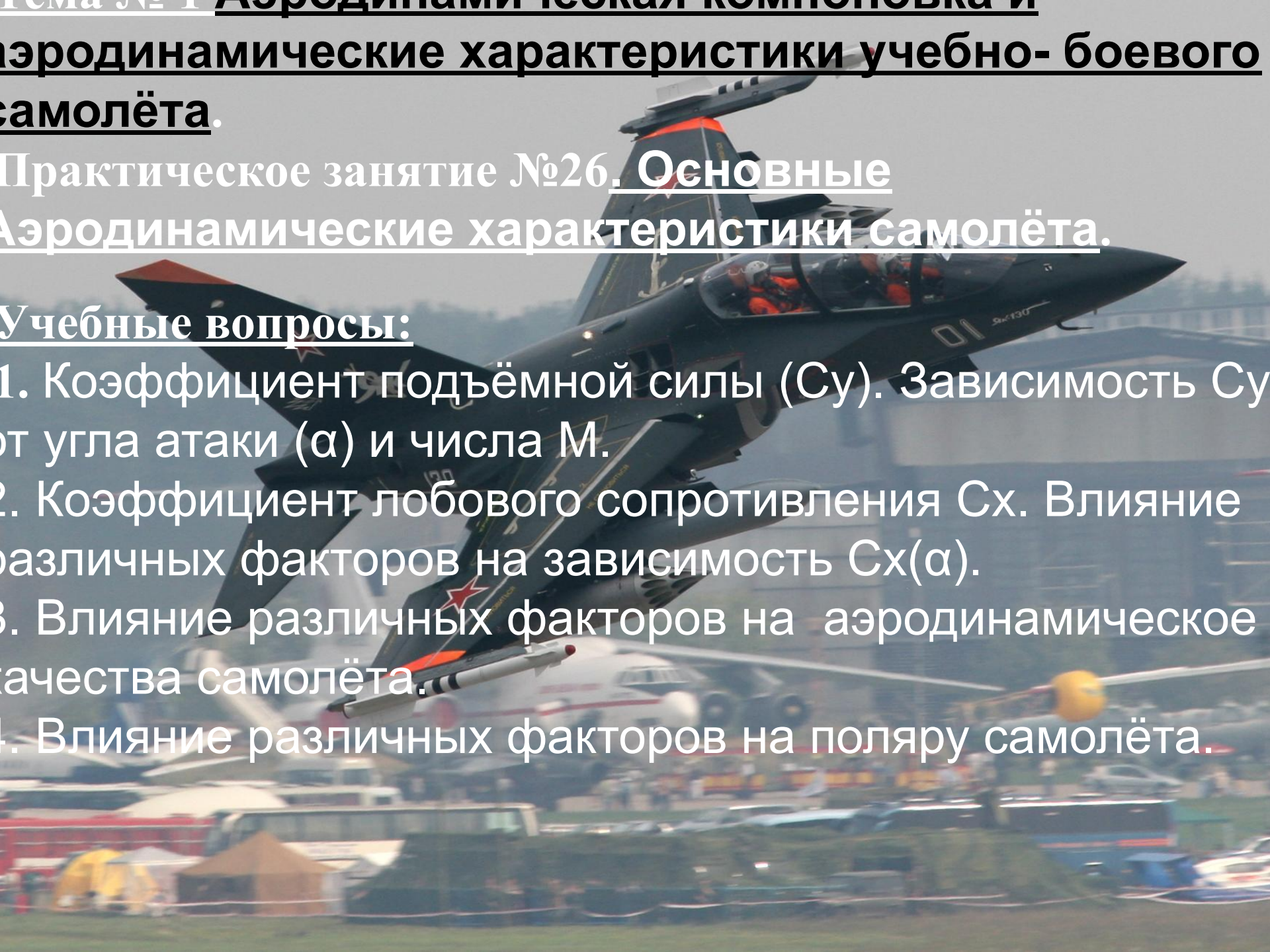


# Тема № 1. Аэродинамические характеристики учебно- боевого самолёта.

## Практическое занятие №26. Основные аэродинамические характеристики самолёта.

### Учебные вопросы:

1. Коэффициент подъёмной силы ( $C_y$ ). Зависимость  $C_y$  от угла атаки ( $\alpha$ ) и числа  $M$ .
2. Коэффициент лобового сопротивления  $C_x$ . Влияние различных факторов на зависимость  $C_x(\alpha)$ .
3. Влияние различных факторов на аэродинамическое качество самолёта.
4. Влияние различных факторов на полярю самолёта.



Первый вопрос:

Коэффициент подъёмной силы ( $C_y$ )  
Зависимость  $C_y$  от угла атаки ( $\alpha$ )  
числа  $M$ .



## 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  $C_{ya}$ , силы лобового сопротивления  $C_{xa}$  и момента тангажа  $m_z$  **от таких параметров, как** число  $M$ , угол атаки  $\alpha$ , 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  $X_a = C_{x_a} q S$ ;
- подъемная сила  $Y_a = C_{y_a} q S$ ;
- момент тангажа  $M_z = m_z q S b_A$ .

Боковые аэродинамические коэффициенты сил и моментов обычно рассматриваются

**в связанной системе координат**

и определяются следующим образом:

- поперечная сила  $Z = C_z q S$ ;
- момент крена  $M_x = m_x q S l$ ;
- момент рыскания  $M_y = m_y q S l$ .

$C_{ya}, C_{xa}, C_z, m_z, m_x, m_y$  — коэффициенты соответствующих сил и моментов;

$S = 23,522 \text{ м}^2$  — расчетная площадь крыла;

$b_A = 2,7096 \text{ м}$  — САХ крыла;

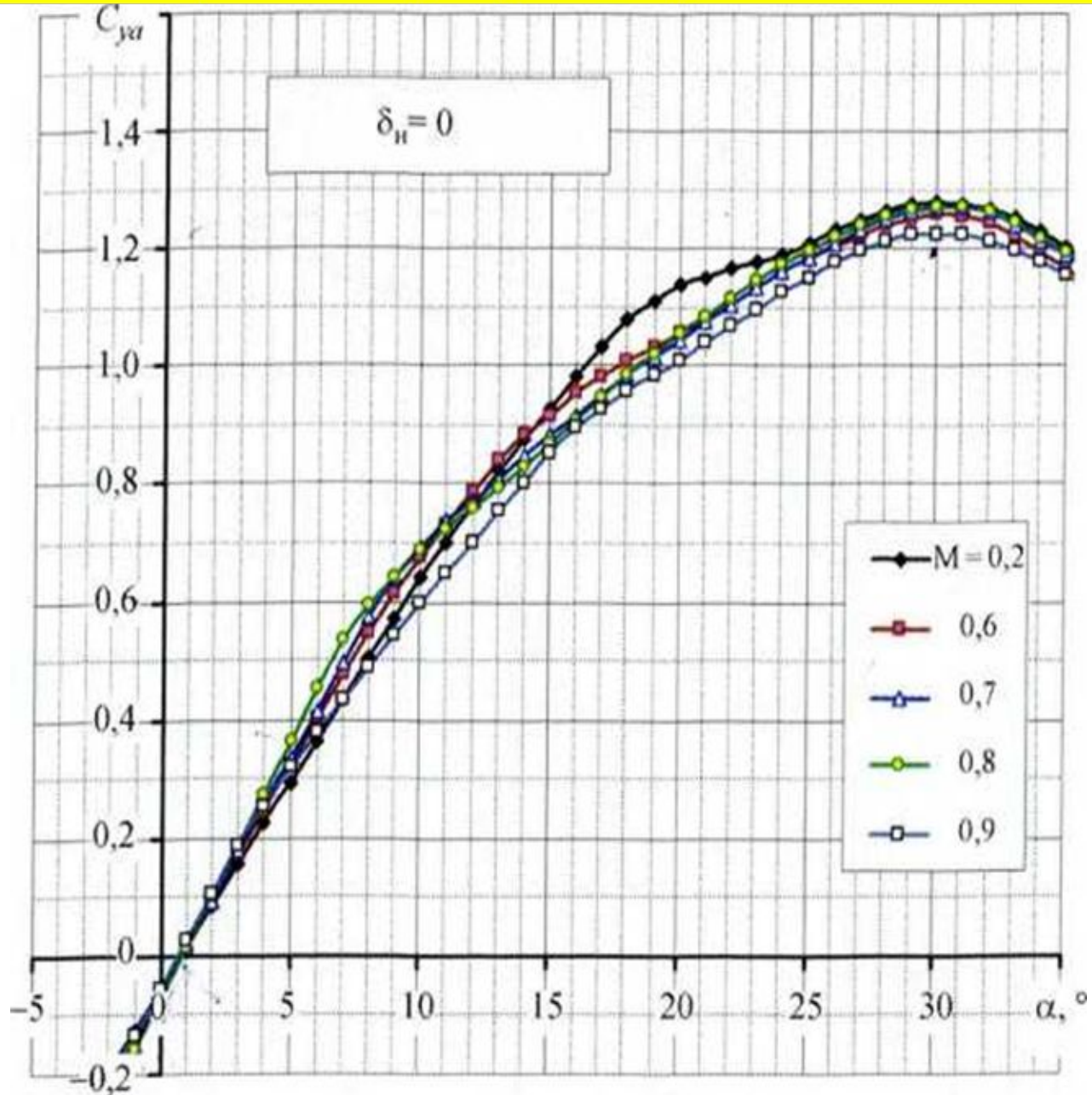
$l = 9,84 \text{ м}$  — размах крыла;

$q = 0,5 \rho H V^2$  — скоростной напор;

$\rho_H$  — плотность воздуха на заданной высоте  $H$ ;

$V$  — скорость полета.

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при  $\delta_H = 0$  для разных чисел  $M$



Зависимости коэффициента подъемной силы  
от угла атаки при  $\delta_H = 0$  для разных чисел  $M$



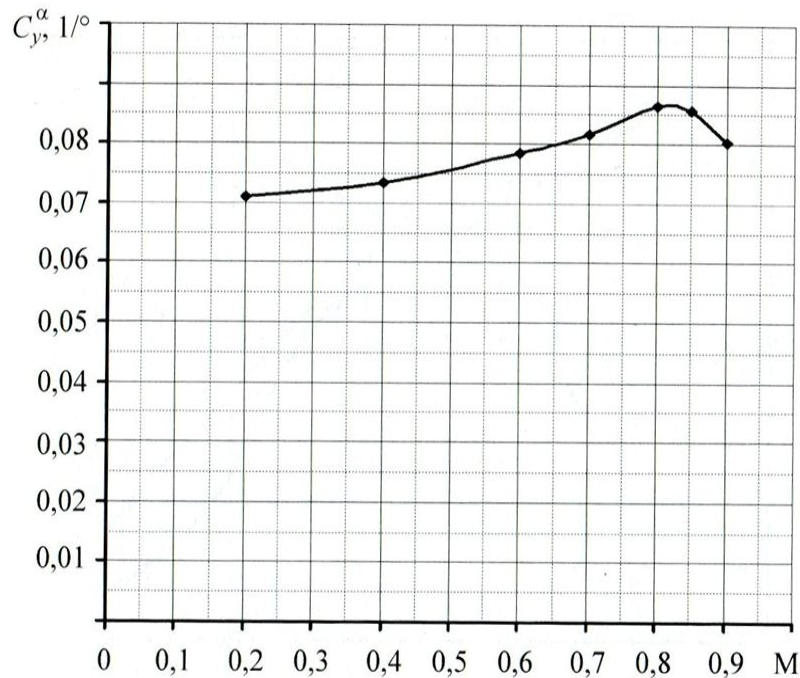


Рис. 2.26. Зависимость производной  $C_y^\alpha$  от числа  $M$  при  $\delta_n = 0$

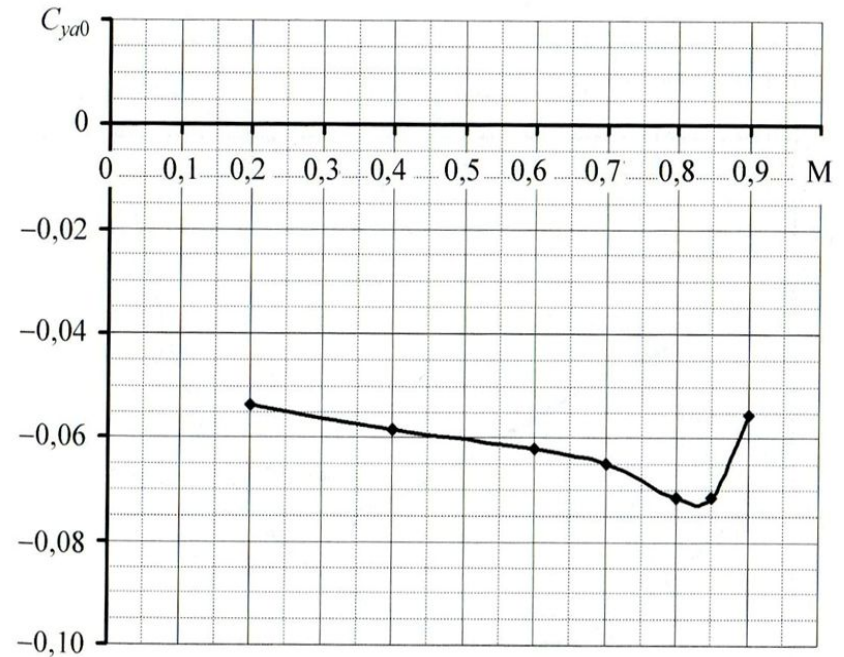
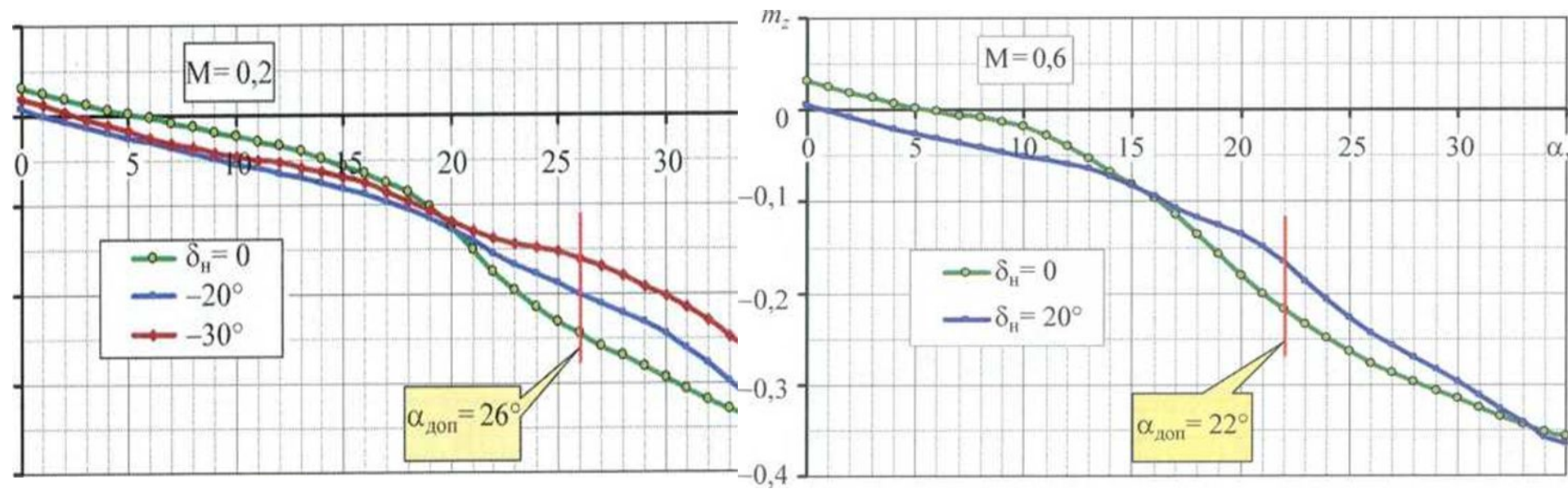


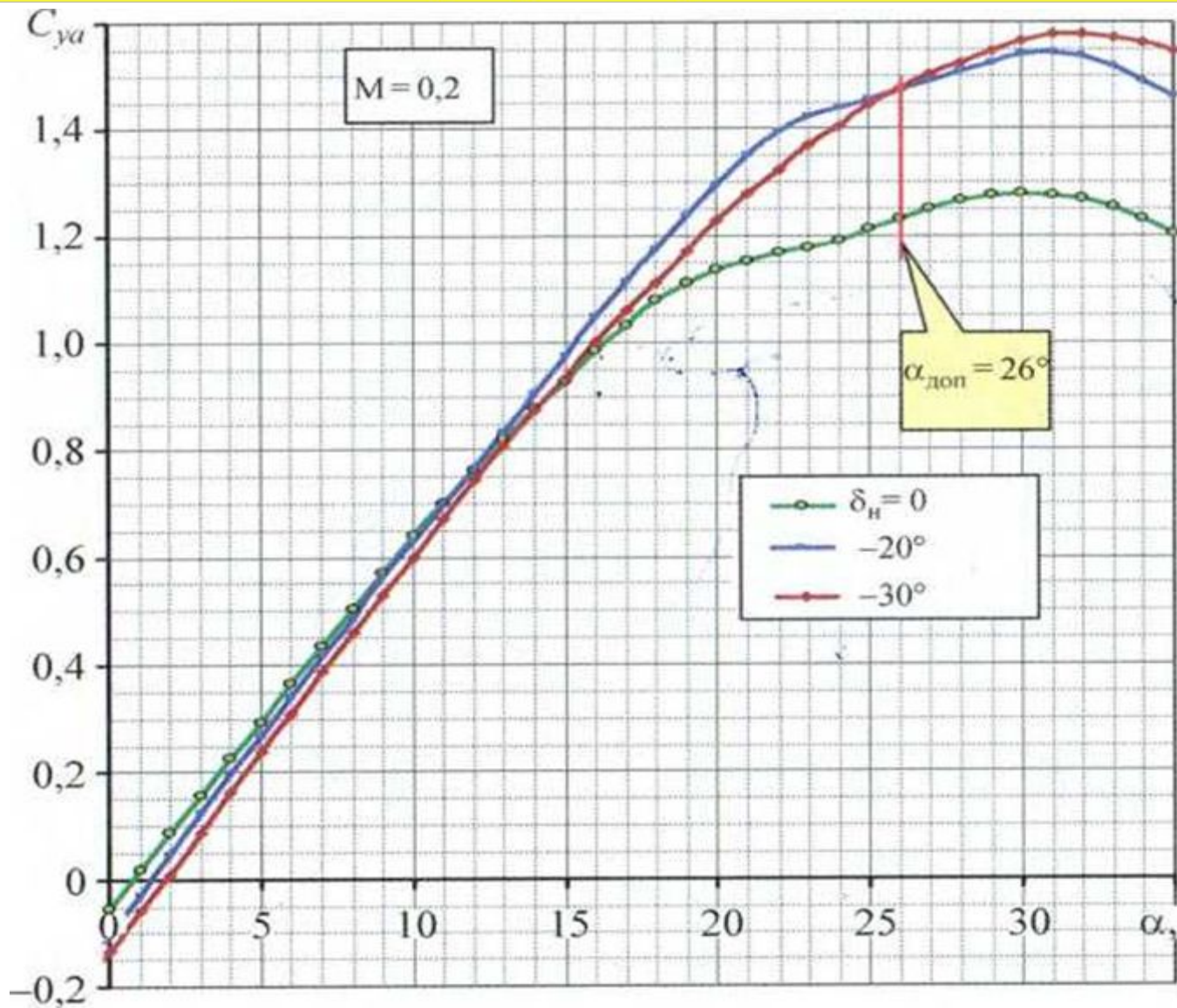
Рис. 2.27. Зависимость коэффициента подъемной силы при нулевом угле атаки от числа  $M$  при  $\delta_n = 0$

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



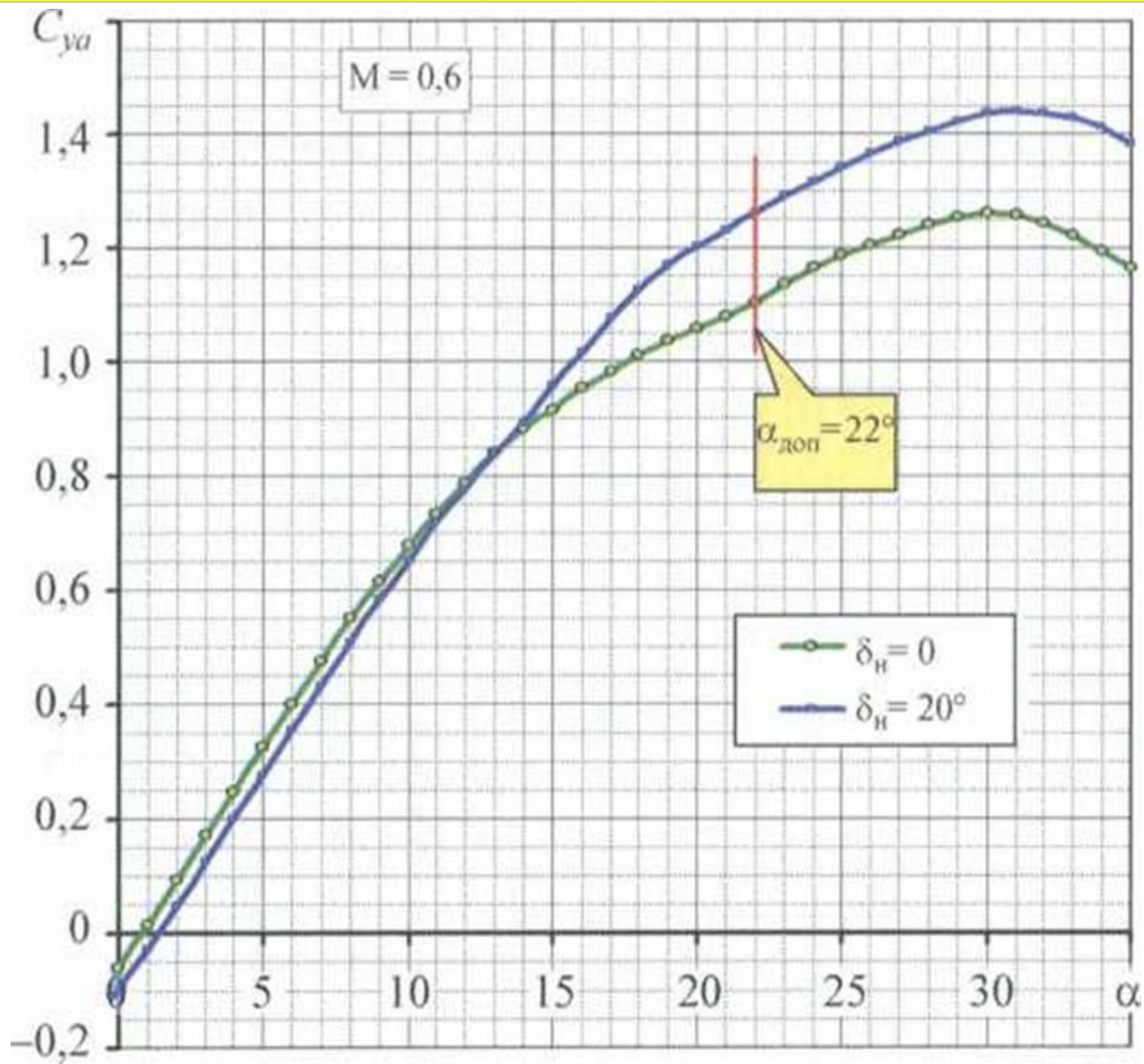
При анализе протекания зависимостей  $m_z(\alpha)$  следует отметить, что имеет место увеличение роста отрицательных значений коэффициента момента тангажа и роста продольной устойчивости самолета начиная с углов атаки начала развития срыва потока на консолях крыла, что проявляется в уменьшении наклона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

# Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_H = 0$ для разных чисел $M$



Зависимости коэффициента подъемной силы  
от угла атаки при  $\delta_H = 0$  для разных чисел  $M$

# Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при $\delta_H = 0$ для разных чисел $M$



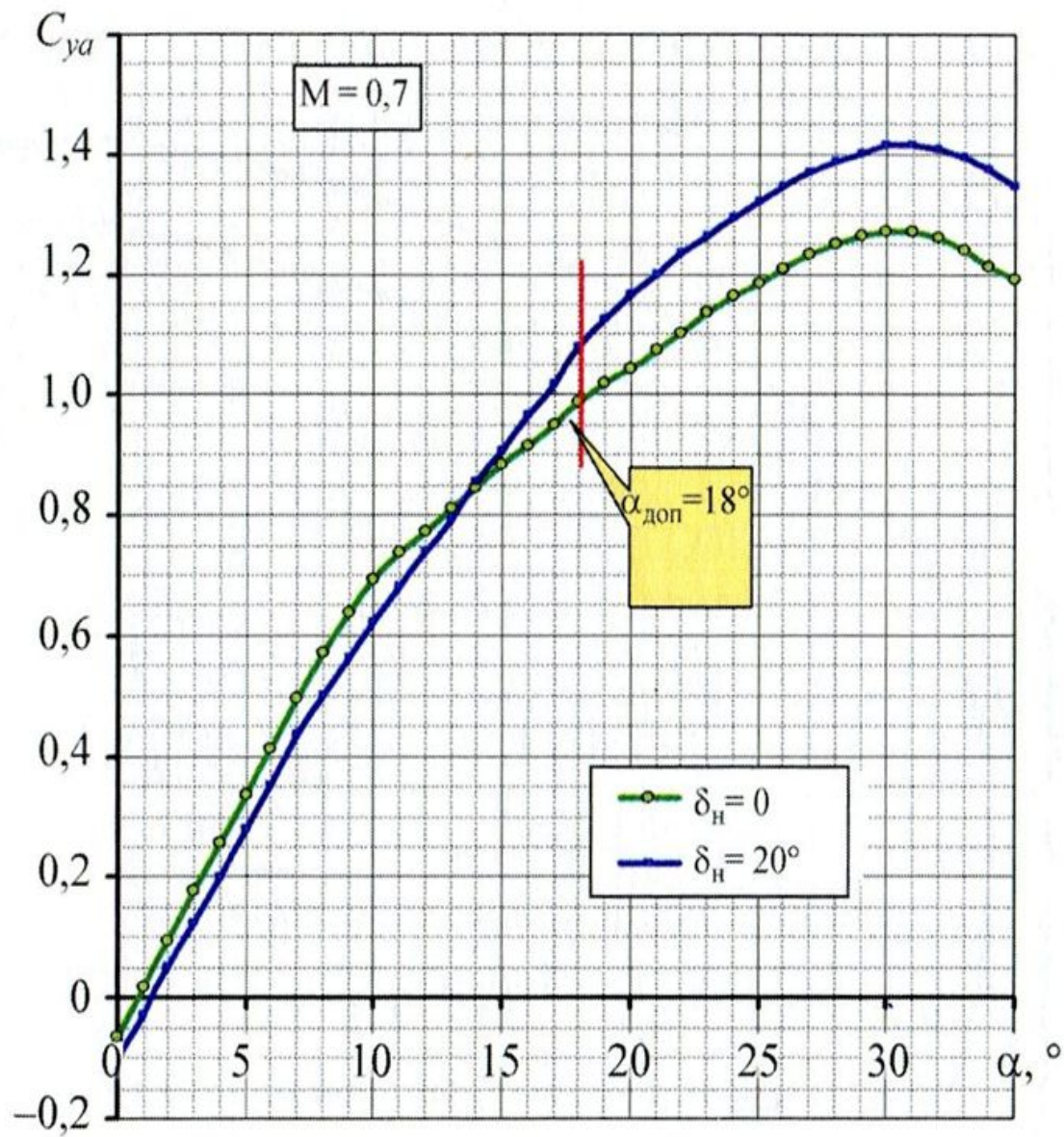
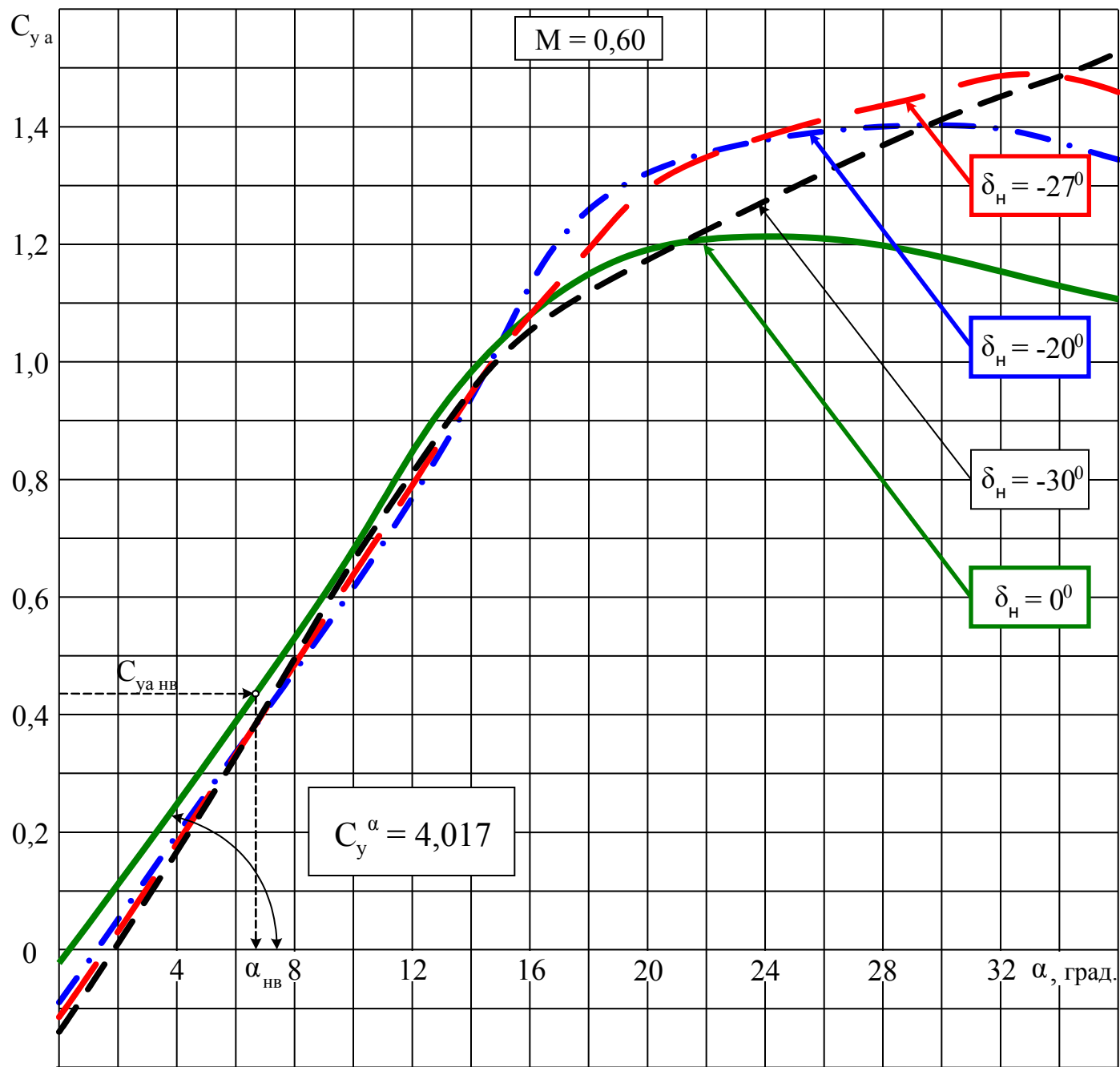


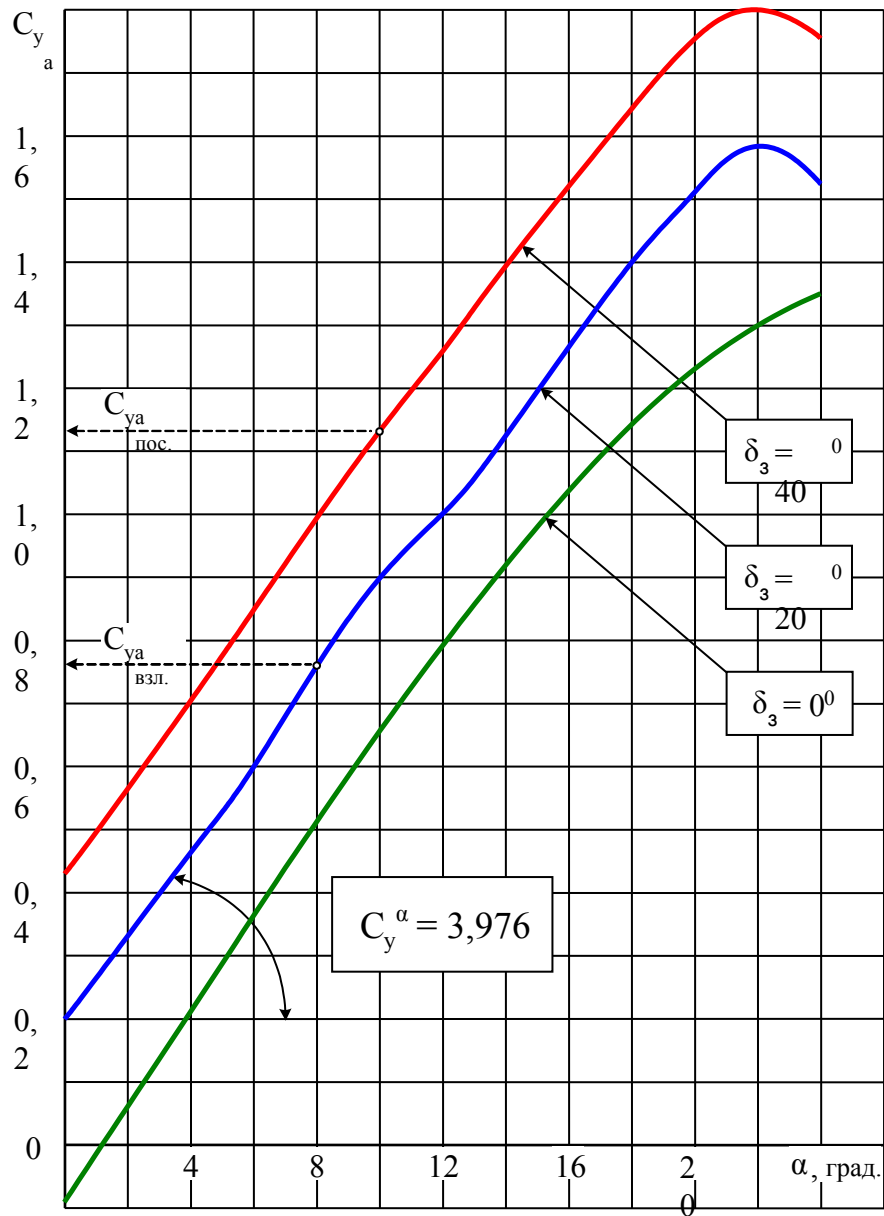
Рис. 2.22. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при  $M = 0,7$  и  $\delta_n = 0; 20^\circ$



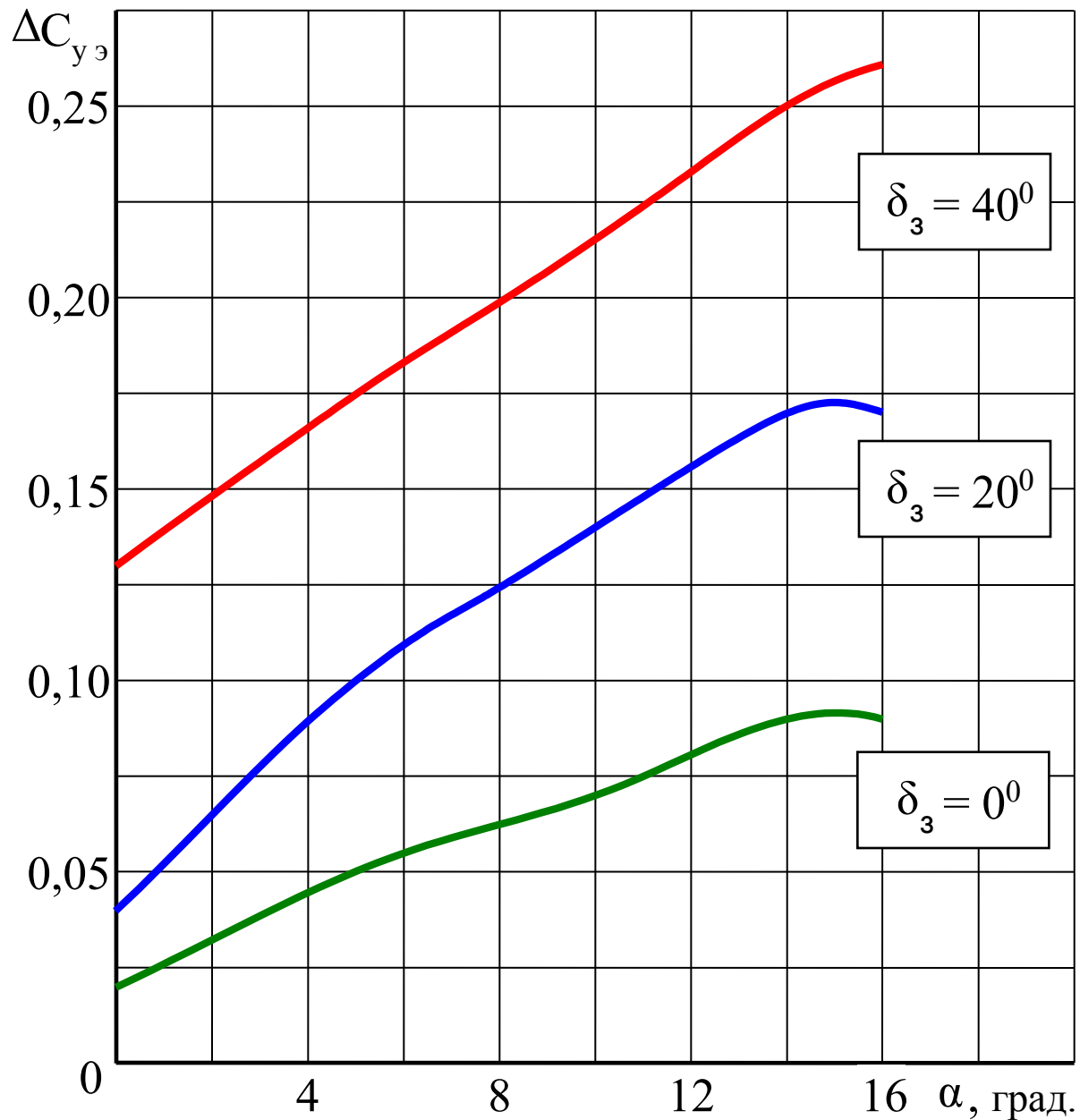
**Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки**

Из приведенных зависимостей следует, что выпуск механизации крыла во взлетное ( $\delta n / \delta \beta = -20^\circ / 20^\circ$ ) и посадочное ( $\delta n / \delta \beta = -20^\circ / 40^\circ$ ) 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.**

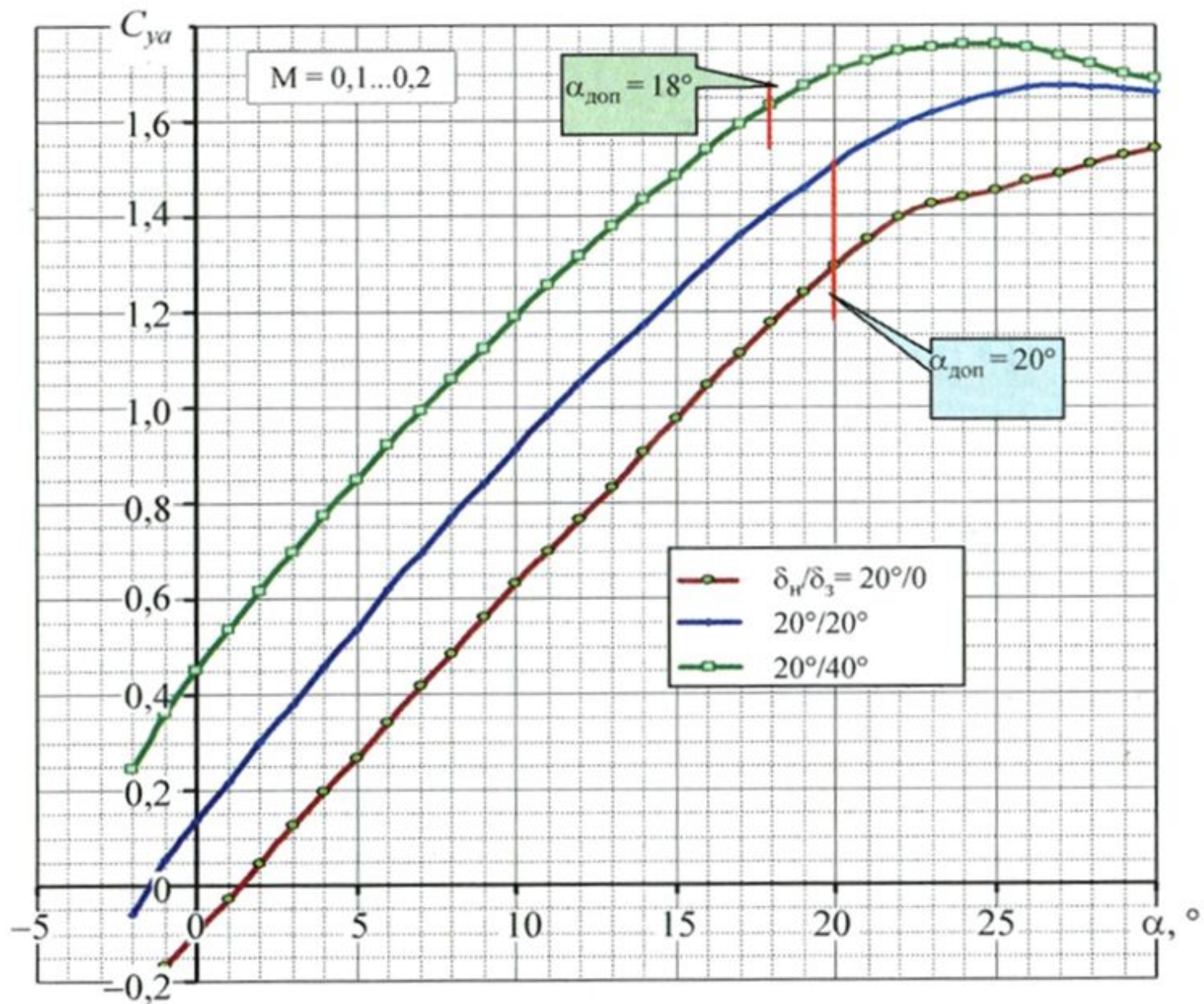


Рис. 2.42. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при  $M = 0,1 \dots 0,2$

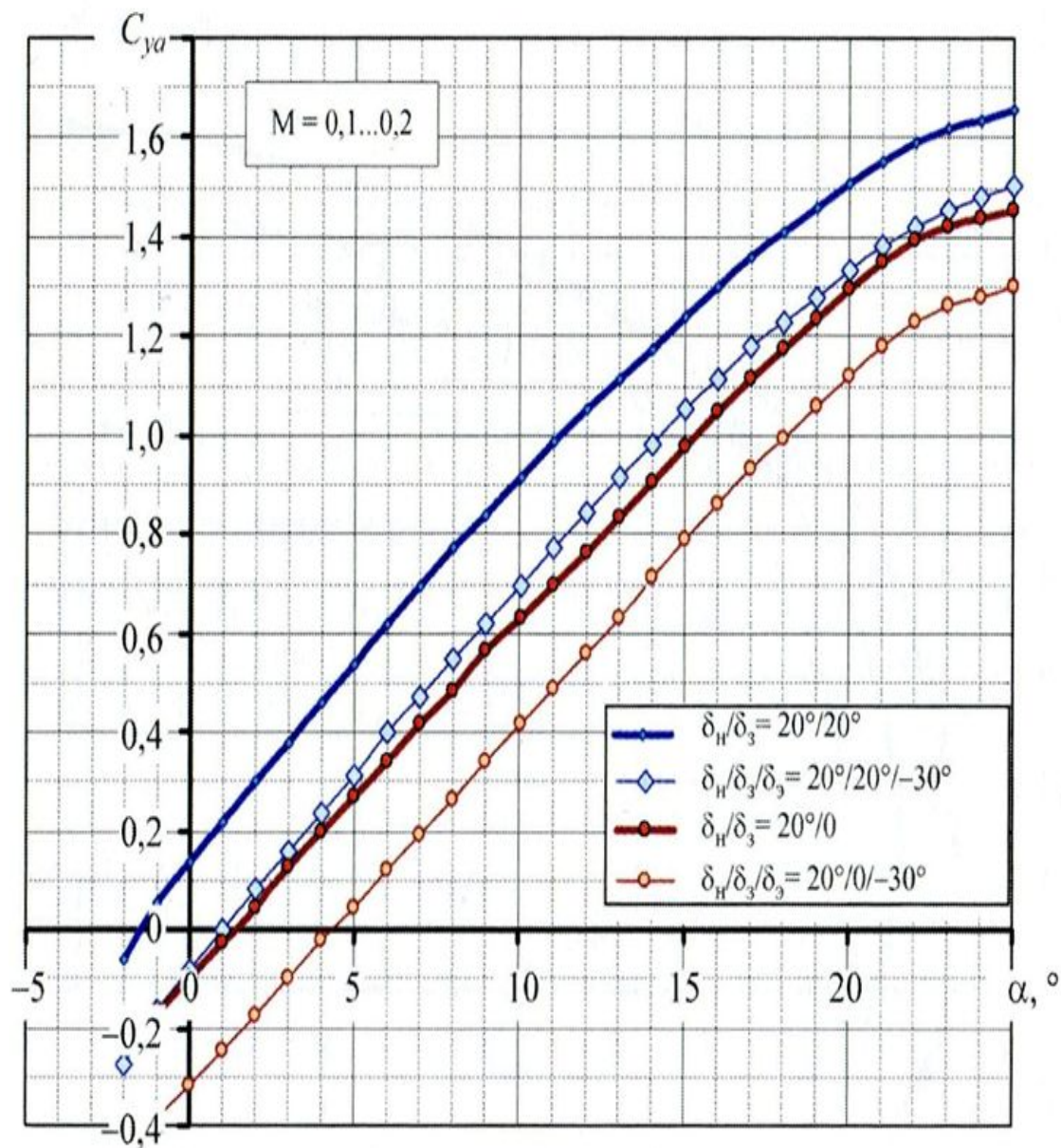
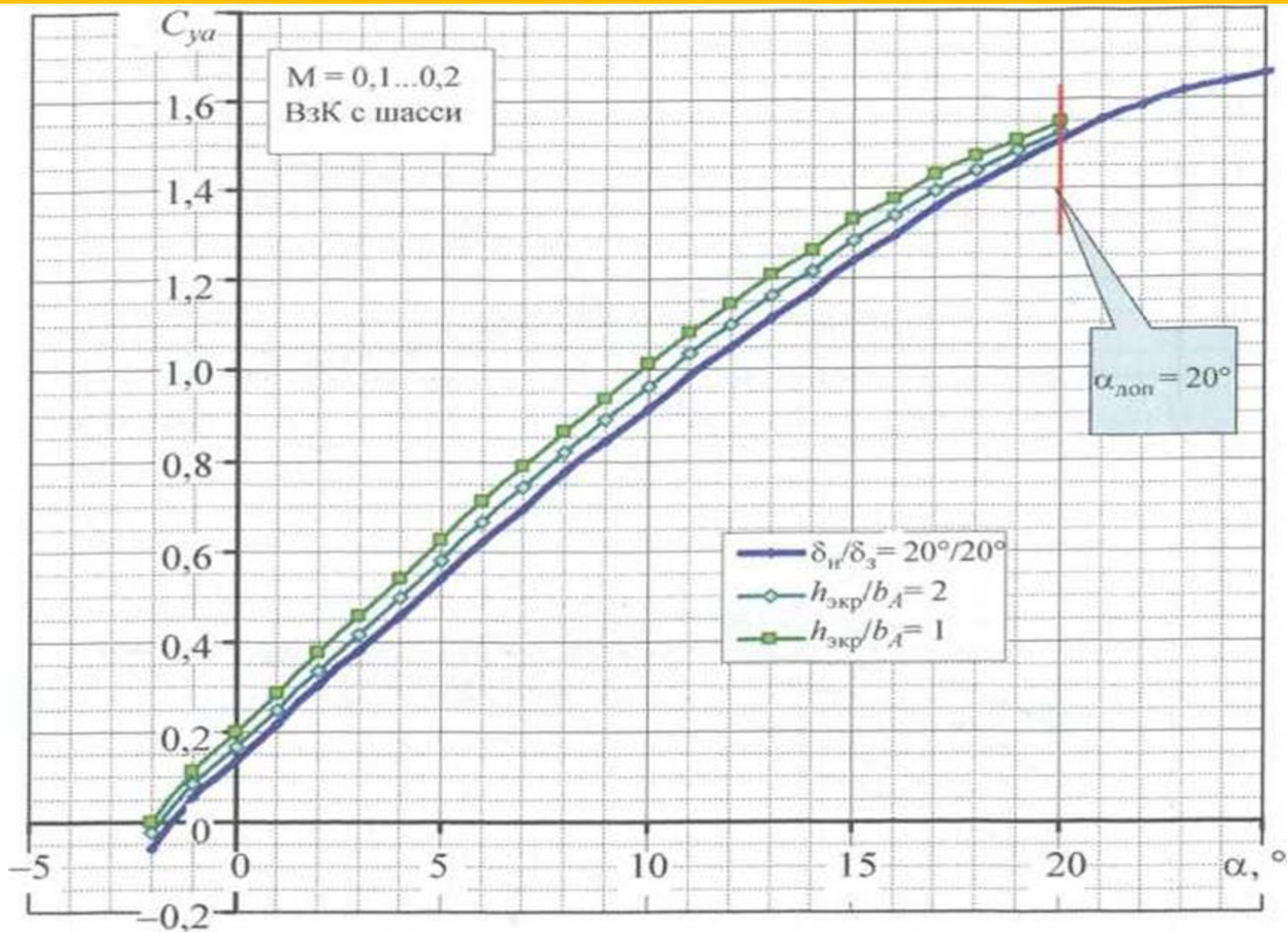


Рис. 2.46. Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при "всплывании" элеронов

# Влияние экрана на зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки



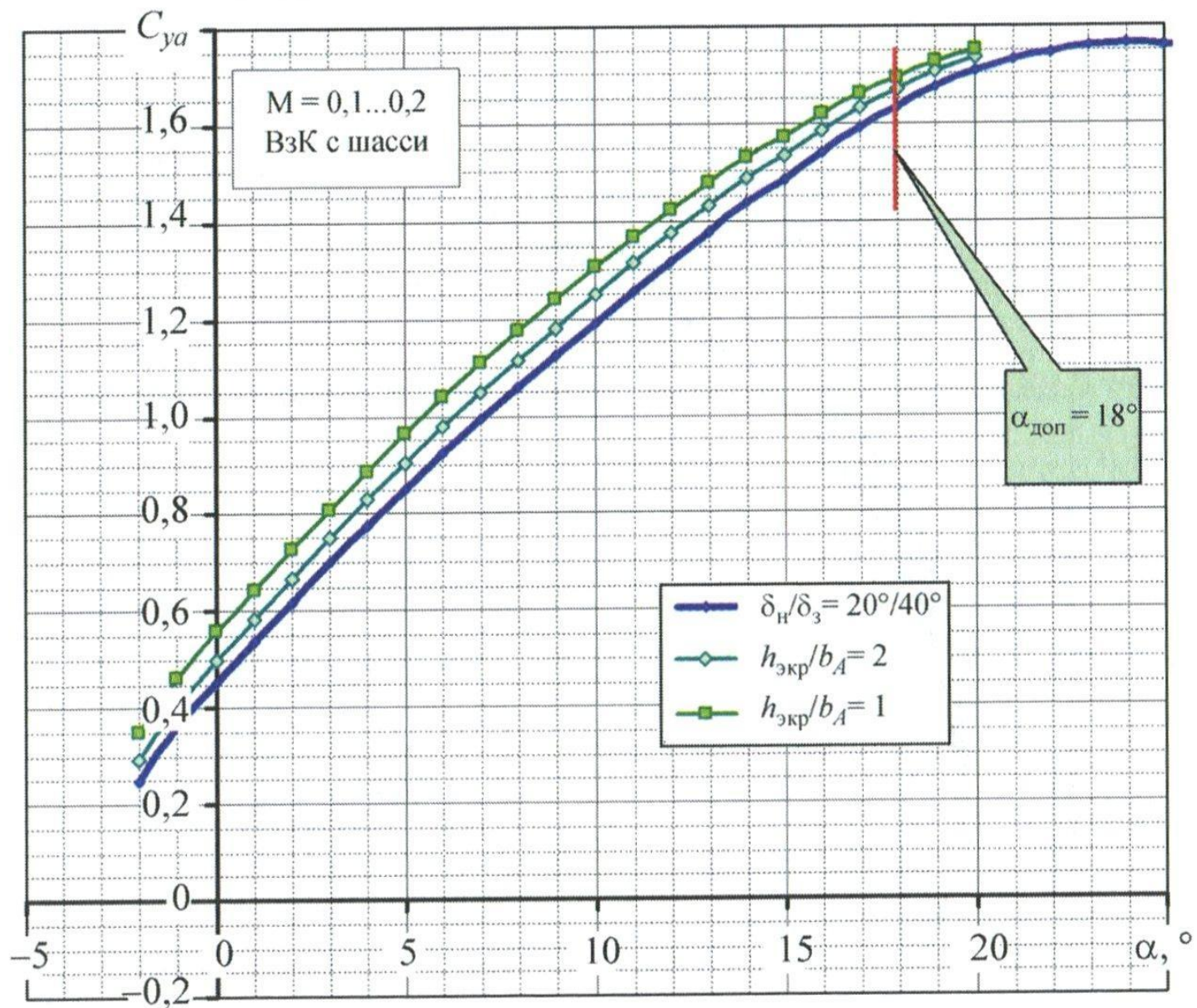
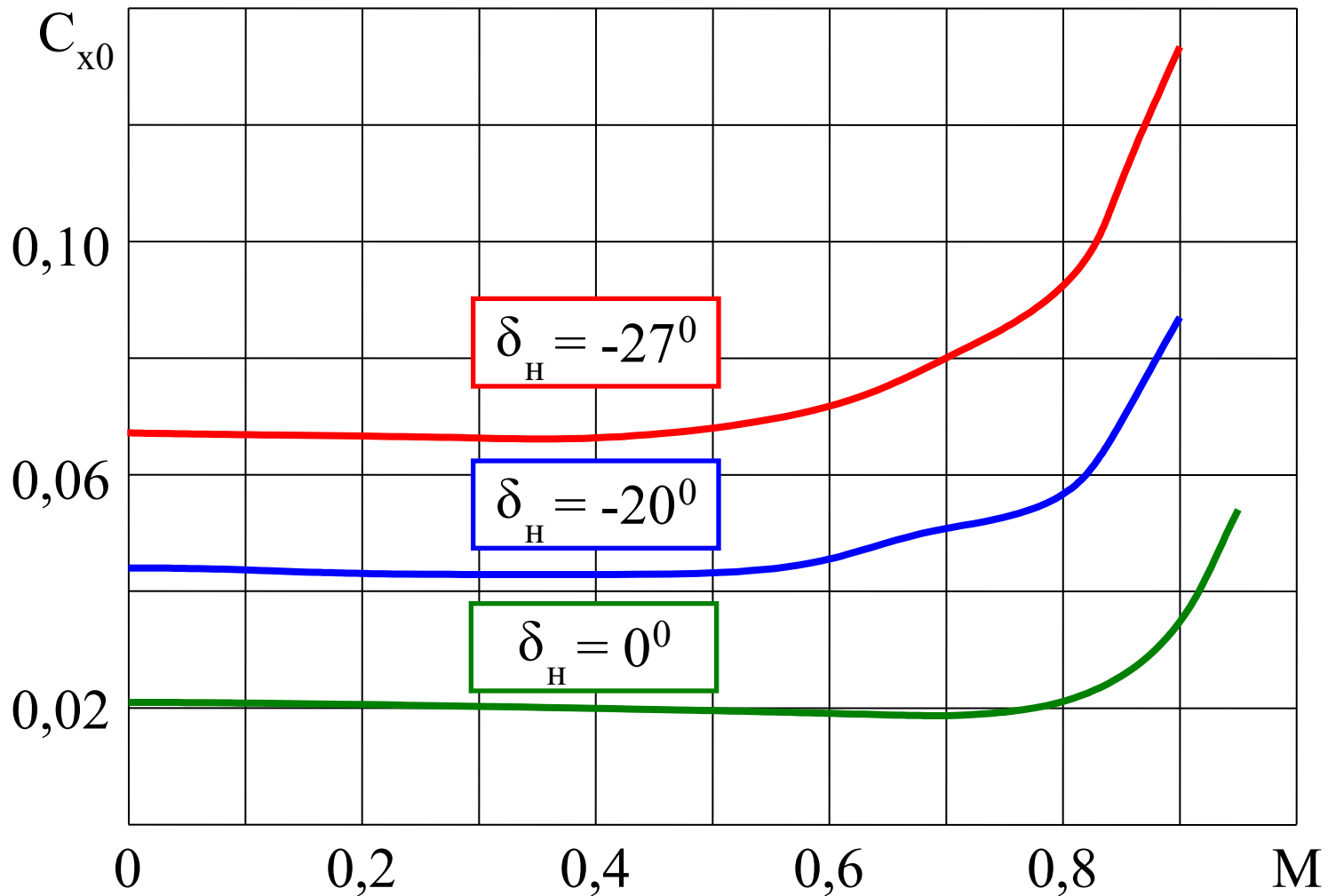


Рис. 2.59. Влияние экрана на зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

Второй вопрос:

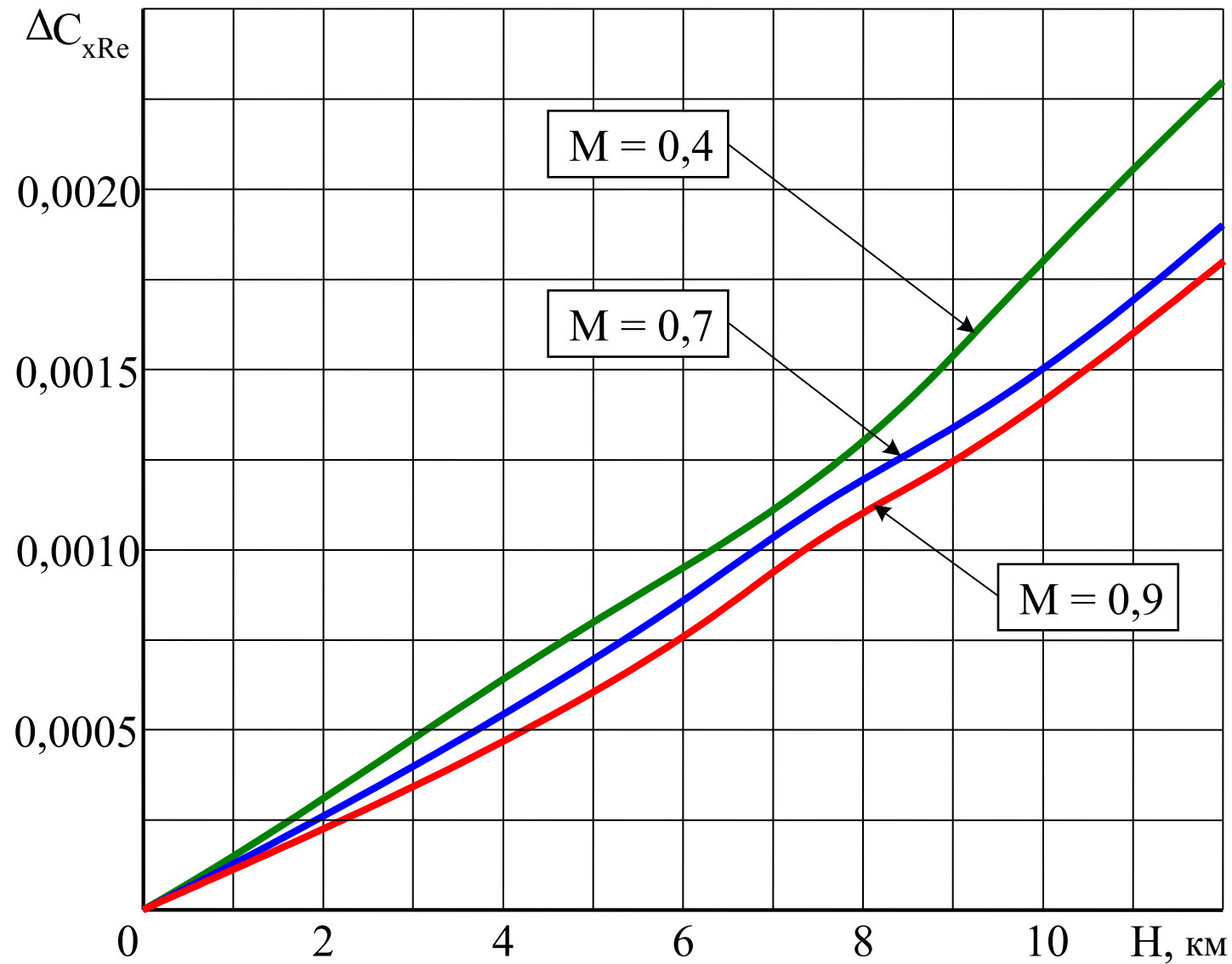
Коэффициент лобового сопротивления  $C_x$   
Влияние различных факторов  
зависимость  $C_x(\alpha)$ .





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





**Зависимость изменения коэффициента лобового сопротивления от числа  $Re$ .**

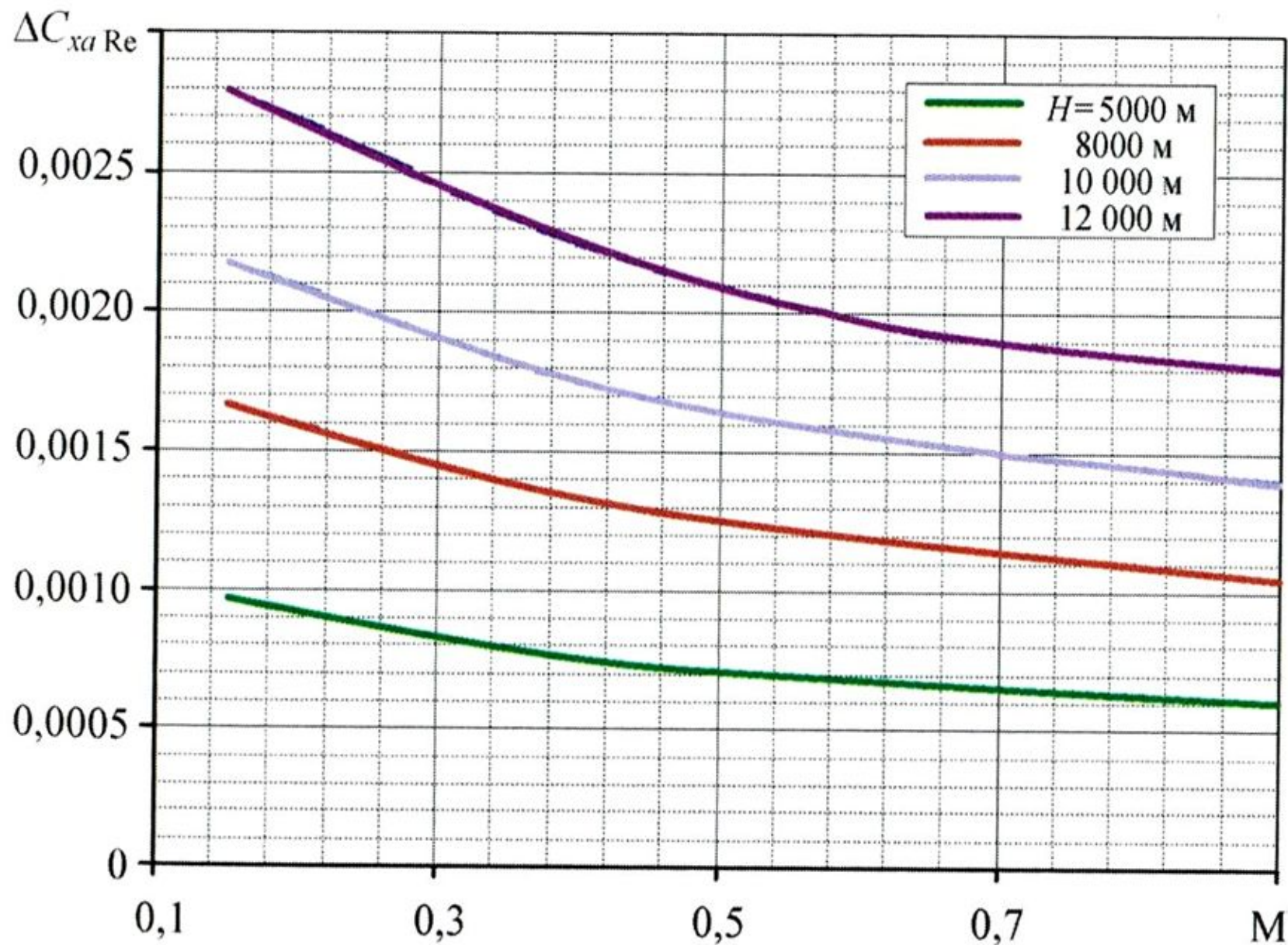
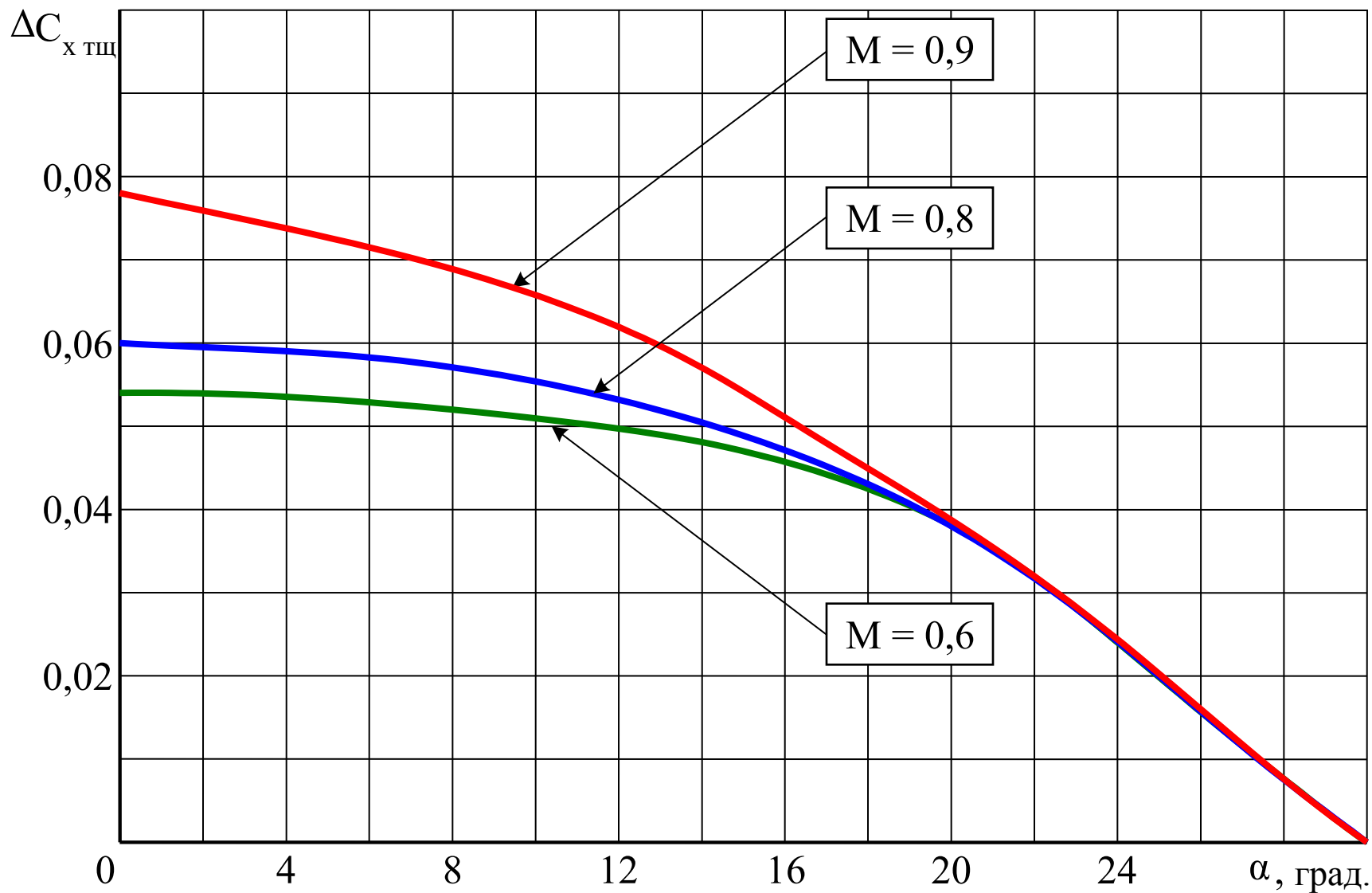


Рис. 2.31. Изменение коэффициента лобового сопротивления за счет числа  $Re$

№ п/п	Вид подвески	Кол-во, шт.	$\Delta C_{x \text{ подв.}}$
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	0,00064
		2	0,00170
4.	Подвеска управляемых ракет "воздух-поверхность": - пусковое устройство АПУ-68УМЗ - ракета Х-25МС	2	0,00064
		2	0,00553
5.	Подвеска неуправляемых реактивных снарядов: - Б-8М-1 - Б-13Л - С-25, С-25ОФМ	2	0,00850
		2	0,00638
		2	0,00553
6.	Подвеска авиационных бомб: - КАБ-500 - ФАБ-500 - РБК-500 - ФАБ-250 - ФАБ-100-120	2	0,00425
		2	0,00340
		2	0,00510
		2	0,00170
		2	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  $\delta_{\text{тш}} = 45^\circ$ .**

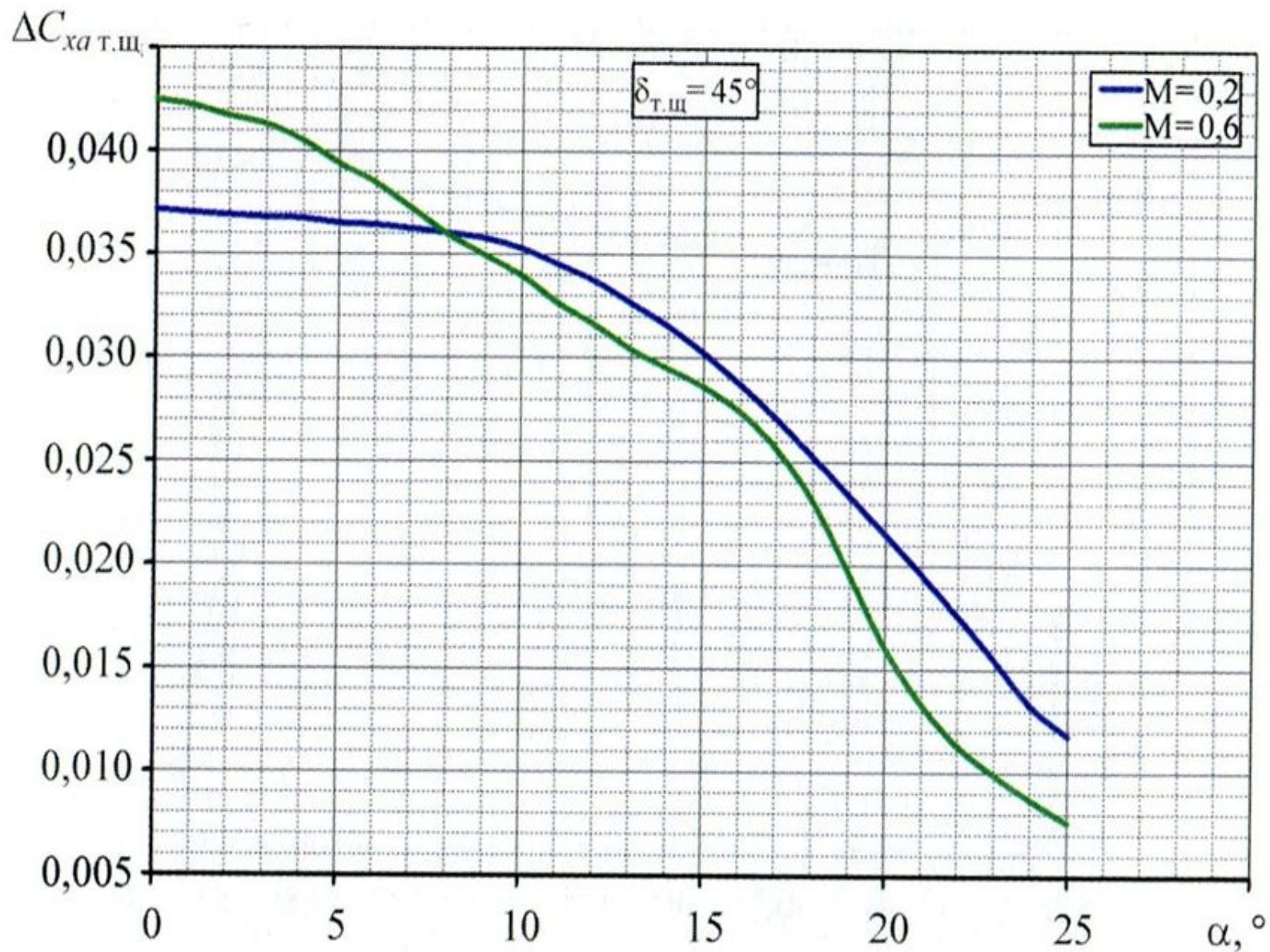


Рис. 2.28. Прирост коэффициента лобового сопротивления при выпуске тормозного щитка

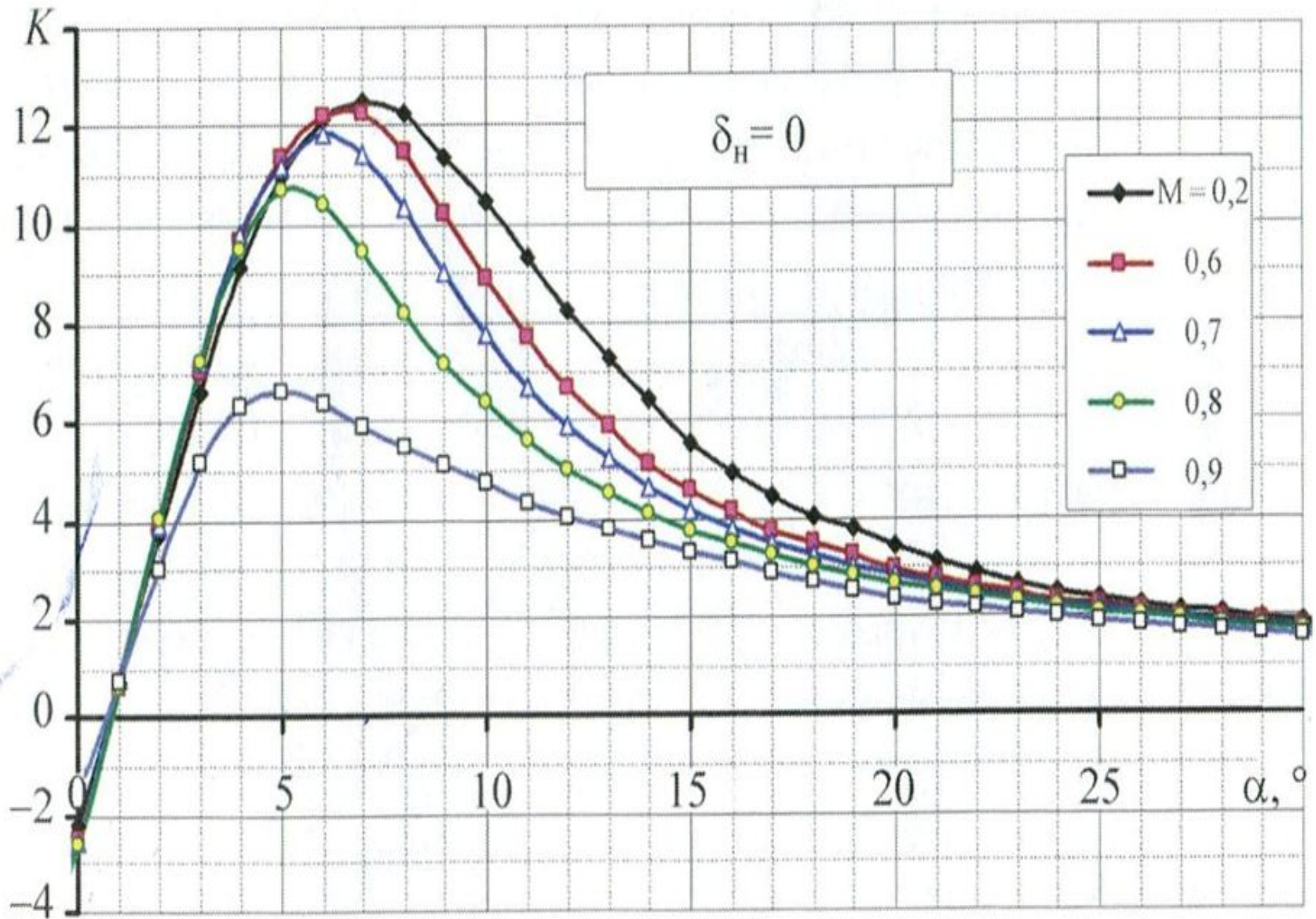


Третий вопрос:

Влияние различных факторов на аэродинамическое качество самолёта.

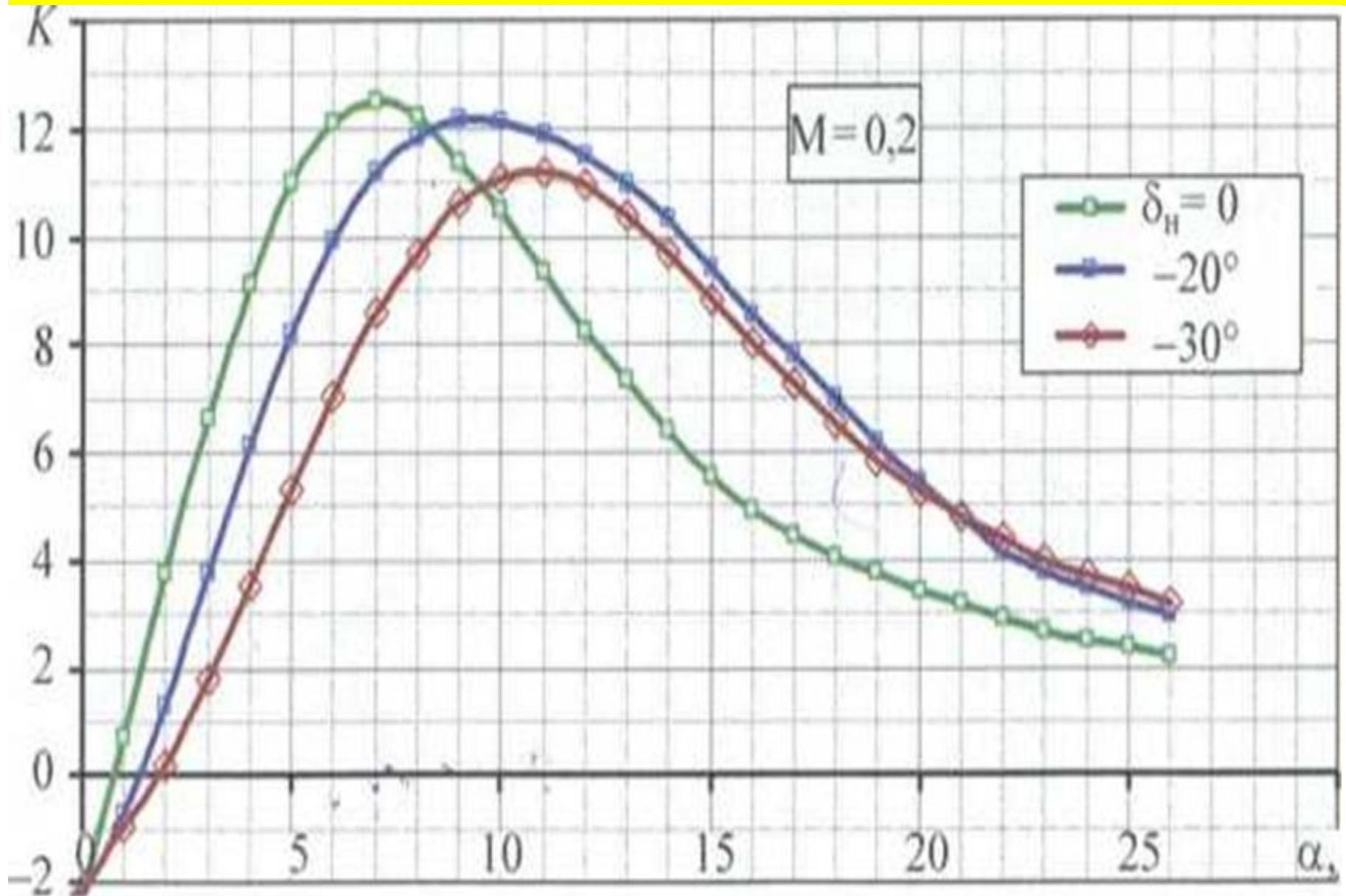


Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при  $\delta_H = 0$  для разных чисел  $M$





Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при  $\delta_H = 0$  для разных чисел  $M$



Из графиков видно, что своевременное (по  $\alpha$  и  $M$ ) отклонение носков крыла приводит к повышению аэродинамического качества за счет снижения индуктивной составляющей коэффициента лобового сопротивления при больших углах атаки и, соответственно, величинах  $C_{ya}$ .

**Максимальное аэродинамическое качество достигается при наивыгоднейшем угле атаки  $\alpha_{нв}$ .**

Как следует из графика значение наивыгоднейшего угла атаки при убранных носках изменяется от  $\approx 7$  до  $5^\circ$  при увеличении числа Маха от 0,2 до 0,9.

При отклонении носков аэродинамическое качество существенно возрастает при углах атаки, больших  $10^\circ$

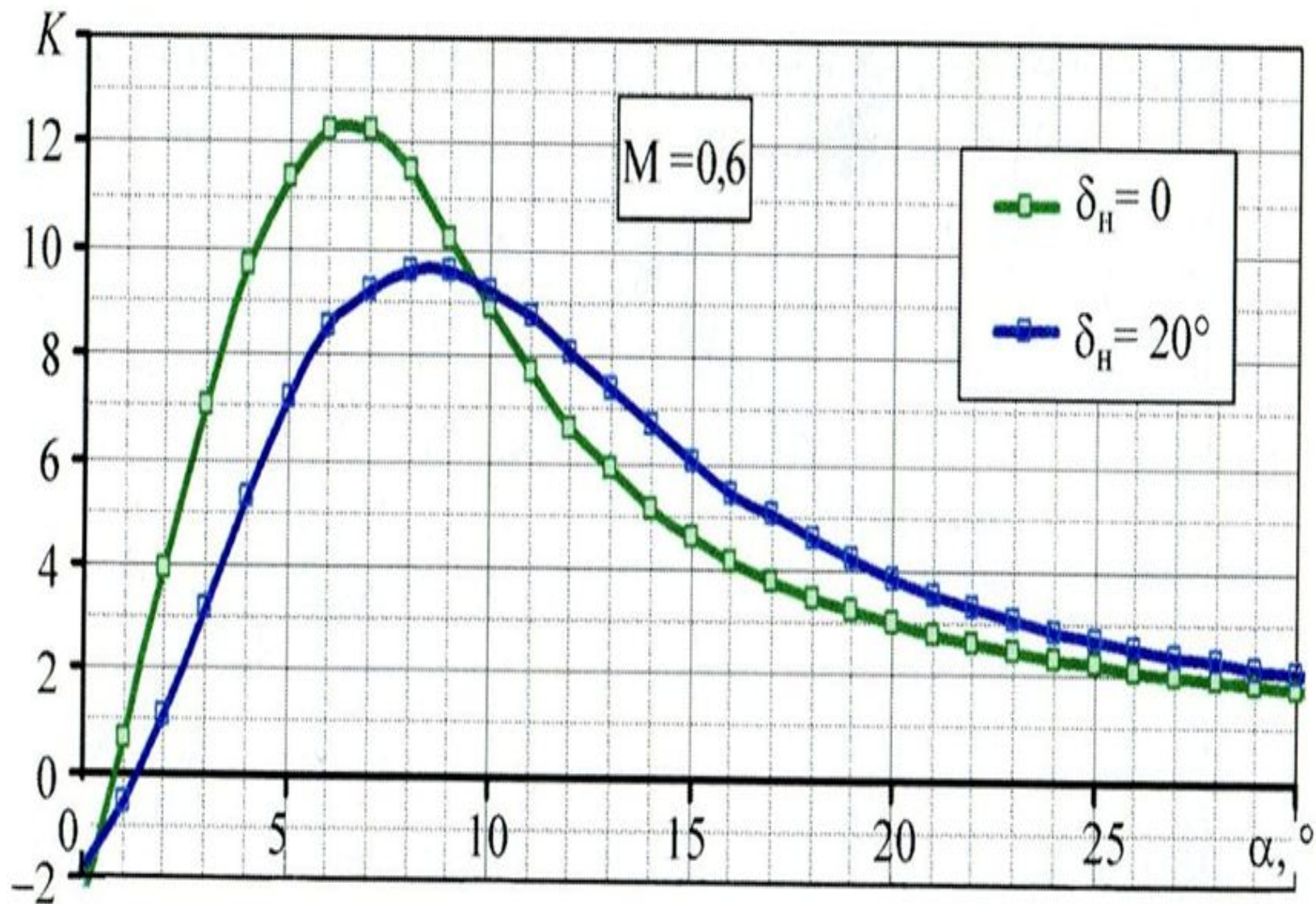


Рис. 2.21. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при  $M = 0,6$  и  $\delta_H = 0; 20^\circ$

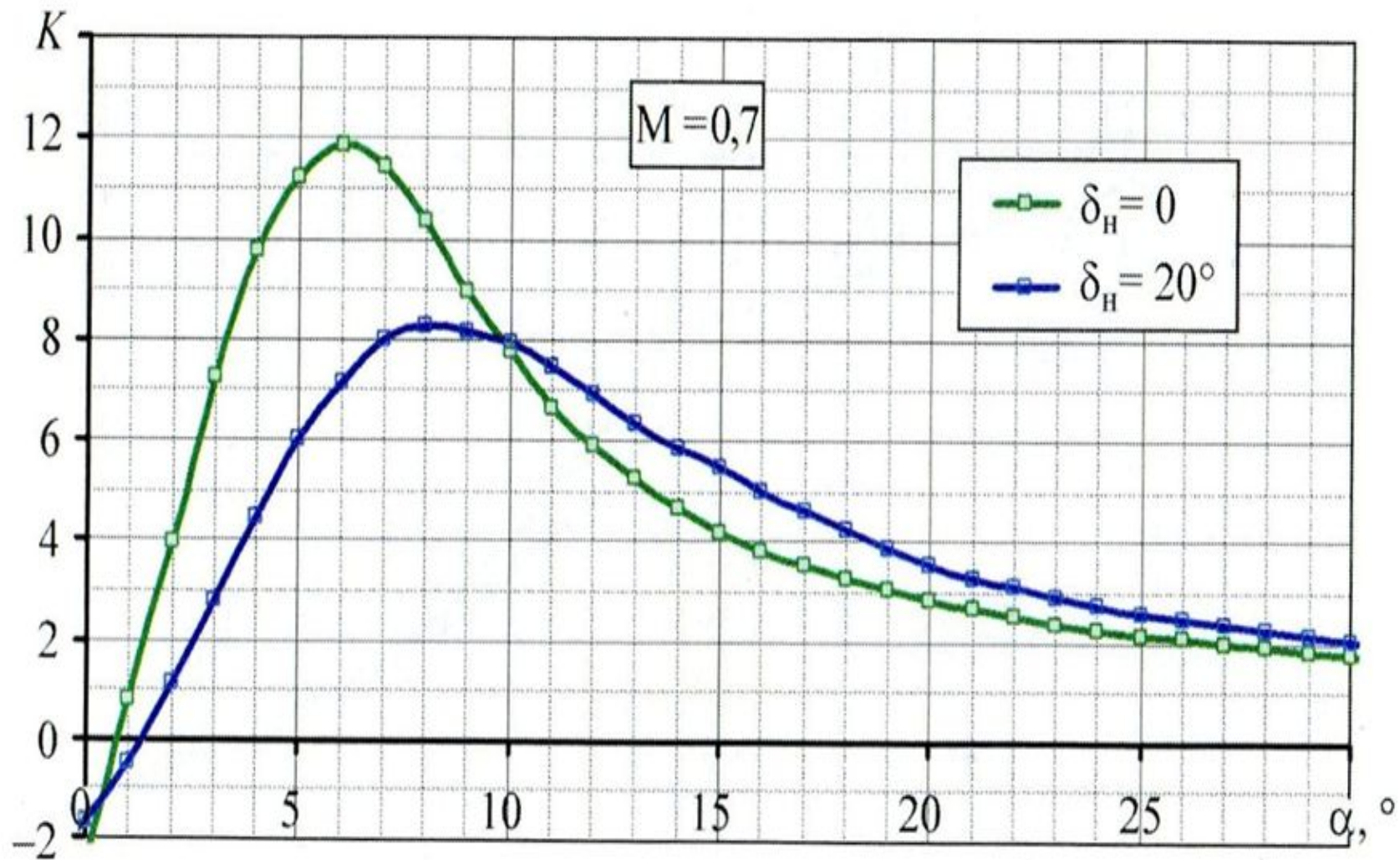


Рис. 2.25. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при  $M = 0,7$  и  $\delta_H = 0; 20^\circ$

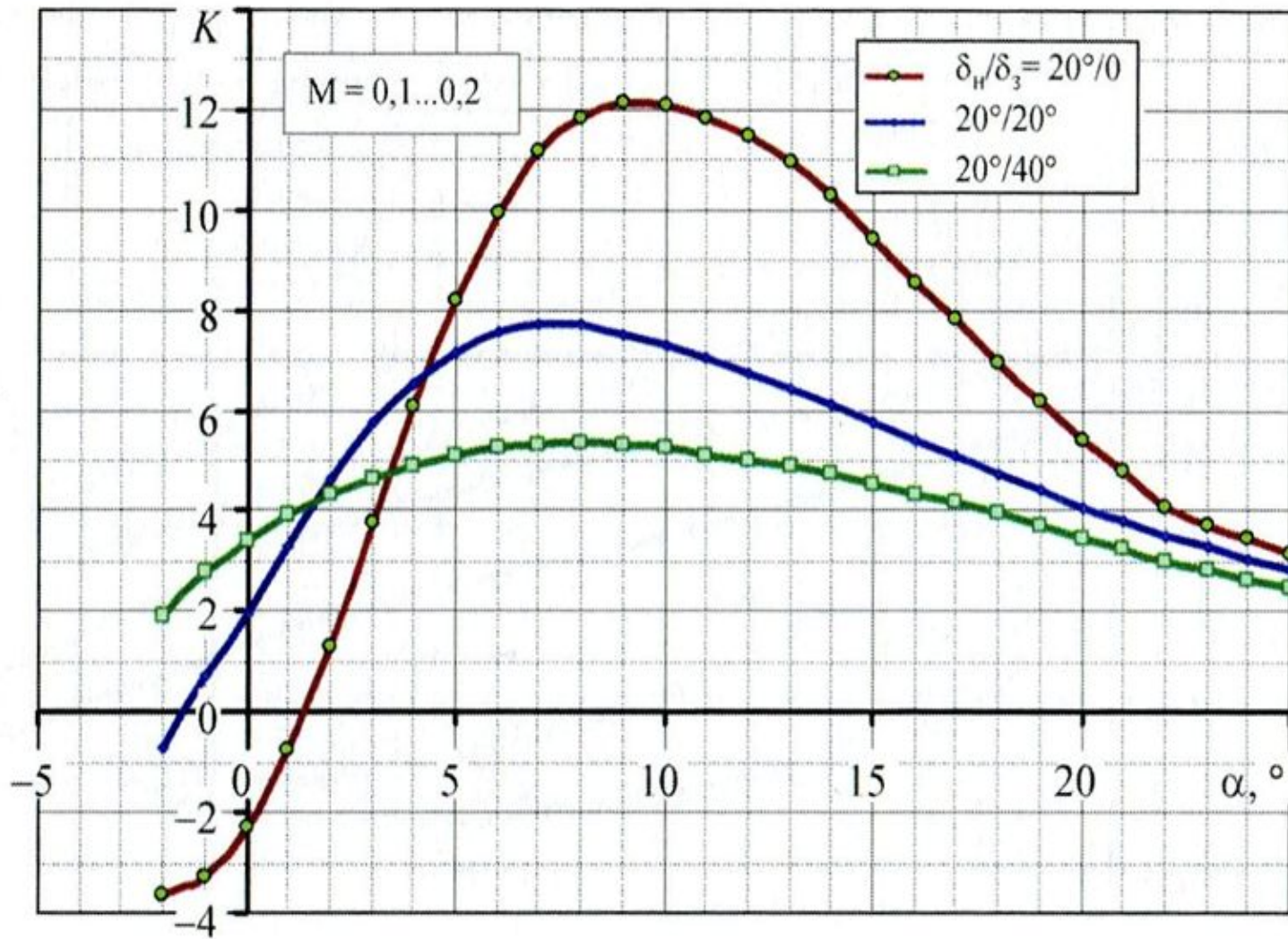


Рис. 2.45. Зависимости аэродинамического качества от угла атаки при  $M = 0,1 \dots 0,2$

**Аэродинамическое качество при выпуске  
закрылков уменьшается  
до  $\approx 7,8$  при взлётной конфигурации и  
до  $\approx 5,6$  при посадочной конфигурации**

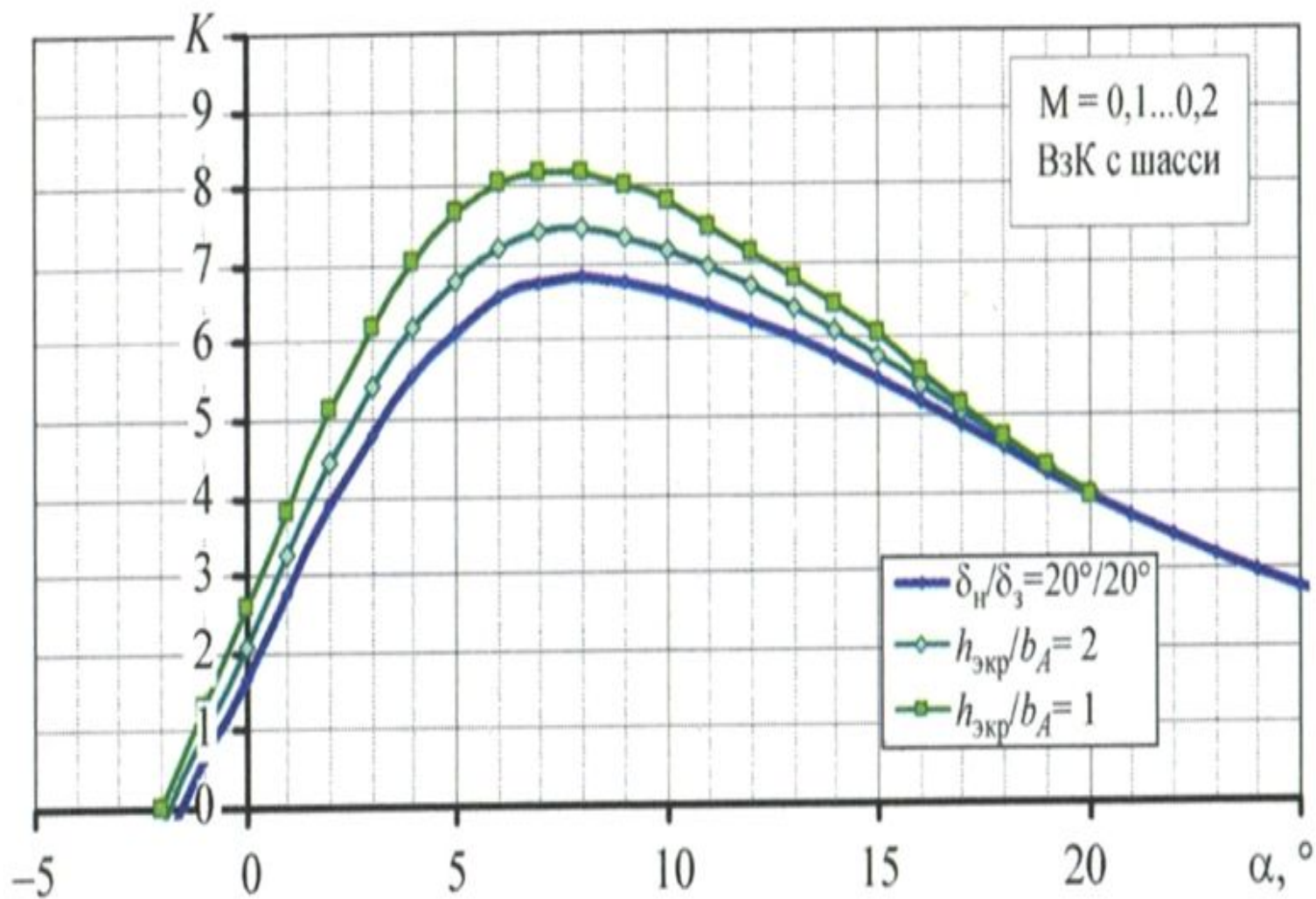
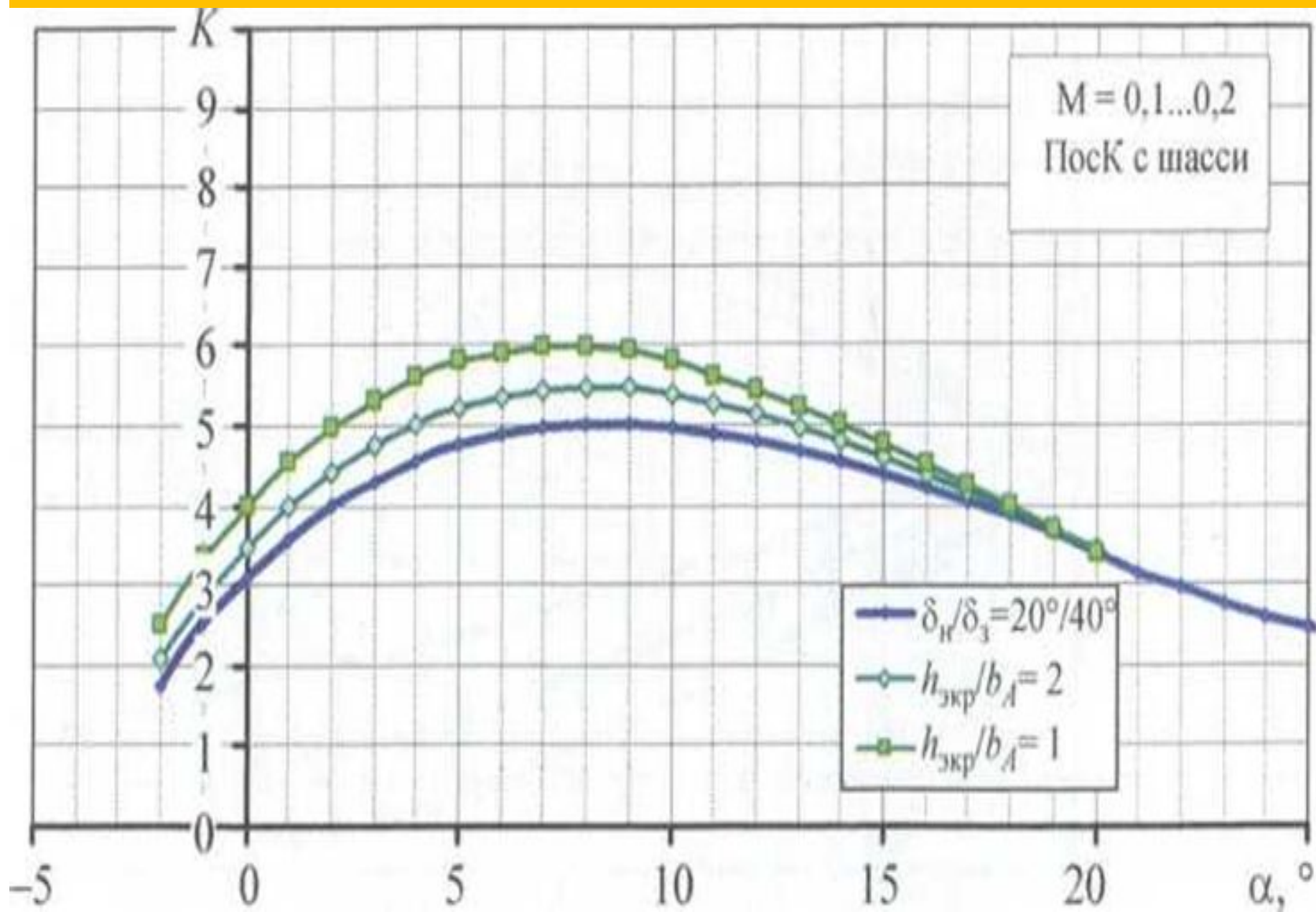


Рис. 2.58. Влияние экрана на зависимости аэродинамического качества от угла атаки при взлетной конфигурации

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





## Балансировочное значение аэродинамического качества.

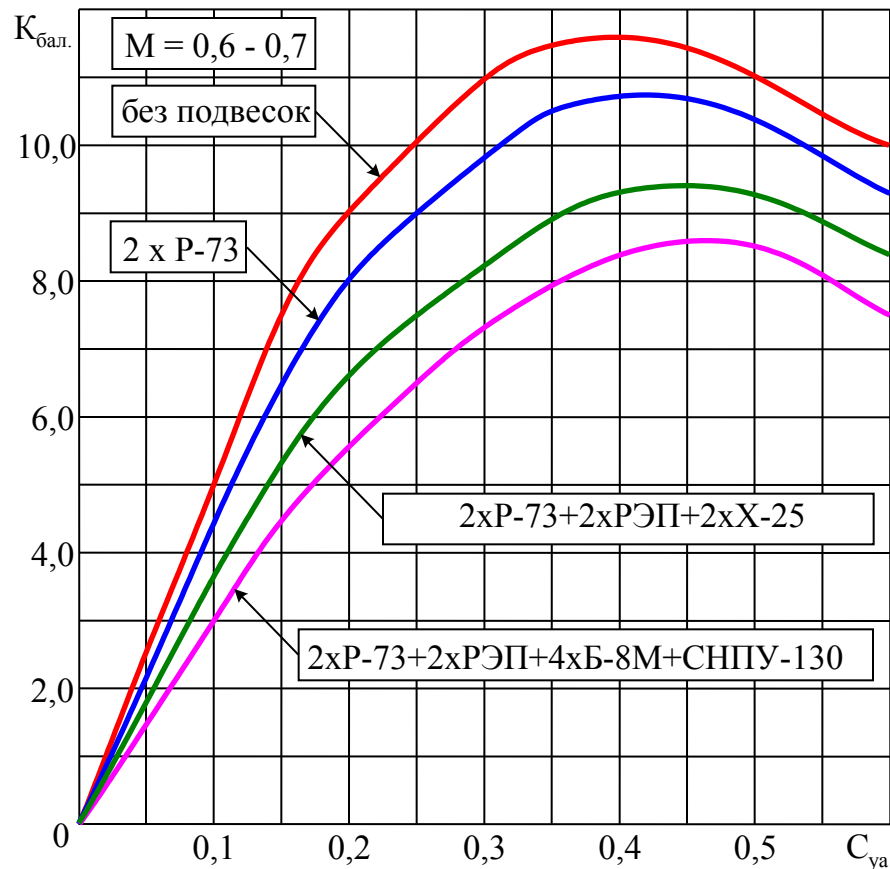
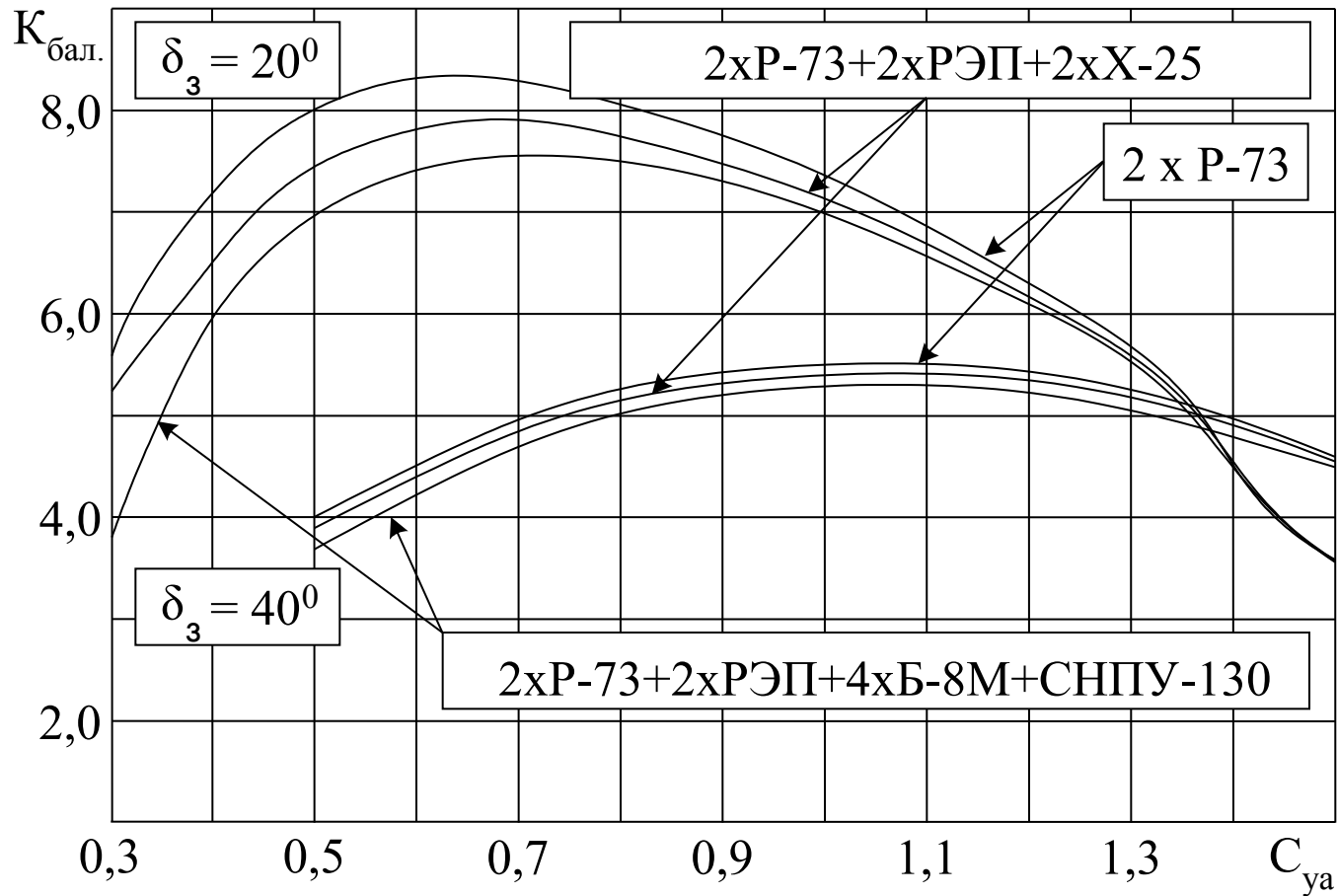


Таблица 1.5 Значения наивыгоднейшей скорости.

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
$K_{макс.}$	12,0	12,0	11,9	11,8	11,6	11,2	11,0



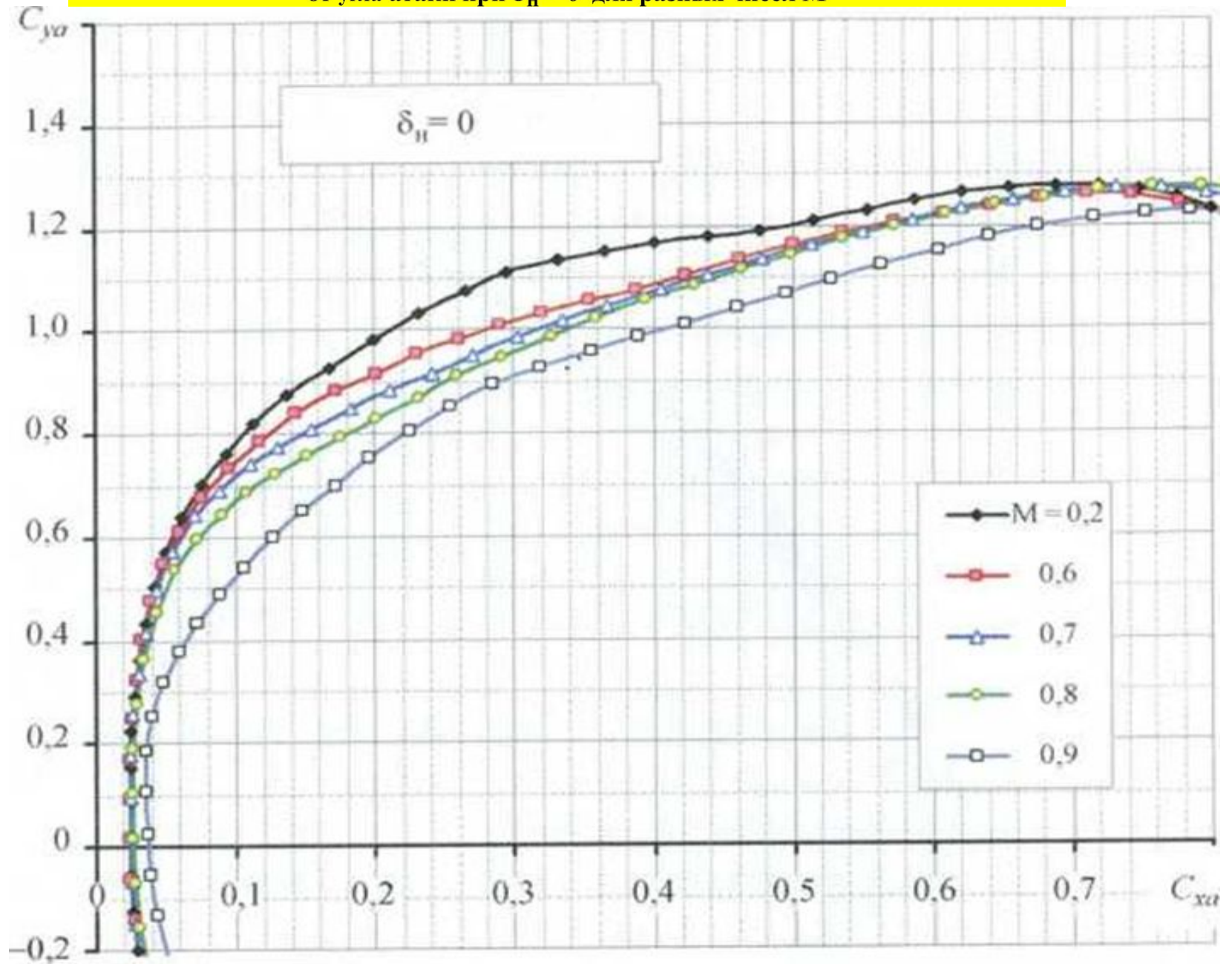
**Балансировочное значение аэродинамического качества  
во взлетно-посадочной конфигурации.**

Четвёртый вопрос:

Влияние различных факторов на  
полёту самолёта.



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



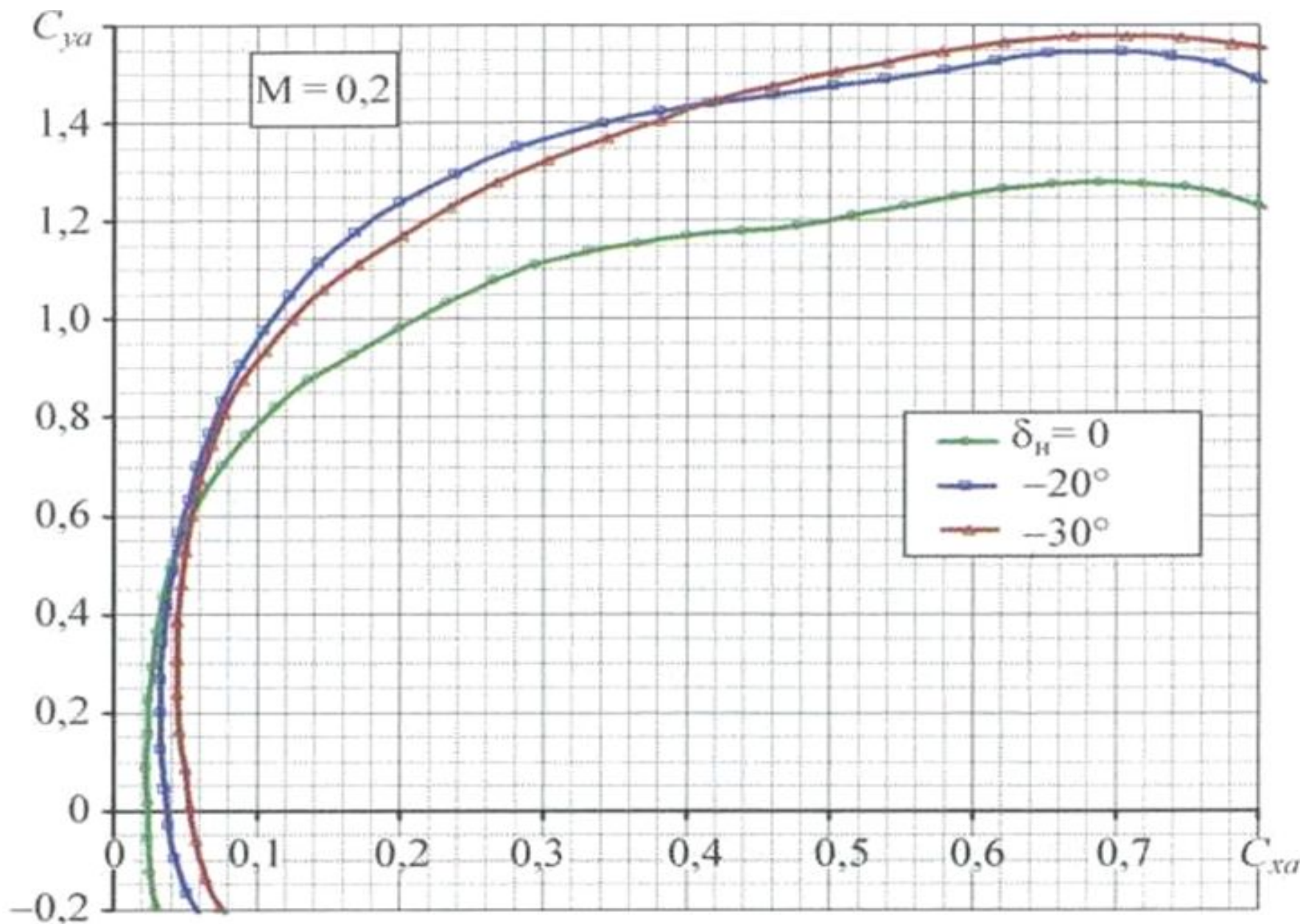
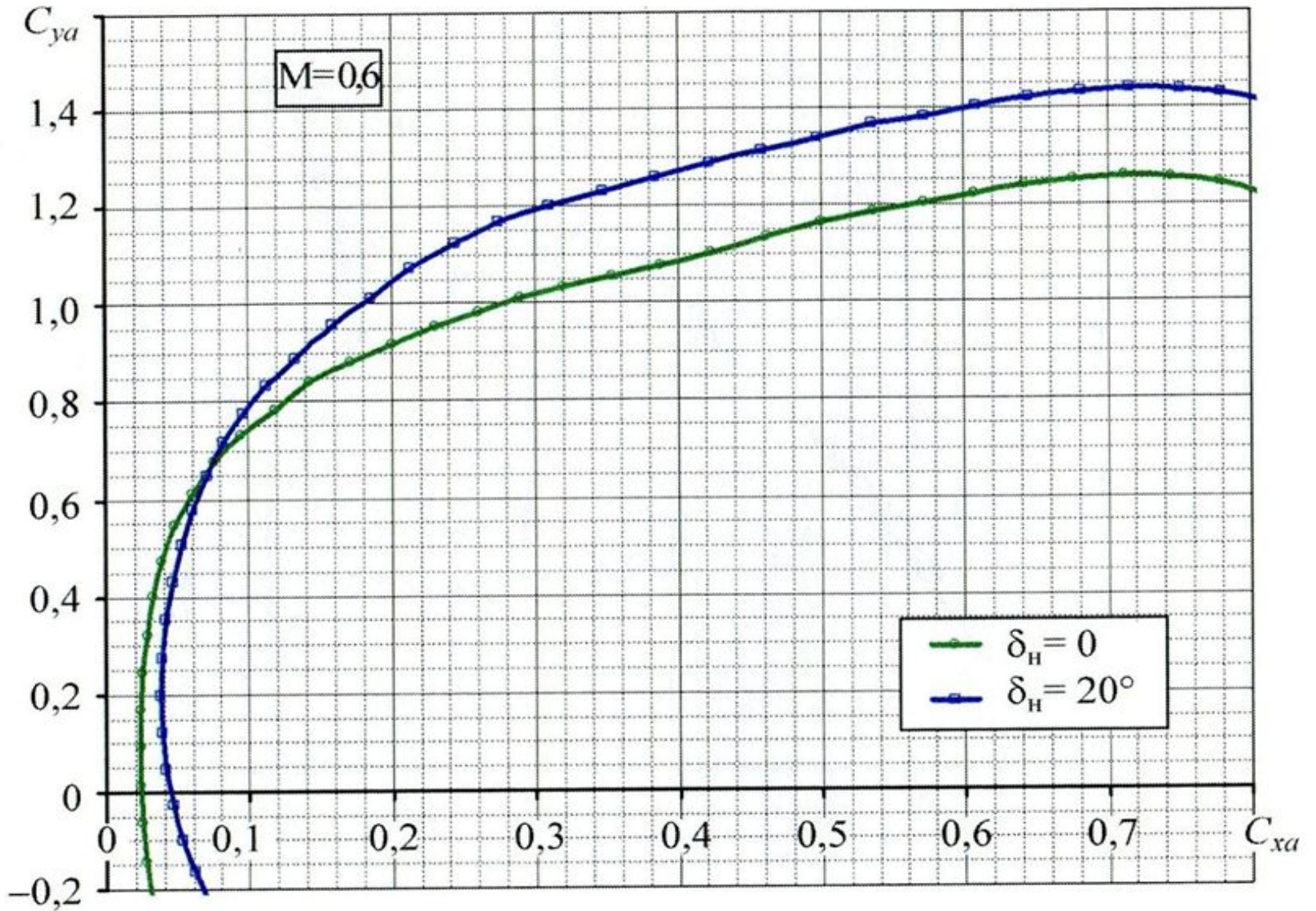


Рис. 2.16. Поляры при  $M = 0,2$  и  $\delta_n = 0; -20; -30^\circ$

Зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки при  $\delta_H = 0$  для разных чисел  $M$



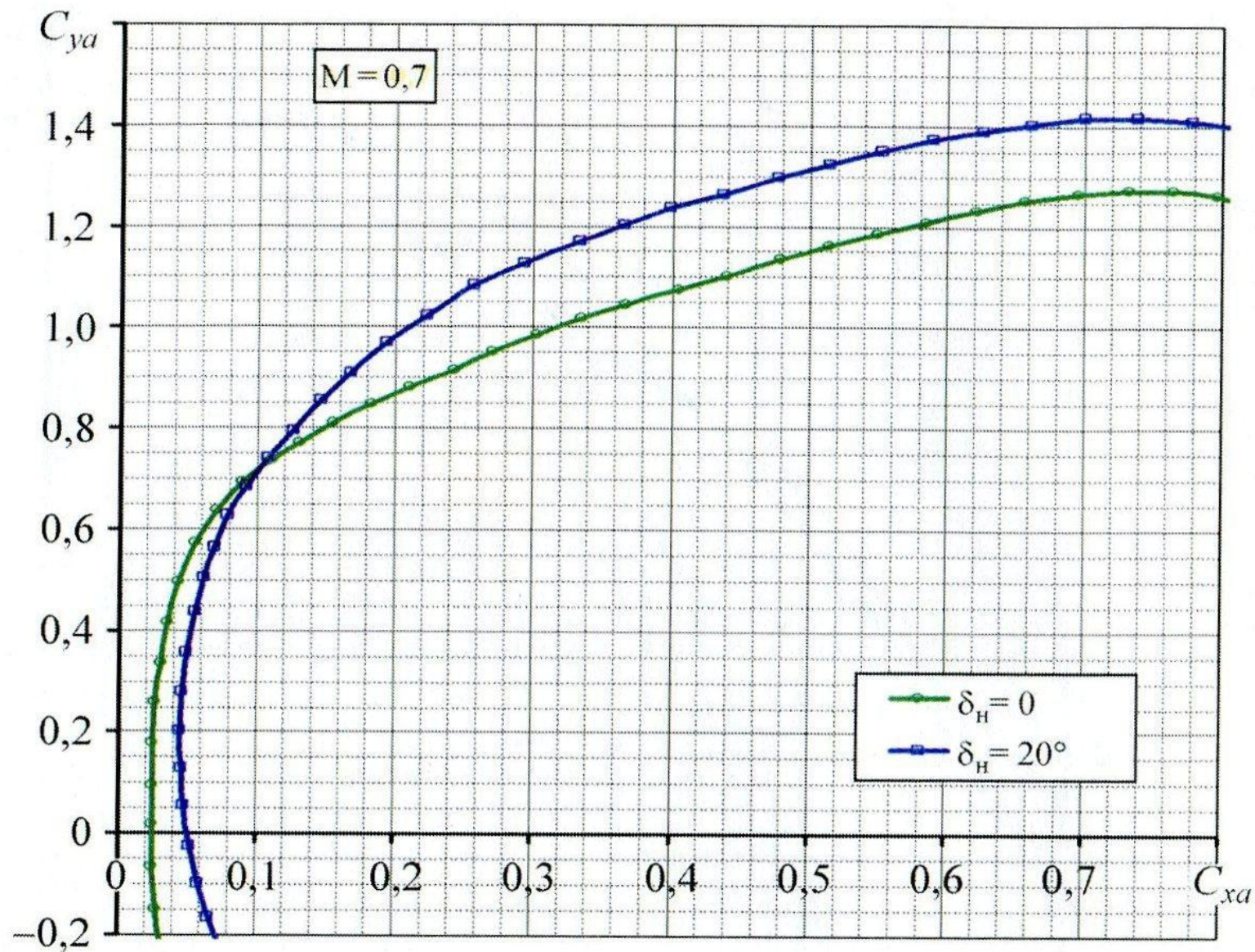


Рис. 2.24. Поляры при  $M = 0,7$  и  $\delta_H = 0; 20^\circ$

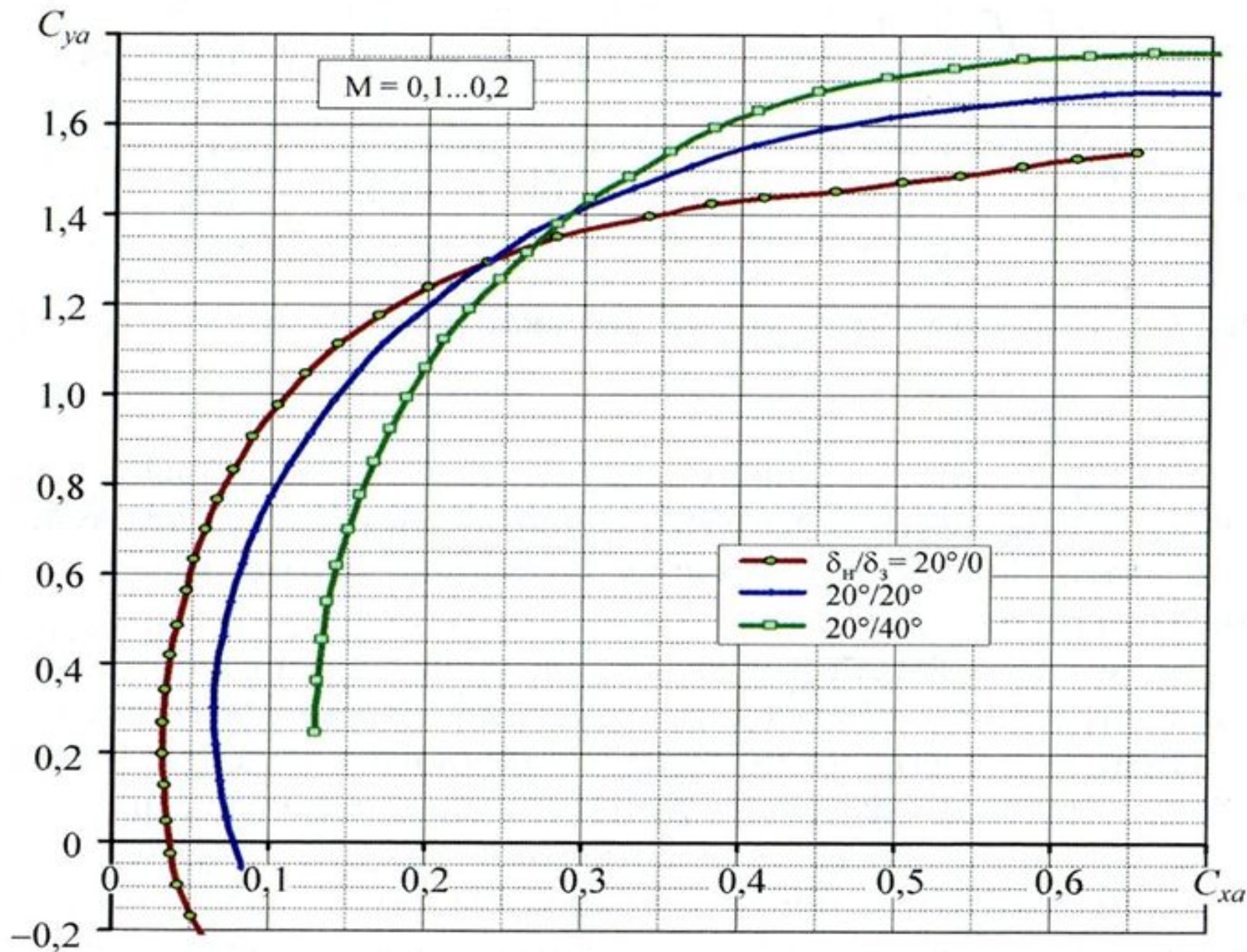


Рис. 2.44. Поляры при взлетно-посадочных конфигурациях



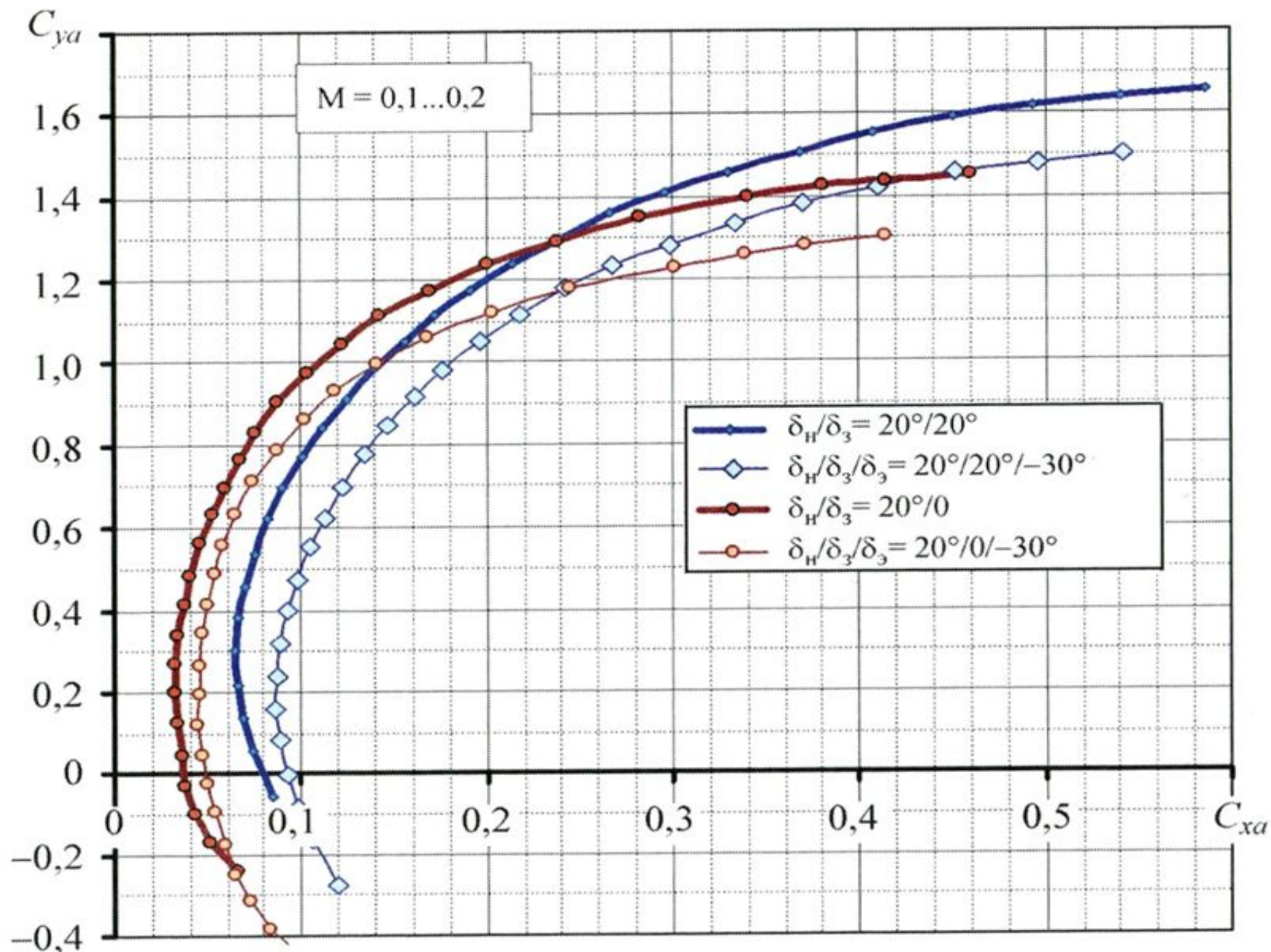


Рис. 2.48. Поляры при "всплывании" элеронов

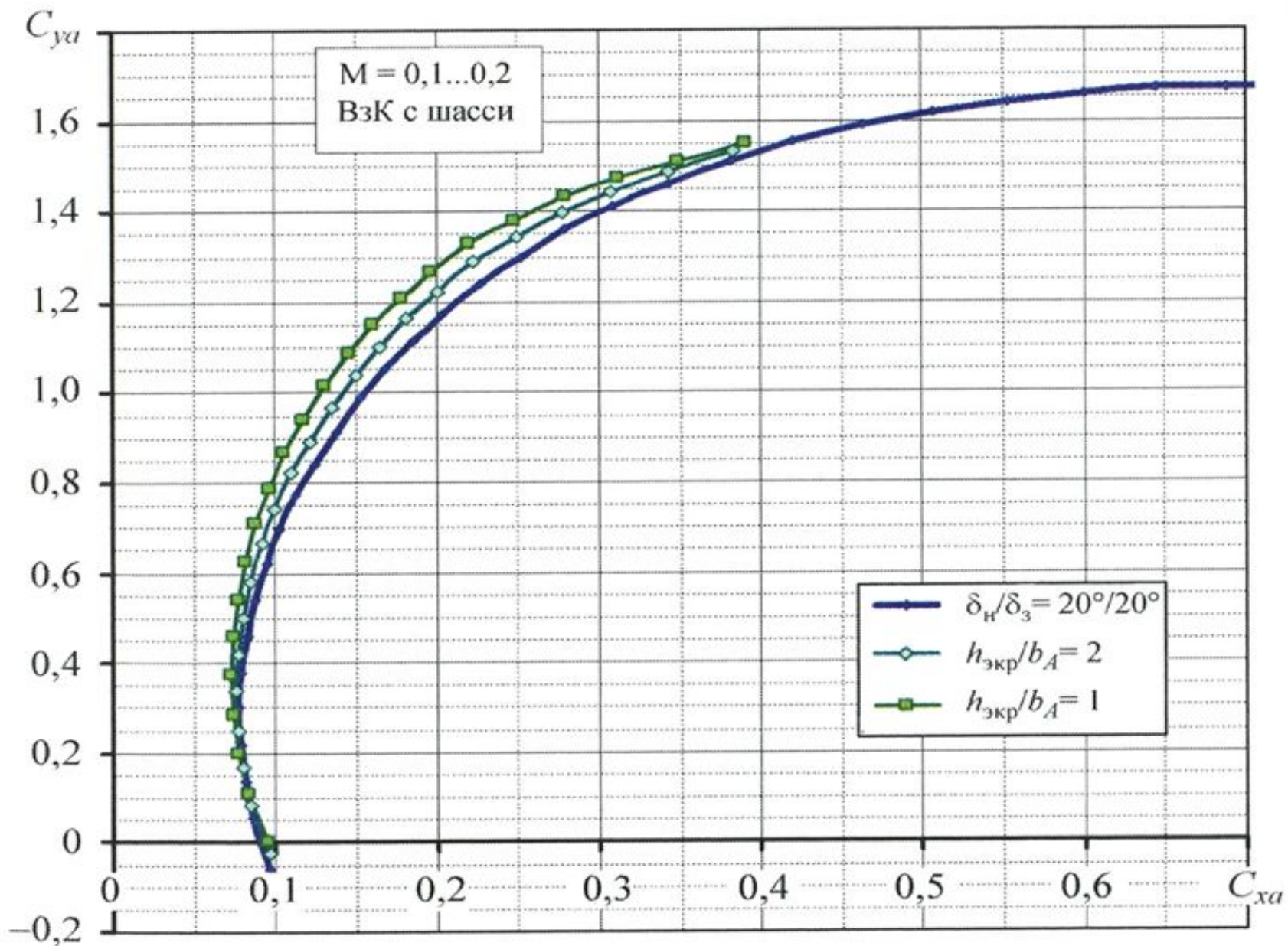


Рис. 2.57. Влияние экрана на поляры при взлетной конфигурации

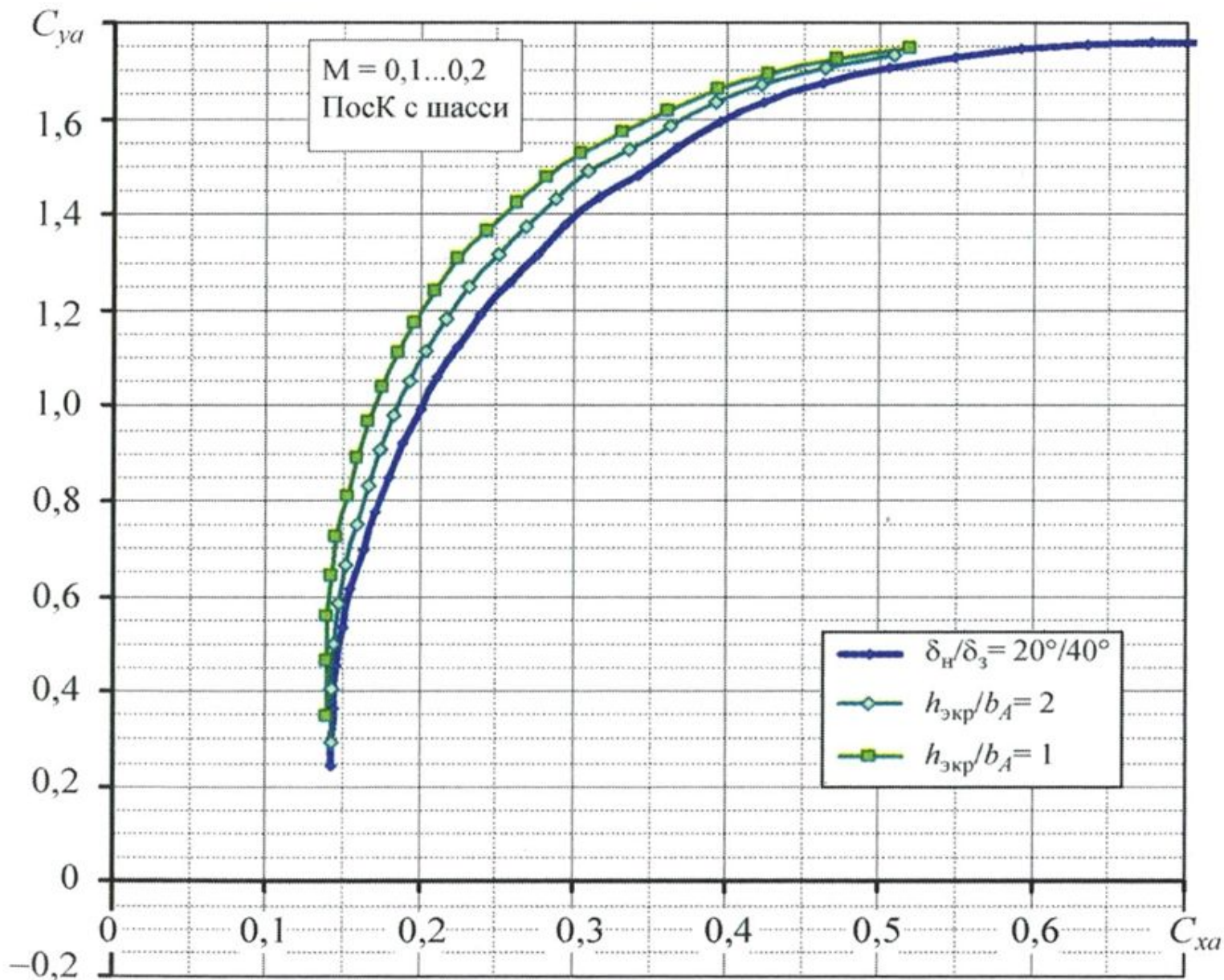
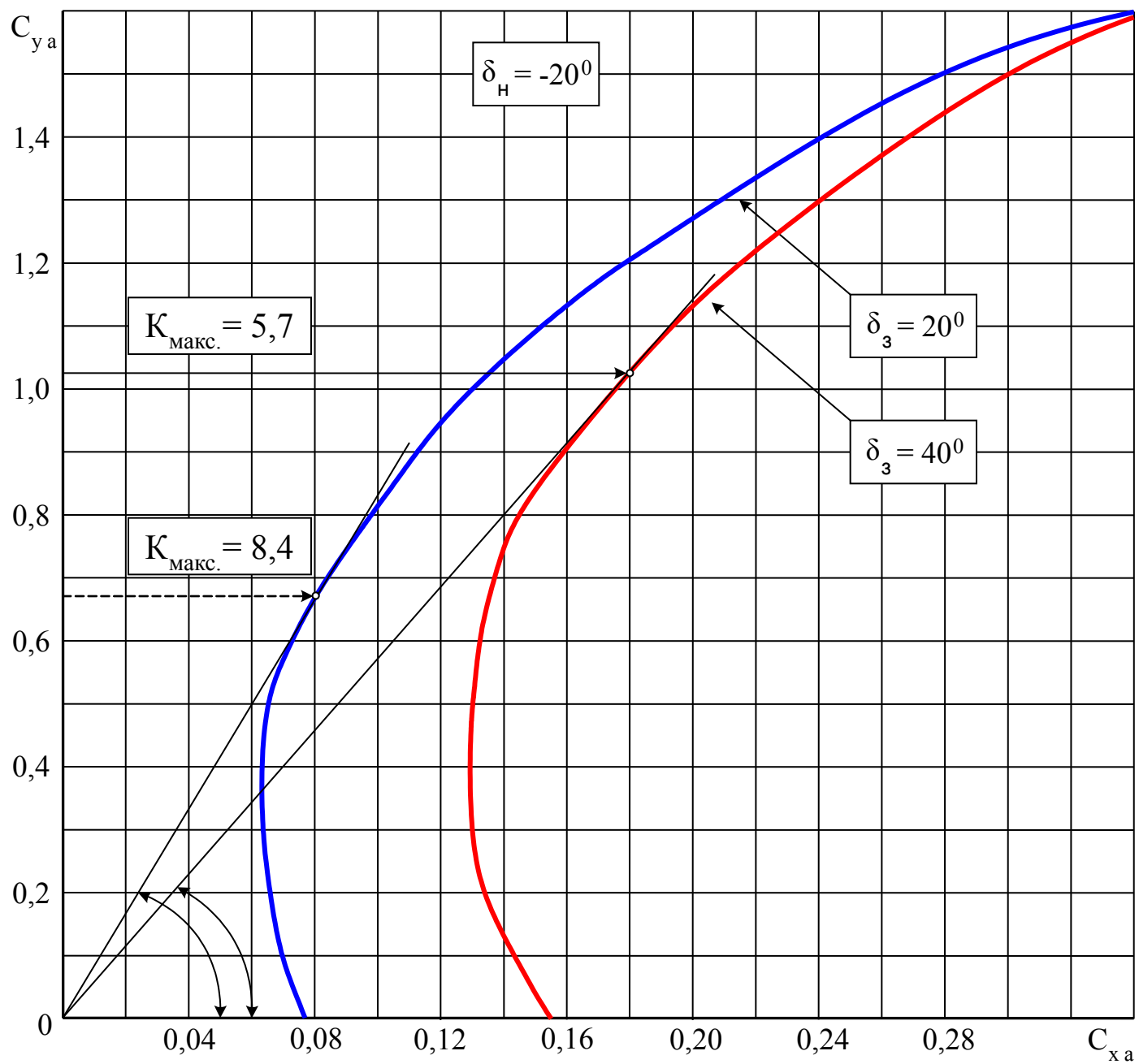
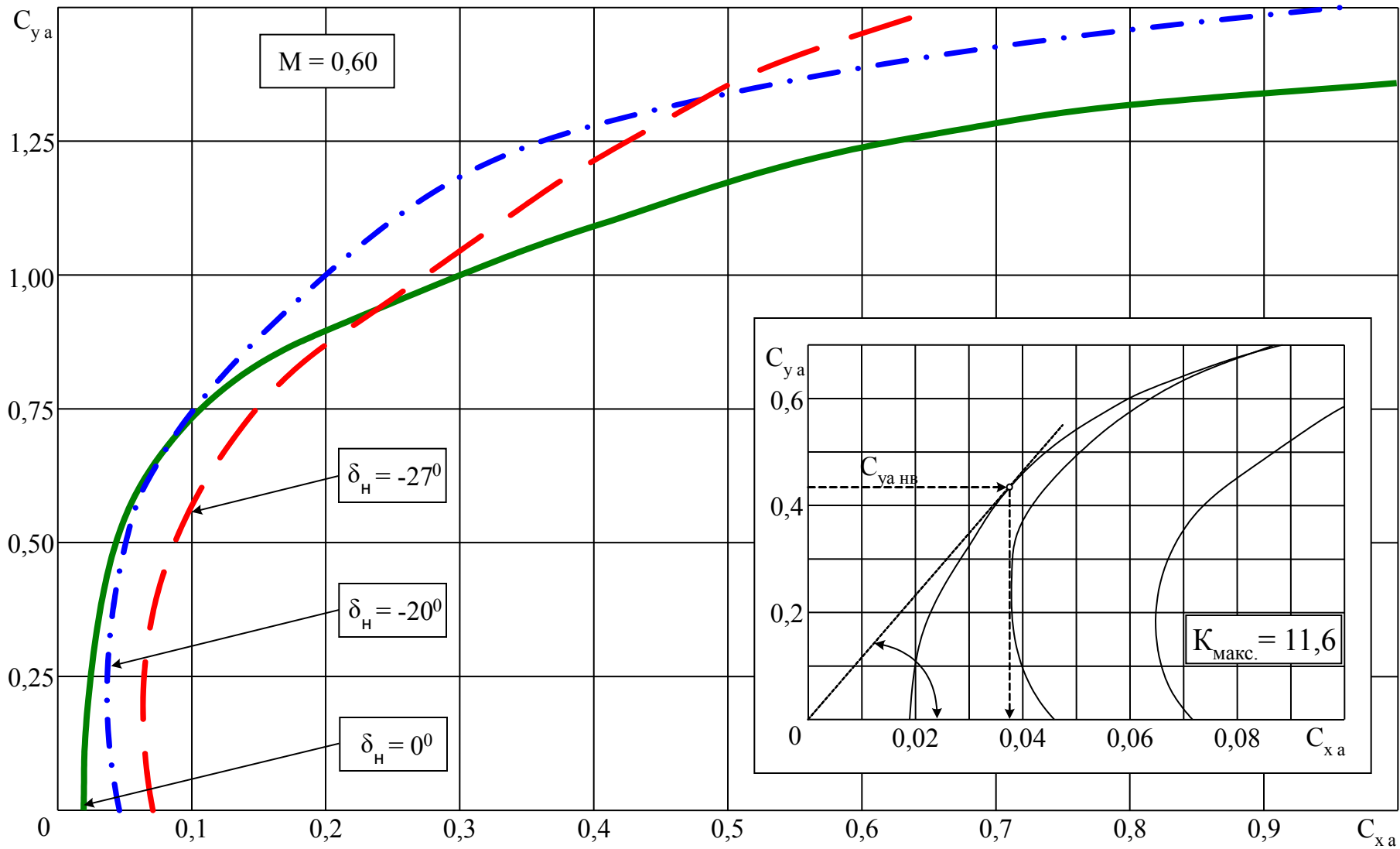


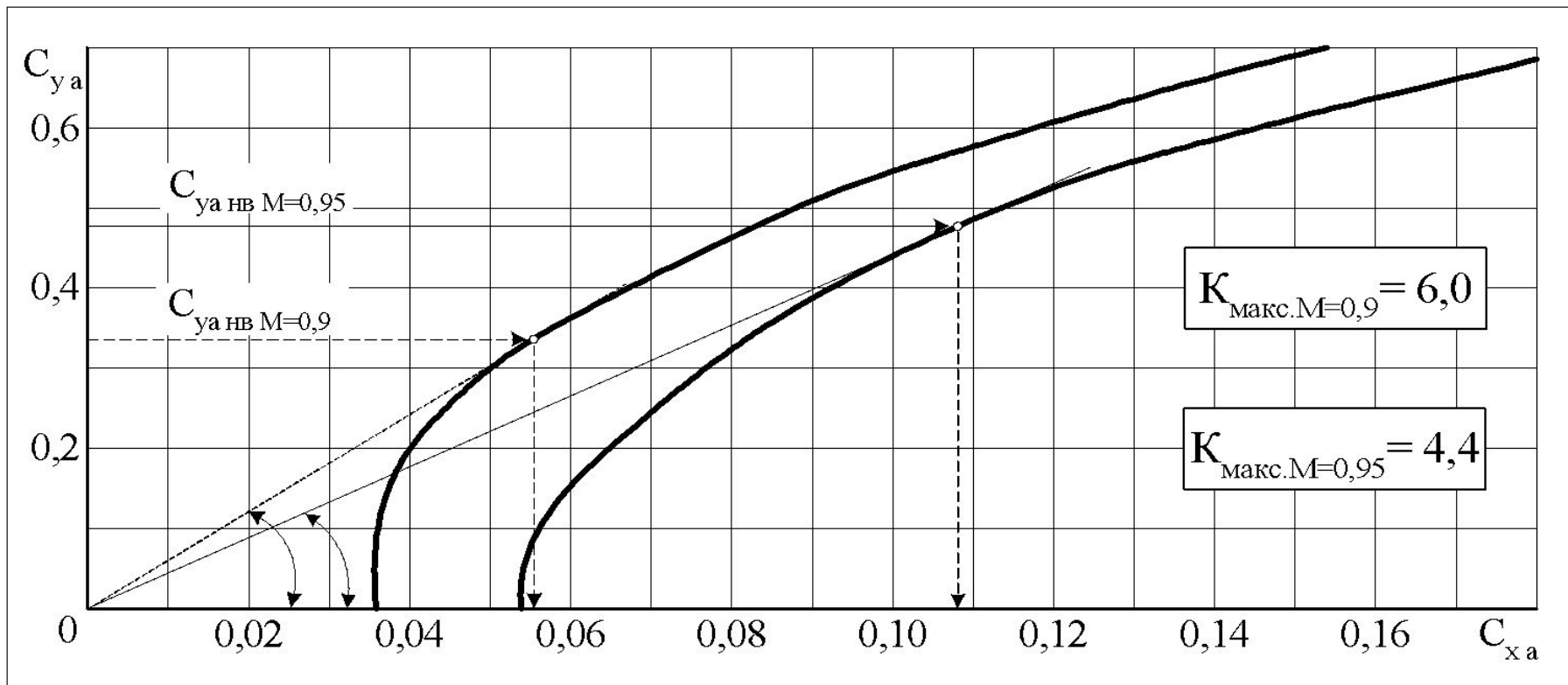
Рис. 2.61. Влияние экрана на поляры при посадочной конфигурации



**Поляра самолета при взлетной и посадочной конфигурациях профиля крыла.**



**Поляра самолета в крейсерской конфигурации.**



**Поляра самолета в крейсерской конфигурации ( $M = 0,9-0,95$ ).**