большого размера связано с значительными трудностями. Для прибора Теплера Т-106 удалось осуществить объективы с диаметром поля зрения 170 мм. Так как хорда нормальной модели крыла Т-106 имеет размер 300 мм, то наблюдение и фотографирование картины обтекания профиля осуществляются в два приема: сперва производится наблюдение обтекания передней половины профиля, а затем модель выносится на 150 мм вперед, и наблюдается обтекание хвостовой части профиля. Вынос модели вперед осуществляется путем наклона стоек подвески, крепящей модель к трубе. При нормальном положении модели концы стоек попадают в поле зрения прибора и видны на снимках. Для того, чтобы обеспечить возможность беспрепятственного наблюдения обтекания нижней поверхности моделей при значениях c_y , близких к нулю, модели монтировались на подвеске как в нормальном, так и в перевернутом положении.

Ахроматизация объективов позволяет пользоваться в осветителе не вполне монохроматическим светом. Ртутная дуга лампы сверхвысокого давления дает в основном сине-голубой спектр, обладающий высокой активностью. Для этого спектра и исправлены объективы прибора. Яркость лампы очень высока — около 15—18 тысяч свеч, что позволяет при диаметре снимка 90 мм производить съемки с небольшими экспозициями. Но так как для увеличения контрастности снимка мы после ряда опытов остановились на репродукционных пластинках, обладающих невысокой чувствительностью, то величина экспозиции получилась около одной—двух секунд. Поэтому в случае съемки колеблющихся явлений изображения получались несколько размытыми.

Такие экспозиции имели место при ширине щели осветителя 0,1 мм. Ширина щели была выбрана после ряда опытов так, чтобы обеспечить необходимую чувствительность прибора.

На методах регулировки и юстировки прибора мы здесь останавливаться не будем. Наиболее полное их изложение дано в работах Теплера [2], Шардина [3] и МаксUTOва [4].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

На фиг. 2—29 приведены фотоснимки обтекания профиля НАСА 23012. Значения углов атаки, $c_{y \text{ несж}}$ и чисел Маха указаны на каждом снимке. Значения критических чисел Маха, определенные по измерениям распределения давления, приведены выше в работе И. П. Горского. Рассмотрим изменение картины течения с ростом числа Маха.

При $c_{y \text{ несж}} = -0,009$ (фиг. 2—10) сейчас же после достижения критического числа Маха на верхней поверхности профиля появляется маленький колеблющийся скачок уплотнения. На нижней поверхности у носика профиля видна небольшая зона с положительным градиентом давления, указывающая на существование перед ней небольшого пика разрежения. Местные разрежения в этом пике достигают критического давления, соответствующего скорости звука, раньше, чем на верхней поверхности, однако зона сверхзвуковых скоростей настолько здесь мала, что она не видна на снимках. Зона с положительным градиентом давления видна и на верхней поверхности на некотором расстоянии перед скачком. Эта зона на верхней поверхности соответствует небольшой впадине на соответствующем месте кривой распределения давления, т. е. указывает на небольшое уменьшение скорости в этом месте.

С ростом скорости скачок на верхней поверхности развивается вверх и смещается к задней кромке профиля, оставляя впереди себя зону сверхзвуковых скоростей. Эта зона видна по волнам Маха, исходящим от мельчайших неровностей поверхности профиля. Впереди прямого скачка, в том месте, где была зона положительного градиента давления, образовался небольшой косой скачок уплотнения. Обращает на себя внимание то, что этот косой скачок не смещается со своего места с ростом скорости.

Зона с положительным градиентом давления на нижней поверхности профиля почти не изменяется; сзади этой зоны при $M=0,761$ имеется уже большая зона сверхзвуковых скоростей с глубоким скачком уплотнения. При этом у носка профиля становятся видными небольшие волны Маха, однако зона сверхзвуковых скоростей все еще очень не глубоко распространяется в поток. Срыва потока нет.

На снимках обтекания хвостовой части профиля мы видим, что, при очень больших значениях числа Маха, прямые скачки уплотнения на верхней и нижней поверхности профиля доходят почти до задней кромки, не вызывая срыва потока. Небольшой срыв возникает на нижней поверхности только при $M=0,860$.

С ростом c_y , в соответствии с уменьшением критического числа Маха, сверхзвуковая зона на верхней поверхности возникает раньше.

При $c_{y\text{ несж}} = 0,09$ (фиг. 11—17) так же, как и при $c_{y\text{ несж}} = -0,009$, прямой скачок на верхней поверхности сильно колеблется, изображение скачка оказывается размытым. Однако с ростом скорости устойчивость скачка уплотнения возрастает, скачок становится более мощным и сдвигается к задней кромке профиля. Слабый косой скачок уплотнения остается почти на том же месте, что и при $c_{y\text{ несж}} = -0,009$. На этом угле атаки разрежение на нижней поверхности у носка профиля не доходит до критического давления. Сверхзвуковая зона на нижней поверхности возникает на средней части профиля позже, чем на верхней поверхности. Срыв потока за скачком на нижней поверхности виден только при $M=0,865$, когда скачки доходят до задней кромки профиля.

При $c_{y\text{ несж}} = 0,209$ (фиг. 18—24) и $c_{y\text{ несж}} = 0,327$ (фиг. 25—29) срыв за скачком уплотнения можно заметить также только на максимальных значениях числа Маха. На этих углах атаки скачок совершенно устойчив; косой скачок замечен на том же месте, где он был на малых углах атаки. Этот скачок очень слабый — наклон его почти совпадает с наклоном волн Маха. Наклон волн Маха быстро увеличивается по направлению к задней кромке профиля. Местные сверхзвуковые скорости достигают больших значений, и мощность скачка уплотнения становится очень значительной.

На фиг. 30—52 приведены снимки обтекания профиля NASA 4412. Характер обтекания этого профиля резко отличается от обтекания профиля NASA 23012.

При $c_{y\text{ несж}} = -0,009$ (фиг. 30—39) у носка этого профиля имеется громадный пик разрежения на нижней поверхности. Это разрежение достигает критического значения при числе Маха, равном 0,487. Сверхзвуковая зона, однако, при этом настолько мала, что лишь при значении числа Маха, равном 0,54, мы видим на снимке появление очень маленьких волн Маха. Срыва потока при этой скорости еще не видно.

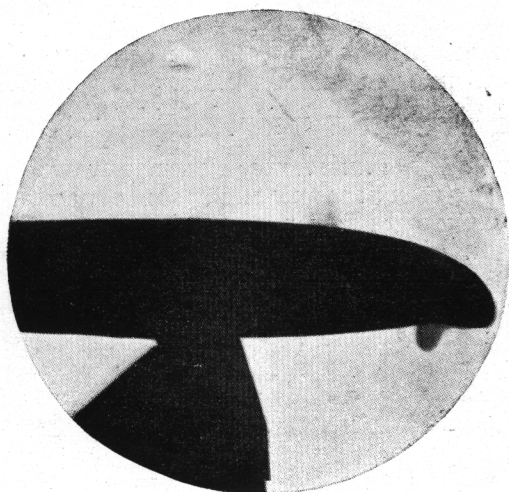
При значении числа Маха 0,663 мы видим на нижней поверхности у носка профиля сверхзвуковую зону с прямым скачком уплотнения. За прямым скачком уплотнения виден срыв; с ростом скорости скачок продвигается назад очень медленно — срыв потока задерживает развитие сверхзвуковой зоны. Обращает на себя внимание то, что сверхзвуковая зона очень не глубоко проникает в поток и мощность прямого скачка невелика. Однако хоть и медленно, но скачок продвигается к задней кромке профиля: при $M=0,76$ он располагается на 25% хорды, а при $M=0,83$ — на 40%. При этом впереди скачка срыв ликвидируется и при очень большой скорости, когда скачок подходит к задней кромке, зона срыва становится очень маленькой.

При значении числа Маха, равном 0,825 (фиг. 37), когда модель находится в прямом положении, перед стойкой подвески располагаются два прямых скачка, вызванных находящимся в этом месте краем отверстия шарнира стойки. Эти скачки и являются физической причиной большой интерференции крыла со стойками подвески.

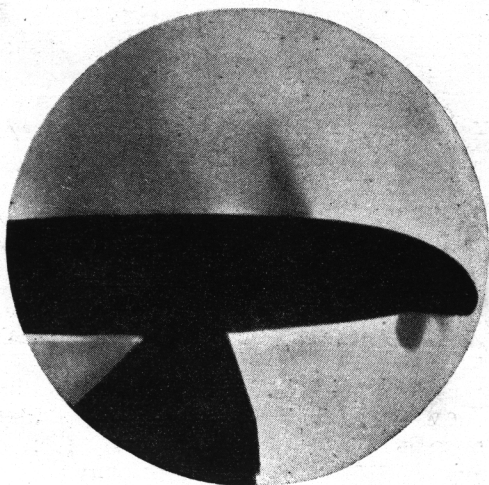
На верхней поверхности профиля сверхзвуковая зона развивается значительно позже, чем на нижней, но скачок уплотнения приходит к задней кромке профиля раньше, чем на нижней поверхности, где он задерживается срывом. Срыв на верхней поверхности возникает только при максимальных значениях числа Маха.

Картина обтекания профиля NASA 4412 при $c_{y\text{ несж}} = 0,08$ (фиг. 40—44) не отличается существенно от картины обтекания при $c_{y\text{ несж}} = -0,009$. Виден срыв потока на нижней поверхности. Так как положительный градиент давления за пиком разрежения на нижней поверхности здесь меньше, чем при $c_{y\text{ несж}} = -0,009$, то скачок уплотнения к задней кромке перемещается несколько быстрее. При $c_{y\text{ несж}} = 0,215$ (фиг. 45—49) срыва потока на нижней поверхности мы уже не наблюдаем. При $M=0,865$, когда скачок доходит до задней кромки, виден срыв потока с верхней поверхности. При $c_{y\text{ несж}} = 0,478$ (фиг. 50—52) при значении числа Маха, равном 0,67, виден уходящий из поля зрения прямой скачок уплотнения на верхней поверхности профиля. При числах Маха 0,78 и 0,825 видна неглубокая сверхзвуковая зона на нижней поверхности, не вызывающая срыва потока.

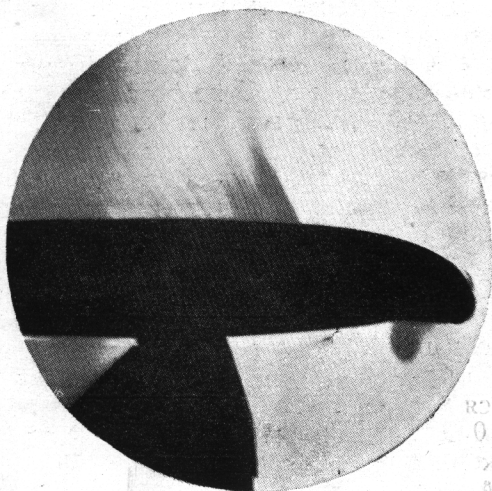
Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 показано на фиг. 53—73. Этот профиль обладает очень высокими значениями критического числа Маха. В соответствии с этим сверхзвуковые зоны появляются у этого профиля при гораздо больших числах Маха, чем у профилей NASA 23012 и NASA 4412.



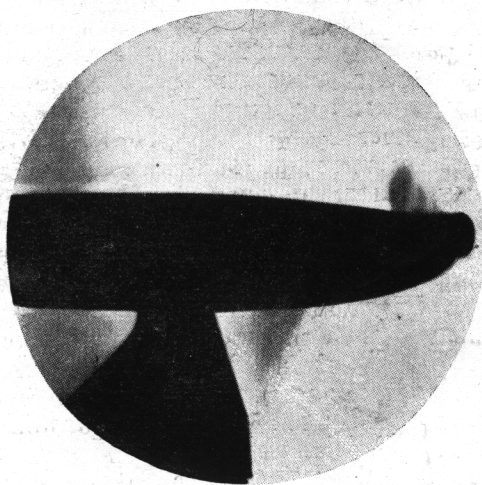
Фиг. 2. $M = 0,709$



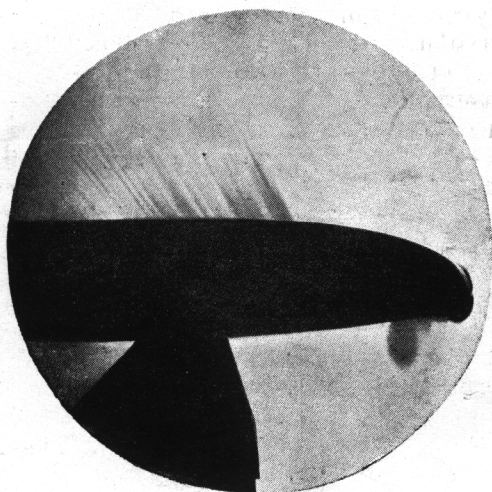
Фиг. 3. $M = 0,733$



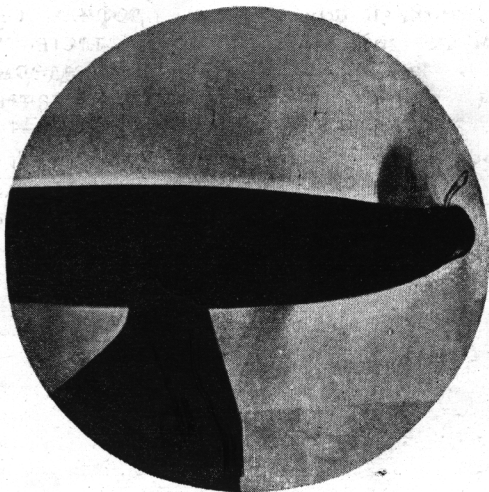
Фиг. 4. $M = 0,758$



Фиг. 5. $M = 0,761$

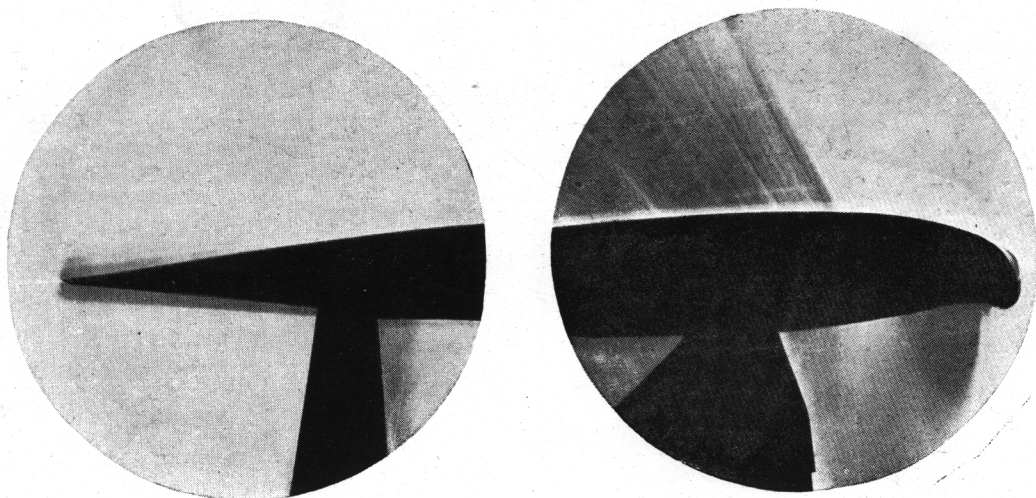


Фиг. 6. $M = 0,788$

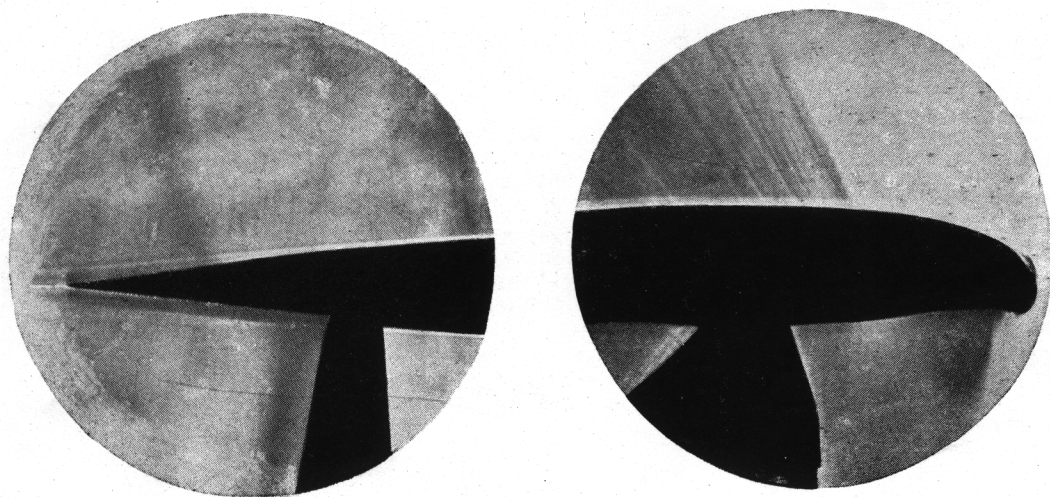


Фиг. 7. $M = 0,788$

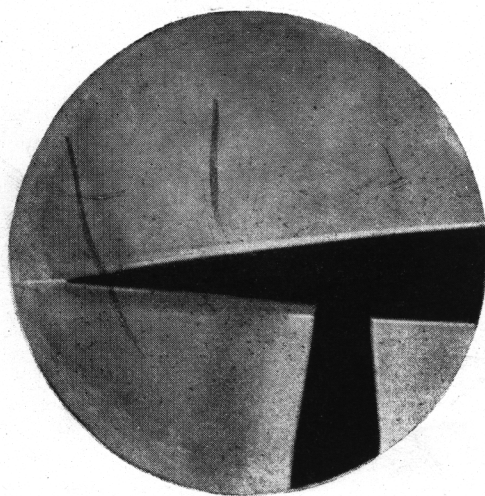
Обтекание профиля NASA 23012 при $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -1^\circ 12'$



Фиг. 8. $M = 0,835$

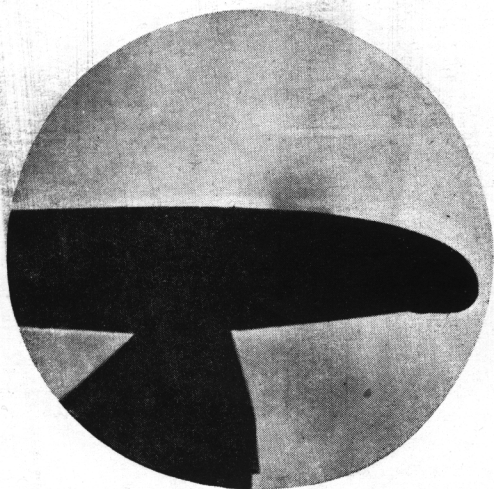


Фиг. 9. $M = 0,845$

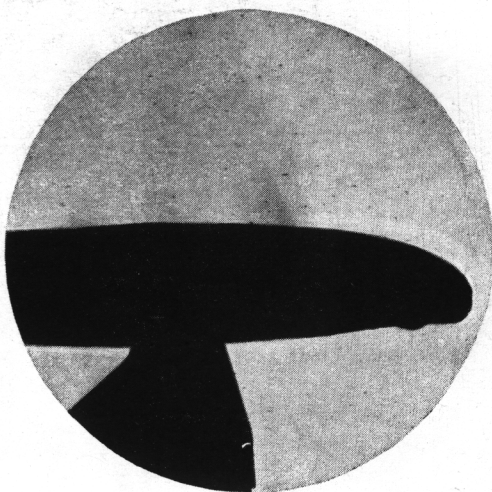


Фиг. 10. $M = 0,860$

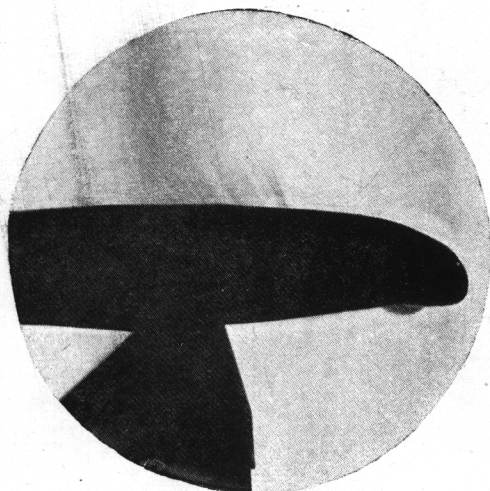
Обтекание профиля *NACA 23012* при $c_{y\text{ несж}} = 0,09$, $\alpha = 0^\circ 10'$



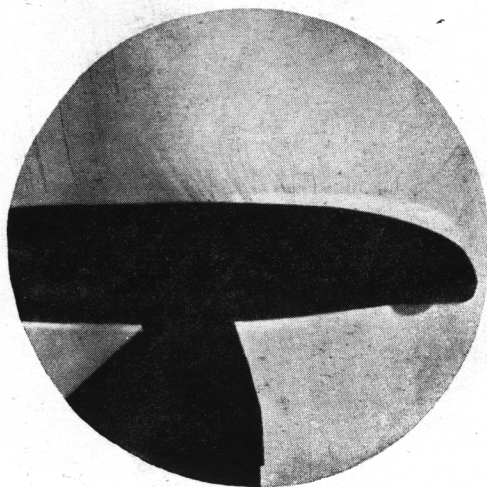
Фиг. 11. $M = 0,676$



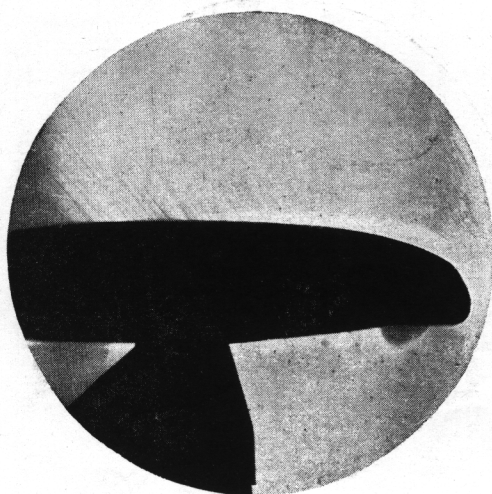
Фиг. 12. $M = 0,702$



Фиг. 13. $M = 0,729$

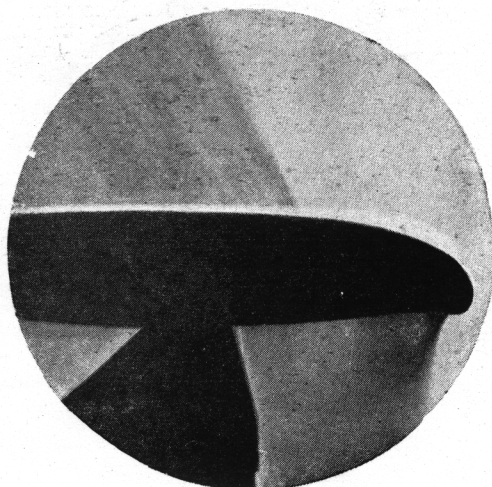
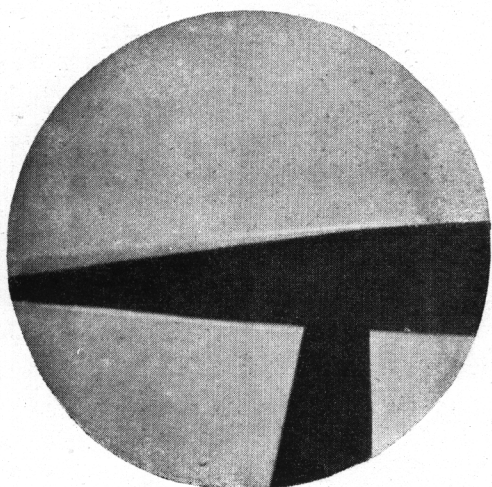


Фиг. 14. $M = 0,751$

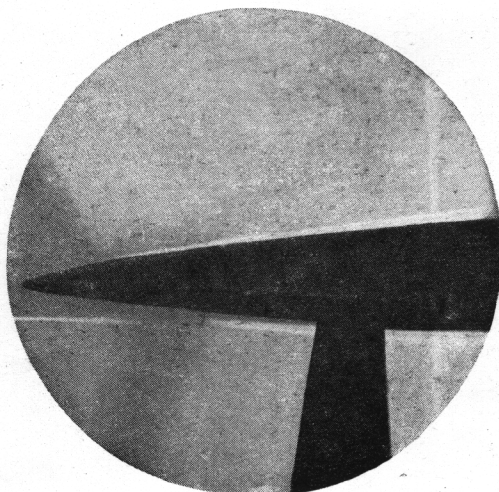


Фиг. 15. $M = 0,775$

Обтекание профиля NASA 23012 при $c_{y \text{ несж}} = 0,09$, $\alpha = 0^\circ 10'$

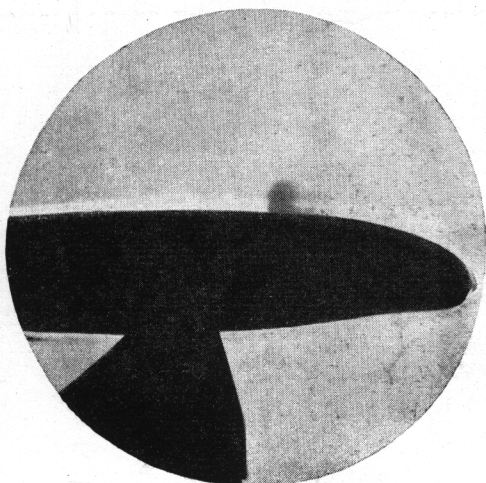


Фиг. 16. $M = 0,835$

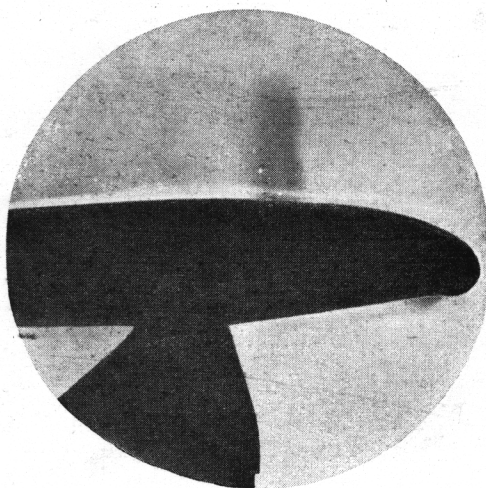


Фиг. 17. $M = 0,865$

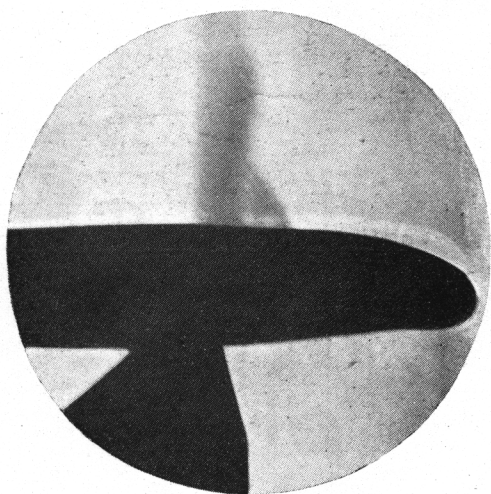
Обтекание профиля NASA 23012 при $c_{y \text{ несж}} = 0,209$, $\alpha = 1^\circ 40'$



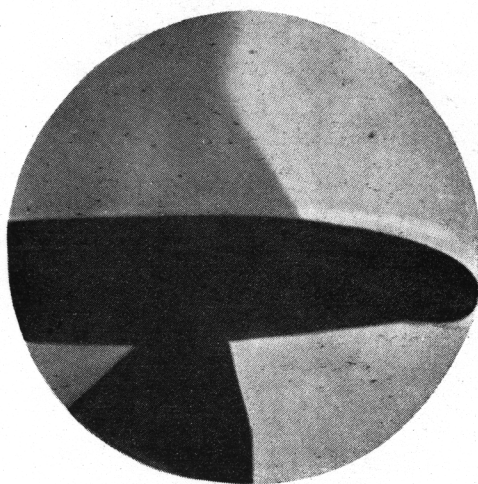
Фиг. 18. $M = 0,624$



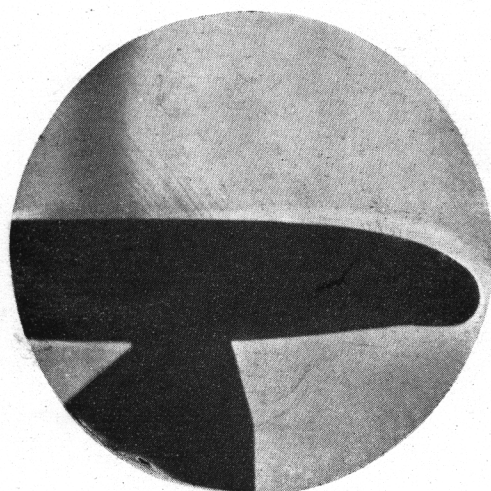
Фиг. 19. $M = 0,650$



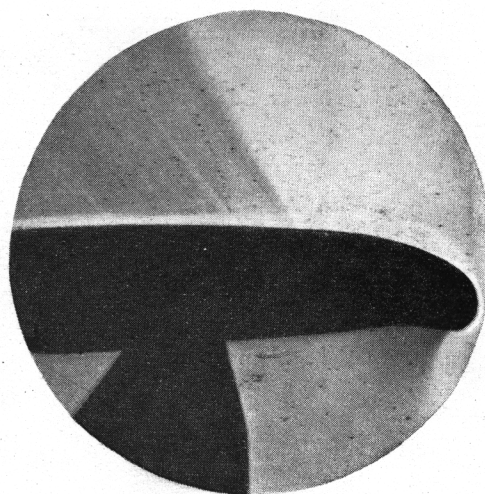
Фиг. 20. $M = 0,688$



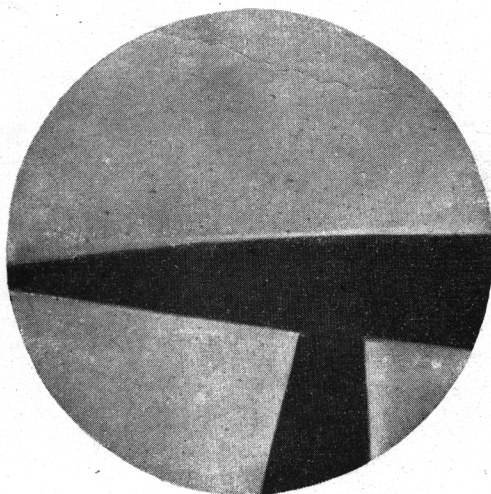
Фиг. 21. $M = 0,703$



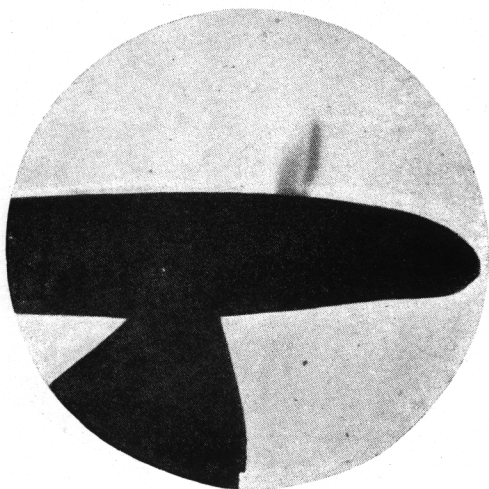
Фиг. 22. $M = 0,733$



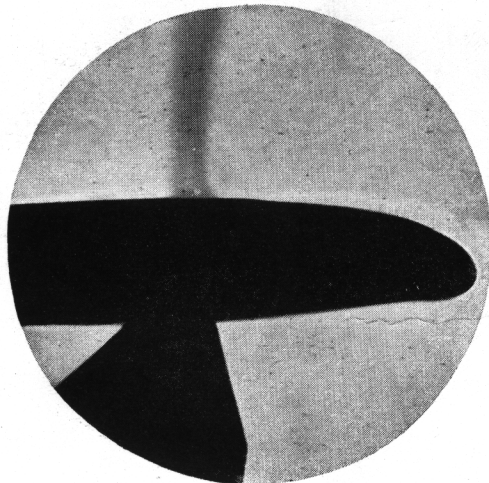
Фиг. 23. $M = 0,781$



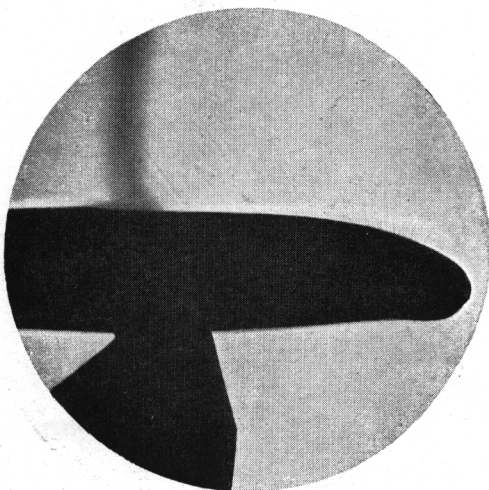
Фиг. 24. $M = 0,825$



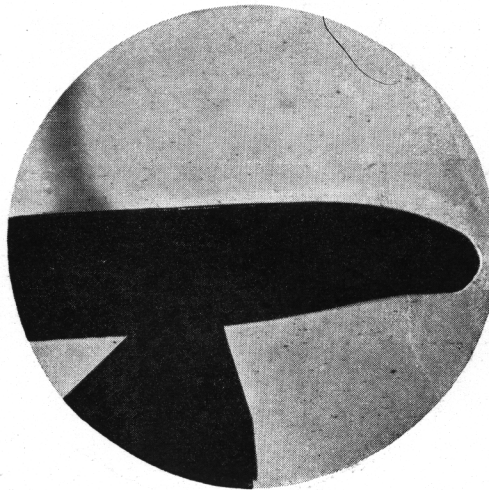
Фиг. 25. $M = 0,628$



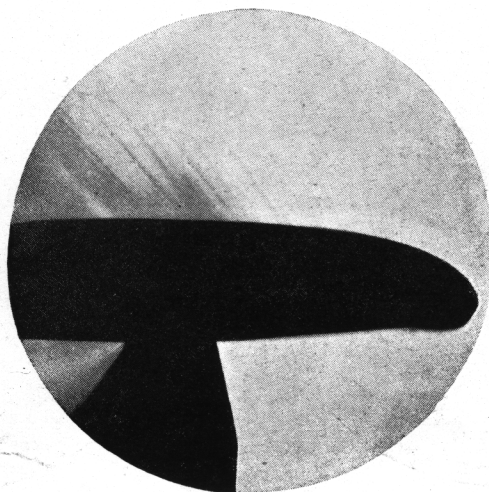
Фиг. 26. $M = 0,675$



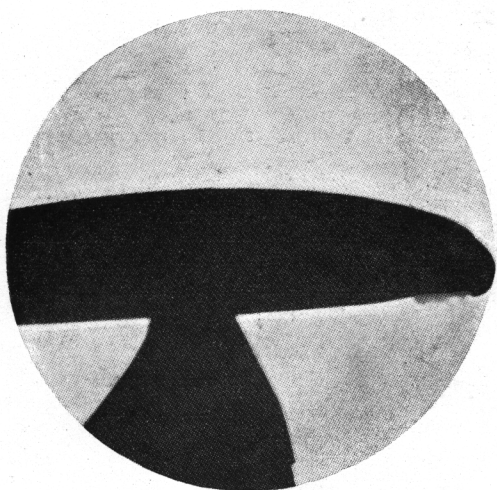
Фиг. 27. $M = 0,704$



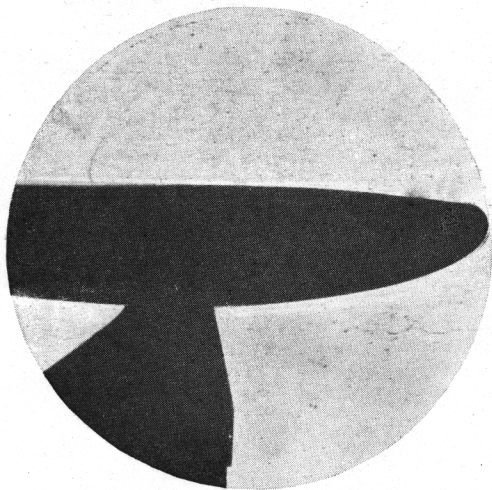
Фиг. 28. $M = 0,724$



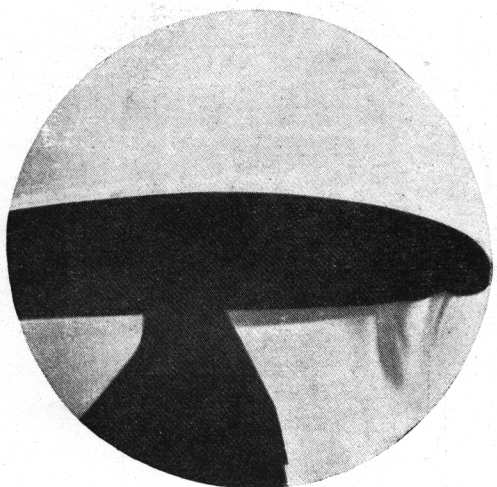
Фиг. 29. $M = 0,770$



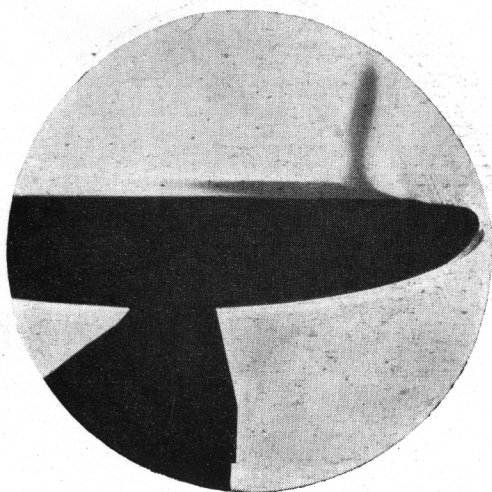
Фиг. 30. $M = 0,540$



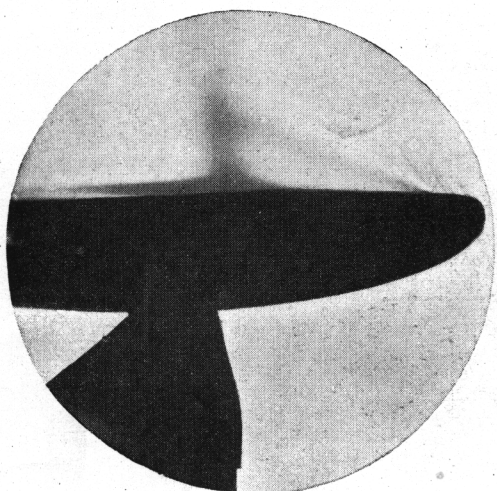
Фиг. 31. $M = 0,580$



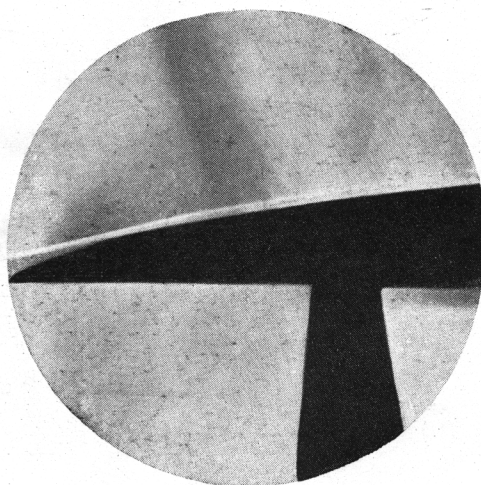
Фиг. 32. $M = 0,663$



Фиг. 33. $M = 0,700$

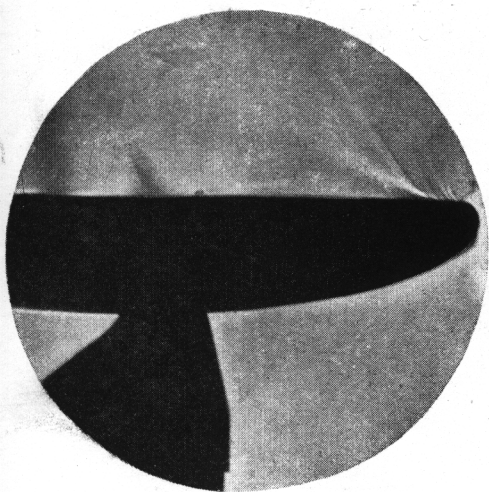


Фиг. 34. $M = 0,760$

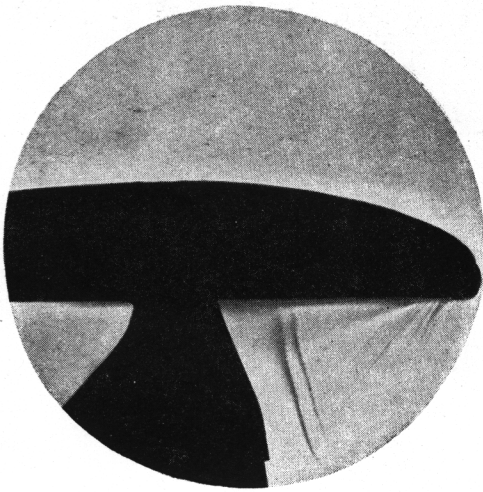


Фиг. 35. $M = 0,800$

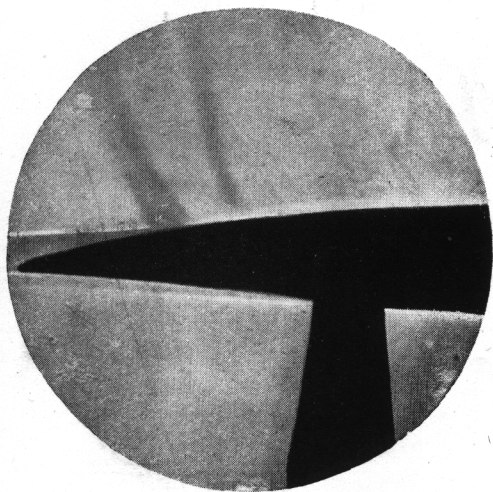
Обтекание профиля *NACA 4412* при $c_{y \text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -4^{\circ}05'$



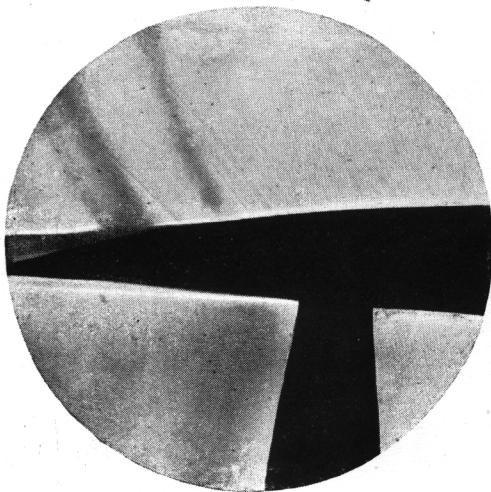
Фиг. 36. $M = 0,830$



Фиг. 37. $M = 0,825$

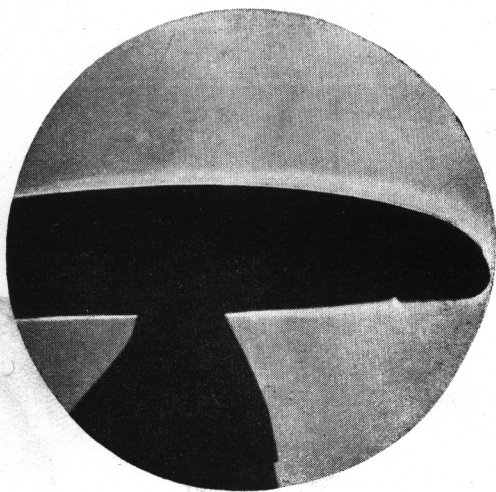


Фиг. 38. $M = 0,835$

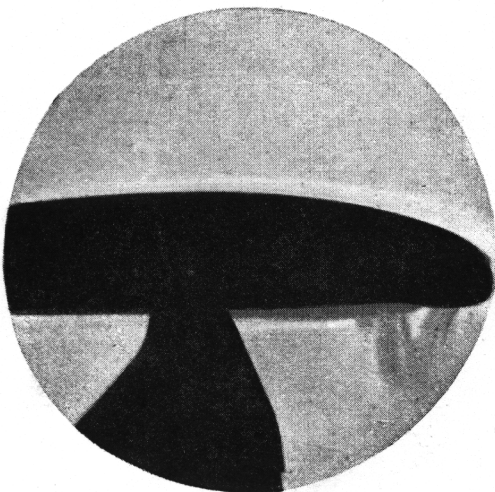


Фиг. 39. $M = 0,845$

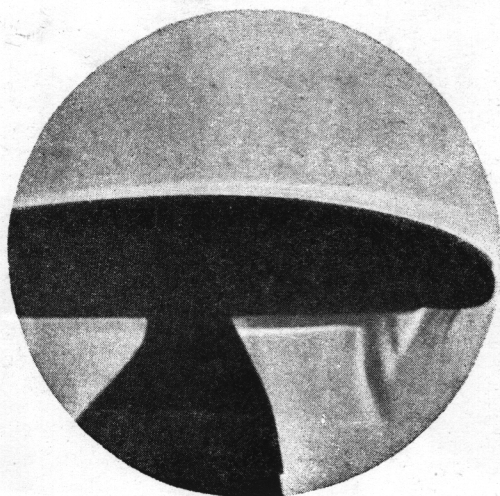
Обтекание профиля *NACA 4412* при $c_{y \text{ несж}} = 0,08$, $\alpha = -3^{\circ}00'$



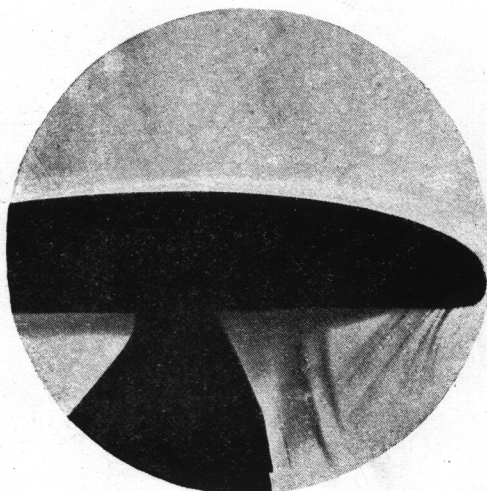
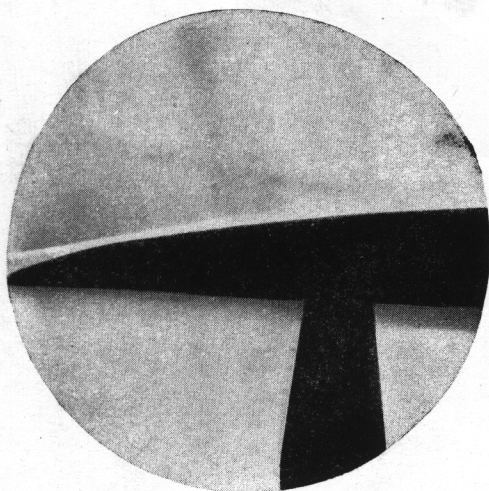
Фиг. 40. $M = 0,571$



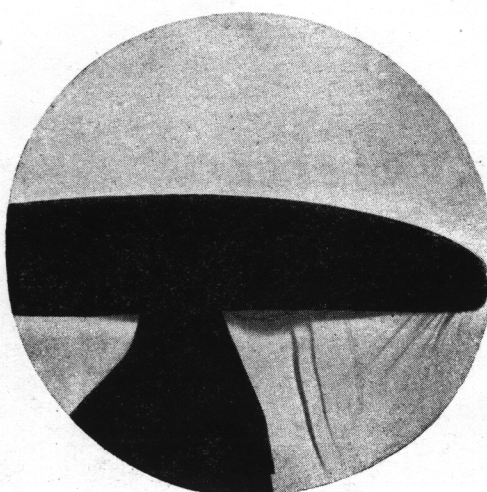
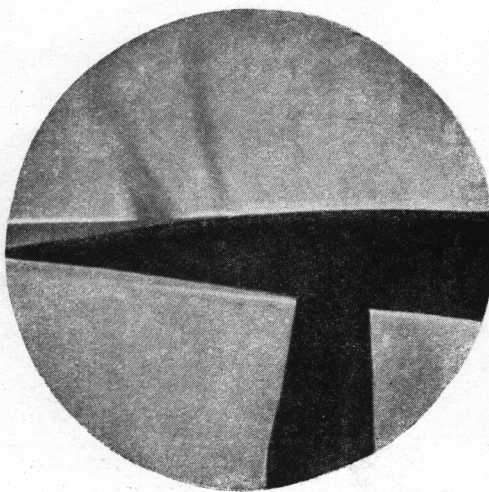
Фиг. 41. $M = 0,670$



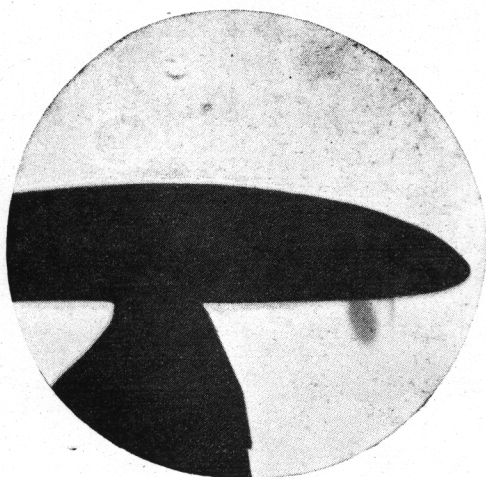
Фиг. 42. $M = 0,695$



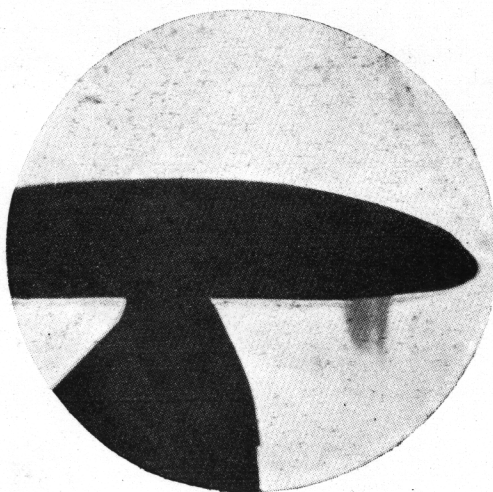
Фиг. 43. $M = 0,780$



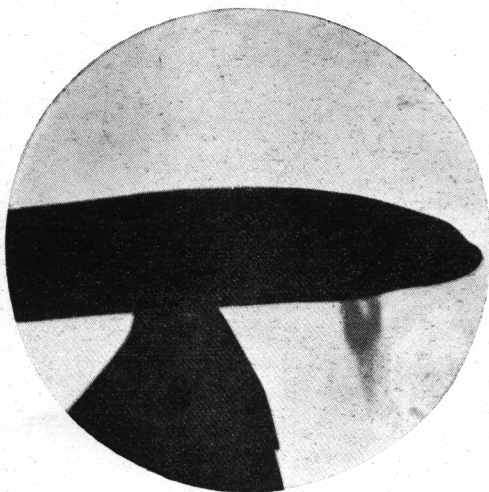
Фиг. 44. $M = 0,825$



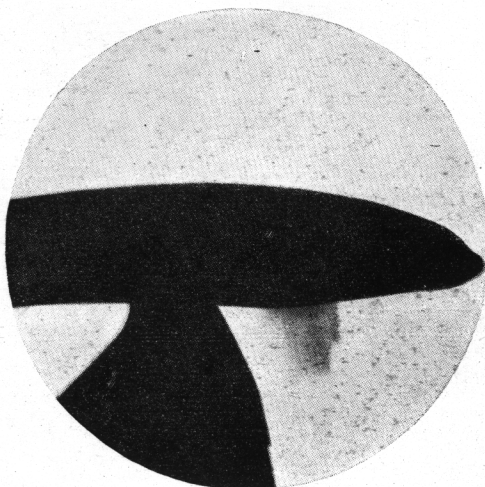
Фиг. 45. $M = 0,673$



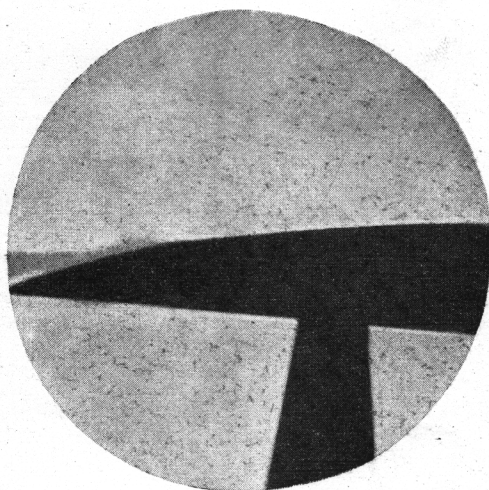
Фиг. 46. $M = 0,708$



Фиг. 47. $M = 0,726$

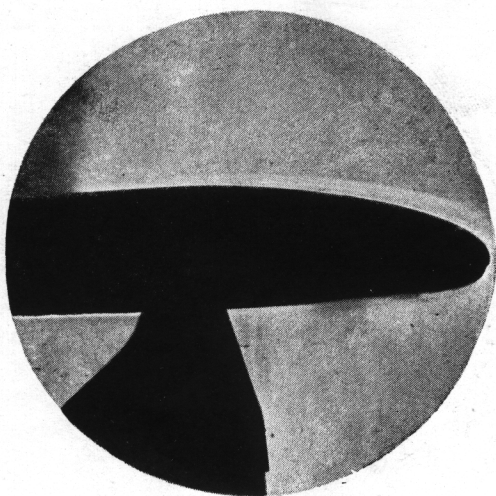


Фиг. 48. $M = 0,780$

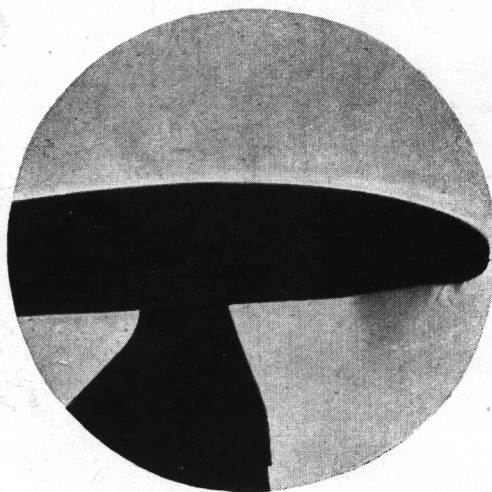


Фиг. 49. $M = 0,865$

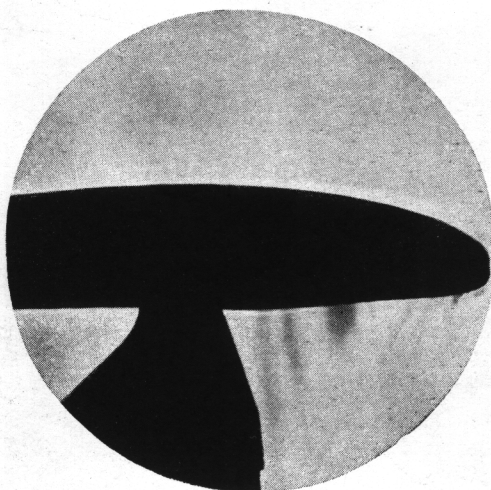
Обтекание профиля NASA 4412 при $c_{y \text{ несж}} = 0,478$, $\alpha = 1^\circ 24'$



Фиг. 50. $M = 0,67$

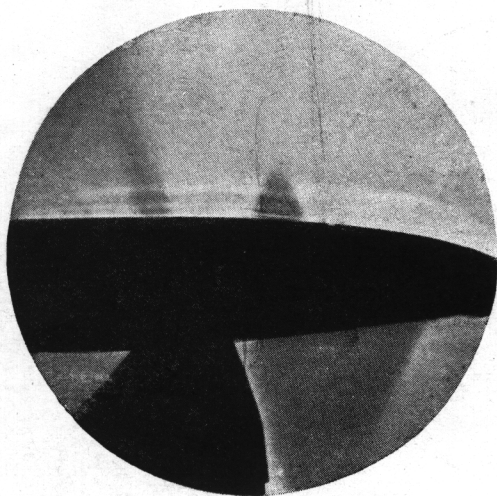


Фиг. 51. $M = 0,780$

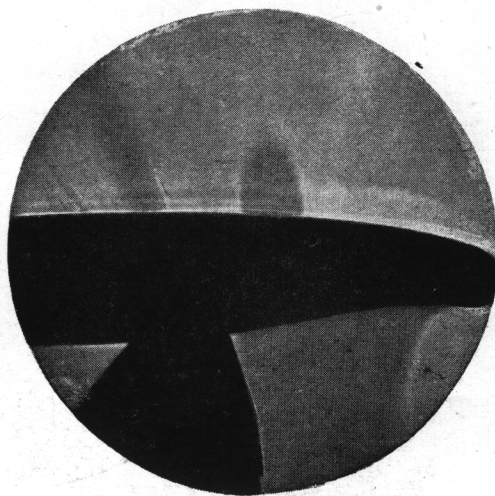


Фиг. 52. $M = 0,825$

Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 при $c_{y \text{ несж}} = -0,041$, $\alpha = -0^\circ 39'$

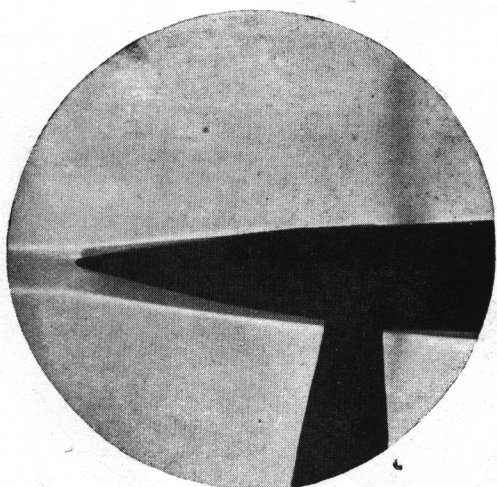


Фиг. 53. $M = 0,748$

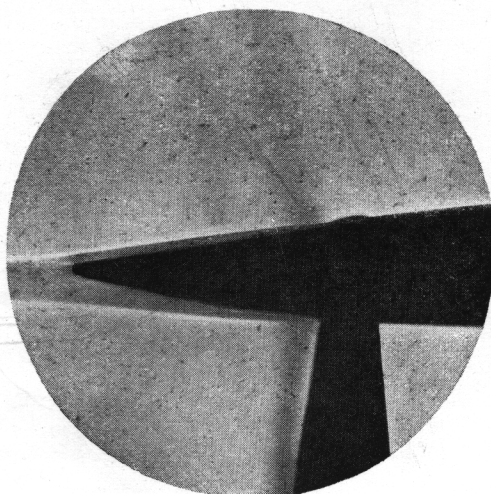


Фиг. 54. $M = 0,764$

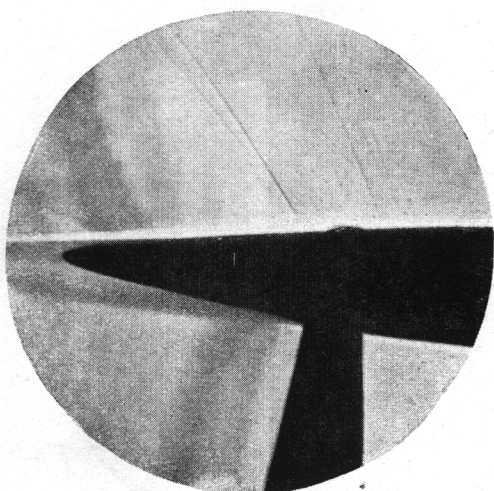
Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 при $c_{y \text{ несж}} = -0,041$, $\alpha = -0^\circ 39'$



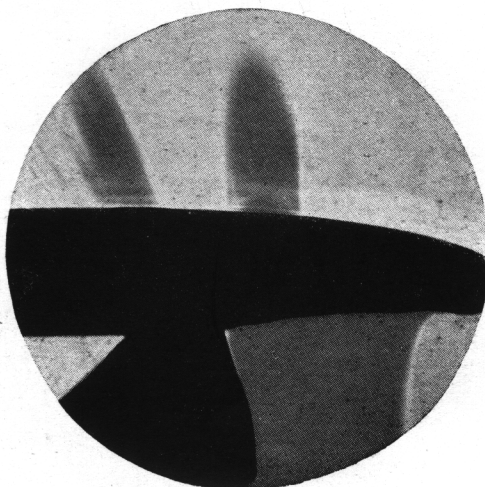
Фиг. 55. $M = 0,800$



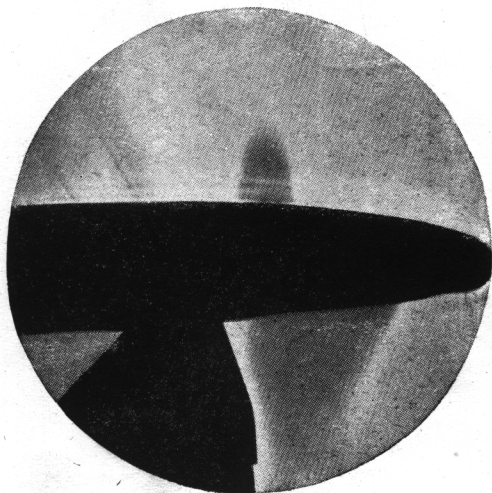
Фиг. 56. $M = 0,820$



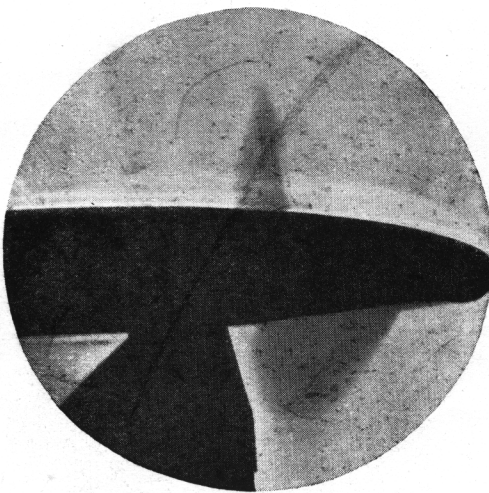
Фиг. 57. $M = 0,850$



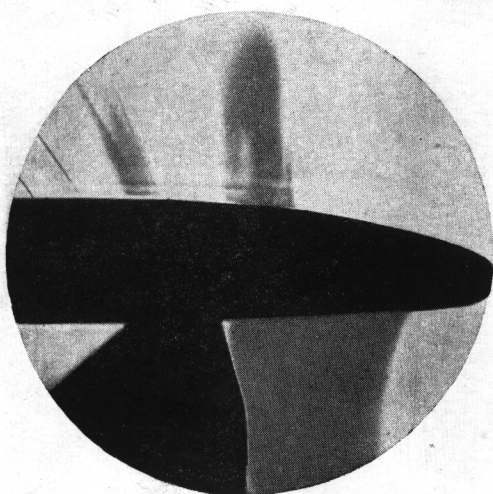
Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 при $c_{y \text{ несж}} = 0,035$, $\alpha = 0^\circ 30'$



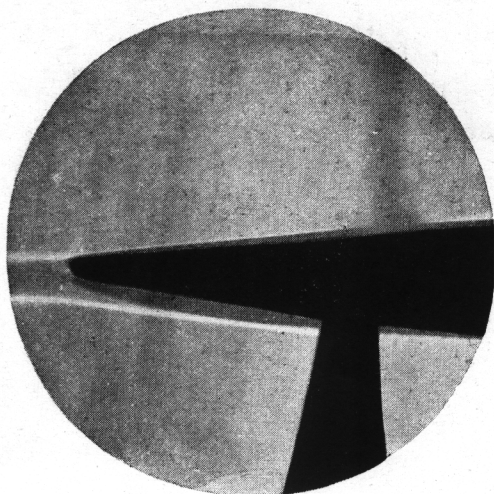
Фиг. 58. $M = 0,740$



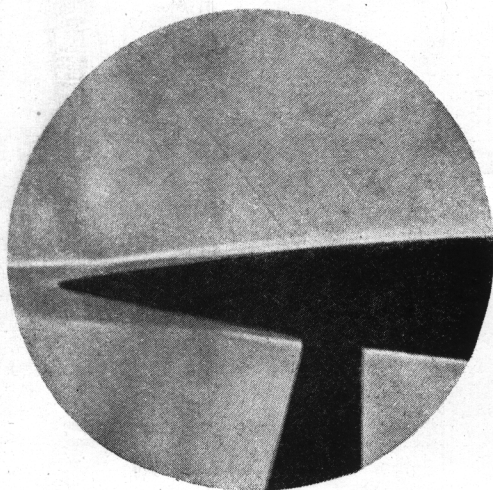
Фиг. 59. $M = 0,770$



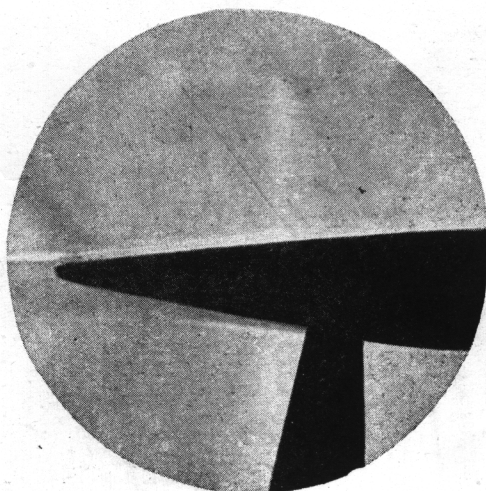
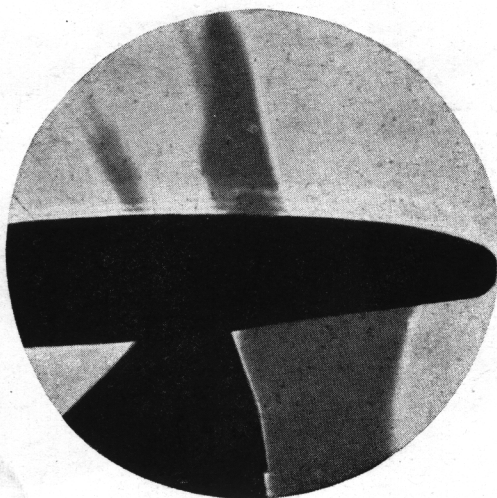
Фиг. 60. $M = 0,800$



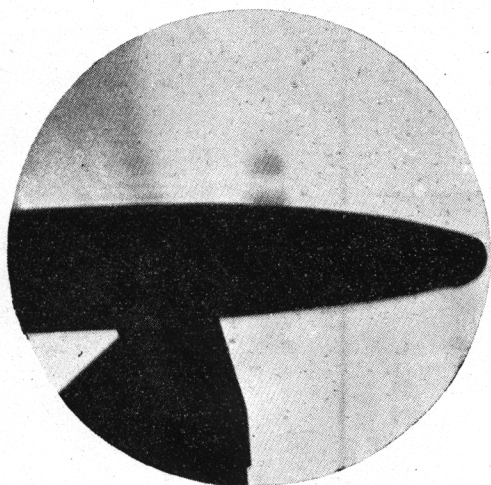
Фиг. 61. $M = 0,820$



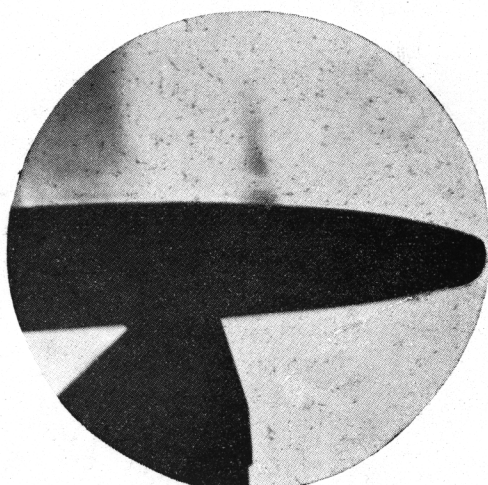
Фиг. 62. $M = 0,850$



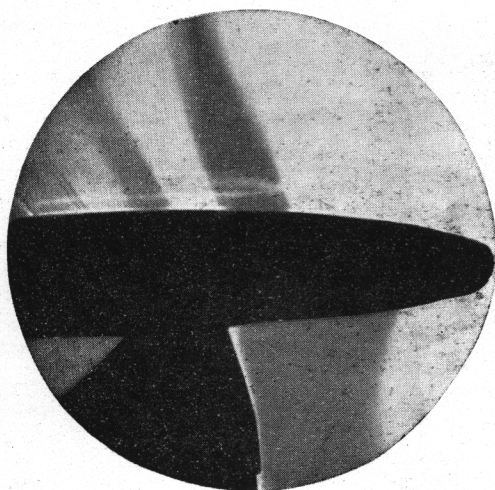
Фиг. 63. $M = 0,865$



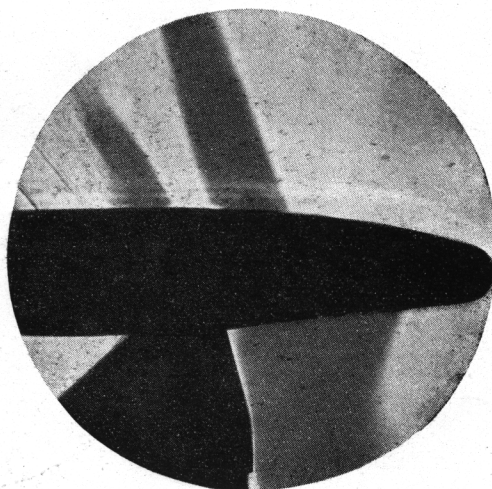
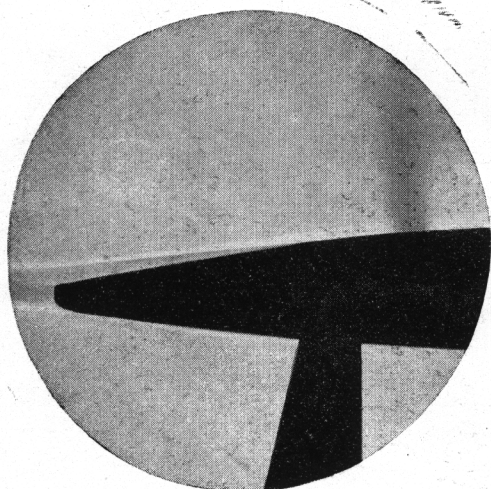
Фиг. 64. $M = 0,700$



Фиг. 65. $M = 0,723$

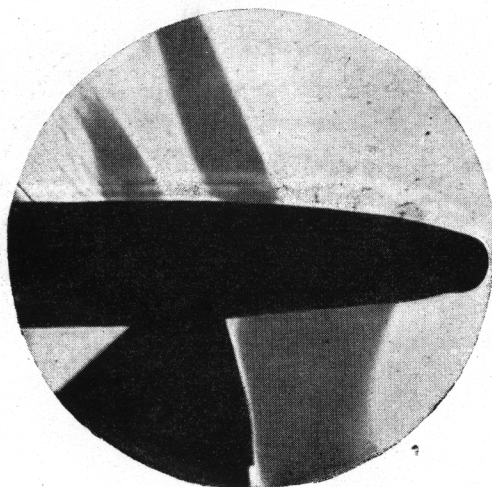
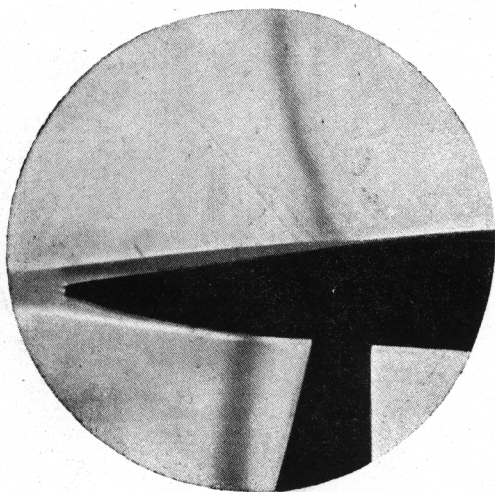


Фиг. 66. $M = 0,751$



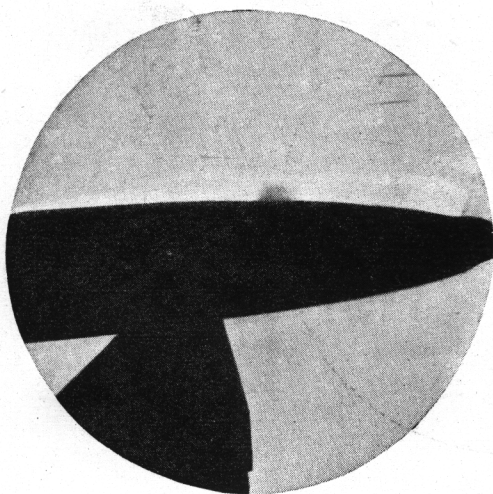
Фиг. 67. $M = 0,800$

Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 при $c_{y \text{ несж}} = 0,175$, $\alpha = 2^\circ 02'$

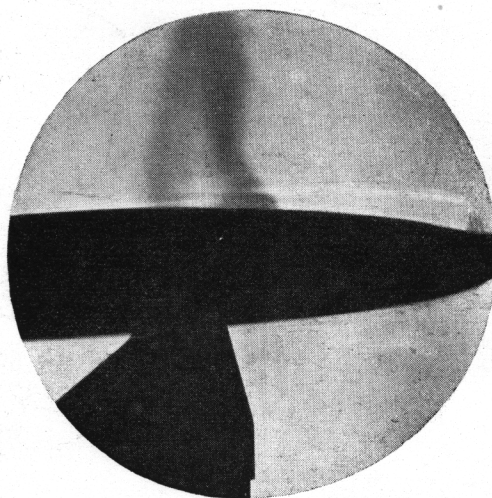


Фиг. 68. $M = 0,845$

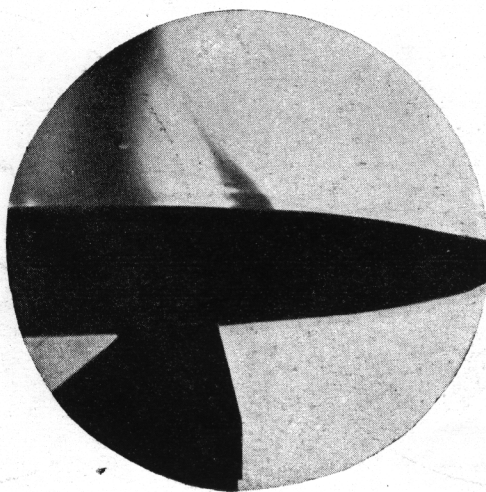
Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 при $c_{y \text{ несж}} = 0,422$, $\alpha = 5^\circ 16'$



Фиг. 69. $M = 0,616$

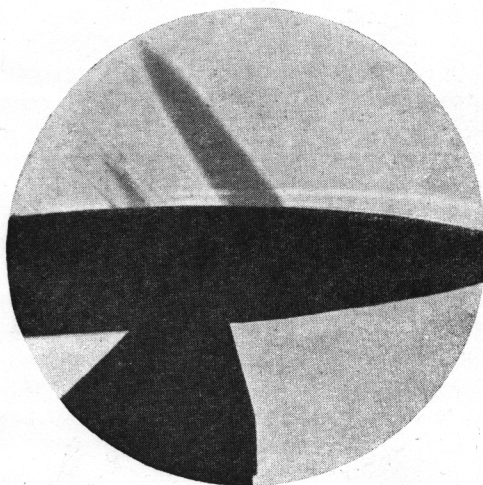
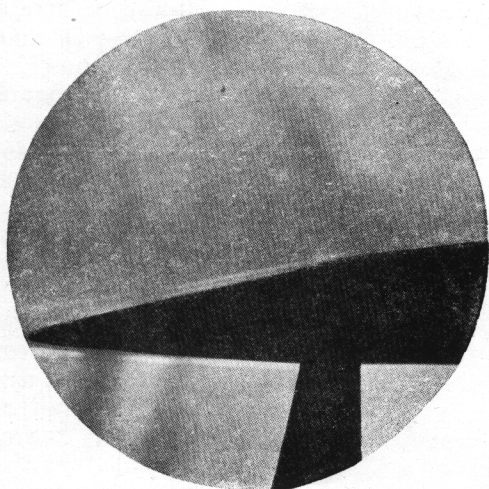


Фиг. 70. $M = 0,677$



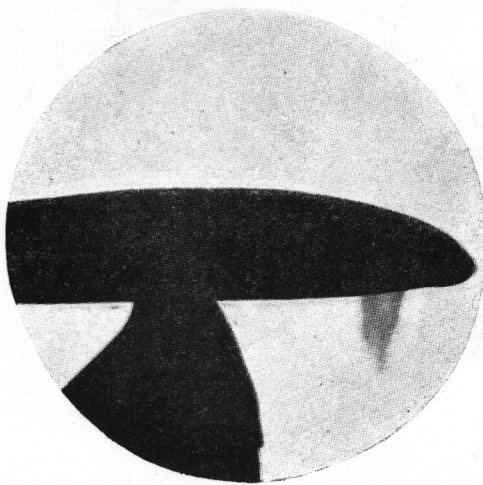
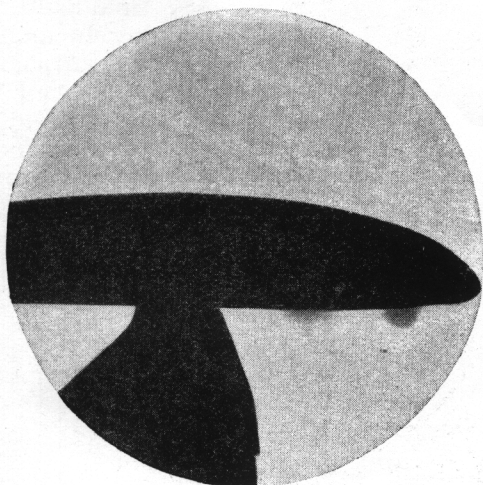
Фиг. 71. $M = 0,690$

Обтекание профиля ЦАГИ IB 1012 при $c_{y \text{ несж}} = 0,422$, $\alpha = 5^\circ 16'$



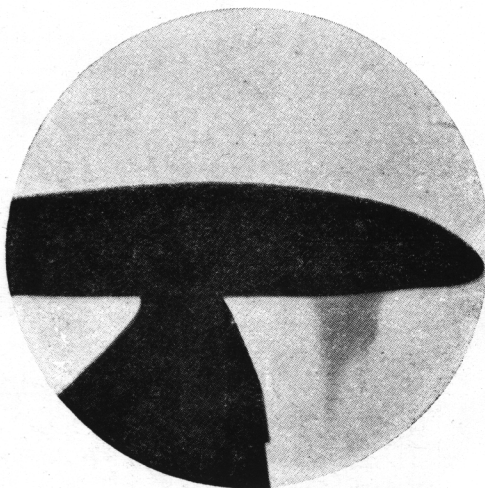
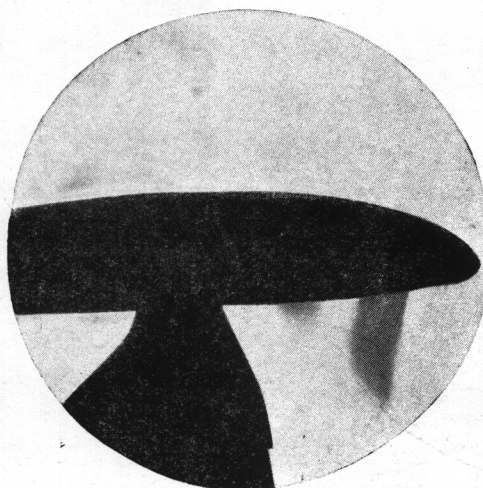
Фиг. 72. $M = 0,840$

Обтекание профиля Clark-YH-12% при $c_{y \text{ несж}} = 0,015$, $\alpha = -2^\circ 07'$



Фиг. 73. $M = 0,624$

Фиг. 74. $M = 0,680$



Фиг. 75. $M = 0,710$

Фиг. 76. $M = 0,755$

Снимки обтекания этого профиля при $c_{у\text{ несж}} = -0,041$ (фиг. 53—57) и $c_{у\text{ несж}} = 0,035$ (фиг. 58—63) показывают появление волн Маха только при значениях числа Маха набегающего потока, равных 0,74. Так же, как и профиль NASA 23012, этот профиль имеет небольшую зону положительного градиента давления на верхней поверхности на 25% хорды. С ростом скорости эта зона образует косой скачок уплотнения.

Тень на нижней поверхности профиля указывает на повышение давления после очень небольшого пика разрежения, расположенного у носка профиля. Разрежение в этом пике не достигает до критического значения, и он не оказывает существенного влияния на обтекание профиля. Срыв за прямым скачком на малых углах атаки у этого профиля возникает у самой задней кромки только при очень больших значениях числа Маха.

На большом угле атаки, при $c_{у\text{ несж}} = 0,422$ (фиг. 69—72), срыв на верхней поверхности начинается примерно на середине профиля. На фотографиях у хвостовой части профиля видна широкая, размытая полоса срыва, идущая над верхней поверхностью.

Обтекание профиля Clark-YH—12% при $c_{у\text{ несж}} = 0,015$ показано на фиг. 73—76. У этого профиля при угле атаки, соответствующем значению $c_{у\text{ несж}}$, близкому к нулю, имеется пик разрежения на нижней поверхности. В соответствии с этим на снимках мы видим небольшую зону сверхзвуковых скоростей у носка профиля с небольшим скачком уплотнения. Срыв потока отсутствует. Сверхзвуковая зона очень не глубоко проникает в поток; скачок уплотнения медленно смещается к задней кромке.

Как было указано выше, на ряде снимков можно заметить линии Маха. Это позволяет произвести измерение распределения местных значений чисел Маха по поверхности профиля.

Как известно, число Маха связано с углом α , образуемым линией Маха с направлением скорости, следующей зависимостью: $M = \frac{1}{\sin \alpha}$.

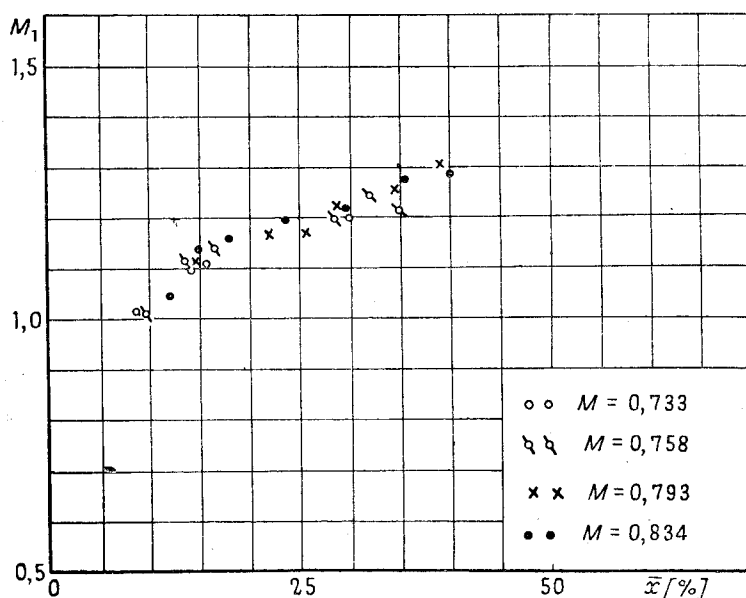
Величины углов α были измерены по снимкам обтекания профиля NASA 23012 при помощи инструментального микроскопа. При этом было принято, что скорость направлена по касательной к поверхности профиля.

Распределение местных значений числа Маха по поверхности профиля NASA 23012, измеренное по волнам Маха, приведено на фиг. 77, 78 и 79.

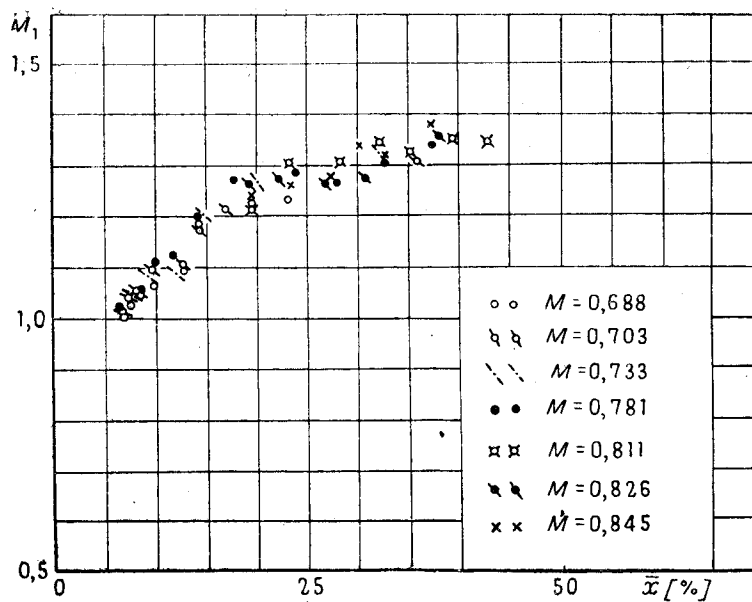
Автором настоящей статьи было высказано предположение, что распределение местных значений числа Маха по поверхности профиля до скачка уплотнения постоянно и не зависит от числа Маха потока. Эта закономерность была полностью и с большой точностью доказана опытами И. П. Горского по измерению распределения давления по профилям. Эти опыты, как было указано выше, велись параллельно с настоящими опытами.

Приведенные на фиг. 77—79 графики подтверждают эту закономерность.

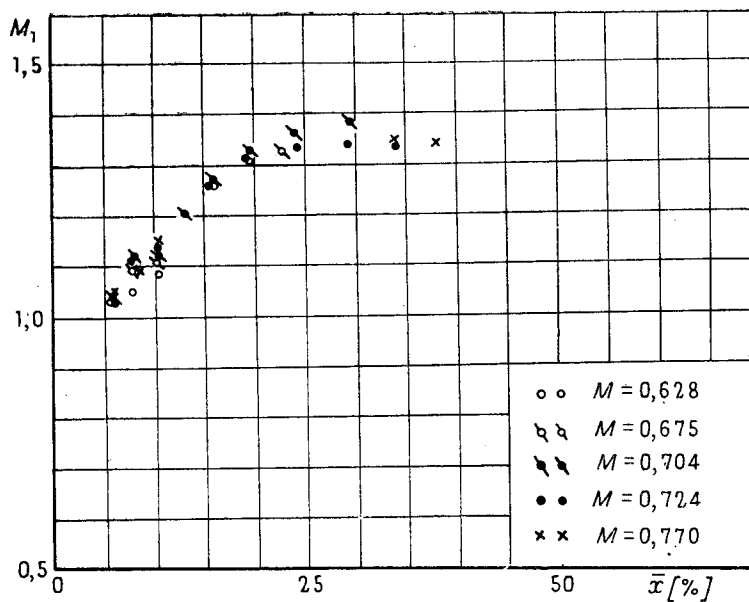
Разброс точек на графиках объясняется тем, что точность измерения углов Маха невысока. Однако никакого систематического изменения распределения местных значений числа Маха на профиле с ростом числа Маха потока не обнаруживается.



Фиг. 77. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля NASA 23012; $c_{у\text{ несж}} = -0,009$, $\alpha = -1^\circ 12'$; определялось по измерениям углов Маха



Фиг. 78. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,209$, $\alpha = 1^\circ 40'$; определялось по измерениям углов Маха



Фиг. 79. Распределение местных значений числа Маха по верхней поверхности профиля NASA 23012; $c_{y \text{ несж}} = 0,327$, $\alpha = 3^\circ 00'$; определялось по измерениям углов Маха

В В О Д Ы

Анализ снимков и сопоставление их с результатами измерения сопротивления профилей позволяет сделать следующие основные выводы.

1. При числах Маха, превышающих критическое, на поверхности профиля образуется местная зона сверхзвуковых скоростей, заканчивающаяся скачком уплотнения.

Основным типом обтекания крыловых профилей при сверхкритических числах Маха является обтекание без срыва потока за скачком уплотнения.

2. Сверхзвуковая зона возникает на профиле в области минимума давления и по мере роста числа Маха потока развивается вглубь потока, перемещая одновременно скачок уплотнения к задней кромке профиля. Распределение местных значений числа Маха по поверхности профиля до скачка уплотнения остается постоянным; оно не зависит от числа Маха потока.

3. Увеличение сопротивления профилей NASA 23012, ЦАГИ IB 1012 и профиля Clark-YH—12% при числах Маха, превышающих критическое, объясняется главным образом волновым сопротивлением, связанным с наличием скачка уплотнения. Величина волнового сопротивления при данном значении $M-M_{\text{крит}}$ зависит главным образом от глубины проникновения в поток зоны сверхзвуковых скоростей. Пики разрежения образуют очень не глубокую зону сверхзвуковых скоростей и вызывают поэтому медленный рост волнового сопротивления.

4. Увеличение сопротивления профиля NASA 4412 при небольших значениях коэффициента подъемной силы на сверхкритических скоростях связано со срывом потока за скачком уплотнения на нижней поверхности профиля. Возникновение срыва обусловлено наличием очень большого пика разрежения с резким возрастанием давления за ним. Срыв локализует развитие сверхзвуковой зоны, замедляя продвижение скачка уплотнения к задней кромке.

По мере продвижения скачка уплотнения к задней кромке срыв до скачка ликвидируется и зона срыва на профиле уменьшается. Поэтому на достаточно больших сверхкритических скоростях и у профиля NASA 4412 основную долю сопротивления составляет волновое сопротивление.

5. Кроме прямого скачка уплотнения, на профиле возникают косые скачки уплотнения. Они определяются местными особенностями распределения скоростей по профилю, и их положение не зависит от числа Маха потока.

Нашими опытами не обнаружено существенного влияния косых скачков уплотнения на обтекание профиля.

6. При плавном распределении скоростей по профилю возможно возникновение колебаний скачка уплотнения. Колебания скачка сопровождаются значительными колебаниями нагрузки на крыло и являются причиной вибраций, возникающих при сверхкритических скоростях. Устойчивость скачка увеличивается с ростом скорости.

ЛИТЕРАТУРА

1. В. Г. Гальперин, И. П. Горский, А. П. Ковалев, С. А. Христианович. Исследование аэродинамических характеристик крыловых профилей при больших скоростях в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106. Труды ЦАГИ, 1945 г.

2. A. Toepler. Beobachtungen nach einer neuer optischen Methode. Ostwalds Klassiker der exakten Wissenschaften № 157—158.

3. H. Schardin. Das Toeplersche Schlierenverfahren Forschungsheft V. D. I. № 367, 1934.

4. Д. Д. Максutow. Теневые методы исследования оптических систем.

5. В. Г. Гальперин, И. П. Горский, А. П. Ковалев. Экспериментальные исследования по аэродинамике больших скоростей. Труды ЦАГИ, 1945 г.