

## СИСТЕМА ТЕПЛООВОГО ЗАХИСТУ КОСМІЧНИХ КОРАБЛІВ

*НТУ «Дніпровська політехніка»*

**Арланов Владлен Володимирович**

**Науковий керівник: ст.викл. Науменко Олена Геннадіївна**

**Система теплового захисту космічних шатлів (СТЗ)** (*Space Shuttle thermal protection system, TPS*) — це система термального захисту під час входу в атмосферу, що захищає орбітальний апарат під час високих температур ( $1650^{\circ}\text{C}$ ) при вході в атмосферу. Іншою метою є захист від спеки і холоду в космосі на орбіті [1].

### **Обґрунтування необхідності застосування СТЗ**

Алюмінієва структура орбітального апарату не витримує температур понад  $175^{\circ}\text{C}$  без руйнування конструкції. Аеродинамічне нагрівання під час входу в атмосферу спричиняє набагато вищі температури, тому потрібен ефективний ізолятор.

Нагрівання при вході в атмосферу відрізняється від нормального атмосферного нагрівання, пов'язаного із реактивними літаками, і це визначає дизайн СТЗ і її характеристики [2]. Оболонка високошвидкісного реактивного літака також може нагрітись, але це спричиняється атмосферним тертям. Орбітальний апарат входить в атмосферу як затуплене тіло із великим ( $40$  градусів) кутом атаки, і його широка нижня поверхня стикається із напрямком польоту. Понад  $80\%$  досвіду нагрівання орбітального апарату під час входу в атмосферу спричиняється компресією повітря попереду гіперзвукового літального апарату, відповідно до базових відношень між тиском і температурою. Гаряча ударна хвиля створюється попереду засобу пересування, який відхиляє більшу частину тепла і захищає поверхню апарату від прямого контакту з максимальною температурою.

Деякі високотемпературні сплави металів можуть протистояти нагріванню при вході в атмосферу; вони просто нагріваються і випромінюють назад поглинене тепло. Ця техніка має назву «теповідвідний» термічний захист. Проте кількість високотемпературного металу, що була потрібна для захисту великого апарату як космічного корабля, була б дуже важкою і потягла б за собою негайні збитки представлення апарату. Подібно, абляційні СТЗ були б важкими і, можливо, впливали б на аеродинамічність апарату під час згорання при вході в атмосферу, і потребували б значного обслуговування для повторного використання. (Плити СТЗ, що не були початково призначені на прийняття ударів сміття при запуску, в практиці також потребували детального огляду і ремонту після кожної посадки через пошкодження, що незмінно виникали при підйомі [2].)

### **Опис складу СТЗ**

СТЗ є системою різних типів захисту, не лише силікатних плит. Є дві базові категорії: плитові СТЗ і неплитові СТЗ. Основний критерій вибору використовує найлегший за вагою захист, який може протистояти нагріванню в

даній зоні. В деяких випадках важчий тип використовується для додаткової ударостійкості — якщо потрібно.

Основна частина шатлу покрита LI-900 силікатними плитами, зробленими із дуже чистого кварцового піску. Ізоляція запобігає поширенню тепла до алюмінієвої оболонки орбітального апарату, що знаходить під низом, та конструкцій. Ці плити настільки чисті провідники тепла, що плиту можна тримати за краї, поки вона ще гаряча до червоного. Є близько 24,300 унікальних плит, кожна окремо встановлена на шатл, через що орбітальний апарат жартома назвали «летючим цегельним заводом». Дослідники Міннесотського університету та Університету штату Пенсильванія продемонстрували атомістичне моделювання, щоб отримати точний опис взаємодій між атомними і молекулярними киснем і силікатними поверхнями, щоб розвинути кращі високотемпературні окислювально-захисні системи для передніх кромek на гіперзвукових літальних апаратах.

Плити не закріплювались механічно на засіб пересування, а приклеювались. Оскільки ламкі плити не могли згинатись із нижнім шаром оболонки, вони були приклеєні силіконовим адгезивом до повстяної підкладки-термокомпенсатора Номекса (*Strain Isolation Pads, SIPs*), яка була, у свою чергу, приклеєна до оболонки шатла (ізоляція плити від структурних прогинів та розширень орбітального апарату).

СТЗ покриває майже усю поверхню орбітального апарату і складається із семи різних матеріалів у різних місцях, що базуються на кількості необхідного теплового захисту:

- Армований вуглець-вуглець (*Reinforced carbon-carbon, RCC*), або вуглецеві волокна армованого вуглецю, використовуються в носовій частині, в області між носовим ковпаком і біля носової стойки шасі, на передніх краях крил. Використання зумовлено температурами входу, що перевищують 1260°C.
- Високотемпературне захисне покриття багаторазового використання (*High-temperature reusable surface insulation, HRSI*) — плити, що використовуються у нижній частині орбітального апарату. Виробляються із облицьованої кварцової кераміки LI-900. Використання зумовлене температурами входу, нижчими за 1260°C.
- Волокнисте тугоплавке теплозахисне покриття (*Fibrous refractory composite insulation, FRCI*) — плити, що використовуються для надання покращеної міцності, довговічності, стійкості до розтріскування покриття і зменшення ваги. Деякі плити HRCI замінюються плитами цього типу.
- Гнучкий ізоляційний захисний шар (*Flexible Insulation Blankets, FIB*) — стьогана, схожа на покривало, гнучка ізоляція поверхні. Використовується у місцях, де температура входу не перевищує 649°C. Початково був пристосований для скорочення витрат на утримання, а не для теплових, або вагових причин.
- Низькотемпературне (холодостійке) ізоляційне покриття багаторазового використання (*Low-temperature Reusable Surface Insulation, LRSI*) — плити, що раніше використовувались у верхній частині фюзеляжу, але були в основному замінені FIB. Використовуються при температурних режимах, схожих із FIB.

- Загартована цілісна волокниста ізоляція (*Toughened unipiece fibrous insulation, TUF1*) — міцніші, жорсткіші плити, що увійшли в обіг у 1996 році. Використовуються в областях як високої, так і низької температури.
- Повстяне ізоляційне покриття багаторазового використання. Біле повстяне покриття Номекса знаходиться на верхньому люці відсіку корисного навантаження, ділянками на середній частині фіюзеляжу, на поверхні надкрилок і на гондолі системи орбітального маневрування. Використовується у випадку, якщо температури не піднімаються вище 371°C.

СТЗ космічного шатлу має три ключові характеристики, що відрізняють її від СТЗ, що використовувалась на попередніх космічних кораблях:

- Багаторазовість. Попередні космічні кораблі зазвичай використовували абляційний тепловий щит, що згоряв під час входу в атмосферу і, таким чином, не міг бути використаний ще раз. Цей тип ізоляції був міцним та надійним, і одноразовість використання була підходящою для одноразового засобу пересування, на противагу багаторазовим шатлам, що вимагають багаторазової системи теплового захисту.
- Легкість. Попередні абляційні теплові щити були дуже важкими. Наприклад, абляційних тепловий щит на командному відсіку Аполона становив майже 1/3 всієї ваги засобу пересування. Крилаті шатли мають набагато більшу площу поверхні, ніж перші космічні кораблі, таким чином легкість СТЗ має вирішальне значення.
- Крихкість. Єдина відома технологія в ранніх 1970-х роках із потрібними тепловими і ваговими характеристиками була, крім того, і дуже крихкою через малу густину, так що плиту СТЗ можна було легко розламати руками.

### **Висновки**

Кожен тип СТЗ має свій питомий тепловий захист, ударостійкість і вагові характеристики, що визначають положення й кількість використовуваного матеріалу.

Нагрівання при вході в атмосферу є в основному результатом конвенції між ударною хвилею і оболонкою апарату через плазму, що має дуже високу температуру. Ключ до багаторазових щитів проти такого типу нагрівання є матеріали із малою густиною.

### **Перелік посилань**

1. Jenkins, Dennis R. (2007). *Space Shuttle: The History of the National Space Transportation System*. Voyageur Press. с. 524 pages. ISBN 0-9633974-5-1
2. Day, Dwayne A. Shuttle Thermal Protection System (TPS). U.S. Centennial of Flight Commission. Архів оригіналу за 26 серпня 2006.
3. Anant D. Kulkarni, Donald G. Truhlar, Sriram Goverapet Srinivasan, Adri C. T. van Duin, Paul Norman, and Thomas E. Schwartzenruber (2013). Oxygen Interactions with Silica Surfaces: Coupled Cluster and Density Functional Investigation and the Development of a New ReaxFF Potential. *J. Phys. Chem.* с. 117-258. doi:10.1021/jp3086649