

НЕ ВЫДАВАТЬ И НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ  
В ОТКРЫТОЙ ПЕЧАТИ

## Т Р У Д Ы

ЦЕНТРАЛЬНОГО АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ИНСТИТУТА  
им. проф. Н. Е. Жуковского

---

Для служебного пользования

Экз. 

Выпуск 1034

# РАСЧЕТ ОБТЕКАНИЯ ПЛОСКИХ ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ ПОТОКОМ СОВЕРШЕННОГО ГАЗА ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

А. П. Базжин

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАТУПЛЕННЫХ КЛИНОВИДНЫХ ПРОФИЛЕЙ

А. П. Базжин, И. Ф. Челышева

---

БЮРО НАУЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ ЦАГИ

Москва 1966

# РАСЧЕТ ОБТЕКАНИЯ ПЛОСКИХ ТРЕУГОЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ ПОТОКОМ СОВЕРШЕННОГО ГАЗА ПРИ БОЛЬШИХ УГЛАХ АТАКИ

А. П. БАЗЖИН

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Приведены результаты расчета поля течения совершенного газа около нижних поверхностей плоских треугольных крыльев в диапазоне углов атаки от  $30^\circ$  до  $60^\circ$  при  $M = 6$  и от  $40^\circ$  до  $60^\circ$  при  $M = 4$  и 10. Рассмотрены крылья с углами стреловидности по передней кромке, равными  $70^\circ$ — $85^\circ$ . Предложена единая приближенная зависимость коэффициента нормальной силы треугольных крыльев от угла атаки в диапазоне изменения угла атаки от нуля до  $60^\circ$ .

## ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $r$  — радиус-вектор рассматриваемой точки;
  - $\varphi$  — угол, отсчитываемый в плоскости крыла от линии симметрии до проекции радиуса-вектора  $r$  на плоскость крыла;
  - $\theta$  — угол между радиусом-вектором  $r$  и его проекцией на плоскость крыла;
  - $u$  — компонент скорости по направлению  $r$ ;
  - $v$  — компонент скорости по направлению  $\theta$  в плоскости, перпендикулярной поверхности крыла;
  - $w$  — компонент скорости по направлению  $\varphi$ , параллельный поверхности крыла;
  - $p$  — давление;
  - $\rho$  — плотность;
  - $\Phi_k$  — половина угла при вершине крыла;
  - $\epsilon$  — угол наклона поверхности скачка уплотнения к поверхности крыла в плоскости  $\varphi = \text{const}$ ;
  - $\sigma$  — угол наклона поверхности скачка уплотнения к поверхности крыла в плоскости, перпендикулярной к плоскости  $\varphi = \text{const}$  и плоскости крыла.
- Индекс „0“ у  $\epsilon$  обозначает значение  $\epsilon$  при  $\varphi = 0$ , а у других параметров — значения этих параметров в плоскости крыла (при  $\theta = 0$ ).

Все газодинамические параметры являются безразмерными: давление отнесено к  $p_\infty$ ; плотность — к  $\rho_\infty$ ; компоненты скорости — к  $a_\infty/\sqrt{\gamma}$ ;  $a_\infty$  — скорость звука в набегающем потоке.

## ВВЕДЕНИЕ

В последнее время усилился интерес, проявляемый к изучению пространственных течений газа, в частности, к исследованию обтекания различных несущих тел гиперзвуковым потоком газа под углами атаки. Этот интерес вызван не только потребностями практики, но и возможностью расчета таких течений на быстродействующих счетных машинах.

Одним из простейших видов пространственных течений следует, очевидно, считать двумерные конические течения. Относящиеся к этому

классу течения около треугольных крыльев интересны с практической точки зрения, так как треугольное крыло часто рассматривается в качестве основного несущего элемента гиперзвуковых летательных аппаратов.

Настоящая работа посвящена расчету течения около нижней поверхности плоского треугольного крыла, обтекаемого гиперзвуковым потоком газа под большими углами атаки ( $30^\circ - 60^\circ$ ).

В опубликованной недавно работе [1] предложен интегральный метод, позволяющий рассчитывать течения около крыльев с различной степенью точности. На основе первого приближения этого метода дан подробный качественный анализ возможных схем течения на нижней поверхности плоского треугольного крыла.

В работе [4] для расчета течения около нижней поверхности треугольного крыла также был использован метод интегральных соотношений. Полученная в этой работе аппроксимирующая система обыкновенных дифференциальных уравнений имела две особые точки, а искомое решение строилось единственным образом путем определения значений двух неизвестных параметров.

Автором работы [3] было предложено сводить систему газодинамических уравнений к иной аппроксимирующей системе обыкновенных дифференциальных уравнений. При этом появляется возможность определить один из двух неизвестных параметров из граничных условий. Это, естественно, приводит к значительному сокращению затрат машинного времени на решение задачи, однако в тех случаях, когда аппроксимирующая система уравнений имеет две особые точки (а неизвестен лишь один параметр), необходимость строить решение в окрестности второй особой точки требует иного подхода к интегрированию аппроксимирующей системы. Как правило, это приводит к значительному увеличению потребного машинного времени.

В настоящей работе была принята аппроксимирующая система уравнений, предложенная в работе [3]. Основная цель работы заключалась в проведении систематических расчетов обтекания нижних поверхностей плоских треугольных крыльев в возможно более широком диапазоне углов атаки, чисел  $M$  и угла при вершине крыла. Были рассмотрены такие комбинации этих параметров, при которых течение около крыла является коническим, но скачок уплотнения отсоединен от передних кромок. Рассмотрено обтекание лишь нижней поверхности крыла. По-видимому, во многих практических случаях этого вполне достаточно, так как именно нижняя поверхность вносит наибольший вклад в создание аэродинамической силы и подвергается наиболее интенсивному нагреванию при больших углах атаки.

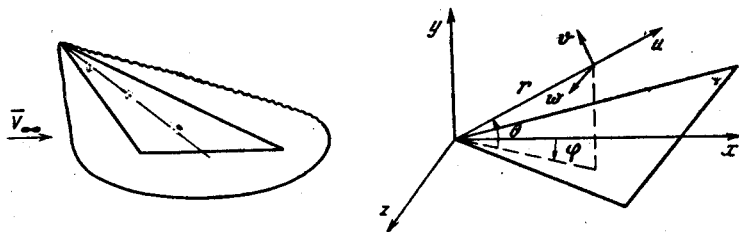
## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОД РЕШЕНИЯ

Рассматривается режим обтекания треугольного крыла, при котором течение является коническим, но головной скачок уплотнения не присоединен к передним кромкам крыла (фиг. 1). Требуется определить течение в зоне влияния около нижней поверхности крыла. Рассматриваются лишь те комбинации числа  $M$ , угла атаки и угла при вершине крыла, при которых влияние верхней поверхности крыла на нижнюю отсутствует. Газ считается совершенным, невязким и нетеплопроводным.

Задача решается в системе координат  $r, \theta, \varphi$ , показанной на фиг. 1. Граничными условиями на головном скачке уплотнения являются известные соотношения для косоугольного скачка в совершенном газе; граничное условие на теле имеет вид:

$$v(\varphi) \equiv 0 \quad \text{при } \theta = 0. \quad (1)$$

Для решения поставленной задачи используется метод интегральных соотношений в первом приближении, когда область между скачком уплотнения и телом рассматривается как единая полоса, без промежуточных линий. Система точных уравнений газовой динамики сводится



Фиг. 1

к интегральным соотношениям путем интегрирования по независимой переменной  $\theta$ .

Подынтегральные функции представляются приближенно в виде линейной зависимости от  $\theta$ , если они содержат функцию  $\psi$  в первой степени. Подынтегральные функции, не содержащие  $\psi$  или содержащие  $\psi^2$ , аппроксимируются по  $\theta$  квадратичной функцией.

### ОСОБЕННОСТИ АППРОКСИМИРУЮЩЕЙ СИСТЕМЫ УРАВНЕНИЙ И СПОСОБЫ ЕЕ ИНТЕГРИРОВАНИЯ

Аппроксимирующая система обыкновенных дифференциальных уравнений, к которой сводится исходная система уравнений газовой динамики, имеет вид:

$$\frac{dw_0}{d\varphi} = \frac{F_1(\varphi)}{\rho_0(w_0^2 - a_0^2)}, \quad (2)$$

$$\frac{d\rho_0}{d\varphi} = \frac{F_2(\varphi)}{w_0(w_0^2 - a_0^2)}, \quad (3)$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\varphi} = F_3(\varphi). \quad (4)$$

Здесь  $F_1, F_2, F_3$  — некоторые известные функции зависимых переменных и  $\varphi$ ;

$a_0^2$  — квадрат местной скорости звука;

$w_0$  — составляющая модуля скорости на направление  $\varphi$  на поверхности крыла;

$\varepsilon$  — угловое расстояние между крылом и скачком уплотнения.

В качестве решения исходной задачи принимается решение системы (2) — (4), удовлетворяющее граничным условиям и условиям регулярности во всех особых точках системы.

В плоскости симметрии крыла

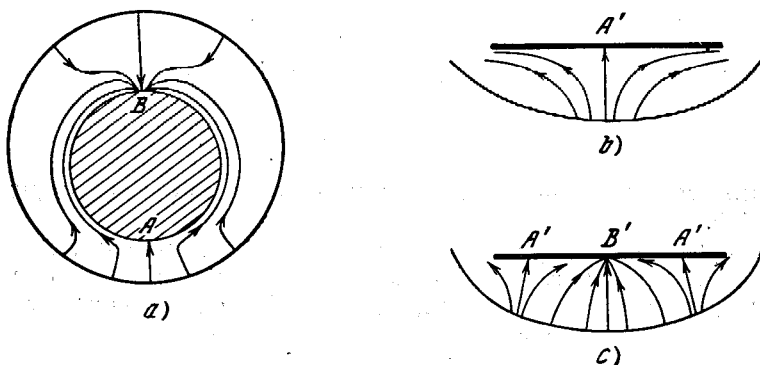
$$\varphi = 0; \quad \sigma = w_0 = 0. \quad (5)$$

Из условий симметрии следует также

$$\left. \frac{d\rho_0}{d\varphi} \right|_{\varphi=0} = 0, \quad \text{или} \quad F_2(0) = 0. \quad (6)$$

Отсюда можно определить значение радиальной составляющей скорости  $u_0(0)$ . Единственный, остающийся неизвестным параметр  $\varepsilon(0)$  определяется из условия, что  $w_0^2 = a_0^2$  на передней кромке крыла.

При симметричном обтекании треугольного крыла неперенной особенностью системы (2) — (4) является точка  $\varphi = 0$ , в которой  $w_0 = 0$ . Для точной системы уравнений конических течений эта точка может быть седлом (фиг. 2, а, точка А) или узлом (фиг. 2, а, точка В) в зависимости от того, является рассматриваемая образующая линией растекания или линией стекания потока [5]. В соответствии с этим выбор



Фиг. 2

начальных данных для интегрирования аппроксимирующей системы был основан на физической природе этой особенности. В любом случае нужная интегральная кривая выбирается единственным образом путем определения значения радиальной составляющей скорости  $u_0$  в точке  $\varphi = 0$  из условия:

$$\left. \frac{d\rho_0}{d\varphi} \right|_{\varphi=0} = 0. \quad (6)$$

Различие состоит в том, что в одном случае (фиг. 2, b) в точке  $A'$ , являющейся аналогом точки А на фиг. 2, а, существует единственное значение  $u_0$  и все газодинамические функции непрерывны в этой точке, а в другом случае (фиг. 2, c) все газодинамические функции, кроме давления, могут претерпевать разрыв в точке  $B'$ , являющейся аналогом точки В на фиг. 2, а, принимая в ней бесчисленное множество значений, соответствующих подходу к этой особой точке вдоль различных линий тока. В этом случае из условия (6) в точке  $B'$  находится то значение скорости  $u_0$ , которое соответствует приближению к этой точке вдоль поверхности тела.

Другая особая точка аппроксимирующей системы (2) — (4), в которой  $w_0 = 0$  при  $\varphi = \varphi_* \neq 0$ , появляется в тех случаях, когда растекание потока на крыле происходит не от плоскости симметрии (фиг. 2, c, точки  $A'$ ). Характер этой особенности был исследован обычным путем; эта особая точка является седлом.

Уже в первых работах, посвященных применению интегрального метода (например, в [6]), были предложены способы прохождения особых точек типа седла. В отличие от встречавшихся ранее случаев, особенность в точке  $\varphi = \varphi_*$  в рассматриваемой задаче оказалась очень сильной. Заметное отклонение интегральных кривых от единственной голоморфной кривой, проходящей через особую точку, начинается задолго до особой точки. Это приводит к необходимости проводить интегрирование аппроксимирующей системы с очень большой точностью.

Прежде всего с удвоенным числом знаков вычисляются начальные значения скорости  $u_0(0)$ , плотности  $\rho_0(0)$  и всех других величин, определяющих по предположению единственную голоморфную интегральную кривую. Для того чтобы приблизиться к особой точке, требуется после отхода от плоскости симметрии  $\varphi = 0$  вести счет с очень большой точностью, так как малейшая потеря точности означает переход на соседнюю интегральную кривую, а любая соседняя интегральная кривая резко отворачивает от особой точки задолго до нее. Все это создает большие практические трудности прохождения через эту особую точку.

Эти трудности исчезают, если интегрирование аппроксимирующей системы (2) — (4) производить, начиная от особой точки  $\varphi = \varphi_*$ , где  $w_0 = 0$ . Правда, число неизвестных параметров при этом возрастает до трех, не считая значения энтропии на поверхности тела. Но в этом случае можно существенно увеличить шаг интегрирования аппроксимирующей системы, скомпенсировав в какой-то мере увеличение машинного времени, потребного для решения задачи.

Если угол при вершине крыла не очень велик или если вторая особая точка расположена не очень далеко от плоскости симметрии, то для прохождения через эту особую точку можно использовать отрезок ряда для функции  $\rho_0(\varphi)$ , построенного в окрестности точки  $\varphi = 0$ . Первая производная этой функции  $-\rho'_0(0) = 0$  известна из условия симметрии течения, последующие производные можно определить из самой системы уравнений.

Большинство вариантов с двумя особыми точками было рассчитано именно таким способом. При этом функция  $\rho_0(\varphi)$  на интервале  $0 \leq \varphi \leq \varphi_* + \delta$  (где  $\delta$  — небольшое положительное число) представлялась отрезком ряда из двух членов, т. е.

$$\rho_0(\varphi) = \rho_0(0) + \frac{1}{2} \rho''_0(0) \varphi^2.$$

После прохождения особой точки  $\varphi = \varphi_*$ , начиная с  $\varphi = \varphi_* + \delta$ , продолжалось интегрирование полной системы (2) — (4).

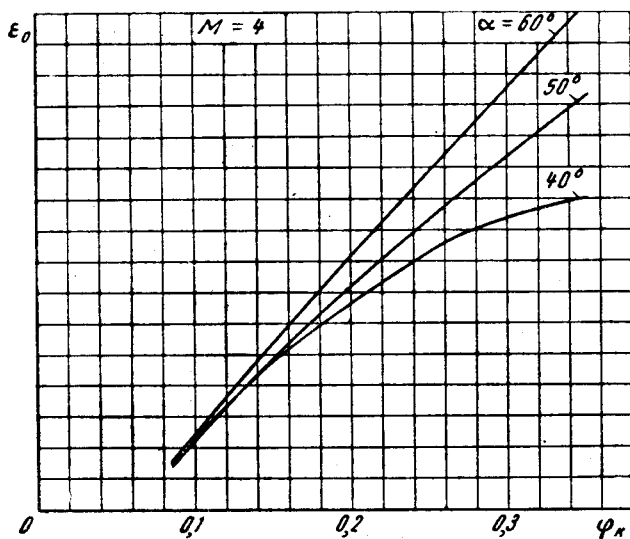
Такой прием, естественно, приводит к появлению возмущений, накладывающихся на интегральные кривые. Эти возмущения могут быть незначительными, например, как в случае  $\varphi_k = 15^\circ$ ,  $\alpha = 30^\circ$ ,  $M = 6$ , показанном на фиг. 50, но если они почему-либо нежелательны, то следует интегрировать систему (2) — (4) точно, отправляясь от особой точки  $\varphi = \varphi_*$ .

Если режим обтекания крыла таков, что растекание потока на крыле происходит от плоскости симметрии, то значение энтропии на поверхности крыла определяется сразу. Если же растекание потока на крыле происходит от образующей  $\varphi = \varphi_*$ , то значение энтропии на поверхности крыла определяется путем итераций. При этом приближенно интегрируется уравнение линии тока, приходящей на поверхность крыла, и находится точка пересечения ее со скачком уплотнения, в результате чего определяется значение энтропии в этой струйке тока, а следовательно, и на поверхности крыла.

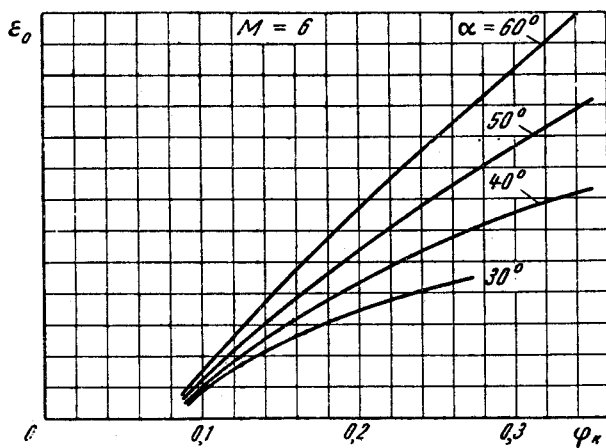
## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Результаты систематических расчетов приведены на фиг. 3—49.

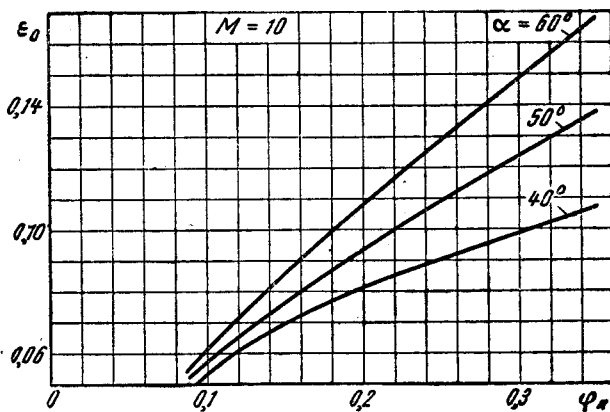
На фиг. 3—5 приведена зависимость углового расстояния от скачка уплотнения до крыла в плоскости симметрии. Пользуясь этими графиками, можно достаточно точно выбрать значение  $\varepsilon(0)$  для крыла с любым значением  $\varphi_k$  из рассмотренного диапазона. В тех случаях, когда растекание потока происходит не от плоскости симметрии и значение энтропии на поверхности крыла заранее неизвестно, для расчета



Фиг. 3



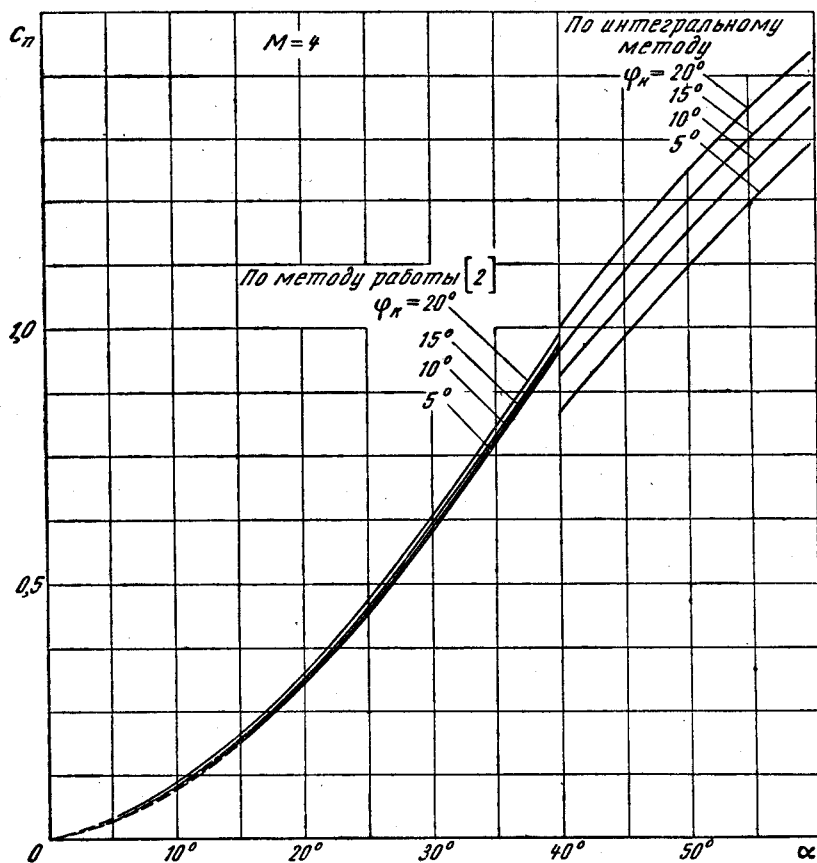
Фиг. 4



Фиг. 5

выбранного варианта остается лишь подобрать это значение энтропии, что в большинстве случаев осуществляется программой автоматически.

На фиг. 6—8 представлена зависимость коэффициента нормальной силы от угла атаки, рассчитанная интегральным методом, а также по методу, предложенному в работе [2]\*. Есть основания полагать, что результаты расчета интегральным методом при больших углах атаки точнее результатов, полученных по более приближенной методике работы [2].



Фиг. 6

Можно получить приближенную единую зависимость коэффициента  $c_n$  от угла атаки  $\alpha$  во всем диапазоне углов атаки от нуля до  $60^\circ$ , если данные интегрального метода продолжить в область меньших углов атаки вплоть до гладкого сопряжения с кривыми  $c_n(\alpha)$ , рассчитанными методом работы [2]. На фиг. 9 показана такая единая зависимость  $c_n(\alpha)$  при  $M=6$ . Чем меньше угол при вершине крыла, тем меньше угол атаки, при котором возможно такое плавное сопряжение кривых. Это, по-видимому, закономерно, так как чем меньше угол при вершине крыла, тем раньше скачок уплотнения отходит от передних кромок и, следовательно, тем раньше наступает режим обтекания, наименее точно рассчитываемый по методике работы [2].

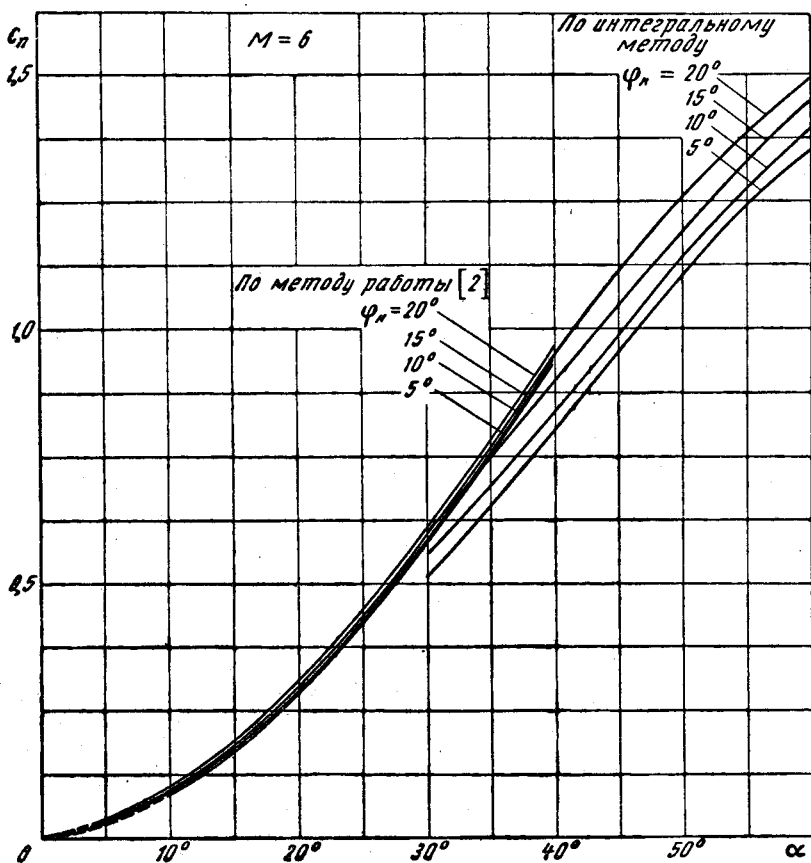
На фиг. 10—50 представлены результаты расчетов, показывающие зависимость давления, плотности и компонентов скорости от угла  $\varphi$

\* Результаты расчетов по методу работы [2] получены К. Ю. Метлицким.



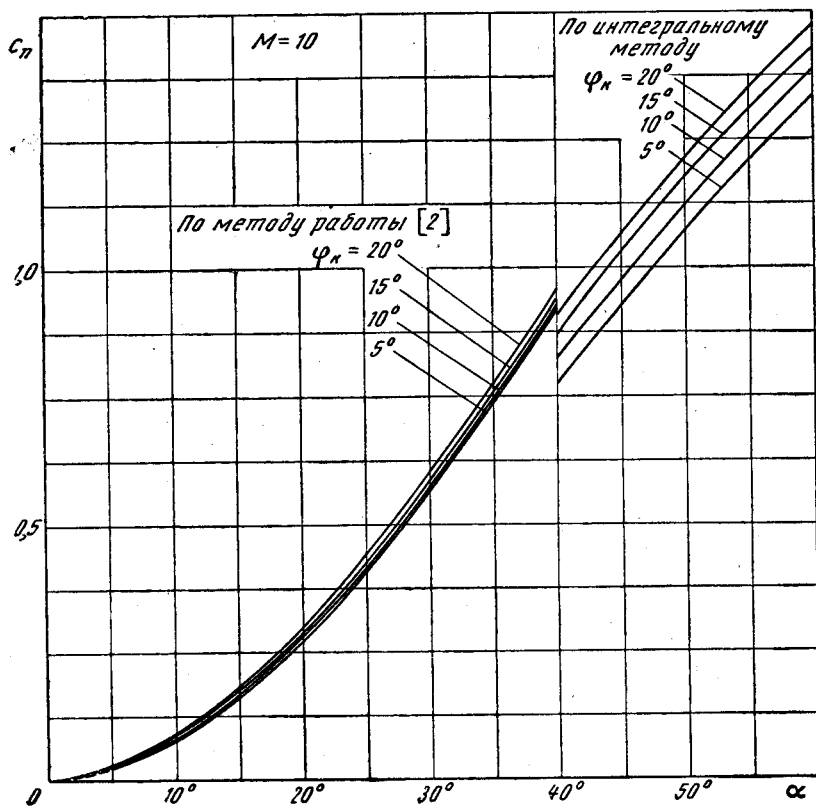
при различных углах атаки и различных значениях числа  $M$ . Варианты крыльев при  $M=6$  и  $\alpha=30^\circ$  рассчитаны путем точного интегрирования аппроксимирующей системы (2) — (4). Во всех остальных случаях с линиями растекания в точках  $\varphi = \varphi_* \neq 0$  при интегрировании системы (2) — (4) использовался отрезок ряда для функции  $\rho_0(\varphi)$ . Вместе с компонентом скорости  $w_0$  внизу показаны линии скачков уплотнения и нулевые линии тока ( $\psi=0$ ) в тех случаях, когда они не лежат в плоскости симметрии  $\varphi=0$ . Поверхностью крыла на этих графиках является соответствующий отрезок оси  $\varphi$ .

Следует обратить внимание на то обстоятельство, что некоторые из представленных результатов пригодны лишь для крыльев бесконечной длины, так как скорость на их поверхности меньше местной скорости звука. Эти варианты крыльев соответствуют той области значений угла атаки и угла при вершине крыла, которая в работе [1] при  $M=\infty$  представлена как область 3 (точнее, часть области 3 справа от пунктирной линии). Такими вариантами крыльев являются: при  $M=4$  и  $\alpha=60^\circ$  — все крылья с углами  $\varphi_k > 3^\circ$ ; при  $M=6$  и  $\alpha=60^\circ$  — крылья с углами  $\varphi_k > 7^\circ,5$  и при  $M=10$  и  $\alpha=60^\circ$  — крылья с углами  $\varphi_k > 10^\circ,3$ .

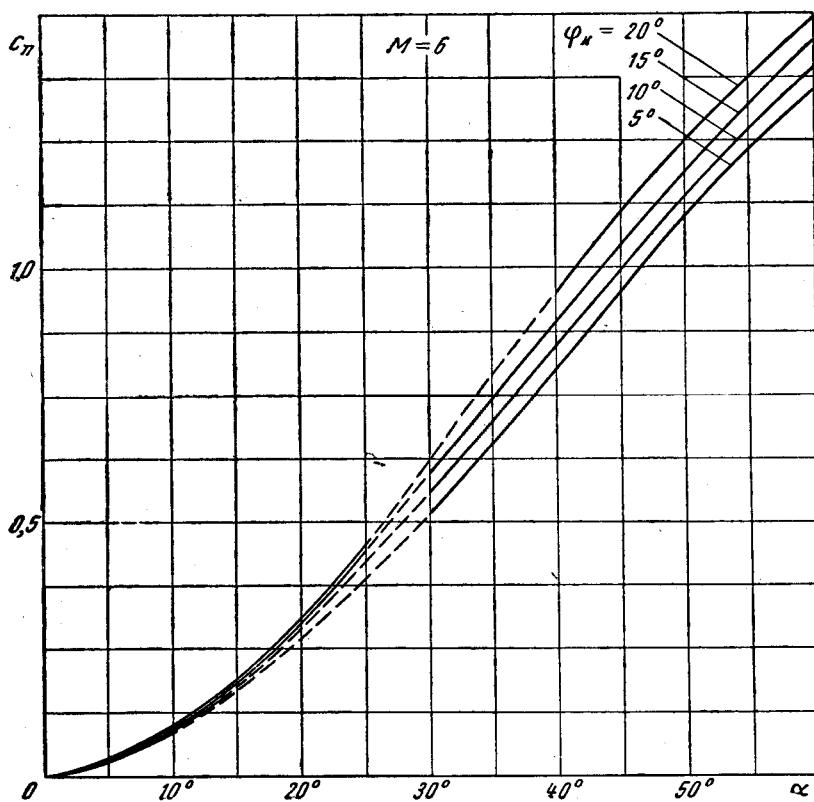


Фиг. 7

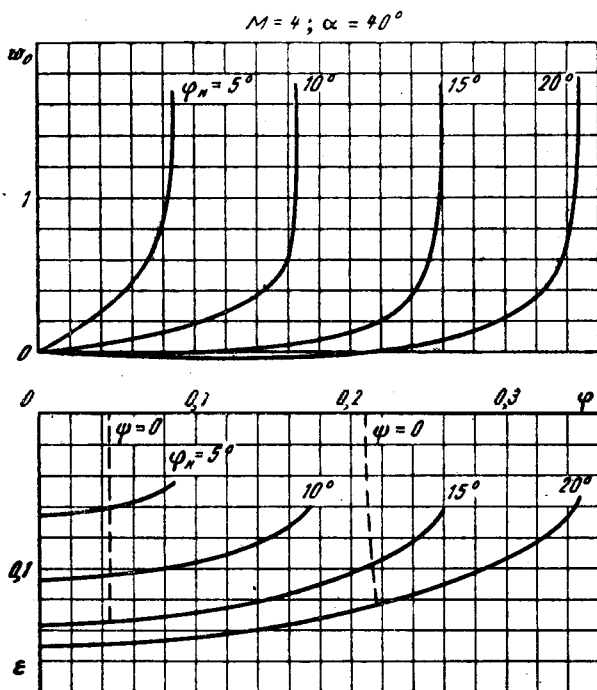
Расчет коэффициента нормальной силы этих вариантов крыльев был произведен без учета влияния задней кромки, чего, строго говоря, делать нельзя. Это нужно иметь в виду при пользовании представленными данными.



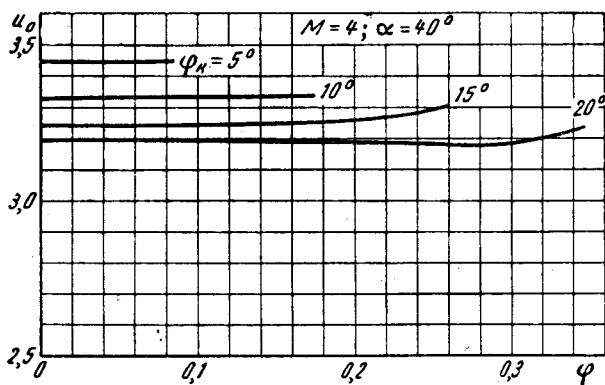
Фиг. 8



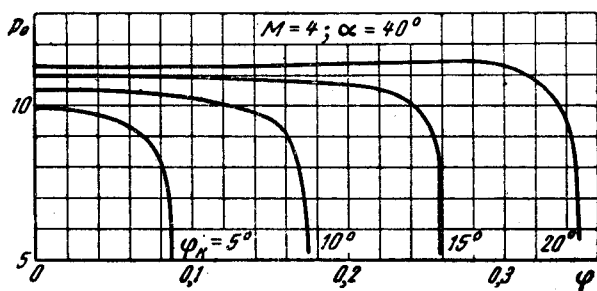
Фиг. 9



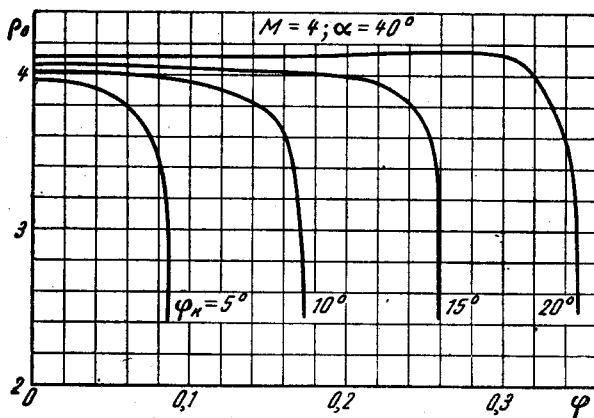
Фиг. 10



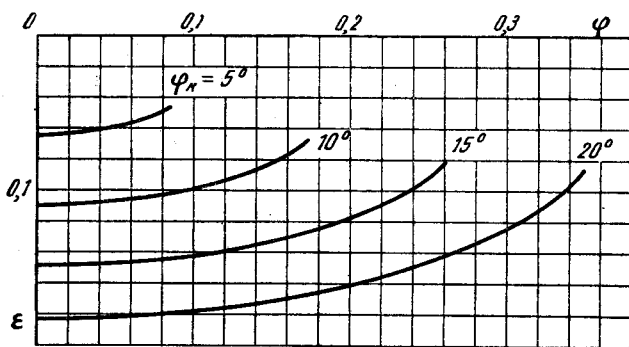
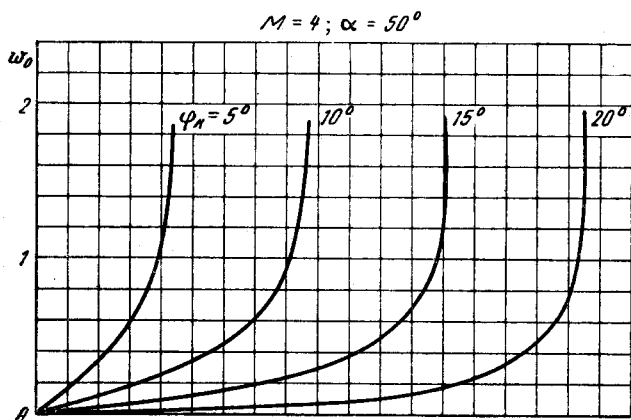
Фиг. 11



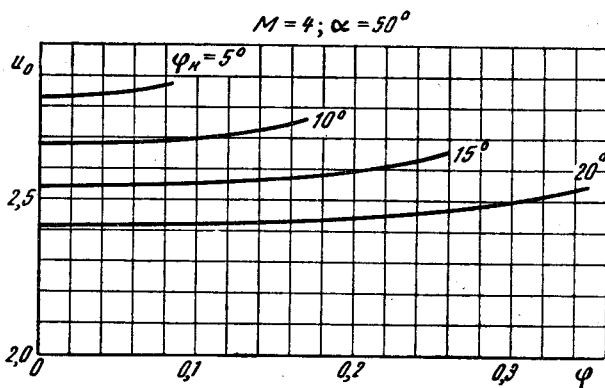
Фиг. 12



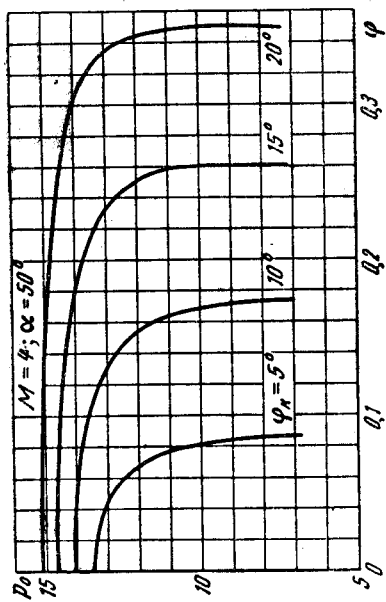
Фиг. 13



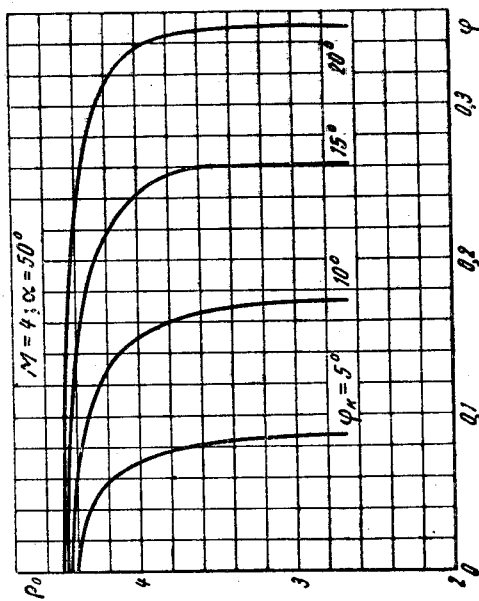
Фиг. 14



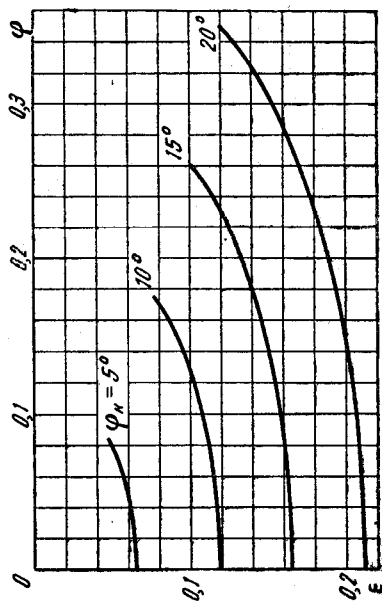
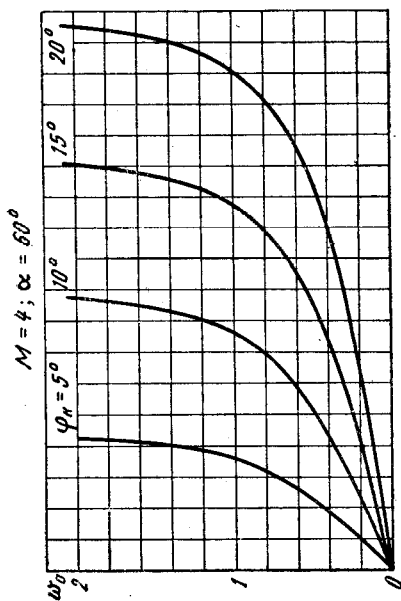
Фиг. 15



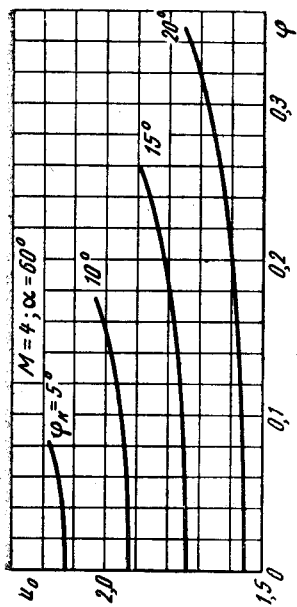
Фиг. 16



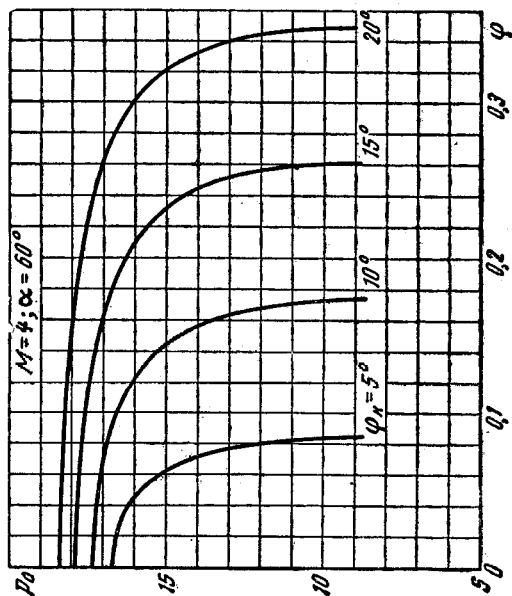
Фиг. 17



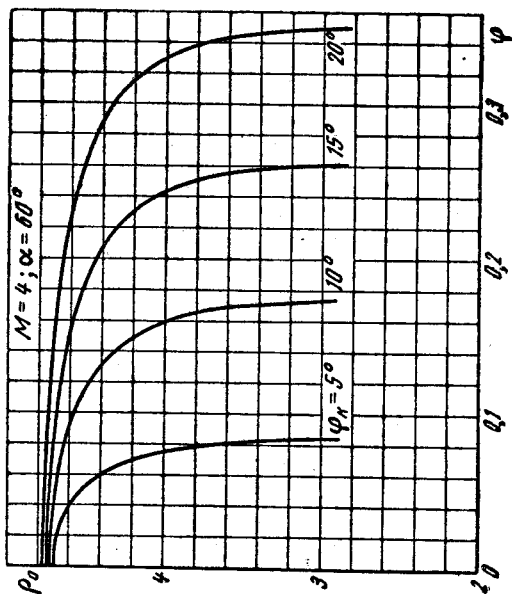
Фиг. 18



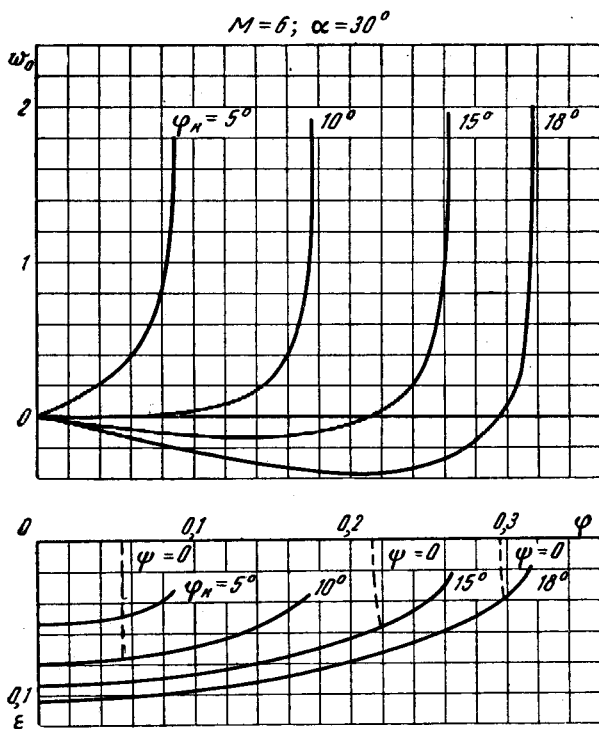
Фиг. 19



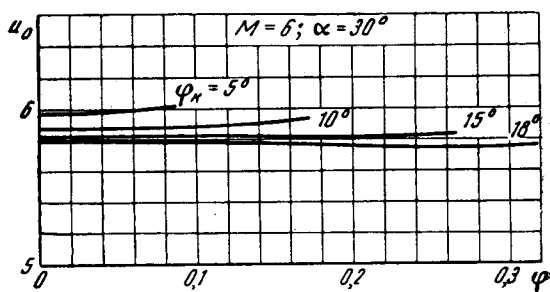
Фиг. 20



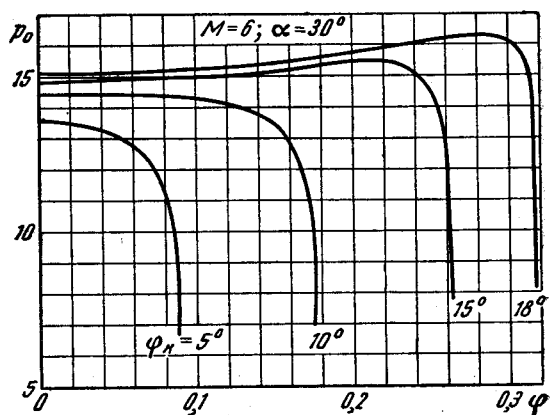
Фиг. 21



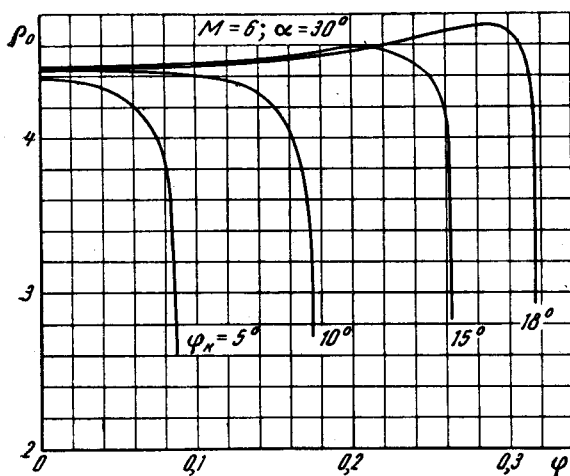
Фиг. 22



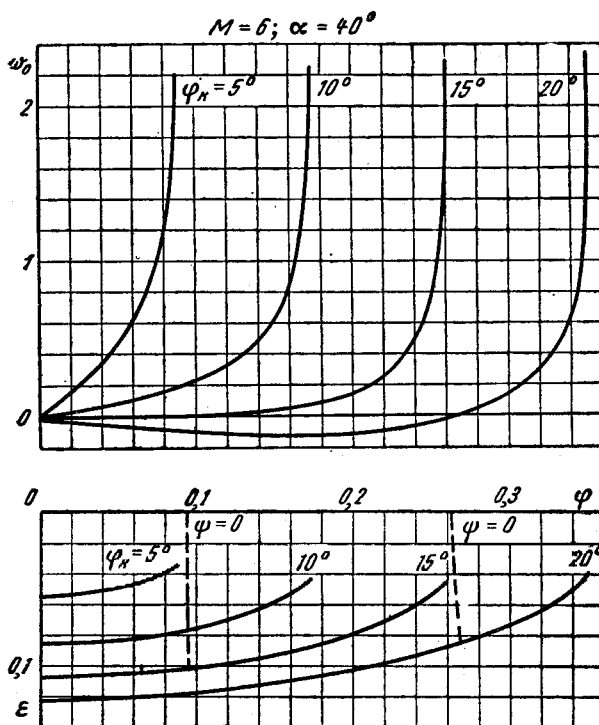
Фиг. 23



Фиг. 24

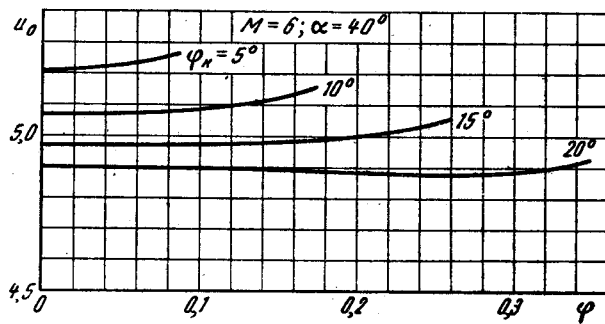


Фиг. 25

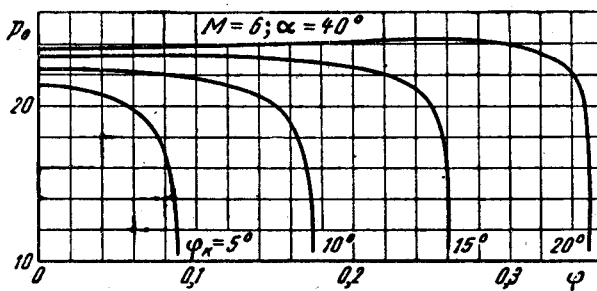


Фиг. 26

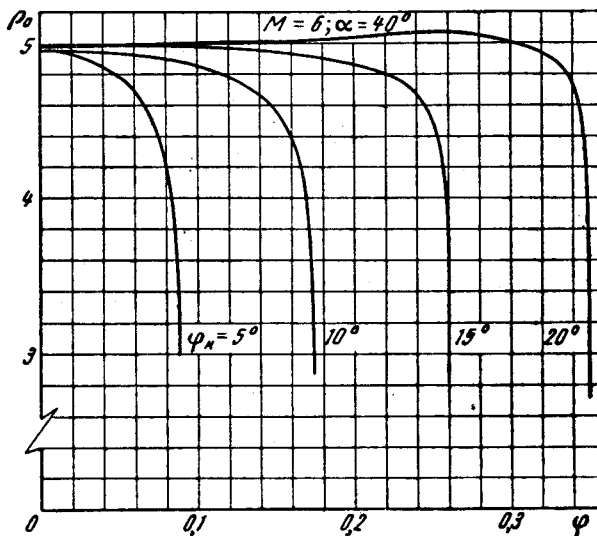




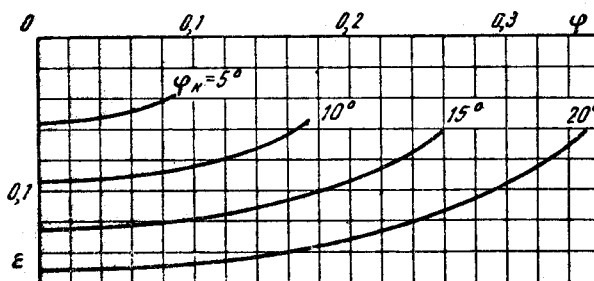
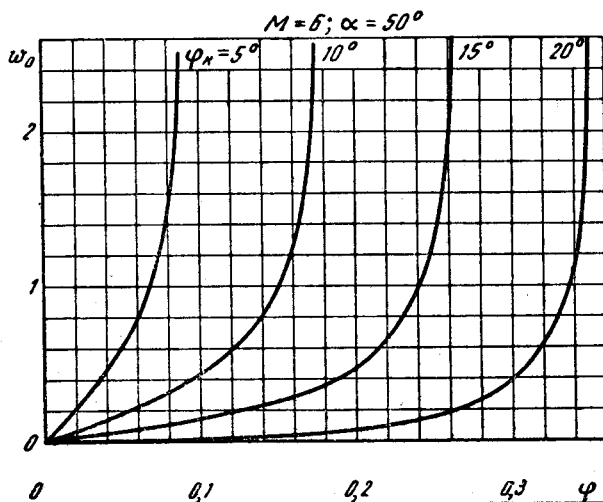
Фиг. 27



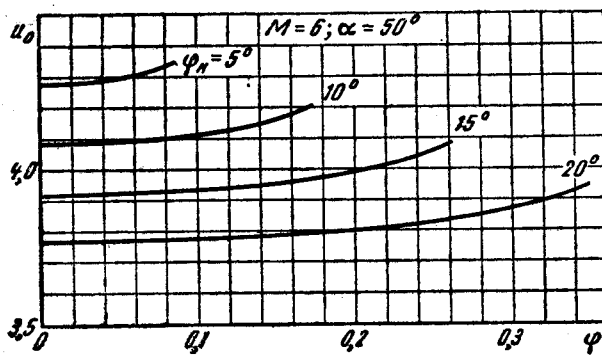
Фиг. 28



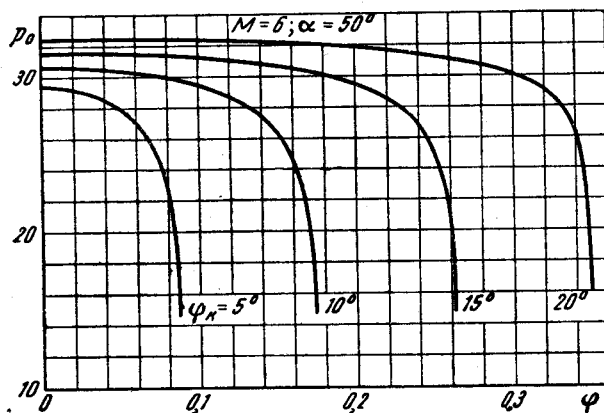
Фиг. 29



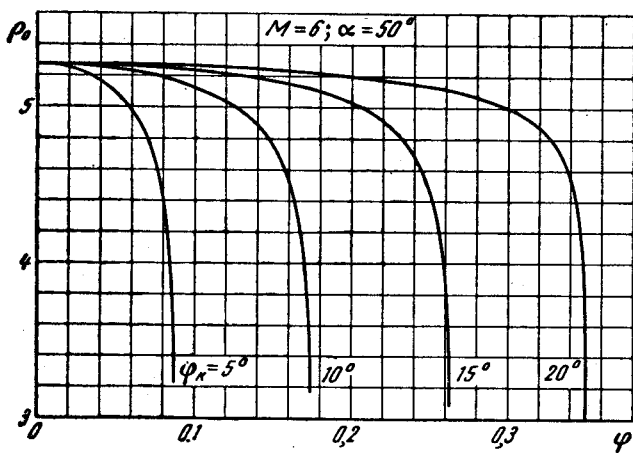
Фиг. 30



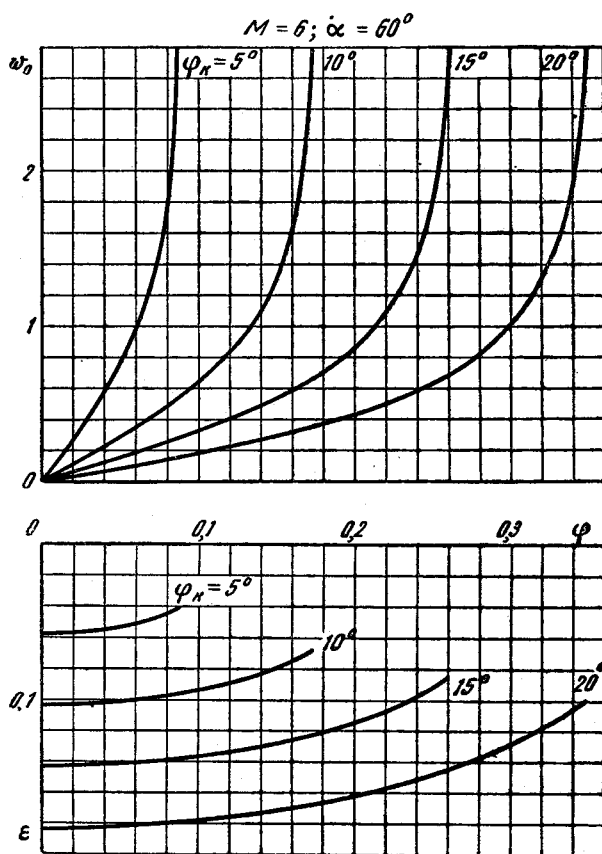
Фиг. 31



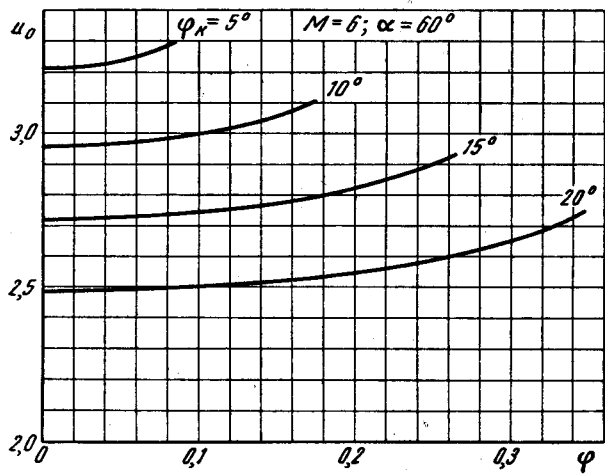
Фиг. 32



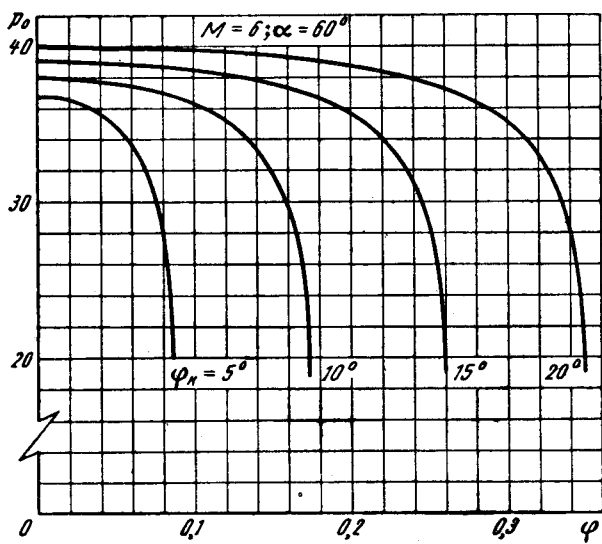
Фиг. 33



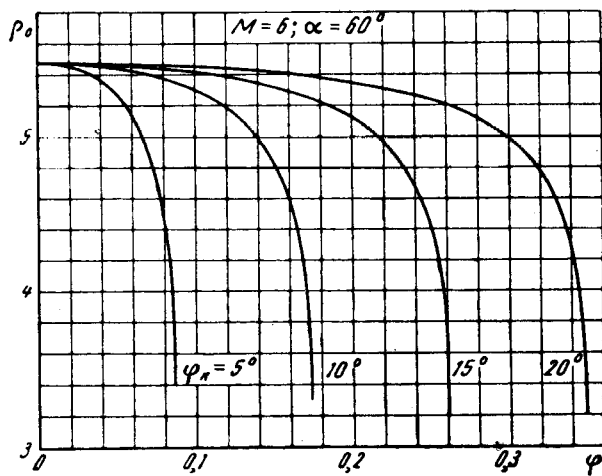
Фиг. 34



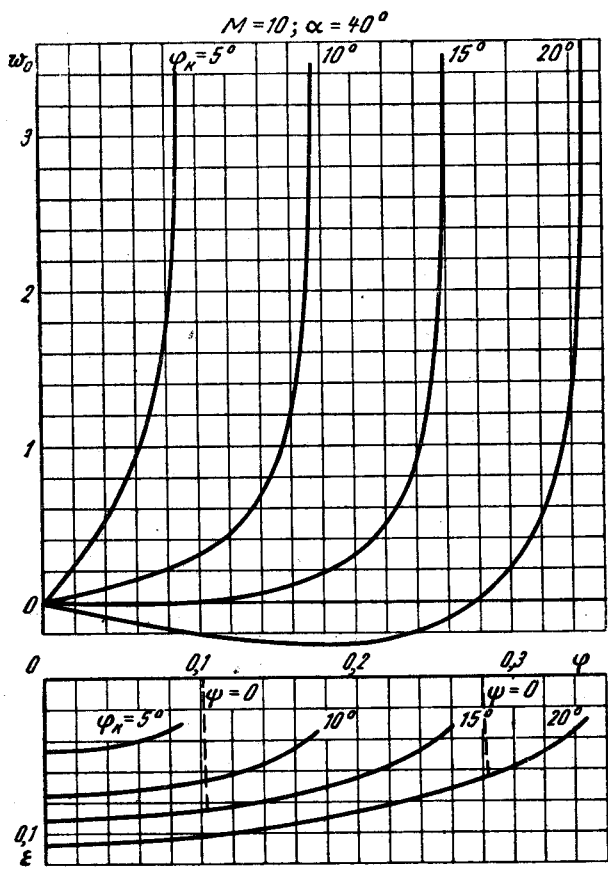
Фиг. 35



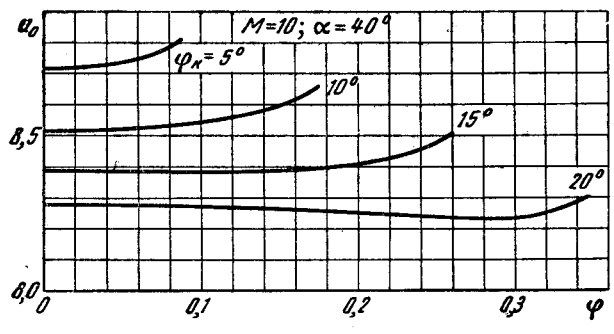
Фиг. 36



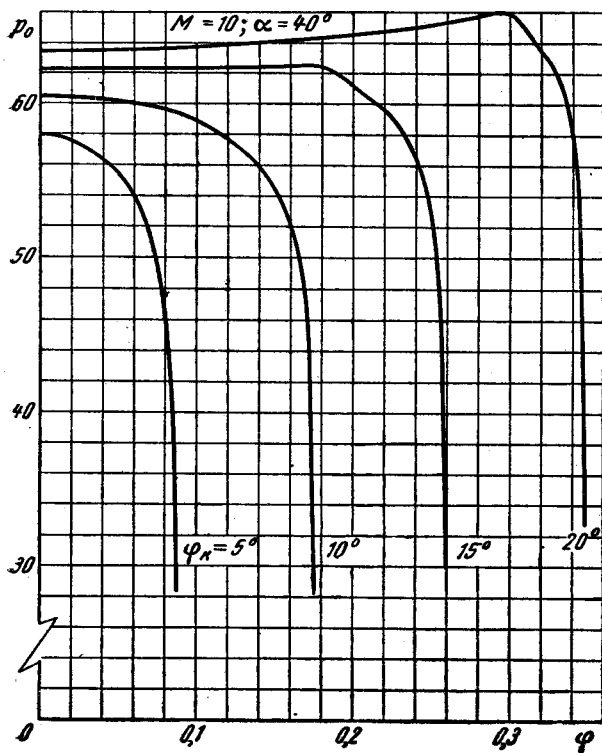
Фиг. 37



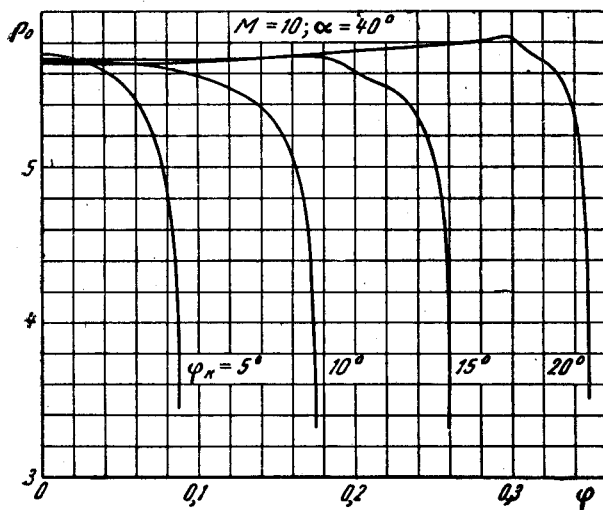
Фиг. 38



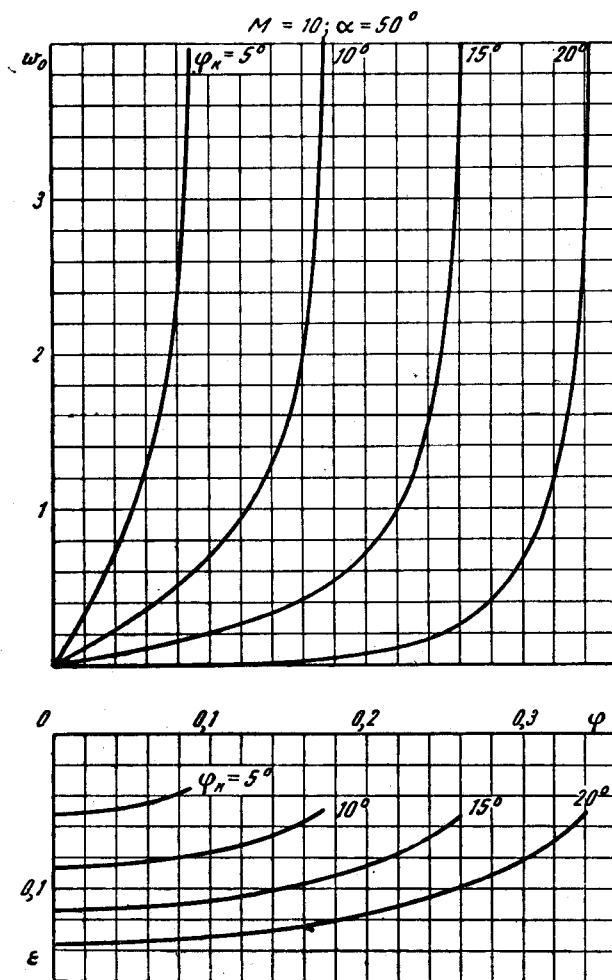
Фиг. 39



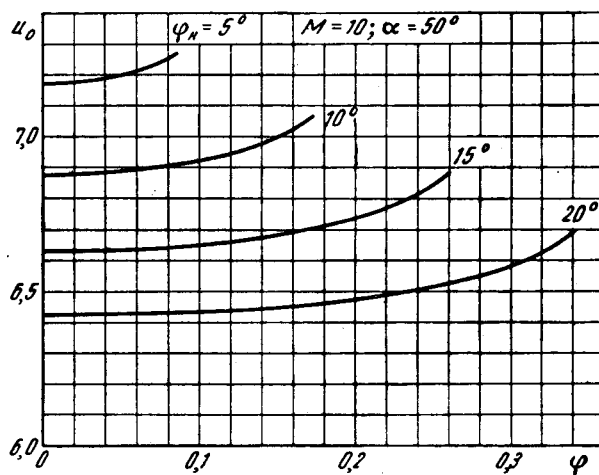
Фиг. 40



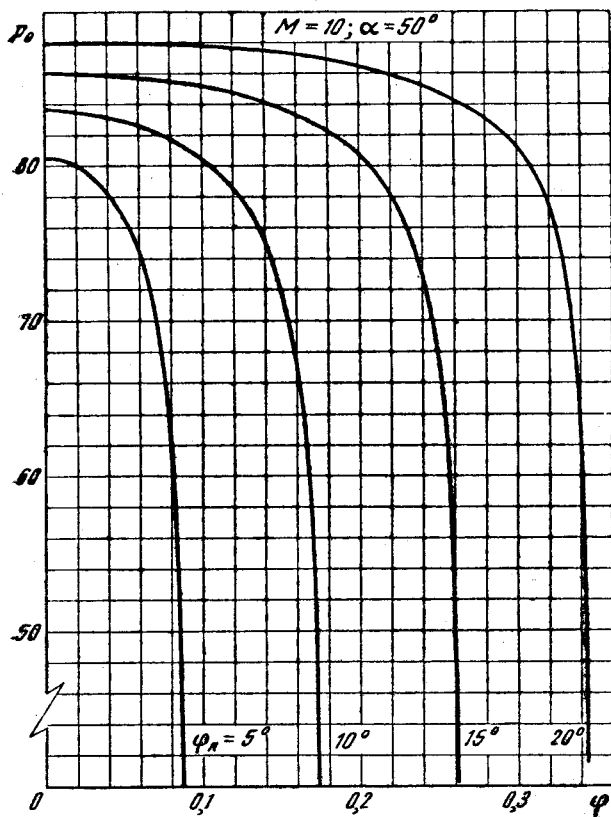
Фиг. 41



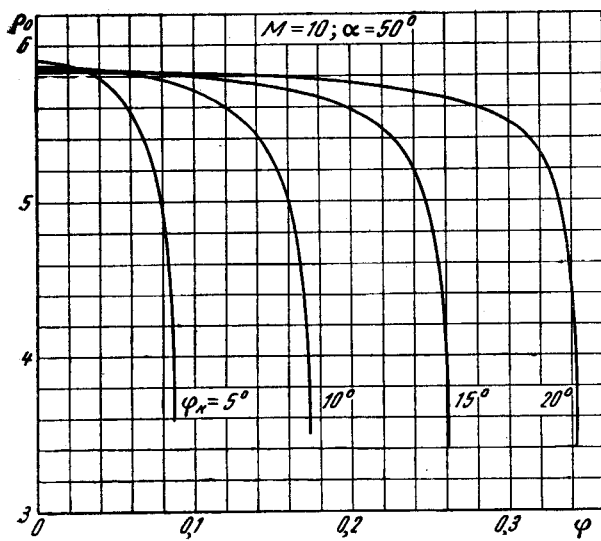
Фиг. 42



Фиг. 43

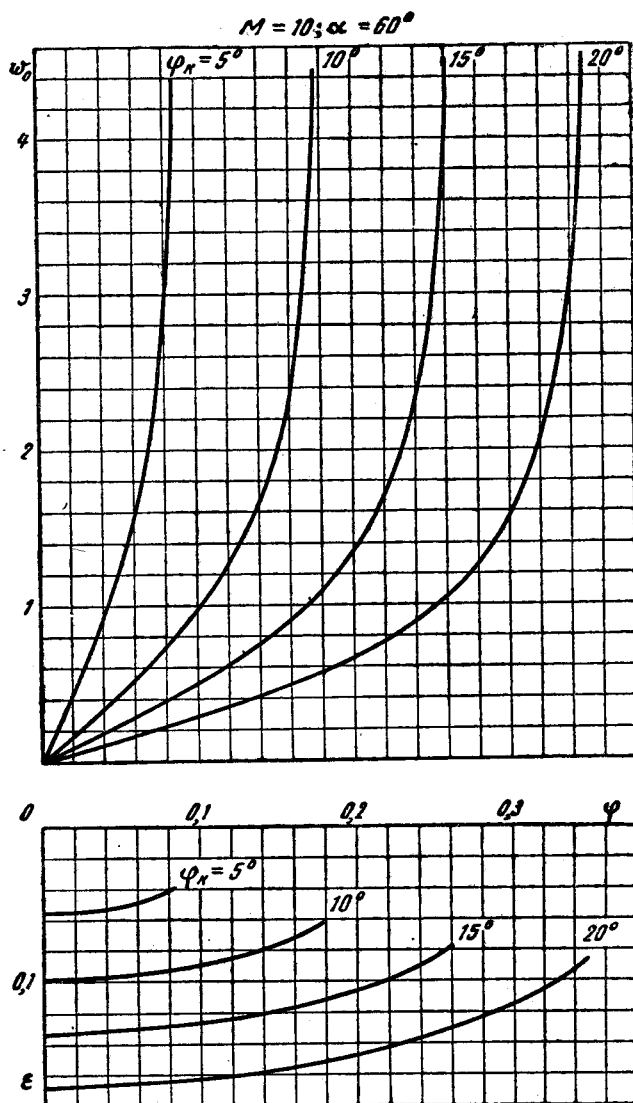


Фиг. 44

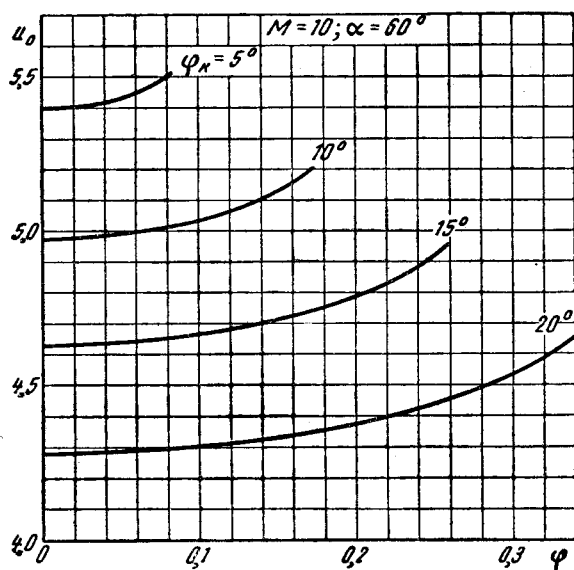


Фиг. 45

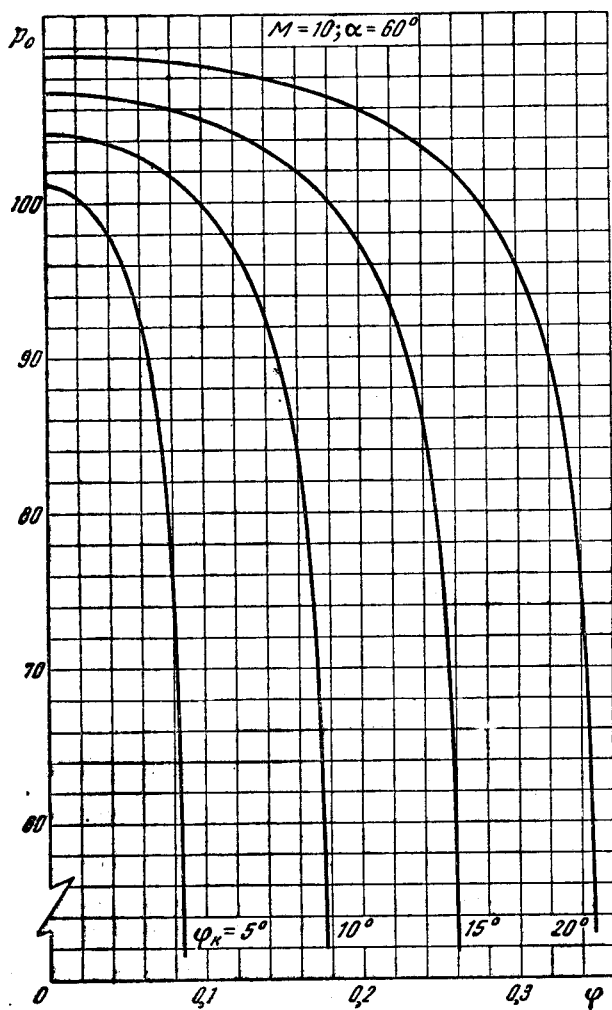




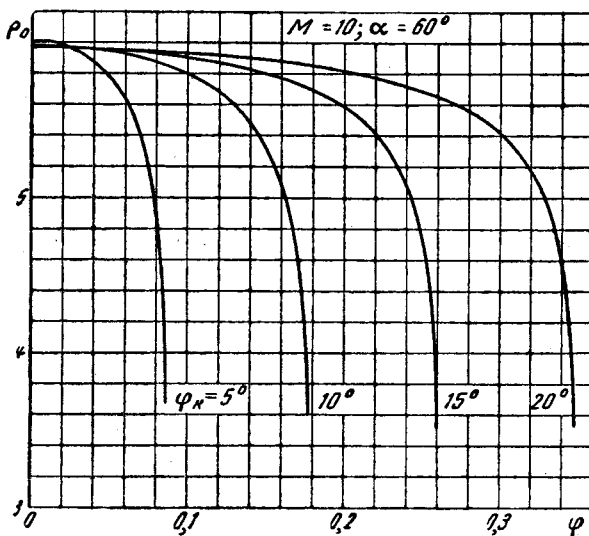
Фиг. 46



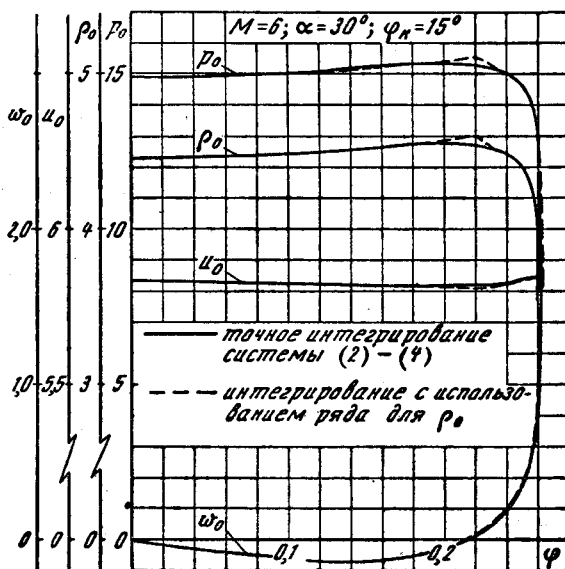
Фиг. 47



Фиг. 48



Фиг. 49



Фиг. 50

### ЛИТЕРАТУРА

1. Черный Г. Г., Крылья в гиперзвуковом потоке. ПММ, т. 29, вып. 4, 1965, стр. 616—634.
2. Мельников Д. А., Обтекание сверхзвуковым потоком плоской треугольной пластины. Изв. АН СССР, ОТН, Мех. и маш. 6, 1962.
3. Kennet H., The inviscid hypersonic flow on the windward side of delta wing, IAS Paper, 1963, No. 63—55.
4. Базжин А. П., Расчет течения около нижней поверхности треугольных крыльев при больших углах атаки, Инженерный журнал, т. 4, вып. 2, 1964, стр. 242—246.
5. Бабенко К. И. и др., Пространственное обтекание гладких тел идеальным газом. „Наука“, М., 1964.
6. Белоцерковский О. М., Расчет обтекания кругового цилиндра с отошедшей ударной волной, В сб. „Вычисл. матем.“ № 3, М., Изд. АН СССР, 1958, стр. 149—185.

# АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАТУПЛЕННЫХ КЛИНОВИДНЫХ ПРОФИЛЕЙ

А. П. БАЗЖИН, И. Ф. ЧЕЛЫШЕВА

## КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Приведены результаты расчетов распределения давления на поверхности клиновидных профилей с круговым затуплением, обтекаемых сверхзвуковым потоком совершенного газа. Вычислены и приведены частичные аэродинамические коэффициенты, относящиеся к нижней и верхней частям профиля, пользуясь которыми можно легко определить аэродинамические характеристики затупленных клиновидных профилей в диапазоне чисел  $M = 5 \div 20$ . Углы наклона боковых поверхностей профиля по отношению к набегающему потоку должны находиться в пределах от  $-20^\circ$  до  $+30^\circ$ . Относительное затупление клина может изменяться от 1 до 0,05.

## ВВЕДЕНИЕ

Работа посвящена расчету обтекания затупленных клиновидных профилей гиперзвуковым потоком газа и определению их аэродинамических характеристик. Полученные результаты могут найти применение при оценке эффективности некоторых элементов летательного аппарата, например, рулей. Как правило, рули гиперзвукового летательного аппарата расположены и работают в неоднородном вихревом потоке газа, окружающем летательный аппарат. Пока не разработаны программы для ЭВМ, которые позволяли бы рассчитывать точно обтекание подобных рулей. Поэтому на практике применяются инженерные методы оценки эффективности рулей, в которых непосредственно используются их профильные характеристики. Кроме того, определение поля течения около затупленных клиньев и, в частности, около простейшего тела — затупленной пластины вообще представляет интерес.

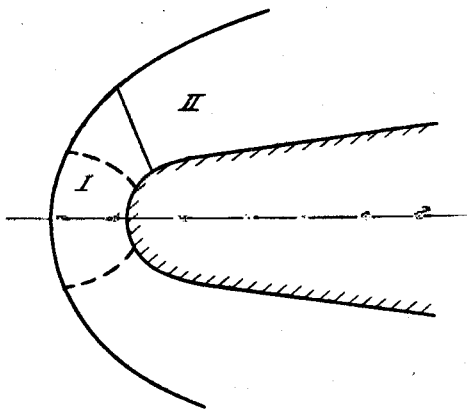
В работе приведены результаты расчетов, относящиеся к случаю обтекания затупленных клиновидных профилей потоком совершенного газа. Та же программа для ЭВМ позволяет рассчитывать обтекание тел потоком несовершенного газа.

## МЕТОДЫ РАСЧЕТА

Вся область течения около затупленного тела естественным образом разбивается на две: область смешанного течения *I* и область сверхзвукового течения *II* (фиг. 1).

Для расчета течения в области *I* был использован метод, предложенный в работе [1]. Для контроля точности расчет проводился по пяти-

и девяти лучевым схемам с расположением лучей в нулях полиномов Чебышева. Кроме того, проверялось выполнение уравнения энергии и интегрального уравнения расхода. Погрешность выполнения этих уравнений, как правило, составляла доли процента. Дополнительная проверка точности найденного решения была осуществлена путем сравнения угла наклона ударной волны в звуковой точке, полученного из решения, с точным значением этого угла, зависящим, как известно, в случае двумерного течения только от числа  $M_\infty$  и отношения удельных теплоемкостей газа  $\gamma$ .



Фиг. 1

Разность между значениями угла наклона ударной волны, полученным из решения и точным, при  $M_\infty = 5$  и  $\gamma = 1,4$  составила примерно  $0,1'$  ( $\sigma_{\text{точн}} = 66^\circ 05'$  при  $M_\infty = 5$  и  $\gamma = 1,4$ ). Примерно с такой же точностью определен и угол наклона звуковой линии за ударной волной.

Данные на последнем луче, расположенном в сверхзвуковой зоне, были использованы в качестве начальных для расчета течения в области II методом характеристик.

Метод характеристик для реального газа был использован в форме, предложенной в работе [2]. Контроль точности производился путем

изменения размера характеристической сетки (изменения числа точек на исходном луче) и проверки условия непротекания на поверхности тела. Оказалось, что значения давления на расстоянии нескольких десятков радиусов затупления от носка различались на величину порядка одного процента, если число точек на исходном луче изменялось от 21 до 41. Значение функции тока на поверхности тела на исходном луче отличалось от нуля на величину, составлявшую доли процента от расхода потока через исходный луч. Как правило, этот порядок погрешности почти не изменялся при удалении от затупления. Исключение составляют случаи наклона поверхности клина под отрицательными углами к направлению набегающего потока, когда сильное увеличение размера характеристической сетки приводило к тому, что погрешность определения функции тока на поверхности тела возрастала до нескольких процентов.

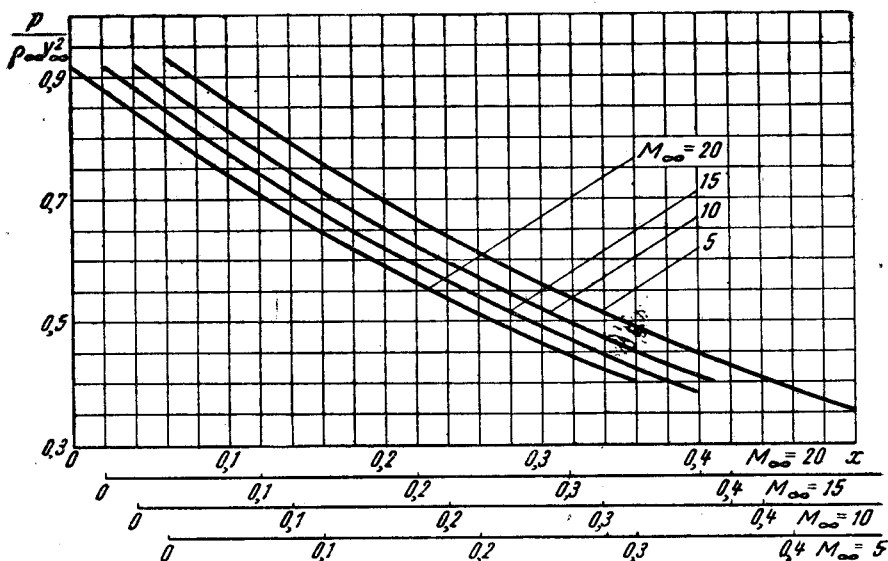
## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

### Распределение давления

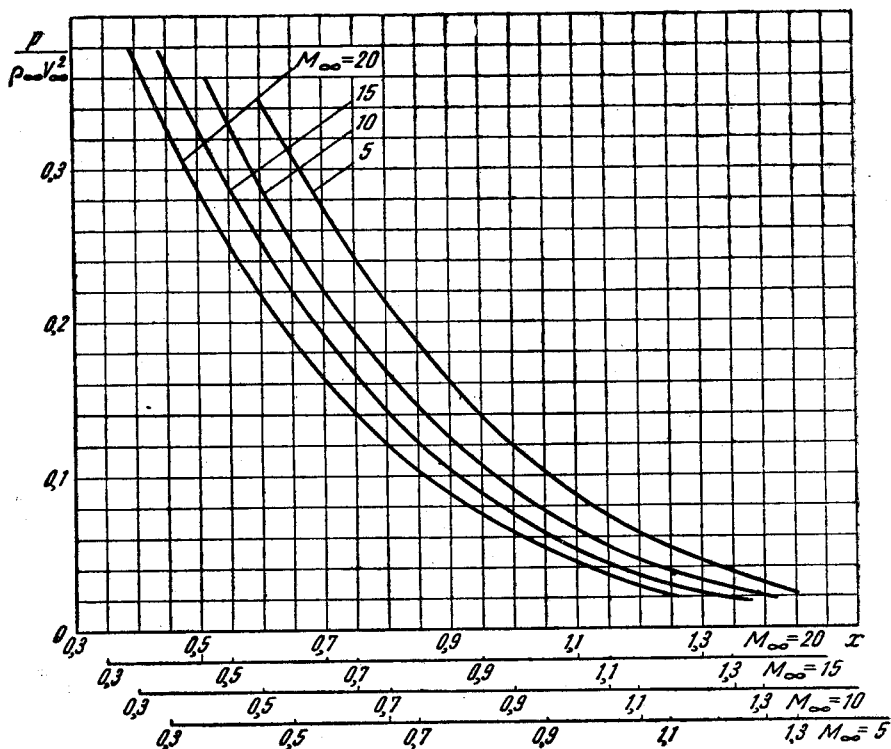
Распределение давления по всем участкам контура тела представлено на фиг. 2—7.

На фиг. 2 показано изменение давления на части круглого цилиндра от критической точки до начала сверхзвуковой области II, или до крайнего луча в методе расчета области I. На фиг. 3 представлено распределение давления на круговом цилиндре в начале сверхзвуковой области, от крайнего луча в методе расчета области I до луча с полярным углом  $\theta = 110^\circ$ . Эти же общие участки кривых распределения давления представлены и на фиг. 4—7; на фиг. 3 они нанесены в более удобном масштабе.

Графики распределения давления на фиг. 4—7 дают полное представление о характере влияния затупления, угла наклона поверхности

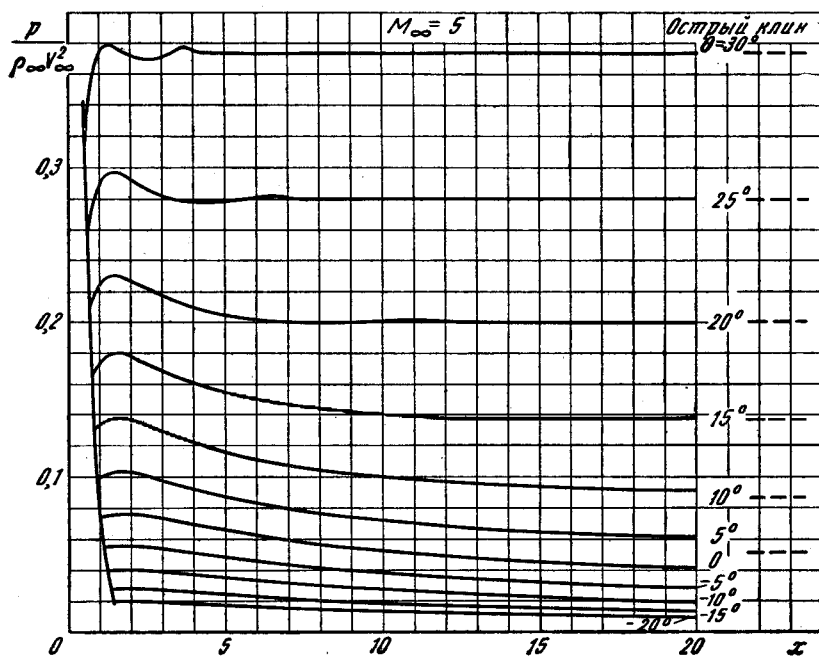


Фиг. 2

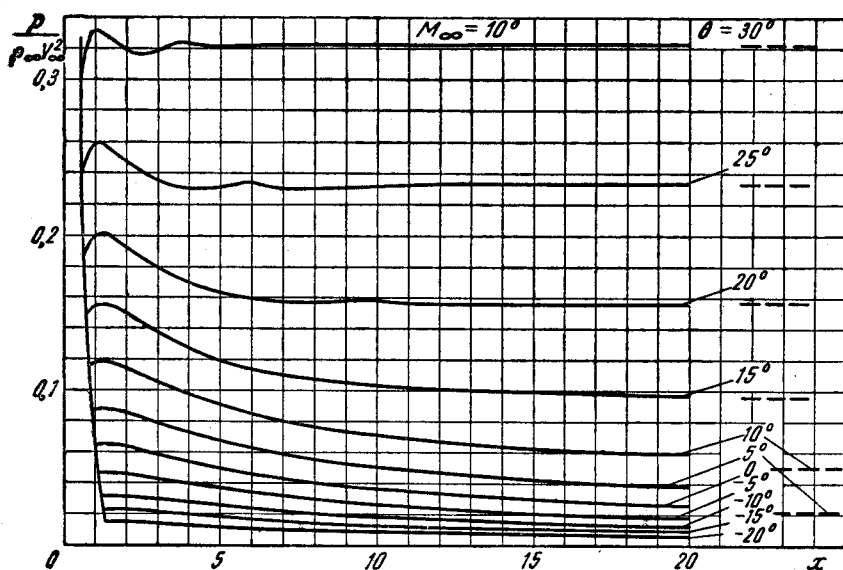


Фиг. 3

клина и числа  $M$  на течение в ударном слое. При углах наклона боковой образующей клиновидного профиля, равных  $20^\circ$ ;  $25^\circ$ ;  $30^\circ$ , резкое возмущение давления на поверхности тела наблюдается не только в точках сопряжения с затуплением, но и в точках прихода на поверхность



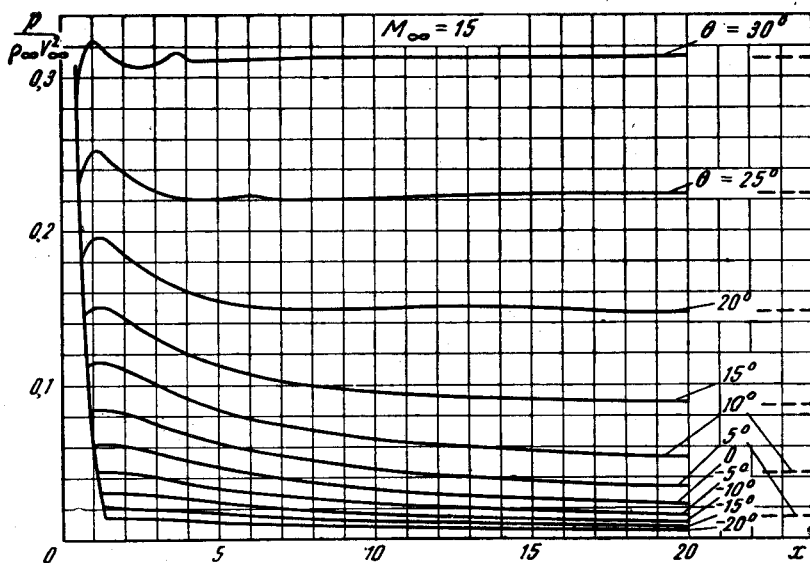
Фиг. 4



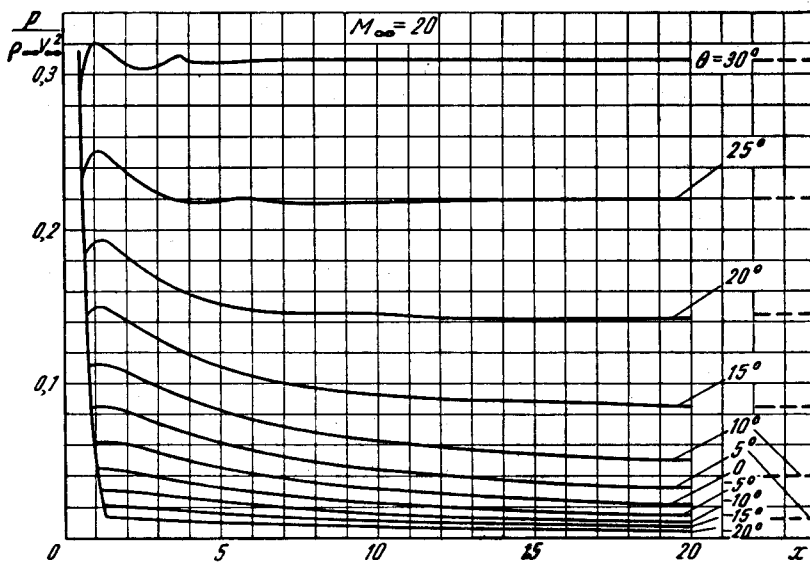
Фиг. 5

тела характеристик, вышедших из точек сопряжения и отразившихся от ударных волн.

С увеличением числа  $M$  набегающего потока усиливается влияние затупления. Это легко увидеть, если сравнить значения давления на расстоянии 20 радиусов затупления со значениями давления на поверхности острых клиньев, нанесенных на этих же графиках. При углах наклона боковой поверхности клина, превышающих  $20^\circ$ , область сильного влияния затупления не простирается далее 4—6 радиусов затупления.



Фиг. 6

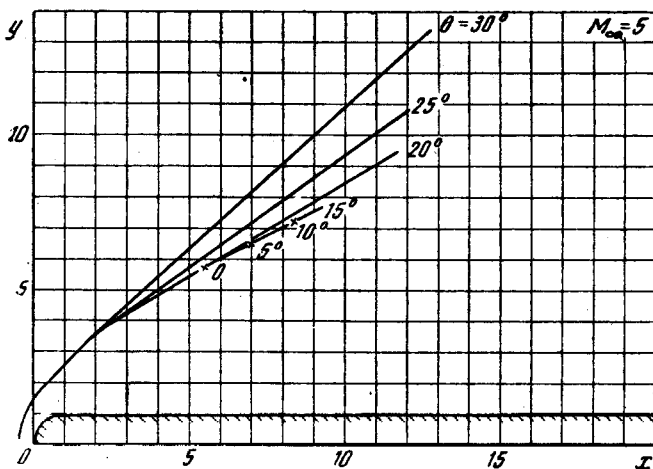


Фиг. 7

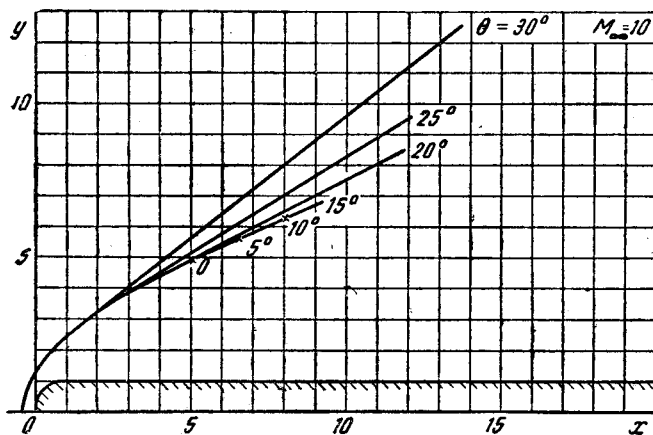
### Форма ударных волн

Форма и положение ударных волн показаны на фиг. 8 — 11. Чтобы не затемнять графики, волны изображены не для всех углов наклона боковых поверхностей профиля; сами боковые поверхности профиля тоже не проведены за исключением случая  $\theta = 0$  — затупленной плоской пластины. На этих графиках показаны лишь те минимальные участки ударных волн, которые необходимы для расчета течения на поверхности тел длиной до 20 радиусов затупления. Указаны углы наклона боковых поверхностей профиля, которым соответствуют ударные волны, крестиками обозначены концы ударных волн, соответствующих профилям с углами наклона боковых поверхностей, равными  $0$ ;  $5^\circ$  и  $10^\circ$ .

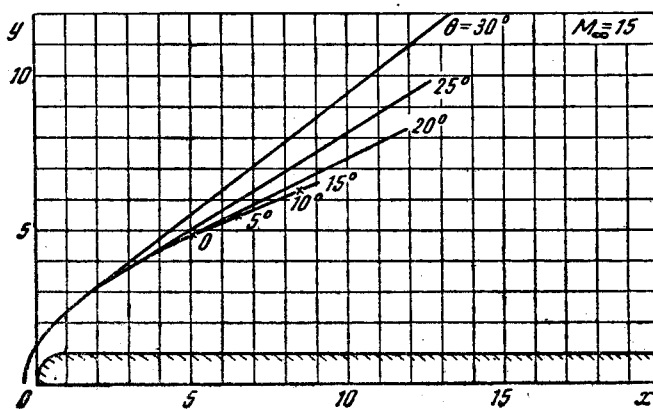




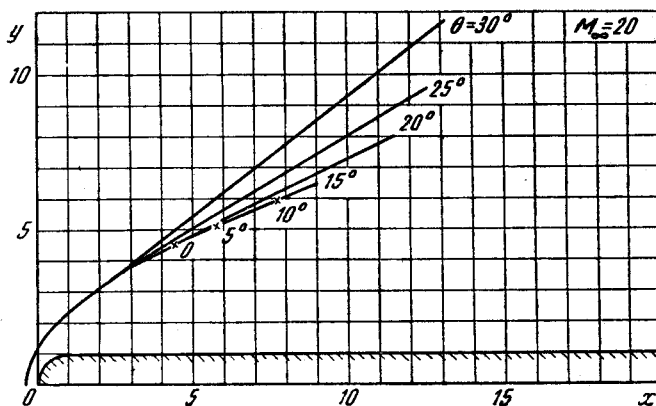
Фиг. 8



Фиг. 9



Фиг. 10



Фиг. 11

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАТУПЛЕННЫХ КЛИНОВИДНЫХ ПРОФИЛЕЙ

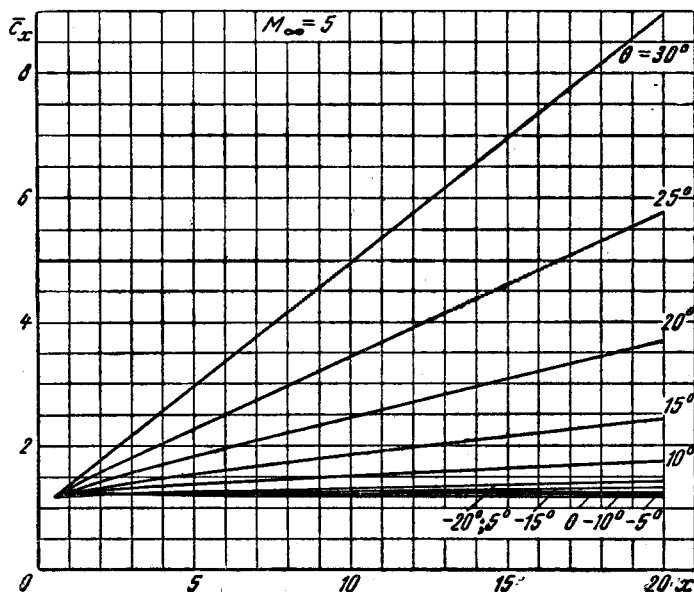
По полученному распределению давления были определены частичные аэродинамические коэффициенты  $\bar{c}_x$ ,  $\bar{c}_y$ ,  $\bar{m}_z$ , относящиеся отдельно к нижней и верхней частям профиля. Нижней и верхней частями считаются соответственно части профиля вниз и вверх от критической точки, положение которой с изменением угла атаки не изменяется.

Частичные аэродинамические коэффициенты вычислялись по формулам:

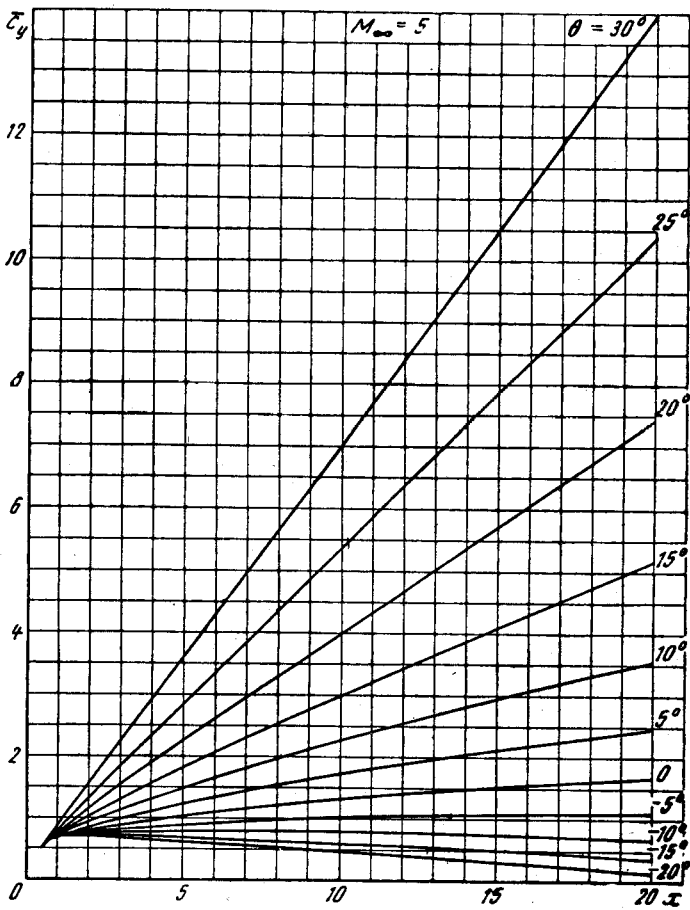
$$\bar{c}_x = \int_0^x \frac{p - p_\infty}{q_\infty} dy; \quad \bar{c}_y = \int_0^x \frac{p - p_\infty}{q_\infty} dx; \quad \bar{m}_z = \int_0^x \frac{p - p_\infty}{q_\infty} (xdx + ydy).$$

Линейные величины здесь отнесены к радиусу затупления; момент вычисляется относительно критической точки.

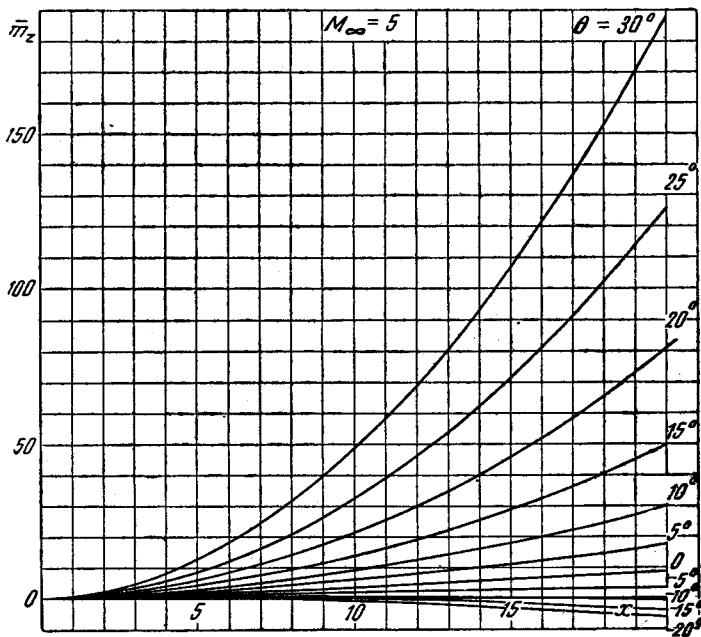
Подробные графики коэффициентов  $\bar{c}_x$ ,  $\bar{c}_y$ ,  $\bar{m}_z$  представлены на фиг. 12 — 23.



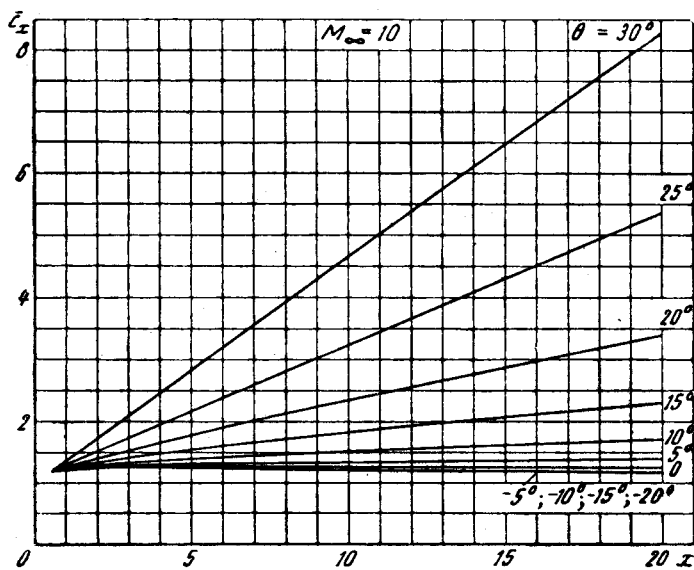
Фиг. 12



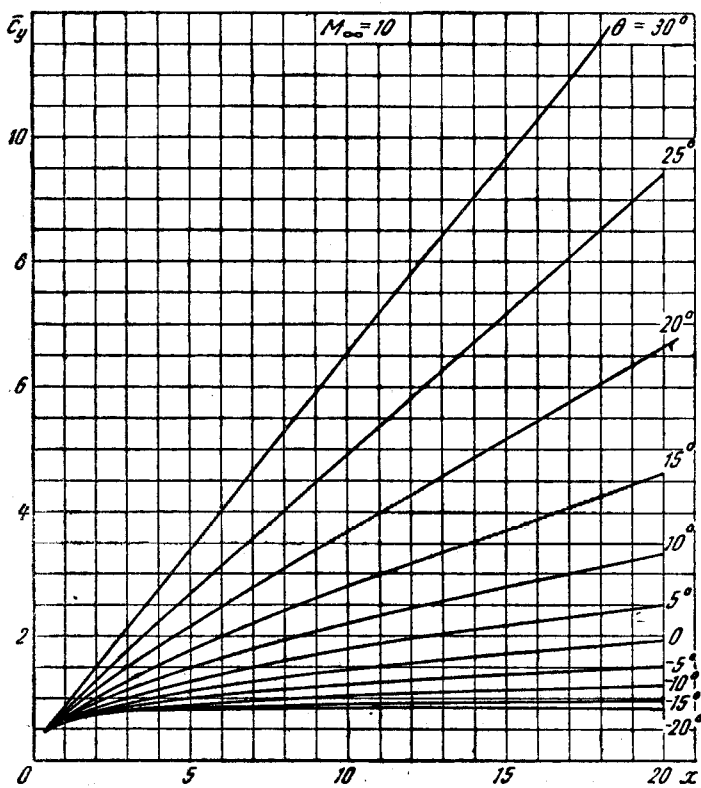
Фиг. 13



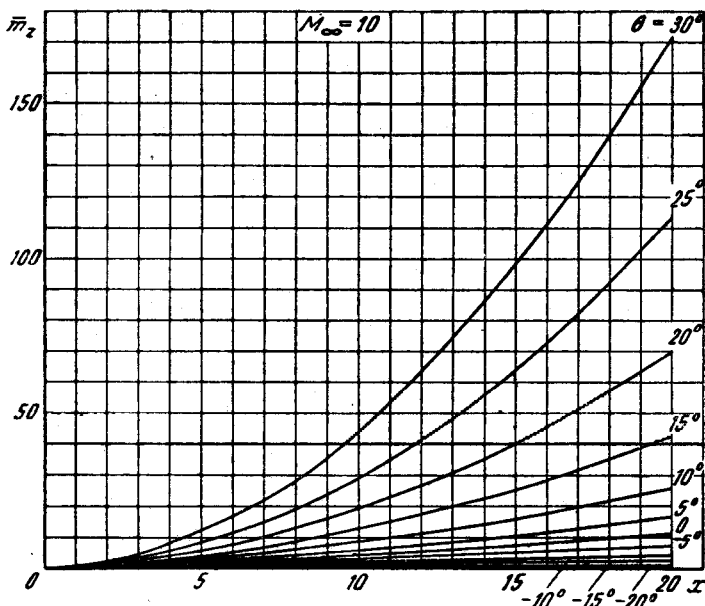
Фиг. 14



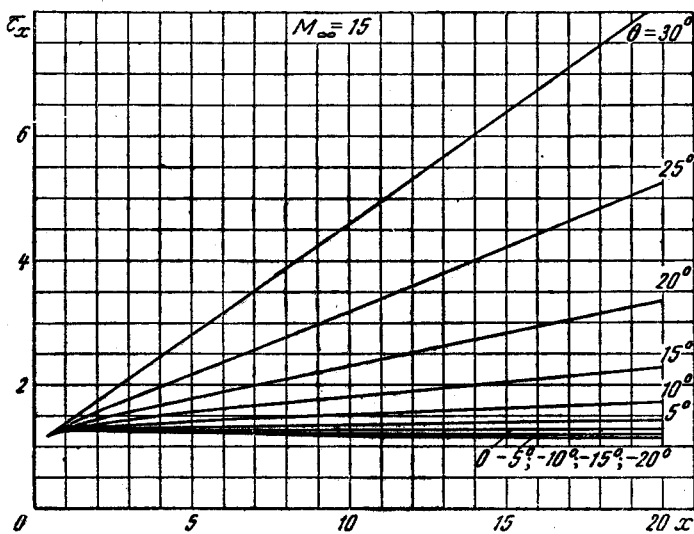
Фиг. 15



Фиг. 16



Фиг. 17

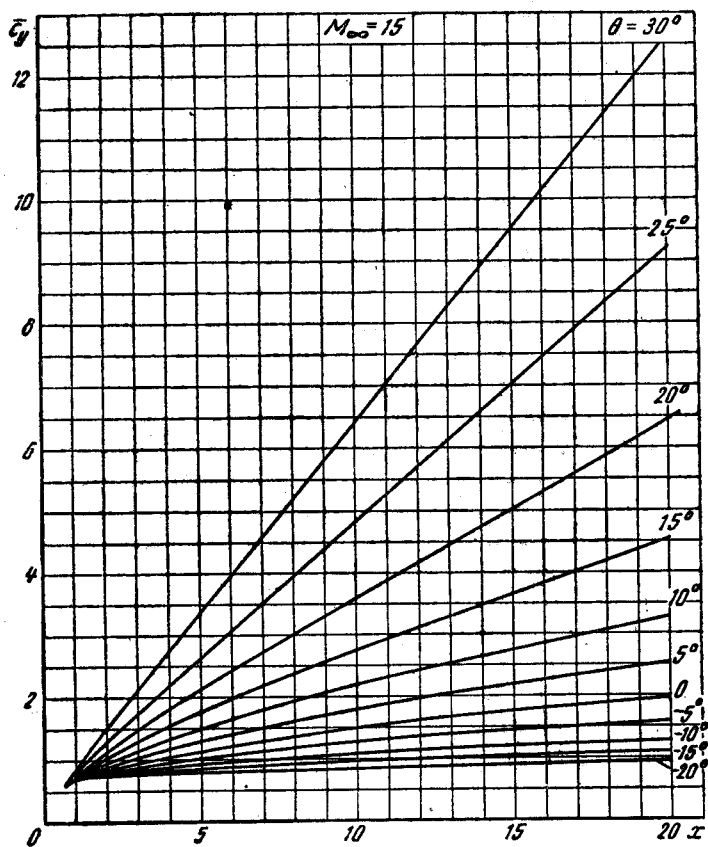


Фиг. 18

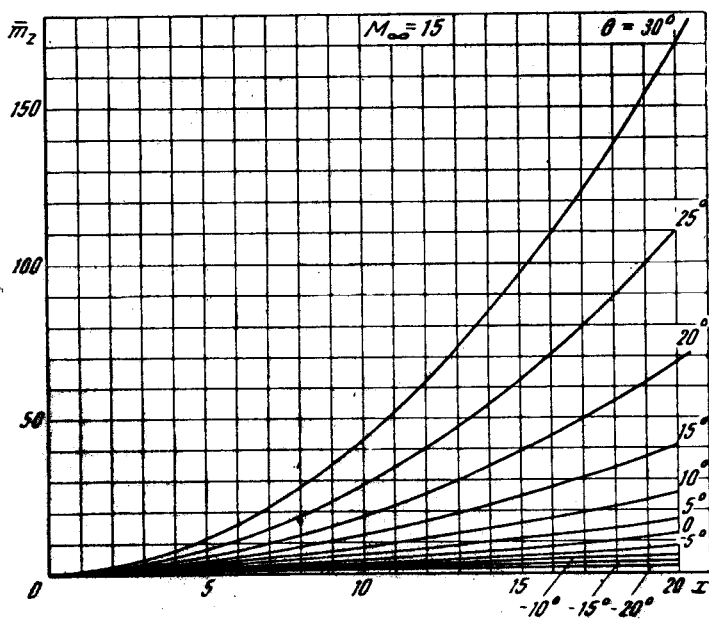
С помощью частичных аэродинамических коэффициентов легко определить аэродинамические характеристики  $c_x$ ,  $c_y$ ,  $m_z$  полного клина. Если угол атаки равен  $\alpha$ , а полуугол раствора клина  $\vartheta$ , то верхняя поверхность составляет с направлением оси  $x$  угол  $\theta_1 = \vartheta - \alpha$ , а нижняя—угол  $\theta_2 = \vartheta + \alpha$ .

Для каждого значения угла атаки  $\alpha$  можно вычислить аэродинамические характеристики клина по формулам:

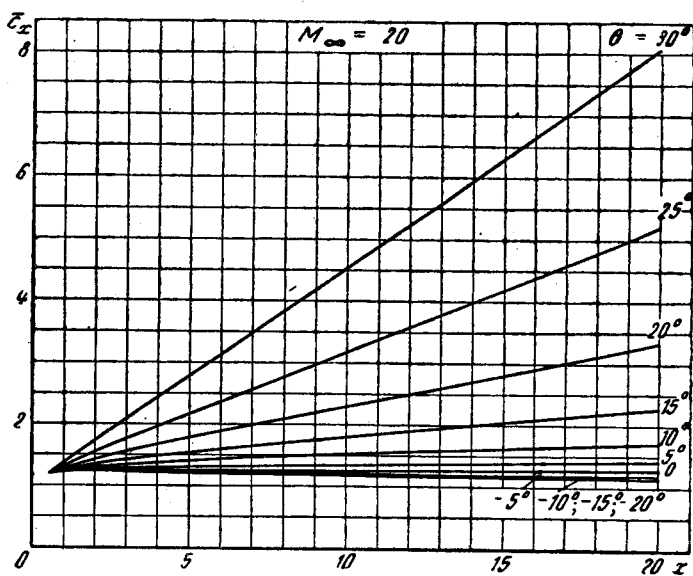
$$c_x = \frac{1}{l} (\bar{c}_{x_1} + \bar{c}_{x_2}); \quad c_y = \frac{1}{l} (\bar{c}_{y_2} - \bar{c}_{y_1}); \quad m_z = \frac{1}{l^2} (\bar{m}_{z_1} - \bar{m}_{z_2}),$$



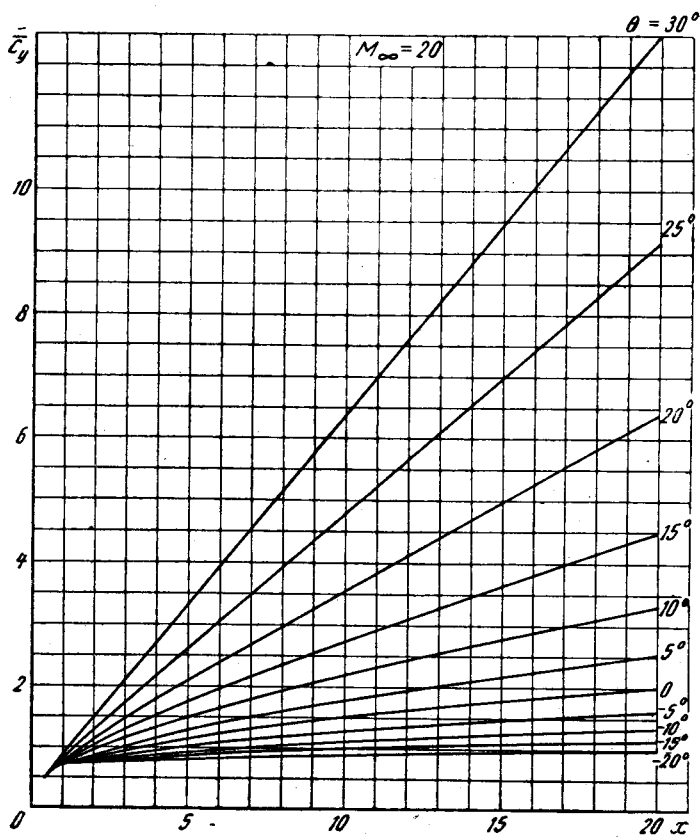
Фиг. 19



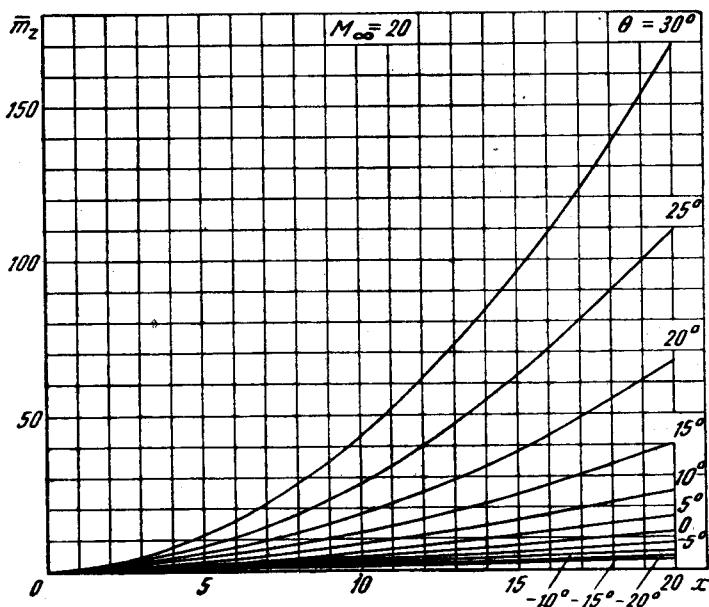
Фиг. 20



Фиг. 21



Фиг. 22



Фиг. 23

где  $l$  — длина хорды клиновидного профиля, отнесенная к радиусу затупления, а частичные аэродинамические коэффициенты соответствуют значениям углов  $\theta_1$  и  $\theta_2$  и длинам  $x_1$  и  $x_2$  верхней и нижней частей профиля (фиг. 24).

При таком определении аэродинамических характеристик клиновидного профиля силы, действующие на его донный срез, не учитываются. Вклад этих сил можно приближенно оценить, полагая, что давление на донном срезе имеет некоторое промежуточное значение между  $p_\infty$  и  $p=0$ .

При больших значениях числа  $M_\infty$  этот вклад невелик. Так, если предположить, что при  $M_\infty=5$   $p_{\text{дон}}=0$  или

$$\bar{p}_{\text{дон}} = -\frac{2}{\gamma M_\infty^2} = -0,057, \text{ то}$$

в случае профиля с хордой  $l=20$  при  $\alpha=0$  поправка

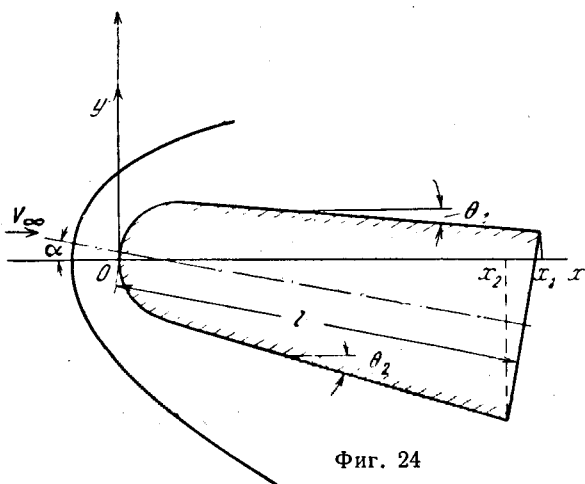
$$\Delta c_x = \frac{2R}{l} |\bar{p}_{\text{дон}}| = 0,0057, \text{ а относительная}$$

поправка

$$\frac{\Delta c_{x \text{ дон}}}{c_{x_0}} = 0,0046, \text{ т. е. составляет}$$

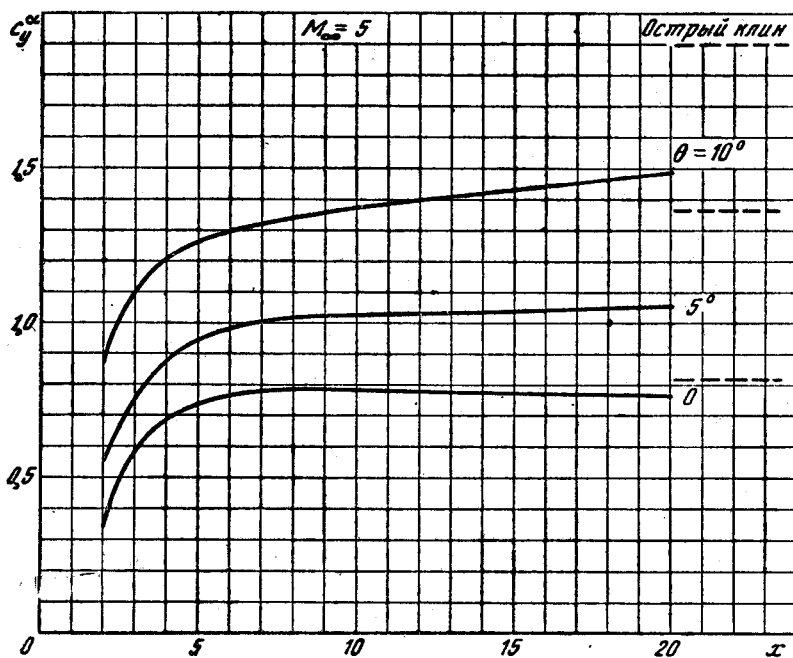
четыре процента. Эта величина будет меньше при больших значениях числа  $M_\infty$ .

В качестве примера полученные результаты были использованы для сравнения несущих свойств затупленных клиновидных профилей с несущими свойствами острых клиньев при малых углах атаки. На фиг. 25—28 представлены зависимости производной  $c_y^\alpha|_{\alpha=0}$  от относительной длины клиновидного профиля. Там же указаны значения производной  $c_y^\alpha|_{\alpha=0}$  острых клиньев с теми же углами раствора. Из сравнения этих данных

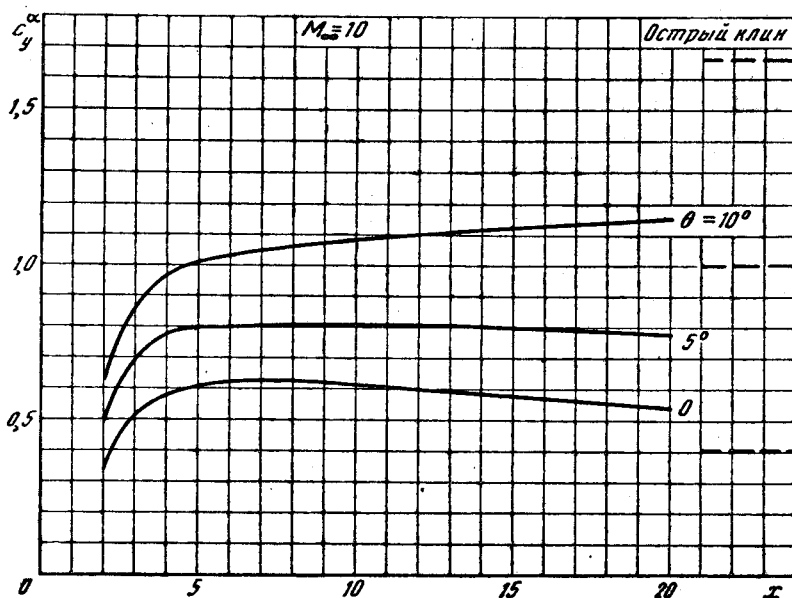


Фиг. 24



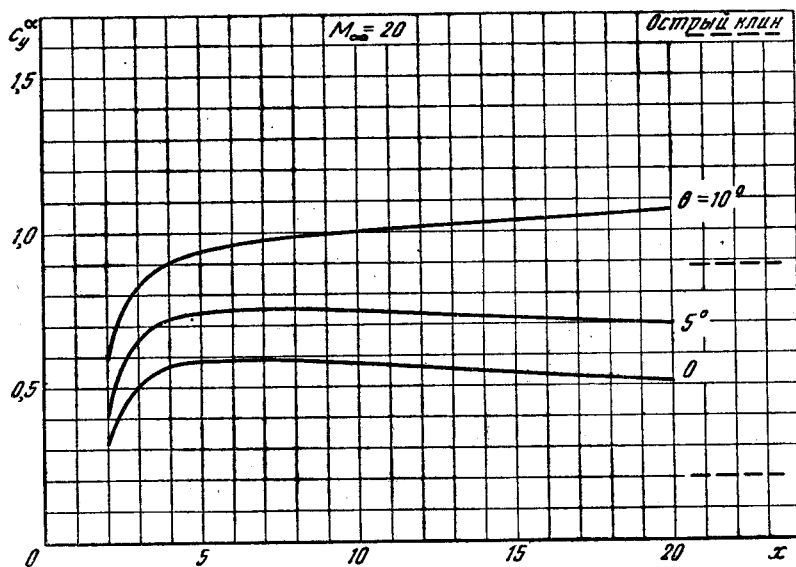
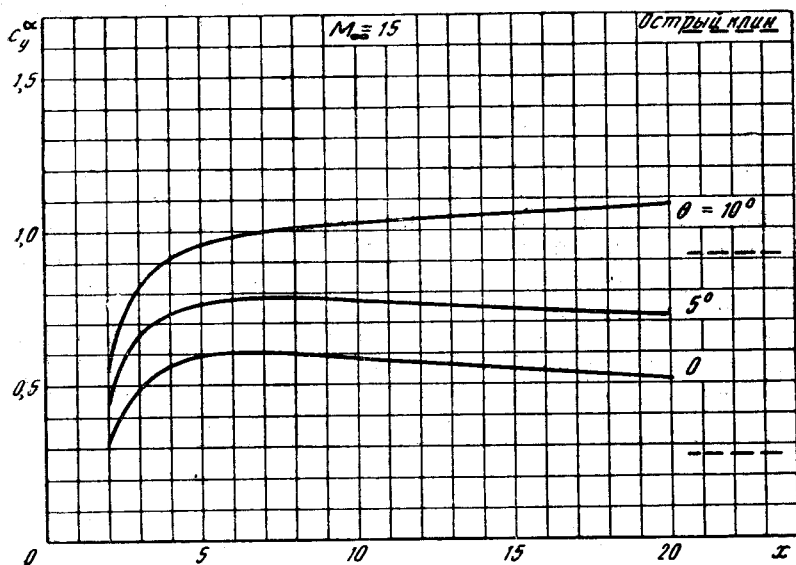


Фиг. 25



Фиг. 26

следует, что имеется область значений числа  $M$ , угла раствора клина и угла атаки, в которой затупление профиля улучшает его несущие свойства. Например, значения  $c_y^\alpha|_{\alpha=0}$  плоских затупленных пластин длиной более трех радиусов затупления уже при  $M=10$  превышают значение  $c_y^\alpha|_{\alpha=0}$  острой пластины, и это преимущество плоских затупленных пластин увеличивается с ростом числа  $M$ .



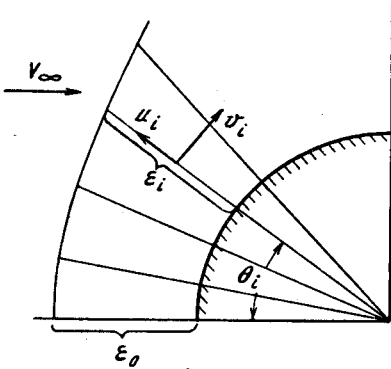
Результаты расчетов дают возможность произвести достаточно полное параметрическое исследование также других аэродинамических характеристик затупленных клиновидных профилей.

#### ЛИТЕРАТУРА

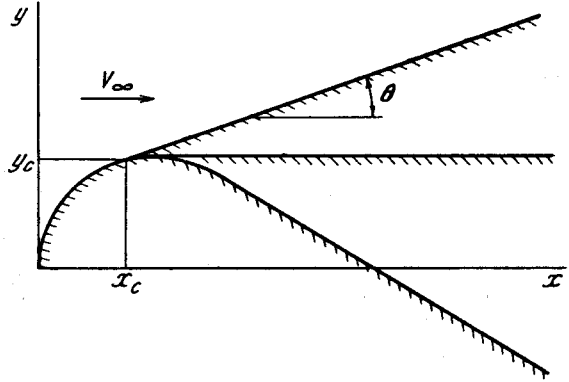
1. Гилинский С. М., Теленин Г. Ф., Тиняков Г. П., Метод расчета сверхзвукового обтекания затупленных тел с отошедшей ударной волной, Изв. АН СССР Мех. и маш., № 4, 1964.
2. Наумова И. Н., Расчет сверхзвуковых равновесных течений воздуха, ЖВММФ, 1963, IX—X, т. 3, № 5, стр. 964—970.

Ниже приведены подробные таблицы поля течения в окрестности затупления, а также значения основных параметров —  $p$ ,  $M$ ,  $c_x$  — на поверхности клиновидных профилей. Все данные получены для чисел  $M = 5$ ; 10; 15 и 20.

Табл. 1—4 содержат значения параметров в области смешанного течения. Здесь  $\theta_i$  — узлы интерполяции,  $\varepsilon_i$  — расстояния от контура круга до ударной волны (фиг. I). Все значения приведены в зависимости от параметра  $\xi$ , который является безразмерной величиной:  $\xi = \frac{r - r_T}{r_{ск} - r_T}$ , где



Фиг. I



Фиг. II

$r_T$  и  $r_{ск}$  — значения координаты  $r$  на контуре круга и скачка соответственно. Составляющие скоростей  $u_i$ ,  $v_i$  отнесены к  $V_{max}$ , давление  $p_i$  — к  $\rho_\infty V_{max}^2$ , плотность  $\rho_i$  — к  $\rho_\infty$ , температура  $T_i$  — к  $T_\infty$ . Индекс  $i$  обозначает значения параметров на луче, проведенном под углом  $\theta_i$ . Коэффициенты полинома Лагранжа  $\bar{u}_i$ ,  $\bar{v}_i$ ,  $\bar{p}_i$ ,  $\bar{T}_i$  дают возможность определить параметры  $u$ ,  $v$ ,  $p$ ,  $T$  для значений  $\theta$ , отличающихся от  $\theta_i$ , по следующим формулам:

$$u = \sum_{i=0}^4 \bar{u}_i \theta^{2i}; \quad v = \sum_{i=0}^4 \bar{v}_i \theta^{2i+1}, \quad p = \sum_{i=1}^4 \bar{p}_i \theta^{2i}; \quad T = \sum_{i=0}^4 \bar{T}_i \theta^{2i}.$$

В табл. 5 приведены координаты звуковых линий.

Табл. 6 содержит координаты точек сопряжения боковой поверхности клиновидного профиля с круговым затуплением (фиг. II).

Значения основных параметров потока вдоль боковых поверхностей клиновидных профилей при различных значениях числа  $M$  набегающего потока и угла наклона прямолинейной образующей клина приведены в табл. 7. Здесь давление отнесено к  $\rho_\infty V_\infty^2$ , местный коэффициент волнового сопротивления вычислялся по формуле:

$$c_x = \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} \int_0^x (p - p_\infty) dy.$$

В табл. 8 приведены значения давления на заостренных клиньях.

$$M = 5; \quad \gamma = 1,4$$

$$\theta_0 = 0; \quad \varepsilon_0 = 0,4799;$$

$$\theta_1 = 0,3386; \quad \varepsilon_1 = 0,5124;$$

$$\theta_2 = 0,6364; \quad \varepsilon_2 = 0,6024;$$

$$\theta_3 = 0,8574; \quad \varepsilon_3 = 0,7194;$$

$$\theta_4 = 0,975; \quad \varepsilon_4 = 0,8051$$

$\xi$ $f(\xi)$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$u_0$	-0,183	-0,149	-0,116	-0,082	-0,045	0
$\overline{v_0}$	0,640	0,572	0,526	0,502	0,502	0,536
$p_0$	0,690	0,719	0,742	0,759	0,772	0,778
$T_0$	5,817	5,886	5,938	5,979	6,007	6,020
$M_0$	0,416	0,336	0,261	0,185	0,101	0
$\rho_0$	4,987	5,135	5,249	5,338	5,402	5,430
$u_1$	-0,154	-0,127	-0,100	-0,072	-0,039	0
$v_1$	0,211	0,190	0,175	0,167	0,168	0,180
$p_1$	0,660	0,679	0,692	0,700	0,702	0,694
$T_1$	5,607	5,706	5,775	5,820	5,840	5,825
$M_1$	0,605	0,523	0,459	0,413	0,391	0,409
$\rho_1$	4,950	5,003	5,038	5,057	5,052	5,005
$u_2$	-0,083	-0,071	-0,058	-0,042	-0,023	0
$v_2$	0,372	0,337	0,313	0,301	0,306	0,333
$p_2$	0,595	0,594	0,588	0,577	0,557	0,518
$T_2$	5,145	5,304	5,410	5,462	5,453	5,356
$M_2$	0,920	0,819	0,749	0,713	0,719	0,787
$\rho_2$	4,858	4,703	4,570	4,441	4,290	4,065
$u_3$	-0,004	-0,008	-0,008	-0,005	0	0
$v_3$	0,466	0,427	0,400	0,388	0,397	0,439
$p_3$	0,534	0,517	0,497	0,472	0,434	0,370
$T_3$	4,713	4,921	5,058	5,114	5,069	4,862
$M_3$	1,175	1,054	0,973	0,939	0,967	1,091
$\rho_3$	4,756	4,410	4,129	3,878	3,600	3,196
$u_4$	0,045	0,034	0,026	0,021	0,017	0
$v_4$	0,505	0,466	0,439	0,428	0,441	0,494
$p_4$	0,499	0,475	0,449	0,418	0,372	0,295
$T_4$	4,471	4,703	4,857	4,916	4,845	4,557
$M_4$	1,313	1,181	1,092	1,058	1,099	1,267
$\rho_4$	4,691	4,240	3,883	3,571	3,229	2,720
$\overline{u_1}$	0,250	0,188	0,136	0,091	0,047	0
$\overline{v_1}$	-0,146	-0,110	-0,087	-0,070	-0,055	0,359
$\overline{p_1}$	-0,272	-0,365	-0,454	-0,545	-0,648	-0,776
$\overline{T_1}$	-1,915	-1,635	-1,474	-1,425	-1,496	-1,728

$\xi \backslash f(\xi)$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$\overline{u_2}$	-0,005	0,012	0,021	0,025	0,021	0
$\overline{v_2}$	0,023	0,13	0,006	0,002	0	-1,467
$\overline{p_2}$	0,104	0,159	0,215	0,273	0,329	0,378
$\overline{T_2}$	0,729	0,565	0,475	0,414	0,347	0,240
$\overline{u_3}$	-0,007	-0,010	-0,010	-0,007	-0,002	0
$\overline{v_3}$	-0,006	0	0,003	0,005	0,005	1,976
$\overline{p_3}$	-0,038	-0,060	-0,083	-0,103	-0,117	-0,122
$\overline{T_3}$	-0,267	-0,199	-0,157	-0,119	-0,079	-0,049
$\overline{u_4}$	0,002	0,002	0,002	0,001	0	0
$\overline{v_4}$	0,002	-0,001	-0,002	-0,003	-0,003	-0,897
$\overline{p_4}$	0,008	0,013	0,018	0,022	0,023	0,022
$\overline{T_4}$	0,056	0,040	0,032	0,025	0,017	0,005

Т а б л и ц а 2

$$M = 10; \quad \gamma = 1,4$$

$$\theta_0 = 0; \quad \varepsilon_0 = 0,4028;$$

$$\theta_1 = 0,3212; \quad \varepsilon_1 = 0,4276;$$

$$\theta_2 = 0,6038; \quad \varepsilon_2 = 0,4957;$$

$$\theta_3 = 0,8134; \quad \varepsilon_3 = 0,5833;$$

$$\theta_4 = 0,925; \quad \varepsilon_4 = 0,6468;$$

$\xi \backslash f(\xi)$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$u_0$	-0,171	-0,137	-0,105	-0,073	-0,039	0
$\overline{v_0}$	0,707	0,622	0,563	0,529	0,524	0,552
$p_0$	0,792	0,823	0,846	0,862	0,874	0,879
$T_0$	20,459	20,682	20,845	20,964	21,045	21,079
$M_0$	0,388	0,309	0,236	0,164	0,088	0
$\rho_0$	5,697	5,852	5,968	6,054	6,112	6,137
$u_1$	-0,144	-0,117	-0,091	-0,064	-0,034	0
$v_1$	0,222	0,196	0,178	0,167	0,166	0,176
$p_1$	0,757	0,776	0,789	0,796	0,796	0,789
$T_1$	19,602	19,982	20,239	20,400	20,470	20,428
$M_1$	0,612	0,523	0,454	0,407	0,385	0,399
$\rho_1$	5,684	5,717	5,734	5,739	5,725	5,680
$u_2$	-0,077	-0,066	-0,053	-0,038	-0,021	0
$v_2$	0,392	0,348	0,318	0,303	0,304	0,325
$p_2$	0,681	0,676	0,668	0,655	0,633	0,598
$T_2$	17,715	18,426	18,880	19,125	19,125	18,860
$M_2$	0,972	0,847	0,761	0,716	0,713	0,767
$\rho_2$	5,653	5,400	5,206	5,041	4,873	4,665

$\begin{matrix} \xi \\ f(\xi) \end{matrix}$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$u_3$	-0,001	-0,006	-0,008	-0,006	-0,002	0
$v_3$	0,493	0,442	0,407	0,391	0,396	0,430
$p_3$	0,609	0,585	0,561	0,533	0,494	0,434
$T_3$	15,951	16,952	17,577	17,770	17,770	17,201
$M_3$	1,265	1,101	0,996	0,948	0,963	1,062
$\rho_3$	5,617	5,080	4,698	4,391	4,089	3,715
$u_4$	0,047	0,032	0,022	0,017	0,011	0
$v_4$	0,537	0,484	0,448	0,432	0,441	0,484
$p_4$	0,569	0,536	0,505	0,470	0,422	0,351
$T_4$	14,963	16,118	16,837	17,136	16,974	16,182
$M_4$	1,427	1,238	1,120	1,070	1,097	1,232
$\rho_4$	5,593	4,892	4,410	4,033	3,662	3,191
$\overline{u_1}$	0,261	0,192	0,135	0,087	0,044	0
$\overline{v_1}$	-0,168	-0,130	-0,101	-0,078	-0,057	0,389
$\overline{p_1}$	-0,352	-0,470	-0,578	-0,683	-0,795	-0,925
$\overline{T_1}$	-8,655	-7,053	-6,079	-5,640	-5,712	-6,400
$\overline{u_2}$	0,001	0,016	0,025	0,027	0,021	0
$\overline{v_2}$	0,027	0,019	0,010	0,004	0,001	-1,739
$\overline{p_2}$	0,144	0,214	0,286	0,356	0,420	0,473
$\overline{T_2}$	3,545	2,704	2,129	1,696	1,310	0,914
$\overline{u_3}$	-0,011	-0,012	-0,012	-0,008	-0,003	0
$\overline{v_3}$	-0,007	-0,002	0,002	0,005	0,006	2,636
$\overline{p_3}$	-0,055	-0,083	-0,112	-0,136	-0,152	-0,159
$\overline{T_3}$	-1,349	-0,988	-0,707	-0,471	-0,277	-0,172
$\overline{u_4}$	0,003	0,003	0,002	0,001	0	0
$\overline{v_4}$	0,002	-0,001	-0,002	-0,003	-0,003	-1,328
$\overline{p_4}$	0,012	0,019	0,025	0,029	0,031	0,030
$\overline{T_4}$	0,297	0,206	0,144	0,095	0,056	0,032

Таблица 3

$M = 15; \gamma = 1,4$

$\theta_0 = 0; \quad \varepsilon_0 = 0,3895;$   
 $\theta_1 = 0,3126; \quad \varepsilon_1 = 0,4122;$   
 $\theta_2 = 0,5874; \quad \varepsilon_2 = 0,4745;$   
 $\theta_3 = 0,7914; \quad \varepsilon_3 = 0,5541;$   
 $\theta_4 = 0,900; \quad \varepsilon_4 = 0,6114$

$\begin{matrix} \xi \\ f(\xi) \end{matrix}$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$u_0$	-0,169	-0,135	-0,103	-0,072	-0,038	0
$\overline{v'_0}$	0,721	0,632	0,570	0,534	0,527	0,553
$p_0$	0,814	0,845	0,868	0,885	0,896	0,901

$f(\xi) \backslash \xi$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$T_0$	44,856	45,336	45,684	45,937	46,108	46,181
$M_0$	0,383	0,304	0,232	0,161	0,086	0
$\rho_0$	5,851	6,008	6,124	6,209	6,266	6,291
$u_1$	-0,143	-0,116	-0,090	-0,063	-0,034	0
$v_1$	0,220	0,194	0,175	0,165	0,163	0,172
$p_1$	0,780	0,799	0,812	0,819	0,820	0,812
$T_1$	42,988	43,825	44,389	44,740	44,895	44,824
$M_1$	0,608	0,517	0,448	0,400	0,377	0,389
$\rho_1$	5,845	5,877	5,894	5,899	5,886	5,843
$u_2$	-0,078	-0,067	-0,054	-0,039	-0,021	0
$v_2$	0,390	0,346	0,315	0,298	0,298	0,317
$p_2$	0,703	0,699	0,691	0,678	0,658	0,624
$T_2$	38,855	40,455	41,471	42,000	42,054	41,548
$M_2$	0,969	0,839	0,752	0,704	0,699	0,746
$\rho_2$	5,831	5,568	5,371	5,206	5,041	4,841
$u_3$	-0,006	-0,010	-0,011	-0,008	-0,004	0
$v_3$	0,493	0,440	0,403	0,3855	0,389	0,420
$p_3$	0,631	0,607	0,583	0,555	0,517	0,460
$T_3$	34,964	37,250	38,664	39,311	39,178	38,077
$M_3$	1,264	1,092	0,984	0,933	0,943	1,031
$\rho_3$	5,814	5,253	4,862	4,554	4,257	3,897
$u_4$	0,040	0,026	0,018	0,013	0,009	0
$v_4$	0,537	0,482	0,444	0,427	0,434	0,472
$p_4$	0,590	0,557	0,526	0,491	0,445	0,376
$T_4$	32,779	35,434	37,064	37,762	37,483	35,946
$M_4$	1,427	1,229	1,106	1,053	1,075	1,194
$\rho_4$	5,803	5,066	4,572	4,191	3,827	3,373
$\overline{u_1}$	0,263	0,193	0,135	0,087	0,044	0
$\overline{v_1}$	-0,173	-0,134	-0,104	-0,079	-0,058	0,370
$\overline{p_1}$	-0,369	-0,492	-0,604	0,719	-0,825	-0,956
$\overline{T_1}$	-19,889	-16,058	-13,717	-12,619	-12,687	-14,083
$\overline{u_2}$	0,002	0,016	0,025	0,027	0,021	0
$\overline{v_2}$	0,028	0,020	0,011	0,004	0,001	-1,756
$\overline{p_2}$	0,153	0,226	0,302	0,374	0,439	0,494
$\overline{T_2}$	8,252	6,292	4,897	3,830	2,909	1,965
$\overline{u_3}$	-0,012	-0,013	-0,012	-0,008	-0,002	0
$\overline{v_3}$	-0,006	-0,002	0,002	0,004	0,005	2,810
$\overline{p_3}$	-0,059	-0,088	-0,118	-0,143	-0,160	-0,166
$\overline{T_3}$	-3,178	-2,326	-1,629	-1,045	-0,530	-0,360
$\overline{u_4}$	0,003	0,003	0,002	0,001	0	0
$\overline{v_4}$	0,002	-0,001	-0,002	-0,003	-0,003	-1,495
$\overline{p_4}$	0,013	0,020	0,027	0,031	0,033	0,031
$\overline{T_4}$	0,717	0,495	0,335	0,205	0,108	-0,079

$$M = 20; \quad \gamma = 1,4$$

$$\theta_0 = 0; \quad \varepsilon_0 = 0,3845;$$

$$\theta_1 = 0,3039; \quad \varepsilon_1 = 0,4058;$$

$$\theta_2 = 0,5711; \quad \varepsilon_2 = 0,4634;$$

$$\theta_3 = 0,7695; \quad \varepsilon_3 = 0,5368;$$

$$\theta_4 = 0,875; \quad \varepsilon_4 = 0,5895;$$

$\xi$ $f(\xi)$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$u_0$	-0,168	-0,134	-0,102	-0,071	-0,038	0
$\overline{v_0}$	0,727	0,636	0,573	0,537	0,529	0,556
$p_0$	0,822	0,853	0,876	0,893	0,904	0,909
$T_0$	79,010	79,850	80,458	80,899	81,195	81,315
$M_0$	0,381	0,302	0,230	0,159	0,085	0
$\rho_0$	5,907	6,065	6,180	6,265	6,322	6,346
$u_1$	-0,144	-0,116	-0,090	-0,063	-0,034	0
$v_1$	0,216	0,190	0,171	0,161	0,159	0,168
$p_1$	0,789	0,809	0,822	0,829	0,831	0,824
$T_1$	75,836	77,291	78,271	78,884	79,160	79,033
$M_1$	0,600	0,509	0,440	0,392	0,368	0,380
$\rho_1$	5,904	5,940	5,960	5,967	5,956	5,916
$u_2$	-0,0823	-0,070	-0,056	-0,040	-0,022	0
$v_2$	0,384	0,339	0,308	0,292	0,292	0,310
$p_2$	0,714	0,711	0,704	0,693	0,673	0,641
$T_2$	68,766	71,552	73,319	74,246	74,369	73,509
$M_2$	0,953	0,824	0,737	0,688	0,682	0,729
$\rho_2$	5,896	5,643	5,453	5,295	5,138	4,949
$u_3$	-0,013	-0,016	-0,016	-0,012	-0,006	0
$v_3$	0,486	0,433	0,396	0,378	0,381	0,411
$p_3$	0,644	0,621	0,598	0,572	0,535	0,480
$T_3$	62,061	66,057	68,521	69,665	69,487	67,632
$M_3$	1,243	1,072	0,964	0,912	0,921	1,006
$\rho_3$	5,887	5,338	4,957	4,657	4,370	4,030
$u_4$	0,031	0,018	0,011	0,008	0,006	0
$v_4$	0,531	0,475	0,437	0,419	0,425	0,463
$p_4$	0,604	0,5716	0,541	0,508	0,463	0,396
$T_4$	58,275	62,929	65,774	67,011	66,592	64,007
$M_4$	1,403	1,206	1,085	1,031	1,049	1,164
$\rho_4$	5,881	5,156	4,672	4,300	3,946	3,517
$\overline{u_1}$	0,264	0,193	0,135	0,086	0,043	0
$\overline{v_1}$	-0,174	-0,136	-0,105	-0,080	-0,058	0,414
$\overline{p_1}$	-0,376	-0,501	-0,615	-0,724	-0,839	-0,969
$\overline{T_1}$	-35,696	-28,729	-24,464	-22,439	-22,50	-25,039



$\xi$ $f(\xi)$	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2	0
$\overline{u_2}$	0,002	0,017	0,025	0,028	0,020	0
$\overline{v_2}$	0,029	0,021	0,012	0,005	0,001	-2,059
$\overline{p_2}$	0,157	0,231	0,309	0,382	0,447	0,503
$\overline{T_2}$	14,902	11,364	8,784	6,822	5,108	3,578
$\overline{u_3}$	-0,012	-0,013	-0,012	-0,008	-0,002	0
$\overline{v_3}$	-0,007	-0,002	0,002	0,004	0,005	3,486
$\overline{p_3}$	-0,061	-0,091	-0,121	-0,147	-0,162	-0,171
$\overline{T_3}$	-5,795	-4,244	-2,944	-1,861	-0,908	-0,604
$\overline{u_4}$	0,003	0,003	0,002	0,001	-0,001	0
$\overline{v_4}$	0,002	-0,001	-0,002	-0,003	-0,003	-1,962
$\overline{p_4}$	0,014	0,021	0,028	0,033	0,033	0,033
$\overline{T_4}$	1,339	0,926	0,618	0,372	0,105	-0,106

Таблица 5

Координаты звуковых линий

M=5		M=10		M=15		M=20	
$x$	$y$	$x$	$y$	$x$	$y$	$x$	$y$
-0,243	1,061	-0,219	0,878	-0,215	0,848	-0,213	0,837
-0,200	1,080	-0,182	0,902	-0,179	0,872	-0,177	0,861
-0,158	1,097	-0,145	0,923	-0,142	0,895	-0,141	0,884
-0,115	1,110	-0,107	0,942	-0,105	0,915	-0,104	0,904
-0,073	1,119	-0,069	0,958	-0,068	0,932	-0,067	0,921
-0,031	1,125	-0,032	0,970	-0,031	0,945	-0,031	0,935
0,009	1,126	0,005	0,980	0,005	0,956	0,005	0,946
0,048	1,123	0,041	0,984	0,041	0,962	0,040	0,953
0,086	1,116	0,075	0,985	0,074	0,964	0,074	0,955
0,121	1,103	0,108	0,981	0,106	0,962	0,105	0,954
0,153	1,086	0,138	0,973	0,136	0,955	0,135	0,947
0,182	1,063	0,165	0,960	0,163	0,944	0,162	0,937
0,208	1,063	0,189	0,943	0,187	0,929	0,186	0,922
0,230	1,005	0,211	0,922	0,209	0,909	0,207	0,903
0,248	0,970	0,229	0,897	0,227	0,885	0,225	0,880
0,263	0,931	0,244	0,868	0,242	0,859	0,240	0,854
0,275	0,890	0,256	0,837	0,254	0,829	0,252	0,825
0,284	0,847	0,264	0,803	0,263	0,797	0,261	0,793
0,289	0,801	0,271	0,767	0,270	0,764	0,268	0,760
0,294	0,756	0,277	0,732	0,277	0,730	0,274	0,726
0,299	0,713	0,282	0,697	0,282	0,696	0,279	0,693

Таблица 6

## Координаты точек сопряжения

$\theta$	30°	25°	20°	15°	10°	5°	0	-5°	-10°	-15°	-20°
$x_c$	0,5	0,5774	0,6580	0,7412	0,8264	0,9128	1	1,0872	1,1736	1,2588	1,3420
$y_c$	0,8660	0,9063	0,9397	0,9659	0,9848	0,9962	1	0,9962	0,9848	0,9659	0,9397

Таблица 7

$x$	$p$	$M$	$c_x$	$x$	$p$	$M$	$c_x$
<b><math>M = 5; \theta = 30^\circ</math></b>				1,542	0,231	1,566	1,350
0,512	0,315	1,346	1,193	2,119	0,227	1,579	1,434
0,701	0,351	1,266	1,260	3,744	0,212	1,625	1,659
0,892	0,370	1,227	1,333	6,187	0,202	1,656	1,975
1,156	0,379	1,210	1,439	9,663	0,201	1,659	2,411
1,996	0,373	1,222	1,776	11,34	0,202	1,657	2,623
2,576	0,371	1,226	2,006	12,34	0,200	1,661	2,768
3,227	0,373	1,221	2,264	15,70	0,200	1,662	3,168
3,621	0,376	1,216	2,421	19,00	0,200	1,662	3,580
3,898	0,376	1,214	2,532	22,18	0,201	1,660	3,979
4,576	0,373	1,220	2,803				
8,301	0,374	1,219	4,287	<b><math>M = 5; \theta = 15^\circ</math></b>			
14,752	0,374	1,220	6,857	0,741	0,165	1,743	1,230
21,92	0,374	1,216	9,714	0,946	0,172	1,763	1,245
				1,489	0,179	1,737	1,288
				1,909	0,178	1,742	1,322
				2,583	0,172	1,763	1,375
				3,004	0,168	1,778	1,407
				3,731	0,162	1,802	1,460
				4,885	0,154	1,834	1,540
				6,346	0,148	1,862	1,636
				9,027	0,142	1,890	1,803
				15,07	0,137	1,910	2,160
				20,15	0,137	1,910	2,456
				<b><math>M = 5; \theta = 10^\circ</math></b>			
				0,826	0,129	1,900	1,235
				1,586	0,137	1,912	1,264
				2,152	0,135	1,921	1,285
				3,048	0,129	1,951	1,318
				5,542	0,113	2,035	1,399
				9,357	0,101	2,110	1,503
				13,51	0,095	2,150	1,604
				18,07	0,091	2,173	1,708
				21,56	0,090	2,183	1,784
<b><math>M = 5; \theta = 20^\circ</math></b>							
0,658	0,207	1,627	1,223				
0,826	0,218	1,605	1,246				
1,224	0,230	1,570	1,303				

$x$	$p$	$M$	$c_x$	$x$	$p$	$M$	$c_x$
26,57	0,089	2,192	1,891	<b><math>M = 5; \theta = -15^\circ</math></b>			
34,21	0,088	2,197	2,051	1,305	0,027	2,967	1,237
42,67	0,087	2,199	2,227	1,737	0,027	2,956	1,238
				2,487	0,027	2,958	1,237
	<b><math>M = 5; \theta = 5^\circ</math></b>			5,124	0,024	3,036	1,242
0,913	0,100	2,003	1,237	7,577	0,021	3,121	1,249
1,569	0,103	2,092	1,245	10,72	0,019	3,218	1,263
2,134	0,102	2,097	1,252	14,97	0,016	3,326	1,289
2,974	0,098	2,124	1,262	20,59	0,014	3,438	1,331
5,399	0,086	2,213	1,289				
10,88	0,070	2,341	1,336	<b><math>M = 5; \theta = -20^\circ</math></b>			
14,06	0,066	2,384	1,358	1,453	0,018	3,234	1,239
18,64	0,061	2,425	1,385	1,808	0,019	3,225	1,241
21,94	0,060	2,445	1,404	2,227	0,019	3,223	1,244
				3,634	0,018	3,247	1,255
	<b><math>M = 5; \theta = 0</math></b>			5,541	0,016	3,308	1,270
1,00	0,074	2,277	1,238	10,09	0,013	3,456	1,316
1,521	0,076	2,286	1,238	14,81	0,011	3,583	1,372
2,045	0,076	2,286	1,238	17,65	0,010	3,648	1,409
3,064	0,073	2,314	1,238	20,88	0,010	3,713	1,453
5,307	0,064	2,398	1,238				
9,608	0,053	2,525	1,238	<b><math>M = 10; \theta = 30^\circ</math></b>			
14,48	0,046	2,616	1,238	0,500	0,292	1,390	1,198
19,13	0,042	2,674	1,238	0,614	0,309	1,357	1,237
22,33	0,040	2,705	1,238	0,726	0,321	1,331	1,278
				1,056	0,332	1,306	1,399
	<b><math>M = 5; \theta = -5^\circ</math></b>			1,315	0,329	1,311	1,496
1,087	0,054	2,464	1,238	1,556	0,325	1,320	1,585
2,028	0,056	2,494	1,234	3,189	0,320	1,332	2,173
3,117	0,053	2,519	1,229	3,905	0,323	1,325	2,434
4,493	0,050	2,568	1,224	4,634	0,321	1,330	2,700
8,108	0,041	2,693	1,213	7,982	0,323	1,325	3,916
12,84	0,034	2,812	1,210	15,24	0,322	1,326	6,558
17,00	0,030	2,887	1,203	20,93	0,322	1,320	8,628
22,70	0,027	2,964	1,203				
				<b><math>M = 10; \theta = 25^\circ</math></b>			
	<b><math>M = 5; \theta = -10^\circ</math></b>			0,577	0,237	1,533	1,218
1,174	0,039	2,720	1,238	1,152	0,259	1,481	1,351
2,325	0,040	2,715	1,233	1,566	0,255	1,483	1,447
5,157	0,034	2,804	1,224	2,644	0,239	1,539	1,688
10,97	0,026	2,989	1,222	3,721	0,231	1,560	1,916
14,96	0,023	3,082	1,223	5,007	0,231	1,560	2,184
17,38	0,021	3,129	1,233	6,039	0,234	1,550	2,401
20,17	0,020	3,176	1,241	6,588	0,232	1,558	2,517

$x$	$p$	$M$	$c_x$	$x$	$p$	$M$	$c_x$
8,134	0,231	1,561	2,839	<b><math>M = 10; \theta = 0</math></b>			
12,90	0,233	1,555	3,838	1,00	0,065	2,225	1,249
20,06	0,233	1,552	5,345	1,663	0,065	2,391	1,249
<b><math>M = 10; \theta = 20^\circ</math></b>				3,227	0,058	2,462	1,249
0,658	0,192	1,634	1,229	5,327	0,049	2,576	1,249
0,984	0,200	1,657	1,274	9,960	0,036	2,766	1,249
1,237	0,202	1,652	1,310	16,02	0,028	2,928	1,249
1,523	0,200	1,659	1,350	22,26	0,024	3,042	1,249
2,532	0,185	1,709	1,486	<b><math>M = 10; \theta = -5^\circ</math></b>			
3,950	0,170	1,767	1,661	1,101	0,046	2,608	1,250
7,041	0,158	1,813	2,010	2,495	0,045	2,631	1,240
10,54	0,157	1,817	2,394	5,235	0,036	2,773	1,224
15,76	0,155	1,824	2,957	5,235	0,036	2,773	1,224
20,43	0,156	1,822	3,460	9,437	0,027	2,959	1,207
<b><math>M = 10; \theta = 15^\circ</math></b>				14,55	0,021	3,124	1,192
0,741	0,151	1,769	1,238	19,18	0,018	3,238	1,182
1,024	0,154	1,829	1,260	22,64	0,016	3,308	1,175
1,226	0,155	1,824	1,276	<b><math>M = 10; \theta = -10^\circ</math></b>			
1,566	0,154	1,831	1,303	1,345	0,033	2,834	1,246
2,609	0,142	1,884	1,382	2,008	0,032	2,842	1,240
4,923	0,120	1,991	1,534	4,749	0,027	2,969	1,218
9,321	0,104	2,083	1,778	11,00	0,018	3,244	1,186
16,57	0,099	2,114	2,141	15,45	0,015	3,388	1,172
20,16	0,096	2,131	2,315	20,17	0,012	3,510	1,161
<b><math>M = 10; \theta = 10^\circ</math></b>				<b><math>M = 10; \theta = -20^\circ</math></b>			
0,826	0,116	1,954	1,245	1,355	0,018	3,287	1,243
1,289	0,118	2,002	1,263	2,902	0,014	3,377	1,227
2,017	0,114	2,024	1,291	5,210	0,012	3,477	1,216
5,131	0,089	2,187	1,394	10,47	0,009	3,706	1,203
9,899	0,071	2,330	1,513	17,22	0,006	3,932	1,201
14,76	0,063	2,404	1,615	22,099	0,005	4,064	1,206
21,26	0,058	2,456	1,737	<b><math>M = 15; \theta = 30^\circ</math></b>			
<b><math>M = 10; \theta = 5^\circ</math></b>				0,500	0,288	1,378	1,197
0,913	0,088	2,076	1,247	0,703	0,312	1,346	1,267
1,349	0,088	2,190	1,253	0,989	0,323	1,321	1,372
2,082	0,086	2,210	1,264	1,139	0,323	1,322	1,427
4,725	0,068	2,353	1,296	1,228	0,322	1,325	1,460
9,432	0,051	2,538	1,338	2,059	0,309	1,354	1,759
15,38	0,042	2,672	1,379	3,719	0,315	1,338	2,346
21,74	0,037	2,761	1,415	5,494	0,312	1,347	2,978

$x$	$p$	$M$	$c_x$	$x$	$p$	$M$	$c_x$
8,406	0,313	1,342	4,019	5,081	0,084	2,217	1,395
13,06	0,313	1,344	5,684	9,450	0,067	2,365	1,505
16,57	0,313	1,343	6,937	14,60	0,058	2,457	1,612
21,26	0,313	1,339	8,614	21,64	0,052	2,520	1,740
<b><math>M = 15; \theta = 25^\circ</math></b>				<b><math>M = 15; \theta = 5^\circ</math></b>			
0,577	0,234	1,526	1,220	0,960	0,085	2,212	1,252
0,863	0,250	1,504	1,283	1,533	0,085	2,208	1,260
1,134	0,253	1,495	1,346	3,012	0,076	2,284	1,280
2,019	0,239	1,533	1,547	5,332	0,062	2,416	1,307
4,107	0,221	1,586	1,984	11,22	0,044	2,635	1,357
5,963	0,225	1,573	2,364	15,08	0,038	2,735	1,382
6,139	0,224	1,577	2,40	18,0	0,036	2,778	1,399
6,495	0,222	1,582	2,474	<b><math>M = 15; \theta = 0</math></b>			
7,075	9,222	1,584	2,592	1,130	0,063	2,407	1,252
9,184	0,222	1,583	3,021	1,502	0,063	2,407	1,252
15,58	0,224	1,576	4,333	3,050	0,056	2,478	1,252
20,25	0,224	1,574	5,297	8,529	0,037	2,758	1,252
<b><math>M = 15; \theta = 20^\circ</math></b>				13,37	0,029	2,920	1,252
0,658	0,188	1,639	1,231	22,32	0,021	3,116	1,252
0,900	0,1940	1,674	1,264	<b><math>M = 15; \theta = -5^\circ</math></b>			
1,144	0,196	1,666	1,298	1,142	0,046	2,621	1,251
1,633	0,192	1,681	1,367	2,377	0,048	2,648	1,242
3,133	0,170	1,761	1,560	5,669	0,033	2,830	1,222
5,568	0,153	1,830	1,839	12,25	0,022	3,109	1,195
8,45	0,150	1,844	2,148	18,80	0,019	3,296	1,177
11,90	0,147	1,856	2,513	22,57	0,015	3,361	1,169
15,05	0,146	1,858	2,841	<b><math>M = 15; \theta = -10^\circ</math></b>			
20,44	0,147	1,856	3,404	1,316	0,032	2,847	1,249
<b><math>M = 15; \theta = 15^\circ</math></b>				2,433	0,031	2,875	1,238
0,741	0,148	1,792	1,241	5,036	0,025	3,013	1,215
1,035	0,151	1,841	1,264	9,539	0,018	3,229	1,187
1,291	0,151	1,839	1,284	14,49	0,014	3,411	1,165
2,064	0,144	1,873	1,344	19,28	0,011	3,551	1,149
4,790	0,115	2,016	1,526	<b><math>M = 10; \theta = -20^\circ</math></b>			
10,24	0,096	2,133	1,818	1,330	0,017	3,331	1,248
14,04	0,092	2,154	2,003	2,138	0,014	3,381	1,242
20,00	0,088	2,180	2,282	5,025	0,012	3,510	1,221
<b><math>M = 15; \theta = 10^\circ</math></b>				10,54	0,008	3,766	1,194
0,826	0,112	2,007	1,248	14,45	0,007	3,910	1,182
1,270	0,115	2,017	1,266	20,89	0,005	4,105	1,170
2,059	0,110	2,046	1,296				

$x$	$p$	$M$	$c_x$	$x$	$p$	$M$	$c_x$
<b><math>M = 20; \theta = 30^\circ</math></b>				5,031	0,111	2,040	1,540
0,500	0,287	1,380	1,197	10,03	0,094	2,150	1,805
0,749	0,313	1,348	1,283	16,67	0,088	2,181	2,122
1,059	0,320	1,330	1,400	20,38	0,085	2,202	2,290
1,379	0,316	1,341	1,514	<b><math>M = 20; \theta = 10^\circ</math></b>			
1,593	0,312	1,349	1,591	0,831	0,111	2,041	1,249
1,964	0,306	1,362	1,722	1,229	0,114	2,026	1,265
2,493	0,303	1,370	1,907	2,062	0,108	2,057	1,297
3,227	0,307	1,361	2,164	4,140	0,089	2,184	1,368
3,638	0,312	1,349	2,309	8,967	0,066	2,372	1,494
5,178	0,308	1,358	2,855	14,58	0,056	2,480	1,611
10,42	0,309	1,355	4,718	17,87	0,053	2,518	1,672
14,50	0,309	1,354	6,167	22,52	0,050	2,550	1,753
20,17	0,309	1,351	8,215	<b><math>M = 20; \theta = 5^\circ</math></b>			
<b><math>M = 20; \theta = 25^\circ</math></b>				0,999	0,084	2,221	1,252
0,577	0,234	1,513	1,218	1,281	0,085	2,214	1,257
0,926	0,249	1,508	1,296	2,579	0,078	2,270	1,275
1,100	0,250	1,504	1,336	6,096	0,057	2,470	1,315
1,285	0,249	1,508	1,379	12,42	0,041	2,689	1,366
2,556	0,228	1,568	1,660	18,03	0,034	1,806	1,401
4,065	0,218	1,598	1,969	22,57	0,031	2,874	1,425
5,365	0,220	1,591	2,232	<b><math>M = 20; \theta = 0^\circ</math></b>			
5,998	0,221	1,588	2,362	1,099	0,062	2,416	1,252
7,470	0,218	1,598	2,660	1,622	0,062	2,418	1,252
10,09	0,220	1,593	2,184	2,413	0,059	2,453	1,252
15,63	0,221	1,588	4,317	4,530	0,048	2,580	1,252
20,14	0,221	1,585	5,238	9,514	0,034	2,816	1,252
<b><math>M = 20; \theta = 20^\circ</math></b>				12,61	0,029	2,922	1,252
0,658	0,188	1,641	1,231	18,04	0,023	3,064	1,252
0,900	0,193	1,681	1,264	<b><math>M = 20; \theta = -5^\circ</math></b>			
1,234	0,194	1,676	1,311	1,107	0,045	2,631	1,251
1,520	0,192	1,685	1,351	2,066	0,044	2,646	1,244
3,624	0,162	1,795	1,617	4,215	0,037	2,765	1,229
7,224	0,147	1,859	2,012	8,814	0,026	2,999	1,206
9,600	0,147	1,855	2,263	15,07	0,019	3,223	1,184
12,58	0,143	1,873	2,572	22,15	0,014	3,404	1,166
19,96	0,144	1,872	3,331	<b><math>M = 20; \theta = 15^\circ</math></b>			
<b><math>M = 20; \theta = 15^\circ</math></b>				0,741	0,146	1,815	1,240
0,741	0,146	1,815	1,240	1,174	0,150	1,848	1,276
1,174	0,150	1,848	1,276	1,490	0,148	1,854	1,301
1,490	0,148	1,854	1,301	3,008	0,130	1,942	1,412
3,008	0,130	1,942	1,412				

$x$	$p$	$M$	$c_x$	$x$	$p$	$M$	$c_x$
$M = 20; \theta = -10^\circ$				$M = 20; \theta = -20^\circ$			
1,264	0,032	2,862	1,249	1,466	0,014	3,396	1,247
2,009	0,031	2,874	1,242	1,972	0,014	3,404	1,243
4,166	0,026	2,984	1,221	4,120	0,012	3,494	1,224
9,264	0,018	3,242	1,085	9,691	0,009	3,764	1,190
15,30	0,013	3,465	1,156	18,89	0,006	4,093	1,156
22,05	0,010	3,653	1,133				

Т а б л и ц а 8

Давление на острых клиньях  $\frac{p}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2}$

$M_\infty \backslash \theta_{кл}$	0	5°	10°	15°	20°	25°	30°
5	$0,286 \cdot 10^{-1}$	0,103	0,174	0,273	0,402	0,560	0,748
10	$0,715 \cdot 10^{-2}$	$0,432 \cdot 10^{-1}$	0,101	0,192	0,314	0,466	0,644
15	$0,318 \cdot 10^{-2}$	$0,303 \cdot 10^{-1}$	$0,858 \cdot 10^{-1}$	0,175	0,296	0,448	0,624
20	$0,179 \cdot 10^{-2}$	$0,254 \cdot 10^{-1}$	$0,800 \cdot 10^{-1}$	0,169	0,290	0,442	0,618

## СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
<i>А. П. Базжин</i>	
Расчет обтекания плоских треугольных крыльев потоком совершенного газа при больших углах атаки . . . . .	3
<i>А. П. Базжин, И. Ф. Челышева</i>	
Аэродинамические характеристики затупленных клиновидных профилей . . . . .	29

---

Изд. ред. **О. В. Мелеги**

Отв. ред. **Г. И. Майкапар, Г. И. Таганов**

Корректор **Н. А. Филатова**

Рукопись поступила 18/XI 1965 г.

Подписано к печ. 3/XI 1966 г.

Формат бумаги  $70 \times 108^{1/16} = 1,75$  б. л. = 4,9 п. л. Уч.-изд. л. 5,4

---

Типография ЦАГИ. Заказ № 358