

АМСИЛАСОЗИИ ТАЪСИРИ ГАРМШАВИИ АЭРОДИНАМИКӢ БА КОМПОЗИТИ C/C+SiC ДАР КОНУСИ БИНИИ КИШТИҲОИ КАЙҲОӢ

Ш.Ҳ. Ҳомидзода¹, Б.Б. Эшов²

¹Институти физикаю техникаи ба номи С.У. Умарови АМИТ

²Институти химияи ба номи В.И. Никитини Академияи миллии илмҳои Тоҷикистон

Дар ин мақола таъсири амсиласозии гармшавии аэродинамикӣ ба конуси бинии киштиҳои кайҳонӣ, ки аз композитҳои карбон–карбон бо матритсаи карбиди кремний (C/C+SiC) сохта шудааст, тадқиқ шудаанд. Бо истифода аз амсиласозӣ ва ҳисобкуниҳои ададӣ дар барномаҳои Abaqus/Standard ва MATLAB, раванди интиқоли гармӣ, таъсири градиенти ҳарорат (температура) ва тағйирёбии он бо гузашти вақт дар нуктаҳои гуногуни конуси бинӣ (nose cone) омӯхта шудаанд. Натиҷаҳо нишон медиҳанд, ки ҳангоми дар фазо ҳаракат кардани киштиҳои кайҳонӣ нуктаҳои конуси бинии он ба ҳарорати максималӣ дучор мешаванд, ки тадриҷан ба қисмҳои дохилии конструктория паҳн мегарданд. Натиҷаҳои тавассути барномаи MATLAB гирифташуда бо амсиласозии ҳароратии дар барномаи Abaqus ҳосилшуда мувофиқат менамоянд, ки дурустии амсиласозии рақамиро тасдиқ менамояд. Тадқиқот нишон медиҳад, ки композити C/C+SiC ҳамчун маводди системаҳои муҳофизатӣ аз гармӣ (СМГ) (Thermal Protection System (TPS)) барои конуси бинии киштиҳои кайҳонӣ қобилияти баланди муқовимат бо таъсири гармшавии аэродинамикӣ доро аст.

Калидвожаҳо: C/C+SiC, конуси бинӣ (nose cone), гузарии гармӣ, ABAQUS, MATLAB, СМГ (TPS), аэродинамика.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЛИЯНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРЕВА НА КОМПОЗИТ C/C+SiC В НОСОВОМ КОНУСЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ш.Х. Хомидзода, Б.Б. Эшов

В данной статье исследовано моделирование влияние аэродинамического нагрева носового конуса космических аппаратов, изготовленного из углерод-углеродных композитов с матрицей из карбида кремния (C/C+SiC). С использованием методов численного моделирования и расчётов в программных комплексах Abaqus/Standard и MATLAB изучены процессы теплопереноса, влияние температурного градиента и его временная эволюция в различных точках носового конуса. Полученные результаты показывают, что при движении космического аппарата в атмосфере передняя часть носового конуса, подвергается воздействию максимальных температур, после чего тепловой поток постепенно распространяется во внутренние слои конструкции. Результаты, полученные с использованием MATLAB, согласуются с данными температурного моделирования по программе Abaqus, что подтверждает корректность разработанной численной модели. Проведённое исследование демонстрирует, что композит C/C+SiC обладает высокой термостойкостью и может эффективно применяться в качестве материала систем тепловой защиты (Thermal Protection System, TPS) носовых частей космических аппаратов.

Ключевые слова: C/C+SiC, носовой конус, теплоперенос, Abaqus, MATLAB, система тепловой защиты (TPS), аэродинамика.

NUMERICAL MODELING OF THE INFLUENCE OF AERODYNAMIC HEATING ON THE THERMOMECHANICAL BEHAVIOR OF C/C+SiC COMPOSITE IN THE NOSE CONE OF A SPACECRAFT

Sh.H. Homidzoda, B.B. Eshov

This study investigates the effect of aerodynamic heating on the nose cone of spacecraft manufactured from carbon–carbon composites with a silicon carbide matrix (C/C+SiC). Using numerical simulation methods and computational analysis performed in the Abaqus/Standard and MATLAB software environments, heat transfer processes, the influence of temperature gradients, and their temporal evolution at various points of the nose cone were examined. The obtained results indicate that during atmospheric flight, the frontal region of the nose cone is subjected to maximum thermal loads, after which the heat flux gradually propagates into the inner layers of the structure. The results obtained using MATLAB are in good agreement with the temperature distribution predicted by Abaqus simulations, confirming the validity and accuracy of the developed numerical model. The conducted study demonstrates that the C/C+SiC composite exhibits high thermal resistance and can be effectively applied as a material for Thermal Protection Systems (TPS) of spacecraft nose structures.

Keywords: C/C+SiC, nose cone, heat transfer, Abaqus, MATLAB, Thermal Protection System (TPS), aerodynamics.

Муқаддима

Мушоҳидаҳо нишон медиҳанд, ки ҳангоми баргаштани объектҳои кайҳонӣ ба Замин дар натиҷаи муқовимати атмосфера ба гармшавии шадиди аэродинамикӣ дучор мешаванд. Дар асоси ҳисобкуниҳо ва натиҷаҳои таҷрибавӣ [1] ҳарорат дар қисми пеши конуси бинӣ ва канорҳои пеши боли воситаҳои кайҳонӣ, аз ҷумла Space Shuttle ва X-33, ба 1500–1800°C мерасад. Пас, дар ҷунин шароитҳо маводди махсуси муҳофизатӣ аз гармӣ заруранд. Дар ин асос дар барномаҳои нави кайҳонӣ, композитҳои карбон/карбон+карбиди кремний (C/C+SiC) ҳамчун маводди ояндадор барои СМГ баррасӣ мешаванд, зеро онҳо дар ҳароратҳои баланд дорои ҳосиятҳои баланди механикӣ ва тобоварӣ ба гармӣ мебошанд [2]. Дар инҷо маводди карбон/карбон бо қабати карбиди-кремний рӯйпӯш карда мешаванд, то ки муқовимати онҳо ба вайроншавии сохтор беҳтар шавад. Дар ин тадқиқот омӯзиш ва санҷиши интиқоли гармӣ дар маводди C/C+SiC тавассути симулятсияҳои ABAQUS ва таҳлили натиҷаҳо дар MATLAB муқоиса карда шудаанд.

Дар ин асос тадқиқ ва имконоти тарҳрезии СМГ-ҳои кайҳонӣ бо истифодаи амсиласозии термалӣ масъалаи мубрам ба ҳисоб меравад.

Таҳлили адабиётҳо нишон медиҳанд, ки интиқоли гармӣ дар ҷисмҳои сахт бо ёрии қонуни Фуре шарҳ дода мешавад, ки мувофиқи он сели гармӣ q ба градиенти ҳарорат (температура) дар модда вобаста аст ва дар шакли дифференциалӣ чунин навишта мешавад:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right), \quad (1)$$

ки дар ин ҷо α зариби ҳароратгузаронӣ буда, бо ифодаи $\alpha = \frac{k}{\rho c_p}$ муайян карда мешавад ва дар ин ҷо, k – гармигузаронӣ, ρ – зичӣ, он ва c_p – гармиғунҷоиши изобарӣ мебошанд. Дар ҳолати статсионарӣ муодилаи Фуре чунин шаклро мегирад:

$$Q = - \frac{kSA \Delta T}{L}. \quad (2)$$

Бояд гуфт, ки ҳангоми таъсири мутақобила бо муҳити атроф, интиқоли гармӣ аз рӯи қонуни Нютон баҳо дода мешавад, ки чунин шакл дорад:

$$q_{\text{conv}} = h(T_{\text{surface}} - T_{\text{env}}), \quad (3)$$

ки дар он h коэффисиенти интиқоли гармӣ ва T_{surface} ва T_{env} мувофиқан температураҳои сатҳи модул ва муҳити атроф мебошанд. Микдори умумии интиқоли гармӣ ба муҳит, ки дар ҳама сатҳҳо чен карда мешавад, бо ёрии ифодаи зерин ҳисоб карда мешавад:

$$Q = hS(T_{\text{surface}} - T_{\text{env}}), \quad (4)$$

Инчунин, микдори гармии нурбарории ҳароратӣ ё радиатсионӣ ба қонуни Стефан–Болтсман иттилоот менамояд, ки тавассути формулаи зерин ҳисоб карда мешавад:

$$q_{\text{rad}} = \varepsilon \sigma (T^4 - T_{\text{env}}^4), \quad (5)$$

ки дар ин ҷо ε – зариби қобилияти нурафканӣ ва σ доимии Стефан–Болтсман мебошанд.

Ҳамин тариқ, муодилаҳои асосии интиқоли гармӣ, ки ҳамчун асос барои ҳисоббарорӣ дар ABAQUS истифода мешаванд, қонунҳои Фуре, Нютон ва Стефан–Болтсманро дар бар гирифта, дар чунин шакл навишта мешаванд:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \nabla^2 T \quad (6)$$

$$q = h(T_s - T_{\text{env}}) \quad (7)$$

$$q_{\text{rad}} = \varepsilon \sigma (T^4 - T_{\text{env}}^4) \quad (8)$$

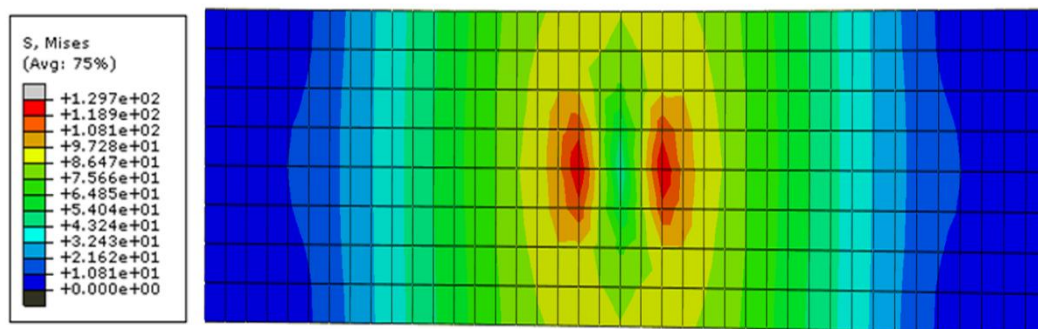
Амсиласозии рақамӣ

Ҳангоми тадқиқ барои гузаронидани амсиласозии интиқоли гармӣ аз нармафзори ABAQUS истифода карда шуд. Геометрияи амсила дар шакли пардаҳои тунук (мисли қисмҳои воқеӣ) сохта шуда, қабатҳои нахҳои карбон дар дохили матрисаи карбиди-кремний ҷойгир карда шуданд. Хосиятҳои термофизикии композити C/C+SiC, аз ҷумла зичӣ, гармиғунҷоиш ва гармигузаронӣ аз адабиёт ва маълумоти истеҳсолкунандагон (масалан, Snecma L6) гирифта шуда, ба амсила ворид карда шуданд [3]. Маводд дорои гармигузаронии тақрибан 3.95 – 4 Вт/(м·К) буда дар ҳароратҳои баланд тобовар мебошад [4].

Таҳлили натиҷаҳо

Таҳлили гузариши ғайриватсионии ҳарорат бо мурури вақт дар муҳити ABAQUS бо истифода аз усули устувор иҷро гардид. Натиҷаҳои ҳисоббарорӣ ба формати CSV содир шуда, барои коркарди минбаъда ва таҳияи диаграммаҳои дуандоза (2D) дар муҳити MATLAB истифода шуданд. Натиҷаҳои тадқиқот дар расмҳои 1-4 пешниҳод шудаанд.

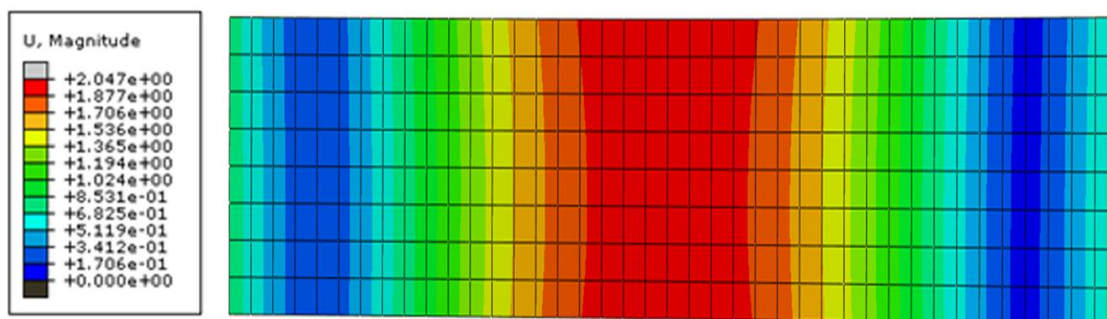
Дар расми 1 тақсими ҳарорат дар буриши дохилии амсила нишон дода шудааст.



Расми 1- Контурҳои ҷарорати ABAQUS барои C/C+SiC пас аз таъсири гармии беруна

Чи тавре аз расми 1 дида мешавад, ҷароратҳои баланд бо рангҳои сурх ва ҷароратҳои паст бо рангҳои кабуд-сабз ишора шудаанд. Натиҷаҳо нишон медиҳанд, ки ҷарорат дар нуқтаҳои маркази наздикии манбаи гармӣ максималӣ аст ($\sim 1400^{\circ}\text{C}$). Дар вақти ба канораҳои конуси бинӣ гузаштан интиқоли гармӣ босуръат паст мешавад ва байни марказ ва канор тағйирёбии ҷарорат ба $700^{\circ}\text{C} - 800^{\circ}\text{C}$ баробар мешавад, ки ин нишонаи кам шудани интиқоли гармӣ тавассути қабатҳои карбон мебошад, ки ба мақсад мувофиқ аст.

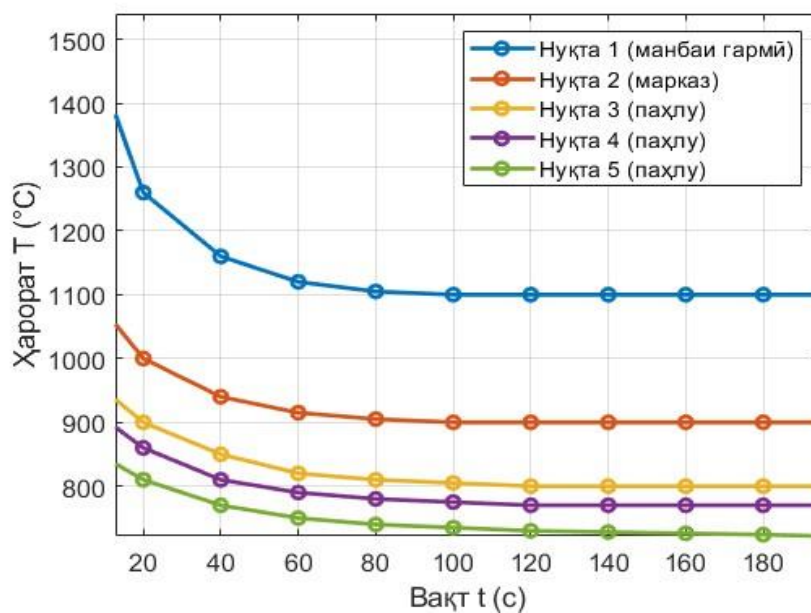
Дар расми 2 хатҳои баробар будани ҷарорат (барои ҷар 100°C) дар сатҳи болоии амсила нишон дода шудаанд. Аз он дида мешавад, ки дар кунҷҳо ва паҳлӯҳои амсилаи композит ҷарорат баланд нест ва хатҳо дар кунҷҳо ба ҳам наздик ҳастанд ва ин маънои онро дорад, ки гармӣ дар онҳо босуръати баланд паҳн намешавад. Дар ҳудудҳои дохилӣ, хатҳо фосила доранд ва ин аз он шаҳодат медиҳад, ки гармӣ асосан ба тарафи марказ афзоиш ёфтааст. Ин натиҷаҳо тасдиқ менамоянд, ки геометрияи тунуки амсила ва параметрҳои гармидиҳии композити карбон, аз ҷумла гузарониши гармӣ ва гармоғунҷоиши хос, ба паст шудани ҷарорат дар нуқтаҳои марказӣ мусоидат мекунанд.



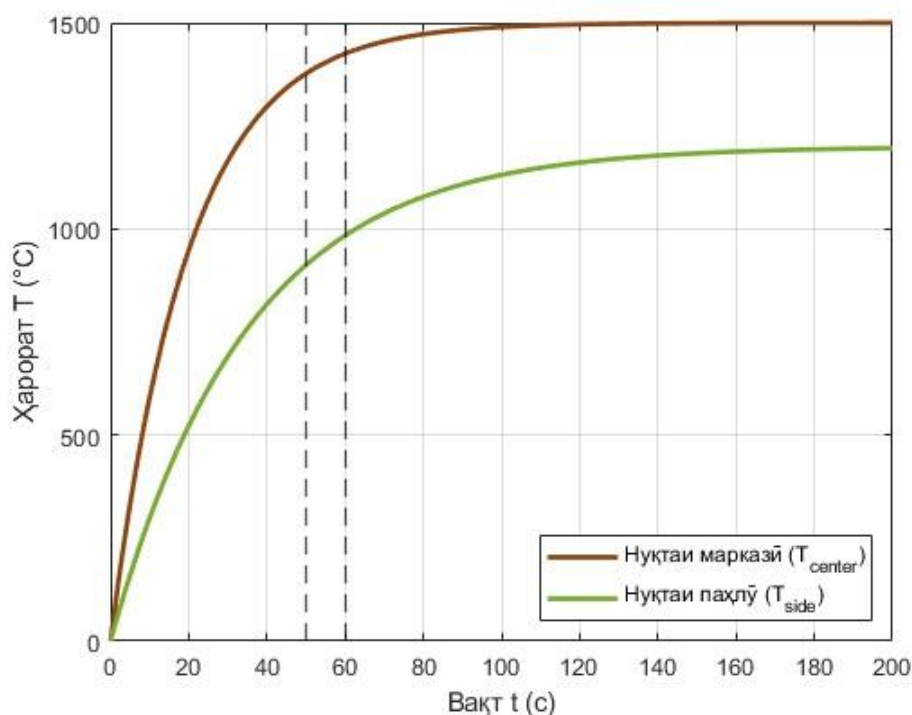
Расми 2 - Контурҳои баробарҷарорат дар ABAQUS барои C/C+SiC дар давоми симулятсияи гармкунӣ

Ҳисоби тақсимои ҷарорат дар нуқтаҳои интихобшудаи амсила бо истифода аз MATLAB дар расми 3 оварда шудааст.

Дар инҳо тағйирёбии ҷарорат дар манбаи гармӣ, се нуқтаи паҳлӯӣ ва нуқтаи марказии амсила нишон дода шудааст ва дида мешавад, ки ҷарорат дар нуқтаи наздикии манбаи гармӣ нисбат ба паҳлӯҳо ва нуқтаи марказӣ бо суръати баланд паст мешавад. Дар давоми 1 дақиқа ҷарорат аз $\sim 1600^{\circ}\text{C}$ то ба $\sim 1130^{\circ}\text{C}$ паст шуда, дар муддати 3 дақиқа то ба $\sim 1100^{\circ}\text{C}$ мерасад. Пастшавии ҷарорат дар паҳлӯҳо ва марказ дар фосилаи то 1 дақиқа $130 - 230^{\circ}\text{C}$ -ро ташкил менамояд. Дар нуқтаҳои канории амсила дар муддати 3 дақиқа ба қимати доимии $700 - 800^{\circ}\text{C}$ мерасад. Ин нишон медиҳад, ки пас аз марҳилаи ибтидоии таъсири гармӣ системаи гармидиҳӣ дар муддати 1-1,5 дақиқа ба ҳолати устувор (стационарӣ) бар мегардад.



Расми 3 - Тағйирёбии ҳарорат дар нуқтаҳои гуногуни амсила



Расми 4- Вобастагии тағйирёбии ҳарорат аз вақт

Вобастагии тағйирёбии ҳарорат аз вақт дар расми 4 оварда шудааст, ки бо истифода аз MATLAB сохта шудааст. Дар ин расм тағйирёбии ҳарорати нуқтаи марказӣ (хатти қаҳваранг) ва нуқтаи пахлӯӣ (хатти сабз) вобаста аз вақт оварда шудааст ва дар он ҳарорат дар давоми 1 дақиқа дар нуқтаи марказии амсила ба 1450°C баланд шуда, ба қимати устувории ҳароратӣ мерасад. Ин раванди гармшавӣ нишон медиҳад, ки системаи моелсозӣ дар аввали гармкунӣ тез гарм мешавад ва сипас ба ҳолати устувории ҳароратӣ

мегузарад. Аммо дар нуқтаҳои аз марказ дуртар баландшавии ҳарорат то 1100°C паст мешавад, ки бо маълумоти таҷрибавӣ мувофиқат мекунад. Масалан, дар санҷишҳои «Plasma Wind Tunnel» [5] барои панелҳои C/C+SiC ҳарорати максималии дар сатҳи конструктиви рӯи панели гармшуда тақрибан 1430°C буд, ки ба натиҷаҳои амсиласозии мо ($1400\text{--}1500^{\circ}\text{C}$) хеле наздик аст. Ин тасдиқ мекунад, ки шартҳои канорӣ ва муодилаҳои интиҳобшуда воқеан мувофиқанд. Илова бар ин, тадқиқот нишон медиҳанд, ки коэффитсиенти гармигузаронии C/C+SiC дар ҳароратҳои баланд паст буда (тақрибан $3.95\text{--}4\text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$ дар $\sim 700^{\circ}\text{C}$) ва интиқоли гармӣ дар самтҳои гуногун фарқ мекунад [6]. Ин ҳолат боиси он мегардад, ки чараёни гармӣ дар қабатҳои паҳлуии композит босуръат паҳн шуда, ҳарорат дар ҳаҷми дохили нисбатан паст нигоҳ дошта шавад.

Дар маҷмӯъ, амсиласозии рақамӣ бо ABAQUS нишон дод, ки композити C/C+SiC барои муҳофизати гармӣ дар ҳароратҳои баланд муносиб аст. Натиҷаҳои амсиласозии интиқоли гармӣ ва тақсими ҳарорат, ки бо истифода аз қонунҳои Фуре, Нютон ва Стефан-Болтсман санҷида шуд, дар ҳароратҳои баланд бо натиҷаҳои таҷрибаҳои амалӣ [5] мувофиқат мекунад ва барои тарҳрезии таҷҳизоти кайҳонӣ мувофиқ аст.

Хулоса

Тадқиқоти мазкур бо истифода аз амсиласозии гармидиҳӣ дар ABAQUS ва таҳлили графикӣ дар MATLAB нишон дод, ки композитҳои C/C+SiC дорои устувории хуб дар ҳароратҳои баланд мебошанд. Муодилаҳои интиқоли гармӣ, аз ҷумла Фуре, Нютон ва Стефан-Болтсман дар амсилаи рақамӣ татбиқшаванда буда, ба тақсими воқеӣ ва техникии раванди интиқоли гармӣ дар композити C/C+SiC мувофиқат менамоянд. Таҳлилҳо нишон доданд, ки ҳарорат дар нуқтаи 2 (наздиқ ба манбаи гармӣ) 1100°C -ро ташкил дода, дар нуқтаҳои 3-4, ки дар канорҳо ҷойгиранд, аз 930°C то 830°C баробар мебошанд, ки ин нисбат ба нуқтаи 2 пасттар аст. Ин маълумот метавонад барои оптимизатсияи ғафсии панел ва тарроҳии маводди СМГ-и истифодашаванда дар барномаҳои кайҳонӣ муҳим бошад.

Хулосаҳои бадастомада бо тадқиқоти муосири хориҷӣ оид ба маводди СМС барои системаҳои муҳофизати гармӣ (TPS) мувофиқат доранд. Устувории баланди ҳароратӣ ва устувории гармигузаронии C/C+SiC дар қорҳои [7-9] истифода шудаанд, ки дар он нақши усулҳои ҳисоббарорӣ дар оптимизатсияи ғафсии панелҳои муҳофизати гармӣ нишон дода шудааст.

Муқаррир: Самеҳзода. Ш.- д.и.т., профессор, мудири кафедраи технологияи истеҳсолоти химиявии факултети химияи Донишгоҳи миллии Тоҷикистон.

Адабиёт

1. Cleland, J. Thermal Protection System of the Space Shuttle / J. Cleland, F. Iannetti. - Washington: NASA, 1989. - NASA Contractor Report NASA-CR-4227.
2. NASA/JSC. Orbiter Thermal Protection System Overview [Electronic resource]. - Available at: [NASA](#) (accessed: 10.09.2025).
3. Glass, D. E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems / D. E. Glass [et al.] // AIAA Paper. - 2008. - No. 2008-1134.
4. Li, Z. Thermal conductivity of C/C-SiC composites and its influence factors / Z. Li, P. Xiao, X. Xiong, B. Huang // Journal of Central South University (Science and Technology). - 2013. - Vol. 44, No. 1. - P. 40 - 45.
5. CFC CARBON Composite Co. Carbon Composite Materials for TPS [Electronic resource]. -2018. - Available at: [CFC CARBON Composite Co.](#) (accessed: 20.09.2025).
6. Achour, A. Numerical Development and Correlation of an Accurate Thermal-Structural 1D Oxidation Model for Hot Structures of Reusable Hypersonic Vehicles / A. Achour, J. A. Fasanella, D. A. Boggs, R. R. Staehle, B. R. Gleason // AIAA Aerospace Sciences Meeting. -2011. - P. 1-15. - DOI: 10.2514/6.2011-1965.
7. Zhang, Y. High-temperature behavior and thermal shock resistance of C/C-SiC composites for thermal protection systems / Y. Zhang, H. Liu, X. Wang // Ceramics International. - 2021. -Vol. 47, No. 18. -P. 25630 - 25641.

8. Li, J. Thermal conductivity evolution of C/C - SiC composites under extreme aerothermal environments / J. Li, M. Chen, K. Zhou // Journal of the European Ceramic Society. - 2022. - Vol. 42, No. 9. - P. 3815 - 3826.
9. Park, S. Numerical and experimental investigation of CMC nose cone structures for hypersonic vehicles / S. Park, D. Kim, J. Lee // Aerospace Science and Technology. - 2023. - Vol. 134. -Article 107915.

МАЪЛУМОТ ОИД БА МУАЛЛИФОН-СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ- INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

TJ	RU	EN
Ҳомидзода Шаҳобуддин Ҳошим	Хомидзода Шахобуддин Хошим	Homidzoda Shahobuddin Hoshim
Муҳандиси пешбар	Ведущий инженер	Leading engineer
Институти физикаю техникии Академияи илмҳои Тоҷикистон ба номи С.У.Умаров	Физико-технический институт им. С.У.Умарова Национальной академии наук Таджикистана	S.U.Umarov Physical–Technical Institute of the National Academy of Sciences of Tajikistan
E-mail: safobakhsh1@gmail.com		
TJ	RU	EN
Эшов Бахтиер Бадалович	Эшов Бахтиер Бадалович	Eshov Bakhtier Badalovich
д.и.т	д.т.н.	Doctor of Technical Sciences
Институти химияи ба номи В. И. Никитинаи Академияи миллии илмҳои Тоҷикистон	Институт химии имени В. И. Никитина Национальной академии наук Таджикистана	V. I. Nikitin Institute of Chemistry, National Academy of Sciences of Tajikistan