

МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ВНУТРІШНІХ СПРАВ
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ

Циклова комісія аеронавігації

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
ПРИНЦИПИ ПОЛЬОТУ
(Аерогідрогазодинаміка)

обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

Аеронавігація
272 Авіаційний транспорт

за ТЕМОЮ 6- Стрибки ущільнення і характеристики розширення
в газовому середовищі

Вінниця 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою Кременчуцького
льотного коледжу Харківського
національного університету внутрішніх
справ
Протокол від 28.08.2023 № 1

ПОГОДЖЕНО

Секцією Науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії *аеронавігації*, *протокол від 28.08.2023 № 1*

Розробник: професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач циклової комісії аеронавігації, к. т. н., с. н. с., спеціаліст вищої категорії, викладач – методист, Тягній В. Г.

Рецензенти:

1 Головний науковий співробітник ТОВ «Науково-виробниче об'єднання» «АВІА», к.т.н., с.н.с., Зінченко В. П.

2 Професор навчального відділу КЛК ХНУВС, викладач-методист циклової комісії енергозабезпечення та систем управління, к. т. н., професор, спеціаліст вищої категорії, Гаврилюк Ю. М.

ЛЕКЦІЯ 6.1: Виникнення і розповсюдження звукових хвиль збурення середовища

План лекції:

- 1 Виникнення і розповсюдження звукових хвиль в газовому середовищі.
- 2 Розповсюдження потужних збурювань в середовищі.

Рекомендована література:

Основна:

1. Котельніков Г. Н., Мамлюк О. В., Аеродинаміка літальних апаратів. Підручник. -К.: Вища школа, 2002. – 255 с.
2. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Частина I, «Аеродинаміка вертольота» / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.–402 с.: іл.
3. Навчальний посібник «Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота». Часть II, «Динаміка польоту вертольота». / А. Г. Зінченко, І. Б. Ковтонюк, В. М. Костенко та ін.; за загальною редакцією В. М. Костенка та І. Б. Ковтонюка. – Х.: ХУПС, 2010. – 272 с.: іл.
4. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина I «Аеродинаміка вертольоту». Автор: Пчельников С. І.
5. Опорний конспект з навчальної дисципліни «Аеродинаміка, динаміка польоту та практична аеродинаміка». Частина II «Динаміка польоту». Автор: Пчельников С.І.
6. Аеродинаміка літальних апаратів: навчальний посібник /О.О. Бурсала. А. Г. Зінченко, Є. Ю. Іленко, І. Б. Ковтонюк, А. Л. Сушко – Х.: ХУПС, 2015. -333 с.: іл.
7. Лебідь В. Г., Миргород Ю. І., Аерогідрогазодинаміка. Підручник Х.: ХУПС, 2006. – 350 с.
8. Тягній В. Г., Ємець В. В., Основи аеродинаміки та динаміки польоту, частина I, Аерогідрогазодинаміка. Навчальний посібник, КЛК ХНУВС, 2022. – 384 с.

Допоміжна:

1. Ковалев Е. Д., Удовенко В. А., Основи аеродинаміки і динаміка польоту легких вертольотів. Навчальний посібник. - Х.: КБ Аерокоптер, 2008. – 280 с.

Інформаційні ресурси

Інформаційні ресурси в Інтернеті

<http://csm.kiev.ua/nd/nd.php?b=1>

Технічні засоби

- 1 Багатофункціональний плазмовий телевізор.
- 2 Персональний комп'ютер.
- 3 Мультимедійний проектор.

Наочні посібники

- 1 Опорний конспект лекцій.
- 2 Електронний конспект лекцій.
- 3 Презентація окремих тем дисципліни.
- 4 Схеми та таблиці по темам дисципліни.
- 5 Зразки інформаційної та службової документації.
- 6 Навчальні фільми за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 7 Стенди і плакати за тематикою дисципліни «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)».
- 8 Курс лекцій по дисципліні «Принципи польоту (Аерогідрогазодинаміка)»
- 9 Начальний посібник по дисципліні “Аерогідрогазодинаміка”

Текст лекції

ЛЕКЦІЯ 6.1: виникнення і поширення звукових хвиль ЗБУРЕННЯ СЕРЕДОВИЩА

План лекції:

6.1.1 Виникнення і поширення звукових хвиль в газовому середовищі

6.1.2 Поширення сильних збурень в середовищі

6.1.1 Виникнення і поширення звукових хвиль в газовому середовищі

6.1.1.1 Поняття про збурення газового середовища

Кожна виступаюча частина поверхні твердого тіла, що рухається в газовому середовищі з надзвуковою швидкістю є джерелом збурень середовища, а саме підвищення і пониження тиску, щільності, температури і інших параметрів газового потоку.

Слабкі обурення виникають при обтіканні малих за об'ємом тіл, шорсткою поверхні і невеликих зламів тіл поверхні, а також під дією слабких звукових вібраторів. Слабкі обурення представляють собою сферичні хвилі стиснення і розрідження, які поширюються в газовому середовищі зі швидкістю звуку. Сильні збурення в газовому середовищі поширюються в вигляді характеристик розширення або у вигляді стрибків ущільнення.

6.1.1.2 Поширення слабких збурень в середовищі

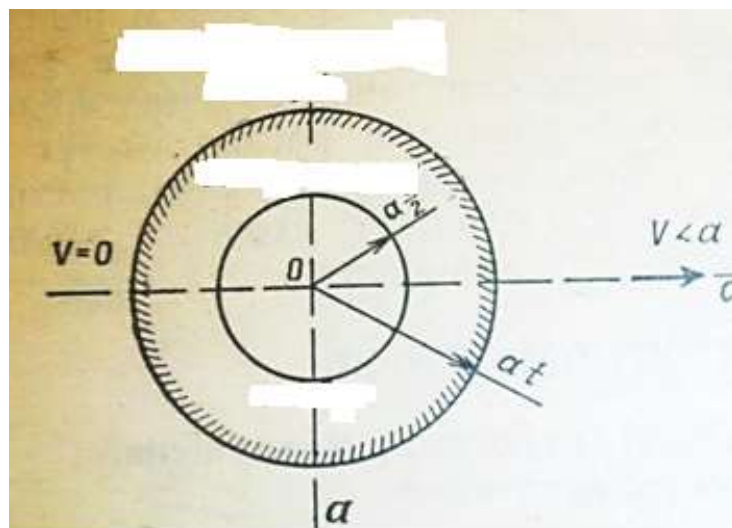
1 Поширення хвиль слабких збурень середовища від нерухомих джерел збурення ($V = 0$). У нерухомому середовищі від нерухомого точкового джерела збурення хвилі поширюються у вигляді концентричних сферичних хвиль, радіуси яких в часі збільшуються зі швидкістю звуку. Частота коливання становить **17-20 кГц** і досягаючи людського вуха стає чутної людиною (рис 6.1.1).

Таким чином, звук - це процес поширення в пружному середовищі слабких збурень у вигляді концентричних сферичних хвиль стиснення і розрідження.

Використовуючи рівняння стану газу, отримаємо формулу швидкості звуку:

$$\frac{p}{\rho} = RT; a = \sqrt{kRT}, \text{ для повітря } a = 20,1\sqrt{T}$$

З формули випливає, що швидкість звуку, що поширюється в нерухомому середовищі, в основному залежить від її температури. Чим вище температура середовища тим менше стисливість газу. Характеристикою стисливості середовища є число Маха $M \downarrow = \frac{v}{a \uparrow}$



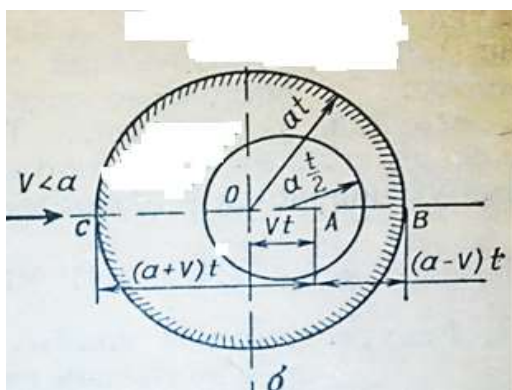
$$t_1 = 1c; t_2 = 2c; t_3 = 3c$$

$$R_1 = a * t_1; R_2 = a * t_2; R_3 = a * t_3; \quad a^2 = \lim_{d\rho \rightarrow 0} \frac{dp}{d\rho},$$

Рис 6.1.1 Схема поширення звукових хвиль в нерухомому середовищі

2 Поширення слабких збурень при русі газового середовища зі швидкістю меншою швидкості звуку ($V < a$). Розглянемо як зміниться картина поширення хвиль, якщо потік буде набігати на джерело збурень зі швидкістю меншою швидкості звуку ($V < a$). Хвилі кіл, радіуси яких збільшуються в часі, зносяться потоком і картина поширення хвиль залежить від співвідношення між швидкістю звуку і швидкістю газового потоку. Джерело збурень переміщається зі швидкістю потоку (V), а радіуси кіл сферичних хвиль збільшуються зі швидкістю звуку (a).

Так як радіуси кіл сферичних хвиль збільшуються швидше, ніж зносився потоком центр збурень, то хвилі збурень поширюються як по потоку так і назустріч потоку, тому хвилі збурень охоплюють всю область простору заповнену газом (рис 6.1.2)

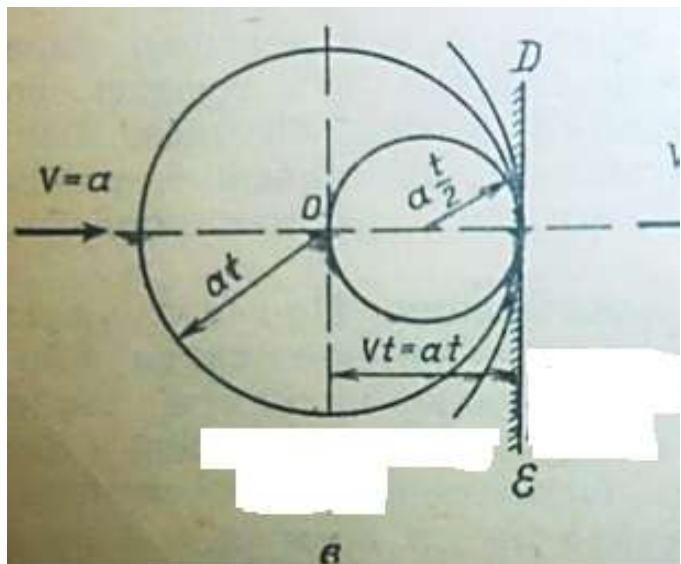


$$t_1 = 1c; t_2 = 2c; t_3 = 3c$$

$$R_1 = a * t_1; S_1 = V * t_1; R_2 = a * t_2; S_2 = V * t_2; R_3 = a * t_3; S_3 = V * t_3$$

Рис 6.1.2 Схема поширення звукових хвиль в рухомому середовищі при $V < a$

2 Поширення слабких збурень при русі газового середовища зі швидкістю рівної швидкості звуку ($V = a$). Якщо газовий потік рухається зі швидкістю рівної швидкості звуку ($V = a$), то збурення вперед проти потоку не поширюються, а хвилі збурень охоплюють весь простір від площини "D - E" і назад по потоку (рис 6.1.3).



$$t_1 = 1c; t_2 = 2c; t_3 = 3c$$

$$R_1 = a * t_1; S_1 = V * t_1; R_2 = a * t_2; S_2 = V * t_2; R_3 = a * t_3; S_3 = V * t_3$$

Рис 6.1.3 Схема поширення звукових хвиль при швидкості потоку рівній швидкості звуку ($V = a$)

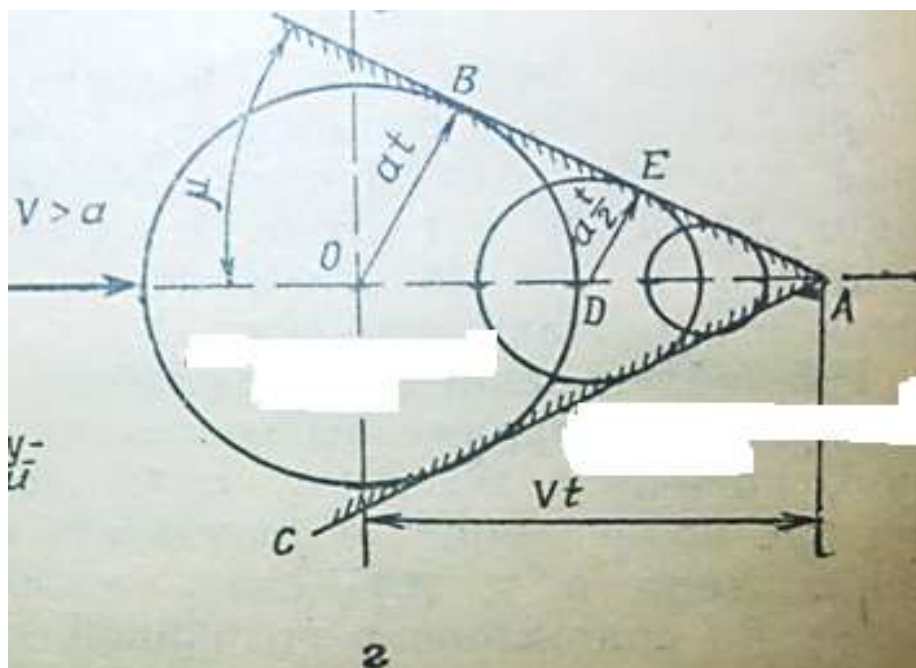
4 Поширення слабких збурень при русі газового середовища зі швидкістю, більшою швидкості звуку ($V > a$). У разі поширення слабких збурень в надзвуковому потоці газу, швидкість руху центру джерела збурень більше швидкості поширення хвиль. При цьому центр збурень обганяє радіуси кіл сферичних хвиль, залишаючи їх позаду себе у вигляді розширюється конуса обурень (рис 6.1.4).

При, що переміщається сфера весь час буде стосуватися утворює конуса, половину кута розчину конуса можна визначити з співвідношення: $V > a * \mu$

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

із трикутника $OA O_3$ виходить, що $OA = 3V$, $OO_3 = 3a$, тому $\frac{OO_3}{OA} = \sin \mu = \frac{3 \cdot a}{3 \cdot V} = \frac{a}{V}$

Кут $\mu = \arcsin\left(\frac{1}{M}\right)$ називається кутом збурення, а конус - конусом збурення утворюючі конуса називаються лініями збурень.



$$t_1 = lc; t_2 = 2c; t_3 = 3c$$

$$R_1 = a * t_1; S_1 = V * t_1; R_2 = a * t_2; S_2 = V * t_2; R_3 = a * t_3; S_3 = V * t_3$$

Рис 6.1.4 Схема поширення звукових хвиль в рухомому середовищі при швидкості потоку більшій швидкості звуку ($V > a$)

Аналізуючи виникнення конуса збурень можна зробити висновки:

1 Малі збурення в надзвуковому потоці газу поширюються тільки всередині конуса збурення. У зв'язку з цим в надзвуковому потоці можна виділити дві зони:

- *зону спокою, куди збурення не потрапляють;*
- *зону збурень, де поширюються збурення від джерел збурень.*

2 Малі збурення в надзвуковому потоці поширюються по лініях збурень.

Таким чином, в разі руху джерела малих збурень з дозвуковою швидкістю збурення від нього передаються як вперед, проти потоку, так і по потоку, а в разі руху з надзвуковою швидкістю хвилі збурень від джерела вперед проти потоку не поширюються.

При швидкості потоку що дорівнює швидкості звуку, область збурень відокремлена від незбуреної зони площиною «DE» перпендикулярної напрямку руху потоку.

1 Задача: 6.1.1:

- 1) Визначити число Маха і число Рейнольдса при польоті літака на висоті $H = 2000$ м, при швидкості $V = 450$ км/год, динамічний коефіцієнт в'язкості

рівняється $\mu = 1,2 * 10^{-5} \text{ Па с}$, площа прямокутного крила $S = 25 \text{ м}^2$, розмах крила $l = 15 \text{ м}$.

6.1.3 Поширення сильних збурювань в середовищі

6.1.3.1 Виникнення характеристик розширення потоку

Нехай газовий потік рухається вздовж горизонтальної площини двостороннього зовнішнього кута AOB з надзвуковою швидкістю (рис 6.1.5).

В ході проведених досліджень в аеродинамічних трубах встановлено, що в широкому діапазоні кутів повороту потоку ($\omega \approx \text{до } 30^\circ - 40^\circ$) течія газового потоку плавна безривна.

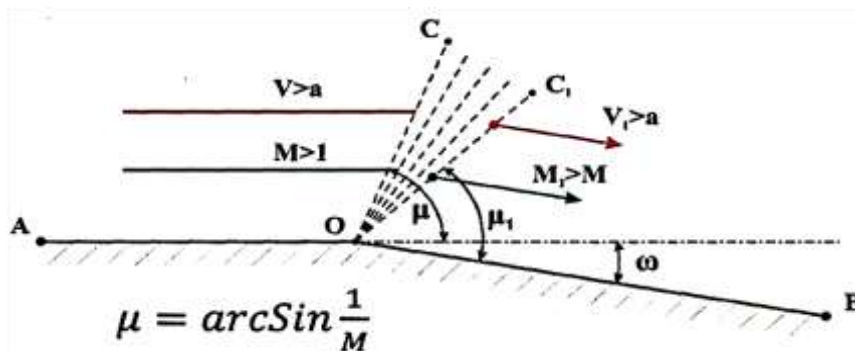


Рис 6.1.5 Схема виникнення і поширення характеристик збурень

Газовий потік в $m.O$ відхиляється від початкового положення. Злам зовнішнього кута в $m.O$ викликає появу сильних збурень у вигляді радіальної характеристики OC , яка нахилена до напрямку вектора незбуреного потоку на кут μ :

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

Характеристика OC являє собою лінію збурень вздовж якої газодинамічні параметри газового потоку залишаються постійними. А на самій лінії відбувається зміна величин газодинамічних параметрів.

Після повороту потоку на кут ω , рух його здійснюється уздовж другої сторони кута OB . При цьому швидкість потоку збільшується і стає більшою ніж швидкість незбуреного потоку, так як відбувається рух потоку в розширеному каналі $M_1 > M$. Обурення із $m.O$ поширюються по новій радіальній характеристиці OC_1 , нахиленою до вектору нового напрямку швидкості V_{OB} , під кутом μ_1 .

$$\mu_1 = \arcsin \frac{1}{M_1}$$

Поворот газового потоку від положення з радіальної характеристикою OC до характеристики OC_1 на кут ω розглядається як серія нескінченно малих поворотів

поточних характеристик, які сліднують одна за одною від початкового до кінцевого положення, рівного кутку ω .

Таким чином, при наявності повороту потоку, точка повороту викликає появу сильних збурень у вигляді характеристик збурень, які представляють собою пучок радіальних ліній, що виходять з точки збурень і крайні положення характеристик відхилені одна від одної на кут відхилення боку двостороннього зовнішнього кута (ω).

6.1.3.2 Фізична сутність виникнення стрибків ущільнення

При обтіканні твердого тіла газовим потоком зі швидкістю більшою за швидкість звуку ($V > a$) перед ним виникають звукові хвилі, які формують ударну хвилю. Поверхня яка відокремлює збурений потік від незбуреного називається фронтом ударної хвилі або стрибком ущільнення. На стрибку ущільнення відбувається стрибкоподібна зміна газодинамічних параметрів газового потоку: тиску, щільності і температури (рис 6.1.6).

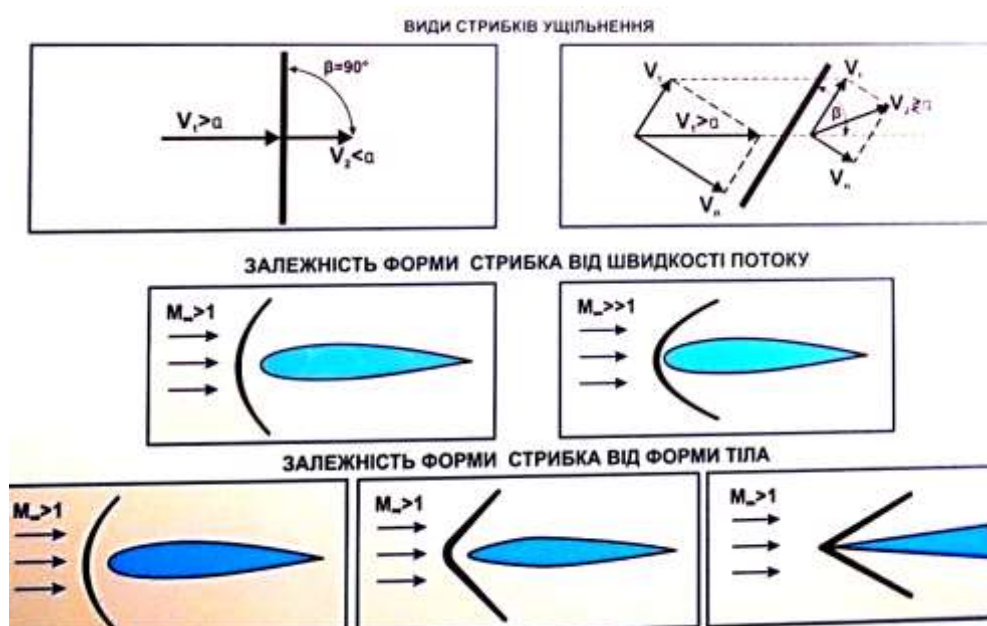


Рис 6.1.6 Схема форм стрибків ущільнення

Якщо кут нахилу стрибка (β) до напрямку вектора швидкості незбуреного потоку то стрибок називається косим, а якщо $\beta = 90^\circ$ то стрибок називається прямим.

Вид стрибка ущільнення залежить від форми обтікаємого тіла і числа Маха. При обтіканні затупленого або поганобтікаємого тіла надзвуковим потоком виникає від'єднаний комбінований криволінійний стрибок:

- перед тілом виникає від'єднаний прямий стрибок і далі по мірі віддалення від тіла кут нахилу стрибка зменшується, а його інтенсивність знижується;
- вдалині від тіла стрибок ущільнення розсіюється і перетворюється в хвилю слабких збурень.

При обтіканні загостреного тіла у вигляді конуса або клина надзвуковим потоком виникає приєднаний косий стрибок ущільнення. На реальному **ЛА** при надзвуковому обтіканні стрибки ущільнення виникають в місцях стиковки крила, стабілізатора, вертикального кіля, підвісок та інших виступаючих частинах **ЛА**.

При обтіканні внутрішнього двостороннього кута в **т.О** виникає стрибок ущільнення, де відбувається стиснення потоку з утворенням стрибка ущільнення **ОС** (рис 6.1.7):

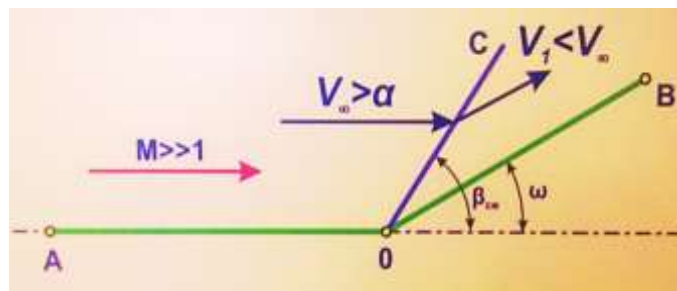


Рис 6.1.7 Схема виникнення стрибка ущільнення

Газовий потік в **т.О** відхиляється від початкового положення. Зміна зовнішнього кута в **т.О** викликає появу сильних збурень у вигляді стрибка ущільнення **ОС**, який нахилений до напрямку вектора невзмущеного потоку на кут β .

$$\beta = \arcsin \frac{1}{M}$$

Після повороту потоку на кут ω , рух його здійснюється уздовж другої сторони кута **ОВ**. При цьому швидкість потоку зменшується і стає меншою ніж швидкість незбуреного потоку, так як відбувається рух надзвукового потоку в звужуючому каналі $M_1 < M$.

При збільшенні швидкості течії кут нахилу стрибка ущільнення зменшується і він наближається до поверхні обтікаємого тіла ($\uparrow M \rightarrow \beta \rightarrow \omega$)

$$\beta = \frac{k+1}{4} \cdot \omega \sqrt{\left(\frac{k+1}{4} \cdot \omega\right)^2 + \frac{1}{M^2}}$$

Кожна зміна напрямку обтікаємого тіла стає джерелом слабких збурень, які поширюючись в просторі накладаються один на одного і утворюють характеристики збурення у відповідних точках (рис 6.1.8).

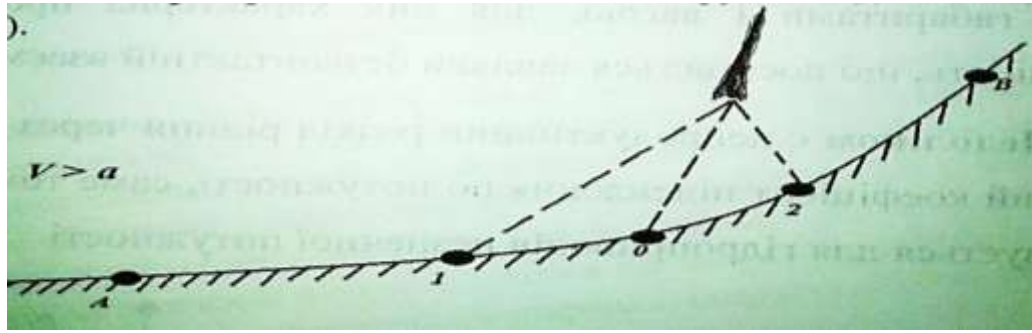


Рис 6.1.8 Схема утворення відокремленого стрибка ущільнення

При надзвуковому обтіканні плавного злому обтікаємого тіла в *т. "1-0-2"* виникають сильні збурення, які поширюються вгору у вигляді характеристик збурення, при цьому вони накладаючись один на одного утворюють від'єднаний стрибок ущільнення. Форма стрибка залежить від форми утворюючій поверхні обтікаємого тіла.

2 Задача: 6.1.2:

- 1) Коефіцієнт опору літака $C_{x\alpha 1} = 0,019$. В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт опору збільшився до $C_{x\alpha 2} = 0,024$. Визначити на скільки збільшилась сила опору літака в польоті на висоті $H = 6 \text{ км}$ при швидкості $V = 648 \text{ км/год.}$, площа крила $S = 140 \text{ м}^2$.
- 2) Коефіцієнт підйомної сили літака $C_{y\alpha 1} = 1,2$. В процесі експлуатації і ремонту обшивки фюзеляжу літака коефіцієнт підйомної сили зменшився до $C_{y\alpha 2} = 0,8$. Визначити у скільки разів зменшилась підйомна сила літака в польоті на висоті $H = 5000 \text{ м}$ при швидкості $V = 650 \text{ км/год.}$, площа крила $S = 140 \text{ м}^2$.