

Проектування, виготовлення та випробування вуглепластикових розміростабільних трубчастих елементів ферменних конструкцій космічних апаратів

*Національний аерокосмічний університет
«Харківський авіаційний інститут»*

Одним з основних напрямків розвитку космічних апаратів (КА) «служби» Землі є підвищення точності орієнтації КА на наземні орієнтири та роздільну здатність цільової апаратури. Основним дестабілізуючим фактором у процесі експлуатації КА на орбіті є температурні деформації конструкції внаслідок постійно діючих термоциклів «нагрів-охолодження». Властивості вуглепластика дозволяють використовувати його у розміростабільних ферменних конструкціях КА. До цього часу недостатньо вивчено вплив факторів космічного простору на властивості вуглепластику з часом. Тому необхідно вивчити вплив термоциклів на зміну геометричних параметрів конструкцій з вуглепластику протягом тривалого часу. Проведено дослідження та дано оцінку впливу теплових навантажень різної інтенсивності та тривалості на розміростабільність трубчастих елементів ферменних конструкцій для космічних апаратів. Сформульовано вимоги та розроблено конструктивно-компонувальну схему експериментальної ферми для ресурсних випробувань. Дослідження проводили на трубчастих елементах квадратного перерізу, які є одними з основних компонентів модельної ферми. Проведено вибір матеріалів, технології виготовлення та схеми армування трубчастих елементів. Для виготовлення розміростабільної ферми з композиційних матеріалів найбільше доцільно використовувати композит на основі вуглецевих волокон. Труби та фітинги виготовлялися з вуглецевого джгута УКН/5000, просоченого епоксидним зв'язуючим ЕДТ-10 «мокрим» способом за технологією автоматизованого намотування. При виборі схеми армування враховувалися такі критерії: забезпечення мінімального коефіцієнта лінійного термічного розширення (КЛТР) та міцності, що регламентується. Для оперативної оцінки впливу різних видів навантажень на геометричні параметри ферми створена методика теплових випробувань модельної ферми. Випробування включали кілька серій термоциклічних навантажень модельної ферми різної інтенсивності та тривалості. Методика встановлює правила та порядок проведення вимірювання змін лінійних розмірів ферми, правила обчислення зміни кутових розмірів, а також вимоги до робочого місця та персоналу. Розроблена методика задовольняє вимогам, що регламентуються, і дозволяє виміряти лінійні зміни розмірів ферми з точністю до 2 мкм і кутові деформації з точністю до 2-х кутових секунд. Методика була підтверджена під час аналізу змін геометричних параметрів ферми, що відбулися після серії термоциклічних навантажень. Проведено термоциклічні випробування модельної ферми. Виконано вимірювання змін геометричних параметрів модельної ферми відповідно до розробленої методики. За результатами вимірювань обчислювалися середні значення подовжень чотирьох труб, КЛТР та кутові деформації на одному етапі термоциклювання. Встановлено, що зі збільшенням кількості термоциклів відбувається термостабілізація. Це показує необхідність введення у процес виготовлення елементів розміростабільних конструкцій попереднього термоциклювання. Показано, що кутові деформації ферми практично не залежать від тривалості термоциклювання та залишаються постійними протягом усього періоду термічного навантаження.

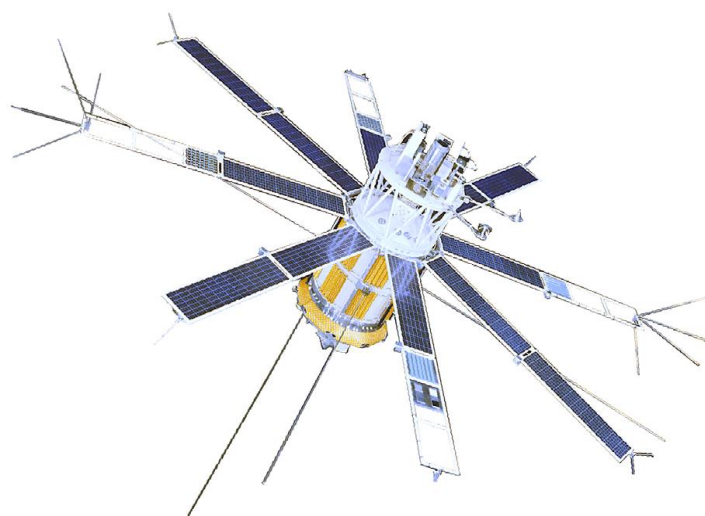
Ключові слова: розміростабільність, ферменні конструкції, космічні апарати, трубчасті елементи, конструктивно-компонувальна схема, вуглепластик, технологія автоматизованого намотування, схеми армування, міцність, методика теплових випробувань, термоциклічні навантаження, коефіцієнт лінійного термічного розширення, кутові деформації, термостабілізація.

Вступ

Одним з основних напрямків розвитку космічних апаратів (КА) «служби» Землі є підвищення точності орієнтації КА на наземні орієнтири та роздільну здатність цільової апаратури.

Зазначені тенденції накладають певні вимоги і на конструкцію КА, тобто вимагають більш точної та стабільної «прив'язки» цільової апаратури до датчиків орієнтації КА.

На прикладі розвитку космічних апаратів розробки ДКБ «Південне» можна оцінити еволюцію вимог до взаємної прив'язки цільової апаратури та датчиків орієнтації. Для КА розробки 60-х її величина становила 30 кут. хв. (КА «11Ф619»), на КА розробки 80-х років - 15 кут. хв. (КА «11Ф644»), на КА розробки 90-х років - 2 кут. хв. (КА «Либідь»), на КА розробки 2000 року - 4 кут. сек. (телескоп КА «Січ-2») (рис. 1).



а



б

Рис. 1. Космічний апарат АУОС-СМ-КФ-ІК (а) та ферменна конструкція КА з вуглепластику (б)

Основним дестабілізуючим фактором у процесі експлуатації КА на орбіті є температурні деформації конструкції внаслідок постійно діючих термоциклів

«нагрів-охолодження». З цієї причини і виник закономірний інтерес як вітчизняних, так і зарубіжних космічних фірм до нових конструкційних матеріалів, що мають низьку температурну деформованість. Такими матеріалами є інварні сплави та вуглепластик. Якщо інварні сплави мають щільність 8 г/см^3 , то цей параметр у вуглепластика становить $1,45 \text{ г/см}^3$. До того ж цей матеріал має високі пружно-міцнісні характеристики.

Саме ці властивості вуглепластика дозволяють використовувати його у розміростабільних ферменних конструкціях КА [1]. Однак до цього часу недостатньо вивчено вплив факторів космічного простору на властивості вуглепластику з часом.

Виходячи з вище сказаного, для успішного використання вуглепластика як матеріалу силових конструкцій космічного апарату необхідно вивчити вплив термоциклів на зміну геометричних параметрів конструкцій з вуглепластику протягом тривалого часу.

Мета роботи – дослідження та оцінка впливу теплових навантажень різної інтенсивності та тривалості на розміростабільність трубчастих елементів ферменних конструкцій для космічних апаратів.

Розробка конструктивно-компонувальної схеми ферменної конструкції

Використання вуглепластику як конструкційного матеріалу переслідує дві основні цілі:

- зниження маси;
- підвищення терморозміростабільності.

Якщо зниження маси є загальним завданням при проектуванні КА, підвищення розміростабільності є приватним завданням [2]. У ряді випадків влаштовує розміростабільність конструкцій, що виготовляються з алюмінієвих сплавів, хоча останні мають коефіцієнт лінійного термічного розширення (КЛТР) на 1-2 порядки вищий, ніж у вуглепластику. Однак, при проектуванні несучої ферми телескопа КА «Січ-2» неузгодженість початково отриманих розмірів (довжина ферми $\sim 1800 \text{ мм}$) не повинна перевищувати $\sim 50 \text{ мкм}$ по довжині ферми, $\sim 20 \text{ мкм}$ у поперечному напрямку та 2 кут. сек. по розвороту двох торцевих площин. Враховуючи, що КА експлуатується на орбіті 5...15 років у діапазоні температур $\sim (\pm 50)^\circ\text{C}$ (для зовнішніх несучих приладових ферм), стає зрозумілим заклопотаність розробників ферм необхідністю збереження розмірів протягом настільки тривалого часу експлуатації, що вимагає проведення ресурсних випробувань у реальному масштабі часу з почерговим нагріванням та охолодженням ферми. Враховуючи відсутність методик імітації космічних умов, передбачається нагрівання та охолодження ферми проводити на кілька завищених температур, щоб прискорити появу деформацій ферми. При виборі конструктивно-силової схеми експериментальної ферми, призначеної для ресурсних випробувань, керувалися такими вимогами:

- використання найбільш перспективних технологій, а саме - автоматизації процесу намотування волокна;
- застосування перспективних форм конструктивних елементів ферми у вигляді труби квадратного перерізу та фітингами з ортогональними променями;
- вибір конструктивно-силової схеми ферми, що має максимальну жорсткість, що забезпечується наявністю діагональних розкосів на кожній грані ферми;
- вибір простої конструктивно-компонувальної схеми ферми у формі

паралелепіпеда.

Наявність розкосів ускладнить встановлення приладів усередину ферми, але для збереження високої розміростабільності цим фактом можна знехтувати.

У зв'язку з тим, що передбачається проводити виміри між торцями ферми мікрометром (ціна поділу 1 мкм), по торцях ферми було встановлено 8 під'ятників (4 з кожного торця), виготовлених з інварного сплаву.

Габаритні розміри модельної ферми: 508×508×834 мм.

Конструкційний матеріал: вуглепластик УП-УКН-5000/ЕДТ-10П.

Перетин труб: 50×50 мм.

Товщина стінки труб: 1,5 мм

Фітинги трипроменеві, з ортогональними променями.

Кріплення розкосів проводиться за місцем за допомогою скріплюючих вуглепластикових накладок, що приклеюються. Накладки додатково скріплюються із трубами за допомогою ниткових бандажів.

Вибір матеріалів, технології виготовлення та схеми армування труб

Традиційними матеріалами виготовлення ферменних конструкцій є сплави алюмінію. Однак сучасні вимоги до ферм, що використовуються на космічних літальних апаратах (мінімальна маса, максимальна жорсткість, мінімальна деформованість при проходженні циклу «нагрів-охолодження»), передбачають застосування нового класу матеріалів – композиційних пластиків на основі скло-, вугле- або органонаповнювачів [3]. У табл. 1 наведено характеристики зазначених матеріалів у порівнянні з алюмінієвим сплавом.

Таблиця 1

Характеристики композиційних матеріалів у порівнянні з характеристиками алюмінію

Марка матеріалу	Руйнівне напруження при розтягуванні, σ_b , МПа	Модуль пружності при розтягуванні, E_b , ГПа	Щільність, ρ , г/см ³	КЛТР, $\alpha \cdot 10^{-6}$ 1/°C
Склопластик ВПС-13	475	22	1,9	6,7
Органопластик ЖСВМ-5+ЕДТ-10	2060	78	1,35	-6,5
Вуглепластик УКН-5000+УП-354	1056	138	1,45	0,8
Алюмінієвий сплав АМг-6	320	72	2,64	24,6

Вуглекомполіти мають значно вищий модулем пружності, як стосовно органопластиком, і ще більшою мірою стосовно АМг-6. Крім того, композити на основі вуглецевих волокон мають мінімальний КЛТР, більш ніж у 30 разів менший, ніж у АМг-6, що при правильному використанні даної властивості може дозволити істотно підвищити термостабільність конструкцій [4]. Таким чином, для виготовлення розміростабільної ферми з композиційних матеріалів найбільше доцільно використовувати композит на основі вуглецевих волокон.

Труби та фітинги виготовлялися з вуглецевого джгута УКН/5000,

просоченого епоксидним зв'язуючим ЕДТ-10 «мокрим» способом за технологією автоматизованого намотування (рис. 2).

При виборі схеми армування враховувалися такі критерії: забезпечення мінімального КЛТР та міцності, що регламентується.

Проведено роботи щодо вибору оптимальної схеми армування за критерієм мінімального КЛТР [5]. Контроль КЛТР проводився у діагностичній галузевій лабораторії голографії Дніпровського національного університету ім. О. Гончара (ДНУ). За результатами досліджень складено табл. 2, що відображає залежність КЛТР, міцності та маси трубчастих елементів від схеми армування.

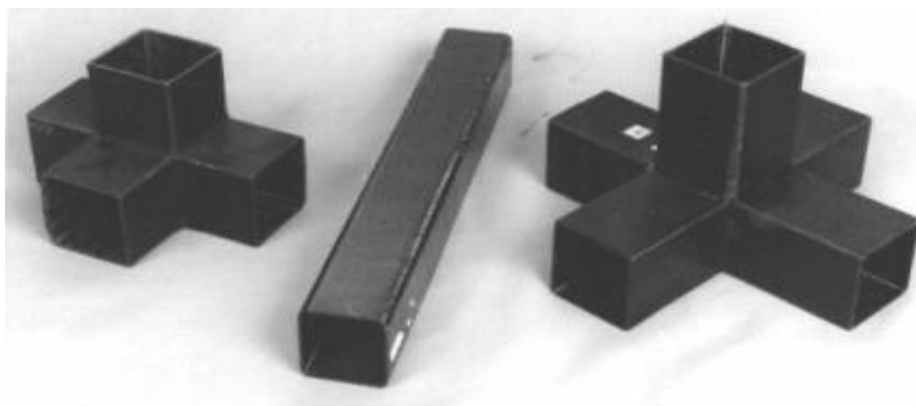


Рис. 2. Фрагменти ферми з вуглепластику, виготовлені методом намотування: трубчастий елемент та багатопроменеві фітинги

Таблица 2

Вибір схеми армування труб

№ п/п	Схема армування	Погонна маса, г/м	Руйнівне наванта ження на стиск P_p , кН	КЛТР, $\alpha \cdot 10^{-6}$, $1/^\circ\text{C}$
1	$1/90^\circ + 6/0^\circ + 1/90^\circ$	398,0	39,60	1,49
2	$1/90^\circ + 3/3^\circ + 3/-3^\circ + 1/90^\circ$	403,5	42,40	1,23
3	$1/90^\circ + 3/0^\circ + 1/90^\circ + 2/0^\circ + 1/90^\circ$	401,5	43,40	2,06
4	$2/0^\circ + 1/90^\circ + 2/0^\circ + 1/90^\circ + 2/0^\circ$	412,0	54,20	1,51
5	$2/3^\circ + 1/90^\circ + 2/3^\circ + 1/90^\circ + 2/-3^\circ$	422,5	59,40	1,95
6	$1/80^\circ + 3/3^\circ + 1/90^\circ + 3/-3^\circ + 1/80^\circ$	392,5	45,00	1,55
7	$1/80^\circ + 2/3^\circ + 1/80^\circ + 2/3^\circ + 1/80^\circ + 2/3^\circ + 1/80^\circ$	384,0	40,60	1,21
8	$8/0^\circ$	419,0	33,40	0,16
9	$7/90^\circ$	403,5	16,60	0,31
10	$3/3^\circ + 2/90^\circ + 3/-3^\circ$	414,5	48,70	1,35
11	$2/3^\circ + 2/-3^\circ + 2/3^\circ + 2/-3^\circ$	406,0	35,90	0,25

Аналіз таблиці показує, що схеми №8 і №11 мають нижчий КЛТР. На підставі таблиці можна зробити висновок, що з часткової втрати міцності (21% у порівнянні схеми №2 і №8) КЛТР зменшується у 7,7 разів. При виборі схеми армування модельної ферми за основу було прийнято схему №11. Враховуючи, що форма перерізу труби квадратна, то для того, щоб волокна не сповзали з ребра труби, приймається геодезичне намотування з малим кутом.

Методика теплових випробувань модельної ферми

Для оперативної оцінки впливу різних видів навантажень на геометричні параметри ферми виникла необхідність у створенні методики та відповідного інструменту, що дозволяє виміряти зміну габаритних розмірів ферми з точністю до 2 мкм та кутових деформацій з точністю до двох кутових секунд.

У ДНУ та ДКБ «Південне» було розроблено методику вимірювання кутових деформацій модельної ферми при теплових випробуваннях. Зазначена методика передбачала пряме вимірювання змін лінійних розмірів ферми між контрольними поверхнями, розташованими на одному поздовжньому трубчастому елементі за допомогою спеціально розробленого та виготовленого мікрометра (рис. 3).

Випробування включали кілька серій термоциклічних навантажень модельної ферми різної інтенсивності та тривалості. У процесі досліджень ферма зазнавала впливу теплових навантажень – циклів нагріву від +20 до +65°C. Після кожних 10 циклів нагрівання ферма термостабілізувалася протягом доби при температурі $T = 20 \pm 0,1^\circ\text{C}$, після чого проводилися виміри.

Під кутовими деформаціями ферми в даній методиці розуміються зміни кутів ϕ_m^{kj} , які зображені на рис. 4.

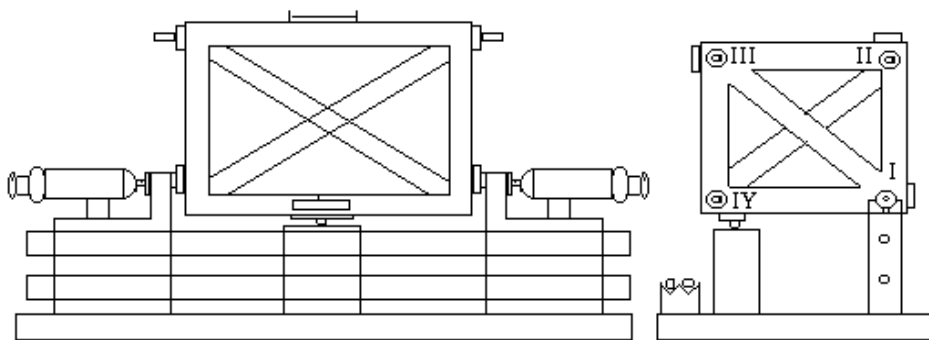


Рис. 3. Схема встановлення модельної ферми у спеціальний мікрометр

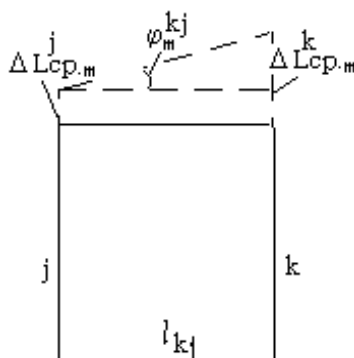


Рис. 4. Визначення кутових деформацій ферми

Кутові деформації обчислюються за формулою

$$\phi_m^{kj} = \frac{\Delta L_{cp.m}^k - \Delta L_{cp.m}^j}{l_{kj}} \cdot 3,439 \text{ (кут. хв.)}, \quad (1)$$

де l_{kj} – відстань у мм між центрами опор труб із номерами k та j ; $\Delta L_{cp,m}^j$ – середнє значення збільшення довжини j -го стрижня на m -м етапі випробувань, виміряне в мікрометрах.

Методика встановлює правила та порядок проведення вимірювання змін лінійних розмірів ферми, правила обчислення зміни кутових розмірів, а також вимоги до робочого місця та персоналу.

Розроблена методика задовольняє вимогам, що регламентуються, і дозволяє виміряти лінійні зміни розмірів ферми з точністю до 2 мкм і кутові деформації з точністю до 2-х кутових секунд.

Працездатність методики була підтверджена під час аналізу змін геометричних параметрів ферми, що відбулися після серії термоциклічних навантажень.

Теплові випробування модельної ферми та їх результати

Проведено термоциклічні випробування модельної ферми. Кожен цикл навантажень включав нагрівання ферми від температури 20 до 65°C, витримку в печі при температурі 65°C протягом 1 години і подальше охолодження до 20°C.

Після проведення термоциклювання проводилися вимірювання змін геометричних параметрів модельної ферми відповідно до розробленої методики. Результати вимірювань наведено у табл. 3.

Таблиця 3
Результати вимірювання змін геометричних параметрів модельної ферми після першого етапу термоциклирования

Температура проведення випробувань	Т°C	T=20°±0,1°C
Відстань l_{kj} між центрами опор труб із номерами k та j , мм	l_{12}	449
	l_{23}	450
	l_{34}	452
	l_{14}	449
Подовження поздовжніх стрижнів, мкм	ΔL_{cp}^1	-3
	ΔL_{cp}^2	-3
	ΔL_{cp}^3	-3
	ΔL_{cp}^4	-2,66
Кутові деформації ферми, кут. сек.	ϕ^{12}	0"
	ϕ^{23}	0"
	ϕ^{34}	0,15"
	ϕ^{14}	-0,15"

За результатами вимірювань обчислювалися середні значення подовжень чотирьох труб, КЛТР та кутові деформації на одному етапі термоциклювання за формулами

$$\Delta L_{cp}^{\Sigma} = \frac{\Delta L_{cp}^1 + \Delta L_{cp}^2 + \Delta L_{cp}^3 + \Delta L_{cp}^4}{4} \quad (2)$$

$$\alpha_{cp}^{\Sigma} = \frac{\Delta L_{cp}^{\Sigma} \cdot 10^{-6}}{L \cdot (T_2 - T_1)} \quad (3)$$

$$\phi_{cp}^{\Sigma} = \frac{\phi_{12} + \phi_{23} + \phi_{34} + \phi_{14}}{4} \quad (4)$$

де L – довжина поздовжніх стрижнів;

T_1, T_2 – початкова та кінцева температура нагріву ферми.

Отримані розрахункові значення середніх сумарних КЛТР та середніх сумарних кутових деформацій для 24-х етапів термоцикування представлені у табл. 4, а також на графіках $\alpha_{cp} = f(t)$ (рис. 5) і $\phi_{cp} = f(t)$ (рис. 6).

Таблиця 4

Середні сумарні КЛТР та кутові деформації для 24-х етапів термоцикування

Етапи термоцикування	$\alpha_{cp},$ 1/°C	$\phi_{cp},$ кут. сек.	Етапи термоцикування	$\alpha_{cp},$ 1/°C	$\phi_{cp},$ кут. сек.
1	$-9,992 \cdot 10^{-8}$	0,1525	13	$-3,009 \cdot 10^{-7}$	-0,7275
2	$-1,487 \cdot 10^{-7}$	0,35	14	$-1,865 \cdot 10^{-7}$	-0,535
3	$-2,005 \cdot 10^{-8}$	-0,195	15	$-1,132 \cdot 10^{-7}$	-0,345
4	$-1,232 \cdot 10^{-7}$	-0,6125	16	$1,112 \cdot 10^{-8}$	-0,27
5	$-1,310 \cdot 10^{-7}$	-0,765	17	$4,103 \cdot 10^{-8}$	-0,23
6	$-2,005 \cdot 10^{-8}$	-2,4475	18	$2,665 \cdot 10^{-8}$	-0,28
7	$-8,766 \cdot 10^{-8}$	-0,345	19	$1,885 \cdot 10^{-8}$	-0,42
8	$-1,365 \cdot 10^{-7}$	-3,61	20	0	-0,9175
9	$-1,310 \cdot 10^{-7}$	-2,5825	21	$3,297 \cdot 10^{-7}$	-0,265
10	$-8,766 \cdot 10^{-8}$	-1,1625	22	$5,595 \cdot 10^{-7}$	-0,065
11	$-5,548 \cdot 10^{-8}$	-0,9175	23	$1,888 \cdot 10^{-7}$	-1,985
12	$-9,992 \cdot 10^{-8}$	-0,155	24	$1,531 \cdot 10^{-7}$	-1,525

Апроксимація експериментальних даних дозволила отримати залежності КЛТР труб та кутових деформацій ферми від тривалості термоцикування у вигляді:

$$\alpha_{cp} = 1 \cdot 10^{-7} \cdot \ln(t) - 2 \cdot 10^{-7}, \quad (5)$$

$$\phi_{cp} = -1,4 \cdot 10^{-3} \cdot t - 0,81. \quad (6)$$

Аналіз залежності КЛТР труб ферми від тривалості термоцикування показує, що зі збільшенням кількості термоциклів зростає і абсолютна величина термічних деформацій, тобто відбувається термостабілізація, причому, починаючи приблизно з 10...12 етапу термоцикування, зміна закону термічного деформування стає незначною. Це вказує на необхідність введення в процес виготовлення елементів розміростабільних конструкцій такої технологічної операції, як попереднє термоцикування. Кутові деформації ферми від тривалості термоцикування практично не залежать і залишаються постійними лише на рівні – 0,8 кут. сек. протягом усього періоду термічного навантаження.

Результати досліджень термічних деформацій практично всіх основних класів арматури та односпрямованих вуглецевих композиційних матеріалів (УКМ) на їх основі показують, що ці матеріали мають суттєво низький рівень термічних деформацій у порівнянні з традиційно застосовуваними матеріалами [6 – 8].

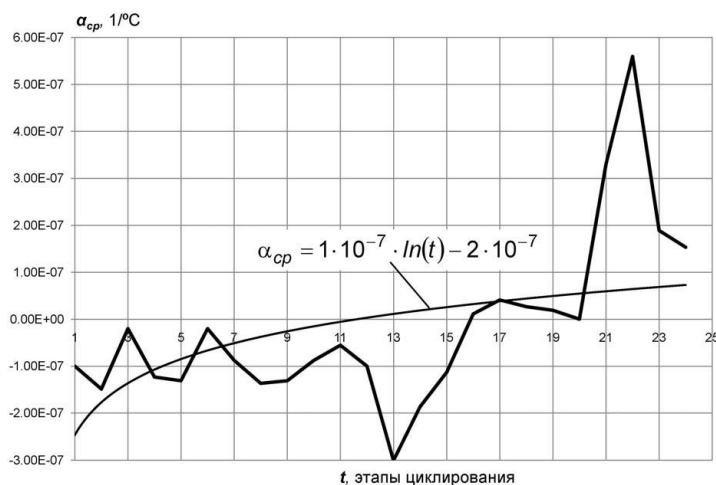


Рис. 5. Залежність КЛТР ферми від тривалості термоциклювання

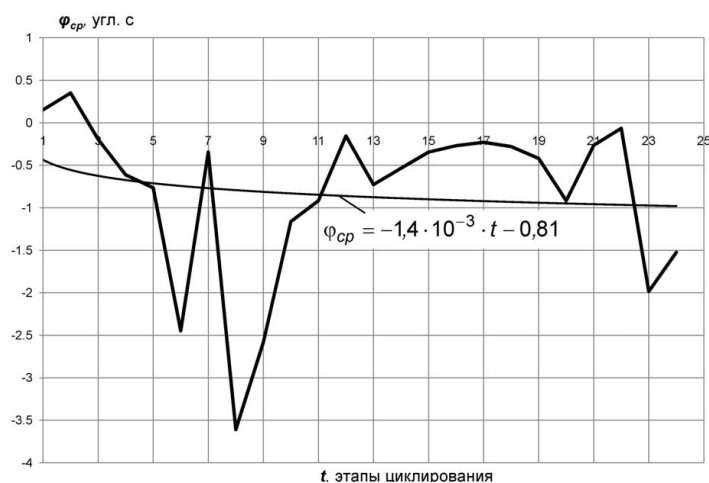


Рис. 6. Залежність кутових деформацій ферми від тривалості термоциклювання

Істотна анізотропія пружних та теплофізичних характеристик односпрямованих УКМ дозволяє створювати багатоспрямовані структури з прогнозованими у будь-якому напрямку властивостями [9]. Це ілюструє широкі перспективи застосування УКМ у розміростабільних конструкціях та можливості управління законом їхнього термічного деформування при накладенні обмежень на міцність та жорсткість.

Висновки

1. При використанні вуглепластику як конструкційного матеріалу можна знизити масу ферми в 1,7...2,8 рази в порівнянні з виготовленою з алюмінієвого сплаву.
2. Випробування на теплову деформацію показують, що лінійні та кутові деформації вуглепластикової ферми у 7 разів менші, ніж виготовленої з алюмінієвого сплаву АМг6.

3. Частка вуглепластику для більшості ферм становить 47...64%, що свідчить про наявність резервів подальшого вдосконалення ферм за масою та термостабільністю.

4. У ДНУ та ДКБ «Південне» спільно розроблено методику та випробувальне обладнання, що дозволяють з високою точністю визначати КЛТР вуглепластикових труб (точність визначення - $1 \cdot 10^{-8} 1/^{\circ}\text{C}$). Методика заснована на голографічній інтерферометрії та на порядок точніше традиційних, що використовують як вимірювальний засіб мікроскоп.

5. Розроблено оптимальну схему армування трубчастих елементів, що дозволяє на порядок знизити їх КЛТР і довести його до рівня кращих марок інварних сплавів.

6. Для визначення ступеня деформації вуглепластикових ферменних конструкцій з плином часу при впливі граничних температур виготовлено модельну ферму та проведені її ресурсні випробування, на яких вона зазнавала впливу 15 циклів теплового навантаження за схемою $20^{\circ}\text{C} \rightarrow 65^{\circ}\text{C} \rightarrow 20^{\circ}\text{C}$, у результаті яких отримані залежності КЛТР труб та кутових деформацій ферми від тривалості термоциклювання.

7. Встановлено, що зі збільшенням кількості термоциклів відбувається термостабілізація. Це показує необхідність введення у процес виготовлення елементів розміростабільних конструкцій попереднього термоциклювання.

8. Показано, що кутові деформації ферми практично не залежать від тривалості термоциклювання та залишаються постійними протягом усього періоду термічного навантаження.

Список літератури

1. Гаврюсев, В. И. Размерная стабильность материалов и элементов конструкций: обзор / В. И. Гаврюсев. – Л.: ЦНИИ «Румб», 1990. – 112 с.

2. Вышванюк, В. И. Тепловое расширение гибридных однонаправленных композитных материалов с малым температурным коэффициентом линейного расширения / В. И. Вышванюк, В. Т. Алымов // Механика композитных материалов. – 1985. – № 2. – С. 357 – 360.

3. Плуме, Э. 3. Термическое деформирование композита, армированного гибридными ткаными лентами / Э. 3. Плуме, В. М. Пономарев // Механика композитных материалов. – 1988. – №3. – С. 392 – 401.

4. Кирулис, Б. А. Методика проектирования оптимальной структуры несущих стержней из углепластика с учетом термического расширения / Б. А. Кирулис // Механика композитных материалов. – Рига: Риж. политехн. ин-т, 1982. – С. 61 – 67.

5. Оптимизация технологии формообразования намоткой размеростабильных трубчатых элементов / И. В. Малков, Ю. М. Тарасов, В. Н. Рыбаков, В. И. Воскобойников // «Теория и практика технологии производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов», Труды 5-й Московской Междунар. конф., 24-27 апреля 2007 г., МГУ – М.: SAMPE-Европа, НИАТ. - С. 403 – 408.

6. Кочетков, В. А. Термическое деформирование однонаправлено армированных гибридных композитов. Сообщение 1 / В.А. Кочетков, Р.Д. Максимов // Механика композитных материалов. – 1989. – №2. – С. 229 – 236.

7. Углеродные волокна и углекомполиты / под. ред. Э. Фитцера. – М.: Химия, 1988. – 336 с.

8. Термическое деформирование композитов для размеростабильных конструкций / А. В. Суханов, В. А. Лапоткин, В. Я. Артемчук., Л. А. Соболев // Механика композитных материалов. – 1990. – №4. – С. 599 – 604.

9. Гурвич, М. Р. Влияние схемы армирования на прочность многонаправленных углепластиков при одноосном нагружении / М. Р. Гурвич, А. В. Суханов // Механика композитных материалов. – 1989. – №2. – С.346 – 348.

References

1. Gavryusev, V. I. Razmernaya stabilnost materialov i elementov konstruksii: obzor / V. I. Gavryusev. – L.: TsNII «Rumb», 1990. – 112 s.

2. Vishvanyuk, V. I. Teplovoe rasshirenie gibridnikh odnonapravlennikh kompozitnikh materialov s malim temperaturnim koeffitsientom lineinogo rasshireniya / V. I. Vishvanyuk, V. T. Alimov // Mekhanika kompozitnikh materialov. – 1985. – № 2. – S. 357 – 360.

3. Plume, E. Z. Termicheskoe deformirovanie kompozita, armirovannogo gibridnimi tkanimi lentami / E. Z. Plume, V. M. Ponomarev // Mekhanika kompozitnikh materialov. – 1988. – №3. – S. 392 – 401.

4. Kirulis, B. A. Metodika proektirovaniya optimalnoi strukturi nesushchikh sterzhnei iz ugleplastika s uchetom termicheskogo rasshireniya / B. A. Kirulis // Mekhanika kompozitnikh materialov. – Riga: Rzh. politekhn. in-t, 1982. – S. 61 – 67.

5. Optimizatsiya tekhnologii formobrazovaniya namotkoi razmerostabilnikh trubchatikh elementov / I. V. Malkov, Yu. M. Tarasov, V. N. Ribakov, V. I. Voskoboinikov // «Teoriya i praktika tekhnologii proizvodstva izdelii iz kompozitsionnikh materialov i novikh metallicheskich splavov», Trudi 5-i Moskovskoi Mezhdunar. konf., 24-27 aprelya 2007 g., MGU – M.: SAMPE-Evropa, NIAT. - S. 403 – 408.

6. Kochetkov, V. A. Termicheskoe deformirovanie odnonapravleno armirovannikh gibridnikh kompozitov. Soobshchenie 1 / V. A. Kochetkov, R. D. Maksimov // Mekhanika kompozitnikh materialov. – 1989. – №2. – S. 229 – 236.

7. Uglerodnye volokna i uglekompoziti / pod. red. E. Fittsera. – M.: Khimiya, 1988. – 336 s.

8. Termicheskoe deformirovanie kompozitov dlya razmerostabilnikh konstruksii / A. V. Sukhanov, V. A. Lapotkin, V. Ya. Artemchuk., L. A. Sobol // Механика композитных материалов. – 1990. – №4. – С. 599 – 604.

9. Gurvich, M. R. Vliyanie skhemi armirovaniya na prochnost mnogonapravlennikh ugleplastikov pri jednoosnom nagruzhenii / M. R. Gurvich, A. V. Sukhanov // Механика композитных материалов. – 1989. – №2. – С.346 – 348.

Надійшла до редакції 11.08.2025, розглянута на редколегії 11.08.2025.

Design, manufacture and testing of carbon fiber plastic dimension-stable tubular elements of spacecraft truss structures

The article shows that one of the main areas of development of spacecraft (SC) "in service" of the Earth is to increase the accuracy of SC orientation to ground reference points and the resolution of the target equipment. The main destabilizing factor during SC operation in orbit is the temperature deformation of the structure due to the constantly acting "heating-cooling" thermal cycles. The properties of carbon fiber allow it to be used in dimensionally stable truss structures of spacecraft. The influence of space factors on the properties of carbon fiber over time has not yet been sufficiently

studied. Therefore, it is necessary to study the effect of thermal cycles on the change in the geometric parameters of carbon fiber structures over a long period of time. Research has been conducted and the effect of thermal loads of varying intensity and duration on the dimensional stability of tubular elements of truss structures for spacecraft has been assessed. Requirements have been formulated and a design and layout scheme of an experimental truss for resource tests has been developed. Studies were carried out on tubular elements of square cross-section, which are one of the main components of the model truss. A selection of materials, manufacturing technology and reinforcement scheme for tubular elements has been made. For manufacturing a dimensionally stable truss from composite materials, it is most preferable to use a composite based on carbon fibers. Pipes and fittings were made of carbon bundle UKN/5000 impregnated with epoxy binder EDT-10 by the "wet" method using automated winding technology. When selecting the reinforcement scheme, the following criteria were taken into account: ensuring a minimum coefficient of linear thermal expansion (CLTE) and regulated strength. For the prompt assessment of the influence of different types of loads on the geometric parameters of the truss, a method of thermal tests of the model truss was developed. The tests included several series of thermal cyclic loads of the model truss of varying intensity and duration. The method establishes the rules and procedure for measuring the linear dimensions of the truss, the rules for calculating changes in angular dimensions, as well as requirements for the workplace and personnel. The developed method meets the regulated requirements and allows measuring linear changes in the truss dimensions with an accuracy of 2 microns and angular deformations with an accuracy of 2 angular seconds. The efficiency of the method was confirmed by analyzing changes in the geometric parameters of the truss after a series of thermal cycling loads. Thermal cycling tests of the model truss were carried out. After thermal cycling, changes in the geometric parameters of the model truss were measured in accordance with the developed method. Based on the measurement results, average values of elongations of four pipes, CLTE and angular deformations at one stage of thermal cycling were calculated. It was found that with an increase in the number of thermal cycles, thermal stabilization occurs. This shows the need to introduce preliminary thermal cycling into the process of manufacturing elements of dimensionally stable structures. It is shown that angular deformations of the truss are practically independent of the duration of thermal cycling and remain constant throughout the entire period of thermal loading.

Keywords: dimensional stability, truss structures, spacecraft, tubular elements, design and layout scheme, carbon fiber, automated winding technology, reinforcement schemes, strength, thermal testing methods, thermal cycling loads, coefficient of linear thermal expansion, angular deformations, thermal stabilization.

Відомості про автора:

Малков Ігор Владиславович – доктор технічних наук, професор, професор каф. 103 «Проектування літаків та вертольотів» Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут», Україна, e-mail: i.malkov@khai.edu, ORCID: 0009-0002-0976-3293.

About the Author:

Malkov Igor – Doctor of Technical Sciences, Professor, Dep. № 103 "Aircraft and Helicopter Design", National Aerospace University "KhAI", Ukraine, e-mail: i.malkov@khai.edu, ORCID: 0009-0002-0976-3293.