

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

**РИБАЛКА АНТОН ОЛЕКСІЙОВИЧ**

УДК 539.3

**ДИНАМІКА І МІЦНІСТЬ НАНОСУПУТНИКА POLYITAN-2-SAU НА  
ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ НА ОРБИТУ**

05.02.09 – Динаміка та міцність машин

**АВТОРЕФЕРАТ**

дисертації на здобуття наукового  
ступеня кандидата технічних наук

Київ - 2018

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Міністерства освіти і науки України на кафедрі динаміки і міцності машин та опору матеріалів

**Науковий керівник:** доктор технічних наук, професор  
**Цибенко Олександр Сергійович,**  
Національний технічний університет України “  
Київський політехнічний інститут імені Ігоря  
Сікорського”  
(м. Київ), професор кафедри динаміки і міцності машин  
та опору матеріалів

**Офіційні опоненти:** доктор фізико-математичних наук, старший науковий  
співробітник  
**Маслов Борис Петрович**  
Інститут механіки ім. С.П. Тимошенка НАН України  
(м.Київ), головний науковий співробітник

доктор технічних наук, професор  
**Бовсуновський Анатолій Петрович**  
Національний університет харчових технологій  
(м.Київ), професор кафедри машинобудування,  
стандартизації та сертифікації обладнання

Захист відбудеться «21» січня 2019 р. о 15-00 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 ознайомитись у бібліотеці Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського” за адресою: 03056, м.Київ, пр. Перемоги, 37.

Автореферат розіслано «3» грудня 2018 р.

Вчений секретар спеціалізованої  
вченої ради, д.т.н., професор



Боронко О.О.

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** В останнє десятиліття відзначається значне зростання числа запусків космічних апаратів (КА), маса яких не перевищує 10 кг, - так званих піко (до 1 кг) і наноспутників (НС) (від 1 до 10 кг). Традиційно такі супутники використовуються у навчальних цілях та для відпрацювання нових техніко-технологічних рішень, однак сфера їх застосування постійно розширюється. Важливу роль в цьому напрямку відіграє міжнародний стандарт «CubeSat», відповідно до якого виконано більшість подібних супутників.

Поява стандарту «CubeSat» пов'язана з необхідністю розв'язання однієї з найважливіших проблем підготовки інженерних фахівців у космічній галузі - проведення практичних робіт зі створення та експлуатації реальних, навіть найпростіших КА. Основні концепції створення супутників формату «CubeSat» полягають в зменшенні терміну проектування та виготовлення супутників і зменшення їх вартості.

Проектування і відпрацювання функціональності НС вимагає вирішення широкого спектра завдань, пов'язаних з аналізом динаміки і міцності. Ці завдання виникають на різних етапах життєвого циклу НС. Так, на етапі проектування попередня оцінка динамічних і міцнісних характеристик необхідна для визначення граничних навантажень, що можуть діяти на конструктивні елементи НС, для установки і підтвердження вимог з динамічної точності стабілізації в якості вихідних даних для розробки систем орієнтації і стабілізації і т.п..

Основним і найбільш відповідальним з точки зору діючих механічних навантажень є етап виведення НС на орбіту. На цьому етапі на супутник діють екстремальні квазістатичні перевантаження, інтенсивні вібраційні, акустичні та імпульсні навантаження, що обумовлені роботою двигунів і систем РН, аеродинамічними впливами, тощо.

З огляду на сучасні тенденції щодо скорочення термінів проектування, зменшення кількості експериментальних досліджень, а також підвищені вимоги до створюваних НС, роль імітаційного моделювання при наземному відпрацюванні значно зросла.

Математичне моделювання, проведене на ранніх стадіях розробки, дозволяє приймати рішення щодо компоновки, побудови схеми несучої конструкції, з високим ступенем достовірності оцінювати навантаження, що діють на НС на різних етапах його життєвого циклу. Відгук НС на ці навантаження, дає можливість проводити "віртуальні випробування" конструктивних елементів, натурні випробування яких важко провести у наземних умовах. Питання підвищення точності моделювання при цьому є ключовим, оскільки від цього залежить правильність прийнятих рішень і одержуваних в результаті раціональних характеристик НС.

Таким чином, розробка адекватних імітаційних моделей (ІМ) і ефективних методик розрахункового визначення динамічних характеристик, напружено-деформованого стану (НДС), а також оцінка міцності НС за дії експлуатаційних навантажень на різних етапах життєвого циклу є актуальними.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Дисертаційна робота виконана кафедрі динаміки і міцності машин та опору матеріалів механіко-машинобудівного інституту Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського” в рамках міжнародної космічної програми QB50 і держбюджетної теми: № 2926 п «Розробка ресурсозберігаючої системи електроживлення наносупутників формату CubeSat з терморегулюючими стільниковими каркасами сонячних батарей» (держреєстрація №0116U004839) та відповідає плану наукових досліджень, які виконуються на кафедрі динаміки і міцності машин та опору матеріалів механіко-машинобудівного інституту Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”.

**Мета і задачі дослідження.** Мета дисертації – розробка раціональної з точки зору механіки конструкції НС PolyItan-2-SAU за допомогою комплексної розрахунково-експериментальної методики дослідження динаміки і міцності конструктивних елементів на етапі виведення НС на навколоземну орбіту.

Для досягнення поставленої мети необхідно розв'язати наступні задачі:

- проаналізувати сучасні методики дослідження динаміки і міцності космічних апаратів;
- створити адекватну імітаційну модель наносупутника;
- провести розрахункове дослідження динамічних характеристик і напружено-деформованого стану наносупутника за дії навантажень, що відповідають етапу його виведення на орбіту;
- створити методику консервативної оцінки міцності наносупутників;
- провести експериментальне дослідження динамічних характеристик і параметрів віброміцності наносупутника;
- провести верифікацію імітаційної моделі наносупутника за результатами експериментального дослідження.

*Об'єктом досліджень* є модульна конструкція НС PolyItan-2-SAU, що складається із силової конструкції і модулів різного функціонального призначення.

*Предметом досліджень* є динамічні характеристики та міцність елементів конструкції НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення.

**Методи досліджень.** При дослідженні динамічних характеристик і НДС НС використовувалися методи теорії коливальних рухів, теорії пружності, статистичної механіки і сучасні чисельні методи розв'язку початково-крайових задач механіки. Для обробки експериментальних даних використовувалися методи теорії ймовірностей. Адекватність отриманих результатів перевірялася шляхом співставлення розрахункових результатів з результатами експериментальних досліджень. При експериментальному дослідженні віброміцності НС використовувалася техніка розгортки за частотою з різними амплітудами гармонічного навантаження та широкополосної випадкової вібрації.

**Наукова новизна одержаних результатів:**

- 1) вдосконалено методику розрахунково-експериментальної оцінки динаміки і міцності наносупутників, яка включає в себе визначення детермінованих та ймовірнісних характеристик напруженого стану і динамічних характеристик об'єкта

на основі скінченно-елементного моделювання. На відміну від раніше запропонованих, дана методика базується на використанні єдиної раціональної імітаційної моделі для проведення усього комплексу чисельних експериментів;

2) вперше розроблено скінченно-елементну модель (СЕМ) реальної конструкції наносупутника на основі стандартних елементів різної розмірності, що дозволяють проводити їх уточнення і використовувати для розрахунків існуючі комплекси програм скінченно-елементного аналізу;

3) вперше отримані і досліджені динамічні характеристики НС, і також закономірності розподілу НДС в його конструктивних елементах при дії квазістатичних, гармонічних і випадкових навантажень, що відповідають етапу виведення на орбіту Землі;

4) створено методику оцінки міцності конструктивних елементів НС на основі рекомендацій НАСА та європейського космічного агентства.

#### **Практичне значення одержаних результатів** полягає у:

1) створенні раціональної конструкції НС PolyItan-2-SAU з використанням комплексної розрахунково-експериментальної методики дослідження динаміки і міцності конструктивних елементів на етапі виведення НС на навколосезну орбіту;

2) використанні методики розрахунково-експериментальної оцінки динаміки і міцності для проектування та модернізації наносупутників формату CubeSat, тих що створені на основі інших платформ та КА інших форматів;

3) удосконаленні програми механічних випробувань, яка визначає мінімально необхідні обсяги експериментальних досліджень віброміцності наносупутників для підтвердження їх функціональності та динаміки і міцності за рахунок часткової заміни натурних випробувань чисельними експериментами;

4) створенні методики верифікації ІМ наносупутників на основі уточнення коефіцієнтів конструкційного демпфування та жорсткостей з'єднань конструктивних елементів.

**Особистий внесок здобувача.** Роботу виконано під науковим керівництвом доктора технічних наук, професора Цибенко О.С. Основні результати, що становлять суть дисертаційної роботи, автор отримав самостійно. У працях, написаних у співавторстві, здобувачеві належать: проведення чисельних та макетних експериментів, обробка отриманих даних, визначення динамічних характеристик і НДС конструктивних елементів НС за допомогою чисельних методів, виконання аналізу міцності.

**Апробація результатів дисертації.** Основні результати дисертації доповідалися та обговорювалися на: Міжнародній науково-технічній конференції “Прогресивна техніка, технологія та інженерна освіта” (м. Київ, НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», 2014, 2018), Міжнародній конференції “Космические технологии: настоящее и будущее” (м. Дніпро, 2015, 2017). В повному обсязі дисертаційна робота доповідалась на: засіданні наукової технічної ради Національного центра управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України (м. Київ, 2018), засіданні кафедри ДММ та ОМ НТУУ “КПІ ім. Ігоря Сікорського” (м. Київ, 2018).

**Публікації.** За темою дисертаційної роботи опубліковано 11 наукових праць, з них 6 статей у провідних фахових виданнях (з яких 2 в українських виданнях, що входять до науково-метричних баз даних та 4 у іноземних виданнях) та 5 тез доповідей на міжнародних науково-технічних конференціях.

**Структура та обсяг дисертації.** Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, загальних висновків, списку використаних джерел із 105 найменувань на 8 сторінках. Основний текст дисертації викладено на 95 сторінках, що містить 68 рисунків, 21 таблиць. Повний обсяг дисертації становить 116 сторінок.

## **ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ**

**У вступі** визначена актуальність теми дисертації, сформульовано мету, задачі та методи дослідження. Відзначена 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** розглядається комплекс завдань, пов'язаних з аналізом динаміки і міцності як всього КА, так і окремих його елементів на різних етапах життєвого циклу. Зазначається, що при наземному відпрацюванні для визначення динамічних характеристик і НДС КА використовуються розрахункові та експериментальні методи в різних поєднаннях. Приведені основні типи навантажень, що діють на КА на етапі виведення.

Зазначено, що прийнята в міжнародній практиці методологія наземного відпрацювання раціональних конструкцій КА на основі аналізу динаміки і міцності являє собою ітераційний процес, який включає до себе застосування як розрахункових, так і експериментальних методів. У зв'язку з конструктивною складністю досліджуваних об'єктів у розрахунковій практиці тут широко застосовуються метод скінченних елементів (МСЕ), який в силу своїх численних переваг витіснив практично всі інші методи розрахунків.

Зазначається, що сучасна тенденція розвитку надмалих КА вимагає зменшення вартості і часу створення нових КА. Тому отримав розвиток так званий “метод наскрізного проектування”, де розрахунково-експериментальне дослідження динаміки і міцності КА проводиться на основі єдиної ІМ з використанням інженерних програмних комплексів та скороченої програми вібродинамічних випробувань.

**У другому розділі** проведено опис процесу створення конструкції НС та постановка задачі дослідження динаміки і міцності НС на етапі виведення на орбіту.

Процес створення раціональної конструкції НС є ітераційним (рис.1). Механічна складова тут реалізується за схемою “від простого до складного”. На початку розглядається спрощена концептуальна імітаційна модель НС, яка послідовно уточнюється та ускладнюється. На кожному етапі відпрацювання конструкції НС виконується весь цикл міцнісних та динамічних досліджень.



Рис.1. Схема відпрацювання конструкції НС

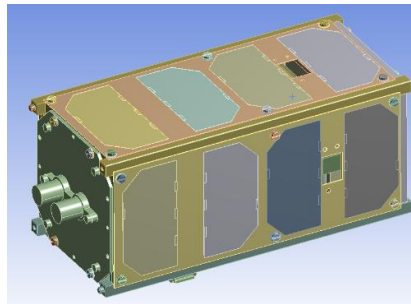


Рис.2. Зовнішній вигляд НС POLYITAN-2-SAU

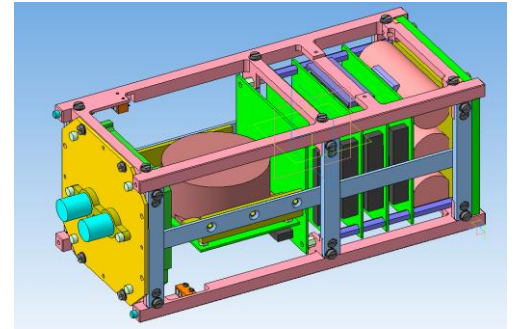


Рис.3. Твердотільна модель POLYITAN-2 без бокових панелей

Робочий варіант конструкції НС включає в себе сукупність функціонально пов'язаних систем (енергоживлення, управління, орієнтації та стабілізації, телеметричного контролю, забезпечення теплового режиму, радіотехнічних та збору наукової інформації), які розміщені на несучому каркасі. Для забезпечення електроенергією всієї апаратури НС служить система енергоживлення. На НС передбачені джерела поповнення електроенергії - фотоелектричні перетворювачі. Їх об'єднання в єдину систему утворює сонячні батареї. Система енергоживлення та виконавча апаратура (радіочастотний модуль, плата керування системи орієнтації, плати керування системи енергоживлення) об'єднані в електронну платформу (ЕП). На POLYITAN-2-SAU встановлені наступні датчики: магнітометр (для орієнтації по магнітному полю Землі), сонячні датчики (для орієнтації на Сонце) та інерціальні датчики (гіроскопи), що визначають відхилення НС щодо інерціальної системи координат. В якості виконавчих пристроїв системи орієнтації і стабілізації (СОС) на НС використовуються електрокатушки (магнітна стабілізація), які розташовані на зовнішніх панелях НС та електромаховик для зміни кінетичного моменту і, відповідно, поздовжнього осьового обертання НС. Функціональним призначенням НС POLYITAN-2-SAU є дослідження нижньої термосфери Землі в інтервалі висот 200 - 380 км. Дану задачу виконує науковий модуль FIPEX.

Для виготовлення несучого каркаса і елементів кріплення модуля СОС використовується алюмінієвий сплав Д16, для антенного модуля і елементів ЕП - алюмінієвий сплав АМГ6, для несучих стійок ЕП - латунь Л63, плати ЕП виконані з скло текстоліту КАСТ-В. Фізико-механічні властивості наведених матеріалів приведені у табл.1.

Таблиця 1

**Фізико-механічні властивості використаних ізотропних конструкційних матеріалів**

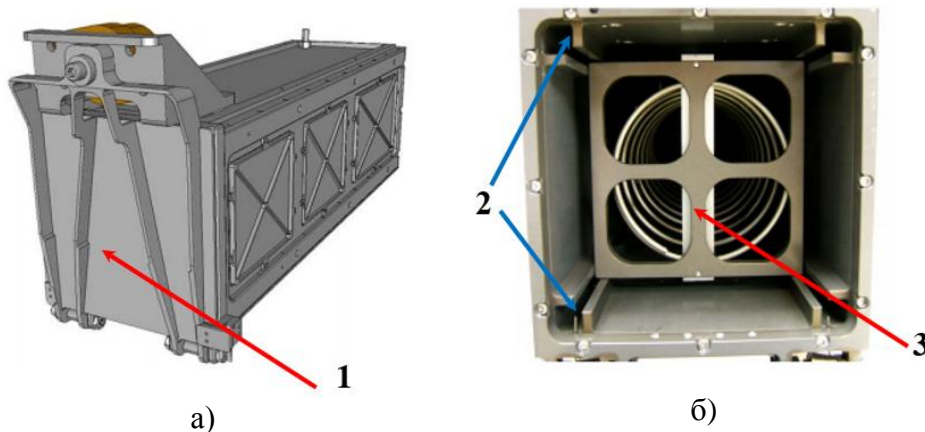
Матеріал	Е, МПа	$\nu$	$\sigma_T$ , МПа	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\sigma_{B_2}$ , МПа
АМГ6	71000	0.3	145	2640	305
Д16	72000	0.3	320	2770	420
Л63	116000	0.35	-	8840	290



**Фізико-механічні властивості використаних анізотропних неметалічних  
конструкційних матеріалів**

Матеріал	E, МПа	$\nu$	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\sigma_p^e$ , МПа	$\sigma_{сж}^e$ , МПа
КАСТ-В	21000	0.11	1800	85	130

Під час транспортування та на етапі виведення на орбіту НС знаходиться в системі розгорткування (пусковому контейнері) (рис.4). Пусковий контейнер P-POD (Poly Picosat Orbital Deployer) являється одночасно транспортувальним контейнером для НС та засобом для виведення НС у визначеній точці орбіти. Система P-POD є стандартизованою, що скорочує термін розробки супутників для Cubesat-сумісних пристроїв. P-POD виготовляють з використанням алюмінієвого сплаву 7075-T73 через його високу міцність і відносно низьку вартість. Кожен P-POD призначений для перевезення 3-х стандартних супутників формату Cubesat1U або одного формату CubeSat 3U.



За сигналом від управляючого модуля кришка контейнера (рис.4а) відкривається і НС виштовхуються пружиною уздовж напрямних рейок на навколоземну орбіту з відносною швидкістю  $\sim 1.6$  м/с.

Рис.4 Загальний вид системи P-POD (1-кришка) - а); Система розгорткування P-POD вид спереду у відкритому положенні

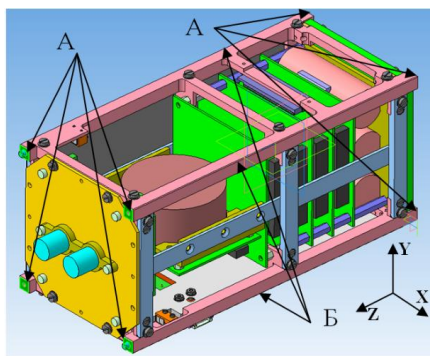


Рис.5. ІМ НС POLYITAN-2-SAU з опорними поверхнями на торцевих –А і бокових ребрах -Б

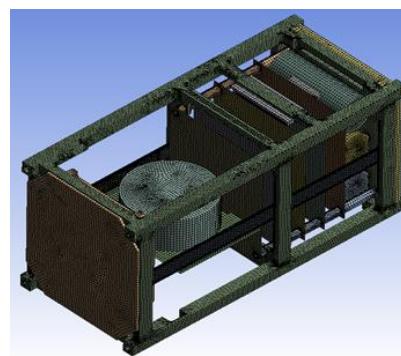


Рис.6. СЕМ ІМ НС PolyItan-2-SAU

У загальному випадку аналіз динаміки і міцності конструкції КА ґрунтується на розв'язку динамічного рівняння у напівдискретній формі методу скінченних елементів (МСЕ):



$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\}, \quad (1)$$

де:  $[M]$  — матриця мас;  $[C]$  — матриця демпфування;  $[K]$  — матриця жорсткості;  $\{\ddot{u}\}$  — вектор вузлових прискорень;  $\{\dot{u}\}$  — вектор вузлових швидкостей;  $\{u\}$  — вектор вузлових переміщень;  $\{F(t)\}$  — вектор вузлових сил, який відповідає силовому і/або кінематичному навантаженням, у загальному випадку може мати як детерміновану, так і випадкову природу.

При визначенні НДС від дії квазістатичних перевантажень з виразу (1) виключають еволюційні складові:

$$[K]\{u\} = \{F\}. \quad (2)$$

Власні частоти  $\omega_i$  та форми коливань  $\varphi_i$  визначаються на основі розв'язку системи однорідних рівнянь:

$$\text{у просторі часу} \quad [M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0, \quad (3)$$

або

$$\text{у просторі частоти} \quad ([K] - \omega_j^2 [M])\{\varphi_j\} = 0, \quad (4)$$

де  $j=1,2,3,\dots,N$ ; номер  $N$  — відповідає верхній межі частотного діапазону, що розглядається.

При розрахунках динамічного відгуку конструкції на зовнішні впливи як детермінованих, так і стохастичної природи, ефективним є метод модальних (головних) координат (ММК). Однією з умов ефективного використання ММК є умова пропорційності матриці демпфування  $[C]$  матрицям жорсткості  $[K]$  та мас  $[M]$ . У зв'язку з цим, для знаходження матриці демпфування рекомендується використовувати формулу Релея  $[C] = \alpha[M] + \beta[K]$ . Тоді з урахуванням умов ортогональності власних форм коливань система (1) може бути записана у вигляді сукупності незв'язаних рівнянь

$$\ddot{q}_j + 2\xi_j \omega_j \dot{q}_j + \omega_j^2 q_j = f_j, \quad (5)$$

Де  $f_j = \{\varphi_j\}^T \{F(t)\}$ ,  $j=1,2,3,\dots,n$ ;  $\{\varphi_j\}$  - вектор власних форм коливань.

У випадку гармонічного навантаження

$$\{F(t)\} = \{F_0\} e^{i\omega t}. \quad (6)$$

Розв'язок (5) з урахуванням (6) має вид

$$\tilde{q}_j = \frac{\tilde{f}_j}{\omega_j^2 \left( 1 - \left( \frac{\omega}{\omega_j} \right)^2 + 2\varepsilon_j \frac{\omega}{\omega_j} \right)} \quad (7)$$

де  $\tilde{q}_j$  та  $\tilde{f}_j$  — відповідно комплексні амплітуди вібропереміщень та гармонічних навантажень.

У випадку, коли  $\{F(t)\}$  — стаціонарний випадковий векторний процес, для дослідження динаміки КА доцільно використовувати метод спектральних розкладень сумісно з ММК.

Розглядаючи розв'язок стохастичної задачі у просторі частоти, маємо

$$S_{q_j}(\omega) = |H_j(i\omega)|^2 S_{ff}(\omega), \quad (8)$$

де  $S_{ff}(\omega)$  и  $S_{q_j}(\omega)$  - спектральні щільності відповідно векторів зовнішнього впливу і амплітуд розкладу векторів системного відгуку;  $H_j(i\omega) = \frac{1}{L_j(i\omega)}$  - передаточна функція рівняння (5);  $L_j(i\omega) = \omega_j^2 - \omega^2 + 2i\varepsilon_j\omega$  - образ оператора рівняння (5) в просторі частоти;  $\omega_j$  - власна частота коливань, що відповідає  $j$ -й формі в (5);  $\varepsilon_j$  - коефіцієнт демпфування, що відповідає  $j$ -й частоті.

По знайденим значенням  $S_{q_j}(\omega)$  з (8) при переході в простір часу визначали кореляційні функції та дисперсії відповідно векторів переміщень, швидкостей і прискорень.

Для подальшого аналізу міцності керувались середньоквадратичними значеннями (СКЗ) вузлових напружень рівня  $3\sigma$ . В якості еквівалентних використовували напруження Мізеса.

Міцність НС на етапі виведення повинна забезпечуватися при комплексній дії квазістатичних перевантажень, гармонічних та випадкових вібрацій. Вибір положення НС у вантажному відсіці РН визначається в результаті проведення міцнісного і динамічного аналізу НС при дії навантажень вздовж його поздовжньої, а також поперечних осей X, Y, Z.

Величина найбільших експлуатаційних квазістатичних перевантажень, що діють на етапі запуску НС становить  $a_x = a_y = a_z = 13.0g$ . Параметри експлуатаційних гармонічних та випадкових вібрацій, що наведені у технічному завданні на проектування НС наведені відповідно в табл.3,4. Гармонічні та випадкові вібрації передаються від РН НС крізь опорні поверхні Р-POD (рис.5).

Таблиця 3

**Параметри гармонічних вібронавантажень**

Частота, Гц	Амплітуда, $a_x^{гарм} = a_y^{гарм} = a_z^{гарм}, g$
5-100	2.5
100-125	1.3

Таблиця 4

**Характеристики стаціонарних випадкових вібронавантажень**

Частота, Гц	Спектральна щільність прискорень $S_{xx}^a = S_{yy}^a = S_{zz}^a, g^2/Гц$
20	0.01125
130	0.05625
800	0.05625
2000	0.01500

У **третьому розділі** представлені результати розрахункових досліджень на основі єдиної ІМ динамічних характеристик НС та НДС конструктивних елементів при дії квазістатичних перевантажень, гармонічних і випадкових вібрацій на етапі виведення.

При створенні ІМ НС (рис.5) та її дискретного аналогу (рис.6) виключено з розгляду елементи НС, внесок яких у забезпечення міцності і жорсткості силової конструкції НС є несуттєвим: кріпильний елемент, датчики сонця, магнітометр і т.д. Маса виключених з розгляду датчиків сонця і магнітометра враховані в результаті їх рівномірного "розмазування" по відповідним поверхням контакту з несучим каркасом. Маса кріплення врахована відповідним збільшенням щільності матеріалу несучого каркаса. Науковий модуль (FIPEX) приведений до більш простого вигляду. Антенний модуль апроксимовано пластиною, для якої збережені геометричні розміри, жорсткість і маса. Плати ЄП також представили у вигляді пластин з відповідними масами і жорсткостями.

Для апроксимації каркаса, наукового модуля, набірних стійок ЕП, акумуляторів і антенного модуля використовували 20-ти вузлові гексагональні скінченні елементи (СЕ) SOLID186. Для апроксимації кронштейнів СОС і електронних плат ЕП застосовували пластинчасті СЕ SHELL181 з 4-ма шарами за товщиною. Спряження пластинчастих і об'ємних СЕ здійснювали за допомогою безмасових жорстких зв'язків на основі двовузлових балкових елементів BEAM188. При сполученні фрагментів дискретних моделей з різною щільністю дискретизації однотипними СЕ використовували контактні елементи CONTA174 і TARGE170.

При розрахунковому дослідженні НДС НС при дії квазістатичних перевантажень розміщення НС у системі виведення враховували за допомогою введення кінематичних обмежень, - вважали відсутніми переміщення ( $u_x = u_y = u_z = 0$ ) опорних поверхонь несучого каркасу, за винятком поздовжніх ( $u_z \neq 0$ ) для бокових ребер (рис.5). З причини можливої відмінності варіантів розміщення контейнера з НС по відношенню до РН, розглядали перевантаження, що діють окремо за трьома осями головної центральної системи координат (ГЦС) X,Y,Z  $a_x = a_y = a_z = 13g$ .

Результати розрахунків напруженого стану конструктивних елементів НС при квазістатичному навантаженні наведені у табл.5.

В результаті розрахункового дослідження було встановлено, що найбільші еквівалентні напруження за Мізесом  $\sigma_e^{stat} = 140.70 \text{ МПа}$  виникають при перевантаженні  $a_x = 13g$  у перемичці несучого каркаса (матеріал - Д16) поблизу точок кріплення до кронштейнів СОС. У свою чергу, в стійці ЕП (матеріал - Л63) напруження  $\sigma_e^{stat} = 9.54 \text{ МПа}$  реалізуються при перевантаженні  $a_y = 13g$  в околиці контактів з центральної платою. Серед електронних плат ЕП найбільш навантаженою є нижня, для якої  $\sigma_e^{stat} = 1.34 \text{ МПа}$  при перевантаженні  $a_z = 13g$  в точках контактів зі складальними стійками.

Таблиця 5

**Величини максимальних еквівалентних напружень (МПа) для конструктивних елементів НС при дії квазістатичних перевантажень**

Напрямок дії Елемент конструкції	X	Y	Z
Перемичка несучого каркасу	140.7	27.57	7.06
Тримач акумуляторів	7.74	7.68	15.57
Набірна стійка ЄП	9.34	9.54	2.34
Плата ЄП	0.48	0.58	1.34

При проведенні модального аналізу кінематичні обмеження, що відповідають розміщенню НС у транспортувальному контейнері, приймали ідентичними варіантам квазістатичного навантаження.

Частоти коливань ІМ НС і відповідні їм форми, визначені у діапазоні 0-2000 Гц та представлені в табл.6. Нижня власна частота коливань становить 325 Гц. Вона відповідає коливанню електромаховикового двигуна у поперечному напрямку X, що свідчить про відносно низьку жорсткість перемичок несучого каркасу. Другій формі коливань відповідає коливання плати системи електроживлення ЕП.

Таблиця 6

**Частоти та відповідні форми коливань НС**

Номер частоти	Частота, Гц	Номер частоти	Частота, Гц
1	325.06	6	690.51
2	673.92	7	905.11
3	678.15	8	912.16
4	678.59	9	948.01
5	682.07	10	948.35

При аналізі гармонічних вібрацій враховували, що віброприскорення (табл. 3) синфазно передаються на НС від транспортувального контейнера через опорні поверхні силового каркаса (рис.5). При проведенні розрахунків використовували модель демпфування Релея з постійним коефіцієнтом демпфування рівним 0.02.

За даними чисельних розрахунків встановлено розподіл еквівалентних напружень за Мізесом. Зона найбільшої амплітуди напружень (29.78 МПа) знаходиться біля місця кріплення кронштейна модуля СОС до перемичок несучого каркасу, при амплітуді віброприскорень – 2.5g та частоті 100 Гц. Гармонічні вібрації діяли по вісі X. Для інших випадків навантаження величини еквівалентних за Мізесом напружень значно менші (<5 МПа).

Навантаження НС стаціонарними випадковими вібраціями (табл.4) з боку транспортувального контейнера здійснювалося через опорні поверхні несучого каркаса (рис.5). При проведенні розрахунків прийняли модель демпфування Релея з постійним коефіцієнтом демпфування рівним 0.02.

СКЗ еквівалентних за Мізесом напружень рівня  $3\sigma$  в конструктивних елементах НС для трьох варіантів навантаження наведені в табл.7.

Зона найбільших СКЗ еквівалентних напружень знаходиться на перемичці несучого каркасу поблизу кріплення кронштейнів модуля СОС у випадку навантаження НС відносно вісі Y (60.39 МПа). Максимальне СКЗ еквівалентних напружень у платах ЕП досягається біля місця кріплення плат до набірної стійки ЕП для навантаження відносно вісі Z (18.24 МПа).

Етап виведення є найскладнішим для конструкції НС з точки зору міцності у зв'язку з екстремальними навантаженнями, що змінюються під час польоту РН. Квазістатичні перевантаження, гармонічні та випадкові вібрації досягають найбільших величин на атмосферній ділянці польоту та діють одночасно. При аналізі міцності це враховується комбінуванням статичних та динамічних навантажень. Нормативними документами європейського космічного агентства передбачено 2 способи комбінування: лінійний та квадратичний. Під комбінуванням розуміється додавання максимальних значень діючих еквівалентних за Мізесом напружень для небезпечних точок у конструктивних елементах НС.

Загальноприйнята стратегія проектування КА передбачає врахування коефіцієнтів безпеки при аналізі міцності. Коефіцієнти безпеки вводяться для компенсації неточностей у визначенні навантажень, умов функціонування, неточності методів розрахунку і т.п. Коефіцієнти безпеки прийняті згідно стандарту європейського космічного агентства **ECSS-E-ST-32-10C** для експлуатаційних та розрахункових навантажень і наведені в табл.8.

Таблиця.7

**Максимальні СКЗ еквівалентних напружень рівня  $3\sigma$  в елементах НС (МПа)**

Напрямок дії Елемент конструкції	X	Y	Z
Перемичка несучого каркасу	8.58	60.39	59.48
Тримач акумулятора	0.04	0.19	2.62
Стойка ЕП	7.89	14.66	24.36
Плата ЕП	0.66	0.82	18.24

Таблиця 8

**Коефіцієнти безпеки для експлуатаційних та розрахункових навантажень**

Тип навантаження	Експлуатаційні навантаження $f^T$	Розрахункові навантаження $f^B$
Квазістатичні перевантаження	1.2	1.56
Гармонічні вібрації	1.65	1.88
Випадкові вібрації	1.65	1.88

Слід зазначити, що при аналізі міцності електронних плат ЕП, виконаних із композиційних матеріалів, згідно рекомендацій **ECSS-E-ST-32-10C** також додатково враховували коефіцієнт перевантаження  $k = 1.25$ .

При аналізі міцності конструктивних елементів НС застосовували лінійне комбінування навантажень в зв'язку з більшими вихідними величинами еквівалентних напружень по відношенню до квадратичного комбінування. Комбінації видів навантаження та формули розрахунку сумарних еквівалентних напружень для їх суперпозиції наведені в табл.9.

Таблиця 9

**Комбінації навантажень для етапу виведення НС PolyItan-2-SAU**

№	Розрахунковий випадок	Формула розрахунку еквівалентних напружень*
1	Квазістатичні перевантаження	$\sigma_{1\_e}^{stat}$
2	Квазістатичні перевантаження + гармонічні вібрації	$\sigma_{2\_e}^{sum} = \sigma_e^{stat} + \sigma_e^{zap}$
3	Квазістатичні перевантаження + випадкові вібрації	$\sigma_{3\_e}^{sum} = \sigma_e^{stat} + \sigma_e^{vib}$
4	Випадкові вібрації	$\sigma_{4\_e}^{sum} = \sigma_e^{vib-X} + \sigma_e^{vib-Y} + \sigma_e^{vib-Z}$
5	Квазістатичні перевантаження + гармонічні вібрації + випадкові вібрації	$\sigma_{5\_e}^{sum} = \sigma_e^{stat} + \sigma_e^{zap} + \sigma_e^{vib}$

Тут  $\sigma_e^{stat}$ ,  $\sigma_e^{zap}$ ,  $\sigma_e^{vib}$  – відповідно напруження при квазістатичних перевантаженнях, гармонічних та випадкових вібраціях.

Відповідні коефіцієнти запасів міцності для кожного розрахункового випадку наведені в табл.11.

Максимальні сумарні еквівалентні напруження за Мізесом, що відповідають розрахунковим випадкам (табл.10) та відповідні їм коефіцієнти запасів міцності приведені в табл.11.

Аналіз міцності конструктивних елементів НС показав, що найбільш небезпечним є розрахунковий випадок №5 у напрямку дії сумарного навантаження за віссю X. Для нього коефіцієнт запасу міцності дорівнює  $\eta_B = 1.12$ . Найбільш небезпечним місцем є зона кріплення кронштейнів СОС до перемичок несучого каркасу, максимальні еквівалентні напруження становлять 179.06 МПа. Для плат ЕП

критичним є розрахунковий випадок №4 при дії сумарних навантажень за віссю Z. Для нього максимальні напруження (19.6 МПа) досягаються біля місця кріплення 3-ої плати ЕП до складальної стійки.

В результаті міцнісного аналізу на основі ІМ (рис.5) встановлено, що міцність НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення забезпечується.

Таблиця 10

**Коефіцієнти запасу міцності для розрахункових випадків, що відповідають етапу виведення НС PolyItan-2-SAU**

Розрахунковий випадок	Коефіцієнт запасу міцності при експлуатаційних навантаженнях, $\eta_T$	Коефіцієнт запасу міцності при розрахункових навантаженнях, $\eta_B$
1	$\frac{\sigma_m}{\sigma_{1-e}^{stat} * f_{stat}^T}$	$\frac{\sigma_{\theta}}{\sigma_{1-e}^{stat} * f_{stat}^B}$
2	$\frac{\sigma_m}{\sigma_e^{stat} f_{stat}^T + \sigma_e^{zap} f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_{\theta}}{\sigma_e^{stat} f_{stat}^B + \sigma_e^{zap} f_{дин}^B}$
3	$\frac{\sigma_m}{\sigma_e^{stat} f_{stat}^T + \sigma_e^{вин} f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_{\theta}}{\sigma_e^{stat} f_{stat}^B + \sigma_e^{вин} f_{дин}^B}$
4	$\frac{\sigma_m}{\sigma_{4-e}^{сум} * f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_{\theta}}{\sigma_{4-e}^{сум} * f_{дин}^B}$
5	$\frac{\sigma_m}{\sigma_e^{stat} f_{stat}^T + \sigma_e^{zap} f_{дин}^T + \sigma_e^{вин} f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_{\theta}}{\sigma_e^{stat} f_{stat}^B + \sigma_e^{zap} f_{дин}^B + \sigma_e^{вин} f_{дин}^B}$

Таблиця 11

**Максимальні величини еквівалентних напружень та відповідні їм коефіцієнти запасів міцності в конструктивних елементах НС PolyItan-2-SAU**

Розрахунковий випадок	Напруження, МПа	$\eta_T$	$\eta_B$
1	140.70	1.89	2.05
2	170.48	1.46	2.00
3	149.28	1.74	1.90
4	128.45	1.50	1.86
5	179.06	1.37	1.54

**Четвертий розділ** присвячений експериментальному відпрацюванню віброміцності НС POLYITAN-2-SAU. Метою експериментального відпрацювання є визначення власних частот коливань, перевірка міцності конструктивних елементів НС при дії навантажень, що відповідають етапу виведення та верифікації ІМ на основі експериментальних даних.

На основі вимог QB50 System Requirements and Recommendations розроблена програма випробувань НС, яка має наступний вигляд:

- визначення власних частот коливань;
- гармонічні вібрації;



- випадкові вібрації;
- визначення власних частот коливань.

Параметри навантажень для випробувань приведені в табл.12-14.

Таблиця 12

### Визначення власних частот коливань

Система координат	ГЦС
Тип навантаження	Гармонічний
Швидкість розгорткування	2 октави / хв

Таблиця 13

### Параметри гармонічних вібрацій

Система координат	ГЦС	
Швидкість розгорткування	2 октави/хв	
Параметри навантаження	Частота	Амплітуда
	[Гц]	[g]
	5-100	2,5
	100-125	1,3

Таблиця 14

### Параметри випадкових вібрацій

Система координат	ГЦС	
СКЗ віброприскорень для полоси частот 20-2000 Гц	8,03 g	
Тривалість	120 сек	
Параметри навантаження	Частота	Спектральна щільність
	[Гц]	[g <sup>2</sup> / Гц]
	20	0.01125
	130	0.05625
	800	0.05625
	2000	0.015

Обладнання, що використовувалось при проведенні випробувань, наведено в табл.15.

Таблиця 15

### Список використаного обладнання

№	Назва	Модель	Номер
	Електродинамічний вібраційний стіл	V850	2.31.1.3
	Акселерометр	DeltaTron 4533-B	-
	Вібраційний контроллер	Bruel and Kjaer - 7542	-
	Термогідрометр	Testo 608-H1	511.8

Під час проведення випробувань НС PolyItan-2-SAU розміщений в імітаторі транспортувального контейнера (ІТК). ІТК має розміри  $125 \times 125 \times 240$  мм і масу 1.8 кг. Загальна маса НС та ІТК складає 3,6 кг. Елементи НС, що розкриваються (антена, штанга магнітометра) знаходиться в транспортному положенні.

Проведене на основі ІМ НС визначення навантаженості конструктивних елементів НС та їх динамічних характеристик дозволило встановити компоненти НС, які потребують більш детального аналізу.

Під час експериментального відпрацювання НС використовувалось одночасно два акселерометри. Один із них було закріплено на вібростенді для керуванням вібронавантаженням. Другий використовувався для вимірювань віброприскорень відгуку на найбільш навантажених (згідно даних розрахункового дослідження на основі невіркованої ІМ) елементах НС. У випадку навантаження НС по вісі X найбільш навантаженим елементом є перемичка несучого каркасу НС. При навантаженні НС по вісі Y акселерометр було встановлено на кронштейн системи орієнтації. Для навантаження по вісі Z акселерометр розміщено на макеті наукового модуля.

За аналізом результатів експериментального дослідження (табл.16) по визначенню амплітудно-частотних характеристик встановили, що нижня резонансна частота коливань НС відповідає парціальній власній частоті коливань маховика і становить 215 Гц. Максимальне значення різниці власних частот дорівнює 4.6% після проведення випробувань згідно програми в повному обсязі, що свідчить про відсутність дефектів (залишкових деформацій, тріщин, тощо) в конструктивних елементах НС.

Таблиця 16

**Власні частоти коливань НС PolyItan-2-SAU**

Вісь	Мода №	Частота (Гц) перший дослід	Частота (Гц) другий дослід	Розбіжність (%)
X	1	215	211	1.9
	2	278	271	2.6
Y	1	302	295	2.4
	2	484	476	1.7
Z	1	228	218	4.6
	2	420	411	2.2

В результаті випробувань НС на гармонічні вібрації встановлено, що максимальне значення віброприскорень відгуку складає 1.82 g і досягається на маховику СОС при кінематичному навантаженні НС за віссю X на частоті 121 Гц. Для вісі Y максимальне значення віброприскорення становить 1.72 g на частоті 124 Гц. При навантаженні НС за віссю Z максимальне значення віброприскорень складає 1.91 g і досягається на FIPEX на частоті 125 Гц.

Випробування НС на випадкові вібрації показали, що максимальна дисперсія віброприскорень відгуку складає  $7.21g^2$  і досягається на перемичці несучого каркасу в місці кріплення кронштейна СОС при навантаженні за віссю X на частоті 165 Гц (рис.7). Для вісі Y, максимальна дисперсія віброприскорень відгуку становить  $6.80g^2$  на частоті 970 Гц (рис.8). Для вісі-Z -  $144g^2$  на FIPEX на частоті 225 Гц (рис.9).

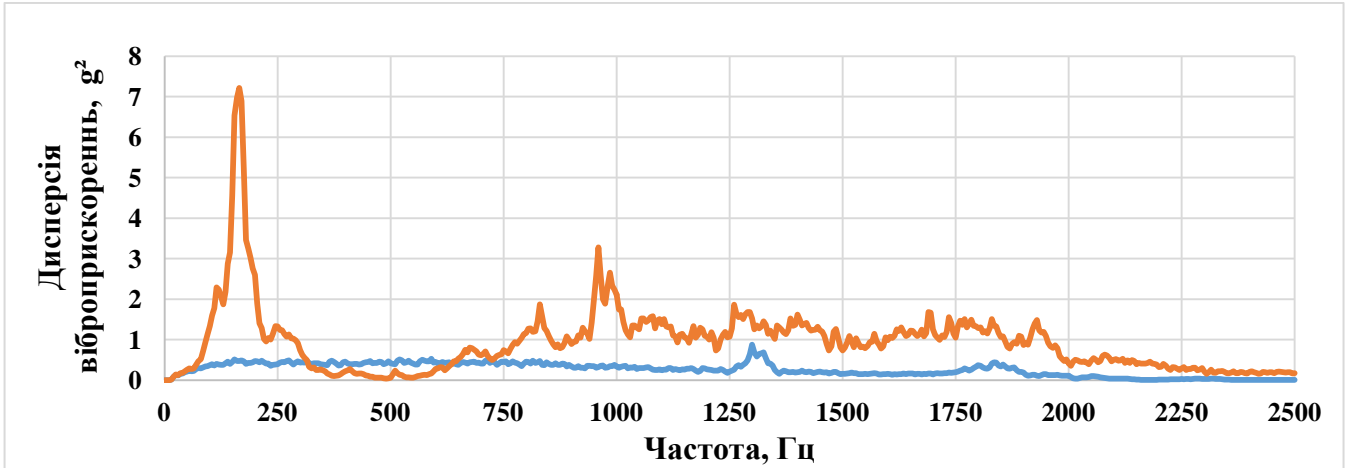


Рис.7. Дисперсія віброприскорень відгуку при навантаженні НС випадковими вібраціями за віссю X



Рис.8. Дисперсія віброприскорень відгуку при навантаженні НС випадковими вібраціями за віссю Y

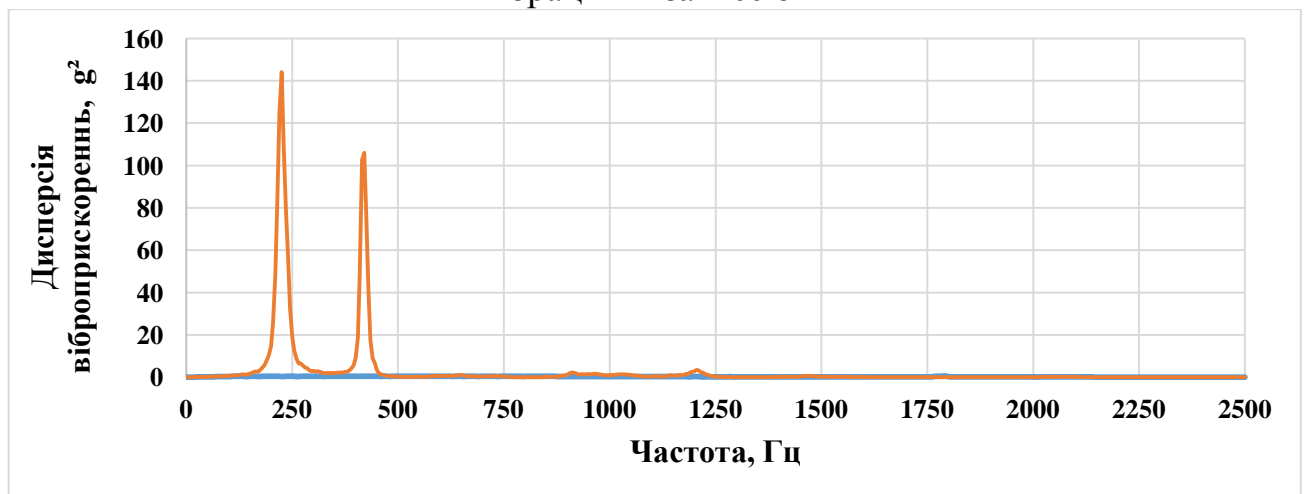


Рис.9. Дисперсія віброприскорень відгуку при навантаженні НС випадковими вібраціями за віссю Z

За результатами експериментальних досліджень АЧХ НС визначено характеристики демпфування, а саме добротність для основних частот коливань

$$Q_i = 1/(2 * \xi_i), \quad (9)$$

де  $Q_i$  – добротність, що відповідає  $i$ -й власній частоті,  $\xi_i$  – коефіцієнт в'язкого тертя для  $i$ -ої власної частоти.

Для визначення добротності  $Q_i$  згідно ECSS-E-NB-32-26A використовували метод полоси частот

$$Q_i = \frac{f_i}{\Delta f} = \frac{f_i}{f_2 - f_1}, \quad (10)$$

тут  $f_i$  – власна частота коливань,  $f_2$  та  $f_1$  – відповідно частоти верхньої та нижньої границі полоси.

Результати визначення добротності та коефіцієнтів демпфування наведені в табл. 17 та табл.18.

Таблиця 17

**Добротність та коефіцієнти демпфування при збуренні НС за віссю X**

Частота, Гц	Добротність	Демпфування, %
215	8.6	0.058
478	16.8	0.029
704	9.4	0.053

Таблиця 18

**Добротність та коефіцієнти демпфування при збуренні НС за віссю Y**

Частота, Гц	Добротність	Демпфування
299	6.9	0.072
484	28.5	0.017
678	16.4	0.03

Результати експериментальних досліджень показали розходження отриманих амплітудно-частотних характеристик (АЧХ) конструктивних елементів НС із розрахунковими даними. Тому, згідно рекомендацій ГОСТР 56514-2015 і ECSS-E-NB-32-26A далі проводили верифікацію ІМ за частотними характеристиками. Верифікація ІМ виконується шляхом варіювання жорсткісних параметрів скінченних елементів, що моделюють кріплення НО до корпусу, стики корпусу, специфічні особливості конструкції. Також виконували уточнення геометричних параметрів елементів конструкції.

Для верифікації ІМ НС, на основі повної 3D моделі НС (рис.2-3) створена верифікаційна ІМ, яка включає в себе перемички несучого каркасу та СОС. Її дискретний аналог складається з 292225 вузлів та 94017 елементів. Апроксимацію перемичок несучого каркасу виконували 20-ти вузловими гексагональними SE SOLID186. Для апроксимації кронштейнів СОС застосовували пластинчасті SE SHELL181. З'єднання пластинчастих і об'ємних SE здійснювали за допомогою безмасових зв'язків на основі двовузлових балкових елементів BEAM188. При визначенні власних частот коливань “верифікаційної” моделі в якості граничних умов приймали відсутність переміщень на вертикальних елементах перемичок, що відповідає умовам проведення експерименту.

Порівняльний аналіз власних частот, що отримані експериментальним і розрахунковим методами, наведено в табл. 19.

Таблиця 19

**Порівняльний аналіз АЧХ**

Частота (експеримент), Гц	Частота (розрахунок), Гц	Похибка, %
215.0	225	4.6
484.0	494	2.0
656.0	604	7.9

На основі отриманих результатів проведено верифікацію ІМ НС:

1. змінено жорсткість контактних елементів в ІМ;
2. прийнято загальний для всієї конструкції коефіцієнт демпфування, що дорівнює 0.041. Він отриманий усередненням коефіцієнтів демпфування маховика СОС для перших двох власних частот коливань;
3. додатково враховували коефіцієнт демпфування для першої власної частоти коливань НС (0.058 для 215 Гц).

Умови навантаження та граничні умови для верифікованої ІМ НС відповідають раніше прийнятим.

В результаті розрахунків отримані АЧХ, і також розподіл еквівалентних напружень при дії гармонічного та випадкового навантаження.

Власні частоти коливань НС, що отримані на основі верифікованої ІМ наведені у табл.20. За результатами верифікації встановлено, що власні частоти коливань НС зсунулися вниз приблизно на 100 Гц. Нижня власна частота коливань становить 222 Гц, що відповідає результатам експериментального дослідження.

Таблиця 20

**Власні частоти коливань верифікованої ІМ НС**

Номер частоти	Частота, Гц	Номер частоти	Частота, Гц
1	222.46	6	628.26
2	519.03	7	629.65
3	623.09	8	630.73
4	625.18	9	813.87
5	626.26	10	819.25

У випадку дії гармонічних вібрацій найбільш критичним є навантаження НС за віссю Х. Тут максимальні напруження мають місце у перемичці несучого каркаса поблизу кронштейнів СОС. Величина максимальних еквівалентних напружень становить 28.39 МПа. Максимальні еквівалентні напруження при навантаженні НС випадковими вібраціями досягаються у перемичці несучого каркаса поблизу кріплення кронштейна СОС. В цьому випадку СКЗ еквівалентних напружень для інтервалу  $3\sigma$  становить 103.56 МПа.

Результати для інших компонентів і випадків навантаження наведені в табл.21.

Таблиця 21

**Величини максимальних СКЗ еквівалентних напружень (МПа) в конструктивних елементах НС при випадковому навантаженні для верифікованої моделі**

Напрямок дії Елемент конструкції	X	Y	Z
Перемичка несучого каркасу	37.98	103.56	42.46
Тримач акумулятора	23.38	11.57	3.51
Набірна стійка ЕП	26.50	28.83	33.06
Плата ЕП	1.01	0.95	3.13

Слід зазначити, що місця максимальних величин еквівалентних напружень для гармонічних вібрацій та їх СКЗ для випадкових вібрацій не змінились.

Аналіз міцності виконується з використанням коефіцієнтів безпеки (табл.8), розрахункових випадків (табл.9) та відповідних їм коефіцієнтів запасів міцності (табл.10). Результати розрахунків коефіцієнтів запасів міцності по межах текучості і міцності для верифікованої ІМ наведені в табл.22.

Таблиця 22

**Максимальні напруження і відповідні їм коефіцієнти запасів міцності для верифікованої моделі**

Розрахунковий випадок	Напруження, МПа	$\eta_T$	$\eta_B$
1	140.70	1.89	2.05
2	169,09	1.46	2.00
3	178,68	1.38	1.54
4	184.00	1.14	1.30
5	207.07	1.05	1.29

### ВИСНОВКИ

1. Вдосконалено загальну методику розрахунково-експериментальної оцінки динаміки і міцності НС, яка включає в себе визначення детермінованих та ймовірнісних характеристик локального напруженого стану і динамічних характеристик об'єкта на основі скінченно-елементного моделювання.

2. Розроблено раціональну ІМ та відповідну їй СЕМ реальної конструкції НС на основі стандартних елементів різної розмірності, що дозволяють проводити уточнення і ускладнення моделей з використанням існуючих систем скінченно-елементного аналізу.

3. Отримані закономірності розподілу напружень в конструктивних елементах НС при дії навантажень, що відповідають етапу виведення. На основі

рекомендацій міжнародних регулюючих органів запропонована методика консервативної оцінки міцності конструктивних елементів НС на етапі транспортування і виведення.

4. Проведено цикл лабораторно-стендових випробувань реального виробу. Визначено власні частоти коливань, коефіцієнти посилення та демпфування в конструктивних елементах НС.

5. Проведена верифікація ІМ НС за результатами лабораторно-стендових випробувань. Отримані уточнені динамічні і міцнісні характеристики конструктивних елементів НС. Відхилення між розрахунковими та експериментальними даними на домінуючих власних частотах коливань не перевищує 8 %.

6. Результати наукових досліджень у вигляді рекомендацій та нових технічних рішень, щодо реалізації визначення динамічних характеристик та міцності НС пройшли апробацію у Національному центрі управління та випробувань космічних засобів та впроваджені у Національному технічному університеті України “КПІ ім. Ігоря Сікорського”.

7. По даним розрахунково-експериментального дослідження динаміки і міцності НС на основі єдиної ІМ створено раціональну конструкцію НС PolyItan-2-SAU, який було запущено 18 квітня 2017 року ракетою носієм Atlas V. НС успішно функціонує на орбіті Землі протягом 20 місяців при зазначену ресурсі у 6 місяців.

### **СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ**

1. Tsybenko A. S. A Study of the Dynamic Characteristics of the Cyclone-4 Launch Vehicle on the Basis of a Continuum Rod Model / A. S. Tsybenko, A. S. Konyukhov, A. A. Rybalka. // *Strength of Materials*. – 2015. – №47. – С. 532–535. *Здобувачем виконано створення імітаційної моделі та дослідження на її основі динамічних характеристик ракети-нвісія Циклон 4. (іноземне видання)*

2. Цыбенко А. С. Напряженно-деформированное состояние наноспутника POLYITAN-2 при квазистатических перегрузках на этапе выведения / А. С. Цыбенко, Б. М. Рассамкин, А. А. Рыбалка. // *Вісник НТУУ «КПІ». Машинобудування : збірник наукових праць*. – 2016. – №78. – С. 76–82. *Здобувачем виконано створення імітаційної моделі наноспутника PolyItan-2, визначено напружено-деформований стан в найбільш небезпечних точках конструкції наноспутника та проведено дослідження міцності ). (Входить в НМБ DOAJ)*

3. Tsybenko A. S. Stress-Strain State Investigation of Polyitan-2 Nano-Satellite under the Ascent-Stage Quasi-Static Overload Conditions / A. S. Tsybenko, B. M. Rassamakin, A. A. Rybalka. // *Strength of Materials*. – 2017. – №49. – С. 381–387. *Здобувачем виконано створення імітаційної моделі наноспутника PolyItan-2, визначено напружено-деформований стан в найбільш небезпечних точках конструкції наноспутника, проведено порівняльний аналіз критеріїв міцності, виконано дослідження міцності на етапі виведення. (іноземне видання)*

4. Цыбенко А. С. Анализ прочности наноспутника POLYITAN-2 при действии случайных нагрузок на этапе выведения на орбиту / А. С. Цыбенко, Б. М. Рассамкин, А. А. Рыбалка. // *Mechanics and Advanced Technologies*. – 2017. – №81. – С. 28–33. *Здобувачем визначено напружено-деформований стан в найбільш*



небезпечних точках конструкції наносупутника та дослідження проведено дослідження міцності. (Входить в НМБ DOAJ)

5. Evaluation of The Durability of The Design of The Nanosatellite Polytan-2-Sau on The Launch Phase / A. S.Tsybenko, B. M. Rassamakin, A. A. Rybalka, N. S. Shokruta. // International Journal of New Technologies in Science and Engineering. – 2018. – №6. – С. 57–65. *Здобувачем створена скінченно-елементна модель наносупутника, проведено модальний аналіз, визначено напружений стан конструктивних елементів наносупутника при дії випадкових навантажень.* (іноземне видання)

6. Динамический и прочностной анализ наноспутника POLYTAN-2 –SAU на этапе выведения / А. С.Цыбенко, Б. М. Рассамакин, А. А. Рыбалка, Н. С. Шокрута. // Středoevropský věstník pro vědu a výzkum. – 2018. – №50. – С. 111–122. (іноземне видання)

7. Цыбенко А. С. Исследование динамических характеристик жидкостных РН с сотовым обтекателем / А. С. Цыбенко, А. С. Конюхов, А. А. Рыбалка. // V Международная конференция “Космические технологии: настоящее и будущее”. – 2015. *Здобувачем визначені динамічні характеристики ракети-нвісія Циклон 4.*

8. Кришук Н.Г. Создание трехмерных конечно-элементных моделей неоднородных тел ракето - носителя для исследования его динамических характеристик / Н.Г. Кришук, А.С. Конюхов, А.А. Рыбалка. // XV Міжнародна науково-технічна конференції «ПРОГРЕСИВНА ТЕХНІКА, ТЕХНОЛОГІЯ ТА ІНЖЕНЕРНА ОСВІТА. – 2014. *Здобувачем виконано дослідження динамічних характеристик ракети-нвісія Циклон 4.*

9. Бурлак К. П. Дослідження випадкових вібрацій наносупутника POLYTAN-2 / К. П. Бурлак, А. О. Рибалка, О. С. Цибенко. // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених та студентів «інновації молоді – машинобудуванню». – 2016. *Здобувачем виконано створення імітаційної моделі та дослідження на її основі динамічних характеристик і напруженого стану наносупутника.*

10. Рассамакин Б.М. / Результаты термовакuumных и динамических испытаний наноспутника POLYTAN-2-SAU стандарта CUBESAT U2 / Б.М. Рассамакин , Н.Ф. Байсков, С.В. Остапчук, Е.Ю. Коваленко, А.А. Рыбалка, Е.В. Ланевский, В.И.Хоминич // Тезисы докладов VI Международной конференции “Космические технологии: настоящее и будущее”. – 2017. *Здобувачем проведено експериментальне дослідження динаміки наносупутника а PolyItan-2-SAU, визначено власні частоти коливань та коефіцієнти посилення в конструтивних елементах космічного апарату.*

11. Цыбенко А.С. / Динамические и прочностные характеристики наноспутника POLYTAN-2 –SAU на этапе выведения / А. С. Цыбенко, Б. М. Рассамакин, А. А. Рыбалка, Н.С. Шокрута // XIX Міжнародної науково-технічної конференції «ПРОГРЕСИВНА ТЕХНІКА, ТЕХНОЛОГІЯ ТА ІНЖЕНЕРНА ОСВІТА. – 2018. *Здобувачем проведено дослідження напружено-деформованого стану наносупутника при дії квазістатичних прискорень, гармонічних та випадкових вібрацій. Проведено аналіз міцності конструктивних елементів наносупутника з використанням консервативних оцінок.*

## АНОТАЦІЯ

**Рибалка А.О. Динаміка і міцність наносупутника PolyItan-2-SAU на етапі виведення на орбіту.** – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук із спеціальності 05.02.09 – Динаміка та міцність машин. – Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”, Київ, 2018 р.

Дисертація присвячена розв’язанню актуальної науково-практичної задачі – розробці раціональної з точки зору механіки конструкції наносупутника (НС) PolyItan-2-SAU за допомогою комплексної розрахунково-експериментальної методики дослідження динаміки і міцності конструктивних елементів НС на етапі виведення на навколосеземну орбіту.

В роботі реалізована загальна методика розрахунково-експериментальної оцінки міцності НС на основі метода наскрізного проектування, який включає в себе визначення динамічних характеристик і детермінованих та ймовірнісних характеристик напруженого стану об’єкта на основі єдиної імітаційної моделі (ІМ). Результати розрахункового дослідження динамічних характеристик і НДС стали основою для оцінки міцності НС, проведення експериментального відпрацювання та подальшої верифікації ІМ НС.

**Ключові слова:** наносупутник, міцність, напружений стан, метод скінченних елементів, випадкові вібрації, CubeSat.

## АННОТАЦИЯ

**Рыбалка А.А. Динамика и прочность наноспутника PolyItan-2-SAU на этапе выведения на орбиту.** – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.02.09 – Динамика и прочность машин. – Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт имени Игоря Сикорского”, Киев, 2018 г.

Диссертация посвящена решению актуальной научно-практической задачи - разработке рациональной, с точки зрения прочности, конструкции наноспутника (НС) PolyItan-2-SAU с использованием комплексной расчетно-экспериментальной методики исследования динамики и прочности конструктивных элементов НС на этапе выведения

В работе реализована общая методика расчетно-экспериментальной оценки прочности НС на основе метода сквозного проектирования, который включает в себя определение динамических характеристик, детерминированных и вероятностных характеристик напряженного состояния объекта на основе единой имитационной модели (ИМ). Результаты расчетного исследования динамических характеристик и НДС стали основой для оценки прочности НС, проведения экспериментальной отработки и последующей верификации ИМ НС.

**Ключевые слова:** наноспутник, прочность, напряженное состояние, метод конечных элементов, случайные вибрации, CubeSat.

## SUMMARY

**Rybalka A.O. Dynamics and strength of nanosatellite PolyItan-2-SAU under stage of flying.** – 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 is devoted to the solution of the actual scientific and practical problem - development of the PolyItan-2-SAU nanosatellite construction (NS) with the help of a complex simulation-experimental methodology of studying the dynamics and strength of the structural elements on the stage of flying.

The scientific and practical significance of the obtained results consists in improved methods of calculation and experimental estimation of the dynamics and strength of NS for the creation of a rational design of the NS, the creation of a method for assessing the strength of the structural elements of the NS on the basis of the recommendations of NASA and the European Space Agency and expanding the representation of the stress state of the NS structural elements during the stage of flying.

In the work was created the general methodology of simulation-experimental estimation of the strength of the NS which based on the method of through-design, which includes the definition of dynamic characteristics, deterministic and probabilistic characteristics of the stress-strain state (SSS) in the design elements of the NS based on a single simulation model (SM).

For the study of dynamic characteristics and SSS, the single SM of the NS and its discrete analog, which create by using the standard finite elements of various type (solid, plate and beam), have been developed. On the basis of it, for the first time the dynamic characteristics and numerical regularities of the distribution of the SST characteristics in the constructive elements of the NS under the influence of quasi-static overloads, harmonic and random vibrations are obtained.

The analysis of the results of the design study on the basis of a single SM showed that the strength of the design of the NS during the stage of flying to the orbit is confirmed.

The results of the design study of dynamic characteristics and SSS were used in conducting an experimental study of dynamic characteristics and strength of NS, and verification of its SM.

Based on the requirements of QB50 System Requirements and Recommendations and the results of the preliminary simulation research, a shortened program of the experimental study of dynamics and strength of the NS has been developed.

Analyzing of the experimental study results on the determination of amplitude-frequency characteristics, was established their natural frequency of oscillations in the frequency range of the acting NS's loads. Determined the most loaded elements of the design of the NS under the action of harmonic and random vibrations. The conducted experimental study confirmed that the strength of the structure of the NS at the stage of flying to the near-Earth orbit is aproved.

The results of experimental studies showed the difference between the received dynamic characteristics of the design elements of the NS with the estimated before data.

Therefore, according to the recommendations of the European Space Agency, the SM's verification was carried out on frequency characteristics. The verification of the SM consisted of adjusting the stiffness of the contact elements in the SM, specifying the coefficients of damping the structural elements of the NS.

Loads characteristics and kinematic constraints correspond to previously accepted. As a result of simulation on the basis of the verified SM of the NS, dynamic characteristics and SSS in the design elements of the NS were determined at the action of loads corresponding to the stage of the flying into orbit. According to the results of the verification it was established that the own natural frequency of the SM now corresponds to the experimental data. In the case of the action of harmonic and random vibrations, the place of maximum magnitudes of equivalent Mises stresses has not changed.

According to the simulation-experimental study of dynamics and strength of the NS which based on a using the single SM was created a rational design of the NS PolyItan-2-SAU. NS was launched on April 18, 2017 by carrier Atlas V. The NS has been successfully operating in Earth's orbit for 20 months at a specified resource of 6 months

**Keywords:** nanosatellite, strength, stress state, finite element method, random vibrations, CubeSat.