

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
"КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО"**

МАСЛЄЙ ВОЛОДИМИР МИКИТОВИЧ



УДК 539.3+534.13+629.783

**МІЦНІСТЬ КОМПОЗИЦІЙНИХ ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНИХ
СИЛОВИХ КОНСТРУКЦІЙ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ПРИ
ДИНАМІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ**

05.02.09 – динаміка та міцність машин

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового
ступеня кандидата технічних наук

Київ – 2018

Дисертацією є рукопис

Робота виконана в Державному підприємстві "Конструкторське бюро "Південне" імені М.К. Янгеля" Державного космічного агентства України

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
Рудаков Костянтин Миколайович,
Національний технічний університет України
"Київський політехнічний інститут імені Ігоря
Сікорського", професор кафедри динаміки і міцності
машин та опору матеріалів

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
Львов Геннадій Іванович,
Національний технічний університет
"Харківський політехнічний інститут",
завідувач кафедри динаміки та міцності машин

доктор фізико-математичних наук, старший науковий
співробітник

Маслов Борис Петрович,
Інститут механіки ім. С.П. Тимошенка НАН України,
головний науковий співробітник відділу механіки
повзучості

Захист відбудеться « 29 » листопада 2018 р., о 15 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 26.002.01 при Національному технічному університеті України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського" за адресою: 03056, м. Київ, пр. Перемоги, 37, корп. №1, ауд. №166.

З дисертацією можна ознайомитися у Науково-технічній бібліотеці ім. Г.І. Денисенка Національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського" за адресою: 03056, м. Київ, пр. Перемоги, 37.

Автореферат розісланий « 27 » жовтня 2018 р.

Учений секретар
спеціалізованої вченої ради



О.О. Боронко

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Починаючи з першої Національної космічної програми України, яка була розроблена у 1993 році, і у всіх наступних програмах пріоритетним завданням було визначено створення космічних систем (КС) дистанційного зондування Землі (ДЗЗ). З запуску космічного апарату (КА) "Січ-1" у 1995 році почалося створення національної космічної системи ДЗЗ.

При отриманні завдань по створенню КА зі сканерами високої роздільної здатності ("Січ-2", "Egypstat-1" – 8 м, "Січ-2М" – 2.5 м, "Sat4EO" – 0.5 м) виявилось, що вирішення цього завдання неможливо без переходу на терморозміростабільні (ТРС) конструкції як самого КА, так і сканерів високої роздільної здатності (СВРЗ).

Таку мету на початку ХХІ сторіччя можна досягнути шляхом застосування композиційних матеріалів (КМ) зі спеціально спроектованою структурою. Саме цей шлях обрали провідні світові фірми, що займаються цією проблематикою. З оглядом на дуже великі витрати на створення нових КА, докладні відомості про здобутки окремих фірм з цих питань принаймні у середньостроковій перспективі не розголошуються.

Основою силових ТРС конструкції КА є панельна, оболонкова або рамна конструкція, з місцями для кріплення апаратури, з отворами тощо. Кожен КА після виготовлення повинен пройти цикл випробувань. Оскільки космічні старты на території України відсутні, то неминуче перевезення КА українського виробництва на великі відстані. При запуску ракети-носія (РН) в перші секунди і РН, і КА з корисним навантаженням зазнають велике прискорення, значну вібрацію та акустичне навантаження. Наслідком руху КА по орбіті Землі, із заходом його в тінь Землі та виходом з неї під вплив сонячного опромінювання, є термічні цикли, які призводять до температурних деформацій. Тому до силових ТРС конструкції КА та СВРЗ пред'являють низку вимог, зокрема:

- міцність, жорсткість та несуча здатність на всьому життєвому циклі: при виготовленні, випробуваннях, транспортуванні на великі відстані, запуску на орбіту, роботі на орбіті;
- висока температурна стабільність форми та розмірів при скануванні поверхні Землі з орбіти;
- багатоциклова термічна витривалість при роботі на орбіті;
- жорсткі обмеження щодо ваги та технологічності виготовлення.

Зі всіх різновидів КМ найбільш перспективними для силових ТРС конструкцій КА та СВРЗ вважаються полімерні КМ на основі вуглецю (ПКМ). Однак, по-перше, ПКМ мають дуже специфічні властивості порівняно з легкими металами, які традиційно застосовувалися у КА, по-друге, є вартісними внаслідок складної технології виготовлення, а по-третє (як наслідок) – є мало вивченими щодо їх характеристик міцності та механічної й термічної втоми.

Але силові ТРС конструкції КА та СВРЗ потрібно проектувати, виготовляти, запускати та експлуатувати вже зараз, тому дуже актуальною є задача створення методик та методів, що дозволяють отримувати силові ТРС конструкції КА та СВРЗ з наперед заданими ТТХ, зокрема й щодо достатньої міцності та тривалості їх

життєвого циклу. Це завдання комплексне та складне, воно потребує наукового обґрунтування та вирішення з єдиних сучасних методологічних підходів.

Оскільки першочергова мета – отримати терморозміростабільні конструкції КА та СВРЗ, то потрібно реалізувати таку причинно-наслідкову послідовність забезпечення: спочатку – терморозміростабільність, потім – розміростабільність (жорсткість) і лише потім – міцність та ресурс. Всі ці характеристики взаємопов'язані, тому повинні розглядатися в комплексі.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана в ДП "КБ "Південне" при виконанні Державних космічних програм України:

1. "Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2008-2012 роки", затверджена Законом України від 30 вересня 2008 року № 608-VI. Її завдання:

- "Січ-2" – створення космічної системи для спостереження Землі в оптичному діапазоні;
- "Мікросат" – створення та використання перспективних малих супутників;
- "Оптика" – створення бортових оптико-електронних систем.

2. "Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2013—2017 роки", затверджена Законом України від 5 вересня 2013 року № 439-VII. Її завдання:

- "Січ-2-1" – створення оптико-електронної космічної системи (з просторовим розрізненням 8 метрів) і забезпечення її функціонування;
- "Січ-2М" – створення космічної оптико-електронної системи (з просторовим розрізненням 2.5 метра);
- "Мікросат-М" – проведення наукового космічного експерименту "Іоносат-Мікро".

Є Проект загальнодержавної цільової науково-технічної космічної Програми на 2019-2023 роки. Її завдання: "Січ-3-О" – створення космічної оптико-електронної системи (з просторовим розрізненням краще 1 метра).

Мета й задачі дослідження. Метою дисертації є наукове обґрунтування та розробка методів проектування композитних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів та сканерів високої роздільної здатності для космічних апаратів дистанційного зондування Землі, із заданими тактико-технічними характеристиками, в частині забезпечення достатньої жорсткості та міцності при мінімальній вазі.

Для досягнення мети дослідження були поставлені наступні завдання:

1. Запропонувати та обґрунтувати метод проектування композитних силових ТРС конструкцій КА та СВРЗ, яка забезпечить його статичну міцність;
2. Запропонувати та обґрунтувати методи перевірочних розрахунків композитних силових ТРС конструкцій КА та СВРЗ, які забезпечать визначення характеристик їх жорсткості та динамічної міцності при навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту КА (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

Об'єкт дослідження: терморозміростабільна силова конструкція КА та сканера високої роздільної здатності для КА класу "Січ", виготовлена з ПКМ із використанням стільникового наповнювача.

Предмет дослідження: жорсткість та міцність терморозміростабільної силової конструкції КА та СВРЗ для КА класу "Січ", виготовленої з ПКМ із використанням стільникового наповнювача.

Методи дослідження. Поставлена в дисертації мета досягається застосуванням теоретичного та комп'ютерного моделювання, з урахуванням складних умов життєвого циклу об'єкта дослідження, а також проведення підтверджуючих натурних випробувань. Достовірність отриманих результатів забезпечується застосуванням математичних моделей у вигляді крайових задач теорії лінійної термопружності та динамічного навантаження, сучасного програмного забезпечення з методу скінченних елементів, а також проведенням аналізу результатів розрахунків, зокрема й порівняльним з даними, наведеними в літературі та отриманими в натурних випробуваннях.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному:

- розроблена наукова основа створення композитних терморозміростабільних силових конструкцій КА;
- визначена наукова основа створення адекватних скінченно-елементних моделей композитних терморозміростабільних силових конструкцій КА, проведена їх верифікація;
- на основі розрахунків в ANSYS APDL визначені характеристики напружено-деформованого стану та проведена оцінка жорсткості та міцності панелі корпусу блока корисного навантаження КА при динамічних навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту КА (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

Практичне значення отриманих результатів мають наступні результати роботи:

- розроблена методика прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення композитних силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА;
- розроблена методика створення обґрунтованих скінченно-елементних моделей композитних силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА;
- розроблена методика чисельного моделювання напружено-деформованого та збудженого стану композитних терморозміростабільних силових елементів КА із СВРЗ.

Практичне значення отриманих результатів підтверджено створенням реальних конструкцій СВРЗ для КА класу "Січ" з відповідним актом впровадження в ДП "КБ "Південне", наведеним у Додатку.

Особистий внесок здобувача.

Роботу виконано під науковим керівництвом доктора технічних наук, професора Рудакова К.М. Основні результати, що становлять суть дисертаційної роботи, автор отримав самостійно. У публікаціях, написаних у співавторстві, здобувачеві належать формулювання завдань, частини зі загальним описом об'єкта, розробка або вибір математичних моделей; керування проведенням обчислювальних та натурних експериментів конкретних конструкцій з визначення характеристик силових терморозміростабільних конструкцій КА, загальне редагування статей.

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційної роботи обговорювалися на 5-ій Міжнародній конференції "Космические технологии: настоящее и будущее" (2015 р., м. Дніпропетровськ, Україна); на 67-му Міжнародному космічному Конгресі (2016, Гвадалахара, Мексика); на XI

Міжнародній конференції по теорії та методам антен "ICATT 17" (2017, м. Київ, Україна); на Міжнародному семінарі Європейської Комісії НАН України "Матеріали, стійкі до надзвичайних умов для майбутніх енергетичних систем" (2017, м. Київ, Україна); на 17-й Українській конференції з космічних досліджень (2017, м. Одеса, Україна); на XVIII та XIX Міжнародних науково-технічних конференціях "Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта" (2017, 2018 р., м. Київ, Україна).

Публікації. Основні зміст дисертації викладено в 14 наукових працях, з них 6 статей у фахових виданнях (з яких 4 в українських виданнях, що входять до наукометричних баз даних), 1 в інших виданнях та 7 тез доповідей.

Структура й обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаних джерел і 3-х додатків. Загальний обсяг дисертації становить 189 сторінок, у тому числі основного тексту дисертації 153 сторінки, 80 рисунків, 27 таблиць, список використаних джерел зі 144 найменувань на 18-ти сторінках, додатків на 6 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі визначена актуальність теми дослідження, сформульовані мета та задачі дослідження, об'єкт, предмет та методи дослідження. Відмічена наукова новизна та практичне значення одержаних результатів. Наведено інформацію щодо зв'язку роботи з науковими темами, апробації результатів, та публікацій за темою дисертаційної роботи з визначенням власного внеску автора.

У першому розділі зроблено огляд ТРС силових конструкції КА та СВРЗ для КА класу "Січ", основні науково-технічні проблеми їх створення. Приведена загальна інформація про КА класу "Січ", про нову силову платформу "Січ-2М". Затверджена загальна маса КА "Січ-2М" 525 кг.

Відзначено, що КА в космосі мають нестационарні теплові режими, не зважаючи на системи активного та пасивного терморегулювання. У ТЗ на КА "Січ-2М" щодо розмірної стабільності (РС) закладена така вимога: нестабільність кутового положення посадкових місць оптико-електронного блоку СВРЗ відносно базової системи координат не повинна перевищувати 4 кутові секунди (3σ), а ТРС конструкцій СВРЗ, встановлених на КА: не більше 0.1 мм/м в умовах температурного циклу $-150^{\circ}\text{C} \dots +150^{\circ}\text{C}$. Матеріали, що відповідають обом вимогам РС та ТРС одночасно, існують. Це – полімерні композиційні матеріали (ПКМ) з вуглецевим наповнювачем, інакше – вуглепластики. Тому для модуля апаратурної платформи (МАП) "Січ-2М" прийнято рішення, що його панелі будуть виконані у вигляді тришарової стільникової конструкції з обшивкою з вуглепластика. Розміри корпусу МАП 1300x1300x700мм, корпусу блока корисного навантаження (БКН) 1520x1090x538.4 мм, і він теж має стільникові панелі.

Питанням композитних матеріалів, зокрема й ПКМ та стільникових панелей, присвячені монографії таких авторів: Гузь О.М., Хорошун Л.П., Ванін Г.А., Грігоренко Я.М.; Болотін В.В., Новичков Ю.М.; Малмейстер А.К., Тамуж В.П., Тетерс Г.А.; Васильєв В.В.; Джур Є.О., Кучма Л.Д., Манько Т.А., Сітало В.Г., Санін Ф.П., Санін А.Ф.; Абибов А.Л.; Браутман Л., Крок Р.; Малоземов В.В.; Пейгано Н.;

Нарусберг В.Л., Тетерс Г.А.; Немировський Ю.В., Резников Б.С.; Нотон Б.; Образцов І.Ф., Васильєв В.В., Бунаков В.А.; Лехницький С.Г.; Молодцов Г.А., Біткін В.Е., Симонов В.Ф., Урмансов Ф.Ф.; Мэттьюс Ф., Ролингс Р.; Kollar L.P., Springer G.S.; Hill R. та інші. Є велика довідникова література: Карпінос Д.М.; Панін В.Ф., Гладков Ю.А.; Любін Дж. та інші. Є серія книг з Європейського співробітництва для космічної стандартизації ECSS-E-HB-32-20, ECSS-E-HB-32-26, ECSS-E-ST-10-03C, ECSS-E-ST-32-10C, інші (2010-ті роки). Прийняті нормативні документи, стандарти: ГОСТ Р 56514-2015; ASTM D 5229 – D 5229M-2004; ASTM D 5379, інші.

Застосування ПКМ у відкритому космосі – доволі нове завдання. Оскільки повернення КА з космосу не передбачено, то діагностика відмов дуже обмежена. Тому для забезпечення надійної роботи елементів КА з ПКМ в космосі у складі КА потрібно ще на Землі проводити натурні імітаційні випробування та чисельні розрахунки. З методу скінченних елементів (МСЕ) як основного розрахункового методу сучасності, є книги багатьох авторів, зокрема, Crisfield M.A., Bathe K.J., Zienkiewicz O., а також описи теоретичних основ програмних комплексів: ANSYS Theory; NASTRAN Basic Dynamics, інших.

Зазначено, що життєвий цикл КА включає такі стадії: виготовлення, випробування, транспортування, запуск на орбіту, робота на орбіті не менш ніж 7 років (вимога ТЗ). Приведена характеристика різноманітних випробувань КА з питань, безпосередньо пов'язаних з міцністю: транспортування, динамічні, вібро-імпульсні (загальні та для окремих блоків).

Відзначено, що у натурних випробуваннях КМ встановлено, що повному руйнуванню КМ передують складний процес руйнування його складових. Тому безпечною вважається робота КМ при навантаженнях, які не викликають "першого руйнування шару" (до появи першого стрибка на діаграмі деформування). При перевищенні цього рівня критерії міцності КМ повинні замінюватися на критерії руйнування. Оскільки в КА явища руйнування шарів КМ не допускаються, то навантаження повинні бути в межах до нижньої границі несучої спроможності конструкції, а розрахунковими критеріями повинні бути критерії міцності: Гольденבלата-Копнова, Цая-Ву, узагальнений критерій Мізеса, максимальних напружень або деформацій, Цая-Хілла, Хоффмана, інші.

Також відзначено, що розмірна та терморозмірна стабільність – це усереднена характеристика як композитного пакету, так і виробу в цілому. Тому при розрахунках на РС та ТРС об'єкта можна використовувати як пошарові, так і усереднені ("еквівалентні") моделі композиційних матеріалів.

У висновках з першого розділу наведений чималий список ще не вирішених проблем у створенні КА класу "Січ-2М", частка яких увійшла у мету та завдання дисертаційних досліджень.

Другий розділ присвячений викладенню теоретичних основ проведення розрахунків на міцність для нових композитних ТРС конструкцій КА класу "Січ-2М". На основі літературних даних розглянуті такі питання:

- рівняння теорії термопружності (постановка крайової задачі);
- рівняння методу скінченних елементів (методу створення імітаційних моделей та проведення розрахунків);

- метод знаходження власних частот та форм коливань об'єктів;
- знаходження амплітудно-частотних характеристик об'єктів, підданих гармонійним вібраціям, за методом суперпозиції мод;
- метод розрахунків об'єктів під дією випадкових вібрацій;
- алгоритм визначення пружної втрати стійкості елементів конструкцій за методом Ейлера із застосуванням методу скінченних елементів;
- еквівалентні характеристики шаруватих композиційних матеріалів і методи їхнього визначення;
- феноменологічні критерії міцності шаруватих композиційних матеріалів.



Рис.1 Силова конструкція об'єктива прийомного блоку (корпуса) СВРЗ

Третій розділ присвячений методиці прийняття обґрунтованих конструкторських рішень *створення та вдосконалення композитних ТРС силових конструкцій СВРЗ* для КА класу "Січ-2М". Оскільки першочергова мета – отримати ТРС силову конструкцію СВРЗ, то потрібно реалізувати таку причинно-наслідкову послідовність її забезпечення: спочатку – ТРС, потім – РС і лише потім – міцність та ресурс. Всі ці характеристики взаємопов'язані, тому повинні розглядатися в комплексі.

Розроблена під керівництвом автора дисертації методика визначення схеми армування, "еквівалентних" пружних модулів та коефіцієнтів температурного лінійного розширення (КТЛР), складається з таких етапів:

- обрання матеріалів для створення композитної оболонки: вуглецевої нитки та епоксидної смоли; визначення їх модулів пружності та КТЛР;
- призначення декілька пробних, симетричних відносно середини товщини, схем армування стінки оболонки, пластини або труби. Схема армування містить деяку частку волокон вздовж осі оболонки (осі Z), а інші – з кутами;
- створення в ANSYS моделі з одного шаруватого тривимірного скінченного елемента у формі куба з розміром сторін, який дорівнює половини товщини стінки оболонки;
- завдання умов закріплення вузлів скінченних елементів. Для визначення "еквівалентних" модулів пружності Юнга та КТЛР це – умови симетрії відносно трьох площин. Для визначення "еквівалентних" модулів пружності на зсув – це одна умова симетрії по товщині, та додаткові умови, які дозволяють кубічному за формою СЕ деформуватися в ромб;
- завдання умов силового навантаження: три варіанти – розтягування СЕ в перпендикулярних напрямках відносно вільних від закріплення сторін СЕ (для отримання модулів пружності Юнга та коефіцієнтів Пуассона), та ще три варіанти – розтягування СЕ в діагональних напрямках, щоб СЕ моделював рівномірний зсув;
- завдання умов температурного "навантаження" (окремі задачі): початкова та поточна температури (однакові для всього СЕ). Умови закріплення – як для отримання модулів пружності Юнга;
- проведення розрахунків для всіх варіантів та виведення результатів розрахунків: переміщень та деформацій;

- визначення "еквівалентних" пружних модулів та КТЛР за формулами теорії пружності;
- побудова графіків зміни отриманих характеристик, з урахуванням кута орієнтації волокон (рис.2).

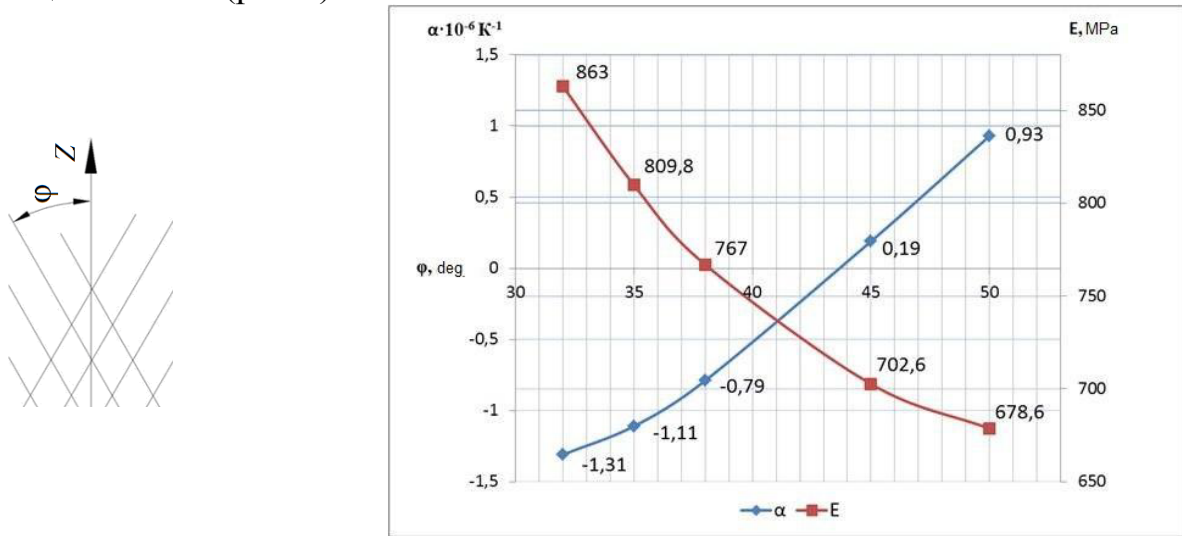


Рис.2 Схема орієнтації волокон відносно повздовжньої осі корпусу (а); модуль пружності Юнга та коефіцієнт температурного лінійного розширення в залежності від кута орієнтації волокон (б), перераховані на напрямок осі Z

При проектуванні корпусу (див. рис.1), за розробленою методикою розрахунки проводили як у попередній фазі проекту, так і в заключній. Вони дозволили визначитися з марками матеріалів та схемою армування КМ. Зокрема, для корпусу оптичного СВРЗ, призначеного для встановлення на КА "Січ-2М", було обрано вуглецеву стрічку марки ТС-36S-12К та епоксидне сполучне марки ЭДП-69У. Характеристики односпрямованого шару вуглепластика ТС-36S-12К / ЭДП-69У наведено в таблиці 1.

Таблиця 1

Фізико-механічні характеристики односпрямованого шару вуглепластика ТС-36S-12К / ЭДП-69У

Модулі пружності, МПа			Модулі зсуву, МПа			Коефіцієнти Пуассона			Коефіцієнти температурного лінійного розширення, 1/С°		
E_{11}	E_{22}	E_{33}	G_{12}	G_{23}	G_{31}	μ_{12}	μ_{23}	μ_{31}	α_{11}	α_{11}	α_{11}
$1.32 \cdot 10^5$	6500	6500	3500	2300	3500	0.32	0.5	0.32	$1.4 \cdot 10^{-7}$	$30 \cdot 10^{-6}$	$30 \cdot 10^{-6}$

Густина вуглепластика ТС-36S-12К/ЭДП-69У складає $\rho = 1490 \text{ кг/м}^3$.

Для чисельних розрахунків, згідно з узагальненою схемою армування пакета (таблиця 2) та розробленою методикою, були підраховані "еквівалентні" характеристики пакета (таблиця 3).

Невелике від'ємне значення α_z потрібно мати для того, щоб компенсувати температурні деформації металевих закладних, на яких закріплюються дзеркала і матеріал яких має позитивне значення КТЛР.

Таблиця 2

Узагальнена схема армування пакета

Схема армування пакета	Кількість шарів в одному пакеті	Товщина пакета, мм	Кількість пакетів
$\frac{3}{K} + \frac{2}{41} + \frac{2}{-41}$	4	4	1

Таблиця 3

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики пакету з шарів вуглепластика ТС-36S-12К / ЭДП-69У, циліндрична система координат R, θ, Z

Модулі пружності, МПа			Модулі зсуву, МПа			Коефіцієнти Пуассона			Коефіцієнти температурного лінійного розширення, $1/^\circ\text{C}$		
E_R	E_θ	E_Z	$G_{R\theta}$	$G_{\theta Z}$	G_{ZR}	$\mu_{R\theta}$	$\mu_{\theta Z}$	μ_{ZR}	α_R	α_θ	α_Z
7950	16320	67090	2600	20460	3210	0.19	0.22	0.0036	$41.22 \cdot 10^{-6}$	$8.78 \cdot 10^{-6}$	$-0.68 \cdot 10^{-6}$

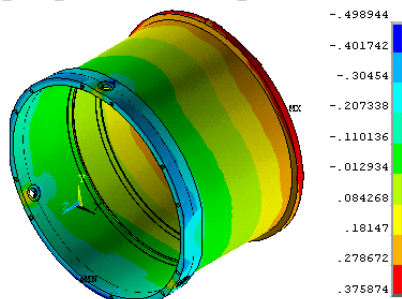
Ця методика офіційно затверджена та використовується для обчислення характеристик матеріалів конструкцій, застосовуваних у космічних апаратах, розроблювальних ДП "КБ "Південне" імені М.К. Янгеля". Всі розрахункові характеристики показали добре узгодження з результатами експериментів.

Як приклад розглянули циліндричну обичайку, виконану з вуглепластика.

У технічному завданні на розробку обичайки наведена така вимога: при зміні температури на 10°C взаємне переміщення торців уздовж поздовжньої осі не повинне перевищувати 2 мкм.

Було випробувано два екземпляри обичайки. Перший екземпляр – технологічний, був виготовлений зі схемою армування, що забезпечує міцність обичайки (ще до розроблення методики, описаної вище). На цьому екземплярі були проведені випробування по визначенню переміщення торців. Результати випробувань показали, що переміщення торців обичайки склало 6.23 мкм, що не задовольнило вимоги ТЗ.

Перед виготовленням дослідного зразка за допомогою розробленої та описаної вище методики була підібрана схема армування з метою задоволення вимогам ТЗ, та були розраховані переміщення. Результати розрахунку наведені на рисунку 3.



Переміщення, мкм	
По ТЗ	2.00
Технологічний зразок	6.23
Дослідний зразок	0.75
З розрахунку	0.87

Рис.3 Переміщення обичайки в поздовжньому напрямку при зміні температури на 10°C , мкм

Для підтвердження достовірності розрахунків проводили натурні випробування. Виявилося, що отриманий КТЛР вздовж поздовжньої осі оболонки склав $\alpha \approx -0.47 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$, що задовольняє вимогам. А розрахунок дослідного зразка

корпуса дав задовільні значення переміщення місць кріплення дзеркал у повздовжньому напрямку величиною -0.00016 мм (на 1 м відстані) при допустимій величині ± 0.0022 мм.

Висновок: створена надійна теоретична основа методу проектування ТРС оболонкової конструкції з ПКМ, яка необхідна для розробки перспективних СВРЗ. Це дозволяє оцінювати необхідні фізико-механічні особливості структури ПКМ в попередній фазі проекту, визначаючи структуру ПКМ (кути намотування, кількість шарів, їх товщини та інше) та компоненти композиційного матеріалу (потрібно застосовувати полімерні композитні матеріали (ПКМ) на основі вуглецевої нитки, доступної в Україні).

З огляду на позитивні результати застосування створеної та описаної вище методики проектування ПКМ з прогнозованими характеристиками, а також з метою зведення коригувань конструкції до мінімуму, була розроблена інженерна методика проектування терморозміростабільних оболонкових конструкцій з композиційних матеріалів.

Вихідними даними для проектування оболонкової конструкції є:

- конфігурація та геометричні розміри оболонки;
- маса та положення центрів мас елементів, що кріпляться до оболонки;
- розташування елементів, до яких пред'явлені вимоги зі стабільності розмірів;
- значення допустимих деформацій/переміщень;
- значення робочого діапазону температур, для якого повинне виконуватися вимога по стабільності розмірів;
- напрямок і значення діючих навантажень.

Для кожної частини вибирається схема армування по відомим фізико-механічним властивостям шару вуглепластика, зокрема по КТЛР, нормальному й зсувному модулю пружності й т.п., залежно від схем армування, як це описано вище. Для визначення значення КТЛР, також як і для вибору схеми армування, використовуються розрахункові характеристики шару вуглепластика, які можуть бути уточнені надалі експериментально. Для кожної частини конструкції визначається сумарний КТЛР вуглепластика. Сумарний КТЛР ділянок корпусу зі стовщенням розраховується за правилом сумішей.

Прийнято, що з причини відносно невеликих довжин підсилень корпусу схема армування цих підсилень може бути прийнята така ж, як і схема армування обичайки для запобігання місцевого короблення. Це спрощує не тільки виготовлення, а й розрахунок, оскільки оболонка з підсиленням країв розраховується як оболонка з місцевими збільшеннями товщини.

Сумарна температурна деформація вуглепластикової частини корпусу обчислюється за формулою суперпозиції.

Якщо отриманий результат виявляється незадовільним, то розрахунок повторюється зі зміною вхідних параметрів до отримання прийнятних результатів. Після отримання задовільного результату щодо ТРС силової конструкції, проводиться її розрахунок на міцність, зокрема, на стійкість і на зсув.

Роботи зі створення корпусу СВРЗ (та інших елементів конструкції КА) завершувалися натурними випробуваннями в термобоксах, за традиційною

(вимірювання датчиками годинникового типу) та сучасною (вимірювання за допомогою лазерів) методикою. В розділі наведені схеми випробувань, фото та інша інформація.

Висновок з розробок третього розділу: створена надійна теоретично-розрахункова основа методу проектування ТРС оболонкової конструкції з ПКМ для розробки перспективних СВРЗ.

Четвертий розділ присвячений розробці методики створення обґрунтованих *скінченно-елементних моделей* ТРС силових конструкцій СВРЗ для КА класу "Січ-2М".

В результаті аналізу можливостей програмних кодів, у яких реалізований метод скінченних елементів (ANSYS, Nastran, Abaqus) створили таблицю 4, згідно з якою можна безпомилково обрати варіант створення скінченно-елементної моделі елемента конструкції із шаруватого композиційного матеріалу або стільникової панелі в залежності від того, яку характеристику необхідно отримати в результаті розрахунків: температуру, тепловий потік, переміщення, деформації, напруження, власні частоти коливань, власні форми коливань.

Розв'язок з теплового потоку розподіляється аналогічно напруженням.

Таблиця 4

Варіанти скінченно-елементних моделей пластин (оболонок) із шаруватих композиційних матеріалів (позначення: T – температура, U – переміщення, ω – власні частоти коливань, w – власні форми коливань, σ – напруження)

Варіант	Опис моделі	Тип СЕ	Переваги	Недоліки	Застосування
Тонка шарувата пластина з ПКМ					
I	3 шаруватих двовимірних СЕ: один СЕ по товщині пластини	Laminate	Найменша кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω та w	Всі величини – тільки на наріжних поверхнях	Визначення T , U та σ на поверхнях пластини, а також визначення ω й w . Верифікація інших моделей
II-п, $n \geq 1$	3 шаруватих тривимірних СЕ: n СЕ по товщині пластини. Кожний СЕ містить 1 пакет шарів ПКМ	Solid laminate	Середня кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω та w	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону. Розриви напружень – між СЕ	Визначення T , U , ω та w
III	3 тривимірних СЕ: один СЕ по товщині пластини, еквівалентні характеристики ПКМ	Solid	Мала кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω та w	Напруження по товщині пластини – по лінійному закону	Визначення T , U , ω та w
III-п, $n \geq 1$	3 тривимірних СЕ: n СЕ по товщині кожного шару пластини	Solid	Велика кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω , w та σ	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону	Визначення T , U , ω , w , а також σ на поверхнях та всередині пластини. Верифікація інших моделей
IV	3 тривимірних СЕ, апроксимуючих окремо матрицю та наповнювач у кожному шарі композита	Solid	Найбільша кількість вузлів у моделі; найвища точність розв'язків	Розриви напружень між наповнювачем і матрицею. Великі потужності ЕОМ	Пошукові (наукові) розрахунки нових композитних матеріалів. Верифікація інших моделей

Продовження таблиці 4

Стільникова панель: пластина з ПКМ – стільниковий наповнювач – пластина з ПКМ					
I_s	3 шаруватих двовимірних СЕ: один СЕ по товщині панелі	Laminate	Найменша кількість вузлів у моделі	Всі величини – тільки на наріжних поверхнях. Точність розв'язків залежить від товщини панелі	Визначення T , U та σ на поверхнях стільникової панелі, а також визначення ω й w
II_{s-n}	Пластина – як у варіанті II-n, $n \geq 1$. Стільниковий наповнювач – як один шар з еквівалентними характеристиками	Solid laminate	Середня кількість вузлів у моделі	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону без розривів. Розриви напружень – при переході від СЕ до СЕ. Точність розв'язків залежить від товщини панелі	Визначення T , U , ω та w відносно тонких панелей
III_{s-n,m}	Пластина – як у варіанті III-n, $n \geq 1$. Стільниковий наповнювач – з двовимірних СЕ, що апроксимують його геометрію ($m \geq 1$ – кількість СЕ по товщині цього наповнювача)	Solid, Plate	Велика кількість вузлів у моделі; добра точність по T , U , ω , w та σ	Напруження по товщині СЕ – по лінійному закону. Розриви напружень – при переході від СЕ до СЕ	Визначення T , U , ω , w , а також σ на поверхнях та всередині стільникової панелі. Верифікація інших моделей

На рис.4 приведені зображення ТРС корпусу оптичного СВРЗ панельного типу, а на рис.5 – схема ТРС панелі корпусу блока корисного навантаження (БКН). Ці конструкції – приклади застосування композитних стільникових панелей в КА.

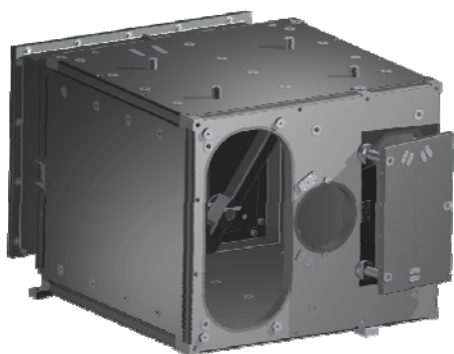


Рис.4 Загальний вигляд ТРС корпусу оптичного СВРЗ панельного типу

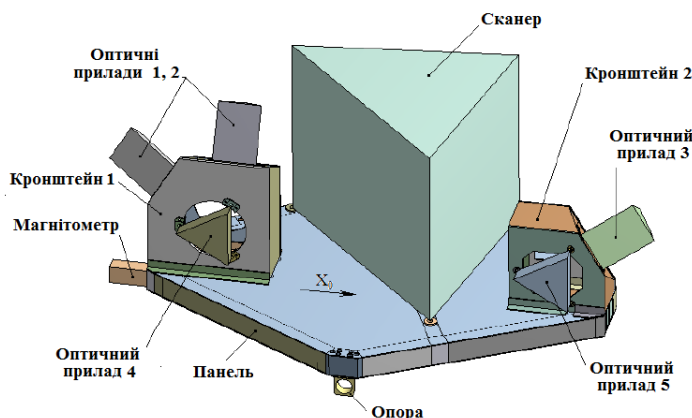


Рис.5 Схема ТРС панелі корпусу БКН із розташованими на ній приладами

Проведена загальна характеристика ТРС панелі корпусу БКН. Зокрема, приведені відомості про матеріали й фізико-механічні характеристики основних елементів: втулок, фітингів, обшивання панелей, труб, куточків, стінок кронштейнів та вкладишів, а також структури багатшарових композитів, нульові напрямки, тощо. Всі ці характеристики є результатом багатократного застосування напрацьованих методик, зокрема – методики обирання схеми орієнтації волокон заповнювача

відносно напрямку забезпечення ТРС об'єкта, визначення залежності КТЛР та модуля пружності Юнга від кута орієнтації волокон, яка описана в третьому розділі.

За методикою Хорошуна проведений розрахунок "ефективних" фізико-механічних характеристик моделі матеріалу багатошарової композитної плити, який створювався з високоміцного вугільного наповнювача фірми TAIRYFIL (Англія) марки ТС 36S-12К та епоксидного сполучного марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957. Таблиці 5 та 6 містять вихідні та розрахункові значення модулів пружності.

Таблиця 5

Фізико-механічні характеристики шару стрічки на основі вугільних волокон марки ТС 36S-12К й епоксидного сполучного марки ЭДТ-10 ОСТ 92-0957

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
150000	8100	8100	0.25	0.22	0.25	15900	700	15900

Шляхом визначення власних частот та форм коливань проведена верифікація скінченно-елементних моделей багатошарової плити з "ефективними" фізико-механічними характеристиками. При цьому розглядали три варіанта моделі плити: I, II-1, III-16 згідно з позначеннями таблиці 4. Показано, що при моделюванні багатошарових композиційних матеріалів застосування "еквівалентних" характеристик, обчислених за методом Хорошуна, призводить до підвищених похибок результатів розрахунків власних частот.

Таблиця 6

"Еквівалентні" фізико-механічні характеристики моделі матеріалу багатошарової композитної плити

Модуль пружності, МПа			Коефіцієнт Пуассона			Модуль зсуву, МПа		
E_x	E_y	E_z	μ_{xy}	μ_{yz}	μ_{xz}	G_{xy}	G_{yz}	G_{xz}
59300	59300	8100	0.25	0.22	0.25	15900	700	700

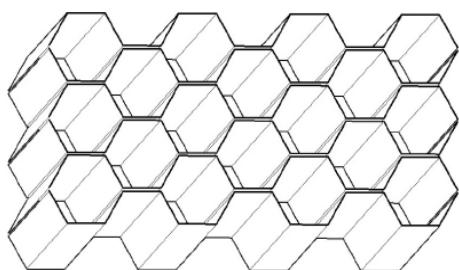


Рис.6 Схематичне зображення стільникового заповнювача панелі

На рис.6 зображена схема шару стільникового заповнювача 5056-6-23 панелі, виготовленого з алюмінієвої фольги (модуль Юнга 69000 МПа, коефіцієнт Пуассона 0.36, питома густина 2700 кг/м³). Розмір ядра шестигранного осередку стільника – 6 мм, товщина стінки – 0.023 мм, для контактуючих граней – подвійна, тобто 0.046 мм, висота – 76 мм.

Проведено розрахунки "ефективних" фізико-механічних характеристик моделі матеріалу багатошарової стільникової плити. Порівняння результатів розрахунків, отриманих двома

способами (аналітичним та із застосуванням інструмента Лаур у Ферар, показує, що максимальна розбіжність їхніх величин між аналітичним і чисельним методами не перевищувала 11%. При цьому, аналітичний метод має ту перевагу, що дозволяє визначити весь набір пружних констант.

Матриці піддатливості шарів в осях ортотропії вуглепластикового обшивання $[A_{ij}]_1$ й стільникового заповнювача $[A_{ij}]_2$ множилися на їхній об'ємний вміст по товщині й були комбіновані в такий спосіб:

$$[A_{ij}]_1 \frac{h_1}{H} + [A_{ij}]_2 \frac{h_2}{H} = [A_{ij}]_{konstr}, \quad (1)$$

де $h_1=1.6$ мм – товщина всього обшивання, $h_2=76$ мм – товщина стільникового заповнювача, H – товщина всієї панелі, $[A_{ij}]_{konstr}$ – матриця піддатливості тришарової панелі.

Густину матеріалу пружного моношару панелі ρ_{ekv} знаходили з рівності вагових характеристик вихідної конструкції і її моделей з еквівалентними габаритними геометричними розмірами із застосуванням рівняння

$$\rho_{ekv} = (\rho_1 V_1 + \rho_2 V_2) / V_{ekv}, \quad (2)$$

де ρ_1 – густина й V_1 – об'єм матеріалу двох вуглепластикових плит; ρ_2 – густина й V_2 – об'єм матеріалу стільникового заповнювача, $V_{ekv} = V_1 + V_2$.

Окремо проведено верифікацію скінченно-елементних моделей стільникового заповнювача, обшивання та тришарової стільникової композитної панелі. Для панелі розглянуто чотири типи скінченно-елементних моделей, з різними підходами в поданні пружних властивостей матеріалу стільникового шару. Отримано, що при моделюванні стільникової плити застосування "еквівалентних" характеристик призводить до підвищених похибок результатів навіть для розрахунків власних частот. Це є слідством значної (відносно інших розмірів) товщини панелі.

П'ятий розділ містить результати застосування обраних методів розрахунків, тобто чисельного моделювання напружено-деформованого та збудженого вібраціями стану ТРС панелі корпусу БКН для КА класу "Січ-2М" зі СВРЗ. Характеристика панелі дана в розділі 4. Методика такого моделювання є загальною для всіх ТРС силових елементів КА.

Розрахунки проводилися в ANSYS APDL. Створили скінченно-елементну модель (рис.6), яка дозволяє провести оцінку міцності об'єкта згідно з ТЗ. Сітка містить 167328 вузлів і 214212 СЕ: стрижневих (BEAM188), багатошарових пластинчастих (SHELL181) і тривимірних (SOLSH190). Для сполучення ступенів свободи тривимірних і пластинчастих СЕ використовували СЕ типу TARGE170 й CONTA173. Начіпні елементи корпусу БКН: чотири оптичних прилади, сканер і магнітометр, моделювали як зосереджені маси за допомогою елемента MASS21, що з'єднували з опорами зв'язками MPC184. Стільниковий наповнювач 5056-6-23 моделювали як пластинчасту структуру по 4 СЕ SHELL181 на шар стільника (варіант **IIIс-4** з таблиці 4), із урахуванням подвійних стінок у зоні зварювання алюмінієвої фольги (рис.6-б).

За результатами моделювання маса панелі корпусу БКН з навісним устаткуванням становила 154.62 кг, що відповідає ТЗ. Фізико-механічні характеристики композитних матеріалів та інших елементів панелі корпусу БКН визначені в розділі 4.

Розрахунки панелі корпусу БКН проведено згідно з ТЗ за 6 етапів. В дисертації результати відображені в 7 таблицях та на 23 рисунках, тому тут представлені обмежено.

Етап 1 – визначення характеристик НДС під дією інерційного навантаження від максимального граничного прискорення ракетного носія на етапі виведення КА на орбіту (моделювали як статичне інерційне навантаження вздовж осі Z , величиною $6.94 g$, де g – прискорення вільного падіння).

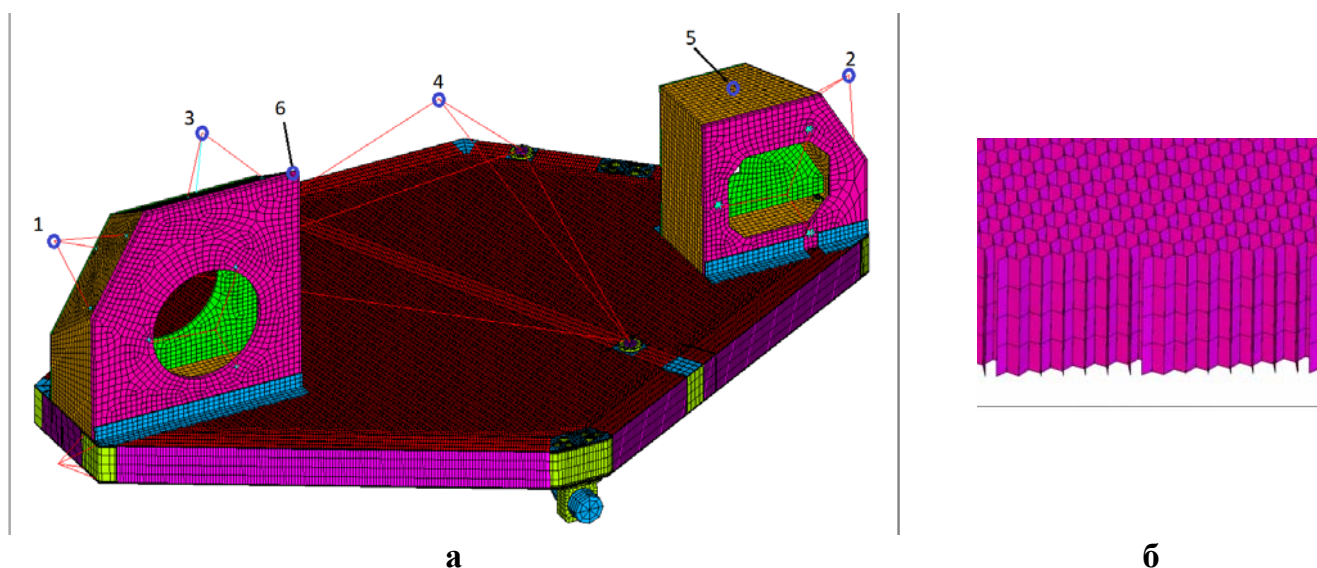


Рис.6 Скінченно-елементна модель композитної панелі корпусу БКН (а), фрагмент сітки СЕ стільникового наповнювача (б).

Маркери точок для розрахунку резонансних кривих: 1, 2, 3, 4 – центри мас приладів; 5, 6 – на поверхнях кронштейнів панелі

Етап 2 – проведення частотного аналізу (методом Ланцоша) панелі корпусу БКН КА. Визначені власні частоти (таблиця 7) та форми власних коливань, з метою підготовки даних для проведення наступного етапу розрахунків.

Таблиця 7

Частоти власних коливань моделі панелі корпусу БКН (результати)

№ частоти	1	2	3	4	5	6
Частота, Гц	56.7	68.6	88.3	109.1	117.5	126.2

Виявили, що основні форми власних коливань викликані дією на плиту кронштейнів і розміщених на них начіпних елементів. Дію сканера можна помітити тільки на п'ятій формі власних коливань.

Етап 3 – визначення характеристик НДС панелі корпусу БКН КА при гармонійних навантаженнях (вібраціях) згідно з ТЗ (таблиця 8).

Таблиця 8

Параметри гармонійних вібрацій на опорах у поздовжньому напрямку (Z) та поперечних напрямках (X, Y), згідно з ТЗ

Смуга частот, Ω , Гц	Амплітуда вібраційних прискорень, A_z	Смуга частот, Ω , Гц	Амплітуда вібраційних прискорень, $A_x = A_y$
5 – 10	0.5	5 – 7.5	0.4
10 – 30	0.8	7.5 – 10	0.4 – 0.6
30 – 50	1.2	10 – 100	0.6
50 – 100	0.8		

Отримані амплітудно-частотні характеристики, резонансні криві для компонент вектора амплітуд прискорень, а також коефіцієнти підсилення амплітуд поздовжніх (K_z) і поперечних (K_x , K_y) прискорень в маркерних точках панелі корпусу БКН показані на рисунках 7, 8 і 9.

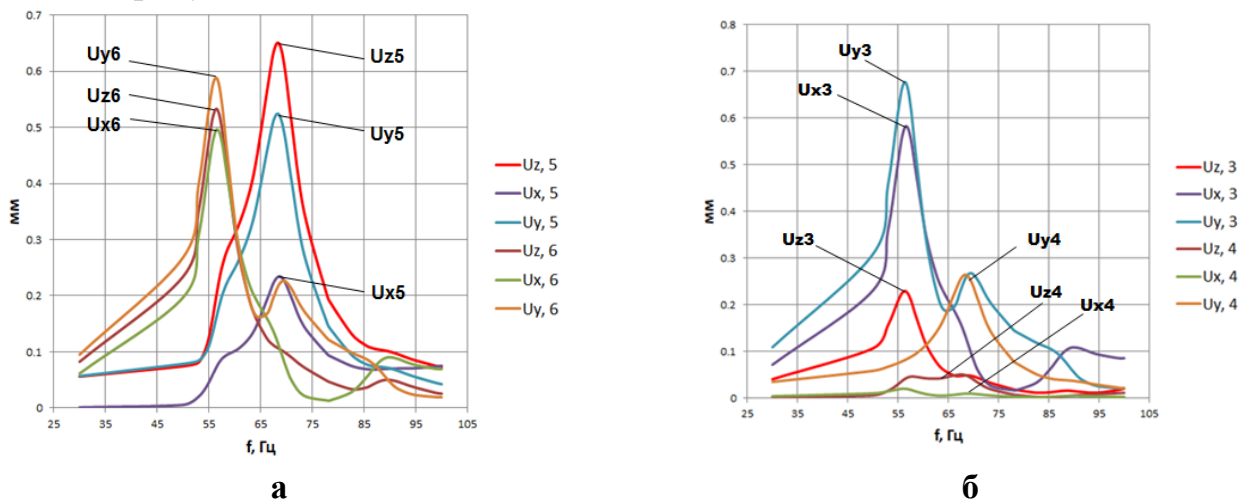


Рис.7 Амплітудно-частотні характеристики панелі корпусу БКН із вказівкою екстремальних величин компонент вектора амплітуд переміщень для точок кронштейнів, маркери 5 й 6 – (а), а також для центрів мас оптичних приладів, маркери 3 й 4 – (б)

Для центра мас сканера екстремальне значення коефіцієнта підсилення поперечних вібраційних прискорень ~ 11 спостерігається тільки для другої власної частоти 68.6 Гц. Максимальні значення коефіцієнтів підсилення поперечних $\sim 12 \dots 16$ і поздовжніх $\sim 6 \dots 10$ величин вібраційних прискорень панелі корпусу БКН (рис.9) реалізуються відповідно поблизу першої 56.7 Гц і другої 68.6 Гц власних частот коливань, маркери 5 й 6.

Визначилися зі значеннями максимальних амплітуд еквівалентних напружень $\sigma_{VM, harm}$ в різних складових (пластинах, стільнику, трубах, кронштейнах, фітингах, тощо) панелі корпусу БКН.

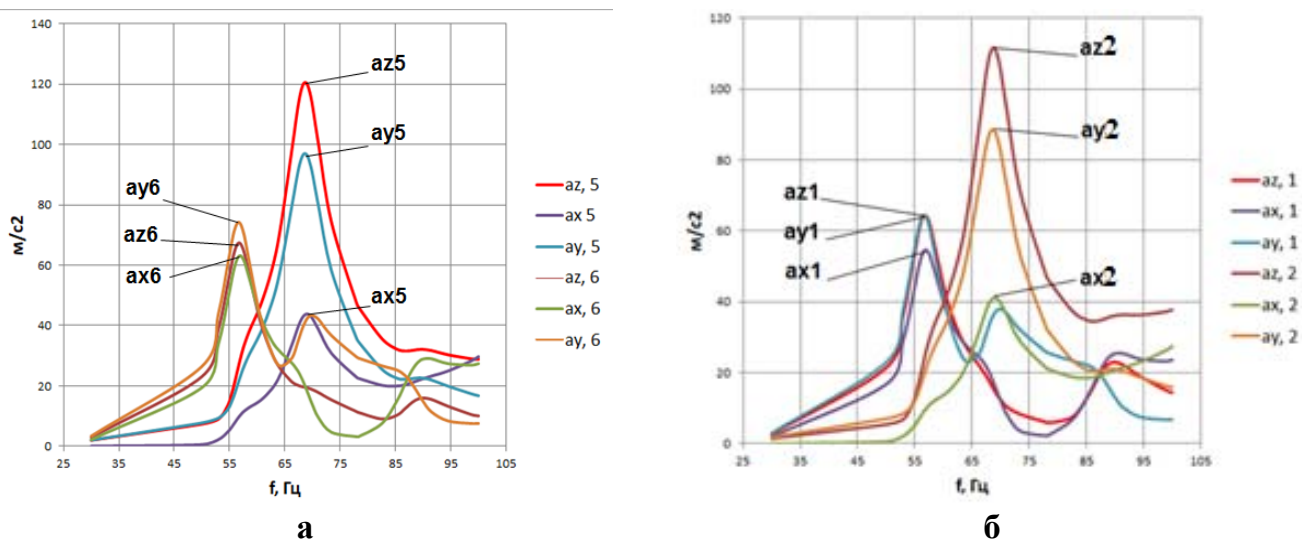


Рис.8 Резонансні криві для компонент вектора амплітуд прискорень із вказівкою їх екстремальних величин для кронштейнів панелі (а) і центрів мас технологічних приладів (б) з маркерами 1 і 2

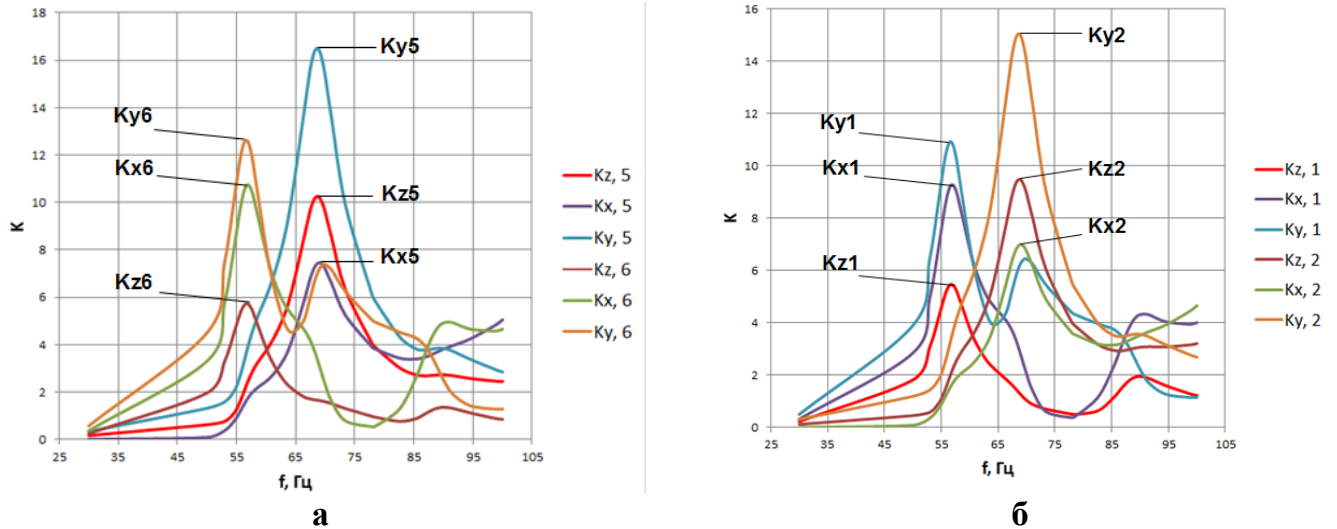


Рис.9 Коефіцієнти підсилення амплітуд поздовжніх (Kz) і поперечних (Kx, Ky) прискорень панелі корпусу БКН із вказівкою їх екстремальних величин для маркерів кронштейнів (а) і центрів мас технологічних приладів (б) з маркерами 1 й 2

Як приклад, на рис.10 зображено амплітуди еквівалентних напружень за Мізесом панелі корпусу БКН для ближнього околу другої власної частоти.

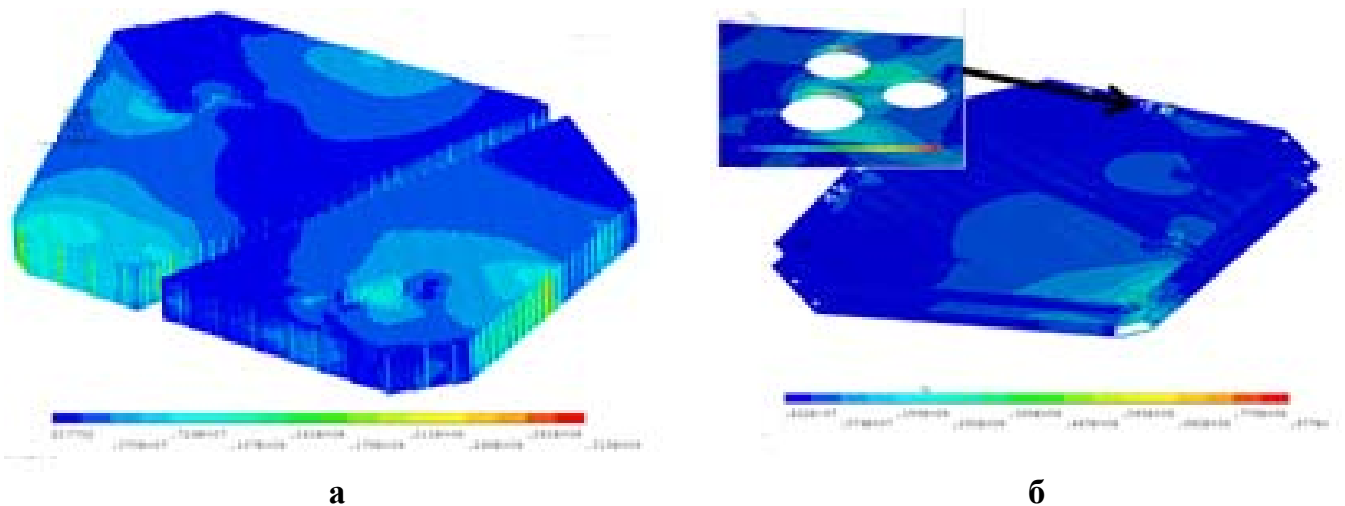


Рис.10 Амплітуди еквівалентних напружень за Мізесом панелі корпусу БКН для частоти вібрації 68.6 Гц із локальним максимумом: 31.5 МПа в стільниковому заповнювачі (а); 87.7 МПа в отворах пластин з вуглепластику (б)

Етап 4 – визначення характеристик НДС панелі корпусу БКН КА при вібраціях випадкового характеру згідно з ТЗ (таблиця 9).

Таблиця 9

Параметри випадкових вібрацій, згідно з ТЗ

Смуга частот, Гц	Спектральна щільність потужності прискорень, g^2 / Hz
20 – 150	0.005 – 0.04
150 – 800	0.04
800 – 2000	0.04 – 0.008

В розрахунках отримані середньоквадратичні значення (СКЗ, значення 1σ) для переміщень і напружень за Мізесом (таблиця 10).

Максимуми СКЗ напружень за Мізесом 78.7 МПа спостерігаються в кронштейнах біля опор начіпних елементів.

Таблиця 10

Максимальні середньоквадратичні значення напружень при випадкових вібраціях

№	Елемент конструкції	1σ значення напружень за Мізесом, МПа
1	Стільниковий наповнювач	34.1
2	Вуглепластикові труби	25.4
3	Фітинги та втулки	73.2
4	Вуглепластикові пластини	67.2
5	Вуглепластикові кронштейни	78.7

Як приклад, на рис.11 зображені СКЗ (значення 1σ) напружень за Мізесом в стільниковому наповнювачі.

Етап 5 – визначення характеристик міцності панелі корпусу БКН КА при трьох обчислених видах навантаження.

Згідно з ТЗ, за еквівалентні напруження σ_{ekv} приймали напруження за Мізесом:

$$\sigma_{ekv} = \sigma_{VM, static} + \max\{\sigma_{VM, garm}, 3\sigma_{VM, rv}\}. \quad (3)$$

Умова міцності:

$$\sigma_{ekv} \leq [\sigma] = \min\{\sigma_T / \eta_T, \sigma_B / \eta_B\}, \quad (4)$$

де $[\sigma]$ – напруження, що допускаються, які дорівнюють меншому зі значень, визначених по умовній границі текучості $\sigma_T = \sigma_{0.2}$ або по тимчасовому опору матеріалу σ_B при коефіцієнтах безпеки η_T й η_B (таблиця 11).

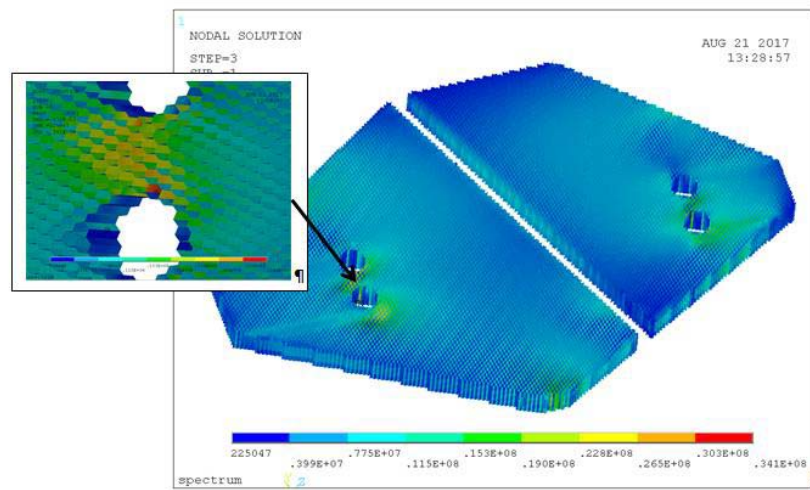


Рис.11 СКЗ (значення 1σ) напружень за Мізесом в стільниковому наповнювачі – до 34.1 МПа

Результати оцінки міцності елементів панелі корпусу блока корисного навантаження КА при динамічних навантаженнях, які виникають при старті ракетно-носія в космос, помістили в таблицю 12. Умова міцності виконується, крім як для стільникового заповнювача в ближньому околі отворів для кріплення кронштейна 1 (див. рисунок 5 та рисунок 11).

За результатами розрахунків місце порушення умови міцності було конструктивно перероблено (підсилено), що дозволило виконати ці умови.

Таблиця 11

Механічні властивості, прийняті коефіцієнти безпеки та допустимі напруження

№	Елемент конструкції	Матеріал	$\sigma_{0.2}$, МПа	σ_B , МПа	η_T	η_B	$[\sigma]$, МПа
1	Стільниковий наповнювач 5056-6-23	Алюмінієва фольга 5056	152	290	1.3	–	117
2	Фітинги та втулки	Сплав ВТ-6	880	950	1.3	–	677
3	Вуглепластикові пластини, труби, кронштейни	Вуглепластик	–	900	–	1.56	576

Таблиця 12

Оцінка міцності елементів панелі корпусу блока корисного навантаження КА

№	Елемент конструкції	Максимуми еквівалентних напружень σ_{ekv} , МПа	Допустимі напруження $[\sigma]$, МПа	Умова міцності, $\sigma_{ekv} \leq [\sigma]$
1	Стільниковий наповнювач	$45.4+3*34.1 = 147.7$	117	Не виконано
2	Вуглепластикові труби	$24.7+3*25.4 = 100.9$	692	Виконано
3	Фітинги та втулки	$67+3*73.2 = 286.6$	677	Виконано
4	Вуглепластикові пластини	$57+3*67.2 = 258.6$	692	Виконано
5	Вуглепластикові кронштейни	$13.2+3*78.7 = 249.3$	692	Виконано

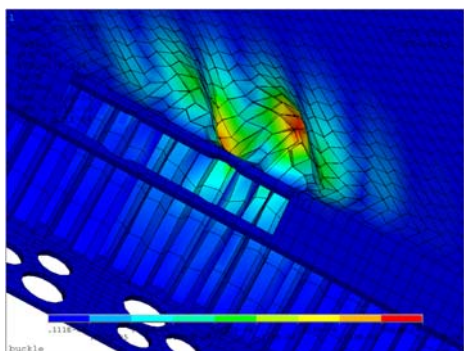


Рис.12 Форма пружної втрати стійкості стільникового наповнювача, $FREQ=170$

Етап 6 – визначення умов втрати стійкості елементів панелі корпусу БКН КА при статичному навантаженні (за Ейлером). Розраховали, що це може статися при коефіцієнті мультиплікації вихідного навантаження $FREQ=170$ в нижньої вуглепластикової пластині панелі біля правої ковзної опори (рис.12), де мають місце згінні деформації.

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ ТА ВИСНОВКИ

В дисертації отримані наступні результати, що мають теоретичне та практичне значення:

1. Розроблена наукова основа створення терморозміростабільних силових конструкцій КА.
2. Визначена наукова основа створення адекватних скінченно-елементних моделей терморозміростабільних силових конструкцій КА, проведена їх верифікація.
3. На основі розрахунків в ANSYS APDL визначені характеристики напружено-деформованого стану та проведена оцінка жорсткості та міцності панелі корпусу

блока корисного навантаження КА при динамічних навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту КА (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація).

4. Розроблена методика прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА.

5. Розроблена методика прийняття обґрунтованих конструкторських рішень створення та вдосконалення силових ТРС конструкцій СВРЗ для КА.

6. Розроблена методика чисельного моделювання напружено-деформованого та збудженого стану терморозміростабільних силових елементів КА із СВРЗ.

Практичне значення отриманих результатів підтверджено створенням реальних конструкцій сканерів високої роздільної здатності для космічного апарату "Січ-2М" з відповідним актом впровадження в ДП "КБ "Південне" імені М.К. Янгеля", приведеним у Додатку дисертації.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Борщева Г.А. Структура и основные характеристики космической системы "Січ-2" / Г.А. Борщева, **В.Н. Маслей**, Ю.А. Шовкопляс, Е.Д. Ярмольчук // Государственно предприятие «Конструкторское Бюро «Южное» им. М.К. Янгеля». «Космическая техника. Ракетные вооружения»: Научно–технический сборник. Выпуск 2(109). Днепропетровск, 2015. – С. 16-24. *Здобувачем написана частина статті про космічний апарат МС-2-8, проведено загальне редагування статті.*

2. Вайсєро М.В. Конструктивные особенности платформы малого космического аппарата «Січ-перспектива» / М.В. Вайсєро, М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, **В.Н. Маслей**, С.И. Москалев, Ю.А. Шовкопляс, А.П. Щудро // Государственно предприятие «Конструкторское Бюро «Южное» им. М.К. Янгеля». «Космическая техника. Ракетные вооружения»: Научно–технический сборник. Выпуск 2(109), Днепропетровск, 2015. – С. 25-29. *Здобувачем написана частина статті зі загальним описом платформи та її основними характеристиками, проведено загальне редагування статті.*

3. Добрушина М.Г. Аспекты разработки размеростабильной конструкции сканера высокого разрешения / М.Г. Добрушина, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, **В.Н. Маслей**, С.И. Москалев, И.Н. Боклагова, С.И. Кушниренко // Технологические системы, 2017. – № 3(80). – С. 87–92. (Входить до НМБ Index Copernicus, Open Academic Journals Index, General Impact Factor та інші). *Здобувачу належить ідея статті, написані такі частини статті: Вступ, Постановка задачі та Висновки, проведено загальне редагування статті.*

4. **Маслей В.Н.** Анализ терморазмеростабильной несущей конструкции прибора полезной нагрузки космического аппарата / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // Научно-технический журнал «Авиационно-космическая техника и технология» Национального аэрокосмического университета имени Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, 2017. – 5/140. – С. 31-35. (Входить до Index Copernicus, Google Scholar, CiteFactor, AcademicKeys, Infobase Index, WordCat). *Здобувачем проведено формулювання завдання, організація робіт з розробки корпусу оптичного сканера оболонкового типу, керування підготовки та проведення натурних експериментів з визначення характеристик терморозміростабільності сканера, проведено загальне редагування статті.*

5. **Маслей В.Н.** Определение динамических характеристик многослойных углепластиковых пластин конструкции сканера высокого разрешения / В.Н. Маслей, М.Г. Крищук // *Mechanics and Advanced Technologies*. – #2(80), 2017. – С. 45-51. (Входит до НМБ РІНЦ, Index Copernicus). DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2521-1943.2017.80.109689> *Здобувачем проведено формулювання завдання, керування проведенням чисельних розрахунків пружних характеристик композиційної плити та верифікації розрахункових моделей цієї плити шляхом визначення власних частот та форм коливань, проведено загальне редагування статті.*

6. **Маслей В.Н.** Анализ прочности композитной сотовой панели сканера космического аппарата при гармонических вибрациях на этапе выведения на орбиту / В.Н. Маслей, Н.Г. Крищук, А.С. Цыбенко // *Mechanics and Advanced Technologies*. #1 (82), 2018. – С. 34-42. (Входит до НМБ РІНЦ, Index Copernicus). *Здобувачем проведено формулювання завдання, частини зі загальним описом об'єкта, вибір математичних моделей, керування проведенням обчислювальних експериментів з верифікації моделей панелі сканера КА, проведено загальне редагування статті.*

7. **Маслей В.Н.** Методы проектирования изделий из полимерных композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик // *Космічна наука і технологія [Space Science and Technology]*, 2017. – Т. 23. – № 5(108). – С. 44-48. (Входит до "Україніка наукова"). *Здобувачу належить ідея статті, формулювання завдань та керування розробкою методів проектування та розрахунків терморозміростабільних конструкцій КА, проведено загальне редагування статті.*

8. Вайсєро М.В. Платформа малого космического аппарата нового поколения / М.В. Вайсєро, **В.Н. Маслей**, Ю.А. Шовкопляс, С.И. Москалев, В.В. Кавун, Д.А. Галабурда, М.Г. Добрушина, А.П. Щудро // 5-я Международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее». Тезисы докладов. 19-21 мая 2015 г., Днепропетровск, Украина. – С. 36. *Здобувачем проведено загальне керування розробкою платформи МС-2, редагування повідомлення.*

9. Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material / A. Kulyk, **V. Masley**, S. Moskalov, V. Kavun, A. Sanin, A. Schudro // 67-th International Astronautical Congress 2016. – Guadalajara, Mexico – IAC-16.C2.2.2. *Здобувачем проведено загальне керування розробкою методів створення терморозміростабільних конструкцій КА, редагування повідомлення.*

10. Кулик А.С. Исследование терморазмеростабильности сотованельной несущей конструкции оптической полезной нагрузки с использованием лазерно-оптических устройств / А.С. Кулик, **В.Н. Маслей**, В.В. Кавун, А.Т. Кудреватых, С.И. Москалев, Ю.В. Сохач, А.П. Щудро // 17-та Українська конференція з космічних досліджень, Тезиси докладів. 21-25 серпня 2017, м. Одеса, Україна. – С. 133. *Здобувачем проведено формулювання завдань з розробки натурних випробувань терморозміростабільних конструкцій КА з використанням лазерно-оптичних пристроїв для високоточних вимірів їх характеристик, керування роботами; проведено загальне редагування повідомлення.*

11. **Maslyey V.** Development of dimensionally stable structure of drawtube of optical device made of composite material / V. Maslyey, A. Kulyk, A. Sanin, S. Moskal'ov, V. Kavun, A. Schudro // European Commission funded International Workshop "Materials resistant to extreme conditions for future energy systems", 12-14 June 2017, Kyiv –

Ukraine. P. 72. Book of abstracts. *Здобувачем проведено формулювання завдань з розробки натурних випробувань терморозміростабільних конструкцій КА з використанням пристроїв годинникового типу для вимірів їх характеристик, керування роботами; проведено загальне редагування повідомлення.*

12. **Маслей В.М.** Імітаційне моделювання в задачах проектування термостабільних конструкцій сканерів високої здатності із композиційних матеріалів // В.М. Маслей, М.Г. Крищук // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» 29 червня – 01 липня, 2017 р. м. Київ, Україна. – С. 15-16. *Здобувачем проведено формулювання завдання, керування проведенням чисельних розрахунків пружних характеристик плит, труб прямокутного перетину та інших елементів силових конструкцій КА з композиційних матеріалів, верифікації розрахункових моделей терморозміростабільних конструкцій сканерів для КА, загальне редагування.*

13. **Маслей В.Н.** Особенности создания терморазмеростабильных конструкций из композиционных материалов / В.Н. Маслей, А.С. Кулик, В.С. Хорошилов, В.М. Попель // Матеріали XVIII Міжнародної науково-технічної конференції: «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» 29 червня - 01 липня, 2017, Київ, Україна. – С. 86-87. *Здобувачем проведено загальне керування розробкою та вдосконаленням методів створення терморозміростабільних конструкцій КА.*

14. **Маслей В.Н.** Моделирование гармонических и случайных вибраций панельной платформы сканера космического аппарата на этапе выведения / В.Н. Маслей, Н.Г. Крищук, А.С. Цыбенко // Матеріали XIX Міжнародної науково-технічної конференції: «Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта» 19 – 22 червня, 2018, Київ, Україна. – С. 197-200. *Здобувачем проведено формулювання завдання, частини зі загальним описом об'єкта, вибір математичних моделей, керування проведенням моделювання гармонійних і випадкових вібрацій панелі сканера КА, проведено загальне редагування повідомлення.*

АНОТАЦІЯ

Маслей В.М. – Міцність композиційних терморозміростабільних силових конструкцій космічних апаратів при динамічному навантаженні. – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.02.09 – динаміка та міцність машин. – Державне підприємство "Конструкторське бюро "Південне" імені М.К. Янгеля", Державне космічне агентство України, Дніпро; Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського", Міністерство освіти і науки України, Київ, 2018.

Дисертаційна робота присвячена науковому обґрунтуванню та розробці методів створення терморозміростабільних (ТРС) силових конструкції космічних апаратів (КА) і оптичних сканерів високої роздільної здатності (СВРЗ) для КА дистанційного зондування Землі, із заданими технічними характеристиками, в частині забезпечення їх достатньої розмірної стабільності (РС, жорсткості) та міцності при мінімальній вазі, в умовах динамічного навантаження.

Проблему отримання ТРС силових конструкції КА і оптичних СВРЗ вирішили застосуванням оболонок та пластин із композиційних матеріалів зі спеціально підбраною структурою. Створені конструкції перевірені розрахунками та натурними випробуваннями. Із застосуванням МСЕ визначені характеристики напружено-деформованого стану та проведена оцінка міцності панелі корпусу блока корисного навантаження КА "Січ-2М" при навантаженнях, виникаючих при запуску на орбіту КА (прискорення, гармонійна та випадкова вібрація). Проведено впровадження в ДП "КБ "Південне" ім. М.К. Янгеля", створені керівні документи.

Ключові слова: полімерні композиційні матеріали, багатошарові вуглепластикові пластини, стільникові панелі, оптичний сканер Землі, гармонійні вібрації, випадкові вібрації, скінченно-елементне моделювання, пружні характеристики, напружено-деформований стан, міцність.

АННОТАЦИЯ

Маслей В.Н. – Прочность композиционных терморазмеростабильных силовых конструкций космических аппаратов при динамическом нагружении.
– На правах рукописи.

Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук по специальности 05.02.09 – динамика и прочность машин. – Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" имени М.К. Янгеля", Государственное космическое агентство Украины, Днепр; Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского", Министерство образования и науки Украины, Киев, 2018 г.

Диссертационная работа посвящена научному обоснованию и разработке методов создания терморазмеростабильных (ТРС) силовых конструкции космических аппаратов (КА) и оптических сканеров высокой разрешающей способности (СВРС) для КА дистанционного зондирования Земли, с заданными техническими характеристиками, в части обеспечения их достаточной размерной стабильности (РС, жесткости) и прочности при минимальном весе, в условиях динамического нагружения.

Проблему получения ТРС силовых конструкции КА и оптических СВРС решили применением оболочек и пластин из композиционных материалов со специально подобранной структурой. Созданные конструкции проверены расчетами и натурными испытаниями. С применением МКЭ определены характеристики напряженно-деформированного состояния и проведена оценка прочности панели корпуса блока полезной нагрузки КА "Січ-2М" при нагрузках, возникающих при запуске на орбиту КА (ускорение, гармоническая и случайная вибрация). Проведено внедрения в ГП "КБ "Южное" им. М.К. Янгеля", созданы руководящие документы.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, многослойные углепластиковые пластини, сотовые панели, оптический сканер Земли, гармонические вибрации, случайные вибрации, конечно-элементное моделирование, упругие характеристики, напряженно-деформированное состояние, прочность.

SUMMARY

Maslyey V.M. – Strength of Composite Thermo-Dimensionally Stable Load-Bearing Structures of Spacecraft under Dynamic Loads. – Manuscript copyright.

The thesis for a candidate of technical science degree in the specialty 05.02.09 – dynamics and strength of machines.– National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Ministry of Education and Science of Ukraine, Kyiv, 2018.

The dissertation work deals with scientific justification and development of the methods to create thermo-dimensionally stable (TDS) load-bearing structures of spacecraft (SC) and high-resolution optical scanners (HROS) for Earth remote sensing spacecraft, with specified technical characteristics in respect of ensuring their sufficient dimensional stability (DS, stiffness) and strength under dynamic loads in orbital injection phase, at minimal weight.

The topicality of this investigation arise from adoption of the National Space Programs of Ukraine whose priority task was determined to be creation of Earth remote sensing space systems, particularly, in optical range. The prime executor of these programs was assigned to be Yuzhnoye SDO. In the process of programs fulfilling, it was found that achievement of the purpose in view is impossible without transition to thermo-dimensionally stable structures both of spacecraft itself and of high-resolution scanners.

It was determined that as the priority objective is to obtain TDS load-bearing structures of SC and HROS, it is required to realize the following cause-effect sequence: at first – ensuring TDS, then DS and only after that – strength and endurance. All these characteristics are interrelated and therefore they should be considered in package.

The basis of load-bearing TDS SC structures is the panel, shell or frame structure, with equipment attachment points, holes, etc. Each SC after manufacturing must pass the test cycle. As the space launches are not made in the territory of Ukraine, SC transportation to great distances is inevitable. During launch vehicle (LV) launch in the first seconds both LV and SC with payload experience high acceleration, considerable vibration and acoustic loads. And a consequence of SC motion in Earth orbit with its entering into Earth shadow and leaving it to under the effects of solar radiation are thermal cycles that cause temperature deformations. Therefore a number of requirements are imposed on the SC and HROS load-bearing structures.

The problem of obtaining TDS load-bearing structures was solved through the use of shells and plates made of PCM (layered composite materials with carbon band filler and polymer base) and honeycomb panels (combination of PCM plates with honeycomb intermediate layer made of aluminium foil). The required, even negative, value of linear thermal expansion coefficient (LTEC) in main direction was obtained through combining the layers with different angles of carbon fiber winding due to the great divergence in LTEC values of each separate PCM layer in different directions and due to Poisson effect. This theoretical basis is built in the developed analytical designing method, which was used in practice during creation of TDS load-bearing structures of Sich-2M class SC.

From the PCM designed by such method, the test samples of structural elements are created. In particular, to design the composite TDS case of optical HRS (of shell type); in this process, the created engineering procedure is used for calculation of future indices of

that case. Besides, such plates made of PCM are used in honeycomb composite panels whose middle layer is made of thin aluminum foil.

The full-scale thermostatic tests of obtained load-bearing structures test samples showed that their characteristics meet the technical specification requirements in respect of TDS, DS (stiffness) and weight.

The stiffness and strength characteristics of manufactured SC load-bearing structures made on the basis of PCM and honeycomb composite panels were analyzed by numerical calculations of simulating computer models with the use of finite element method (FEM).

The scientific basis was developed for creation of adequate finite-element models of TDS load-bearing structures made of layered PCM and honeycomb panels. For this purpose, possible options of using different finite elements (FE) were analyzed: two-dimensional, three-dimensional, layered, etc.; several versions of characteristic models were created, their calculated verification was performed, conclusions were made.

In particular, it was determined that the honeycomb panels of Sich-2M spacecraft payload unit shall be calculated using their layer-by-layer modeling, as it was shown that the use of models of thin-wall plates and shells based on “equivalent” elastic characteristics lead to increased errors in determining natural frequencies of structure oscillations.

As SC return to the Earth is not planned, development and application of the methods and algorithms of SC load-bearing elements strength analyses under different loading options are of current interest.

Based on the calculations in ANSYS APDL and according to the developed procedure, the characteristics of deflected mode were determined and the strength of Sich-2M SC payload unit (PLU) case panel was evaluated under loads arising during spacecraft launch into orbit (acceleration, harmonic and random vibrations).

The evaluation of PLU case panel durability was made (by Euler method).

The theoretical developments confirmed by calculation results and full-scale tests allowed formulating the documents (methodological recommendations, procedures) which are general guidelines for making well-founded design decisions and conducting checking calculations of SC load-bearing structures based on PCM and honeycomb panels.

These procedures are universal for analogous space hardware.

The results of investigations were put into practice and are used at Yuzhnoye State Design Office (Dnipro city).

Keywords: polymer composite materials, multi-layer carbon plastic plates, honeycomb panels, optical Earth scanner, harmonic vibrations, random vibrations, finite-element modeling, elastic characteristics, deflected mode, strength.