

Б-787

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

ТРУДЫ ЦАГИ

ОПТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ
СВЕРХКРИТИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ ЦАГИ
ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

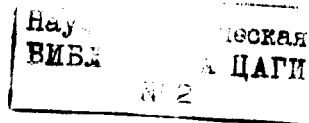
В. Д. Боксер

1973

ОПТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СВЕРХКРИТИЧЕСКИХ ПРОФИЛЕЙ ЦАГИ ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

В. Д. БОКСЕР

214122



КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Оптическим методом исследуется физическая картина околозвукового обтекания тонких ($c=9\%$) сверхкритических профилей ЦАГИ П-162-9 и П-160-9. Получена обширная информация о развитии местной сверхзвуковой зоны, замыкающих скачков уплотнения, волновых отрывов, а также об утолщении пограничного слоя вблизи задней кромки на верхней и нижней поверхностях сверхкритических профилей в сравнении с профилем классического типа СР-2-9. Рассмотрен способ определения критического числа $M_{кр}^*$ по результатам измерений толщины следа у задней кромки.

Исследование проведено в диапазоне чисел M набегающего потока $M=0,6 \div 1,0$ и чисел $Re=(2,4 \div 3,2) \cdot 10^6$ в околозвуковой аэродинамической трубе Т-112 при $c_y \approx 0 \div 0,6$.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

M — число M набегающего потока;
 M_1 — местное число M на поверхности профиля;
 $M_{кр}$ — критическое число M , соответствующее появлению звуковой точки на поверхности профиля;
 $M_{кр}^в$ — верхнее критическое число M , соответствующее появлению скачка уплотнения, замыкающего местную сверхзвуковую зону на поверхности профиля;
 $M_{кр}^*$ — критическое число M набегающего потока, соответствующее резкому возрастанию сопротивления (падению аэродинамического качества) профиля;

b — хорда профиля;

$\bar{x}_{ск} = \frac{x_{ск}}{b}$ — относительное положение замыкающего скачка уплотнения (в процентах хорды);

$\bar{x}_{отр} = \frac{x_{отр}}{b}$ — относительное положение точки отрыва пограничного слоя на поверхности профиля (в процентах хорды);

$\bar{h}_{сл} = \frac{h_{сл}}{b}$ — относительная толщина пограничного слоя у задней кромки (следа) со стороны верхней или нижней поверхности.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в связи с интенсивным развитием работ в области скоростной дозвуковой авиации большое внимание уделяется изучению физической картины обтекания сверхкритических крыловых профилей, позволяющих значительно увеличить крейсерскую скорость полета и аэродинамическое качество околозвукового самолета.

Разработанные в ЦАГИ сверхкритические профили П-160-9 и П-162-9 [1] позволили существенно продвинуться по скорости с выигрышем в величине аэродинамического качества по сравнению со скоростным профилем ЦАГИ классического типа СР-2-9 с равномерным распределением давлений вдоль хорды по обеим поверхностям.

Проведенные в ЦАГИ физические исследования по переходу [2] и отрыву [3] пограничного слоя с помощью каолинового покрытия и жидкой пленки позволили выявить основные особенности картины обтекания сверхкритических профилей с высоким аэродинамическим качеством.

Целью настоящей работы было дальнейшее, более детальное изучение физической картины обтекания сверхкритических профилей оптическим методом с помощью теневого прибора Теплера. Оптический метод исследования, позволяющий глубже

проникнуть во внутреннюю структуру сложных околосвуковых течений, получил широкое применение [4—7].

В работе автору удалось выявить некоторые особенности развития местной сверхзвуковой зоны и пограничного слоя у задней кромки (следа) при закритическом обтекании профилей П-160-9, П-162-9 и СР-2-9.

Автор приносит глубокую благодарность Я. М. Серебряйскому за помощь, оказанную при проведении работы.

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Оптические исследования профилей П-160-9, П-162-9 и СР-2-9 проводились в аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ на трех моделях прямоугольных крыльев размером 200×600 мм, располагавшихся между боковыми стенками трубы на специальных кронштейнах. Визуализация течения осуществлялась прямотеневым методом с оптическим изображением (метод дефокусировки) с помощью серийного теневого прибора ИАБ-451. В качестве источника света использовалась импульсная лампа ИСШ-500 с длительностью вспышки $t \approx 10 \cdot 10^{-6}$ с.

Для определения местных чисел M (M_1) в сверхзвуковой зоне на поверхностях прямоугольных крыльев в среднем сечении наносились риски длиной $l = 60$ мм и высотой выступания $h = (40 \div 50)$ мкм. Риски наносились вдоль хорды на расстоянии от носка $\bar{x} [\%] = 1; 2,5; 5; 7,5; 10$ и далее с шагом $\bar{t} = 5\%$ хорды вплоть до $\bar{x} = 95\%$.

Исследования проводились в диапазоне чисел M набегающего потока $M = 0,6 \div 1$ и углов атаки $\alpha = -2^\circ \div 6^\circ$. Согласно весовым испытаниям [1] эти значения α соответствуют значениям коэффициента подъемной силы $c_y \approx 0 \div 0,6$. Числа Re (по хорде) изменялись при этом от $2,4 \cdot 10^6$ до $3,2 \cdot 10^6$.

ОПИСАНИЕ ПРОФИЛЕЙ

Сверхкритические профили ЦАГИ П-162-9 и П-160-9, подробно рассмотренные ранее [1], по своей форме существенно отличаются от профилей классического типа (СР-2-9). Так, верхняя поверхность профилей П-162-9 и П-160-9 значительно менее искривлена, чем у профиля СР-2-9, за исключением небольшого хвостового участка (фиг. 1). Более того, у профиля П-160-9 верхняя поверхность уплощена на значительном участке вдоль хорды (см. кривые распределения наклонов поверхности $\theta(\bar{x})$ на фиг. 1). Нижние поверхности сверхкритических профилей более искривлены по сравнению с классическими профилями (СР-2-9) для сохранения одинаковой относительной толщины. Кроме того, отличительной особенностью сверхкритических профилей является поджатие нижней и искривление верхней поверхности вблизи хвостового участка с целью сохранения требуемой подъемной силы, теряемой в средней части профиля. Весьма необычная геометрия сверхкритических профилей приводит к значительному выигрышу в величине критического числа $M_{кр}^*$ по сравнению с обычными скоростными профилями (типа СР-2-9). Существенное различие в геометрии сравниваемых профилей наглядно иллюстрируется кривыми распределения давлений вдоль хорды $\bar{p}(\bar{x})$ (фиг. 2—4). Из этих кривых видно, что уплощение верхней поверхности приводит, особенно при больших значениях коэффициента подъемной силы, к появлению заметных пиков разрежений у передней кромки и одновременному снижению разрежений в средней части профиля. Поджатие нижней поверхности вызывает значительную неравномерность в эпюре давлений, приводя к сильному загрузению хвостового участка профиля.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Местная сверхзвуковая зона. При закритических режимах обтекания как сверхкритических профилей П-160-9, П-162-9, так и обычного профиля СР-2-9 на поверхности образуется местная сверхзвуковая зона. Исследование внутренней структуры местной сверхзвуковой зоны проводилось с помощью линий Маха, исходящих от рисок, нанесенных на поверхность (метод Г. П. Свищева [8]).

Наибольшие погрешности в определении местных чисел M_1 возможны в области носка профиля, где резко изменяются наклоны контура, и вблизи замыкающего скачка уплотнения. О надежности используемого метода свидетельствует совпадение с результатами дренажных испытаний (фиг. 5). Величины местных чисел M_1 определялись по известной формуле $M_1 = \frac{1}{\sin \mu}$, где $\mu = \mu_1 \mp (\theta - \alpha)$, здесь $\mu_1 > 0$ — угол между линией Маха и направлением набегающего потока; θ — угол наклона контура профиля; α — угол атаки. Знак минус соответствует верхней поверхности, знак плюс нижней поверхности.

Изменение местных чисел M_1 вдоль хорды по поверхностям исследуемых профилей при различных закритических режимах обтекания представлено на фиг. 5—17. Следует отметить, что как при фиксированном коэффициенте подъемной силы (фиг. 5—10), так и фиксированном числе M набегающего потока (фиг. 11—17) на искривленных поверхностях рассматриваемых профилей наблюдается возрастание местных чисел M_1 вниз по потоку. Лишь на уплощенном участке верхней поверхности профиля П-160-9 происходит падение чисел M_1 вниз по потоку в местной сверхзвуковой зоне.

Увеличение числа M набегающего потока ($M \approx 0,80 \div 0,95$) при фиксированном коэффициенте подъемной силы ($c_y \approx 0,30$ и $0,55$) приводит к существенному возрастанию чисел M_1 в местной сверхзвуковой зоне на верхней поверхности профилей П-160-9, П-162-9 и СР-2-9 (фиг. 5—8). При этом на двоякоискривленной нижней поверхности сверхкритических профилей местные числа M_1 изменяются в гораздо более узком интервале значений и даже наблюдается уменьшение чисел M_1 при существенно закритическом обтекании ($M \approx 0,95$, фиг. 9 и 10) из-за смещения вниз по потоку звуковой точки, обусловленного увеличением угла атаки (при $c_y = \text{const}$).

Увеличение коэффициента подъемной силы при фиксированном числе M набегающего потока приводит к увеличению местных чисел M_1 на верхней поверхности (фиг. 11—14) и падению их на нижней поверхности (фиг. 15—17).

Анализ развития местной сверхзвуковой зоны при различных режимах обтекания верхней поверхности исследуемых профилей показал, что уменьшение искривленности поверхности (переход от СР-2-9 к П-160-9, фиг. 1) приводит к понижению чисел M_1 перед замыкающим скачком уплотнения (фиг. 5—8, 11—14). При этом местная сверхзвуковая зона не замыкается скачком уплотнения, если в конце ее число M_1 не достигает величины 1,1 т. е. при $M_1 < 1,1$ (фиг. 5 и 15).

На основе изучения картины обтекания исследуемых профилей были получены зависимости критического числа $M_{кр}$ и верхнего критического числа $M_{кр}^в$ от коэффициента подъемной силы (фиг. 18—20). Под верхним критическим числом M ($M_{кр}^в < M_{кр}^*$) понимается (по Карману) число M набегающего потока, соответствующее появлению скачка уплотнения, замыкающего местную сверхзвуковую зону [9].

Ранее [1] из весовых исследований изучаемых профилей были получены зависимости $M_{кр}^*(c_y)$ (фиг. 21). На основании зависимостей, представленных на фиг. 18—21, получена величина $\Delta M_{кр}$, характеризующая затягивание кризисных явлений по коэффициенту подъемной силы (фиг. 22 и 23). Поскольку на обычных профилях волновой кризис обтекания обусловлен развитием местной сверхзвуковой зоны на верхней поверхности, величина $\Delta M_{кр}$ для профиля СР-2-9 возрастает с увеличением значений c_y (фиг. 22). На сверхкритических профилях П-160-9 и П-162-9 наблюдается минимум $\Delta M_{кр}$ по величине c_y , обусловленный наступлением волнового кризиса обтекания на нижней поверхности (фиг. 22 и 23). Так, величина $\Delta M_{кр}$ при значении $c_y = 0,30$ составляет:

$$\Delta M_{кр} = M_{кр}^* - M_{кр} \approx \begin{cases} 0,168 & \text{для профиля СР-2-9;} \\ 0,065 & \text{для профиля П-160-9;} \\ 0,063 & \text{для профиля П-162-9;} \end{cases}$$

$$\Delta M_{кр}^в = M_{кр}^* - M_{кр}^в \approx \begin{cases} 0,035 & \text{для профиля СР-2-9;} \\ 0,026 & \text{для профиля П-162-9;} \\ 0,01 & \text{для профиля П-160-9.} \end{cases}$$

При больших значениях коэффициента подъемной силы величины $\Delta M_{кр}$ заметно возрастают за счет возникновения на верхней поверхности пиков разрежений вблизи носка профиля (фиг. 2—4).

Скачки уплотнения. Развитая местная сверхзвуковая зона, как правило, замыкается скачками уплотнения, вызывающими появление волнового сопротивления. В связи с этим представляет большой практический интерес изучение картины развития скачков уплотнения, замыкающих местную сверхзвуковую зону на профиле при различных закритических режимах обтекания.

На сверхкритических профилях, в отличие от обычных (типа СР-2-9), волновой кризис обтекания с ростом коэффициента подъемной силы обусловлен сначала нижней, а затем верхней поверхностью; поэтому на профилях П-162-9 и П-160-9 исследовалась картина развития скачков уплотнения на обеих поверхностях, а на профиле СР-2-9 лишь на верхней поверхности.

Увеличение числа M набегающего потока при фиксированном значении коэффициента подъемной силы приводит к смещению скачка уплотнения в направлении

к задней кромке на верхней поверхности профиля СР-2-9 (фиг. 24) и на обеих поверхностях профилей П-162-9 и П-160-9 (фиг. 25 и 26). На сверхкритическом профиле П-162-9 при всех исследованных режимах течения скачок на верхней поверхности располагается ближе к задней кромке, чем на нижней поверхности (фиг. 25). Подобная картина наблюдается и в случае профиля П-160-9, но не при всех исследованных режимах течения. Кроме того, на уплощенной верхней поверхности профиля П-160-9 при значениях $c_y \leq 0,7$ в узком диапазоне чисел $M = 0,83 \div 0,90$ наблюдаются две местные сверхзвуковые зоны, каждая из которых замыкается скачком уплотнения (фиг. 26).

Увеличение числа M набегающего потока (вплоть до $M \approx 0,83$) при фиксированном значении коэффициента подъемной силы ($c_y = 0,2 \div 0,6$) приводит к более заднему положению скачка уплотнения на искривленной верхней поверхности профиля СР-2-9 (фиг. 27—31) из-за больших чисел M_1 перед замыкающим скачком уплотнения. При существенно закритическом обтекании ($M > 0,83$) профиля СР-2-9 большая диффузорность верхней поверхности (фиг. 1), несмотря на большие числа M_1 перед скачком уплотнения, препятствует дальнейшему интенсивному продвижению его к задней кромке из-за сильного волнового отрыва пограничного слоя. У сверхкритических профилей П-162-9 и П-160-9 с менее искривленной верхней поверхностью при существенно закритическом обтекании ($M > 0,84$) скачки уплотнения располагаются ближе к задней кромке, чем у профиля СР-2-9. Так, при значении $c_y = 0,4$ и числе $M = 0,9$

$$\bar{x}_{\text{ск}} = \begin{cases} 88\% & \text{для профиля П-162-9;} \\ 85\% & \text{для профиля П-160-9;} \\ 77\% & \text{для профиля СР-2-9.} \end{cases}$$

На нижней поверхности сверхкритических профилей П-160-9 и П-162-9 при исследованных режимах течения положение скачков уплотнения примерно одинаково (фиг. 27—31).

Влияние коэффициента подъемной силы при фиксированном числе M набегающего потока различным образом сказывается на перемещении скачка уплотнения на обычных и сверхкритических профилях (фиг. 32—34). Вплоть до больших закритических чисел M с ростом значений c_y смещение скачка уплотнения к задней кромке происходит до больших значений коэффициента подъемной силы в случае менее искривленной верхней поверхности сверхкритических профилей. Так, например, максимально заднее положение замыкающего скачка уплотнения на верхней поверхности исследуемых профилей при числе $M = 0,85$ наблюдается при следующих значениях коэффициента подъемной силы:

$$c_y = 0,37, \quad \bar{x}_{\text{ск max}} = 79\% \quad \text{для профиля СР-2-9;}$$

$$c_y = 0,60, \quad \bar{x}_{\text{ск max}} = 83\% \quad \text{для профиля П-162-9;}$$

$$c_y = 0,75, \quad \bar{x}_{\text{ск max}} = 77\% \quad \text{для профиля П-160-9.}$$

Во всем исследованном диапазоне чисел M набегающего потока увеличение коэффициента подъемной силы приводит, как правило, к смещению вперед по хорде замыкающего скачка уплотнения в случае двоякоискривленной нижней поверхности сверхкритических профилей (фиг. 33 и 34).

Отрывы пограничного слоя. Наряду с изучением внутренней структуры местной сверхзвуковой зоны и замыкающих ее скачков уплотнения, с помощью оптического метода можно проанализировать развитие отрывов пограничного слоя на различных режимах обтекания рассматриваемых профилей. При этом следует иметь в виду, что используемый вариант прямотеневоего метода из-за наличия пограничного слоя на боковых стенках аэродинамической трубы приводит к некоторому искажению картины течения, особенно в случае слабых („стелющихся“) отрывов.

На докритических и умеренно закритических режимах обтекания искривленной верхней поверхности обычного профиля типа СР-2-9 точка отрыва пограничного слоя при фиксированном значении коэффициента подъемной силы (см. фиг. 24) слабо перемещается вдоль хорды. Только при числах $M \approx M_{\text{кр}}^*$ точка отрыва резко смещается вверх по потоку (фиг. 24). На слабо искривленной нижней поверхности профиля СР-2-9 отрывов пограничного слоя не наблюдается.

В случае сверхкритических профилей П-162-9 и П-160-9 (фиг. 35 и 36) картина развития отрывов пограничного слоя на нижней поверхности с ростом числа M набегающего потока при фиксированном значении коэффициента подъемной силы такая же, как и на верхней поверхности профиля СР-2-9. Об особенностях развития отрывов на верхней поверхности будет сказано ниже.

Анализ картины развития скачков уплотнения и отрывов пограничного слоя на обеих поверхностях сверхкритических профилей при фиксированном значении коэф-

коэффициента подъемной силы в случае развитой местной сверхзвуковой зоны ($M \geq M_{кр}^*$) свидетельствует о волновом характере отрыва пограничного слоя, т. е. отрыве, обусловленном скачком уплотнения (фиг. 37—45). Наблюдаемое иногда расхождение между величинами $\bar{x}_{отр}$ и $\bar{x}_{ск}$ при существенно закритическом обтекании обусловлено, по-видимому, λ -образной конфигурацией замыкающего скачка уплотнения (положение скачка определялось по заднему участку λ -ножки).

Положение точки отрыва пограничного слоя $\bar{x}_{отр}(M)$ при $c_y = \text{const}$ представлено для трех исследуемых профилей на фиг. 46—49. Следует отметить, что усиление диффузорности на верхней поверхности вблизи хвостового участка профилей СР-2-9 и П-160-9 (см. фиг. 1) приводит при значениях $c_y \geq 0,4$ к более переднему по сравнению с профилем П-162-9 отрыву пограничного слоя при числах $M < 0,8$ (фиг. 47—49). При больших значениях коэффициента подъемной силы ($c_y \geq 0,5$) и числах $M < 0,8$ на уплотненной верхней поверхности профиля П-160-9 применяемая оптическая визуализация обнаруживает слабый, стелющийся волновой отрыв. При закритическом обтекании ($M > 0,8$) отрыв пограничного слоя на верхней поверхности сверхкритических профилей происходит ближе к задней кромке по сравнению с профилем СР-2-9 (из-за меньшей кривизны поверхности).

Увеличение коэффициента подъемной силы при фиксированном числе $M \approx 0,6 \div 0,9$ в случае сверхкритических профилей существенно влияет на положение точки отрыва пограничного слоя, особенно на верхней поверхности (фиг. 50 и 51). При существенно закритическом обтекании ($M = 0,9 \div 1$) обеих поверхностей сверхкритических профилей влияние коэффициента подъемной силы на положение точки отрыва пограничного слоя незначительно.

Толщина следа у задней кромки. Величина $M_{кр}^*$, соответствующая резкому возрастанию сопротивления (падению аэродинамического качества) при фиксированном значении коэффициента подъемной силы (угла атаки), является важнейшей характеристикой скоростных околозвуковых профилей различных типов. Обычно величину $M_{кр}^*$ определяют на основании весовых исследований профилей [1] или по резкому падению давления у задней кромки [10]. В настоящей работе используется способ определения величины $M_{кр}^*$ по толщине пограничного слоя (следа) у задней кромки ($x = 100\%$).

Картина изменения толщины следа у задней кромки (отнесенной к хорде профиля) с ростом чисел M набегающего потока при фиксированном значении коэффициента подъемной силы представлена для исследуемых профилей на фиг. 52—54. Зависимости $\bar{h}_{сл}(M)$ при $c_y = \text{const}$ характеризуются прежде всего резким утолщением следа с некоторого значения числа M . При этом $\frac{d\bar{h}_{сл}}{dM} \approx 0,5$, что можно положить в основу определения величины $M_{кр}^*$. При таком (оптическом) способе определения значения $M_{кр}^*$ погрешность по сравнению с весовым способом ($\frac{dc_x}{dM} = 0,1$) составляет величину ΔM не более 0,02 (фиг. 53 и 54). В случае сверхкритических профилей, когда волновой кризис обтекания с ростом значений c_y обусловлен сначала нижней, а затем верхней поверхностью, за величину $M_{кр}^*$ принимается меньшее из двух значений, полученных из измерений толщины следа со стороны нижней и верхней поверхности.

Наличие максимума на кривых $\bar{h}_{сл}(M)$ при $c_y = \text{const}$ обусловлено возникновением косых скачков уплотнения при существенно закритическом обтекании профиля.

Утончение следа с ростом числа M набегающего потока при докритическом обтекании слабо искривленной верхней поверхности профилей П-162-9 и П-160-9 при больших значениях коэффициента подъемной силы ($c_y \geq 0,5$), по-видимому, связано с появлением местной сверхзвуковой зоны, ослабляющей диффузорный отрыв пограничного слоя (фиг. 53 и 54). При закритическом обтекании верхней поверхности как при малых ($c_y = 0,2$), так и при больших ($c_y = 0,6$) значениях коэффициента подъемной силы след у задней кромки значительно более утолщен на искривленной верхней поверхности обычного профиля по сравнению со сверхкритическим (фиг. 55).

Изменение толщины следа у задней кромки со стороны нижней поверхности сверхкритических профилей П-162-9 и П-160-9 однотипно при исследуемых режимах обтекания (фиг. 56).

Сравнение толщины следа у задней кромки по обеим поверхностям сверхкритических профилей показывает, что при малых значениях коэффициента подъемной силы ($c_y = 0,2$) величина $M_{кр}^*$ определяется утолщением следа на нижней поверхности,

а при больших значениях c_y ($c_y = 0,6$) утолщением его на верхней поверхности (фиг. 57 и 58).

На фиг. 59—61 представлены фотографии, иллюстрирующие некоторые режимы обтекания исследуемых профилей.

ВЫВОДЫ

1. При всех исследованных закритических режимах обтекания на искривленных поверхностях трех профилей число M_1 в местной сверхзвуковой зоне возрастает вниз по потоку. Уплотнение верхней поверхности (профиль П-160-9) приводит к падению числа M_1 вниз по потоку в местной сверхзвуковой зоне и появлению на некоторых режимах течения второй местной сверхзвуковой зоны (из-за отгиба вниз хвостового участка).

Уменьшение искривленности верхней поверхности (переход от профиля СР-2-9 к профилю П-160-9) приводит к уменьшению числа M_1 перед замыкающим скачком уплотнения, что ослабляет его интенсивность.

Если в конце местной сверхзвуковой зоны число $M_1 < 1,1$, то замыкающего скачка уплотнения не возникает. Величина $\Delta M_{кр}^B = M_{кр}^* - M_{кр}^B$, характеризующая затягивание волнового кризиса, на исследованных профилях составляет $\Delta M_{кр}^B \approx 0,05$ и выше при значениях $c_y \geq 0,45$.

2. При существенно закритическом обтекании ($M > 0,84$) слабо искривленной верхней поверхности сверхкритических профилей скачки уплотнения, замыкающие местную сверхзвуковую зону, менее интенсивны и располагаются ближе к задней кромке по сравнению с обычными профилями (типа СР-2-9).

3. При докритическом обтекании исследуемых профилей наблюдается, как правило, слабый (стелющийся) диффузорный отрыв пограничного слоя. При закритическом обтекании профилей отрыв пограничного слоя имеет волновой характер. Начало резкого смещения точки отрыва вверх по потоку соответствует величине $M_{кр}^*$.

В случае слабо искривленной верхней поверхности сверхкритических профилей волновые отрывы пограничного слоя менее интенсивны и занимают меньшую часть хорды по сравнению с обычными профилями (типа СР-2-9).

4. Значительное утолщение следа у задней кромки со стороны нижней ($c_y < 0,4 \div 0,5$) или верхней ($c_y \geq 0,4 \div 0,5$) поверхности на сверхкритических профилях и со стороны верхней поверхности на обычных профилях соответствует началу резкого падения аэродинамического качества на профиле (величине $M_{кр}^*$). Значение $M_{кр}^*$ на основании оптических исследований можно определять по толщине следа у задней кромки

$\bar{h}_{сл}(M)$ при $c_y = \text{const}$ из условия $\frac{d\bar{h}_{сл}}{dM} = 0,5$ при $M = M_{кр}^*$.

ЛИТЕРАТУРА

4. Татаренчик В. С. Количественные оптические исследования газовых потоков теневым методом. Государственный Краснознаменный научно-испытательный институт ВВС Советской Армии, 1951.

5. Pearsey H. H., Osborne J. Some problems and features of transonic aerodynamics. I. C. A. S. Paper, No 70-14, The Seventh Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Italy, september 14-18, 1970.

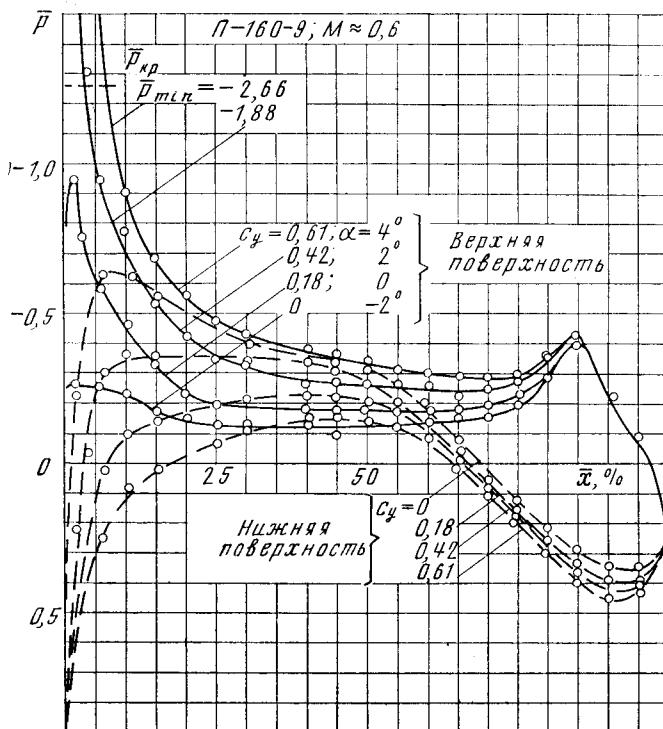
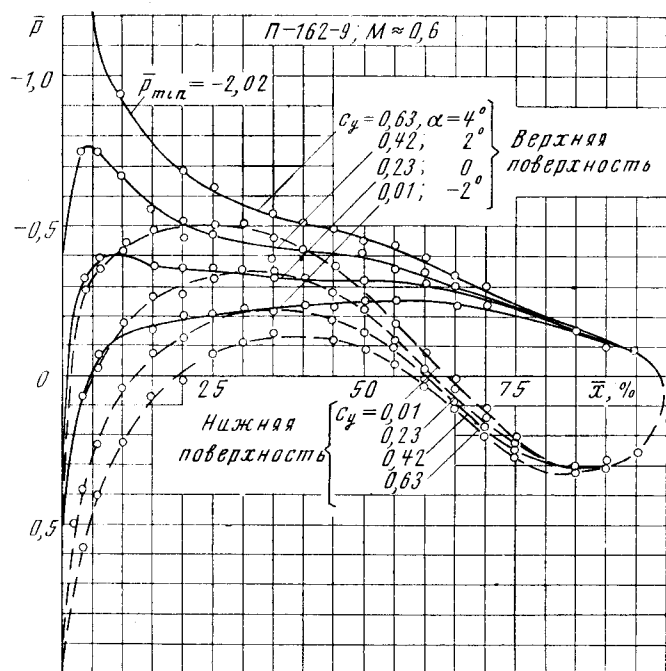
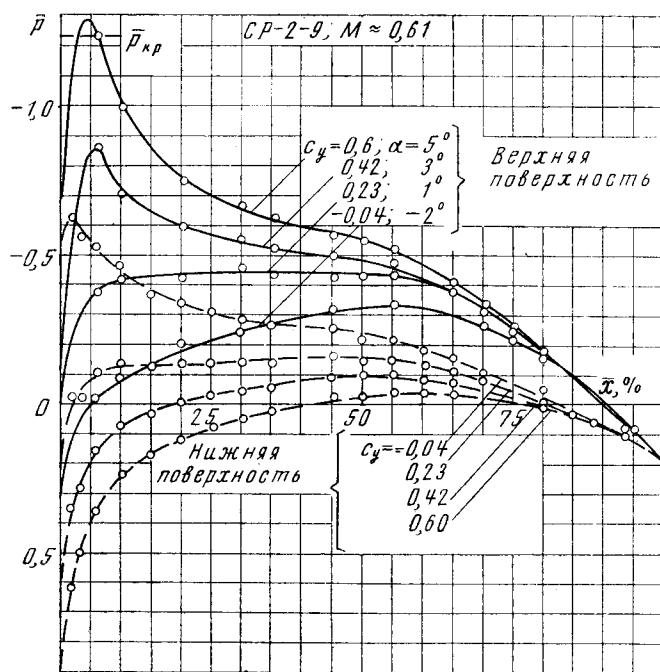
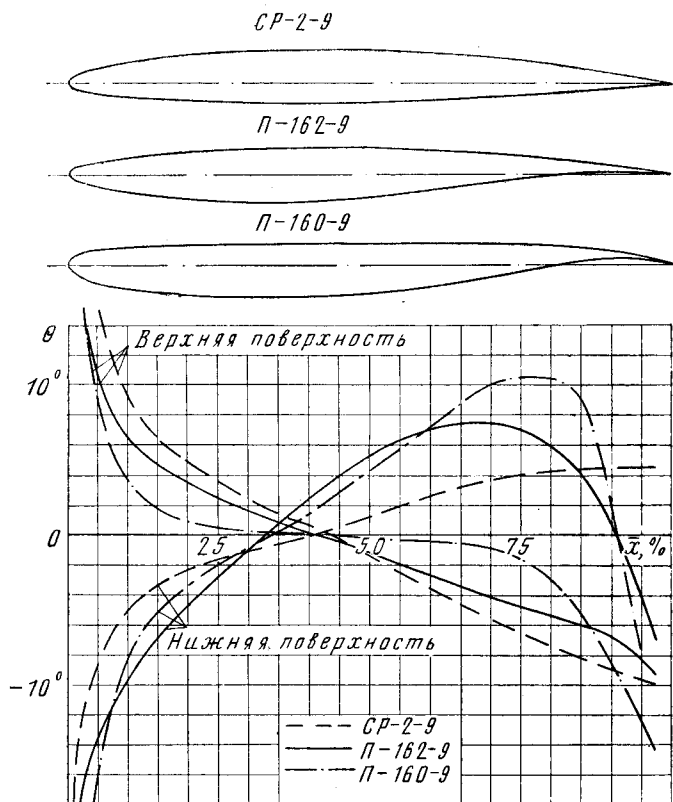
6. Paul M. V., Dymont A. Recherches sur les profils d'ailes en écoulement subsonique élevé. L'Aéronautique et l'Astronautique, n° 19, 1970.

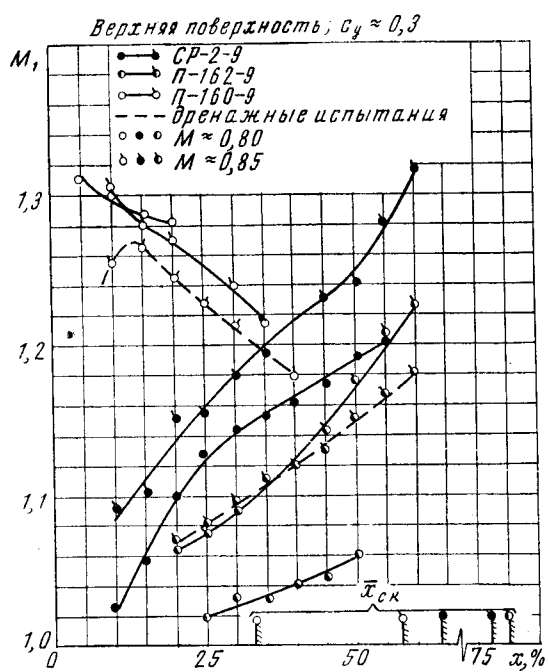
7. Bazin M., Bernard-Guelle R., Ponteziere J. Critique des techniques d'essais de profils transsoniques. A. F. I. T. A. E. 7 Colloque D'Aérodynamique Appliquée O. N. E. R. A. Centre de Modane-Avrileux. 6. novembre, 1970.

8. Жданов В. Т., Свищев Г. П. Исследование эффективности и шарнирных моментов руля на профиле ЦАГИ С-11с-9 при больших скоростях. Труды ЦАГИ, 1949.

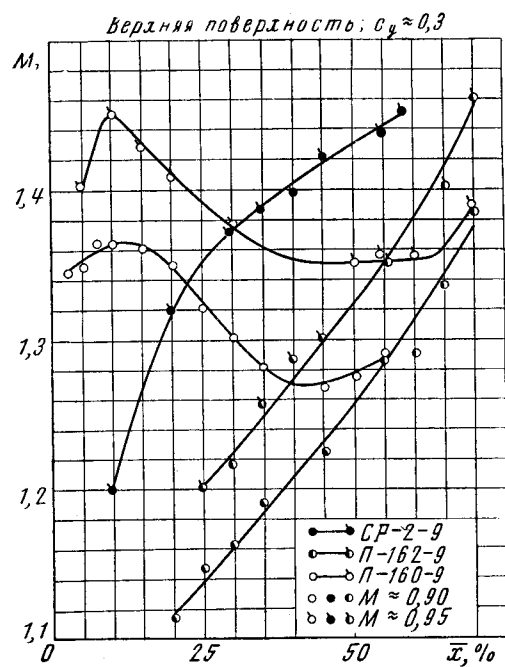
9. Kármán T. Supersonic aerodynamics-principles and applications. J. Aeron. Sciences, No 7, 1947.

10. Pearsey H. H. Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control. „Boundary layer and flow control“, ed. by G. V. Lachmann, vol. 2, 1962.

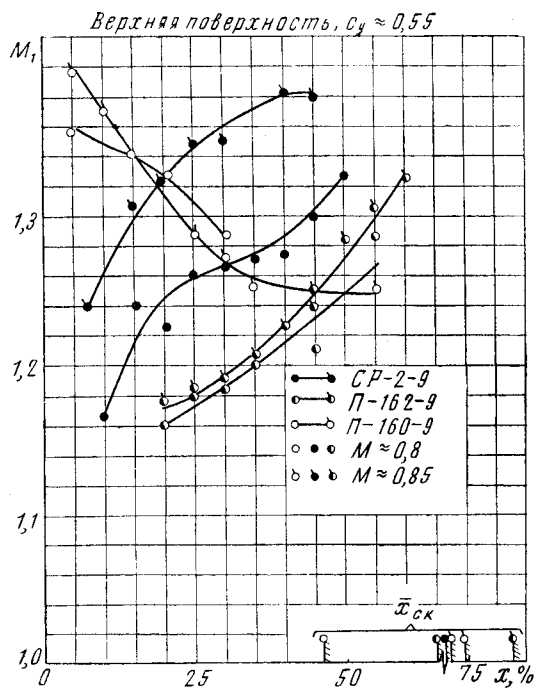




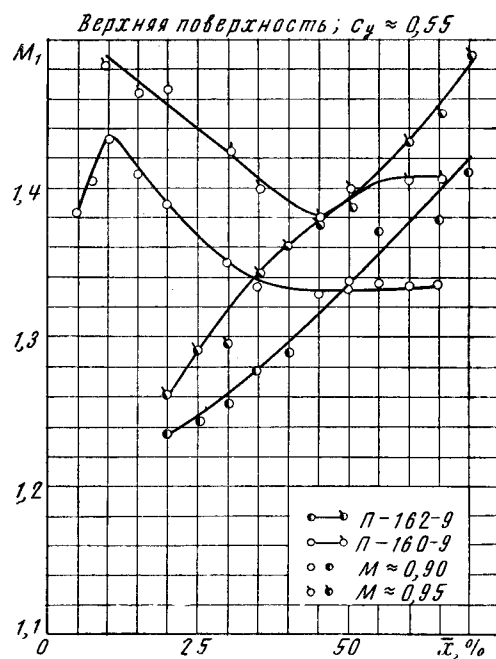
Фиг. 5



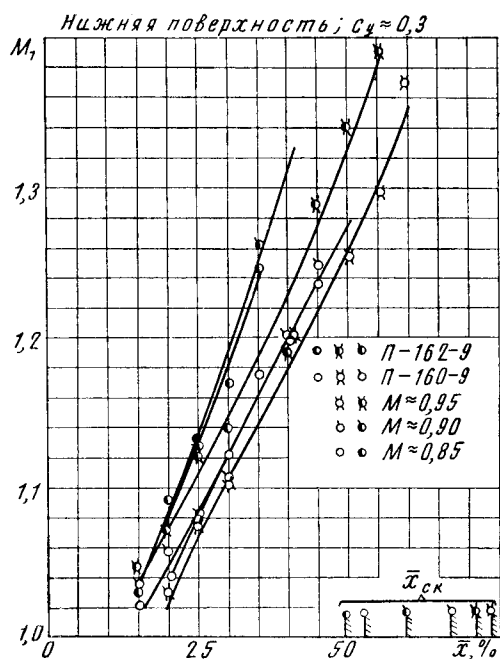
Фиг. 6



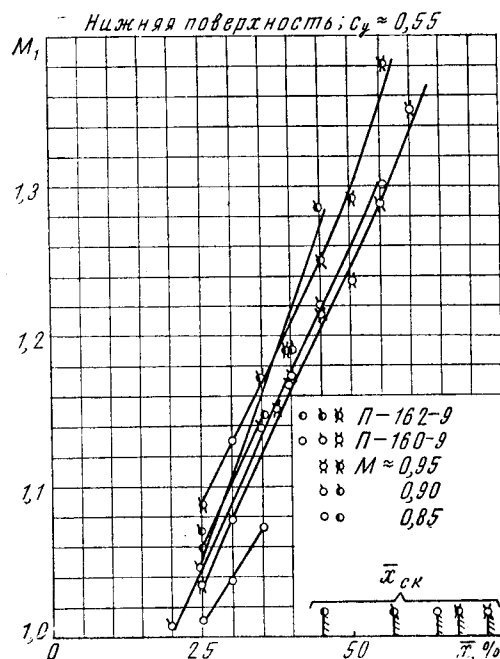
Фиг. 7



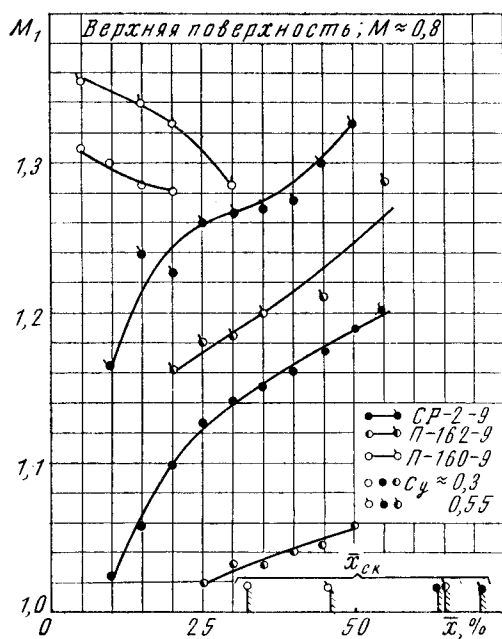
Фиг. 8



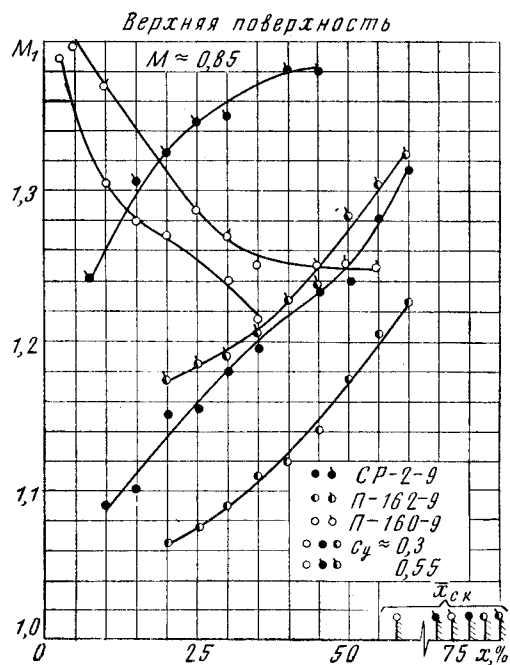
Фиг. 9



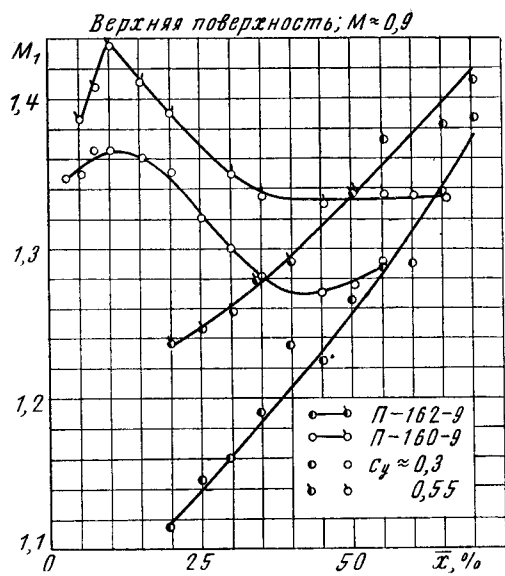
Фиг. 10



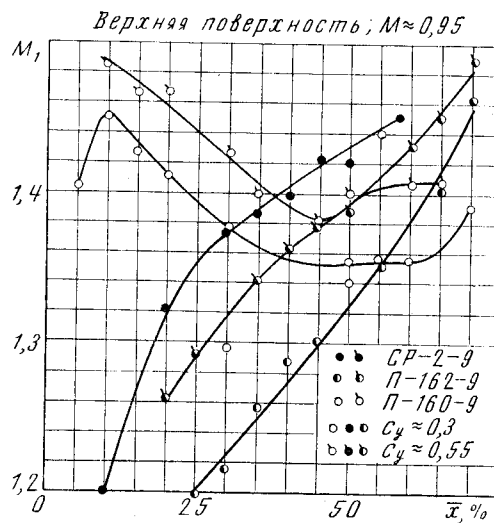
Фиг. 11



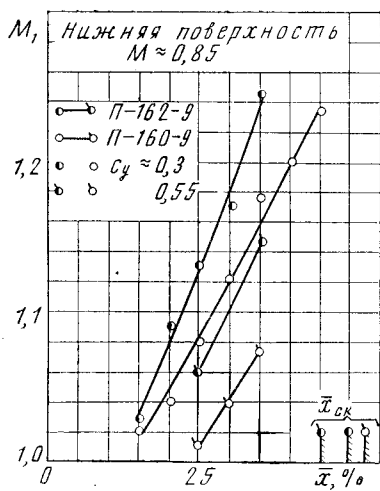
Фиг. 12



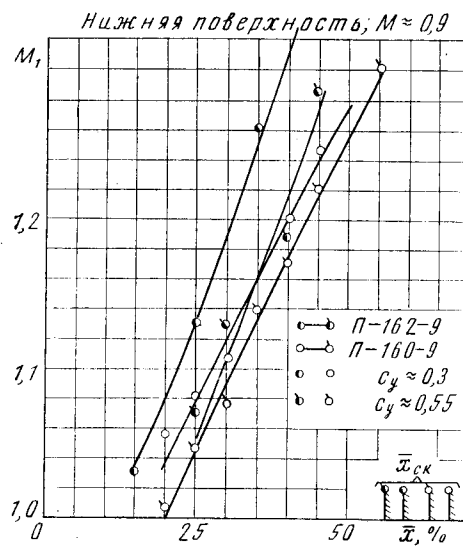
Фиг. 13



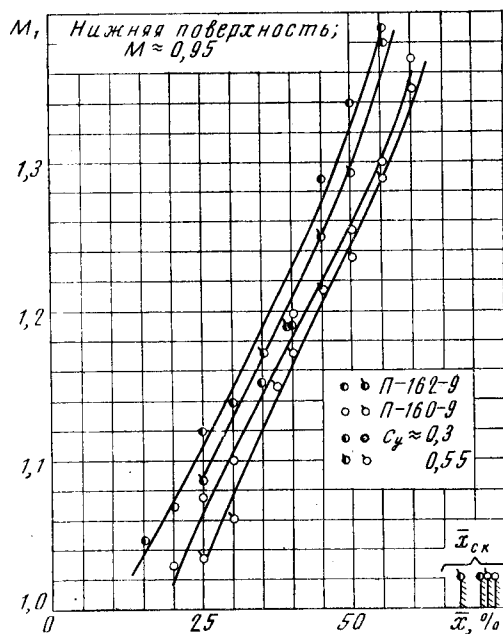
Фиг. 14



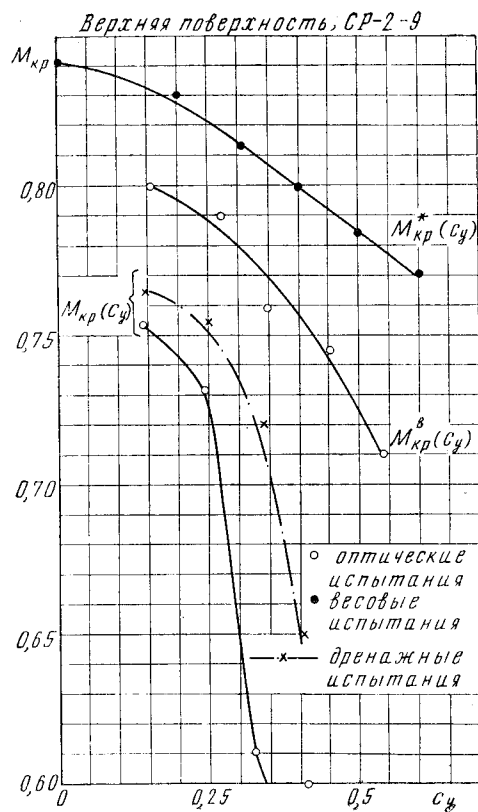
Фиг. 15



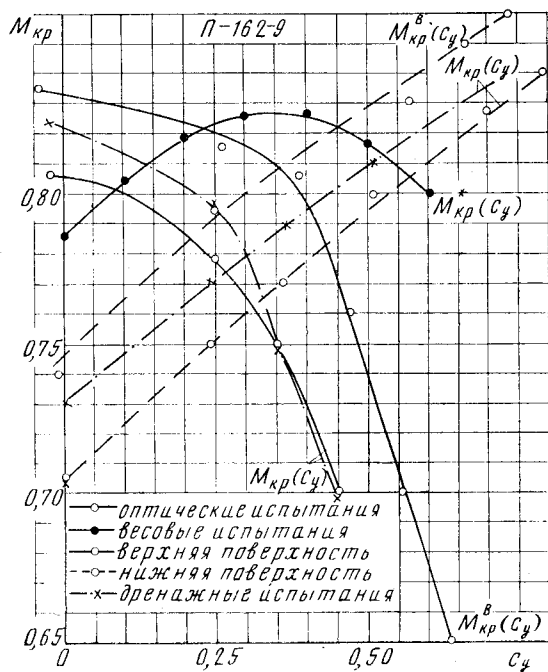
Фиг. 16



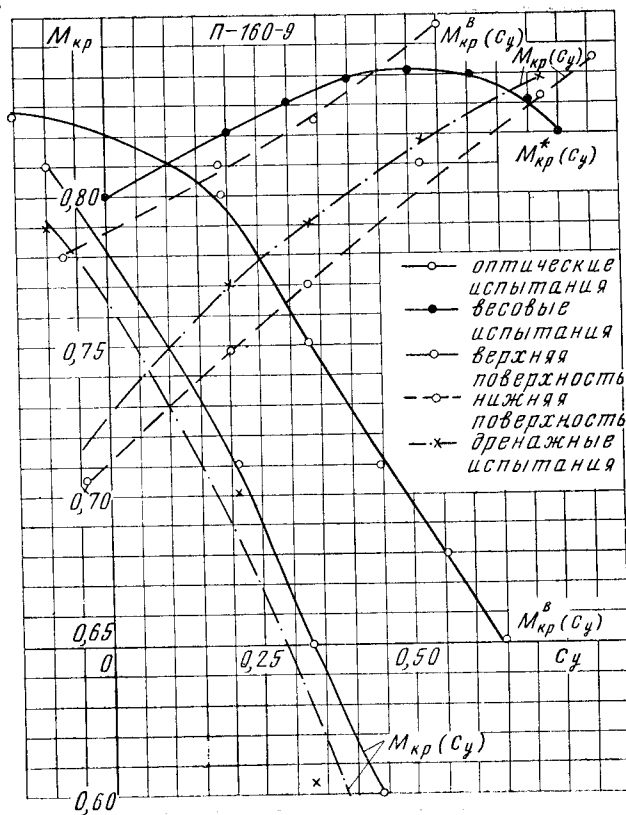
Фиг. 17



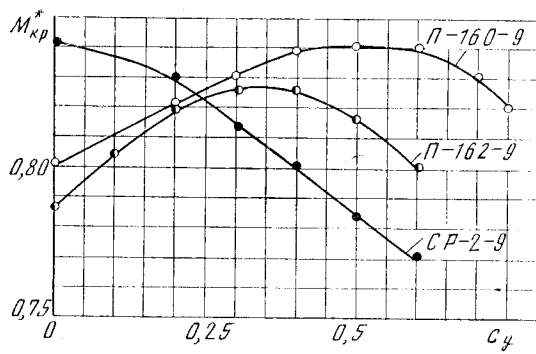
Фиг. 18



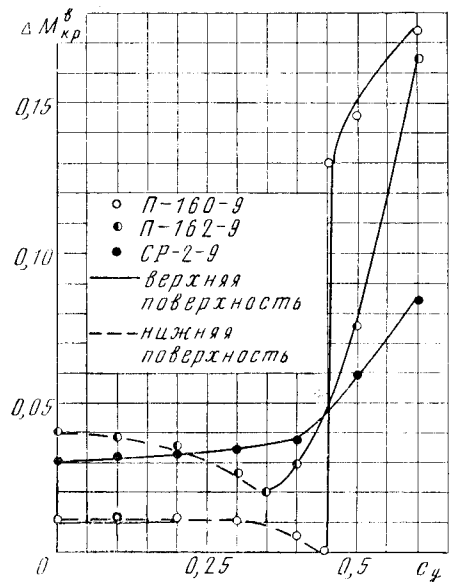
Фиг. 19



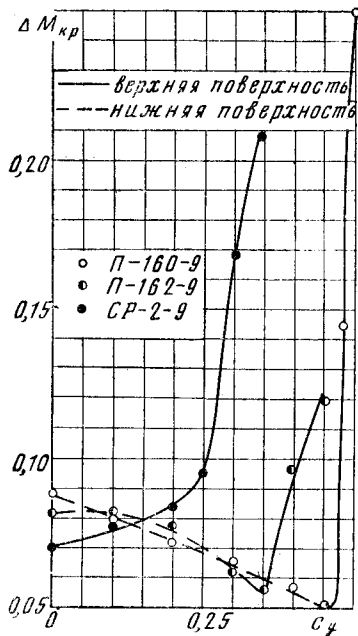
Фиг. 20



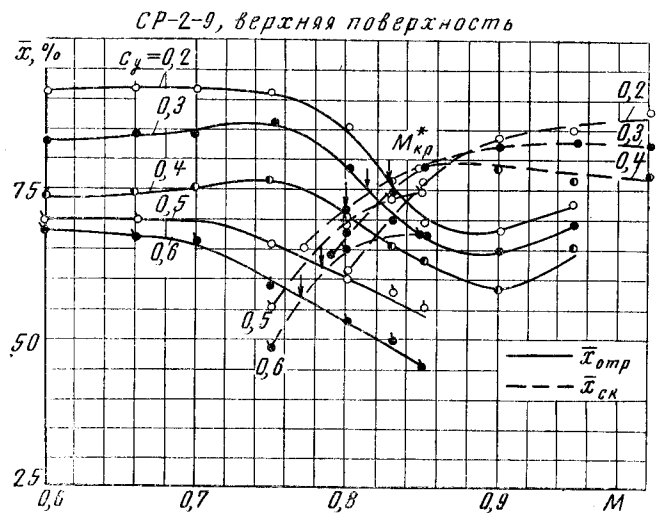
Фиг. 21



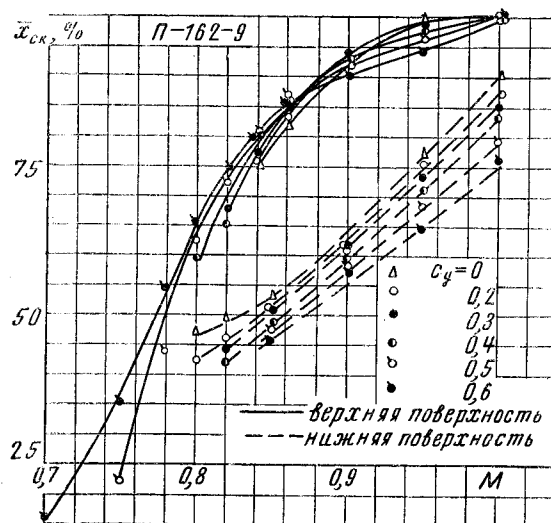
Фиг. 23



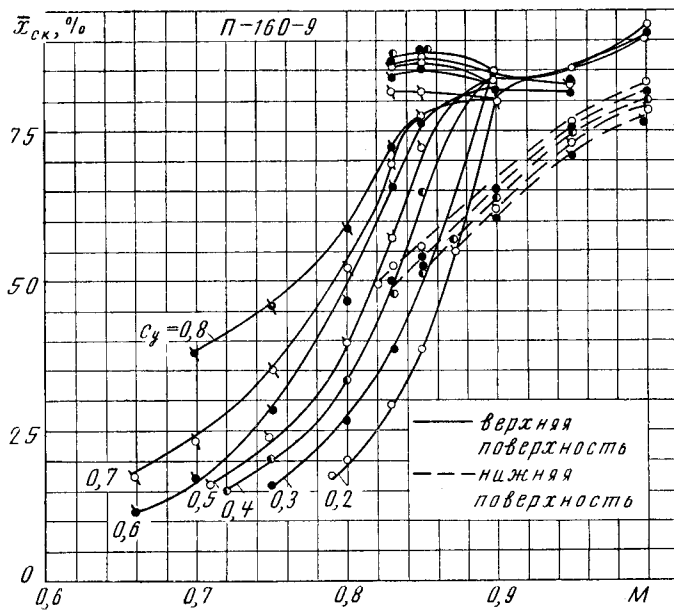
Фиг. 22



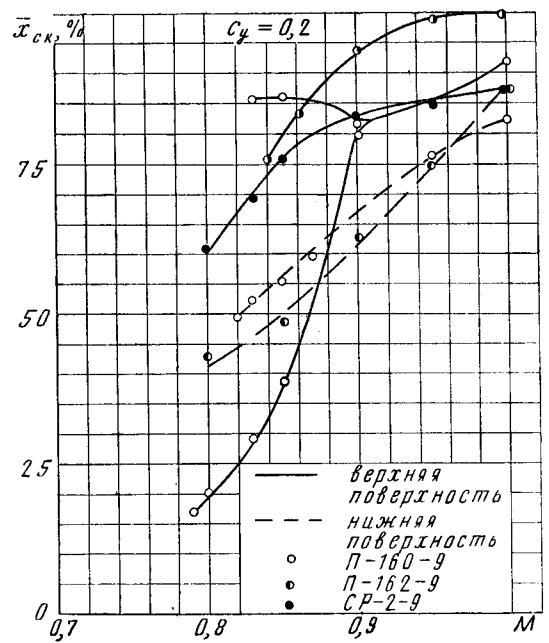
Фиг. 24



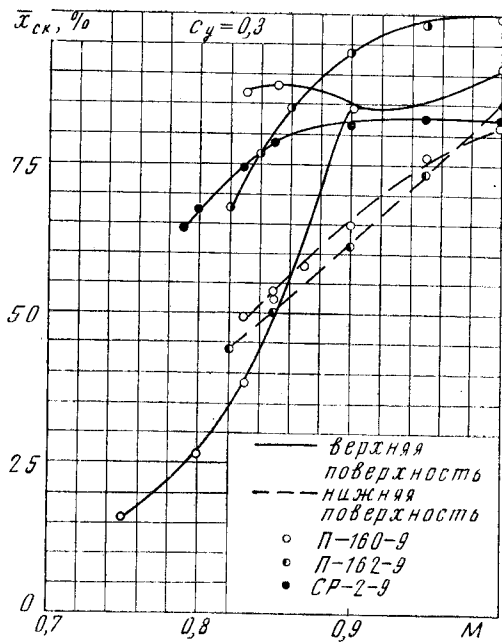
Фиг. 25



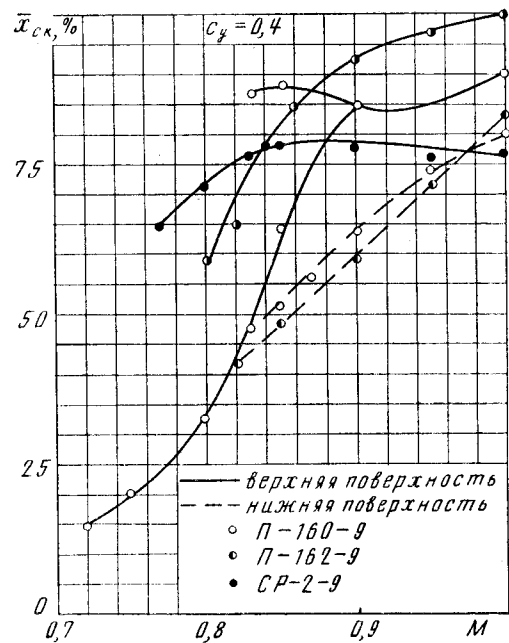
Фиг. 26



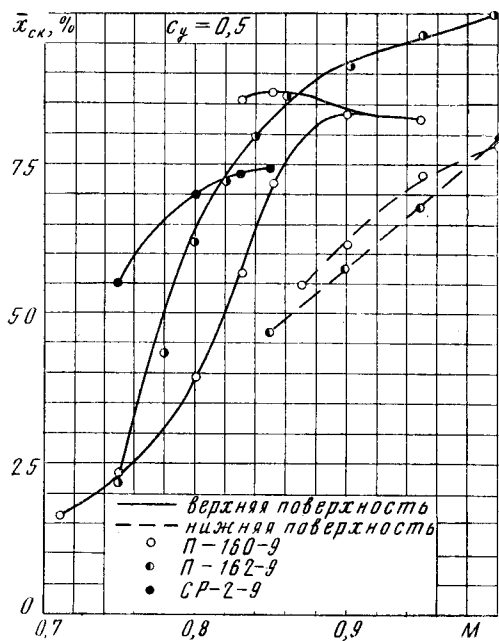
Фиг. 27



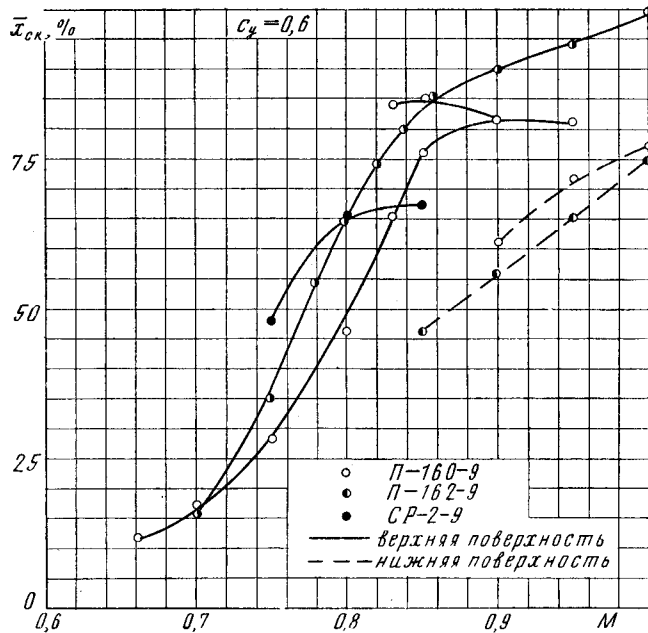
Фиг. 28



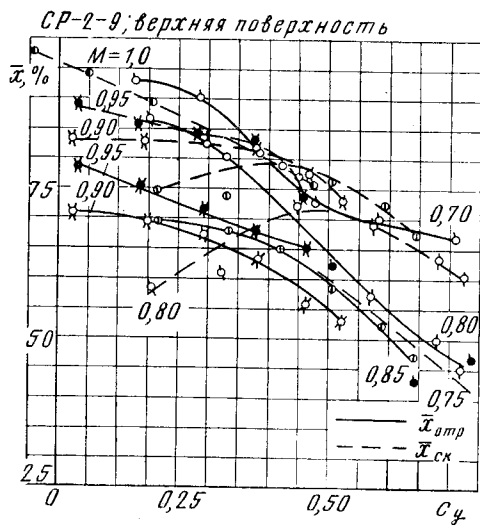
Фиг. 29



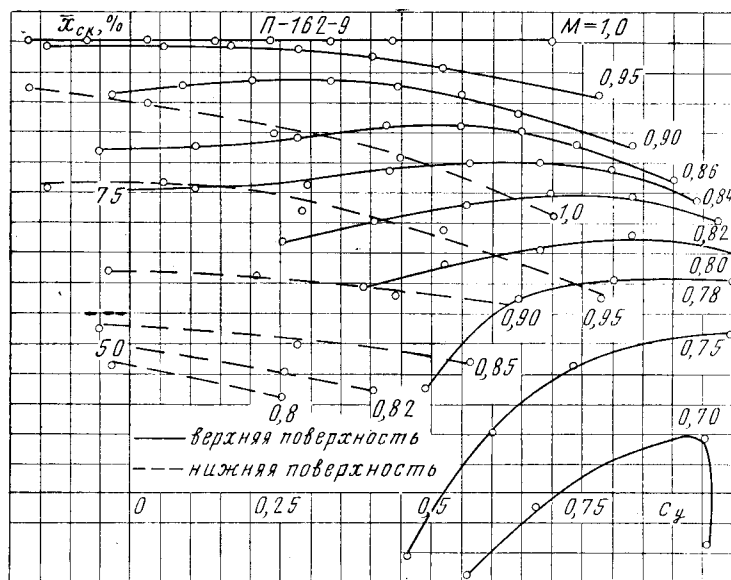
Фиг. 30



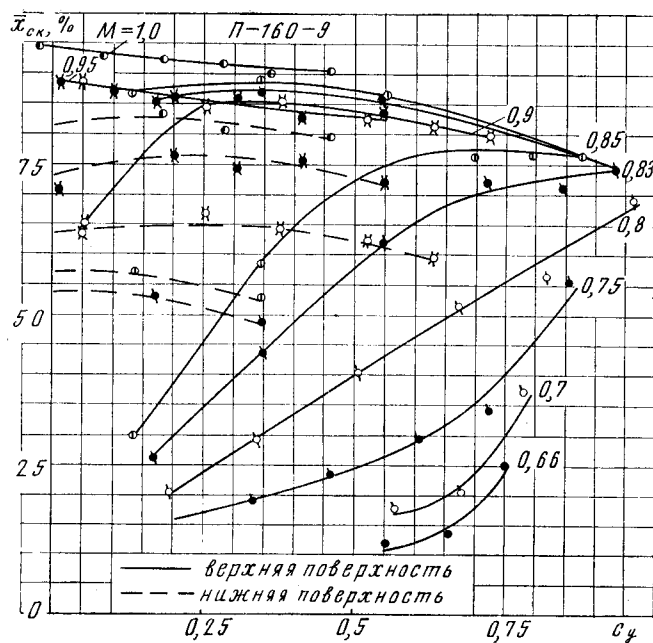
Фиг. 31



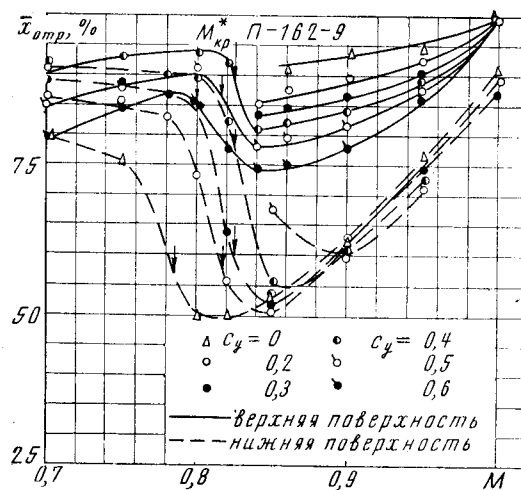
Фиг. 32



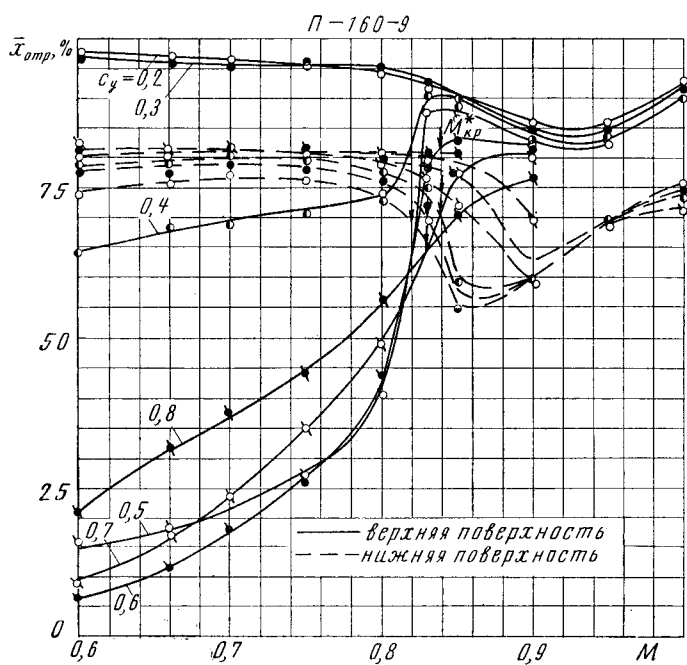
Фиг. 33



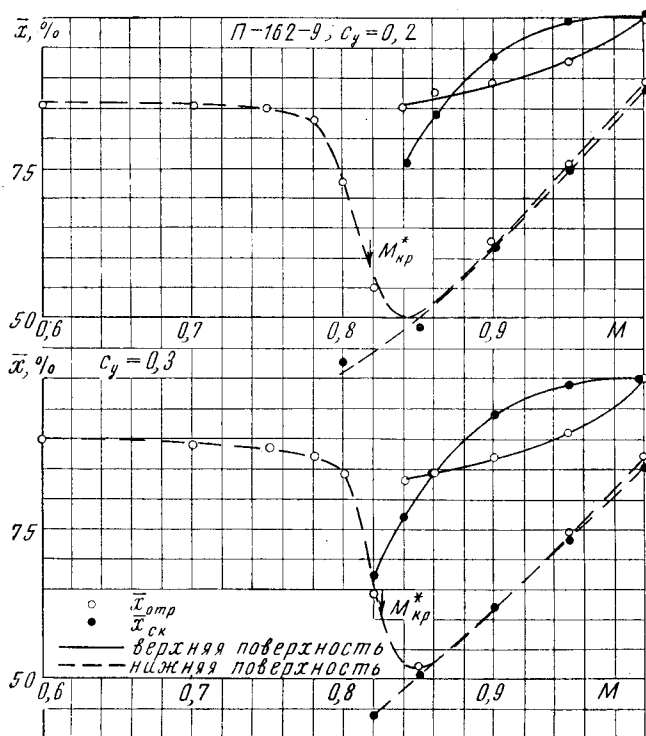
Фиг. 34



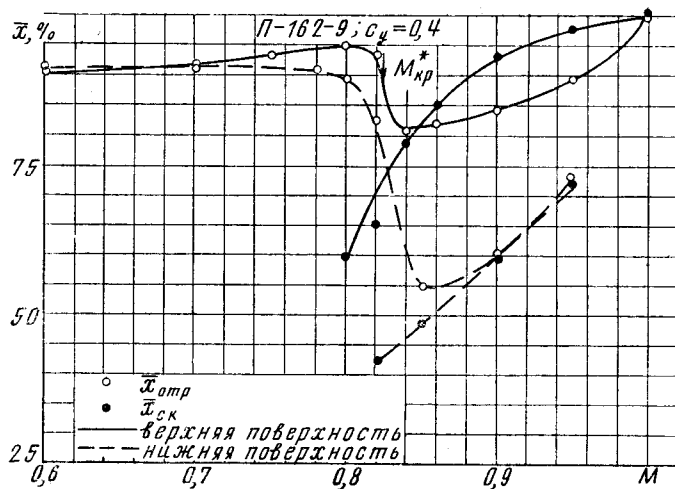
Фиг. 35



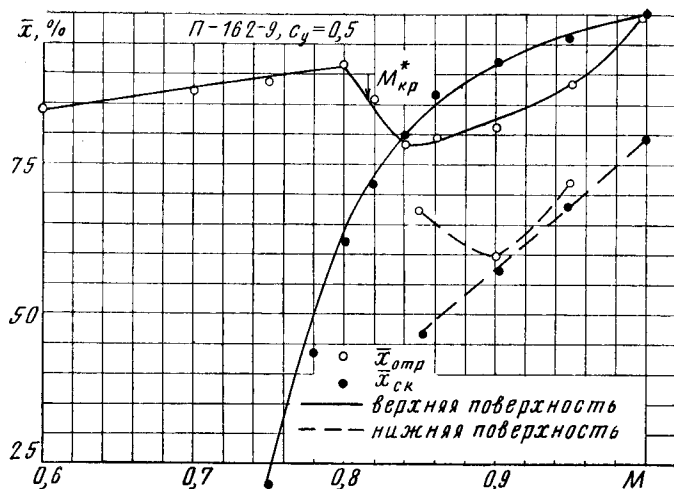
Фиг. 36



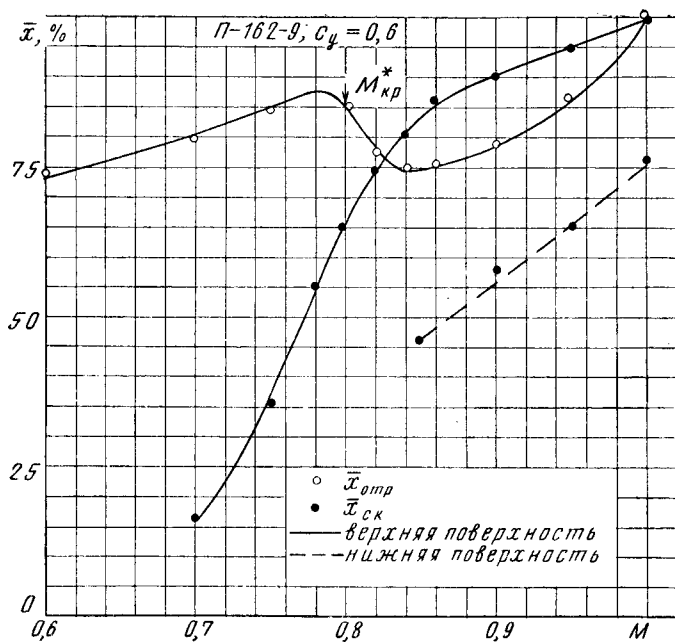
Фиг. 37



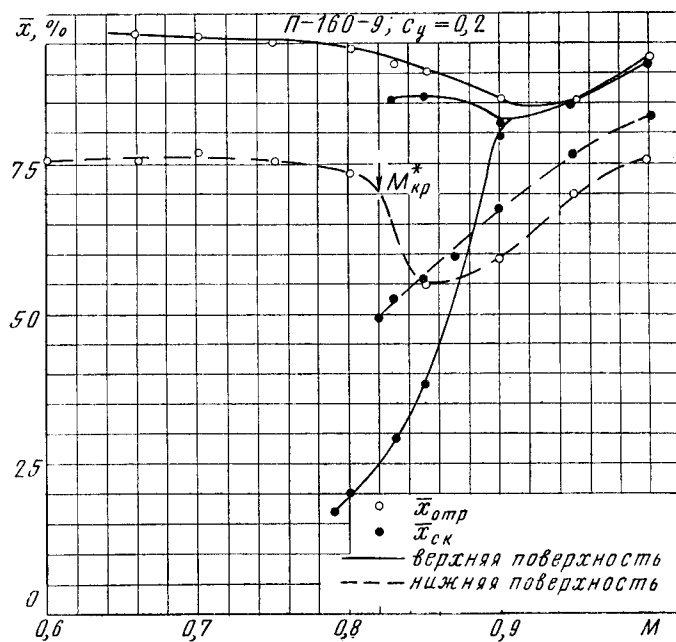
Фиг. 38



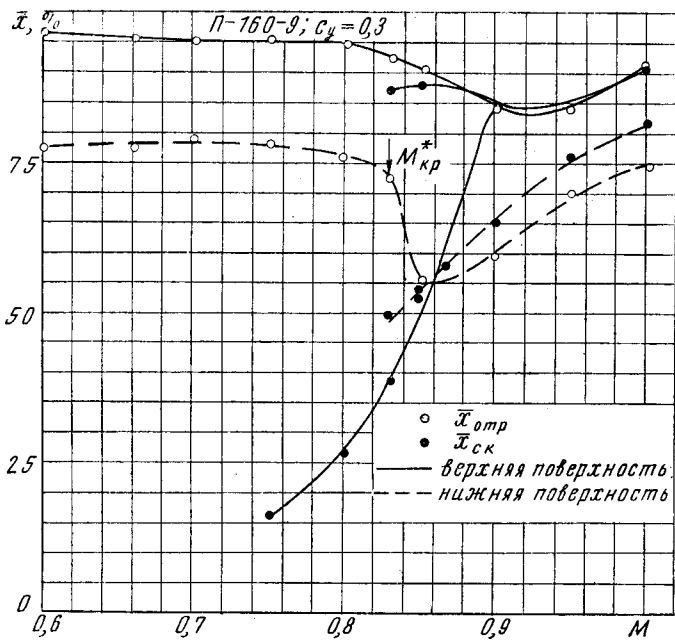
Фиг. 39



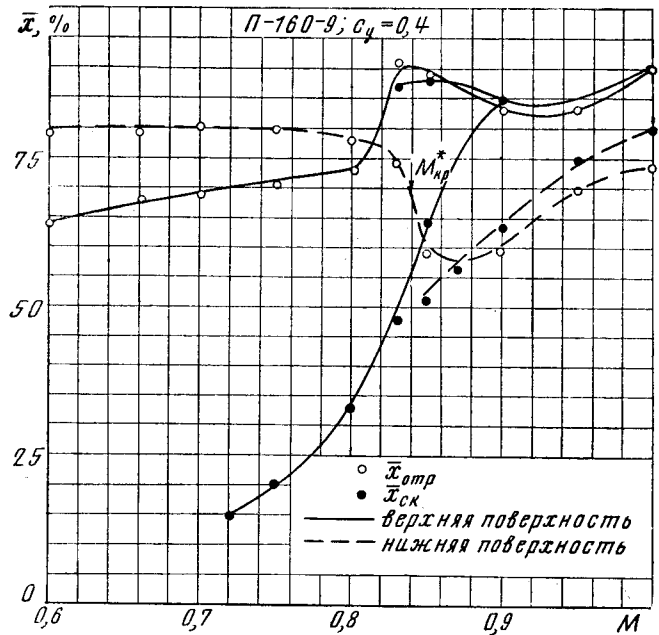
Фиг. 40



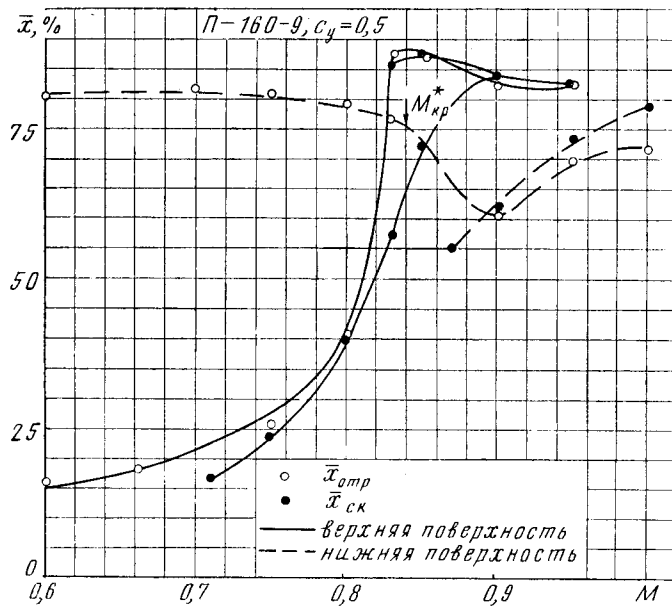
Фиг. 41



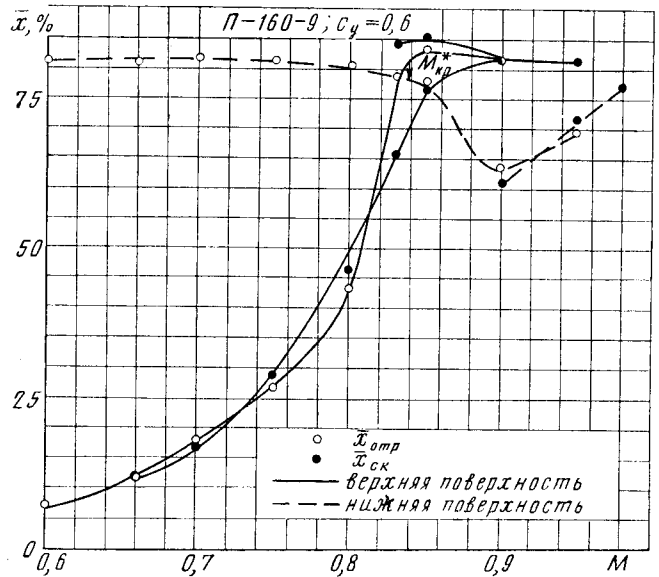
Фиг. 42



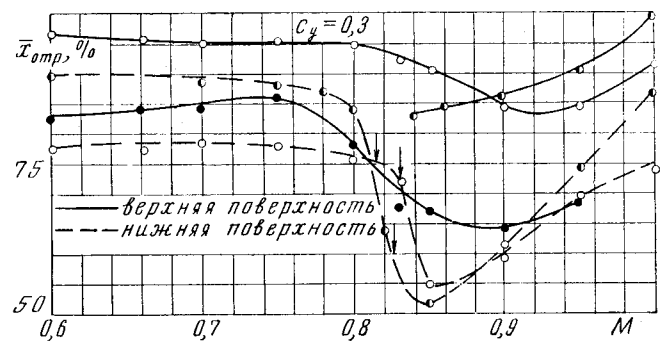
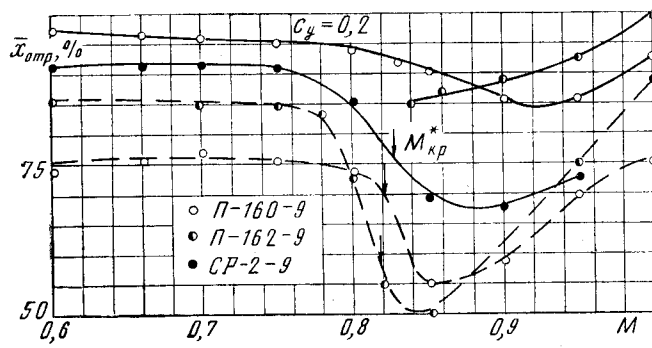
Фиг. 43



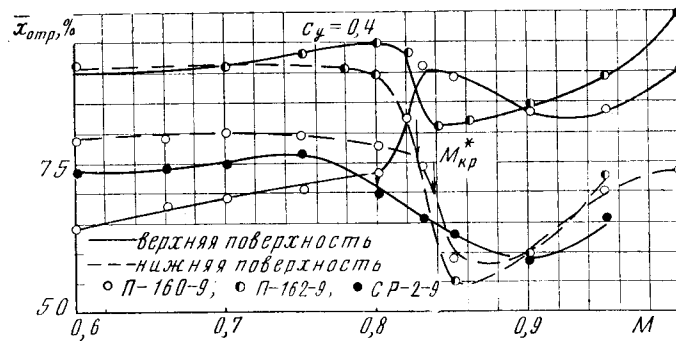
Фиг. 44



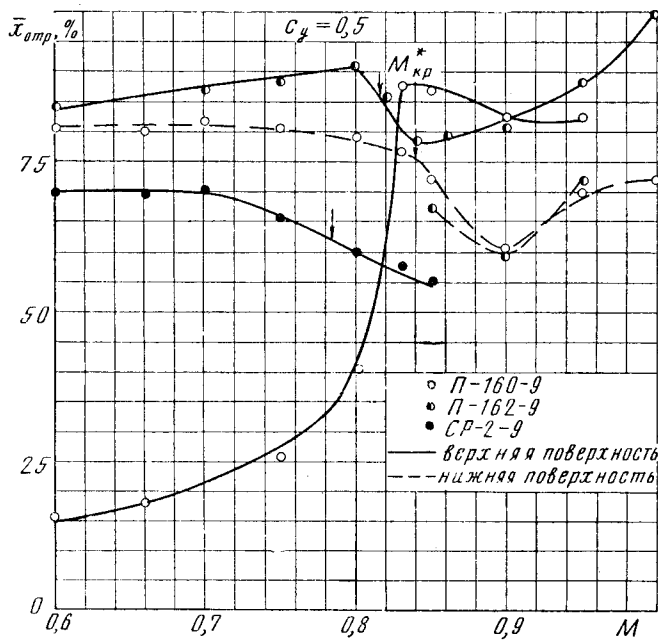
Фиг. 45



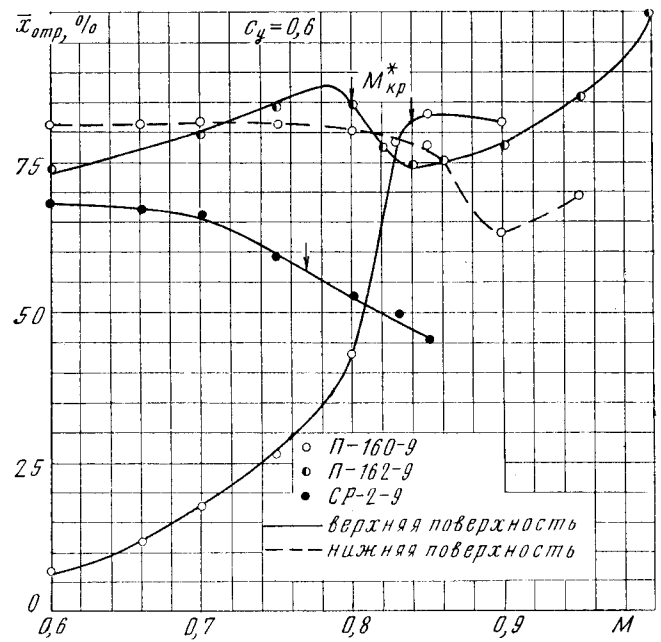
Фиг. 46



Фиг. 47

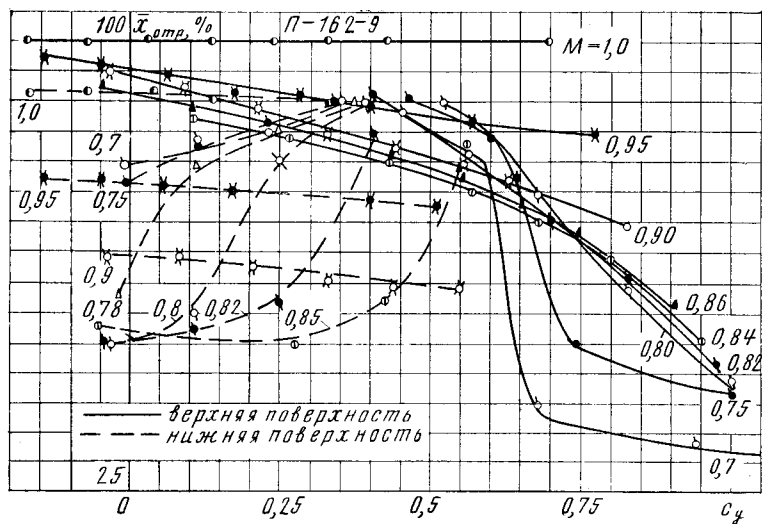


Фиг. 48

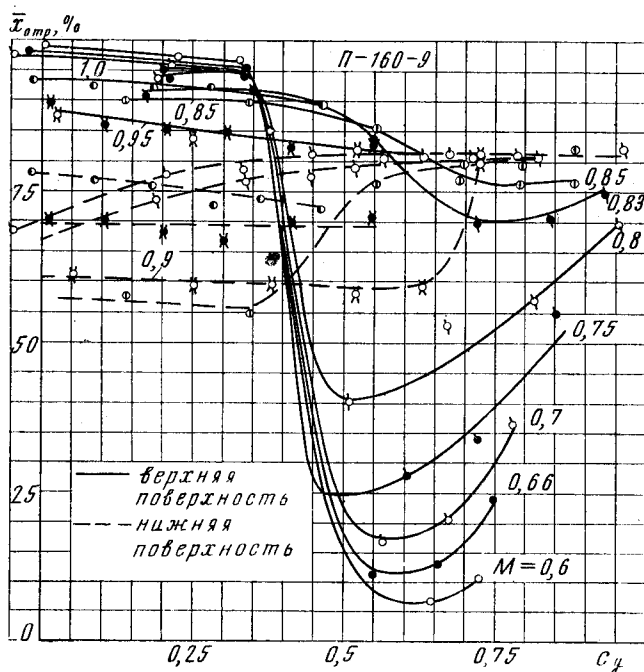


Фиг. 49

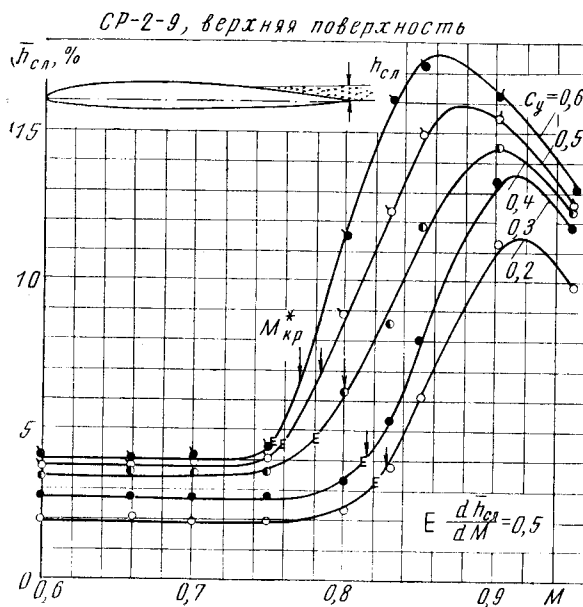
Фиг. 50

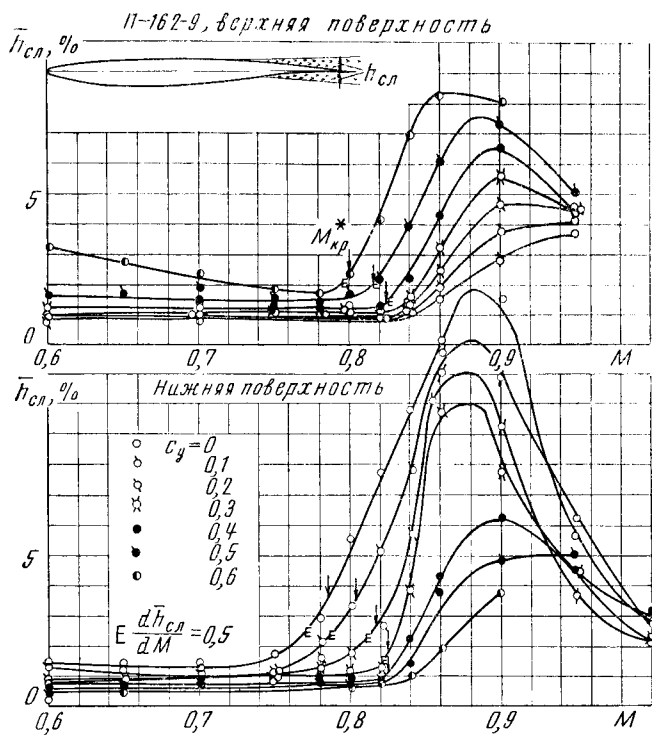


Фиг. 51

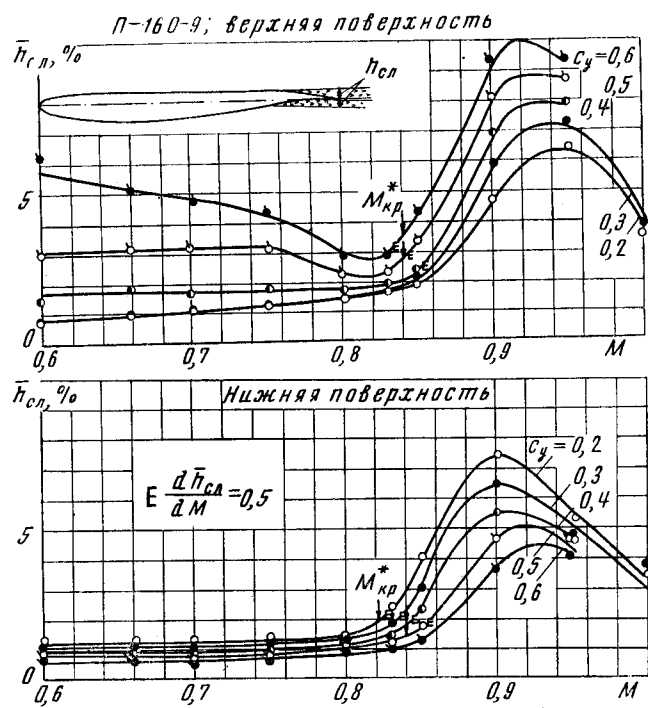


Фиг. 52

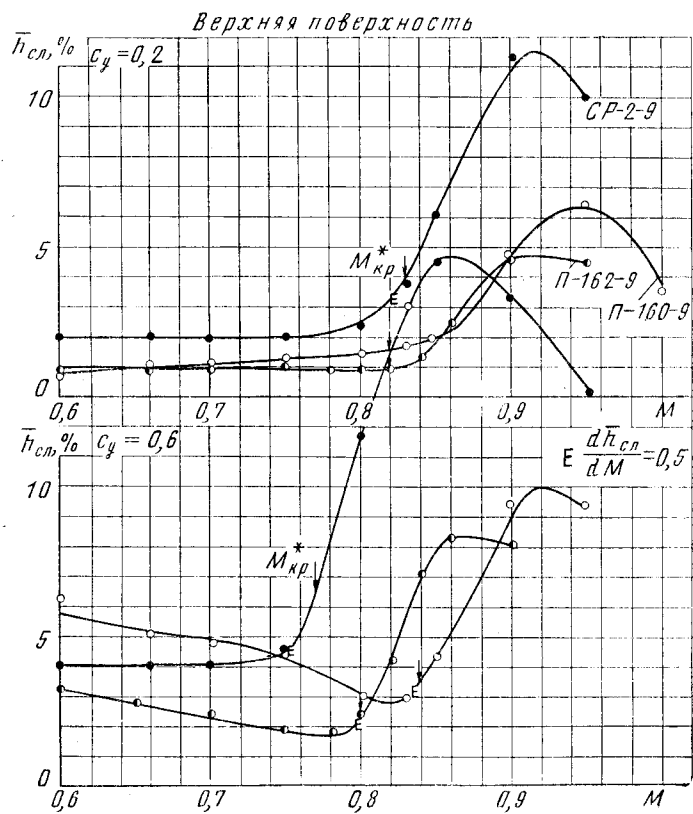




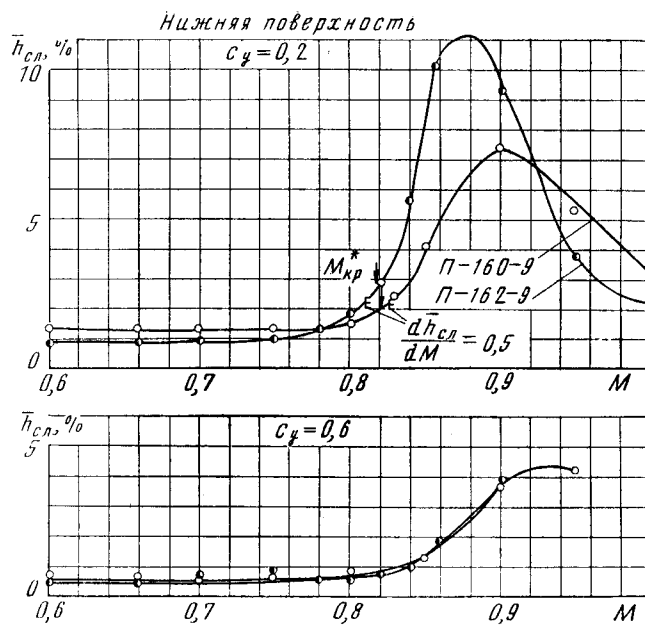
Фиг. 53



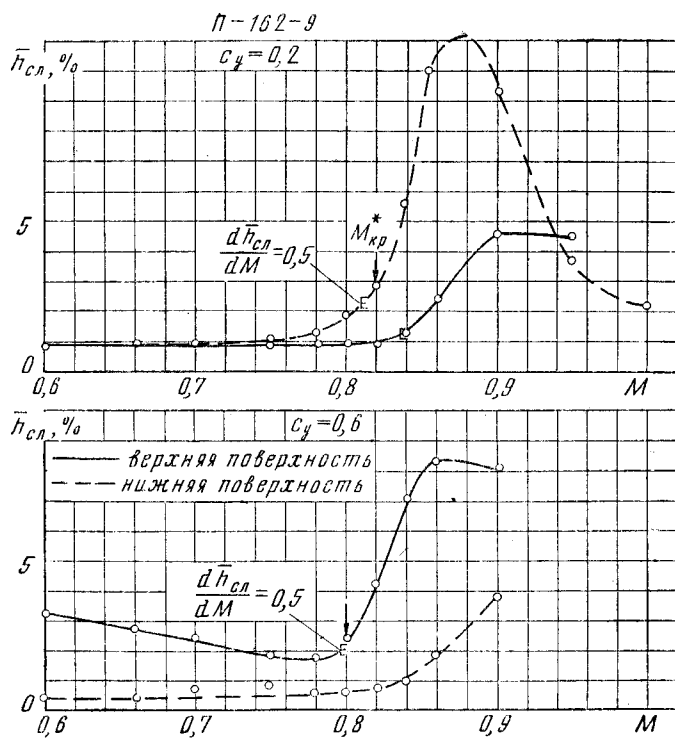
Фиг. 54



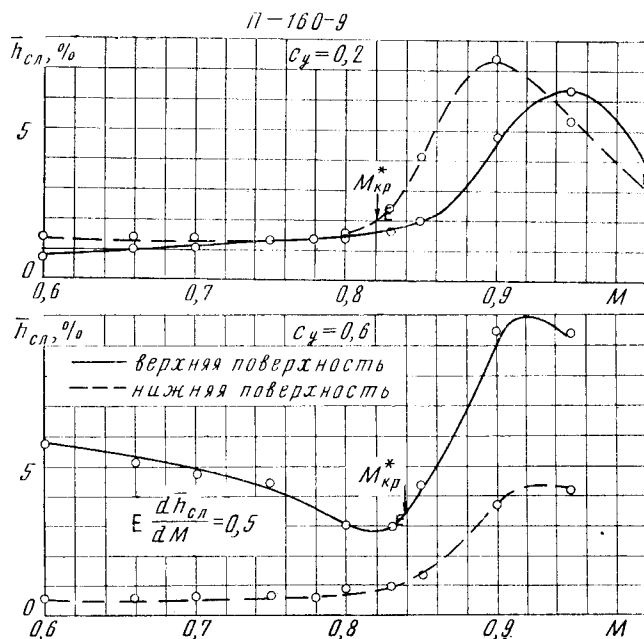
Фиг. 55



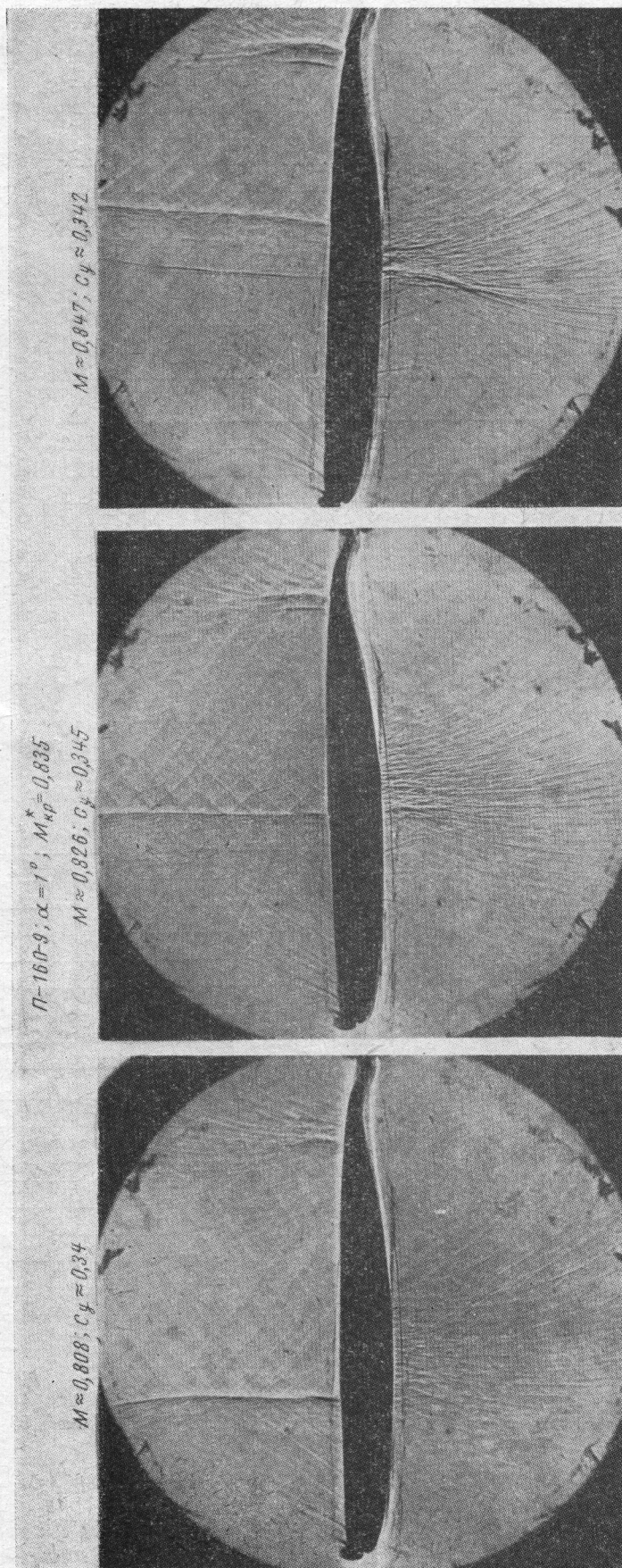
Фиг. 56



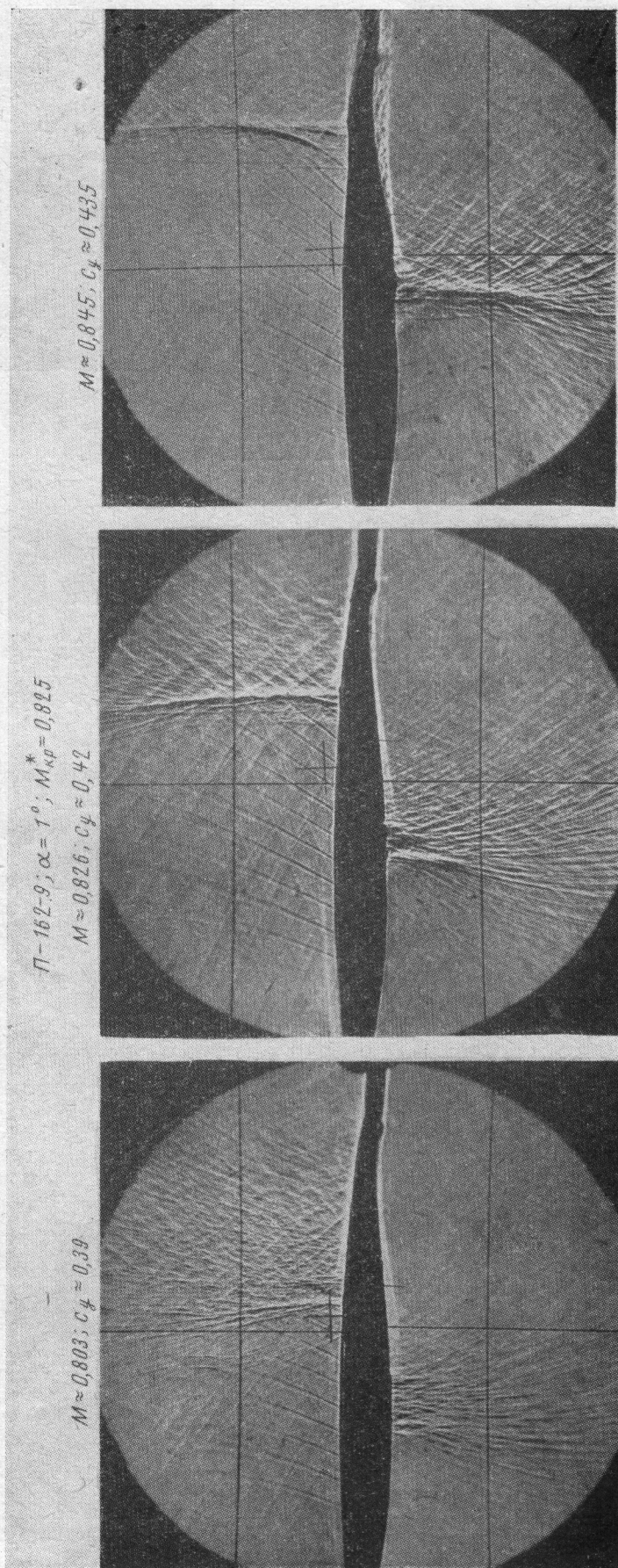
Фиг. 57



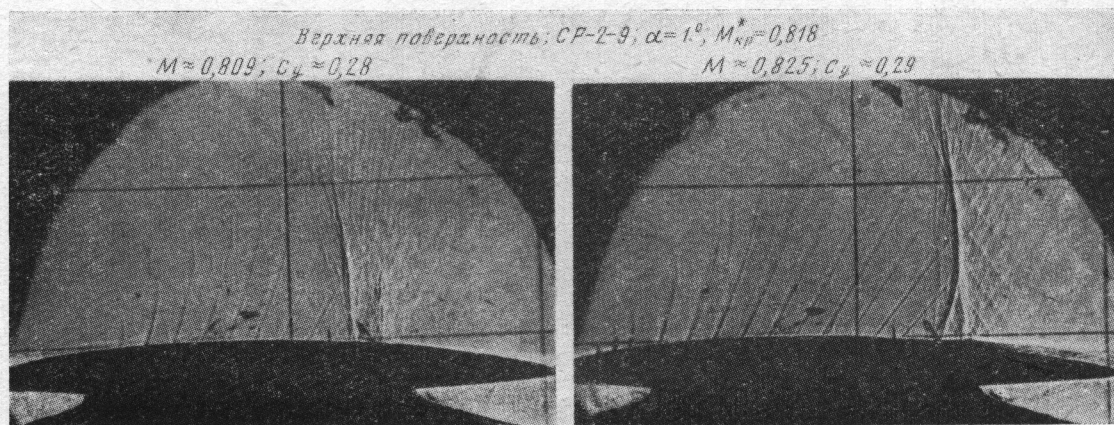
Фиг. 58



Фиг. 59



Фиг. 60



Фиг. 61

В выпуске пронумеровано 24 страницы

Ответственный редактор Ю. И. Майоров
Издательский редактор Г. Г. Гранцева

Технический редактор А. М. Макарова

Корректор Л. В. Морозова

Рукопись поступила 13/VII 1972 г.

Подписано в печать 13/VI 1973 г.

Формат бумаги $60 \times 90 \frac{1}{8}$ —1,5 бум. л. = 3,0 п. л.

Уч.-изд. л. 3,22

Типография ЦАГИ. Зак. № 07800