УДК 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2024.01.003

Д. О. НІКОЛАЄВ, С. В. ХОРОШИЛОВ

ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ВІБРАЦІЙ КОСМІЧНОГО АПАРАТА НА АКТИВНІЙ ДІЛЯНЦІ ПОЛЬОТУ РАКЕТИ-НОСІЯ НА ОСНОВІ ВОГНЕВИХ ВИПРОБУВАНЬ РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА

Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: dnikolayev@gmail.com

У період виведення на робочі орбіти конструкція ракети та її космічний апарат (КА) піддаються екстремальним динамічним впливам. У цей період на конструкцію ракети та космічний апарат можуть діяти віброакустичні навантаження (від коливань тяги ракетної двигунної установки та від аеродинамічних впливів), що здатні призвести до порушень функціонування приладів та міцності легких тонкостінних конструкцій космічного апарата. Стаття присвячена розробці підходу до прогнозування динамічного навантаження на КА, що виводяться на робочі орбіти ракетами-носіями (РН) різних компонувальних схем, при коливаннях тяги рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ) на активній ділянці польоту РН.

Розроблено підхід до прогнозування динамічного навантаження космічних апаратів, що виводяться на робочі орбіти за допомогою РН різних компонувальних схем. Підхід дозволяє оцінити величини динамічних навантажень (спектральних щільностей потужності віброприскорень) конструкції космічних апаратів при коливаннях тяги РРДУ, що діють на корпус РН на активній ділянці польоту рідинної РН. Підхід включає математичне моделювання просторових коливань конструкції ракети-носія відповідно до її конструктивно-компонувальної схеми, попереднє експериментальне визначення спектральної щільності потужності конструкції ракетного двигуна. Працездатність запропонованого підходу до прогнозування динамічного навантаження космічних апаратів продемонстрована на прикладі розрахункового аналізу спектральних щільностей коливань конструкцій КА, що виводяться ракетами-носіями з різними конструктивно-компонувальними схемами.

Показано, що за допомогою цього підходу вже на початковому етапі проєктування РН при використанні віброакустичних характеристик рідинного ракетного двигуна (РРД) (відомих на основі результатів його вогневих випробувань) можна виконати прогнозування параметрів вібронавантаження КА в різні моменти часу роботи РРД першого ступеня РН з урахуванням схеми компонування ракети (з КА) і її конструктивних особливостей.

Ключові слова: *віброприскорення космічного апарата, рідинна ракетна установка, математичне моделювання, спектральна щільність, коливання тяги ракетного двигуна.*

In orbital injection, the launch vehicle (LV) structure and the spacecraft are subjected to extreme dynamic loads, in particular to vibroacoustic loads (from rocket engine thrust oscillations and aerodynamic loads), which may cause spacecraft instrumentation malfunction and damage spacecraft light-weight thin-walled structures. This paper is dedicated to the development of an approach to predicting dynamic loads on spacecraft in orbital injection by LVs of various layouts under propulsion system thrust oscillations in active flight.

The paper presents an approach to predicting dynamic loads on spacecraft in orbital injection by LVs of various layouts. The approach makes it possible to evaluate dynamic loads (spectral densities of vibration accelerations) on spacecraft under propulsion system thrust oscillations acting on the liquid-propellant LV structure in active flight. The approach includes a mathematical simulation of the spatial oscillations of the LV structure according to its structural layout scheme and the experimental pre-determination of the spectral density of the rocket engine power. The workability of the proposed approach in predicting the spacecraft dynamic loads is demonstrated by the example of a computational analysis of the spectral densities of spacecraft oscillations in orbital injection by LVs of various structural layouts.

It is shown that the approach allows one to predict, as early as at the initial LV design stage, the spacecraft vibratory load parameters at different times of the LV first-stage liquid-propellant rocket engine operation accounting for the rocket layout (with the spacecraft) and design features and using the vibroacoustic characteristics of the liquid-propellant rocket engine (known from the results of its fire tests).

Keywords: *spacecraft vibration acceleration, liquid-propellant rocket propulsion system, mathematical simulation, spectral density, rocket engine thrust oscillations.*

Вступ. У період виведення на робочі орбіти конструкція ракети та її космічний апарат (КА) піддаються екстремальним динамічним впливам [1] –[3]. У цей період на конструкцію ракети та космічний апарат можуть діяти віброакустичні навантаження (від коливань тяги рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ) та від аеродинамічних впливів), що здатні призвести до порушень функціонування приладів та міцності легких тонкостінних конструкцій космічного апарата. Різкі зміни в напружено-деформованому стані конструкції ракети-носія (РН) і КА (пірошоки), що виникають при відділенні косміч-

© Д. О. Ніколаєв, С. В. Хорошилов, 2024

ного ступеня РН, можуть призвести до додаткових проблем міцності конструкції КА. Віброприскорення конструкцій КА, що виводяться на орбіту, при проєктуванні регламентуються рядом керівних документів (стандартів), зокрема [4], [5].

На даний час для оцінки динамічних навантажень, що діють на космічний апарат у період його виведення на робочу орбіту, розробники КА зазвичай використовують дані узагальнень експериментальних вимірювань віброприскорень конструкції КА, отриманих в період попередніх пусків РН з КА з аналогічними масо-габаритними характеристиками. Найчастіше прі цьому використовуються дані вимірів віброприскорень конструкції КА від датчиків, встановлених на його адаптері [3], [4], [6]. Рівні вібрацій конструкції РН у перерізі кріплення КА при їх проєктуванні оцінюються за граничними величинами спектральних щільностей потужності та амплітуд віброприскорень, заданих у широких частотних діапазонах. Для конкретних РН ці величини наводяться, наприклад, в роботах [7] – 10].

Сучасні вимоги (зокрема керівництва та вказівки NASA [3] – [5]) до проєктування космічних апаратів ракет-носіїв при моделюванні динамічних навантажень на КА вимагають врахування особливостей конструкції РН. Важливо також, що перед проведенням вібраційних випробувань КА необхідно гарантувати не тільки те, що параметри тестових вібронавантажень на КА сформовані виходячи з динамічних характеристик ракети-носія і двигунної установки, але й забезпечується безпека тих, хто встановлює технологічне обладнання і проводить випробування [10].

Тестування власних коливань конструкції КА та прогнозування реакції КА на динамічні навантаження від ракети-носія є складним завданням, актуальність якого виражається у значній економії матеріально-технічних ресурсів, спрямованих на розробку КА [5], [6].

Нехтування роботами з прогнозування динамічних характеристик КА іноді може мати катастрофічні наслідки. Так, ракета-носій Delta III (USA) була зруйнована при першому запуску [11] через те, що система управління РН реагувала (шляхом коригування руху ракети через керуючі органи) на коливання конструкції РН з КА з частотою 4 Гц, які (як показали подальші додаткові дослідження) самі по собі зникли б без корекції руху РН. Конструктори зазначеної РН Delta III не провели прогнозних розрахунків і відповідних досліджень її динаміки до пуску ракети, покладалися на раніше відомі динамічні характеристики конструкції ракети Delta II, хоча в описаному в [11] аварійному випадку конструкція ракети-носій Delta III мала істотно іншу конфігурацію (зокрема, конструкція ракети-носія вже була виконана з паливним баком першого ступеня збільшеного діаметра, меншою довжиною, двома додатковими твердопаливними двигунами та новим двигуном другого ступеня, що працює на паливі рідкий кисень/рідкий водень (LOX/LH2)).

Аналогічний випадок стався під час першого польоту РН Ariane 5. Місія польоту РН не була виконана (відбулася втрата КА) через “нерозуміння нового сопла двигуна РН” і рішення керівництва не компенсувати це додаванням додаткових запасів безпеки в конструкцію РН та його випробування [12]. Втрата цього КА зрештою призвела до того, що компанії Arianespace довелося провести ще один демонстраційний політ РН без корисного навантаження, перш ніж інший потенційний замовник погодився на використання даної РН для виведення КА.

Як уже зазначалося, деякі оцінки вібронавантажень конструкції КА при пусках нових РН можна отримати на основі аналізу динамічних процесів досліджуваної РН, виконаного за результатами аналізу вимірювань параметрів пусків найближчого прототипу РН (з практично еквівалентною конструктивно-компонувальною схемою РН). Побудовані на основі цих експериментальних даних рівні вібрацій конструкції РН у перерізі кріплення КА (зокрема, наведені у Довідниках користувача [8], [9] для певних ракет-носіїв) служать для розробників конструкції КА оцінками величин спектральних щільностей потужності (PSD) вібрацій КА для різних частотних діапазонів його коливань. Приміром, на рис. 1 представлені залежності граничної (максимальної) величини спектральної щільності конструкцій космічного апарата від частоти коливань, що виводяться РН Soyuz [8] та РН Falcon Heavy [9].

Однак оцінки впливу основних конструктивних параметрів РН (наприклад, впливу особливостей конструкції РН або наддуву і ступеня заповнення баків паливом) і робочих режимів РРДУ на рівень віброприскорень КА в польоті можна отримати лише на основі математичного моделювання взаємодії коливальних рухів конструкції корпусу РН і динамічних процесів в РРДУ, як це, зокрема, показано у роботі [13]. Результати визначення експериментальних величин коливань тяги РРДУ та віброприскорень конструкції двигунів першого ступеня РН при їх наземних вогневих випробуваннях можуть бути залучені для виконання обґрунтованого прогнозу динамічних навантажень, що діють на конструкцію РН та КА, у тому числі за різних режимів роботи РРД та умов польоту РН [14].

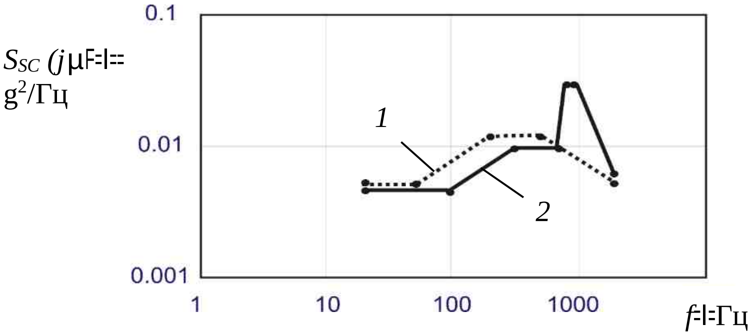

Рис. 1 – Залежності від частоти коливань РН граничних величин спектральної щільності (PSD) конструкції КА в перерізі адаптера стосовно умов виведення КА ракетою-носієм Soyuz [8] (крива 1) і ракетою-носієм Falcon Heavy [9] (крива 2)

Метою цієї статті є розробка підходу до прогнозування динамічного навантаження КА при коливаннях тяги РРДУ на активній ділянці польоту РН (різних компонувальних схем), що виводяться на робочі орбіти.

Логічний взаємозв’язок завдань, розв’язуваних у межах запропонованого підходу, можна подати у вигляді діаграми, наведеної на рис. 2. Як випливає з аналізу схеми, на етапі 1 на основі обробки даних вогневих випробувань виконується визначення спектральної щільності коливань тяги рідинного ракетного двигуна (РРД), складових РРДУ першого ступеня РН, що розробляється, з КА.

Далі розробляється математична модель динамічної системи «КА – корпус ракети – РРДУ» стосовно компонувальної схеми РН, за допомогою якої проводиться визначення динамічного коефіцієнта посилення конструкції корпусу РН при зовнішньому збуренні з боку тяги двигуна. При цьому важливим етапом є облік різноманітних умов польоту (змін режиму регулювання двигунної установки, квазістаціонарних змін тиску та витрати компонентів палива на вході в двигун та інших) при виконанні оцінки граничних значень динамічного коефіцієнта посилення конструкції корпусу РН залежно від частоти коливань і часу польоту РН під час роботи РРДУ першого ступеня. Прогнозування динамічного навантаження і віброприскорення конструкції КА в польоті виконується на завершальному етапі завдань запропонованого підходу на основі співвідношення між спектральною щільністю віброприскорення конструкції ракетного двигуна і спектральної щільності конструкції кріплення місця КА, представленого нижче.

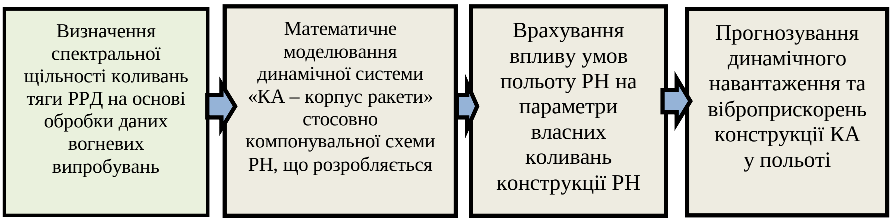

Рис. 2 – Схема взаємозв’язку складових завдань, які вирішуються в рамках запропонованого підходу до прогнозування динамічного навантаження КА на активній ділянці польоту РН від коливань тяги РРДУ

1. Визначення спектральної щільності коливань тяги РРД та віброприскорень конструкції РРД на основі результатів вогневих випробувань. Коливання тяги та експлуатаційні віброприскорення конструкції РРД, що реєструються при польоті РН та при вогневих випробуваннях її двигунної установки [15], [16], вивчаються при проєктуванні та відпрацюванні двигунної установки в рамках задач визначення працездатності систем РРД та віброміцності конструкції РРД з урахуванням дії сукупності внутрішніх та зовнішніх факторів, що впливають на функціонування двигуна.

Вібраційні навантаження, що діють на конструкцію двигуна в місцях кріплення РРДУ до конструкції РН при їх вогневих випробуваннях, при старті та в польоті РН, поділяють на навантаження, зумовлені низькочастотними процесами, а також високочастотними коливаннями в системах РРД [17]. При польоті РН низькочастотні гармонічні коливання конструкції двигуна можуть посилюватися внаслідок їхньої взаємодії зі згинальними та поздовжніми коливаннями корпусу РН [14]. Необхідно відзначити, що більшості вогневих випробувань РРД властива мінливість результатів від випробування до випробування. У такій ситуації доцільно використати статистичні моделі динамічних процесів у РРД для визначення максимально прогнозованих умов його роботи.

Навантаження на конструкцію, що відповідають цим коливанням, характеризують спектральною щільністю PSD $S_{LPE}(f)$ (або ж амплітудним спектром $A_{LPE}(f)$), частотою f та тривалістю дії вібраційного навантаження аT.

Типовий вид залежностей тиску p перед форсунками камери згоряння від часу вогневого випробування, а також залежностей динамічних складових тяги (спектральної щільності коливань тяги) потужного РРД (РД171М) [18], що був застосований на ракеті-носії розробки ДП «КБ «Південне», представлено відповідно на рис. 3 і на рис. 4.

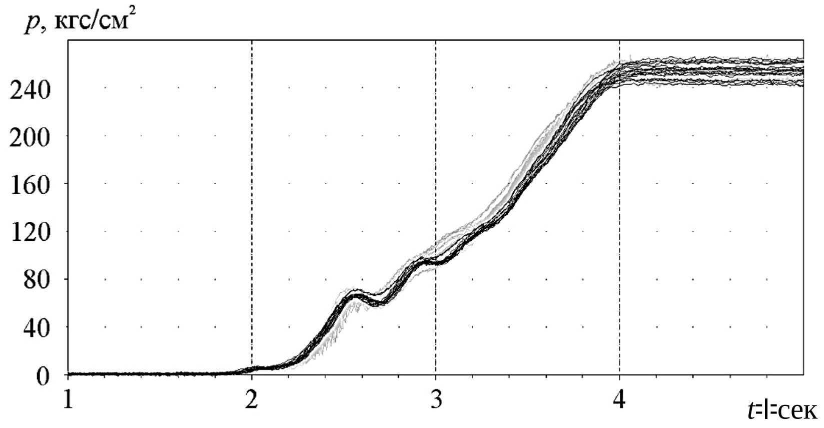

Рис. 3 – Залежністі тиску перед форсунками камери згоряння від часу при різних реалізаціях вогневих випробувань потужного РРД [18] в період їх випробувань

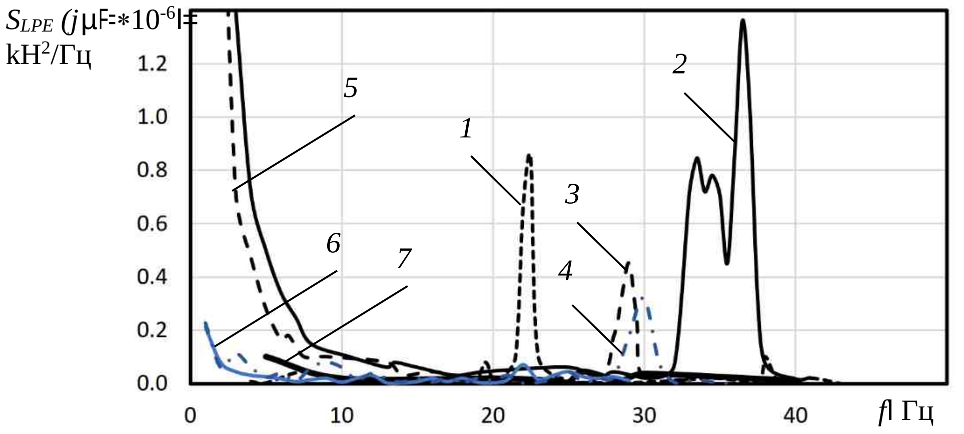

Рис. 4 – Спектральні щільності $S_{LPE}(f)$ коливань тяги потужного РРД, реалізовані при 7 різних режимних параметрах (1–7) його вогневого випробування

Зазначимо, що поняття середньоквадратичного значення тяги, що використовується при статистичному аналізі параметрів випробувань РРД, дозволяє обчислювати величину амплітудного спектра A_i коливань із частотою коливань f_i досліджуваного динамічного процесу, тобто вимірюваної величини тяги (після перетворення до дискретного виду динамічної складової величини тяги, що перераховується через тиск у камері згоряння, з кількістю вимірювань i=1, … N). Подані на рис. 4 спектральні щільності $S_{LPE}(f)$ коливань тяги потужного РРД (або залежності амплітуди коливань тяги A_i , тобто відхилення вимірюваної величини від поточного стаціонарного значення частоти коливань f_i) побудовані на основі наступних відомих з теорії обробки періодичних сигналів співвідношень (наприклад, [19], [20]):

$$A_i = \sqrt{2D_i}\,, \tag{1}$$

$$D_i = \int_{f_i - 0,5\Delta f_w}^{f_i + 0,5\Delta f_w} S_{LPE}(f)\, df \ , \tag{2}$$

де дисперсія D_i періодичної величини тяги x(*t*), $S_{LPE}(f)$ – спектральна щільність PSD вимірюваної величини коливань тяги, визначена в діапазоні сканування частот $f_1 < f_i < f_{N/2}$, Δf_w – ширина вікна інтегрування, що залежить від досліджуваної частоти коливань f_i.

Як випливає із аналізу залежностей на рис. 4, при різних запусках РРД протягом одного випробування (№ А136 [18]) навіть при практично однаковій величині статичної складової тяги досліджуваного РРД величини низькочастотних спектральних щільностей тяги двигуна можуть мати резонансні максимуми, що відрізняються як за величиною, так і характерною частотою їх прояву. Цей факт можна пояснити, насамперед, впливом «розкиду» реалізованих при випробуваннях величин низки внутрішніх чинників, зокрема, налаштованих параметрів системи управління двигуна (різними реалізаціями регулювання та установки необхідної величини тяги двигуна), деякими відмінностями у виготовленні випробовуваних зразків РРД, а також впливом зовнішніх факторів при вогневих випробуваннях.

З урахуванням вищесказаного у розв’язуваній задачі прогнозування вібронавантаження КА доцільно спиратися на максимальні величини PSD віброприскорення місця кріплення двигунної установки, величина якої може бути нормована, наприклад, за допомогою номінального значення тяги P_{LPE} (тобто $S_{LPE}(\mu)/P_{LPE}$) при досліджуваних вогневих випробуваннях РРД.

Таким чином, отримані при вогневих випробуваннях РРД експериментальні значення спектральної щільності коливань тяги і (або) віброприскорень елементів його конструкції можуть бути використані при прогнозуванні величин віброприскорень КА у разі застосування цього РРД на проєктованій РН.

2. Математичне моделювання динамічної системи «КА – корпус ракети – РРДУ» на активній ділянці польоту РН. Динамічна взаємодія конструкції корпусу РН і РРДУ, що істотно впливає на вібронавантаженість КА при виведенні його на орбіту, визначається динамікою замкнутої динамічної системи «РРДУ – корпус РН» з КА, параметри якої залежать від часу польоту. Математичне моделювання динамічної системи «РРДУ – корпус РН з КА» багатодвигунної рідинної РН проведемо на прикладі перспективних РН тандемної та пакетної схеми [21]. Спрощені зображення компонувальних схем досліджуваних ракет-носіїв представлені на рис. 5.

Побудову розрахункових схем вільних коливань зазначених РН виконано на основі їх конструктивно-компонувальних схем. Схематизація конструкції та ідеалізація коливальних рухів пружного корпусу рідинної РН дозволяє розглядати його як слабодемпфовану лінійну коливальну систему «конструкція РН з КА – рідке паливо в баках» з кінцевим числом ступенів свободи і в’язким тертям, яка з достатньою для практики точністю відтворює динамічні характеристики корпусу в частотному діапазоні до 100 Гц. Математична модель замкнутої динамічної системи РРДУ першого ступеня – корпус РН може бути описана рівняннями динаміки основних ланок цієї системи, а саме – корпусу РН, маршових РРД першого ступеня та їх живильних магістралей.

Вільні поздовжні коливання корпусу РН описувалися на основі диссипації енергії як коливання лінійної динамічної системи «конструкція корпусу

РН з КА – рідина в баках першого і другого ступенів» з «замороженими» коефіцієнтами. Врахування диссипації енергії у системі здійснювалося з урахуванням моделі в’язкого тертя [22] – [24]. Математична модель цієї системи, побудована з використанням методу кінцевих елементів, представлялася у матричному вигляді однорідним диференціальним рівнянням:

$$M\ddot{X}(t)+C\dot{X}(t)+KX(t)=0\,, \tag{3}$$

де X – вектор вузлових переміщень системи «конструкція корпусу РН з КА – рідина в баках першого та другого ступенів», що має довжину n_1; $\dot{X}(t)=dX(t)/dt$; $\ddot{X}(t)=d^2X(t)/dt^2$; n_1 – кількість ступенів свободи системи; M, C, K – відповідно матриця мас, коефіцієнтів демпфування та жорсткості, що мають порядок n_1.

Спектр власних коливань динамічної системи "конструкція корпусу РН з КА – рідина в баках першого і другого ступенів" визначався на основі розрахунку власних значень та власних векторів матриці $M^{-1}K$ (див. рівняння (3)). При цьому власні значення ª_j матриці $M^{-1}K$ рівні квадратам власних кутових частот коливань μ_j^2 системи (3) та визначають її власні частоти коливань f_j

$$f_j=\mu_j/2\text{®}=\frac{1}{2\text{®}}\sqrt{|\,\text{ª}_j\,|}\,.$$

У разі названої пакетної компонувальної схеми (рис. 5, с) несучі конструкції центрального та бічних блоків у математичній моделі поздовжніх коливань РН представлялися у вигляді пружних тонкостінних стрижнів змінного перерізу.

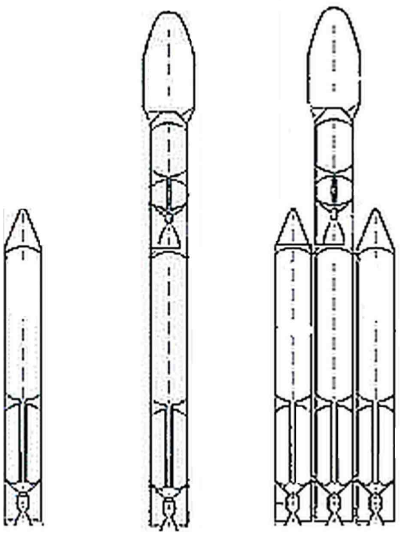
a) b) c)

Рис. 5 – Спрощені зображення досліджуваних ракет-носіїв різного компонування: а) одноступенева РН; b) двоступенева РН; с) РН пакетної схеми компонування

Побудова розрахункової схеми вільних коливань центрального та бічних блоків перспективної РН пакетної схеми компонування проводилася на основі її конструктивно-компонувальної схеми. Несучі конструкції центрального і бічних блоків моделі представлялися у вигляді пружних тонкостінних стрижнів змінного перерізу. Основні коливальні рухи підсистем РН (власні коливання мас рідкого палива (з урахуванням пружності днищ та стінок баків), власні коливання підсистеми «адаптер – КА», slosh – коливання вільної по-верхні рідкого палива) моделювалися механічними осциляторами з використанням результатів досліджень [13], [23, [25].

Пружні поздовжні коливання маршових РРД із частотою основного тону підсистеми «пружна рама – РРД» моделювалися одновимірними механічними осциляторами, що здійснюють коливальні рухи в напрямку поздовжньої осі РН.

Аналогічним чином виконано математичне моделювання просторових коливань двоступеневої РН та одноступеневої РН тандемної схеми (рис. 5, a) та рис. 5, b)). Зокрема, скінченно-елементна модель корпусу коливань двоступеневої РН тандемної схеми з КА (див. рис. 5, b)) включала до себе 72 елементи типу "пружна балка", 10 елементів типу "зосереджена маса", 10 елементів типу "пружина".

Параметри вимушених коливань корпусу РН представлених вище схем компонування розраховувалися на основі системи (3) з використанням методу комплексних амплітуд та засобів скінченно-елементного аналізу САЕ-систем [25], [26].

У математичній моделі динаміки системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН» коливання корпусу РН описувалися як коливання дисипативної системи «конструкція корпусу РН – рідина в баках першого та другого ступенів – КА» при дії збурювальних сил з боку РРДУ, тобто неоднорідним матричним рівнянням [23]:

$$M_v \ddot{X}(t) + C_v \dot{X}(t) + K_v X(t) = F(t), \tag{4}$$

де $F(t)$ – вектор довжиною n, компонентами якого є збурювальні сили, що діють на корпус РН з боку РРДУ (насамперед коливання тяги двигунів та коливання тиску на вході в насоси системи живлення РРДУ), M_v, C_v, K_v – відповідно матриця мас, коефіцієнтів демпфування та жорсткості, що мають порядок n.

Математична модель низькочастотної динаміки маршового РРД першого ступеня при дії зовнішніх збурень будувалася на базі сучасних уявлень про динамічні процеси в підсистемах двигуна, які докладно викладені в роботі [14]. Лінеаризована система диференціальних рівнянь у відхиленнях, що описує низькочастотну динаміку двигуна (з урахуванням динаміки кавітуючих шнековідцентрових насосів окислювача та пального [27]), складається з великої кількості рівнянь і зазвичай [17] представляється в загальному вигляді:

$$\sum_{i=1}^{n} \left[a_{\kappa i} \delta \dot{x}_i + b_{\kappa i} \delta x_i + c_{\kappa i} \delta x_i \left(t - \tau_{\kappa i} \right) \right] = d_\kappa \delta y_\kappa \quad \kappa = 1 \div n, \tag{5}$$

де $\delta x_i, \delta y_\kappa$ – відхилення режимних параметрів двигуна та зовнішніх збурень; $a_{\kappa i}, b_{\kappa i}, c_{\kappa i}$ – коефіцієнти системи, що залежать від конструктивних та режимних параметрів двигуна; $\tau_{\kappa i}$ – запізнення в рівняннях низькочастотної динаміки газових трактів РРД.

В якості зовнішніх збурень, що діють на РРД на активній частині польоту, розглядалися коливання тиску палива на днищах паливних баків центрального та бічного блоків ракети, обумовлені вібраціями пружного корпусу.

3. Прогнозування віброприскорень конструкції КА в польоті рідинної РН при роботі її РРДУ першого ступеня. Відомо [1], що за даними вогневих стендових випробувань РРД коливання тяги двигуна спостерігаються навіть тоді, коли відсутні динамічні складові тиску компонентів палива, викликані впливом динамічних процесів в живильних магістралях і ракетних конструкціях. Коливання тяги двигуна при його вогневих випробуваннях зазвичай [17] зумовлені динамікою робочих процесів у підсистемах двигунної установки. Зокрема, кавітаційними коливаннями в системі живлення РРД, регуляторними коливаннями в РРД, внутрішньокамерними динамічними процесами в її камері згоряння.

На активній ділянці польоту космічний апарат як складовий елемент замкнутої динамічної системи «РРДУ – корпус ракети – КА» зазнає динамічного впливу від РРДУ, що передається на адаптер КА через конструкцію рідинної ракети. Для опису цього динамічного впливу введемо поняття динамічного коефіцієнта посилення W_{str}(jω) корпусу РН як відношення $\frac{W_{sc}(j\mu)}{W_{lre}(j\mu)}$ зміщення конструкції космічного апарата $W_{sc}(j\mu)$ до зміщення конструкції ракетного двигуна $W_{lre}(j\mu)$ при його вимушеному гармонійному збуренні. Тоді це відношення (динамічний коефіцієнт посилення W_{str}(jω)) можна виразити як добуток частотних характеристик m складових кінцевих елементів від точки докладання тяги двигуна до корпусу до місця встановлення КА у верхній частині корпусу РН (відповідно до конструктивно-компонувальної схеми РН):

$$W_{str}(j\mu)=\frac{W_{sc}(j\mu)}{W_{lre}(j\mu)}=\prod_{i=1,m}^{m}W_i(j\mu), \qquad (6)$$

де $W_i(j\mu)$ – частотна характеристика окремого кінцевого елемента конструкції корпусу ракети, послідовно розташованого вздовж поздовжньої осі РН.

На рис. 6 показана схема застосування зовнішнього впливу $W_{lre}(j\mu)$ з боку двигунної установки на корпус ракети з встановленим на ньому космічним апаратом (двигунна установка при цьому виконує роль зворотного зв'язку в замкнутому контурі «РРДУ – корпус РН – КА»).

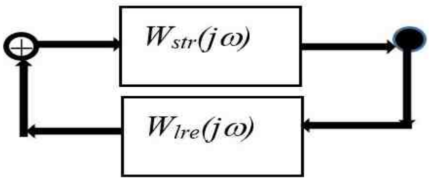

Рис. 6 – Схема динамічної взаємодії двигунної установки та корпусу ракети із встановленим на ньому космічним апаратом

Оцінюючи параметри стаціонарних коливань конструкції РРД, його динамічну поведінку можна описати за допомогою функції спектральної щільності $S_{stre}(\mu)$ віброприскорення конструкції чи дисперсії

$$\pm^2_{stre}=\int_{-\infty}^{\infty}S_{stre}(\mu)\,d\mu\,. \qquad (7)$$

Пульсації (динамічні складові) тяги РРДУ, як динамічні впливи на корпус ракети, у певних діапазонах частот коливань корпусу РН можуть як посилюватися, так і пригнічуватися. Крім того, сама двигунна установка в період виведення КА відчуває вплив зворотних зв'язків від динамічних процесів у корпусі РН (у тому числі і від КА), які в залежності від фазових співвідношень між динамічними ланками системи можуть також збуджувати коливання, наприклад, призводити до поздовжньої нестійкості рідинної ракети [24], до нестійкості аналізованої динамічної системи «РРДУ – корпус ракети – КА» внаслідок нестійкості РРДУ.

Вважаючи коливання тяги РРДУ стаціонарними, використовуючи (6), співвідношення між спектральною щільністю віброприскорення конструкції (камери згоряння) двигуна $S_{stre}(\mu)$ та спектральною щільністю конструкції місця кріплення КА, $S_{sc}(\mu)$ можна уявити в такому вигляді:

$$S_{sc}(\mu) = \left|W_{str}(j\mu)\right|^2 S_{stre}(\mu)\,. \tag{8}$$

На основі рівняння (1) далі можна отримати величини $A_{sc}(f)$ віброприскорення КА в залежності від частот коливань f у польоті рідинної РН під час роботи її РРДУ, які дозволять судити про динамічну навантаженість КА.

4. Аналіз результатів застосування запропонованого підходу до прогнозування віброприскорень конструкції КА для РН різних компонувальних схем. На рис. 7 (як приклад) представлена типова залежність спектральної щільності віброприскорення конструкції рідинного ракетного двигуна, приведеної до величини його тяги (тобто $\bar{S}_{stre} = S_{stre}(\mu)/P_{LPE}$) і побудована на основі аналізу даних вогневих випробувань рідинного ракетного двигуна [28], тяга якого вимірювалася в кН.

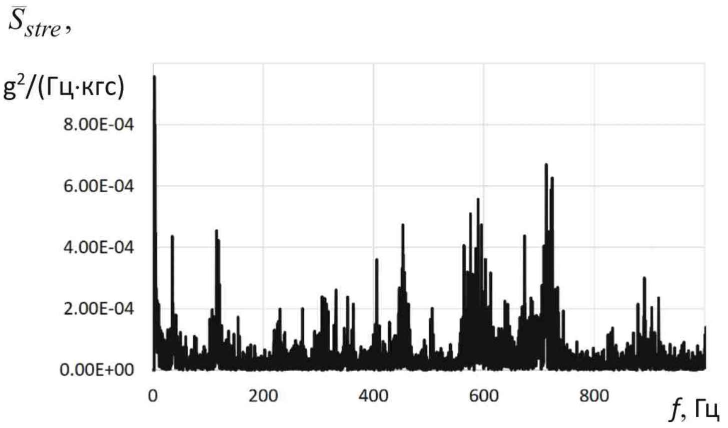

Рис. 7 – Приведена спектральна щільність віброприскорення конструкції двигуна $\bar{S}_{stre}$, яка побудована для частотного діапазону від 0.1 Hz до 1000 Hz

Для врахування величини тяги РРДУ в задачі прогнозування віброприскорень конструкції КА можна перетворити формулу (8) у вигляді:

$$S_{sc}(\mu) = \left|W_{str}(j\mu)\right|^2 \cdot \bar{S}_{stre} \cdot P_{LPE}\,. \tag{9}$$

На рис. 8 представлені залежності динамічного коефіцієнта посилення $W_{str}(j\mu)$ корпусу ракети з КА , розраховані з урахуванням рівнянь (4) – (5) для наведених на рис. 5 компонувальних схем досліджуваних ракет-носіїв. Зазначені залежності розраховані для досліджуваних рідинних ракет-носіїв при значенні їх відносного часу польоту РН $\bar{t} = t/t_{fin} = 0.015$ (t_{fin} – кінцевий час роботи двигунів першого ступеня РН), при якому паливні баки РН ще практично повністю заповнені рідким паливом.

Як випливає з результатів аналізу цих залежностей, на початковому інтервалі часу польоту одноступенева РН з тандемним компонуванням має найбільший динамічний вплив на верхню частину корпусу РН у частотному діапазоні 5 Гц – 7 Гц. При цьому модуль динамічного коефіцієнта посилення

$W_{str}(j\mu)$ корпусу РН, розрахований для важкої ракети з пакетним компонуванням, як наслідок найбільшої величини демпфування корпусу РН на низьких (до 100 Гц) частотах, характеризується найменшими значеннями коефіцієнта $W_{str}(j\mu)$.

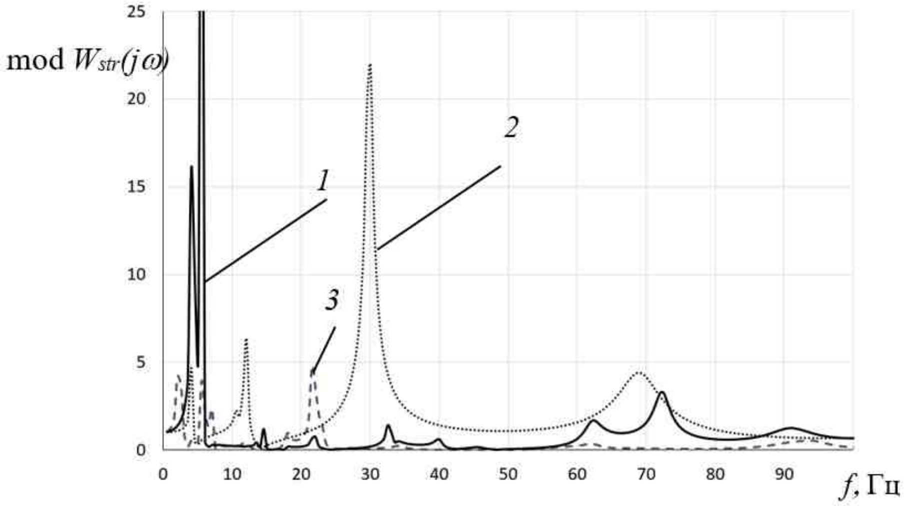

Рис. 8 – Залежність динамічного коефіцієнта посилення $W_{str}(j\mu)$ корпусу ракети з КА (1 – одноступенева РН з тандемним компонуванням, 2 – двоступенева РН з тандемним компонуванням, 3 – РН з пакетним компонуванням)

На рис. 9 представлені розраховані за формулою (7) залежності спектральних щільностей потужності віброприскорення КА, побудовані за допомогою представленого підходу при їх виведенні різними РН (1 – одноступенева РН з тандемним компонуванням, 2 – двоступенева РН з тандемним компонуванням, 3 – РН з пакетним компонуванням).

З аналізу залежностей, наведених на рис. 9, а також порівняння їх із даними на рис. 1, випливає, що відповідно до виконаного прогнозу можливість перевищення гранично допустимих величин віброперевантажень реалізована тільки у разі виведення на орбіту космічного апарата одноступеневою ракетою-носієм (залежність 1).

Для забезпечення безпеки КА в польоті в даному випадку при проєктуванні РН може знадобитися розробка однієї з вібрзахисних систем [29], що встановлюються в перерізі кріплення адаптера КА.

Для умов виведення космічних апаратів двоступеневими рідинними РН з тандемним компонуванням та триступеневими РН з пакетним компонуванням за результатами проведених розрахунків величини спектральної щільності віброприскорень конструкції КА (залежності 2 та 3) виявилися значно меншими (в 1.5 рази – 2 рази) граничних величин віброприскорень КА, що регламентуються, зокрема [9], при виведенні на робочі орбіти за допомогою американської РН Falcon.

Таким чином, працездатність запропонованого підходу прогнозування динамічного навантаження космічних апаратів продемонстрована на прикладі розрахункового аналізу спектральних щільностей конструкцій КА, що виводяться ракетами-носіями з різними конструктивно-компонувальними схемами.

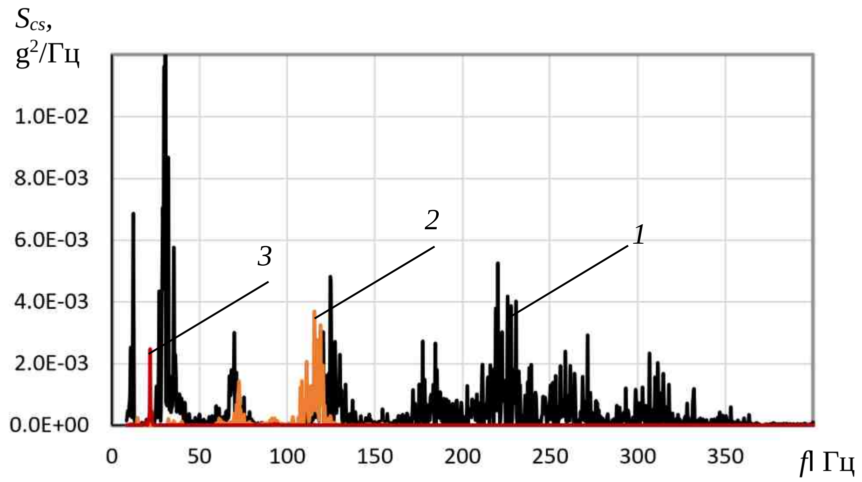

Рис. 9 – Залежності від частоти розрахункових спектральних щільностей потужності віброприскорень конструкції КА при їх виведенні різними РН (1 – одноступенева РН з тандемним компонуванням, 2 – двоступенева РН з тандемним компонуванням, 3 – РН з пакетним компонуванням)

5. Висновки. Розроблено підхід до прогнозування динамічного навантаження космічних апаратів, що виводяться на робочі орбіти за допомогою рідинних РН різних компонувальних схем. Підхід дозволяє оцінити величини динамічних навантажень (спектральних щільностей потужності віброприскорень) конструкції космічних апаратів при коливаннях тяги РРДУ, що діють на корпус РН на активній ділянці польоту рідинної РН.

Підхід включає математичне моделювання просторових коливань конструкції ракети-носія відповідно до її конструктивно-компонувальної схеми, попереднє експериментальне визначення спектральної щільності потужності конструкції ракетного двигуна.

За допомогою цього підходу вже на початковому етапі проєктування РН при використанні віброакустичних характеристик РРД (відомих на основі результатів його вогневих випробувань) можна виконати прогнозування параметрів вібронавантаження КА в різні моменти часу роботи РРД першого ступеня РН з урахуванням схеми компонування ракети (з КА) та її конструктивних особливостей.

1. Flight-loads measurements during launch and exit. NASA/SP-8002, NASA (Washington, DC, USA). 1964. 8 p. URL:http://everyspec.com/NASA/NASA-SP-PUBS/NASA_SP-8002_4235/ (дата звернення 21.12.23).
2. *Crocker M. J.* The Vibroacoustic Environment of Spacecraft During Launch and Flight. Sound and Vibration. 2002. Vol. 36. No. 6. P. 5.
3. *Kabe A. M., Kim M. C., Spiekermann C. E.* Loads Analysis for National Security Space Missions. The Aerospace corporation of magazine of advances in aerospace technology. Crosslink. Winter 2003/2004. Vol. 5. No. 1. P. 20–25.
4. Load Analyses of Spacecraft and Payloads. NASA Technical Standard. NASA-STD-5002. 1996. P. 14. URL: https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-std-5002a.pdf (дата звернення 7.01.24).
5. Spacecraft dynamic environment testing. NASA technical book. NASA-HDBK-7008. NASA. Washington. DC 20546-0001. 2014. P.134. URL: http://everyspec.com/NASA/NASA-NASA-HDBK/NASA-HDBK-7008_52000/ (дата звернення 7.01.24).
6. *Сердюк В. К.* Проектирование ракет-носителей космических аппаратов: учебник. Пособие для вузов. Машиностроение. 2009. 504 р.
7. Antares User's Guide. Northrop Grumman Corp. Release 3.1. September 2020. URL: https://www.northropgrumman.com/wp-content/uploads/Antares-User-Guide-1.pdf (дата звернення 7.01.24).
8. Soyuz at the Guiana Space Centre User's Manual Issue 2 – Revision 0 March 2012. URL: https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf (дата звернення 7.01.24).
9. Falcon User's Guide. Space Exploration Technologies Corp. (SpaceX). 2021-09. URL: https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf (дата звернення 21.12.23).

10. *Tuma, Margaret & Chenevert, Donald & Leahy, Bart* Objectives and Progress on Ground Vibration Testing for the Ares Launch Vehicles. Conference: 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition. URL: https://doi.org/10.2514/6.2010-2026 (дата звернення 14.12.23).
11. Boeing Changes Delta III Control Software, Boeing News Release October 1998. URL: https://boeing.mediaroom.com/1998-10-15-Boeing-Changes-Delta-III-Control-Software (дата звернення 14.12.23).
12. *De Selding, Peter B.* Harsh Report Issued on Ariane 5 Failure. Space News. 2003. January. P. 3.
13. *Гладкий В.Ф.* Динамика конструкции ракеты-носителя. М.: Наука.1969. 496 р.
14. *Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н.* Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа. Вестник двигателестроения. 2017. № 2. С. 34–42.
15. *Katorgin B. I., Chvanov V. K., Chelkis F. J. and Michael Popp, Lawrence G. Tanner, Robert C. van Giessen, Scott J. Connally* RD-180 Engine Production and Flight Experience. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11 – 14 July 2004. Fort Lauderdale, Florida. URL: https://arc.aiaa.org/doi/book/10.2514/MJPC2004 (дата звернення 21.12.23).
16. *Begishev A. M., Zhuravlev V. Y., Torgashin A. S.* Features and modernization methods of thrust measurement devices for liquid rocket engine test stands. Siberian Journal of Science and Technology. 2020. Vol. 21. No. 1. P. 62–69. URL: https://doi.org/10.31772/2587-6066-2020-21-1-62-69 (дата звернення 7.01.24).
17. *Гликман Б. Ф.* Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. 2–е издание, перераб. и доп. М.: Машиностроение. 1989. 296 с.
18. *Katorgin B. I., Semyonov V. I., Chvanov V. K., Chelkis F. Yu* Engine RD171M. Conversion in mechanical engineering. 2006. N 1. URL: http://lpre.de/resources/articles/history.htm (дата звернення 7.01.24).
19. *Бесекерский В. А., Попов Е. П.* Теория систем автоматического регулирования. М.: Наука. 1972. 507 с.
20. *Michael Cerna, Audrey F. Harvey* The Fundamentals of FFT-Based Signal Analysis and Measurement. 340555B-01. National Instruments Corporation. July 2000. URL: https://www.sjsu.edu/people/burford.furman/docs/me120/FFT_tutorial_NI.pdf (дата звернення 14.12.23).
21. *Дегтярев А. В.* Ракетная техника. Проблемы и перспективы. Днепропетровск.: АРТ-ПРЕСС. 2014. 420 с.
22. *Николаев А. Д., Хоряк Н. В.* Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет-носителей с учетом диссипации энергии. Авиационно-космическая техника и технология. 2004. № 4 (12). С. 62–73.
23. *Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Серенко В. А., Клименко Д, В., Ходоренко В.Ф., Башлий И. Д.* Учет диссипативных сил при математическом моделировании продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты. Техническая механика. 2016. № 2. С. 16–31.
24. *Oppenheim B. W., Rubin S.* Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets. Journal of Spacecraft and Rockets. 1993. Vol. 30. No. 3. P. 360 – 383. https://doi.org/10.2514/3.25524
25. *Башлий И. Д., Николаев А. Д.* Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с использованием современных средств компьютерного проектирования и анализа. Техническая механика. 2013. № 2. С. 18–25.
26. *Kohnke P.* Ansys Inc. Theory Manual. 001369. Twelfth Edition Canonsburg: SAS IP. 2001. 1266 p.
27. *Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Натанзон М. С.* Кавитационные колебания и динамика гидросистем. М.: Машиностроение. 1977. 352 с.
28. *Krebs Gunter Dirk* "Tsiklon". Gunter's Space Page. Retrieved 2016-07-05. URL: https://space.skyrocket.de/doc_lau/tsiklon.htm (дата звернення 7.01.24).
29. *Pylypenko O. V., Khoroshylov S. V., Nikolayev D. O.* Development of vibration protection systems of spacecraft – state of the art and perspectives. Космічна наука і технологія. 2023. № 29(5). С. 003-019. https://doi.org/10.15407/knit2023.05.003

Отримано 11.01.2024,
в остаточному варіанті 01.03.2024