

ЛЕКЦІЯ № 2

з навчальної дисципліни

“Аеродинаміка та динаміка польоту літака”

Змістовий модуль 1.

**Основні властивості та закони
руху повітря**

Заняття 2.

Поширення слабких збурень

Навчальні питання

* Вступ.

* 1.4. Поширення слабких збурень у дозвуковому і надзвуковому потоках. Стрибки ущільнення.

* 1.5. Зміна параметрів на навкісному стрибку ущільнення. Течії розширення.

* 1.6. Примежовий шар біля поверхонь тіл, що обтікаються потоком повітря. Дотичні напруги та сила опору тертя.

* 1.7. Відрив примежового шару. Опір тиску, пов'язаний з відривом примежового шару.

* Заключна частина.

Навчально-матеріальне забезпечення:

1 Модель літака Ан-26.

2 Інфокус.

Навчальна література:

* 5. Вотяков В. Д. Аеродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. Ч. 1/ В. Д. Вотяков. - М. : ВПИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972. - С. 6...41.

1.4. ПОШИРЕННЯ СЛАБКИХ ЗБУРЕНЬ У ДОЗВУКОВОМУ І НАДЗВУКОВОМУ ПОТОКАХ. СТРИБКИ УЩІЛЬНЕННЯ

Обтікання тіл повітряним чи газовим потоком супроводжується збуреннями цього потоку, що передаються у всіх напрямках як малі зміни густини і тиску в повітряному середовищі. Причому будь-яка точка поверхні тіла є постійно діючим джерелом збурень, що поширюються у виді хвиль. Якщо тиск та густина змінюються дуже незначно, то збурення являються слабкими, а хвилі від них – хвилі слабких збурень, які в потоці поширюються з швидкістю звуку.

Розглянемо можливі випадки руху і розповсюдження слабких збурень.

Джерело збурень нерухоме

$$V_{\infty} = 0$$

У цьому випадку звукові хвилі розповсюджуються відносно джерела рівномірно у всі сторони. За відрізок часу t хвилі збурення утворюють сферу з радіусом

$$r = a \cdot t.$$

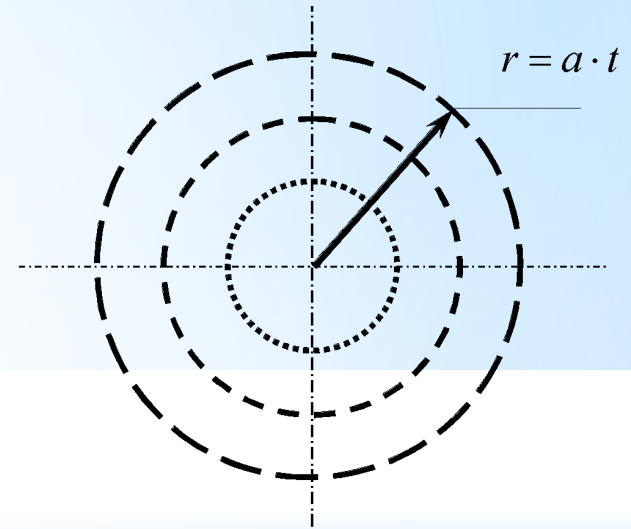


Рис. 1.7. Збурення від нерухомого джерела

Джерело рухається з дозвуковою швидкістю

швидкістю $V_{\infty} < a$

Збурення розповсюджуються на всі сторони, в тому числі і проти напрямку руху, але з неоднаковою швидкістю за напрямком: по потоку – з швидкістю $V_{\infty} + a_{\infty}$ а проти потоку – з швидкістю

$$a_{\infty} - V_{\infty}$$

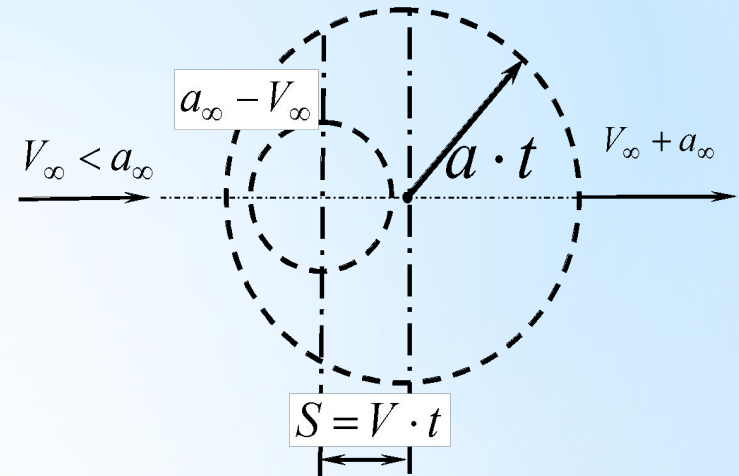


Рис. 1.8. Збурення від джерела, що рухається з дозвуковою швидкістю

Швидкість джерела звукова .

$$V_{\infty} = a_{\infty}$$

Проти потоку, вперед від джерела, збурення не розповсюджуються. Джерело знаходиться на межі збуреної області.

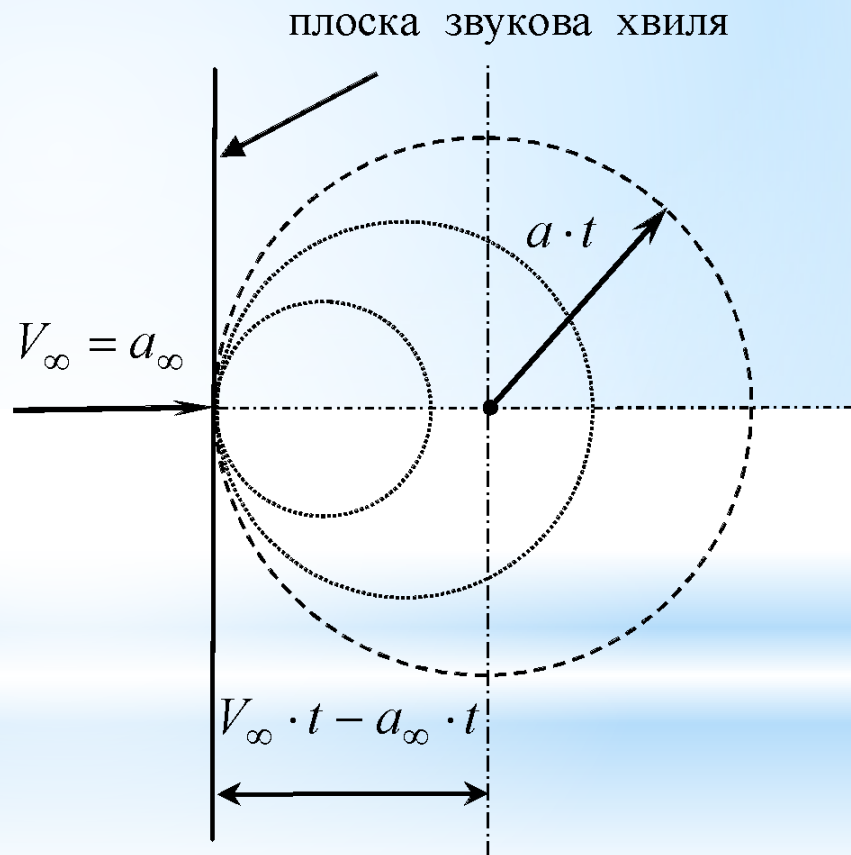
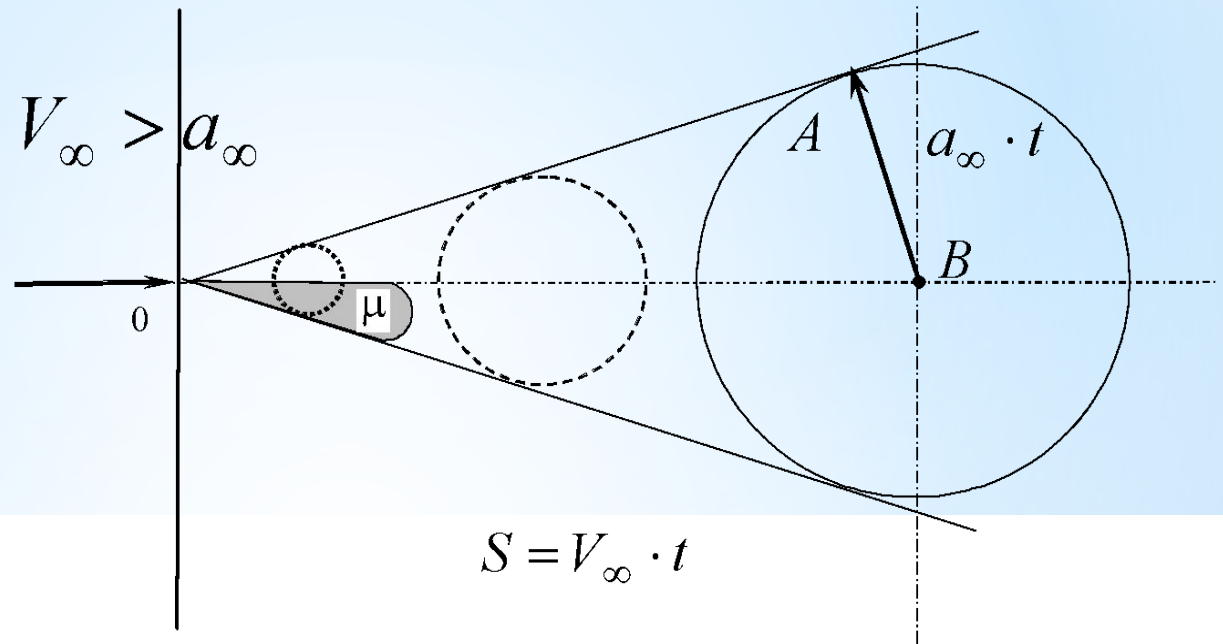


Рис. 1.9. Збурення від джерела, що рухається зі звуковою швидкістю

Джерело рухається з надзвуковою швидкістю

$$V_{\infty} > a_{\infty}$$

Зона збурення розповсюджується по потоку у вигляді конуса, у вершині якого знаходиться джерело збурення. Збурення розповсюджуються тільки усередині конуса. Зовні конуса потік не збурений.



Кут напіврозхилу конуса слабких збурень μ дорівнює:

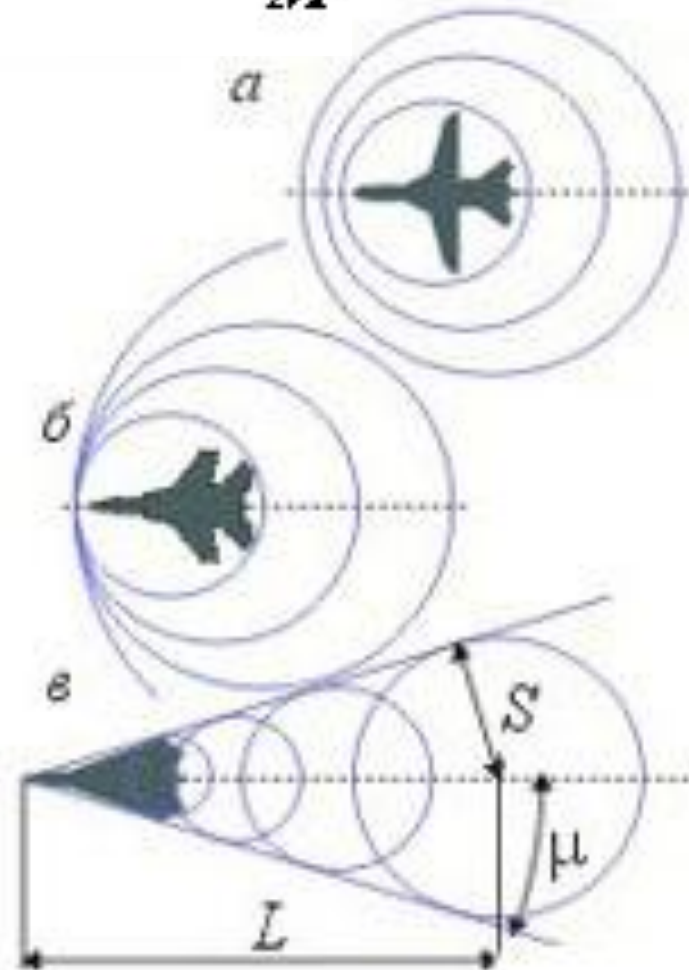
$$\sin \mu = \frac{s}{L} = \frac{at}{Vt} = \frac{a}{V} = \frac{1}{M}, \quad \mu = \arcsin \frac{1}{M}$$

$$M = \frac{1}{\sin \mu}$$

$$M = \frac{V}{a}$$

– число Маха для потоку, що набігає.

Зі зростанням M зменшується кут при вершині конуса збурення μ .



Внаслідок сильного збурення (вибух) утворюються значні прирощення тиску, густини і температури і у навколишньому середовищі буде розповсюджуватися сферична хвиля, яка називається ударною хвилею. Швидкість розповсюдження ударної хвилі перевищує швидкість звуку, і її величина тим більша, чим більша інтенсивність хвилі.

Ударна хвиля, положення якої відносно джерела збурень залишається незмінним, називається *стрибком ущільнення*.

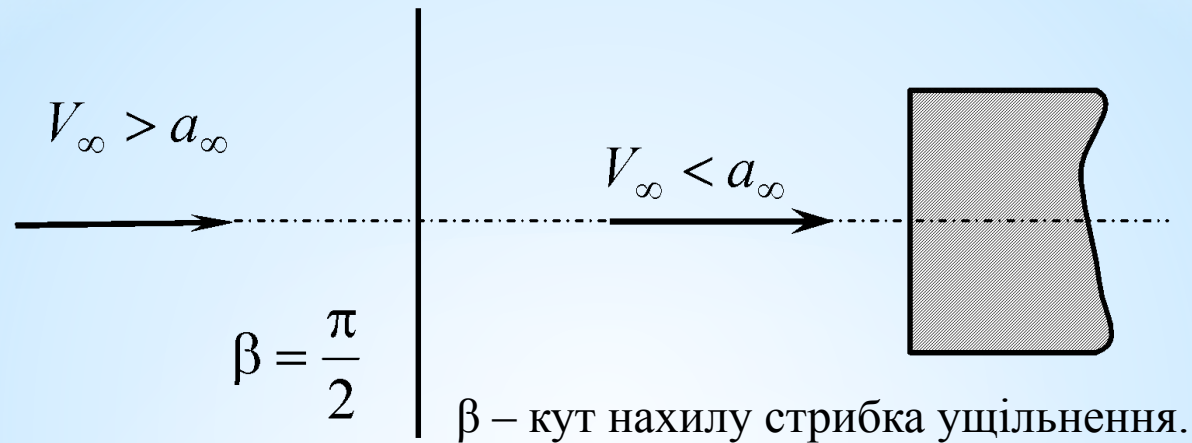


Рис. 1.11. Прямий стрибок ущільнення

Сtribок ущільнення називається *прямим*, якщо поверхня (фронт) стрибка перпендикулярна до напрямку потоку

$(\beta = \pi / 2)$

При проходженні прямого стрибка ущільнення напрям потоку не змінюється, а швидкість його падає від надзвукової до дозвукової.

Навкісним називається стрибок ущільнення, нахилений до напрямку руху тіла під кутом

$$\beta < \pi / 2$$

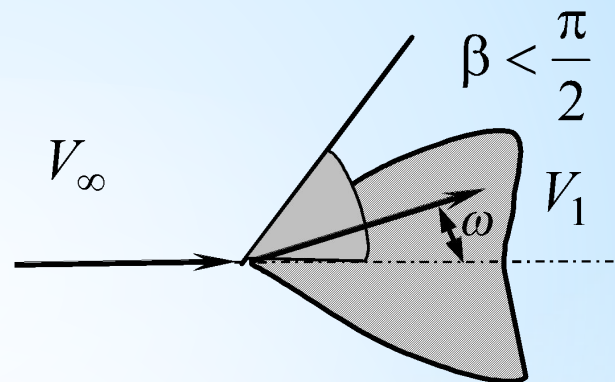
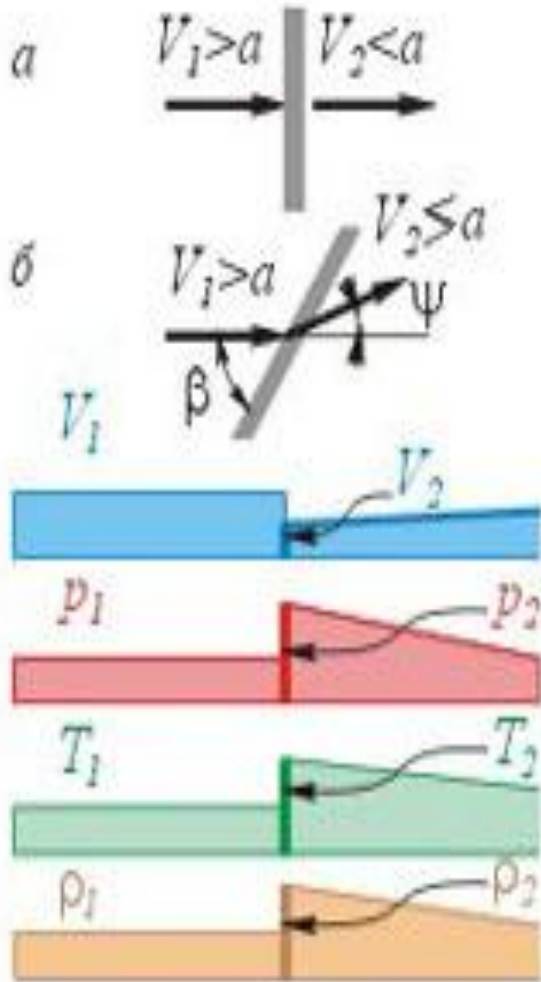


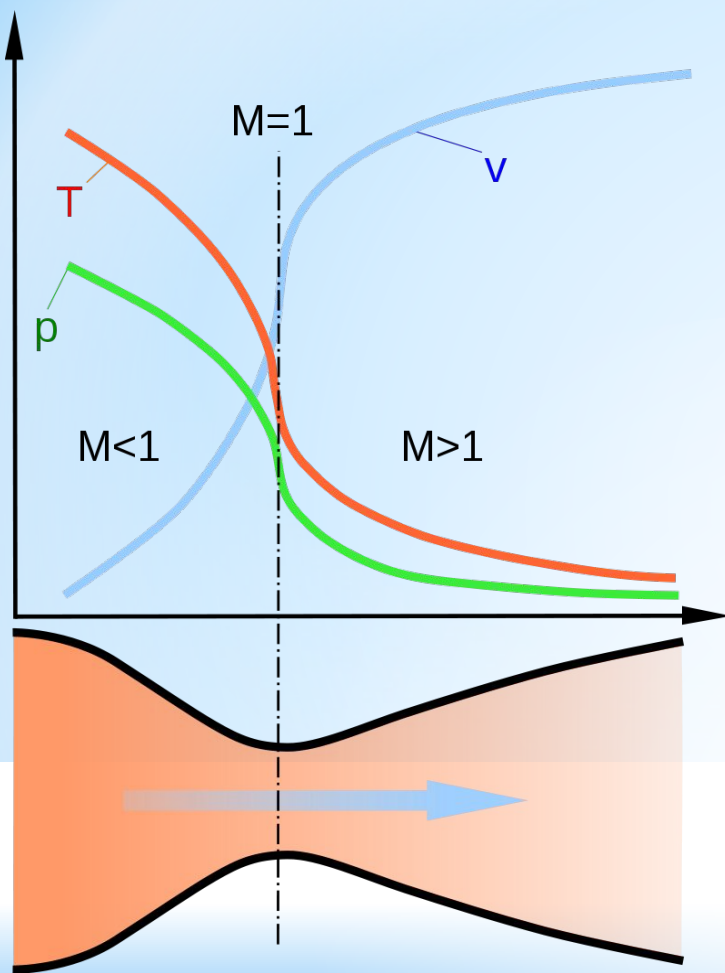
Рис. 1.12. Навкісний стрибок ущільнення

При проходженні навкісного стрибка ущільнення напрям потоку змінюється на кут повороту потоку ω

1.5. ЗМІНА ПАРАМЕТРІВ НА НАВКІСНОМУ СТРИБКУ УЩІЛЬНЕННЯ. ТЕЧІЇ РОЗШИРЕННЯ

Одночасно з різким зменшенням швидкості від V_1 до V_2 в стрибку відбувається різке (стрибкоподібне) підвищення тиску ($p_2 > p_1$), щільності ($\rho_2 > \rho_1$) і температури ($T_2 > T_1$). Встановлено, що перехід від надзвуковий швидкості V_1 до дозвукових V_2 завжди відбувається тільки в прямому стрибку ущільнення (рис. а). В косому стрибку (рис. б) якісно параметри потоку змінюються так само, як в прямому, але інтенсивність зміни параметрів менше, і за косим стрибком вектор швидкості потоку змінює напрям, а швидкість V_2 може залишатися надзвуковий. Процеси, що відбуваються в скачках, незворотно, так як частина тепла, що виділяється при нагріванні повітря в стрибку, розсіюється в навколишньому просторі. Оскільки інтенсивність косих стрибків ущільнення менше, ніж прямих, втрати енергії в косому стрибку менше. Втрати енергії в стрибку ущільнення є додатковим джерелом опору. Явища, пов'язані з виникненням ударних хвиль і стрибків ущільнення, **називаються хвильовим кризою.**





Ілюстрація роботи сопла Лаваля.

По мірі руху газу по соплу, його абсолютна температура T і тиск P знижуються, а швидкість V зростає, M - число Маха

На звуженій, докритичній ділянці сопла рух газу відбувається з дозвуковими швидкостями. У найвужчому, критичному перетині сопла локальна швидкість газу сягає звукової. На розширеній, закритичній ділянці, газовий потік рухається з надзвуковою швидкістю, прискорюючись. Це прискорення відбувається завдяки тому, що хвиля зниження тиску від розширеної порції газу в надзвуковому потоці не встигає розповсюдитися на наступні за нею інші порції. Закон Бернуллі в цих умовах не виконується. Як наслідок цього, маємо корисну роботу

Швидкість польоту літака $V_{\infty} (M_{\infty})$, при якій де-небудь на поверхні літака місцева швидкість обтікання стає рівною місцевої швидкості звуку, називається критичною швидкістю $V_{\text{крит}} (M_{\text{крит}})$. Природно, що $M_{\text{крит}} < 1$

1.6. ПРИМЕЖОВИЙ ШАР БІЛЯ ПОВЕРХОНЬ ТІЛ, ЩО ОБТІКАЮТЬСЯ ПОТОКОМ ПОВІТРЯ. ДОТИЧНІ НАПРУГИ ТА СИЛА ОПОРУ ТЕРТЯ.

Примежовим шаром називається тонкий шар повітря біля поверхні тіла, у якому внаслідок в'язкості швидкість течії повітря змінюється від нуля на поверхні тіла до значення швидкості зовнішнього потоку.

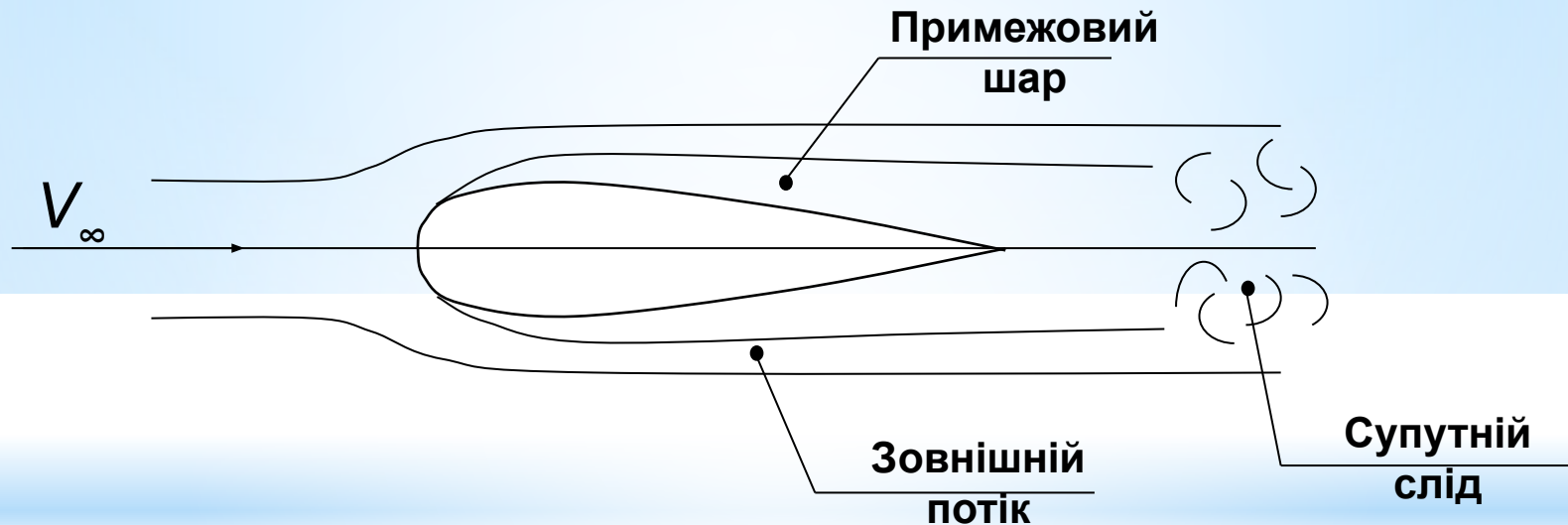


Рис. 1.15. Области повітряного потоку.

Розглянемо загальну картину обтікання повітрям деякого тіла з швидкістю V .
Весь потік можна умовно поділити на **три** області.

1. Примежовий шар, який прилягає до поверхні тіла, у якому повітря внаслідок в'язкості сильно гальмується, мають місце великі градієнти швидкості, і необхідно враховувати сили тертя.

2. Супутній слід за тілом, у якому градієнти швидкості також великі, при дослідженні течії у цій області також необхідно враховувати сили тертя.

3. Зовнішній потік, у якому градієнти швидкості невеликі, дотичні напруги – малі. Тут у більшості випадків можна нехтувати впливом в'язкості і вважати повітря ідеальним.

Примежовий шар характеризується профілем швидкостей, товщиною і коефіцієнтом тертя.

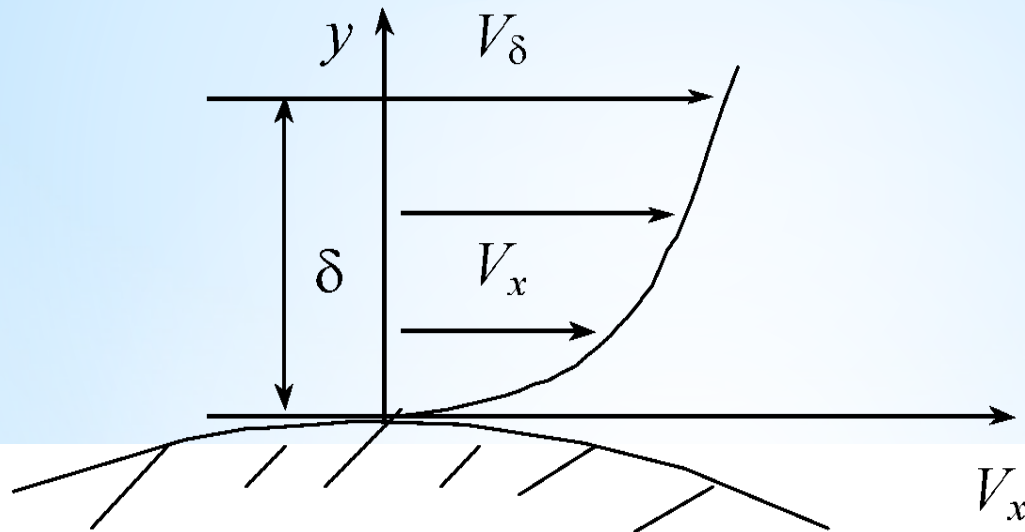


Рис. 1.16. Структура примежового шару.

де δ – товщина межового шару;

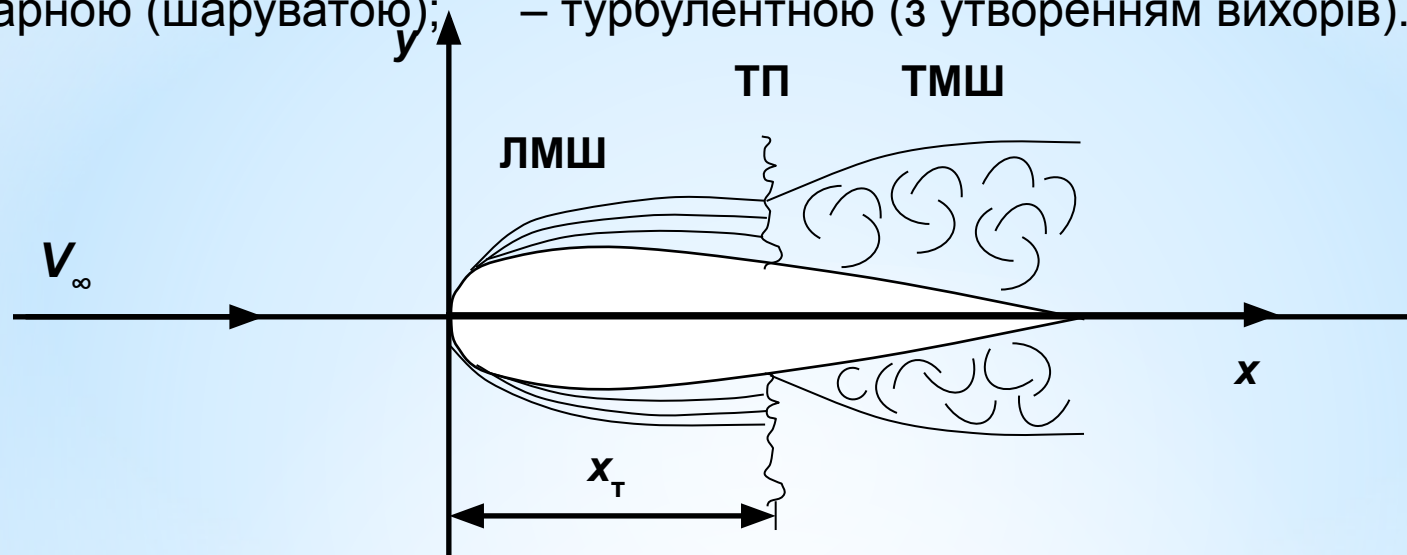
V_δ – швидкість на зовнішній границі межового шару.

Профіль швидкостей – це залежність поздовжньої складової швидкості V_x від y – відстані по нормалі до поверхні ($V_x = f(y)$).

Товщина межового шару δ – це відстань від поверхні тіла (по нормалі) до зовнішньої межі межового шару.

В межовому шарі течія може бути:

- ламінарною (шаруватою);
- турбулентною (з утворенням вихорів).



Перехід ламінарного межового шару в турбулентний відбувається поступово. Але на практиці прийнято перехідну зону вважати точкою з координатою x_τ

Число Re , яке відповідає точці переходу (x_τ), називають критичним числом Рейнольдса, для повітря $Re_{кр} = 10^5 \dots 10^6$, і визначають за формулою:

$$Re_{кр} = \frac{V_\infty x_\tau}{\nu}$$

Для ламінарного межового шару $Re_x < Re_{кр}$, а для турбулентного – $Re_x > Re_{кр}$, при цьому відбувається інтенсивне перемішування повітря за товщиною межового шару.

Опір тертя виникає внаслідок прояву в'язкості повітря в прикордонному шарі обтікає профіль крила. Величина сил тертя залежить від структури примежового шару і стану поверхні крила.

В ламінарному примежовому шарі повітря опір тертя менше, ніж у турбулентному примежовому шарі.

Отже, чим більшу частину поверхні крила обтікає ламінарний примежовий шар повітряного потоку, тим менший опір тертя.

На величину опору тертя впливають: швидкість літака; шорсткість поверхні; форма крила. Чим більше швидкість польоту, з гіршою якістю оброблена поверхня крила і товщі профіль крила, тим більше опір тертя.

1.7. ВІДРИВ ПРИМЕЖОВОГО ШАРУ. ОПІР ТИСКУ, ПОВ'ЯЗАНИЙ З ВІДРИВОМ ПРИМЕЖОВОГО ШАРУ

Розглянемо межовий шар на криволінійній поверхні. По-перше розглянемо, як змінюється тиск у ідеальному повітрі вздовж струменю.

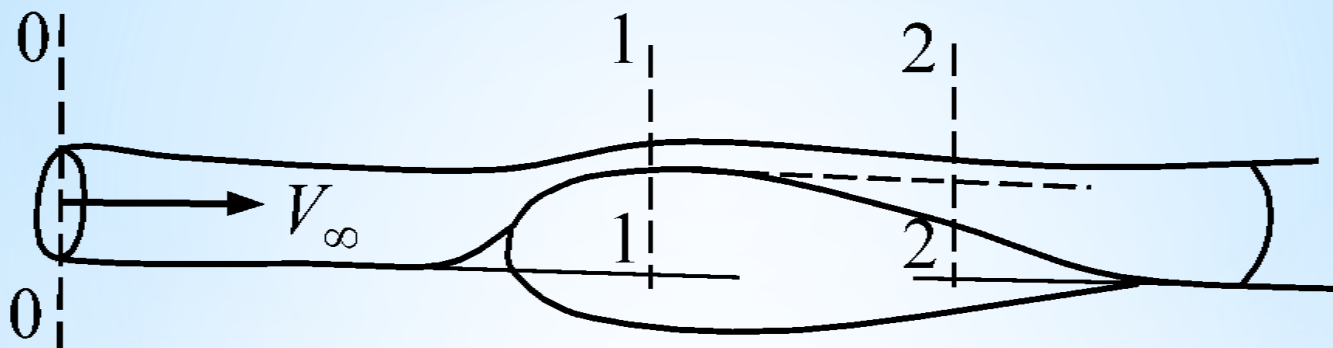


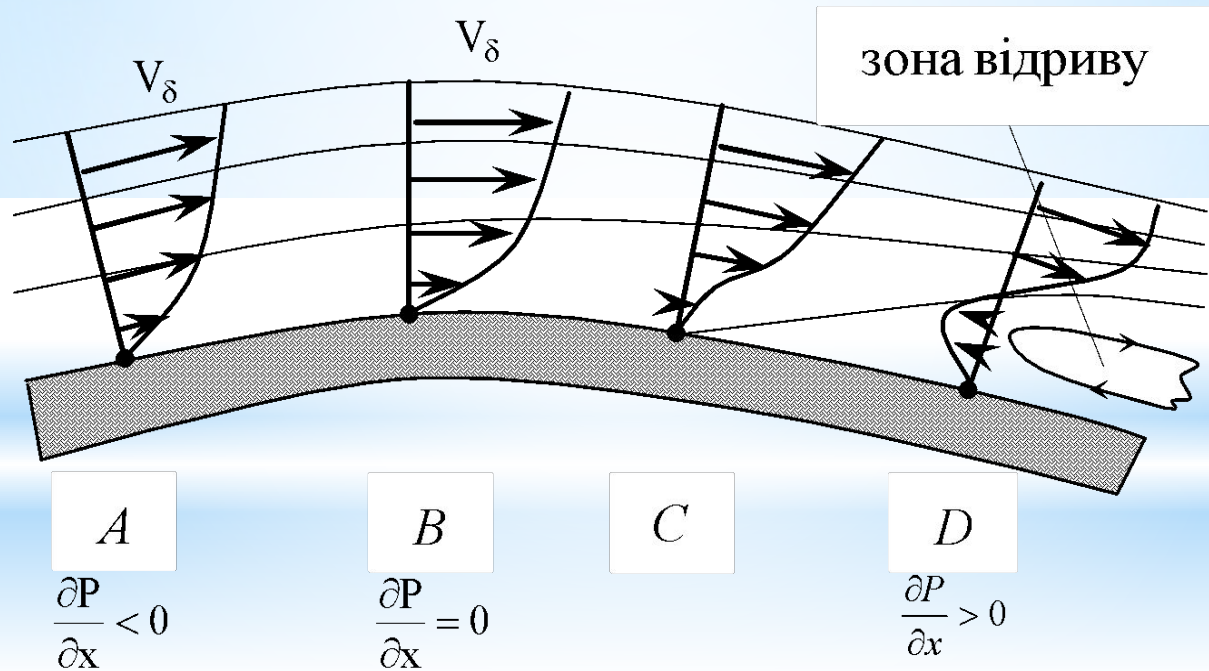
Рис. 1.18. Примежовий шар на криволінійній поверхні

Так як площа струменю в перерізі 2-2 більша, ніж в перерізі 1-1, то швидкість V_2 , згідно з рівнянням нерозривності $V_1 S_1 = V_2 S_2$ зменшується.

Тому тиск в перерізі 2-2 більше, ніж в перерізі 1-1 згідно з рівнянням

Бернуллі:
$$P_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} = P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2}.$$

Таким чином, в зоні течії, де $\frac{dP}{dx} > 0$ (додатковий градієнт тиску), потік в межевому шарі гальмується і при значних додатних градієнтах тиску шар може відірватись від поверхні. Це призводить до гальмування частинок у межевому шарі, їх зупинки і навіть до утворення зворотної течії, що, в свою чергу, призводить до відриву межевого шару і відриву потоку з поверхні.



Турбулентний примежовий шар більш стійкий до відриву, так як частинки повітря у шарах повітря, розташованих поблизу поверхні профілю, мають більшу швидкість, ніж у ламінарному межовому шарі, але він не вигідний з точки зору тертя.

З утворенням зон зворотної течії значною мірою зростає товщина межового шару, а це приводить до зниження тиску в хвостовій частині тіла і, як слідство, до появи сили опору тиску.

Опір тиску - це різниця тисків перед і за крилом. Чим більше ця різниця, тим більше опір тиску. Різниця тисків залежить від форми профілю, його відносної товщини і кривизни