

ЛЕКЦІЯ № 6

з навчальної дисципліни

“Аеродинаміка та динаміка польоту літака”

Змістовий модуль 3.

Аеродинамічні характеристики літака

Заняття 2.

Прояв стисливості повітря при обтіканні крила повітряним потоком з надзвуковою швидкістю.

Навчальна та виховна мета. Визначити аеродинамічні характеристики крила, залежно від форми крила і швидкості польоту, при різних числах M . Виховувати у курсантів навички самостійного аналізу аеродинамічних характеристик, відповідальність за отримання знань.

Навчальна література:

Аэродинамика ЛА и гидравлика их систем / под ред. Ништа М. И. – М. : ВВИА им. проф. Н. Е .Жуковского, 1981.– 160 ...181

Навчальні питання:

3.7. Критичне число Маха для крил різної форми в плані. Хвильовий опір.

3.8. Вплив числа M на аеродинамічні характеристики крил різної форми.

3.9. Класифікація крайок крила у надзвуковому потоці.

3.10. Геометричні параметри фюзеляжу.

3.7. КРИТИЧНЕ ЧИСЛО МАХА ДЛЯ КРИЛ РІЗНОЇ ФОРМИ В ПЛАНІ.

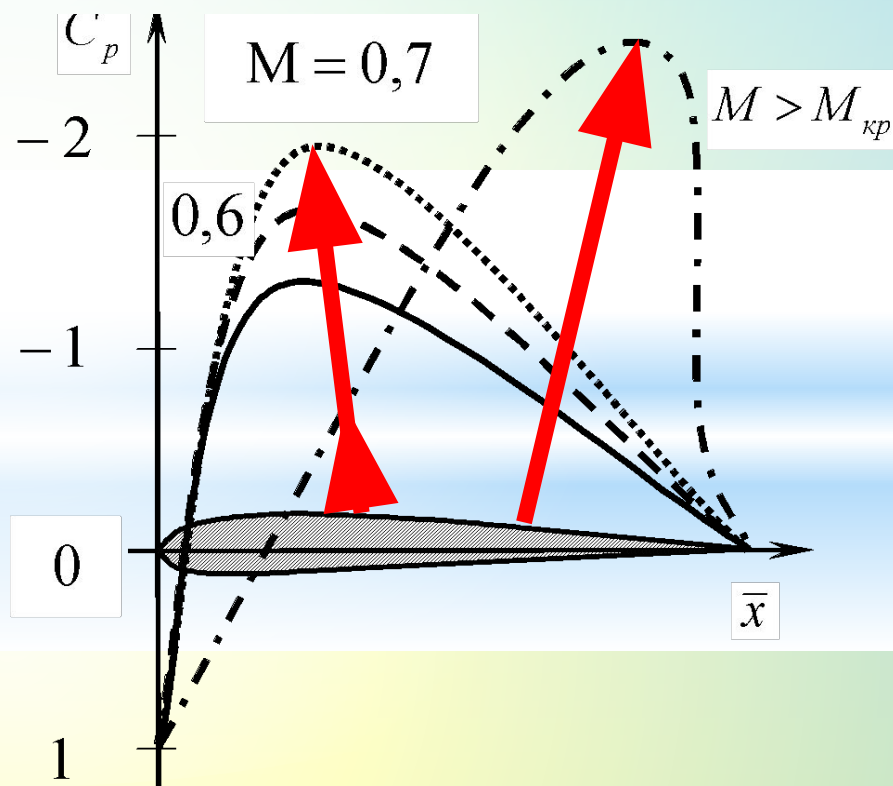
ХВИЛЬОВИЙ ОПІР

Критичне число Маха – це число M незбуреного потоку, при якому біля поверхні крила вперше місцева швидкість стає рівною місцевій швидкості звуку ($V_M = a_M$), його позначають $M_{кр}$.

У передній частині профілю коефіцієнт тиску збільшується, а у хвостовій його частині – зменшується. Ця різниця і призводить до збільшення опору.

Стрибки ущільнення, які з'являються при $M_\infty > M_{кр}$, викликають додатковий опір, який називається **хвильовим** ($C_{x_{во}}$).

$$X_{BO} = C_{x_{BO}} \frac{\rho V^2}{2} S$$



При $M_\infty > M_{кр}$ хвильовий опір може у декілька разів перевищувати опір тертя, **явище інтенсивної зміни аеродинамічних характеристик при $M > M_{кр}$ отримало назву хвильової кризи.**

Для урахування впливу стисливості повітря на аеродинамічні характеристики профілю на докритичному діапазоні чисел M вводяться формули:

$$C_{y_a}^\alpha = \frac{C_{y_{a_n}}^\alpha}{\sqrt{1-M^2}}$$

$$m_z^\alpha = \frac{m_{z_n}^\alpha}{\sqrt{1-M^2}}$$

$$C_{x_{тиск}} = \frac{C_{x_{н\ тиск}}}{\sqrt{1-M^2}}$$

$$C_P = \frac{C_{P_n}}{\sqrt{1-M^2}}$$

де індекс “н” вказує на характеристику в нестисливому середовищі.

Критичне число M для крил різної форми в плані

а) Вплив подовження крила (λ)

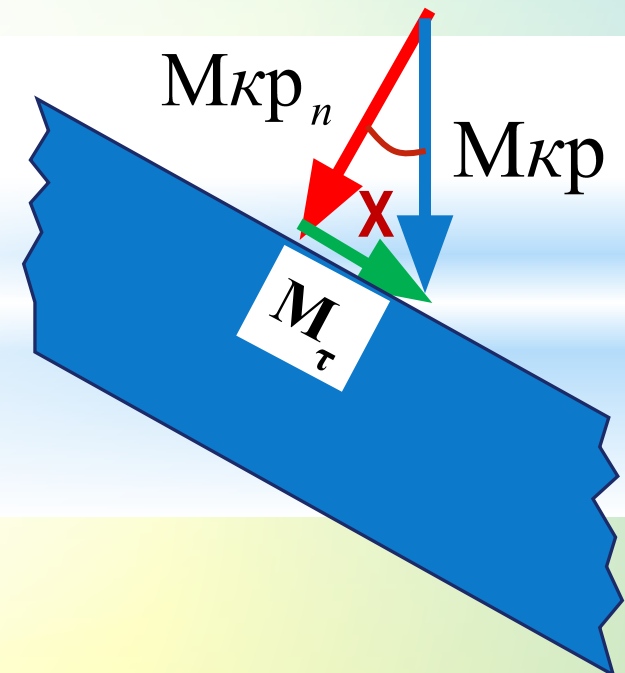
Зі $\downarrow \lambda$ збільшується перетікання повітря через бокові країки з нижньої поверхні на верхню, тому $\downarrow C_{P_{\min}}$.

Отже, $\downarrow \lambda$ приводить до $\uparrow M_{\text{кр}}$.

б) Вплив кута стрілоподібності (χ)

Оскільки крило деформує тільки перпендикулярний до передньої крайки потік, то місцева швидкість стане звуковою лише коли $M_n = M_{\text{кр}}$. Тому

$$M_{\text{кр}} = \frac{M_{\text{кр}_n}}{\cos \chi}$$



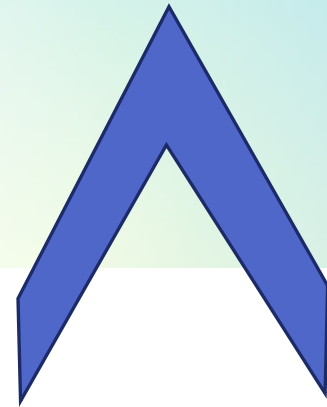
Таким чином, геометрична форма крила суттєво впливає на критичне число M . Для літаків, які проектується для використання на великих дозвукових швидкостях, доцільно використовувати крило малого подовження, великої стрілоподібності з симетричним профілем невеликої товщини.

3.8. ВПЛИВ ЧИСЛА M НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРИЛ РІЗНОЇ ФОРМИ

1 – прямокутне великого подовження
($\lambda = 5, \chi = 0, \eta = 1$);



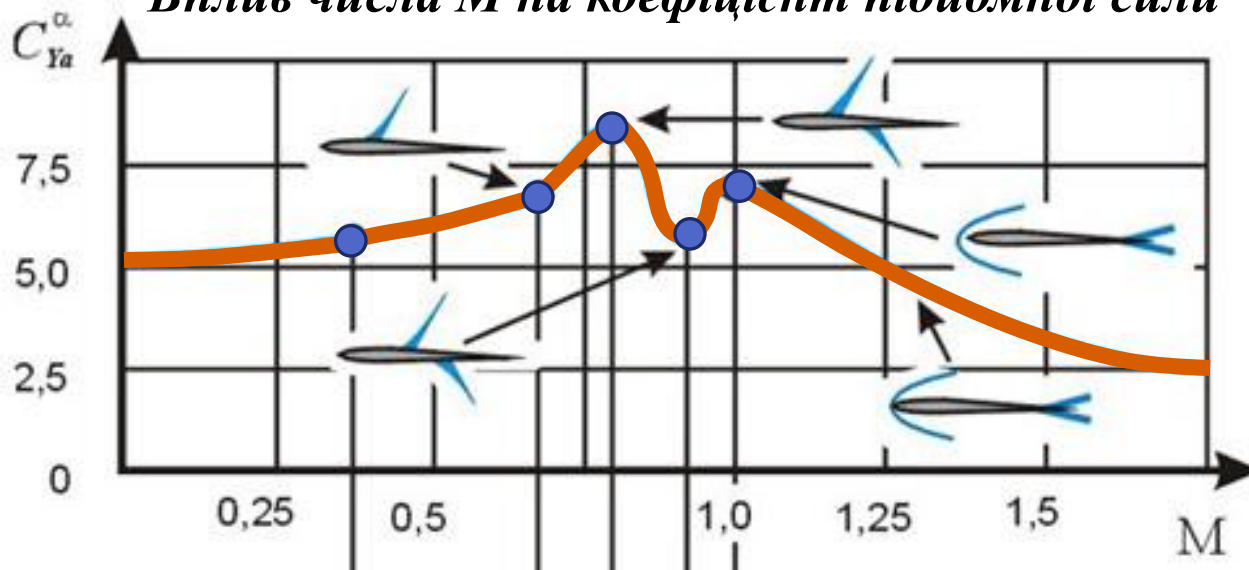
2 – стреловидне великого подовження
($\lambda = 5, \chi = 60^\circ, \eta = 1$);



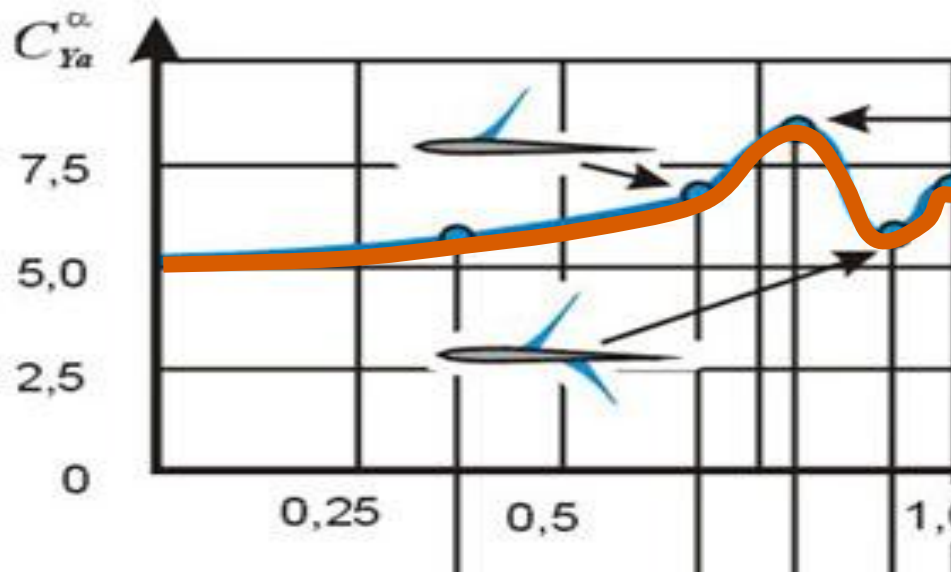
3 – стреловидне малого подовження
($\lambda = 1, \chi = 60^\circ, \eta = 1$)



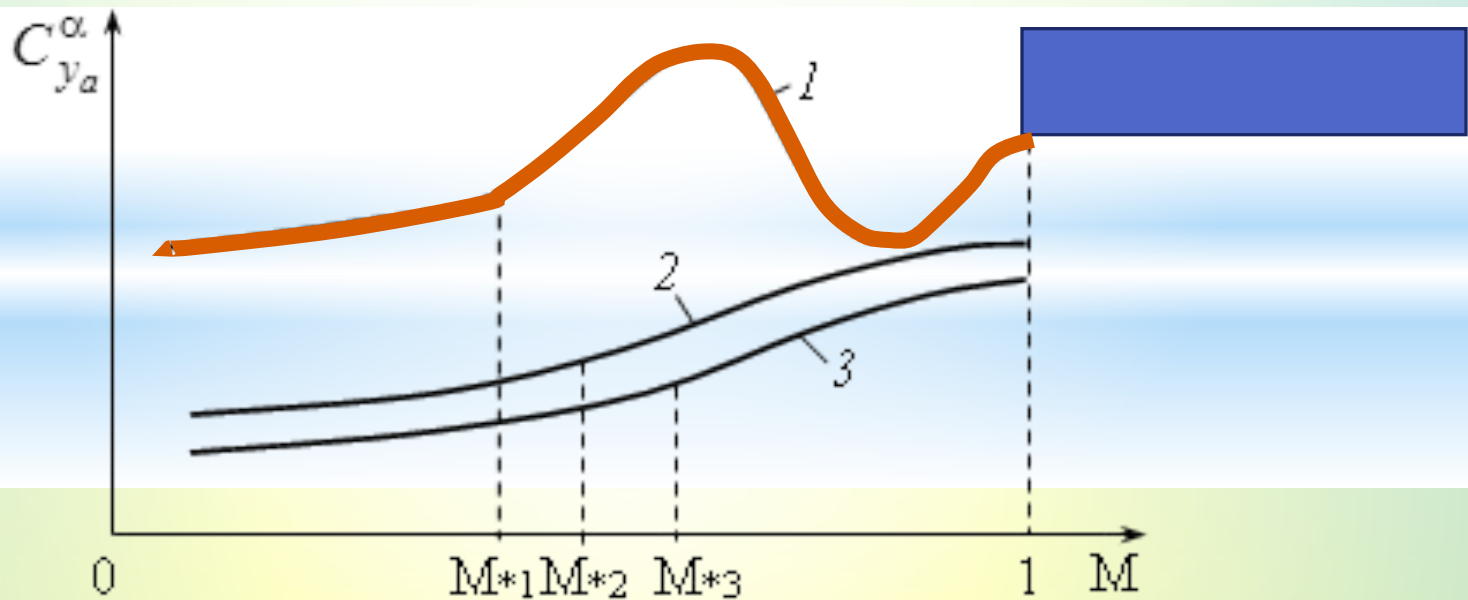
Вплив числа M на коефіцієнт підйомної сили

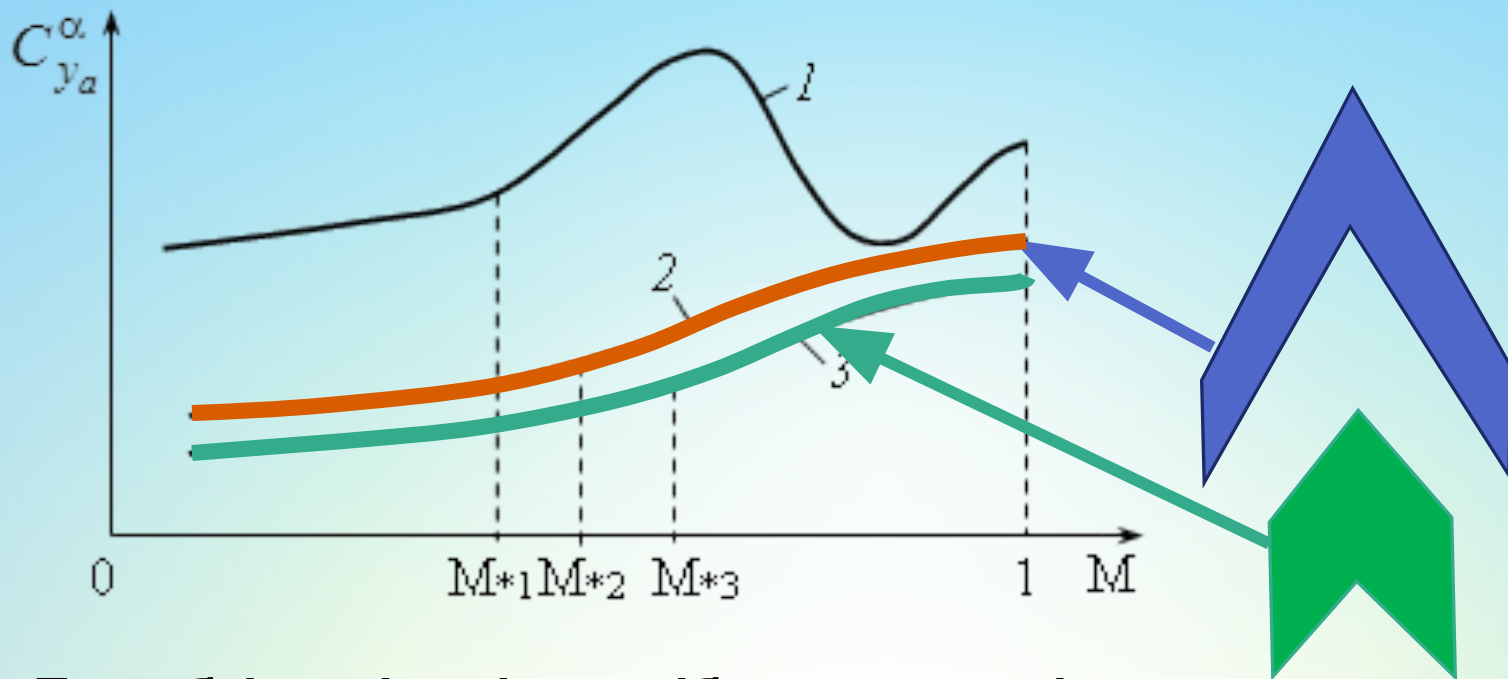


- 1) - при $M < 0,4$ стискаємість повітря практично не впливає на коефіцієнт.
- 2) - починаючи з $M=0,4$ за рахунок стискаємості викликає деяке його збільшення.
- 3) - при подальшому збільшенні числа M на верхній ділянці профілю утворюється місцева зона надзвукових швидкостей з замикаючим стрибком ущільнення. Розрідження потоку зростає, що викликає подальше збільшення коефіцієнта
- 4) - потім свехзвукова зона і місцевий стрибок ущільнення утворюються на нижній ділянці профілю.
- 5) - при подальшому збільшенні числа M стрибок ущільнення переміщується назад на нижньому схилі профілю швидше, ніж на верхньому.
- 6) - різниця тиску на профілі вирівнюється, коефіцієнт зменшується аж до мінімального значення.



Характер залежності для крила більшого подовження схожий с характеристиками профілю.

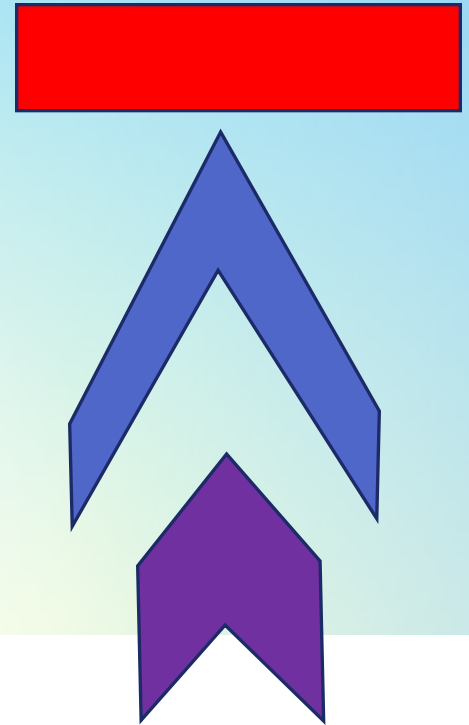
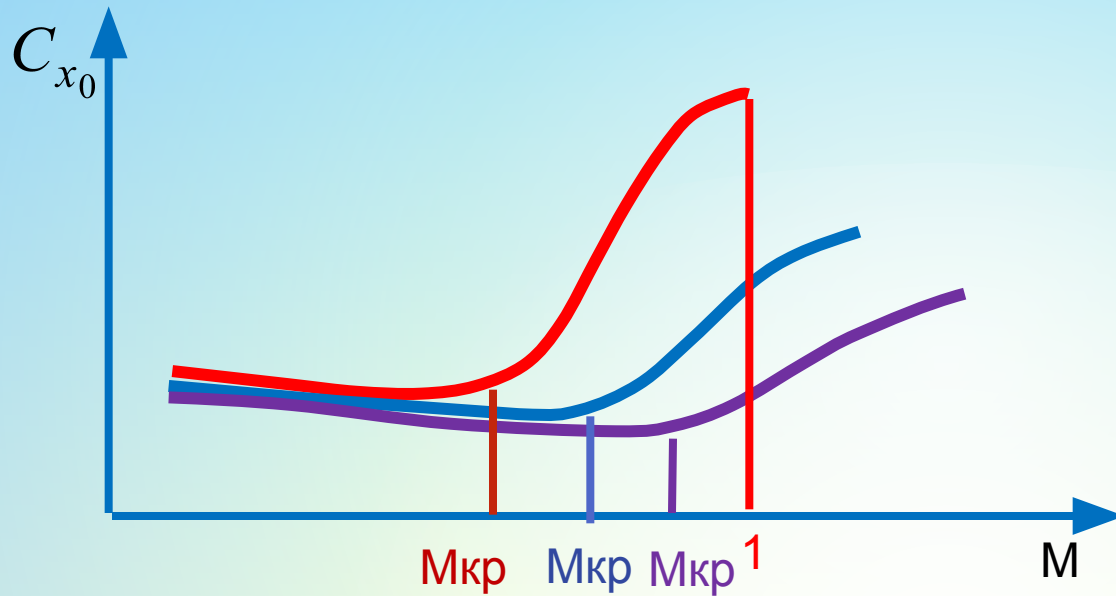




При обтіканні стрілоподібного крила кінцевого розмаху за рахунок течії через бокові крайки і через стрілоподібну передню крайку характер зміни $C_y^\alpha(M)$ згладжується

для крила малого подовження спостерігається монотонний зріст C_y^α від чисел M , з яких починає виявлятися стисливість.

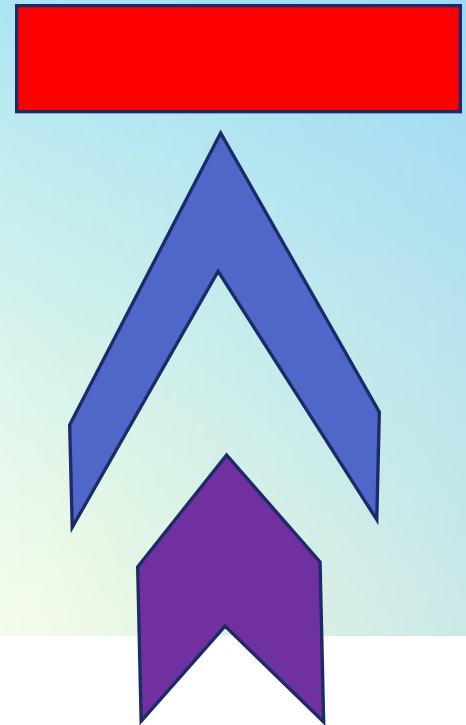
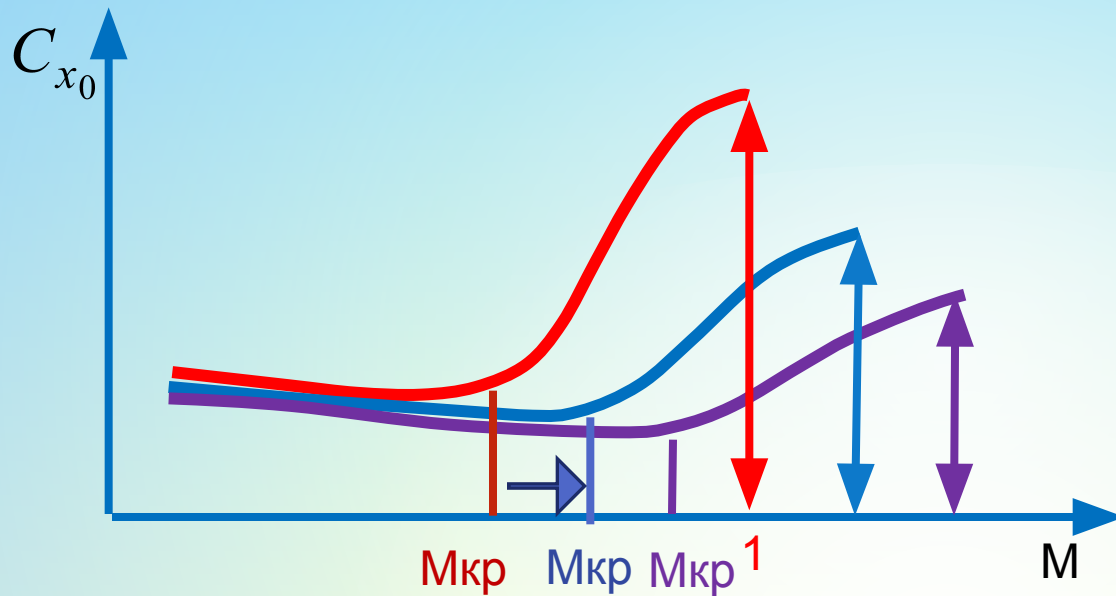
Вплив числа M на коефіцієнт опору



У дозвуковому потоці C_{x_0} практично не змінюється

коли з'являються надзвукові зони і стрибки ущільнення, коефіцієнт опору інтенсивно зростає, що є наслідком так званого хвильового опору

Вплив числа M на коефіцієнт опору

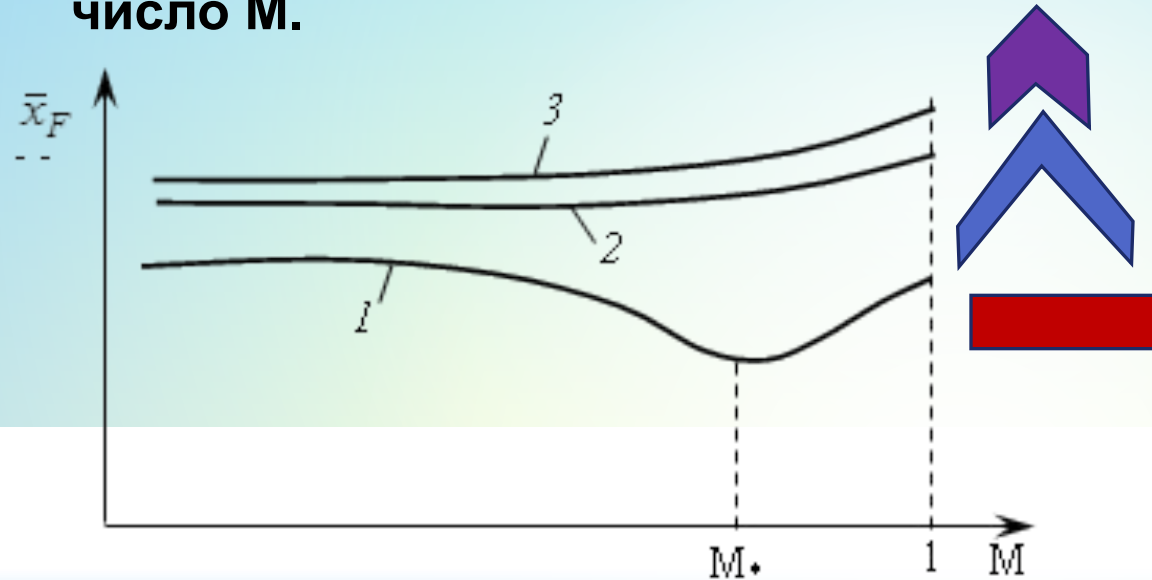


Придання крилу стрілоподібності, з одного боку, збільшує $M_{кр}$, а з іншого, пом'якшує хвильову кризу. Для крила **2** максимум за своїм значенням менше порівняно з крилом **1**, та зсувається до області надзвукових швидкостей.

Зменшення подовження вирівнює тиск на верхній та нижній поверхнях крила, що збільшує значення $M_{кр}$. Хвильова криза крила **3** проходить більш "м'яко", ніж у крила **2**, а максимум зміщується до надзвукових швидкостей.

Вплив числа M на моментні характеристики крил

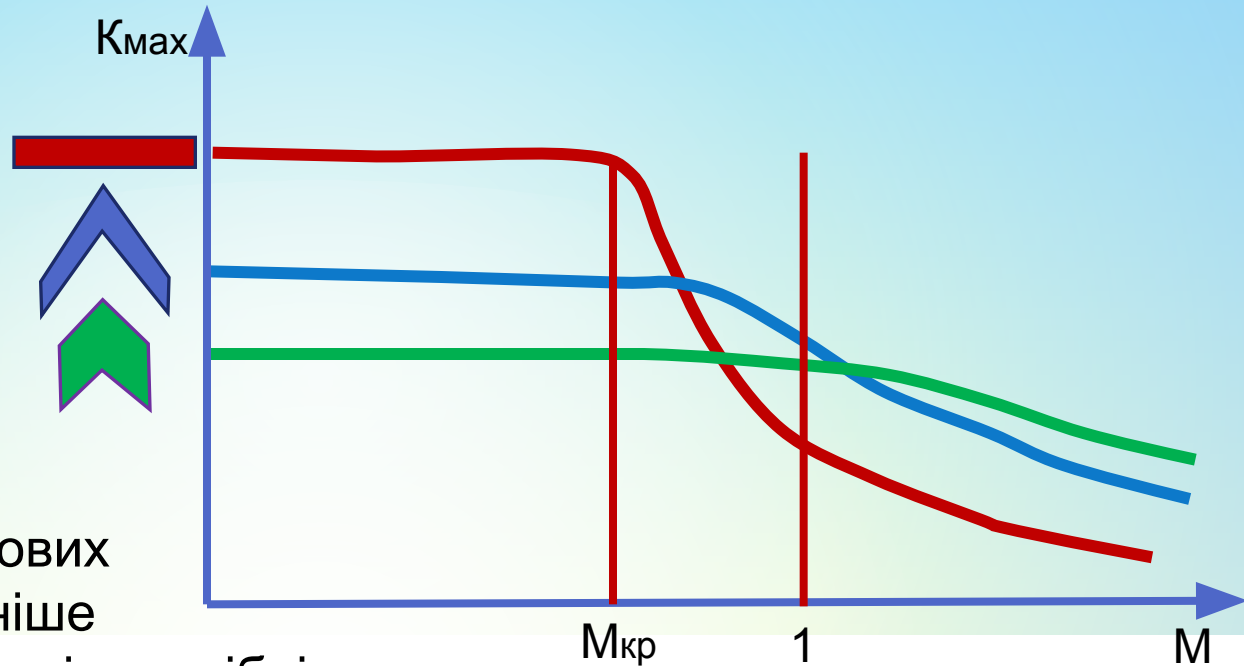
Наявність надзвукових зон і стрибків ущільнення на закритичних числах M зсуває фокус крила назад тим більше, чим більше число M .



Вплив числа M на максимальну аеродинамічну якість

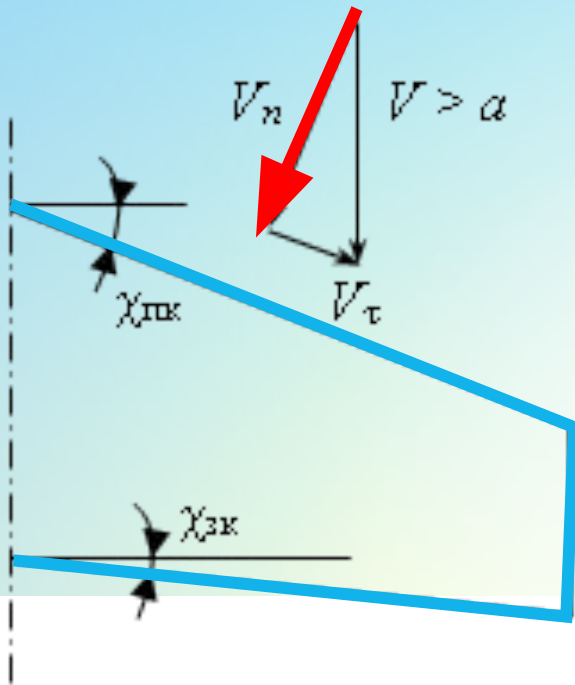
1) у дозвуковому діапазоні швидкостей доцільно використовувати пряме крило;

2) для трансзвукових швидкостей вигідніше використовувати стрілоподібні крила;



3) зменшення подовження крила при його незмінній стрілоподібності дає суттєвий вигреш у максимальній аеродинамічній якості на надзвукових швидкостях.

3.9. КЛАСИФІКАЦІЯ КРАЙОК КРИЛА У НАДЗВУКОВОМУ ПОТОЦІ



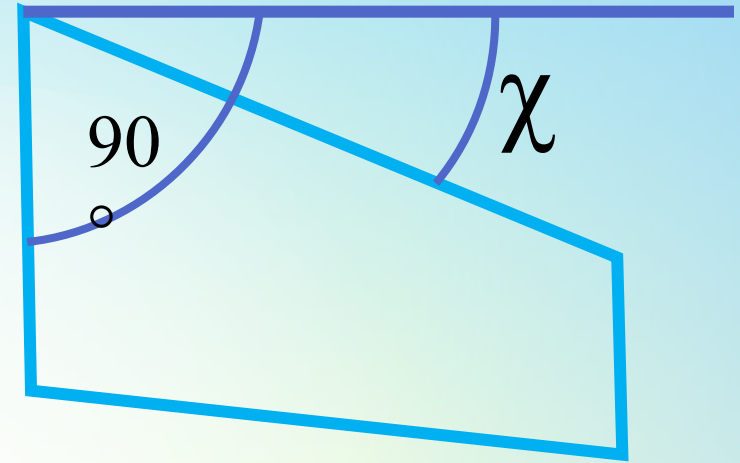
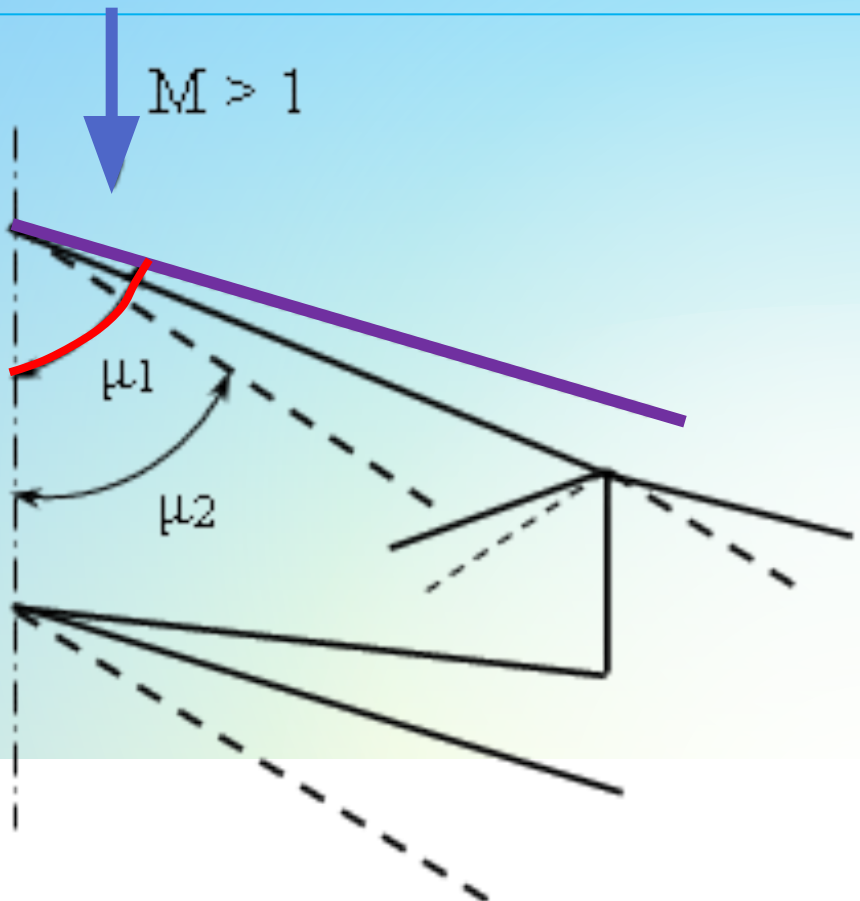
При обтіканні стрілоподібного крила надзвуковим потоком його передні крайки можуть обтікатися дозвуковим або надзвуковим потоком залежно від величини нормальної складової швидкості V_n

Якщо

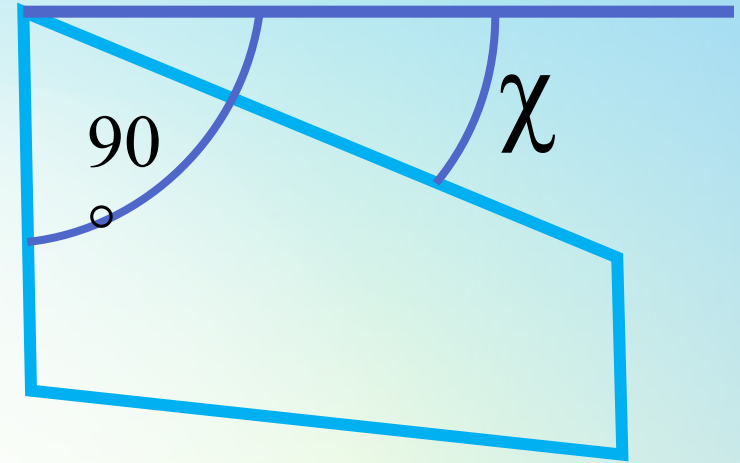
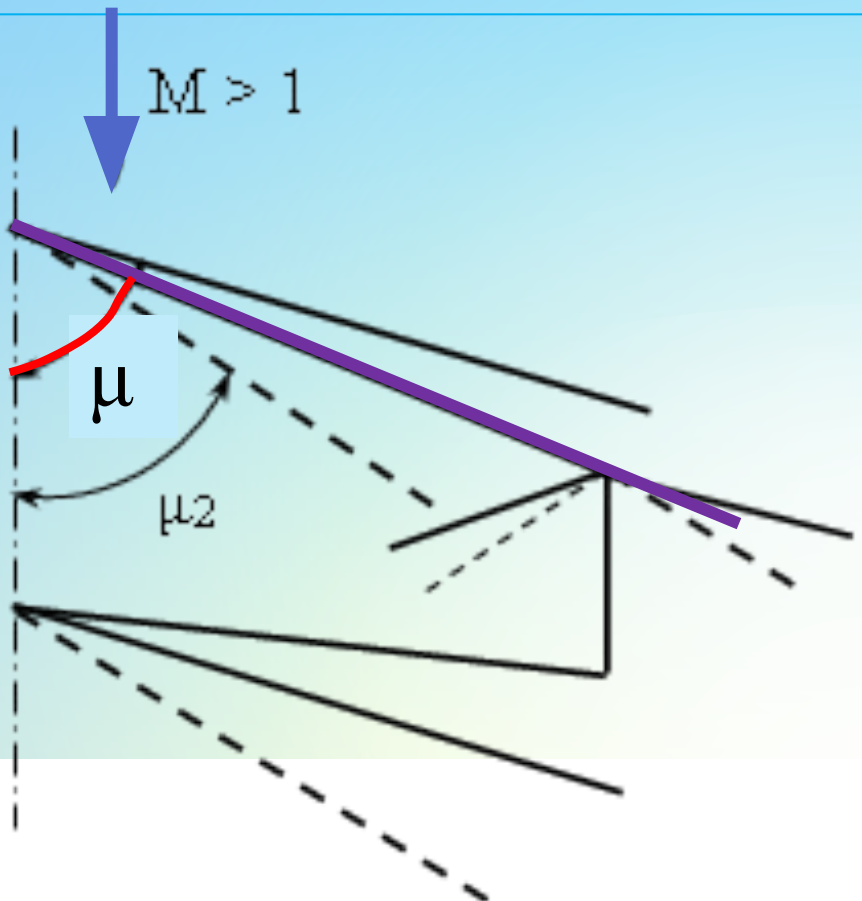
$V_n < a$ – то крайка дозвукова;

$V_n = a$ – то крайка звукова;

$V_n > a$ – то крайка надзвукова

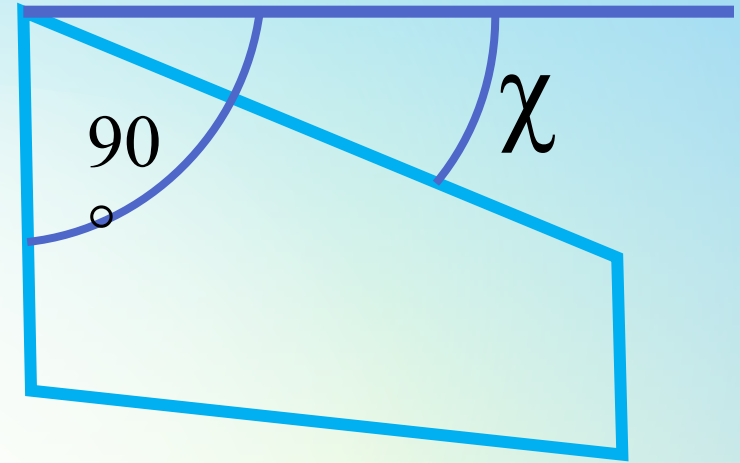
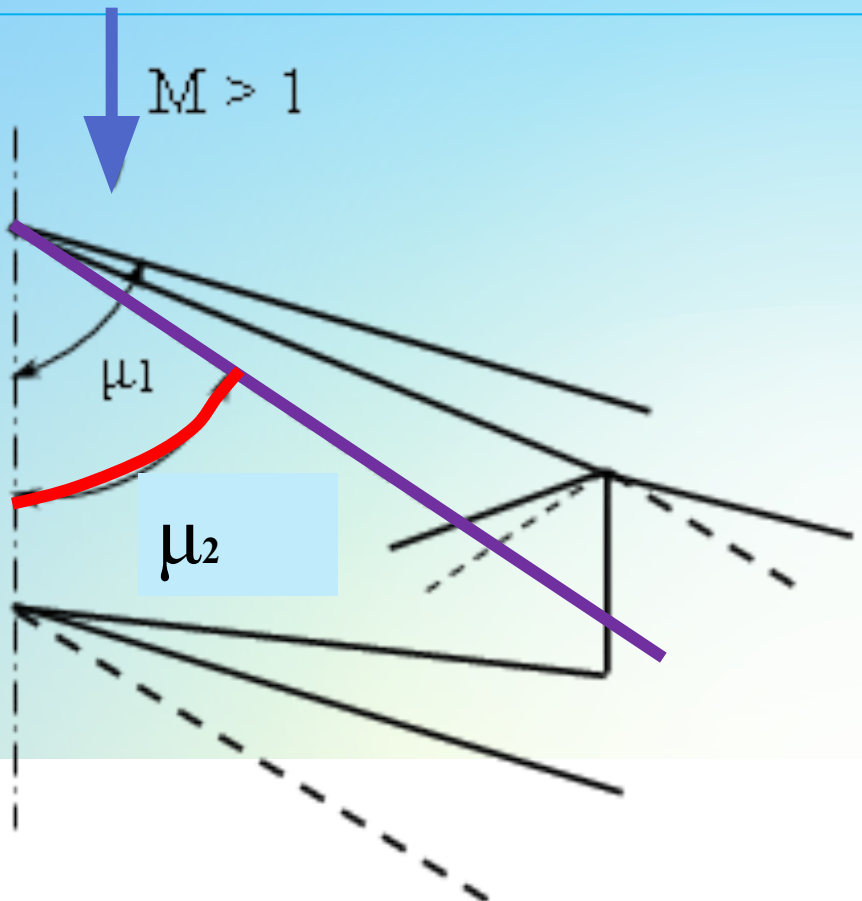


- 1) якщо крайка є дозвуковою, то вона лежить всередині конуса слабких збурень, що виходить з її передньої точки. При цьому кут напіврозхилу конуса слабких збурень $\mu_1 > 90^\circ - \chi$;



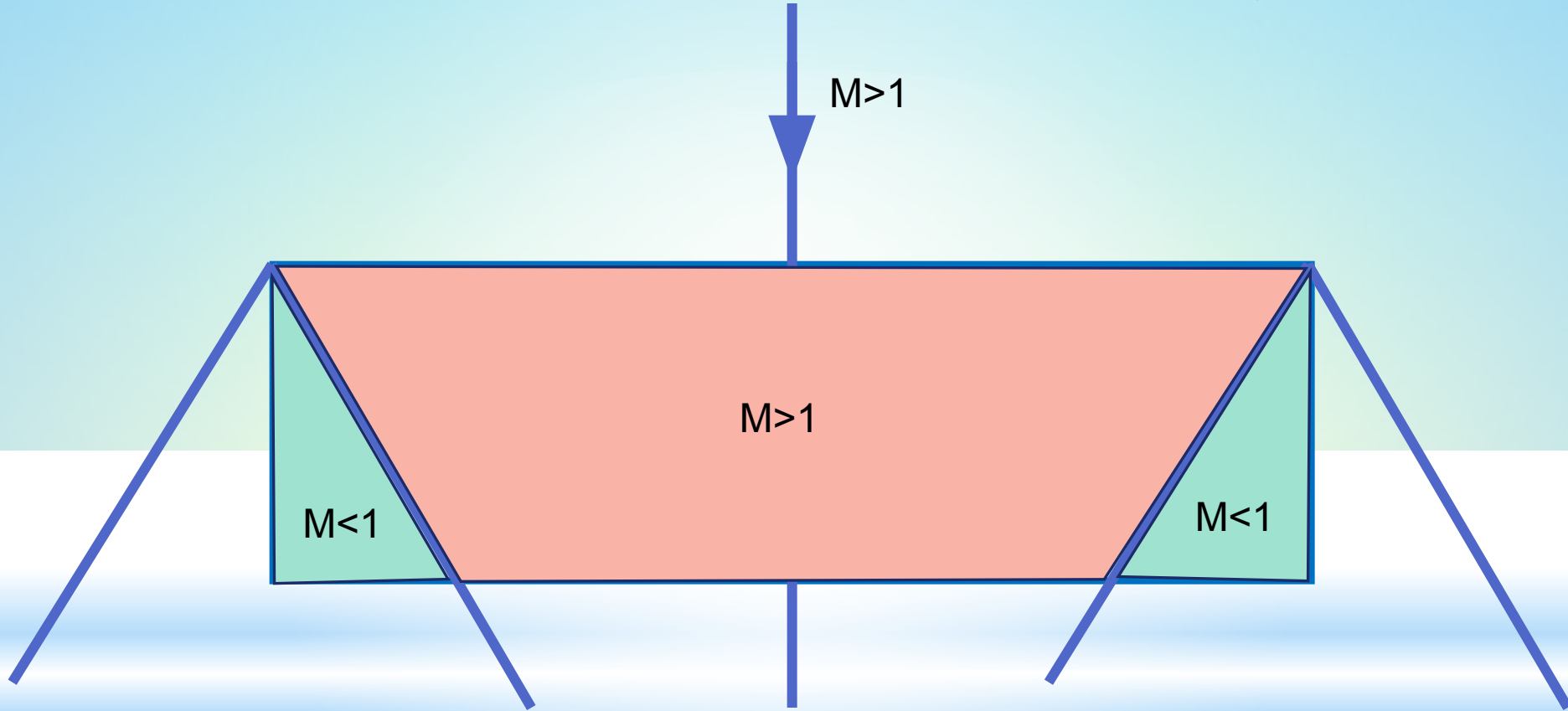
якщо крайка є звуковою, то вона збігається з характеристикою (конусом Маха), що виходить з її передньої точки.

При цьому $\mu = 90^\circ - \chi$;




якщо крайка є надзвуковою, то вона виходить за межі конуса слабких збурень. При цьому. $\mu_2 < 90^\circ - \chi$

При обтіканні крил надзвуковим потоком можливо виділити ряд зон, у яких зміна тиску по поверхні може бути проаналізоване на основі відомих законів. Як приклад, розглянемо обтікання прямокутного крила.

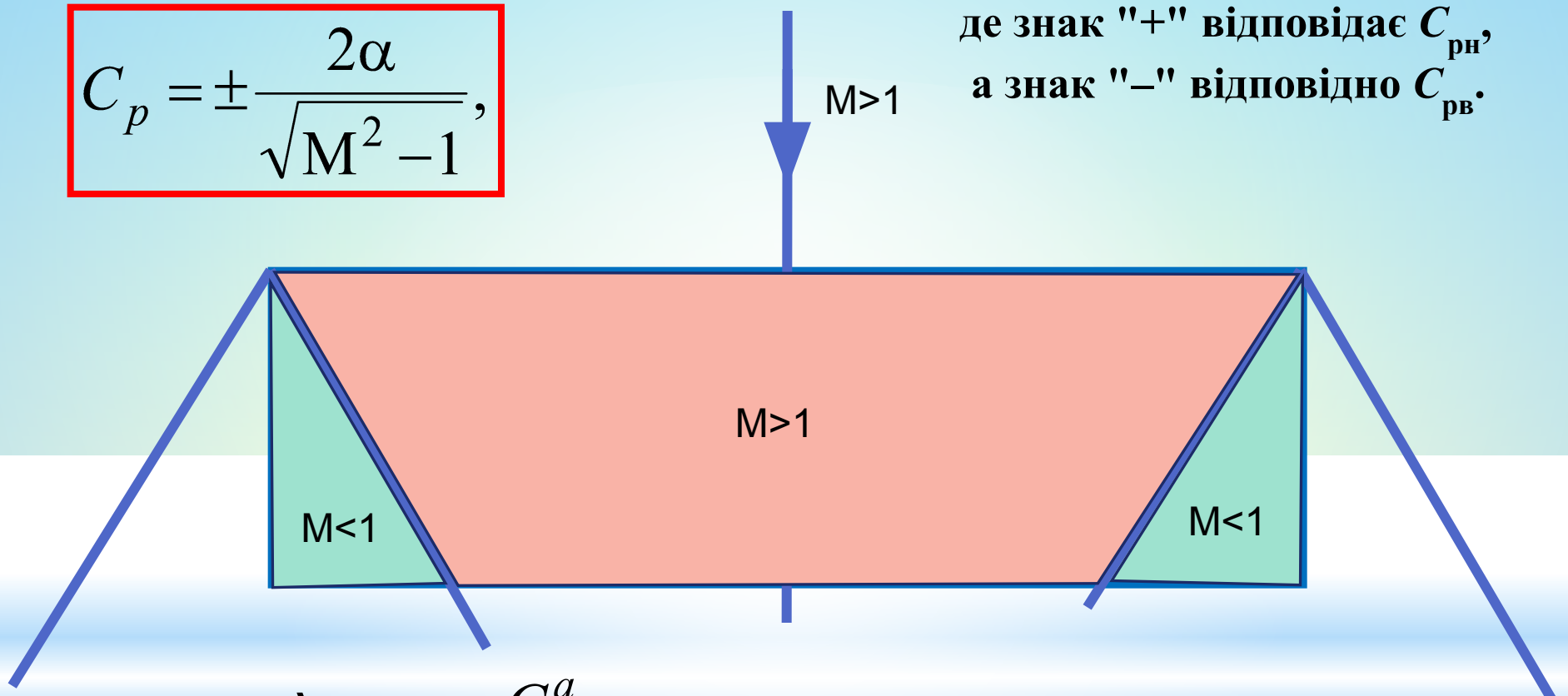


Оскільки бічні крайки завжди дозвукові, то через них відбувається перетікання потоку і вирівнювання тиску на нижній і верхній поверхнях. Це перетікання охоплює не всю поверхню крила а тільки область, обмежену конусом Маха

Передня і задня крайки є надзвуковими, а течія в області  аналогічна течії на крилі нескінченного розмаху – профілю, для якого



$$C_p = \pm \frac{2\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}},$$

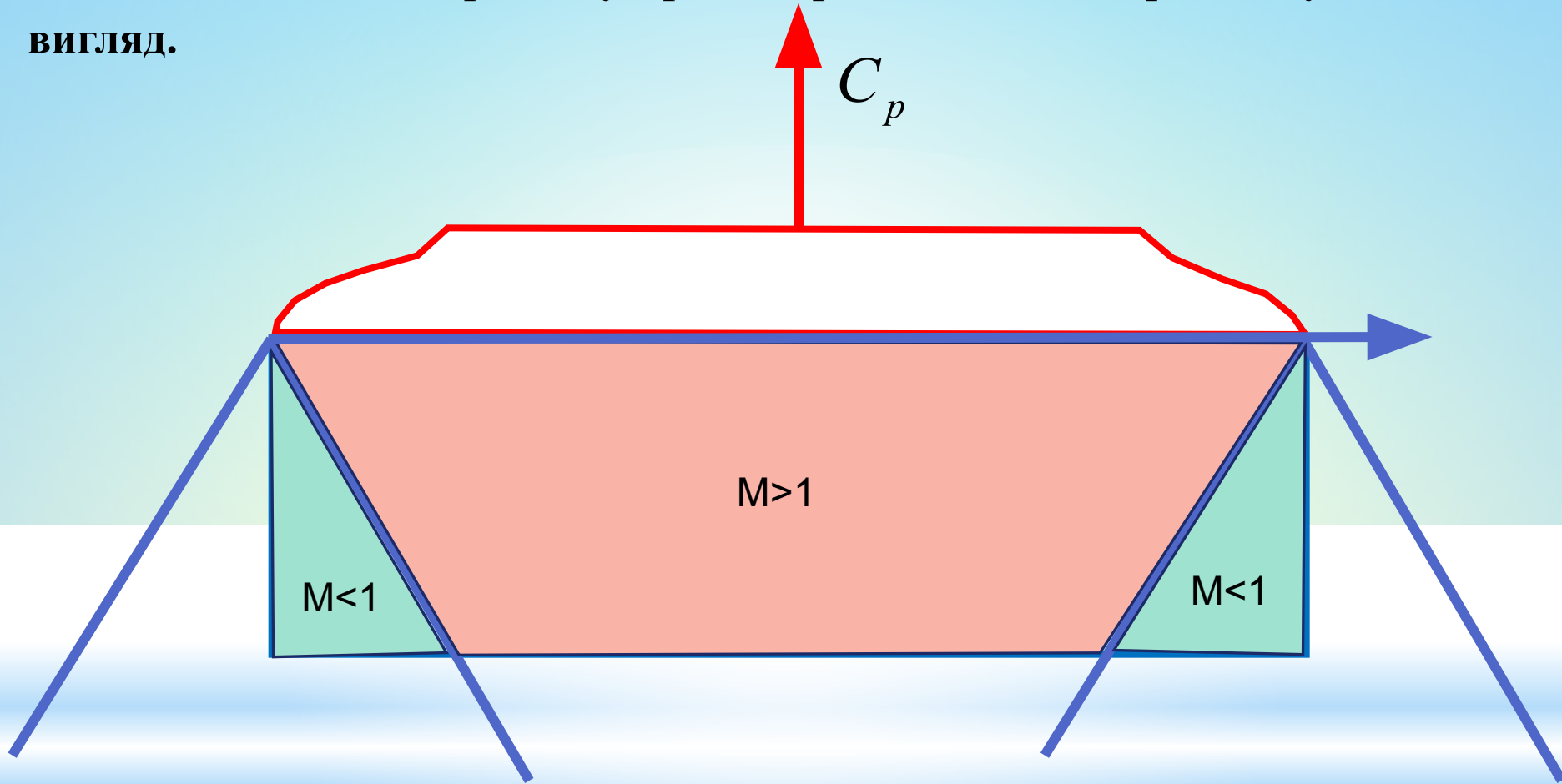
де знак "+" відповідає $C_{рн}$,
а знак "-" відповідно $C_{рв}$.







Для крил з $\lambda = \infty$ $C_{y_a}^a$ у надзвуковому потоці визначається за формулою:

$$C_{y_a}^a = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}}$$

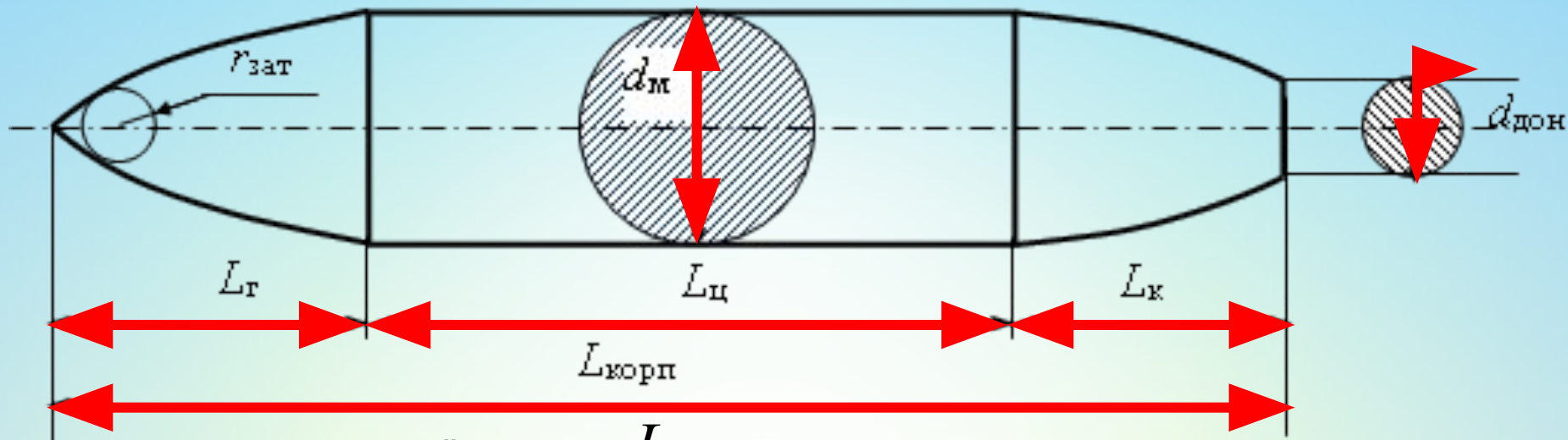
В областях   значення коефіцієнта тиску C_p буде менше, ніж в області , і по розмаху крила в районі задньої крайки буде мати вигляд.



Тому коефіцієнт підйомної сили крила кінцевого розмаху буде меншим від нескінченного:

Зі $\downarrow \lambda$ збільшується вплив зон   , і отже несучі властивості крила зменшуються. Зі збільшенням числа М відбувається звуження конуса Маха, площі областей   зменшуються, а несучі властивості крила кінцевого розмаху наближаються до значень профілю.

3.10. ГЕОМЕТРИЧНІ ПАРАМЕТРИ ФЮЗЕЛЯЖУ



– довжина головної частини $L_{Г}$, м;

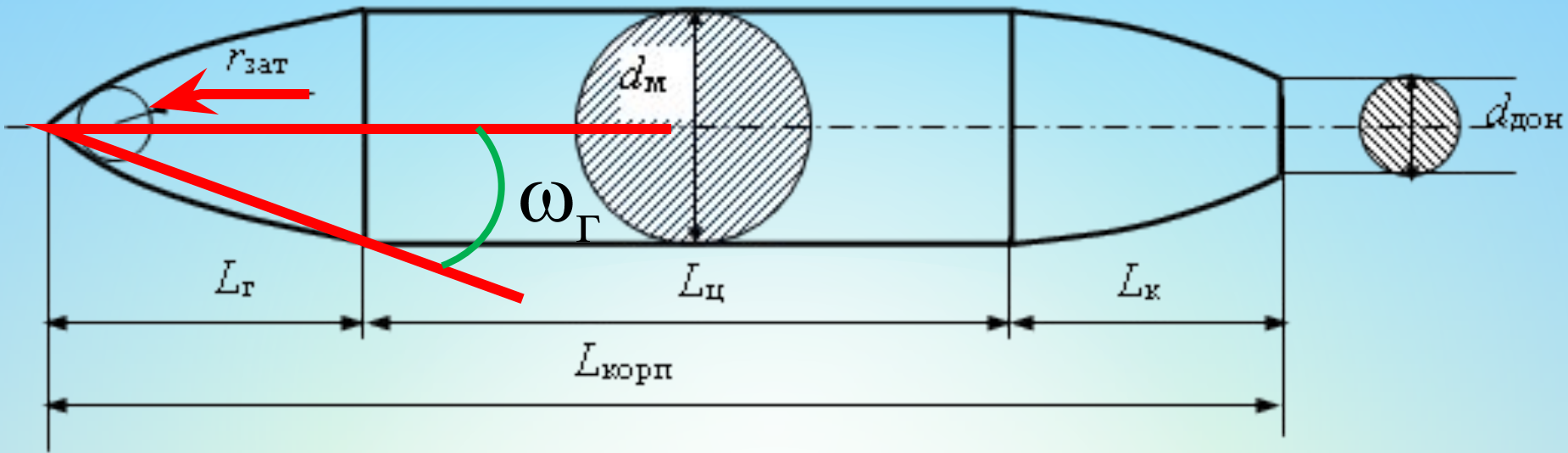
– довжина циліндричної частини $L_{Ц}$, м;

– довжина кормової частини $L_{к}$, м;

– довжина корпусу (фюзеляжу): $L_{корп} = L_{Г} + L_{Ц} + L_{к}$

– діаметр міделєвого перерізу $d_{м}$;

– діаметр донного зрізу $d_{дон}$;



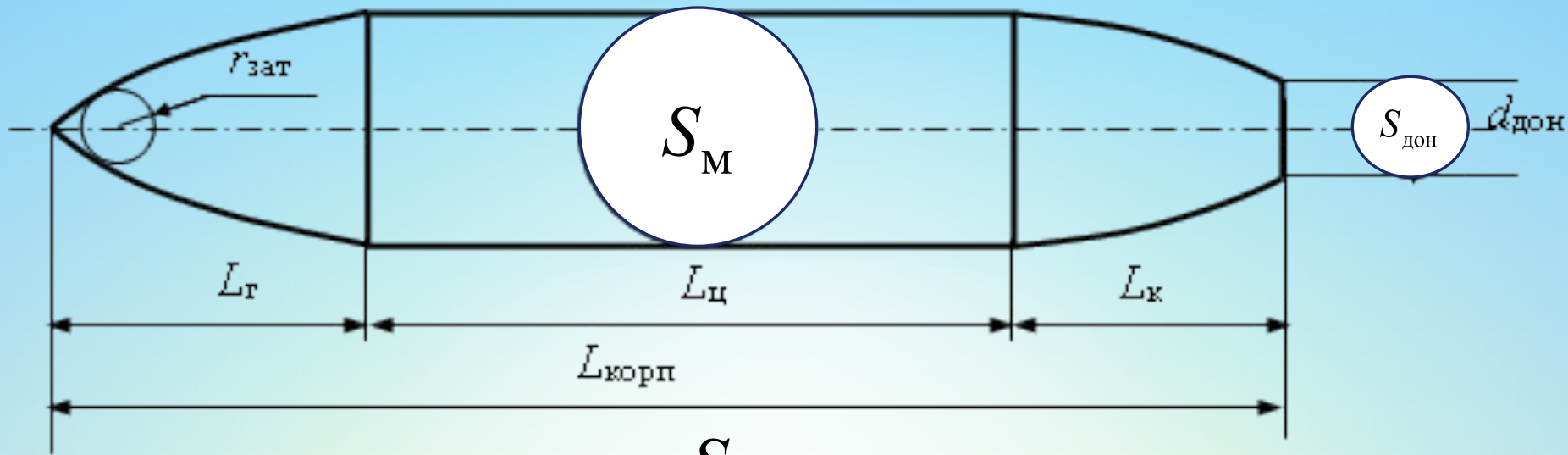
- кут піврозхилу головної частини ω_{Γ} ;
- радіус затуплення головної частини $r_{\text{зат}}$
- подовження головної, циліндричної та кормової частин відповідно:

$$\lambda_{\Gamma} = \frac{L_{\Gamma}}{d_{\text{м}}}$$

$$\lambda_{\text{Ц}} = \frac{L_{\text{Ц}}}{d_{\text{м}}}$$

$$\lambda_{\text{к}} = \frac{L_{\text{к}}}{d_{\text{м}}}$$

- подовження фюзеляжу: $\lambda_{\text{корп}} = \lambda_{\Gamma} + \lambda_{\text{Ц}} + \lambda_{\text{к}}$;



– площа місцевого перерізу $S_{\text{М}}$ – це площа найбільшого перерізу, яка утворюється площиною, перпендикулярною до його поздовжньої осі;

– площа донного зрізу $S_{\text{дон}}$.