

**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 9- Особливості аеродинаміки гіперзвукових потоків  
і в розріджених газах

**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 9.1: Особливості обтікання тіл гіперзвуковим потоком**

### **План лекції:**

- 1 Поняття про гіперзвукову течію.
- 2 Особливості визначення аеродинамічних характеристик профілю крила при гіперзвукових швидкостях потоку.
- 3 Особливості виникнення стрибків ущільнення при гіперзвуковій течії.
- 4 Поняття про аеродинамічне нагрівання конструкцій ПС і засоби зниження нагрівання.

### **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, С. 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 Аерокopter, 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 9.1: ОСОБЛИВОСТІ ОБТІКАННЯ ТІЛ ГІПЕРЗВУКОВИМ ПОТОКОМ

#### План лекції:

*9.1.1 Поняття про гіперзвукову течію*

*9.1.2 Особливості визначення аеродинамічних характеристик профілю крила при гіперзвукових швидкостях потоку*

*9.1.3 Особливості виникнення стрибків ущільнення при гіперзвуковому обтіканні*

*9.1.4 Поняття про аеродинамічне нагрівання конструкцій ПС і способи зниження нагрівання*

#### 9.1.1 Поняття про гіперзвукову течію.

Польоти літаків при числах Маха  $M > 4$  умовно вважаються гіперзвуковими.

Теорія гіперзвукових течій пов'язана з деякими особливостями обтікання твердих тіл в порівнянні з малими надзвуковими швидкостями:

- *аеродинамічними*, так як вони викликані необхідністю врахування у великій мірі стисливості через великі значення чисел Маха;
- *фізико-хімічними*, так як газовий потік при гіперзвукових швидкостях володіє високими енергетичними можливостями

**1 Аеродинамічні ефекти** в одних випадках дозволяють застосовувати спрощене рішення аеродинамічних задач, пов'язаних з взаємодією *ЛА* з газовим потоком при великих гіперзвукових швидкостях, в інших випадках до значного їх ускладнення, так як метод лінеаризації диференціальних рівнянь руху, які застосовуються при моделюванні великих надзвукових течій, не застосовують для гіперзвукових течій.

**2 Фізико-хімічні ефекти** в гіперзвуковому потоці пов'язані з утворенням зон з високими температурами. Як правило вони виникають при переході гіперзвукового газового потоку через скачки ущільнення, на яких кінетична енергія руху перетворюється в теплову. При цьому високі температури змінюють фізичні властивості газового середовища: наприклад, при температурі  $T = 2500^{\circ}K$  і помірних тисках починається дисоціація молекул кисню; при температурі  $T = 4000^{\circ}K$  відбувається дисоціація молекул азоту; при температурі  $T = 7000^{\circ}K$  відбувається іонізація атомів азоту і кисню, при подальшому збільшенні температури відбувається іонізація молекул азоту.

Питомі теплоємності при таких високих температурах стають не постійними величинами і не залежать від температури. Тому в дослідженнях не застосовні питомі теплоємності отримані при постійних обсязі і тиску.

При гіперзвукових швидкостях неминучий сильний аеродинамічний нагрів. Тому максимальна швидкість обмежується не тільки з умов отримання максимальної підйомної сили, а й з умов максимально-допустимого кінетичного нагріву обшивки ЛА.

### **Особливостями гіперзвукових течій є:**

- 1 Зі збільшенням числа Маха ( $\uparrow M$ ) зменшується кут нахилу скачка ущільнення, при цьому скачки ущільнення наближаються до поверхні обтікаемого тіла, зменшуються області збурень між стрибком і тілом. Це призводить до взаємодії стрибка і примежового шару. Головний стрибок обмежує збільшення примежового шару. Це призводить до збільшення температури ( $\uparrow T$ ) і зменшення масової щільності ( $\downarrow \rho$ ) і як наслідок до збільшення товщини примежового шару ( $\uparrow \delta$ ). При цьому створюється ефект збільшення товщини обтікаемого тіла, що призводить до викривлення ударної хвилі і збільшення тиску ( $\uparrow p$ ).
- 2 Малі зміни параметрів руху обтікаемого тіла призводять до суттєвих змін параметрів газу  $p, \rho, T, \alpha$ . При  $M \gg \alpha$ , збурені швидкості течії можуть бути одного порядку зі швидкістю звуку.
- 3 Із-за високих температур за головною хвилею і в примежовому шарі можуть мати місце дисоціація і іонізація газу, що призводить до зміни його термодинамічних властивостей.

**Таким чином, при гіперзвукових течіях методи дослідження аеродинамічних характеристик, які застосовуються при дозвукових і помірних надзвукових швидкостях течії газу, стають непридатним.**

При розгляді обтікання тіл під невеликим кутом атаки ( $\alpha$ ) рівняння руху можна спростити і отримати алгоритми наближеного визначення аеродинамічних характеристик ЛА при гіперзвукових швидкостях польоту.

Стиснення потоку проходить з утворенням стрибка ущільнення ОС (рис 9.1.1):

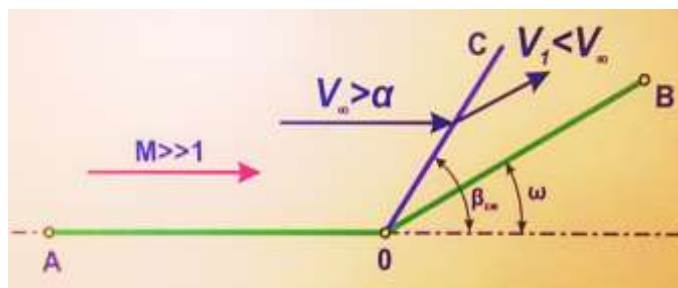


Рис 9.1.1 Схема виникнення стрибка ущільнення

При збільшенні надзвукової швидкості зменшується кут нахилу стрибка ущільнення до поверхні обтічного тіла ( $\uparrow M \rightarrow \beta \rightarrow \omega$ )

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

При обтіканні надзвуковим повітряним потоком зовнішнього тупого кута в точці зламу кута  $m.O$  виникають характеристики розширення (рис 9.1.2):

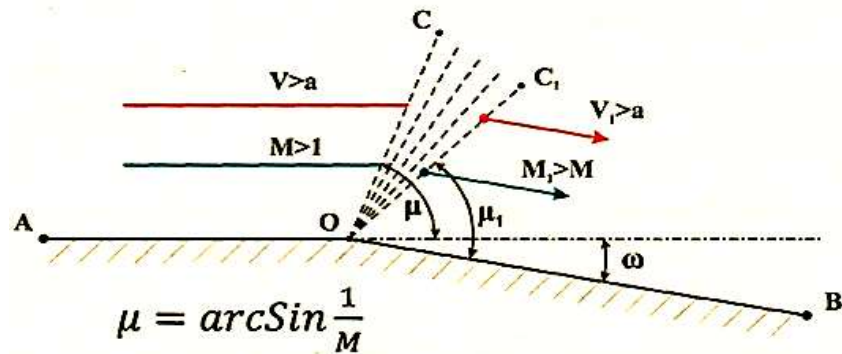


Рис 9.1.2 Схема виникнення характеристик розширення

При течії з розширенням надзвукового потоку поворот і його розгін відбувається на віалі характеристик розширення  $OC \dots OC_1$ .

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

При збільшенні швидкості надзвукового потоку, кути нахилу стрибків і характеристик розширення мають кінцеві величини: ( $\uparrow M \rightarrow \infty, \beta_{сж} = \frac{k+1}{2} \omega; \beta_p = 0$ ).

В цьому випадку, коефіцієнт тиску можна визначити за значеннями кута нахилу стрибка ущільнення і характеристики розширення за формулою:

$$p = 2 \beta \omega$$

Відносна зміна тиску, викликане зміною кута нахилу поверхні обтікаемого тіла можна визначити за формулою:

$$\frac{p}{\omega^2} = \frac{\kappa+1}{2} \left\{ \sqrt{1 + \left[ \frac{4}{(\kappa+1) \cdot M \cdot \omega} \right]^2} \right\} + 1$$

### 9.1.2 Особливості визначення аеродинамічних характеристик профілю крила при гіперзвукових швидкостях потоку.

Для наближеного розрахунку розподілу тиску по поверхні твердого тіла при гіперзвуковому обтіканні використовується гіпотеза І. Ньютона про корпускулярну

теорію гідродинамічного опору. Відповідно до цієї теорії частинки набігаючого повітряного потоку залишаються незбурених до зіткнення з поверхнею твердого обтікаемого тіла. При ударі частки втрачають нормальну складову свого кількості руху і далі рухаються по дотичній до поверхні тіла. Нормальна ж складова кількості руху створює імпульс сили тиску, який діє на поверхню обтікаемого тіла (рис 9.1.3):

$$p - p_{\infty} = \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \sin^2 \theta$$

де

$\theta$  - кут між дотичною до поверхні обтічного тіла і вектором швидкості потоку, що набігає, радий.

Таким чином, через одиницю площі, паралельної похилій площині обтічного тіла за одиницю часу проходить цілком певна маса повітря:

$$m = \rho_{\infty} V_{\infty} \sin \theta$$

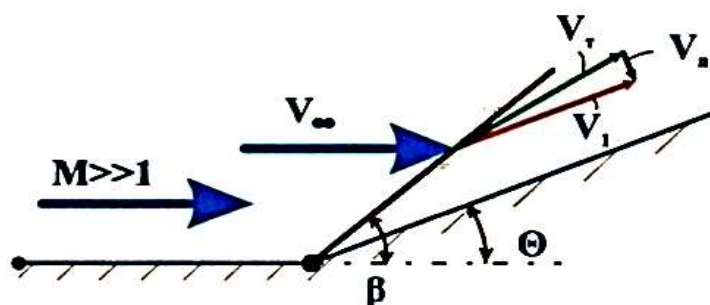


Рис 9.1.3 Схема обтікання внутрішнього кута гіперзвуковим потоком

Коефіцієнт відносного тиску можна визначити за формулою:

$$\frac{p - p_{\infty}}{q} = 2 \cdot \sin^2 \theta$$

де

$$\frac{p - p_{\infty}}{q} = \bar{p} \text{ - зміна відносного тиску.}$$

Тоді для тонких тіл, коли кут нахилу стрибка дорівнює куту нахилу поверхні обтікаемого тіла  $\beta = \theta$ , відносний тиск дорівнюватиме:

$$p = 2 \theta^2$$

Застосування цієї формули при гіперзвуковому обтіканні обумовлена тим, що головна ударна хвиля досягає поверхні обтікаемого тіла.

Розрахунок сили тиску за формулою І. Ньютона досить точно описує гіперзвукову течію навколо тіла в граничних умовах:  $k = C_p / C_w = 1$  і  $M_{\infty} = \infty$ .

Для цього випадку коефіцієнт тиску в критичній точці гальмування вважається рівним

$$p_{\max} = 2$$



В ході експериментів встановлено, що при  $k = 1,33$  і  $M_\infty = 15$ ,  $p_{\text{макс}} = 1,75$

З огляду на те, що в загальному випадку стрибок ущільнення не суміщається з поверхнею обтікаємого тіла, то формула розрахунку тиску має вигляд:

$$p = p_{\text{макс}} \sin^2 \theta$$

де

$p_{\text{макс}}$  - тиск в критичній точці обтікаємого тіла.

Тому розрахункову формулу можна перетворити:

$$p = p_\infty \left( 1 + \frac{p_\infty}{\rho_\infty} \cdot V_\infty^2 \cdot \sin^2 \theta \right)$$

Враховуючи що  $a^2 = k \cdot \frac{p_\infty}{\rho_\infty}$ , а  $M_\infty^2 = \frac{V_\infty^2}{a^2}$ , отримаємо формулу для розрахунку тиску

по поверхні обтікаємого тіла у вигляді:

$$p = p_\infty (1 + k M_\infty^2 \sin^2 \theta)$$

Відповідно до теорії І. Ньютона тиск на елементарну площадку обтікаємого тіла залежить від положення цієї площадки відносно набігаючого потоку і не залежить від форми іншої частини тіла. Тому опір тіла визначається тільки формою його головної частини, так як тільки вона стикається з частинками набігаючого потоку. Тиск за корвomoю частиною обтікаємого тіла дорівнює нулю.

З розглянутого можна зробити висновок, що в гіперзвуковому потоці коефіцієнт тиску за стрибком ущільнення, при малих кутах повороту потоку  $\theta$ , пропорційний  $\theta^2$ . Аналогічним чином можна визначити інші фізичні параметри газу за косим стрибком ущільнення при гіперзвукових швидкостях течії.

Так при куті атаки  $\alpha = \theta$ , коефіцієнт хвильового опору буде дорівнює:

$$C_{x\omega v} = 2 \sin^2 \beta$$

Для отримання сумарного коефіцієнта опору, необхідно скласти коефіцієнти хвильового опору і опору тертя:

$$C_{x\omega \Sigma} = C_{x\omega mp} + C_{x\omega v}$$

### 9.1.3 Особливості виникнення стрибків ущільнення при гіперзвуковому обтіканні

З огляду на, що при гіперзвукових швидкостях течії стрибок ущільнення наближається до поверхні обтікаємого тіла, то потік повертається на невелику величину, тому можна вважати, що,  $\sin \beta \approx \beta \cos \beta = 1$ , тоді після перетворення рух гіперзвукового потоку через стрибок ущільнення матиме вигляд (рис 9.1.4).

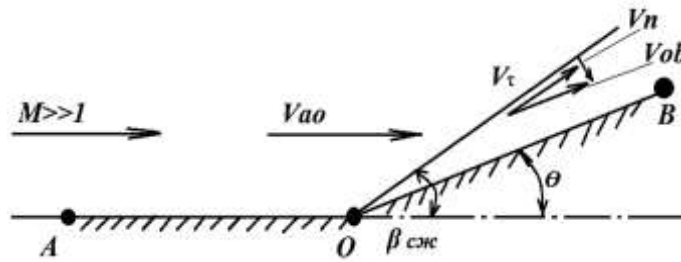


Рис 9.1.4 Схема утворення стрибків ущільнення при гіперзвуковій течії

$$(M_1 \beta)^2 - \frac{k+1}{2} (M_1 \beta) * (M_1 \Theta) - 1 = 0$$

Величини  $M_1 \beta$  і  $M_1 \Theta$  називаються параметрами гіперзвукового подібності, їх можна замінити коефіцієнтами подібності:

$$K\alpha = M_1 \Theta \text{ і } Kc = M_1 \beta$$

Підставивши їх у вихідне рівняння, отримаємо квадратичне рівняння:

$$Kc^2 - \frac{k+1}{2} Kc K\alpha - 1 = 0$$

Розв'язавши це рівняння отримаємо корні параметрів гіперзвукової подібності:

$$Kc = \frac{k+1}{4} K\alpha + \sqrt{1 + \left(\frac{k+1}{4} K\alpha\right)^2}$$

При малих значеннях кутів нахилу стрибка ущільнення  $\beta$ , отримаємо рівняння:

$$\frac{p}{p_1} = \frac{2k}{k+1} Kc^2 - \frac{k-1}{k+1} \text{ звідси}$$

$$p = \frac{p-p_1}{q_1} = \frac{p_1}{q_1} \left( \frac{p}{p_1} - 1 \right)$$

Після перетворення, за умови, що  $M_1 \rightarrow \infty$ ,  $(K\alpha \rightarrow \infty)$ , отримаємо рівняння:

$$p = (k+1) \Theta^2$$

Звідси можна зробити висновок, що в гіперзвуковому потоці коефіцієнт тиску за стрибком ущільнення при малих кутах повороту обтічних поверхонь  $\Theta$ , пропорційний значенню  $\Theta^2$ . Аналогічним чином можна визначити інші параметри газу за косим стрибком ущільнення при гіперзвукових швидкостях.

#### 9.1.4 Поняття про аеродинамічне нагрівання конструкцій ПС і способи зниження нагрівання.

При польоті з великими надзвуковими швидкостями частина кінетичної енергії літака переходить в теплову, що може привести до підвищення температури обшивки літака. Аеродинамічне нагрівання поверхні літака в значній мірі обмежує можливості швидкісних літаків, перешкоджаючи підвищенню швидкості польоту. Аеродинамічний нагрів обшивки літака починає інтенсивно проявлятися при швидкості польоту  $M > 2$ . Для забезпечення необхідного запасу міцності обшивки при аеродинамічному нагріванні доводиться збільшувати вагу літака, ускладнювати конструкцію, що погіршує аеродинамічні характеристики літаків.

Аеродинамічний нагрів створює так званий "тепловий бар'єр", який виникає при досягненні швидкості польоту  $M > 3$  і ставати надзвичайно небезпечним при  $M > 4$ .

При польоті літака з гіперзвуковими швидкостями в примежовому шарі відбувається не тільки збільшення швидкості, але і температури. Найбільша температура виникає в місці гальмування потоку в критичній точці теоретично до «0». Внаслідок відведення тепла теплопровідністю з пристіночної області примежового шару в зовнішні області шару, температура поблизу поверхні обшивки менше температури гальмування. При відсутності теплообміну примежового шару з поверхнею обшивки температура повітря біля поверхні дорівнює температурі гальмування і називається температурою відновлення:

$$Tr = T_{\infty} \left( 1 + r \frac{k-1}{2} M_{\infty}^2 \right)$$

де

$r$  - коефіцієнт відновлення температури.

Величина коефіцієнта ввідновлення ( $r$ ) практично не залежить від чисел  $M$  і  $Re$ , але залежить від характеру розподілу швидкостей по перерізу примежового шару і швидкістю відводу тепла теплопровідністю з пристіночної області примежового шару.

Відношення відведення тепла теплопровідністю до виділення тепла за рахунок тертя в примежовому шарі характеризується числом Прандтля:

$$Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda}$$

де

$\mu$  - коефіцієнт динамічної в'язкості повітря;

$C_p$  - питома теплоємність при  $p = \text{const}$ ;

$\lambda$  - теплопровідність повітря.

Коефіцієнт відновлення температури ( $r$ ) залежить від структури примежового шару:

- для ламінарного шару  $r = 0,85 \sqrt{Pr}$ ;
- для турбулентного шару  $r = 0,9 \sqrt[3]{Pr}$

Зі збільшенням висоти польоту ступінь нагріву зменшується внаслідок зменшення масової щільності повітря.

При нагріванні, внаслідок, великих перепадів температури в елементах конструкції виникають додаткові напруги і з'являється повзучість матеріалу конструкції, що зменшує запас міцності обшивки.

Передача тепла всередину обшивки літака при польоті з гіперзвукової швидкістю ( $M > 4$ ) і вище ускладнює роботу екіпажу і призводить до підвищеної випаровуваності палива з паливних баків літака.

Процес передачі теплової енергії від рухомого нагрітого повітря до твердого тіла називається конвективним теплообміном. Нагріта обшивка літака випромінює в навколишнє середовище певну кількість енергії у вигляді електромагнітних хвиль, в основному в інфрачервоній частині спектра. Крім конвективного теплового потоку в теплообміні присутній тепловий потік, викликаний сонячною радіацією, а також джерелами тепла, що знаходяться всередині обшивки літака.

Все кількість тепла, яке досягає поверхні обшивки літака як із зовні, так і з середини літака, витрачається на підвищення температури конструкції літака.

**Таким чином**, виникає тепловий баланс: кількість підведеного до обшивки літака тепла від усіх джерел дорівнює кількості відведеного тепла:

$$q_{\text{конв}} + q_{\text{солн}} \pm q_{\text{обш}} - q_{\text{изл}} = 0$$

Питомі конвективний тепловий потік визначається за формулою:

$$q_{\text{конв}} = \alpha (T_r - T_w)$$

де

$T_w$  -рівноважна температура між середовищем і тілом;

$T_r$  -температура відновлення;

$\alpha$  - коефіцієнт теплопередачі між середовищем і поверхнею тіла.

Питомий тепловий потік від випромінювання обшивки літака визначається за формулою:

$$q_{\text{изл}} = \sigma \varepsilon T_w$$

де

$\varepsilon$  - коефіцієнт чорноти поверхні тіла;

$\sigma$  - тепла постійна Стефана-Больцмана.

Питомий тепловий потік від сонячної радіації визначається за формулою:

$$q_{\text{солн}} = A_s \beta_s G_s \sin \varphi$$

де

$\varphi$  - кут нахилу поверхні тіла до сонячних променів;

$A_s$  -коефіцієнт затінення поверхні, що враховує стан атмосфери, наявності хмарності;

$\beta_s$  - коефіцієнт поглинальної здатності поверхні тіла;

$G_s$  -кількість сонячної енергії, що підводиться до  $1\text{ м}^2$  площі тіла в секунду.

Розв'язування рівняння теплового балансу зазвичай здійснюється графічним методом. Згідно результатів досліджень теплового балансу температура поверхні тіла ( $T_w$ ) значно вище температури незбуреного середовища  $T_\infty$  (рис 9.1.5).

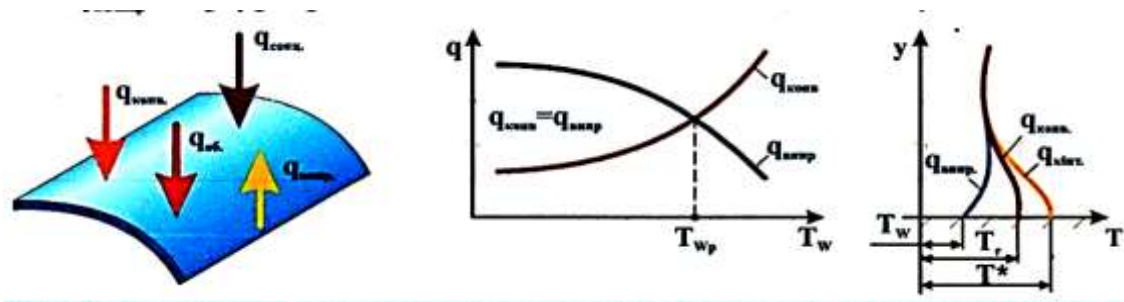


Рис 9.1.5 Графік залежності теплового потоку від температури рівноваги

Перехрещення кривих конвективного теплового потоку і теплового потоку випромінювання дозволяє визначити температуру рівноважного стану  $T_w$ :

$$q_{\text{конв}} = q_{\text{изл}}$$

Для зниження аеродинамічного кінетичного нагріву обшивки літака при великих числах Маха необхідно зменшувати коефіцієнт тепловіддачі ( $\alpha$ ) і збільшувати ступінь чорноти ( $\epsilon$ ).

Заходи зниження коефіцієнта тепловіддачі ( $\alpha$ ):

- збільшення висоти польоту, призводить до зменшення масової щільності повітря;
- ламінізація прилежового шару, що дозволяє зменшити швидкість течії біля поверхні тіла за рахунок утворення ентропійного шару.

Заходи збільшення випромінювальної здатності поверхні тіла ( $\epsilon$ ):

- виготовлення елементів конструкції обшивки літака з матеріалів які мають високе значення коефіцієнта чорноти ( $\epsilon$ ).

### 1 Задача: 9.1.1:

- 1) Визначити кут нахил стрибка ущільнення і коефіцієнт тиску, якщо повітряний потік набігає на профіль з швидкістю **2000 км/год.** на висоті **1000 м**, поверхня сторони внутрішнього кута нахилена на кут **5°**.