

УДК 535. 34: 629. 7

М.В. БОРОДАЙ, І.Д. КОЛОМІЄЦЬ, Д.М. БОРОДАЙ

Хмельницький національний університет

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕМПЕРАТУРИ НА ОПТИЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕПЛОЗАХИСНОЇ ІЗОЛЯЦІЇ КОСМІЧНОГО КОРАБЛЯ БАГАТОРАЗОВОГО ВИКОРИСТАННЯ

В статті проведено дослідження температурної залежності оптичних характеристик: спектральних коефіцієнтів відбивання ρ_λ , поглинання α_λ , спектрального напівсферичного ступеня чорноти ε_λ і інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації α_S деяких елементів теплозахисної ізоляції космічного корабля багаторазового використання. Дослідження проведені в інтервалі температур $T = 20^\circ - 1000^\circ \text{C}$ і області довжин хвиль $\lambda = 0,3 - 1,1$ мкм. Обґрунтовано механізм розсіяння випромінювання дрібнодисперсними кварцовими волокнами, а також структуру облицювальної тканини елементів теплозахисної ізоляції

The investigations of the temperature dependence of the such optical characteristics as the spectral coefficients of the reflectance ρ_λ , absorbance α_λ , spectral semispherical emissivity ε_λ , integral coefficient of absorption of the solar radiation α_S for some elements of the heat protection of the multiple usable spaceship are carried out. This investigations are full filed in interval of temperatures $20^\circ - 1000^\circ \text{C}$ and region of wavelengths $0,3 - 1,1$ mcm. The mechanism of the scattering of radiation by the super small dispersive quartz fibers and the needful structure of the fabrics coating the elements of the head protection isolation are grounded.

Ключові слова: Теплозахисна ізоляція, орбітальний корабель, оптичні характеристики, ступінь чорноти

Вступ

Створення багаторазового орбітального корабля “Буран” є визначним досягненням науки. В даний час в світі розроблено два кораблі багаторазового використання із широкими можливостями, які відкривають космічні польоти орбітальних кораблів “Буран” і “Спейс Шаттл”. У процесі створення системи “Енергія-Буран” потрібно було розв’язати складні науково технічні проблеми. Однією з них є тепловий захист космічного корабля багаторазового використання [1].

Успіх космічних програм залежить від досягнень в створенні ефективної високотемпературної системи захисту орбітального корабля багаторазового використання. Тому однією з проблем програми „Буран” була задача створення теплозахисного покриття космічного корабля. При опусканні з орбіти, через аеродинамічне гальмування, в щільних шарах атмосфери окремі частини зовнішньої поверхні корабля нагріваються до 1600°C , в той час як температура його механічних конструкцій не повинна перевищувати 150°C [2]. Застосування матеріалів на основі стійких високотемпературних металів, типових для надзвукових літаків, не задовольняє цій вимозі, так як виникають великі деформації і зміни механічних і хімічних властивостей конструкцій при дії високих температур на оболонку космічного апарату. Тому зовні оболонка космічного корабля покрита стійкою високотемпературною теплозахисною ізоляцією.

Постановка проблеми

Складною проблемою було визначення температурного режиму планера в орбітальному польоті. Необхідно врахувати багаточисельні фактори космічного простору: випромінювання Сонця і Землі при зміні висот і нахилу орбіт польоту і орієнтації космічного корабля [3].

В космічному просторі джерелом нагріву корабля є сонячна радіація. Теплоізоляція орбітального корабля перебуває в особливих умовах космічного середовища з температурою -269°C в тіні. Сонячний променевий потік досягає максимального значення $q = 1,4 \text{ кВт} / \text{м}^2$ через відсутність поглинання атмосферою. Внаслідок цього температура поверхні корабля на орбіті сягає відповідно -150° і $+150^\circ \text{C}$ [4]. Основні вимоги до теплозахисних матеріалів: висока теплостійкість, властивість випромінювати велику частину конвективного теплового потоку, мінімальний коефіцієнт теплопровідності і теплового розширення, мінімальна маса, стійкість до кліматичної дії (дощ, сніг, вітер, пил, окислення) [4]. Тому матеріали, з яких виготовлена теплоізоляція, повинні мати відповідні оптичні характеристики для ефективного перевипромінювання тепла, отриманого покриттям орбітального корабля і бути термостійкими в процесі багаторазового використання не менше 100 циклів.

Глибоке розуміння фізики теплообміну випромінюванням та детальне визначення терморадіаційних властивостей матеріалів можливе лише на підставі знань про оптичні середовища. Наприклад, випромінювальну здатність (ступінь чорноти) визначають за оптичними характеристиками, а саме через коефіцієнти поглинання відповідно до закону Кірхгофа, а потоки теплоти – через параметри поглинання та розсіяння й індикатриси розсіяння. Оскільки складний теоретичний розрахунок, а точної теорії перенесення випромінювання немає, то найповнішу інформацію про оптичні характеристики світлорозсіювальних матеріалів можна одержати експериментально [5-6].

Створення теплоізоляції багаторазового використання, яке б не змінило її властивостей при

повторних польотах в космос, було однією із самих важких проблем при проектуванні орбітального корабля „Буран” [7]. Ця проблема розв’язується за рахунок облицювання зовні оболонки корабля теплозахисними плитками.

Результати та їх обговорення

За методикою, описаною в статтях [5, 8], ми виміряли спектральні коефіцієнти відбивання і поглинання теплозахисної ізоляції оболонки космічного корабля „Буран”.

В роботі проведено дослідження температурної залежності ($T = 20^\circ - 1000^\circ \text{C}$) оптичних характеристик (спектральних коефіцієнтів відбивання ρ_λ , поглинання α_λ , спектрального напівсферичного ступеня чорноти ε_λ , інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації α_S) теплозахисних елементів орбітального корабля „Буран”. Конструктивно теплозахисні елементи являють собою легку керамічну плитку виготовлену із високотемпературного матеріалу ТЗМК-10, гнучке теплозахисне покриття із термостійких неорганічних волокон і жаростійку конструкцію із композиційного матеріалу вуглець-вуглець (гравімола) [9].

Вказані типи теплоізоляції встановлюються на поверхні орбітального корабля в залежності від його температурних зон. Так теплозахисні плитки з чорним покриттям типу ЕВЧ-4М1У-3 і серцевиною з матеріалу ТЗМК-10 на основі супертонкого, чистого кварцового волокна в основному застосовуються для теплового захисту нижньої частини „Бурану” при опусканні із орбіти, оскільки там температура досягає значень $700^\circ - 1250^\circ \text{C}$. Плитки з білим покриттям типу ЕВС-6 з такою ж серцевиною перешкоджають перегріву сонячним випромінюванням верхньої частини корабля в орбітальному польоті. Для найбільш теплонагруджених (вище 1250°C) зон планера (ніс фюзеляжу, передні кромки крила), в яких температура перевищує можливість теплозахисних плиток, використовується жаростійка конструкція із композиційного вуглець-вуглець матеріалу з максимальною робочою температурою до 1600°C . В зонах орбітального корабля, де температура менша 700°C , використовувалась гнучка, теплозахисна ізоляція (ГТЗІ-Н). Конструктивно ця теплозахисна ізоляція являє собою плитку, внутрішня частина (серцевина) якої є товстий шар з матеріалу АТМ-20. Зовні плитка вкрита облицювальною тканиною Е 3/1-100-УП-76. Теплозахисний матеріал АТМ-20 виготовлений із супертонких кварцових волокон, а облицювання із склотканини [9].

Спектральні коефіцієнти відбивання ρ_λ вимірювались у високотемпературному кульовому фотометрі (ВТКФ) при направленому опроміненні зразків при різних кутах падіння пучка для довжин хвиль в інтервалі $\lambda = 0,3 - 1,1 \text{ мкм}$ і діапазоні температур $T = 20^\circ - 300^\circ \text{C}$. Нагрівання зразків до більш високих температур ($400^\circ - 1000^\circ$) проводилось в електричній печі. Нагріті в електричній печі зразки швидко поміщались у ВТКФ, за допомогою якого виконувались їх спектрофотометричні дослідження.

При кожній заданій температурі витримка зразка відбулась протягом 20-30 хвилин. Після вимірювання при підвищених температурах зразки витримувались не менш 12 годин при 20° , після чого знову виконувалось визначення їх оптичних характеристик. Така витримка зразків при нормальній температурі необхідна для того, щоб в них відбулись ті структурні перетворення, викликані нагріванням, які носять оборотний характер. Нагрівання волокнистих матеріалів приводить до структурних перетворень в них, що обумовлює і відповідні зміни в їх оптичних спектрах відбивання і поглинання. У процесі остигання частина цих структурних перетворень зникає, і їх можна віднести до оборотних. Структурні перетворення залежать від температури нагрівання та фізико-хімічної природи волокон. Якщо спектральні коефіцієнти α_λ досліджуваного матеріалу після остигання від нагрітого стану повністю співпадають із значеннями α_λ матеріалу до нагрівання, то всі структурні перетворення слід віднести до повністю оборотних. У випадку, коли співпадають значення α_λ нагрітого та остиглого зразка (після 12 годин витримки при 20°C), то структурні перетворення являються повністю необоротними.

Так як товщина зразків є „оптично нескінченною”, тобто їх коефіцієнт пропускання $\tau_\lambda = 0$, то $\alpha_\lambda = 1 - \rho_\lambda$. Спектральний напівсферичний ступінь чорноти ε_λ визначався через спектральні коефіцієнти відбивання зразків при їх дифузному опроміненні. Вони розраховувались методом кутових коефіцієнтів по значеннях ρ_λ при направленому опроміненні [10]. Характеристика ε_λ важлива для встановлення потоків теплового випромінювання та умов теплової рівноваги тіл і має особливо велике значення при вивченні умов теплообміну космічних апаратів.

Залежність спектрального ступеня чорноти ε_λ від довжини хвилі теплозахисної плитки ГТЗІ-Н для різних температур приведена на рис. 1, де криві 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10 відповідають температурам нагрівання $150^\circ, 200^\circ, 300^\circ, 400^\circ, 500^\circ, 600^\circ, 700^\circ, 800^\circ \text{C}$, а криві 1 – $20^\circ, 50^\circ$ та 100°C , 11 – $900^\circ, 1000^\circ \text{C}$. Як видно із рис. 1, крива 1, нагрів до 100°C не викликає ніяких структурних перетворень в цих зразках. Нагрівання до 150°C приводить до слабого збільшення спектрального ступеня чорноти (рис. 1, кр. 2). При $T = 200^\circ \text{C}$ значення ε_λ зростає в інтервалі $\lambda = 0,3 - 0,8 \text{ мкм}$. Для зразка ГТЗІ-Н при $T = 250^\circ - 300^\circ \text{C}$ спостерігається зміна кольору поверхні, вона із білої стає світло-коричневою, і при цьому відбувається збільшення величини ε_λ в області довжин хвиль $\lambda = 0,3 - 0,8 \text{ мкм}$. Приведені на рис. 1 дані (криві 1, 2, 3, 4, 5, 6) показують, що з ростом температури нагріву від 20°C до 400°C значення ε_λ збільшується в області довжин хвиль $\lambda = 0,3 -$

0,8 мкм, а при $\lambda = 0,8 - 1,1$ мкм співпадають із точністю до похибки вимірювань. Зростання поглинання при цих умовах пов'язане з виділенням хімічних продуктів, що забарвлюють зразки в коричневий колір.

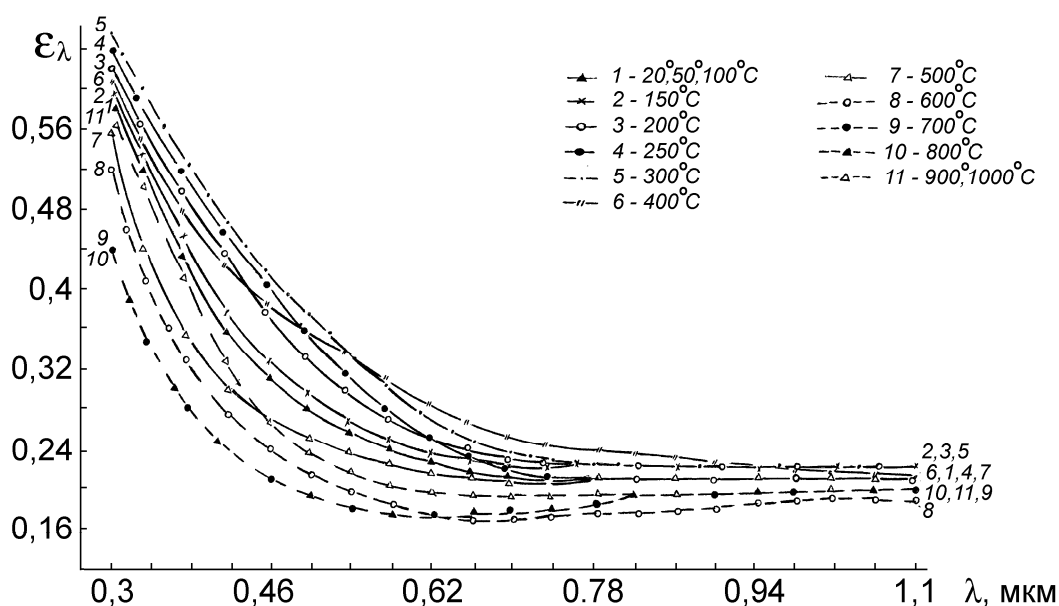


Рис.1. Спектральна залежність ступеня чорноти ϵ_{λ} зразків ГТЗІ-Н від температури нагрівання, °С: 1 – 20,50,100; 2 – 150; 3 – 200; 4 – 250; 5 – 300; 6 – 400; 7 – 500; 8 – 600; 9 – 700; 10 – 800; 11 – 900,1000.

Починаючи з температури 500° С значення ϵ_{λ} зменшується, порівнюючи із ϵ_{λ} при $T = 20^{\circ}, 150^{\circ}, 200^{\circ}, 300^{\circ}, 400^{\circ}$ С, що особливо проявляється в області $\lambda = 0,3 - 0,8$ мкм (рис. 1, кр. 7, 8, 9, 10). Це зв'язано з тим, що хімічні продукти, які появились на поверхні зразка при нагріванні частково вигоряють і поверхня зразка відбілюється.

При температурі нагріву 600° С (рис. 1, кр. 8) спектральний ступінь чорноти сильно понижується в порівнянні із значеннями ϵ_{λ} для $T = 20^{\circ}, 150^{\circ}, 200^{\circ}, 300^{\circ}, 400^{\circ}$ С (рис. 1, кр. 1, 2, 3, 4, 5, 6). Зниження значень ϵ_{λ} при $T = 600^{\circ}$ С пояснюється тим, що при цій температурі поверхня набуває білого кольору. Із збільшенням температури до 700° С спектральний ступінь чорноти ГТЗІ-Н зменшується в короткохвильовій області в порівнянні із значеннями ϵ_{λ} при $T = 600^{\circ}$ С, а в довгохвильовій області значення ϵ_{λ} практично співпадають. При $T = 800^{\circ}$ С значення ϵ_{λ} співпадають із ϵ_{λ} при $T = 700^{\circ}$ С в усьому досліджуваному інтервалі довжин хвиль.

Нагрівання зразків ГТЗІ-Н до температури 900° – 1000° С приводить до збільшення значень ϵ_{λ} , порівнюючи із ϵ_{λ} при $T = 600^{\circ}, 700^{\circ}, 800^{\circ}$ С, в інтервалі довжин хвиль $\lambda = 0,3 - 0,78$ мкм, однак залишаються меншими значень ϵ_{λ} для ненагрітого зразка (рис. 1, кр. 1, 8, 9,10, 11). Як видно із рис. 1 в інтервалі $\lambda = 0,8 - 1,1$ мкм спектральний ступінь чорноти ГТЗІ-Н слабо залежить від довжини хвилі і температури.

Для зразків, нагрітих до вищевказаних температур, а потім витриманих не менш 12 годин при 20° С (вистиглих) дані приведені на рис. 2. Порівняння кривих рис. 1 та рис. 2 дозволяє оцінити оборотність оптичних характеристик у зразках. Як і слід було чекати із даних рис. 1, ніяких необоротних перетворень до температур нагрівання 150° С в зразках не простежується під час остигання (рис. 2, кр. 1, 2).

Динаміка зміни спектрального ступеня чорноти від температури нагрітих та остиглих до 20° С зразків для трьох довжин хвиль 0,4 мкм, 0,6 мкм і 1 мкм приведена на рис. 3. Крива 1 відповідає довжині хвилі $\lambda = 0,4$ мкм, крива 2 – $\lambda = 0,6$ мкм, крива 3 – $\lambda = 1$ мкм, криві 1, 2, 3 відносяться до нагрітих, а – 4, 5, 6 відповідно до остиглих зразків. На кривих 1, 2, 4, 5 в області температур нагріву 150° – 500° С спектральний ступінь чорноти має максимум. Із даних цього рисунку випливає висновок, що для аналізу зміни структури оптичних характеристик найбільш інформативним є короткохвильовий діапазон. Для даних зразків ГТЗІ-Н в інтервалі температур 200° – 1000° С простежується повна необоротність оптичних спектрів під час остигання, оскільки крива 4 співпадає з кривою 1, крива 2 – з кривою 5, крива 3 – з кривою 6 (рис. 3). Звідси, очевидно, можна зробити важливий для практики використання теплоізоляційних покриттів висновок, що дослідження їх оптичних властивостей при високих температурах можна проводити на остиглих зразках (в даному діапазоні хвиль). Це значно спрощує методику вимірів, оскільки вимірювання при високих температурах викликають великі труднощі. Цей висновок підтверджується також спектрофотометричними дослідженнями проведеними нами для кількох циклів нагрівання - охолодження.

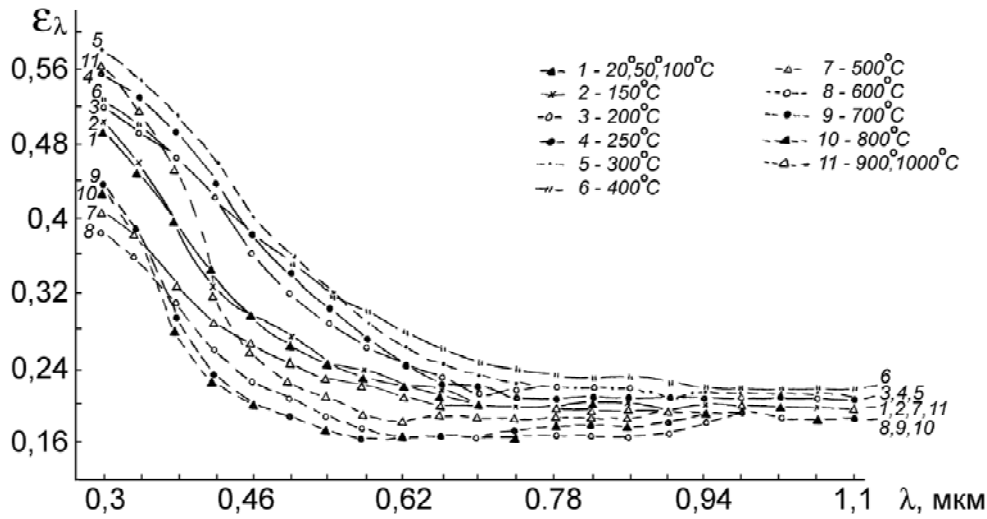


Рис.2. Спектральна залежність ступеня чорноти ϵ_{λ} зразків ГТЗІ-Н після остигання від нагрітого стану, °С: 1 – 20,50,100; 2 – 150; 3 – 200; 4 – 250; 5 – 300; 6 – 400; 7 – 500; 8 – 600; 9 – 700; 10 – 800; 11 – 900,1000.

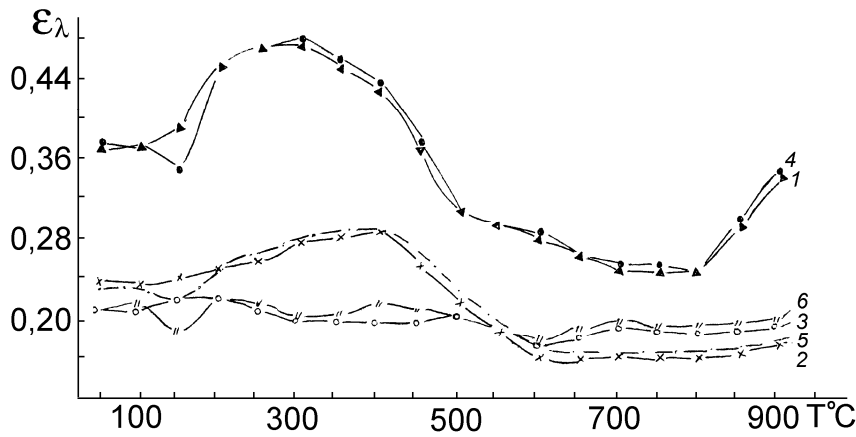


Рис.3. Динаміка зміни спектрального ступеня чорноти ϵ_{λ} зразків ГТЗІ-Н від температури нагрівання 1,4 – $\lambda=0,4$ мкм; 2,5 – $\lambda=0,6$ мкм; 3,6 – $\lambda=1$ мкм; 1,2,3 – нагріті зразки; 4,5,6 – після остигання від нагрітого стану

Однією із характеристик, визначаючих стійкість матеріалів до випромінювання Сонця, є інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації α_S . Ця характеристика важлива для встановлення потоків теплового випромінювання та умов теплової рівноваги тіл і має особливо велике значення при вивченні умов теплообміну космічних апаратів в космосі на орбіті.

Для зразків ГТЗІ-Н з ростом температури нагріву від 20° С до 250° С значення α_S збільшується від 0,249 до 0,292. При подальшому збільшенні температури до 800° С він зменшується до 0,2. В інтервалі 850° – 1000° С $\alpha_S = 0,207$.

Дослідження оптичних характеристик матеріалу АТМ-20 (серцевини ГТЗІ-Н) показали, що його відбивальна здатність ρ_{λ} , значно вища, ніж для зразків ГТЗІ-Н в цілому і має значення в межах 0,72 – 0,86. При високих температурах нагріву (700° С – 1000° С) значення спектрального напівсферичного ступеня чорноти АТМ-20 дуже слабо залежить від довжини хвиль в інтервалі 0,3 – 1,1 мкм. Отже, оптичні властивості АТМ-20 дуже близькі до властивостей сірого тіла у вказаному інтервалі хвиль.

В роботі також були проведені вимірювання оптичних характеристик для облицювальних тканин типу УП. Внаслідок цього отримана інформація про оптичні характеристики серцевини та облицювання зразків ГТЗІ-Н. Ці детальні спектральні дані можна використовувати для уточнених розрахунків теплових режимів космічних апаратів.

Отримані дані стосовно оптичних характеристик облицювання та серцевини дозволять прогнозувати оптичні властивості зразків в цілому та перенос випромінювання в них. Так, коефіцієнти відбивання для серцевини мають значення, близькі до одиниці. Це означає, що у взаємодії даних матеріалів (облицювальна тканина і АТМ-20) із випромінюванням, переважаним є розсіювання, а поглинання – незначне. Це явище в більшій степені властиве для серцевини, яка має більші коефіцієнти відбивання, ніж облицювальна тканина. В зразку ГТЗІ-Н внаслідок цього, а також малої оптичної товщини облицювання,

випромінювання частково відбивається і частково проходить в серцевину. Із-за слабого поглинання і сильного розсіяння в серцевині фотони із середини шару падають на облицювання і переважно виходять назовні, збільшуючи загальне відбивання зразків ГТЗІ-Н.

Тому для зменшення інтегрального поглинання зразків ГТЗІ-Н потрібно досягнути високої відбивальної та низької поглинальної здатності серцевини, збільшення відбивальної та пропускну здатності облицювальної тканини.

Облицювальні тканини, як показав експеримент, мають низькі значення ρ_λ в області коротких хвиль 0,3 – 0,4 мкм. Тому для підвищення ефективності відбивання випромінювання зразком потрібно збільшити коефіцієнт відбивання облицювання в цій області спектру, вводячи в її волокна спеціальні добавки.

Додаткове збільшення відбивальної здатності облицювання та серцевини можна отримати за рахунок зменшення відносного показника заломлення речовини їх волокон. Для цього у волокна при виготовленні їх із неорганічних речовин потрібно вводити добавки з меншим показником заломлення, ніж має речовина волокон. За рахунок цього ефекту переріз розсіяння випромінювання може зрости в багато разів. Але це не раціонально через погіршення їх структурних властивостей при введенні відповідної домішки.

Можна збільшити розсіяння та відбивання світла за рахунок оптимізації радіусів r волокон серцевини та їх комплексних оптичних показників заломлення n , оскільки теорія взаємодії електромагнітних хвиль з циліндричними волокнами передбачає існування максимумів розсіяння при певних значеннях параметра $2\pi r/\lambda$ та n [11]. Саме такий механізм оптичної взаємодії матеріалів теплоізоляції орбітального корабля „Буран” і забезпечується практичним використанням дрібнодисперсних кварцових волокон діаметром 1-2 мкм в плитках типу ГТЗІ-Н.

Основним фактором, впливаючи на коефіцієнт відбивання ρ_λ облицювальної тканини, є структура переплетення, поверхневе заповнення, будова пряжі та ниток. Найвищу відбивальну здатність мають тканини з найбільш неоднорідним комбінованим переплетенням, а найменшу – з полотняним [12]. Тому для облицювання зразків ГТЗІ-Н потрібно виготовляти тканини з комбінованим переплетенням та великим поверхневим заповненням. Застосування таких тканин одночасно приведе до збільшення механічної міцності поверхні зразків ГТЗІ-Н, так як вони мають більшу опорну поверхню.

Нами в роботі [13, 14] визначено інтегральний ступінь чорноти ε і інтегральний коефіцієнт поглинання сонячної радіації α_S для теплозахисних плиток типу ЕВЧ-4М1У-3 і ЕВС-6. Так при температурі нагріву 900° С $\varepsilon = 0,89$, $\alpha_S = 0,9 - 0,91$ для плитки ЕВЧ-4М1У-3 і $\varepsilon = 0,11$, $\alpha_S = 0,110 - 0,170$ – ЕВС-6.

Плитки з білим покриттям ЕВС-6 мають невелике значення α_S . Це обмежує температуру нагрівання від сонячного випромінювання верхньої частини космічного корабля, яка повернута до Сонця, при орбітальному польоті в Космосі.

В завданні на проектування теплового захисту космічного корабля багаторазового використання „Буран” задано, що значення $\varepsilon \approx 0,8 - 0,92$ для плиток типу ЕВЧ-4М1У-3 і $\alpha_S \leq 0,32$ для – ЕВС-6 [3]. Як видно із проведених нами досліджень ці вимоги для цих теплозахисних плиток цілком задовольняються. Можна підкреслити, що ці висновки отримані із детальних оптичних характеристик, а саме спектральних коефіцієнтів відбивання і поглинання. Це теоретично обґрунтовує облицювання оболонки космічних кораблів багаторазового використання з верхньої частини теплозахисними плитками із білим покриттям типу ЕВС-6, а з нижньої частини – із чорним покриттям типу ЕВЧ-4М1У-3, бо з цієї, тіньової сторони, температура в орбітальному польоті досягає – 150° С.

Отже, отримані експериментальні дані підтверджують актуальність дослідження детальних оптичних характеристик композиційного матеріалу теплозахисної ізоляції оболонки космічних кораблів для розрахунку теплових потоків і умов теплової рівноваги.

Висновки

Досліджено температурну залежність спектрального напівсферичного ступеня чорноти ε_λ , інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації α_S теплозахисної ізоляції ГТЗІ-Н. З ростом температури нагріву плиток ГТЗІ-Н від 20° до 400° С значення ε_λ збільшується, в діапазоні температур 500°-800° С – ε_λ зменшується, а при T=900°-1000°С знову збільшується в інтервалі довжин хвиль $\lambda=0.3-0.8$ мкм. В області $\lambda=0,8-1,1$ мкм спектральний ступінь чорноти слабо залежить від довжини хвилі і температури. В інтервалі температур 200°-1000°С під час остигання простежується повна необоротність оптичних характеристик плиток ГТЗІ-Н. Досліджено вплив оптичних характеристик облицювання та серцевини на оптичні властивості теплозахисних плиток в цілому. Для збільшення відбивання випромінювання та механічною міцності покриття плиток запропоновано використання облицювальних тканин с комбінованим переплетенням. Результати досліджень можуть бути використані при проектуванні елементів ізоляції орбітальних кораблів багаторазового використання.

Література

1. Лозино-Лозинский Г.Е. Проблемы создания авиационно-космических систем. / Г.Е. Лозино-

- Лозинский // В кн.: Вопросы авиационной науки и техники. – М.: НПО “Молния”, 1991, вып. 7. – с. 252-266.
2. Ложино-Лозинский Г.Е. Авиационно-космические системы / Г.Е. Ложино-Лозинский, А.П. Братухин // сб. статей. – Москва: МАИ, 1997. – 416с.
3. Семенов Ю.П. Многоразовый орбитальный корабль “Буран” / Ю.П. Семенов, Г.Е. Ложино-Лозинский, В.Л.Лапыгин, В.А. Тимченко В.А. – М.: Машиностроение, 1995. 448 с.
4. Тимошенко В.П. Проектирование и экспериментальная разработка тепловой защиты “Бурана” / В.П. Тимошенко // В кн.: Авиационно-космические системы. – М.: МАИ, 1997. – с.123-135.
5. Коломієць І.Д. Про точність досліджень оптичних характеристик теплозахисних покриттів / І.Д. Коломієць, М.В. Бородай // Вісн. технол. ун-ту Поділля. – 1987. – №1. – с. 68-73.
6. Петров В.А. Излучательная способность высокотемпературных материалов / В.А. Петров. – М.: Наука, 1969. – 269 с.
7. Ложино-Лозинский Г.Е. Летные эксперименты по программе „Космос”, проведенные в обеспечение создания ОК „Буран”/ Г.Е. Ложино-Лозинский, Л.П. Воинов, В.А. Скороделов // Доклад ИИЕТ РАН 30 марта 1992 г.
8. Бородай М.В. Экспериментальне дослідження спектрального ступеня чорноти теплоізоляційних пористих матеріалів із неорганічних волокон / М.В. Бородай, Д.І. Коломієць // Вимірювальна та обчисл. техніка в технол. процесах. – 1998. – №1. – с. 64-68.
9. Гофин М.Я. Структура теплозащиты орбитального космического корабля многократного использования. / М.Я. Гофин // В кн.: Авиационно-космические системы. – М.: МАИ, 1997. – с. 136-144.
10. Тиходеєв Г.М. Световые измерения в светотехнике / Г.М. Тиходеєв. – М.: Мир, 1986. – 464 с.
11. Борен К. Поглощение и рассеяние света малыми частицами / К.Борен, Д. Хафмен. – М.: Мир, 1986. – 660 с.
12. Бородай Н.В. Исследование оптических характеристик светорассеивающих материалов (тканей) в естественном и поляризованном свете / Н.В. Бородай // Автореф. дис. кан. физ.-мат. Наук. – М.: ИС АН СССР, 1983. – 21 с.
13. Бородай Д.М. Дослідження оптичних характеристик теплозахисних покриттів космічного корабля “Буран” / Д.М. Бородай, І.Д. Коломієць, М.В. Бородай // Вісн. Львів. ун-ету. – фізика, 2005. – вип.. 38. – с.168-174.
14. Бородай Д.М. Дослідження інтегрального коефіцієнта поглинання сонячної радіації теплозахисної ізоляції орбітального корабля Буран / Д.М. Бородай, І.Д. Коломієць, М.В. Бородай // Вісн. Львів. ун-ету. – фізика, 2006. – вип.. 39. – с.144-151.

Надійшла до редакції
9.3.2011 р.

УДК 004.85

С. ЛАПЧУК, А.А. КРЮЧИН, М. С. ДЕНИСЮК

Інститут проблем реєстрації інформації НАН України

ХВИЛЕВОДНІ МОДИ В МЕТАЛО-ДИЕЛЕКТРИЧНИХ СТРУКТУРАХ В ОПТИЧНОМУ ДІАПАЗОНІ

Досліджено спектр мод в оптичних нановолноводах. Запропонований спрощений метод розрахунку властивостей хвилеводних мод на основі резонансу хвиль плоских структур. Показано, що квазі- TM_{00} і квазі- TM_{10} моди мікросмужкової лінії не мають критичної частоти незалежно від розміру металеві смужки, товщина діелектричного шару, і форми поперечного перерізу. Поперечник TM_{00} -моди нанорозмірної мікросмужкової лінії виявилася приблизно рівний її поперечному розміру. Показано, що у прямокутних і еліптичних нанохвилеводах, форма поперечного перерізу хвилеводу повинна бути витягнута уздовж однієї його сторони, щоб отримати умови розповсюдження фундаментальної моди.

The mode spectrum in an optical nanowaveguide is investigated. A simplified model based on mode matching to predict the properties of mode propagation in such optical nanowaveguides is proposed. It is shown that quasi- TM_{00} and quasi- TM_{10} modes supported by an optical microstrip line do not have a cutoff frequency, regardless of the size of the metal strips, the thickness of the dielectric slab, and the cross-sectional shape. The transverse size of the TM_{00} mode was found to be approximately equal to the transverse dimension of the microstrip line. In rectangular and elliptical metal nanowaveguides the cross-sectional shape of the waveguide should be stretched along one side to produce propagation conditions for the fundamental mode.

Ключові слова: хвилеводні моди, оптичний діапазон, поверхневі плазмони, близькопольова мікроскопія, модель, мікросмужкову лінія, прямокутний хвилевід.

1. Вступ

Просторова роздільна здатність дифракційно-обмежених оптичних систем (лінзових систем) обмежена довжиною хвилі світла і приблизно дорівнює половині довжини хвилі. Скануючий близькопольовий оптичний мікроскоп (СБОМ) був запропонований для досягнення субхвильовою роздільною здатності [1-4], Він використовує отвір субхвильового діаметру в непрозорому екрані для