

ТЕХНІЧНІ НАУКИ

Булавка С.С.

аспірант,

*Машинобудівний навчально-науковий інститут
Національного університету кораблебудування
імені адмірала Макарова*

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТУВАННЯ ВІДПОВІДНО РЕЖИМАМ РОБОТИ РАКЕТИ-НОСІЯ

Побудова узагальненої моделі систем термостатування об'єктів ракети-носія (РН) є комплексною задачею, за основу якої береться визначення внутрішніх та зовнішніх джерел температурного впливу, що надалі характеризуються на рівні математичних функцій [1-5]. Моделювання джерел температурного впливу, у свою чергу, включає у себе представлення елементів теплоізоляції відповідно до розташування джерел температурного впливу, а отже складові РН, що підлягають аналізу, мають бути поділені на ті, що можуть виступати як джерела температурного впливу, та ті, що виконують функцію теплоізоляції (рис. 1).

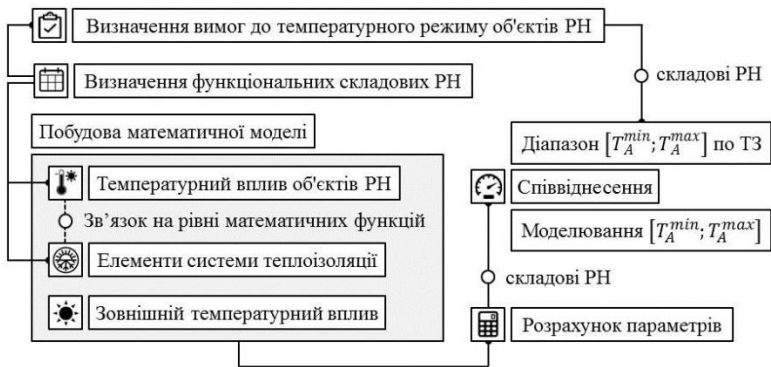


Рис. 1. Базова схема визначення температурного впливу для складових РН

Запропонована схема вказує на необхідність побудови класифікації складових системи термостатування відповідно об'єктів РН, яку представлено у табл. 1.

Таблиця 1

**Базова схема визначення джерел температурного впливу
та термоізоляції РН**

Об'єкт РН	Джерело темп. впливу	Термоізоляція
Двигунні відсіки	Системи двигунів	Термоізоляція двигунів
Паливні відсіки	Баки рідкого кисню Баки рідкого водню	Теплоізоляція стінок Продувка гелієм Суміжне днище-перегородка
Підобгичний простір РН	Контрольні прилади РН Члени екіпажу Корисне навантаження	Головний обтічник: – неметалеві заповнювачі – обшивка з високим тепловим опором

У зв'язку з тим, що систем термостатування РН мають працювати у широкому діапазоні температурних режимів [4; 5], у рамках математичної моделі необхідно виділити температурні режими для яких математичний апарат має бути обраним індивідуально. У першу чергу це температурний режим РН, що відповідає етапу транспортуванні РН з монтажно-випробувального комплексу (МВК) на стартову позицію за умов підключення системи транспортного термостатування (аналогічно: зі startової позиції на МВК). Далі моделюється температурний режим РН, що відповідає проміжку часу між відключенням системи транспортного термостатування до моменту відведення транспортно-інсталяційного агрегату (ТІА). Наступним етапом є моделювання температурного режиму РН, що відповідає проміжку часу між відключенням системи термостатування низького тиску до моменту старту РН. Вказані температурні режими є відносно простими для моделювання та технічної реалізації, тому що найбільш значне нагрівання корпусу РН відбувається під час її руху в щільних шарах атмосфери з великою швидкістю. На наступних етапах має місце взаємодія поверхні ракети і молекул повітря, які, відповідно, гальмуються поблизу її корпусу, при гальмуванні молекул відбувається перехід їх кінетичної енергії відносного руху у теплову енергію. Таким чином, далі має бути проаналізовано температурний режим, що відповідає руху РН у щільних шарах атмосфери з великою швидкістю. При цьому слід поділяти етап дозвуковою руху РН з дозвуковою

швидкістю та етап руху РН з надзвуковою швидкістю. Нарешті модель має включати у себе аналіз температурного режиму РН, що відповідає руху РН у верхніх шарах атмосфери, температурного режиму РН, що відповідає виходу РН з верхніх шарів атмосфери та температурного режиму РН, що відповідає поверненню РН або КА на Землю крізь щільні шари атмосфери.

Особливість польоту РН з надзвуковою швидкістю полягає у тому, що гальмування молекул повітря при цьому відбувається в ударній хвилі, що виникає перед головним аеродинамічним обтічником і лише наступним етапом молекули повітря втрачають у примежовому шарі ракети [4; 5]. При гальмуванні зростає теплова енергія молекул повітря, отже температура газу поблизу поверхні значною мірою збільшується. Максимальна температура повітря T_{BL}^{max} у примежовому шарі РН (boundary layer) розраховується на основі формул для розрахунку температури гальмування T_B (braking temperature), у яку входять такі компоненти як температура атмосферного повітря T_{AA} , питома теплоємність атмосферного повітря при постійному тиску c_{AA} і швидкість польоту РН v_{CR} :

$$T_{BL}^{max} \approx T_{AA} + \frac{v_{CR}^2}{2 \cdot c_{AA}}, \quad (1)$$

Слід також зазначити, що на етапі польоту в атмосфері Землі зі швидкістю нижче першої космічної швидкості v_{CR}^{OV} (orbital velocity) вплив конвективного нагріву РН перевищує вплив радіаційного нагріву, у той час як при досягненні другої космічної швидкості вплив радіаційного нагріву v_{CR}^{PV} (parabolic velocity) наближується до конвективного [4; 5]. Відповідно при швидкості польоту РН або КА, що відповідає поверненню на Землю, основний внесок вносить радіаційний нагрів. Математичний апарат на базі якого моделюється даний етап експлуатації РН має враховувати питомий радіаційний тепловий потік та параметри корпусу ракети відповідно до коефіцієнту випромінювання абсолютно чорного тіла. Характерно, що для захисту КА від високотемпературного впливу на цьому етапі також мають бути використані спеціальні системами теплозахисту. У свою чергу, за умов польоту у верхніх шарах атмосфери обтікання РН є вільно молекулярним, відповідно, довжина вільного пробігу молекул атмосферного повітря у рамках моделі має відповідати лінійним розмірам РН.

Розроблена методологічна база вказує на важливість аналізу функціональних складових РН та особливостей температурних режимів характерних для функціонування РН при побудові математичної моделі термостатування об'єктів ракетно-космічної техніки.

Список використаних джерел:

1. Sundén, B., & Fu, J. (2017). Aerodynamic Heating. *Heat Transfer in Aerospace Applications*, 27–44. doi: 10.1016/b978-0-12-809760-1.00003-x.
2. Diachenko, M. I., & Temnov, A. N. (2015). The Investigation Of The Stability Of The Propellant Intake In Carrier Rocket With Monopropellant Rocket Engine. *Journal of Dynamics and Vibroacoustics*, 2(2), 28–34. doi: 10.18287/2409-4579-2015-2-2-28-34.
3. Bigun, S. A., & Khorolsky, M. S. (2019). Peculiarities of Development Testing of Space Rocket Thermostating System Mating Points Hoses. *Kosmičeskaâ Tehnika. Raketnoe Vooruženie, 2019(1)*, 76–81. doi: 10.33136/stma 2019.01.076.
4. Brown, A. (2004). The Effects of Atmospheric Boundary Layer Turbulence upon Transport Category Aeroplane Drag. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. doi: 10.2514/6.2004-4941.
5. Patil, M. (2006). Aerodynamic drag coefficient and roughness length for three seasons over a tropical western Indian station. *Atmospheric Research*, 80(4), 280–293. doi: 10.1016/j.atmosres.2005.10.005.

Вишемірський Р.А., Плетінь Г.Ю., Шраменко О.С.

магістри,

Київський національний університет технологій та дизайну

МЕТОД ОЦІНКИ ЕФЕКТИВНОСТІ АДМІНІСТРУВАННЯ МЕРЕЖ

Мета дослідження полягає в моделюванні та алгоритмі оцінки ефективності системи адміністрування комп'ютерних мереж.

СА – системи адміністрування.

Одним з головних факторів, що впливають на результативність і якість роботи по оцінці ефективності СА, є повнота і достовірність вихідних даних. Від цього залежить, на якій стадії життєвого циклу системи проводиться оцінка ефективності.

Розроблена методика оцінки ефективності СА являє собою сукупність логічно і функціонально пов'язаних операцій, виконання яких призводить до визначення значень показників цільової та економічної ефективності процесів функціонування СА. В її основу покладено концептуальні передумови і аспекти. Перелік операцій, що складають методику, досить великий, починаючи з аналізу структури, параметрів і характеристик досліджуваної системи і закінчуючи розробкою рекомендації по її завершенню яка здійснюється на основі аналізу