

Министерство высшего и среднего специального
образования РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОФИЛИ

Утверждено редакционным
советом института в качестве
методических указаний
к курсовому и дипломному
проектированию

В данных указаниях приводятся геометрические и аэродинамические характеристики двадцати реальных и гипотетических профилей, которые можно использовать только при курсовом и дипломном проектировании студентами дневной и вечерней форм обучения.

Составитель - В.Г. Шахов

Рецензенты: В.Л. Балакин, М.И. Вильчек

Выбор аэродинамического профиля крыла – важная и ответственная задача. От него зависят многие летные характеристики летательного аппарата – такие, как величина взлетно-посадочной скорости; скороподъемность летательного аппарата; безопасность полета (сваливание, бафтинг) и т.д.

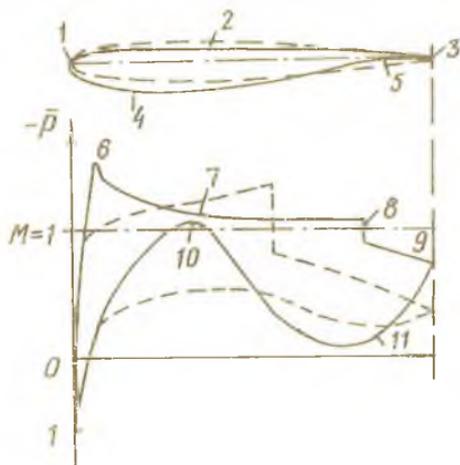
Вся история развития авиации связана с работами по созданию новых аэродинамических профилей крыла. Особенно интенсивно такие работы велись в 30–40-е гг. как у нас в стране, так и за рубежом, и закончились созданием известных серий профилей ЦАГИ, *NACA*, *Glazik* и др. Аэродинамические характеристики этих профилей были всесторонне исследованы и сведены в атласы.

В послевоенное время в связи с развитием реактивной авиации были изучены аэродинамические характеристики таких профилей при больших скоростях полета, а также разработаны специальные профили для летательных аппаратов с большими скоростями полета. Но поскольку в отличие от первого этапа разработки аэродинамических профилей широко доступных атласов с аэродинамическими характеристиками профилей второго этапа практически нет, нами была предпринята попытка на основе опубликованных материалов оценить аэродинамические характеристики таких профилей при больших скоростях полета и реконструировать их геометрическую форму (в данных указаниях они имеют условное название КАГД с шифром из четырех цифр; первые две цифры указывают координату максимального прогиба средней линии профиля в процентах хорды, а вторые две – относительную толщину профиля в процентах хорды).

В настоящее время в связи с развитием численных методов решения аэродинамических задач и успехами в области аэродинамического эксперимента начались работы по созданию новых профилей. Среди них

можно отметить такой профиль, как $GA(W)-1$, предназначенный для замены старых профилей $NACA$ серий 23 и 44. Лобовое сопротивление профиля $GA(W)-1$ на крейсерском режиме примерно такое же, как у заменяемых профилей, но для повышения безопасности полета при отказе двигателя его аэродинамическое качество на режиме набора высоты увеличено на 50%, максимальная подъемная сила крыла без закрылков увеличена на 30%, обеспечен более "плавный" срыв.

Наконец, были созданы так называемые суперкритические профили, которые характеризуются тем, что волновой кризис на них возникает при больших числах Маха полета, а величина максимального коэффициента волнового сопротивления при нулевой подъемной силе $C_{x_{ав},max}$ значительно меньше, чем у прежних профилей. Такие характеристики достигаются путем целенаправленного изменения геометрии профиля (рис. I). Суперкритический профиль имеет более затупленный носок (1), "плоскую" верхнюю поверхность (2), затупленную заднюю кромку (3), утолщенную переднюю часть профиля (4) и участок с вогнутой поверхностью (5). Подобное изменение геометрии профиля приводит к перестройке хордовой диаграммы коэффициента давления \bar{p} . Появляется контролируемый пик разрежения (6), за которым располагается участок частично изэнтропического сжатия (7), что приводит к более слабому скачку уплотнения, сильно смещенному назад (8). Затупление задней кромки ослабляет обратный градиент давления (9). Утолщение



передней части профиля приводит к появлению контролируемой области максимума скорости на нижней поверхности (10). Участок с вогнутой поверхностью вызывает увеличение нагружения хвостовой части профиля (11).

Р и с. I. Особенности формы и распределения коэффициента давления \bar{p} для суперкритических профилей

Для первых периодов разработки аэродинамических профилей характерно использование преимущественно той или иной серии профилей, свойства которых были хорошо известны. В настоящее время очень часто профиль создается специально для конкретного летатель-

ного аппарата, хотя и путем модернизации существующих. В результате исчезает необходимость создавать атласы новых профилей.

Однако для учебных целей желательно как и прежде иметь некоторый запас аэродинамических профилей того или иного класса.

В настоящих методических указаниях приводятся оценочные сведения для некоторых гипотетических суперкритических профилей, полученные из различных опубликованных материалов. Такие профили имеют обозначение С с шестизначным шифром. Первые две цифры указывают число Маха полета, на которое рассчитан данный профиль (это число Маха умножено на 100), вторые две цифры - величину коэффициента подъемной силы полета (для удобства эта величина умножена на 10), последние две цифры - относительную толщину профиля в процентах. Так, профиль С-820309 означает суперкритический профиль, рассчитанный на число Маха полета, равное 0,82, величина C_{ya} полета составляет 0,3, а относительная толщина профиля $\bar{c} = 9\%$.

Все сведения приводятся в Приложении в виде таблиц и графиков. Геометрические и аэродинамические характеристики профилей $CA(W) - 1$ даны в табл. П1 и П2 и на рис. П1 и П2; профилей *NACA* серии 23 с относительной толщиной 9, 12 и 15% в табл. П3 и на рис. П3-П7; профилей *NACA* типов 2221, 2412 и 4412 в табл. П4 и на рис. П8-П13; симметричных профилей *NACA* с относительной толщиной 6, 9 и 12% в табл. П5 и на рис. П14-П17; профилей *Swazk УН* с относительной толщиной 12 и 15% в табл. П6 и на рис. П18-П23; гипотетических суперкритических профилей С в табл. П7 и на рис. П24-П30; гипотетических симметричных профилей КАГД с относительной толщиной 9 и 12% в табл. П8 и на рис. П31-П34; гипотетических профилей КАГД серии 50 с относительной толщиной 9, 12 и 15% в табл. П9 и на рис. П35-П39.

Так как большая часть приводимых в пособии аэродинамических характеристик носит оценочный характер, то их можно применять только в учебных целях (при курсовом и дипломном проектировании).

Аэродинамические характеристики профилей серии С были оценены совместно с В.М.Туралиным. Автор находит возможным привести их в данных методических указаниях (рис. П30).

П р и н я т ы е о б о з н а ч е н и я

C_{m0} - коэффициент продольного момента при нулевой подъемной силе; $C_{x \text{ а в о о}}$ - коэффициент волнового сопротивления профили

при нулевой подъемной силе; $C_{y0\infty}$ - коэффициент подъемной силы профиля; $C_{y\max\infty}$ - максимальное значение коэффициента подъемной силы профиля; $C_{y\max}$ - максимальное значение коэффициента подъемной силы крыла; $C_{y\alpha\infty}$, $1/\text{рад}$ - коэффициент произвольной подъемной силы профиля по углу атаки; \bar{c} , % - относительная толщина профиля в процентах или долях хорды; M - число Маха полета; $M_{кр}$ - критическое число Маха профиля, \bar{x} , % - продольная координата в процентах хорды; \bar{x}_f - относительная координата фокуса профиля в долях хорды; \bar{y}_v, \bar{y}_n , % - координаты верхнего и нижнего обводов профиля в процентах хорды; Re - число Рейнольдса полета, подсчитанное по скорости полета и хорде крыла; α_0 , град - угол атаки нулевой подъемной силы профиля; λ - относительное удлинение крыла.

Координаты профиля GA(W)-1

$\bar{x}_p, \%$	$\bar{y}_v, \%$	$\bar{y}_n, \%$	$\bar{x}_p, \%$	$\bar{y}_v, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,0	0,00	0,00	30,0	10,16	- 6,45
0,5	2,04	- 1,38	40,0	10,49	- 6,49
1,25	3,07	- 2,05	50,0	10,26	- 6,10
2,5	4,17	- 2,69	60,0	9,37	- 5,08
5,0	5,59	- 3,58	70,0	7,63	- 3,40
7,5	6,55	- 4,21	80,0	5,29	- 1,60
10,0	7,30	- 4,70	90,0	2,64	- 0,36
15,0	8,40	- 5,43	95,0	1,29	- 0,26
20,0	9,20	- 5,93	97,5	0,61	- 0,40
25,0	9,77	- 6,27	100,0	0,07	- 0,80

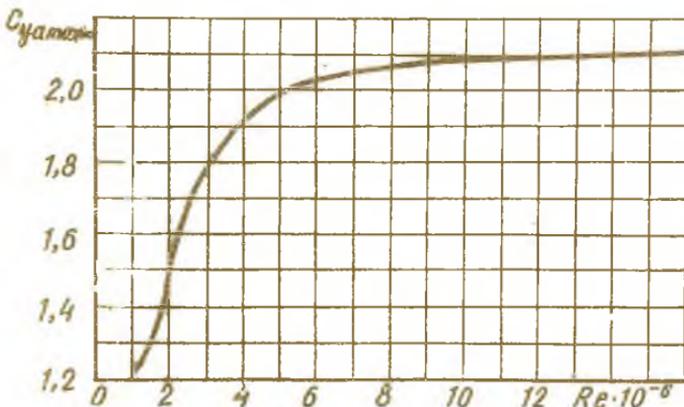


Р и с. П1. Геометрия профиля GA(W)-1

Таблица П2

Аэродинамические характеристики профиля GA(W)-1

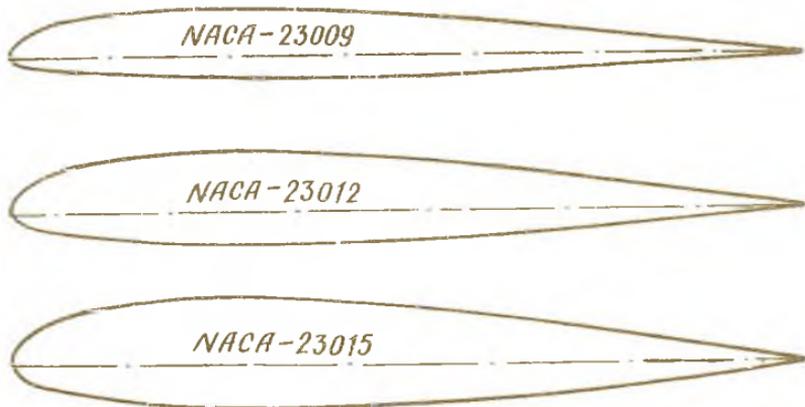
M	$\alpha_0, \text{град}$	$C_{y_{a0}}$	C_{m_0}	\bar{x}_p
0,1...0,28	-4	5,73	-0,010	0,290

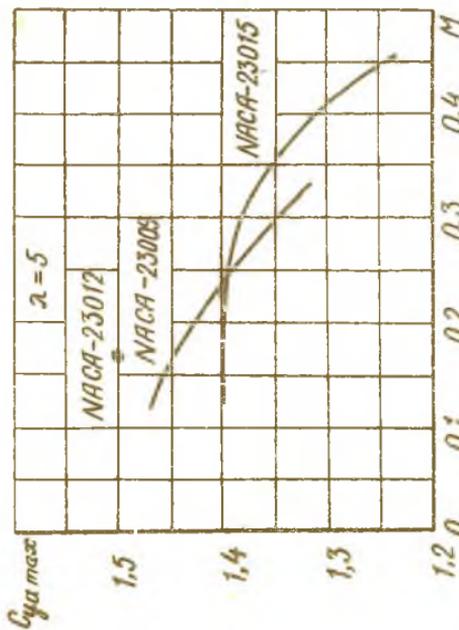


Р и с. П2. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ профиля GA(W)-1 от числа Рейнольдса полета Re

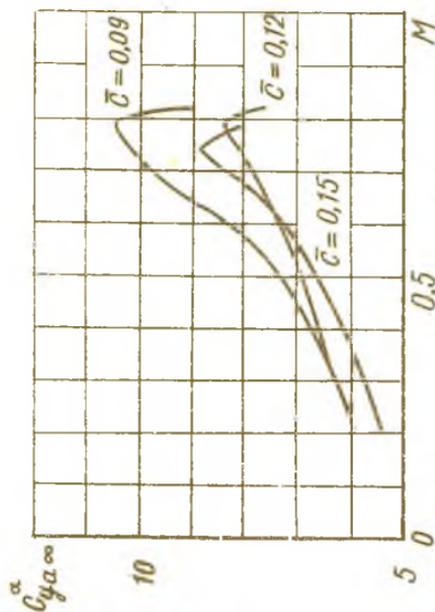
Координаты профилей серии *NACA-23*

$\bar{x}, \%$	<i>NACA-23009</i>		<i>NACA-23012</i>		<i>NACA-23015</i>	
	$\bar{y}_v, \%$	$\bar{y}_n, \%$	$\bar{y}_v, \%$	$\bar{y}_n, \%$	$\bar{y}_v, \%$	$\bar{y}_n, \%$
0,0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,04	-0,91	2,67	-1,23	3,34	-1,54
2,5	2,83	-1,19	3,61	-1,71	4,44	-2,25
5,0	3,93	-1,44	4,91	-2,26	5,89	-3,04
7,5	4,70	-1,63	5,80	-2,61	6,90	-3,61
10,0	5,25	-1,79	6,43	-2,92	7,64	-4,09
15,0	5,85	-2,17	7,19	-3,50	8,52	-4,84
20,0	6,05	-2,55	7,50	-3,97	8,92	-5,41
25,0	6,11	-2,80	7,60	-4,28	9,08	-5,78
30,0	6,05	-2,96	7,55	-4,46	9,05	-5,96
40,0	5,69	-3,03	7,14	-4,48	8,59	-5,92
50,0	5,09	-2,86	6,41	-4,17	7,74	-5,50
60,0	4,32	-2,53	5,47	-3,67	6,61	-4,81
70,0	3,42	-2,08	4,36	-3,00	5,25	-3,91
80,0	2,41	-1,51	3,08	-2,16	3,73	-2,83
90,0	1,31	-0,86	1,68	-1,23	2,04	-1,59
95,0	0,72	-0,50	0,92	-0,70	1,12	-0,90
100,0	0,10	-0,10	0,13	-0,13	0,16	-0,16

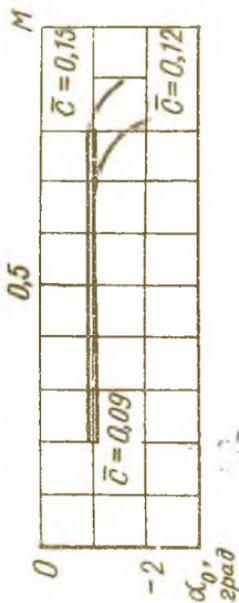
Р и с. ПЗ Геометрия профилей серии *NACA-23*



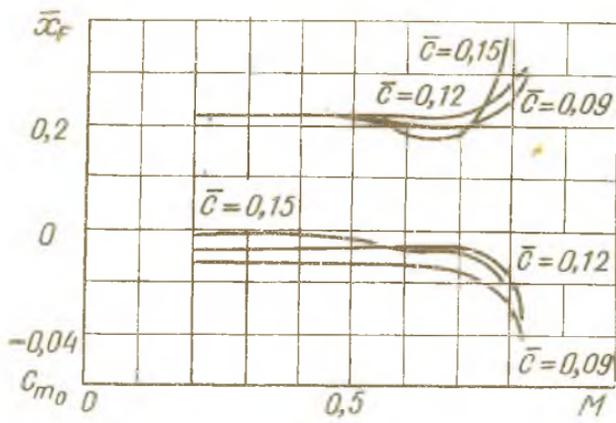
Р и с. 14. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ прямоуглоль-
ного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$
и профилем серии *NACA-23* от числа Маха поле-
та M



Р и с. 15. Зависимость коэффициента производной
подъемной силы по углу атаки $C_{y_{\alpha}}$ профилей
серии *NACA-23* от числа Маха полета M



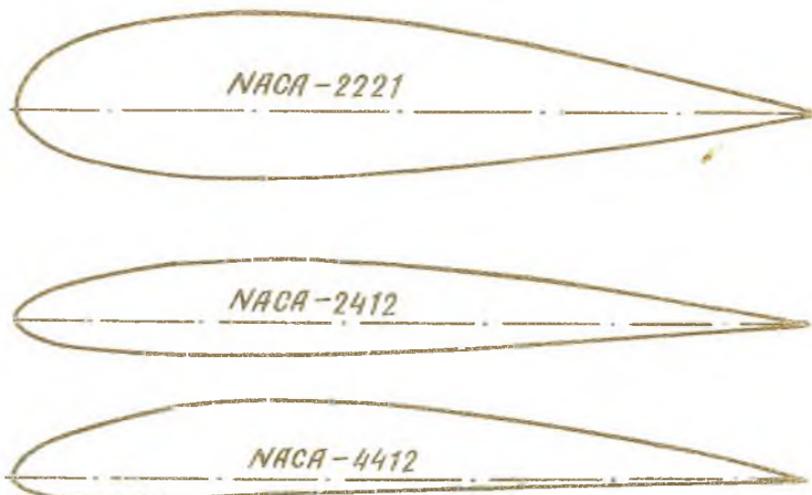
Р и с. 16. Зависимость угла атаки нулевой подъем-
ной силы α_0 профилей серии *NACA-23* от числа
Маха полета M



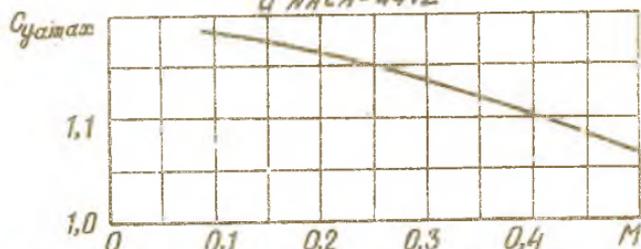
Р и с. П7. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_F и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе \bar{c}_{m0} профилей серии *NACA-23* от числа Маха полета M

Т а б л и ц а П4
Координаты профилей *NACA* серий 2221, 2412 и 4412

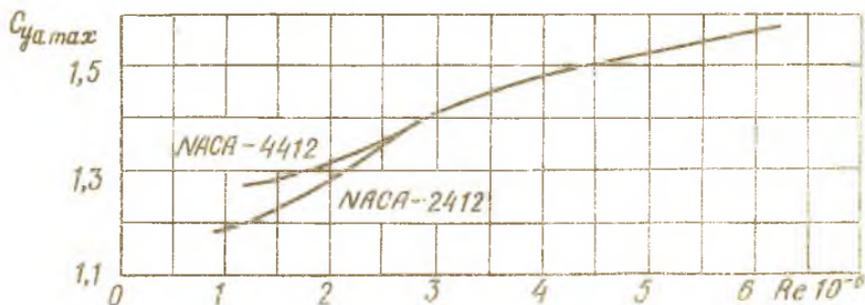
$\bar{x}, \%$	<i>NACA-2221</i>		<i>NACA-2412</i>		<i>NACA-4412</i>	
	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_M, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_M, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_M, \%$
0,0	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
0,5	3,11	-1,40	-	-	-	-
1,25	4,40	-2,50	2,15	-1,65	2,44	-1,43
2,5	5,75	-3,55	2,99	-2,27	3,39	-1,95
5,0	7,62	-4,90	4,13	-3,01	4,73	-2,49
7,5	9,00	-5,80	4,96	-3,46	5,76	-2,74
10,0	9,92	-6,50	5,63	-3,75	6,59	-2,86
15,0	11,22	-7,46	6,61	-4,10	7,89	-2,88
20,0	12,00	-8,04	7,26	-4,23	8,80	-2,74
25,0	12,45	-8,34	7,67	-4,22	9,41	-2,50
30,0	12,47	-8,53	7,88	-4,12	9,76	-2,26
40,0	12,60	-8,22	7,80	-3,80	9,80	-1,80
50,0	10,98	-7,52	7,24	-3,34	9,19	-1,40
60,0	9,50	-6,49	6,36	-2,76	8,14	-1,00
70,0	7,62	-5,22	5,18	-2,14	6,69	-0,65
80,0	5,45	-3,70	3,75	-1,50	4,89	-0,39
90,0	3,02	-2,00	2,08	-0,82	2,71	-0,22
95,0	1,62	-1,15	1,14	-0,48	1,47	-0,16
100,0	0,22	-0,22	0,13	-0,13	0,13	-0,13



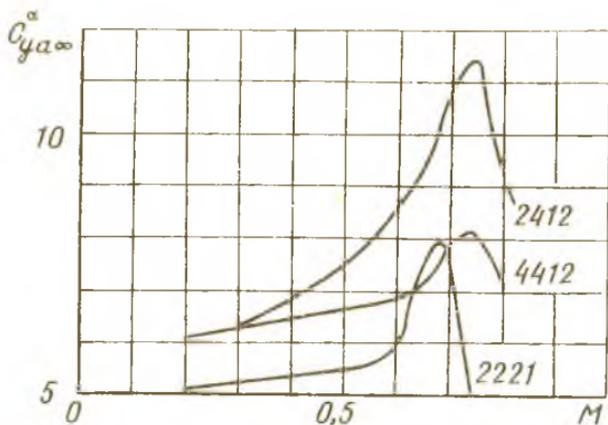
Р и с. П8. Геометрия профилей *NACA-2221*, *NACA-2412* и *NACA-4412*



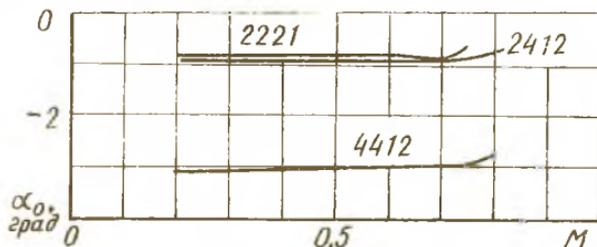
Р и с. П9. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y,max}$ прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилем *NACA-2221* от числа Маха полета M



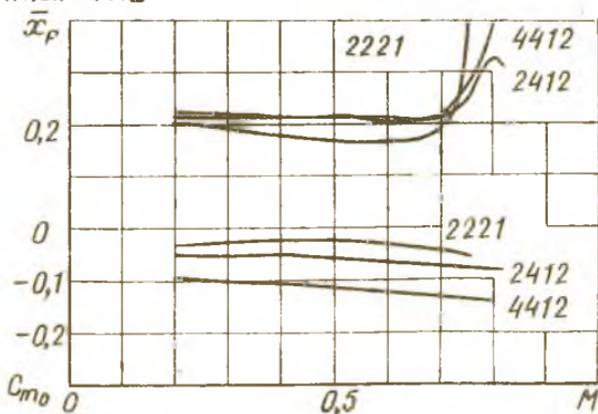
Р и с. П10. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y,max}$ прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилями *NACA-2412* и *NACA-4412* от числа Рейнольдса полета при числах Маха полета $M=0,149 \dots 0,185$



Р и с. П.11. Зависимость коэффициента производной подъемной силы по углу атаки C_{ya}^α профилей *NASA-2221*, *NASA-2412* и *NASA-4412* от числа Маха полета M



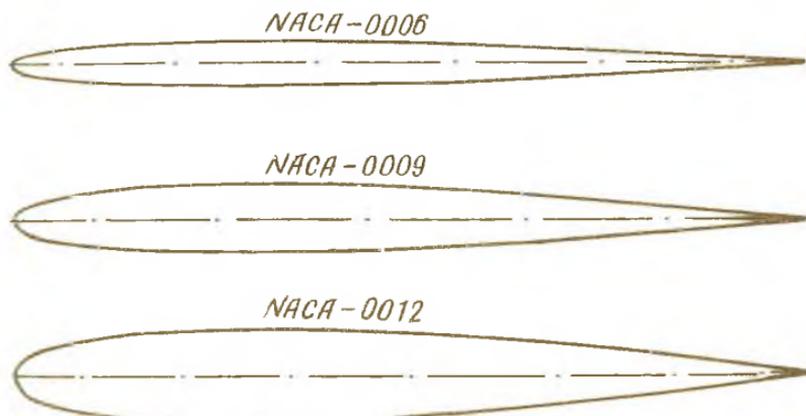
Р и с. П.12. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы α_0 профилей *NASA-2221*, *NASA-2412* и *NASA-4412* от числа Маха полета M

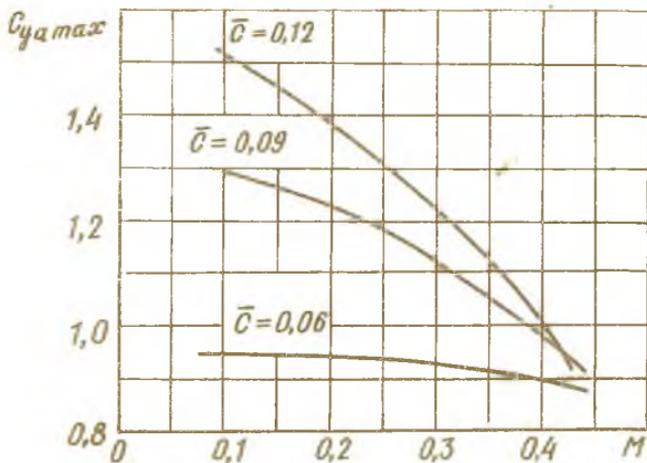


Р и с. П.13. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_F и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе C_{m0} профилей *NASA-2221*, *NASA-2412* и *NASA-4412* от числа Маха полета

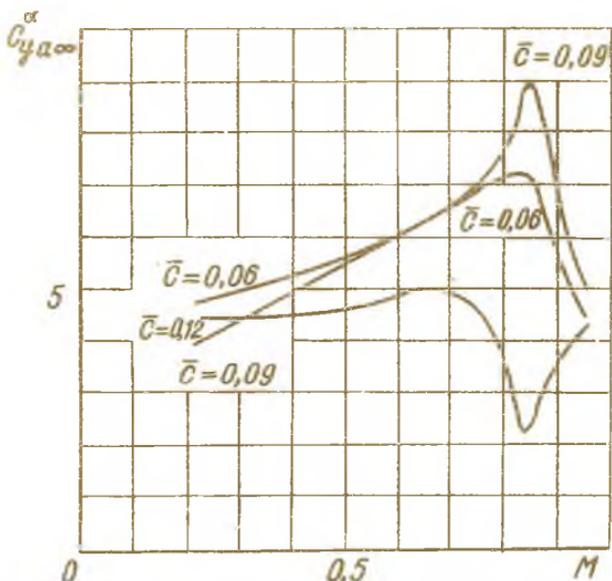
Координаты профилей серии *NACA-00*

$\bar{x}, \%$	<i>NACA-0006</i>	<i>NACA-0009</i>	<i>NACA-0012</i>
	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$
0,0	0,0	0,00	0,00
1,25	0,95	1,42	1,89
2,5	1,31	1,97	2,62
5,0	1,78	2,67	3,56
7,5	2,10	3,15	4,20
10,0	2,34	3,51	4,68
15,0	2,67	4,01	5,35
20,0	2,87	4,31	5,74
25,0	2,97	4,46	5,94
30,0	3,00	4,50	6,00
40,0	2,90	4,35	5,80
50,0	2,65	3,97	5,29
60,0	2,28	3,42	4,56
70,0	1,83	2,75	3,66
80,0	1,31	1,97	2,62
90,0	0,72	1,09	1,45
95,0	0,40	0,61	0,81
100,0	0,06	0,10	0,13

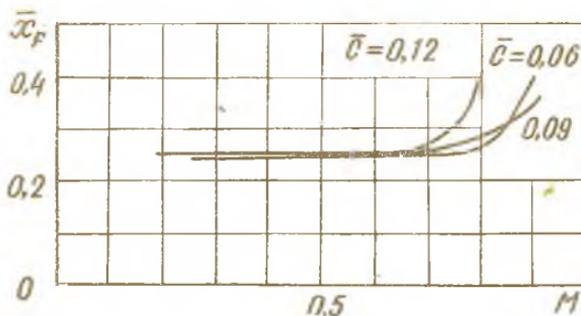
Р и с. 114. Геометрия профилей серии *NACA-00*



Р и с.П15.Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы C_{yamax} прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилями серии *NACA-00* от числа Маха полета M



Р и с.П16.Зависимость коэффициента производной подъемной силы по углу атаки $C'_{ya\infty}$ профилей серии *NACA-00* от числа Маха полета M

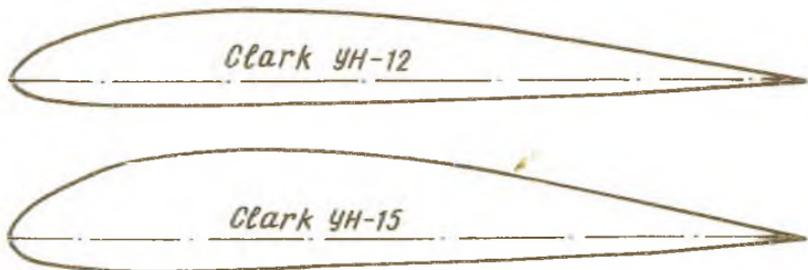


Р и с.П17. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_F профилей серии *NASA-00* от числа полета M

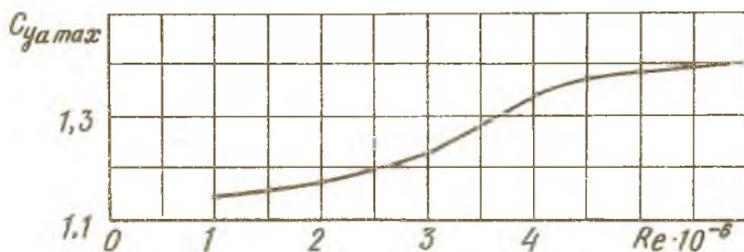
Т а б л и ц а П 6

Координаты профилей серии *Clark УН*

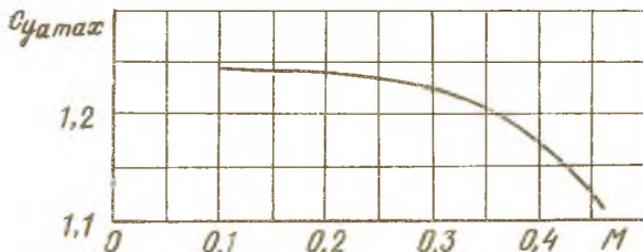
$\bar{x}, \%$	<i>Clark УН-12</i>		<i>Clark УН-15</i>	
	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0,00	0,00	0,00	0,00	0,00
1,25	2,09	-1,51	2,61	-1,89
2,50	3,10	-1,99	3,87	-2,49
5,0	4,58	-2,51	5,73	-3,14
7,5	5,62	-2,81	7,03	-3,51
10,0	6,42	-3,03	8,03	-3,78
15,0	7,57	-3,24	9,46	-4,06
20,0	8,33	-3,24	10,41	-4,06
25,0	8,73	-3,20	-	-
30,0	8,86	-3,14	11,06	-3,94
40,0	8,65	-2,99	10,80	-3,75
50,0	7,93	-2,84	9,90	-3,55
60,0	6,73	-2,69	8,40	-3,36
70,0	5,08	-2,42	6,20	-3,03
80,0	3,38	-1,98	4,23	-2,48
90,0	1,72	-1,21	2,15	-1,52
95,0	0,90	-0,69	1,12	-0,85
100,0	0,07	-0,07	0,09	-0,09



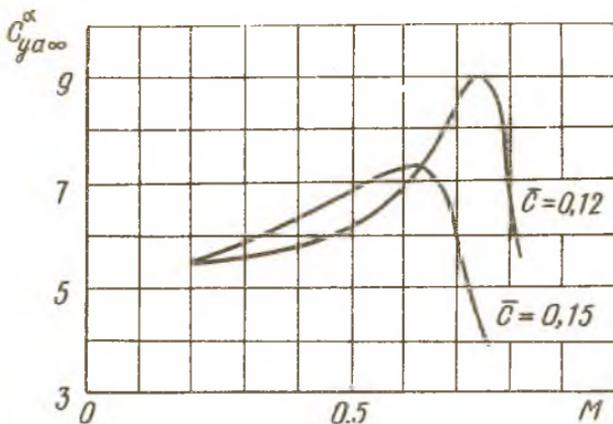
Р и с.П18. Геометрия профилей серии *Clark YH*



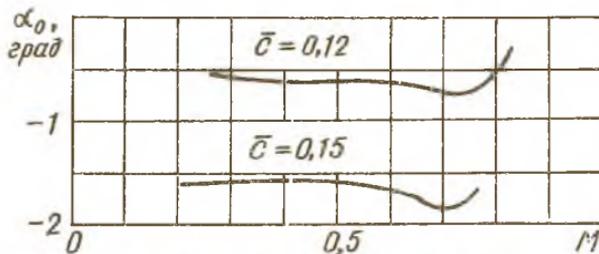
Р и с.П19. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилем *Clark YH-12* от числа Рейнольдса полета при числах Маха полета $M = 0,156 \dots 0,175$



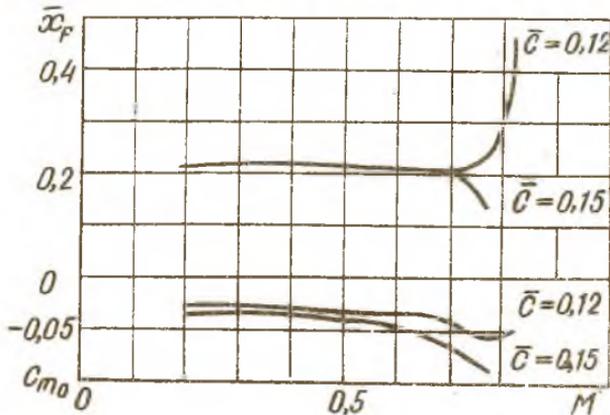
Р и с.П20. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилем *Clark YH-15* от числа Маха полета M



Р и с. П21. Зависимость коэффициента производной подъемной силы по углу атаки $C_{y\alpha}^\alpha$ профилей серии СВ21 от числа Маха полета M



Р и с. П22. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы α_0 профилей серии СВ21 от числа полета M



Р и с. П23. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_F и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе C_{m0} профилей серии СВ21 от числа Маха полета M

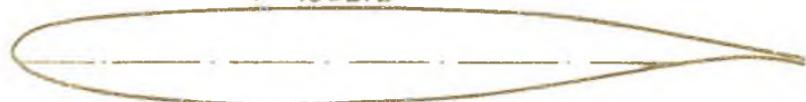
Координаты суперкритических профилей серии С

$\bar{x}, \%$	С-820309		С-790212		С-770315	
	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0,0	0,16	0,16	1,67	1,67	0,00	0,80
0,5	1,11	-0,82	2,40	0,35	1,48	-1,33
1,25	1,57	-1,32	3,48	-0,36	2,24	-2,00
2,5	2,08	-1,74	4,09	-1,13	3,12	-2,78
5,0	2,70	-2,34	4,87	-2,16	4,36	-3,82
7,5	3,09	-3,01	5,34	-2,86	5,30	-4,49
10,0	3,37	-3,31	5,69	-3,37	6,04	-4,95
15,0	3,81	-3,69	6,20	-4,07	7,03	-5,54
20,0	4,13	-3,93	6,56	-4,51	7,62	-5,86
25,0	4,37	-4,06	6,81	-4,80	8,06	-5,98
30,0	4,55	-4,10	6,98	-4,98	8,39	-5,99
40,0	4,77	-4,02	7,12	-5,05	8,80	-5,41
50,0	4,84	-3,64	7,02	-4,74	8,93	-4,19
60,0	4,80	-2,39	6,66	-3,94	8,80	-2,39
70,0	4,62	-0,53	5,77	-2,52	8,35	-0,29
80,0	4,31	1,36	4,14	-0,76	7,27	1,73
90,0	3,64	2,29	2,24	0,31	5,42	2,68
95,0	2,93	2,11	1,50	0,43	4,07	2,52
97,5	2,45	1,79	1,23	0,42	3,14	2,28
100,0	1,77	1,18	0,61	0,35	1,99	1,90

С-820309



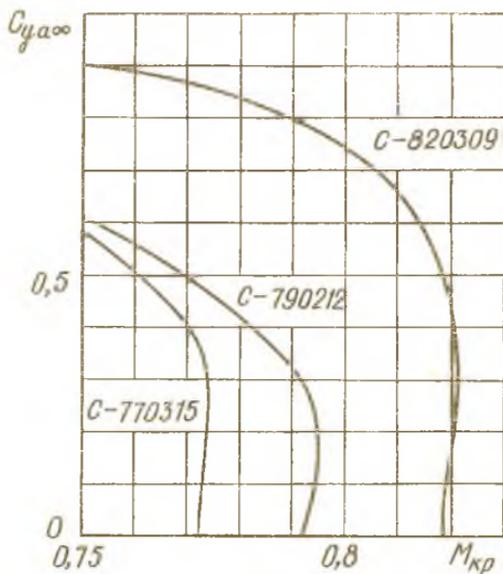
С-790212



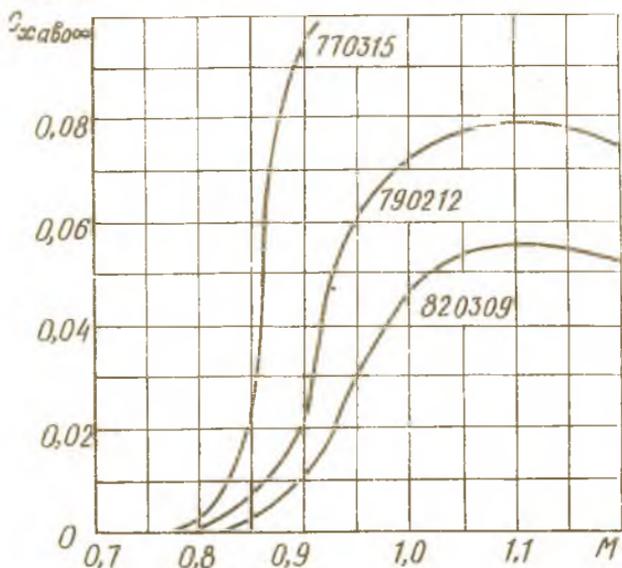
С-770315



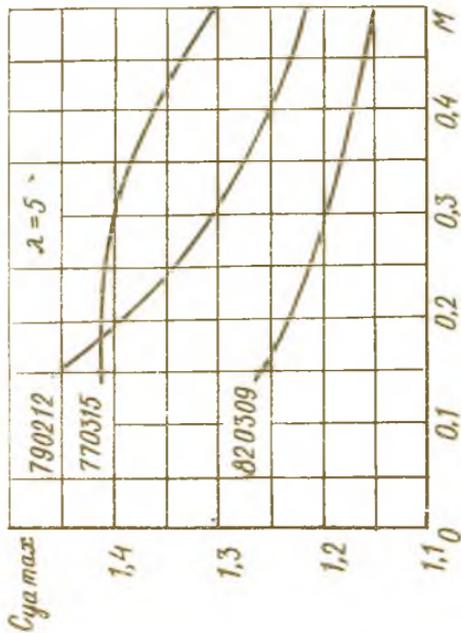
Р и с. П 24. Геометрия суперкритических профилей серии С



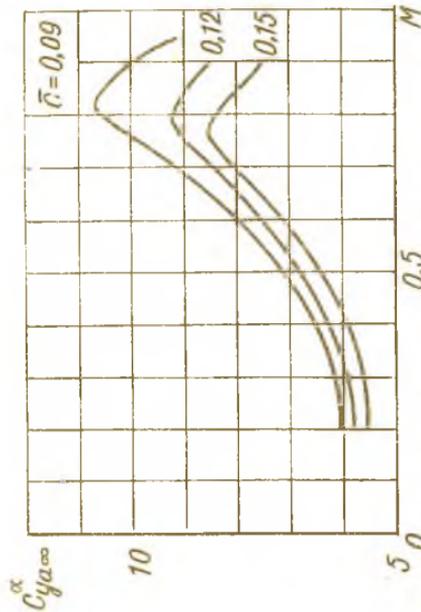
Р и с. П25. Зависимость критического числа Маха $M_{кр}$ от коэффициента подъемной силы $C_{y,a\infty}$ суперкритических профилей серии С



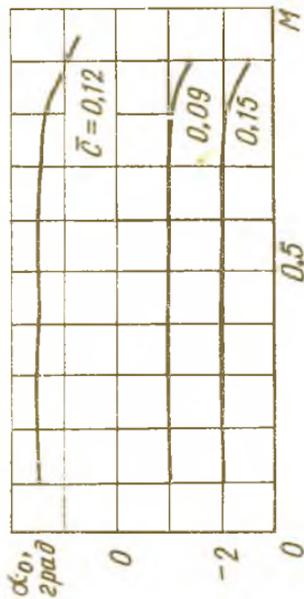
Р и с. П26. Зависимость коэффициента волнового сопротивления при нулевой подъемной силе $C_{x,вол}$ суперкритических профилей серии С от числа Маха полета M



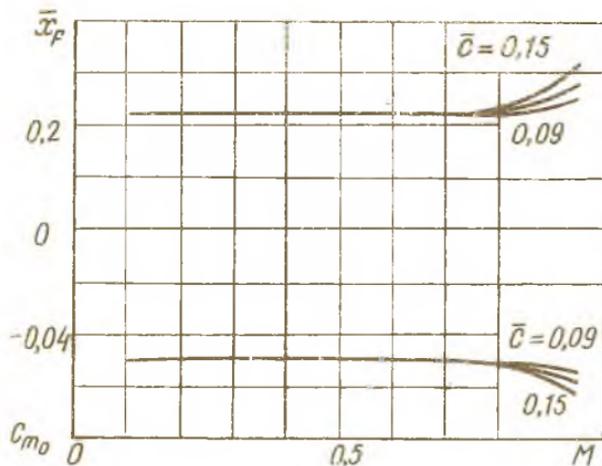
Р и с. П.27. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ прямоугоньного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и сверхкритическими профилями серии С от числа Маха полета М



Р и с. П.28. Зависимость коэффициента подъемной силы по углу атаки $C_{y_{\alpha}}$ сверхкритических профилей серии С от числа Маха полета М



Р и с. П.29. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы α_0 сверхкритических профилей серии С от числа Маха полета М

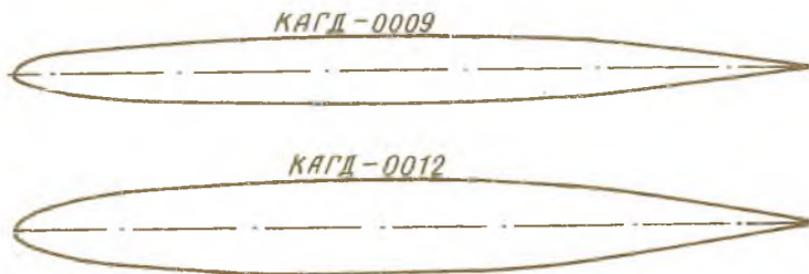


Р и с. П30. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_f и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе суперкритических профилей серии КАГД от числа Маха полета М

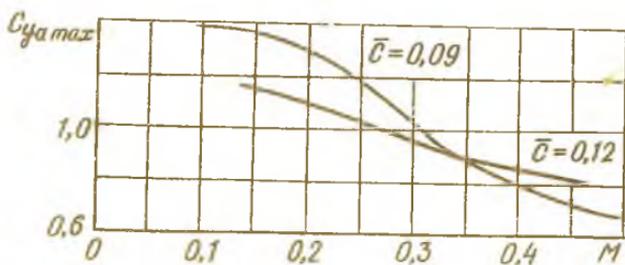
Т а б л и ц а П8

Координаты профилей КАГД-0009 и КАГД-0012

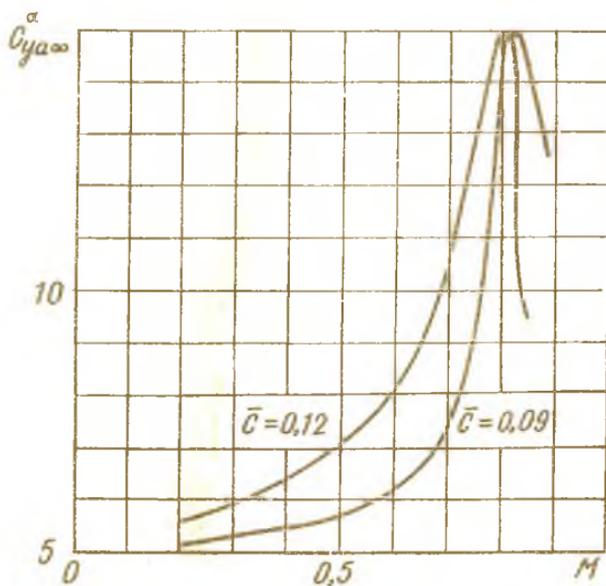
$\bar{x}, \%$	КАГД-0009		КАГД-0012		$\bar{x}, \%$	КАГД-0009		КАГД-0012	
	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$		$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$	$\bar{y}, \%$
0	0,00	0,00	0,00	0,00	40,0	4,45	5,93	4,45	5,93
1,25	1,34	1,79	1,34	1,79	50,0	4,44	5,91	4,44	5,91
2,5	1,80	2,41	1,80	2,41	60,0	4,19	5,58	4,19	5,58
5,0	2,39	3,19	2,39	3,19	70,0	3,65	4,87	3,65	4,87
7,5	2,78	3,70	2,78	3,70	80,0	2,82	3,76	2,82	3,76
10,0	3,07	4,10	3,07	4,10	90,0	1,65	2,19	1,65	2,19
15,0	3,52	4,69	3,52	4,69	95,0	0,92	1,22	0,92	1,22
20,0	3,83	5,10	3,83	5,10	100,0	0,09	0,12	0,09	0,12
30,0	4,25	5,66	4,25	5,66					



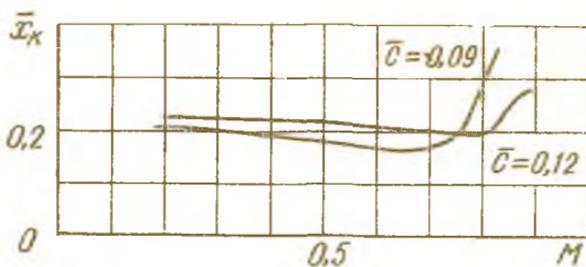
Р и с. П31. Геометрия профилей серии КАГД-00



Р и с. П32. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$ прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилями серии КАГД-00 от числа Маха полета M



Р и с. П33. Зависимость коэффициента производной подъемной силы по углу атаки $C_{y_{\alpha \infty}}$ профилей серии КАГД-00 от числа Маха полета M



Р и с.П34. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_x профилей серии КАГД-00 от числа Маха полета М

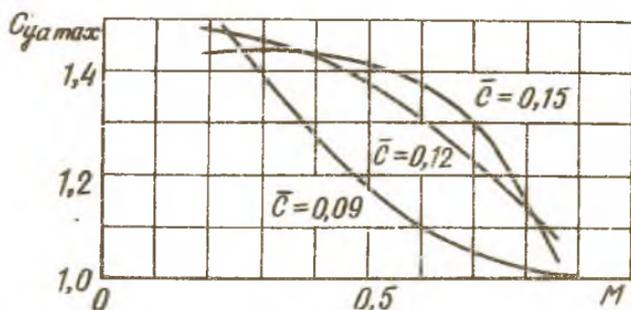
Т а б л и ц а П 9

Координаты профилей серии КАГД-50

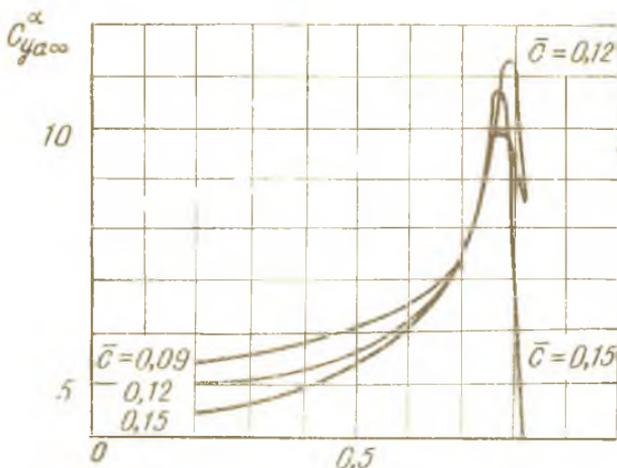
$\bar{x}, \%$	КАГД-5009		КАГД-5012		КАГД-5015	
	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$	$\bar{y}_B, \%$	$\bar{y}_H, \%$
0,0	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35
1,25	2,00	-1,05	2,55	-1,52	3,10	-1,98
2,5	2,50	-1,35	3,22	-1,91	3,94	-2,48
5,0	3,35	-1,81	4,36	-2,52	5,36	-3,24
7,5	3,97	-2,03	5,19	-2,81	6,40	-3,60
10,0	4,43	-2,25	5,80	-3,10	7,17	-3,96
15,0	5,15	-2,45	6,77	-3,37	8,39	-4,28
20,0	5,68	-2,51	7,48	-3,44	9,28	-4,37
25,0	6,07	-2,53	8,01	-3,46	9,94	-4,39
30,0	6,33	-2,52	8,36	-3,44	10,39	-4,36
40,0	6,61	-2,39	8,74	-3,26	10,88	-4,12
50,0	6,50	-2,15	8,61	-2,92	10,72	-3,70
60,0	5,89	-1,85	7,81	-2,51	9,72	-3,18
70,0	4,92	-1,52	6,53	-2,06	8,13	-2,60
80,0	3,56	-1,14	4,72	-1,54	5,89	-1,95
90,0	1,87	-0,69	2,48	-0,93	3,09	-1,17
95,0	0,92	-0,41	1,17	-0,55	1,52	-0,69
100,0	0,00	-0,00	0,00	-0,00	0,00	-0,00



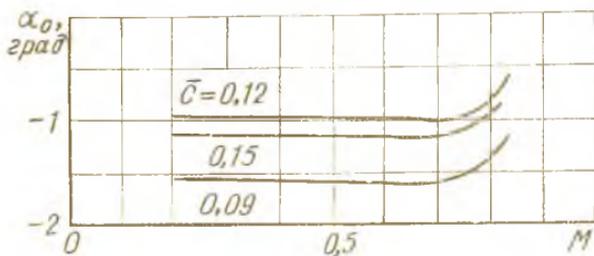
Р и с.П35. Геометрия профилей серии КАГД-50



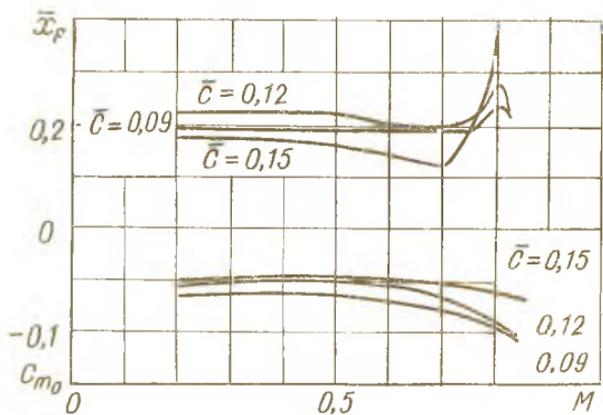
Р и с.П36. Зависимость максимального значения коэффициента подъемной силы $C_{y0 \max}$ прямоугольного крыла с относительным удлинением $\lambda = 5$ и профилями серии КАГД-50 от числа Маха полета M



Р и с. П37. Зависимость коэффициента производной подъемной силы по углу атаки $C_{y\alpha\infty}^{\alpha}$ профилей серии КАГД-50 от числа Маха полета M



Р и с. П38. Зависимость угла атаки нулевой подъемной силы α_0 профилей серии КАГД-50 от числа Маха полета M



Р и с. П39. Зависимость относительной координаты фокуса \bar{x}_F и коэффициента продольного момента при нулевой подъемной силе C_{m0} профилей серии КАГД-50 от числа Маха полета M

Составитель – Валентин Гаврилович Ш а х о в

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОФИЛИ

Редактор Е.Д. А н т о н о в а
Техн.редактор Н.М. К а л е н ю к
Корректор Н.С.К у п р и я н о в а

Подписано в печать 16.01.84.

Формат 60x84 1/16. Бумага оберточная белая.
Оперативная печать. Усл.п.л.1,65. Уч.-изд.л.1,6.
Т. 500 экз. Заказ 1754 Бесплатно.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С.П.Королева
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Областная тип.им. В.П.Мяги, г. Куйбышев, ул.Венцека, 60.