



Перелік посилань

1. Кізіленко, В. В. Використання двофазних контурів теплоперенесення для вирішення задач охолодження потужної електроніки та дата-центрів [Текст] / В. В. Кізіленко, Г. О. Горбенко // Сучасні проблеми двигунобудування, енергетики та інтелектуальної механіки. – 2024. – С 89-90.
2. Universal Direct-to-Chip Cold Plates for Single-and Two-Phase Cooling [Text] / Wang, Qingyang, et al // OCP Global Summit. - 2024
3. Keepaiboon, C. Two-Phase flow patterns and heat transfer characteristics of R134a refrigerant during flow boiling in a single rectangular micro-channel [Text] / C. Keepaiboon, S. Wongwises // Experimental Thermal and Fluid Science. - 2015. - Vol. 66. - P. 36-45. doi: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2015.02.004>
4. Experimental study on flow boiling of refrigerant R1233zd(E) in microchannels: Heat transfer [Text] / C. You, D. Liu, Y. Hua et al. // Applied Thermal Engineering. - 2021. - Vol. 182. – P. 116083. doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2020.116083>
5. Pool boiling heat transfer on a plain tube in saturated R-134a and R-410A [Text] / A. K. Dewangan, S. K. Sajjan, A. Kumar, R. Kumar// Heat and Mass Transfer. - 2020. - Vol. 56. – P. 1179–1188. doi: [10.1007/s00231-019-02779-8](https://doi.org/10.1007/s00231-019-02779-8)
6. Experimental comparison of HFO-1234ze(E) and R-515B to replace HFC-134a in heat pump water heaters and moderately high temperature heat pumps» [Text] / A. Mota-Babiloni, C. Mateu-Royo, J. Navarro-Esbrí, Á. Barragán-Cervera // Applied Thermal Engineering. – 2021. – Vol. 196. – P. 117256 doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2021.117256>

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛОГІДРАВЛІЧНИХ ПРОЦЕСІВ У КОНТУРНИХ ТЕПЛОВИХ ТРУБАХ АВІАЦІЙНИХ ДВИГУНІВ

І. М. Гусак

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Контурні теплові труби (КТТ, або loop heat pipes — LHP) є одними з найбільш перспективних пасивних систем відведення тепла, що активно досліджуються для застосування в авіаційній та космічній техніці. Їхня конструкція дозволяє забезпечити ефективний перенос теплоти на значні відстані без використання зовнішніх джерел енергії, що є критично важливим для високонавантажених зон авіаційних двигунів, бортової електроніки та енергетичних блоків. Завдяки здатності до автономної роботи, високій ефективності теплопередачі, компактності та нечутливості до зміни орієнтації в гравітаційному полі, КТТ набули широкого розповсюдження в сучасних теплових системах літальних апаратів [1, 4, 5].

Незважаючи на численні експериментальні і теоретичні дослідження, сучасні моделі КТТ мають низку обмежень. Зокрема, більшість з них базуються на припущеннях про усталені режими роботи, нехтуючи складними теплогидравлічними процесами, що виникають під час запуску, переходу між режимами або при дії змінного теплового навантаження [2, 3, 6]. Значною проблемою також залишається адекватне описання фазових переходів у пористому середовищі випаровувача, впливу температурної неоднорідності, наявності неконденсованих



газів [3, 7], а також динаміки температурних коливань у компенсаційній камері. Окремим викликом є моделювання поведінки КТТ в умовах реального авіаційного середовища, де значний вплив мають вібрації, зміни тиску, прискорення та зовнішні теплові збурення [7].

Метою цієї роботи є аналіз сучасного стану математичного моделювання теплогідравлічних процесів у КТТ з подальшою розробкою нової узагальненої числової моделі, яка дозволить відтворювати перехідні, нестационарні та граничні режими роботи КТТ у складі авіаційних двигунів. Запропонована модель базуватиметься на поєднанні енергетичного балансу, рівнянь масообміну та гідродинаміки з використанням методів обчислювальної гідродинаміки (CFD), адаптованих до двофазних середовищ з капілярним ефектом [3, 6]. Передбачено врахування просторового розподілу температур, теплопровідності матеріалів, динаміки зміни тиску в компенсаційній камері, а також розробку модулів для опису впливу зовнішніх чинників [2, 3].

Очікується, що результати дослідження сприятимуть удосконаленню підходів до розрахунку та проектування КТТ для авіаційної техніки, зменшенню ймовірності температурних перевантажень, стабілізації теплового стану та підвищенню ресурсу елементів авіаційних двигунів. Таким чином, робота має не лише теоретичне, а й практичне значення для забезпечення надійності та ефективності тепловідведення в сучасних авіаційних газотурбінних двигунах.

Перелік посилань

- 1 Ku, J. Operating Characteristics of Loop Heat Pipes [Text] / J. Ku // NASA Goddard Space Flight Center. 29th International Conference on Environmental System, July 12-15, Denver, Colorado. – 1999. – 16 p.
- 2 Ku, J. Loop Heat Pipe Transient Behavior Using Heat Source Temperature for Set Point Control with Thermoelectric Converter on Reservoir [Text] / J. Ku, K. Paiva, M. Mantelli // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2011. – 13 p.
- 3 Zhao, Y. Modeling, Design, and Optimization of Loop Heat Pipes [Text] / Y. Zhao, M. Wei, D. Dan // Energies. – 2024. – Vol. 17(16). – P. 3971. doi: <https://doi.org/10.3390/en17163971>
- 4 Ku, J. Introduction to Loop Heat Pipes [Text] / J. Ku // NASA Thermal and Fluids Analysis Workshop. - 2015. – 86 p.
- 5 Loop Heat Pipe for Cooling of High-Power Electronic Components [Text] / Vasiliev, L. et al. // Int. J. Heat Mass Transfer. – 2009. – Vol. 52(1–2). – P. 301–308.
- 6 Ku, J. Multi-Evaporator Miniature Loop Heat Pipe for Small Spacecraft Thermal Control – Part 2 [Text] / J. Ku, L. Ottenstein, D. Douglas // NASA GSFC. – 2011. – 13 p.
- 7 Aircraft Thermal Management: Practices, Technologies, Architectures. [Text] / Albert Stevan Johan van Heerden et al. // Progress in Aerospace Sciences. – 2022. – Vol. 128(11). – P. 100767.