

**Б. О. Казмерчук, В. В. Сухов, П. О. Яковенко**  
**Оцінка аеродинамічного нагріву обшивки літального апарату з**  
**урахуванням абляції**

## **Вступ**

Розробка та створення надзвукових літальних апаратів (ЛА) є актуальною задачею, особливо у галузі створення малогабаритної безпілотної техніки. Під час польоту такого типу ЛА зі швидкістю більше 2,5 М конструкція піддається інтенсивному аеродинамічному нагріву, що може призводити, як до погіршення механічних характеристик конструкційних матеріалів, так і до повної втрати їх працездатності [1, 2]. Також, слід зазначити, що перегрів конструкції призводить до втрати працездатності бортових систем ЛА [2]. Для вирішення проблеми нагріву існує ряд засобів захисту конструкції, а саме: заміна конструкційних матеріалів на більш теплостійкі; застосування вдуву газів у примежовий шар та використання теплозахисних покриттів (ТЗП) для захисту конструкції та систем ЛА [3, 4]. Одним із найвигідніших варіантів, з точки зору мінімального приросту маси ЛА, є використання зовнішніх абляційних теплозахисних покриттів. Абляційні теплозахисні покриття – це такий вид покриттів, які під час взаємодії із гарячим повітряним потоком починають плавитись, сублімувати, розкладатись, у результаті чого основна частина теплоти, що підводиться від газу до поверхні обшивки, витрачається на фазові та хімічні перетворення [5].

## **Постановка задачі**

Метою даної роботи є узагальнення результатів відомих досліджень [2, 6] та формування на їх основі спрощеної методики розрахунку нагріву обшивки ЛА із урахуванням абляції, верифікація методики за експериментальними даними [7].

## **Алгоритм розрахунку аеродинамічного нагріву**

На основі узагальнення відомих досліджень пропонується реалізувати алгоритм за 5 основних етапів, характерних для теплообмінних процесів між навколишнім середовищем та поверхнею ЛА із зовнішнім ТЗП (рис. 1). Для більшої точності розрахунку пропонується для першого етапу (рис. 1) за основу взяти методику, наведену у роботі [6], оскільки наявний математичний апарат дозволяє більш точно визначати параметри потоку, особливо коефіцієнти конвекції  $\alpha(t)$ , які грають основну роль під час розрахунку аеродинамічного нагріву елементів конструкції ЛА. Для інших етапів пропонується взяти методику, наведену у роботі [2], що дозволяє

розрахувати нагрів конструкції ЛА по товщині із задовільною точністю та достатньо великим кроком по часу. Рівняння із приведених джерел пропонується використовувати за уточненнями, представленими нижче.

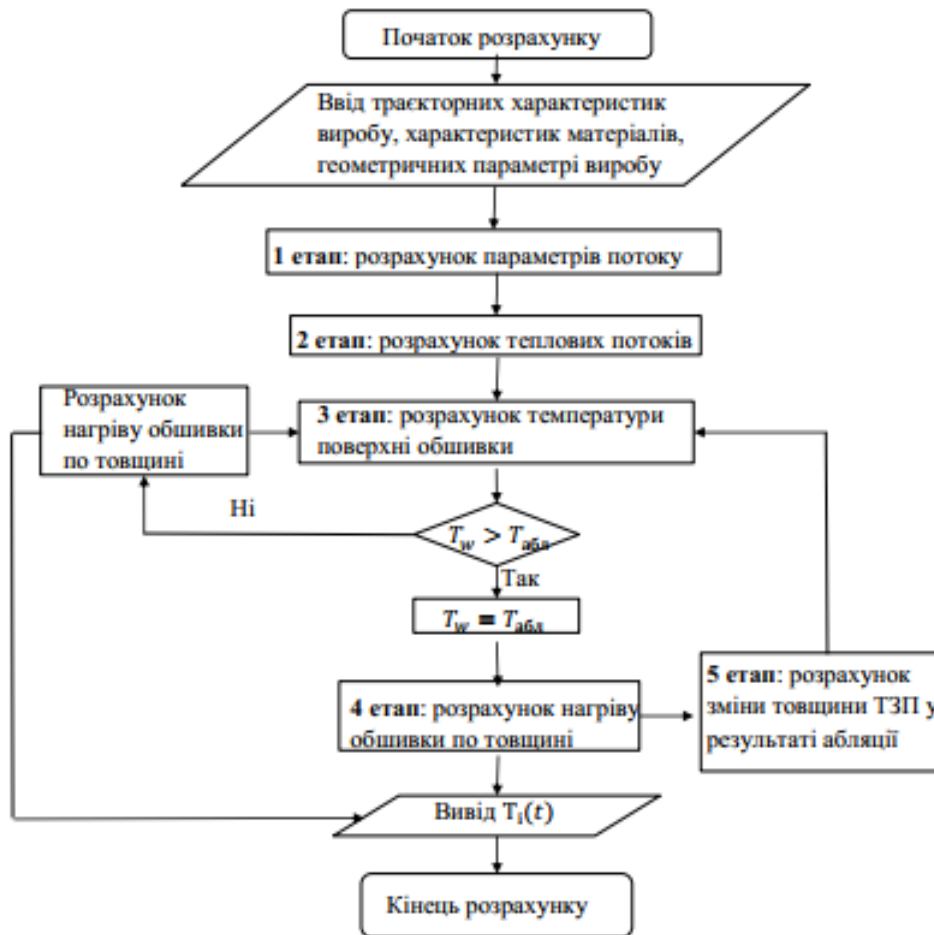


Рис. 1. Блок-схема алгоритму розрахунку

Для відтворення більш точної картини польоту пропонується у рівняння параметру подібності для конічних потоків додати кут атаки (1), а у рівняння для визначення локального числа  $M$  за результатами аналізу табличних даних із [6] до рівняння додано поправочний коефіцієнт 1,014 (2).

$$\xi = (v_k + \alpha_0)M_i, \quad (1)$$

де  $v_k$  – кут конуса,  $\alpha_0$  – кут атаки виробу,

$M_i$  – число Маха на заданий момент часу.  $M$

$$M_{\delta i} = \sqrt{1,014 \cdot \left( 5 \cdot \left( \frac{T_\infty}{T_\delta} \right) \cdot (1 + 0,2 \cdot M_\infty^2) - 1 \right)}, \quad (2)$$

де  $M_\infty$  – число  $M$  незбуреного потоку,

$T_\infty$  – температура незбуреного потоку [K],

$T_\delta$  – температура потоку у розрахунковій точці [K],

$M_i$  – число Маха у заданий момент часу.

У разі аеродинамічного нагріву граничною умовою на поверхні ЛА являється рівняння балансу теплових потоків (3).

$$q_{\Sigma} = q_{\alpha} + q_{\text{л}}, \quad (3)$$

де  $q_{\alpha}$  – конвективний тепловий потік  $\left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right]$ ;

$q_{\text{л}}$  – променевий тепловий потік  $\left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right]$ .

Схему нагріву обшивки із зовнішнім ТЗП зображено на рис. 2.

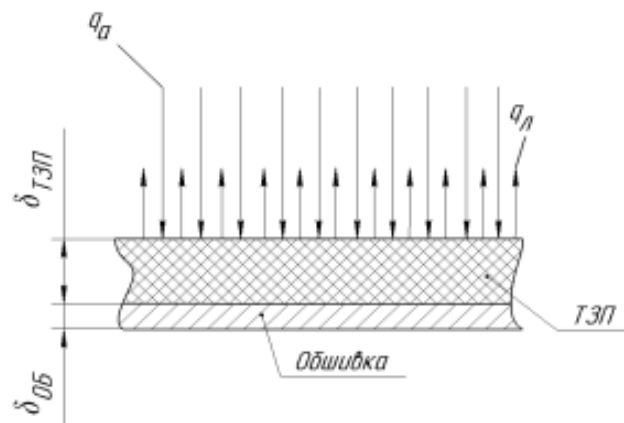


Рис. 2. Схема нагріву обшивки із зовнішнім ТЗП

Для частин ЛА на певній відстані від носка можна скористатися формулою (5).

$$q_{\Sigma} = k \cdot \frac{\alpha}{c_p} \cdot (i_r - i_w) - \varepsilon_w \cdot \sigma \cdot T_w, \quad \left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right] \quad (5)$$

де  $i_r$  та  $i_w$  – ентальпія повітря за температури примежового шару та початковій температурі поверхні ТЗП  $\left[ \frac{\text{кДж}}{\text{кг}} \right]$ ;

$c_p$  – питома теплоємність повітря  $\left[ \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot ^\circ\text{C}} \right]$ ;

$k = 1,15$  – статистичний коефіцієнт, введений після верифікації із експериментальними даними із [7, 8].

Вважається, що температура поверхні ТЗП із достатньою точністю співпадає з миттєвою рівноважною температурою  $T_p(t)$ , що дає можливість розрахувати нагрів поверхні зовнішнього ТЗП за наступною формулою:

Вважається, що температура поверхні ТЗП із достатньою точністю співпадає з миттєвою рівноважною температурою  $T_p(t)$ , що дає можливість розрахувати нагрів поверхні зовнішнього ТЗП за наступною формулою:

$$T_{\text{ТЗП}}(t) = T_p(t) = \frac{\frac{\alpha(t)}{\varepsilon + \sigma} + T_r(t) + 3T_r^4(t)}{4 + T_r^3(t) + \frac{\alpha(t)}{\varepsilon + \sigma}}, \quad [\text{K}] \quad (6)$$

де  $\alpha(t)$  – коефіцієнт конвекції  $\left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}} \right]$ ;

$\varepsilon$  – коефіцієнт випромінювання;

$\sigma$  – постійна Стефана - Больцмана  $\left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}} \right]$ .

У разі досягнення температури абляції  $T_w = T_{\text{абл}}$ .

Схему нагріву обшивки із зовнішнім ТЗП по товщині приведено на рис. 3.

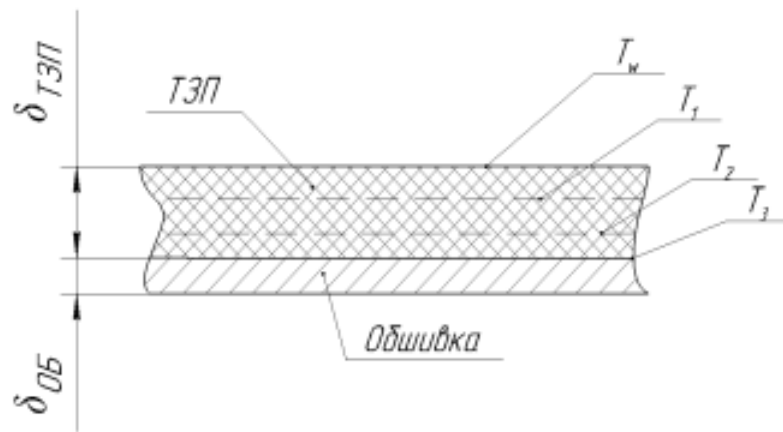


Рис. 3. Схема розрахунку нагріву обшивки ракети із зовнішнім ТЗП

Нагрів конструкції (ТЗП та обшивка) можна визначити методом граничних теплоємностей із системи рівнянь (7, 8), які є спрощеним варіантом запису рівнянь за методикою [2].

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta T_1 = \frac{\left( \frac{1}{r_w} (T_{w(i-1)} - T_{1(i-1)}) - \frac{1}{r_{12}} (T_{1(i-1)} - T_{2(i-1)}) \right) \cdot \Delta t}{\rho_{\text{теп}} c_{\text{теп}} \delta_{\text{теп}}}; \\ \Delta T_2 = \frac{\left( \frac{1}{r_{12}} (T_{1(i-1)} - T_{2(i-1)}) - \frac{1}{r_{23}} (T_{2(i-1)} - T_{3(i-1)}) \right) \cdot \Delta t}{\rho_{\text{об}} c_{\text{об}} \delta_{\text{об}}}; \\ \Delta T_3 = \frac{\frac{1}{r_3} (T_{2(i-1)} - T_{3(i-1)}) \cdot \Delta t}{\rho_{\text{об}} c_{\text{об}} \delta_{\text{об}}}. \end{array} \right. \quad (7)$$

де  $r_{w1} = \frac{1}{\alpha(t)} + \frac{\delta_1}{2\lambda_1} \cdot r_{ik}$ ;  $r_{ik} = \frac{\delta_i}{2\lambda_1} + \frac{\delta_k}{2\lambda_k}$  – термічний опір  $\left[ \frac{\text{м}^2 \cdot \text{К}}{\text{Вт}} \right]$ ;

$\delta$  – товщина розрахункового шару [м];

$\lambda$  – коефіцієнт теплопровідності матеріалів ТЗП та обшивки  $\left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot ^\circ\text{C}} \right]$ .

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{1i} = \Delta T_{1i} - T_{1i-1}; \\ T_{2i} = \Delta T_{2i} - T_{2i-1}; \\ T_{3i} = \Delta T_{3i} - T_{3i-1}. \end{array} \right. \quad (8)$$

У разі розрахунку нагріву конструкції (рис. 3) слід прийняти до уваги наступні аспекти:

- силову металічну обшивку із достатньою точністю можна прийняти за один шар [2];
- крок по часу слід брати  $\Delta t \leq 0,5$  с;
- у першому наближенні ТЗП можна прийняти за один розрахунковий шар, проте для більшої точності необхідно не менше 3 – 5 шарів [2].

Із достатньою точністю можна скористатись наближеним підходом та розглядати лише кінцевий тепловий ефект реакцій розкладу та фазових перетворень матеріалу, характеризуючи його питомою теплотою абляції

$H_{\text{еф}} \left[ \frac{\text{кДж}}{\text{кг}} \right]$ , віднесеної до 1 кг аблюючого матеріалу та температурою абляції  $T_{\text{абл}}$ , із моменту початку абляції поверхня ТЗП починає руйнуватися за лінійною швидкістю [2], що дорівнює:

$$u = \frac{q_0}{\rho_{\text{п}} \cdot H_{\text{еф}}} \left[ \frac{\text{м}}{\text{с}} \right], \quad (9)$$

де  $q_0$  – тепловий потік  $\left[ \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \right]$ ;

$\rho_{\text{п}}$  – густина ТЗП  $\left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \right]$ .

Товщина ТЗП буде змінюватись за законом:

$$\delta_i = \delta_{i-1} - \delta_{\text{уні}}, \quad [\text{м}] \quad (10)$$

де  $\delta_{\text{уні}} = u_i \cdot \Delta t_i$  [м] – товщина унесеного шару ТЗП.

Механізм абляції зображено на рис. 4:

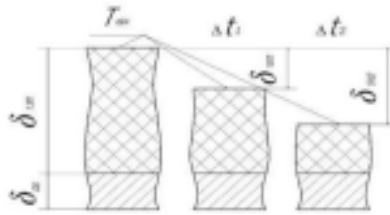


Рис. 4. Механізм абляції

Таким чином приведено всі залежності, що необхідні для розрахунку температури обшивки із урахуванням процесу абляції.

### Результати верифікації

Для перевірки коректності розробленого алгоритму для розрахунку нагріву літальних апаратів із урахуванням абляції було проведено його верифікацію шляхом порівняння розрахункових та експериментальних даних для виробу, дані якого приведені у [7]. Геометричні характеристики головної частини виробу, положення датчиків виносу та термопар, відомості про матеріали та товщини зображено на рис. 5. Траєкторні характеристики якого зображено на рис. 6. Теплофізичні характеристики матеріалів наведені у табл. 1.

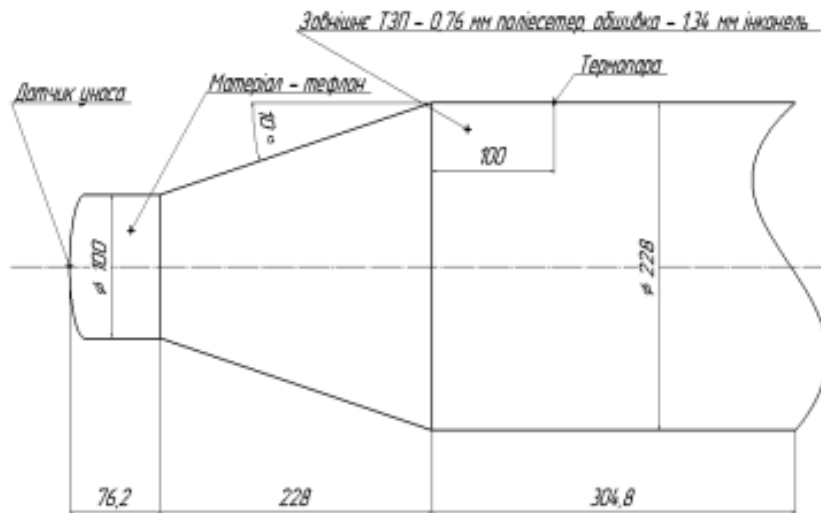


Рис. 5. Вихідні дані до розрахунку

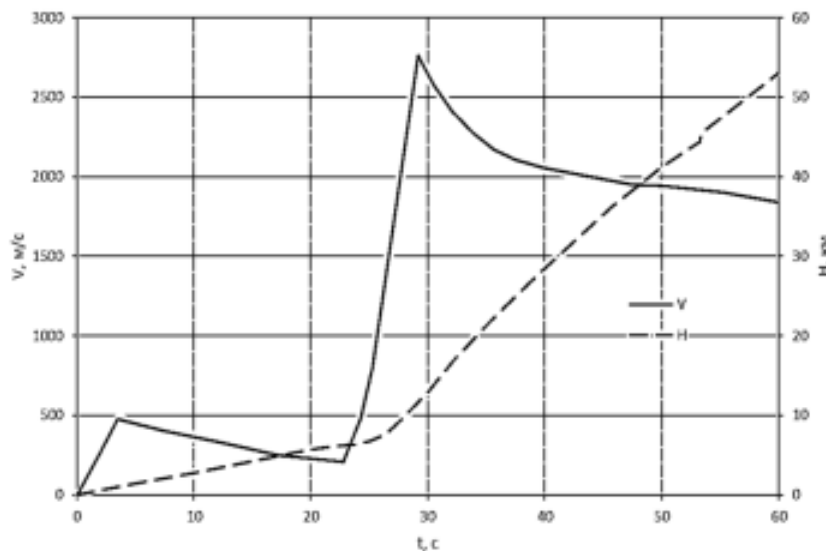


Рис. 6. Траєкторні характеристики виробу

Таблиця 1.

Теплофізичні характеристики матеріалів

Матеріал	Інконель	Поліестер
Густина, $\text{кг/м}^3$	8100	1380
Теплоємність, $\text{Дж/кг}^\circ\text{C}$	435	1270
Теплопровідність, $\text{Вт/м}^\circ\text{C}$	11,4	0,05
Температура абляції, $^\circ\text{C}$	–	900

Порівняння товщини виносу обшивки зображено на рис. 7, порівняння значень температур зображено на рис. 8.

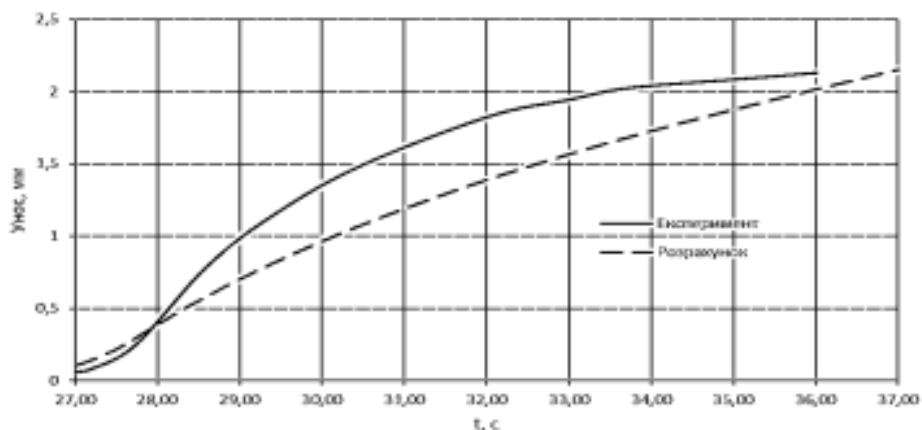


Рис. 7. Порівняння товщини винесеного шару обшивки

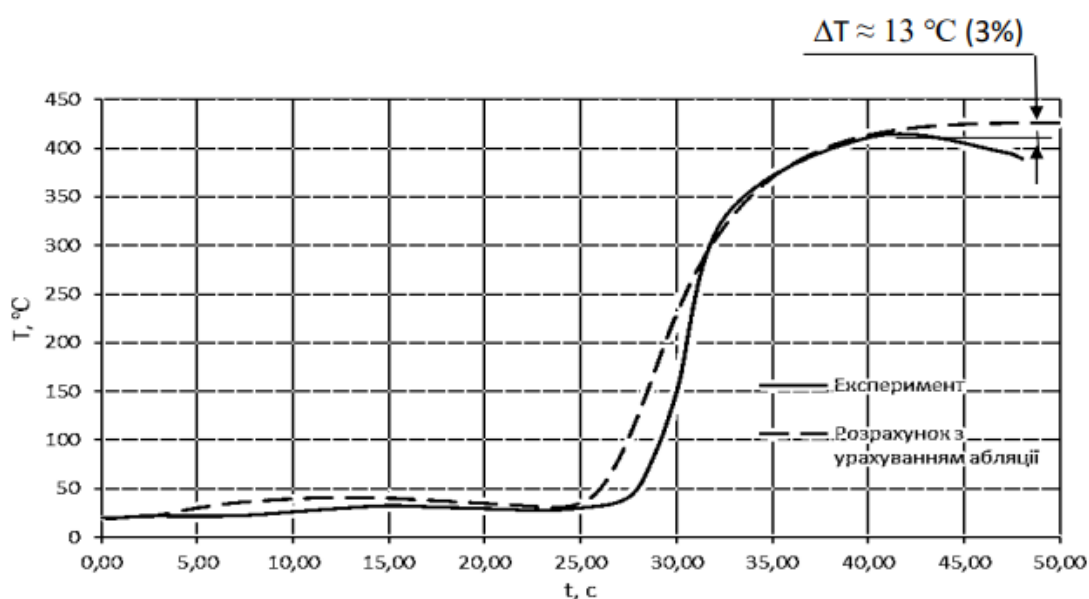


Рис. 8. Порівняння значень температур нагріву обшивки

Із наведених вище даних видно, що графіки мають подібний характер та даний алгоритм забезпечує задовільну точність розрахунків ( $\Delta \leq 15\%$ ).

## Висновки

Сформовано спрощену методику розрахунку нагріву конструкції ЛА із урахуванням абляції, проведено її верифікацію та введено поправочні коефіцієнти для підвищення точності розрахунку. Областю використання даної методики є оцінка ступені аеродинамічного нагріву для багатьох варіантів конструкції ЛА на ранніх етапах проектування.

## Список використаної літератури



1. Ресурс доступу: <https://testpilot.ru/review/term.htm>.
2. Тепловое проектирование беспилотных атмосферных летательных аппаратов: Учебное пособие / Б.М. Авхимович ; М – во образования Рос.Федерации. Моск. Авиаци. Ин-т (гос. Техн. Ун-т). – М.: Изд – во МАИ, 2002 -103.
3. Ресурс доступу: <http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/znan/1982/7/7-salahutdinov.html>.
4. Ресурс доступу: <https://www.buran.ru/htm/tersaf4.htm>.
5. Ресурс доступу: <https://9219603113.com/abliruyushchie-pokrytiya/>.
6. Аэродинамический и лучистый нагрев в полете / И. И. Дракин – Москва: Оборонгиз, 1961 г. – 97с.
7. Heat – Transfer rates and ablation on a blunted cylinder – flare configuration in free flight up to a Mach Number of 8.98 / Clyde W. Winters – Washington: National Aeronautics And Space Administration, August 1964. – 30 p.
8. A free – flight investigation of ablation of blunt body to a Mach Number of 13.1 / Clyde W. Winters, William G. Witte, Bernard Rashis, Russell N. Hopko– Washington: National Aeronautics And Space Administration, December 1962. – 23 p.