

Гр. ЦАГИ

Экз. № 0034

К 50

ГОСУДАРСТВЕННЫЙ КОМИССАРИАТ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ  
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ  
им. проф. Н. Е. Жуковского

ТРУДЫ ЦАГИ

ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА  
НА ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ И МОМЕНТ КРЫЛОВЫХ  
ПРОФИЛЕЙ

А. П. Ковалев и С. А. Христианович



ИЗДАТЕЛЬСТВО БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ НКАП  
1945

к вкл/асс.

3311

ПРИЛОЖЕНИЕ К ИСХ. № 1576  
ПРИЛОЖЕНИЕ К ИСХ. №

## ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ И МОМЕНТ КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ

А. П. КОВАЛЕВ и С. А. ХРИСТИАНОВИЧ

Рассекречено  
ант. М. № 8/1204  
от 2/11-1965 г.  
Подпись

### ВВЕДЕНИЕ

В течение 1943/44 г. в скоростной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106 были проведены испытания моделей прямоугольных крыльев с профилями НАСА 23012, НАСА 4412, Clark-YH-12% и ЦАГИ-IB 1012. Результаты определения коэффициентов сопротивления и коэффициентов подъемной силы по этим испытаниям приведены в работе [1]<sup>1</sup>. В этой же работе дано описание всех проведенных экспериментов, изложена методика, принятая при определении коэффициентов сопротивления и подъемной силы, и дана оценка точности полученных результатов.

Данные, полученные в указанных экспериментах, позволяют также определить значения момента аэродинамических сил, действующих на профиль, и исследовать изменение этого момента с изменением числа Маха.

В настоящей работе приведены значения коэффициентов момента профилей НАСА 23012, НАСА 4412, Clark-YH-12% и ЦАГИ-IB 1012 и дан анализ влияния сжимаемости воздуха на изменение коэффициента подъемной силы и коэффициента момента.

В главе I приведены результаты эксперимента и рассмотрено изменение  $\frac{dc_y}{dx}$ ,  $\frac{dm_z}{dc_y}$  и  $m_{z_0}$  с изменением числа Маха.

В главе II дано описание принятого метода определения коэффициентов момента по данным испытаний в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106.

### ГЛАВА I

## ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА КОЭФИЦИЕНТЫ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ И МОМЕНТА КРЫЛОВЫХ ПРОФИЛЕЙ

### § 1. Результаты испытаний

В аэродинамической трубе Т-106 были испытаны модели прямоугольных крыльев с относительным удлинением  $\lambda = 5$  [1]. Испытания производились в диапазоне чисел Маха примерно от 0,15 до 0,80. Число Рейнольдса изменялось при этом в диапазоне от  $1,3 \cdot 10^6$  до  $4,3 \cdot 10^6$ .

При испытаниях модель устанавливалась в трубе под некоторым постоянным углом атаки. Скорость потока изменялась от 40—50 до 280—290 м/сек.

Испытания производились при четырех-пяти различных углах атаки в диапазоне значений коэффициента подъемной силы 0—0,5.

Вследствие изменения индукции трубы со скоростью потока истинные значения углов атаки при этом несколько изменялись.

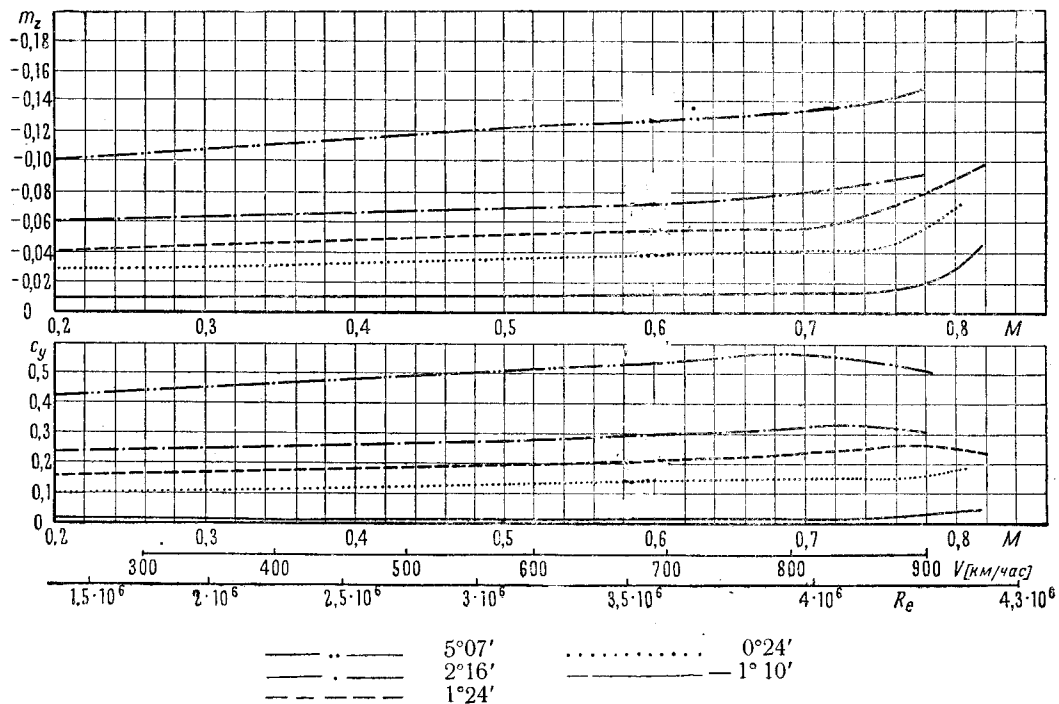
Результаты испытаний представлены в виде графиков зависимости коэффициентов подъемной силы и момента относительно носка профиля от числа Маха (фиг. 1—4) и в виде таблиц (табл. 1—19). На графиках фиг. 1—4, кроме шкалы чисел Маха, даны также шкала чисел Рейнольдса и шкала скорости, соответствующей полету на высоте 5000 м. На этих графиках различные кривые отмечены значениями углов атаки, соответствующими числу Маха 0,2. Истинные углы атаки для каждого значения числа Маха приведены в табл. 1—19. Углы атаки лишь незначительно изменяются с числом Маха.

<sup>1</sup> См. список литературы на стр. 18.

# Прямоугольное крыло профиля *NACA 23012*

$$S = 0,45 \text{ м}^2, \quad b = 0,3 \text{ м}, \quad \lambda = 5$$

Исправлено на влияние стенок трубы и поддерживающих устройств

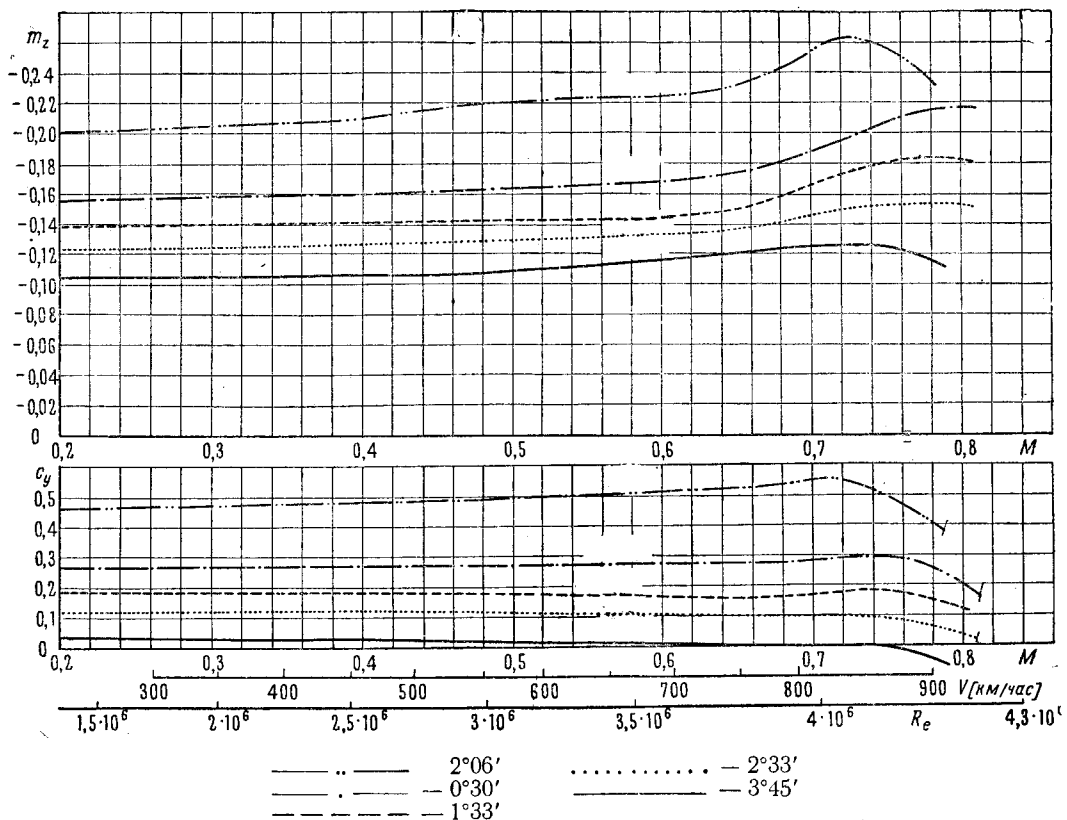


Фиг. 1. Изменение коэффициента подъемной силы и продольного момента с числом Маха

# Прямоугольное крыло профиля *NACA 4412*

$$S = 0,45 \text{ м}^2, \quad b = 0,3 \text{ м}, \quad \lambda = 5$$

Исправлено на влияние стенок трубы и поддерживающих устройств

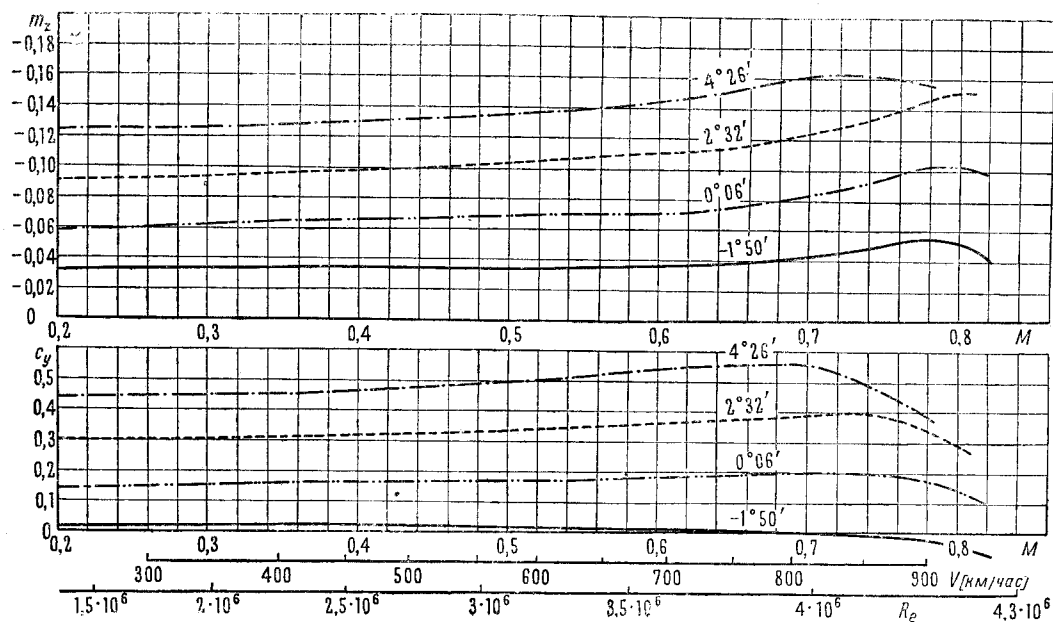


Фиг. 2. Изменение коэффициента подъемной силы и продольного момента с числом Маха

Прямоугольное крыло профиля Clark-YH-12%

$$S = 0,45 \text{ м}^2, \quad b = 0,3 \text{ м}, \quad \lambda = 5$$

Исправлено на влияние стенок трубы и поддерживающих устройств

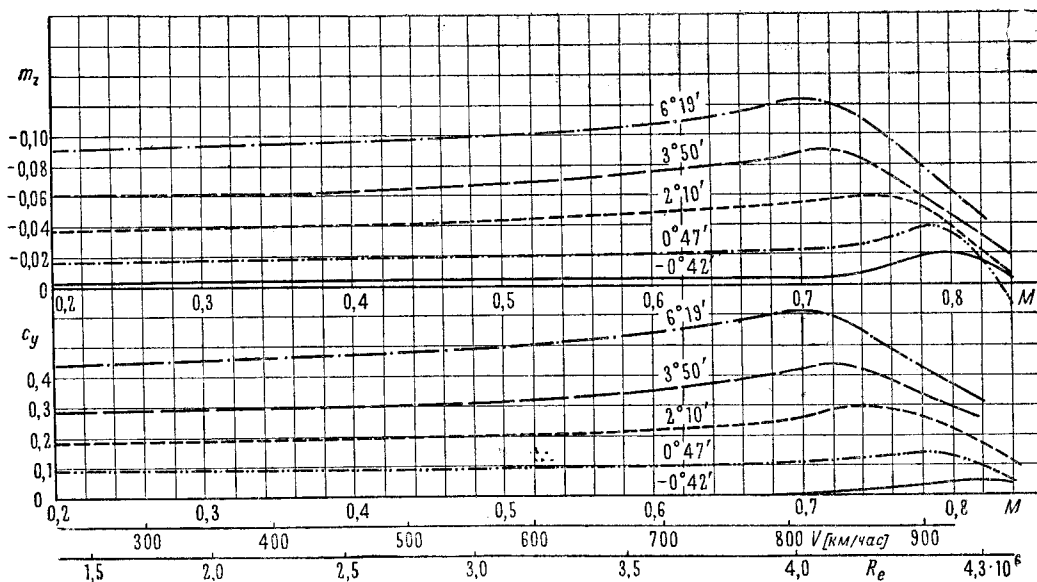


Фиг. 3. Изменение коэффициента подъемной силы и продольного момента с числом Маха

Прямоугольное крыло профиля ЦАГИ-IV 1012

$$S = 0,45 \text{ м}^2, \quad b = 0,3 \text{ м}, \quad \lambda = 5$$

Исправлено на влияние стенок трубы и поддерживающих устройств



Фиг. 4. Изменение коэффициента подъемной силы и продольного момента с числом Маха

Таблица 1  
NACA 23012;  $c_y = 0,015$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$	$\frac{dc_y}{d\alpha_\infty}$
0,20	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,015	-0,0105	0,096
0,30	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,015	-0,0103	0,104
0,40	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,015	-0,0100	0,108
0,50	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,015	-0,0110	0,116
0,55	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,015	-0,0120	0,121
0,60	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,016	-0,0122	0,125
0,64	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,017	-0,0122	0,128
0,68	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,016	-0,0123	0,130
0,70	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,016	-0,0124	0,132
0,72	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 14'$	0,018	-0,0130	0,131
0,74	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 15'$	0,021	-0,0140	0,125
0,76	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 16'$	0,028	-0,0160	0,130
0,78	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 18'$	0,035	-0,0190	0,122
0,80	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 20'$	0,043	-0,0300	0,125
0,82	$-1^\circ 10'$	$-1^\circ 22'$	0,052	-0,0470	—

Таблица 2  
NACA 23012;  $c_y = 0,100$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	$0^\circ 24'$	$-0^\circ 01'$	0,100	-0,0282
0,30	$0^\circ 24'$	$-0^\circ 03'$	0,108	-0,0295
0,40	$0^\circ 24'$	$-0^\circ 06'$	0,120	-0,0320
0,50	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 07'$	0,130	-0,0350
0,55	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 09'$	0,136	-0,0360
0,60	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 10'$	0,142	-0,0380
0,64	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 11'$	0,146	-0,0390
0,68	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 11'$	0,150	-0,0400
0,70	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 11'$	0,150	-0,0402
0,72	$0^\circ 25'$	$-0^\circ 11'$	0,150	-0,0405
0,74	$0^\circ 26'$	$-0^\circ 11'$	0,152	-0,0420
0,76	$0^\circ 26'$	$-0^\circ 11'$	0,153	-0,0470
0,78	$0^\circ 26'$	$-0^\circ 13'$	0,160	-0,0560
0,80	$0^\circ 26'$	$-0^\circ 17'$	0,178	-0,0700

Таблица 3  
NACA 23012;  $c_y = 0,158$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	$1^\circ 24'$	$0^\circ 43'$	0,158	-0,0410
0,30	$1^\circ 24'$	$0^\circ 42'$	0,168	-0,0437
0,40	$1^\circ 25'$	$0^\circ 39'$	0,180	-0,0475
0,50	$1^\circ 25'$	$0^\circ 38'$	0,193	-0,0510
0,55	$1^\circ 25'$	$0^\circ 37'$	0,200	-0,0523
0,60	$1^\circ 26'$	$0^\circ 33'$	0,210	-0,0537
0,64	$1^\circ 26'$	$0^\circ 33'$	0,215	-0,0550
0,68	$1^\circ 26'$	$0^\circ 31'$	0,225	-0,0560
0,70	$1^\circ 27'$	$0^\circ 30'$	0,233	-0,0570
0,72	$1^\circ 27'$	$0^\circ 28'$	0,242	-0,0600
0,74	$1^\circ 27'$	$0^\circ 26'$	0,250	-0,0650
0,76	$1^\circ 28'$	$0^\circ 23'$	0,258	-0,0720
0,78	$1^\circ 28'$	$0^\circ 24'$	0,257	-0,0800
0,80	$1^\circ 26'$	$0^\circ 26'$	0,250	-0,0900
0,82	$1^\circ 26'$	$0^\circ 30'$	0,230	-0,0990

Таблица 4  
NACA 23012;  $c_y = 0,235$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	$2^\circ 16'$	$1^\circ 17'$	0,235	-0,0610
0,30	$2^\circ 16'$	$1^\circ 15'$	0,244	-0,0620
0,40	$2^\circ 17'$	$1^\circ 13'$	0,258	-0,0650
0,50	$2^\circ 17'$	$1^\circ 10'$	0,273	-0,0680
0,55	$2^\circ 18'$	$1^\circ 08'$	0,282	-0,0700
0,60	$2^\circ 19'$	$1^\circ 06'$	0,295	-0,0720
0,64	$2^\circ 19'$	$1^\circ 04'$	0,302	-0,0730
0,68	$2^\circ 20'$	$1^\circ 02'$	0,318	-0,0770
0,70	$2^\circ 20'$	$1^\circ 00'$	0,325	-0,0800
0,72	$2^\circ 20'$	$0^\circ 59'$	0,330	-0,0820
0,74	$2^\circ 20'$	$0^\circ 59'$	0,330	-0,0860
0,76	$2^\circ 20'$	$1^\circ 02'$	0,318	-0,0890
0,78	$2^\circ 20'$	$1^\circ 04'$	0,300	-0,0910

Таблица 5  
NACA 23012;  $c_y = 0,425$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	$5^\circ 07'$	$3^\circ 21'$	0,425	-0,1005
0,30	$5^\circ 07'$	$3^\circ 13'$	0,450	-0,1060
0,40	$5^\circ 07'$	$3^\circ 08'$	0,474	-0,1140
0,50	$5^\circ 08'$	$3^\circ 04'$	0,502	-0,1210
0,55	$5^\circ 08'$	$3^\circ 01'$	0,515	-0,1235
0,60	$5^\circ 09'$	$2^\circ 56'$	0,537	-0,1260
0,64	$5^\circ 10'$	$2^\circ 53'$	0,550	-0,1280
0,68	$5^\circ 10'$	$2^\circ 52'$	0,559	-0,1320
0,70	$5^\circ 10'$	$2^\circ 52'$	0,560	-0,1330
0,72	$5^\circ 10'$	$2^\circ 53'$	0,555	-0,1360
0,74	$5^\circ 10'$	$2^\circ 58'$	0,540	-0,1380
0,76	$5^\circ 10'$	$2^\circ 58'$	0,530	-0,1430
0,78	$5^\circ 10'$	$3^\circ 00'$	0,510	-0,1500

Таблица 6  
NACA 4412;  $c_y = 0,030$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$	$\frac{dc_y}{d\alpha_\infty}$
0,20	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 53'$	0,030	-0,1050	0,101
0,30	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 53'$	0,030	-0,1060	0,104
0,40	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 50'$	0,020	-0,1060	0,112
0,50	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 48'$	0,013	-0,1080	0,113
0,55	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 48'$	0,010	-0,1015	0,116
0,60	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 46'$	0,002	-0,1150	0,125
0,64	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 45'$	0,000	-0,1190	0,127
0,68	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 45'$	-0,001	-0,1240	0,131
0,70	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 45'$	-0,002	-0,1250	0,139
0,72	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 43'$	-0,007	-0,1260	0,149
0,74	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 42'$	-0,013	-0,1260	0,156
0,76	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 38'$	-0,025	-0,1235	0,158
0,78	$-3^\circ 45'$	$-3^\circ 34'$	-0,042	-0,1160	0,150

Таблица 7  
NACA 4412;  $c_y = 0,120$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	-2°33'	-3°03'	0,120	-0,1230
0,30	-2°33'	-3°03'	0,120	-0,1240
0,40	-2°33'	-3°03'	0,120	-0,1260
0,50	-2°33'	-3°01'	0,112	-0,1285
0,55	-2°33'	-2°59'	0,108	-0,1300
0,60	-2°34'	-2°59'	0,102	-0,1330
0,64	-2°34'	-2°58'	0,100	-0,1345
0,68	-2°34'	-2°58'	0,100	-0,1400
0,70	-2°34'	-2°57'	0,096	-0,1450
0,72	-2°34'	-2°57'	0,093	-0,1490
0,74	-2°34'	-2°56'	0,090	-0,1510
0,76	-2°35'	-2°55'	0,080	-0,1520
0,78	-2°35'	-2°50'	0,060	-0,1530
0,80	-2°35'	-2°44'	0,032	-0,1520

Таблица 8  
NACA 4412;  $c_y = 0,179$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	-1°33'	-2°18'	0,179	-0,1380
0,30	-1°33'	-2°18'	0,180	-0,1400
0,40	-1°33'	-2°17'	0,180	-0,1410
0,50	-1°33'	-2°16'	0,173	-0,1420
0,55	-1°34'	-2°15'	0,166	-0,1420
0,60	-1°34'	-2°13'	0,157	-0,1440
0,64	-1°34'	-2°11'	0,152	-0,1470
0,68	-1°34'	-2°13'	0,160	-0,1580
0,70	-1°33'	-2°13'	0,165	-0,1650
0,72	-1°33'	-2°15'	0,173	-0,1730
0,74	-1°33'	-2°17'	0,180	-0,1780
0,76	-1°34'	-2°16'	0,170	-0,1820
0,78	-1°35'	-2°12'	0,150	-0,1840
0,80	-1°35'	-2°06'	0,120	-0,1830

Таблица 9  
NACA 4412;  $c_y = 0,265$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	-0°30'	-1°36'	0,265	-0,1560
0,30	-0°30'	-1°36'	0,264	-0,1580
0,40	-0°30'	-1°36'	0,265	-0,1600
0,50	-0°30'	-1°35'	0,267	-0,1640
0,55	-0°30'	-1°36'	0,270	-0,1650
0,60	-0°30'	-1°36'	0,270	-0,1680
0,64	-0°30'	-1°35'	0,270	-0,1720
0,68	-0°29'	-1°35'	0,272	-0,1810
0,70	-0°29'	-1°37'	0,280	-0,1870
0,72	-0°29'	-1°38'	0,284	-0,1950
0,74	-0°29'	-1°40'	0,290	-0,2030
0,76	-0°30'	-1°41'	0,290	-0,2110
0,78	-0°32'	-1°35'	0,253	-0,2155
0,80	-0°34'	-1°25'	0,200	-0,2180

Таблица 10  
NACA 4412;  $c_y = 0,457$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	2°07'	0°13'	0,457	-0,2010
0,30	2°07'	0°11'	0,462	-0,2050
0,40	2°07'	0°09'	0,475	-0,2110
0,50	2°08'	0°07'	0,495	-0,2210
0,55	2°08'	0°05'	0,500	-0,2240
0,60	2°08'	0°04'	0,510	-0,2250
0,64	2°08'	0°04'	0,515	-0,2300
0,68	2°10'	0°01'	0,530	-0,2440
0,70	2°10'	-0°03'	0,545	-0,2540
0,72	2°08'	-0°05'	0,545	-0,2630
0,74	2°07'	0°02'	0,515	-0,2600
0,76	2°05'	0°11'	0,460	-0,2520
0,78	2°03'	0°22'	0,400	-0,2350
0,80	2°02'	0°37'	0,335	—

Таблица 11  
Clark-YH-12%;  $c_y = 0,015$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$	$\frac{dc_y}{d\alpha_\infty}$
0,20	-1°50'	-1°53'	0,015	-0,0320	0,095
0,30	-1°50'	-1°53'	0,016	-0,0330	0,095
0,40	-1°50'	-1°55'	0,018	-0,0340	0,098
0,50	-1°50'	-1°55'	0,011	-0,0340	0,111
0,55	-1°50'	-1°55'	0,010	-0,0350	0,116
0,60	-1°50'	-1°52'	0,010	-0,0360	0,125
0,64	-1°50'	-1°52'	0,006	-0,0383	0,135
0,68	-1°50'	-1°51'	0,003	-0,0415	0,138
0,70	-1°50'	-1°50'	0,000	-0,0440	0,137
0,72	-1°50'	-1°50'	0,000	-0,0465	0,135
0,74	-1°50'	-1°50'	-0,001	-0,0490	0,133
0,76	-1°50'	-1°49'	-0,003	-0,0525	0,129
0,78	-1°51'	-1°49'	-0,005	-0,0550	0,117
0,80	-1°52'	-1°50'	-0,010	-0,0520	0,110
0,82	-1°52'	-1°48'	-0,018	-0,0430	0,091

Таблица 12  
Clark-YH-12%;  $c_y = 0,142$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	-0°06'	-0°30'	0,142	-0,0580
0,30	-0°06'	-0°33'	0,152	-0,0620
0,40	-0°06'	-0°35'	0,163	-0,0650
0,50	-0°06'	-0°36'	0,170	-0,0690
0,55	-0°06'	-0°36'	0,172	-0,0700
0,60	-0°06'	-0°38'	0,180	-0,0715
0,64	-0°07'	-0°41'	0,190	-0,0740
0,68	-0°07'	-0°43'	0,200	-0,0797
0,70	-0°07'	-0°43'	0,200	-0,0840
0,72	-0°07'	-0°43'	0,200	-0,0870
0,74	-0°07'	-0°43'	0,200	-0,0920
0,76	-0°07'	-0°42'	0,135	-0,0970
0,78	-0°06'	-0°37'	0,175	-0,1025
0,80	-0°06'	-0°30'	0,145	-0,1020
0,82	-0°06'	-0°21'	0,105	-0,0980

Таблица 13

Clark-YH-12%;  $c_y = 0,300$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	2°32'	1°15'	0,300	-0,0920
0,30	2°32'	1°14'	0,305	-0,0940
0,40	2°32'	1°13'	0,319	-0,0980
0,50	2°33'	1°08'	0,335	-0,1000
0,55	2°33'	1°07'	0,342	-0,1035
0,60	2°34'	1°04'	0,358	-0,1065
0,64	2°34'	1°01'	0,370	-0,1105
0,68	2°35'	0°58'	0,385	-0,1135
0,70	2°36'	0°55'	0,395	-0,1195
0,72	2°36'	0°54'	0,400	-0,1250
0,74	2°35'	0°56'	0,392	-0,1290
0,76	2°34'	0°59'	0,375	-0,1340
0,78	2°30'	1°03'	0,342	-0,1410
0,80	2°30'	1°18'	0,295	-0,1470
0,82	2°30'	1°35'	0,225	-0,1520

Таблица 14

Clark-YH-12%;  $c_y = 0,440$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	4°26'	2°35'	0,440	-0,1255
0,30	4°26'	2°33'	0,446	-0,1260
0,40	4°26'	2°30'	0,460	-0,1300
0,50	4°28'	2°24'	0,491	-0,1360
0,55	4°29'	2°20'	0,505	-0,1395
0,60	4°30'	2°15'	0,535	-0,1450
0,64	4°31'	2°11'	0,550	-0,1510
0,68	4°31'	2°09'	0,560	-0,1580
0,70	4°30'	2°10'	0,556	-0,1615
0,72	4°29'	2°17'	0,531	-0,1620
0,74	4°27'	2°20'	0,490	-0,1620
0,76	4°26'	2°37'	0,445	-0,1600

Таблица 15

ЦАГИ-ИВ 1012;  $c_y = 0,00$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$	$\frac{dc_y}{d\alpha_\infty}$
0,20	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,003	0,088
0,30	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,003	0,089
0,40	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,004	0,092
0,50	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,005	0,099
0,55	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,005	0,103
0,60	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,005	0,113
0,64	-0°42'	-0°42'	0,000	-0,005	0,122
0,68	-0°41'	-0°41'	0,000	-0,005	0,136
0,70	-0°41'	-0°41'	0,005	-0,005	0,146
0,72	-0°41'	-0°40'	0,009	-0,006	0,158
0,74	-0°42'	-0°40'	0,015	-0,007	0,163
0,76	-0°42'	-0°37'	0,020	-0,012	0,158
0,78	-0°41'	-0°33'	0,030	-0,019	0,135
0,80	-0°40'	-0°29'	0,040	-0,020	0,106
0,82	-0°39'	-0°22'	0,050	-0,016	0,080
0,84	-0°38'	-0°18'	0,035	-0,004	-

Таблица 16

ЦАГИ-ИВ 1012;  $c_y = 0,09$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	0°47'	0°29'	0,090	-0,016
0,30	0°47'	0°29'	0,090	-0,016
0,40	0°47'	0°29'	0,090	-0,018
0,50	0°47'	0°29'	0,090	-0,019
0,55	0°47'	0°28'	0,095	-0,020
0,60	0°47'	0°27'	0,100	-0,020
0,64	0°47'	0°25'	0,105	-0,021
0,68	0°48'	0°24'	0,109	-0,023
0,70	0°48'	0°22'	0,110	-0,024
0,72	0°48'	0°20'	0,117	-0,025
0,74	0°48'	0°19'	0,125	-0,027
0,76	0°48'	0°17'	0,132	-0,031
0,78	0°49'	0°16'	0,143	-0,037
0,80	0°48'	0°17'	0,130	-0,034
0,82	0°47'	0°22'	0,093	-0,016
0,84	0°47'	0°30'	0,052	+0,010

Таблица 17

ЦАГИ-ИВ 1012;  $c_y = 0,18$  ( $M = 0,2$ )

$M$	$\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	2°10'	1°24'	0,180	-0,037
0,30	2°10'	1°23'	0,185	-0,038
0,40	2°11'	1°22'	0,190	-0,040
0,50	2°11'	1°20'	0,205	-0,044
0,55	2°12'	1°19'	0,210	-0,046
0,60	2°12'	1°17'	0,218	-0,048
0,64	2°13'	1°16'	0,228	-0,050
0,68	2°13'	1°14'	0,242	-0,053
0,70	2°14'	1°10'	0,260	-0,055
0,72	2°14'	1°04'	0,280	-0,057
0,74	2°14'	1°02'	0,290	-0,058
0,76	2°14'	1°03'	0,285	-0,057
0,78	2°13'	1°06'	0,260	-0,051
0,80	2°12'	1°14'	0,220	-0,039
0,82	2°09'	1°24'	0,170	-0,024
0,84	2°05'	1°34'	0,120	-0,005

Таблица 18

ЦАГИ-ИВ 1012;  $c_y = 0,285$  ( $M = 0,2$ )

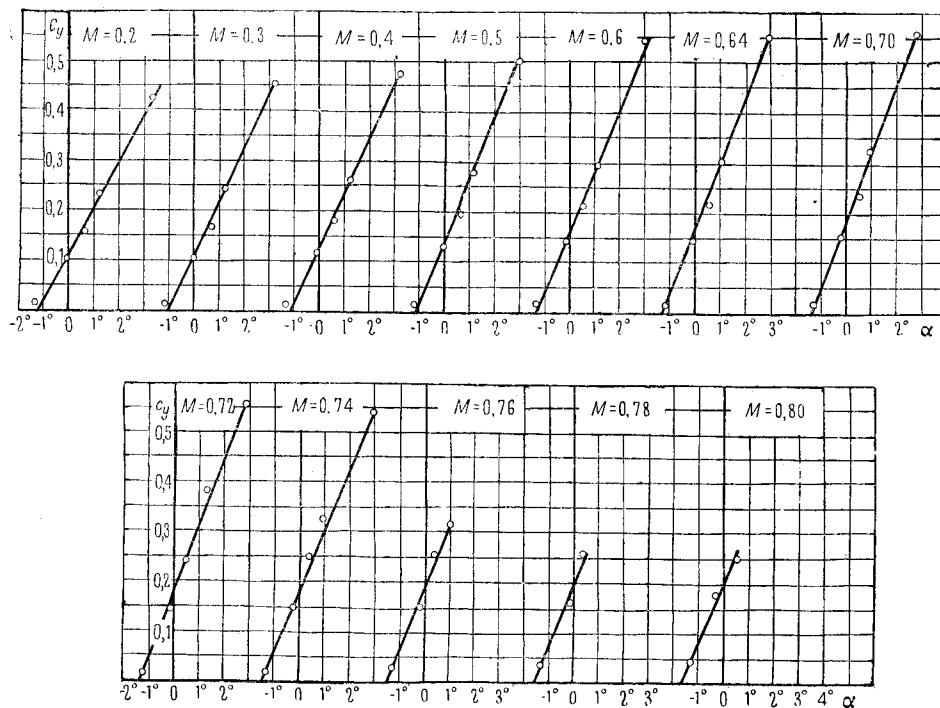
$M$	$\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	3°50'	2°37'	0,285	-0,060
0,30	3°50'	2°35'	0,290	-0,060
0,40	3°51'	2°34'	0,300	-0,063
0,50	3°52'	2°30'	0,320	-0,068
0,55	3°52'	2°28'	0,333	-0,071
0,60	3°53'	2°25'	0,350	-0,076
0,64	3°54'	2°22'	0,375	-0,079
0,68	3°55'	2°16'	0,400	-0,083
0,70	3°56'	2°12'	0,425	-0,088
0,72	3°56'	2°07'	0,440	-0,090
0,74	3°56'	2°11'	0,420	-0,084
0,76	3°56'	2°20'	0,380	-0,071
0,78	3°52'	2°34'	0,330	-0,055
0,80	3°48'	2°36'	0,300	-0,040
0,82	3°46'	2°52'	0,250	-0,026

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,20	6°19'	4°25'	0,440	—,090
0,30	6°19'	4°23'	0,450	—0,093
0,40	6°20'	4°20'	0,470	—0,096
0,50	6°22'	4°14'	0,500	—0,100
0,55	6°22'	4°12'	0,515	—0,102
0,60	6°22'	4°07'	0,538	—0,106
0,64	6°23'	4°02'	0,565	—0,112
0,68	6°25'	3°56'	0,600	—0,119

$M$	$\alpha$ $\lambda = 5$	$\alpha_\infty$	$c_y$	$m_z$
0,70	6°25'	3°54'	0,610	—0,123
0,72	6°25'	3°57'	0,600	—0,120
0,74	6°23'	4°10'	0,540	—0,110
0,76	6°20'	4°20'	0,430	—0,095
0,78	6°19'	4°28'	0,420	—0,078
0,80	6°17'	4°34'	0,365	—0,063
0,82	6°16'	4°36'	0,310	—0,044

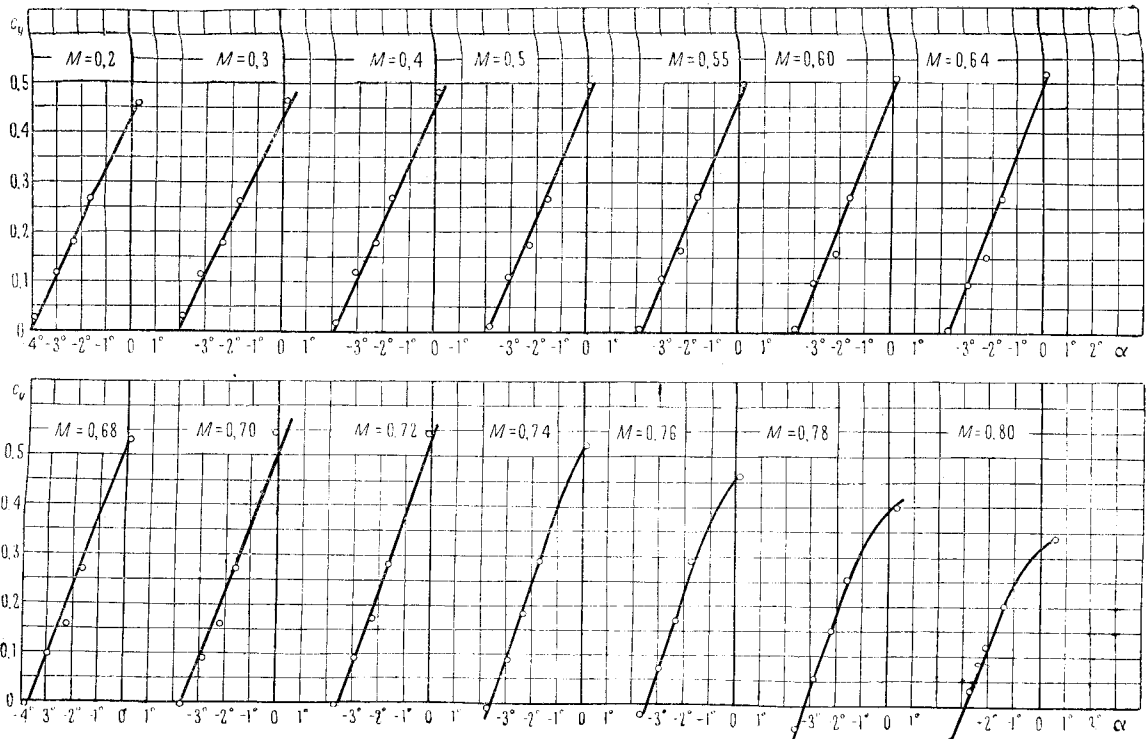
На фиг. 5—8 даны графики зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных значениях числа Маха. Эти графики построены при помощи табл. 1—19. На графиках фиг. 5—8 показаны точки, нанесенные по данным этих таблиц. При значениях чисел Маха до 0,72—0,74 у всех испытанных профилей в рассматриваемом диапазоне значений  $c_y$  сохраняется линейная зависимость  $c_y$  от угла атаки. При больших значениях числа Маха линейная зависимость нарушается, уже начиная со значений  $c_y$  порядка 0,35—0,4.

### Профиль NACA 23012



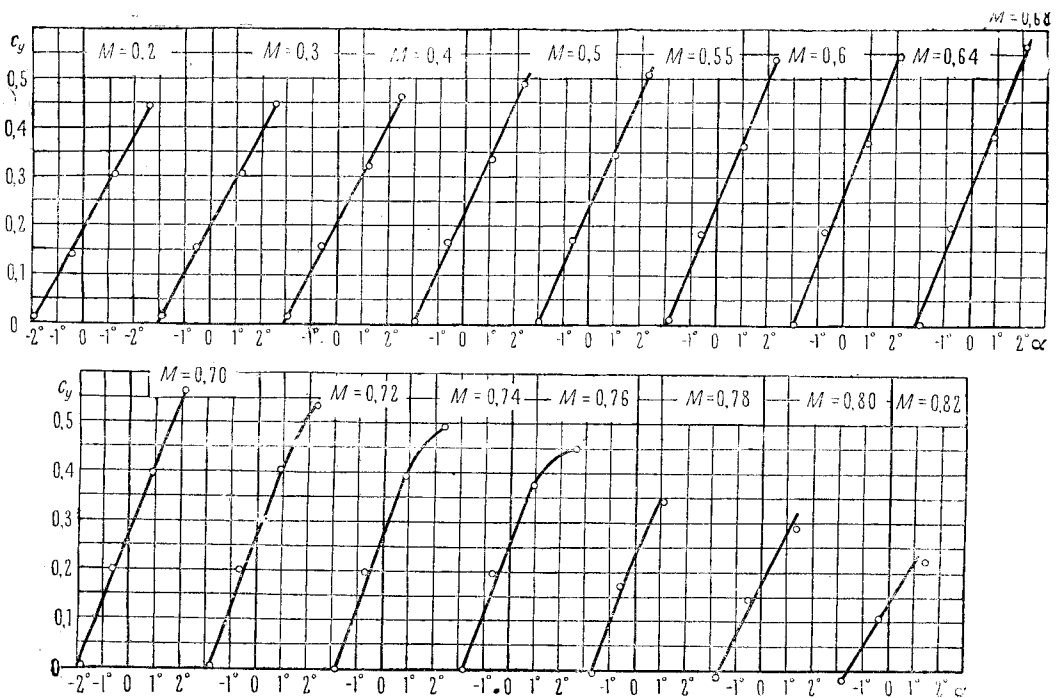
Фиг. 5. Кривые  $c_y = f(\alpha)$  при различных значениях числа Маха

# Профиль NASA 4412

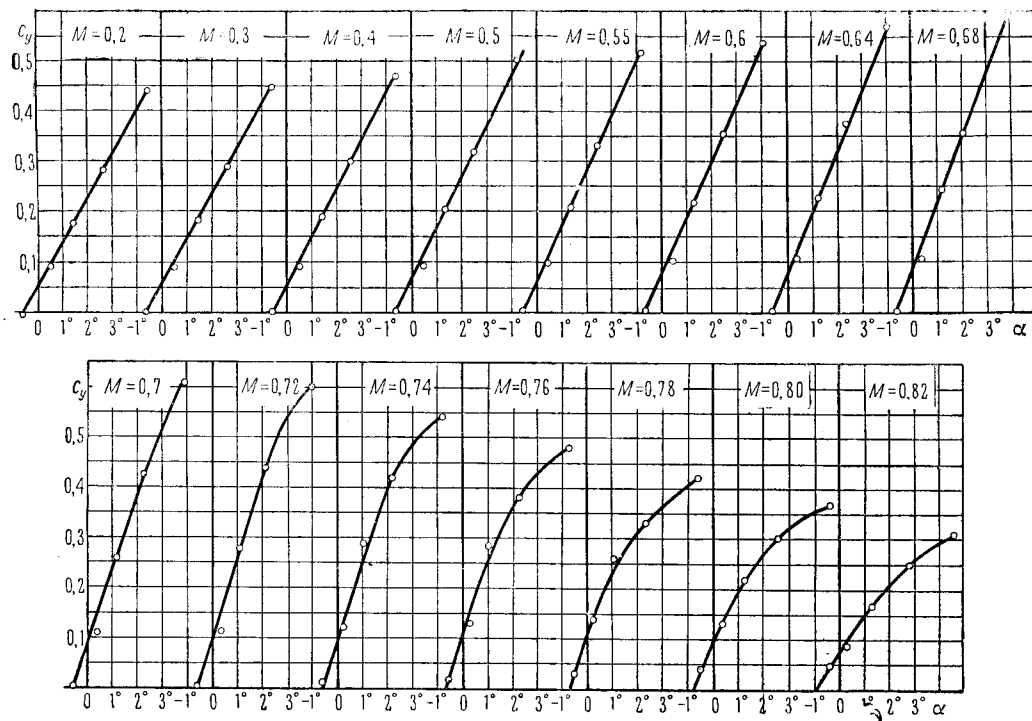


Фиг. 6. Кривые  $c_y = f(\alpha)$  при различных значениях числа Маха

# Профиль Clark-YH-12%



Фиг. 7. Кривые  $c_y = f(\alpha)$  при различных значениях числа Маха

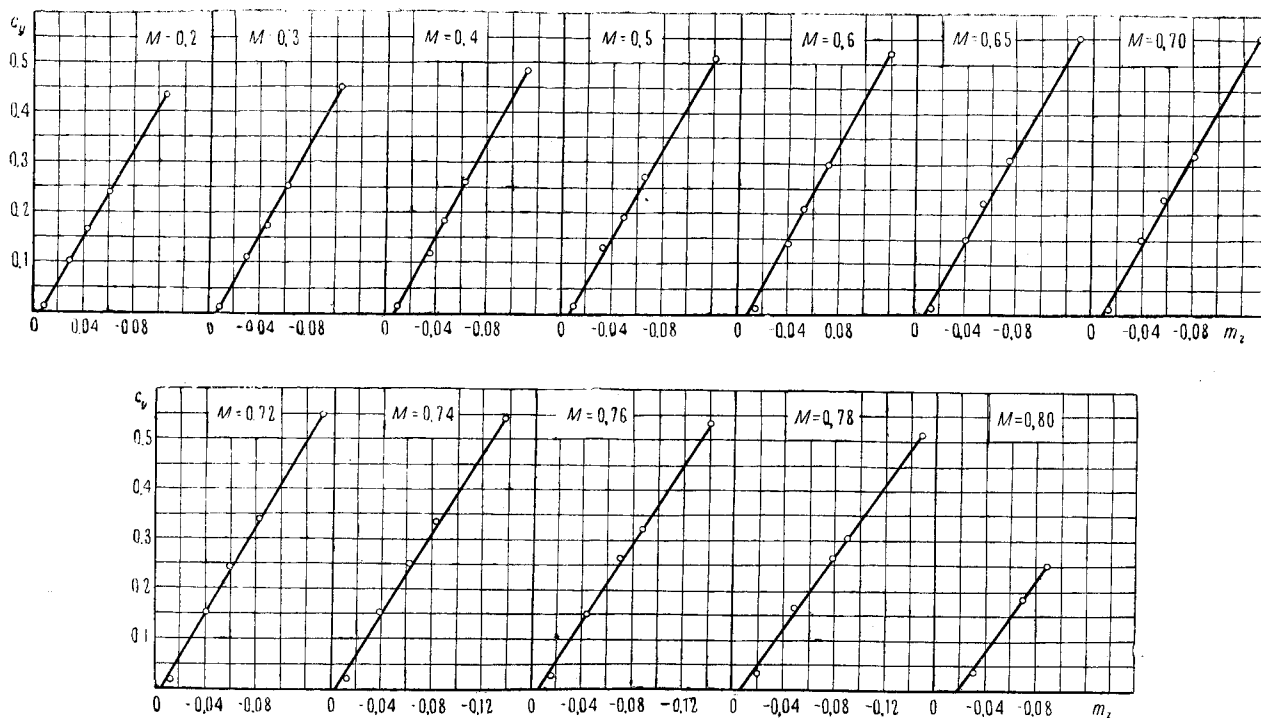


Фиг. 8. Кривые  $c_p = f(\alpha)$  при различных значениях числа Маха

Изменение коэффициента момента относительно носка профиля ( $m_z$ ) с изменением  $c_y$  при различных значениях числа Маха изображено на фиг. 9—12. Графики на этих фигурах также построены на основании данных табл. 1—19.

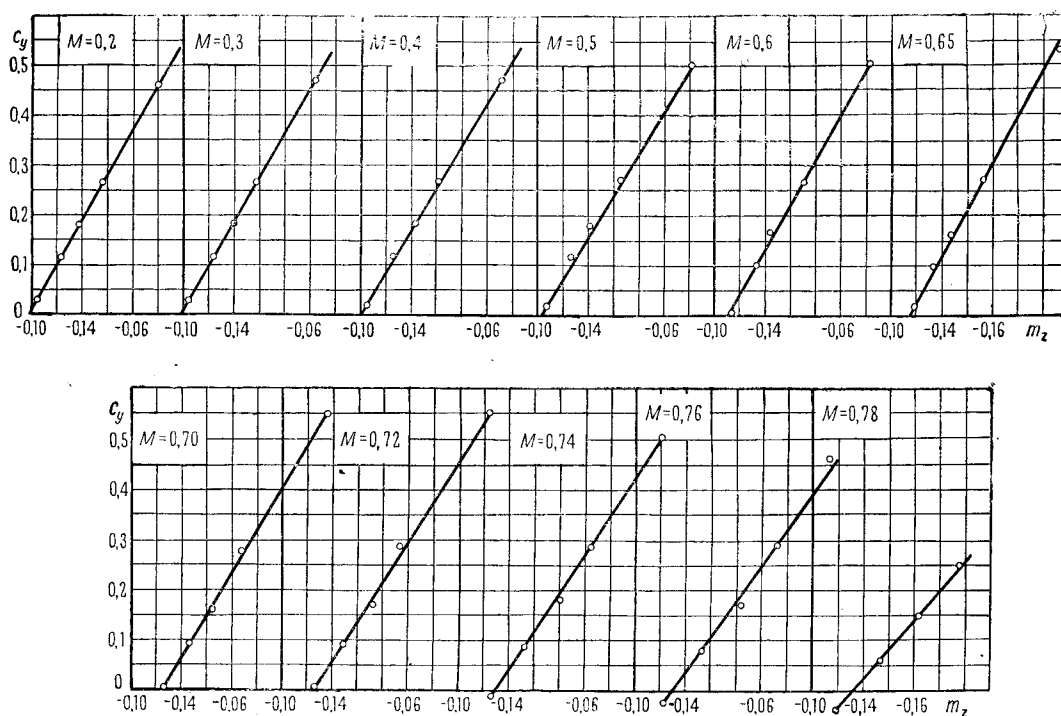
Как видно из этих графиков, линейная зависимость  $m_z$  от  $c_y$  сохраняется вплоть до самых высоких значений чисел Маха, достигнутых в наших экспериментах.

### Профиль NACA 23012



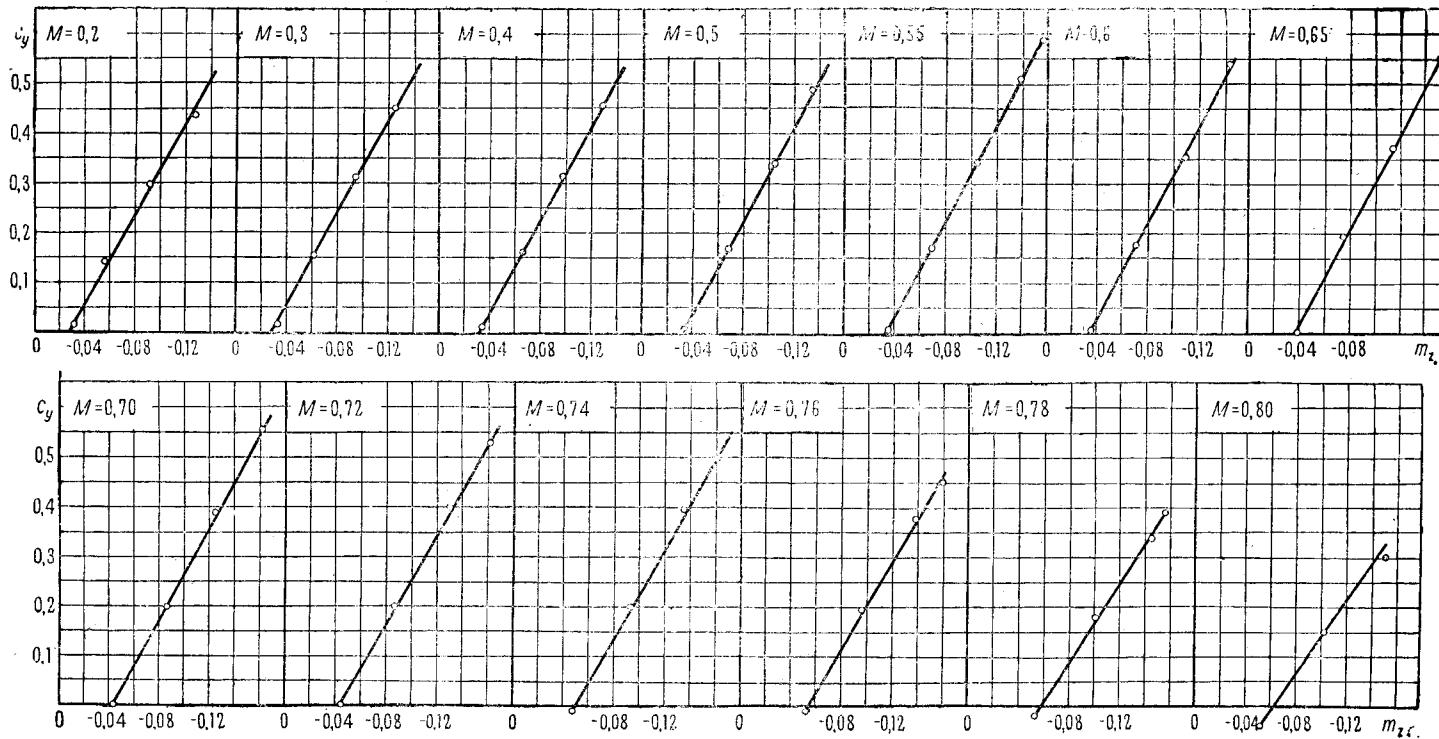
Фиг. 9. Кривые  $m_z = f(c_p)$  при различных значениях числа Маха

# Профиль *NACA4412*

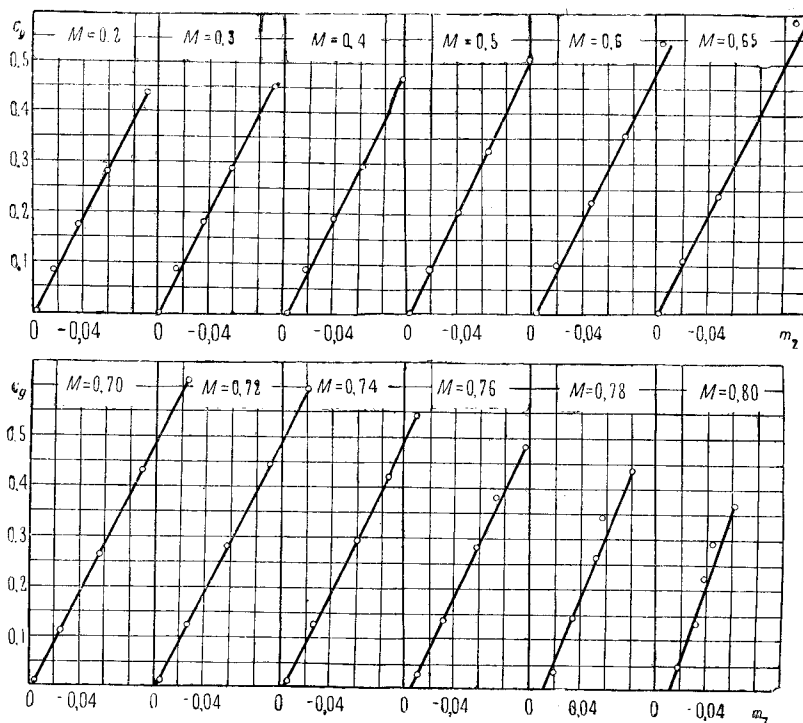


Фиг. 10. Кривые  $m_z = f(c_y)$  при различных значениях числа Маха

# Профиль *Clark-YH-12%*



Фиг. 11. Кривые  $m_z = f(c_y)$  при различных значениях числа Маха

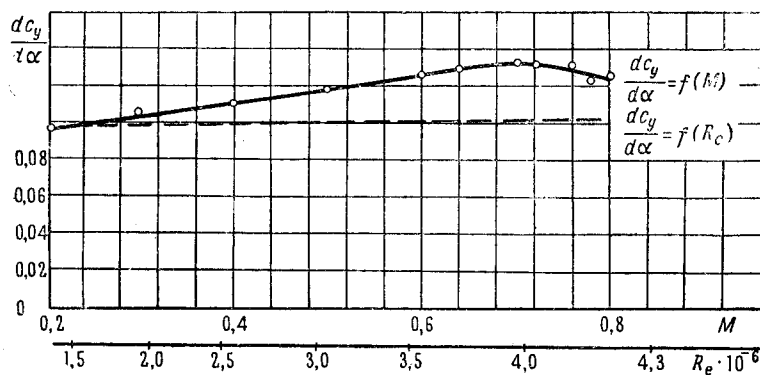


Фиг. 12.  
Кривые  $m_z = f(c_y)$   
при различных  
значениях числа Маха

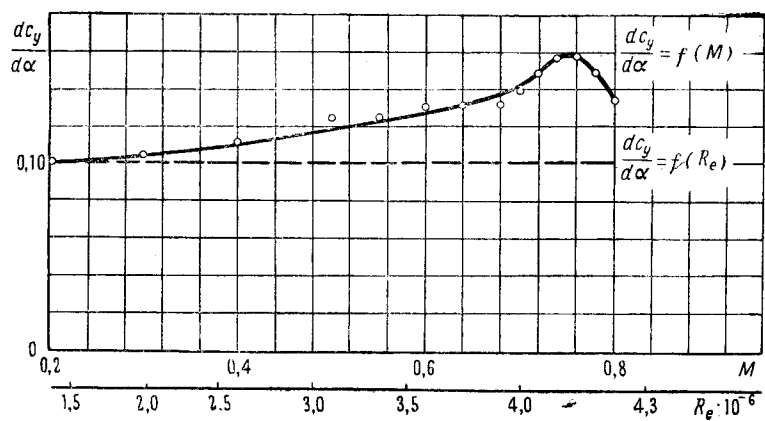
## § 2. Влияние сжимаемости воздуха на коэффициент подъемной силы профиля

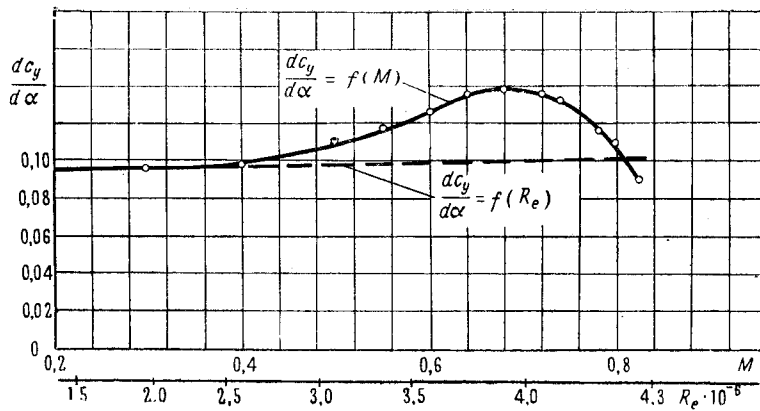
На фиг. 13—16 показаны значения  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  [наклона линейного участка кривых  $c_y = f(\alpha)$ ] в зависимости от числа Маха; эти значения получены из графиков фиг. 5—8. Как видно,  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  сначала возрастает с числом Маха, достигает максимума и затем начинает убывать.

Фиг. 13.  
Изменение значений  
 $\frac{dc_y}{d\alpha}$  с числом  
Маха и Рейнольдса



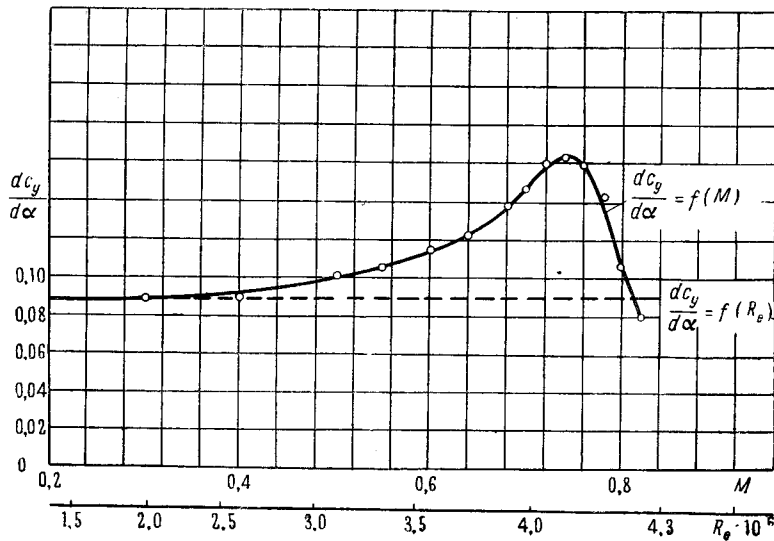
Фиг. 14.  
Изменение значений  
 $\frac{dc_y}{d\alpha}$  с числом  
Маха и Рейнольдса





Профиль  
Clark-YH-12%

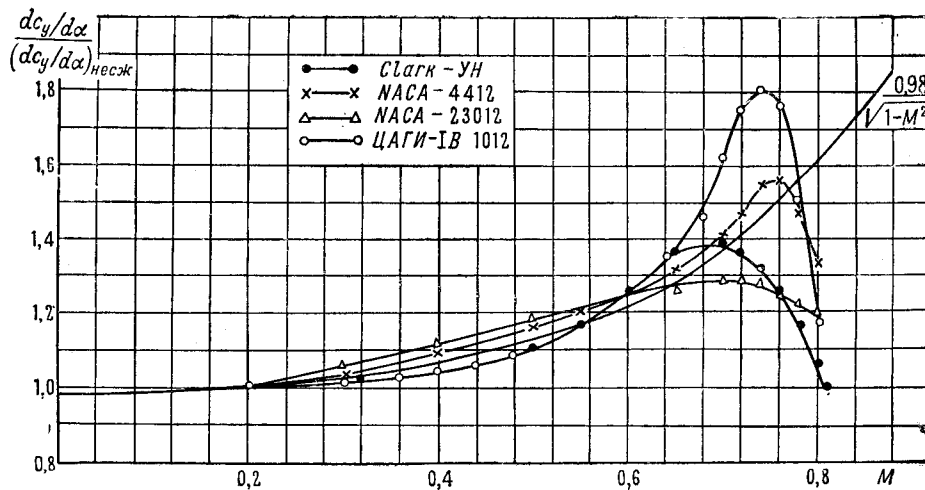
Фиг. 15.  
Изменение значений  
 $\frac{dC_y}{d\alpha}$  с числом  
Маха и Рейнольдса



Профиль  
ЦАГИ-IB 1012

Фиг. 16.  
Изменение значений  
 $\frac{dC_y}{d\alpha}$  с числом  
Маха и Рейнольдса

Для сравнения полученных экспериментальных данных с теоретическими данными на фиг. 17 изображено отношение значений  $\frac{dC_y}{d\alpha}$ , полученных при больших значениях числа Маха, к соответствующим значениям  $\frac{dC_y}{d\alpha}$ , полученным при небольшой скорости набегающего потока  $\left(\frac{dC_y}{d\alpha}\right)_{\text{несж}}$ .



Фиг. 17.  
Изменение отношения  
 $\frac{dC_y}{d\alpha}$   
 $\left(\frac{dC_y}{d\alpha}\right)_{\text{несж}}$   
с числом Маха

Так как в наших экспериментах при изменении числа Маха одновременно изменялось и число Рейнольдса, то для определения влияния числа Маха было важно произвести сравнение значений  $\frac{dc_y}{dx}$ , полученных при больших числах Маха, с соответствующими значениями  $\frac{dc_y}{dx}$ , полученными при малом числе Маха, но при том же числе Рейнольдса.

Для этого мы воспользовались данными испытаний профилей при различных значениях числа Рейнольдса. Такие испытания для профиля НАСА 23012 были проведены в натурной трубе НАСА [2] и в трубе ЦАГИ Т-106 [3]. Для профиля ЦАГИ-В 1012 можно было воспользоваться результатами испытаний этого профиля в натурной трубе ЦАГИ Т-101 [4]. Профили НАСА 4412 и Clark-YH-12% испытывались в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106 при различных значениях числа Рейнольдса [3]. Данные этих испытаний для профиля НАСА 4412 хорошо согласуются с результатами испытаний в американской аэродинамической трубе переменной плотности VDT [5].

Совпадение значений  $\frac{dc_y}{dx}$  указанных испытаний со значениями  $\frac{dc_y}{dx}$ , полученными в наших экспериментах, при числе  $Re = 1,4 \cdot 10^6$ , отвечающем малой скорости набегающего потока ( $M = 0,2$ ), следует признать вполне удовлетворительным. Однако для того, чтобы избежать в определении влияния числа Маха неточностей, связанных с некоторым, хотя и небольшим различием в данных, полученных в различных опытах при несколько различных значениях числа Маха, мы определили из этих данных только относительное изменение  $\frac{dc_y}{dx}$  с числом Рейнольдса, приняв при сравнении в качестве исходного значение  $\frac{dc_y}{dx}$  при  $M = 0,2$  и  $Re = 1,4 \cdot 10^6$ , полученное в наших экспериментах.

На фиг. 13—16 пунктиром показаны соответствующие кривые.

На фиг. 17 приведены в функции числа Маха отношения  $\frac{dc_y}{dx}$  к  $\left(\frac{dc_y}{dx}\right)_{\text{несж}}$ . На той же фигуре изображен график функции  $\frac{1}{\sqrt{1-M^2}}$ . Для всех профилей при докритических значениях чисел Маха экспериментальные кривые лежат близко к графику функции  $\frac{1}{\sqrt{1-M^2}}$ .

Из графиков, приведенных на фиг. 5—8, видно, что угол нулевой подъемной силы ( $\alpha_0$ ) при числах Маха, превосходящих критические, начинает заметно изменяться. При этом у профилей НАСА 23012 и ЦАГИ-В 1012 он по абсолютному значению возрастает, а у профилей НАСА 4412 и Clark-YH-12% убывает. При  $M = 0,8$  изменение  $\alpha_0$  достигает 30—50 минут.

### § 3. Влияние сжимаемости воздуха на момент крылового профиля

Как видно из фиг. 9—12, коэффициент  $m_z$  линейно зависит от  $c_y$  при всех рассматриваемых значениях чисел Маха. Отсюда следует, что эту зависимость можно представить в обычном виде:

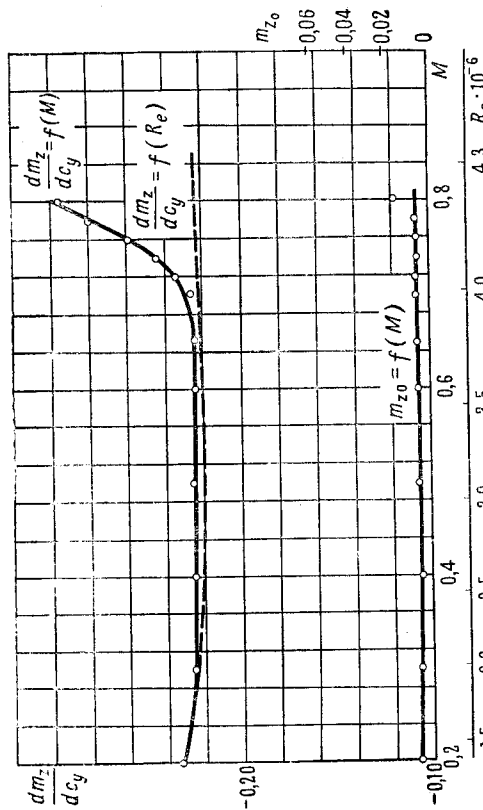
$$m_z = m_{z0} + nc_y$$

и рассмотреть влияние сжимаемости воздуха на  $m_{z0}$  и  $n = \frac{dm_z}{dc_y}$ .

На фиг. 18—21 показано изменение  $m_{z0}$  и  $n$  с изменением числа Маха.

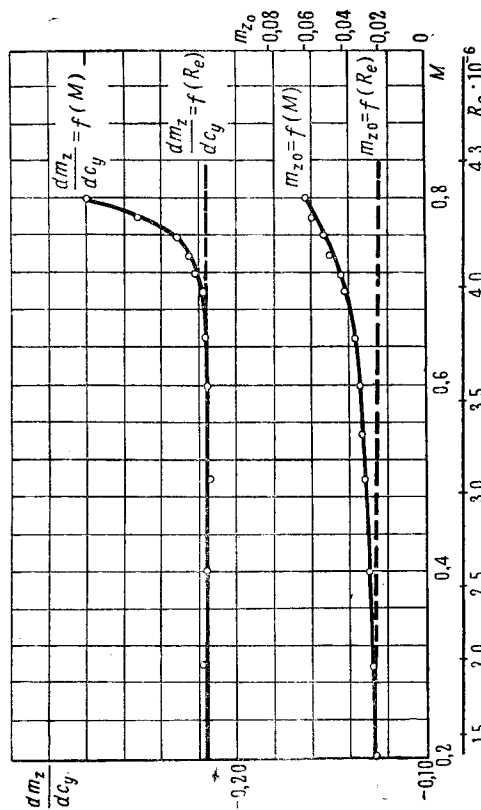
Как видно, профили НАСА 23012 и ЦАГИ-В 1012, имеющие значения  $m_{z0}$ , близкие к нулю, сохраняют это свойство вплоть до весьма больших значений числа Маха. У профилей НАСА 4412 и Clark-YH коэффициент  $m_{z0}$  все время возрастает с увеличением числа Маха. У профилей НАСА 23012 и Clark-YH положение фокуса остается почти неизменным вплоть до значений числа Маха 0,7—0,72; при дальнейшем увеличении числа Маха фокус перемещается назад к хвосту профиля. С увеличением числа Маха это перемещение становится все более интенсивным и при  $M = 0,8$  достигает 7—8% хорды.

У профиля НАСА 4412 в диапазоне чисел Маха от 0,58 до 0,64 наблюдается перемещение фокуса к носу профиля примерно на 2% хорды; при дальнейшем увеличении числа Маха фокус быстро перемещается назад к хвосту профиля. При  $M = 0,79$  фокус расположен уже на расстоянии 33% хорды от носка профиля.

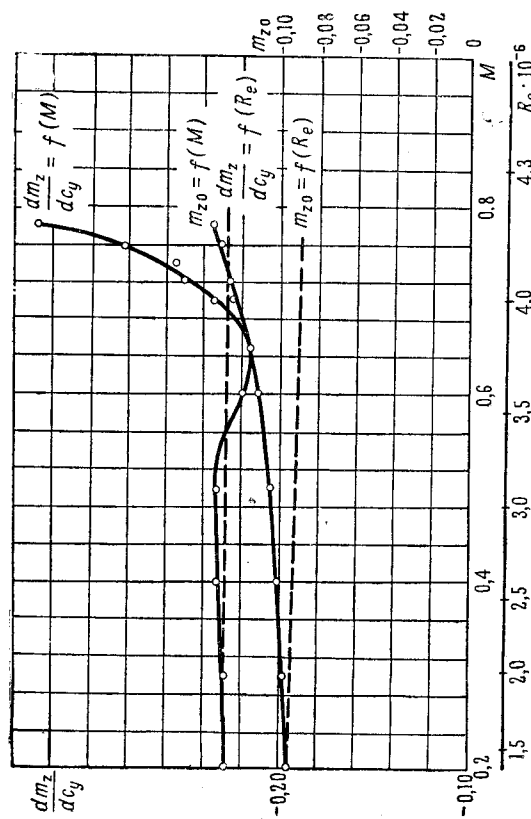


Фиг. 18. Изменение  $\frac{dm_z}{dc_y}$  и  $m_{z_0}$  с числом Маха и Рейнольдса

### Профиль Clark-YH-12%

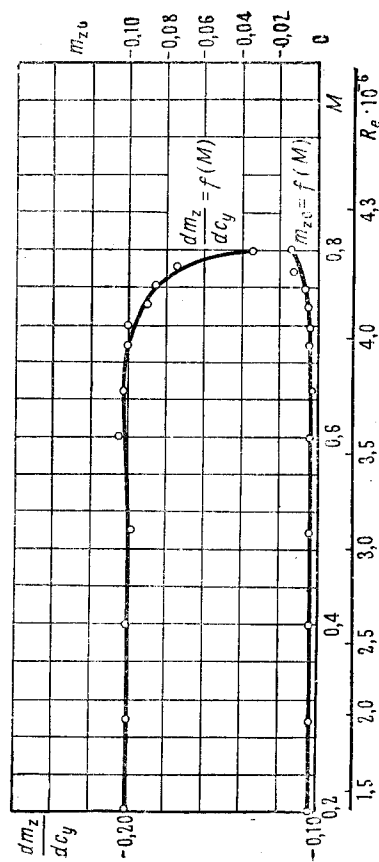


Фиг. 20. Изменение  $\frac{dm_z}{dc_y}$  и  $m_{z_0}$  с числом Маха и Рейнольдса



Фиг. 19. Изменение  $\frac{dm_z}{dc_y}$  и  $m_{z_0}$  с числом Маха и Рейнольдса

### Профиль ЦАГИ-1В 1012



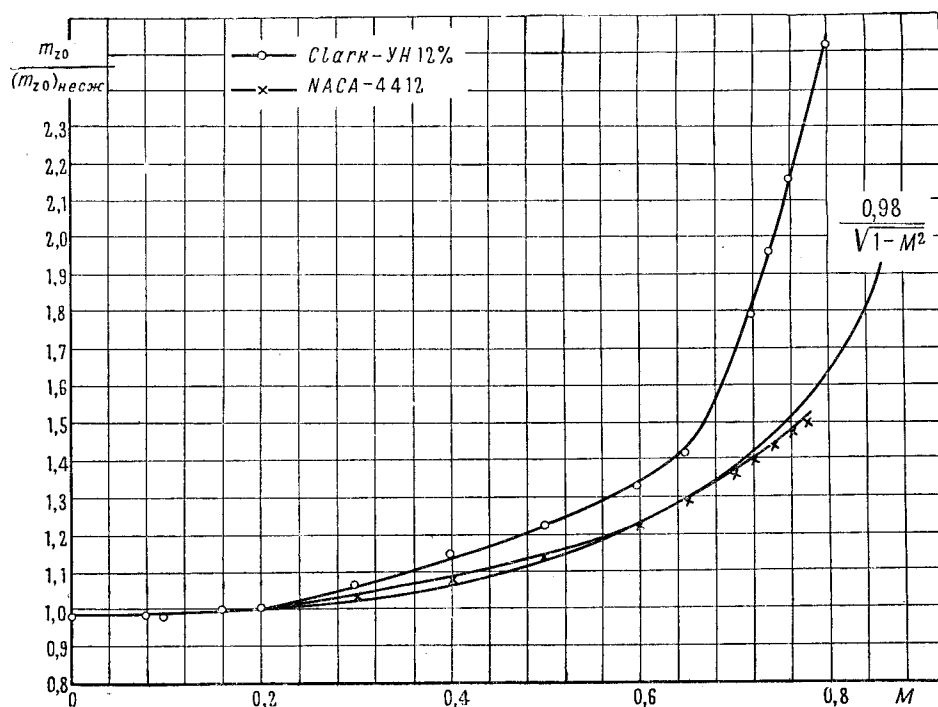
Фиг. 21. Изменение  $\frac{dm_z}{dc_y}$  и  $m_{z_0}$  с числом Маха и Рейнольдса

У профиля ЦАГИ-ИВ 1012 положение фокуса остается неизменным до  $M=0,74$  и затем быстро перемещается к носку.

Так как в наших экспериментах при изменении числа Маха одновременно изменялось и число Рейнольдса, то для определения влияния числа Маха интересно было сравнить полученные данные с тем, что получается при изменении одного только числа Рейнольдса. Для этого мы воспользовались результатами испытаний, приведенными в работах [2], [3], [4] и [5]. На фиг. 19—21 пунктиром нанесено относительное изменение  $m_{z0}$  и  $\frac{dm_z}{dc_y}$  с числом Рейнольдса, полученное на основании этих данных.

При сравнении абсолютных значений  $m_{z0}$  и  $\frac{dm_z}{dc_y}$ , полученных в наших экспериментах при малых значениях числа Маха, с результатами экспериментов в других трубах следует отметить удовлетворительное совпадение значений  $m_{z0}$ . Значения  $\frac{dm_z}{dc_y}$  получаются у нас на 0,5—1% хорды меньше, чем по испытаниям в американских трубах.

На фиг. 22 показано изменение отношения  $\frac{m_{z0}}{(m_{z0})_{\text{несж}}}$  с числом Маха для профилей NASA 4412 и Clark-YH-12%. На той же фигуре нанесен график функции  $\frac{1}{\sqrt{1-M^2}}$ .



Фиг. 22. Изменение отношения  $\frac{m_{z0}}{(m_{z0})_{\text{несж}}}$  с числом Маха

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФИЦИЕНТОВ  $c_y$  И  $m_z$ § 4. Определение  $m_z$ 

Измерение аэродинамических сил, действующих на модель крыла, позволяет вычислить момент этих сил относительно продольной оси крыла. Непосредственно может быть определен момент сил относительно оси, проходящей через ось шарниров передних стоек [1].

Момент относительно этой оси может быть вычислен по формуле:

$$m_z' = c_x^{xb} \frac{l}{b} \sin(\alpha - \alpha_{уст}) - \frac{Y_3}{Sq b} \cos(\alpha - \alpha_{уст}), \quad (1)$$

где  $c_x^{xb}$  — коэффициент сопротивления хвостового узла,

$l$  — продольная база подвески,

$\alpha_{уст}$  — установочный угол модели в трубе,

$Y_3$  — составляющая подъемной силы, приходящаяся на хвостовой узел подвески,

$b$  — хорда модели крыла.

Момент относительно носка профиля вычисляется затем следующим образом:

$$m_z = m_z' + \frac{c_y}{b} (x_0 \cos \alpha - y_0 \sin \alpha) + \frac{c_x}{b} (x_0 \sin \alpha + y_0 \cos \alpha), \quad (2)$$

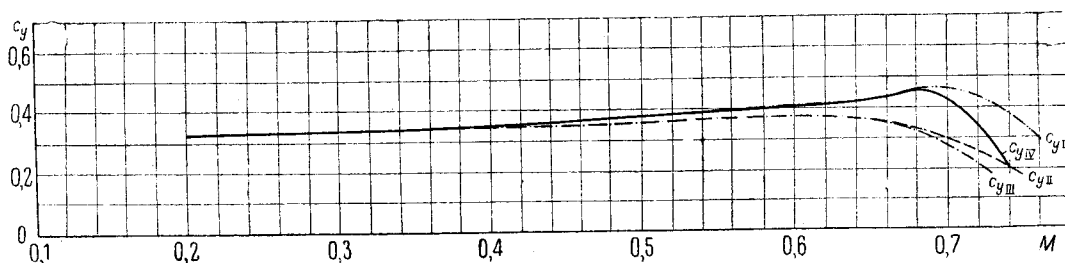
где  $x_0$  и  $y_0$  — координаты шарниров передних стоек в связанной системе координатных осей.

§ 5. Влияние скоса потока и интерференции стоек и модели на определение  $c_y$  и  $m_z$ 

Сравнение результатов измерения  $c_y$  при расположении модели в трубе в исходном ( $c_{yI}$ ) и в перевернутом положении ( $c_{yII}$ ), а также при испытании с прикрепленными ложными стойками ( $c_{yIII}$ ) [1] показывает, что значения  $c_y$ , полученные во всех этих случаях, совпадают вплоть до чисел Маха порядка  $0,6 \div 0,65$ .

При больших значениях чисел Маха начинают заметные расхождения. При числе  $M$  порядка  $0,75 \div 0,80$  различие между  $c_{yI}$ ,  $c_{yII}$ ,  $c_{yIII}$  становится очень велико. На фиг. 23 изображены кривые  $c_{yI}$ ,  $c_{yII}$ ,  $c_{yIII}$  и  $c_{yIV}$  (в присутствии обтекателей дополнительных стоек) [1], полученные для профиля Clark-YH-12%. Наблюдаемая разница в значениях коэффициентов  $c_{yI}$  и  $c_{yII}$  частично связана с увеличением, вместе с числом Маха, скоса потока в трубе, вызываемого обтекателями стоек, но главным образом эта разница объясняется интерференцией при расположении стоек у крыла в области больших местных скоростей.

Профиль Clark-YH-12%



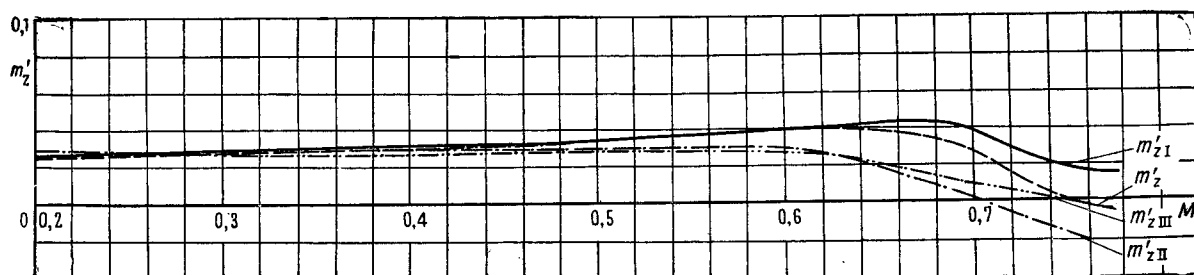
Фиг. 23. Влияние поддерживающих устройств на кривую  $c_y = f(M)$ .

Присутствие дополнительных обтекателей уничтожает скос потока в трубе. Сравнение результатов испытания с прикрепленными ложными стойками и в присутствии одних дополнительных обтекателей позволяет оценить интерференцию стоек и модели. Из фиг. 23 видно, что основное влияние на изменение  $c_y$  при больших значениях числа Маха оказывают стойки, расположенные у верхней поверхности профиля в зоне больших ско-

ростей. Для исключения влияния скаса потока и интерференции на результаты определения  $c_y$  при больших значениях числа Маха нами был использован метод удвоения числа стоек [1].

При определении значений  $m_z'$  (момент относительно оси, проходящей через шарниры передних стоек) наблюдаются аналогичные расхождения между значениями, полученными при испытании модели в исходном, перевернутом положении и с прикрепленными ложными стойками. Эти расхождения наблюдаются, начиная с чисел Маха порядка 0,5—0,55. На фиг. 24 показаны значения  $m_z'$ , полученные для профиля Clark-YH. Расхождение в значениях  $m_z$  объяснено своим происхождением тем же причинами, что и расхождение в соответствующих значениях  $c_y$ .

Профиль Clark-YH-12%



Фиг. 24. Влияние поддерживающих устройств на кривую  $m_z' = f(M)$

Для исключения влияния скаса потока и интерференции на значения  $m_z'$  естественно было воспользоваться тем же методом удвоения.

Сохраняя для коэффициента момента обозначения, принятые для коэффициента сопротивления и коэффициента подъемной силы, получим после внесения соответствующих поправок на скоростную индукцию [1]:

$$m_z' = m_{z1}' + m_{zII}' - m_{zIII}',$$

где  $m_{z1}'$  — коэффициент момента при испытании модели в исходном положении,

$m_{zII}'$  — в перевернутом положении,

$m_{zIII}'$  — с прикрепленными ложными стойками.

На фиг. 24 изображена полученная таким образом кривая  $m_z'$ . Этим способом были определены значения  $m_z'$  для всех испытаний, использованных в настоящей работе. Все значения  $m_z'$  были исправлены на влияние скоростной индукции стоек и модели так, как это указано в работе [1].

Затем с помощью формулы (2) были вычислены значения момента  $m_z$  относительно носка профиля.

## ВЫВОДЫ

Анализ результатов проведенных экспериментов позволяет сделать следующие выводы:

1. Линейная зависимость  $m_z$  от  $c_y$  сохраняется (в интервале  $0 < c_y < 0,5$ ) вплоть до значений числа Маха 0,78—0,8. Следовательно, и при больших значениях числа Маха остается справедливым соотношение:

$$m_z = m_{z0} + nc_y.$$

2. При значениях чисел Маха, превосходящих критические, фокус профиля смещается. У профилей NASA 23012 и Clark-YH заметное смещение фокуса назад к хвосту профиля начинается с числа Маха 0,66. При  $M=0,8$  смещение фокуса достигает 6—7% хорды. У профиля NASA 4412 в интервале  $0,58 < M < 0,64$  наблюдается смещение фокуса вперед к носку профиля на 1—2% хорды, затем при дальнейшем росте числа Маха фокус перемещается назад к хвосту, причем  $M=0,78$  это смещение достигает 11% хорды. У профиля ЦАГИ-В 1012, имеющего высокие критические значе-

ния числа Маха, изменение положения фокуса не отмечено вплоть до  $M=0,74$ , после чего он быстро перемещается к носку.

3. С увеличением числа Маха коэффициент  $m_{z0}$  возрастает, причем для профилей НАСА 23012 и ЦАГИ-IV 1012, имеющих значение  $m_{z0}$ , близкое к нулю, это возрастание весьма незначительно. У профиля НАСА 4412 изменение  $m_{z0}$  с числом Маха близко следует зависимости:

$$m_{z0} = \frac{(m_{z0})_{\text{несж}}}{\sqrt{1-M^2}}.$$

У профиля Clark-YH-12% при  $M > M_{\text{кр}}$  коэффициент  $m_{z0}$  возрастает значительно быстрее, чем это следует из этой зависимости.

4. Линейная зависимость  $c_y$  от  $\alpha$  при числах Маха 0,74—0,8 нарушается уже при значениях  $c_y$  порядка 0,3—0,4.

5. Изменение  $\frac{dc_y}{d\alpha}$  с числом Маха близко следует до  $M=0,66 \div 0,68$  зависимости

$$\frac{dc_y}{d\alpha} = \left( \frac{dc_y}{d\alpha} \right)_{\text{несж}} \frac{1}{\sqrt{1-M^2}}.$$

6. При числах Маха, превосходящих критические, угол нулевой подъемной силы начинает изменяться. У профилей НАСА 23012 и ЦАГИ-IV 1012 угол  $\alpha_0$  по абсолютному значению возрастает. При  $M=0,8$  изменение  $\alpha_0$  достигает 30 минут. У профилей НАСА 4412 и Clark-YH угол  $\alpha_0$  с увеличением числа Маха убывает по абсолютному значению. При  $M=0,8$  изменение  $\alpha_0$  достигает 30—50 минут.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. В. Г. Гальперин, И. П. Горский, А. П. Ковалев, С. А. Христианович. Исследование аэродинамических характеристик крыловых профилей при больших скоростях в скоростной аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106.
2. Characteristics of the NACA 23012 airfoil from tests in the Full-scale and Variable-density tunnels. Rep. NACA № 530, 1935.  
By Eastman, N. Jacobs and William Clag.
3. В. С. Астров, А. И. Ковалев, Г. М. Рябинков, Р. И. Штейнберг. Исследование аэродинамических характеристик крыловых профилей при больших числах Рейнольдса в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106.
4. П. П. Красильщиков, А. К. Волков. Атлас аэродинамических характеристик профилей ЦАГИ-IV. ЦАГИ, 1942 г.
5. Aerodynamic characteristics of a large number of airfoils tested in the Variable-density wind tunnels. Rep. NACA № 628, 1938.  
By Robert M. Pincerton and Harry Grimberg.

1797 до