

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

ТРУДЫ ЦАГИ

ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОФИЛЯ МАЛОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ
С РАЗЛИЧНЫМИ ДЕФОРМАЦИЯМИ НОСИКА,
УВЕЛИЧИВАЮЩИМИ КОЭФИЦИЕНТ МАКСИМАЛЬНОЙ
ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Г. П. Свищев

ИЗДАТЕЛЬСТВО БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ

1946

ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОФИЛЯ МАЛОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ С РАЗЛИЧНЫМИ ДЕФОРМАЦИЯМИ НОСИКА, УВЕЛИЧИВАЮЩИМИ КОЭФИЦИЕНТ МАКСИМАЛЬНОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Г. П. СВИЩЕВ

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

- В настоящей работе рассматриваются вопросы создания профиля, приспособляющего свою форму применительно к различным режимам полета с целью преодоления трудностей, связанных с достижением около- и сверхзвуковых скоростей полета.
- В работе приводятся результаты испытаний в аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ моделей тонкого крыла (профиль ЦАГИ-9140) с различными деформациями носика, предпринятых для экспериментальной проверки одного из выдвигаемых положений—возможности путем относительно небольших изменений формы носика тонкого профиля достигать значений коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки, близких к тем, которые имеют лучшие современные крыловые профили употребительных толщин ($\bar{c} \approx 12\%$).
- Из опытов следует, что применение небольших деформаций носика действительно весьма энергично улучшает несущие свойства тонкого профиля: коэффициент максимальной подъемной силы и критический угол атаки профиля с деформациями получаются в полтора раза выше, нежели у исходного профиля ЦАГИ-9140. Коэффициент максимальной подъемной силы с деформацией радиуса $r_d = 2,0\%$ хорды достигает значения 1,57, значительно превосходя величины $c_{y \max}$ лучших профилей 12% относительной толщины.

ВВЕДЕНИЕ

Появление реактивных двигателей и совершенствование аэродинамики внешних форм самолета позволяют рассчитывать на достижение уже в ближайшие годы около- и сверхзвуковых скоростей полета. При таких скоростях, вблизи числа Маха $M \approx 1,0$, сжимаемость воздуха оказывает сильное действие на все аэродинамические характеристики крыловых профилей. Кардинальное изменение коэффициента подъемной силы, положения фокуса, величины угла нулевой подъемной силы, коэффициента момента c_{m_0} , а также увеличение коэффициента профильного сопротивления c_{xp} до значений, в несколько раз превышающих величины, получающиеся при современных скоростях, затрудняют осуществление на практике полета с околозвуковой скоростью.

Применение стреловидных крыльев и крыльев малого удлинения, составленных из профилей небольшой относительной толщины, позволяет, как известно, отодвинуть момент возникновения указанных выше неприятных явлений до больших чисел Маха. Достижимые при этом числа Маха тем выше, чем значительнее угол стреловидности и меньше относительная толщина профилей крыла. На практике, однако, использование нового типа крыльев встречает затруднения, связанные с их недостаточно высокими несущими свойствами. Крылья большой стреловидности ($X > 35^\circ$) или очень тонкие крылья обычно имеют низкие коэффициенты максимальной подъемной силы. Таким образом, проблема осуществления полета с околозвуковой скоростью выдвигает в качестве одной из первоочередных задач разработку эффективных способов увеличения $c_{y \max}$ тонких крыловых профилей.

17993

Достижение сверхзвуковых скоростей, в связи с необходимостью осуществления самолетом не только полета при $M > 1$, но взлета, планирования, посадки и других режимов при $M < 1$, осложняется противоречием между формами профилей, рациональных для сверхзвуковых скоростей, и формами профилей, обеспечивающих хорошие аэродинамические качества при скорости меньшей звуковой. С профилем для сверхзвуковых скоростей обычно связано представление, как об очень тонком контуре с острой передней кромкой, имеющем наибольшую ординату вблизи середины хорды. Теория и немногие известные эксперименты показывают, что профили подобного типа действительно рациональны для сверхзвуковых скоростей. В то же время не вызывает сомнений, что они окажутся мало пригодными для полета со скоростью меньшей скорости звука.

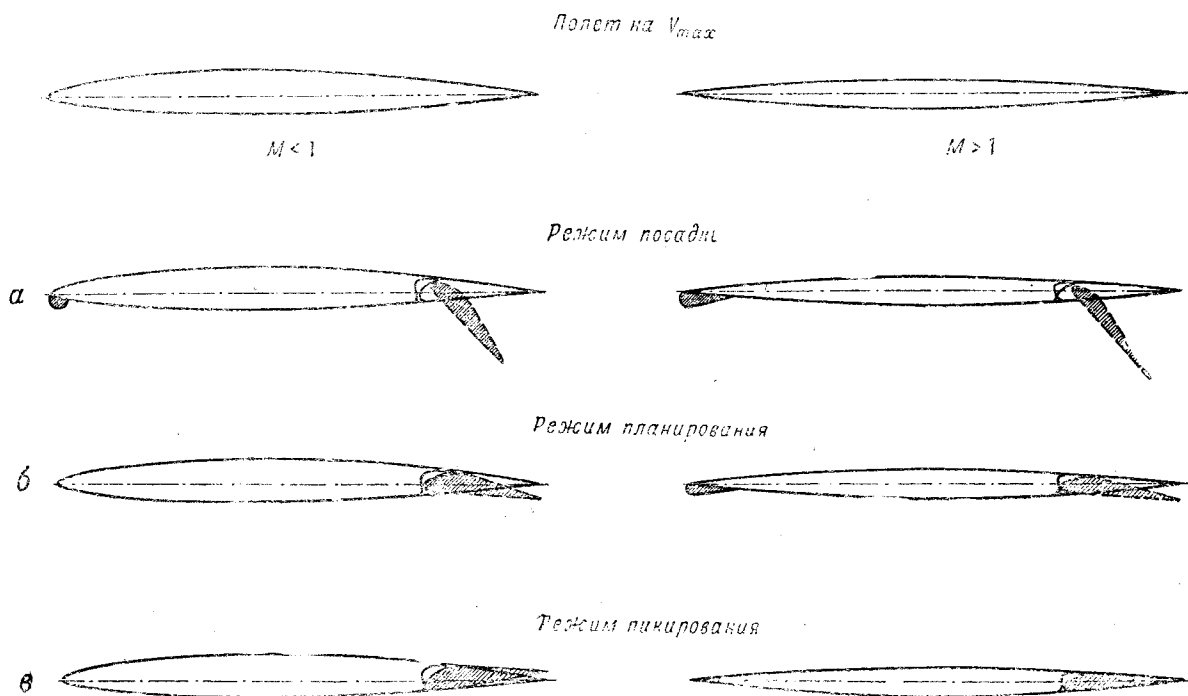
При $M < 1$, вследствие срыва потока с острой передней кромки, критический угол атаки и коэффициент максимальной подъемной силы сверхзвукового профиля должны получаться существенно меньшими, чем у профилей обычного типа. Далее, при $M < 1$ по тем же причинам у профиля с острой передней кромкой не представляется возможным достижение высокого аэродинамического качества $\frac{c_y}{c_x}$ в сколько-нибудь широком интервале изменений коэффициента подъемной силы c_y .

Преодоление указанных трудностей, связанных с достижением около- и сверхзвуковых скоростей полета, можно искать в использовании выдвинутых автором соображений о профиле, изменяющем свою форму применительно к различным режимам полета.

По этой концепции представляется возможным путем деформации формы передней части профиля и небольших отклонений закрылков получение оптимальных аэродинамических характеристик применительно к различным режимам полета со скоростью меньшей и большей скорости звука. Предполагается, что путем относительно небольших изменений формы носика тонкого профиля (см. фиг. 1—а) могут быть достигнуты коэффициенты максимальной подъемной силы, близкие к значениям $c_{y \max}$ профилей, ныне употребляемых в самолетостроении, и во всяком случае достаточные для обеспечения самолету необходимых посадочных свойств.

С помощью еще меньших деформаций передней части в сочетании с небольшими отклонениями закрылков (см. фиг. 1—б) у сверхзвукового профиля может быть достигнуто высокое аэродинамическое качество $\frac{c_y}{c_x}$ при c_y , необходимых для планирования, и числах Маха меньших единицы.

Анализ показывает, что путем незначительных отклонений закрылков (см. фиг. 1—в) можно рассчитывать осуществить неизменным положение фокуса до чисел Маха, значительно более высоких, чем это имеет место у лучших современных профилей, а, варьи-



Фиг. 1. Изменения формы профилей применительно к различным режимам полета

руя угол отклонения (в некоторых пределах), вернуть фокус в требуемое положение, если он уже переместился благодаря действию сжимаемости воздуха.

Изложенные положения не являются а priori очевидными и нуждаются, следовательно, в экспериментальной проверке. Предлагаемая вниманию работа представляет собою первое экспериментальное исследование, предпринятое для оценки правильности и эффективности одного из высказанных выше положений. Ее задачей было определить (в условиях испытаний в аэродинамической трубе Т-106) возможность с помощью небольших деформаций передней части профиля 9% относительной толщины (ЦАГИ-9140) увеличить коэффициент максимальной подъемной силы до значений, получающихся на употребляемых в настоящее время более толстых крыловых профилях. Ранее проведенное в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-102 (в конце 1944 г.) предварительное исследование было ограничено весьма малыми числами Рейнольдса и поэтому не дало правильного представления об эффективности небольших деформаций носика. Только проведенные в 1945 г. испытания в аэродинамической трубе Т-106 благодаря достигнутым числам Рейнольдса, близким к натурным для режимов посадки самолета ($Re = 5 \div 7 \cdot 10^6$), позволили обнаружить те большие возможности улучшения несущих свойств крыловых профилей, которые открываются благодаря применению деформаций носика.

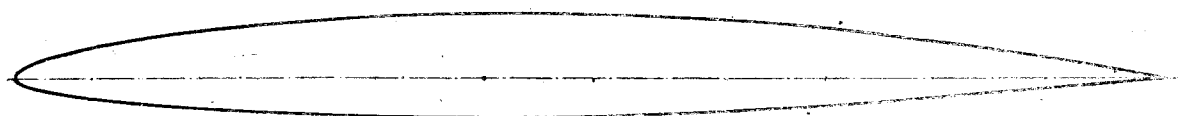
Автор выражает благодарность инженерам В. В. Белянину и В. С. Астрову, проводившим испытания в аэродинамической трубе Т-106, а также инженерам А. М. Глинкиной и В. Т. Жданову за их помощь в выполнении настоящего исследования.

§ 1. ОПИСАНИЕ ДЕФОРМАЦИЙ

Различные исследования показывают, что коэффициент максимальной подъемной силы крыловых профилей очень быстро убывает при уменьшении их относительной толщины. Низкие значения коэффициентов $c_{y \max}$ тонких профилей ($\bar{c} \approx 6; 9\%$) являются, следствием особенности формы их носовой части (заостренности передней кромки и малого ее радиуса кривизны). Возникающие на таком носике большие разрежения, сопровождающиеся значительными градиентами давления, обуславливают отрыв пограничного слоя вблизи передней кромки тонкого профиля на углах атаки, существенно меньших тех, при которых аналогичное явление наступает у более толстых профилей. Носовая часть тонких профилей при обтекании на околокритических углах атаки может быть уподоблена плохому диффузору, течение в котором сопровождается отрывом потока.

Следует предполагать, что путем относительно небольших изменений формы передней части тонкого профиля можно создать более совершенный диффузор, обеспечивающий безотрывное обтекание потока до больших углов атаки, и, следовательно, повысить коэффициент $c_{y \max}$. Исследованные в настоящей работе деформации носика и исходный 9% профиль ЦАГИ-9140 изображены на фиг. 2 и 3. Сечения деформаций представляют собою окружности различного радиуса ($r_d = 1; 1,5$ и 2% длины хорды), касательные к верхней поверхности профиля. Для изучения были выбраны деформации этого типа главным образом из соображений наиболее простого осуществления их в конструкциях самолетных крыльев. Кроме того, этот тип деформации позволяет более определенным образом связывать получающийся аэродинамический эффект с простейшим параметром, определяющим деформацию, — ее радиусом.

Профиль 9140

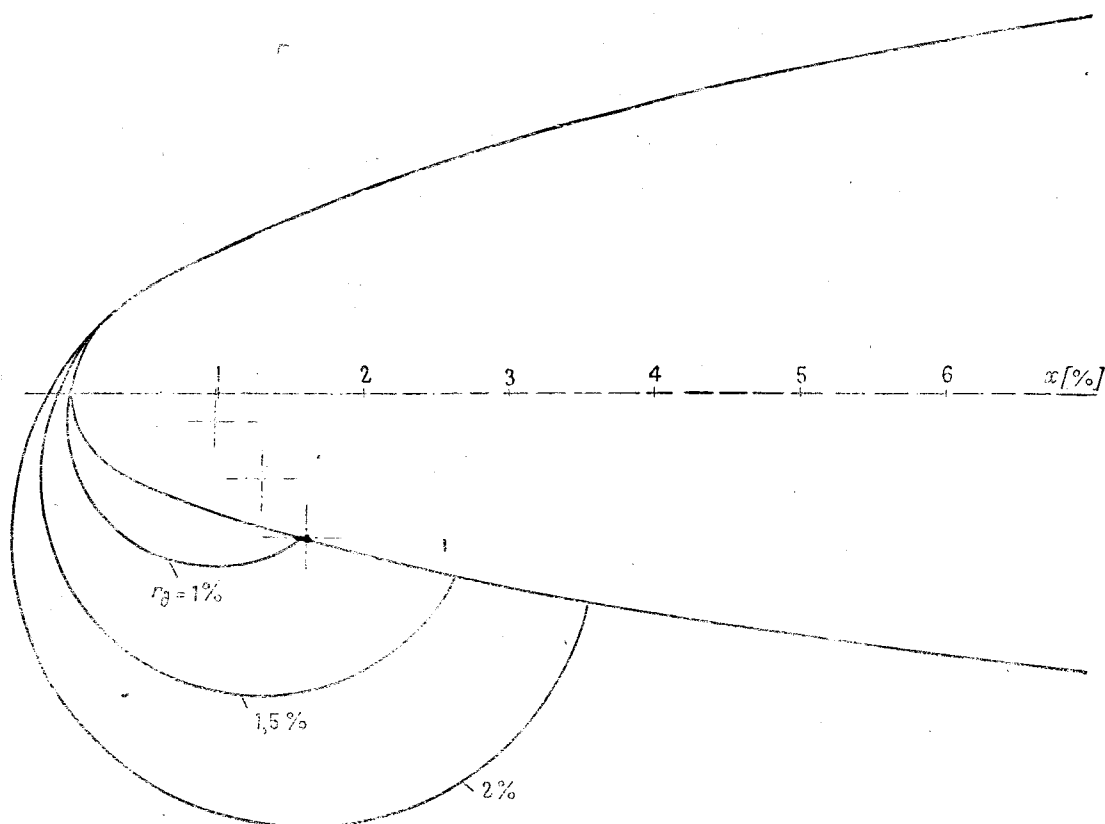


Фиг. 2. Профиль ЦАГИ-9140

$x\%$	0,25	0,50	1,0	2,0	3,0	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
$y_v\%$	0,510	0,705	0,992	1,385	1,703	2,216	2,731	3,177	3,891	4,432	5,170	5,470	5,425	5,057	4,285	3,127	1,706	0,923	0
$y_n\%$	0,489	0,615	0,832	1,105	1,313	1,646	1,963	2,241	2,671	2,992	3,410	3,530	3,425	3,117	2,525	1,687	0,770	0,353	0

На фиг. 4—а и б показаны возможные конструктивные схемы этого нового вида механизации крыла. Они обеспечивают деформацию передней части профиля при соответствующих режимах полета, например, на взлете и посадке. При убранной механизации профиль сохраняет неискаженную форму, благодаря чему должен оставаться неизменным коэффициент профильного сопротивления на режиме V_{\max} .

В схеме *a* изменение формы профиля осуществляется выдвиганием через щель 1 цилиндрической поверхности 2 радиуса r_d путем вращения вокруг центра 3. При убранном положении цилиндра профиль сохраняет исходную форму, которая незначительно нарушается лишь узкой щелью в передней кромке, расположенной вблизи критической точки.



Координаты центра деформации			
	$r_d \ rg = 1\%$	1,5%	2%
$x_0\%$	0,986	1,280	1,590
$y_0\%$	-0,193	-0,580	-0,974

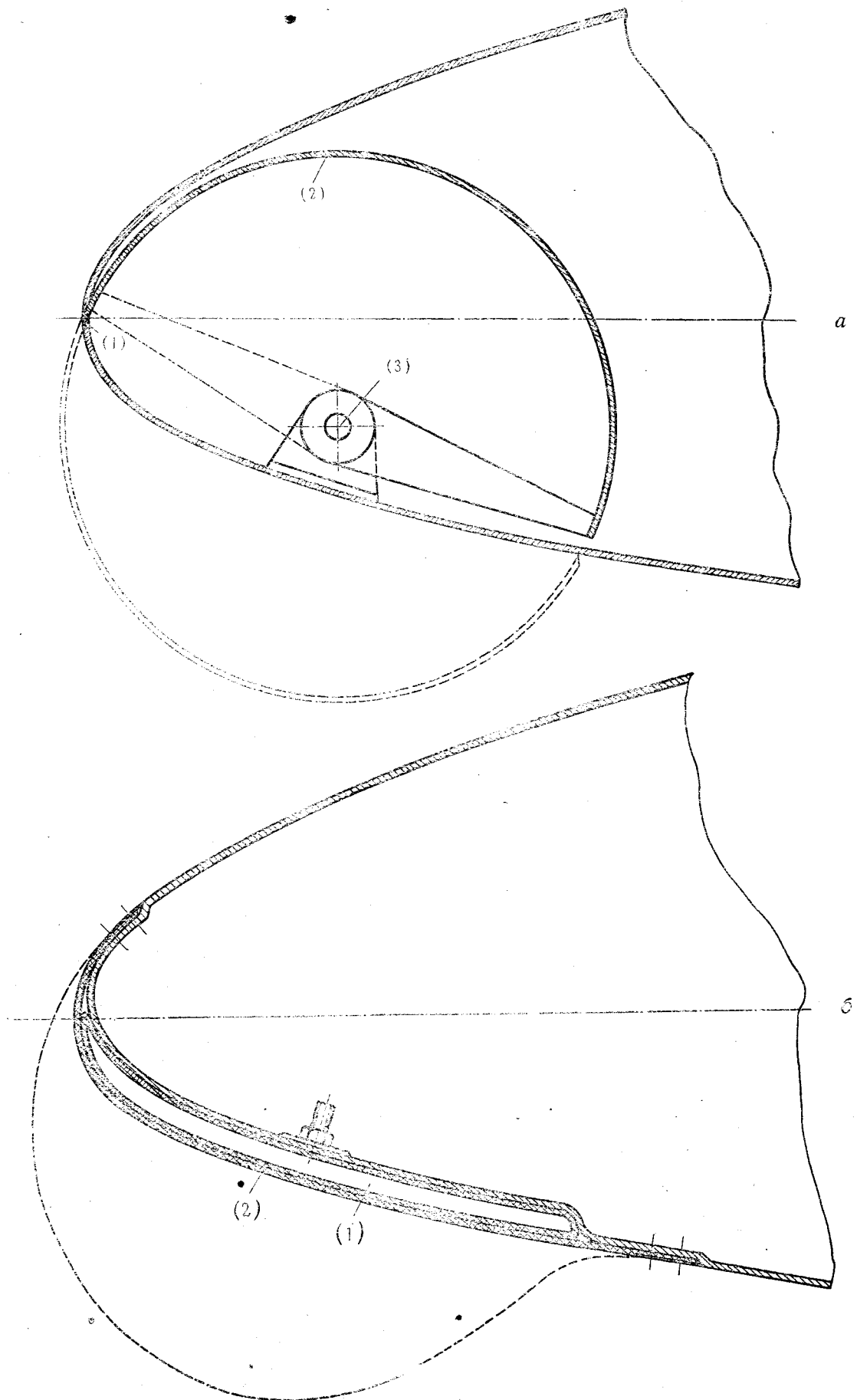
Фиг. 3. Контуры исследованных деформаций носика, $r_d = 1; 1,5$ и 2% хорды

В схеме фиг. 4—б изменение формы передней части профиля достигается повышением давления в камере 1, которое заставляет деформироваться упругое покрытие 2. Устранение избыточного давления в камере придает профилю исходную форму.

Повидимому, схема 4—б включает в себе большие возможности управления несущими и другими свойствами тонких профилей, так как здесь возможно осуществление деформаций самых разнообразных форм и размеров. Это особенно важно для изменения несущих качеств сверхзвуковых профилей.

§ 2. МОДЕЛЬ И ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ

Исследование влияния деформации носика на аэродинамические характеристики проведено на модели прямоугольного крыла (1500×300 мм) с профилем малого сопротивления ЦАГИ-9140. Модель, в соответствии с обычными нормативами испытаний в аэродинамической трубе Т-106, имела стальной сердечник (размером $1450 \times 270 \times 18$), поверх которого на смоляном клее ВИАМ-БЗ был укреплен шпон, обработанный по дуралевому шаблону профиля. Отклонения поверхности модели от шаблона не превышали 0,05 мм в хвостовой части профиля и 0,04 мм — в передней половине. Точность изготовления шаблона характеризуется отклонением его ординат от теоретического контура профиля (допустимыми считаются расхождения, не превышающие $\pm 0,02$ мм). Ука-



Фиг. 4. Конструктивные схемы нового типа механизации тонких крыловых профилей

занные допуски на изготовление моделей выдерживались и для всех исследуемых вариантов деформаций носика.

Деформации носика осуществлялись на одной и той же модели крыла путем изменения формы лишь небольшого участка в передней части профиля. Для этого на носик модели наклеивались тонкие деревянные рейки, поверх которых наносили слой клея ВИАМ-БЗ. Протяжкой шаблона вдоль размаха удалялся избыток клея, и носик модели профиля приобретал (после неоднократного повторения этой операции и высушивания) необходимую форму.

Испытания всех вариантов деформаций проведены по одной и той же программе. Полученные результаты сравниваются с характеристиками исходного профиля ЦАГИ-9140, испытанного ранее при условиях, весьма близких к данным.

Испытаниями определены зависимости $c_x(\alpha)$; $c_y(\alpha)$ и $c_m(\alpha)$ в диапазоне углов атаки от $\alpha = -4^\circ$ до $\alpha = \alpha_{кр} + 4^\circ$, при неизменном числе Маха $M \approx 0,15$ и числах Рейнольдса $Re \cdot 10^{-6}$ от 1 до 6. Помимо этого, для изучения действия сжимаемости воздуха на эффективность деформаций носика профиля проведены измерения тех же аэродинамических характеристик при неизменном числе Рейнольдса $Re \cdot 10^{-6} \approx 5,5$ и трех значениях числа Маха $M \approx 0,25$; 0,35 и 0,45. Приводимая ниже таблица дает представление об объеме и условиях проведенных испытаний.

№№ п/п	Содержание испытаний	Скорость потока [м/сек]	Давление в трубе [атм]	$Re \cdot 10^{-6}$	M
1	Определение зависимостей $c_x(\alpha)$, $c_y(\alpha)$ и $c_m(\alpha)$	55	6	6	0,15
2		55	5	5	0,15
3		55	4	4	0,15
4		55	3	3	0,15
5		55	2	2	0,15
6		55	1	1	0,15
7		87	3,3	5,5	0,25
8		122	2,5	5,5	0,35
9		157	1,8	5,5	0,45

Ранее проведенные В. С. Астровым и автором исследования исходного профиля ЦАГИ-9140 без деформаций были выполнены по такой же программе. Все приводимые материалы испытаний получены из данных весовых измерений, исправленных на косизну потока, влияние стенок трубы и сопротивление поддерживающих модель устройств.

§ 3. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

а) Коэффициенты подъемной силы

Исходный профиль ЦАГИ-9140¹ обладает весьма малым лобовым сопротивлением при больших числах Маха, но его несущие свойства — $c_{у\max}$ и $\alpha_{кр}$ — оказались относительно низкими. Как можно видеть из фиг. 5, на которой изображена зависимость $c_y(\alpha)$ профиля ЦАГИ-9140, полученная из испытаний в Т-106 при $Re = 5,65 \cdot 10^6$ и $M \approx 0,17$, коэффициент $c_{у\max}$ имеет значение 0,99 при $\alpha_{кр} = 12^\circ,9$. В связи с этим для исследования возможности существенного улучшения несущих свойств тонких профилей малого сопротивления с помощью нового типа механизации, представляли большой интерес испытания различных деформаций носика именно на профиле 9140.

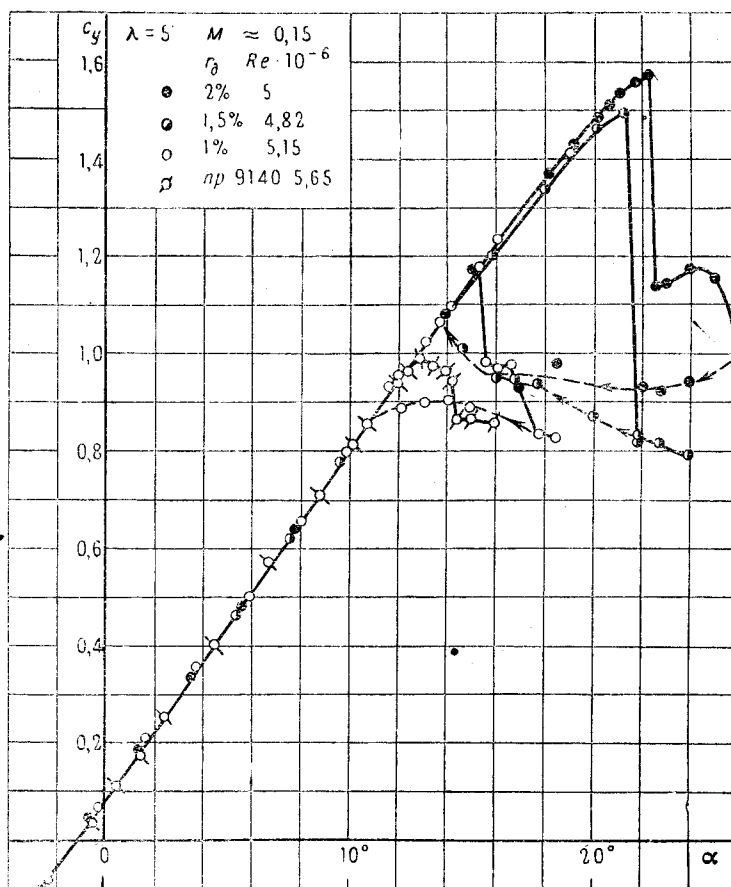
Результаты, полученные на профиле с деформациями радиуса $r_d = 1$; 1,5 и 2%, изображены на фиг. 5 и 6, на которых для сравнения приведены кривые и для исходного профиля. Можно видеть, что даже при небольших изменениях формы носика увеличение коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки оказывается весьма значительным. Наибольшей величины коэффициент $c_{у\max}$ и критический угол достигают при $r_d = 2\%$; в этом случае ($Re = 5 \cdot 10^6$ и $M = 0,154$) $c_{у\max} = 1,57$ и $\alpha_{кр} = 22^\circ,1$, т. е. более чем в полтора раза превышают значения соответствующих величин исходного профиля. Собственно приращения коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки составляют: $\Delta c_{у\max} = 0,6$ и $\Delta \alpha_{кр} = 9^\circ,6$. Некоторое уменьшение размеров деформации (см. фиг. 6) незначительно сказывается на результатах.

¹ Здесь 9 означает относительную толщину профиля, 1 — величину наибольшей вогнутости средней линии и 40 — удаление от носика наибольшей ординаты симметричной части профиля. Все величины выражены в процентах длины хорды.

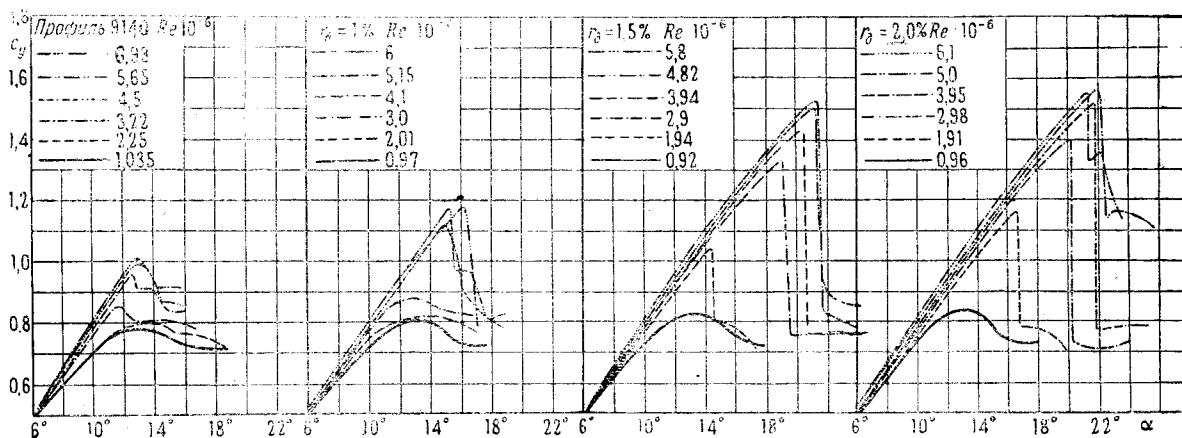
Например, при $r_d = 1,5\%$ $c_{y\max} = 1,53$, а $\alpha_{кр} = 21^\circ,35$, т. е. и в этом случае деформация носика оказывается весьма эффективной. Лишь самая малая деформация ($r_d = 1\%$) в данном случае оказалась недостаточной.

На фиг. 5 обращает на себя внимание отчетливо выраженное в протекании зависимости $c_y(\alpha)$ явление гистерезиса, т. е. несовпадение значений коэффициента подъемной силы, измеренных при увеличении угла атаки от $\alpha < \alpha_{кр}$ до $\alpha > \alpha_{кр}$ и c_y , получаемых при так называемом „обратном ходе“ (от $\alpha > \alpha_{кр}$ к $\alpha < \alpha_{кр}$). Это явление, совершенно не наблюдавшееся у профиля 9140, имеет место при всех деформациях носика профиля и развивается тем энергичнее, чем больше радиус кривизны r_d . Гистерезис в протекании зависимости $c_y(\alpha)$ на больших углах атаки приводит к весьма значительному расхождению в величинах коэффициента максимальной подъемной силы, измеренных при прямом и обратном ходе. Расхождение в $c_{y\max}$, как показывают испытания, оказывается наибольшим в области чисел Рейнольдса порядка $(3 \div 5) \cdot 10^6$. При увеличении числа Рейнольдса, например, до $Re = 6 \cdot 10^6$, различие в коэффициентах максимальной подъемной силы, измеренных при прямом и обратном ходе, становится существенно меньшим.

Наблюдаемый характер протекания зависимости $c_y(\alpha)$ для деформированного и исходного профилей позволяет утверждать, что возрастание коэффициента максимальной подъемной силы при наличии деформаций достигается благодаря отодвиганию момента возникновения отрыва потока на большие углы атаки. Действительно, изменение $c_y(\alpha)$ происходит линейно почти до критического угла атаки, а производная $\frac{dc_y}{d\alpha}$ и угол нулевой подъемной силы α_0 практически оказываются одинаковыми как у исходного, так и у профиля с деформациями различной величины (см. фиг. 5 и 7). При этих условиях увеличение коэффициента максимальной подъемной силы может быть



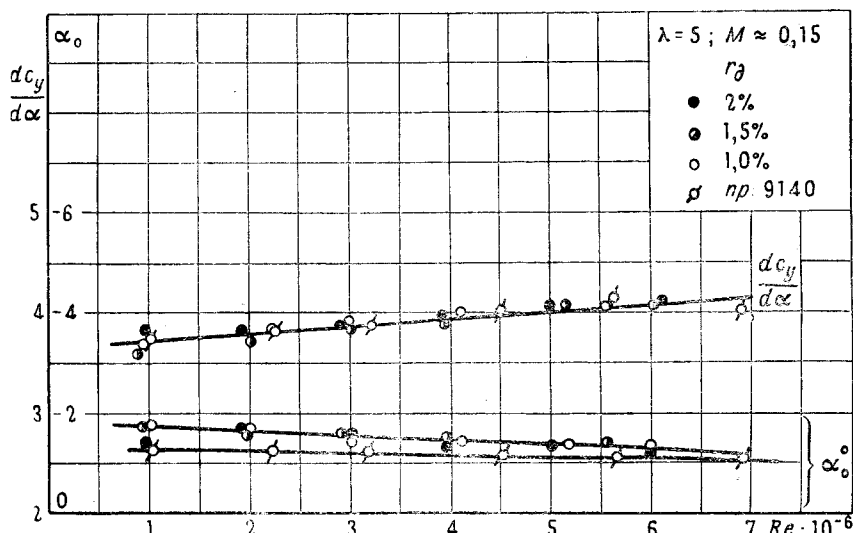
Фиг. 5. Зависимость $c_y = f(\alpha)$ профиля ЦАГИ-9140 и профиля с деформациями



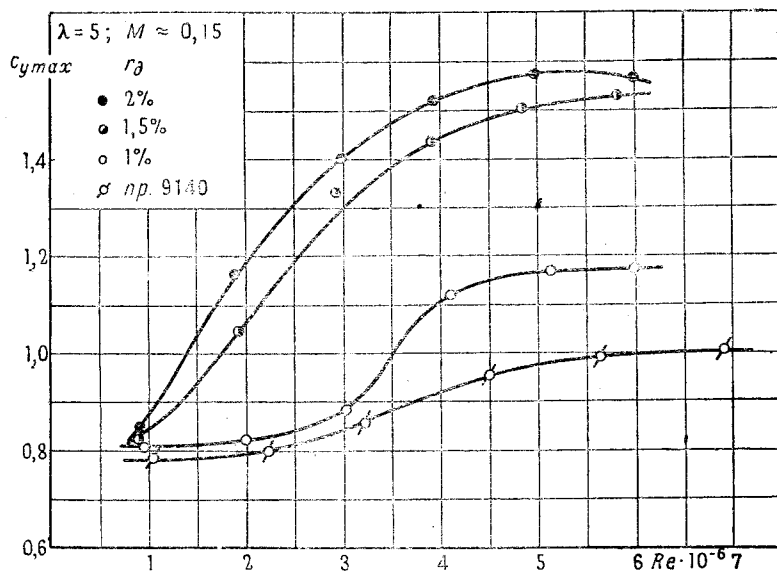
Фиг. 6. Зависимость $c_y = f(\alpha)$ в области критических углов атаки профиля ЦАГИ-9140 и профиля с деформациями при $M \approx 0,15$ и различных числах Рейнольдса

связано лишь с возрастанием критического угла атаки, обусловливаемым обтеканием более совершенного диффузора, получающегося благодаря деформациям носика профиля.

На фиг. 8 и 9 следует, что по мере возрастания числа Рейнольдса увеличение $c_{y \max}$ и $\alpha_{кр}$ совершается различно на исходном профиле и профиле с деформированным носиком.



Фиг. 7. Зависимость $\frac{dc_y}{d\alpha} = f(Re)$; $\alpha_0 = f(Re)$ профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями



Фиг. 8. Изменение $c_{y \max} = f(Re)$ профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями

Изменение $c_{y \max} = f(Re)$ при $r_d = \text{var}$ позволяют высказать предположение о наличии одной и той же причины, обуславливающей низкие значения $c_{y \max}$ тонких профилей (в широком интервале изменений числа Рейнольдса) и профиля с деформациями при очень малых числах Рейнольдса. Можно думать, что определяющую роль в этом явлении играет отрыв ламинарного пограничного слоя с верхней поверхности профиля, возникающий, при прочих равных условиях, тем при меньшем угле атаки, чем менее совершенной оказывается форма диффузора в носике профиля. Различие протекания $c_{y \max} = f(Re)$ исходного профиля и профиля с деформациями с этой точки зрения может быть объяснено не одинаково совершающимся процессом турбулизации оторвавшегося слоя и последующего примыкания его к верхней поверхности профиля. Момент турбулизации и примыкания слоя к поверхности, повидимому, характеризуется некоторым критическим числом Рейнольдса $Re_{кр}$, определяемым характерными масштабами: r — радиусом носика

В первом случае увеличение коэффициента максимальной подъемной силы невелико. Наоборот, у профиля с деформациями наблюдается очень сильное возрастание $c_{y \max}$, которое происходит тем энергичнее, чем больше радиус деформации. Отсюда можно заключить, что если от профиля требуется высокая подъемная сила при малых числах Рейнольдса, порядка $(2-3) \cdot 10^6$, необходимо использовать деформации возможно большего радиуса. При больших же числах Рейнольдса, порядка $(5-6) \cdot 10^6$, нет необходимости в применении значительной деформации, так как уже при

$r_d = 1,5\%$ коэффициент $c_{y \max}$ практически мало отличается от значений, получаемых с деформацией $r_d = 2\%$. Это тем более справедливо, что при $r_d = 2\%$ дальнейшее возрастание числа Рейнольдса свыше $6 \cdot 10^6$ сопровождается падением $c_{y \max}$.

При наименьшем числе Рейнольдса опыта ($Re \approx 1 \cdot 10^6$) коэффициенты максимальной подъемной силы и критические углы атаки профилей с различными деформациями почти не отличаются от значений соответствующих величин исходного профиля. Близкие значения коэффициентов $c_{y \max}$ и критических углов атаки, наблюдаемые при малых числах Re у исходного профиля и профиля с деформациями, и различное последующее проте-

профили или радиусом деформации, U_s — наибольшей скоростью на контуре профиля при угле атаки $\alpha_{кр}$ и ν — коэффициентом кинематической вязкости, т. е.

$$Re_{кр} = \frac{r U_s}{\nu}$$

Действительно, из фиг. 8 и 9 следует, что момент энергичного возрастания $c_{y \max}$ и критического угла атаки наступает тем при больших числах Рейнольдса, чем меньше величина радиуса деформации.

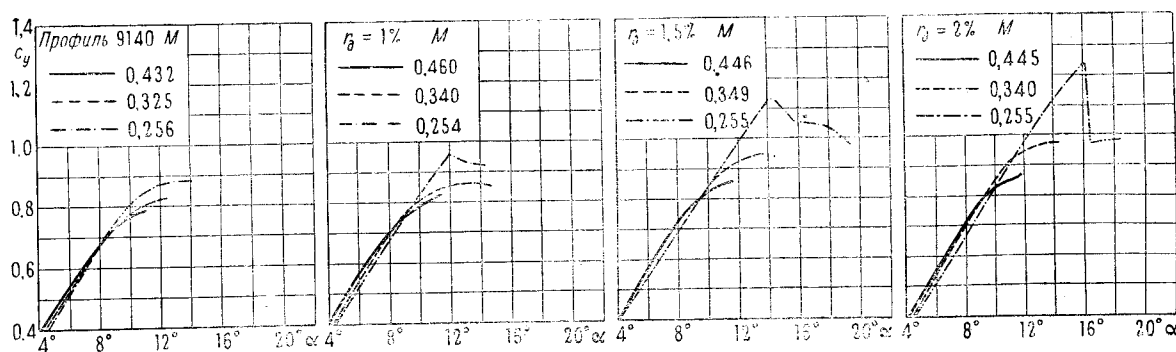
Если представить $Re_{кр}$ в форме

$$Re_{кр} = Re \frac{r}{b} \frac{U_s}{V_0}$$

и считать $Re_{кр} \approx \text{const}$, то, как нетрудно видеть, качественно явление возрастания $c_{y \max} = f(Re)$ могло бы описываться этим критерием. Количественную сторону в настоящее время определить затруднительно, так как для этого необходимо иметь распределение давления по профилю с деформациями и без них на критических углах атаки в широком интервале чисел Рейнольдса.

Рассмотрим теперь влияние сжимаемости воздуха на характеристики профиля при наличии деформаций носика.

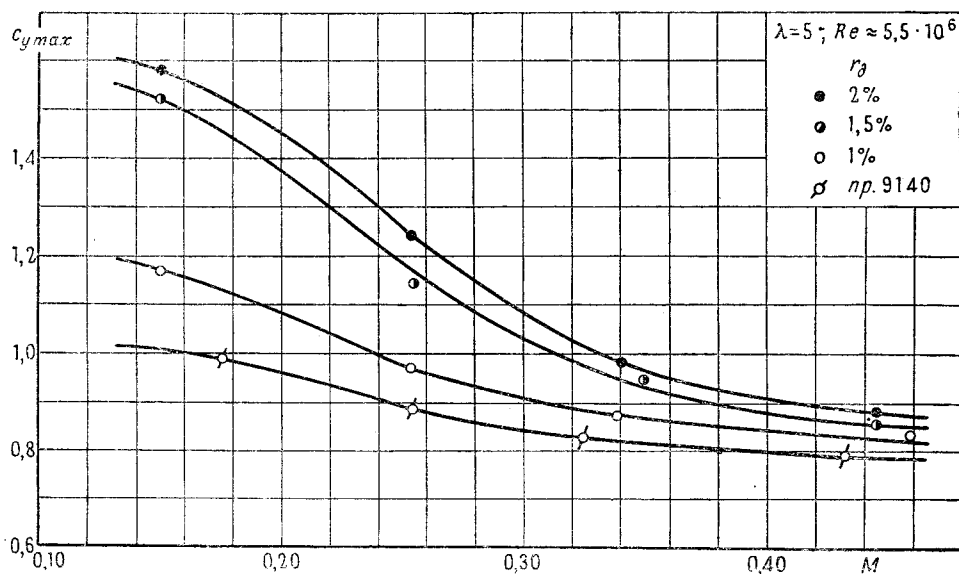
На фиг. 10 приведены кривые $c_y(\alpha)$ исходного профиля ЦАГИ-9140 и профиля с деформациями, полученные из испытаний при трех числах Маха ($M \approx 0,25; 0,35$ и $0,45$) и одном и том же значении числа Рейнольдса $Re = 5,5 \cdot 10^6$.



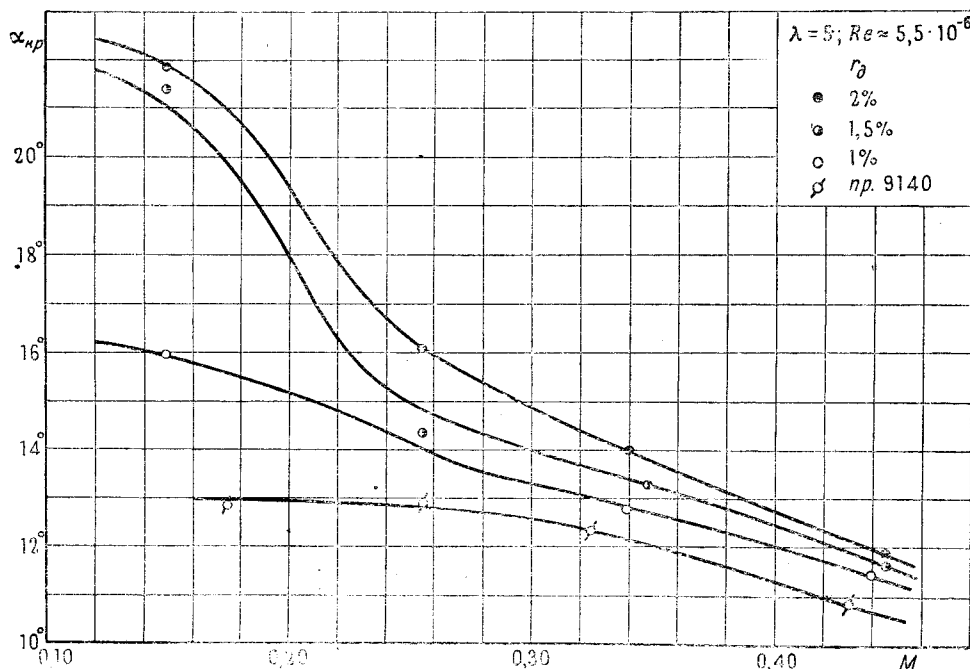
Фиг. 10. Зависимость $c_y = f(\alpha)$ в области критических углов атаки профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями при $Re \approx 5,5 \cdot 10^6$ и различных числах Маха

Рост числа Маха обуславливает существенное уменьшение коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки исходного профиля и в особенности профилей с деформациями. Убывание $c_{y \max}$ и $\alpha_{кр}$ совершается различно (см. фиг. 11 и 12). Наиболее интенсивно это убывание протекает у профиля с деформацией $r_d = 2\%$. Из рассмотрения фиг. 10, 11 и 12 можно заключить, что деформации носика профиля оказываются не одинаково эффективными, с точки зрения получающихся величин $\Delta c_{y \max}$, при малых и средних числах Маха. При $M > 0,40$ действие сжимаемости воздуха как бы нивелирует между собою профили, имеющие самое различное очертание формы носика.

Таким образом, деформации исследованного типа, обеспечивая улучшение несущих свойств тонкого профиля при всех числах Маха от $M=0$ до $0,40$, наиболее эффективными оказываются все же при относительно небольших числах Маха, близких к тем, которые получают на режимах посадки самолета.



Фиг. 11. Изменение $c_{y*max} = f(M)$ профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями



Фиг. 12. Изменение $\alpha_{кр} = f(M)$ профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями

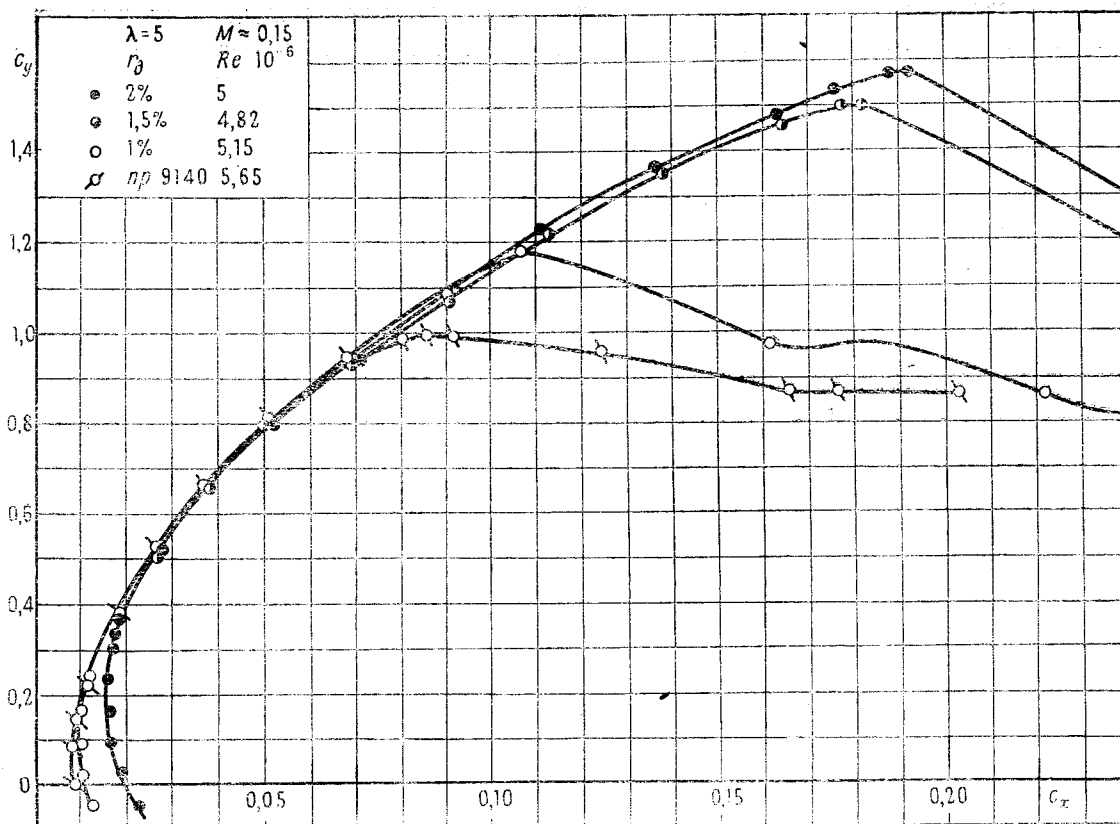
б) Поляры

На фиг. 13 и 14 приведены зависимости $c_x(c_y)$ и $c_{xp}(c_y)$ профиля ЦАГИ-9140 без деформаций и с деформациями, полученные из испытаний при числах $M \approx 0,15$ и $Re = 5 \cdot 10^6$. Наблюдаемое на фиг. 13 протекание поляр еще раз подтверждает высказанное в § 1 (а) соображение, связывающее увеличение максимальной подъемной силы и критического угла атаки профиля с получающимся при наличии деформаций более совершенным диффузором.

Характерно, например, что, несмотря на различие $c_{y \max}$ более чем в полтора раза, поляры исходного профиля 9140 и профилей с деформациями всех размеров в широкой области изменений коэффициента подъемной силы $0,5 < c_y \lesssim c_{y \max}$ близки, как нетрудно убедиться, к квадратичной параболе:

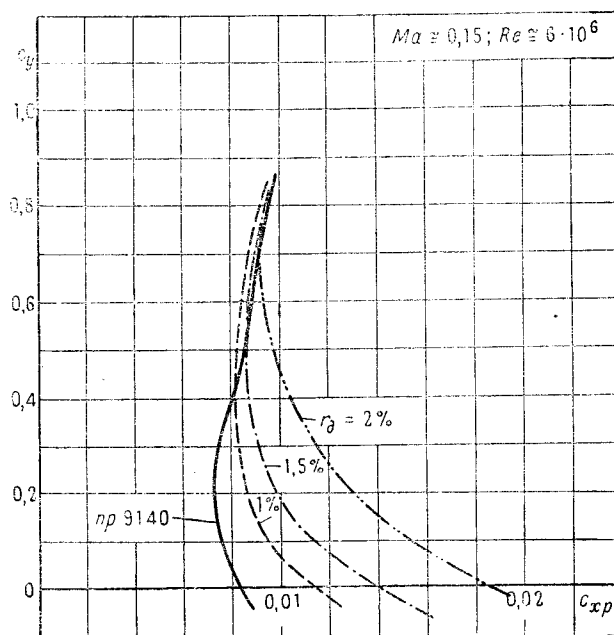
$$c_x = 0,004 + 0,073c_y^2$$

и отклоняются от нее лишь в окрестностях $c_{y \max}$ и малых углов атаки.



Фиг. 13. Поляры профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями

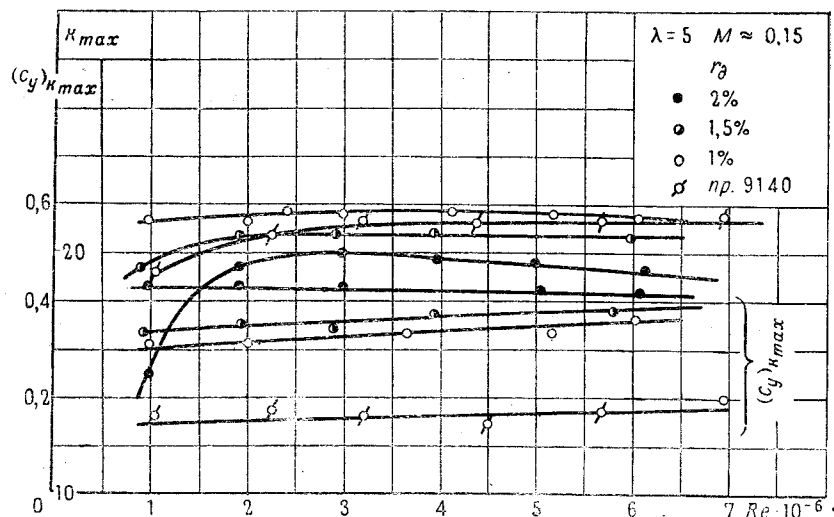
Из фиг. 14 также можно видеть, что деформации действительно приводят к улучшению диффузора при обтекании профиля с большим углом атаки. Начиная с некоторых значений c_y , коэффициент профильного сопротивления при наличии деформации оказывается меньшим или равным c_{xp} исходного профиля. Лишь при малых углах атаки вследствие срыва потока с нижней поверхности деформированного участка профиля имеет место возрастание коэффициента сопротивления. Приращение c_{xp} оказывается тем большим, чем значительнее радиус деформации. При $c_y = 0$ и радиусе деформации $r_d = 2\%$ хорды, приращение Δc_{xp} достигает 0,011, значительно превосходя величину c_{xp} профиля ЦАГИ-9140. Для того, чтобы избежать в полете увеличения сопротивления самолета с данного типа механизацией крыла, последнюю, очевидно, следует осуществлять убирающейся на всех режимах, при которых возрастание сопротивления является нежелательным.



Фиг. 14. Зависимость $c_{xp} = f(c_y)$ профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями

Большое дополнительное сопротивление, вызываемое деформациями при $c_y \approx 0$, подсказывает мысль о возможности применения их в качестве воздушных тормозов. Отсутствие данных о протекании коэффициентов c_x ; c_y ; c_m и поведении фокуса $\frac{dc_m}{dc_y}$ профиля с различными деформациями при высоких числах Маха затрудняет суждение о мере целесообразности такого использования новой механизации.

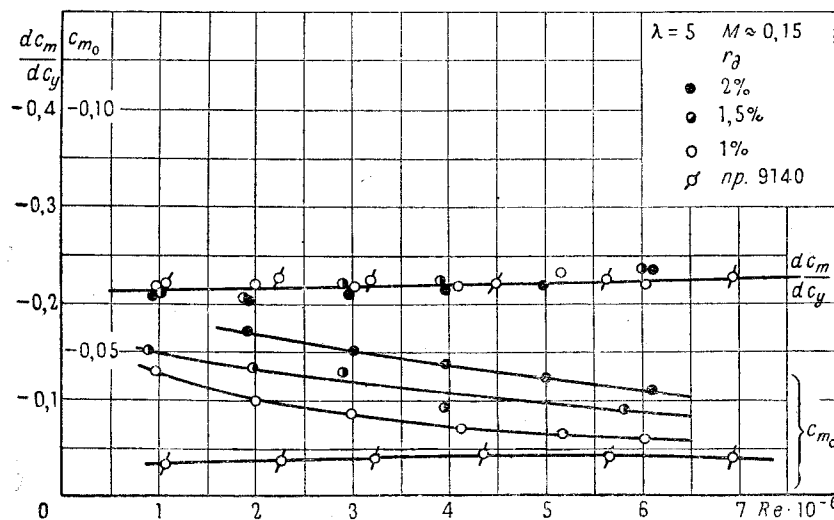
Перемещение на все большие углы атаки минимума величины коэффициента профильного сопротивления, получающееся благодаря деформациям, не могло не повлиять на зависимость аэродинамического качества $\frac{c_y}{c_x}$ от угла атаки. Наличие деформаций незначительно сказывается на абсолютной величине наибольшего качества, но существенно влияет на $(c_y)_{k_{\max}}$, при котором достигается $\left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{\max}$, именно: чем больше радиус деформации, тем выше соответствующие значения $(c_y)_{k_{\max}}$ (см. фиг. 15).



Фиг. 15. Зависимость от числа Рейнольдса максимального аэродинамического качества $k_{\max} = \left(\frac{c_y}{c_x}\right)_{\max}$ и отвечающего ему коэффициента подъемной силы $(c_y)_{k_{\max}}$ для профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями

в) Коэффициенты момента

В § 1 (а) было показано, что деформации носика профиля практически не оказывают влияния на α_0 — угол нулевой подъемной силы. Можно было предполагать, что и c_{m_0} — коэффициент момента при $c_y = 0$ также не должен изменяться при наличии деформаций.



Фиг. 16. Зависимость $\frac{dc_m}{dc_y} = f(Re)$, $c_{m_0} = f(Re)$ профиля ЦАГИ-9140 и профилей с деформациями

Испытания показывают, однако, что это не так, — на фиг. 16 отчетливо видно возрастание абсолютной величины c_{m_0} , получающееся тем большим, чем значительнее радиус деформаций. Кажущееся противоречие между неизменностью угла нулевой подъемной силы

и возрастанием c_{m_0} объясняется тем, что при $c_y \cong 0$ у профиля с деформированным носиком возникает дополнительное сопротивление из-за срыва потока с нижней поверхности деформации, которое обуславливает увеличение момента на пикирование и, следовательно, возрастание абсолютной величины c_{m_0} (сравнительно со значением для исходного профиля). Так как возникающее сопротивление перпендикулярно направлению подъемной силы, а изменение характера обтекания профиля из-за относительно небольших срывов невелико, то угол нулевой подъемной силы α_0 при этом не претерпевает сколько-нибудь заметных изменений.

Исследованные деформации носика, как это видно из фиг. 16, практически не вызывают изменений положения фокуса $\frac{dc_m}{dc_y}$ по сравнению с его положением на исходном профиле. При малых числах Рейнольдса можно отметить лишь некоторую тенденцию к более переднему положению фокуса у профиля с деформациями, исчезающую, однако, уже при $Re \cong 4 \div 5 \cdot 10^6$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ материалов проведенных исследований показывает, что применение небольших деформаций носика профиля действительно обеспечивает значительное улучшение несущих свойств тонкого профиля малого сопротивления. Коэффициент максимальной подъемной силы и критический угол атаки достигают наибольших значений с деформациями радиуса $r_d = 1,5$ и 2% хорды при числах Рейнольдса и Маха, отвечающих режиму посадки самолетов.

Действие сжимаемости воздуха вызывает уменьшение приращений коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки, получающихся благодаря изменениям формы носика, однако в пределах всего исследованного диапазона чисел Маха несущие свойства профиля с деформированным носиком оказываются более высокими, нежели у исходного.

У профиля с исследованными деформациями носика обнаружено явление гистерезиса в протекании $c_y(\alpha)$ при больших углах атаки, которое обуславливает значительное расхождение величин коэффициента максимальной подъемной силы, измеряемых при „прямом“ и „обратном“ ходе. Это явление может сузить область применения простейших деформаций носика, выполняемых в форме кругового цилиндра.

Для изучения возможности дальнейшего улучшения несущих качеств тонких крыловых профилей и особенно профилей, предназначенных для сверхзвуковых скоростей полета, необходимо изыскать и исследовать такие формы изменений носика профилей, при которых высокие приращения коэффициента максимальной подъемной силы и критического угла атаки получаются без гистерезиса в протекании $c_y(\alpha)$ на больших углах атаки.

17993

