

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ ІМЕНІ ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

*Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису*

РИБАЛКА АНТОН ОЛЕКСІЙОВИЧ

УДК 629.783

ДИСЕРТАЦІЯ
ДИНАМІКА І МІЦНІСТЬ НАНОСУПУТНИКА POLYUTAN-2-SAU
НА ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ НА ОРБИТУ

05.02.09 – динаміка та міцність машин

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ А.О. Рибалка

Науковий керівник: Цибенко Олександр Сергійович
доктор технічних наук, професор

Київ – 2018

АНОТАЦІЯ

Рибалка А.О. Динаміка і міцність наносупутника PolyItan-2-SAU на етапі виведення на орбіту. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.02.09 – динаміка та міцність машин. – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» МОН України, Київ, 2018.

Дисертаційна робота присвячена аналізу динаміки і міцності наносупутника (НС) PolyItan-2-SAU на етапі виведення на орбіту. НС був створений в НТУУ “КПІ імені Ігоря Сікорського” в рамках міжнародного міжуніверситетського проекту QB50. Функціональним призначенням НС є визначення рівню атомарного кисню в термосфері Землі на висотах до 400 км.

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 міцності необхідна для визначення граничних навантажень, що можуть діяти на конструктивні елементи НС; для установки і підтвердження вимог по динамічній 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 навколоземну орбіту. На цьому етапі на супутник діють екстремальні квазістатичні перевантаження, інтенсивні вібраційні, акустичні та імпульсні навантаження, що обумовлені роботою двигунів і систем ракети-носія (РН), аеродинамічними впливами, тощо.

З огляду на сучасні тенденції скорочення термінів проектування, скорочення кількості експериментального відпрацювання, а також підвищені вимоги до створюємих НС, роль імітаційного моделювання значно зростає.

Математичне моделювання, проведене на ранніх стадіях розробки НС, 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. Оцінка відгуку НС на ці навантаження дає можливість проводити "віртуальні випробування" конструктивних елементів, натурне відпрацювання яких важко провести в 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 характеристик напружено-деформованного стану (НДС), а також оцінка міцності НС при дії експлуатаційних навантажень на різних етапах життєвого циклу є актуальними.

У першому розділі проведено дослідження наукової і технічної літератури по темі дисертації. Проаналізовано основні типи навантажень, що діють на космічні апарати (КА) на етапі виведення та норми міцності КА. Відзначено, що діючі норми аналізу динаміки і міцності при проектування КА включають в себе жорсткі обмеження до імітаційних моделей, методів дослідження динамічних характеристик та НДС при дії гармонічних, випадкових та ударних навантажень.

Прийнята в міжнародній практиці методологія створення імітаційних моделей для дослідження динаміки і міцності КА являє собою ітераційний процес, який включає в себе застосування як розрахункових, так і експериментальних методів. В зв'язку зі складністю конструктивного виконання досліджуваних об'єктів при їх розрахунковому аналізі широко застосовуються метод скінченних елементів (МСЕ), який в силу своїх численних переваг витіснив практично всі інші методи розрахунків динаміки і міцності КА.

Сучасна тенденція розвитку надмалих КА (маса < 10 кг) вимагає зменшення вартості і часу створення нових КА. Тут отримав розвиток так званий "метод наскрізного проектування", де створення нових, та модернізація існуючих КА проводиться ітераційно на основі єдиної імітаційної моделі з

використанням інженерних програмних комплексів та із застосуванням скороченої програми вібродинамічних випробувань КА.

У другому розділі дисертації приведено опис відпрацьованої конструкції НС POLYTAN-2-SAU та постановка задачі дослідження його динаміки і міцності на етапі виведення на орбіту. Остаточний раціональний варіант 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 (СЕЖ). На НС передбачені джерела поповнення електроенергії - фотоелектричні перетворювачі. Їх об'єднання в єдину систему утворює сонячні батареї. На POLYTAN-2-SAU встановлені наступні датчики: магнітометр (для орієнтації по магнітному полю Землі), сонячні датчики (при 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 POLYTAN-2-SAU є дослідження нижньої термосфери 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. Під час транспортування та на етапі виведення на орбіту НС знаходиться в системі розгортання (пусковому контейнері). Пусковий контейнер P-POD (Poly Picosat Orbital Deployer) являється одночасно контейнером для НС та засобом для виведення НС в визначену точку орбіти. P-POD виготовлений 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. На етапі виведення НС контактує з P-POD через опорні поверхні, які розташовані на несучому каркасі.

В загальному випадку аналіз динаміки і міцності НС базується на розв'язку системи динамічних рівнянь в напівдискретній формі метода скінченних елементів. При визначенні НДС від дії перевантажень загальна система динамічних рівнянь спрощується до квазістатичної форми. Аналіз напружень при дії гармонічних вібрацій реалізується із застосуванням метода модальних координат. При дії стаціонарних випадкових навантажень застосовуються спектральний метод в комбінації з методом модальних координат.

Міцність НС на етапі виведення повинна забезпечуватися при комплексній дії квазістатичних перевантажень, гармонічних та випадкових вібрацій. Вибір положення НС в грузовому відсіку РН визначається в результаті проведення міцнісного і динамічного аналізу НС при дії навантажень вздовж його поздовжньої а також поперечних осей X, Y, Z. Мінімальна допустима власна частота коливань НС не повинна бути меншою за робочу частоту двигунів РН (90 Гц). Параметри експлуатаційних квазістатичних перевантажень, гармонічних та випадкових вібрацій наведені у технічному завданні на виготовлення НС.

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

При проведенні розрахунків ІМ НС була раціоналізована: вилучено з розгляду елементи НС, внесок яких в забезпечення міцності і жорсткості силової конструкції НС є несуттєвим: кріпильний елемент, датчики сонця, магнітометр і т.д. Маса вилучених з розгляду датчиків сонця і магнітометра враховані за допомогою рівномірного "розмазування" по відповідним поверхням контакту з несучим каркасом. Маса кріплення врахована за

допомогою збільшення щільності матеріалу несучого каркаса. Науковий модуль (FIPEX) приведений до більш просто вигляду. Антенний модуль апроксимовано пластиною, для якої збережені геометричні розміри і маса. Плати ЄП представили у вигляді пластин з відповідними масами.

Для створення скінченно-елементної моделі (СЕМ) НС використовувались об'ємні, пластинчаті та балкові скінченні елементи. СЕМ створювалась в програмному пакеті ANSYS.

Квазістатичні перевантаження, гармонічні та випадкові вібрації, що діють на НС, досягають найбільших величин на атмосферній ділянці польоту. При аналізі міцності це враховується комбінуванням статичних та динамічних навантажень. При аналізі міцності конструктивних елементів НС застосовували лінійне комбінування навантажень у вигляді додавання максимальних значень еквівалентних по Мізему напружень.

Технологія раціонального проектування КА передбачає врахування коефіцієнтів безпеки при міцнісному аналізі. Коефіцієнти безпеки вводяться з метою компенсації неточностей у визначенні навантажень, умов функціонування, неточності методів розрахунку і т.п. Коефіцієнти безпеки вибирали згідно стандартів європейського космічного агенста для експлуатаційних та розрахункових навантажень НС. Слід зазначити, що при аналізі міцності електронних плат ЕП, виконаних із композиційних матеріалів, також додатково враховували коефіцієнт перевантаження.

В результаті міцнісного і динамічного аналізу встановлено, що міцність відпрацьованої конструкції НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення забезпечується для усіх варіантів розміщення НС у грузовому відсіку РН. Власні частоти коливань конструктивних елементів НС не розташовані в частотному діапазоні вимушених коливань РН.

Четвертий розділ присвячено експериментальному відпрацюванню вимушених коливань 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 НС з метою уточнення.

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) елементах НС. За аналізом результатів експериментального дослідження по визначенню амплітудно-частотних характеристик (АЧХ) встановили, що нижня резонансна частота коливань НС відповідає парціальній власній частоті коливань маховика СОС і становить 215 Гц, що вище мінімального допустимого значення 90 Гц. Максимальне значення різниці власних частот коливань конструктивних елементів НС до і після проведення повного комплексу випробувань дорівнює 4.6%, що свідчить про відсутність в них дефектів (залишкових деформацій, тріщин, тощо).

Результати експериментальних досліджень показали деякі розходження отриманих АЧХ конструктивних елементів НС із попередньо отриманими розрахунковими даними. Згідно рекомендацій ГОСТР 56514-2015 і ECSS-E-NB-32-26А верифікація ІМ полягала у варіюванні жорсткістю контактних елементів та уточненні коефіцієнтів демпфування. При верифікаційних розрахунках умови навантаження та граничні умови для верифікованої ІМ НС відповідають раніше прийнятим. Також виконували уточнення геометричних параметрів елементів конструкції.

В результаті розрахунків на основі верифікованої ІМ НС отримали АЧХ, розподіл еквівалентних по Мізесу напружень при дії гармонічного навантаження та ймовірнісні характеристики напруженого стану при дії випадкових вібрацій.

Аналіз результатів, отриманих на основі верифікованої ІМ показав, що перша власна частота коливань НС зменшилась приблизно на 100 Гц і становить 222 Гц, що відповідає результатам експериментального дослідження.

При розгляді гармонічних вібрацій найбільш критичним є навантаження НС вздовж поперечної осі Х. В даному випадку максимальні напруження мають місце в перемичці несучого каркаса поблизу кронштейнів СОС. Величина максимальних еквівалентних по Мізесу напружень становить 28.39 МПа. Максимальні напруження при навантаженні НС випадковими вібраціями досягаються в перемичці несучого каркаса поблизу кріплення кронштейна СОС. В цьому випадку середньоквадратичне значення еквівалентних по Мізесу напружень, що відповідають інтервалу 3σ становить 103.56 МПа.

Ключові слова: міцність наносупутників, випадкові вібрації, гармонічні вібрації, метод скінченних елементів, метод модальних координат, динаміка та міцність.

SUMMARY

Rybalka A. Dynamics and strength of nanosatellite PolyItan-2-SAU under stage of flying. – Qualification scientific work manuscript copyright.

The dissertation for the candidate of technical sciences 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 paper deals with a set of tasks related to strong and dynamic analysis, as a whole of the spacecraft (SC), as well as its individual elements at different stages of the life cycle. It is noted that during ground workout for determining the strength and dynamic characteristics of the SC used calculation, experimental and calculation and experimental methods in various combinations. The basic types of loads acting on the SC during the output stage are given.

The standards of durability of SC are analyzed. It is noted that current norms of analysis of dynamics and durability in the design of SC include strict restrictions to simulation models, methods for studying dynamic characteristics and stress-strain state at the effect of harmonic, random and shock loads.

It is shown that the internationally accepted methodology of analysis of dynamics and strength of SC represents an iterative process, which involves the use of both computational and experimental methods. Due to the complexity of the constructive execution of the investigated objects, the finite elements method (FEM) is widely used here, which, by virtue of its numerous advantages, supplanted practically all other methods of calculating the dynamics and durability of SC.

The feature of SC is the use of thin-walled structures. For the analysis of the dynamics and strength of such structures, the methods of the theory of elasticity, plates and shells, the theory of oscillations, etc. are usually used. In the case of the application of ITU, commonly used beam and lamellar finite elements (FE). When determining the amplitude-frequency characteristics of aircraft, carrier rockets, manned and automatic SC, beam models are often used, which is detailed in the works of Rabinovich, Zaretsky, Kolesnikov. To analyze the probabilistic characteristics of the stress-strain state of the structural elements of the SC, the use of the spectral method is regulated. He acquired development in the works of V.V. Bolotina, V.L. Biderman, VP Makeev, SV Petinova, V.A. Svetlitsky and other scholars.

It is noted that the current trend of development of ultralow CA requires reducing the cost and time of creating new KAs. Therefore, a so-called "over-the-art design" method was developed, where the creation of new and modernization of existing SCs is carried out iteratively using engineering software complexes and with the use of a shortened program of vibration dynamical testing of SC.

A description of the design process for the design of the nanosatellite (NS) and the formulation of the problem of research strength of the HC in the stage of withdrawal is made. The process of creating a rational design of the National Assembly is iterative. The mechanical component here is implemented according to the scheme "from simple to complex". At the beginning, the simplified conceptual model of the National Assembly is considered, which is consistently refined and complicated. At each stage of the design of the spacecraft, a full cycle of strength and dynamic research is carried out. The final working version of the NS POLYITAN-2-

SAU includes a set of functionally related systems (power supply, control, orientation and stabilization, telemetric control, provision of thermal regime, radio engineering and collection of scientific information), which are located on the carcass. The NS frame is a rigid frame made of aluminum alloy D16. To provide power to all equipment of the NS is a power supply system (PSS). The PSS sources of electricity replenishment - photoelectric converters. Their unification into a single system forms solar panels (SP). The following sensors are installed on POLYITAN-2-SAU: a magnetometer (for orientation on the magnetic field of the Earth), solar sensors (when oriented to the Sun), and inertial sensors (gyroscopes) that determine the deviation of the NA relative to the inertial coordinate system. As actuators of SOS on the NC, electric rollers (magnetic stabilization) are used, which are located on the outer panels of the NA and the electromagnet for changing the kinetic moment and, respectively, the longitudinal axial rotation of the NS. The functional purpose of the NS Polythene-2-SAU is to study the lower thermosphere in the range of 200 - 380 km. This task is performed by the scientific module FIPEX.

The strength of the NS during the output stage shall be provided by the effect of quasi-static overloads, harmonic and random vibrations in the direction of three mutually perpendicular longitudinal and transverse axes X, Y, Z. The minimum permissible natural frequency of the oscillations of the NS shall not be less than 90 Hz. Parameters of operational quasi-static overloads, harmonic and random vibrations are given in the technical specification for the manufacture of AC. Harmonic and random vibrations are transmitted to the NS from the transport container P-POD through the supporting surfaces.

The results of computational studies of dynamic characteristics and NDS of constructive elements of the state of emergency under the influence of quasi-static overloads, harmonic and random vibrations at the output stage on the basis of a single discrete simulation model (SM) are presented.

When creating the SM of the NS and its discrete analogue, the elements of the NA, whose contribution to ensuring the strength and rigidity of the NS power structure are insignificant, are excluded from consideration, such as a mounting

element, sun sensors, a magnetometer, etc. The masses removed from the consideration of the sensors of the sun and the magnetometer are taken into account with the help of uniform "smearing" on the corresponding surfaces of contact with the bearing frame. The weight of the fastener is taken into account by increasing the density of the bearing frame. The scientific module (FIPEX) is simpler. Antenna module is approximated by a plate for which geometric sizes and mass are preserved. PSS boards are presented in the form of plates with corresponding masses.

The main purpose of the development of a FEM at the design stage is to conduct a preliminary modal analysis, to assess the structural strength under the action of harmonic and random vibration, and to create the basis for the experimental elaboration of the strength and reliability of the NS.

The development of NS FEM is an iterative process. At the stage of sketch design of the National Assembly the calculations for durability using separate local models of its constructive elements were carried out. As a load at this stage, quasi-static overloads were used taking into account the relevant safety factors.

In the process of designing the bulla a general FEM of the assembly was developed. Carried out corrective calculations using quasi-static overloads, germic and random vibrations, taking into account real boundary conditions at the output stage. To create the FEM, volumetric, plate and beam finite elements were used. FEM was created in the ANSYS software package.

The flight stage is the most difficult for the design of the NS in terms of strength due to the extreme loads that change during the flight of the launch vehicle and operate simultaneously. Quasistatic overload, harmonic and random vibration reach the largest values in the atmospheric flight segment and act simultaneously. In the analysis of strength, this is taken into account by combining static and dynamic loads. Regulatory documents provide 2 ways of combining: linear and quadratic. The combination means adding maximal values of von Mises equivalent stresses.

The generally accepted ideology of SC design involves taking into account the safety factors in the analysis of strength. The safety factors are introduced to compensate for inaccuracies in determining loads, operating conditions, calculation

methods, etc. The safety factors are calculated according to the standards of the European Space Agency for operating and calculation loads. It should be noted that when analyzing the strength of electronic boards made of composite materials in accordance with the recommendations of normative documents, additionally took into account the overload factor.

In the analysis of the strength of the structural elements of the NS, a linear combination of loads was used in connection with the large output values of equivalent stresses in relation to the quadratic combination.

As a result of the analysis of the bearing capacity of the PolyItan-2-SAU, it was established that its strength at the output stage is ensured.

The results of experimental studies showed significant differences in the received amplitude-frequency characteristics (AFC) constructive elements of the NS with the estimated data. Therefore, according to the recommendations of GOST-56514-2015 and ECSS-E-HB-32-26A, the FEM was further verified by frequency characteristics. The verification of FEM is performed by varying the rigid parameters of finite elements that model the mounting of the attachments to the casing, the joints of the casing, the specific features of the design. Also, the geometric parameters of the structural elements were refined.

For verification, based on the complete 3D model of the NS a "verification" geometric model and its FEM are created. On the basis of the obtained results, the FEM of the NS was verified. The verification was to vary the rigidity of contact elements in the FEM and to specify the damping coefficients. In the verification calculations carried out, the conditions of loading and the boundary conditions for the verified FEM NS correspond to the previously accepted.

As a result of the numerical received AFC, the distribution of equivalent von Mises stresses under the action of harmonic and random loading.

According to the results of the verification of the FEM, it has been established that the own frequencies of the oscillations of the orientation system shifted down by about 100 Hz. The lower self-oscillation frequency is 222 Hz, which corresponds to the results of the experimental study.

In the case of the action of harmonic vibrations, the most critical case is the case of a load on the axis X. Here, the maximum stresses occur in the jumper of the carrier frame near the orientation system brackets. The value of the maximum stresses is 28.39 MPa. The maximum stresses in the case of the loading of the NS by random vibrations are observed in the jumper of the carrier frame near the mounting bracket of the orientation system. In this case, the SSC for the interval 3σ is 103.56 MPa.

Keywords: strength, nano-satellites, random vibration, harmonic vibration, finite element method, the method of modal coordinates, dynamics and durability.

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.
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.
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..
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.
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.
6. Динамический и прочностной анализ наноспутника POLYITAN-2 –SAU на этапе выведения / А. С.Цыбенко, Б. М. Рассамкин, А. А. Рыбалка, Н. С. Шокрута. // *Středoevropský věstník pro vědu a výzkum*. – 2018. – №50. – С. 111–122.
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.
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.

9. Бурлак К. П. Дослідження випадкових вібрацій наносупутника POLYITAN-2 / К. П. Бурлак, А. О. Рибалка, О. С. Цибенко. // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених та студентів «інновації молоді – машинобудуванню». – 2016.

10. Рассамакин Б.М. / Результаты термовакuumных и динамических испытаний наноспутника POLYITAN-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.

11. Цыбенко А.С. / Динамические и прочностные характеристики наноспутника POLYITAN-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.

ЗМІСТ

ВСТУП.....	18
1. КОСМІЧНИЙ АПАРАТ ЯК МЕХАНІЧНА СИСТЕМА	23
1.1 Задачі динаміки і міцності на різних етапах життєвого циклу КА ..	23
1.1.1. Проектування і наземне відпрацювання КА.....	23
1.1.2. Транспортування та виведення на орбіту	23
1.1.3. Функціонування на орбіті	27
1.2. Методи дослідження динаміки і міцності КА	28
1.2.1. Розрахункові методи	28
1.2.2. Вибір коефіцієнтів безпеки при аналізі міцності КА	33
1.2.3. Експериментальні методи	34
1.2.4. Розрахунково-експериментальний підхід	35
1.3. Висновки за розділом 1	37
2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ	
НАНОСУПУТНИКА POLYITAN-2 НА ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ	38
2.1 Робочий варіант конструкції НС PolyItan-2-SAU	38
2.2 Властивості матеріалів конструктивних елементів.....	44
2.3 Загальна характеристика системи розгортання НС PolyItan-2-SAU	45
2.4 Аналіз міцності НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення.....	47
2.5 Навантаження НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення	50
3 АНАЛІЗ МІЦНОСТІ НС POLYITAN-2 НА ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ.....	53
3.1 Створення скінчено-елементної моделі НС POLYITAN-2-SAU	53
3.2 Загальна характеристика використаних скінченних елементів(СЕ)	

3.3	НДС НС PolyItan-2-SAU при дії квазістатичних перевантажень	63
3.4	Аналіз власних частот та форм коливань НС PolyItan-2-SAU	69
3.5	НДС НС PolyItan-2-SAU при дії гармонічних вібрацій	72
3.6	НДС НС PolyItan-2-SAU при дії випадкових вібрацій	75
3.7	Аналіз міцності конструкційних елементів НС PolyItan-2-SAU	79
4	ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ ТА ВЕРИФІКАЦІЯ СЕМ НС POLYITAN-2-SAU	85
4.1.	Постановка експериментального дослідження	86
4.2.	Результати динамічних випробувань НС	94
4.3.	Визначення демпфуючих характеристик конструктивних елементів НС PolyItan-2-SAU	103
4.4.	Верифікація динамічної СЕМ НС PolyItan-2	105
4.4.1.	Верифікація динамічної СЕМ каркасу та СОС НС PolyItan-2.	106
5.	ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ	112
6.	СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ	114
	ДОДАТКИ	123

ВСТУП

Дослідження космосу є одним з найважливіших напрямків сучасного етапу розвитку людства. Переслідувані цілі тут можуть мати різний характер: військовий, комерційний або суто науковий, проте всі вони припускають виведення корисного вантажу, зокрема космічних апаратів (КА) на задану навколоземну орбіту.

Функціональне призначення КА визначає: вибір орбіти, компоненти бортової апаратури, пристрої для орієнтації та стабілізації, системи зв'язку з наземними пунктами і т.д. В даний час найбільш поширеними видами КА є апарати дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), навігаційні системи (Глонасс, GPS, Galileo), системи зв'язку (Гонець, Iridium, Globalstar і ін.), наукові автоматичні КА (Фотон / Біон), орбітальні станції (Міжнародна космічна станція), пілотовані і міжпланетні КА.

В останнє десятиліття відзначається значне зростання числа запусків 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 для навчання та відпрацювання нових технологій, однак сфера їх застосування постійно розширюється. Важливу роль в цьому напрямку відіграє стандарт «CubeSat», відповідно до якого виконано більшість подібних супутників.

Поява стандарту «CubeSat» пов'язане з необхідністю розв'язання однієї з найважливіших проблем підготовки фахівців у космічній галузі - проведення практичних робіт по створенню і експлуатації реальних, нехай навіть найпростіших, космічних апаратів. Основні концепції створення супутників формату «CubeSat» полягають в наступному:

- створювати супутник за короткий період (1-2 роки);
- вартість створення супутника повинна бути менше 50 тис. дол .;
- активно залучати студентів, аспірантів і молодих фахівців на всіх етапах робіт з проектування, створення і використання супутника.

Існуюча система проектування нових КА як великих, так і надмалих, включає в себе безліч етапів, таких як вибір концепції, компонування

супутника, створення конструкторсько-технологічної документації, розрахунково-теоретичний, експериментальний і т.д..

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

Основним і найбільш відповідальним з точки зору діючих навантажень, є етап виведення НС на орбіту. На цьому етапі на НС діють максимальні постійні перевантаження в різних напрямках, що обумовлені роботою двигунів і систем РН.

Вібродинамічний стан виробів космічної техніки, що транспортуються на РН, є одним з основних факторів, що впливають на надійність і безпеку експлуатації як самих виробів, так і комплексу носій - вироб. Рівні вібраційних навантажень, що діють на вироби космічної техніки на етапі виведення, залежать від багатьох чинників: стадії польоту, особливості конструкції РН, умов розміщення виробів і т.д.

Визначення характеристик динамічного стану конструкції НС на етапі виведення має практичне значення, так як рівні коливань конструкції виробу є визначальними при оцінці і підтвердженні характеристик міцності та надійності. Польотні навантаження можуть викликати відносно високий рівень напружень в зонах нерегулярностей конструкції і можуть дати істотний внесок в накопичення втомних пошкоджень. Подібна задача виникає також при оцінці можливості транспортування виробу на інших носіях (автомобілях, літаках, залізничному транспорті і т.п.).

Ці характеристики можуть бути отримані експериментально або розрахунковим шляхом. Експериментальний підхід пов'язаний з великими часовими і матеріальними витратами. Крім того, він не дозволяє в достатній

мірі оцінити характеристики НДС КА на стадії проектування. Розрахунковий підхід дає можливість ефективно оцінити параметри динамічного НДС вже на етапі проектування КА і, відповідно, є набагато менш витратним. Ефективність використання розрахункових методів для дослідження реальних конструкцій багато в чому визначається якістю розрахункових методик і моделей, ступенем їх адекватності реальним конструкціям і умовам експлуатації, а також можливістю отримання достовірних вихідних даних.

З огляду на сучасні тенденції щодо скорочення термінів проектування, скорочення кількості експериментального відпрацювання, а також підвищені вимоги до створюваних НС, роль імітаційного моделювання значно зростає.

Математичне моделювання, проведене на ранніх стадіях розробки, дозволяє приймати рішення щодо компонування, побудови схеми несучої конструкції, з високим ступенем достовірності оцінювати навантаження, що діють на КА на різних етапах його життєвого циклу, відгук НС на ці навантаження, дає можливість проводити "віртуальні випробування" елементів, натурні випробування яких важко провести в 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 характеристик НДС, а також оцінка міцності НС при дії експлуатаційних навантажень на різних етапах життєвого циклу є **актуальною**.

Метою роботи є розробка раціональної, з точки зору міцності, конструкції НС PolyItan-2-SAU за допомогою комплексної розрахунково-експериментальної методики дослідження динаміки і міцності конструктивних елементів НС на етапі виведення, яка включає в себе наступні етапи:

Для досягнення поставленої мети в роботі необхідно вирішити наступні задачі:

1. проаналізувати сучасні методики дослідження динаміки і міцності космічних апаратів;
2. створити адекватну динамічну імітаційну модель наносупутника;
3. провести розрахункове дослідження динамічних характеристик і напружено-деформованого стану наносупутника при дії навантажень, що відповідають етапу його виведення на орбіту;
4. створити методику консервативної оцінки міцності наносупутників;
5. провести експериментальне дослідження динамічних характеристик і параметрів віброміцності наносупутника;
6. провести верифікацію імітаційної моделі наносупутника по результатам експериментального відпрацювання.

Об'єктом дослідження є модульна конструкція НС PolyItan-2-SAU, що виконана по негерметичній схемі, та складається із силової конструкції і модулів різного призначення.

Предметом дослідження є динамічні характеристики та НДС елементів конструкції НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення.

Наукова новизна одержаних результатів:

1) Створено раціональну конструкцію наносупутника PolyItan-2-SAU, який була запущено на навколоземну орбіту 18 квітня 2017 року ракетою Atlas V і який безаварійно функціонує на протязі 21 місяця при зазначеному ресурсі у 6 місяців. Більш ніж триразове перевищення ресурсу конструкції наносупутника свідчить про вдало вибрані методи оцінки його динаміки і міцності;

2) Вдосконалено методику розрахунково-експериментальної оцінки динаміки і міцності наносупутників, яка включає в себе визначення детермінованих та ймовірнісних характеристик локального напруженого стану і динамічних характеристик об'єкта на основі скінченно-елементного моделювання. На відміну від раніше запропонованих, дана методика базується на використанні єдиних імітаційних моделей для проведення усього комплексу розрахунково-експериментальних досліджень;

3) Вперше розроблено скінченно-елементні моделі (СЕМ) реальної конструкції наносупутника на основі стандартних елементів різної розмірності, що дозволяють проводити їх уточнення і ускладнення і використовувати для розрахунків існуючі програмні комплекси скінченно-елементного аналізу;

4) Вперше отримані числові закономірності розподілу характеристик напружено-деформованого стану в конструктивних елементах наносупутника при дії навантажень, що відповідають етапу виведення;

5) Встановлено мінімально необхідні обсяги експериментального та розрахункового відпрацювання віброміцності наносупутників, які дозволяють адекватно визначати рівні завантаженості конструктивних елементів наносупутників, обґрунтовано оцінювати їх міцність та жорсткість.

Практичне значення одержаних результатів полягає у:

1. використанні методики розрахунково-експериментальної оцінки динаміки і міцності наносупутників для проектування та модернізації космічних апаратів інших форматів;
2. створенні програми механічних випробувань, яка визначає мінімально необхідні обсяги експериментального відпрацювання віброміцності наносупутників для підтвердження їх функціональності та міцності;
3. створенні методики верифікації динамічних імітаційних моделей наносупутників на основі уточнення коефіцієнтів конструкційного демпфування та жорсткостей зчленування конструктивних елементів наносупутників;
4. створенні консервативної методики оцінки міцності конструктивних елементів наносупутників.

1. КОСМІЧНИЙ АПАРАТ ЯК МЕХАНІЧНА СИСТЕМА

Кожен КА проходить наступні основні етапи “життєвого” циклу: проектування, виготовлення, транспортування, виведення на орбіту та орбітальна експлуатація.

1.1 Задачі динаміки і міцності на різних етапах життєвого циклу КА

1.1.1. Проектування і наземне відпрацювання КА

При проектуванні КА виникає і розглядається комплекс завдань, пов'язаних з міцністним і динамічним аналізом як всього КА, так і окремих його елементів на різних етапах життєвого циклу. Очевидно, конструкція КА повинна мати необхідну міцність і жорсткість для забезпечення наземного транспортування КА і його виведення на робочу орбіту. Чим раніше буде отримана інформація про міцнісні та динамічні характеристики, і чим більше вона достовірніша, тим менше ітерацій буде потрібно зробити для створення раціональної конструкції КА, що задовольняє заданим вимогам.

При наземному відпрацюванні для визначення міцнісних і динамічних характеристик КА використовуються розрахункові, експериментальні і розрахунково-експериментальні методи в різних поєднаннях [1-13].

На ранніх етапах відпрацювання на основі конструкторської документації створюються імітаційні моделі, які дозволяють проводити аналіз міцності, жорсткості, визначати власні частоти і форми коливань КА і окремих його елементів. По мірі відпрацювання конструкції КА імітаційні моделі послідовно уточнюються [13] з метою забезпечення необхідної надійності та довговічності виробу.

1.1.2. Транспортування та виведення на орбіту

Під час транспортування до місця старту та виведення на орбіту (рис.1.1) КА піддається квазістатичним і динамічним навантаженням. Збурення можуть мати операційне походження (транспортування або стиківка), аеродинамічне

походження (вітер з поривами), або робота двигунів (поздовжнє прискорення, наростання тяги та ін.). Згідно [2,6,8,9,12] етап виведення КА на орбіту являється найбільш відповідальним з точки зору аналізу квазістатичної, вібраційної та втомної міцності.

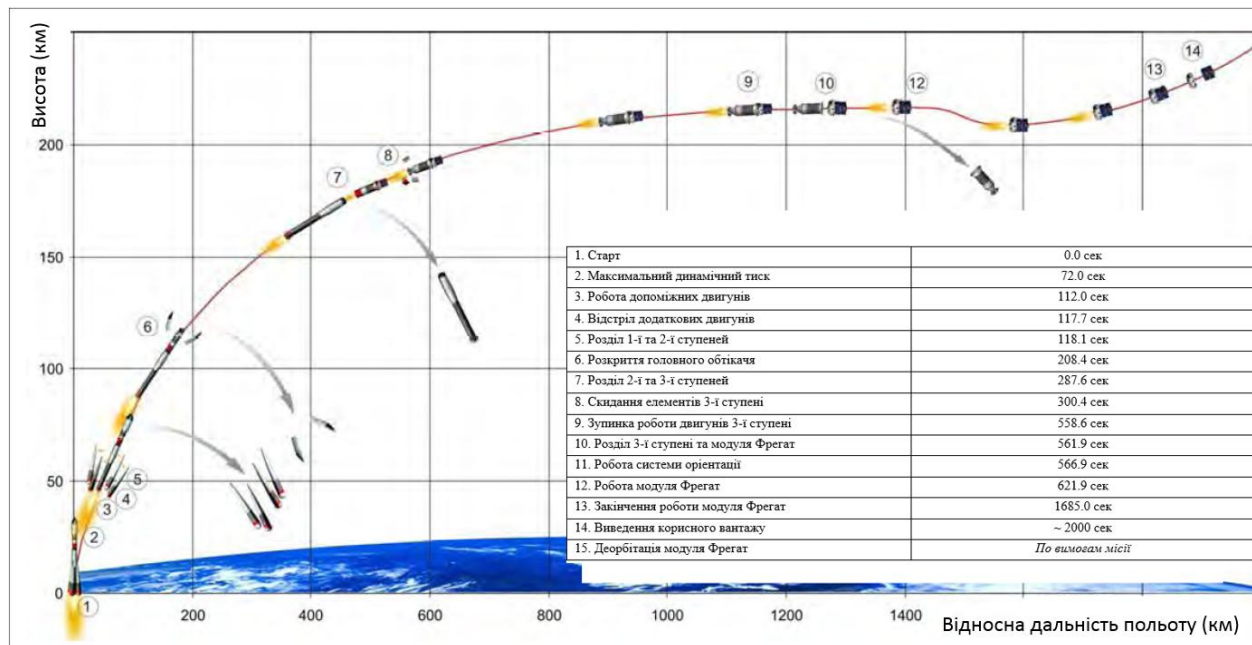


Рис.1.1. Процес виведення КА на орбіту Землі на РН Союз 2

На рис.1.2 наведено графік зміни повздовжніх прискорень під час польоту ракети-носія (РН) Союз 2 [14]. Найбільші повздовжні прискорення досягаються незадовго до моменту скидання першої ступені та не перевищують 4.0 g.

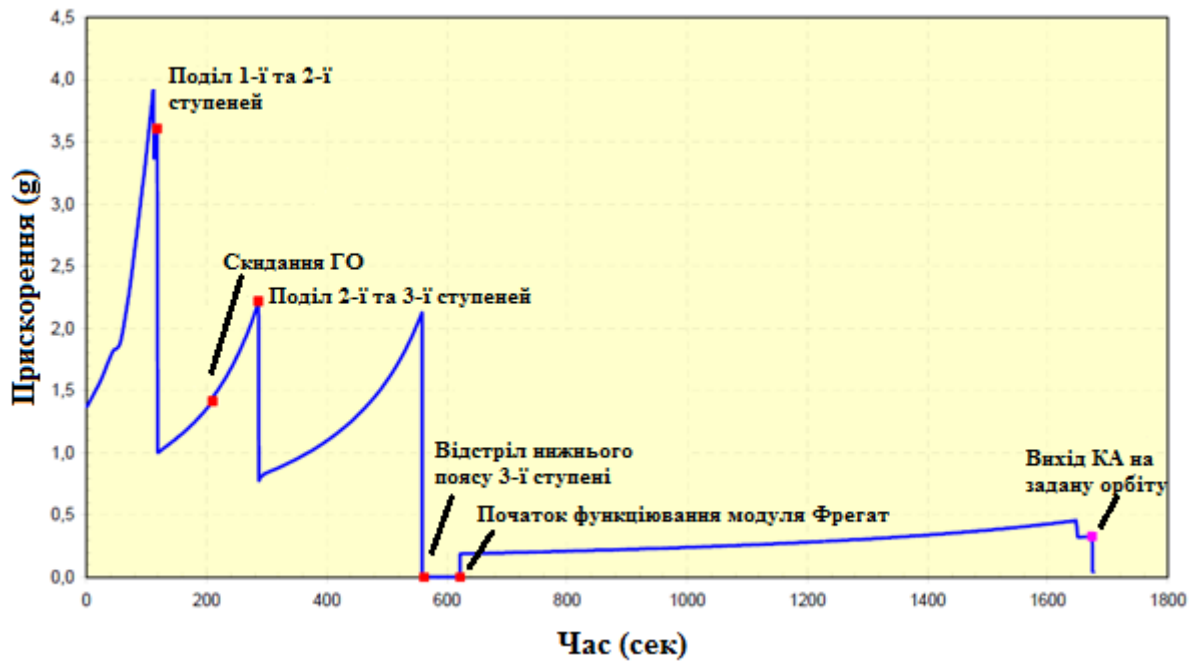


Рис.1.2. Типове подовжнє статичне прискорення РН Союз 2

Джерелом гармонічних вібрацій служать коливання різних агрегатів і підсистем РН під час деяких перехідних фаз польоту (рис.1.3). Діапазон гармонічних вібрацій складає 5-100 Гц, а типова тривалість дії гармонічних вібрацій - 6 хв.

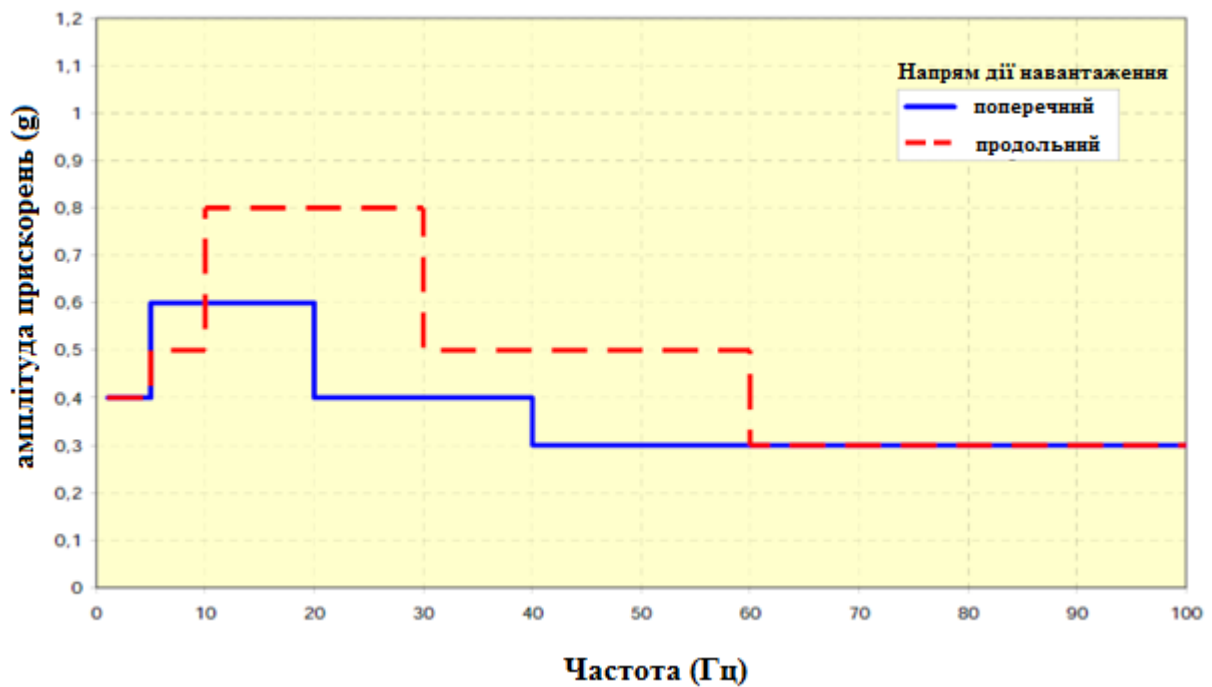


Рис.1.3. Характеристики гармонічних вібрацій в інтерфейсних точках РН Союз 2

Випадкові вібрації (діапазон частот 20-2000 Гц), що діють на КА, викликані роботою двигунів РН та акустичним впливом (діапазон 20-10000 Гц). При цьому, максимальні рівні збурення діють від старту до моменту скидання 1-ої ступені РН (рис.1.4.).

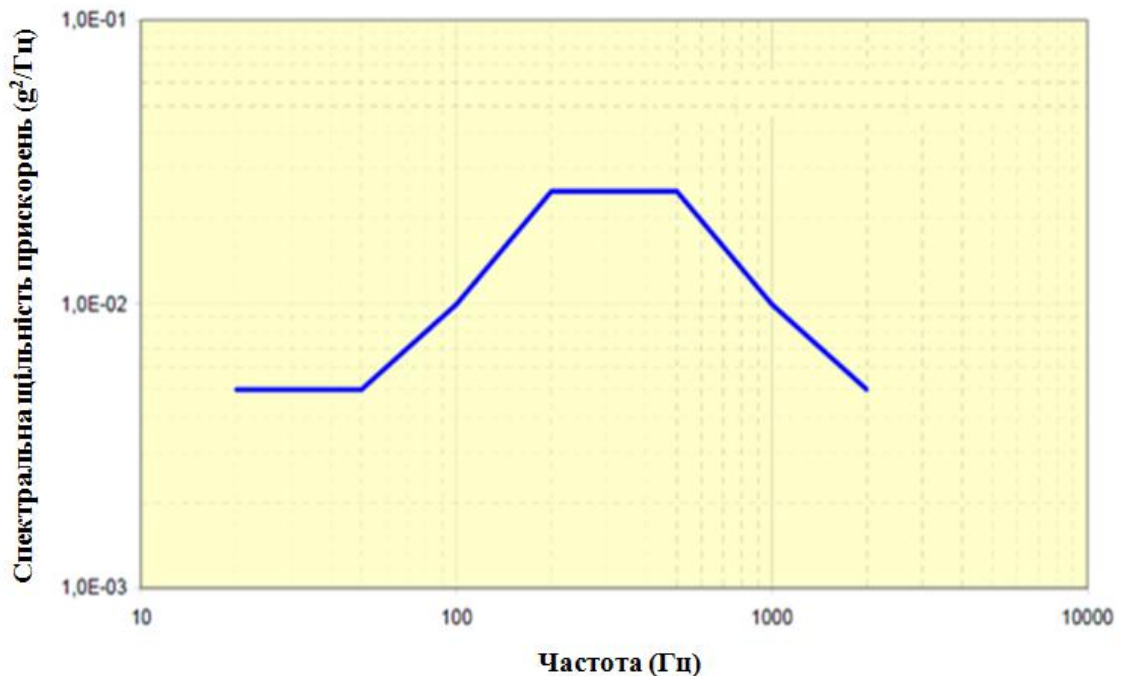


Рис.1.4. Характеристики випадкових вібрацій для інтерфейсних точок РН Союз 2 на першій стадії польоту

Джерелом ударних навантажень є різні піротехнічні пристрої РН (поділ ступенів ракети, скидання обтічника, додаткових паливних баків і т. д.) і також деякі функціональні особливості роботи КА (відділення КА від РН, розкриття сонячних батарей, різних антен і інших підсистем). Типічні параметри ударного спектра на етапі виведення [14] приведені на рис.1.5.

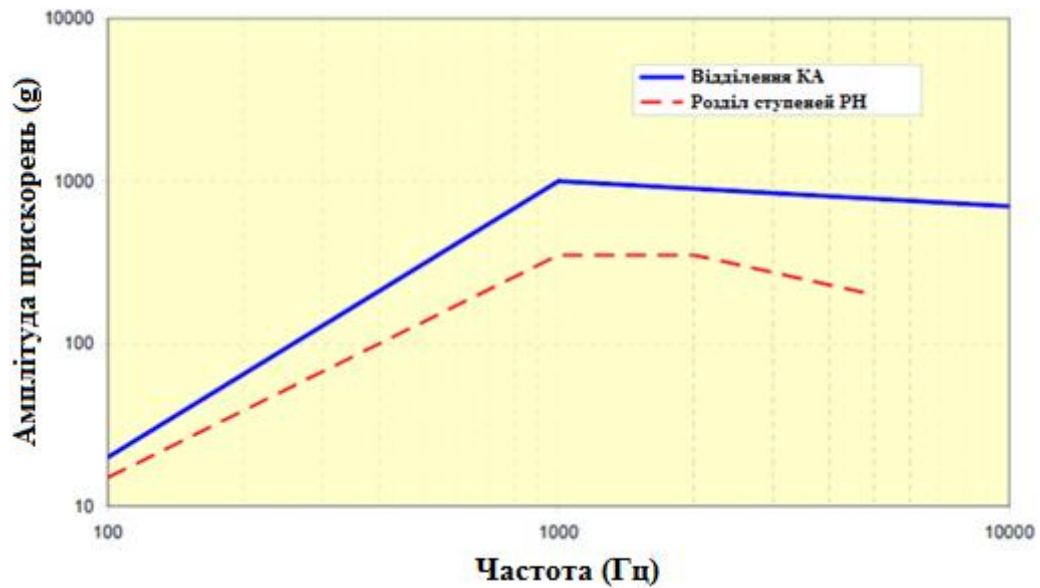


Рис.1.5. Параметри ударного спектра РН Союз 2

Слід зазначити, що характеристики силових та кінематичних впливів, наведених на рис.1.2 -1.5, визначені для місць кріплення КА до адаптера РН, мають виключно ілюстративний характер та різняться для кожного типу РН.

Виходячи із аналізу даних рис.1.1-1.5 випливає, що на етапі виведення силове та вібраційне навантаження КА є екстремальним. Тому тут вимагається проведення комплексного міцнісного і динамічного аналізу КА, який включає в себе [1-13]:

- аналіз міцності на дію квазістатичних навантажень;
- аналіз власних частот та форм коливань елементів КА;
- аналіз віброміцності при дії гармонічних вібрацій;
- аналіз віброміцності при дії випадкових вібрацій;
- випробування на дію статичних навантажень;
- віброміцнісні випробування;
- аналіз динамічного НДС при імпульсних навантаженнях в складі засобів

виведення.

1.1.3. Функціонування на орбіті

В процесі функціонування КА на орбіті виникають задачі, пов'язані з аналізом динамічної стабілізації об'єкта [15,16]. Актуальність їх визначається,

по-перше, неухильним посиленням вимог до точності стабілізації для сучасних апаратів, а по-друге, тим, що ці задачі зазвичай не вирішується безпосередньо за допомогою систем управління і орієнтації апарату [17, 18]. Справа в тому, що регламентовані рівні допустимих відхилень КА - дугові секунди, десятитисячні частки градуса в секунду і т.п. знаходяться поза діапазону чутливості існуючих датчиків положення корпусу. Причому збурення корпусу КА, що викликаються впливами від внутрішніх джерел, виявляються, як правило, поза робочого частотного діапазону систем управління. Джерелом збурення тут є бортові електромеханічні пристрої - приводи орієнтації панелей СБ і антен, сканери, вентилятори та ін.. Наукова апаратура також може бути джерелом внутрішніх збурень космічного об'єкта [19,20]. Величина цих збурень значно менша, ніж на етапі транспортування та виведення, тому вони не вносять суттєвого внеску у навантаження КА.

1.2. Методи дослідження динаміки і міцності КА

1.2.1. Розрахункові методи

Як було зазначено в п.1.1.2, на етапі виведення на КА діють найбільші кінематичні та силові навантаження, які можуть спричинити руйнування конструкції або окремих її елементів. Тому до методів і результатів аналізу динаміки і міцності конструкції КА пред'являють серйозні вимоги.

В теперішній час розвиток обчислювальної техніки дозволяє широко застосовувати імітаційне моделювання (ІМ) фізико-механічних процесів при функціонуванні досліджуваного об'єкта. Імітаційне моделювання - це метод дослідження, при якому система, що вивчається, замінюється математичною моделлю, яка з достатньою точністю описує реальну систему [2,6,13].

Створення ІМ сучасного КА починається з вибору його концепції та розробки 3D моделі, на основі якої аналізуються різноманітні фізико-механічні процеси, що обумовлені транспортуванням, виведенням і функціонуванням КА.

Імітаційне моделювання може виконуватись за допомогою аналітичних та чисельних методів або їх комбінації. КА – складна механічна

багатокомпонентна система, описання якої за допомогою аналітичних методів складне, витратне і в більшості випадків неможливе. У теперішній час метод скінченних елементів (МСЕ) в силу своїх численних переваг витіснив практично всі інші методи розрахунків динаміки і міцності КА [2,13].

Основні складності, які доводиться долати при розробці скінченно-елементних моделей (СЕМ), пов'язані з нелінійними ефектами, специфічними особливостями нетрадиційних конструкторських рішень, контактними задачами на границях спряження елементів КА, необхідністю введення умовних скінченних елементів (СЕ), що відображають інтегральні характеристики сукупності з'єднаних між собою або взаємодіючих елементів конструкції. Особливого підходу вимагають механізми і геометрично змінні конструкції. Також виникають труднощі, пов'язані з невизначеністю параметрів демпфування.

Як інструмент для дослідження поведінки конструкції на різних етапах життєвого циклу на основі чисельних експериментів використовуються потужні універсальні програмні комплекси (ПК). Найпопулярніші в задачах динаміки і міцності - це ANSYS [13,21,22] і NASTRAN [12,13].

У процесі МКЕ розрахунків здійснюються операції з матрицями високої розмірності. Розмірність матриць визначається кількістю вузлів, ступеней свободи і типом застосовуваних СЕ: лінійні, дво- або тривимірні. Як правило, вона коливається в діапазоні від сотень до мільйонів, причому повний цикл задач динаміки і міцності, включаючи моделювання вібраційних випробувань і налаштування параметрів моделі за результатами випробувань, передбачає багаторазове проведення і циклічність розрахунків.

Слід зазначити, що для детального аналізу локального НДС в критичних з точки зору міцності елементах КА доводиться використовувати додаткові, більш деталізовані локальні фрагменти моделі [13]. При цьому із загальної моделі визначаються граничні умови і силові фактори, необхідні для розрахунків локальних фрагментів.

Особливістю КА є використання тонкостінних несучих конструкцій, які

можуть мати видовжену форму. Тонкостінні підкріплені конструктивні елементи КА при відносно малій масі мають високі характеристики жорсткості та міцності. Для аналізу динаміки і міцності таких конструкцій зазвичай використовують методи теорії пружності, пластин та оболонок, теорії коливань і т.п.. У випадку застосування МСЕ зазвичай використовують балкові та пластинчаті СЕ [23-26].

При визначенні амплітудно-частотних характеристик літальних апаратів часто застосовують балкові моделі [27-31]. Вони вимагають відносно невеликого об'єму вихідних даних, але мають задовільну точність тільки в області відносно низьких частот, де спостерігаються переважно балкові форми вимушених коливань [28-30]. Тому при дослідженні гармонічних та випадкових вібрацій, що мають широкий спектр дії, для отримання достовірних характеристик переміщень, швидкостей та прискорень необхідно враховувати високочастотні складові, яким відповідають оболонкові форми згинних коливань [56, 80, 82], а також трьохмірні пружні елементи [13].

Як вже було відзначено, в процесі транспортування до місця пуску і під час польоту в складі РН КА знаходяться в тому числі і під дією випадкових вібрацій. В зв'язку з цим, НДС КА на етапі транспортування і виведення буде містити стохастичні складові.

Основними роботами в дослідженні міцності деталей машин при випадкових навантаженнях є праці В.В.Болотіна, [32-41], Д.Н. Решетова [42-44], С.С. Дмитриченко [45-48], А.С. Гусева [49-62], В.С. Стреляєва [63-65], М.М. Степнова [66], Б.В. Бойцова [67-69], В.А. Світлицького [70], І.В. Гадоліної [71-73], Н.І. Гріненко [74-76], В.Т. Трощенко [77-81], С.В. Серенсена [82-85], та ряд інших авторів. Результати цих робіт знайшли широке застосування в різних галузях машинобудування. Подальший розвиток методів досліджень та розрахунків опору втомі конструкцій при випадкових навантаженнях залишається актуальним і в даний час.

Автори робіт [32-41,71-73,49-62] на основі моделювання випадкових процесів навантаження отримали закономірності зміни середнього значення і

коефіцієнта варіації розподілу амплітуд напружень при схематизації процесу методом повних циклів і дощу від основних параметрів, що характеризують випадковий процес: математичне очікування, дисперсія, кореляційні (моментні) функції.

У нормах міцності конструкцій КА [1-18] передбачені дві концепції проектування конструкції НС: на безпечний ресурс і на безпечну пошкоджуваність. Для обох підходів вводяться коефіцієнти надійності і коефіцієнти відповідності між результатами випробувань в лабораторних, полігонних і реальних експлуатаційних умовах. Для прискорених випробувань нормуються види та рівні форсування, умови проведення, а також коефіцієнти відповідності реальним умовам навантаження.

Діючі норми аналізу динаміки і міцності при проектування КА [1-18] включають в себе наступні положення:

1. КА доцільно досліджувати на основі ІМ у вигляді просторової складової системи деформуємих стрижнів, пластин, оболонок і тривимірних елементів для статичного і динамічного аналізу якої, як відзначено вище, застосовують сертифіковані розрахункові комплекси на основі МСЕ;

2. Навантаження, які діють на КА, визначаються умовами транспортування (наземне, повітряне, тощо), типом РН на яких відбувається його виведення на орбіту Землі, умовами експлуатації і т.п. ;

3. Окремо виділяються випадки за оцінкою вібро-міцнісних та ударно-міцнісних властивостей конструкції КА при різних варіантах навантаження;

4. Істотне значення має вибір методів динамічного і міцнісного аналізу. Так як для КА визначальним критерієм є збереження функціональних властивостей при заданій тривалості роботи, то в нормах [2,6,8] передбачається проведення динамічного та міцнісного аналізу конструкції КА по розрахунковим навантаженням. Розрахункове навантаження визначають як добуток максимального миттєвого значення експлуатаційного навантаження (далі експлуатаційне навантаження) на коефіцієнт безпеки (п.1.2.2.),

призначення якого – забезпечити надійну експлуатацію конструкції без накопичення залишкових деформацій;

5. В динамічному і міцністністному аналізі КА при дії випадкових навантажень необхідно використовувати методи статистичної динаміки, які дозволяють визначити вирогіднісні характеристики НДС в елементах конструкції КА за відомими характеристиками вхідних процесів (силових, кінематичних). Зазвичай випадкові навантаження, що діють на РН та КА відповідають умовам стаціонарності [1-6,85-89], тому широке поширення отримав метод спектральних розкладань (спектральний метод).

Розвиток спектрального методу в дослідженні випадкових коливань і в задачах оцінки втомної довговічності знайшло в роботах В.В. Болотіна [33-41], А.С. Гусева [48-61], В.А. Светлицького [69], І.В. Гадоліна [70-72] та інших.

Довговічність, надійність і безпека експлуатації є одними з найважливіших вимог, що пред'являються до КА. Ресурс силових конструкцій КА в основному визначається процесами накопичення незворотних ушкоджень в їх елементах, які можуть бути як механічного, так і фізико-хімічного походження. При цьому пошкодження, що визначають ресурс силових конструкцій, можуть мати змішаний характер. Прикладом такого роду пошкоджень можуть бути пошкодження, викликані старінням, зношуванням, корозією і втомою. У більшості випадків визначальним є процес накопичення втомних пошкоджень.

Для аналізу довговічності елементів КА регламентовано застосування правила Майнера [2], де сумарне пошкодження визначається як:

$$D = \sum_i \frac{n(\sigma_i)}{N(\sigma_i)} \quad (1.1)$$

тут $n(\sigma_i)$ – кількість циклів навантаження при амплітуді напружень σ_i ; $N(\sigma_i)$ – кількість циклів до руйнування при амплітуді напружень σ_i ; $\frac{n(\sigma_i)}{N(\sigma_i)}$ – пошкодження при амплітуді напружень σ_i .

Слід зазначити, що згідно [1] вироби РКТ в яких відсутні герметичні відсіки не підлягають оцінці довговічності.

При аналізі динаміки і міцності КА на різноманітних етапах життєвого циклу випадкові процеси навантаження замінюються деякими схематизованими аналогами, яким відповідають певні функції розподілу амплітуд навантаження. В [85,88,103] відображено велике число методів схематизації, обґрунтуванням яких служать логічні, а часом евристичні міркування. Існування значного числа методів схематизації випадкових процесів пояснюється, в основному, відсутністю експериментальних даних про закономірності накопичення втомних пошкоджень при впливі ряду факторів, таких як проміжні цикли процесів, порядок чергування рівнів навантаження, концентрація напружень, величина напружуваних обсягів, масштабний фактор [85,88,103].

1.2.2. Вибір коефіцієнтів безпеки при аналізі міцності КА

При виконанні розрахунків на міцність необхідно знати та враховувати значення коефіцієнтів безпеки для всіх етапів життєвого циклу КА. Коефіцієнт безпеки вводиться для компенсації припущень у визначенні навантажень, умов функціонування, неточності методів розрахунку і т.д. Вибір чисельного значення коефіцієнта безпеки є важливим і відповідальним моментом міцнісного аналізу КА [2,4,8]. При відомому значенні коефіцієнта безпеки розрахункове навантаження визначається множенням експлуатаційного навантаження на коефіцієнт безпеки [2,4,8].

Значення коефіцієнтів безпеки в залежності від розрахункових випадків і призначення елементів конструкції КА можуть змінюватися в широких межах.

В [8,104] наведена таблиця рекомендованих значень коефіцієнтів безпеки для ракетної техніки. Значення коефіцієнтів безпеки для основних конструктивних елементів РН і КА, які виконані із ізотропних матеріалів змінюються від 1.25 до 2.25, а у випадку циклічного навантаження - $f = 4.0$ [104]. Як уже зазначалося, в загальному випадку при виконанні розрахунків на міцність все навантаження можна умовно розділити на статичне, динамічне (гармонічні і випадкові вібрації, імпульсні навантаження) і циклічне. В зв'язку з цим, рекомендується використовувати три коефіцієнта безпеки [104]:

- статичний коефіцієнт безпеки - $f_{ст}$;
- динамічний коефіцієнт безпеки - $f_{дин}$;
- коефіцієнт безпеки по циклічній міцності - $f_{цикл}$.

Статичний коефіцієнт безпеки КА змінюється в межах 1.25-1.5; динамічний коефіцієнт - в межах 1.5-1.8; коефіцієнт безпеки по циклічній міцності: по напруженням $f_{цикл} \geq 2.0$, за деформаціями $f_{цикл} \geq 4.0$. При використанні анізотропних матеріалів додатково враховують коефіцієнт ($k=1.25$), що виступає множником до вищезазначених коефіцієнтів безпеки [8].

1.2.3. Експериментальні методи

Для експериментального відпрацювання динаміки і міцності КА використовуються спеціальні методики, засновані на завданні зовнішнього впливу на конструкцію КА і виміру відгуку конструкції або окремих її елементів на цей вплив.

Програми та методики проведення експериментальних робіт регламентовані і наведені в [1,4,9,12,83,91,95,96,98,100,103] та в більшості випадків повторюють розрахункові етапи проєктування КА (п.1.1.2).

Для визначення амплітудно-частотних характеристик КА та його окремих елементів зазвичай використовують [1,4,9,12,83,91,95].

- збурення за допомогою вібростендів (лінійна або логарифмічна розгортка по частоті);
- збурення акустичним полем;
- нормоване ударне збурення (ударний молоток);
- ненормоване ударне збурення.

Експериментальне відпрацювання віброміцності конструкції КА при гармонічних та випадкових вібраціях зазвичай виконується на вібростендах з використанням методу логарифмічної розгортки по частоті [1,4,9,12,83,91,95].

Ударне навантаження може бути представлено у двох видах. У першому випадку це імпульс (зазвичай напівсинус) з фіксованою амплітудою та часом дії

[ударные испытания РКТ]. В другому випадку ударний імпульс представляється у вигляді ударного спектру навантажень [ECSS, NASA]. В залежності від виду представлення ударного навантаження вибирається обладнання та програма випробувань [1,4,9,12,83,91,95].

1.2.4. Розрахунково-експериментальний підхід

Як правило, КА і у тому числі НС являє собою механічну систему, що складається з первинної конструкції – корпусу, та вторинної конструкції - навісного обладнання (НО). Вторинну конструкцію формують елементи систем: апаратура, автоматика, двигуни, механізми, приводи, баки, балони і т. п., з'єднані гідравлічними, пневматичними, електричними комунікаціями. Всі вони кріпляться до корпусу або безпосередньо, або через проміжні конструкції: кронштейни, опори, фланці, рами, ферми і т. д.

Величина квазістатичних перевантажень, що діють на вторинну конструкцію на етапі виведення, відома (рис.1.2), але для вібраційного навантаження це не так, оскільки воно приходить на первинну конструкцію в місцях кріплення КА до адаптера РН. Для вторинної конструкції вібраційним навантаженням є реакція силової конструкції на зовнішні вібраційні збурення. В зв'язку з цим, найбільш небезпечним, з точки зору забезпечення міцності КА є вібраційне навантаження, оскільки воно діє, як правило, в широкому частотному діапазоні, в якому можливі резонансні явища, що можуть значно збільшити амплітуди кінематичних і силових навантажень елементів і вузлів КА.

В цілому, сучасне розрахунково-експериментальне дослідження динаміки і міцності КА [104] можливо розділити на декілька етапів (рис.1.6).



Рис.1.6. Схема відпрацювання раціональної конструкції КА

На основі 3D моделі КА будується СЕМ, що адекватно відображає його масово-інерційні та жорсткісні характеристики. Ця модель і її дискретний аналог є основою для проведення динамічного і міцнісного аналізу конструкції КА. При цьому визначається НДС в елементах конструкції КА, що відповідає нормативним навантаженням, а також число циклів навантаження, що відповідає умовам експлуатації. На основі результатів розрахунків можна визначити граничний стан елементів конструкції і, відповідно, запаси міцності та надійність КА.

Розроблена ІМ, її дискретний аналог і результати аналізу дозволяють здійснити виготовлення кваліфікаційного зразку КА та провести експериментальне відпрацювання міцності: призначити місця установки акселерометрів, виділити параметри і елементи моделі, що підлягають перевірці та уточненню.

У процесі подальшого експериментального відпрацювання перевіряється і підтверджується міцність конструкції, а також проводяться вимірювання, що

уточнюють і підтверджують основні параметри ІМ на основі її дискретного аналогу. Далі проводиться аналіз результатів вимірювань, отриманих в процесі випробувань. Здійснюється верифікація СЕМ, тобто проводяться розрахунки, що моделюють процес навантаження конструкції при випробуваннях, що підтверджують (або ні) ступінь адекватності ІМ та СЕМ. Верифікована за результатами випробувань СЕМ може бути використана для ефективних розрахунків КА при змінених умовах експлуатації, внесення змін в конструкцію, модернізації виробу або розробки конструкції нового виробу подібного класу. Такий підхід прийнято називати “методом наскрізного проектування” [104].

1.3. Висновки за розділом 1

1. Розглянуто основні етапи життєвого циклу КА, які з точки зору задач міцності, які включають проектування і наземне відпрацювання, транспортування і виведення, функціонування на орбіті;
2. Розглянуто основні методи математичного моделювання, що застосовуються при визначенні параметрів НДС, динамічних характеристик, такі як метод скінченних елементів, модальних координат та спектральних розкладень;
3. Розглянуто методи експериментального модального аналізу, які можуть застосовуватися для визначення динамічних характеристик КА і окремих конструктивних елементів;
4. Показано, що поєднання згаданих вище розрахункових і експериментальних методів дозволяє досягти більш високої ефективності визначення НДС і динамічних характеристик КА.

2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ НАНОСУПУТНИКА POLYITAN-2 НА ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ

2.1 Робочий варіант конструкції НС PolyItan-2-SAU

Використання формату CubeSat-2U значно спрощує процес проектування КА, оскільки визначає зовнішній вигляд НС та масово-габаритні характеристики. Тому, з точки зору міцності, для вирішення лишаються питання компоновки, вибору матеріалів силової конструкції, раціональне використання елементної бази.

Процес створення раціональної конструкції КА є ітераційним (рис.1.6). Механічна складова тут реалізується по схемі “від простого до складного”. На початку розглядається спрощена концептуальна модель КА, яка послідовно уточнюється та ускладнюється. На кожному етапі відпрацювання конструкції КА виконується весь цикл досліджень, що описані в п.1.2. Слід зазначити, що при проведенні міцнісного і динамічного аналізу КА доцільно керуватися методом наскрізного проектування [104], який передбачає поетапне використання єдиної, але такої, що уточнюється ІМ та її дискретного аналога.

Остаточний робочий варіант НС POLYITAN-2-SAU, який виконаного по негерметичній схемі, (рис.2.1-2.2) являє собою 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. Несучий каркас НС являє собою жорстку раму, виготовлену з алюмінієвого сплаву Д16 (рис.2.3а). Для забезпечення електроенергією всієї апаратури НС служить система енергоживлення (СЕЖ). Постійні джерела електропостачання, представлені трьома акумуляторами, не можуть забезпечити НС електроживленням протягом часу експлуатації (3 місяці). Тому на НС передбачені джерела поповнення електроенергії - фотоелектричні перетворювачі. Їх об'єднання в єдину систему утворює сонячні батареї (СБ) (рис.2.1).

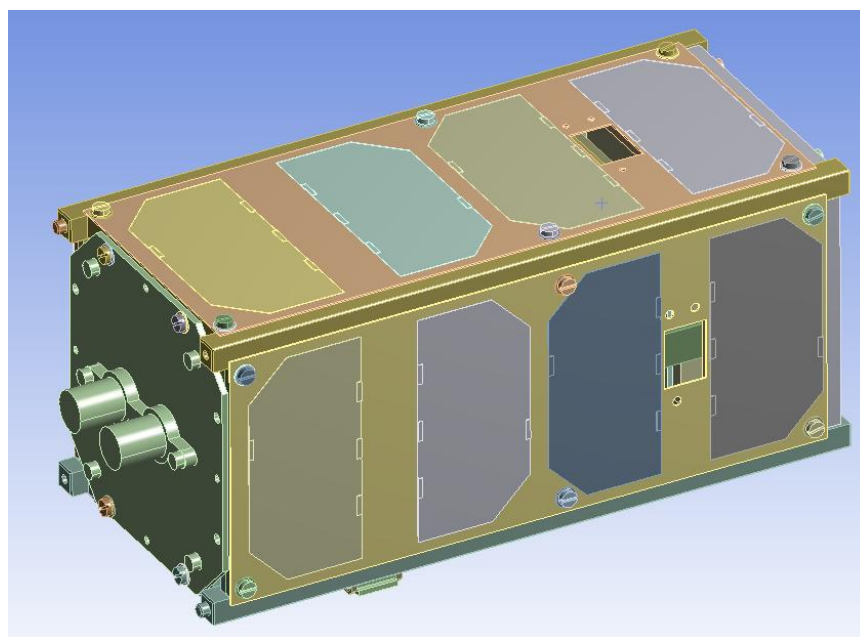


Рис.2.1. Зовнішній вигляд НС POLYITAN-2-SAU

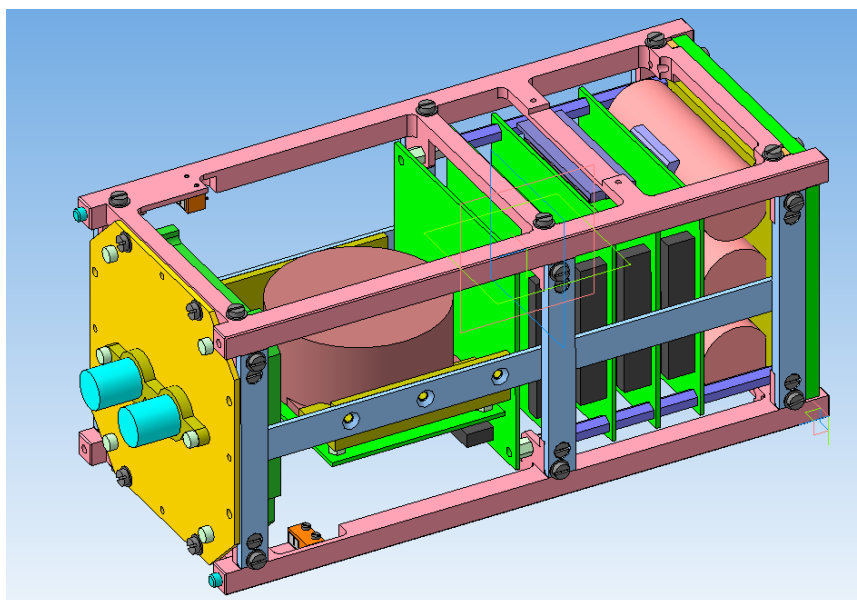
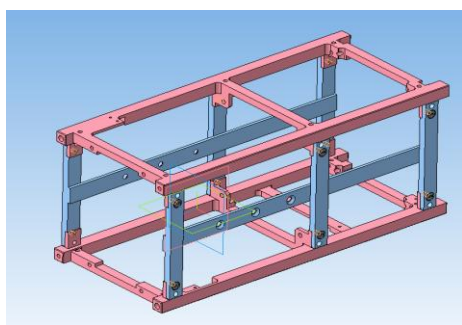
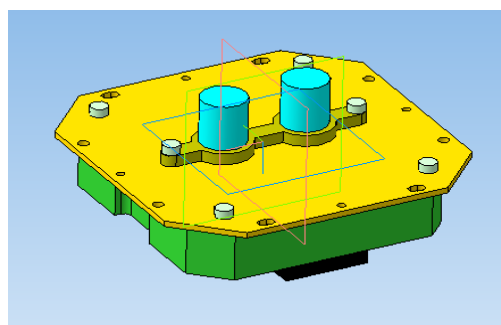


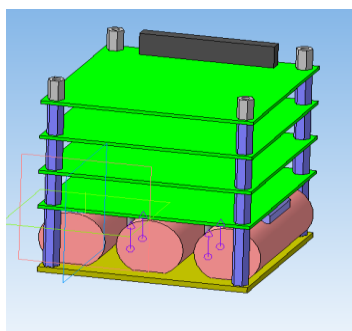
Рис.2.2. Твердотільна модель POLYITAN-2 без бокових панелей



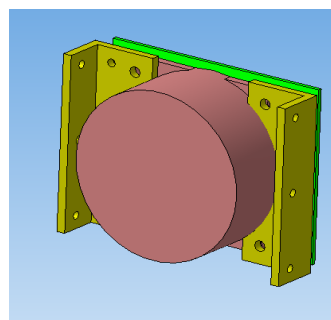
а



б



в



г

Рис.2.3. Основні конструктивні елементи POLYITAN-2, а – силовий каркас, б – науковий модуль, в – електронна платформа, г – система орієнтації і стабілізації

Конструкція СЕЖ достатньо складна, так як на НС накладаються масо-габаритні обмеження, що призводить до обмеження потужності СБ і, отже, СЕЖ. Для забезпечення функціонування НС протягом виконання місії повинен виконуватися енергетичний баланс, суть якого полягає в тому, що середньодобова потужність споживачів енергії не повинна перевищувати середньодобової потужності джерел електроенергії. Допускається короткочасне перевищення рівня споживання електроенергії, однак, протягом доби енергетичний баланс повинен бути відновлений.

З урахуванням обмежених масових і габаритних характеристик НС ще одним функціональним призначенням СЕЖ є максимальна енерговіддача з одиниці площі СБ.

Як правило, на етапі запуску РН антени НС знаходяться в складеному стані і необхідно встановити їх у робочий стан після відділення. Вирішення цієї

проблеми здійснює система управління, яка включає в себе датчики та виконавчі пристрої. Розгортання антен в робоче положення починається з тимчасовою затримкою після відділення для відходу НС на певну відстань від несучої ступені РН з метою уникнення зіткнення з системою виведення.

Функціонування НС вимагає його певної орієнтації в просторі. В якості орієнтиру для НС служать Земля та Сонце. Завданням стабілізації є утримання НС в заданому положенні із заданою точністю. З урахуванням того, що кутова орієнтація і стабілізація НС виконується однією і тією ж апаратурою, ці дві системи часто об'єднують в одну, яку прийнято називати системою орієнтації та стабілізації (СОС).

На POLYTAN-2-SAU встановлені наступні датчики: магнітометр (для орієнтації по магнітному полю Землі), сонячні датчики (при орієнтації на Сонце) а також інерціальні датчики (гіроскопи), що визначають відхилення НС щодо інерціальної системи координат. В якості виконавчих пристроїв СОС на НС використовуються електрокатушки (магнітна стабілізація), які розташовані на зовнішніх панелях НС та електромаховик (рис.2.4) для зміни кінетичного моменту і, відповідно поздовжнього осьового обертання НС.

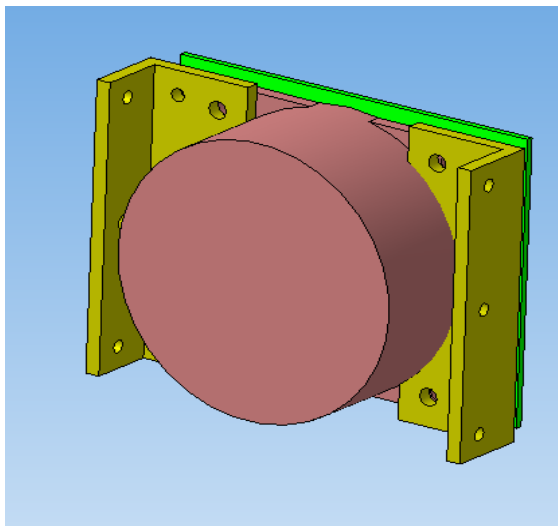


Рис.2.4. Зовнішній вигляд електромаховикового двигуна-стабілізатора

Для вирішення задачі визначення координат (просторового положення) НС на нього встановлена навігаційна апаратура споживача (НАС).

Для забезпечення умов функціонування апаратури на борту НС при зміні температури на освітлених і неосвітлених ділянках в значних межах до складу бортових систем КА входить система терморегулювання (СТР). Основним завданням цієї системи є зменшення діапазону зміни температури на елементах бортової апаратури. СТР містить зовнішні “сендвіч” панелі НС, верхні шари яких виконані з вуглеволокна Элур, і в якості наповнювача використовується сотопласт із алюмінієвої фольги АМг2-Н (рис.2.5).

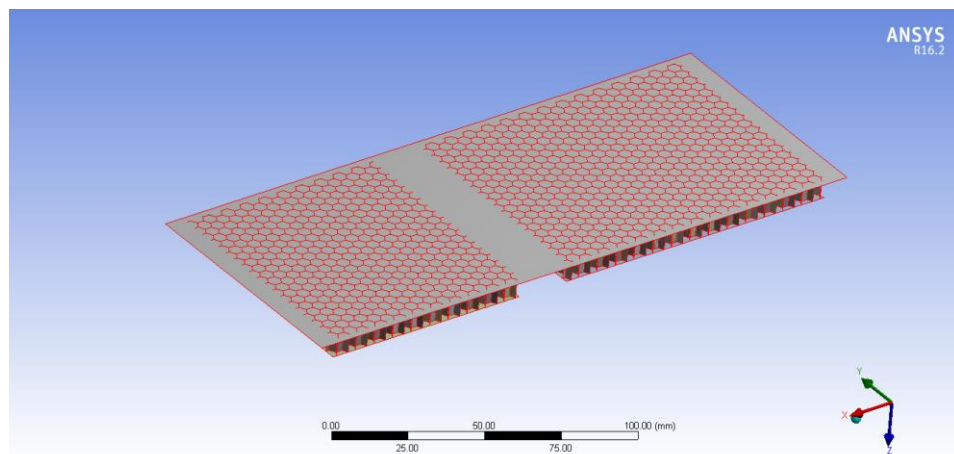


Рис.2.5. Конструктивне виконання сотопанелі

Для POLYITAN-2-SAU передбачається управління від наземного центру управління польотом (ЦУП). Для забезпечення передачі команд управління з ЦУП на борт НС використовується командна радіолінія. Напрямок передачі інформації по цій радіолінії - «Земля-Борт». СЕЖ, НАС, СОС, та система управління конструктивно об'єднанні в один модуль - електронну платформу (рис.2.6).

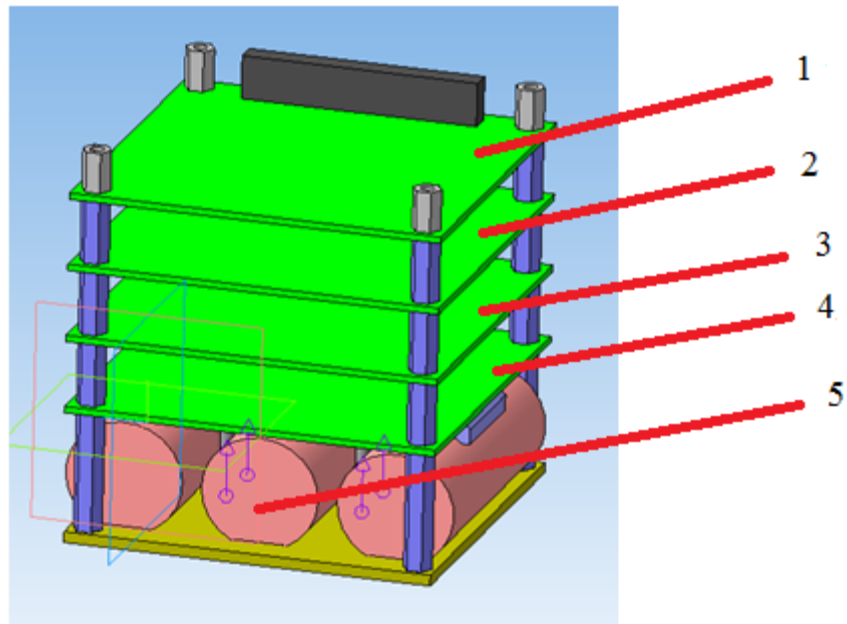


Рис.2.6. Геометрична модель електронної платформи НС POLYITAN-2. 1 – бортова цифрова обчислювальна машина (БЦОМ), 2 – радіолінія, 3 – блок управління СОС, 4- система електроживлення, 5- акумуляторний блок.

Функціональним призначенням НС POLYITAN-2-SAU є дослідження нижньої термосфери в інтервалі висот 200 - 380 км [4]. В зв'язку з цим на НС встановлено датчик атомарного кисню (FIPEX).

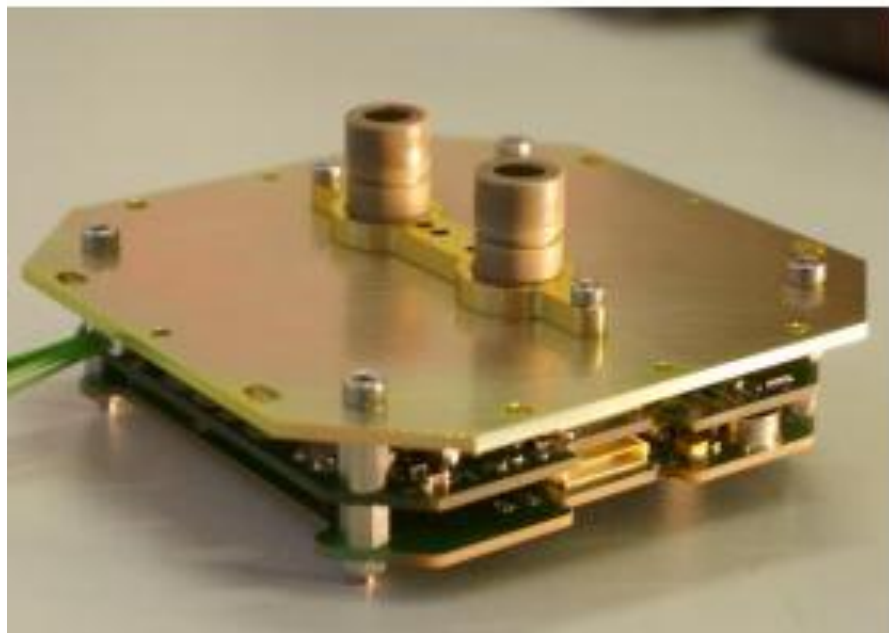


Рис.2.7. Датчик атомарного кисню (FIPEX)

2.2 Властивості матеріалів конструктивних елементів

Для 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 в табл.2.1. та табл. 2.2.

Таблиця 2.1.

Фізико-механічні властивості використаних ізотропних конструкційних матеріалів (металів і сплавів)

Елементи НС	Матеріал	Е, МПа	ν	σ_T , МПа	ρ , кг/м ³	σ_B , МПа
Антенний модуль, елементи ЕП	АМГ6	71000	0.3	145	2640	305
Несучий каркас, елемент кріплення модуля системи орієнтації	Д16	72000	0.3	320	2770	450
Несучі стійки ЕП	Л63	116000	0.35	-	8840	290

Таблиця 2.2.

Фізико-механічні властивості використаних анізотропних неметалічних конструкційних матеріалів

Елементи НС	Матеріал	Е, МПа	ν	ρ , кг/м ³	σ_p^s , МПа	$\sigma_{сж}^s$, МПа
Плати ЕП	КАСТ-В	21000	0.11	1800	85	130

В табл.2.1,2.2 прийняти позначення: Е – модуль Юнга; ν - коефіцієнт Пуасона; ρ – густина матеріалу; σ_s – границя міцності; σ_T - границя текучості; σ_p^s - границя міцності при розтягу; $\sigma_{сж}^s$ - границя міцності при стиску.

2.3 Загальна характеристика системи розгортання НС PolyItan-2-SAU

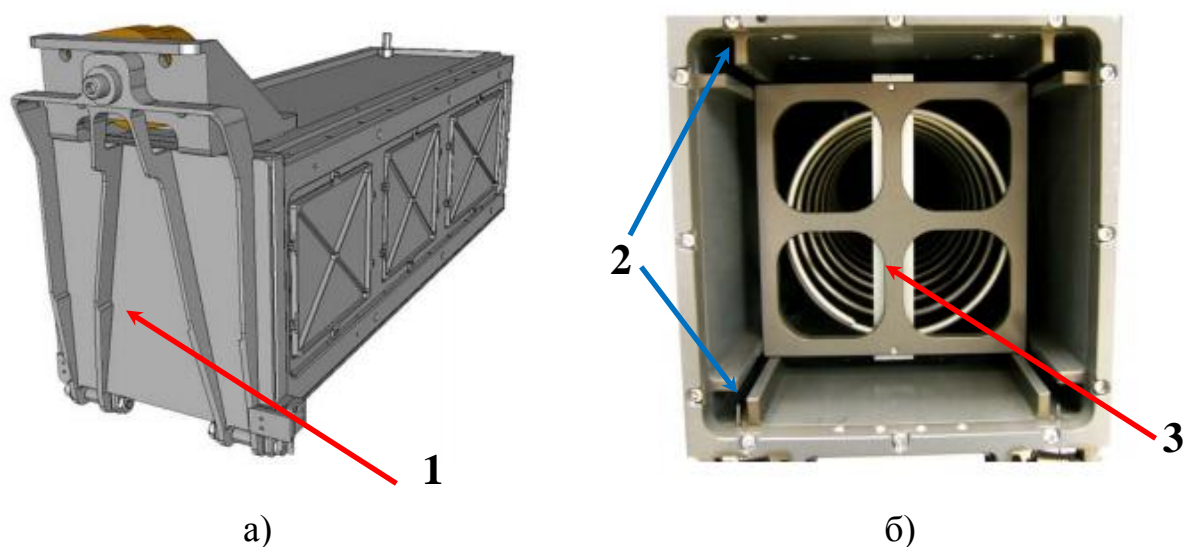


Рис.2.8. Загальний вид системи P-POD (1-кришка) - а); Система розгортання P-POD від спереду у відкритому положенні (2 - направляючі рейки, 3 – пружинний штовхач) - б)

Система розгортання/пусковий контейнер P-POD (Poly Picosat Orbital Deployer) [4] являється одночасно контейнером для НС та засобом для виведення НС в визначену точку орбіти. P-POD є стандартизованою, що скорочує час розробки супутника для Cubesat-сумісних пристроїв, P-POD виготовлений 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 [].

По сигналу від управляючого модуля заслонка контейнера (рис.2.8а) відкривається і НС виштовхуються пружиною уздовж направляючих рейок, викидаються на орбіту із відносною швидкістю ~ 1.6 м/с.

Вимоги до P-POD (загальні, розмірні і масові характеристики, електричні та експлуатаційні) наведені в документах технічної специфікації [63-66].

Процес інтеграції НС в систему розгортання наведено на рис.2.9.



Рис.2.9. Інтеграція НС формату CubeSat в P-POD

На етапі виведення НС контактує з P-POD через опорні поверхні, які розташовані на несучому каркасі. Нижніми торцями НС опирається на пружинний штовхач (рис.2.8.б), верхніми на кришку пускового контейнера. Бокові ребра каркасу зтикаються з направляючими рейками (рис.2.10).

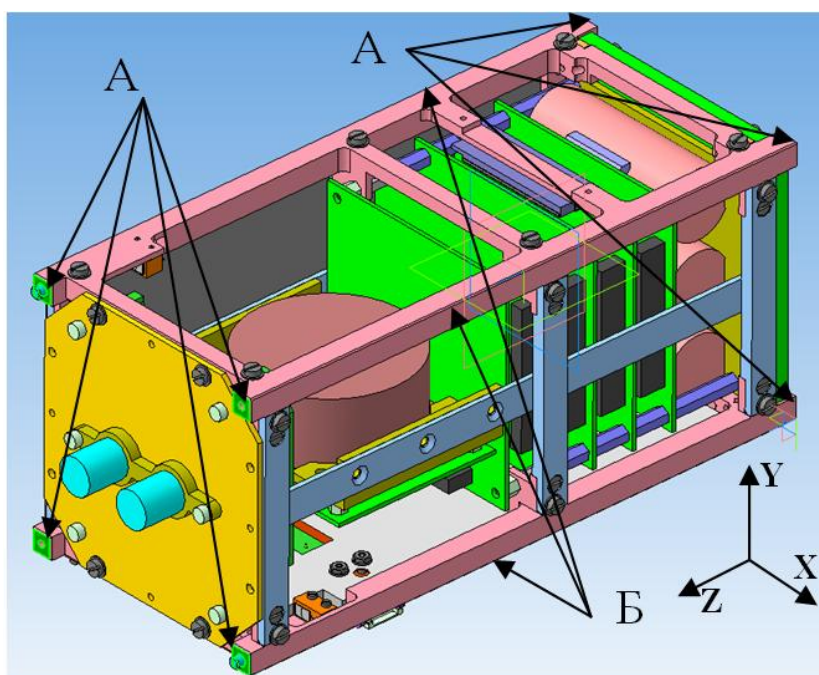


Рис.2.10. Опорні поверхні несучого каркасу НС POLYITAN-2-SAU: А – торцові; Б – бокові ребра

2.4 Аналіз міцності НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення

У загальному випадку аналіз динаміки і міцності конструкції КА ґрунтується на розв'язку динамічного рівняння в полудискретній формі типу МСЕ [4, 15,30]:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\}, \quad (2.1)$$

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 навантаженню, в загальному випадку може мати як детерміновану так і випадкову природу.

При визначенні НДС від дії квазістатичних перевантажень із (2.1) виключають два лівих доданка:

$$[K]\{u\} = \{F\}. \quad (2.2)$$

Власні частоти ω_i та форми коливань φ_i визначаються на основі системи однорідних рівнянь:

$$\text{в просторі часу} \quad [M]\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = 0, \quad (2.3)$$

або

$$\text{в просторі частоти} \quad ([K] - \omega_i^2[M])\{\varphi_i\} = 0, \quad (2.4)$$

де $i=1,2,3,...N$; номер N — відповідає верхній межі розглядуваного частотного діапазону.

При розрахунках динамічного відгуку конструкції на зовнішні впливи, як детермінованої так і стохастичної природи, ефективним є метод модальних координат (ММК) [література по ММК], в основі якого лежить розклад шуканого розв'язку (2.1) у вигляді

$$\{u\} = \sum_{i=1}^n \{\varphi_i\}\{q\}, \quad (2.5)$$

де $\{q\}$ — вектор вузлових переміщень в головних координатах.

Підставляючи (2.5) в (2.1) та множачи зліва на $\{\varphi_i\}^T$, маємо

$$\{\varphi_i\}^T [M] \sum_{i=1}^n \{\varphi_i\} \{\ddot{q}\} + \{\varphi_i\}^T [C] \sum_{i=1}^n \{\varphi_i\} \{\dot{q}\} + \{\varphi_i\}^T [K] \sum_{i=1}^n \{\varphi_i\} \{q\} = \{\varphi_i\}^T \{F(t)\}. \quad (2.6)$$

З умови ортогональності власних форм коливань [1], маємо

$$\{\varphi_i\}^T [M] \{\varphi_i\} = E, \quad (2.7)$$

$$\{\varphi_i\}^T [K] \{\varphi_i\} = \text{diag}\{\omega_i^2\}, \quad (2.8)$$

де E – одинична матриця.

Однією з умов ефективного використання методу модальних координат є умова пропорційності матриці демпфування $[C]$ матрицям жорсткості $[K]$ та мас $[M]$. В зв'язку з цим, для знаходження матриці демпфування використовують формулу Релея $[C] = \alpha[M] + \beta[K]$ [Бате]. Тоді перетворення $\{\varphi_i\}^T [C] \{\varphi_i\}$ приводить матрицю до діагонального виду

$$\{\varphi_i\}^T [C] \{\varphi_i\} = \text{diag}\{2\xi_i \omega_i\} = \text{diag}\{2\varepsilon_i^2\}, \quad (2.9)$$

де ξ_i – коефіцієнт модального демпфування для i -ої форми коливань.

З урахуванням умов ортогональності система МСЕ (2.6) може бути записана у вигляді сукупності незв'язаних рівнянь

$$\ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = f_i, \quad (2.10)$$

тут $f_i = \{\varphi_i\}^T \{F(t)\}$, $i = 1, 2, 3, \dots, n$.

Для гармонічного навантаження

$$\{F(t)\} = \{F_0\} e^{i\omega t}. \quad (2.11)$$

Розв'язок (2.10) з урахуванням (2.11)

$$\tilde{q}_i = \frac{\tilde{f}_i}{\omega_i^2 \left(1 - \left(\frac{\omega}{\omega_i}\right)^2 + 2\varepsilon_i \frac{\omega}{\omega_i}\right)}, \quad (2.12)$$

де \tilde{q}_i та \tilde{f}_i – відповідно комплексні амплітуди вібропереміщень та гармонічного навантаження.

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

Далі, з використанням методу спектральних розкладів [6,7,9], представили стаціонарний випадковий вплив і розв'язок системи (2.7) в канонічній формі

$$f_j(t) = \langle f_j(t) \rangle + \int_{-\infty}^{+\infty} F_j(\omega) e^{i\omega t} d\omega, \quad (2.12)$$

$$y_j(t) = \langle y_j(t) \rangle + \int_{-\infty}^{+\infty} Y_j(\omega) e^{i\omega t} d\omega, \quad j=1,2,\dots,n \quad (2.13)$$

З огляду на стохастичну ортогональність спектрів (2.12) і (2.13) в просторі частоти передавальні функції, що відповідають (2.10), утворюють діагональну матрицю

$$H_{jk}(\omega) = \frac{\delta_{jk}}{L_j(i\omega)}, \quad (2.14)$$

де $L_j(i\omega) = \omega_j^2 + 2i\varepsilon_j \omega - \omega^2$ - Фур'є-образ оператора рівняння (2.10); δ_{jk} - дельта Кронекера; i - уявна одиниця.

Рівняння (2.10) в просторі частоти має вид

$$Y_j(\omega) = \sum_{k=1}^n H_{jk}(i\omega) F_k(\omega), \quad j=1,2,\dots,n. \quad (2.15)$$

Розглядаючи розв'язок стохастичної задачі в моментах, маємо

$$S_{Y_j}(\omega) = |H_{j\alpha}(i\omega)|^2 S_{F\alpha}(\omega), \quad (2.16)$$

де $S_{F\alpha}(\omega)$ и $S_{Y_j}(\omega)$ - спектральні щільності відповідно векторів зовнішнього впливу і амплітуд розкладу (2.5) векторів системного відгуку.

Якщо на систему діє кілька стохастично незалежних зовнішніх кінематичних або силових факторів, то спектральна щільність відгуку дорівнює сумі спектральних щільностей від кожного джерела зовнішнього збурення

$$S_{Y_j}(\omega) = \sum_{\alpha=1}^r S_{F_{j\alpha}}(\omega) = \sum_{\alpha=1}^r |H_{j\alpha}(i\omega)|^2 S_{F\alpha}(\omega). \quad (2.17)$$

У разі корельованих зовнішніх впливів з відомою матрицею взаємних спектральних щільностей

$$S_{Y_j}(\omega) = \sum_{\alpha=1}^r \sum_{\beta=1}^p H_{j\alpha}^*(-i\omega) H_{j\beta}(i\omega) S_{F_{\alpha}F_{\beta}}(\omega). \quad (2.18)$$

Тут $*$ позначає оператор комплексного сполучення.

Отримані спектральні щільності узагальнених координат $S_{Y_j}(\omega)$ дозволяють на основі формул Вінера-Хинчина [6] і розкладу (2.5) визначити кореляційні функції і дисперсії відповідно переміщень, швидкостей, прискорень і т.п.

Для визначення еквівалентних по Мізесу напружень використовуємо методику, наведену в [10]. Відповідно до неї, напруження виражаються як

$$p^2(t) = \{\sigma(t)\}^T [A] \{\sigma(t)\}. \quad (2.19)$$

Тут $[A]$ – симетрична, позитивна, напіввизначена матриця коефіцієнтів.

$$\{\sigma(t)\} = \sum_{k=1}^n \{q_k(t)\} \Psi_k^\sigma, \quad (2.20)$$

де $\{q_k(t)\}$ – модальна координата, що відповідає k -й формі коливань, Ψ_k^σ – компонента напружень в модальних координатах для k -й форми коливань.

Підстановка (2.20) в (2.19) нам дає

$$p^2(t) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \{q_i(t)\} \{q_j(t)\} \Psi_i^\sigma [A] \Psi_j^\sigma. \quad (2.21)$$

Практичний інтерес в аналізі міцності представляє визначення середньоквадратичних значень (СКЗ) еквівалентних по Мізесу напружень

$$\sigma_{\sigma(t)} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \langle q_i(t) q_j(t) \rangle \Psi_i^\sigma [A] \Psi_j^\sigma = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \Gamma_{ij} T_{ij}. \quad (2.22)$$

Де

$$T_{ij} = (\Psi_{\sigma,i}^b)^T [A] \Psi_{\sigma,j}^b, \quad (2.23)$$

і

$$\Gamma_{ij} = \langle q_i(t) q_j(t) \rangle, \quad (2.24)$$

у виразі (2.23) $\Psi_{\sigma,j}^b$ – компонента напружень у вузлі b для i -ї форми коливань.

2.5 Навантаження НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення

Згідно [1-16], міцність НС на етапі виведення повинна забезпечуватися при впливі на нього квазистатических перевантажень, гармонічних та випадкових вібрацій в напрямку трьох взаємно перпендикулярних поздовжньої і поперечних осей X, Y, Z (рис.2.10).

Величина найбільших експлуатаційних квазистатических перевантажень, що діють на етапі запуску становить $a_x = a_y = a_z = 13.0g$ [4].

Параметри експлуатаційних гармонічних, випадкових вібрацій та імпульсного навантаження відповідно наведені в табл.2.4-2.5.

Таблиця 2.4.

Характеристики гармонічних вібрацій

Частота	Амплітуда
[Гц]	[g]
5-100	2.5
100-125	1.3

Кінематичне збурення задавали у формі широкосмугового стаціонарного випадкового процесу з відомою спектральною щільністю табл. 2.5 [4].

Таблиця 2.5.

Параметри випадкових вібрацій

Частота, Гц	Спектральна щільність прискорень, $g^2/\text{Гц}$
20	0.01125
130	0.05625
800	0.05625
2000	0.01500

В даній роботі імпульсне навантаження представлено так званим ударним спектром, котрий характеризується частотами та відповідними їм амплітудами прискорень.

Таблиця 2.6.

Параметри ударного спектру навантажень

Частота	Амплитуда
[Гц]	[g]
30	5
100	100
700	1500
1000	2400
1500	4000
5000	4000
10000	2000

В роботі [83] приводяться мінімально допустимі величини ударного навантаження для різних типів елементів КА (елементи силової, електронне обладнання, елементи зі змінною геометрією, тощо) при яких відсутня необхідність проводити міцнісний аналіз конструкції КА при дії ударного навантаження. Також в роботі [83] зазначається, що найбільш небезпечним чинником, який породжує ударне навантаження, є відсічка двигуна останнього ступеня РН. При цьому, в елементах КА не викликає критичних величин напружень. Це викликано наявністю адаптера, конструкція якого має високі демпфуючі характеристики. У зв'язку з цим аналіз міцності конструктивних елементів НС PolyItan-2-SAU при дії ударного навантаження не проводився.

Висновки за розділом 2

1. Розглянуто процес створення конструкції наносупутника, приведені характеристики конструкційних матеріалів.
2. Наведено параметри транспортувального контейнера та умови розміщення НС в ньому.
3. Приведена постановка задачі дослідження динаміки і міцності НС.

3 АНАЛІЗ МІЦНОСТІ НС POLYITAN-2 НА ЕТАПІ ВИВЕДЕННЯ

З використанням програмного комплексу Ansys [10] визначили детерміністичні та стохастичні характеристики НДС в конструктивних елементах НС при дії квазістатичних перевантажень, гармонічних і випадкових вібрацій та імпульсних навантажень. Також визначили власні частоти та форми коливань НС в діапазоні 0-2000 Гц. Розрахунки виконувались на основі єдиної дискретної ІМ. Експлуатаційні навантаження та граничні умови наведені в п.2.5.

Результати розрахунків по визначенню НДС та оцінки міцності елементів НС для наведених видів навантажень та їх наведені нижче в п. 3.3 – 3.7.

3.1 Створення скінчено-елементної моделі НС POLYITAN-2-SAU

При створенні ІМ НС (рис.2.1) та її дискретного аналогу прибрано з розгляду елементи НС, внесок яких в 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 за допомогою рівномірного "розмазування" по відповідним поверхням контакту з несучим каркасом. Маса кріплення врахована за допомогою збільшення щільності несучого каркаса. FIPEX (рис.2.7) приведений до більш просто вигляду (рис.3.1). Антенний модель апроксимовано пластиною, для якої збережені геометричні розміри і маса. Плати ЄП представили у вигляді пластин з відповідними масами. Результати по спрощенню 3D моделі НС наведені на рис.3.2.

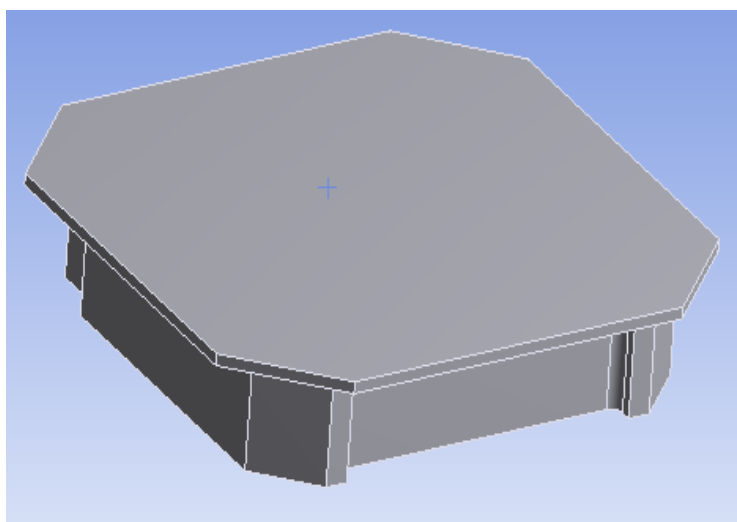
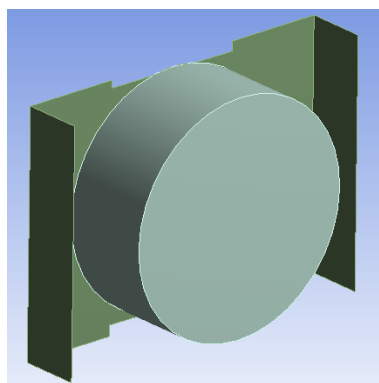
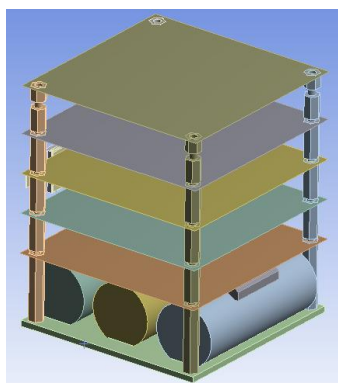


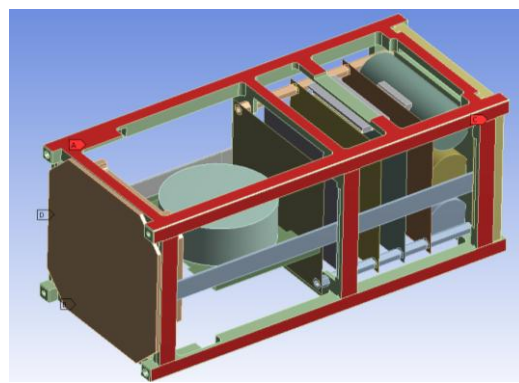
Рис.3.1. Спрощена геометрична модель FIPEX



а)



б)



в)

Рис.3.2. Еквівалентні геометричні моделі системи орієнтації – а), електронний платформи – б), еквівалентна геометрична модель НС POLYITAN-2 – в)

Основною метою розробки СЕМ на етапі проектування є проведення попереднього модального аналізу, оцінки міцності вторинної конструкції при дії на НС гармонійних і випадкових вібрацій, створення підґрунтя для експериментального відпрацювання НС.

Розробка і створення СЕМ НС, так само як і створення конструкції це ітераційний процес.

На етапі ескізного проектування НС проводились розрахунки на міцність з використанням окремих локальних моделей його конструктивних елементів. В якості навантаження на цьому етапі використовували квазістатичні перевантаження з урахуванням відповідних коефіцієнтів безпеки.

В процесі розробки конструкції була сформована загальна СЕМ НС. Проводились уточнюючі розрахунки з використанням квазістатичних перевантажень, гарномічних та випадкових вібрацій із врахуванням реальних граничних умов на етапі виведення. На завершальному етапі СЕМ НС доведена до стану, що описаний нижче.

Для апроксимації каркаса, наукового модуля, наборних стійок ЕП, акумуляторів і антенного модуля використовували 20-ти вузлові гексагональних скінченні елементи (СЕ) SOLID186. Для апроксимації кронштейнів СОС і електронних плат ЕП застосовували пластинчасті СЕ SHELL181 з 4-ма шарами по товщині. Зчленування 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 розбиття однотипними СЕ використовували контактні елементи CONTA174 і TARGE170. Характеристики СЕ будуть наведені нижче. СЕМ НС складається з 326 300 елементів, що містять 1221504 вузли (рис.3.3).

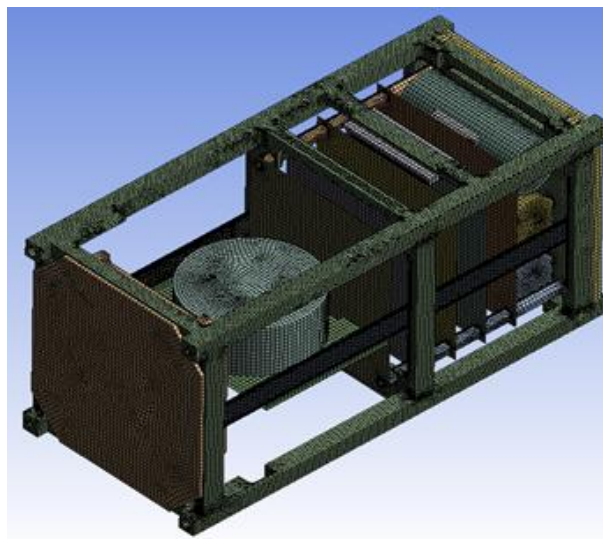


Рис.3.2. СЕМ НС PolyItan-2-SAU

Слід зазначити, що в деяких випадках доцільно використовувати твердотільні апроксимації для конструктивних елементів НС, міцність яких не досліджується. В нашому випадку це маховик СОС та FIPEX. В програмному комплексі Ansys твердотільні тіла в СЕМ апроксимуються масовим елементом

MASS21, для якого задається матриця мас розмірністю 3×3 . Зчленування MASS21 з СЕМ виконується за допомогою елементів BEAM188, комбінація яких забезпечує передачу сил та моментів. Наприклад модифікована СЕМ в якій маховик СОС та FIPEX апроксимовані за допомогою MASS21 складається з 275210 СЕ із 1021341 вузлами (рис.2.4), що на 16% менше ніж в моделі, що наведена на рис.3.2.

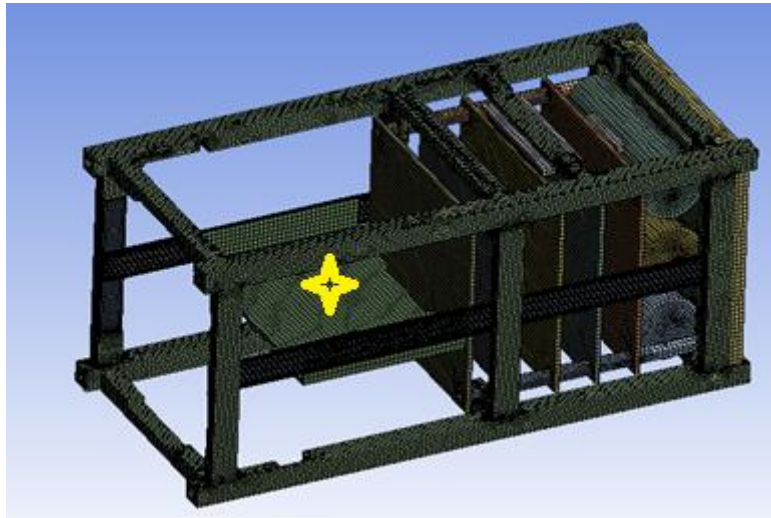


Рис.3.4. СЕМ НС НС PolyItan-2-SAU з твердотільними елементами

3.2 Загальна характеристика використаних скінченних елементів(СЕ)

Таблиця 3.1.

Коротка характеристика використаних скінченних елементів

Скінченні елементи(СЕ)	форма	Число вузлів на один елемент	Ступінь свободи на вузол(у вузлі)	Структурні компоненти в зачепленні з типом елемента
I. SOLID 186	Шестигранний (гексагональний)	20	3	несучий каркас, науковий модуль, силові елементи електронної платформи, акумулятори і антенний модуль
II. SHELL 181	Багатошаровий, пластинчастий	4	6	модуль системи орієнтації і електронні плати
III. BEAM 188		2	6/7	Для зчленування пластинчастих і об'ємних СЕ(безмасові зв'язки)
IV. CONTA 174	-	-	-	Зчленування об'ємних СЕ

20-ти вузловий гексагональний скінченний елемент SOLID186.

складається із вісьми вузлів в вершинах елемента і 12 вузлів на ребрах.

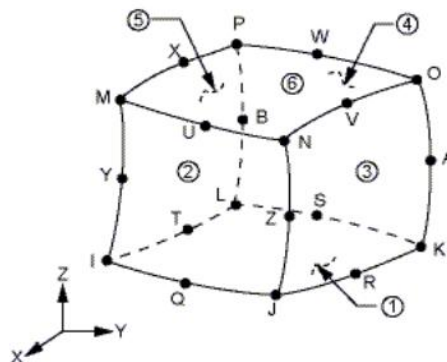


Рис.3.5. 20-х вузловий об'ємний СЕ SOLID186

СЕ SOLID186 використовуються для моделювання тривимірних конструкцій при статичних, динамічних і теплових навантаженнях. Ці СЕ застосовуються для моделювання конструкцій, що містять нерегулярності і досить добре описують зміни напружень і переміщень, повністю сумісні зі звичайними квадратичними елементами і відображають деформацію тіла як цілого. Конструктивні елементи НС, що апроксимовані даним елементом наведені на рис.3.6 – рис.3.11.

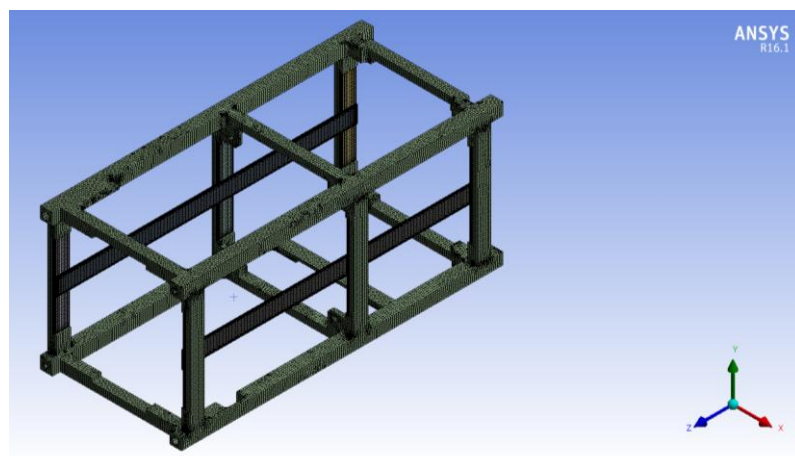


Рис.3.6. Несучий каркас (636885 вузлів, 165030 елементів)

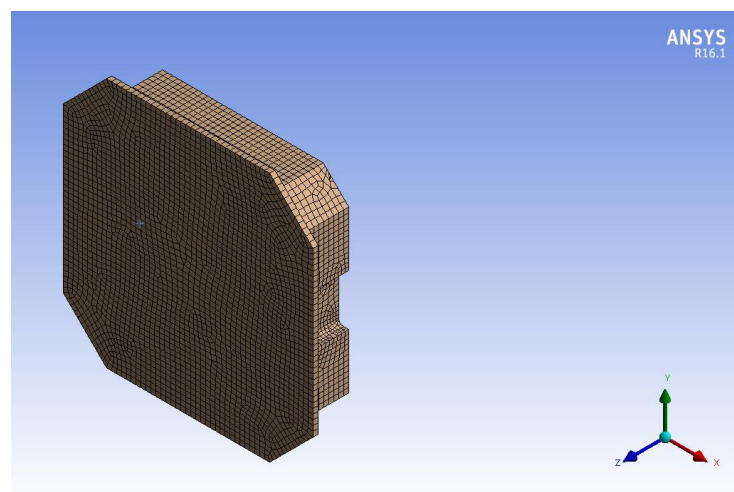


Рис.3.7. Науковий модуль (113754 вузлів, 31046 елементів)

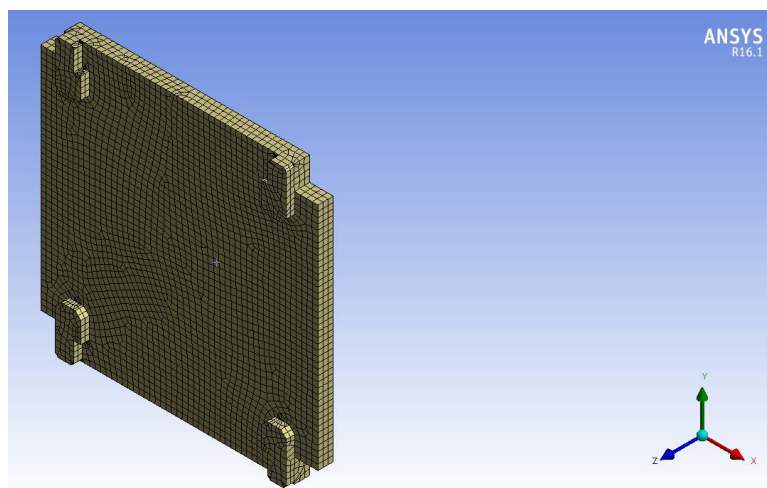


Рис.3.8. Антенний модуль (47034 вузлів, 11788 елементів)

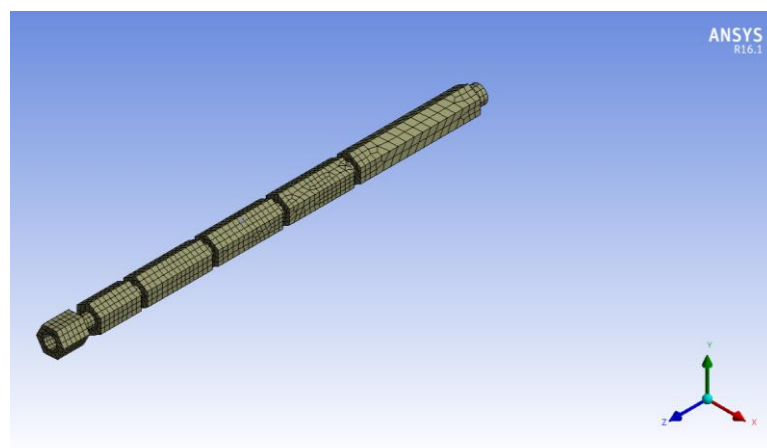


Рис.3.9. Наборна стойка електронної платформи (22082 вузлів, 6927 елементів)

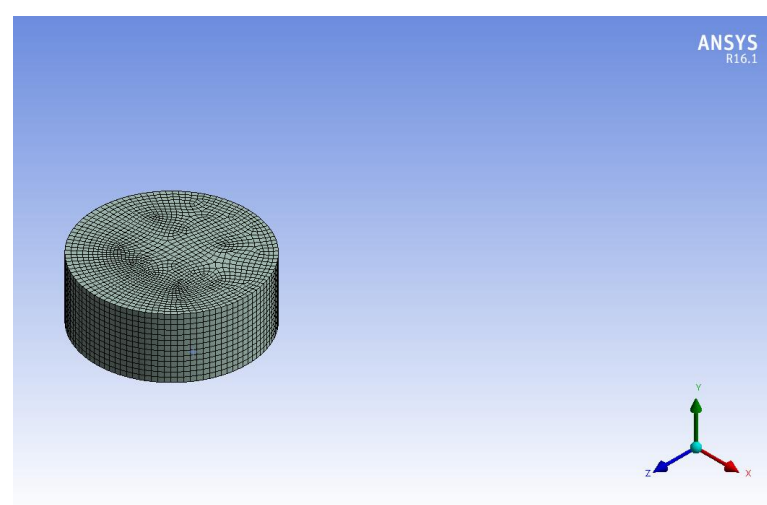


Рис.3.10. Маховик (86255 вузлів, 19916 елементів)

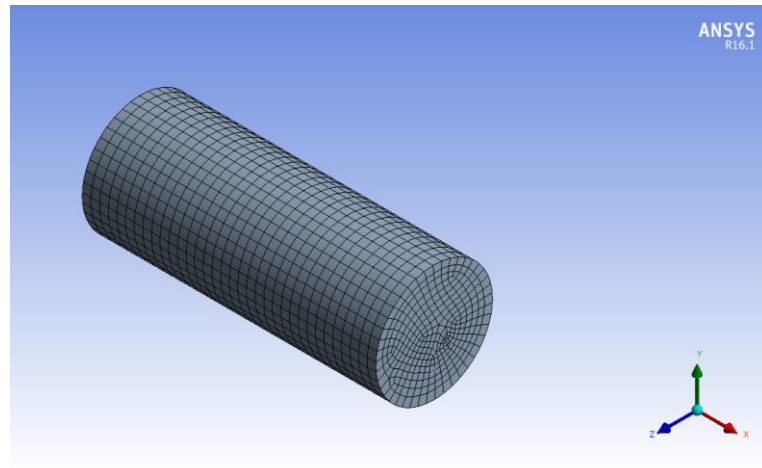


Рис.3.11. Акумулятор (44405 вузлів, 10336 елементів)

Пластинчастий CE SHELL181 (рис.3.12) має чотири вузли з шістьма ступенями свободи в кожному (переміщення в напрямках осей X , Y , Z і кути поворотів навколо цих осей). Елемент характеризується товщиною і фізичними властивостями матеріалу та застосовується для моделювання тонкостінних просторових конструкцій. Також він застосовується для моделювання багатошарових пластин.

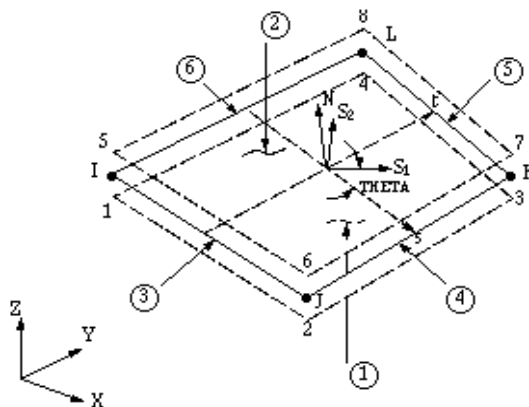


Рис.3.12. 4-х вузловий пластинчастий CE SHELL181

SHELL181 з 4-ма шарами по товщині використовували для апроксимації кріплення модуля системи орієнтації до несучого каркасу і електронних плат (рис.3.13, рис.3.14).

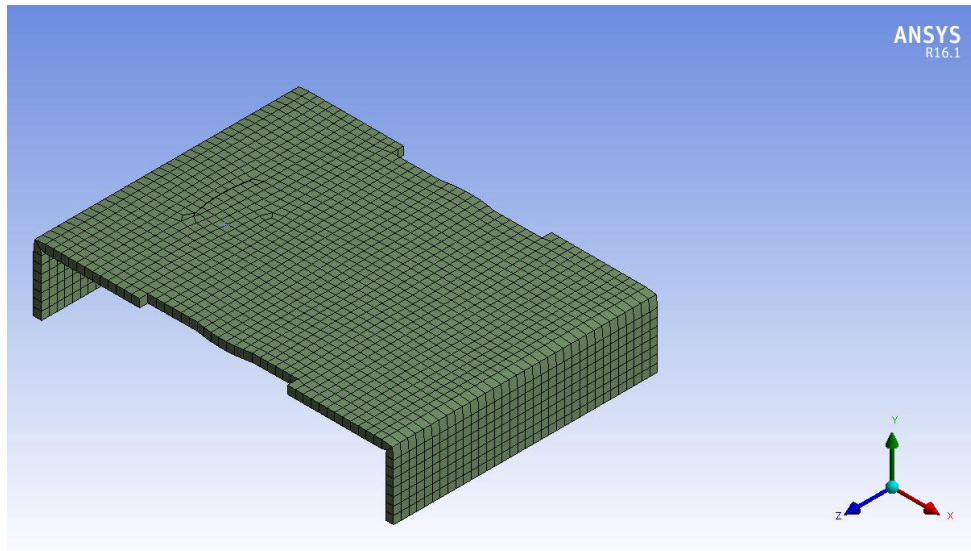


Рис.3.13. Кронштейн системи орієнтації (2150 вузлів;2044 елементів)

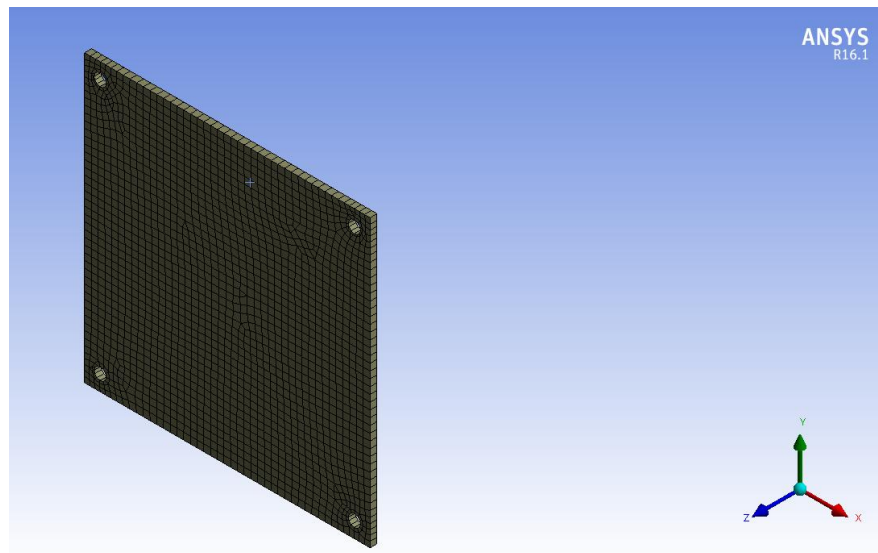


Рис.3.14. Електронна плата (1987 вузлів;1881 елементів)

Двухвузловий балочний SE BEAM 188 використовували для спряження пластинчастих і об'ємних SE.

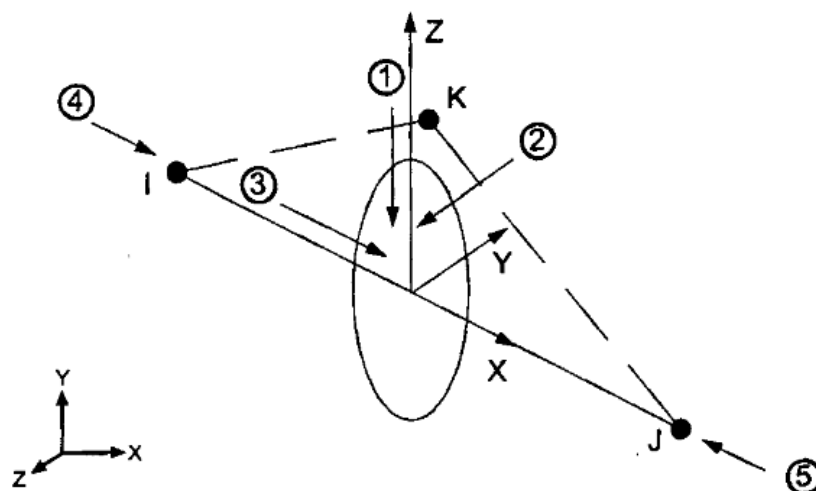
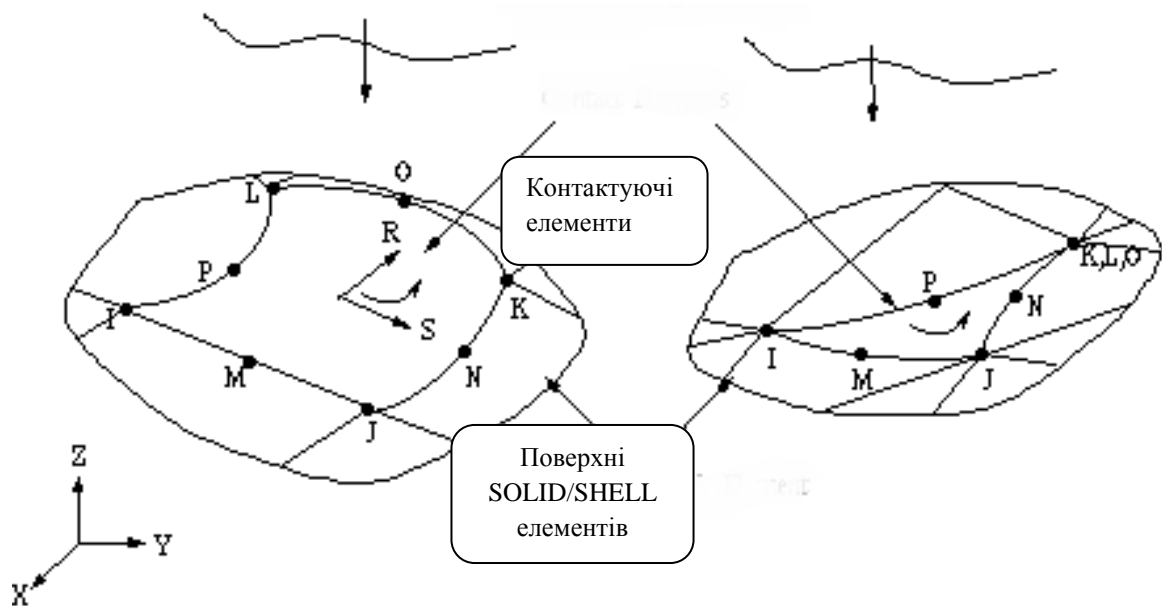


Рис.3.15. Геометрія елементу BEAM 188

СЕ BEAM 188 придатний для моделювання балкових конструкцій, що мають помірно співвідношення довжини і товщини. Елемент побудований на основі балки Тимошенко. BEAM 188 - лінійний (з двома вузлами) просторовий балковий СЕ що має шість ступенів свободи в кожному вузлі. Даний СЕ придатний для розв'язку лінійних і нелінійних задач з урахуванням великих поворотів і (або) великих деформацій. СЕ BEAM188 можуть бути використані як для довгих, так і для коротких балок; підтримує стиснуте крутіння, що породжує в кожному вузлі сьомий ступінь свободи; допускає зміну інерційних властивостей поперечного перерізу у вигляді функції розтягування уздовж осі. За замовчуванням площа поперечного перерізу при деформації змінюється для збереження постійного об'єму елемента.

Контактні елементи CONTA174 і TARGE170 використані для зчленування об'ємних СЕ.



Пов'язані цільові поверхні

Рис.3.16. Місцезположення геометрії та вузлів CONTACT174 3D поверхня-поверхня контактного елемента (8 вузлів)

CONTACT174 і TARGET170 використовується для моделювання контакту і ковзання між 3-D "цільовими" поверхнями і деформованими поверхнями. Цей елемент має три ступені свободи в кожному вузлі, у формі переміщень в вузлових напрямках x , y , z . Цей елемент розташований на поверхні 3-D твердих або оболонкових елементів з серединними вузлами (SOLID92, SOLID95, HYPER158, VISCO89, SHELL91, SHELL93 і SHELL99 і MATRIX50). Він має ті ж геометричні характеристики, що й SOLID (суцільні) чи SHELL (оболонки) поверхні елементів, з яким він з'єднаний (рис.3.16). Контакт відбувається, коли поверхневий елемент проникає в один з елементів цільового сегмента на точно визначеній цільовій поверхні.

3.3 НДС НС PolyItan-2-SAU при дії квазістатичних перевантажень

При розрахунковому дослідженні НДС НС при дії квазістатичних перевантажень розміщення НС в системі виведення враховували за допомогою введення кінематичних обмежень, - вважали нульовими переміщення ($u_x = u_y = u_z = 0$) опорних поверхонь несучого каркаса, за винятком поздовжніх

($u_z \neq 0$) для боковых ребер (рис.2.10). Величина квазистатичних прискорень $a_x = a_y = a_z = 13.0g$. Перевантаження діють окремо по трьом осям X,Y,Z.

Результати розрахунків напруженого стану конструктивних елементів НС при квазистатичному навантаженні наведені на рис.3.17-3.19 та табл.3.5.

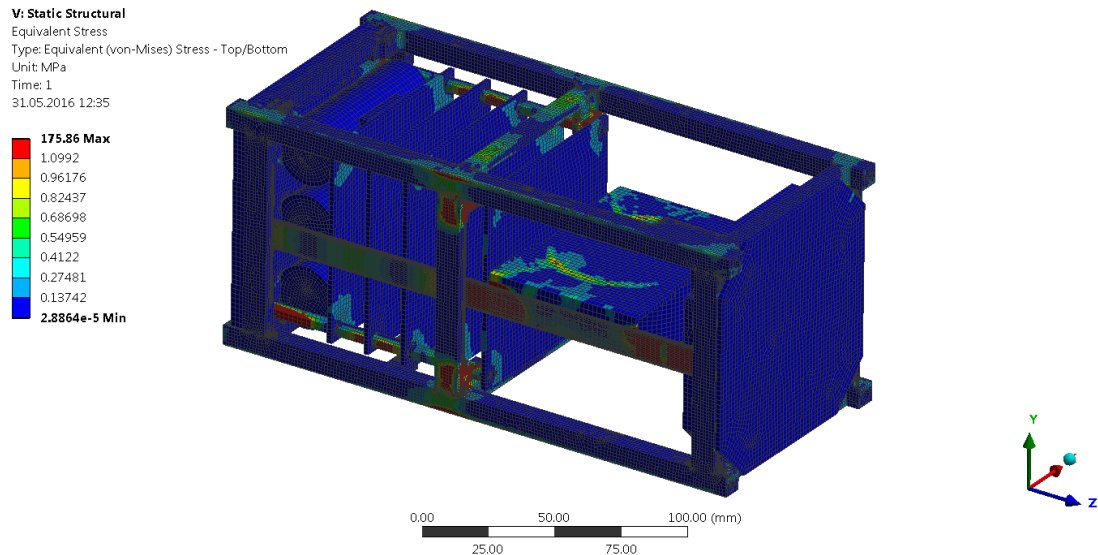


Рис.3.17. Розподіл еквівалентних напружень в конструктивних елементах НС для навантаження по осі X

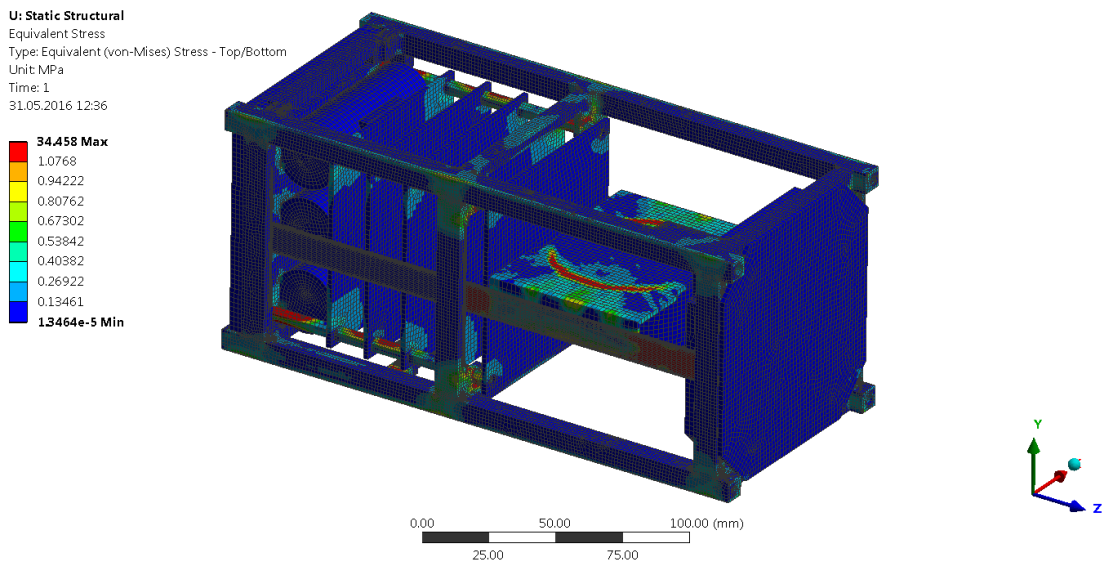


Рис.3.18. Розподіл еквівалентних напружень в конструктивних елементах НС для навантаження по осі Y

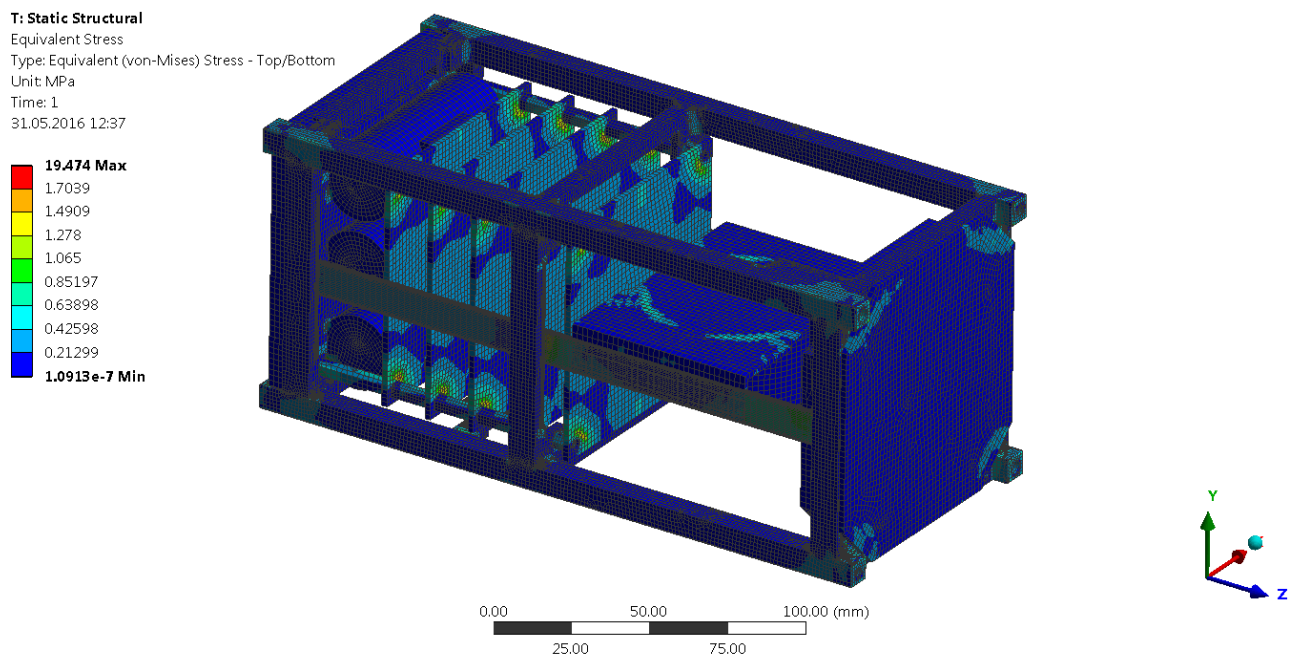


Рис.3.19. Розподіл еквівалентних напружень в конструктивних елементах НС для навантаження по осі Z

Таблиця 3.5.

Величини максимальних еквівалентних напружень для конструктивних елементів НС при дії квазістатичних перевантажень

Елемент конструкції	X	Y	Z
	$\sigma_{\epsilon}^{\text{стат}}, \text{МПа}$		
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

В результаті розрахункового дослідження НДС визначили найбільш навантажені конструктивні елементи НС PolyItan-2-SAU. Встановлено, що найбільші еквівалентні напруження по Мізесу $\sigma_{\epsilon}^{\text{стат}} = 140.7 \text{ МПа}$ виникають при навантаженні НС в напрямку осі X і мають місце в перемичці несучого каркаса (матеріал - Д16) в точках кріплення кронштейна СОС (рис.3.20). У свою чергу, в складальній стійці ЕП (матеріал - Л63) напруження $\sigma_{\epsilon}^{\text{стат}} =$

9.54 МПа реалізуються навантаженні НС в напрямку осі Y в околиці контакту з центральної платою. Для електронних плат ЕП найбільш навантаженою є нижня для якої $\sigma_e^{\text{стат}} = 1.34$ МПа при навантаженні НС в напрямку осі Z в точках контакту зі складальними стійками.

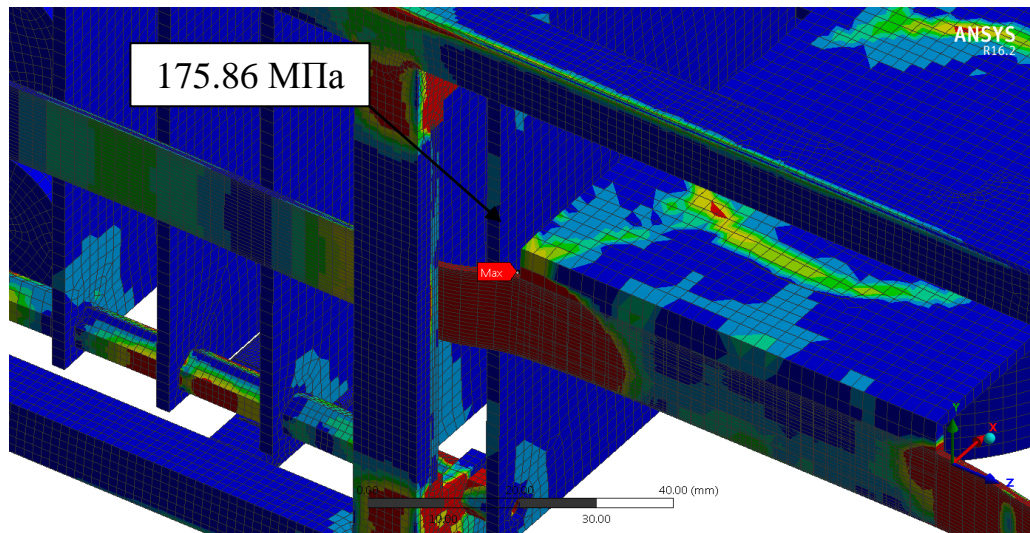


Рис.3.20. Розподіл напружень в перемичці несучого каркаса на ділянці кріплення кронштейна СОС для варіанта навантаження по осі X

Результати розрахунку по визначенню полів переміщень в конструктивних елементах НС наведені на рис.3.21-3.23 та табл.3.6.

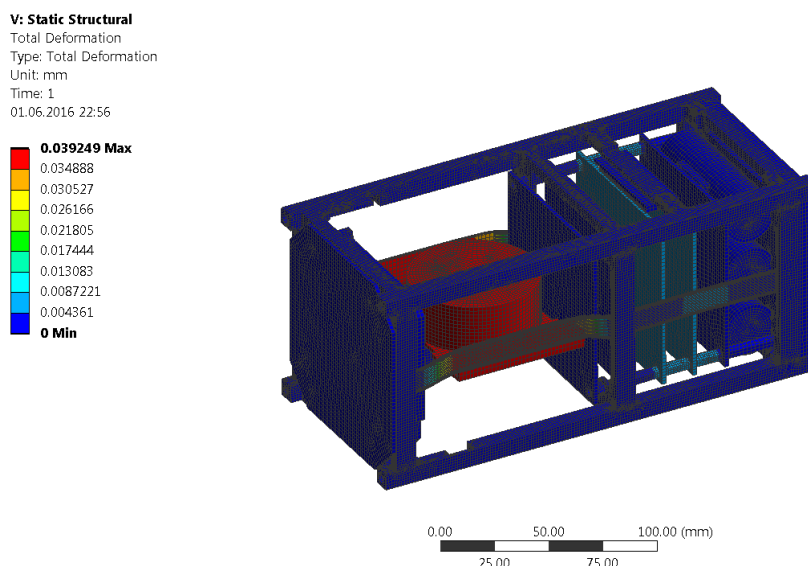
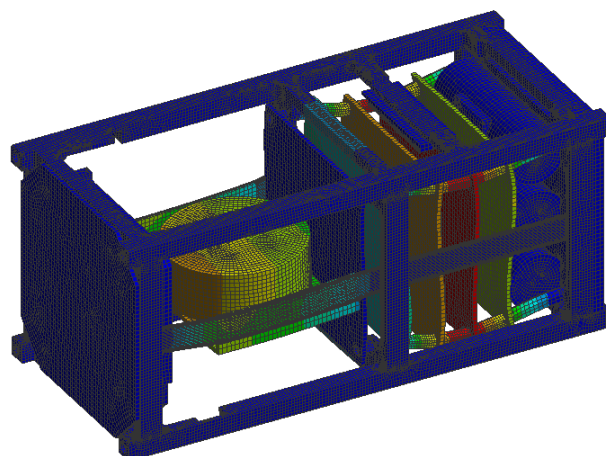


Рис.3.21. Поле переміщень в конструктивних елементах НС для варіанта навантаження по осі X

U: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 01.06.2016 22:56

0.0062201 Max
 0.005529
 0.0048379
 0.0041467
 0.0034556
 0.0027645
 0.0020734
 0.0013822
 0.00069112
0 Min

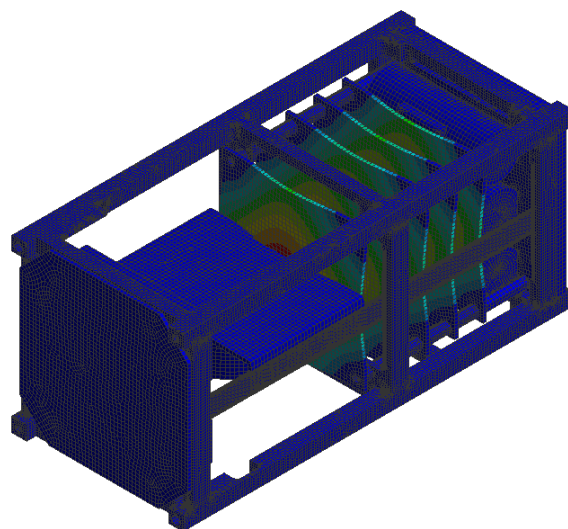


0.00 50.00 100.00 (mm)
 25.00 75.00

Рис.3.22. Поле переміщень в конструктивних елементах для варіанта навантаження по осі Y

T: Static Structural
 Total Deformation
 Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1
 01.06.2016 22:55

0.013351 Max
 0.011867
 0.010384
 0.0089004
 0.007417
 0.0059336
 0.0044502
 0.0029668
 0.0014834
0 Min



0.00 50.00 100.00 (mm)
 25.00 75.00

Рис.3.23. Поле переміщень в конструктивних елементах НС для варіанта навантаження по осі Z

Таблиця 3.6.

Величини максимальних переміщень в елементах НС для розглядаємих варіантів навантаження

Елемент конструкції	X	Y	Z
	Δ^{max} , мм		
Маховик	$2.92 \cdot 10^{-2}$	$5.24 \cdot 10^{-3}$	$1.46 \cdot 10^{-3}$
Тримач акумуляторів	$1.53 \cdot 10^{-4}$	$1.74 \cdot 10^{-4}$	$6.00 \cdot 10^{-4}$
Набірна стійка ЄП	$6.18 \cdot 10^{-3}$	$6.22 \cdot 10^{-3}$	$2.80 \cdot 10^{-4}$
Плата ЄП	$6.17 \cdot 10^{-3}$	$6.21 \cdot 10^{-3}$	$1.34 \cdot 10^{-2}$

Встановлено, що максимальна величина переміщень досягається при навантаженні НС в напрямку осі X має місце для точок маховика модуля СОС (рис.3.24) та становить $\Delta^{max} = 3.92 \cdot 10^{-2}$ мм. При цьому маховик разом з кронштейнами зміщується як тверде тіло через відносно низьку жорсткість перемичок несучого каркаса в поперечному напрямку.

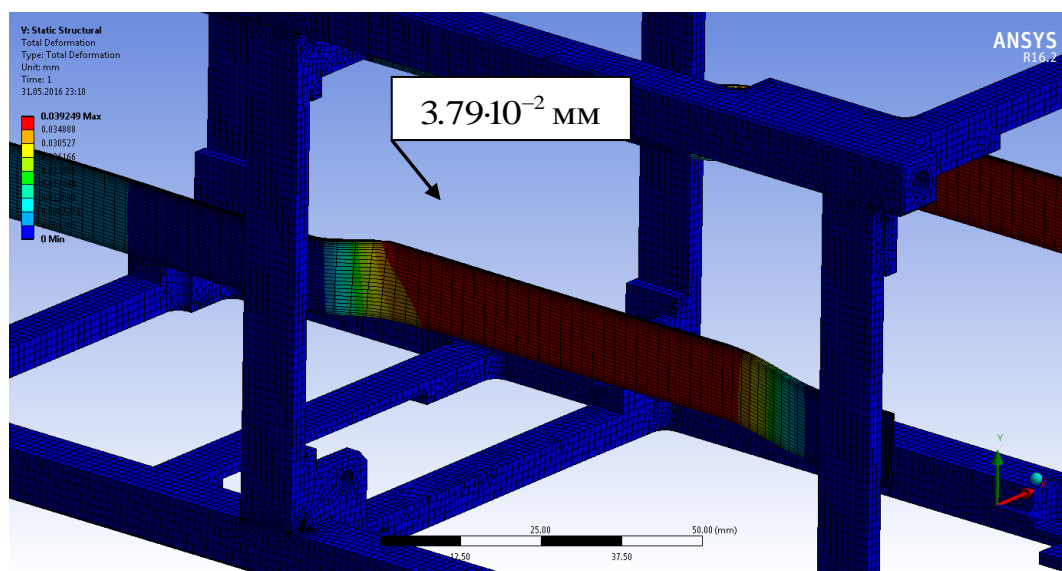


Рис.3.24. Поле переміщень в перемичці несучого каркаса для варіанта навантаження

Дані розрахунків НДС вище зазначених конструктивних елементів НС для інших варіантів навантаження наведені в Додатку 1.

3.4 Аналіз власних частот та форм коливань НС PolyItan-2-SAU

Амплітудно-частотні характеристики НС визначались з урахуванням умов розміщення на етапі виведення. Умови розміщення НС в системі розгорткування враховували в СЕМ заземленням верхніх і нижніх торців каркаса по всім ступенях свободи і звільненням поздовжніх лінійних переміщень на бічних ребрах каркаса (рис.2.10).

Частоти коливань НС і відповідні їм форми, визначені у діапазоні 0-2000 Гц та представлені в табл.3.7 та рис.3.25 – 3.28.

Таблиця 3.7.

Деякі частоти та відповідні форми коливань НС

Номер частоти	Частота, Гц	Номер частоти	Частота, Гц	Номер частоти	Частота, Гц
1	325,06	6	690,51	11	985,88
2	673,92	7	905,11	12	1226,20
3	678,15	8	912,16	13	1226,80
4	678,59	9	948,01	14	1233,80
5	682,07	10	948,35	15	1235,60
16	1236,20	17	1239,30	18	1241,00
19	1241,40	20	1242,60	21	1247,60
22	1257,80	23	1410,90	24	1413,50
25	1417,00	26	1419,30	27	1430,00
28	1763,40	29	2069,80		

У результаті аналізу АЧХ НС на основі запропонованої СЕМ встановлено, що найнижча частота становить 325 Гц. Нижнє граничне значення власної частоти згідно [4] становить 90Гц, тому умова жорсткості НС виконується.

Перша резонансна форма відповідає коливанню електромаховикового двигуна в поперечному напрямку Х (рис.3.25), що свідчить про відносно низьку жорсткість перемичок несучого каркасу.

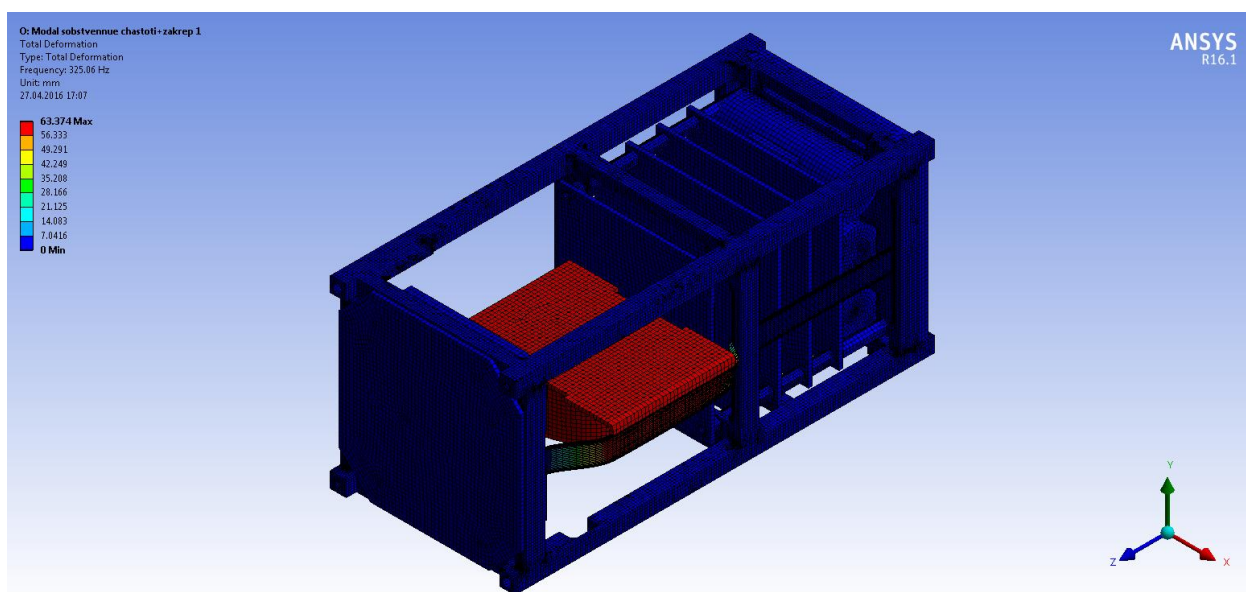


Рис.3.25. 1-ша форма коливань НС ($f=325.06$ Гц)

Другій формі коливань відповідає коливання плати системи електроживлення ЕП (рис.3.26.).

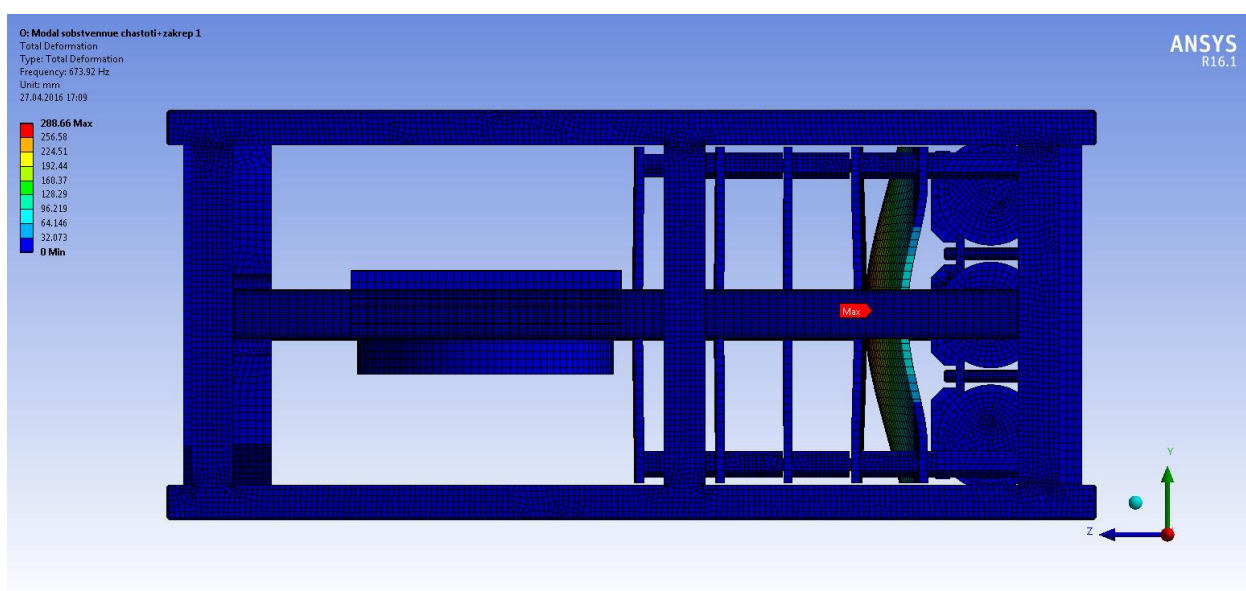


Рис.3.26. 2-а форма коливань НС ($f=673.92$ Гц)

3-тя форма коливань відповідає коливанню верхньої плати управління модуля СОС та плати бортової цифрової обчислювальної машини ЕП (рис.3.27).

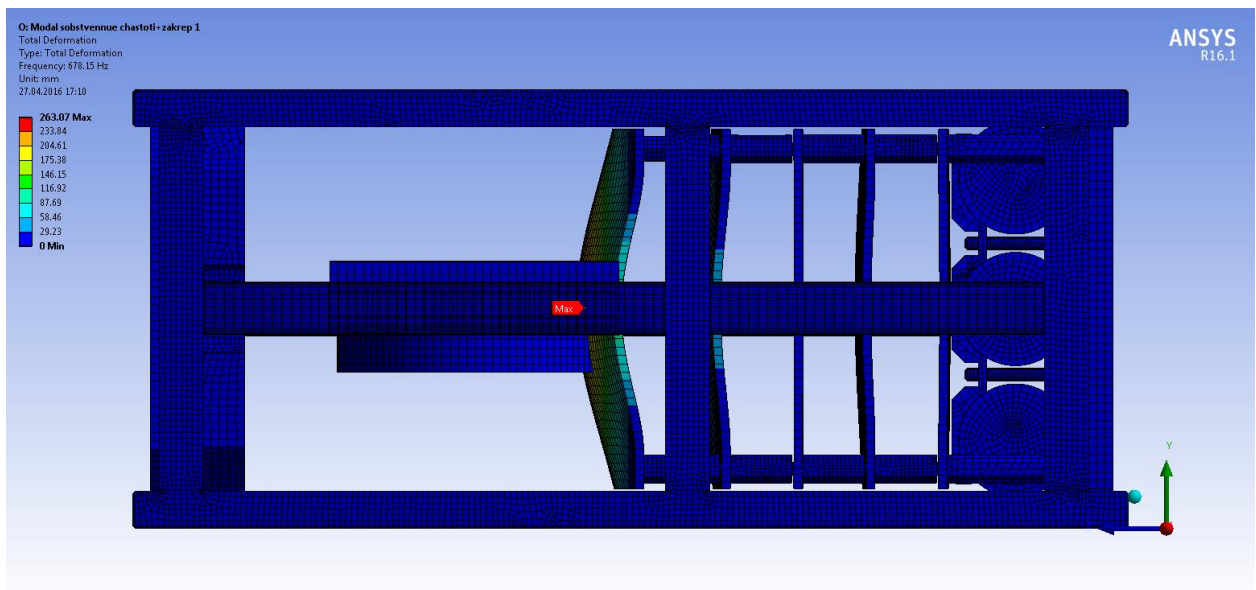


Рис.3.27. 3-я форма коливань ЕП НС ($f=678.15\text{Гц}$)

4-та форма коливань відповідає коливанню трьох верхніх плат: плати управління модуля СОС, бортової цифрової обчислювальної машини та радіолінії ЕП (рис.3.28).

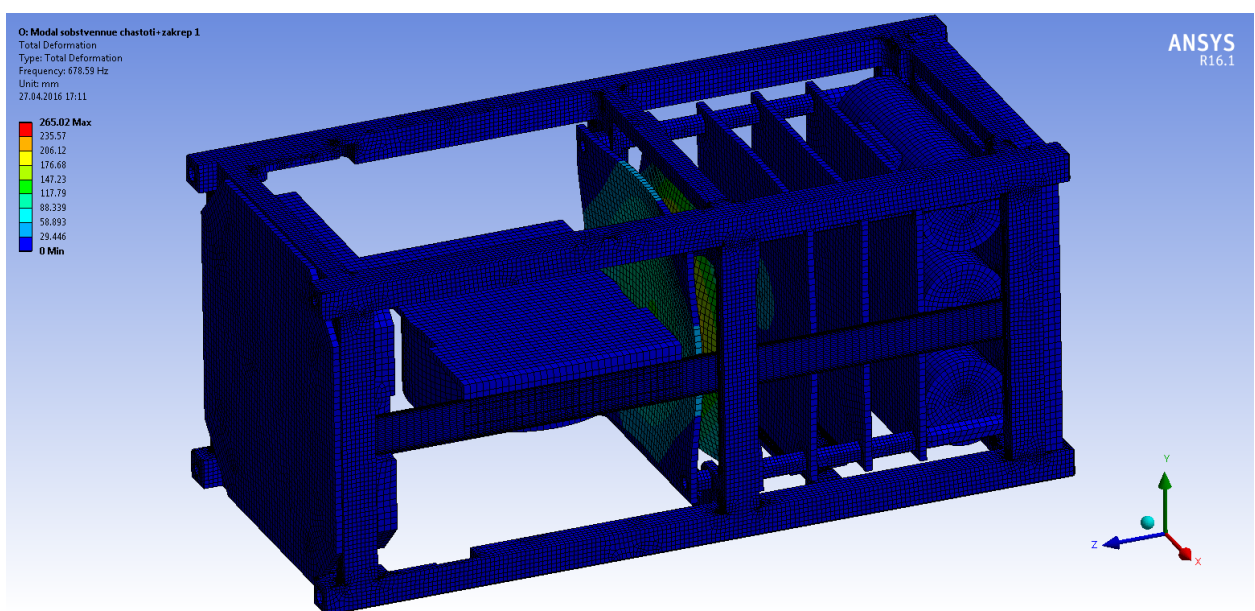


Рис.3.28. 4-а форма коливань ЕП НС ($f=678.59\text{ Гц}$)

3.5 НДС НС PolyItan-2-SAU при дії гармонічних вібрацій

Розміщення НС в системі виведення враховували за допомогою введення кінематичних обмежень, - вважали нульовими переміщення ($u_x = u_y = u_z = 0$) опорних поверхонь несучого каркаса, за винятком поздовжніх ($u_z \neq 0$) для бокових ребер (рис.2.10). Гармонічні вібрації задавались полем сил інерції. Характеристики навантаження приведені в табл.2.4. При проведенні розрахунків був прийнятий загальний для всієї конструкції коефіцієнт демпфування рівний 0.02. Гармонічні вібрації діють окремо по трьом осям X,Y,Z.

В результаті моделювання встановлено розподіл еквівалентних напружень по Мізесу при дії гармонічних вібрацій (рис.3.29-3.34). Зона найбільшої змінності 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 осі X. Для інших випадків навантаження величини еквівалентних напружень значно менші.

Низький рівень напружень пов'язаний з тим, що для даної СЕМ найнижча власна частота коливань становить 325 Гц (табл.3.7). В зв'язку з цим, при навантаженні НС гармонічними вібраціями (5-125 Гц) резонанси відсутні.

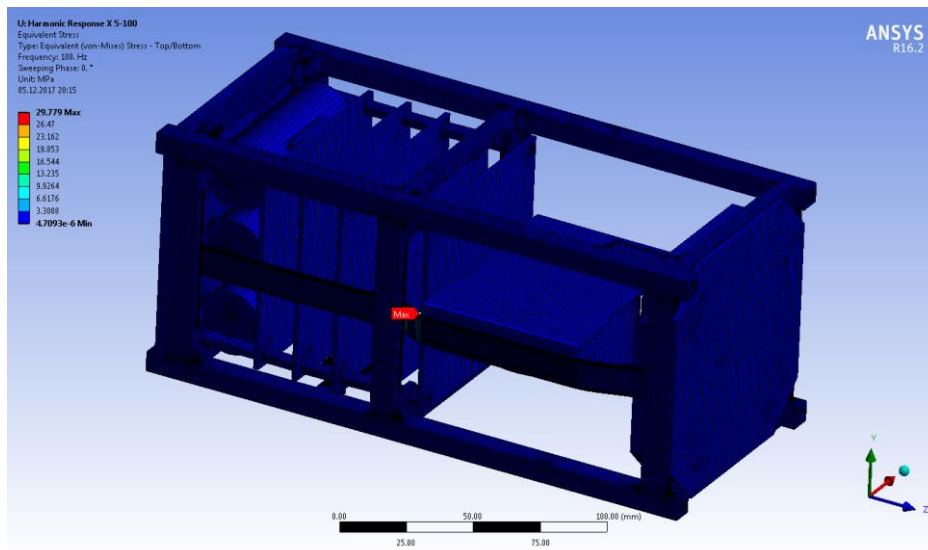


Рис.3.29. Розподіл еквівалентних напружень від дії гармонічних (0-100 Гц) вібрацій по вісі X (макс 29.78 МПа)

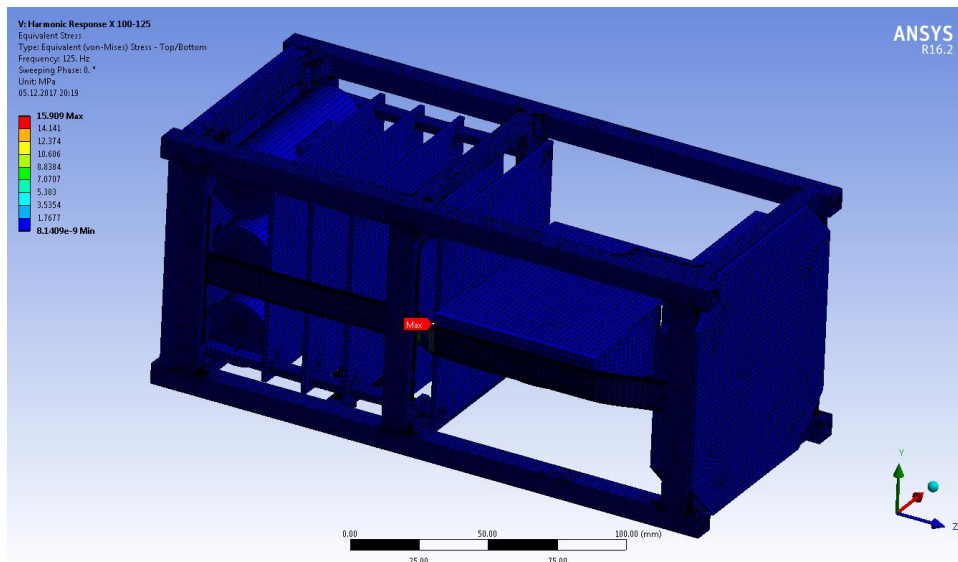


Рис.3.30. Розподіл еквівалентних напружень від дії гармонічних (100-125 Гц) вібрацій по вісі X (макс 15.91 МПа)

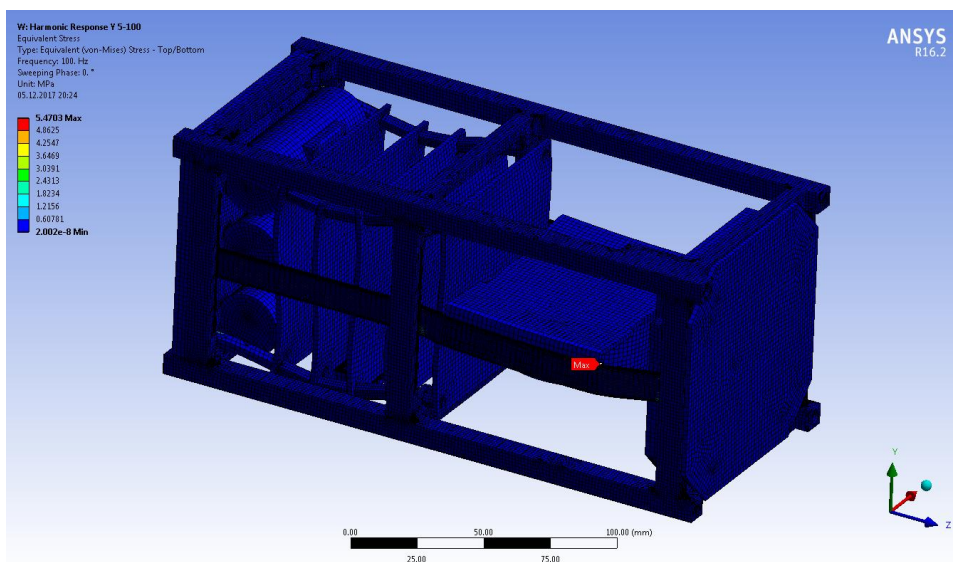


Рис.3.31. Розподіл еквівалентних напружень від дії гармонічних (0-100 Гц) вібрацій по вісі Y (макс 5.47 МПа)

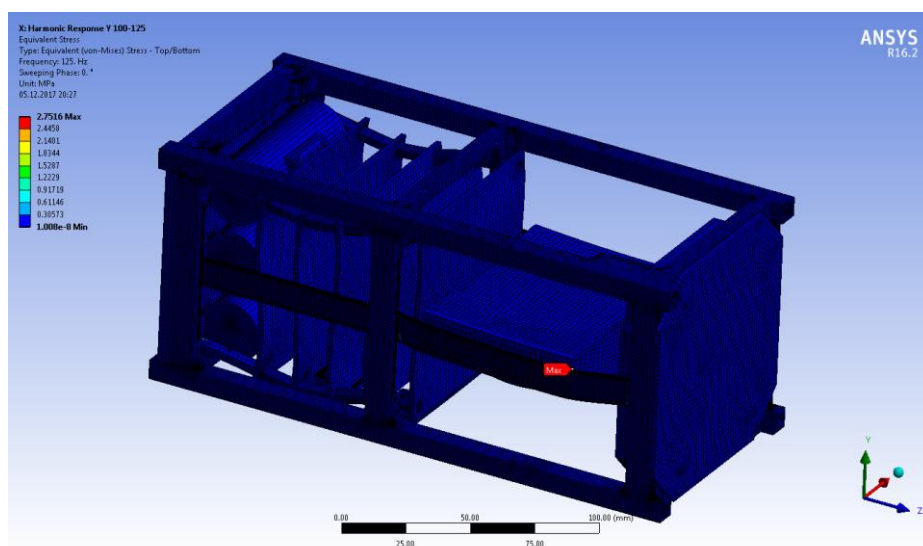


Рис.3.32. Розподіл еквівалентних напружень від дії гармонічних (0-100 Гц) вібрацій по вісі Y (макс 2.75 МПа)

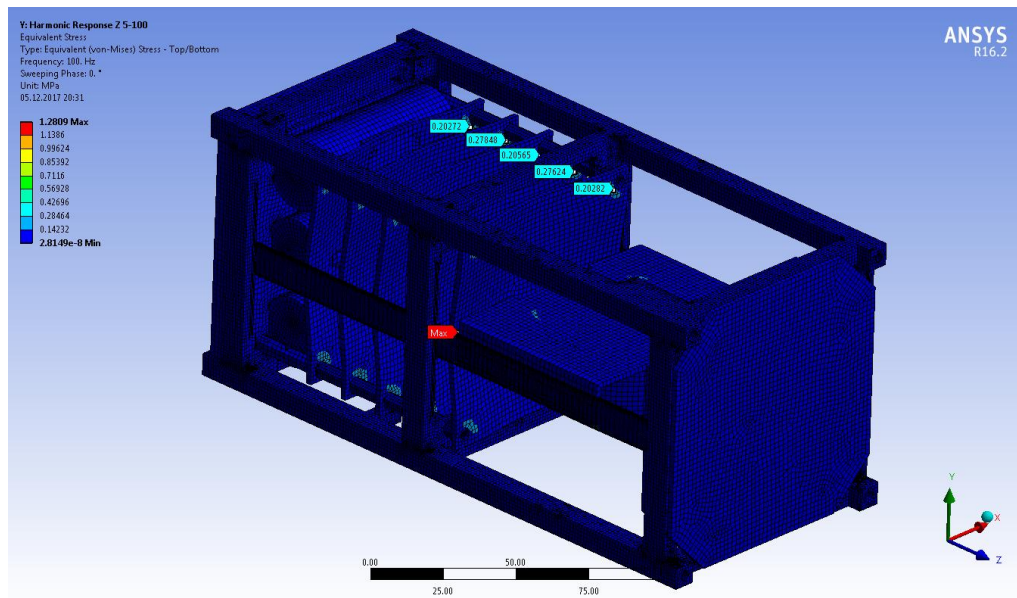


Рис.3.33. Розподіл еквівалентних напружень від дії гармонічних (0-100 Гц) вібрацій по вісі Z (макс 1.28 МПа)

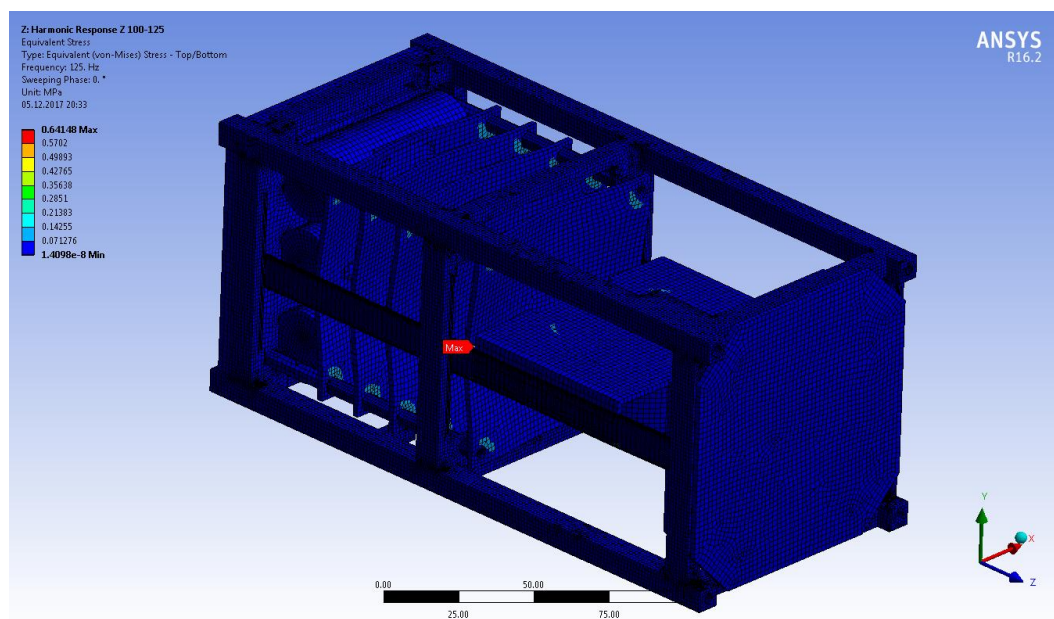


Рис.3.34. Розподіл еквівалентних напружень від дії гармонічних (100-125 Гц) вібрацій по вісі Z (макс 0.64 МПа)

3.6 НДС НС PolyItan-2-SAU при дії випадкових вібрацій

Визначення стохастичних характеристик НДС НС виконувалось з використанням навантаження з табл.2.5. Випадкові вібрації прикладались до опорних несучих поверхонь силового каркасу НС (рис.2.10). При проведенні розрахунків був прийнятий загальний для всієї конструкції коефіцієнт

демпфування рівний 0.02. Випадкові вібрації діють окремо по трьом осям X,Y,Z.

В результаті розрахункових досліджень отримані розподіли СКЗ еквівалентних напружень рівня 3σ для трьох варіантів навантажень приведені на рис.3.35 – 3.39 і табл. 3.8.

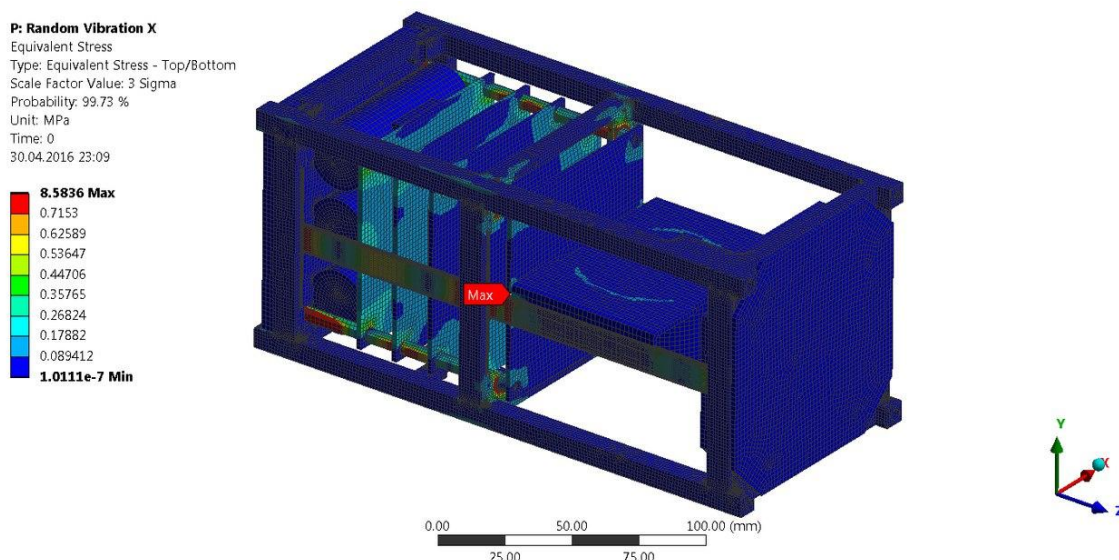


Рис.3.35. Розподіл СКЗ напружень рівня 3σ від дії випадкових вібрацій відносно вісі X

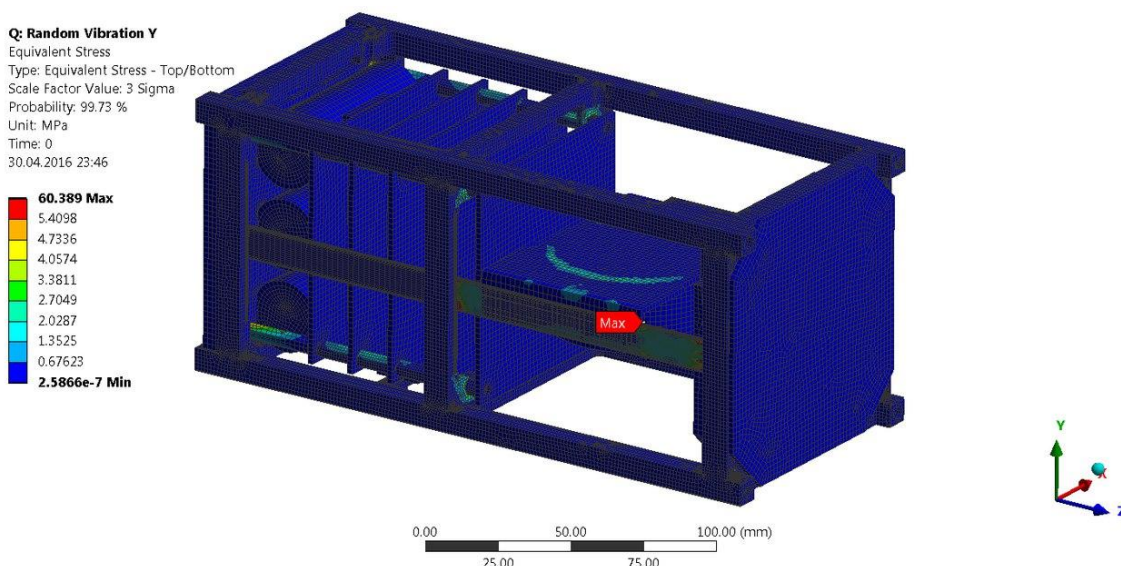


Рис.3.36. Розподіл СКЗ напружень рівня 3σ від дії випадкових вібрацій відносно вісі Y

R: Random Vibration Z
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent Stress - Top/Bottom
 Scale Factor Value: 3 Sigma
 Probability: 99.73 %
 Unit: MPa
 Time: 0
 30.04.2016 23:48

59.483 Max
 11.029
 9.6506
 8.2719
 6.8933
 5.5146
 4.136
 2.7573
 1.3787
 1.0009e-6 Min

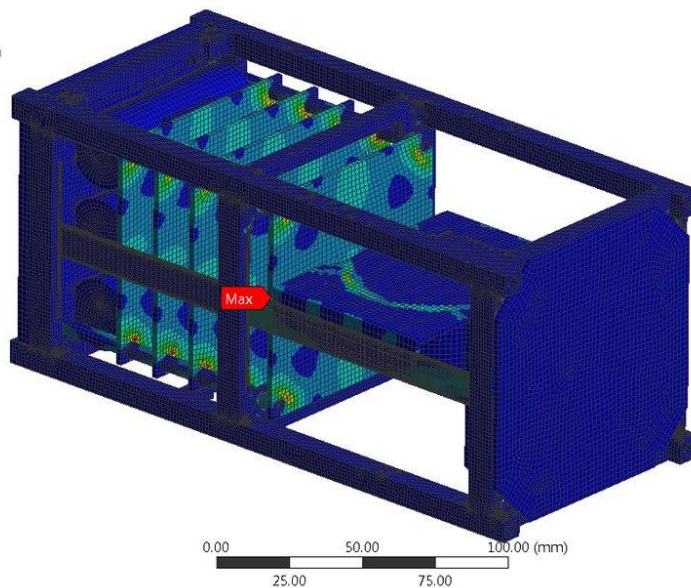
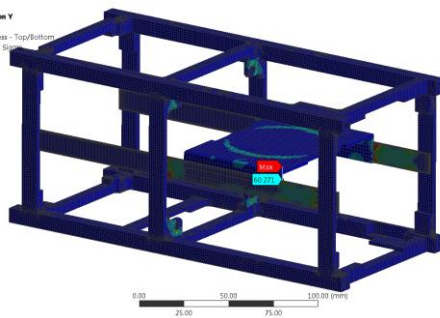


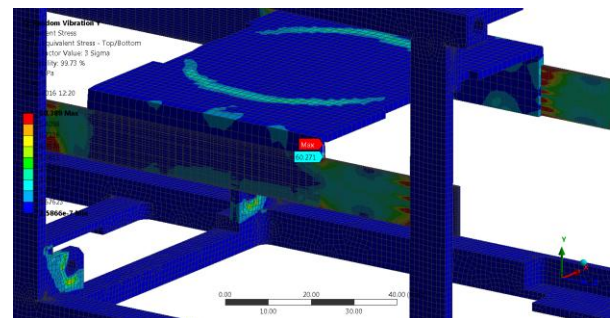
Рис.3.37. Розподіл СКЗ напружень рівня 3σ від дії випадкових вібрацій відносно вісі Z

Q: Random Vibration Y
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent Stress - Top/Bottom
 Scale Factor Value: 3 Sigma
 Probability: 99.73 %
 Unit: MPa
 Time: 0
 24.05.2016 12:30

60.389 Max
 1.4038
 4.7736
 4.0574
 3.3811
 2.7049
 2.0387
 1.3525
 0.67623
 2.5806e-7 Min



а

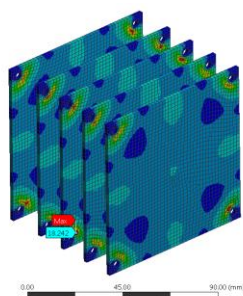


б

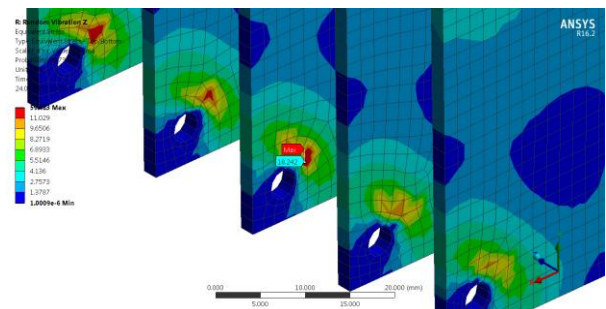
Рис.3.38. Розподіл СКЗ напружень рівня 3σ при дії випадкових вібрацій відносно вісі Y в несучому каркасі – а; максимальне СКЗ напружень в несучому каркасі – б

R: Random Vibration Z
 Equivalent Stress
 Type: Equivalent Stress - Top/Bottom
 Scale Factor Value: 3 Sigma
 Probability: 99.73 %
 Unit: MPa
 Time: 0
 24.05.2016 23:23

59.483 Max
 11.029
 9.6506
 8.2719
 6.8933
 5.5146
 4.136
 2.7573
 1.3787
 1.0009e-6 Min



а



б

Рис.3.39. Розподіл СКЗ напружень рівня 3σ при дії випадкових вібрацій відносно вісі Z в платах ЕП – а; максимальне СКЗ напружень в платах ЕП – б

Табл.3.8.

Максимальні СКЗ еквівалентних по Мізесу напружень рівня 3σ в елементах НС

Елемент конструкції	X	Y	Z
	$\sigma_e^{вин}$, МПа		
Перемичка несучого каркасу	8.58	60.39	59.48
Тримач акумулятора	0.04	0.19	2.62
Набірна стійка ЕП	7.89	14.66	24.36
Плата ЕП	0.66	0.82	18.24

Зона найбільшої змінності СКЗ напружень знаходиться на перемичці несучого каркасу поблизу кріплення кронштейнів модуля СОС (рис.3.32) у випадку навантаження відносно осі Y. Максимальне СКЗ напружень у платах ЕП досягається біля місця кріплення плат до наборної стойки ЕП (рис.3.33) для навантаження відносно осі Z.

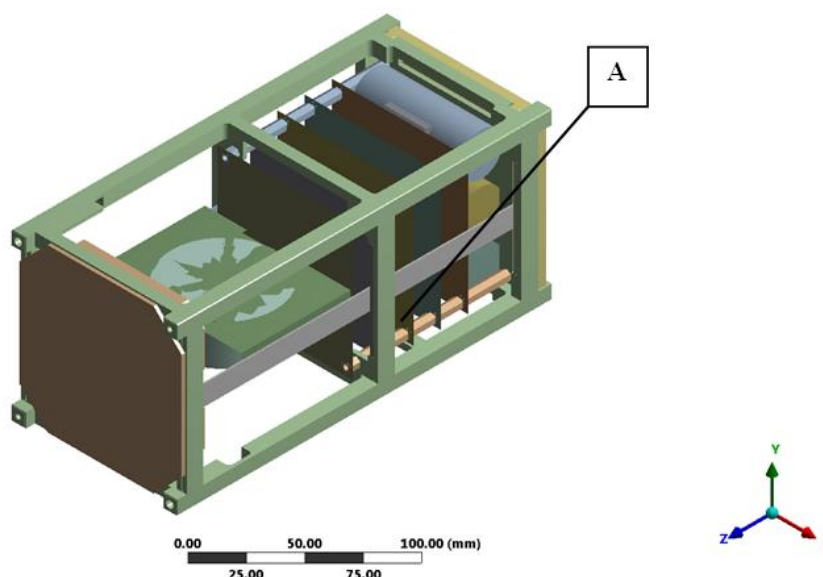


Рис.3.40. Точка максимального СКЗ напружень в платі ЕП

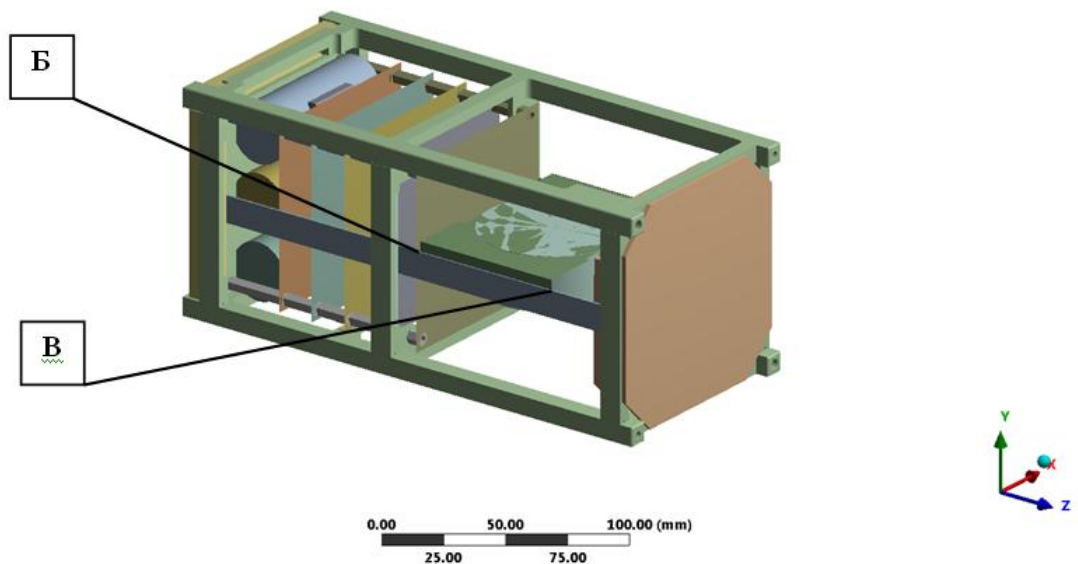


Рис.3.41. Точки максимальних СКЗ напружень в несучому каркасі

Результати аналізу по визначенню стохастичних характеристик НДС в конструкційних елементах НС наведені в Додатку 1.

3.7 Аналіз міцності конструкційних елементів НС PolyItan-2-SAU

Як зазначалось в п 1.1.2, етап виведення є найскладнішим для конструкції НС з точки зору міцності в зв'язку з екстремальними навантаження, що змінюються під час польоту РН. Квазістатичні перевантаження, гармонічні та випадкові вібрації досягають найбільших величин на атмосферній ділянці польоту та діють одночасно. Це враховується комбінуванням статичних та динамічних навантажень. В [2] передбачено 2 способа комбінування: лінійний та квадратичний. Під комбінування розуміється додавання максимальних значень напружень.

Ударні навантаження розглядаються окремо та не потребують комбінування з іншими типами впливів.

Сучасна ідеологія проектування КА [2] передбачає застосування підходу “експлуатаційних та розрахункових навантажень” при експериментальному відпрацюванні та розрахунковому аналізі міцності НС. Експлуатаційними навантаженнями називають максимальні діючі навантаження на КА в процесі

транспортування, виведення та експлуатації. Розрахункові навантаження визначаються множенням експлуатаційних на відповідний коефіцієнт безпеки [2].

Коефіцієнти безпеки розраховані згідно [ECSS Save factors] для експлуатаційних та розрахункових навантажень та наведені в табл.3.9.

Таблиця 3.9

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 аналізі електронних плат ЕП, також додатково враховували коефіцієнт перевантаження $k = 1.25$ [35].

При міцністному аналізі конструктивних елементів НС застосовували лінійне комбінування навантажень в зв'язку з більшими вихідними величинами еквівалентних напружень по відношенню до квадратичного комбінування. Комбінації навантажень та формули розрахунку сумарних напружень наведені в табл.3.10.

Таблиця 3.10

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 $\sigma_{1_e}^{stat}$, σ_e^{zap} , σ_e^{vib} – відповідно напруження при квазістатичних перевантаженнях, гармонічних та випадкових вібраціях.

Умови міцності НС встановлені [QB50]:

1. Відсутність пластичних деформацій при дії експлуатаційних навантажень;
2. Відсутність руйнувань в конструктивних елементах НС при дії розрахункових навантажень.

Відповідні коефіцієнти запасів міцності для кожного розрахункового випадку наведені в табл.3.11.

Таблиця 3.11

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

Розрахунковий випадок	Коефіцієнт запасу міцності при експлуатаційних навантаженнях, η_T	Коефіцієнт запасу міцності при розрахункових навантаженнях, η_B
1	$\frac{\sigma_m}{\sigma_{1_e}^{стат} * f_{стат}^T}$	$\frac{\sigma_\phi}{\sigma_{1_e}^{стат} * f_{стат}^B}$
2	$\frac{\sigma_m}{\sigma_e^{стат} f_{стат}^T + \sigma_e^{зар} f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_\phi}{\sigma_e^{стат} f_{стат}^B + \sigma_e^{зар} f_{дин}^B}$
3	$\frac{\sigma_m}{\sigma_e^{стат} f_{стат}^T + \sigma_e^{вип} f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_\phi}{\sigma_e^{стат} f_{стат}^B + \sigma_e^{вип} f_{дин}^B}$
4	$\frac{\sigma_m}{\sigma_{4_e}^{сум} * f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_\phi}{\sigma_{4_e}^{сум} * f_{дин}^B}$
5	$\frac{\sigma_m}{\sigma_e^{стат} f_{стат}^T + \sigma_e^{зар} f_{дин}^T + \sigma_e^{вип} f_{дин}^T}$	$\frac{\sigma_\phi}{\sigma_e^{стат} f_{стат}^B + \sigma_e^{зар} f_{дин}^B + \sigma_e^{вип} f_{дин}^B}$

Примітка: Для елементів, виконаних із анізотропних матеріалів додатково враховується коефіцієнт безпеки $k = 1.25$, який є множником до інших коефіцієнтів.

Максимальні сумарні еквівалентні напруження, що відповідають розрахунковим випадкам (табл.3.11) та відповідні їм коефіцієнти запасів міцності приведені в табл.3.12.

Таблиця 3.12

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

Розрахунковий випадок	Напруження, МПа	η_T	η_B
1	140.70	1.53	1.74
2	170.48	1.19	1.69
3	149.28	1.42	1.62
4	128.45	1.22	1.58
5	179.06	1.12	1.30

Аналіз міцності показав, що найбільш небезпечним є розрахунковий випадок №5 в напрямку дії навантаження по осі X. Для нього коефіцієнт запасу міцності рівний $\eta_B = 1.12$. Найбільш небезпечним місцем є зона кріплення кронштейнів СОС до перемичок несучого каркасу, максимальні напруження становлять 179.06 МПа. Для плат ЕП критичним є розрахунковий випадок №4 при навантаженні по осі Z. Для нього максимальні напруження (19.6 МПа) досягаються біля місця кріплення 3-ої плати ЕП до набірної стійки.

В результаті міцнісного аналізу встановлено, що міцність НС PolyItan-2-SAU на етапі виведення забезпечується.

Висновки за розділом 3

1. Вперше створена динамічна дискретна імітаційна модель НС PolyItan-2-SAU.
2. Вперше отримані закономірності розподілу напружень в елементах конструкції НС при дії навантажень, що відповідають етапу виведення.
3. Визначені найбільш небезпечні місця конструкції. Проведено аналіз міцності НС по експлуатаційним і розрахунковим навантаженням. Дані консервативні оцінки міцності.

4. Досліджено власні частоти коливань конструктивних елементів НС. Встановлено, що мінімальна власна частота коливань складає ж 325 Гц.
5. Встановлено, що для даної конструкції НС гармонічні вібрації не вносять суттєвого внеску в напружений стан, оскільки в полосі дії гармонічних вібрацій відсутні резонанси.
6. Встановлено, що міцність НС на етапі виведення забезпечується. Мінімальний коефіцієнт запасу міцності складає $\eta_T = 1.12$ і відповідає розрахунковому випадку №5 при дії експлуатаційних навантажень. При цьому, найбільш критичним з точки зору міцності є перемична несучого каркасу біля місця кріплення кронштейну СОС.

4 ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ ТА ВЕРИФІКАЦІЯ СЕМ НС POLYTAN-2-SAU

Експериментальна відпрацювання, будучи природним продовженням проектування апарату, завершує процес створення КА. Однак воно є не тільки кінцевою ланкою, але і найтіснішим чином переплітається з іншими етапами проектування КА. Метою експериментального відпрацювання КА є доведення КА в цілому, а також його блоків і агрегатів до стану, що повністю задовольняє вимогам технічного завдання.

Об'єктами досліджень випробувань є макет дослідного зразка, дослідний зразок і промисловий зразок. Що стосується контрольно - технологічних (приймальних) випробувань, то вони являють собою перевірку штатного виробу на відсутність виробничих дефектів. Програма цих випробувань включає функціональні випробування і випробування окремих фрагментів виробу на вплив експлуатаційних умов перед їх монтажем, а також комплексні випробування систем і підсистем після монтажу.

Основні завдання, які необхідно вирішити для досягнення мети випробувань складної технічної системи [1] це:

- Оцінка правильності основних конструктивних і схемних рішень, покладених в основу проекту КА, коригування їх в процесі відпрацювання.
- Перевірка і відпрацювання функціонування агрегатів КА, окремих конструктивних вузлів і приладів в експлуатаційних умовах і відпрацювання їх взаємодії в загальній конструктивній схемі.
- Визначення льотно-технічних характеристик КА в повному діапазоні умов його застосування.
- Відпрацювання технології експлуатації КА.

Однією із частин експериментального дослідження працездатності КА є дослідження віброміцності КА [куча ГОСТов всех стран] на етапах транспортування, виведення та орбітальної експлуатації. В даній роботі розглядається лише етап виведення.

Проведення механічних випробувань необхідні для:

- перевірки механічних та електричних з'єднань елементів конструкції космічних апаратів;
- визначення відгуку конструкції на зовнішні навантаження (наприклад випадкові вібрації) та перевірки розрахункових методик;
- захисту від непередбачених явищ (наприклад, параметричної нестабільності резервуарів високого тиску);
- визначення динамічного внесоку у проектні інерційні навантаження.

Основні типи механічних випробувань КА наведені в табл.4.1.

Табл.4.1.

Аналіз і типи випробувань, що використовуються для верифікації НС

Навантаження	Тип аналізу	Тип експерименту
Статичне & квазістатичне	Статичний аналіз	Статичні випробування Гармонічні вібрації
Перехідні процеси в низькочастотному діапазоні	Аналіз перехідних процесів Аналіз частотного відгуку	Гармонічні вібрації
Квазігармонічне навантаження в низькочастотному діапазоні	Аналіз частотного відгуку Аналіз перехідних процесів	Гармонічні вібрації
Вібрації широкосмугового діапазону (випадкова та акустична)	Аналіз випадкових вібрацій Віброакустичний аналіз	Випадкові вібрації Акустичний шум
Імпульсне навантаження	Аналіз перехідних процесів	Ударний тест
Тиск	Статичний аналіз Термофункціональний аналіз	Статичні випробування Термофункціональні випробування
Температура	Термопружний аналіз	Температурні випробування

4.1. Постановка експериментального дослідження

В зв'язку з відсутністю експериментальної бази для проведення дослідів на квазістатичне та імпульсне навантаження було вирішено, та погоджено з замовником, підтвердити міцність НС лише за допомогою МСЕ.

Програма випробувань НС має наступний вид:

- Визначення власних частот коливань
- Гармонічні вібрації
- Випадкові вібрації
- Визначення власних частот коливань

Параметри навантажень для випробувань приведені в табл.4.2 -4.4

З метою визначення резонансних частот НС і його комплектуючих, а також для підтвердження неруйнування конструкції в процесі віброміцністних випробувань (за критерієм відсутності зсуву резонансних частот), до і після проведення віброміцністних випробувань по кожній з осей виробу проводять вібраційне навантаження гармонічними вібраціями малого рівня (табл.4.1).

Таблиця 4.2.

Визначення власних частот коливань

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

Таблиця 4.3.

Параметри гармонічних вібрацій

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

Таблиця 4.4

Параметри випадкових вібрацій

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

Примітка: * - СКЗ - середньоквадратична величина прискорень

Обладнання, що використовувалось при проведенні випробувань наведено в табл.4.5.

Таблиця 4.5

Список використаного обладнання

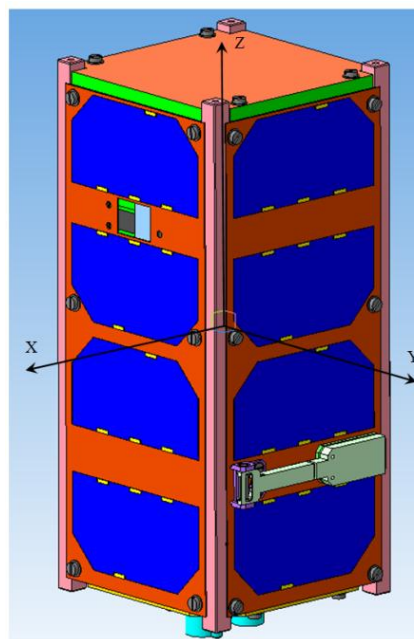
№	Назва	Модель	Номер
	Електродинамічний вібраційний стіл	V850	2.31.1.3
	Акселерометр	DeltaTron 4533-B	-
	Вібраційний контролер	Bruel and Kjaer - 7542	-
	Термогідрометр	Testo 608-H1	511.8

Під час проведення випробувань НС PolyItan-2-SAU (рис. 4.1б) розміщений в транспортувальному контейнері (ТК) (рис. 1а). ТК має розміри 125 × 125 × 240 мм і масу 1.8 кг. Загальна маса НС та ТК складає 3,6 кг.

Елементи НС, що розкриваються (антена, штанга магнітометра) знаходиться в транспортному положенні.



а



б

Рис.4.1. Транспортувальний контейнер – а, геометрична модель НС PolyItan-2-SAU та головна центральна система координат (ГЦС) - б



Рис.4.2. НС PolyItan-2, що розміщений на вібростенді

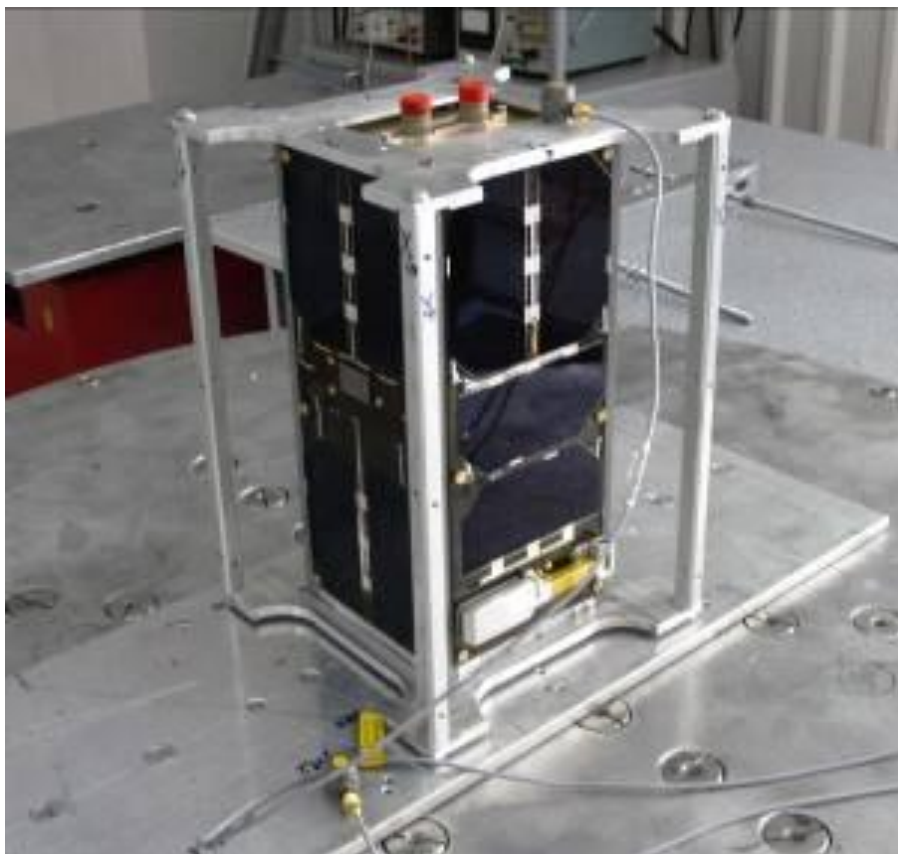


Рис.4.3. Визначення власних частот коливань НС PolyItan-2 відносно вісі Z
Місця розташування акселерометрів наведені в табл.6 та рис.4.4-4.8.

Таблиця 4.6.

Місця розташування акселерометрів

Випробування	Акселерометр		
	1	2	3
Визначення власних частот коливань			
вісь X	вібростенд	панель X+ верх	ТК верх
вісь Y	вібростенд	панель Y+ верх	ТК верх
вісь Z	вібростенд	фіпекс	-
Гармонічні вібрації			
вісь x	вібростенд	панель X- (середина)	ТК верх
вісь Y	вібростенд	панель Y+ верх	кронштейн маховика
вісь Z	вібростенд	фіпекс	-
Випадкові вібрації			
вісь x	вібростенд	панель X+ (середина)	кронштейн маховика
вісь Y	вібростенд	панель Y+ (середина)	кронштейн маховика
вісь Z	вібростенд	фіпекс	-

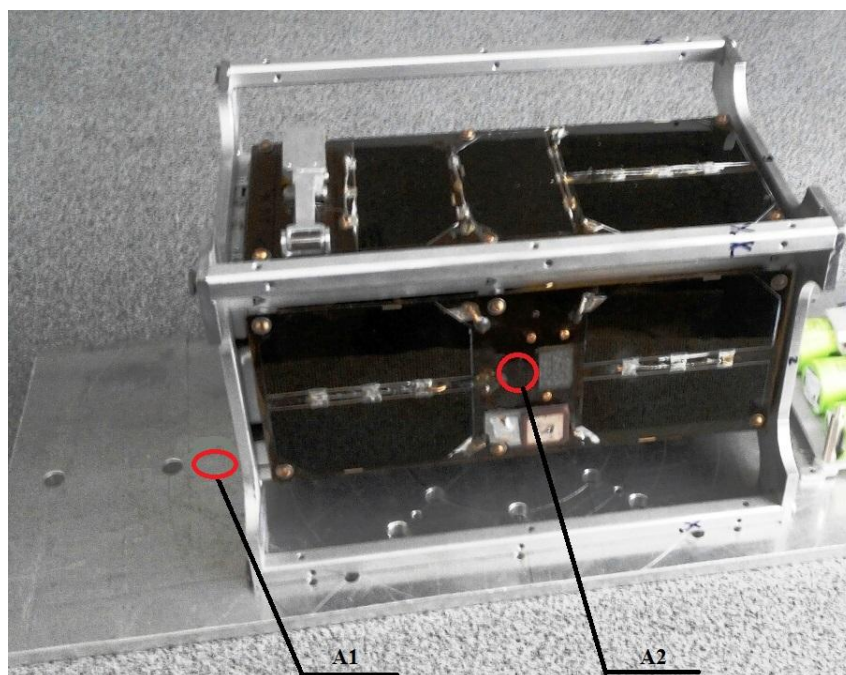


Рис.4.4. Розташування 1-го та 2-го акселерометрів при випробуваннях на гармонічні вібрації по вісі X

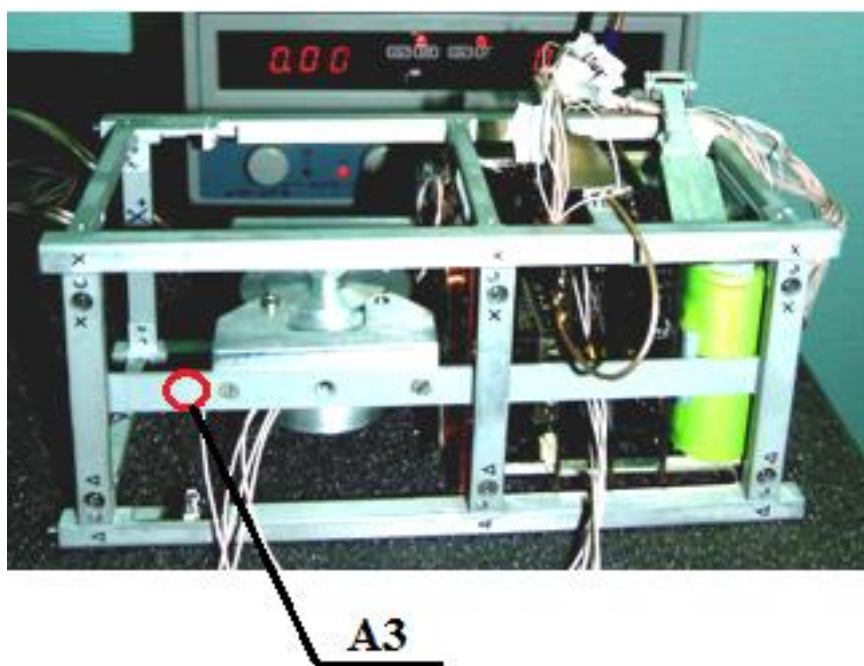


Рис.4.5. Розташування 3-го акселерометра при випробуваннях на випадкові вібрації по вісі X

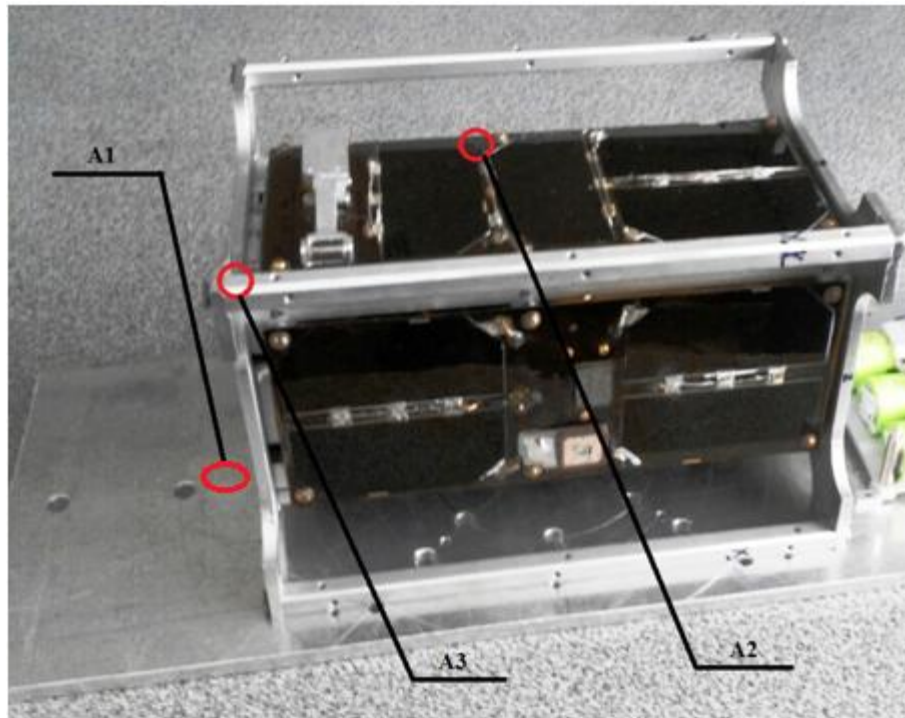


Рис.4.6. Розташування акселерометрів при випробуваннях на гармонічні вібрації по вісі Y

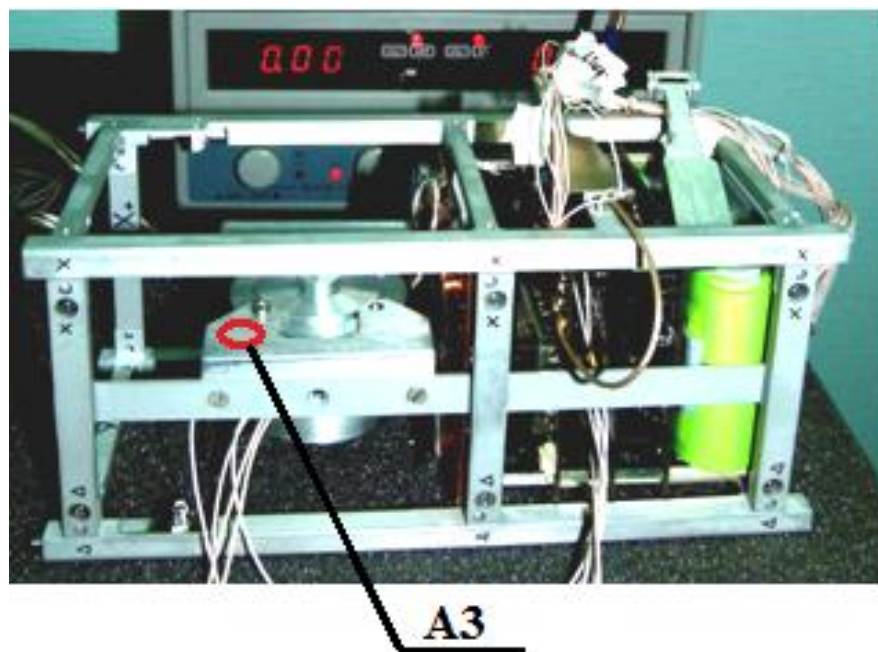


Рис.4.7. Розташування 3-го акселерометра при випробуваннях на випадкові вібрації по вісі Y

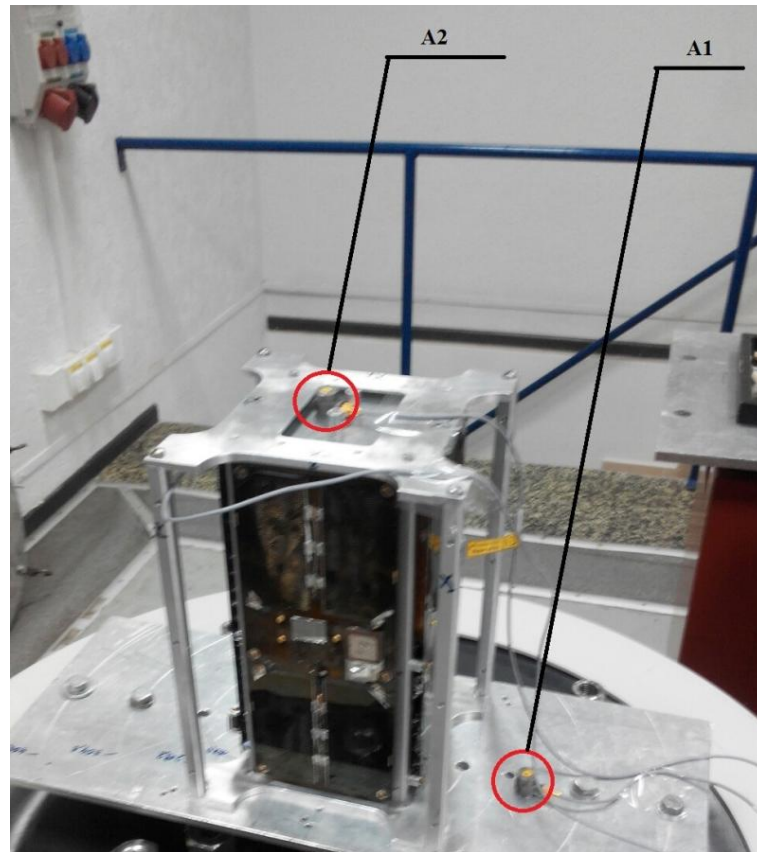


Рис.4.8. Розташування акселерометрів при випробуваннях на типи навантажень по вісі Z

4.2. Результати динамічних випробувань НС

В результаті експериментального дослідження (рис.4.9-4.11, табл.4.7) по визначенню амплітудно-частотних характеристик (АЧХ) встановили, що нижня резонансна частота коливань НС відповідає парціальній власній частоті коливань сотованелі Y+ і дорівнює 94 Гц, що вище мінімального допустимого значення (90 Гц). Максимальне значення різниці власних частот дорівнює 4,6%, що свідчить про відсутність дефектів в конструктивних елементах НС [QB50-System requirements].

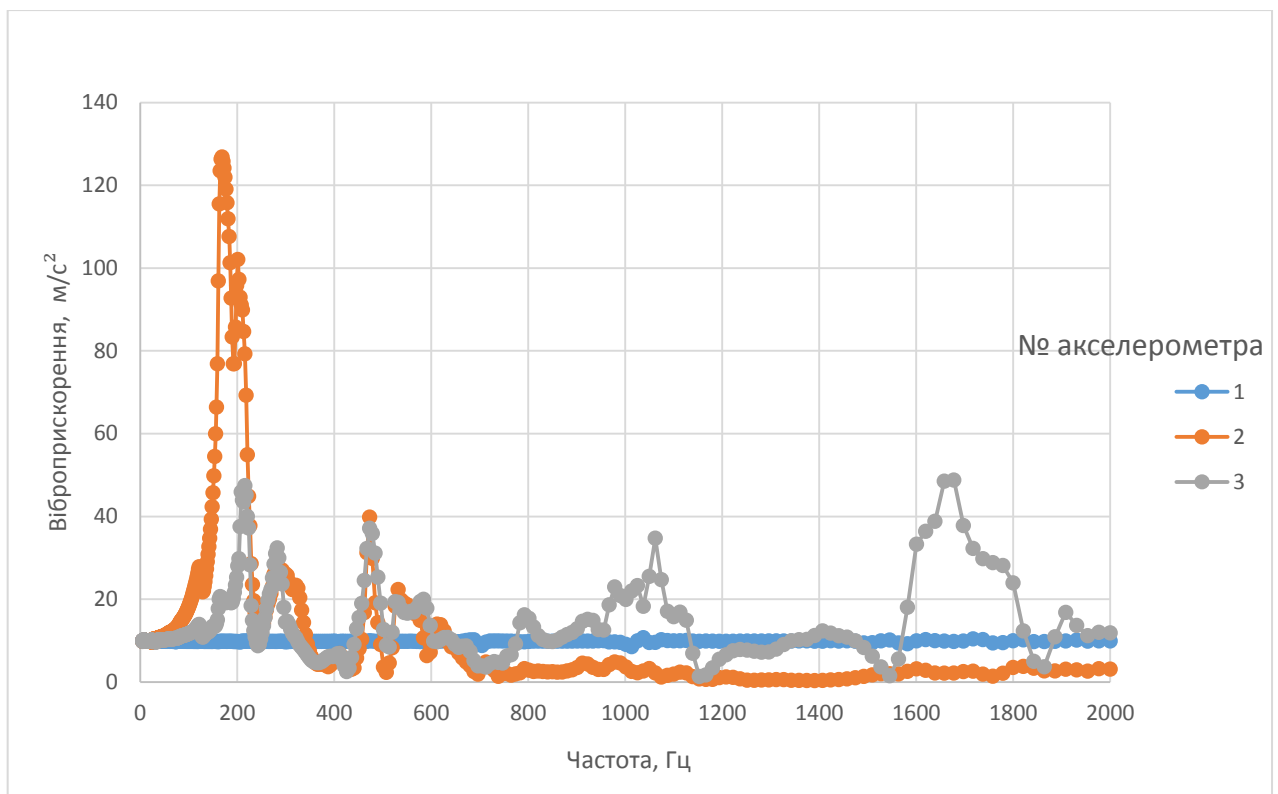


Рис.4.9. Власні частоти коливань НС (вісь X)

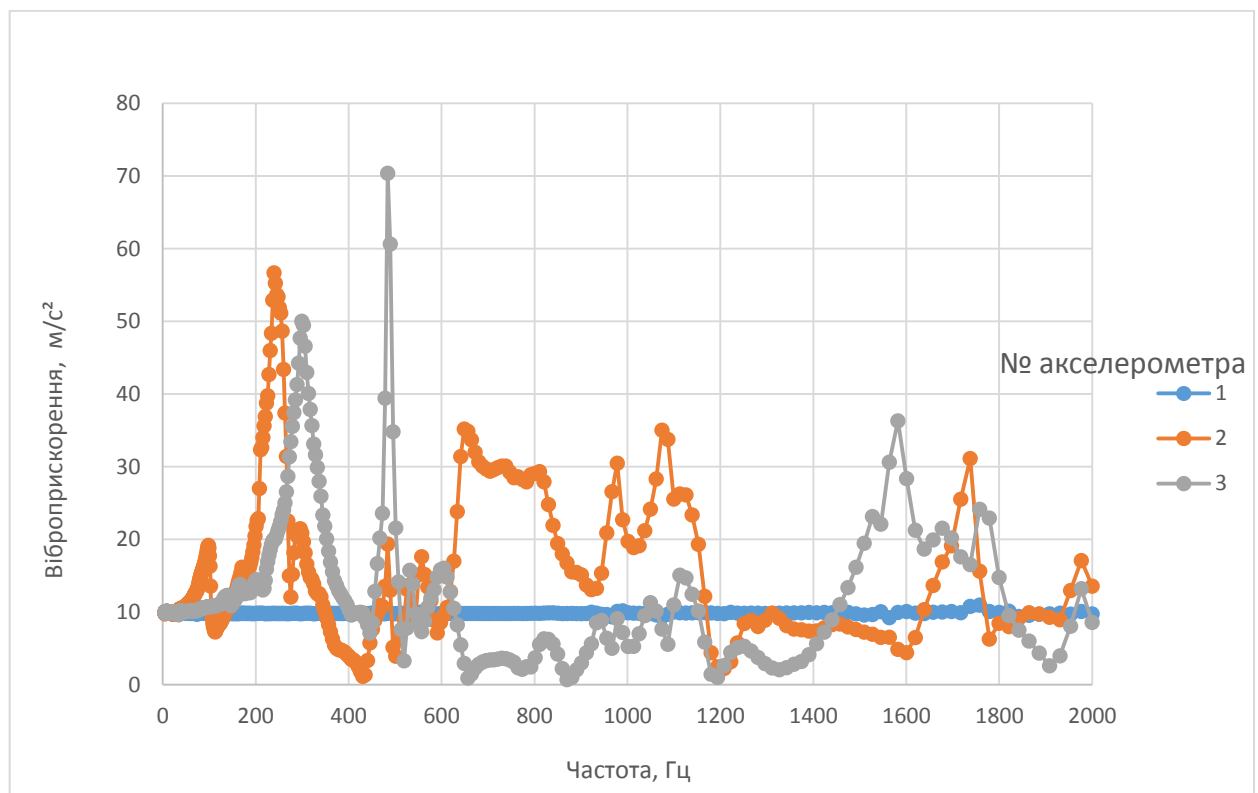


Рис.4.10. Власні частоти коливань НС (вісь Y)

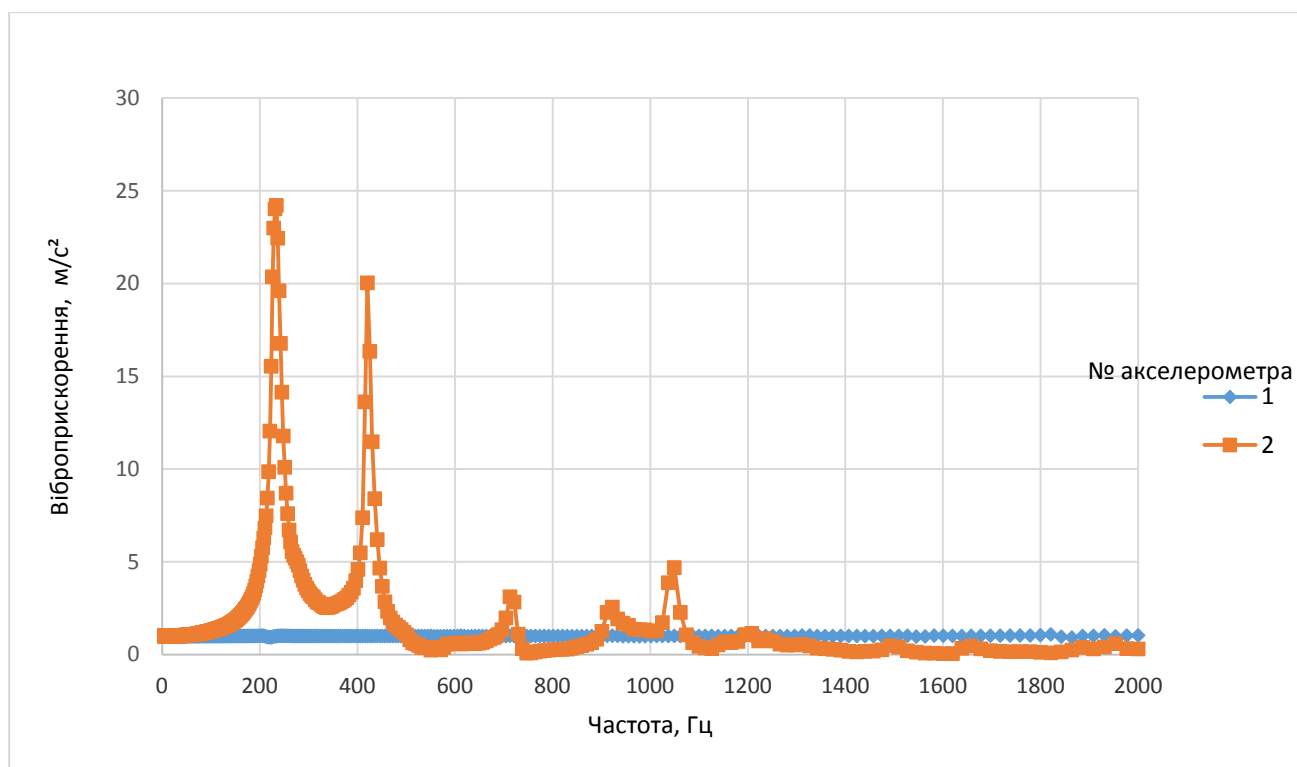


Рис.4.11. Власні частоти коливань НС (вісь Z)

Таблиця 4.7.

Власні частоти коливань НС PolyItan-2

Вісь	Мода №	Частота (Гц) перший дослід	Частота (Гц) другий дослід	Розбіжність (%)
X	1	168	161	4.4
	2	278	271	2.6
Y	1	98	94	4.1
	2	239	230	2.9
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 2.91 g і досягається на панелі X- при навантаженні НС осі X на частоті 121 Гц (рис.4.12). Для осі Y максимальне значення віброприскорення становить 2,48 g, досягається на

панелі Y + на частоті 112 Гц (рис.4.13). При навантаженні НС по осі Z максимальне значення віброприскорень складає 1,91 g і досягається на FIPEX на частоті 125 Гц (рис.4.14).

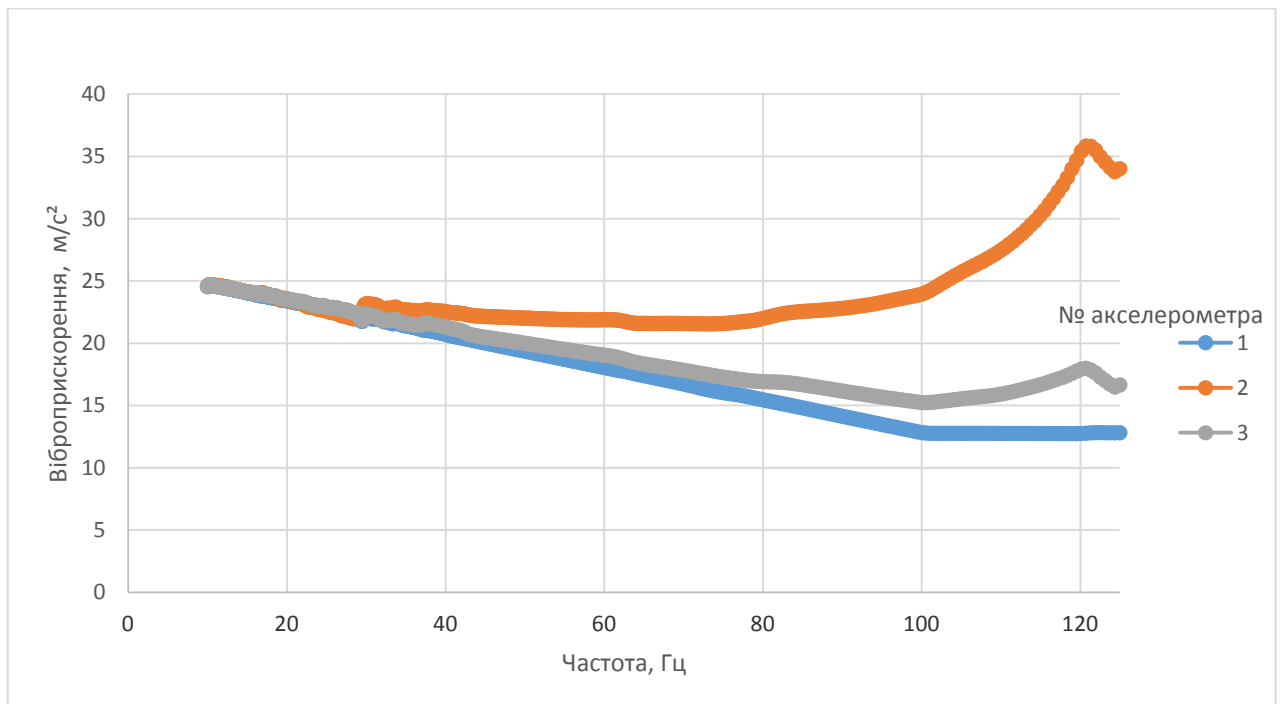


Рис.4.12. Віброприскорення відгуку при гармонічних коливаннях (вісь X)

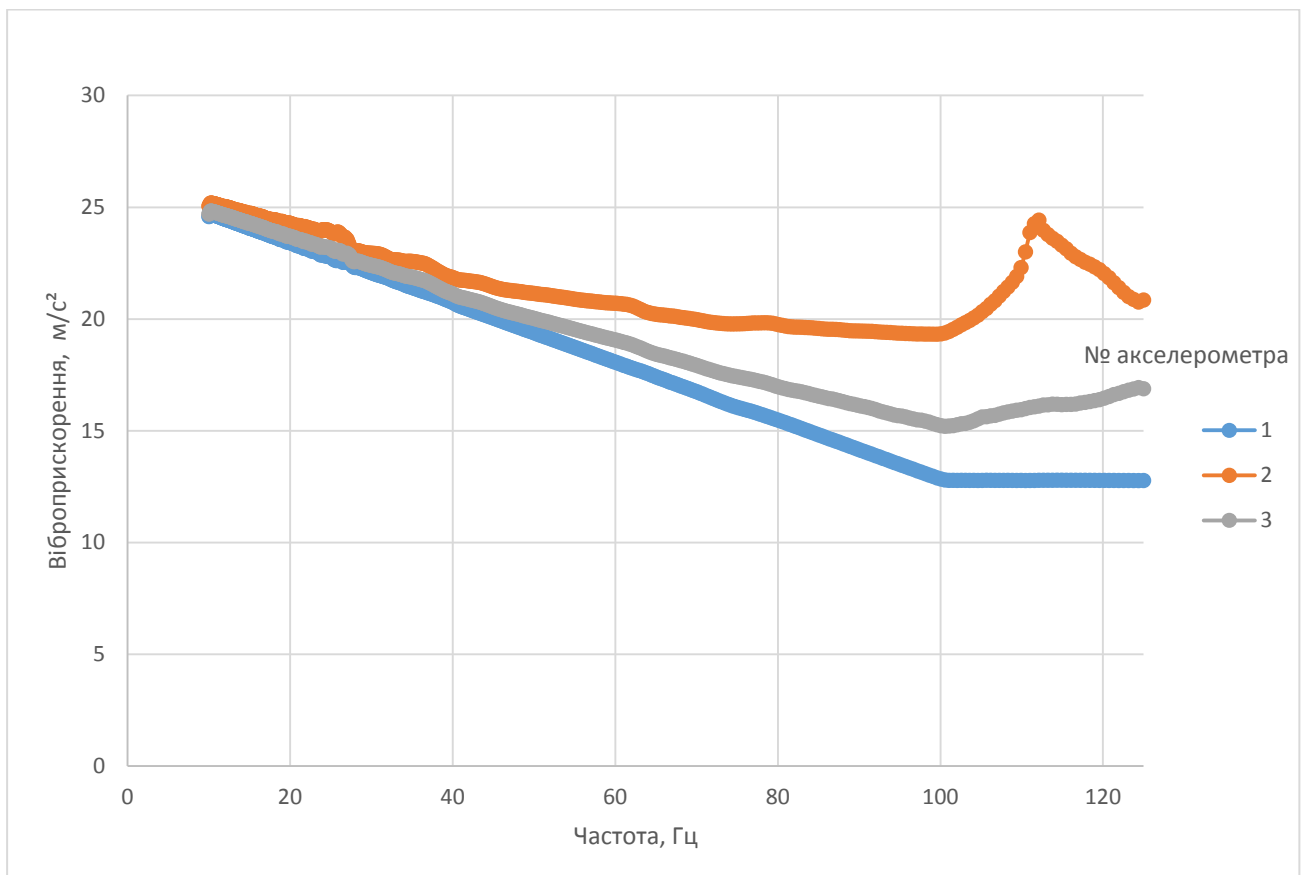


Рис.4.13. Віброприскорення відгуку при гармонічних коливаннях (вісь Y)

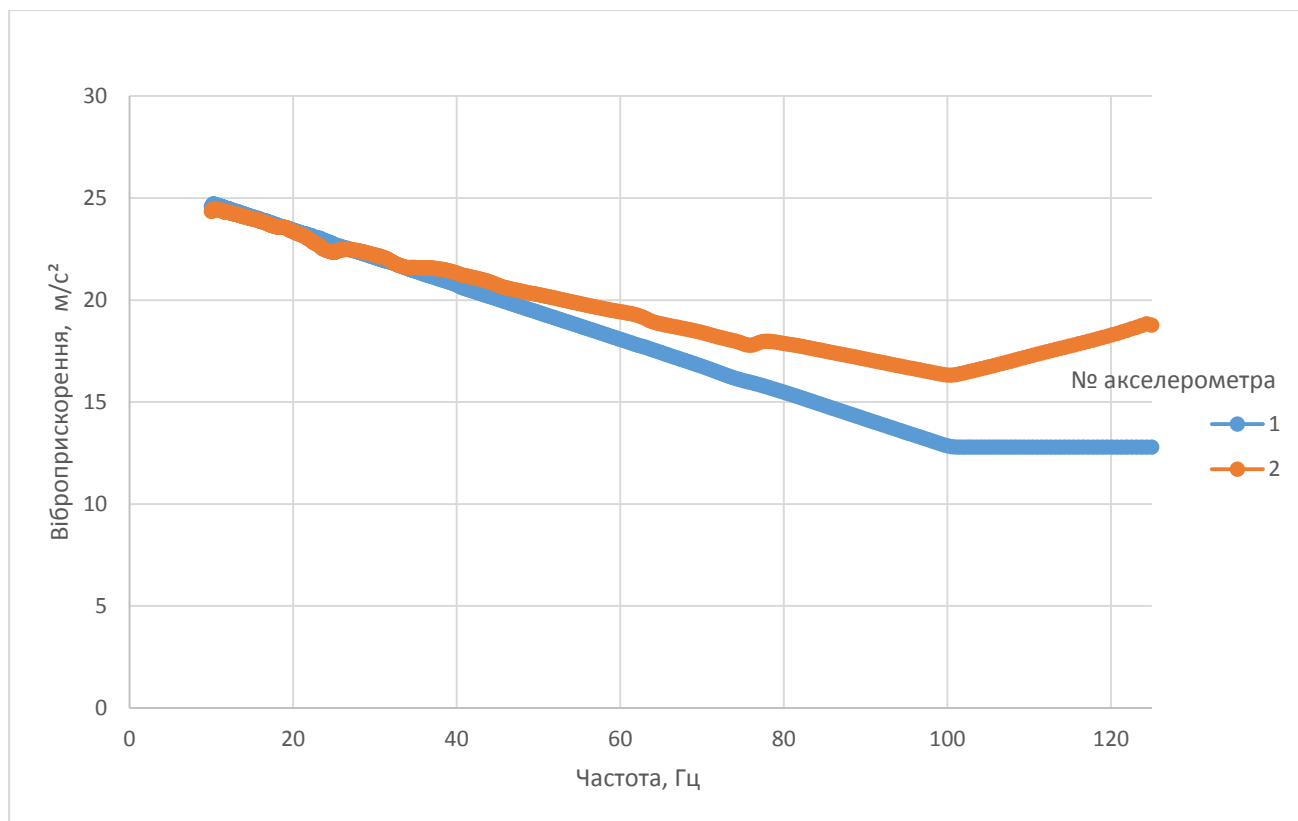


Рис.4.14. Віброприскорення відгуку при гармонічних коливаннях (вісь Z)

Таблиця 4.8.

Результати випробувань на гармонічні вібрації

Акселерометр	вісь X		вісь Y		вісь Z	
	Прискорення, g	Частота, Гц	Прискорення, g	Частота, Гц	Прискорення, g	Частота, Гц
2	3,65	121	2,48	112	1,91	125
3	1,83	121	1,72	124	-	-

Випробування НС на випадкові вібрації показали, що максимальна дисперсія віброприскорень відгуку складає $508g^2$ і досягається на панелі X- при навантаженні по осі X (рис.4.15). Для Y-осі, максимальна дисперсія віброприскорень відгуку становить $18g^2$ і досягається на панелі Y+ (рис.4.16). Для осі-Z - $144g^2$ на FIPEX (рис.4.17).

Таблиця 4.9.

Максимальні покази акселерометрів при навантаженні НС випадковими
вібраціями в напрямку осі X

Акселерометр	Частота, Гц	СКЗ віброприскорень, g
2	90	22.6
3	165	2.7
2	200	19.7
3	960	1.8

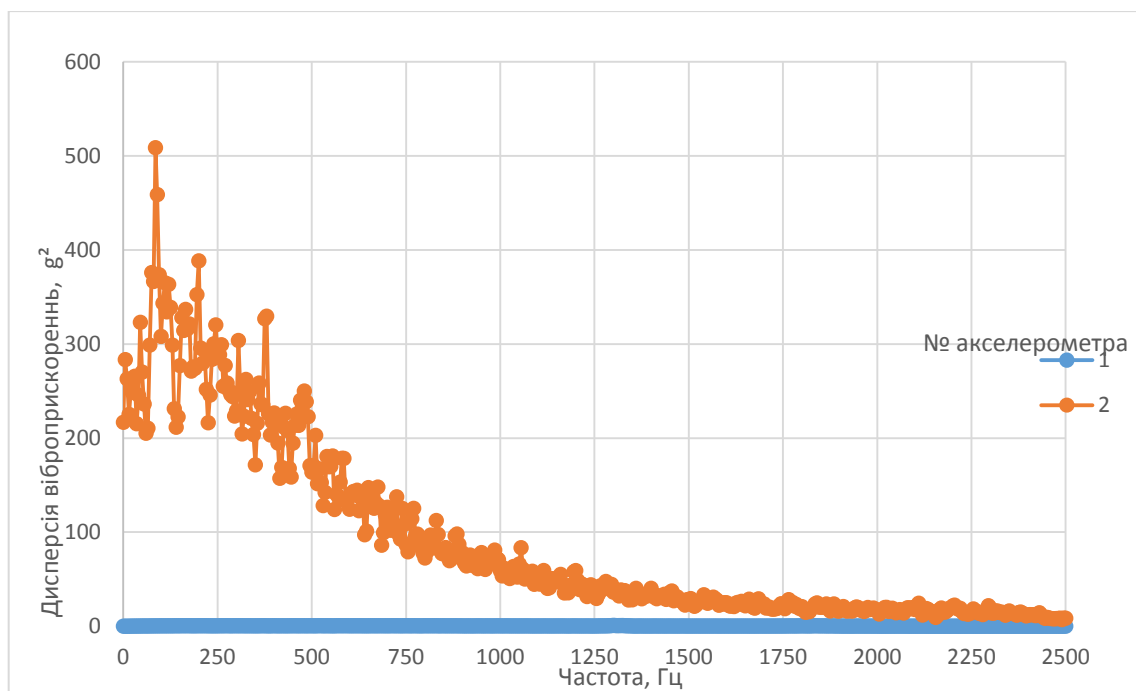


Рис.4.15. Дисперсія віброприскорень відгуку при випадкових коливаннях
(акселерометр №2, вісь X)

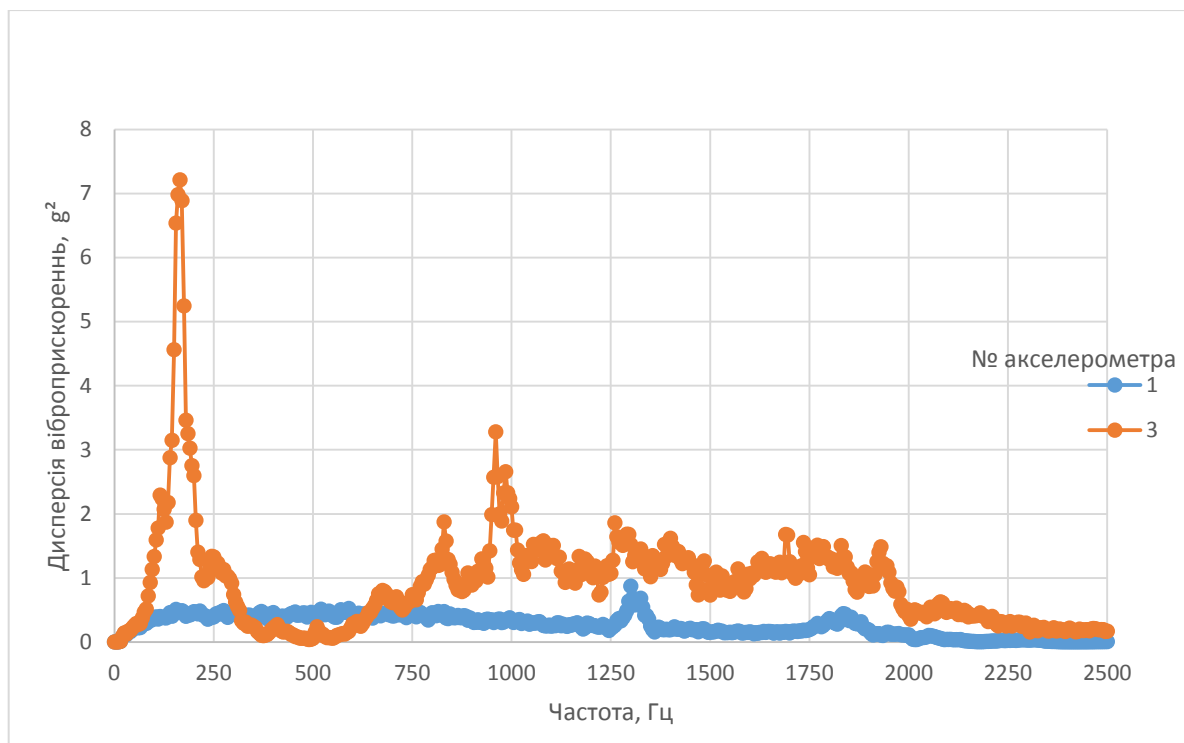


Рис.4.16. Дисперсія віброприскорень відгуку при випадкових коливаннях
(акселерометр №3, вісь X)

Таблиця 4.10.

Максимальні покази акселерометрів при навантаженні НС випадковими
вібраціями в напрямку осі Y

Акселерометр	Частота, Гц	СКЗ віброприскорень, g
2	200	4.2
3	530	2.5
2	260	2.1
3	975	2.6

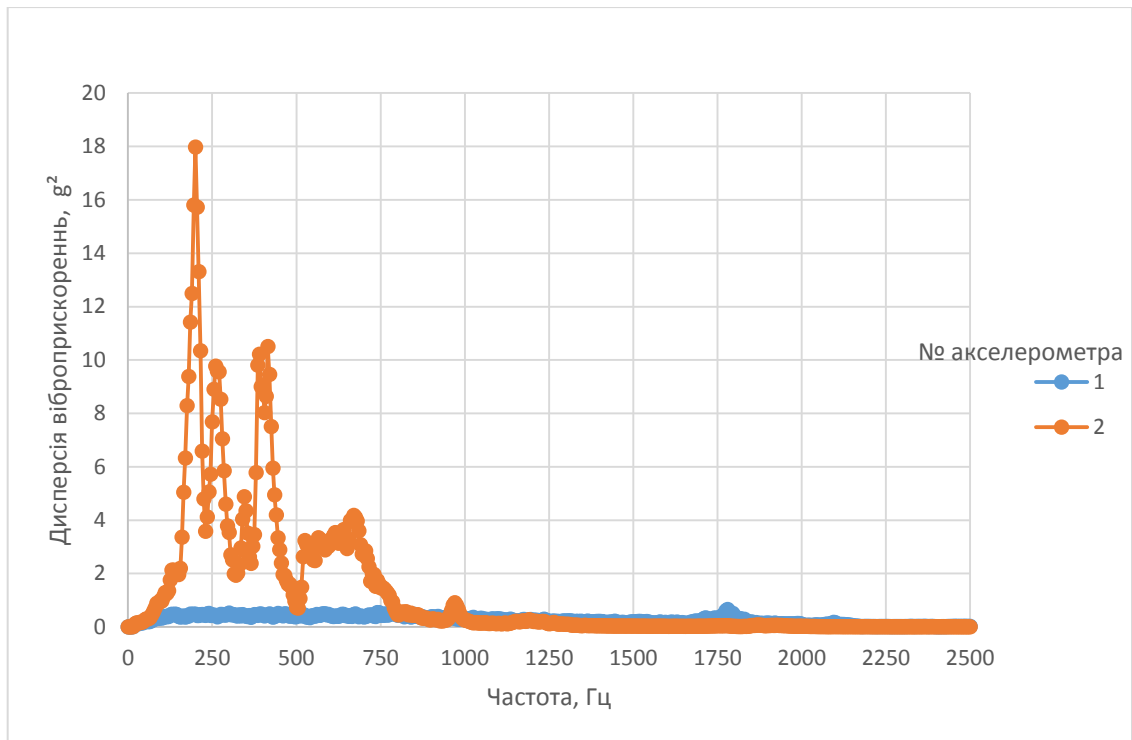


Рис.4.17. Дисперсія віброприскореннь відгуку при випадкових коливаннях
(акселерометр №2, вісь Y)

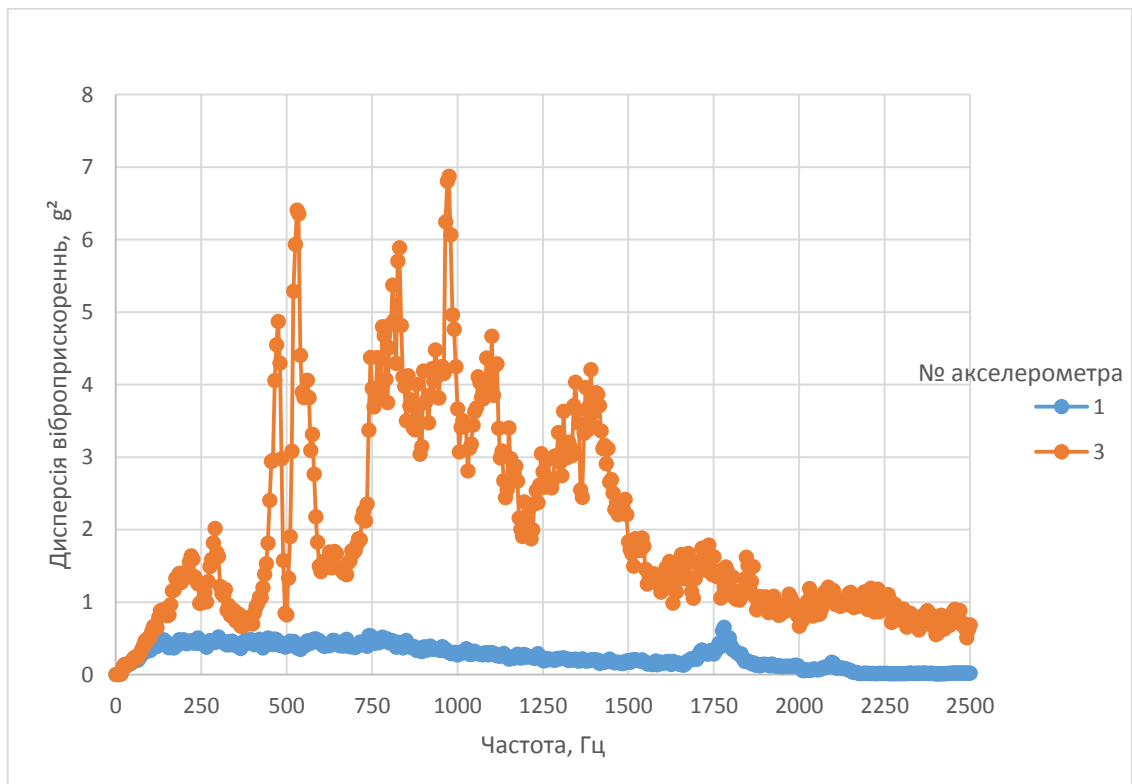


Рис.4.18. Дисперсія віброприскореннь відгуку при випадкових коливаннях
(акселерометр №3, вісь Y)

Таблиця 4.11.

Максимальні покази акселерометрів при навантаженні НС випадковими
вibraціями в напрямку осі Z

Акселерометр	Частота, Гц	СКЗ віброприскорень, g
2	225	12.0
2	420	10.2

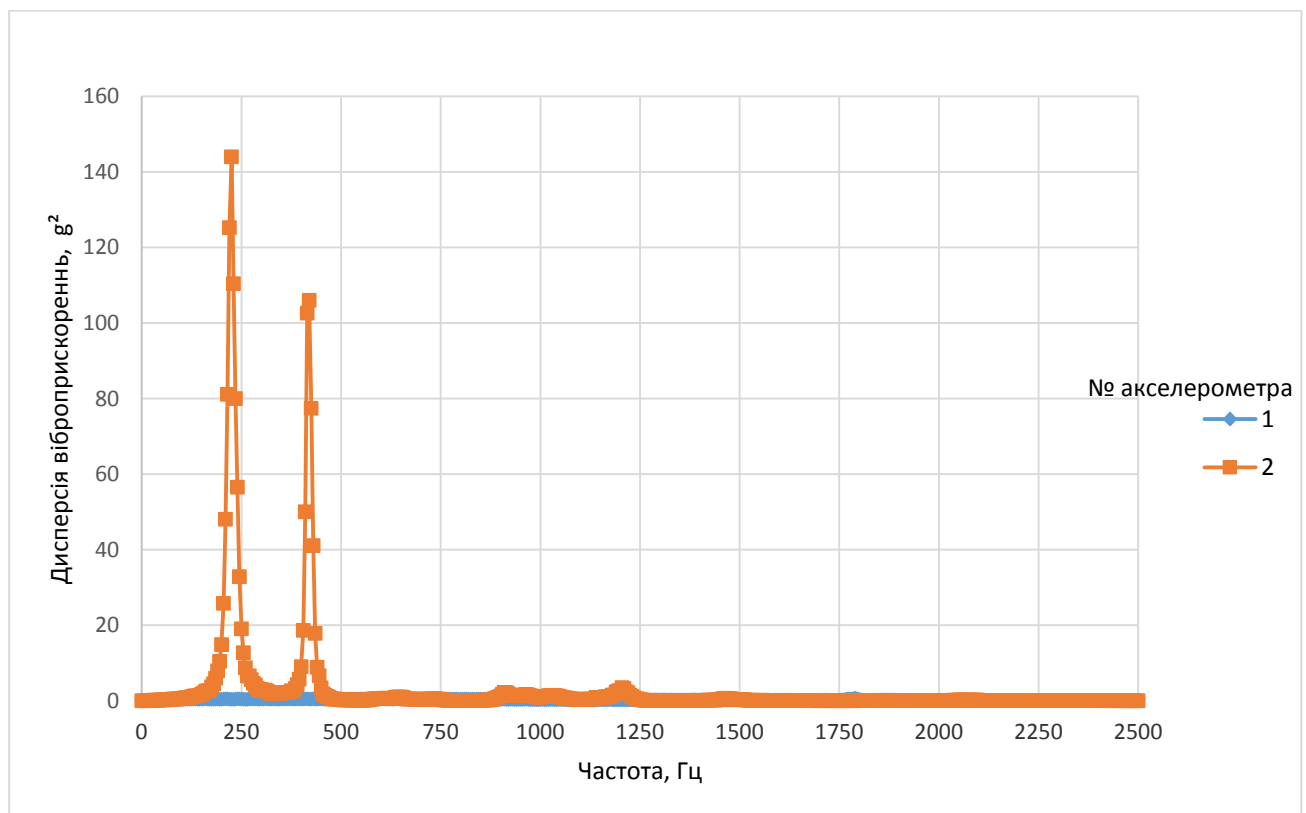


Рис.4.19. Дисперсія віброприскорень відгуку при випадкових коливаннях
(акселерометр №2, вісь Z)

4.3. Визначення демпфуючих характеристик конструктивних елементів НС PolyItan-2-SAU

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

$$Q_i = 1/(2 * \xi_i), \quad (4.1)$$

де Q_i – добротність, що відповідає i -й власній частоті, ξ_i – коефіцієнт вязкого тертя для i -ої власної частоти.

Для визначення Q_i використовуємо метод полоси частот

$$Q_i = \frac{f_i}{\Delta f} = \frac{f_i}{f_2 - f_1}, \quad (4.2)$$

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

f_2 та f_1 вибираються згідно методики, приведеної на рис.4.20.

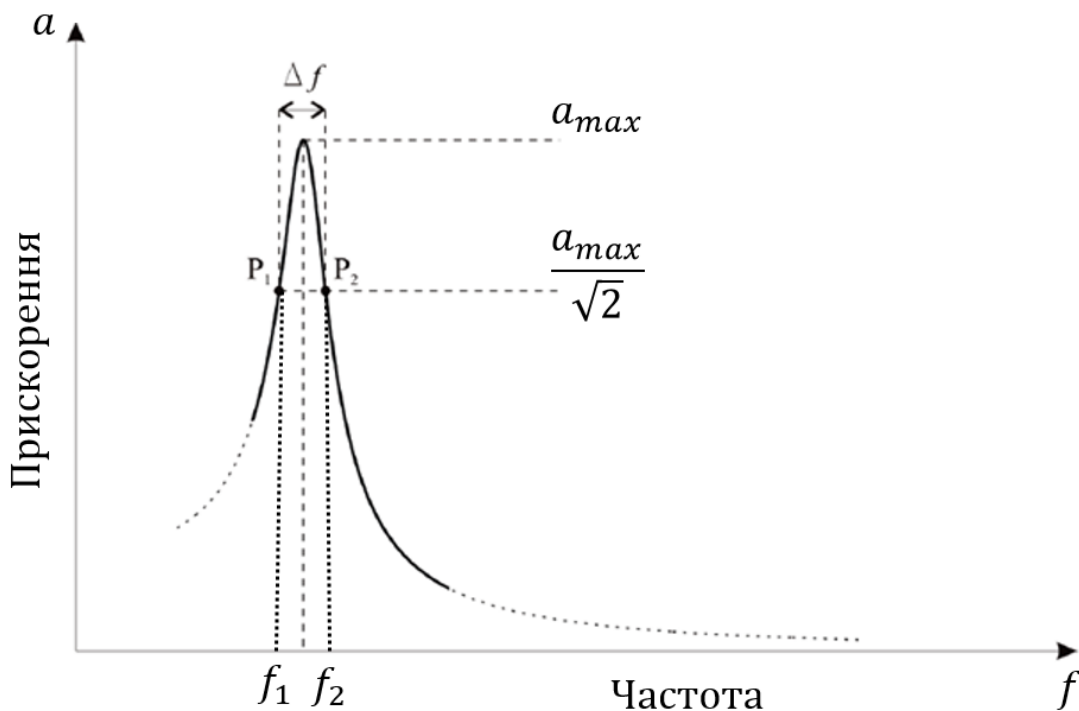


Рис.4.20. Методика визначення добротності механічної коливальної системи

Результати визначення добротності та коефіцієнтів демпфування наведені в табл 4.12-4.15.

Таблиця 4.12

Добротність та коефіцієнти демпфування при збуренні НС по вісі Х
акселерометра №3

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

Таблиця 4.13

Добротність та коефіцієнти демпфування при збуренні НС по вісі Y
акселерометра №3

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

Таблиця 4.14

Добротність та коефіцієнти демпфування при збуренні НС по вісі Х
акселерометра №2

Частота, Гц	Добротність	Демпфування
168	2.1	0.164
278	4.4	0.114
472	20.5	0.024

Таблиця 4.15

Добротність та коефіцієнти демпфування при збуренні НС по вісі Y
акселерометра №2

Частота, Гц	Добротність	Демпфування
98	2.6	0.140
239	4.8	0.104
430	5.7	0.088

4.4. Верифікація динамічної СЕМ НС PolyItan-2

Валідація (тобто експеримент, який розроблений та виконується для генерації даних з метою перевірки СЕМ), це, як правило, дослідження АЧХ або тест на випадкову вібрацію. Експеримент надає дані для перевірки домінуючих форм і частот коливань динамічної математичної моделі НС у відповідному частотному діапазоні. Домінуючі форми та частоти НС - це ті, які є основними джерелами завантаження конструкції НС та внутрішніх навантажень.

На практиці процес валідації експлуатаційних характеристик НС зазвичай передбачає перевірку СЕМ та методів аналізу. Перевірки моделі, які є релевантними для процесу підтвердження, описані в [3]. Слід зазначити, що перевірка вимог значною мірою залежить від типів СЕ.

Таблиця 4.16

Критерії кореляції між експериментом та розрахунками

Назва критерію	Критерій якості	
Основні поперечні форми коливань КА	МАС: Відхилення власних частот:	$> 0,9$ $< 3 \%$
Форми коливань з часткою модальної маси $> 10 \%$	МАС: Відхилення власних частот:	$> 0,85$ $< 5 \%$
Для інших форм у відповідному діапазоні частот	МАС: Відхилення власних частот:	$> 0,8$ $< 10 \%$
Кросортогональна перевірка	Діагональні елементи: Кросдіагональні елементи:	$> 0,90$ $< 0,10$
Демпфування	Необхідно використовувати результати експерименту.	
Внутрішні сили та моменти	Форми коливань з часткою модальної маси $> 10 \%$: відхилення по внутрішнім силам і моментам $< 10 \%$.	

4.4.1. Верифікація динамічної СЕМ каркасу та СОС НС PolyItan-2

Результати експериментальних досліджень показали значні розходження отриманих АЧХ конструктивних елементів НС із розрахунковими даними. Тому, згідно рекомендацій [2,103] далі проводиться верифікація СЕМ по частотних характеристикам. Верифікація СЕМ виконується шляхом варіюванням жорсткісних параметрів скінченних елементів, що моделюють кріплення НО до корпусу, стики корпусу, специфічні особливості конструкції. Також виконуються уточнення геометричних параметрів елементів конструкції.

Для верифікації, на основі повної 3D моделі НС (рис.2.1) створена “верифікаційна” геометрична модель, яка включає в себе перемички несучого каркасу та СОС (рис.4.21). На її основі створена СЕМ, що складається з 292225 вузлів та 94017 елементів (рис.4.22). Апроксимацію перемичок несучого каркасу виконували 20-ти вузовими гексагональними СЕ SOLID186. Для апроксимації кронштейнів СОС застосовували пластинчасті СЕ SHELL181 з 4-ма шарами по товщині. Зчленування пластинчастих і об’ємних СЕ здійснювали за допомогою безмасових зв’язків на основі двовузлових балкових елементів BEAM188. При аналізі АЧХ “верифікаційної” моделі в якості граничних умов приймали відсутність переміщень на вертикальних елементах перечок, що відповідає умовам проведення експерименту.

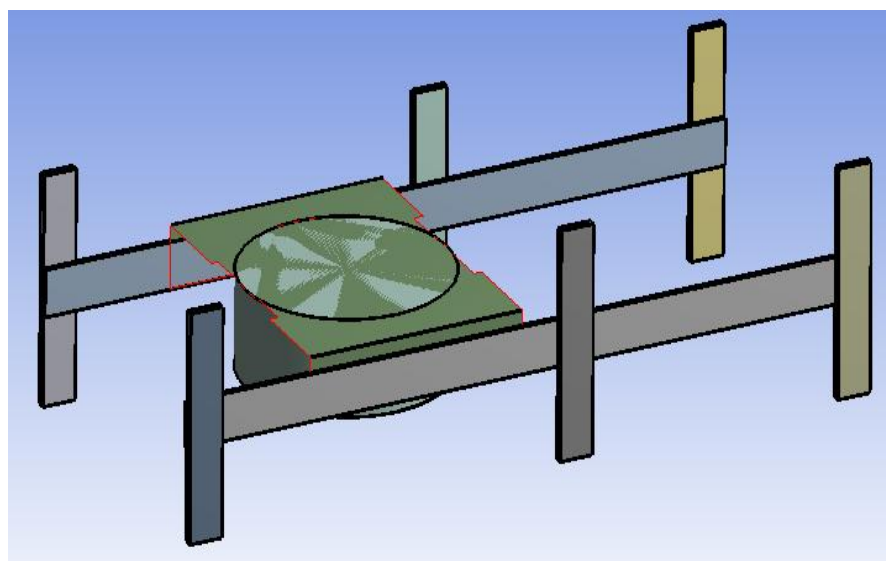


Рис.4.21. Верифікаційна геометрична модель НС PolyItan-2-SAU

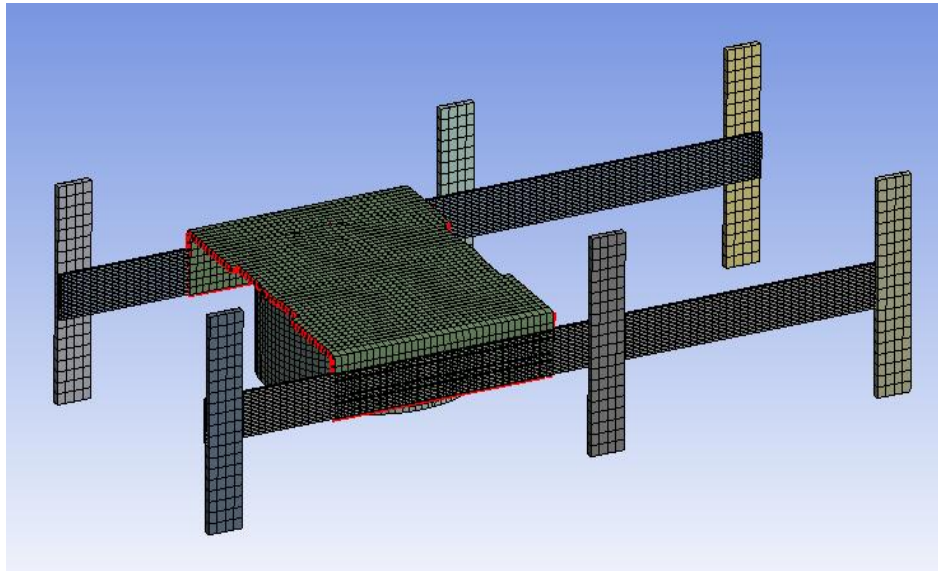


Рис.4.22. Верифікаційна СЕМ НС PolyItan-2-SAU

Порівняльний аналіз АЧХ отриманих експериментальним і розрахунковим шляхом приведено в табл. 4.17.

Таблиця 4.17

Порівняльний аналіз АЧХ

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

Умови навантаження залишилися колишніми. Коефіцієнти демпфування задані наступним чином:

- Прийнято загальний для всієї моделі коефіцієнт демпфування рівний 0.041. Він отриманий усередненням коефіцієнтів демпфування з експерименту.
- Додатково враховували коефіцієнти демпфування для першої власної частоти коливань НС, яка відповідає поперечним переміщенням маховика спільно з кронштейн СОС (0.058 для 215 Гц).

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

Власні частоти коливань НС, що отримані на основі верифікованої СЕМ наведені в табл.4.18.

Таблиця 4.18

Власні частоти коливань верифікованої СЕМ 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 випадок навантаження НС по осі Х. Тут максимальні напруження мають місце в перемичці несучого каркаса поблизу кронштейнів СОС. Величина максимальних напружень становить 28.39 МПа (рис.4.23).

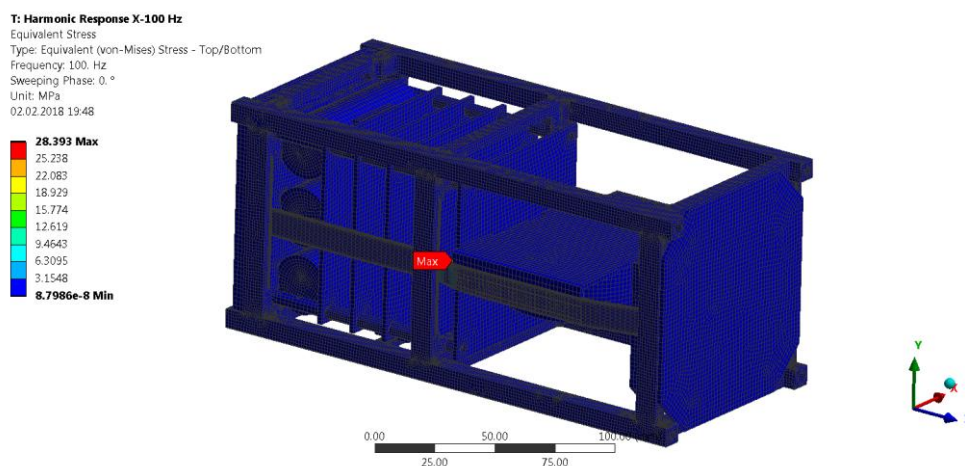


Рис.4.23. Максимальні еквівалентні по Мізесу напруження в конструктивних елементах НС при дії гармонічних вібраціях

Максимальні напруження при навантаженні НС випадковими вібраціями досягаються в перемичці несучого каркаса поблизу кріплення кронштейна СОС (рис.4.24). В цьому випадку СКЗ для інтервалу 3σ становить 103.56 МПа.

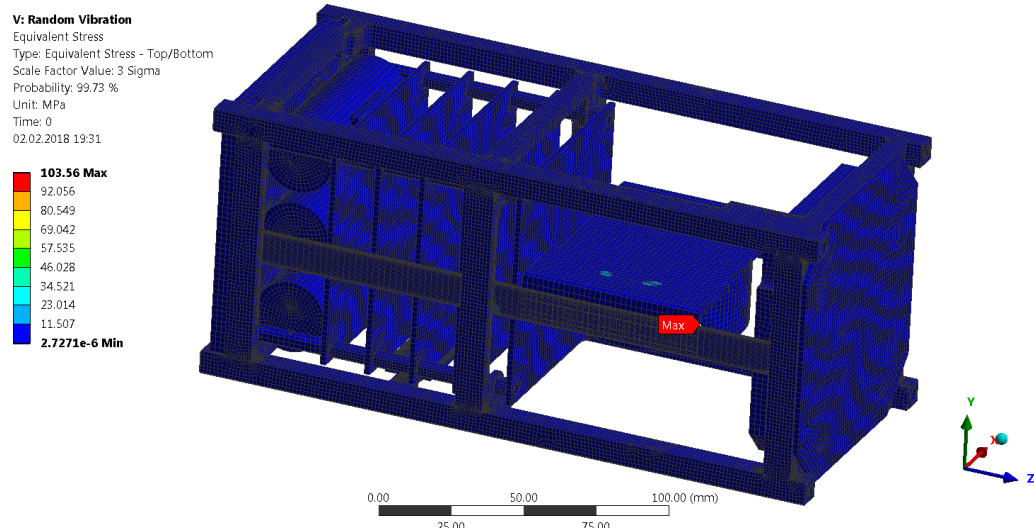


Рис.4.24. Максимальні СКЗ еквівалентних напружень по Мізесу в конструктивних елементах НС

Результати для інших компонентів і випадків навантаження наведені в табл.4.18.

Таблиця 4.18

Величини максимальних СКЗ напружень 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 СКЗ для випадкових вібрацій не змінились по відношенню до попередніх результатів розрахункових досліджень (Розділ 3).

Аналіз міцності виконується з використанням коефіцієнтів безпеки (табл.3.9), розрахункових випадків (табл.3.10) та відповідних їм коефіцієнтів

запасів міцності (табл.3.11). Результати розрахунків коефіцієнтів запасів міцності по межах текучості і міцності для верифікованої моделі наведені в табл.4.19.

Таблиця 4.19

Максимальні напруження і відповідні їм коефіцієнти запасів міцності для верифікованої моделі

Розрахунковий випадок	Напруження, МПа	η_T	η_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 за розділом 4

1. Проведено експериментальне відпрацювання віброміцності конструкції НС на основі верифікованої СЕМ. Встановлено, що нижня власна частота коливань складає 220 Гц і відповідає коливанням маховика сумісно з кронштейнами СОС.
2. Встановлено, що максимальний відгук в конструктивних елементах НС на дію випадкових вібрацій досягається в перемичці несучого каркасу біля кріплення кронштейну СОС на частоті 484 Гц при навантаженні НС вздовж осі Y.
3. Експериментально підтверджена міцність конструкції НС по критерію зсуву власних частот коливань. Співставлення власних частот коливань показало розбіжність в $4.6\% < 5\%$.
4. Проведено верифікацію СЕМ НС по власним частотам коливань. Максимальна похибка складає 7.9% домінуючих власних частот коливань, що свідчить про адекватність верифікованої СЕМ.

5. Проведено аналіз міцності НС на основі верифікованої СЕМ. Встановлено, що мінімальний коефіцієнт запасу міцності складає $\eta_T = 1.05$ для розрахункового випадку №5 при дії експлуатаційних навантажень. Критичні місця в конструктивних елементах НС не змінились.

ЗАГАЛЬНІ ВИСНОВКИ

1. Створена раціональна конструкція наносупутника PolyItan-2-SAU, який була запущено на навколоземну орбіту 18 квітня 2017 року ракетою Atlas V і який безаварійно функціонує на протязі 21 місяця при зазначеному ресурсі у 6 місяців. Більш ніж трьохкратне перевищення ресурсу конструкції наносупутника свідчить про вдало вибрані методи оцінки його динаміки і міцності.
2. Вдосконалено загальну методику розрахунково-експериментальної оцінки динаміки і міцності наносупутників, яка включає в себе визначення детермінованих та ймовірнісних характеристик локального напруженого стану і динамічних характеристик об'єкта на основі скінченно-елементного моделювання.
3. Розроблено раціональну скінченно-елементну модель реальної конструкції наносупутника на основі стандартних елементів різної розмірності, що дозволяє проводити уточнення і ускладнення моделей з використанням існуючих систем скінченно-елементного аналізу.
4. Отримані числові закономірності розподілу напружень в конструктивних елементах наносупутника при дії навантажень, що відповідають етапу виведення. На основі рекомендацій міжнародних регулюючих органів запропонована методика консервативної оцінки міцності конструктивних елементів наносупутників на етапі транспортування і виведення.
5. Проведено цикл лабораторно-стендових випробувань реального виробу. Визначено власні частоти коливань, коефіцієнти посилення та демпфування в конструктивних елементах НС.
6. Проведена верифікація скінченно-елементної моделі за результатами лабораторно-стендових випробувань. Отримані уточнені динамічні і міцнісні характеристики конструктивних елементів наносупутника. Відхилення між розрахунковими та експериментальними даними на домінуючих власних частотах коливань не перевищує 8 %.

7. Встановлено вплив типів навантажень на НДС в різних конструктивних елементах НС. Так, для елементів несучої конструкції НС основний внесок в напружений стан вносять квазістатичні перевантаження. Для електронного обладнання (плат електронної платформи) домінуючим є випадкове навантаження.
8. Запропонована методика проектування конструкції наносупутника на основі скінченно-елементного моделювання напруженого стану може бути використана для прогнозування довговічності, скорочення обсягу випробувань на стадіях розробки та модернізації різних виробів ракетно-космічної техніки.
8. Результати наукових досліджень у вигляді рекомендацій та нових технічних рішень, щодо реалізації визначення динамічних характеристик та міцності наносупутників пройшли апробацію та впроваджені у Національному технічному університеті України “КПІ ім. Ігоря Сікорського”, Національному центрі управління та випробувань космічних засобів.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. ECSS-E-ST-10-03C, Space engineering Testing, ECSS Secretariat ESA-ESTEC Requirements & Standards Division Noordwijk, The Netherlands, 2012.
2. ECSS-E-HB-32-26A, Space engineering Spacecraft mechanical loads analysis handbook. Requirements & Standards Division Noordwijk, The Netherlands, 2013.
3. General environmental verification standard for GSFC flight programs and projects, NASA goddard space flight center, 2013.
4. QB50 System Requirements and Recommendations Issue 7, 2015.
5. Load Analyses of Spacecraft and Payloads, NASA-STD-5002, June 1996.
6. Spacecraft Engineering, Verification guidelines, ECSS-E-HB-10-02 A, Noordwijk, The Netherlands, December 2010.
7. Space engineering , Structural factors of safety for spaceflight hardware, ECSS-E-ST-32-10C Rev. 1, Noordwijk, The Netherlands, March 2009.
8. Dynamic Environmental Criteria, NASA-HDBK-7005, March 2001.
9. Space engineering, Structural general requirements, ECSS-E-ST-32C Rev. 1, Noordwijk, The Netherlands, November 2008.
10. Space engineering , Structural factors of safety for spaceflight hardware, ECSS-E-ST-32-10C Rev. 1, Noordwijk, The Netherlands, March 2009.
11. Guidelines for loads analyses and dynamic model verification of Shuttle cargo elements, MSFC-HDBK-1974, NASA October 1991.
12. Безмозгий, И., Софинский, А. and Чернягин, А. (2014). Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетно-космической техники. *Космическая техника и технологии*, 3, с.71-80.
13. *Soyuz CSG User's Manual, Issue 2-Revision 0*. Arianespace, Service&solutions. 2012.
14. Геча В.Я., Гриневич Д.В., Чирков В.П., Канунникова Е.А. Влияние упругих трансформируемых элементов конструкции на точность стабилизации космического аппарата // Справочник. Инженерный журнал. 2013. № 5.С. 3-6. 5.

15. Малаховский Е.Е. Точность стабилизации гибких космических аппаратов и нормирование механических воздействий от внутренних источников возмущения.// - М.: Космические исследования, 1997, Т. 35. № 5.
16. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов // М.:ФГУП «НПП ВНИИЭМ». 2009. 310 с.
17. Попов В.И., Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов, 2-е изд., перераб. и доп.// - М.: Машиностроение, 1986. - 184 с.ил.
18. Малаховский Е.Е., Позняк Э.Л., Шереметьевский Н.Н. Моделирование движения гибкого КА при возмущениях от электромеханических приводных устройств. // Сб. «Динамика и управление космическими объектами», РАН СО, изд-во «Наука». г.Новосибирск. -1992, С.124-137.
19. Малаховский Е.Е., Позняк Э.Л., Шуляка А.А. Гибкий управляемый космический аппарат при возмущениях внутренних источников. // Космические исследования. -1995, Т. 33. № 5. С.538-545.
20. ANSYS Structural Analysis Guide ANSYS Release 12.1. ANSYS, Inc. Southpointe 275 Technology Drive Canonsburg, PA <http://www.ansys.com> (T) 724-746-3304 (F) 724-514-9494.
21. SAS IP (2014), ANSYS Manual - Mechanical APDL/Theory reference/15.7.11.4. Equivalent Stress Mean Square Response.
22. Образцов, И.Ф., Савельев, Л.М., Хазанов, Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов / И.Ф. Образцов, Л.М. Савельев, Х.С. Хазанов. – М.: Высш. школа, 1985. – 392 с.
23. Образцов, И.Ф., Булычев, Л.А., Васильев, В.В. Строительная механика летательных аппаратов: Учебник для авиационных специальностей вузов / И.Ф. Образцов, Л.А. Булычев, В.В. Васильев [и др.]; под ред. И.Ф. Образцова. – М.: Машиностроение, 1986. – 536 с.
24. Dynamic characteristics of a perforated cylindrical shell for flow distribution in SMART / S. Lima, Y. Choia, K. Haa, K. Parka, N. Parka, Y. Parka, K. Jeongb, J. Parkb // Nuclear Engineering and Design. – 2011. – №241. – p. 4079-4088.

25. Fundamental natural frequencies of thin cylindrical shells: a comparative study / M. El-Mously // Journal of Sound and Vibration. – 2003. – №264. – p. 1167-1186.
26. Рабинович Б.И. Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1975. - 416 с.
27. Сидоренко А.С., Зарецкий М.В. Динамическое состояние конструкции авиационного изделия со сварными соединениями. Труды МАИ - 2018, №98 с.11-28.
28. Сидоренко А.С., Рыбаулин А.Г. Напряженное состояние и ресурс конструкции с дискретными сварными соединениями при стационарных случайных колебаниях. Вестник московского авиационного института – 2016, Том 23, №2, с. 125 – 137.
29. Сидоренко А.С., Рыбаулин А.Г. Напряженное состояние конструкции авиационного изделия с дискретными сварными соединениями при случайном кинематическом нагружении. Вестник московского авиационного института - 2013, Том 20, №1, с. 183-193.
30. Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. — 520 с.
31. Болотин В.В. Статистические методы в строительной механике. М.: Стройиздат, 1965. 279с.
32. Болотин В.В. Применение методов теории вероятностей и теории надежности в расчетах сооружений. М.: Стройиздат, 1971. 255с.
33. Болотин В.В. Случайные колебания упругих систем. М.: Наука, 1979. 335с.
34. Болотин В.В. О безопасных размерах трещин при случайном нагружении // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1980. №1. С. 124- 130.
35. Болотин В.В. Прогнозирование ресурса машин и конструкций. М.: Машиностроение, 1984. 311с.
36. Болотин В. В. Энергетический подход к описанию роста усталостных трещин при неодноосном напряженном состоянии // ЖПМТФ. №1985. №2. С. 136-143.
37. Болотин В.В. Механика зарождения и начального развития усталостных

- трещин // Физ.-хим. механика материалов. 1986. №1. С. 18- 23.
38. Болотин В. В. Распространение усталостных трещин при сложном напряженном состоянии и непропорциональном нагружении / В.В.
 39. Болотин, В.М. Ковок // Прочность материалов и элементов конструкций при сложном напряженном состоянии. Киев: Наук, думка, 1986. С.39-44.
 40. Болотин В. В. Механика усталостного разрушения //Машиноведение. 1988. №5. С.21-27.
 41. Решетов Д.Н. Расчет деталей машин на прочность при переменных режимах нагружения / Д.Н. Решетов, С.М. Чатынян // Вест, машиностроения. 1965. №8. С. 11-14.
 42. Решетов Д.Н. Надежность машин / Д.Н. Решетов, А.С. Иванов, В.З. Фадеев. М.: Высш. шк. 1988. 238с.
 43. Дмитриченко С.С. Применение методов теории случайных функций для оценки нагруженности трансмиссий тракторов / С.С. Дмитриченко, П.П. Упиров, А. А. Климов // Тракт, и сельхозмашины. 1977. №3. С.10-12.
 44. Дмитриченко С.С. Расчет усталостной долговечности конструкций машин / С.С. Дмитриченко, А.П. Боровик // Вест, машиностроения. 1983. №2. С. 11-12.
 45. Дмитриченко С. С. О распределениях амплитуд в широкополосных процессах нагружения деталей машин при схематизации методом полных циклов / С.С. Дмитриченко, М.Я. Франштейн // Вест, машиностроения. 1983. №11. С. 10-12.
 46. Дмитриченко С.С. Накопление усталостных повреждений в металлоконструкциях на стадии развития трещины / С.С. Дмитриченко, Л.Г. Перельштейн // Вест, машиностроения. 1986. №3. С.10-13.
 47. Гусев А.С. Основы нагруженности и расчета долговечности деталей: Методическое пособие. Челябинск, 1974. 59с.
 48. Гусев А.С. Применение методов теории случайных функций в расчетах на усталость / А.С. Гусев, С.С. Дмитриченко, И.М. Илинич и др. // Пробл. прочности. 1974. №3. С.22-23.

49. Гусев А.С. О распределении амплитуд в широкополосных случайных процессах при схематизации их по методу полных циклов // Машиностроение. 1974. №1. С.65-71.
50. Гусев А.С. Оценка точности характеристик процессов нагружения деталей машин / А.С. Гусев, С.С. Дмитриченко, И.М. Илинич. Никонов// Автом. пром-сть. 1975. №3. С.17-19.
51. Гусев А.С. О расчете усталостной долговечности при плоском напряженном состоянии / А.С. Гусев, В.В. Никонов, С.С. Дмитриченко, И.М. Илинич// Машиноведение. 1977. №2. С. 17-19.
52. Гусев А.С. Прочность конструкций при случайных воздействиях / А.С. Гусев, В.А. Светлицкий. М.: Машиностроение, 1984. 240с.
53. Гусев А. С. Расчет долговечности конструкций с учетом постепенного снижения предела выносливости / А. С. Гусев, В. И. Щербаков, Б.И. Петров // Вест, машиностроения. 1988. №2. С.5-8.
54. Гусев А.С. Сопротивление усталости и живучесть конструкций при случайных нагрузках. М.: Машиностроение. 1989. №1. С. 102-110.
55. Гусев А.С. Оптимизация режимов ускоренных испытаний сложных металлоконструкций / А.С. Гусев, И.Г. Гиндентуллер, Н.М. Панкратов// Машиноведение. 1989. №1. С. 102-110.
56. Гусев А.С. Оценка сложности структуры случайных процессов нагружения // Пробл. машиностроения и надежности машин. 1992. №1. 41-44.
57. Гусев А.С. Структурный анализ процессов нагруженности и оценка ресурса конструкций // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1994. №1. С.42-46.
58. Гусев А.С. Структурный анализ случайных процессов с учетом реализационного рассеяния // Пробл. машиностроения и надежности машин. 1995. №2. С.42-47.
59. Гусев А.С. Случайные колебания деформируемых объектов при транспортировании // Пробл. машиностроения и надежности машин. 1998. №1. С.35-43.

60. Гусев А.С. Статистическая динамика линейных систем с негауссовскими воздействиями // Пробл. машиностроения и надежности машин. 1999. №1. С.8-12.
61. Стреляев В.С. Некоторые вопросы расчетноэкспериментальной оценки циклической трещиностойкости при случайном режиме нагружения / В.С. Стреляев, В.В. Никонов, В.М. Байков // Машиноведение. 1987. №6. С.23-31.
62. Стреляев В.С. Экспериментальные исследования динамической трещиностойкости при случайном нагружении на установках с управляющими ЭВМ / В.С. Стреляев, В.В. Никонов, В.М. Байков // Завод, лаборатория.. 1987. №12. С.62-67.
63. Стреляев В.С. Об одной модели расчета кинетики усталостной трещины при нерегулярном нагружении / В.С. Стреляев, В.В. Никонов, В.С. Шапкин//Машиностроение. 1988. №3. С. 16-21.
64. Степнов М.Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний. М.: Машиностроение, 1985. 231с.
65. Бойцов Б.В. Ускоренные испытания по определению предела выносливости как эффективный метод оценки принятых конструктивнотехнологических решений / Б.В. Бойцов, В.П. Оболенский // Пробл. прочности. 1983. №10. С.23-28.
66. Бойцов Б.В. Неупругие свойства и усталость конструкционных металлов / Б.В. Бойцов, В.П. Дудкин, Г.Н. Кравченко и др. // Вест, машиностроения. 1990. №8. С.9-11.
67. Бойцов Б.В. Закономерности накопления неупругой энергии в конструкционных материалах / Бойцов Б.В., Дудкин В.П., Г.Н. Кравченко и др. // Вест, машиностроения. 1990. №10. С.50-51.
68. Светлицкий В.А. Случайные колебания механических систем. М.: Машиностроение, 1976. 215с.
69. Гадолина И.В. Исследование закономерностей накопления усталостных повреждений при нерегулярном нагружении // Вест, машиностроения. 1993. №4. С.3-6.

70. Гадолина И.В. Анализ влияния параметров обработки реализации случайного процесса нагружения на точность оценки ресурса / И.В..
71. Гадолина, И.М. Петрова // Пробл. машиностроения и надежности машин. 1996. №3. С.62-67.
72. Гриненко Н.И. Спектральный метод оценки усталостной долговечности при действии случайных нагрузок / Н.И. Гриненко, Л.А. Шефер // Пробл. прочности. 1976. №1. С. 19-22.
73. Гриненко Н.И. Суммирование усталостных повреждений при нагружении квазистационарными случайными процессами / Н.И. Гриненко, В.Г. Ежов, Л.А. Шефер // Пробл. прочности. 1977. №8. С.22-25.
74. Гриненко Н.И. Вероятностный метод расчета характеристик сопротивления усталости конструкций / Н.И. Гриненко, И.Г. Завалич, С.Я. Меньшиков, Л.А. Шефер // Пробл. прочности. 1987. №9. С.34-39.
75. Трощенко В.Т. Усталость и неупругость металлов. Киев: Наук, думка. 1971. 268с.
76. Трощенко В.Т. Методы ускоренного определения пределов выносливости металлов на основе энергетических и деформационных критериев. Киев: Наук, думка, 1979. 74с.
77. Трощенко В.Т. Деформирование и разрушение металлов при многоцикловом нагружении. Киев.: Наук, думка. 1981. 344с.
78. Трощенко В.Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов / В.Т. Трощенко, Л.А. Сосновский. Киев: Наук, думка. 1987. 133с.
79. Трощенко В.Т. Энергетический критерий усталостного разрушения / В.Т. Трощенко, П.А. Фомичев // Пробл. прочности. 1993. №1. С.3-10.
80. Серенсен С.В. Руководство по определению расчетных характеристик сопротивления усталости деталей машин / С.В. Серенсен, В.П. Когаев. М.: ВНИИНМАШ. 1971. 108с.
81. Серенсен С.В. Руководство по расчету на усталость деталей машин (в вероятностном аспекте) / С.В. Серенсен, В.П. Когаев. М.:
82. Серенсен С.В. Несущая способность и расчеты деталей машин на прочность

- / С.В. Серенсен, В.П. Когаев, Р.М. Шнейдерович. Изд. 3-е испр. и доп. М.: Машиностроение, 1975. 488с.
- 83.** ESSB-HB-E-005, “ESA Mechanical Shock Design and Verification Handbook”, Issue 1, April 16 2012
- 84.** Steinberg, D.S., “Vibration Analysis for Electronic Equipment”, Third edition, 2000, John Wiley and Sons, ISBN 0-471-37685-X
- 85.** Space engineering, Structural finite element models, ECSS-E-ST-32-03C, Noordwijk, The Netherlands, July 2008
- 86.** Ewins D. J. – Modal Testing: Theory, Practice and Applications – Research Studies Press LTD, Baldock, England, Second Edition, 2000.
- 87.** Space engineering, Modal survey assessment, ECSS-E-ST-32-11C, Noordwijk, The Netherlands, July 2008
- 88.** Calvi A., Nali P. – Some Remarks on the Reduction of Overtesting during Base-Drive Sine Vibration Tests of Spacecraft – Proc. of the ECCOMAS Conf. on Computational Methods in Structural Dynamics and Earthquake Engineering - Rethymno, Crete, Greece, June 2007
- 89.** Y. Soucy, A. Côté – Reduction of Overtesting during Vibration Tests of Space Hardware – Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol. 48, No 1, March 2002
- 90.** Arianespace, “Ariane 5 User’s Manual”, Issue 5, Revision 1, July 2011
- 91.** R. Knockaert - Sentinel 3 Mechanical Qualification Philosophy, Thales Alenia Space document S3-TN-TAF-SC-02066, Issue 1, 01/06/2011
- 92.** V. Penman - Sentinel 3 Spacecraft Structure, PFM Static Load Test, Justification Test Report, RUAG document S3-RP-OSZ-SC-0013, Issue 1, 8-12-2010
- 93.** SSTL Document N ST0134360 in reply to the ESA ITT “Methodology for Analysis of Structure-Borne Micro-Vibration”, 24th September 2009
- 94.** Kompella, M.S., Bernhard, B.J., "Measurement of the statistical variation of structural acoustic characteristics of automotive vehicles", Proc. SAE Noise and Vibration Conf., Warrendale, USA, 1993
- 95.** E. Perl, T. Do, A. Peterson, J. Welch – Environmental Testing for Launch and Space Vehicles - Crosslink, The Aerospace Corporation Magazine for Advances

- in Aerospace Technology,
<http://www.aero.org/publications/crosslink/fall2005/02.html>
- 96.** A. M. Kabe, M. C. Kim, C. E. Spiekermann – Loads Analysis for National Security Space Missions – Crosslink, The Aerospace Corporation Magazine for Advances in Aerospace Technology,
<http://www.aero.org/publications/crosslink/winter2004/04.html>
- 97.** T.D. Scharton - Force Limited Vibration Testing Monograph - NASA Reference Publication RP-1403, May 1997
- 98.** Structural Design and Test Factors of Safety for Spaceflight Hardware, NASA-STD-5001, June 1996
- 99.** Sarafin T.P. (editor), Spacecraft structures and mechanisms-from concept to launch, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1995
- 100.** Calvi A. - Uncertainty-based loads analysis for spacecraft: Finite element model validation and dynamic responses – International Journal on Computers & Structures, 83 (2005) 1103-1112.
- 101.** Friswell M.I., Mottershead J.E. - Finite element model updating in structural dynamics - Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, The Netherlands, 1995
- 102.** ГОСТ Р 51371-99, Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на воздействие ударов.
- 103.** ГОСТ-Р Нормы прочности автоматических космических аппаратов. Дата введения 2016-01-01.
- 104.** Каверин В. В. Применение современных методов при проектировании и отработке прочности малого космического аппарата / В. В. Каверин, И. Ю. Пугач. // Вопросы электромеханики. – 2009. – №109. – С. 21–26.

ДОДАТОК А

Список публикацій здобувача 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.
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.
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..
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.
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.
6. Динамический и прочностной анализ наноспутника POLYITAN-2 –SAU на этапе выведения / А. С.Цыбенко, Б. М. Рассамкин, А. А. Рыбалка, Н. С. Шокрута. // *Středoevropský věstník pro vědu a výzkum*. – 2018. – №50. – С. 111–122.
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.

8. Крищук Н.Г. Создание трехмерных конечно-элементных моделей неоднородных тел ракето - носителя для исследования его динамических характеристик / Н.Г. Крищук, А.С. Конюхов, А.А. Рыбалка. // XV Міжнародна науково-технічна конференції «ПРОГРЕСИВНА ТЕХНІКА, ТЕХНОЛОГІЯ ТА ІНЖЕНЕРНА ОСВІТА. – 2014.

9. Бурлак К. П. Дослідження випадкових вібрацій наносупутника POLYITAN-2 / К. П. Бурлак, А. О. Рибалка, О. С. Цибенко. // Всеукраїнська науково-технічна конференція молодих вчених та студентів «інновації молоді – машинобудуванню». – 2016.

10. Рассамакин Б.М. / Результаты термовакuumных и динамических испытаний наноспутника POLYITAN-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.

11. Цыбенко А.С. / Динамические и прочностные характеристики наноспутника POLYITAN-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.

ДОДАТОК Б

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи
Національного технічного
університету України
«КПІ імені Ігоря Сікорського»
акад. НАН України, д.т.н., проф.



М.Ю. Ільченко
2018 р.

АКТ

впровадження результатів дисертаційної роботи

Рибалка Антона Олексійовича

Комісія у складі : Декана ТЕФ Письменного Е.М., зав. кафедрой АЕС та ІТФ Туза В.О. та наукового керівника г/б 2732-п та 2926-п, ст.наук. співробітника Рассамакіна Б.М., цим актом підтверджує, що результати досліджень дисертаційної роботи Рибалка Антона Олексійовича, проведеної в НТУУ «КПІ імені Ігоря Сікорського» при виконанні д/б тем №2732-п та № 2926-п, були використанні при побудові силової конструкції, проведенню розрахунково-експериментального відпрацювання динаміки і міцності наносупутника НТУУ «КПІ» PolyITAN-2-SAU, що успішно функціонує на навколоземній орбіті з 26.05.2017 р. по теперішній час , а саме 1 рік і 4 місяці.

Голова комісії:

В.О Декан ТЕФ

Е.М. Письменний

Е.М. Письменний

члени комісії:

Зав.кафедрой АЕС та ІТФ

В.О. Туз

Науковий керівник г/б тем №2732-п

та № 2926-п,

ст.наук.співробітник

Б.М. Рассамакін