Тема № 1 Аэродинамическая компоновка и аэродинамические характеристики учебно- боевого самолёта.

Практическое занятие №26. Основные Аэродинамические характеристики самолёта.

Учебные вопросы:

1. Коэффициент подъёмной силы (Су). Зависимость Су от угла атаки (α) и числа М.
2. Коэффициент лобового сопротивления Сх. Влияние различных факторов на зависимость Сх(α).
3. Влияние различных факторов на аэродинамическое качества самолёта.
4. Влияние различных факторов на поляру самолёта.

Первый вопрос:

Коэффициент подъёмной силы (Су
Зависимость Су от угла атаки (α)
числа М.

Аэродинамические характеристики (АХ) подразделяются на **продольные,** *определяющие продольное движение самолета*, и на **боковые**, рассматривающие моменты и силы, *возникающие при скольжении и при управлении самолетом по крену и рысканию.*

Основные летные характеристики самолета **зависят от продольным АХ**. К этим характеристикам, в первую очередь, относятся зависимости аэродинамических коэффициентов подъемной силы **Cуа**, силы лобового сопротивления **Cха** и момента тангажа **mz** **от таких параметров, как** число **М**, угол атаки **а**, **углы отклонения органов механизации, а также рулевых поверхностей.**

Продольные аэродинамические силы, действующие на самолет, обычно определяются **в скоростной системе координат** и связаны с аэродинамическими коэффициентами с помощью следующих соотношений:

- сила лобового сопротивления $\mathbf{X_a = C_{xa} q S}$;
- подъемная сила $\mathbf{Y_a = C_{ya} q S}$;
- момент тангажа $\mathbf{M_z = m_z q S b_A}$.

Боковые аэродинамические коэффициенты сил и моментов обычно рассматриваются

в связанной системе координат

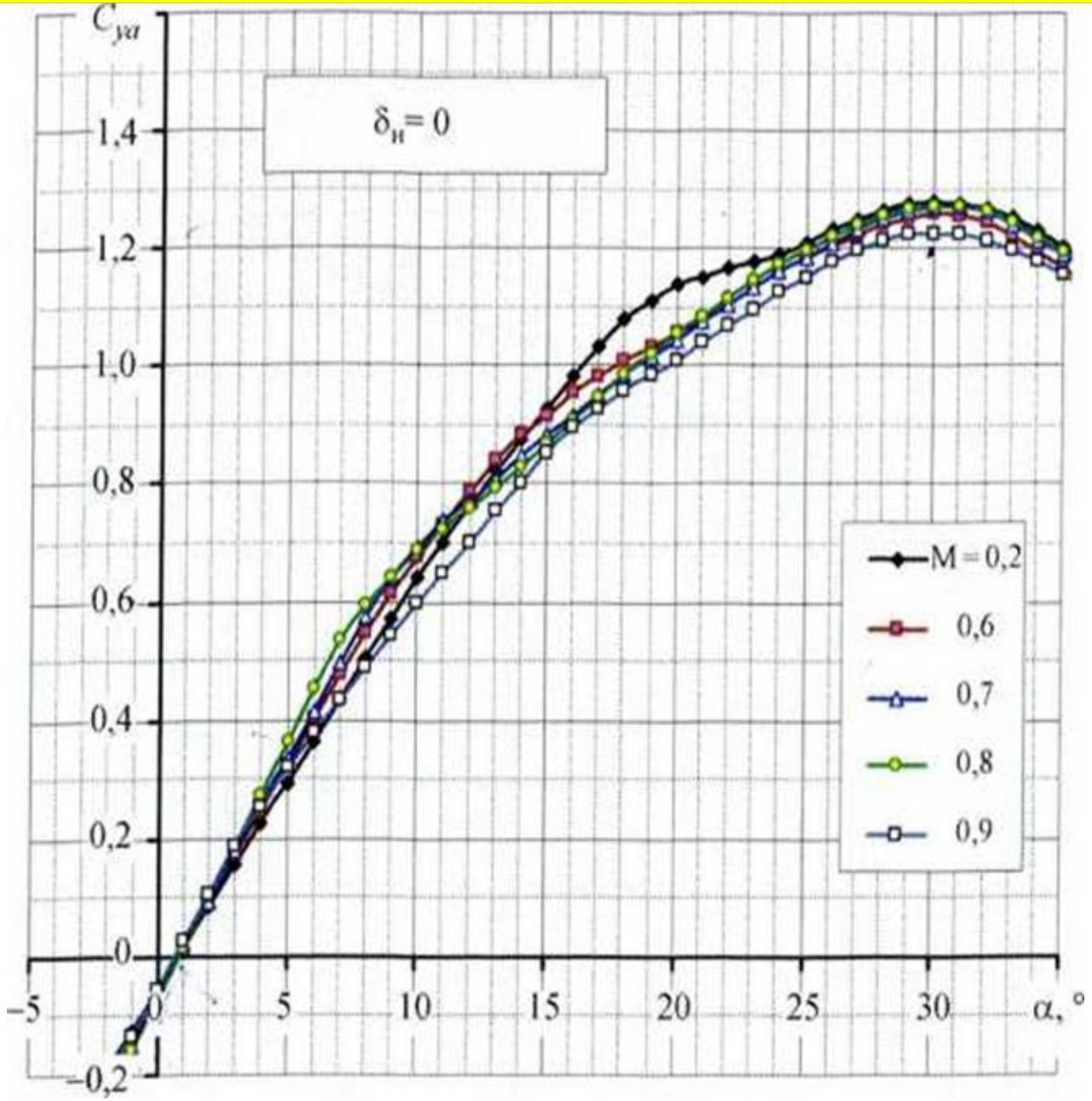
и определяются следующим образом:

- поперечная сила **Z = CzqS;**
- момент крена **Mx - mxqSl;**
- момент рыскания **My =myqSl**.

Cya,Cxa,Cz, mz, mx, my — коэффициенты соответствующих сил и моментов;

S = 23,522 м2 — расчетная площадь крыла;
b_A = 2,7096 м — САХ крыла;
l = 9,84 м — размах крыла;
q = 0,5 pHV2 — скоростной напор;
p_H — плотность воздуха на заданной высоте H;
V — скорость полета.

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_Н = 0$ для разных чисел М



Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_н = 0$ для разных чисел М

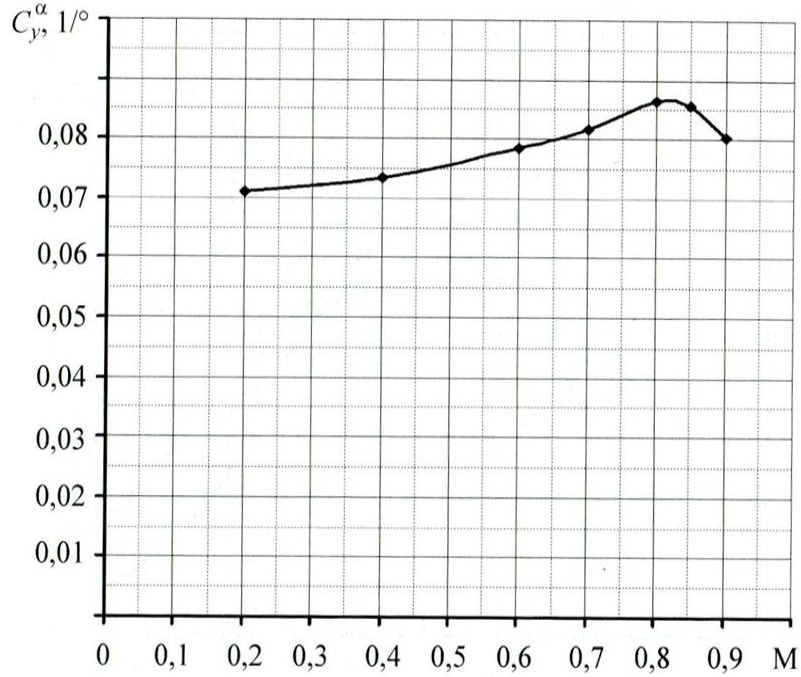


Рис. 2.26. Зависимость производной C_y^α от числа M при $\delta_н = 0$

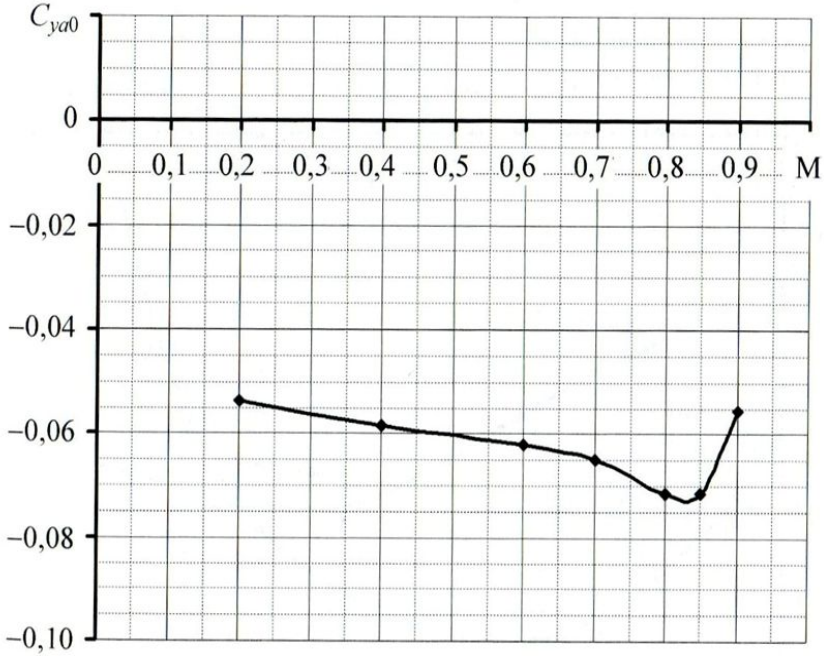
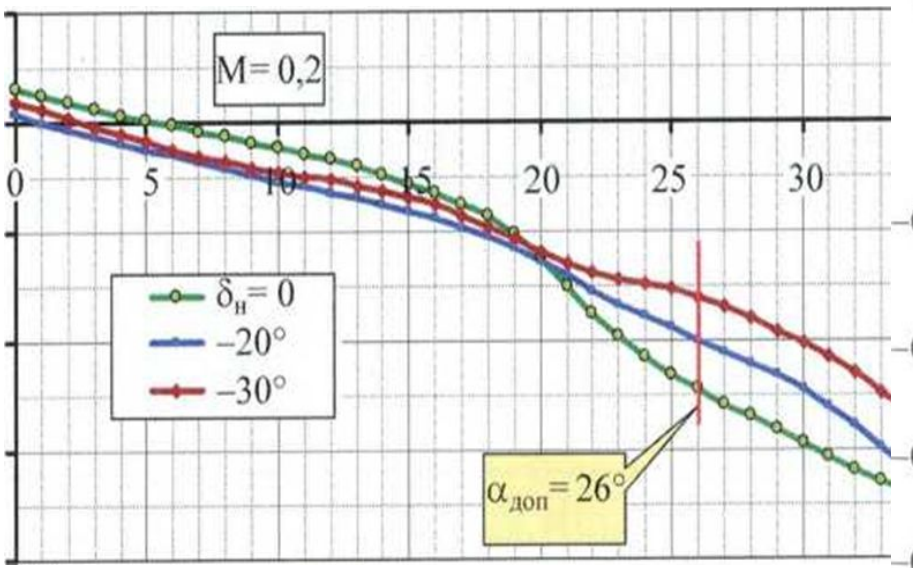
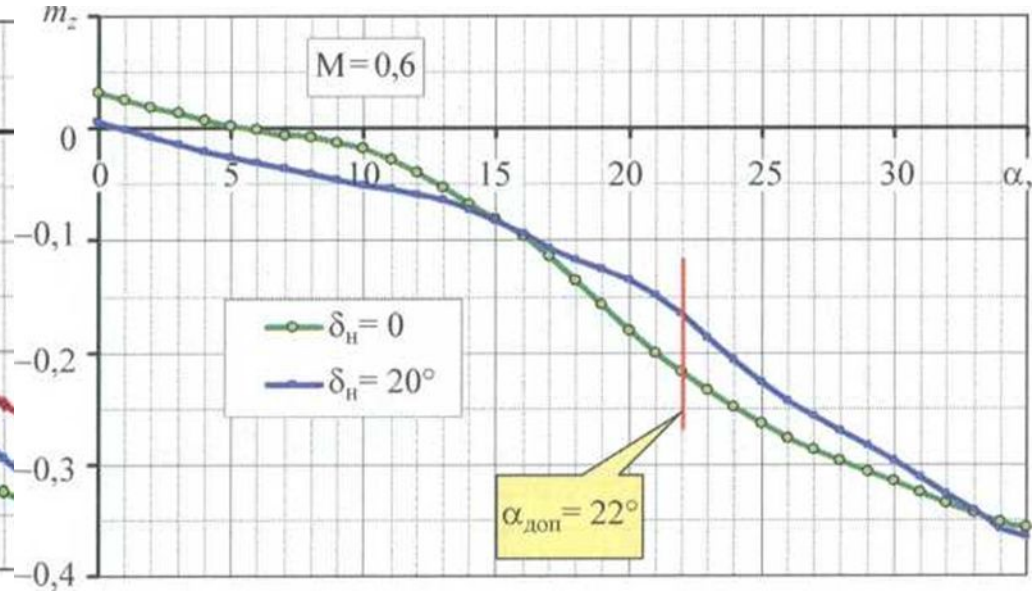


Рис. 2.27. Зависимость коэффициента подъемной силы при нулевом угле атаки от числа M при $\delta_н = 0$

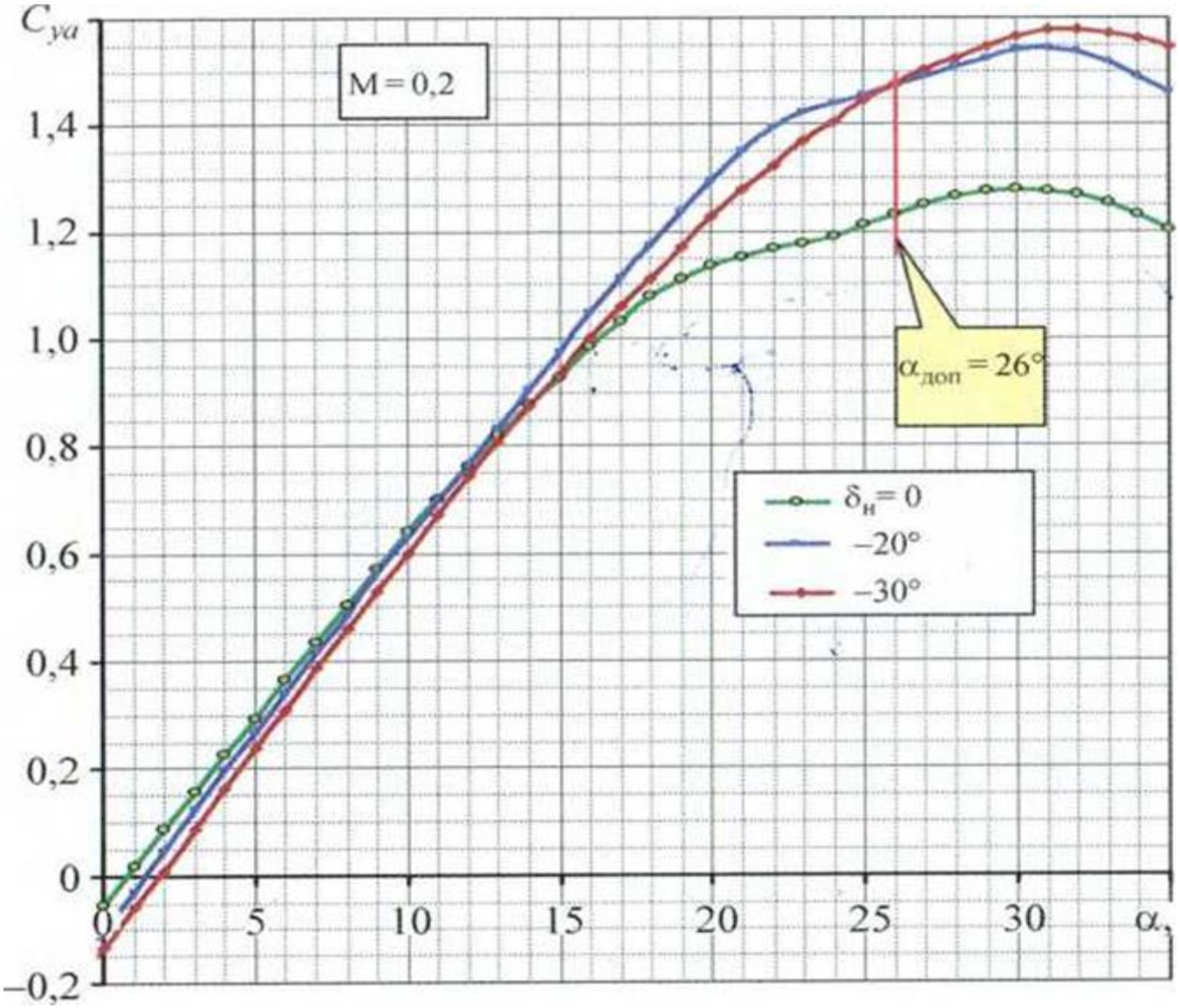
Характер протекания зависимостей производной Cy по α и Cy при нулевом угле атаки связан с влиянием сжимаемости потока при увеличении числа Маха и развития сверхзвукового обтекания над верхней поверхностью крыла.





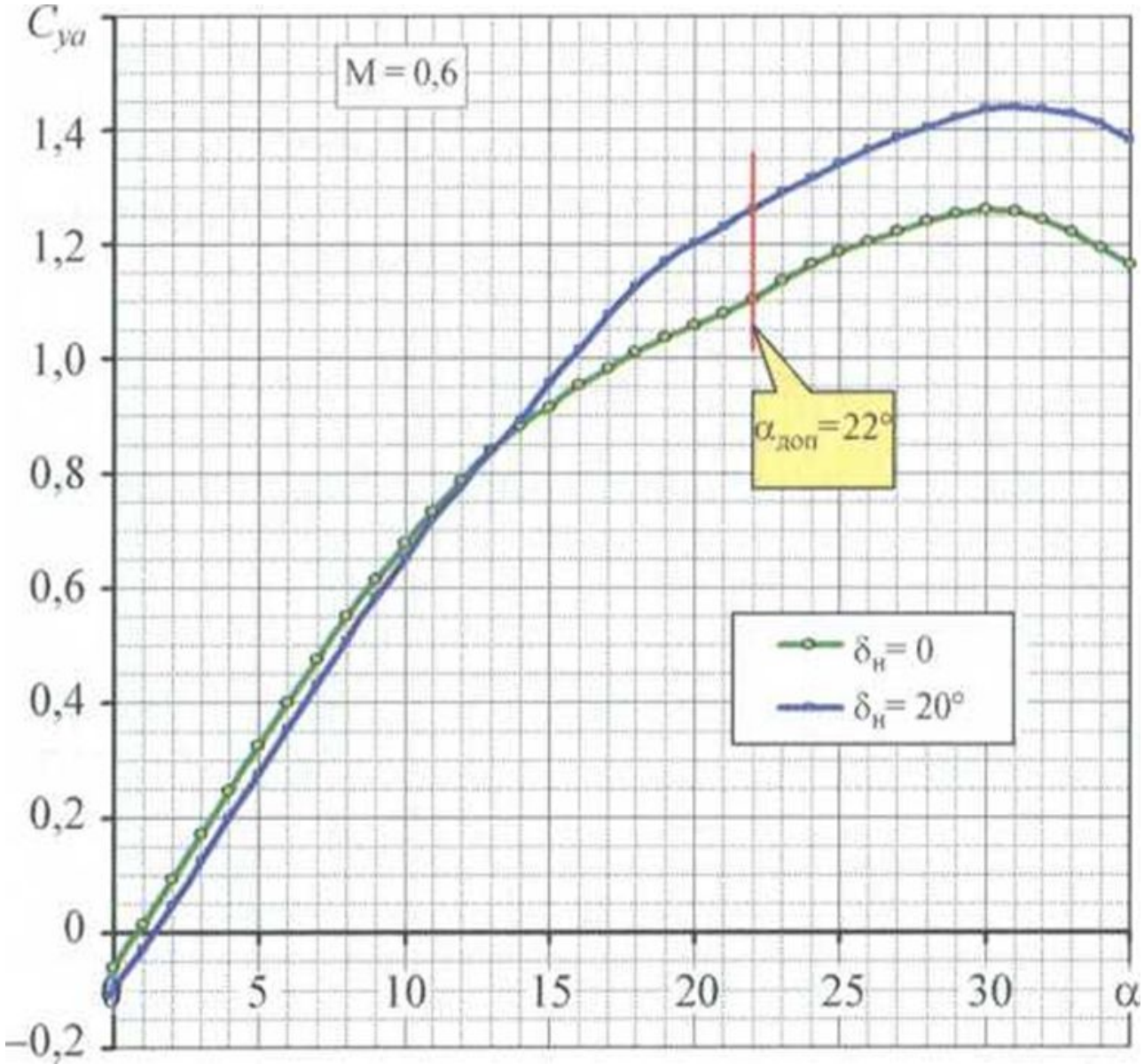
При анализе протекания зависимостей **mz(a)** следует отметить, что имеет место увеличение роста отрицательных значений коэффициента момента тангажа и роста продольной устойчивости самолета начиная с углов атаки начала развития срыва потока на консолях крыла, что проявляется в уменьшении наклона зависимостей **Cya(a)** и падении местных значений производных Cya(a). Такой характер протекания зависимостей mz(a) свидетельствует о рациональной компоновке самолета, а именно крыла, его наплыва и горизонтального оперения.

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_Н = 0$ для разных чисел М



Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_н = 0$ для разных чисел М

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_Н = 0$ для разных чисел М



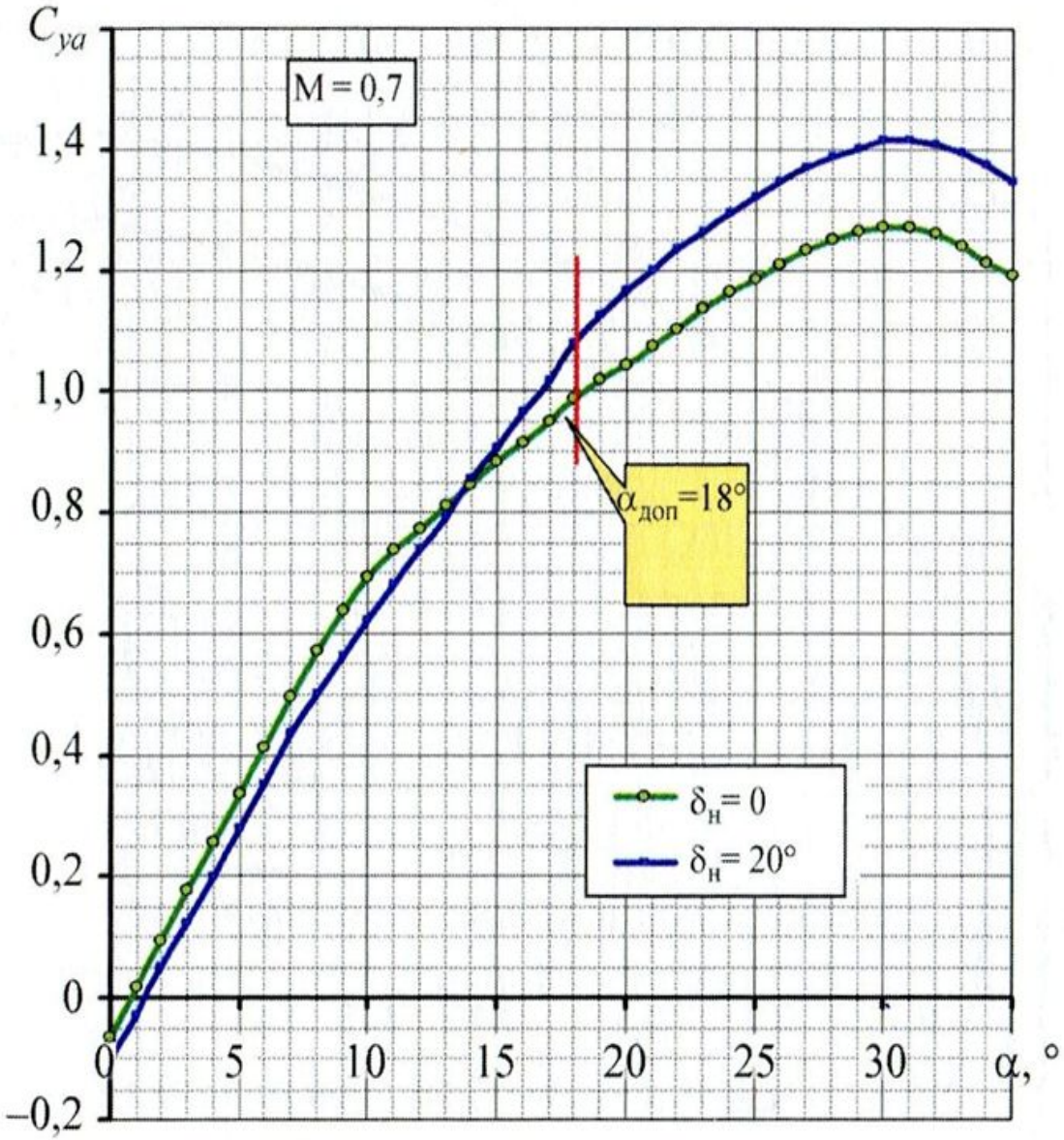
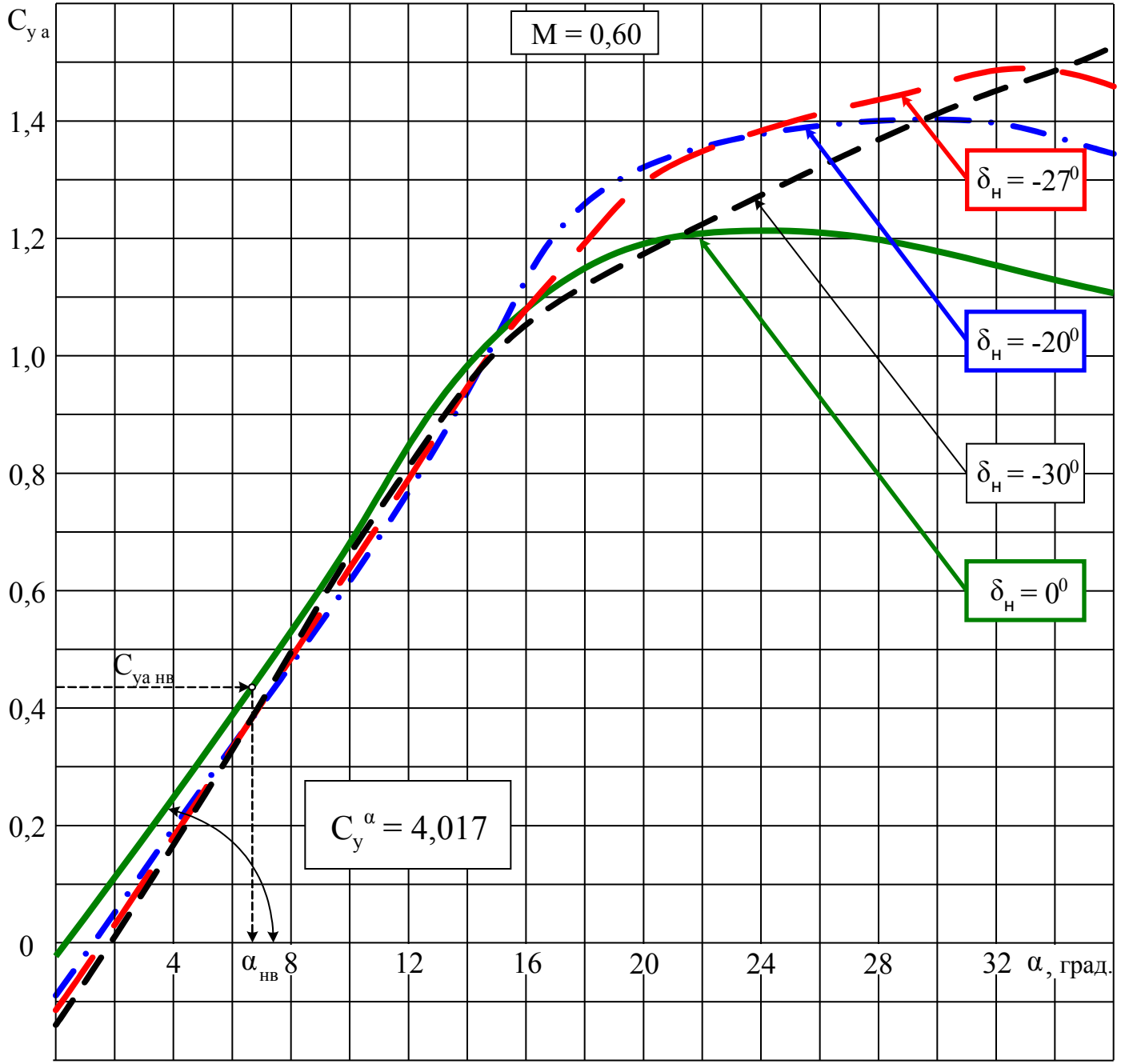
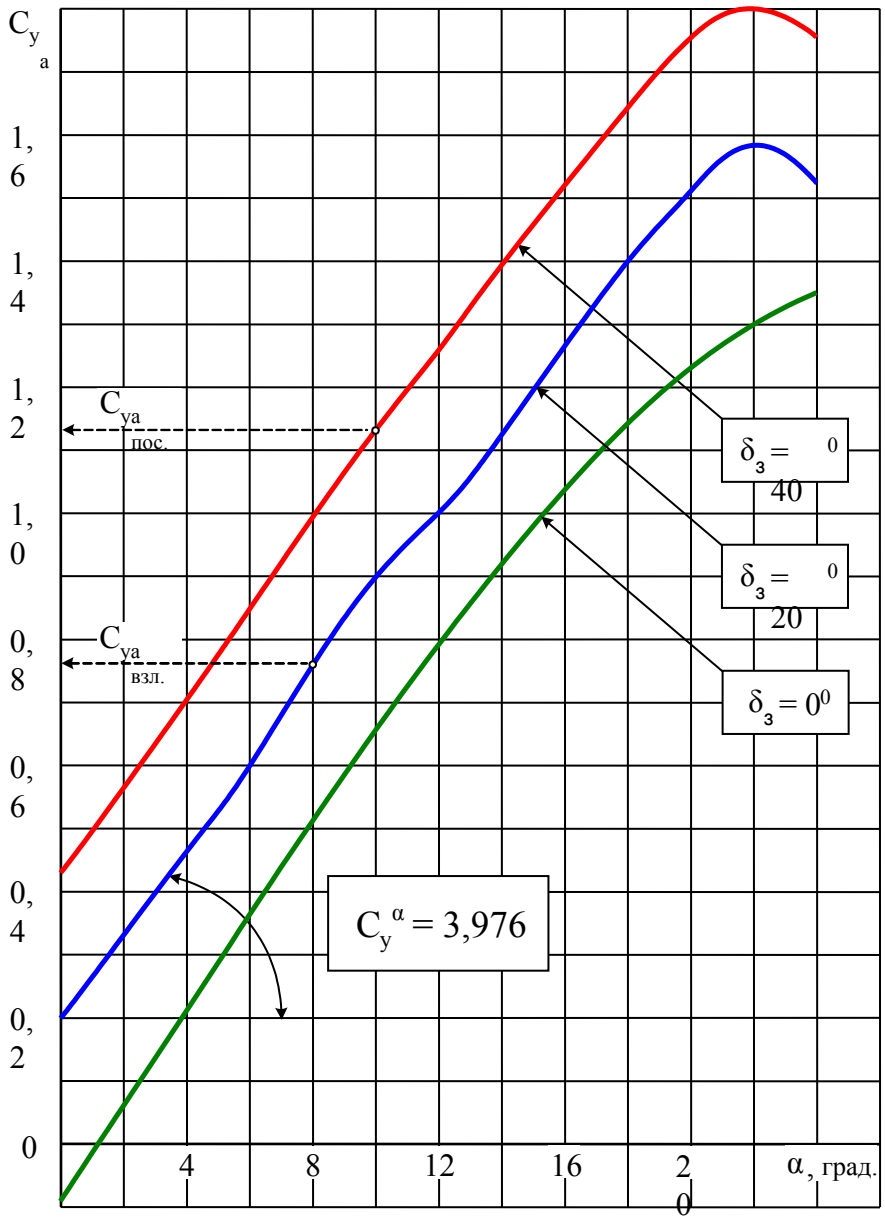


Рис. 2.22. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при M = 0,7 и $\delta_н$ = 0; 20°

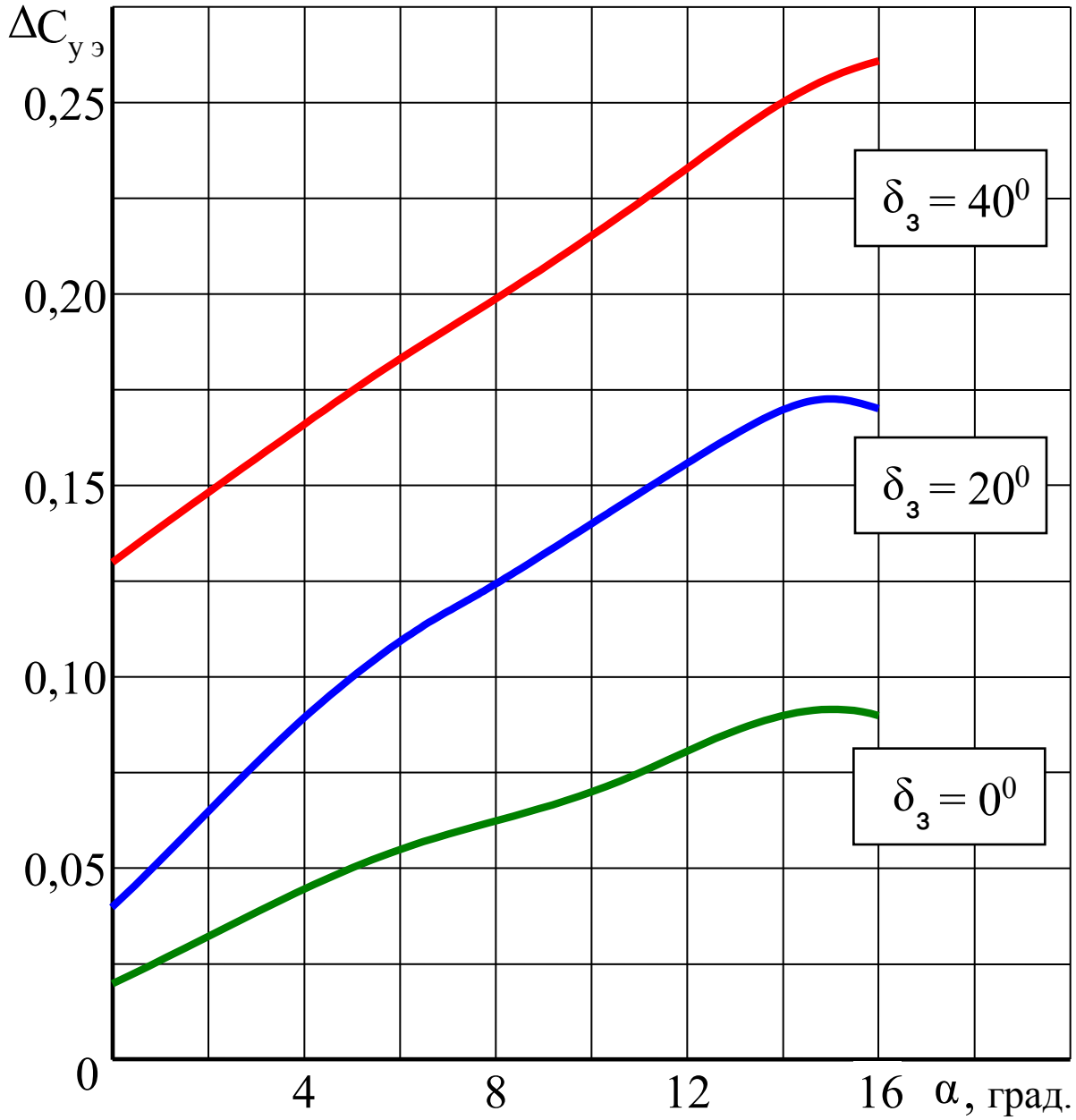


Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

Из приведенных зависимостей следует, что выпуск механизации крыла во взлетное (**δн/δ3 = —20°/20°**) и посадочное (**δн/δ3 = -20°/40°**) положения приводит к увеличению коэффициента подъемной силы на взлетно-посадочных углах атаки, а значит, способствует обеспечению требуемых скоростей на этапах взлета и посадки.



Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки во взлетно-посадочной конфигурации самолета.



Прирост коэффициента подъемной силы за счет экранного эффекта близости земли.

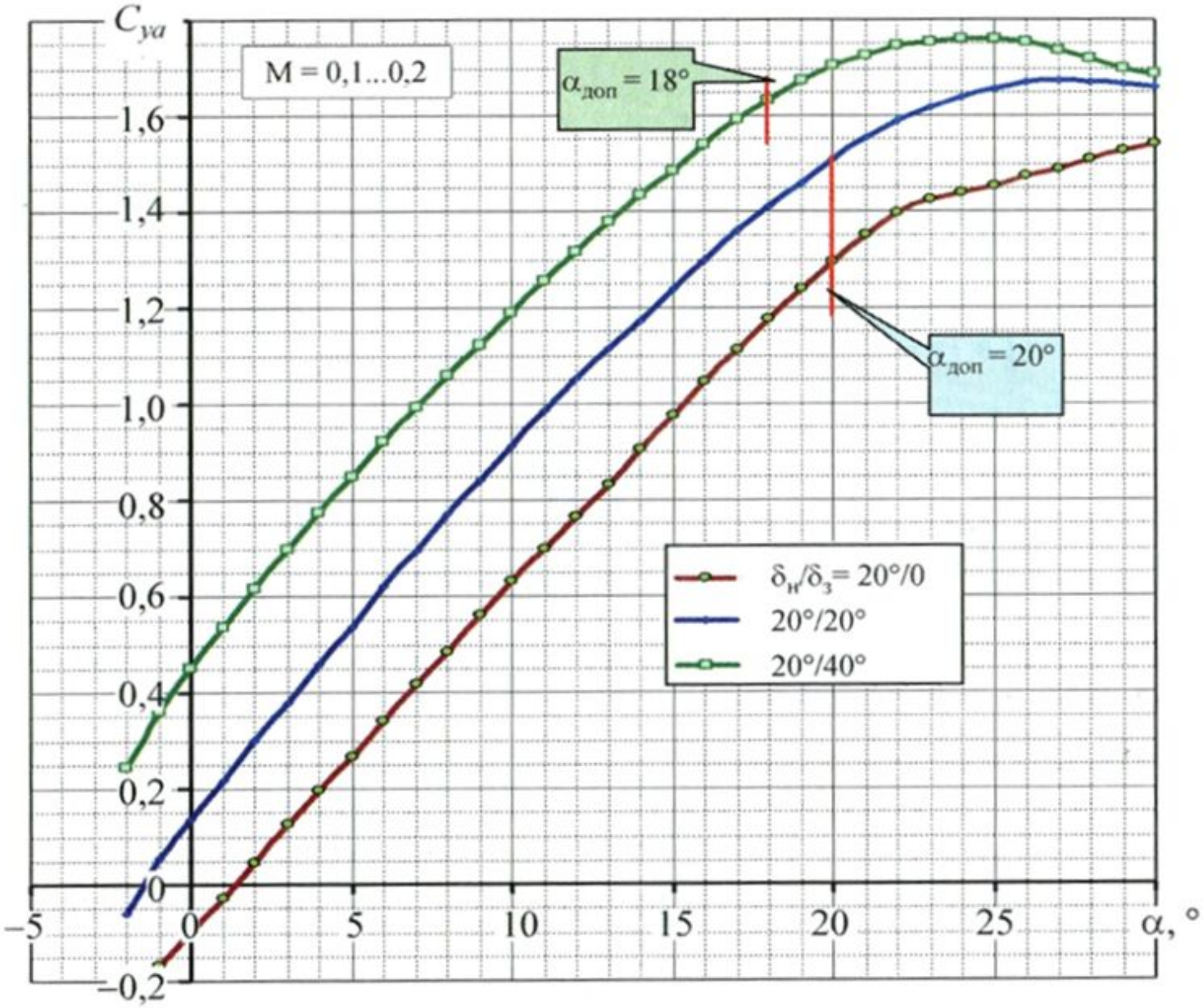


Рис. 2.42. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при M = = 0,1...0,2

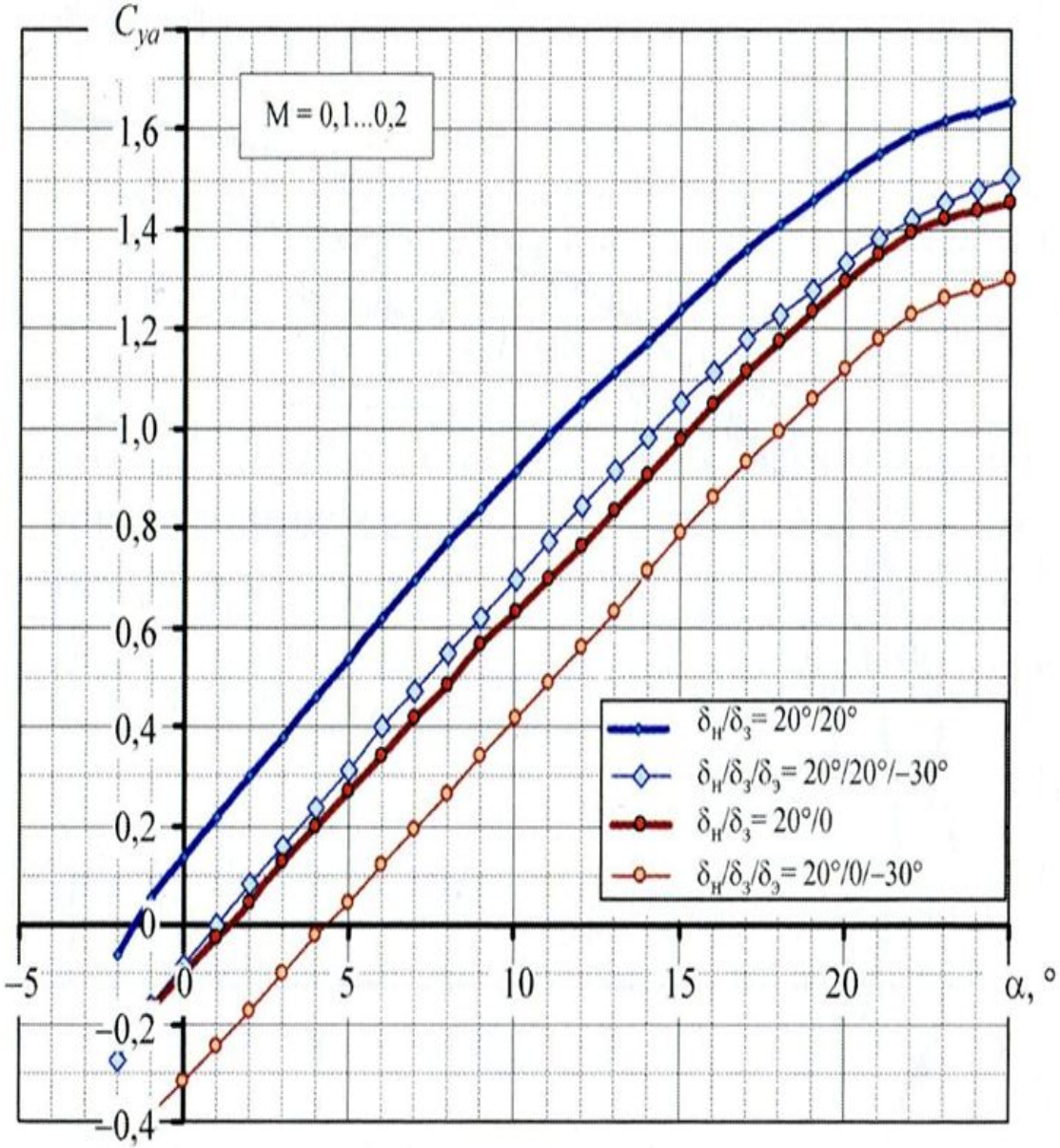
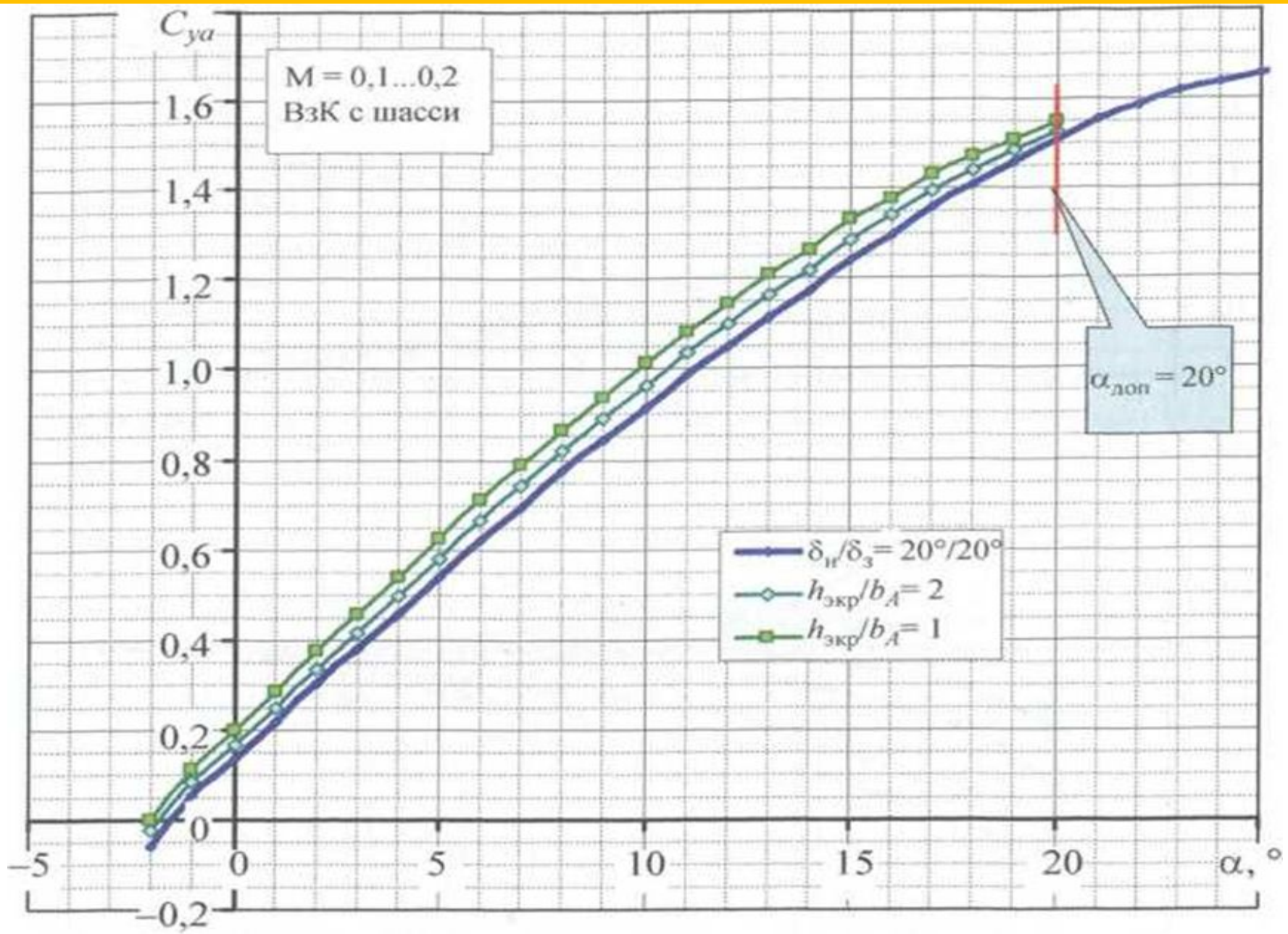


Рис. 2.46. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при "всплытии" элеронов

Влияние экрана на зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки



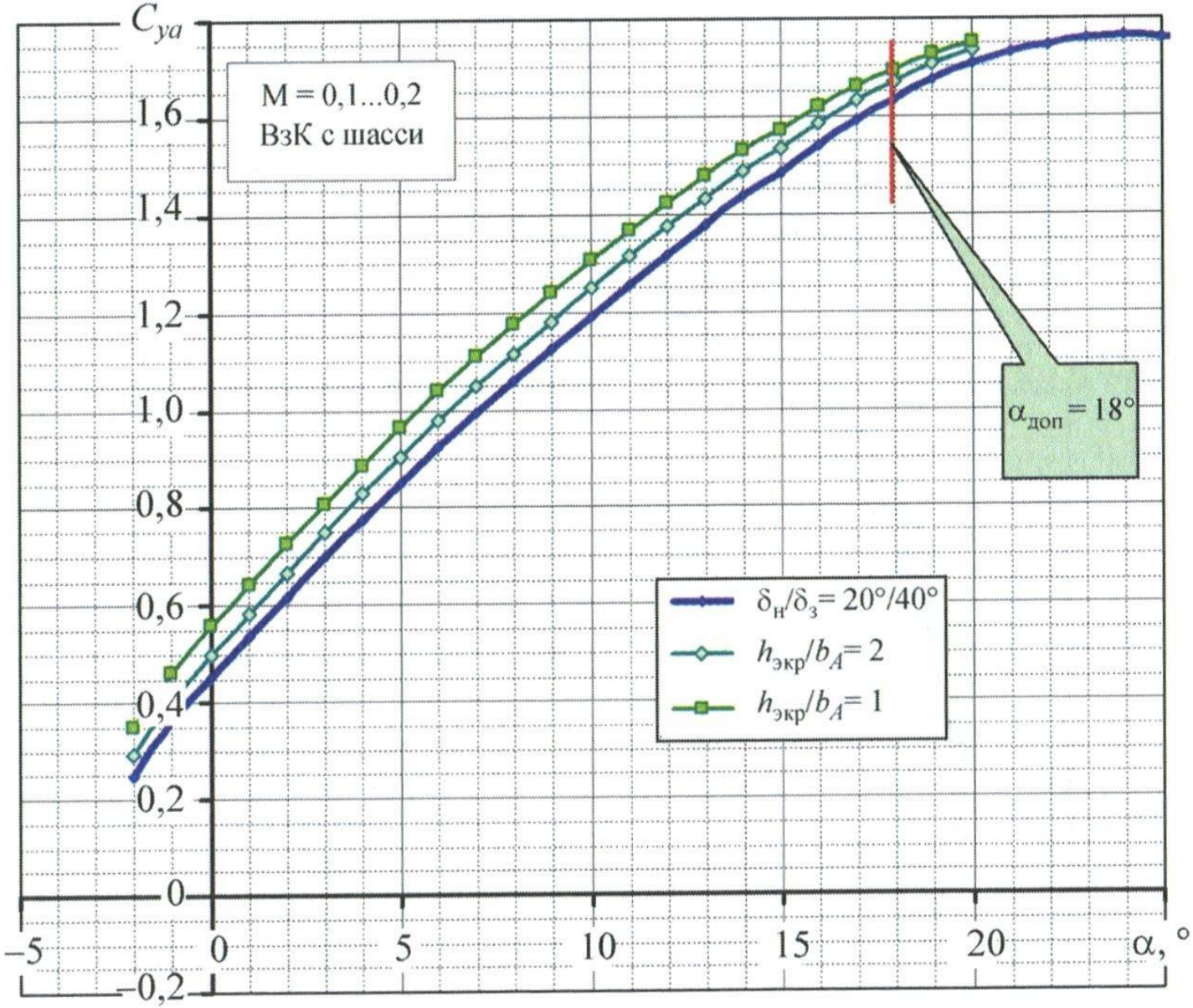
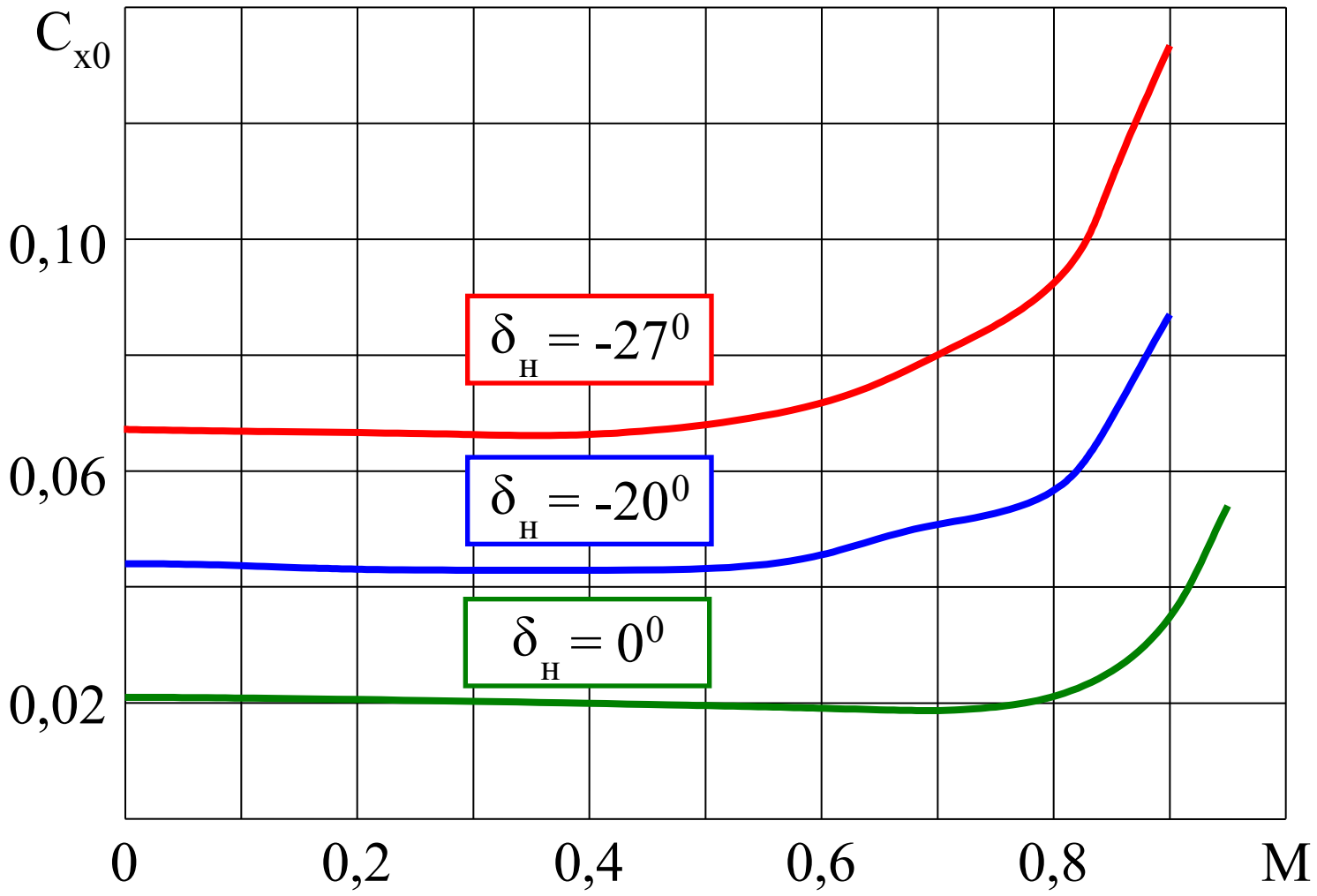


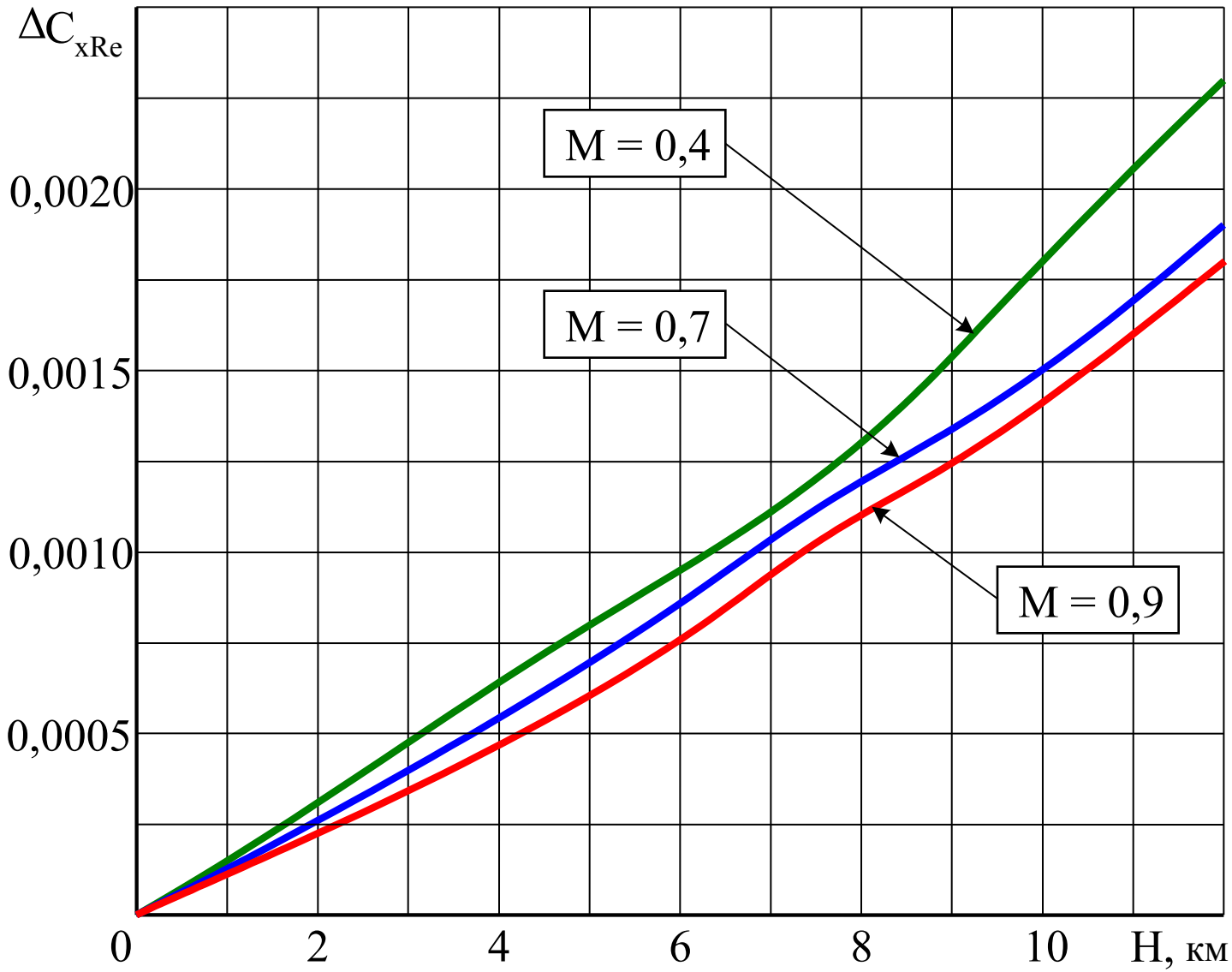
Рис. 2.59. Влияние экрана на зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

Второй вопрос:

Коэффициент лобового сопротивления С
Влияние различных факторов
зависимость Сх(α).



Коэффициента лобового сопротивления C_{x0} при нулевой подъемной силе при различном положении носков крыла.



Зависимость изменения коэффициента лобового сопротивления от числа Re.

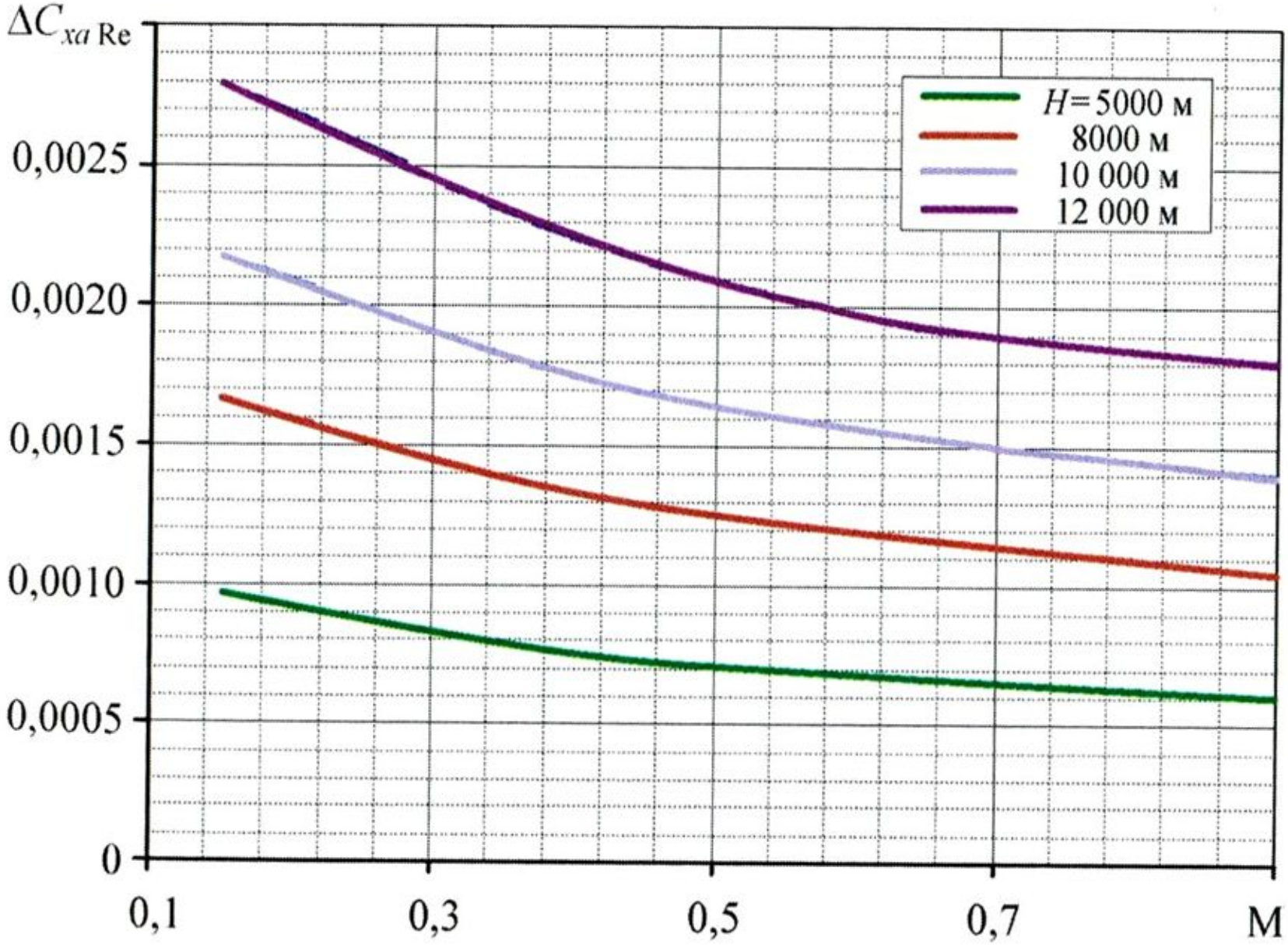
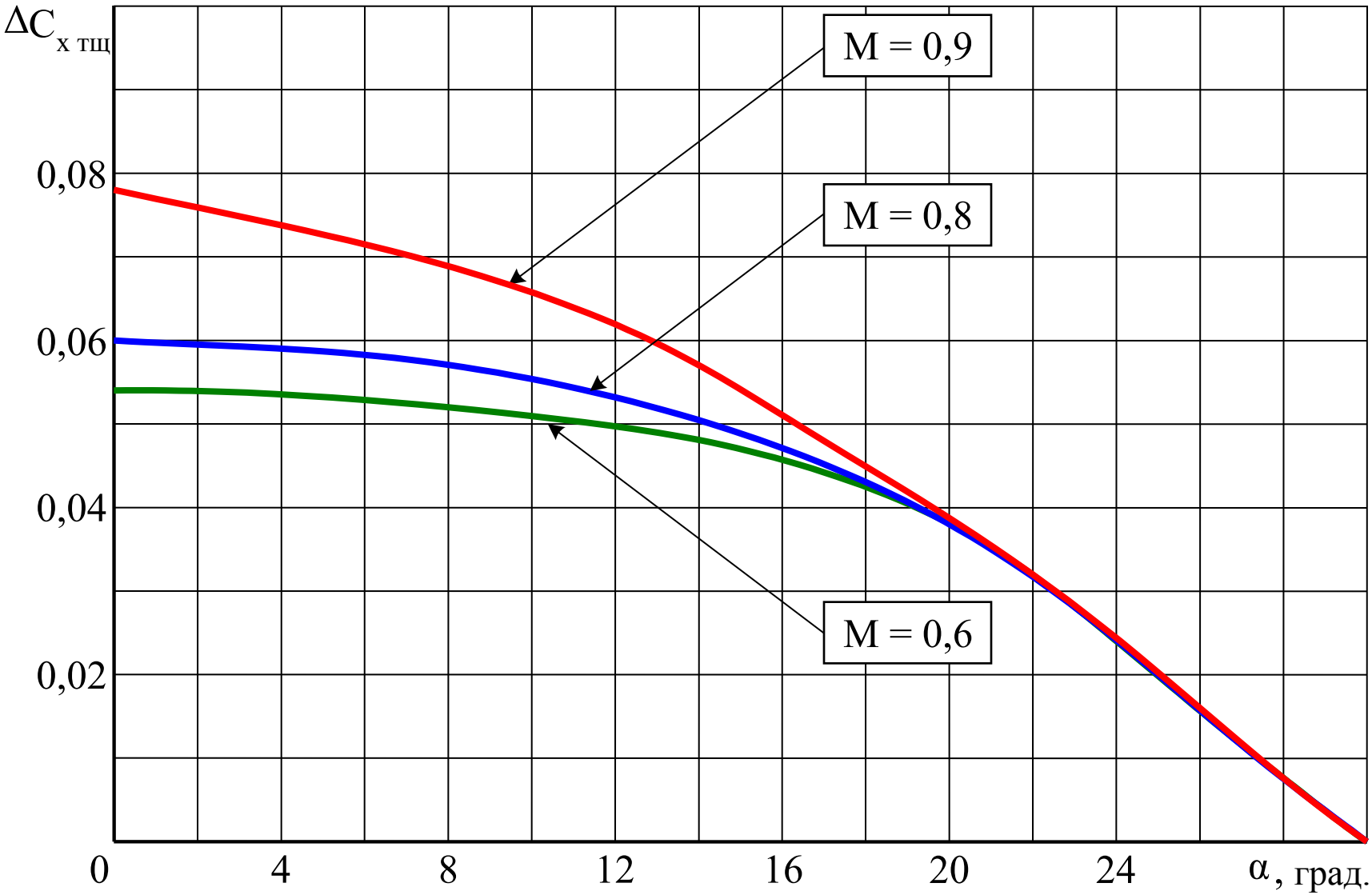


Рис. 2.31. Изменение коэффициента лобового сопротивления за счет числа Re

№ п/п	Вид подвески	Кол-во, шт.	$\Delta C_{x\ подв.}$
1	2	3	4
1.	Пилоны на точках подвески №1, №2 №3, №4,№5,№6	2	0,00085
2.	Контейнеры РЭП на точках подвески №7 и №8	2	0,00106
3.	Подвеска управляемых ракет "воздух-воздух": - пусковое устройство П-72-1Д - ракета Р-73	 2 2	 0,00064 0,00170
4.	Подвеска управляемых ракет "воздух-поверхность": - пусковое устройство АПУ-68УМЗ - ракета Х-25МС	 2 2	 0,00064 0,00553
5.	Подвеска неуправляемых реактивных снарядов: - Б-8М-1 -Б-13Л - С-25, С-25ОФМ	 2 2 2	 0,00850 0,00638 0,00553
6.	Подвеска авиационных бомб: - КАБ-500 - ФАБ-500 - РБК-500 - ФАБ-250 - ФАБ-100-120	 2 2 2 2 2	 0,00425 0,00340 0,00510 0,00170 0,00300
7.	Артиллерийская установка СНПУ-130	1	0,00106
8	ПТБ	2	0,00300



Зависимость изменения коэффициента лобового сопротивления от числа M и угла атаки при $\delta_{тщ} = 45^0$.

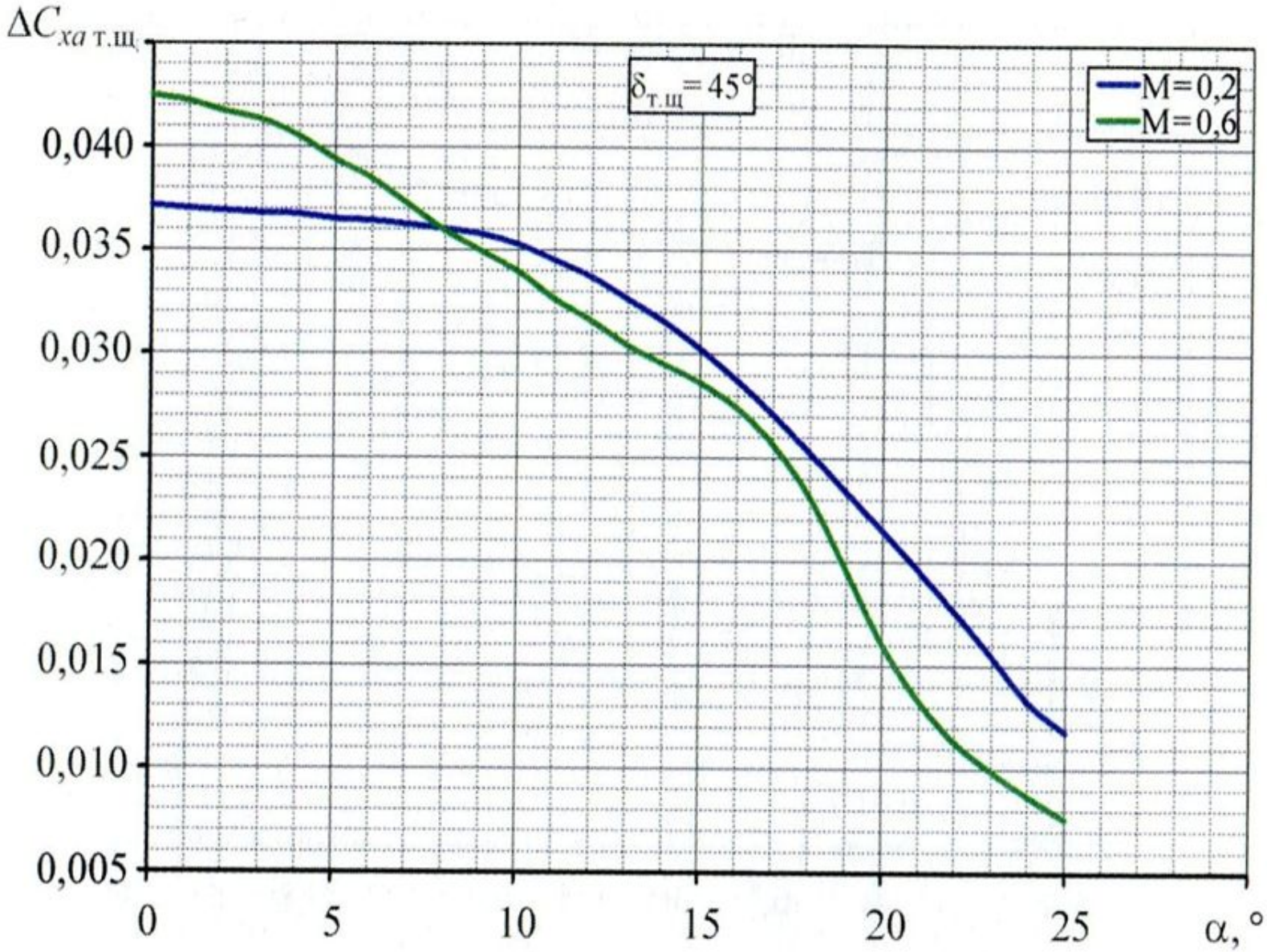
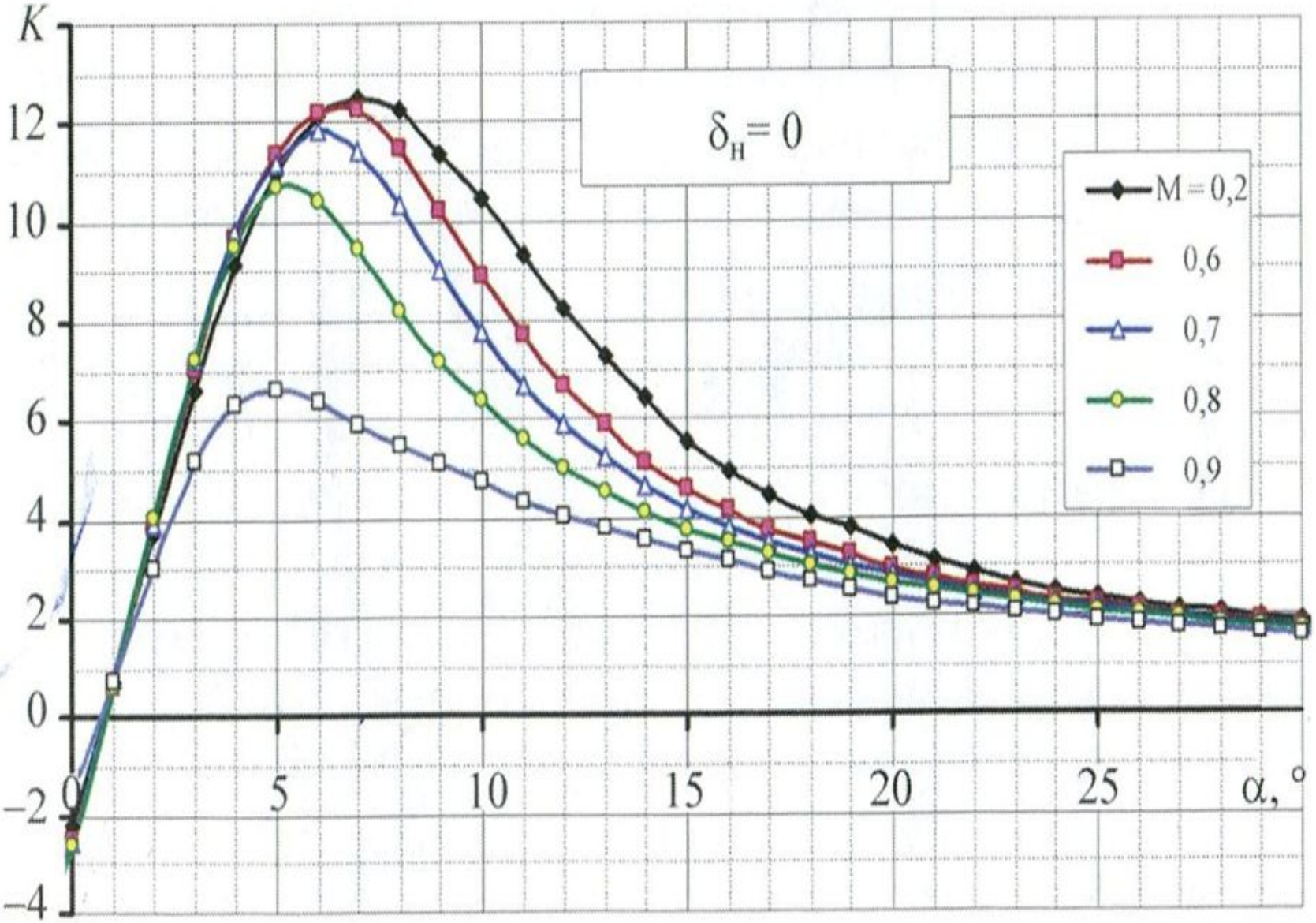


Рис. 2.28. Прирост коэффициента лобового сопротивления при выпуске тормозного щитка

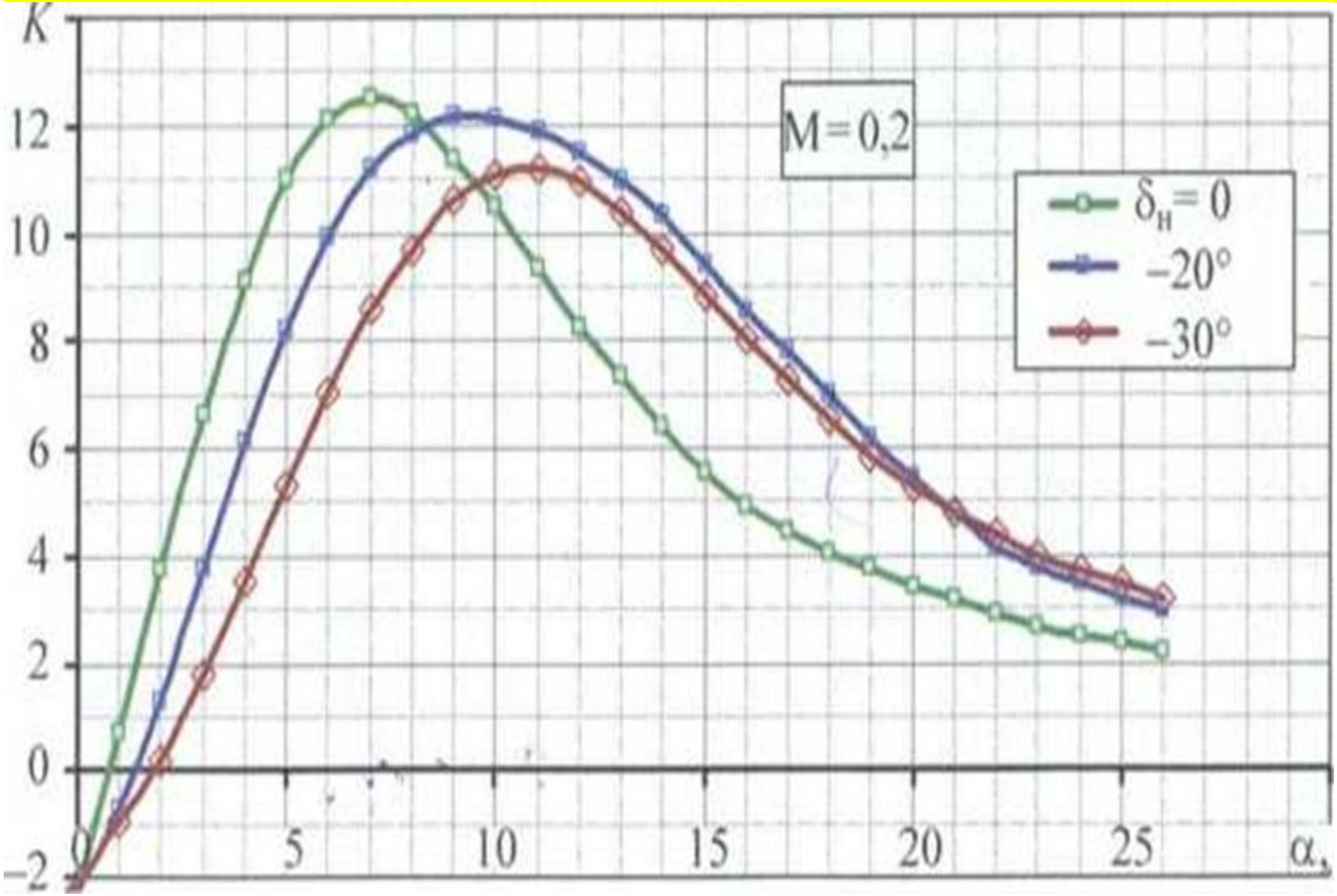
Третий вопрос:

Влияние различных факторов на аэродинамическое качества самолёта.

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_н = 0$ для разных чисел М



Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_н = 0$ для разных чисел М



Из графиков видно, что своевременное (по *a* и М) отклонение носков крыла приводит к повышению аэродинамического качества за счет снижения индуктивной составляющей коэффициента лобового сопротивления при больших углах атаки и, соот ветственно, величинах C_{ya}.

Максимальное аэродинамическое качество достигается при наивыгоднейшем угле атаки $a_{нв}$.

Как следует из графика значение наивыгоднейшего угла атаки при убранных носках изменяется от ≈ **7 до 5°** при увеличении числа Маха от 0,2 до 0,9.

При отклонении носков аэродинамическое качество существенно возрастает при углах атаки, больших **10°**

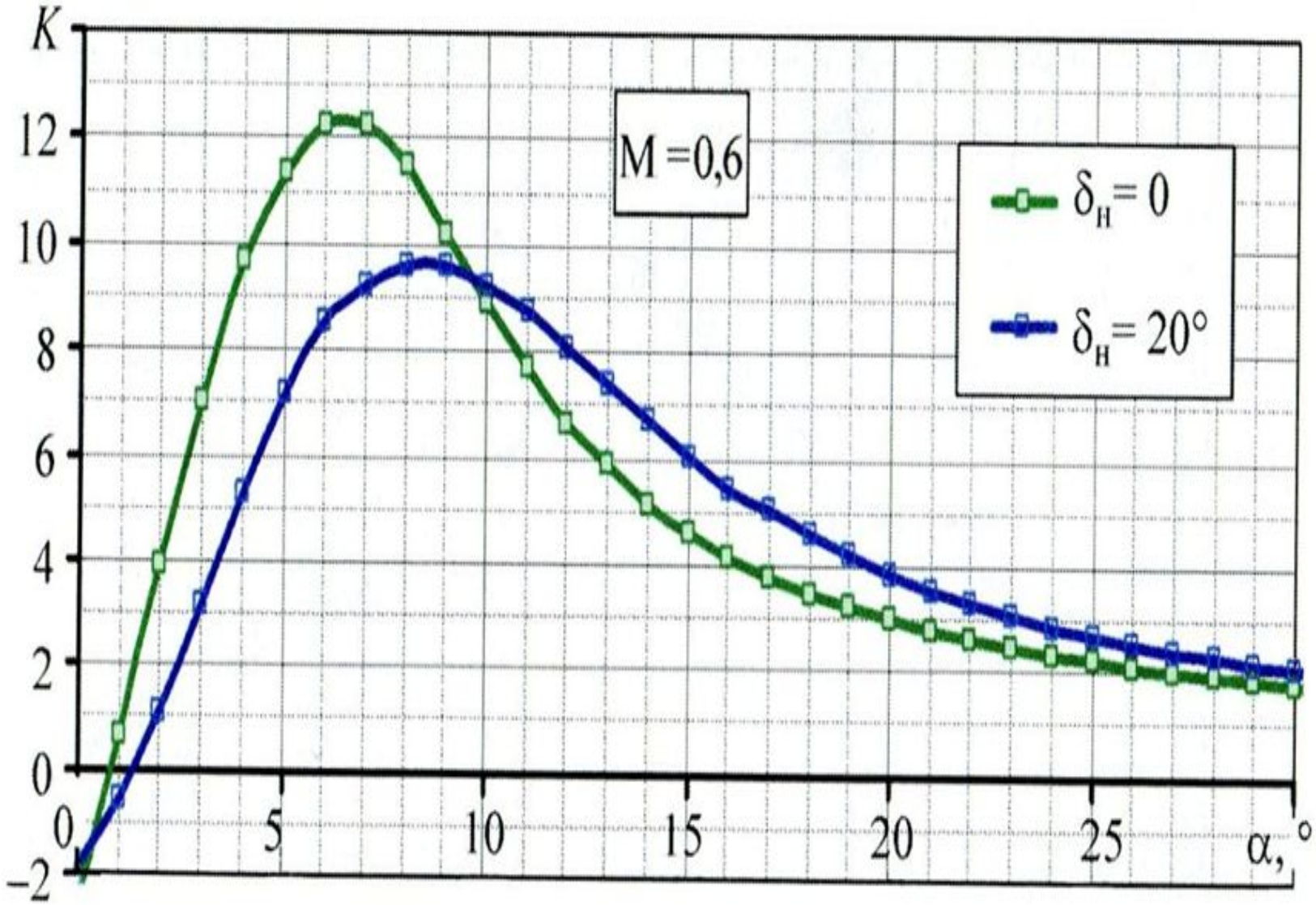


Рис. 2.21. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при M = 0,6 и $\delta_н$ = 0; 20°

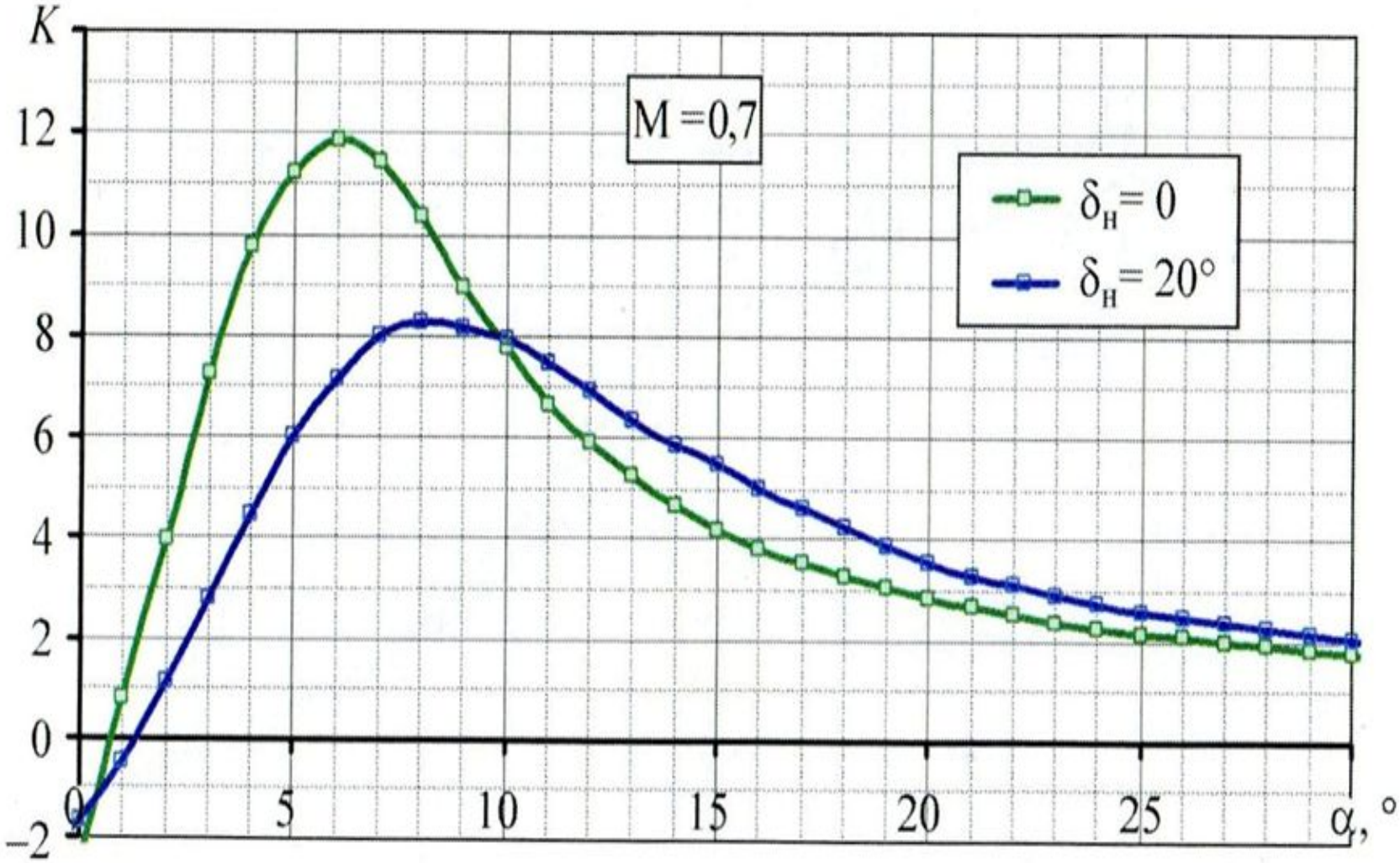


Рис. 2.25. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при M = 0,7 и $\delta_н$ = 0; 20°

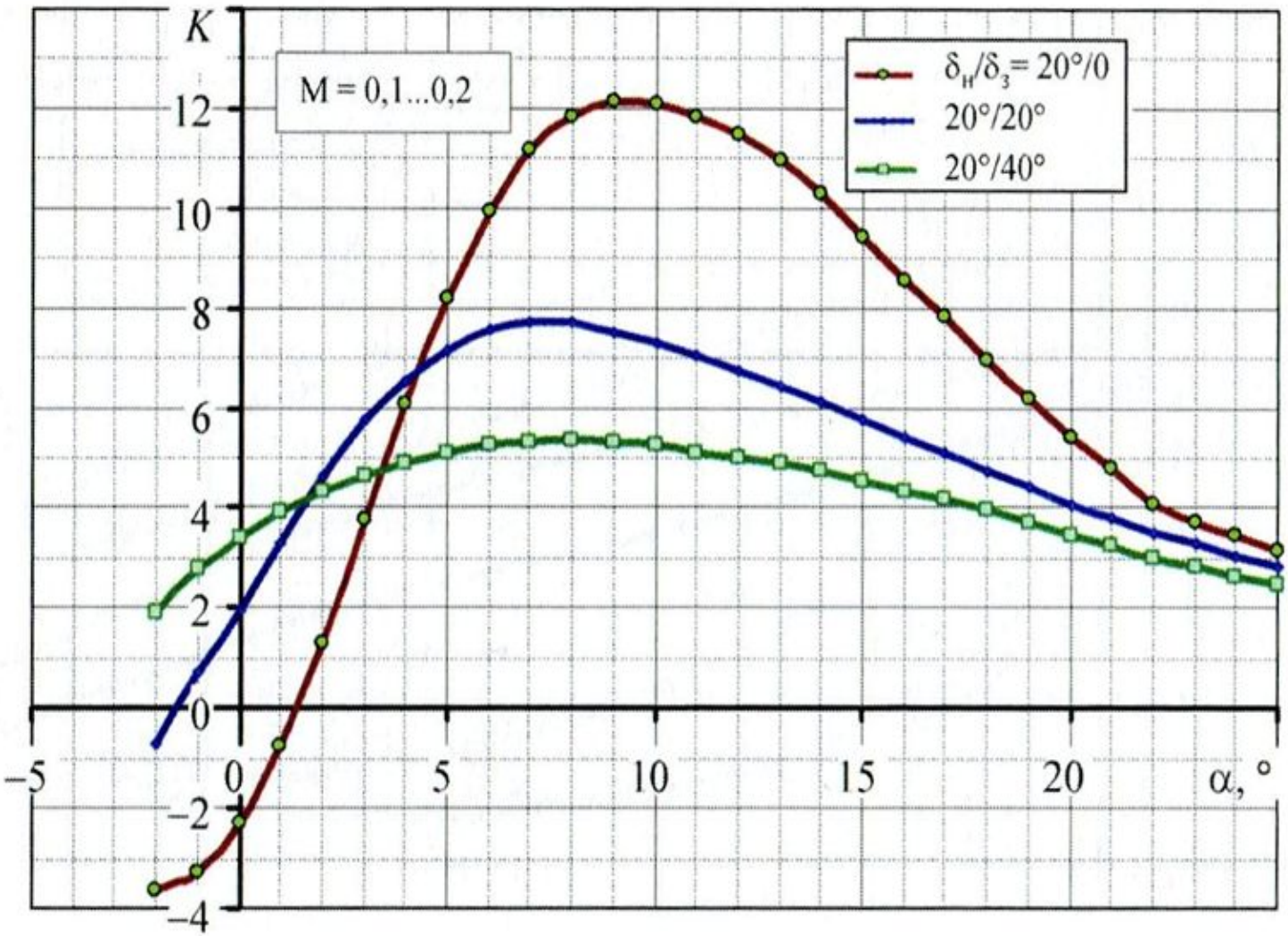


Рис. 2.45. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при M = 0,1...0,2

Аэродинамическое качество при выпуске закрылков уменьшается
до ≈7,8 при взлётной конфигурации и
до ≈5,6 при посадочной конфигурации

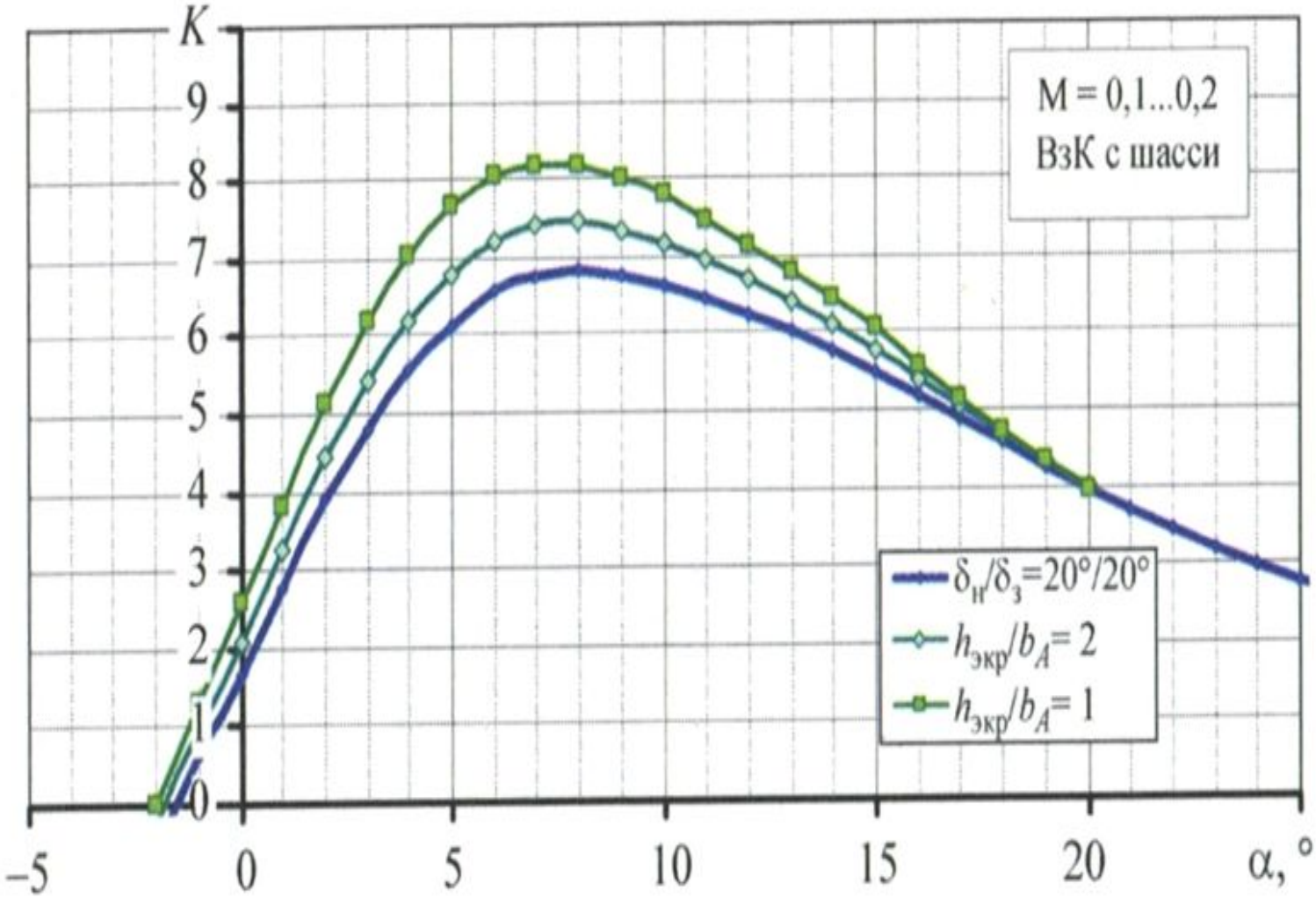
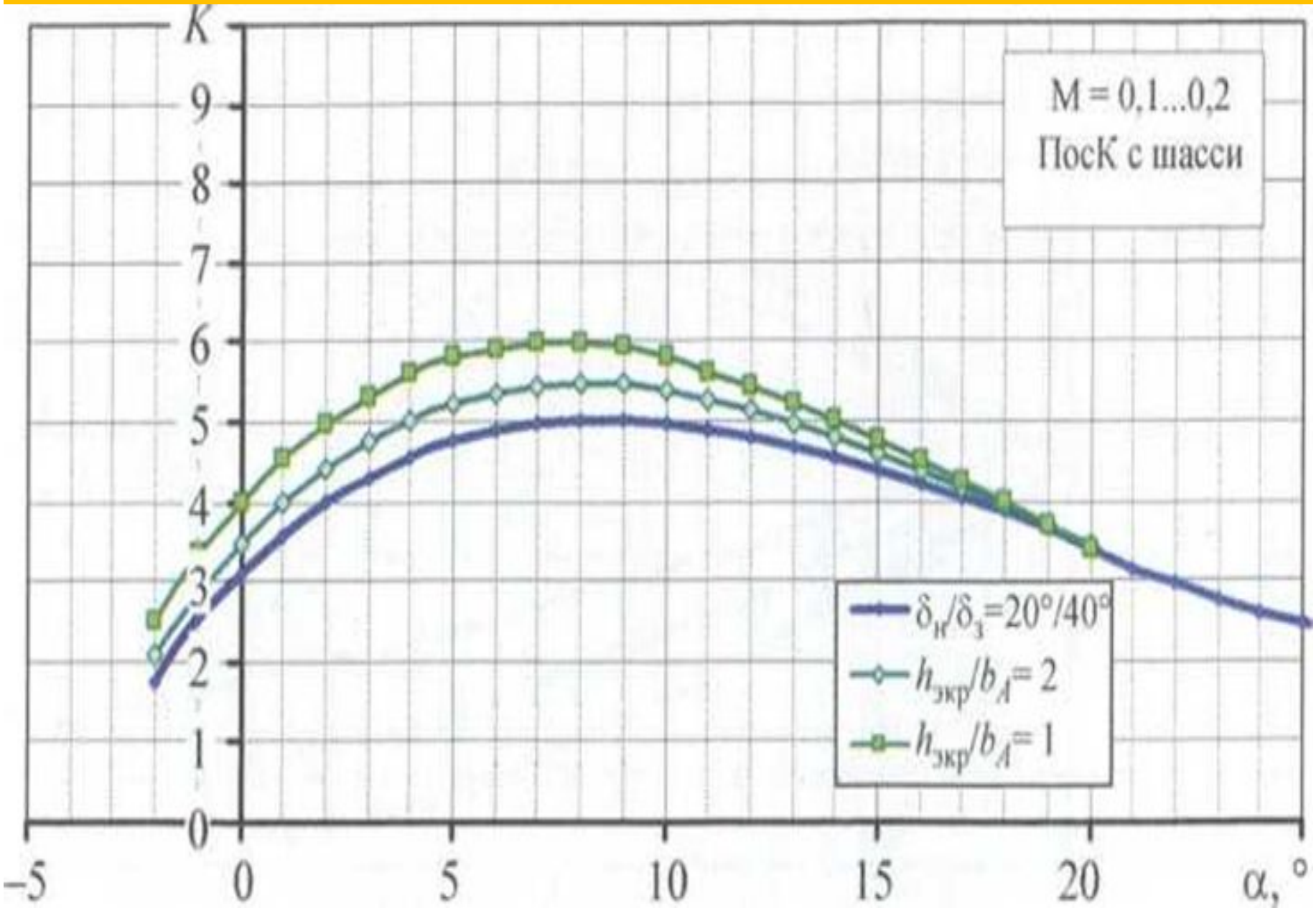


Рис. 2.58. Влияние экрана на зависимости аэродинамического качества от угла атаки при взлетной конфигурации

Влияние экрана на зависимости аэродинамического качества от угла атаки при посадочной конфигурации



Балансировочное значение аэродинамического качества.

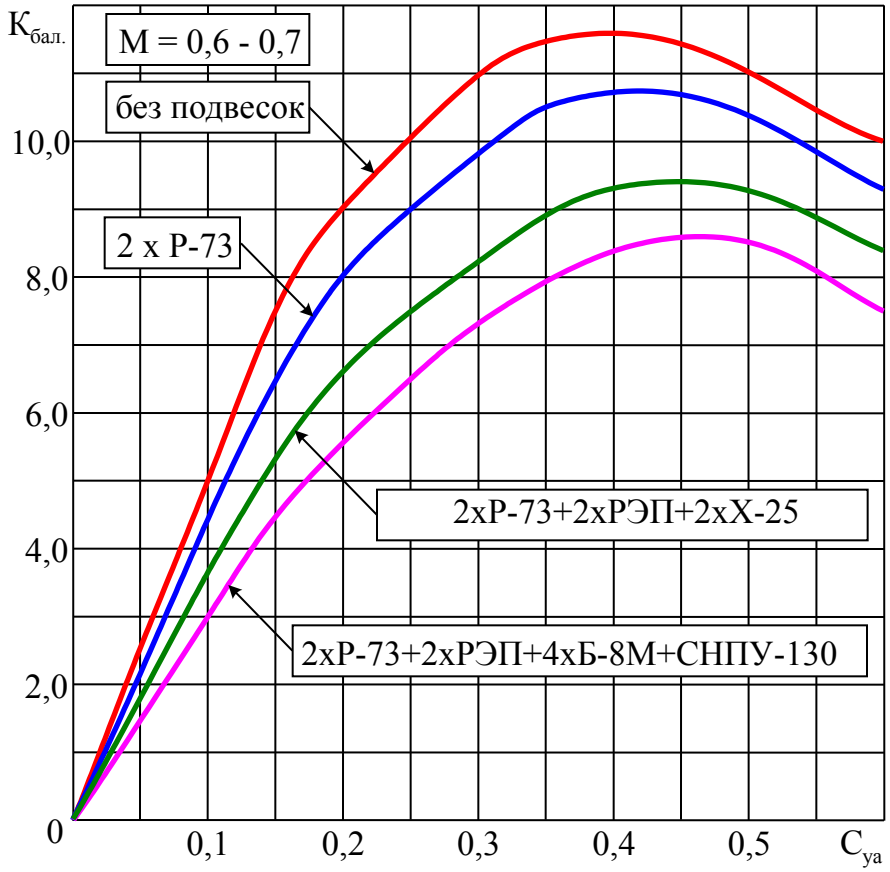
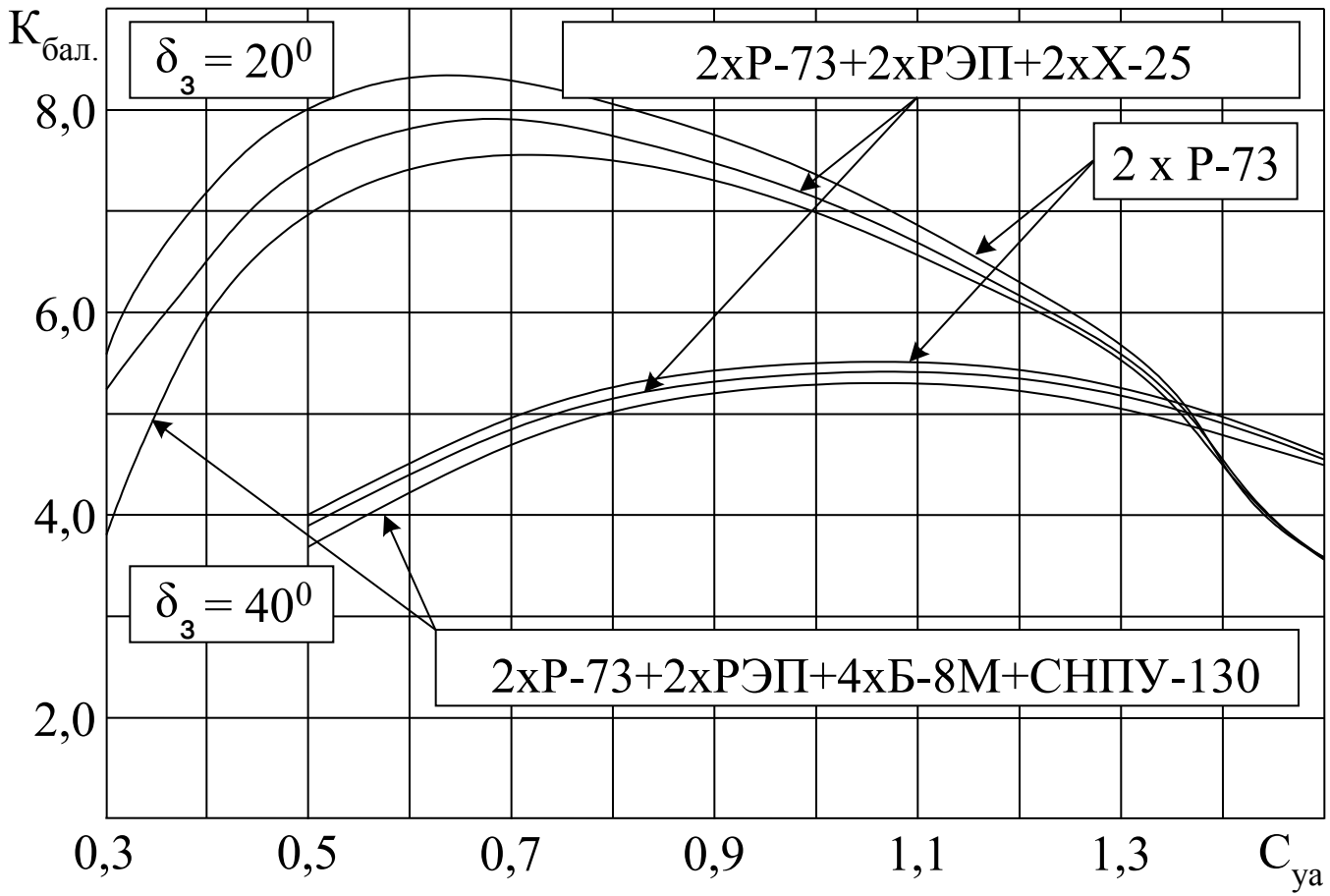


Таблица 1.5 Значения наивыгоднейшей скорости.

Параметр	Высота, м						
	200	1000	3000	5000	7000	9000	11000
$V_{нв.пр.}$, км/ч	350	350	350	350	360	360	360
$V_{нв.ист}$, км/ч	350	360	410	455	520	580	660
$К_{макс.}$	12,0	12,0	11,9	11,8	11,6	11,2	11,0

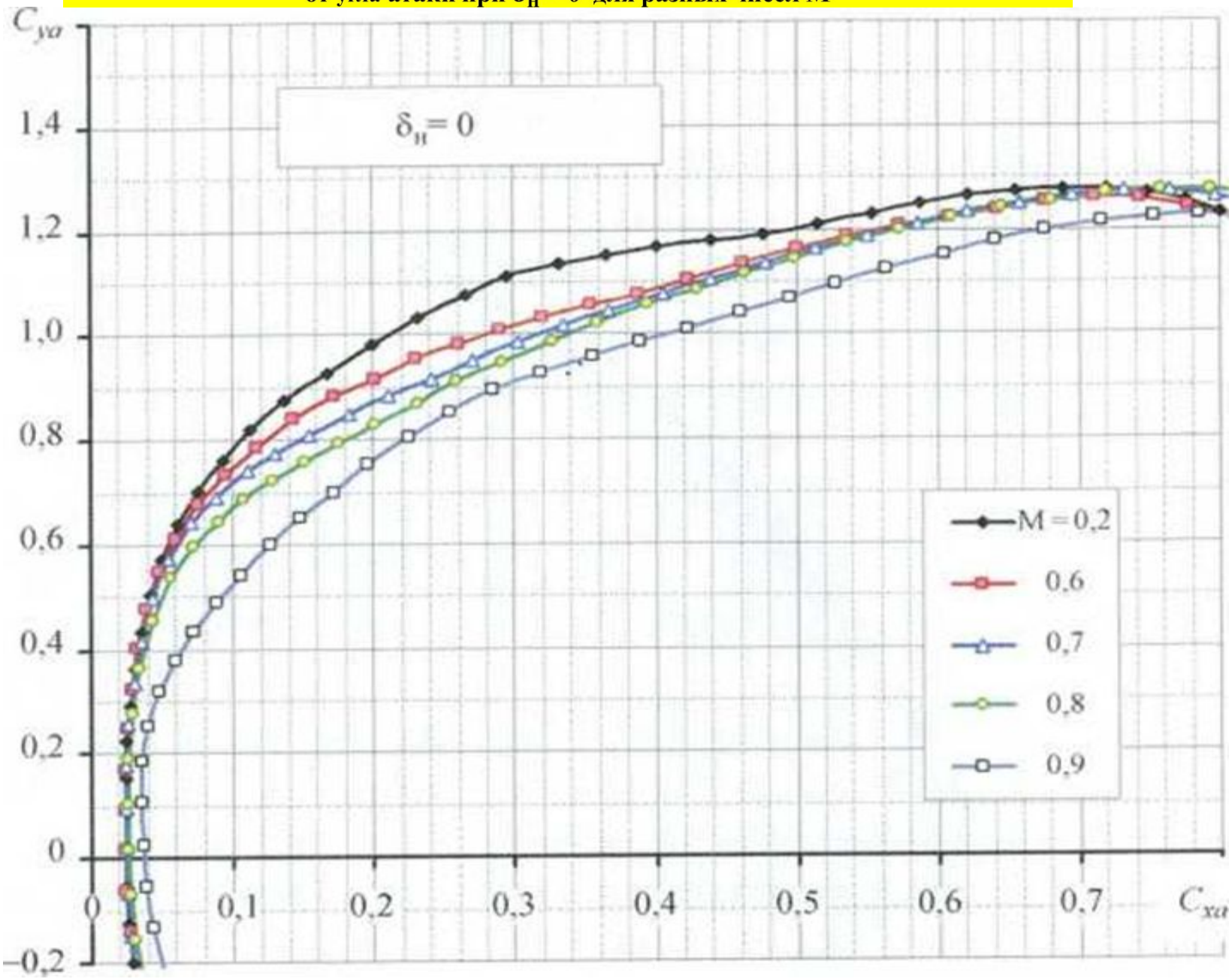


Балансировочное значение аэродинамического качества во взлетно-посадочной конфигурации.

Четвёртый вопрос:

Влияние различных факторов на поляру самолёта.

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_н = 0$ для разных чисел М



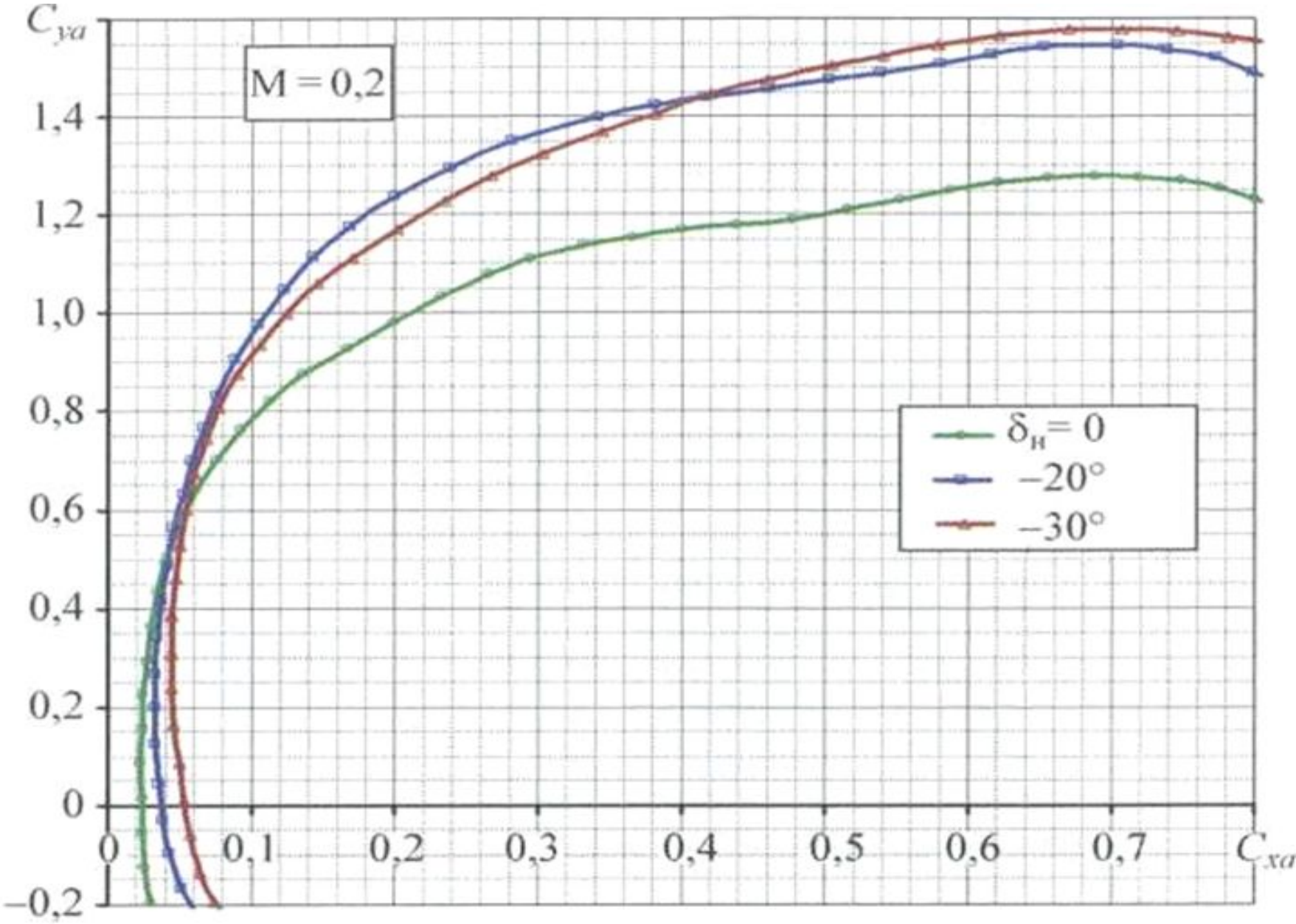
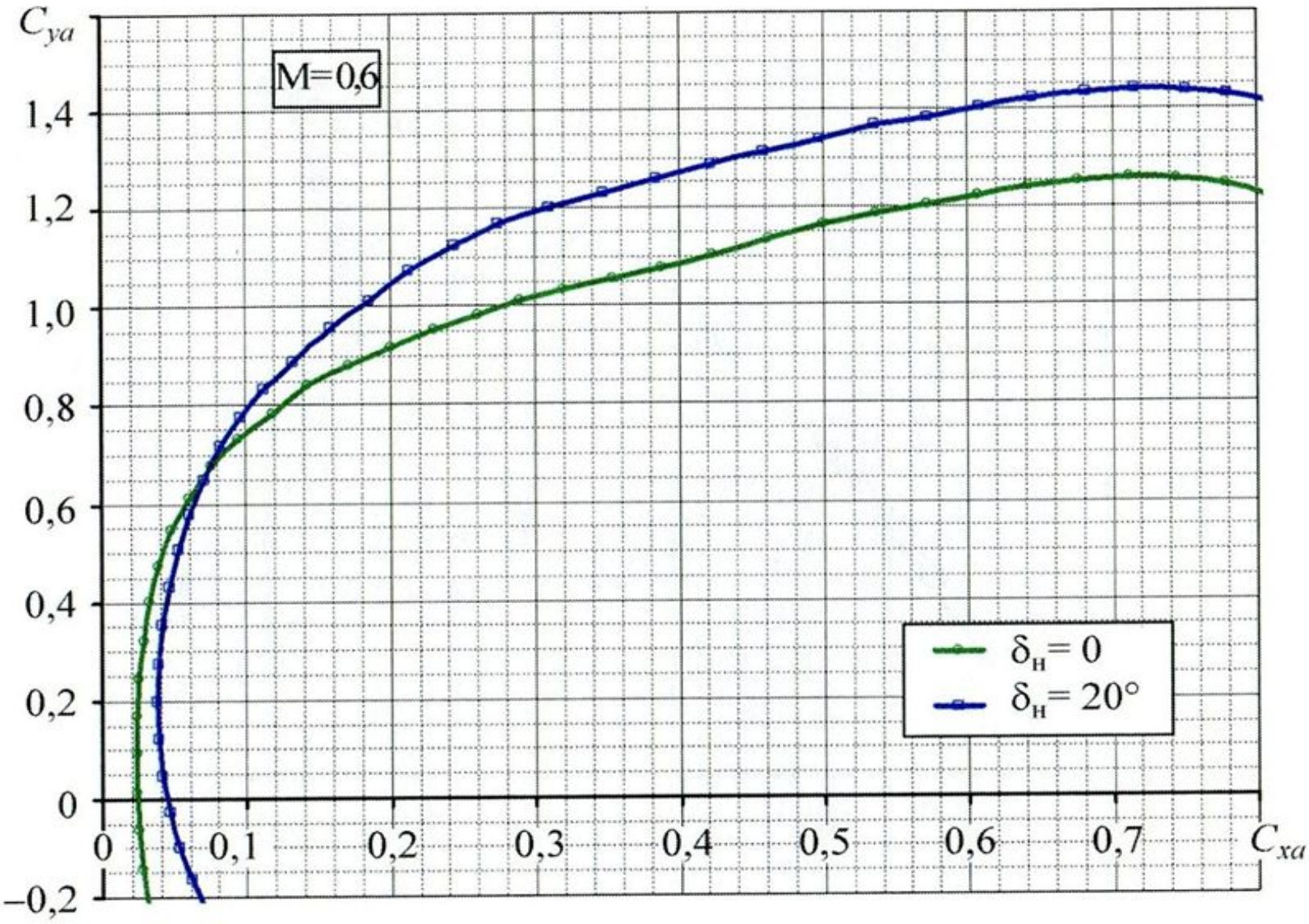


Рис. 2.16. Поляры при M = 0,2 и $\delta_н$ = 0; –20; –30°

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_н = 0$ для разных чисел М



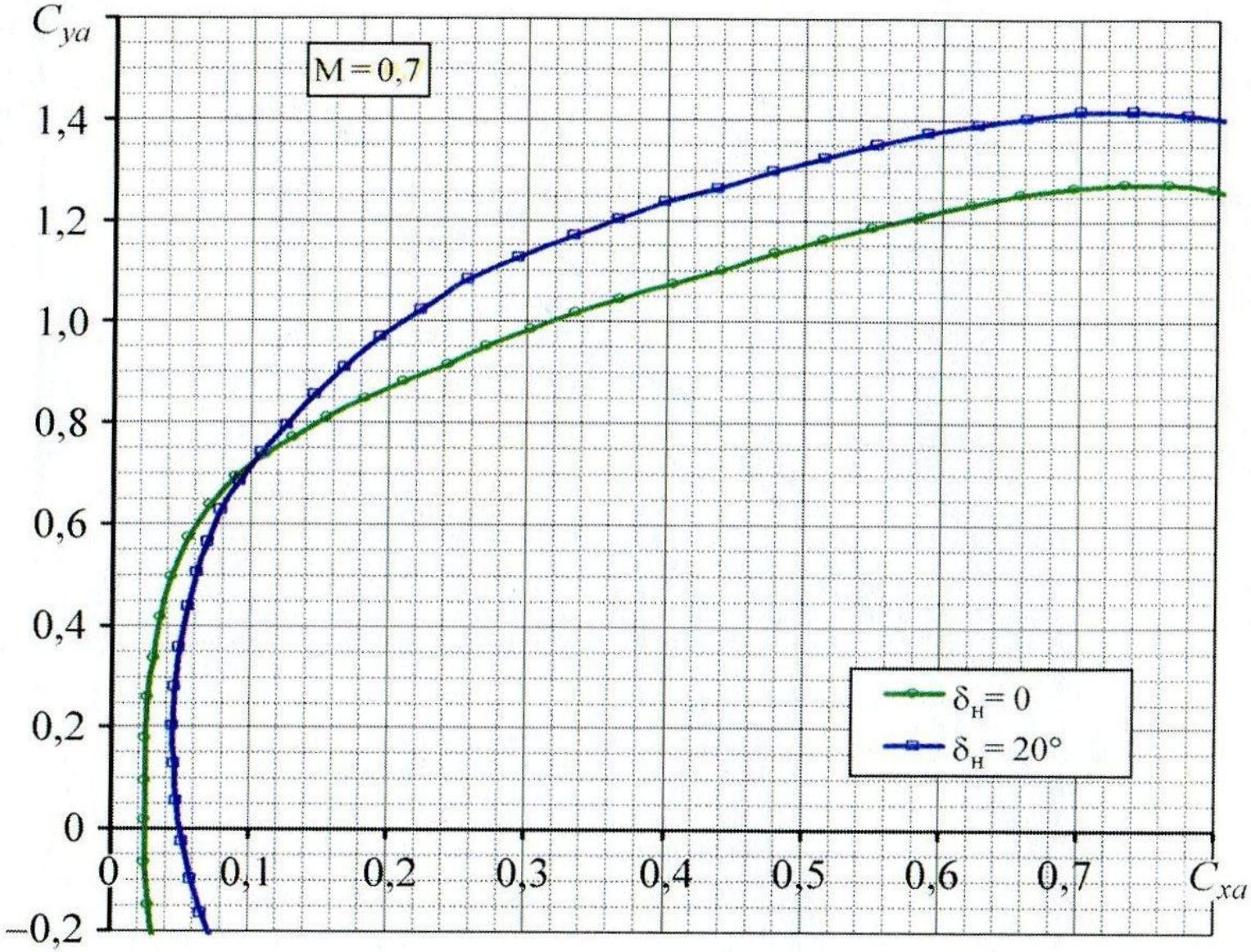


Рис. 2.24. Поляры при M = 0,7 и $\delta_н = 0$; 20°

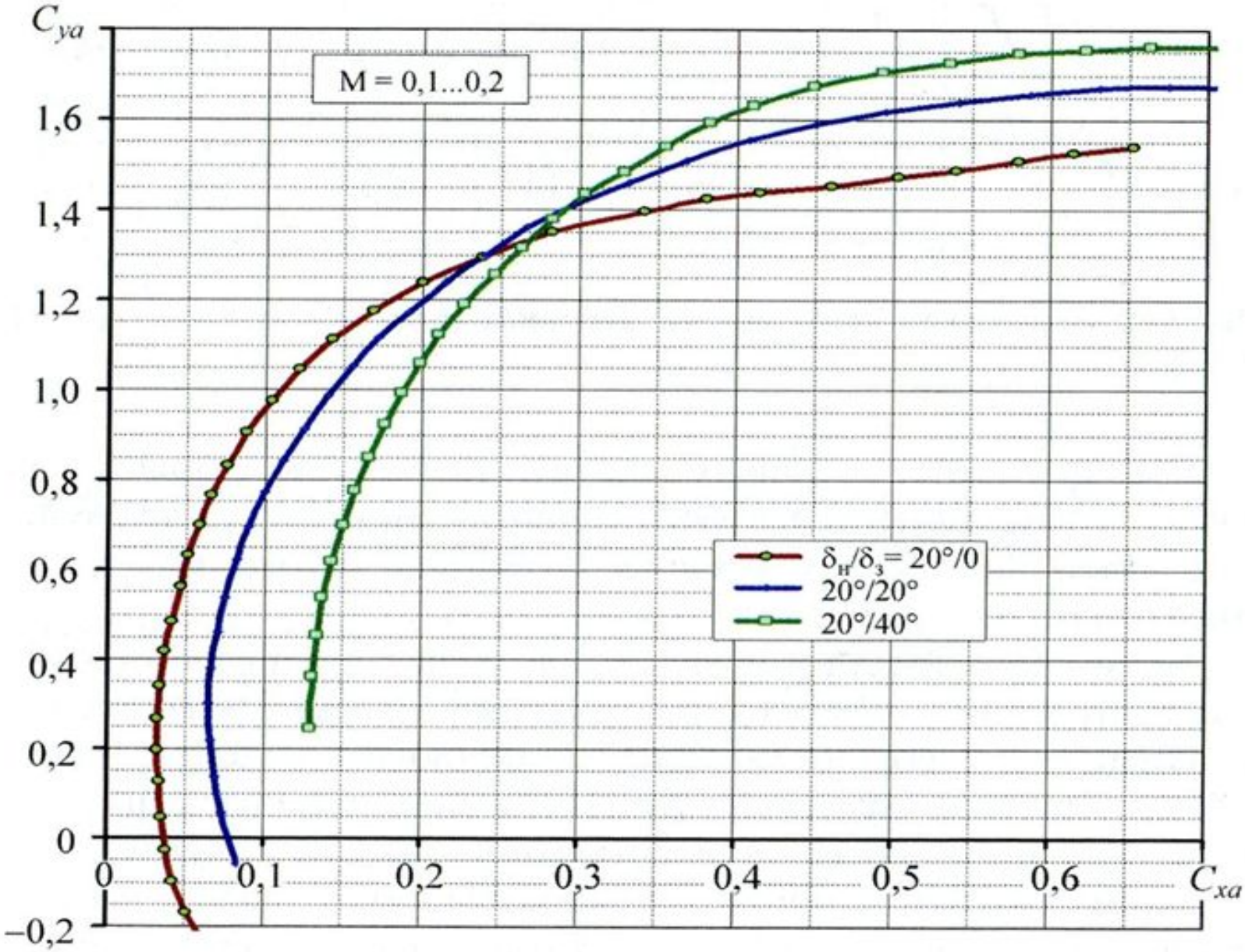


Рис. 2.44. Поляры при взлетно-посадочных конфигурациях

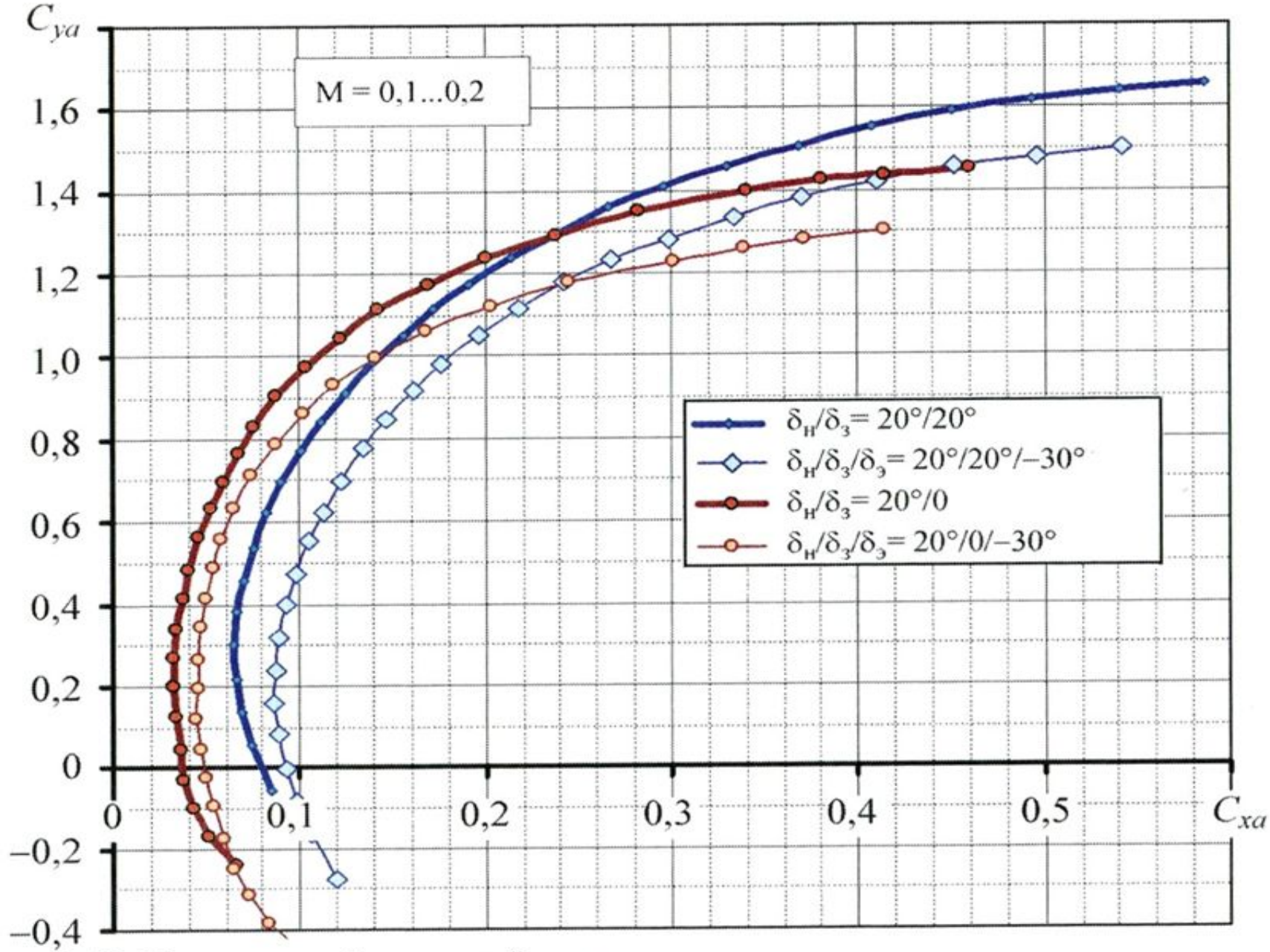


Рис. 2.48. Поляры при "всплытии" элеронов

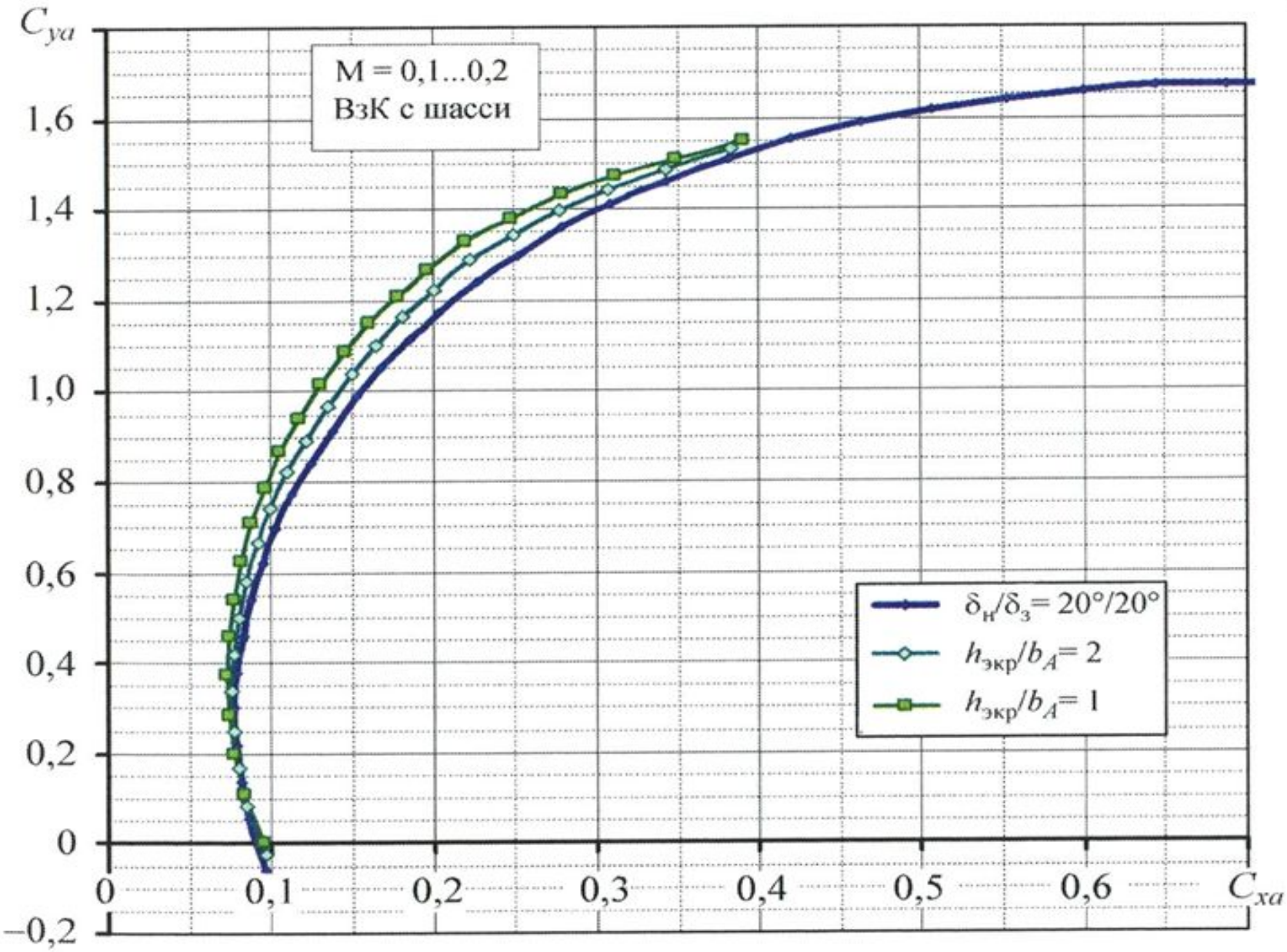


Рис. 2.57. Влияние экрана на поляры при взлетной конфигурации

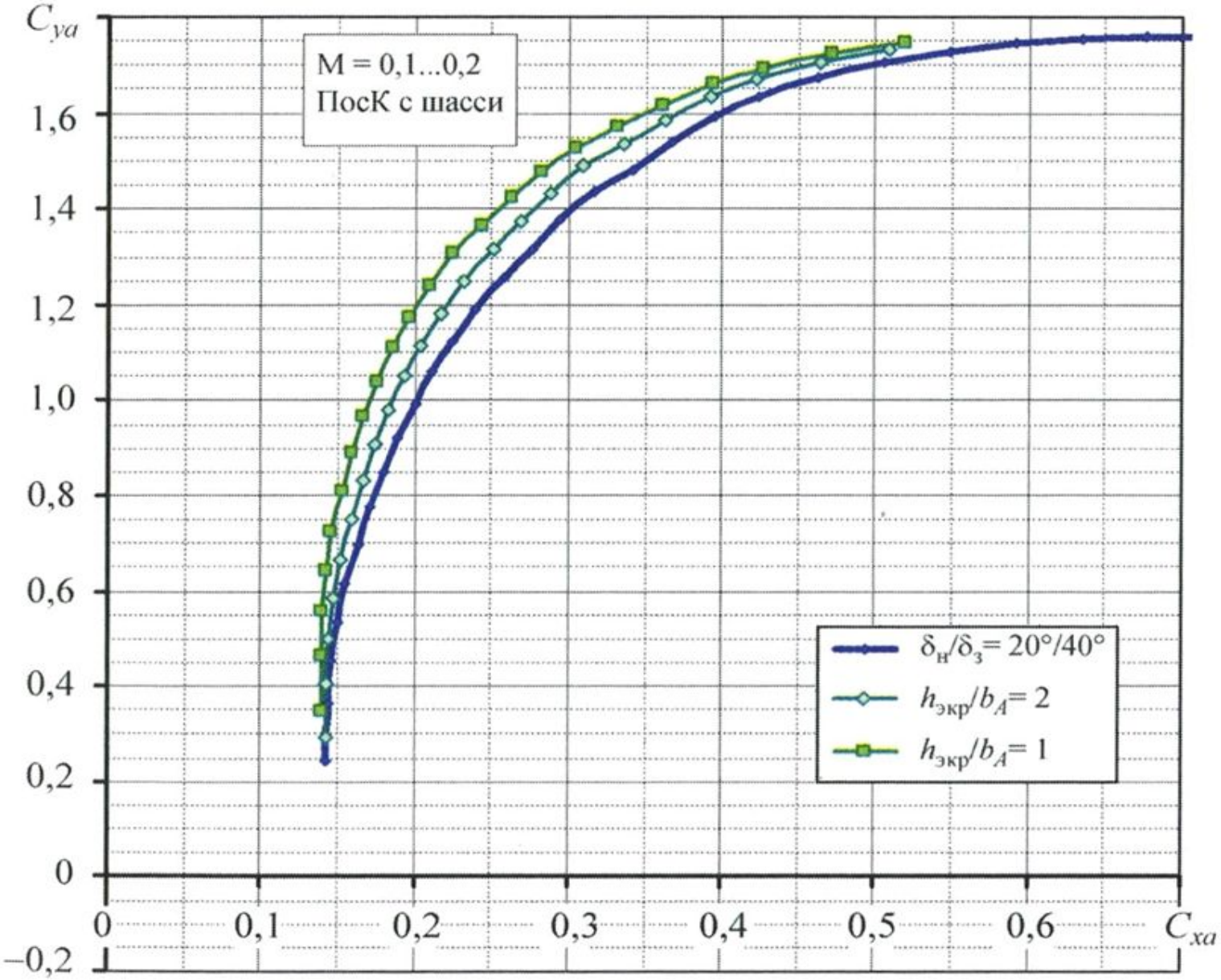
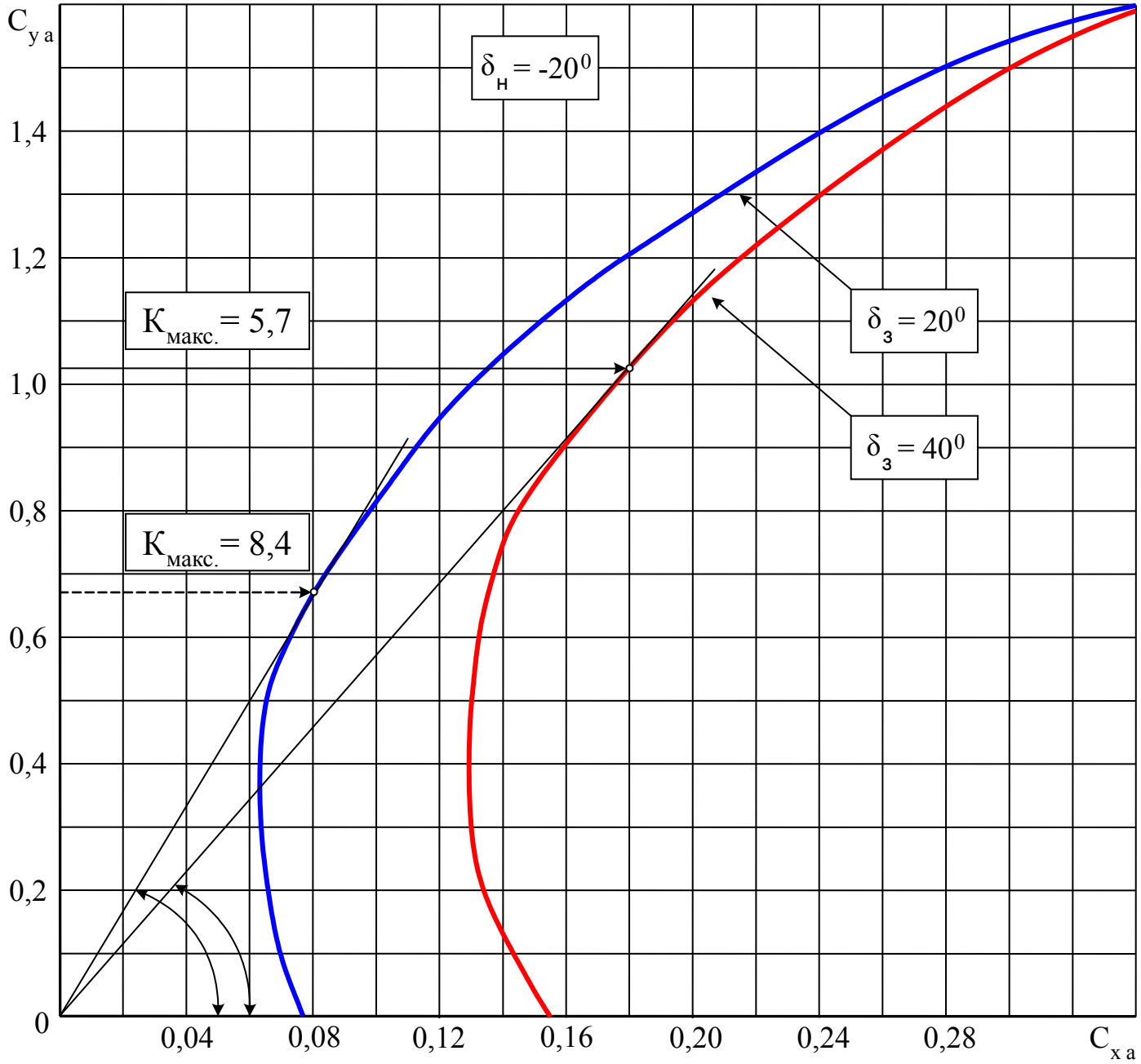
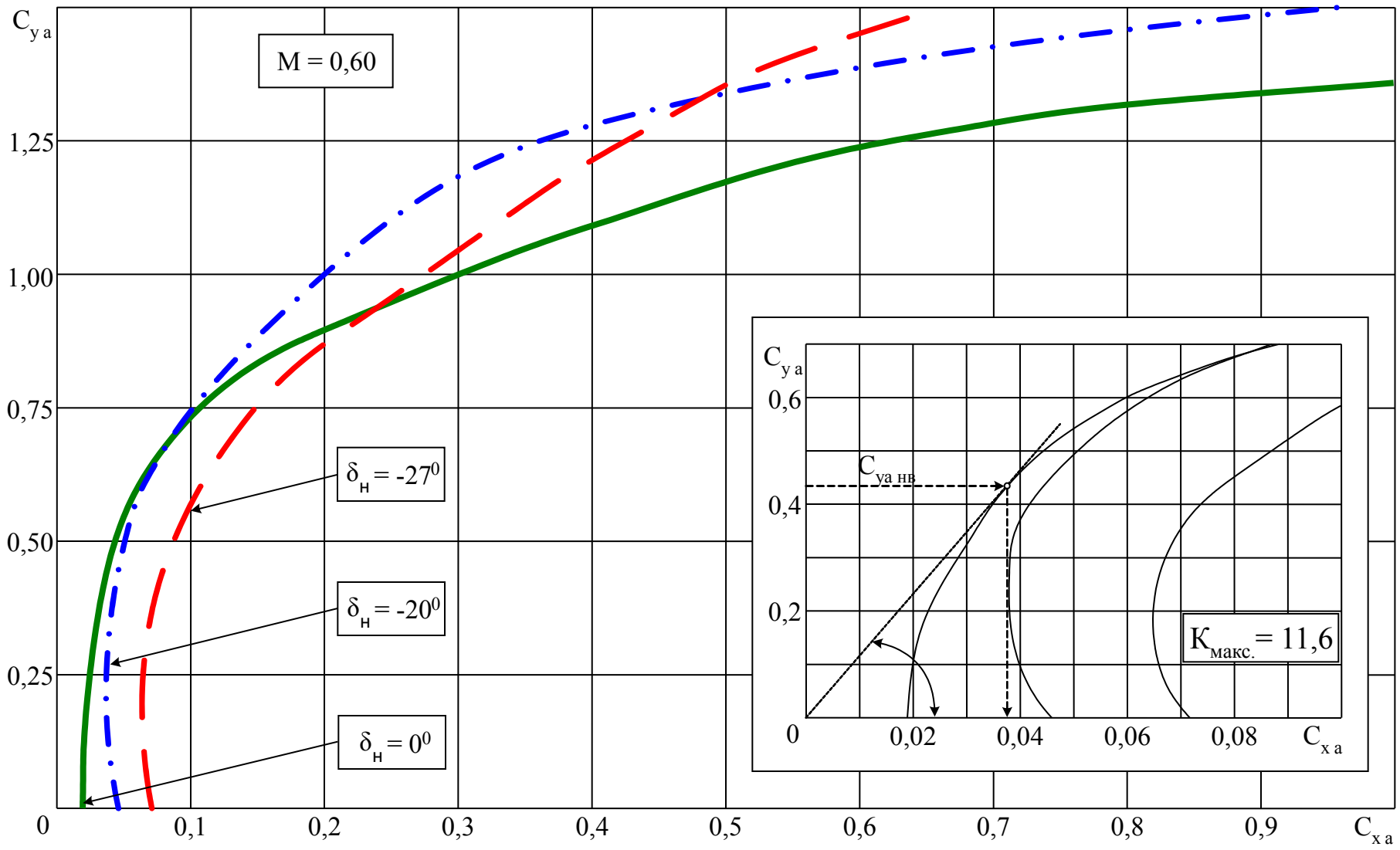


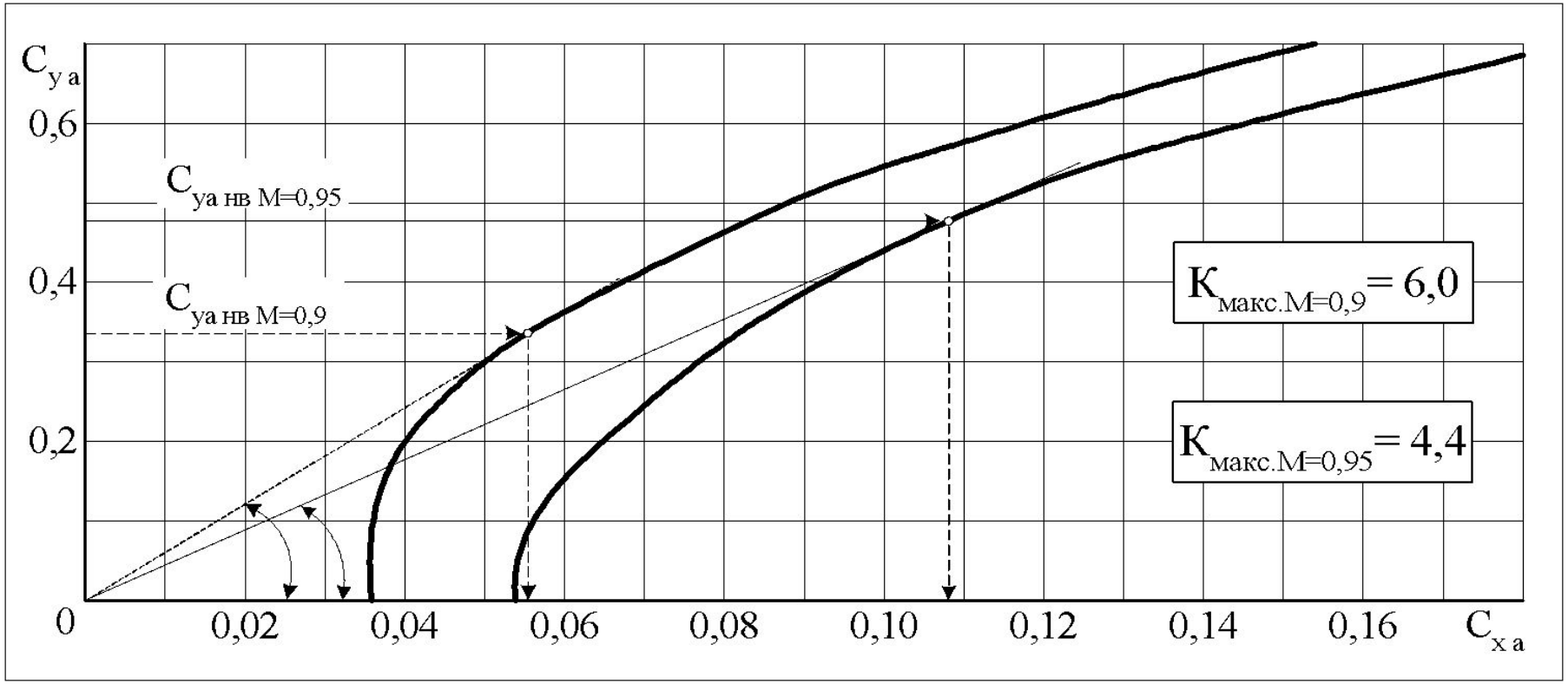
Рис. 2.61. Влияние экрана на поляры при посадочной конфигурации



Поляра самолета при взлетной и посадочной конфигурациях профиля крыла.



Поляра самолета в крейсерской конфигурации.



Поляра самолета в крейсерской конфигурации (М = 0,9-0,95).