

ЛЕКЦІЯ № 7

з навчальної дисципліни

“Аеродинаміка та динаміка польоту літака”

Змістовий модуль 4.

Аеродинамічні характеристики літака

Заняття 1.

**Аеродинамічне компонування
літака.**

Навчальна та виховна мета. Визначити аеродинамічні характеристики літака залежно від компонування. 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.

Навчальні питання:

- 4.1. Поняття аеродинамічного компонування літака. Загальні відомості про аеродинамічну інтерференцію між частинами літака.**
- 4.2. Вплив аеродинамічного компонування літака на його аеродинамічні характеристики.**
- 4.3. Підйомна сила і сила опору літака з урахуванням аеродинамічної інтерференції між його основними частинами .**
- 4.4. Поляра і аеродинамічна якість літака з урахуванням аеродинамічної інтерференції між його основними частинами**

4.1. АЕРОДИНАМІЧНЕ КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО АЕРОДИНАМІЧНУ ІНТЕРФЕРЕНЦІЮ МІЖ ЧАСТИНАМИ ЛІТАКА

Аеродинамічне компонування –
це зовнішні форми та розміри літака, а також з'єднання та взаємне розташування його частин, які створюють аеродинамічні сили та моменти.

До основних аеродинамічних елементів компонування відносять:

– крило

літака;

**фюзеляж
горизонтальне та вертикальне
оперення**

Залежно від наявності та взаємного розташування крила і горизонтального оперення (ГО) розрізняють такі аеродинамічні схеми літаків:

САМОЛЕТЫ



нормальная



утка



бесхвостка

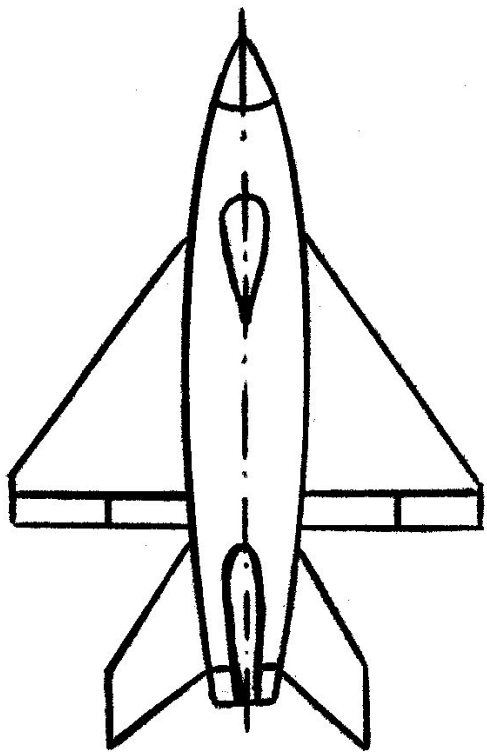


летающее
крыло

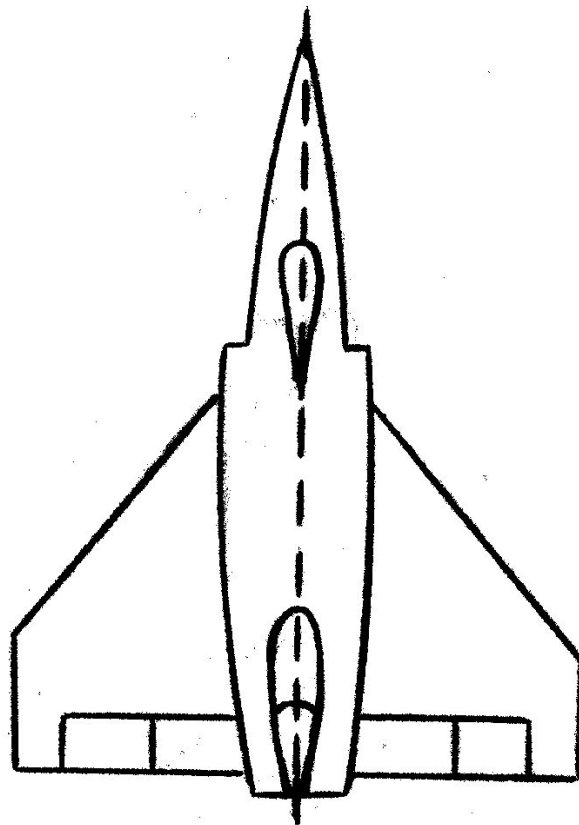


АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СХЕМЫ

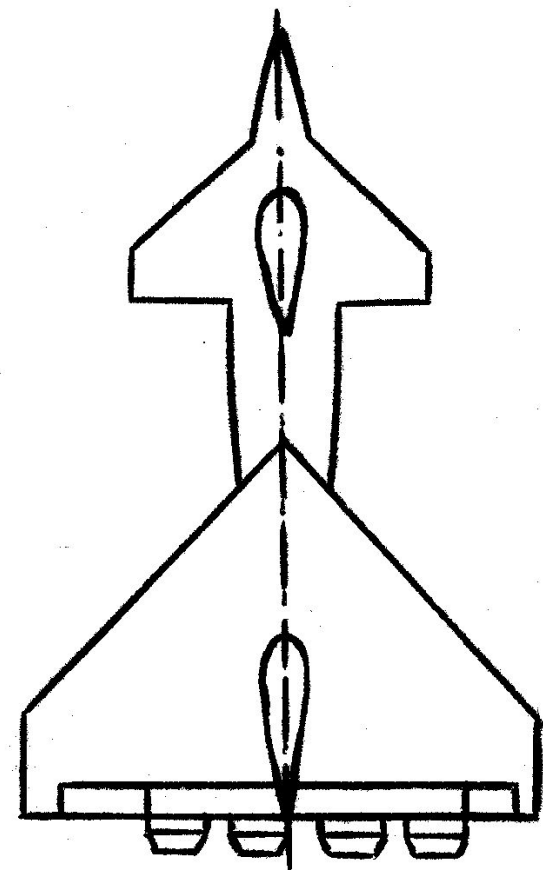
(классификационный признак — схема балансировки)



«Класична»



«Безхвістка»



«Качка»



tejas mk.2 Индия

ЭлеВоны —
гибрид элеронов и руля высоты.



"Мираж"





Дассо Рафаль



Дассо Рафаль

Флапероны (зависающие элероны) — элероны, которые могут выполнять также функцию закрылков при их синфазном отклонении вниз.



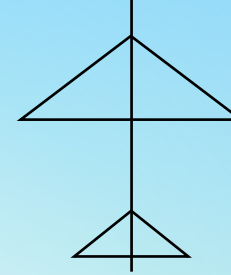
"14-bis" образца 1905 года



В-2 Стелс



Нормальна схема



Горизонтальне оперення розміщене позаду крила. За цією схемою виконана переважна більшість літаків.

Позитивні особливості:

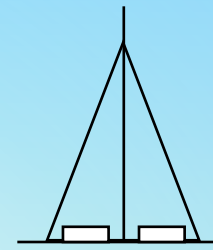
- гарні умови обтікання крила повітряним потоком;
- просте та ефективне керування;
- можливість використання механізації крила.

Негативні особливості:

- попадання ГО у «тінь» від крила;
- витрати піднімальної сили на балансування зі збільшенням числа M .



Схема «безхвістка»



Горизонтальне оперення відсутнє.

Позитивні властивості:

- малий опір при $M > 1$ за рахунок малої відносної товщини крила $\bar{a} = \frac{c}{b}$;
- мала вага конструкції через мале значення відношення l/b ;
- низький рівень бафтингу при великих l/b через стійкість вихрового джгута, який створюється на передній крайці крила;
- значні внутрішні об'єми крила для розміщення палива;
- велика поверхня під крилом для розташування озброєння.

Негативні властивості:

- значні втрати піднімальної сили на балансування;
- значний індуктивний опір при дозвукових швидкостях польоту;
- мала піднімальна сила при зльоті і посадці через обмеження посадочного кута ($\alpha_{\text{пос}}$), складність використання закрилків з великими кутами відхилення і багатосекційних;
- складність у забезпеченні достатньої бокової стійкості на великих кутах атаки;

Бафтинг (англ. buffeting, від buffet — ударяти, бити) — один з видів автоколивань, що представляє собою вимушені коливання всієї конструкції або її частин, викликані періодичним зривом турбулентних вихорів з розташованих попереду конструктивних елементів при їх обтіканні.



Авиалайнер SSJ - уже при весьма небольшом угле атаки 6 градусов турбулентный поток стекающий с крыла бьет по хвостовому оперению и создает посадочный бафтинг.

Углы атаки 6-8 градусов наиболее часто употребимы при взлете и посадке, значит у SSJ будут трудности.

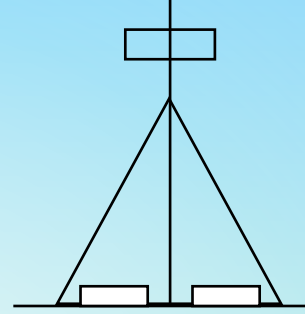
Розвиток САУ надав можливість забезпечити достатні запаси стійкості, зменшивши втрати піднімальної сили на балансування.

За даною схемою виконано близько ста типів літальних апаратів. Наприклад: французькі «Міраж-2000»,



Схема «качка»

Горизонтальне оперення розташоване попереду крила.



Позитивні властивості: відсутні втрати на балансування; піднімальна сила від органів керування додається до піднімальної сили крила.

Негативні властивості:

- при великих α на передньому оперенні з'являється зрив потоку, що негативно відбувається на обтіканні крила;
- недостатня шляхова стійкість та керованість;
- обмежений вибір форми крила у плані.

За даною схемою виконано близько 30 типів ЛА. Наприклад, «Валькірія», Ту-144.

«Валькірія»



«Валькірія»



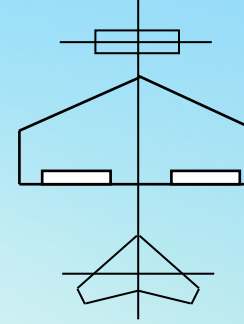
Ty-144.



Ty-144.



Схема «триплан»



Одночасно існують переднє ГО та ГО, що розташоване позаду.

Позитивні властивості:

- відсутні втрати піднімальної сили на балансування;
- високі характеристики керованості при маневруванні на великих кутах атаки ;
- палубне базування.

Негативні властивості:

- малий або від'ємний запас поздовжньої статичної стійкості;
 - потребує використання САУ на усіх режимах польоту.
- Наприклад, Су-35.

Cy-35





F-15 STOL/MTD



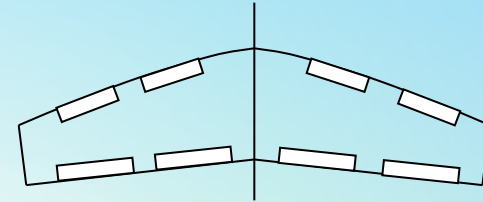
4.1.5. Схема «літаюче крило»

Оперення відсутнє взагалі.

Позитивні властивості:

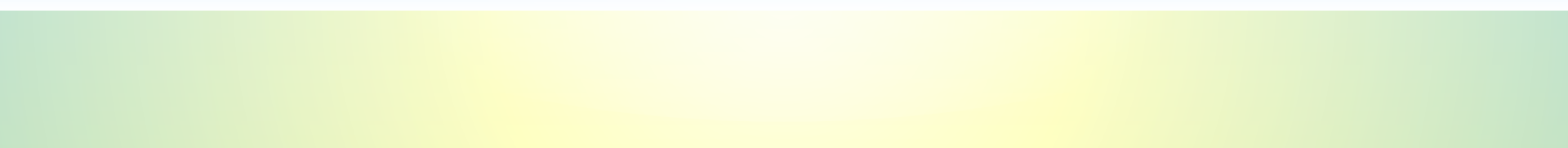
- низька помітність;
- великі внутрішні об'єми;
- великі несучі властивості;
- порівняно малий опір тертя (велика хорда).

Негативні властивості: низькі запаси поздовжньої та бокової стійкості; використання можливе тільки з САУ.



B2





«Вулкан»



K-7

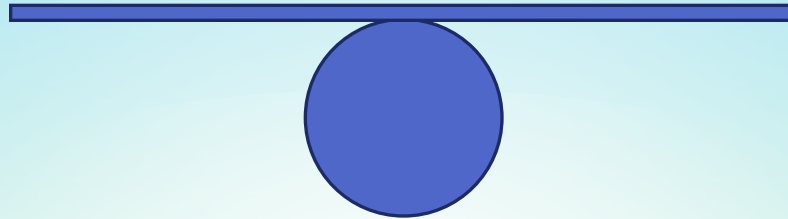


**Су-47 (С-37)
«Беркут»**

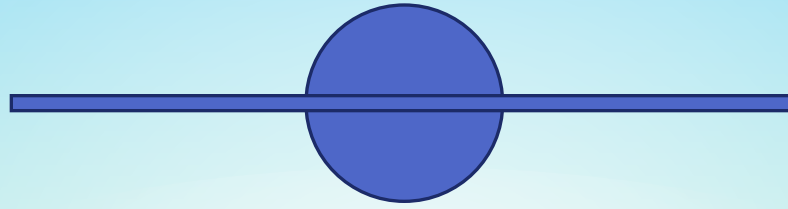


Схеми літаків за розміщенням крила на фюзеляжі

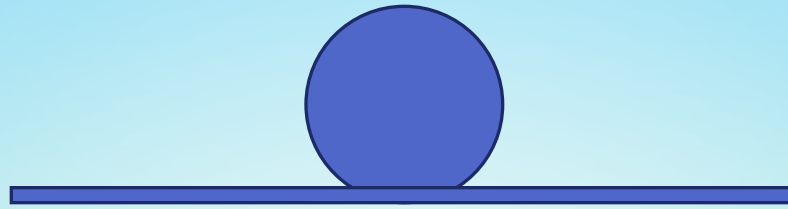
ВИСОКОПЛАН



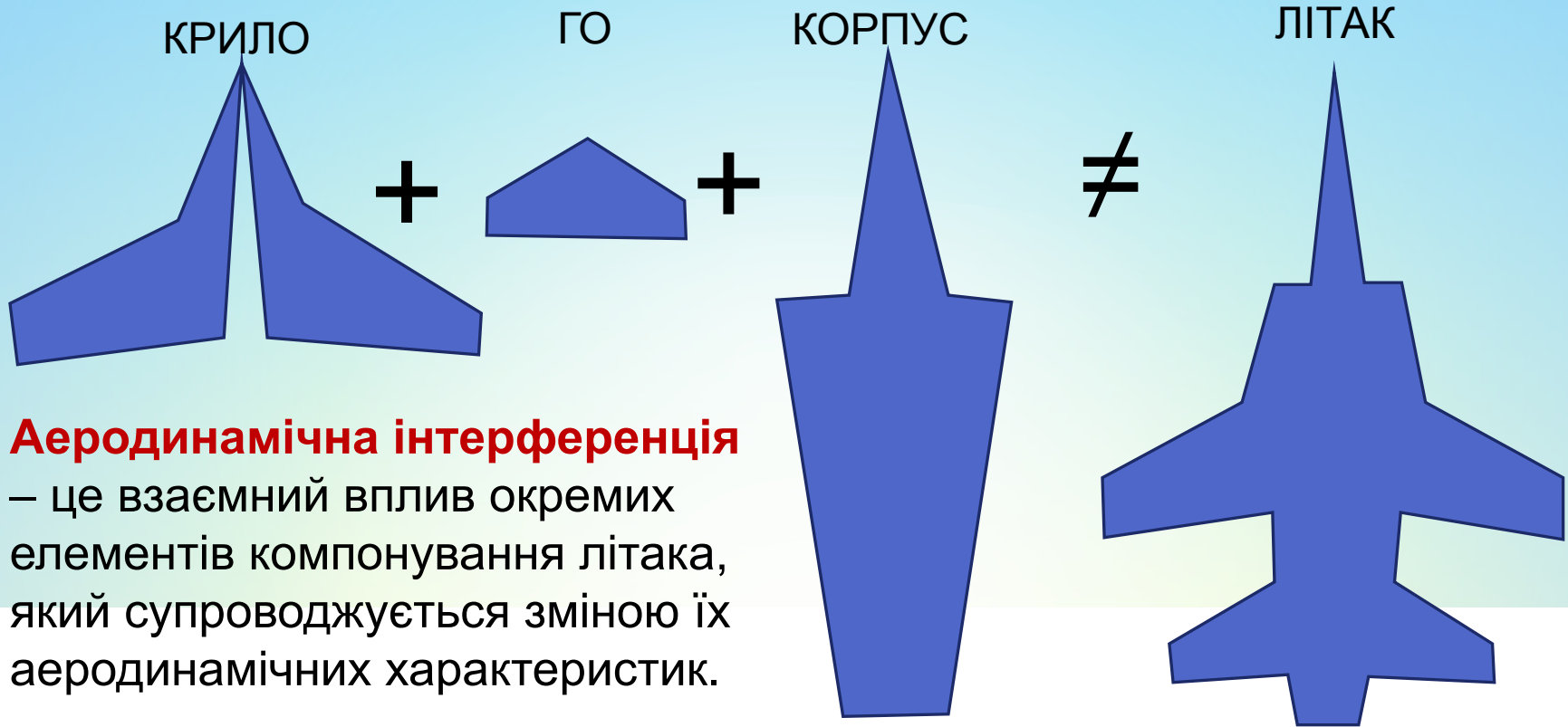
СЕРЕДНЬОПЛАН



НИЗЬКОПЛАН



Загальні відомості про інтерференцію



Аеродинамічна інтерференція

– це взаємний вплив окремих елементів компонування літака, який супроводжується зміною їх аеродинамічних характеристик.

Внаслідок цього аеродинамічні характеристики літака загалом неможливо отримати, як арифметичну суму аеродинамічних сил і моментів ізольованих його елементів. Необхідно вносити поправки на аеродинамічну інтерференцію.

Умовно інтерференцію можна розділити на два види:

- **перший** – це інтерференція між частинами ЛА, що знаходяться у безпосередньому поєднанні, контакті: між корпусом і крилом, корпусом і оперенням, крилом і підвісом під крилом. Така інтерференція має місце при всіх швидкостях польоту і приводить до суттєвих змін аеродинамічних характеристик окремих частин літака і літака загалом.
- **другий** – це інтерференція між частинами літака, що не знаходяться у безпосередньому сполученні. У цьому випадку збурення передаються через повітряний проміжок. Ця інтерференція проявляється неоднаково для різних частин літака. Так, для літака нормальної схеми найсильніша інтерференція має місце з боку крила на горизонтальне оперення, і менш сильна – з боку горизонтального оперення на крило, оскільки збурення у потоці назад по потоку розповсюджується сильніше і на більшу відстань, ніж назустріч потоку.

З точки зору впливу на аеродинамічну якість літака, **інтерференція може бути негативною або позитивною.**

Якщо внаслідок взаємного впливу зменшується піднімальна сила, а отже, і аеродинамічна якість, то така інтерференція вважається негативною.

Якщо внаслідок взаємного впливу збільшується піднімальна сила, а отже, і аеродинамічна якість, то така інтерференція вважається позитивною.

4.2. ВПЛИВ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПОНУВАННЯ ЛІТАКА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

$$X_{a \text{ літ}} > X_{a \text{ кр}}$$

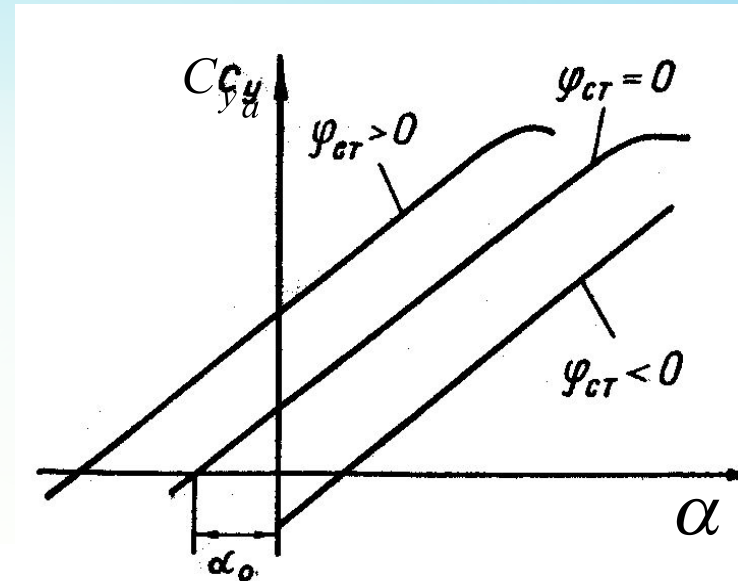
$$X_{i \text{ літ}} > X_{i \text{ кр}}$$

$$K_{\text{мак літ}} < K_{\text{мак кр}}$$

C_{y_a} залежить від α

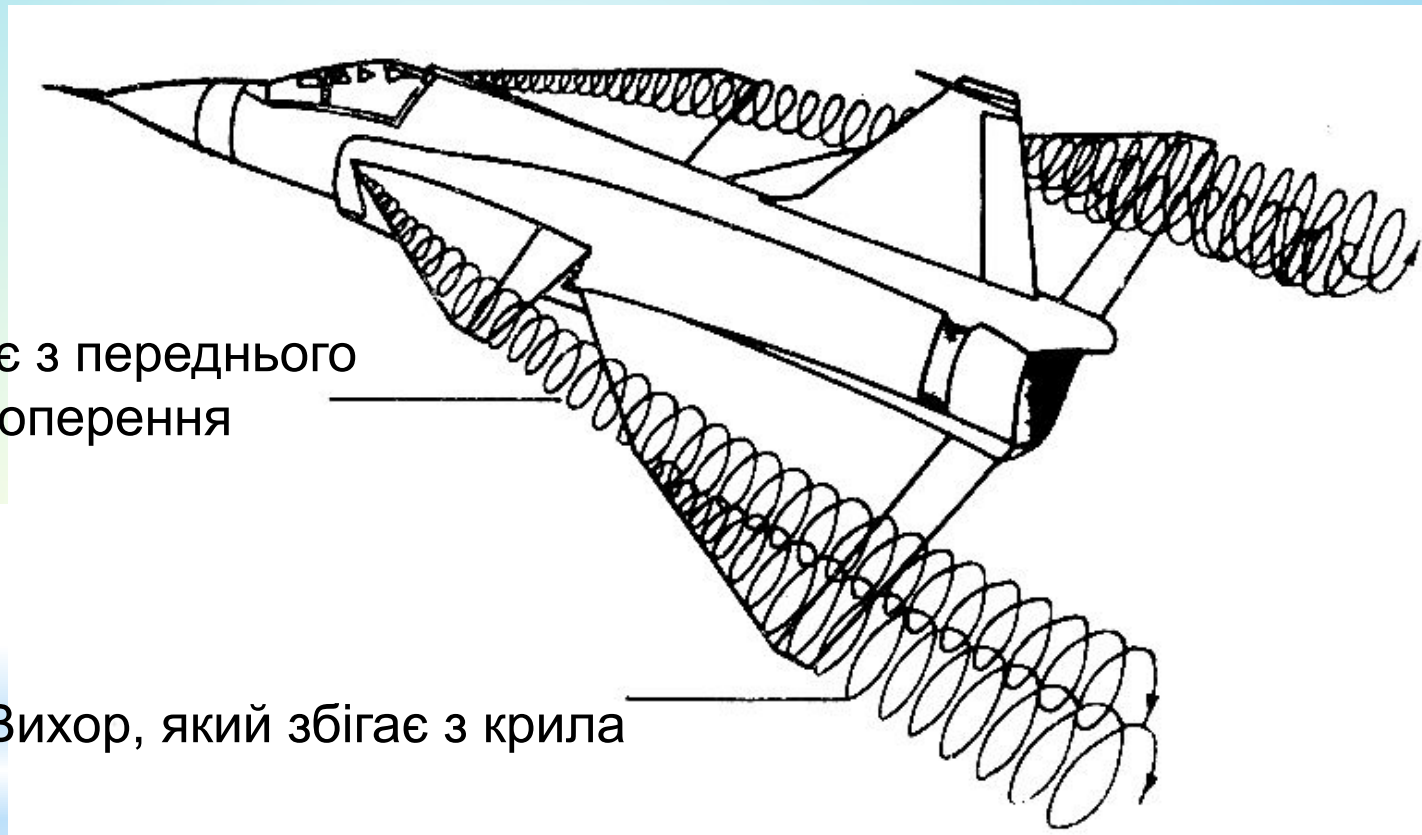
$$C_{y_a} = C_{y_a}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0)$$

α_0 літака залежить від кута установки крила і кута відхилення стабілізатора см. рис



Коефіцієнт піднімальної сили літака від кута атаки при різних кутах відхилення стабілізатора

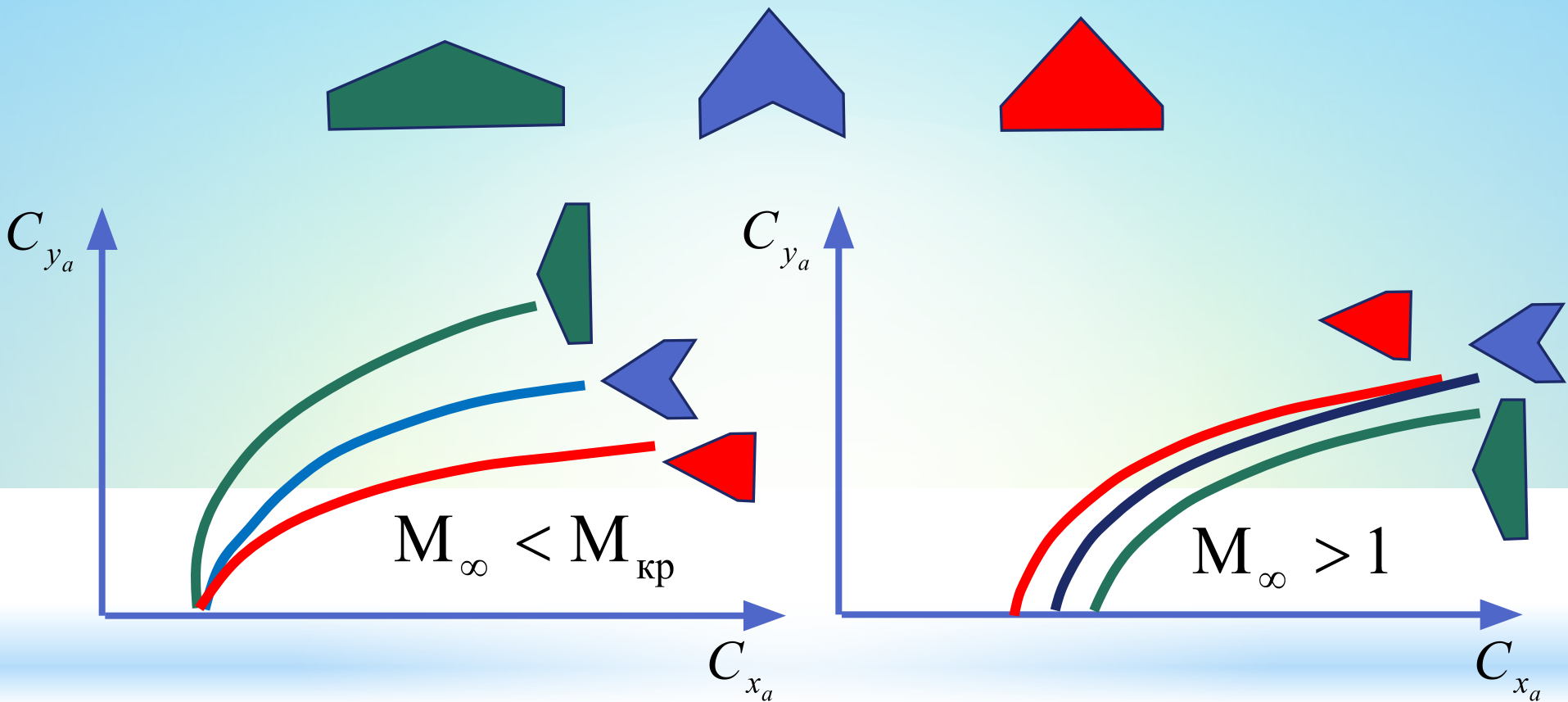
Для отримання додаткової піднімальної сили можна створювати корисні відриви потоку на несучих або стабілізуючих поверхнях, наприклад, на горизонтальному оперенні



Вихор, який збігає з переднього горизонтального оперення

Вихор, який збігає з крила

наведені поляри літаків з різною геометричною формою крила на дозвукових та надзвукових швидкостях польоту



$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S}{C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}} = \frac{C_{ya}^a (a - a_0)}{C_{x0} + C_{xi}} = \frac{C_{ya}^a (a - a_0)}{C_{x_{тр}} + C_{muc} + AC_y^2} =$$

$$= \frac{C_{ya}^a (a - a_0)}{C_{x_{тр}} + C_{muc} + \left(\frac{1}{C_{ya}^a} - \frac{C_m}{C_y^2} \right) C_y^2}$$

основні напрямки збільшення

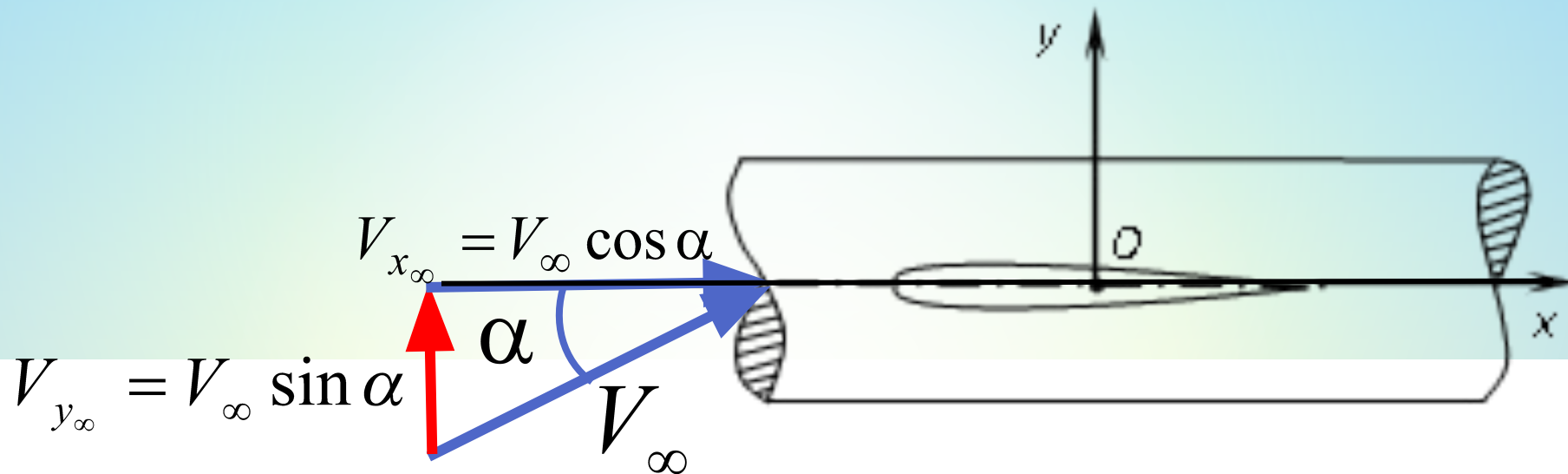
аеродинамічної якості. K

Проте, аеродинамічна якість винищувачів може бути підвищена за рахунок використання спеціальних компоновочних заходів, таких як:

- застосування крила складної форми в плані, використання корисного відриву, і підсмоктуючої сили на дозвукових передніх крайках;
- оптимальний розподіл товщини і кривизни крила по розмаху для зменшення хвильового й індуктивного опору;
- використання гострих конусоподібних головних частин для зменшення хвильового опору і несучого фюзеляжу для збільшення піднімальної сили;
- ретельне об'єднання планера і силової установки;
- використання енергетичних методів, зокрема, повороту вектора тяги;
- зменшення запасу стійкості тощо.

4.3. ПІДЙОМНА СИЛА І СИЛА ОПОРУ ЛІТАКА З УРАХУВАННЯМ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ МІЖ ЙОГО ОСНОВНИМИ ЧАСТИНАМИ

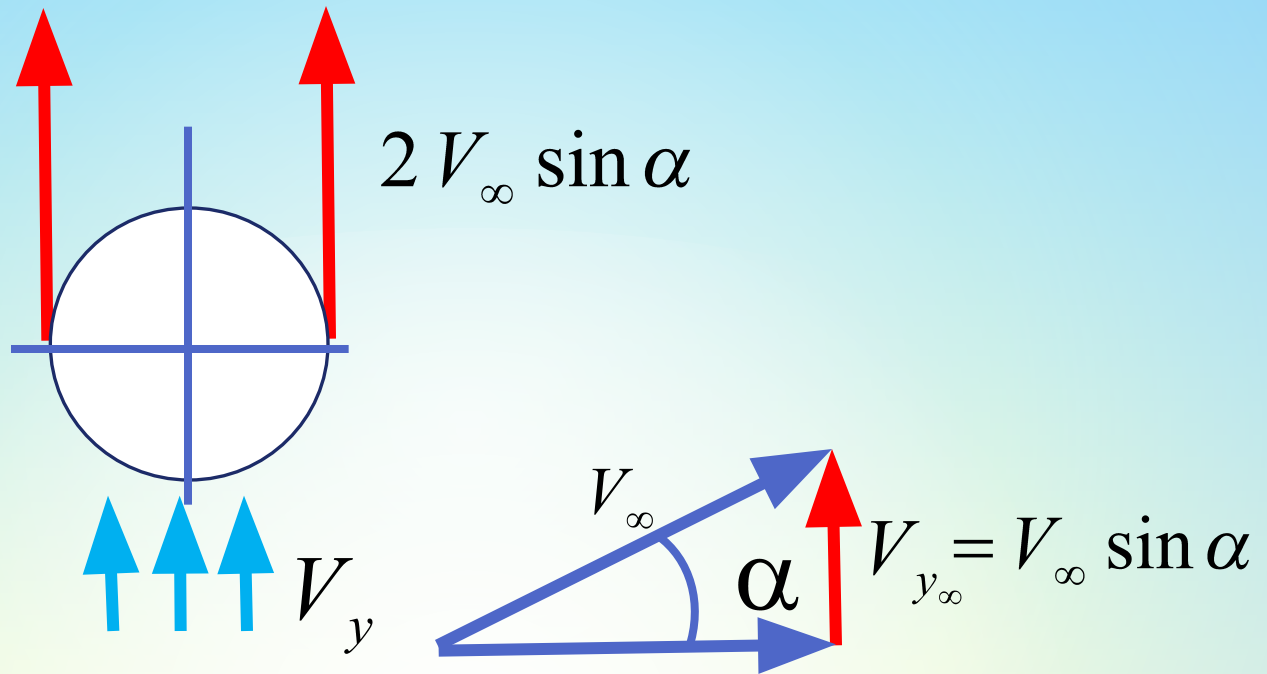
Розглянемо фізичну картину взаємного впливу фюзеляжу та крила.



Потік, який набігає на фюзеляж під α , має складові:

поперечну $V_{y_\infty} = V_\infty \sin \alpha$

поздовжню $V_{x_\infty} = V_\infty \cos \alpha$



Відомо, що при обтіканні циліндра максимальна поперечна швидкість має місце на поверхні циліндра

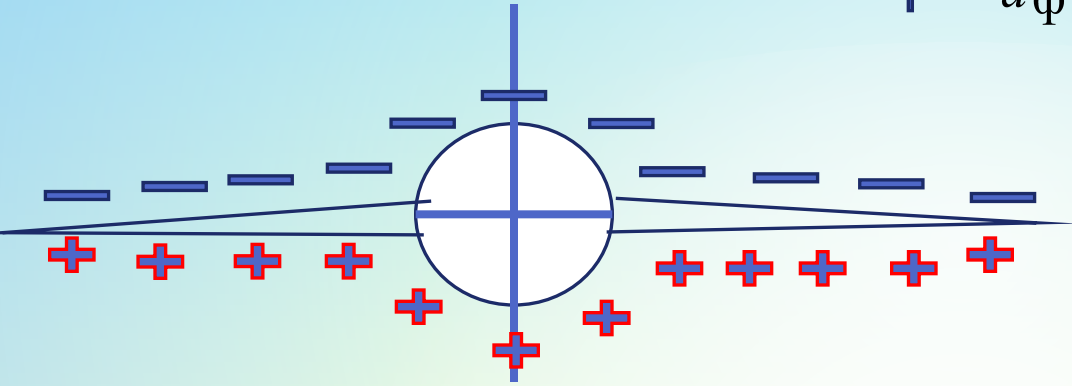
$$V_y = 2V_{y_{\infty}}$$

Тому збільшуються місцеві кути атаки:

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{V_y}{V_{\infty}} = \operatorname{arctg} \frac{2 V_{\infty} \sin \alpha}{V_{\infty}}$$

Якщо до фюзеляжу приєднати крило, то воно буде в зоні зростаючих по закону $V_y = 2V_{y_\infty}$ місцевих кутів атаки.

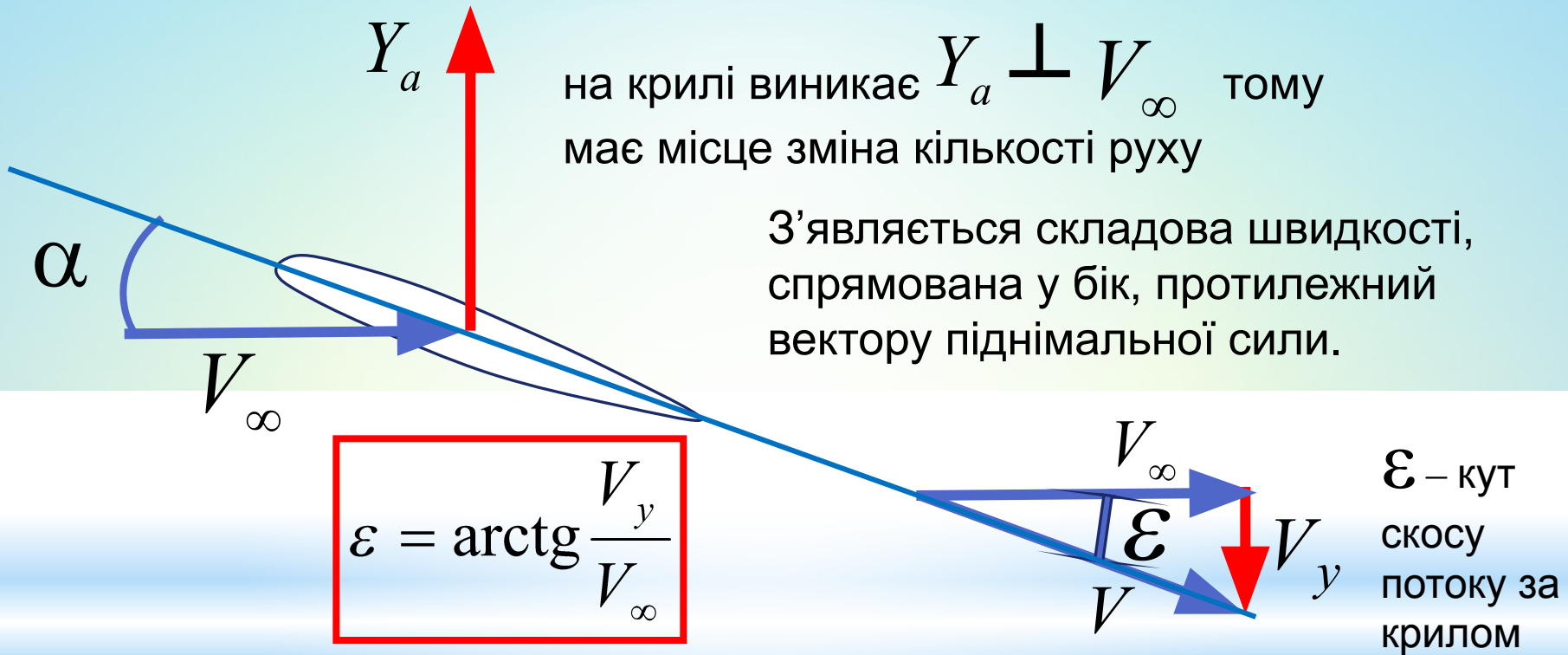
Це веде до $\uparrow Y_{a\phi}$



Таким чином, з точки зору впливу на піднімальну силу інтерференція між крилом і фюзеляжем є позитивною (додатною).

Скіс потоку за крилом та його вплив на горизонтальне оперення

Розглянемо обтікання крила нескінченного розмаху під кутом α



Скіс потоку за крилом здійснює вплив на вертикальне оперення, зовнішні підвіски, що розташовані під крилом.

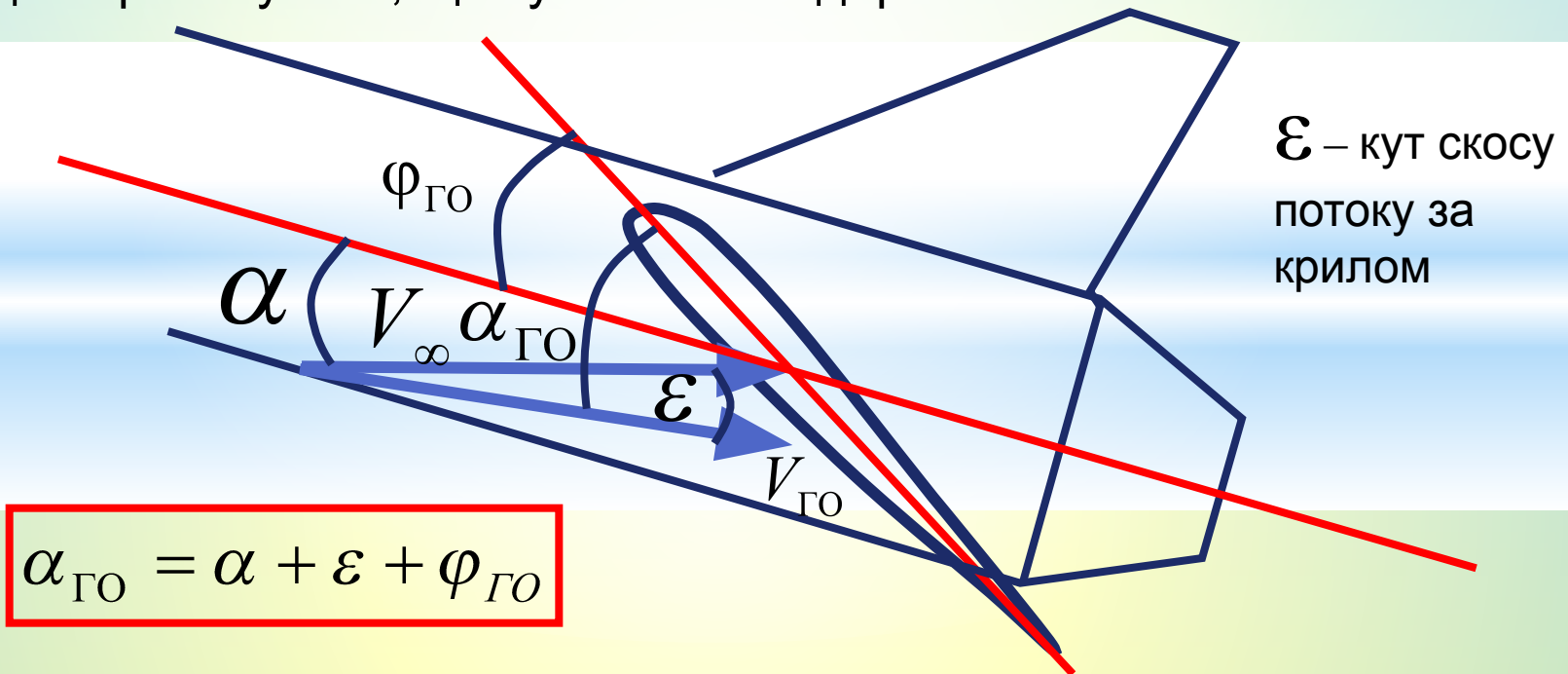
На ГО, що розташоване позаду крила, його аеродинамічні характеристики повинні визначатися з урахуванням скошу потоку від крила та впливу фюзеляжу.

Піднімальна сила оперення з урахуванням впливу крила і фюзеляжу

Оперення у літака нормальної схеми розташоване позаду крила, тому потік гальмується крилом. Цей факт ураховується коефіцієнтом гальмування потоку:

$$k_v = \frac{q_{\Gamma O}}{q_{\infty}}, \quad k_v = 0,85 \dots 0,95.$$

При розрахунках піднімальної сили горизонтального оперення необхідно враховувати, що кут атаки ΓO дорівнює:



У лінійному діапазоні зміни аеродинамічних характеристик має місце рівність

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \varepsilon^\alpha$$

$$\alpha_{\text{ГО}} = \alpha\eta + \varepsilon + \varphi_{\text{СТ}}$$

$\eta = 1 - \varepsilon^\alpha$ – коефіцієнт ефективності горизонтального оперення. Який характеризує ступінь збереження кута атаки ГО з урахуванням скосу потоку.

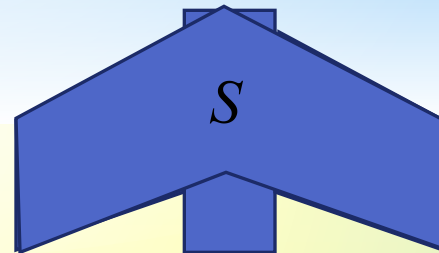
Несучі властивості літака визначаються властивостями елементів компонування з урахуванням інтерференції між ними.

$$C_{y_a}^\alpha = C_{y_a \text{кр}}^\alpha \frac{S'_{\text{кр}}}{S} + C_{y_a \text{ф}}^\alpha \frac{S_{\text{М}}}{S} + C_{y_a \text{ГО}}^\alpha \eta k_v \frac{S'_{\text{ГО}}}{S}$$

$S'_{\text{кр}}$ площа ізольованого крила

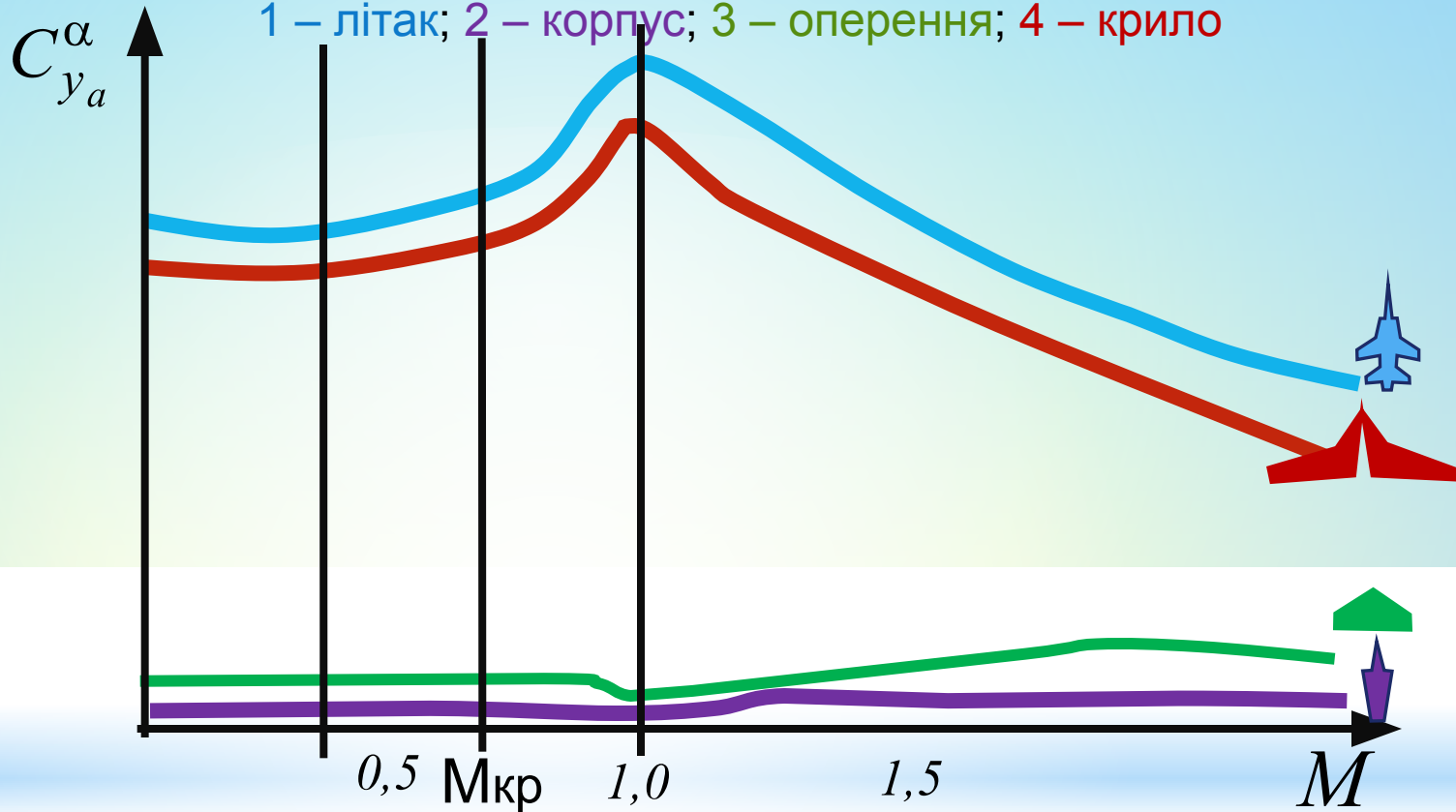
$S'_{\text{ГО}}$ площа ізольованого ГО

S площа з подфюзеляжною частиною



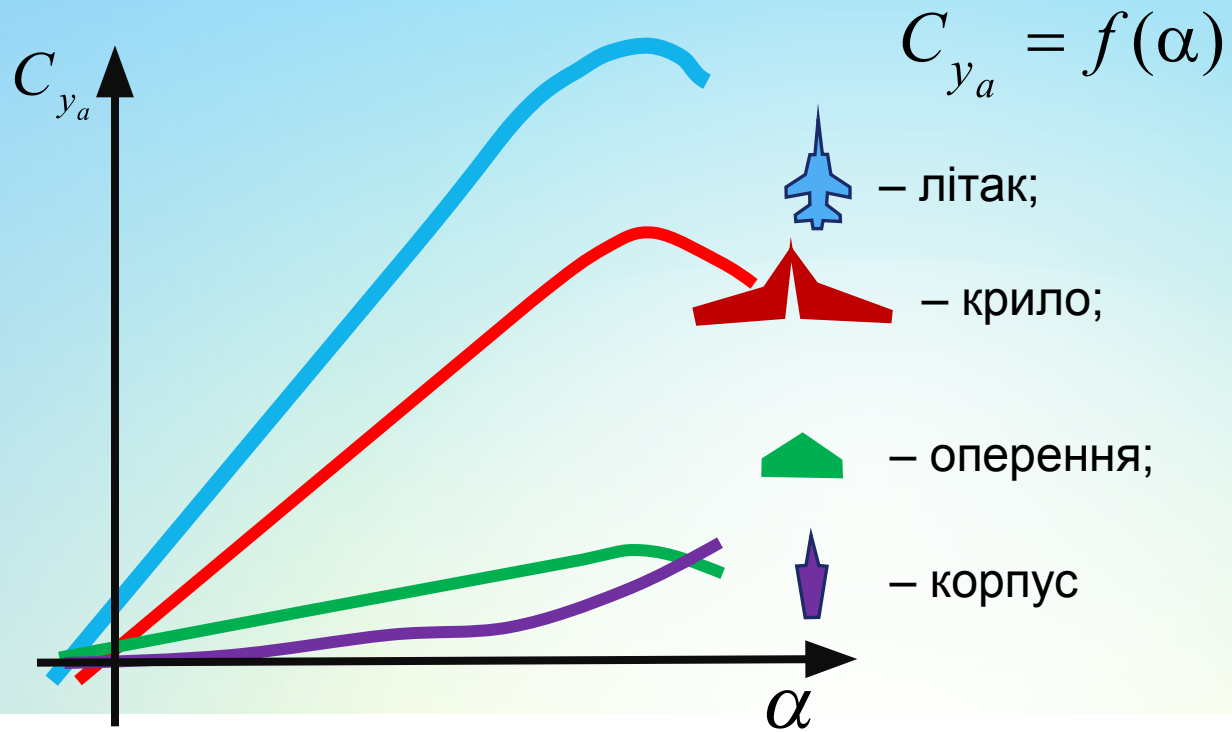
Залежності $C_{y_a}^\alpha = f(M_\infty)$

Залежність несучих властивостей літака від числа :
1 – літак; 2 – корпус; 3 – оперення; 4 – крило

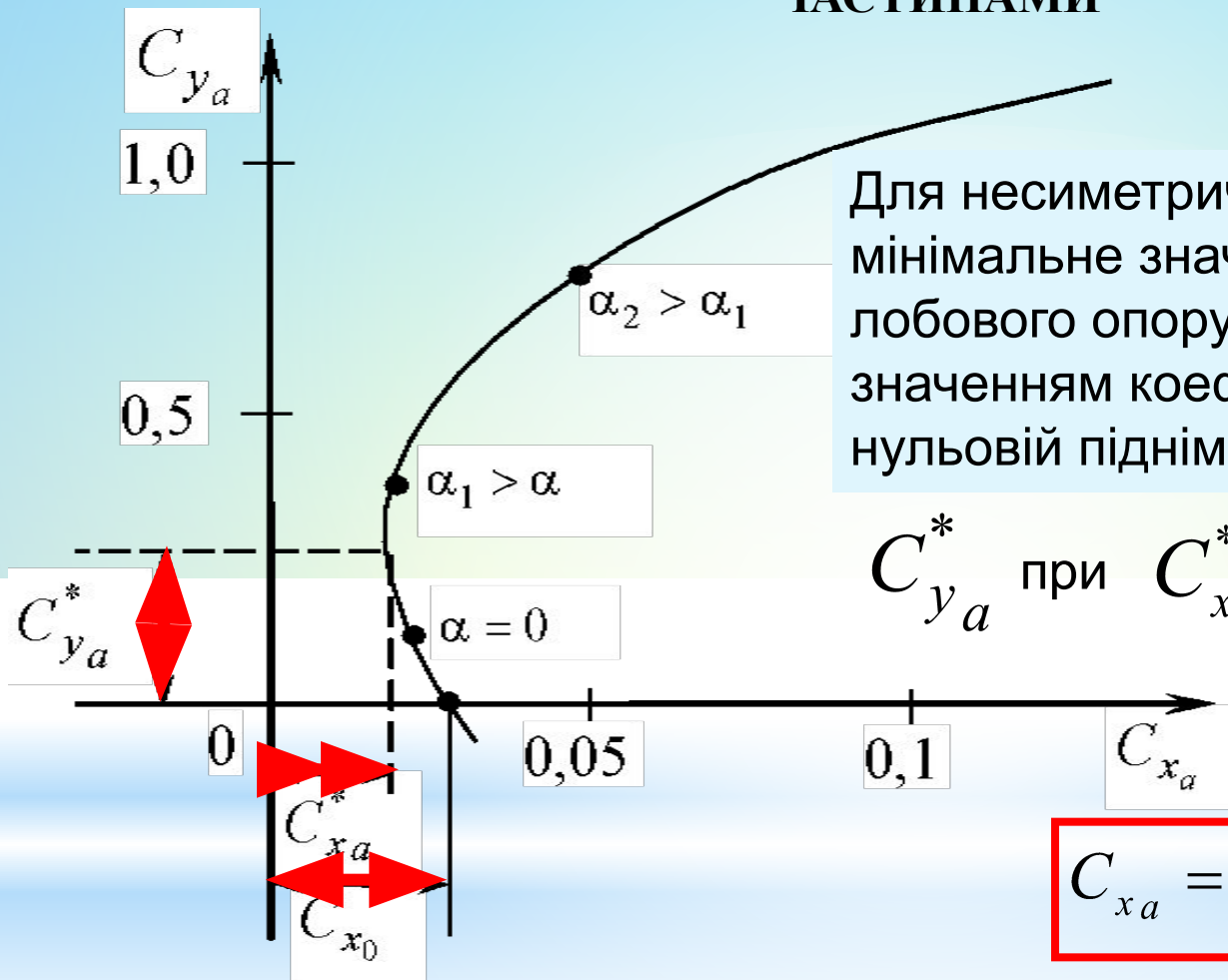


При $\uparrow M$ від $M = 0,3 \dots 0,4$ до $M_{кр}$ $C_{y_a}^\alpha \uparrow$ за рахунок впливу стисливості потоку

При $\uparrow M$ від $M_{кр}$ $C_{y_a}^\alpha \uparrow$ за рахунок появи надзвукових зон $\downarrow C_{y_a}^\alpha \downarrow$ кути нахилу стрибків ущільнення



4.4. ПОЛЯРА І АЕРОДИНАМІЧНА ЯКІСТЬ ЛІТАКА З УРАХУВАННЯМ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ІНТЕРФЕРЕНЦІЇ МІЖ ЙОГО ОСНОВНИМИ ЧАСТИНАМИ



$$C_{x_a}^* \neq C_{x_0}$$

Для несиметричного літака мінімальне значення коефіцієнта лобового опору не збігається зі значенням коефіцієнта опору при нульовій піднімальній силі

$C_{y_a}^*$ при $C_{x_a}^*$ У цьому випадку рівняння поляри літака запишеться у вигляді:

$$C_{x_a} = C_{x_a}^* + A(C_{y_a} - C_{y_a}^*)^2.$$

Для симетричного літака

$$C_{x_a} = C_{x_0} - AC_{y_a}^2$$