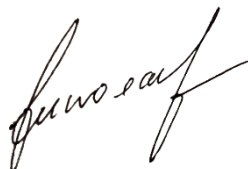


Інститут технічної механіки
Національна академія наук України
Державне космічне агентство України
Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
робота на правах рукопису

НІКОЛАЄВ ОЛЕКСІЙ ДМИТРОВИЧ



УДК 621.454.2.015.2

**РОЗВИТОК НЕЛІНІЙНОЇ ТА ЛІНІЙНОЇ ТЕОРІЇ ПОЗДОВЖНЬОЇ
СТІЙКОСТІ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ З УРАХУВАННЯМ НОВИХ
УЯВЛЕНЬ ПРО ДИНАМІЧНІ ПРОЦЕСИ В РІДИННИХ РАКЕТНИХ
ДВИГУННИХ УСТАНОВКАХ ТА КОРПУСІ РАКЕТИ**

Спеціальність 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки
13 – механічна інженерія

Реферат дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Дніпро – 2025

Дисертацією є рукопис

Робота виконана в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ)

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор

Габрінець Володимир Олексійович

Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій

член-кореспондент НАН України, доктор технічних наук, професор

Аврамов Костянтин Віталійович,

Інститут енергетичних машин і систем ім. А. М.

Підгорного НАН України, завідувач відділу

нелінійної механіки та математичного моделювання

доктор технічних наук, професор

Лимарченко Олег Степанович

Київський національний університет імені Тараса

Шевченка, завідувач кафедри комп'ютерних методів механіки і процесів керування

Захист відбудеться « 15 » квітня 2025 р. о 14:00 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.062.02 у Національному аерокосмічному університеті ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут" за адресою: 61070, м. Харків, вул. Чкалова, 17.

З дисертацією можна ознайомитися в науково-технічній бібліотеці Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут" за адресою: 61000 м. Харків, вулиця Чкалова, 17.

Реферат розісланий « » _____ 2025 р.

Вчений секретар спеціалізованої вченої ради,
кандидат технічних наук, доцент



Олег КІСЛОВ

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Особливістю динаміки рідинних ракетних двигунів (РРД) різних конструктивно-компонувальних схем є їх схильність до низькочастотної нестійкості – загальнодвигунних (зазвичай з частотою до 100 Гц) коливань робочих процесів у системах, агрегатах та камері згоряння, що виникають при поздовжніх коливаннях корпусу ракети-носія (явище POGO відповідно до американської наукової термінології). Ці коливання мають шкідливий вплив на робочі процеси в РРД, призводять до збоїв у роботі систем управління двигуна, а в окремих випадках – до руйнування РРД та конструкції ракети з космічним апаратом (як це було для радянської ракети-носія Н1, а в минулому році – при польоті надважкої ракети-носія Starship Super Heavy). Динамічна нестійкість РРД при польоті ракети-носія (РН) обумовлена резонансною взаємодією рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ – двигунів та їх системи живлення з паливними баками) та пружного корпусу РН, які утворюють коливальний контур «РРДУ – корпус РН». Природа цього явища є такою, що воно не може бути виявлено в результаті будь-яких наземних випробувань двигуна, тому математичне моделювання динамічної взаємодії маршової РРДУ та пружного корпусу ракети є актуальною задачею, яку необхідно вирішувати при створенні нових та модернізації існуючих рідинних ракет.

Теоретичні та експериментальні дослідження низькочастотної динаміки рідинних ракетних двигунів, їх систем та агрегатів дозволили накопичити позитивний досвід у діагностиці динамічної нестійкості РРД та забезпеченні стійкості рідинних РН в цілому. Результати цих досліджень узагальнено у роботах М. С. Натанзона, В. В. Пилипенка, Г. М. Мікішева, Б. Ф. Глікмана, О. А. Шевякова, Є. Л. Левченка, О. В. Пилипенка, В. А. Задонцева, К. С. Колесникова, Sh. Rubin, K. Dotson, T. Shimura, S. Muller, Li Zhang-Guo та ін. Разом з тим, за кордоном до теперішнього часу задача системного аналізу динамічної взаємодії РРДУ та РН вирішується в лінійній постановці.

Проте на основі лінійного аналізу зазначеної динамічної системи можуть бути зроблені висновки лише про її якісний (у термінах «стійко» – «нестійко») стан у конкретний момент часу польоту РН. З точки зору працездатності ракетних систем при поздовжніх коливаннях РН з РРД найбільш важливим є не факт втрати стійкості, а перевищення граничного рівня амплітуд коливань. Граничний рівень віброприскорень РН регламентується вимогами забезпечення динамічної міцності конструкції РН, нормальної роботи приладів системи управління та життєдіяльності екіпажу. Ця найважливіша проблема – визначення амплітуд POGO коливань – на даний час вирішується лише за результатами проведення затратних льотних випробувань рідинної ракети.

Прогнозування амплітуд POGO коливань як нелінійна проблема динамічної взаємодії РРД та корпусу РН у світовій практиці не вирішувалася (за свідченням провідних американських дослідників POGO коливань K. Dotson та S. Rubin,) через відсутність «зрозумілих» нелінійних моделей динаміки РРД, насамперед моделей динаміки кавітуючих насосів РРДУ.

Нелінійна теорія кавітаційних коливань, що створена академіком НАНУ В. В. Пилипенком, дозволяє виконувати аналіз динамічних характеристик двигунної

установки з урахуванням кавітаційних явищ у шнековідцентрових насосах РРД. Виконані в ІТМ НАНУ та ДКАУ дослідження нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» показали визначальний вплив динаміки кавітуючих насосів РРД на параметри поздовжніх коливань рідинних ракет. Однак отримані оцінки амплітуд коливань корпусу при поздовжній нестійкості РН мали переважно якісний характер.

В Україні прогнозування рівня амплітуд поздовжніх коливань РН із РРД стало особливо актуальним завданням на початку 21 століття. При модернізації існуючих конструкцій РН із РРД (зокрема прототипів РН «Дніпро», «Циклон»), динамічні процеси в яких (за даними льотних експериментів) були нестійкими до РОГО коливань, виконання лінійного аналізу динаміки системи вже не відповідає вимогам проектування. Після модернізації цих ракет внаслідок зміни як схеми компонування, так і впровадження нових конструкторських рішень амплітуди РОГО коливань можуть істотно перевищити допустиму величину.

Для вирішення цієї наукової проблеми потрібна розробка складної нестационарної нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус РН», насамперед у частині врахування нелінійної взаємодії форм просторових коливань пружної конструкції РН із РРДУ та нелінійних дисипативних втрат при коливаннях палива в баках та поздовжніх коливаннях конструкції РН.

Завдання прогнозування амплітуд поздовжніх коливань РН ускладнюється тим, що сучасні рідинні РРД як об'єкт регулювання є складними багатозв'язковими динамічними системами. При польоті РН у системах та агрегатах РРДУ маршових РРД та двигунів космічних ступенів РН на деяких режимах їх роботи додатково можуть виникати низькочастотні коливання, зумовлені різними факторами (зокрема, кавітаційними явищами в насосах, динамічними процесами в газових трактах та системах регулювання РРД), які можуть призвести до втрати стійкості робочого процесу у РРДУ. В свою чергу, коливальні процеси в двигуні збуджують поздовжні коливання корпусу РН, створюючи передумови до розвитку РОГО резонансних процесів в динамічній системі «РРДУ – корпус РН». Прогнозування параметрів цих поздовжніх коливань рідинної РН необхідно проводити з урахуванням нових уявлень про динамічні явища у РРД та корпусі РН.

Виходячи з викладеного, **актуальність** теми дисертації визначається необхідністю вирішення важливої науково-технічної проблеми прогнозування рівня загальнодвигунних коливань робочих процесів у рідинному ракетному двигуні, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН, нелінійної взаємодії низькочастотних процесів, що відбуваються в її двигунній установці при поздовжній нестійкості рідинної ракети.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Представлені в дисертаційній роботі результати отримані автором при виконанні науково-дослідних робіт у відділі динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки НАН України та ДКА України у рамках держбюджетної теми «Математичне моделювання динаміки та стійкості складних гідродинамічних систем з урахуванням ефектів гідродинамічної кавітації» (№ держреєстрації 0196U009387); держбюджетної теми III-36-06 (№ держреєстрації 0106U001725) «Математичне моделювання динамічних процесів у рідинних ракетах-носіях з кавітуючими насосами, бурових снарядах з кавітаційним гідровібратором та

розв'язання зворотних завдань газодинаміки лопаткових вінців»; держбюджетної теми (№ держреєстрації 0101U001838) «Дослідження динаміки гідромеханічних об'єктів з кавітуючими елементами як багатовимірних нелінійних нестационарних систем»; держбюджетної теми № III-66-11 (№ держреєстрації 0111U001434) «Розробка теоретичних основ взаємодії коливальних процесів у гідравлічних системах з елементами конструкцій різних об'єктів та вирішення зворотних завдань газодинаміки трансзвукових компресорних ступенів авіаційних газотурбінних двигунів»; держбюджетної теми III-88-16 (№ держреєстрації 0118U003632) «Вирішення сучасних проблем динаміки рідинних ракет-носіїв та гідродинаміки нових технічних пристроїв з кавітуючими елементами»; державного контракту «Дослідження поздовжньої стійкості, міцності, надійності ракет-носіїв та процесів у двигунах» (№ держреєстрації 0196U012610), а також контрактів, укладених між ДП «КБ «Південне» та ІТМ НАНУ і ДКАУ: «Аналіз поздовжньої стійкості РКП «Маяк-22»; «Розробка і дослідження параметрів системи демпфування поздовжніх коливань (POGO) 1-го та 3-го ступеня РКП «KSLV-II»; «Визначення параметрів системи демпфування поздовжніх коливань РКП «Маяк – Т 3.0» і РКП «Маяк - ЛЗ.0»; «Моделювання динаміки роботи двигуна з урахуванням кавітації в насосах і нестационарного теплообміну в системі живлення двигуна рідким киснем»; «Система віброзахисту КА "СІЧ-2М" від вібраційних навантажень під час виведення на орбіту» (№ держреєстрації 0116U005590); «Моделювання запуску двигунної установки, яка містить чотири двигунних блока РД870, з урахуванням кавітації в насосах і динаміки магістралей живлення першого ступеня РН «Циклон-4М» (№ держреєстрації 0118U100033); «Аналіз поздовжньої стійкості РКП "Циклон 4М» (№ держреєстрації 0118U100038); «Вибір раціональних параметрів демпфера системи живлення РРДУ I ступеня» (№ держреєстрації 0118U100032); «Моделювання запуску рідинного ракетного двигуна з урахуванням кавітації в насосах і динаміки магістралей живлення першого ступеня перспективної ракети-носія з демпферами поздовжніх коливань» (№ держреєстрації 0118U1000730).

При виконанні зазначених тем та контрактів автор дисертаційної роботи був відповідальним виконавцем тем та розділів.

За цикл вищевказаних робіт – «Дослідження динаміки систем живлення двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв», безпосередньо пов'язаних з темою дисертації, – у 2016 році здобувачеві було присуджено премію Академії наук України ім. академіка М.К. Янгеля.

Мета роботи і завдання дослідження. Метою дисертаційного дослідження є розвиток лінійної та нелінійної теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв для вирішення важливої науково-технічної проблеми прогнозування рівня коливань робочих параметрів РРДУ, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинних РН з космічним апаратом, створення нових засобів для зниження рівнів амплітуд коливань у системах живлення маршових РРД та двигунів верхніх (космічних) ступенів на активних та пасивних частинах траєкторії польоту РН.

Для досягнення поставленої мети в дисертації було сформульовано такі **завдання**:

– розробка підходу для вирішення нелінійної проблеми прогнозування рівня коливань робочих параметрів РРДУ, поздовжніх віброприскорень і динамічної

навантаженості рідинних РН з урахуванням нелінійної нестационарної взаємодії пружних просторових коливань корпусу рідинної РН з РРДУ, нелінійних дисипативних втрат у конструкції РН та гідропружних системах РРД, а також нових уявлень про нелінійну динамічну взаємодію підсистем конструкції РН з РРДУ, що містить потенційно нестійкі контури та системи;

– розробка методів визначення динамічної стійкості та динамічної навантаженості рідинних ракет-носіїв при їх динамічній взаємодії з РРДУ нижніх та верхніх ступенів на активній частині їх польоту з урахуванням особливостей конструктивно-компонувальних схем РРДУ та РН;

– розробка методів проведення аналізу стійкості РРДУ для дослідження впливу окремих підсистем на параметри коливального процесу, діагностування нестійкості системи «РРДУ – корпус РН» відносно різних видів коливань та визначення причин втрати стійкості;

– розвиток підходу до дослідження працездатності систем живлення РРДУ з пристроями забезпечення суцільності компонентів палива космічних ступенів РН з урахуванням впливу просторових коливань РН та динамічних процесів, властивих руху космічних ступенів, на працездатність систем у різних умовах польоту, у тому числі, в умовах мікрогравітації.

Об'єкт дослідження дисертаційної роботи містить такі складові: низькочастотні коливання та динамічні процеси в РРДУ, поздовжні та просторові коливання багатоступеневих конструкцій рідинних РН на активній ділянці польоту.

Предмет дослідження – динамічні процеси у РРДУ, поздовжня стійкість рідинних РН, поздовжні віброприскорення конструкції багатоступеневих рідинних РН та КА, ефективність засобів демпфування вібрацій, працездатність пристроїв забезпечення суцільності систем живлення РРДУ верхніх (космічних) ступенів РН.

Методи дослідження: методи математичного моделювання із залученням теорії автоматичного регулювання, теорії робочих процесів РРД, теорії коливань, теоретичних основ віброізоляції, а також чисельні методи лінійної алгебри та нелінійного математичного програмування, засобів комп'ютерного скінченно-елементного моделювання та аналізу.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у такому.

1. Набула подальшого розвитку нелінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН з РРДУ. **Вперше** у світовій практиці розроблено науково-методичне забезпечення для вирішення **проблеми прогнозування** рівня динамічних складових робочих параметрів РРДУ та амплітуд пружних коливань корпусу рідинних РН при її поздовжній нестійкості, особливістю якого є врахування нелінійної взаємодії пружних просторових коливань корпусу рідинної РН з динамічними процесами в її РРДУ, врахування нелінійних залежностей РРДУ та дисипативних втрат корпусу РН від амплітуд коливань. При цьому виявлено та теоретично обґрунтовано нові ефекти та явища, набули розвитку методи аналізу та методи забезпечення прийнятних амплітуд коливань РН та працездатності РРДУ.

2. **Вперше** запропоновано підхід до визначення параметрів коливань (амплітуд та динамічних навантажень) рідинної РН на основі математичного моделювання нелінійної динамічної взаємодії РРДУ та корпусу РН, в якому використовується одновимірне скінченно-елементне представлення щодо систем та агрегатів РРДУ і

тривимірною скінченно-елементною дискретизацією конструкції РН та рідкого вмісту її паливних баків.

3. В рамках моделі в'язкого тертя, що використовується при математичному моделюванні пружних коливань корпусу рідинної РН, **вперше** узагальнено експериментальні значення коефіцієнтів демпфування коливань несучих конструкцій українських рідинних РН та конструктивно подібних моделей рідинних ракет з рідким паливом в баках в залежності від амплітуд коливань та рівня вмісту баків.

4. **Вперше** розвинуто підхід до чисельного визначення максимальних величин амплітуд коливань РРД на основі методу гармонічної лінеаризації з використанням інформації про власні комплексні частоти та форми коливань динамічної системи «РРДУ - корпус РН».

5. Набула подальшого розвитку лінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН з РРДУ. **Вперше** на підставі результатів математичного моделювання та чисельного дослідження низькочастотних процесів у РРД з допалюванням окислювального генераторного газу теоретично передбачено нестійкість двигуна, обумовлену низькочастотною динамікою контуру «турбонасосний агрегат - газогенератор», яку згодом було експериментально виявлено при вогневих випробуваннях.

6. Розроблено **новий підхід** до дослідження поздовжньої стійкості РН пакетної схеми з урахуванням взаємодії низькочастотних процесів в маршових рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН кожного з блоків та коливань корпусу РН, що відбувається по каналах тяги РРДУ центрального та бічних блоків РН. Підхід базується на застосуванні критерію Найквіста, узагальненого для багатоканальних динамічних систем.

7. **Вперше** на основі нових отриманих при моделюванні динаміки РРДУ знань показано, що при вирішенні задачі забезпечення поздовжньої стійкості РН частотний діапазон амплітудної стабілізації контуру «РРДУ – корпус РН» може бути розширений шляхом пригнічення резонансного максимуму коефіцієнта підсилення системи живлення РРДУ (по каналу тиску), яке досягається раціональним (з урахуванням нестационарності системи «РРДУ – корпус РН») «налаштуванням» антирезонансної частоти цієї частотної характеристики.

8. На основі результатів моделювання нелінійної динамічної системи «РРДУ – корпус РН» отримано **нові уявлення** про взаємодію низькочастотних автоколивань у РРДУ та корпусу РН. Показано, що при розвинених кавітаційних коливаннях з частотою, яка перевищує власні частоти поздовжніх коливань пружного корпусу ракети, в лінеаризованій системі «РРДУ – корпус РН» наростаючі коливання можуть буди одночасно на двох частотах – на частоті коливань корпусу РН і частоті другого тону коливань рідини в живильній магістралі РРДУ. Проте у відповідній нелінійній системі внаслідок конкуренції мод реалізується один автоколивальний режим – або режим з підвищеним рівнем амплітуд коливань корпусу РН, або режим з «пригніченням» поздовжніх коливань корпусу РН. **Виявлено новий ефект** суттєвого зменшення модуля динамічного коефіцієнта проходження малого гармонічного сигналу (по каналу тиску) через систему живлення РРДУ при розвитку в ній кавітаційних автоколивань (з більш високою частотою) у порівнянні зі значеннями модуля коефіцієнта на режимах, де вони відсутні.

9. **Вперше** на основі математичного моделювання динамічних процесів у РРДУ досліджено динамічну стійкість системи живлення РРДУ космічного ступеня РН з мембранним поділом кріогенних палив у паливному відсіку коаксіального типу та розроблено рекомендації щодо забезпечення стійкості космічного ступеня – способи стабілізації таких систем повинні ґрунтуватися на коригуванні динамічних властивостей живильних магістралей та насосів двигунів для усунення кавітаційних коливань в РРДУ.

10. Отримав розвиток підхід до визначення характеристик сорбційних процесів у рідкому паливі РРДУ космічних ступенів РН, що дозволяє при поздовжній нестійкості РН **вперше** врахувати вплив поздовжньо-поперечних польотних вібрацій баків складної просторової конфігурації на сорбційні процеси у рідкому паливі.

11. **Вперше** розвинена методика для дослідження працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива в РРДУ, в якій враховано вплив частот та амплітуд домінуючих просторових вібрацій РН та динамічних процесів у системах живлення РРДУ космічних ступенів РН на ділянках їх активного та пасивного польоту.

Практичне значення отриманих результатів. Результати, отримані на основі розробленого науково-методичного та програмного забезпечення для чисельного моделювання, аналізу динамічних процесів в РРД та стійкості рідинних ракет-носіїв, **використані у ДП «КБ «Південне»** при визначенні поздовжньої стійкості вітчизняних ракет-носіїв тандемної схеми компонування «Дніпро», «Зеніт», «Циклон-4», «Циклон-4М», РКП «Маяк-ЛЗ.0» та РКП «Маяк-ТЗ.0» пакетної схеми компонування; американської РН «Антарес», південнокорейської РН «KSLV-2 (Nuri)», а також при аналізі динамічних процесів та визначенні працездатності систем живлення РРДУ верхнього ступеня РН «Циклон-4М», верхнього ступеня арабської РН на різних етапах польоту. Визначено раціональні параметри демпфуючих пристроїв (газорідинних з сифонним поділом середовищ і без сифонного поділу середовищ), які забезпечують поздовжню стійкість цих РН. **Здобувачем отримано Акт впровадження ДП КБ «Південне».**

Особистий внесок здобувача. Автор самостійно розроблено загальну концепцію роботи, її основні науково-технічні принципи і положення, поставлено мету і визначено завдання дослідження, обрано методи теоретичних і експериментальних досліджень. Наукові ідеї і розробки, які включені в дисертацію, отримані автором самостійно.

Постановка деяких задач та аналіз результатів в опублікованих наукових працях (зазначених в анотації) проводилися разом з співавторами, у тому числі з аспірантами. У наукових працях, які виконані в співавторстві, особистий внесок автора полягає у постановці задач досліджень, в розв'язанні задач та аналізі отриманих результатів, а саме: у проведенні математичного моделювання динамічної взаємодії динамічних процесів в РРДУ та поздовжніх коливань ракет-носіїв [1, 4, 16, 20, 21, 31, 38, 43, 46, 47, 49, 52, 60, 67, 73, 74]; у концептуалізації та створенні підходу до математичного моделювання просторових коливань РН з РРДУ для визначення параметрів коливань (амплітуд та динамічних навантажень) рідинної РН [3, 14, 30, 36, 37, 39, 40, 49, 50, 51, 66]; у концептуалізації та у

проведенні експериментальних досліджень просторових коливань рідини в баках різної конфігурації [40, 55, 62]; у розробці методології досліджень щодо кількісної оцінки впливу дисипативних сил при моделюванні коливальних рухів [6, 18, 24, 34, 56]; у концептуалізації та розробці методології досліджень для чисельного визначення граничних величин амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети на основі методу гармонічної лінеаризації [34]; у математичному моделюванні динаміки та аналізі стійкості низькочастотних процесів у РРД [9, 10, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 23, 25, 27, 64, 69], у чисельному моделюванні та аналізі кавітаційних автоколивань у насосній системі живлення РРД [5, 45, 59, 61, 63, 65], у постановці завдання та розробці підходу до визначення динамічної стійкості різних рідинних ракетних двигунних установок [2, 11, 22, 28, 29, 42], у математичному моделюванні та аналізі результатів досліджень низькочастотної динаміки пневматичної системи віброзахисту космічного апарату [33]; у постановці завдання, вибору напрямків розвитку методичного підходу до визначення характеристик сорбційних процесів у рідкому паливі РРДУ космічних ступенів РН [12, 26, 48, 53, 54]; в постановці задачі дослідження та у побудові математичних моделей коливань космічних ступенів рідинних РН в умовах мікрогравітації [50, 68]; у створенні науково-методичного забезпечення для аналізу працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива РРДУ в умовах динамічного навантаження [8, 12, 13, 35, 44, 48, 57, 58, 68]; у розробці нових способів наддуву баків та запобігання формуванню вільних газових включень з розчиненого в компонентах палива газу [70, 71, 72]; в постановці задачі дослідження ефективності встановлення динамічного гасника коливань у конструкцію РН при поздовжній нестійкості РН і аналізі результатів дослідження [7].

Апробація матеріалів дисертації. Основні результати дисертації доповідалися та обговорювалися: на семінарах відділу динаміки гідромеханічних систем Інституту технічної механіки НАН України та ДКА України, науково-технічної проблемної ради «Математичне моделювання. Механіка деформованого твердого тіла. Динаміка та міцність машин» у ІПМаш НАН України (м. Харків, 2023 р.); I та II Українських конференціях з автоматичного управління «Автоматика-94», «Автоматика-95» (м. Київ, 1994 р., м. Львів, 1995 р.); 48-му і 66-му International Astronautical Congress (м. Турін, Італія, 1997 р., м. Єрусалим, Ізраїль, 2015 р.); Ninth World Congress on Theory of Machines and Mechanisms (м. Мілан, Італія, 1995); 9-му, 10-му, 12-му, 13-му, 18-му, 19-му, 20-му, 23-му Міжнародних конгресах двигунобудівників (2004, 2006-2008, 2012-2015, 2018 р.р.); 1-му Українському семінарі з аерокосмічної техніки “Силові та енергетичні установки аерокосмічних апаратів” (м. Дніпро, 2009 р.); 8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS) (м. Мадрид, 2019 р., Іспанія); Міжнародній конференції “Hydrodynamics of moving objects” (м. Київ, 2012 р.); науковому семінарі в Сеульському національному університеті “Modeling of a space launch vehicle for multi-discipline interaction and prediction of instability” (м. Сеул, Республіка Корея, 2016 р.); 7th International Conference Space Technologies: Present and Future, 2019 (м. Dnipro, Ukraine); Aerospace Europe Conference (м. Варшава, 2021 р.);

Міжнародній конференції «Актуальні проблеми механіки (до 145-річчя від дня народження С.П. Тимошенка)» (м. Київ, м. Дніпро, м. Львів, м. Харків, 2023 р.).

Публікації. Основні положення та наукові результати дисертаційної роботи викладено у 56 наукових статтях у фахових виданнях за переліком МОН України (включених до категорій «А», «Б»), з них 30 праць у наукових виданнях, включених до міжнародних наукометричних баз (у тому числі, 11 – у Scopus і Web of Science (3 публікації у виданнях Scopus Q1 і Q2)). Крім того, 8 праць додатково відображають результати дисертації, у тому числі результати, що захищені 6 патентами України та авторськими свідоцтвами; 10 праць засвідчують апробацію матеріалів дисертації.

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається із вступу, шести розділів, висновків, списку використаних джерел та додатків. Загальний обсяг дисертації складає 340 сторінок, з яких вступ – на 11 сторінках, зміст – на 4 сторінках, перелік умовних позначень – на 1 сторінці, основний текст – на 300 сторінках, список використаних джерел – на 24 сторінках (із 230 найменувань). Робота містить додатки на 16 сторінках, 8 таблиць та 126 рисунків по тексту.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовано актуальність теми досліджень, подано зв'язок з науковими програмами, планами, темами. Сформульовано науково-технічну проблему, яка вирішується, мету і завдання, об'єкт, предмет і методи дослідження. Представлено наукову новизну і практичне значення результатів. Подано інформацію щодо апробації та публікацій результатів, особистого внеску автора. Представлено характеристику структури та обсяг дисертаційної роботи.

У першому розділі виконано аналіз сучасного стану проблеми забезпечення динамічної стійкості рідинних ракетних двигунів до загальнодвигунних самозбурених низькочастотних коливань при поздовжніх коливаннях РН на активній ділянці польоту та методів теоретичного дослідження, що використовуються при вирішенні цієї проблеми. Показано, що на теперішній час

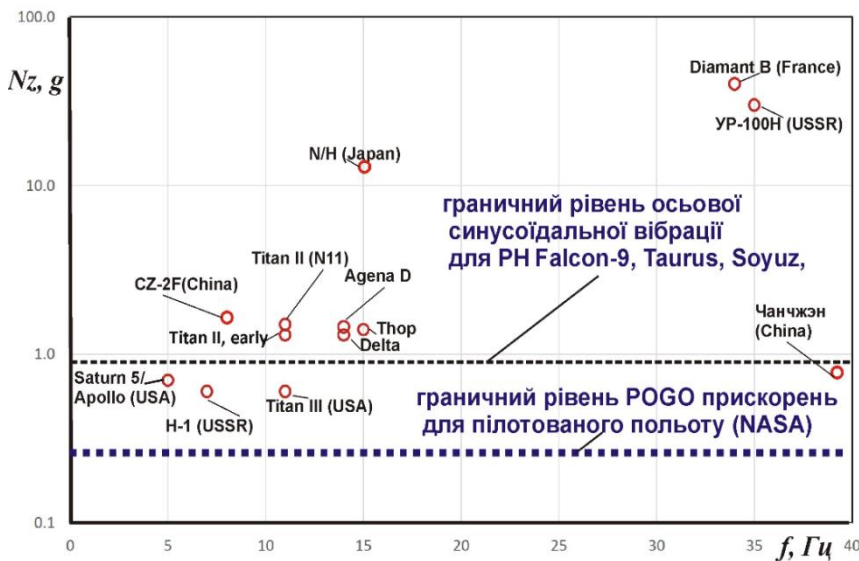


Рисунок 1 Максимальні величини амплітуд коливань осевого навантаження РН (у перерізі приладового відсіку) на ділянці польоту різних ракет-носіїв

при проєктуванні РН з РРДУ практично всі заходи підвищення запасів стійкості РН базуються на лінійному аналізі динамічної системи «РРДУ – корпус РН». Проте з точки зору аналізу працездатності РРДУ та ракетних систем при POGO коливаннях найбільш важливим є не факт втрати стійкості, а перевищення граничного рівня амплітуд коливань. Граничний рівень віброприскорень РН (на рис. 1 цей рівень позначений тонкою

пунктирною лінією) регламентується вимогами забезпечення динамічної міцності конструкції РН, нормальної роботи приладів системи управління, забезпечення життєдіяльності екіпажу. В експериментах NASA встановлено, що при поздовжніх віброприскореннях кабіни космічного апарату (КА) вище 0,5 g (на рис. 1 ця величина позначена товстою пунктирною лінією) астронавт не може виконувати польотні завдання з управління космічним кораблем. Рис. 1 містить дані різних джерел інформації про максимальні величини віброприскорень ряду рідинних РН в польоті, зокрема, при аварійних ситуаціях, обумовлених ПОГО коливаннями.

У межах лінійної теорії чисельне визначення амплітуд поздовжніх коливань РН неможливо внаслідок визначального впливу нелінійностей динамічної системи в розвитку резонансної взаємодії РРДУ і корпусу РН. Ця проблема робить актуальним вирішення нелінійної задачі про динамічну взаємодію маршового РРД та корпусу РН у польоті з визначенням амплітуд поздовжніх коливань РН та РРДУ на основі математичного моделювання.

Визначено, що перспективними напрямками розвитку нелінійної теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв для вирішення проблеми прогнозування рівня поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН є врахування просторових коливань рідини в баках пружної конструкції РН з РРДУ, залежностей дисипативних втрат від амплітуд коливань РН при просторових коливаннях палива в баках і при пружних коливаннях елементів конструкції РН, а також нових уявлень про нелінійні динамічні процеси в підсистемах РРДУ.

– **Другий розділ** дисертації присвячено розвитку підходу до математичного моделювання нелінійної взаємодії низькочастотних процесів у двигунній установці та поздовжніх коливань корпусу рідинної ракети. Розвиток підходу забезпечується врахуванням нелінійного характеру робочих процесів у РРДУ, нелінійної взаємодії власних форм пружних просторових коливань корпусу рідинної РН між собою та із динамічними процесами в РРДУ, а також врахуванням нелінійних залежностей дисипативних втрат корпусу РН від амплітуд коливань [14, 21]

– Підхід базується на таких положеннях:

– параметри динамічних процесів в рідинній РН визначаються на основі нелінійної математичної моделі замкнутої динамічної системи «РРДУ – корпус РН», яка розглядається як система із зосередженими параметрами;

– врахування кавітаційних явищ у насосах РРДУ здійснюється на основі нелінійної гідродинамічної моделі кавітаційних коливань у насосних системах;

– моделювання процесів у динамічній системі «РРДУ – корпус РН» виконується з урахуванням основних нелінійностей в рівняннях динаміки РРДУ, а саме: нелінійних залежностей об'єму та постійної часу кавітаційних каверн від режимних параметрів насосів; нелінійностей в рівняннях неусталеного руху рідкого палива у живильних трубопроводах РРДУ, рівняннях динаміки газових трактів та регуляторів витрати рідини.

– моделювання поздовжніх коливань корпусу РН у складі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» виконано з урахуванням експериментальних залежностей декрементів коливань корпусу РН від амплітуд коливань, пружно-дисипативних

зв'язків між елементами конструкції РН та взаємодії різних форм пружних просторових коливань конструкції корпусу та рідкого палива в баках РН;

– моделювання пружних просторових коливань корпусу РН виконується на основі його тривимірної скінченно-елементної моделі з використанням сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу;

- просторові коливання рідкого палива в баках моделюються з урахуванням руху вільної поверхні рідини та динамічної взаємодії рідини в баках з конструкцією РН.

На рис. 2 наведено спрощену схему динамічної взаємодії низькочастотних процесів у РРДУ з допалюванням генераторного газу та поздовжніх коливань корпусу РН у зв'язаній динамічній системі «РРДУ – корпус РН». На цьому рисунку стрілками умовно показано сили $F_{1, \dots, F_{Me}}^e$, які діють на корпус РН з боку РРДУ, та сили $F_{1, \dots, F_{Ms}}^s$, які діють на РРДУ з боку корпусу РН

Низькочастотні процеси в нелінійній динамічній системі «РРДУ – корпус РН» в загальному випадку описуються системою рівнянь:

$$\Omega_e(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t) = F^s(\ddot{u}_s, t), \quad (1)$$

$$\mathbf{M}_s(t)\ddot{\mathbf{u}}_s(t) + \mathbf{F}_D(\mathbf{u}_s, t) + \mathbf{K}_s(t)\mathbf{u}_s(t) = \mathbf{F}^e(\mathbf{u}_e, t), \quad (2)$$

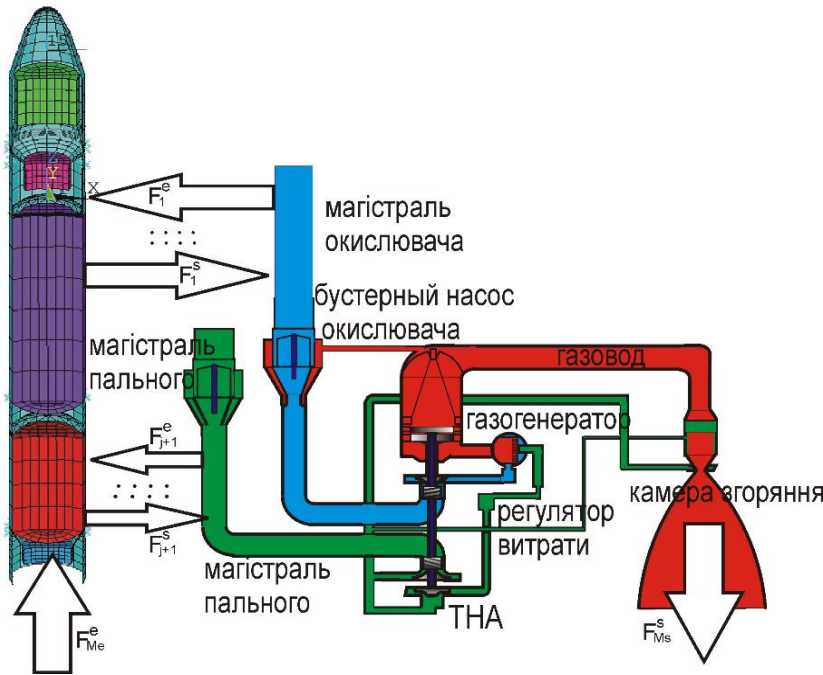


Рисунок 2 – Спрощена схема динамічної взаємодії низькочастотних процесів у РРДУ та поздовжніх коливань корпусу РН

де $\mathbf{u}_e = (u_1^e, \dots, u_{Ne}^e)$ – вектор змінних динамічної системи, які використовуються при описі динаміки РРДУ; $\Omega_e(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t)$ – вектор-стовпець, елементами якого є нелінійні функції $\Omega_{e1}(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t), \dots, \Omega_{eNe}(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t)$, що задають рівняння нелінійної динаміки РРДУ; t – час польоту РН $F^s(\ddot{u}_s, t) = [F_1^s(\ddot{u}_s, t), \dots, F_{Ms}^s(\ddot{u}_s, t)]^T$ – вектор-стовпець, елементами якого є збурюючі сили, що діють на РРДУ з боку корпусу під час польоту;

$\mathbf{M}_s(t), \mathbf{K}_s(t)$ – матриця мас та матриця жорсткості елементів конструкції корпусу розміру $6N_s \times 6N_s$; $\mathbf{F}_D(t)$ – вектор-стовпець, елементами якого є нелінійні функції $F_{D1}(t), \dots, F_{D6N_s}(t)$, що задають демпфування коливань елементів корпусу РН; $\mathbf{F}^e(\mathbf{u}_s, t) = [F_1^e(u_1, \dots, u_{Ne}, t), \dots, F_{Me}^e(u_1, \dots, u_{Ne}, t)]^T$ – вектор-стовпець, елементами якого є збурюючі сили, що діють на корпус РН з боку РРДУ.

Підрозділ 2.1 присвячено математичному моделюванню нелінійної динаміки РРДУ у задачі про поздовжні коливання рідинної ракети-носія [1, 9, 10, 11, 16, 21, 25, 30]. Нелінійна низькочастотна динаміка маршової РРДУ визначається динамікою кавітаційних утворень, динамікою рідинних та газових трактів та регуляторів витрат рідини, нелінійними процесами в пружнодисипативних елементах конструкції РРДУ.

В скінченно-елементній моделі системи (рис. 2) агрегати РРДУ розглядалися як одновимірні скінченні елементи [9, 11, 17].

Основними нелінійностями математичної моделі низькочастотної динаміки РРДУ є *нелінійні залежності, що використовуються при описі динаміки шнековідцентрових насосів РРД*, зокрема залежності об'єму V_c та постійної часу кавітаційних каверн T_c у проточній частині насоса від тиску p_1 та витрати G_1 компонента палива на вході в насос.

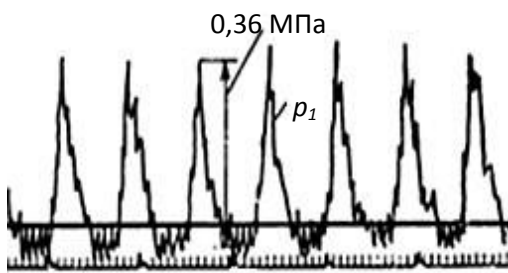


Рисунок 3 – Типова залежність тиску p_1 на вході в насос РРДУ при кавітаційних коливаннях у системі живлення від часу t процесу

На рис. 3 представлено типову залежність від часу тиску p_1 на вході в насос, форма коливань якої свідчить про істотну нелінійність цієї динамічної системи.

Для врахування динаміки кавітаційних утворень у високооборотних шнековідцентрових насосах РРДУ була використана нелінійна гідродинамічна модель кавітаційних коливань академіка В. В. Пилипенка.

Нелінійна гідродинамічна модель насосів, що кавітують, включає рівняння динаміки кавітаційних каверн і нерозривності рідини в проточній частині насоса, а також рівняння для визначення тиску на виході:

$$p_1 = p_{CP} + \sigma_b(V_K, G_1) \cdot \frac{\rho \cdot W_1^2}{2} + B_1 \cdot T_C \frac{dV_C}{dt}, \quad (3)$$

$$\gamma \cdot \frac{dV_C}{dt} = G_2 - G_1, \quad (4)$$

$$p_2 = p_1 + p_H \cdot \tilde{p}_H(\tilde{V}_C) - J_H \frac{dG_2}{dt}, \quad (5)$$

де

p_1, G_1 – тиск та витрата на вході в насос; p_{CP} – тиск зриву насоса; t – поточний час; $\sigma_b(V_C, G_1)$ – залежність числа кавітації від об'єму кавітаційних каверн V_C та витрати на вході в насос G_1 ; $\frac{\rho \cdot W_1^2}{2}$ – швидкісний напір шнекового переднасосу; B_1, T_C – пружність та постійна часу кавітаційних каверн; γ – питома вага рідини; p_2, G_2 – тиск та витрата рідини на виході з насоса; $p_H, \tilde{p}_H(\tilde{V}_C)$ – напір та кавітаційна функція насоса від безрозмірного об'єму кавітаційних каверн $\tilde{V}_C$; J_H – коефіцієнт інерційного опору рідини у проточній частині насоса.

У ряді проведених досліджень нелінійна гідродинамічна модель (3) – (5) була використана автором у широкому діапазоні вхідних тисків насосів (відповідно, зміни чисел кавітації σ_b від 0 до 0,3) у вдосконаленому варіанті [Долгополов С., 2017].

На рис. 4–5 наведено нелінійні залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q безрозмірного об'єму кавітаційних утворень $\tilde{V}_C = V_C/V_{cb}$ (V_{cb} – об'єм кавітаційної порожнини при зриві насосу) та безрозмірної постійної часу кавітації $\tilde{T}_C = T_C n$ для діапазону σ_b з від 0 до 0,5 та від 0,3 до 0,6. Наведені на рис. 4, 5 залежності $\tilde{V}_C$ і σ_b є нелінійними функціями від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q , що розраховані для тестового шнекового насоса окислювача (діаметр втулки дорівнює 0,076 м, діаметр шнека дорівнює 0,1562, кількість лопаток $Z = 3$, крок шнеку $S = 0,0865$ м на зовнішньому діаметрі, номінальна швидкість обертання валу насосу $n = 20000$ об/хв). Залежності $\tilde{V}_C$ і σ_b для q , що дорівнюють 0,3, 0,4, 0,5, 0,6 відповідно, позначені цифрами 1, 2, 3, 4.

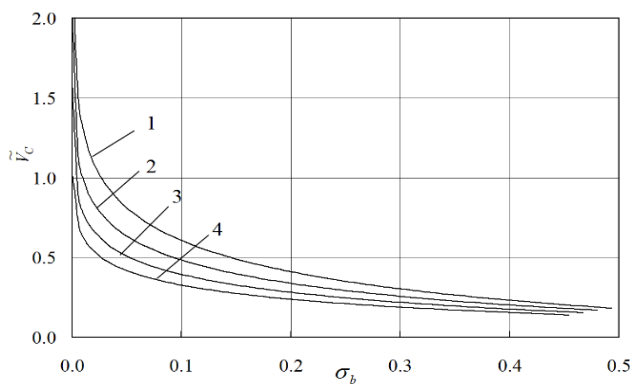


Рисунок 4 – Нормований об'єм $\tilde{V}_C$ кавітаційних утворень насоса в залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q

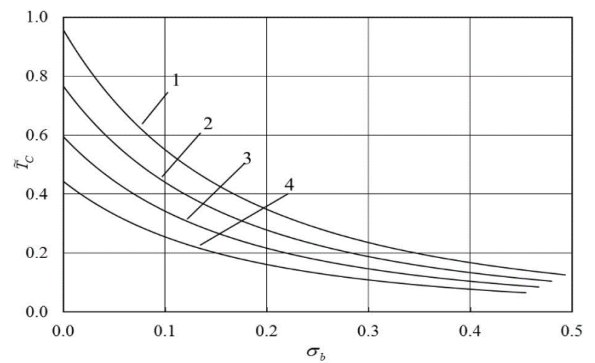


Рисунок 5 – Нормалізована постійна часу $\tilde{T}_C$ кавітаційних каверн насоса в залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q

Нелінійності динамічної системи «РРДУ – корпус РН», пов'язані з низькочастотними процесами в елементах гідравлічного тракту РРДУ при вібраціях конструкції трубопроводів, враховані в рівняннях ізотермічного руху реальної нестисливої рідини в трубопроводах РРДУ. У разі моделювання з урахуванням лише поздовжніх складових коливань параметрів замкнутої системи «РРДУ – корпус РН», зазначені рівняння мають такий вид:

- рівняння динаміки рідини на k -му елементі гідравлічного тракту (постійного перерізу) РРДУ:

$$p_k - p_{k-1} + I_k \dot{G}_k + a_k G_k^2 = \hat{F}_{sj}, \quad (6)$$

$$C_k p_k = G_k - G_{k+1}, \quad (7)$$

$$\hat{F}_{sj} = \gamma h_k (n_s(t) + u_{sj}^k / g) \quad (8)$$

де p_k, G_k – тиск та вагова витрата рідини у k -му елементі гідравлічного тракту ($\dot{G}_k(t) = dG_k(t)/dt$, $p_k(t) = dp_k(t)/dt$); $\vec{F}_{sj}$ – вектор збурюючих сил, що діють під час польоту РН на k -й елемент гідравлічного тракту від відповідного йому j -го вузла скінченного елемента конструкції РН; h_k – довжина проєкції k -го елемента на поздовжню вісь РН; c_k, a_k, I_k – зосереджена податливість, коефіцієнт гідравлічного та інерційного опору k -го елемента; $\ddot{u}_{sj}^k$ – поздовжнє прискорення j -го вузла скінченного елемента конструкції трубопроводу РН, до якого кріпиться вузол елемента гідравлічного тракту; $n_s(t)$ – статичне перевантаження РН у момент часу t ; γ – питома вага компонента палива; g – прискорення сили тяжіння.

Тиск p_B рідкого палива на виході з паливних баків в магістралі живлення при пружних коливаннях РН визначався з використанням (2) і представлявся в такому вигляді:

$$p_B = p_{HB}(t) + p_{Ti} = p_{HB}(t) + P_{TB}^{din} + (\gamma/g) \cdot H_B(t) \cdot n_s(t), \quad (9)$$

де $p_{HB}(t)$ – тиск наддуву бака; p_{Ti} – величина тиску в скінченному елементі «3D – рідина», що відповідає нижньому полюсу паливного бака; $H_{HB}(t)$ – висота «стовпа» рідини в паливному баку; P_{TB}^{din} – динамічна складова тиску рідкого палива на днище бака, обумовлена вузловими переміщеннями елементів «3D-рідина» у динамічній системі «РРДУ – корпус РН».

Величина P_{TB}^{din} визначає вплив пружних просторових коливань паливних баків у складі РН, а також коливань вільної поверхні рідкого палива в баках на розвиток РОГО коливань в системі «РРДУ – корпус РН».

Підрозділ 2.2 присвячено математичному моделюванню просторових коливань рідини в паливних баках в задачі про поздовжню стійкість РН з використанням методу скінчених елементів носія [3, 37, 37, 39, 50, 51, 55]. З використанням сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу проведено математичне моделювання просторових (3D) коливань конструкції РН з рідким паливом та розроблено науково-методичне забезпечення для визначення

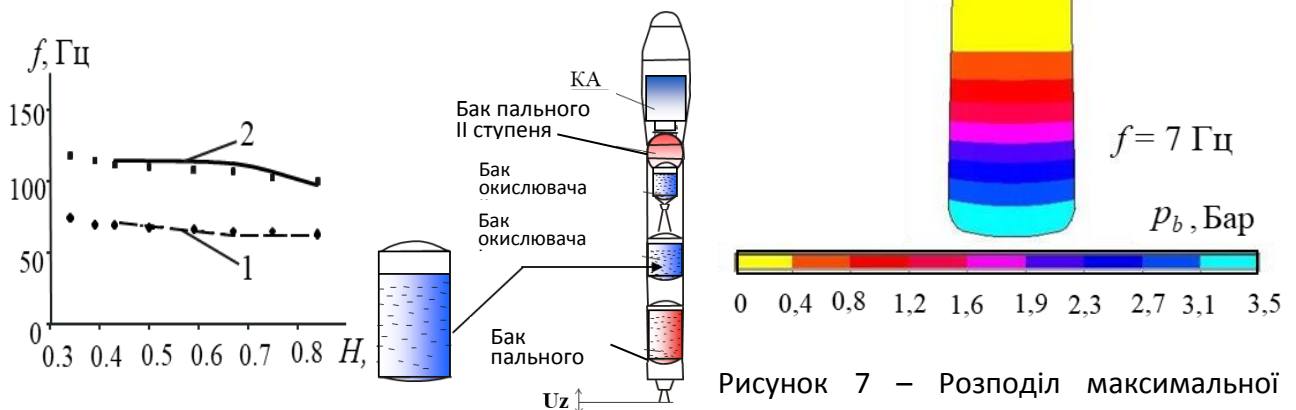


Рисунок 6 – Залежність частот поздовжніх коливань рідини в баку окислювача фізичної моделі японської ракети-носія Н-II від рівня рідини у баках H

Рисунок 7 – Розподіл максимальної величини динамічної складової тиску рідини по поздовжньому перерізу досліджуваного бака при вимушених поздовжніх коливаннях його конструкції із частотою 7 Гц

параметрів коливань динамічної системи «конструкція корпусу РН – рідке паливо». Розроблене забезпечення верифіковано на основі даних експериментальних досліджень параметрів поздовжніх коливань рідини у паливних баках ракет. Зокрема, отримані розрахункові параметри коливань динамічної системи «конструкція баків – рідина», яка описує коливання рідини в баках, з необхідною для інженерних розрахунків точністю узгоджуються з результатами експериментальних досліджень (рис. 6) фізичної моделі двоступеневої РН (наприклад, проведених на стенді National aerospace laboratory (Японія).

Побудовано розподіл максимальної розрахункової величини динамічної складової тиску рідини по поздовжньому перерізу циліндричного бака при вимушених гармонічних коливаннях його конструкції (рис. 7), у тому числі з частотою 7 Гц, близькою до власної частоти першого тону системи «конструкція

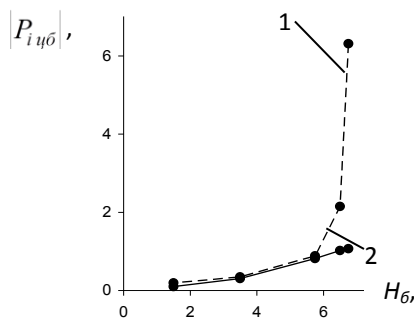


Рисунок 8 – Залежності максимальної величини тиску (суми статичної та динамічної складових) рідини в перерізі днища бака від рівня його вмісту при вимушених поздовжніх коливаннях конструкції

бака – рідина». Визначено, що демпфування коливального руху рідини в баку має значний вплив на розмахи коливань тиску рідини на вході в забірний пристрій при коливаннях із частотою, близькою до частоти власних поздовжніх коливань динамічної системи «конструкція бака – рідина» (рис. 8, крива 1 – без урахування демпфування, 2 – з урахуванням демпфування), що особливо важливо для побудови нелінійної моделі поздовжніх коливань РН.

На стенді ІТМ НАНУ та ДКАУ проведено експериментальні дослідження вимушених коливань горизонтально розташованого циліндричного бака (з метою аналізу впливу несиметричності вільної поверхні палива у складних за формою баків РН). Дослідження показали, що коливання вільної поверхні рідини значною мірою залежать від параметрів та напрямків зовнішнього гармонічного збурення, просторової форми бака та рівня його вмісту. При цьому визначено, що на

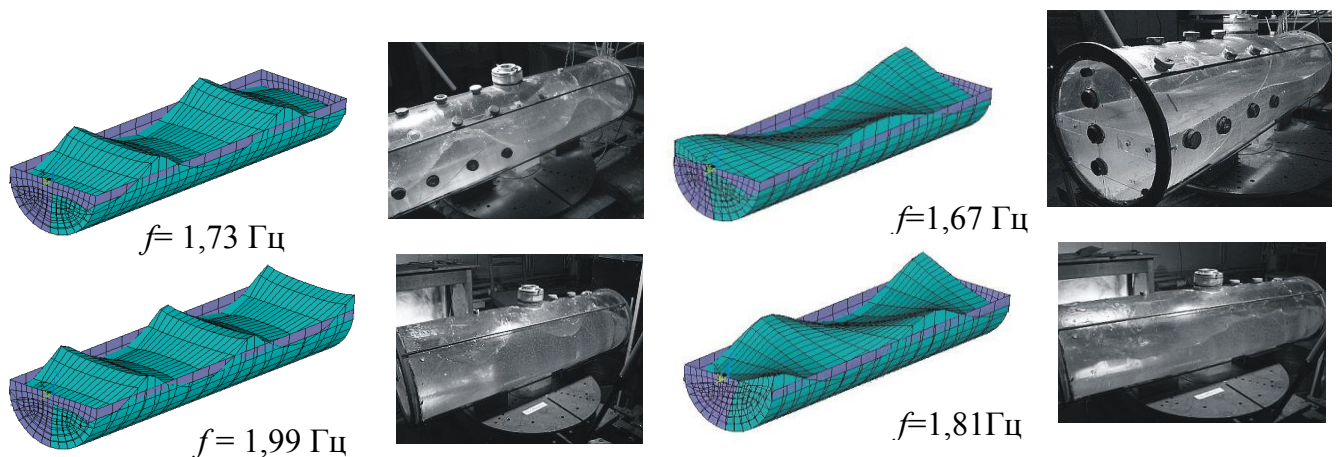


Рисунок 9 – Форми поздовжніх та поздовжньо-поперечних коливань вільної поверхні рідини у циліндричному баку (з різними частотами f коливань)

резонансних режимах виникають інтенсивні коливання рідини, які супроводжуються різними нелінійними ефектами (асиметрія профілю хвилі та розриви суцільності рідкого середовища, що перебуває у взаємодії зі стінками бака; кругові складні коливальні рухи). Виконано математичне моделювання просторових коливань вільної поверхні рідини в циліндричному баку у разі його гармонічного збурення. Встановлено, що розрахункові форми вільної поверхні рідини у баку задовільно узгоджуються з даними проведених експериментів (наприклад, форми поздовжніх та поздовжньо-поперечних коливань, наведених на рис. 9) [40].

У підрозділу 2.3 проаналізовано та узагальнено експериментальні значення коефіцієнтів демпфування коливань рідкого палива в баках РРДУ [56] коефіцієнтів демпфування коливань несучих конструкцій українських рідинних РН та конструктивно подібних моделей рідинних РН (фізичної моделі корпусу РН «Зеніт» в масштабі 1 : 6,5, ракет 15A14 і 15A15 та їх фізичних моделей, виконаних в масштабі 1 : 3,7, фізичної моделі в масштабі 1 : 5 ракети-прототипу РН «Дніпро» та її нижчих ступенів), що використовуються при математичному описі пружних коливань корпусу РН з урахуванням дисипативних втрат на основі моделі в'язкого тертя [56]. Результати узагальнення експериментальних даних динамічних випробувань рідинних ракет та їх конструктивно подібних моделей на прикладі РН «Зеніт» (модель 1:6,5) і РН 15A15 представлені на рис. 10 а і 10 б у вигляді залежностей декрементів I-го і II-го тону власних коливань корпусу ракети від відносних амплітуд коливань a_{max} та від рівня u вмісту паливних баків першого ступеня РН.

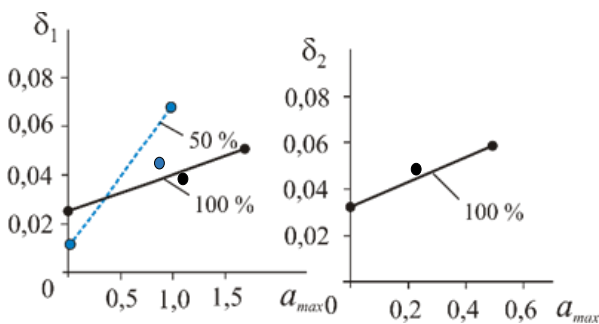


Рисунок 10 а – Узагальнені експериментальні залежності логарифмічних декрементів поздовжніх коливань конструкції РН «Зеніт» (модель 1:6,5) від відносних амплітуд коливань при різних (50 % та 100 %) рівнях u вмісту паливних баків першого ступеня РН

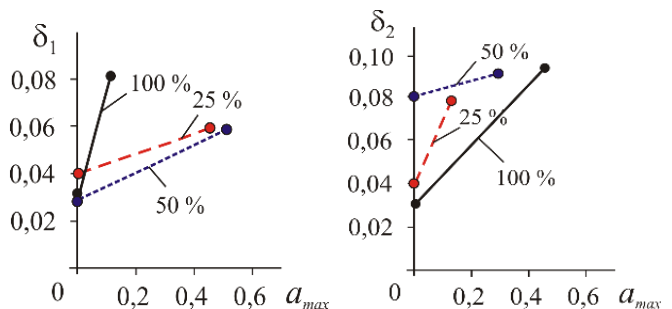


Рисунок 10 б – Узагальнені експериментальні залежності логарифмічних декрементів поздовжніх коливань конструкції РН 15A15 від відносних амплітуд коливань при різних (50 % та 100 %) рівнях u вмісту паливних баків першого ступеня РН

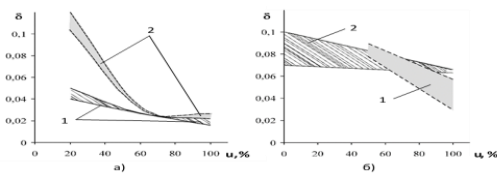


Рисунок 11 – Узагальнені експериментальні залежності декрементів I і II тону власних коливань корпусу ракети від міри вмісту паливних баків u

Області значень декрементів I-го тону поздовжніх коливань корпусу РН позначені на рисунках 10, 11 цифрою 1, області значень декрементів II-го тону – цифрою 2. Як видно з рисунків, для розглянутої РН значення декрементів двох нижчих тонів власних поздовжніх коливань корпусу суттєво (у 2 – 5 разів) збільшуються зі збільшенням амплітуд зовнішнього збурення та зі зменшенням рівня

вмісту паливних баків. Для різних рівнів амплітуд j -го тону коливань досліджуваних РН побудовано залежності логарифмічного декременту коливань $\delta(a,u) = \delta_j^0 + \delta_j(a,u)$

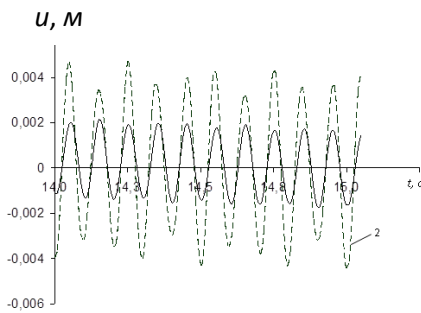


Рисунок 12 – Залежності від часу t переміщення u нижнього шпангоуту бака окислювача конструкції триступеневої РН за частотою збурення з боку РРДУ 10 Гц (1 – розрахунок з урахуванням нелінійної складової $\delta_j(a,u)$ декременту від амплітуди коливань; 2 – без урахування

від амплітуди a коливань опорного шпангоуту корпусу РН та міри вмісту паливних баків u (рис.11), де δ_j^0 – постійна складова декременту j -того тону власних коливань корпусу, $\delta_j(a,u)$ – нелінійна складова логарифмічного декременту j -го тону коливань згідно з узагальненими експериментальними залежностями декрементів власних коливань корпусу ракети (рис. 10 а, 10 б, 11).

Врахування впливу амплітуд a коливань РН суттєво збільшує демпфування коливань поздовжніх мод корпусу РН, що веде до нелінійного обмеження зростання амплітуд коливань параметрів динамічної системи «РРДУ – корпус РН», зокрема, амплітуд коливань нижнього шпангоуту бака окислювача конструкції корпусу триступеневої РН

(рис. 12), що відіграє істотне значення у встановленні рівня амплітуд ПОГО коливань динамічної системи при нестійкості РН.

У підрозділі 2.4 проведено чисельне дослідження нелінійної динамічної взаємодії маршової РРДУ та корпусу РН [14]. Розроблений підхід до теоретичного прогнозування коливань параметрів РРДУ та поздовжніх віброприскорень рідинних РН протестовано (з використанням результатів експериментальних даних) на

прототипах двоступеневих РН «Циклон» і РН «Дніпро» [30], двоступеневої РН масою 165 т (за конструктивними параметрами близькою до РКП у проєкті «Маяк – СЗ.9») [14], а також триступеневої РН «Циклон-4» [49].

Моделювання ПОГО коливань двоступеневої РН «Маяк –СЗ.9» масою 165 т. На рис. 13 наведено схему скінченно-елементного уявлення 2-ступеневої РН та результати розрахунку – форми коливань системи з частотою 12,4 Гц).

Для випадку ПОГО взаємодії РРДУ та корпусу РН визначено параметри (частоти, амплітуди та форми коливань) замкнутої динамічної системи «РРДУ – корпус РН» просторові вібрації всіх

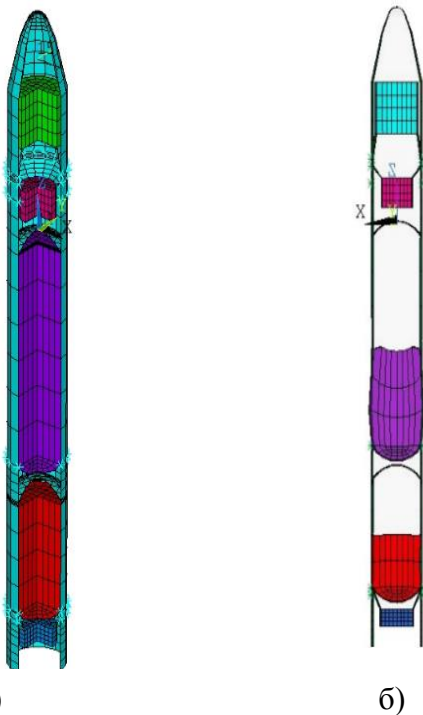


Рисунок 13 – Схема скінченно-елементного уявлення та розрахункові форми ПОГО коливань 2-ступеневої РН з частотою 15,8 Гц

оболонкових елементів конструкції корпусу РН, включаючи КА, просторові коливання рідкого окислювача і пального в баках першого і другого ступеня, тиску і витрати компонентів палива в елементах гідравлічних та газових трактів РРДУ.

Деякі параметри РОГО коливань цієї системи від часу t наведено на рис. 14: динамічні складові тисків в елементах РРДУ, зокрема, у камері згоряння $p_{кз}$ РРД (рис. 14 а), тиску на вході у двигун p_1 (рис. 14 б), а також віброприскорень N_z космічного апарату РН (рис. 14, в). Встановлено, що розглянута динамічна система «РРДУ – корпус РН у досліджуваній період часу t польоту виходить на режим коливань переважно з однією домінуючою частотою ($\sim 15,8$ Гц), близькою до нижчої частоти коливань рідкого окислювача у баку 1 ступеня РН, та віброприскоренням КА (0.05 g).

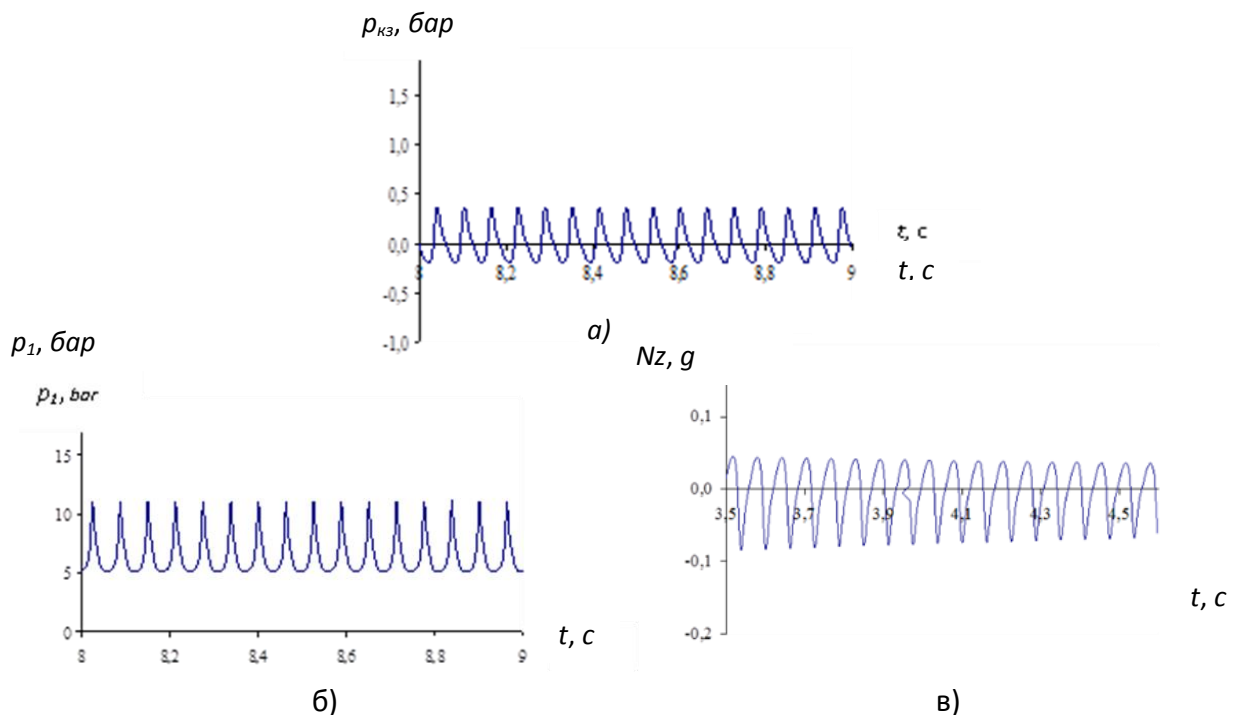


Рисунок 14 – Залежність динамічної складової тиску $p_{кз}$ в камері згоряння РРД (а) і тиску p_1 на вході в двигун (б) та РОГО віброприскорень N_z (а) конструкції КА (в) від часу t

Моделювання РОГО коливань двоступеневих РН «Циклон» і «Дніпро».

Теоретичне прогнозування РОГО коливань прототипів РН «Циклон» і «Дніпро» та розрахункових частот і амплітуд (розмахів) коливань осьового перевантаження конструкцій зазначених РН, виконано на основі нелінійних нестационарних математичних моделей відповідних систем «РРДУ – корпус РН» [30]. Отримано задовільне узгодження експериментальних та розрахункових частот та амплітуд коливань осьового перевантаження конструкцій N_z зазначених рідинних РН залежно від часу польоту t (зокрема, рис. 15).

Теоретичний прогноз поздовжньої стійкості тріступеневої РН «Циклон-4».

За допомогою розвиненого науково-методичного забезпечення виконано теоретичний прогноз поздовжньої стійкості РН «Циклон-4» із складовим макетом космічного апарату масою 1500 кг та поздовжніх віброприскорень КА на активній ділянці траєкторії польоту РН під час роботи РРДУ першого ступеня. Треба відзначити, що РН «Циклон-4» створювався на базі РН «Циклон-3».

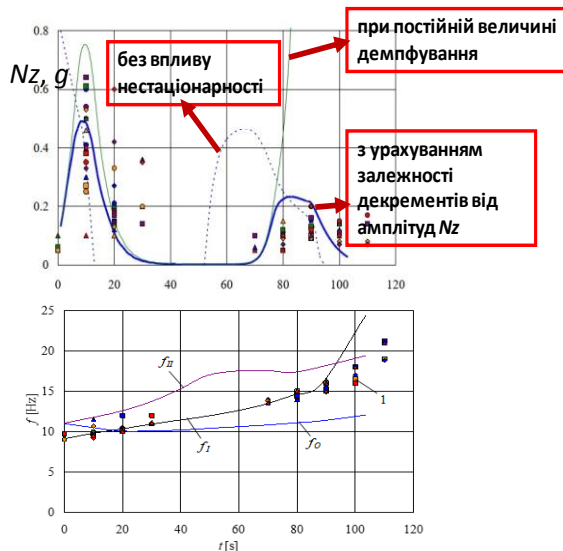


Рисунок 15 – Залежність від часу t огинаючої амплітуд коливань осьового перевантаження N_z РН «Дніпро» (1 – розрахункові дані, 2 – експериментальні дані)

ступеня – корпус РН «Циклон-4» від часу t роботи РРДУ (лінії 1, 2, 3 – відповідно 1-й, 2-й і 3-й тони власних поздовжніх коливань корпусу; 4 – 1-й тон коливань рідини у магістралі пального РРДУ, 5, 6, 7 – 1-й, 2-й і 3-й тони коливань рідини у магістралі окислювача РРДУ). З аналізу рисунків випливає висновок, що в інтервалі часу (0; 83 с) проаналізована лінійна динамічна система «РРДУ першого ступеня – корпус РН «Циклон-4» є нестійкою. Область нестійкості системи складається з

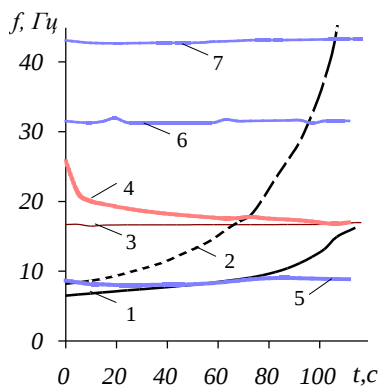


Рисунок 16 – Розрахункові залежності власних частот динамічної системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН «Циклон-4» від часу t роботи РРДУ I ступеня РН

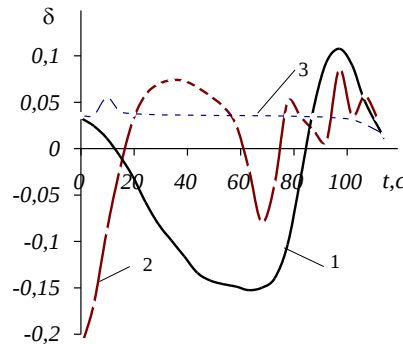


Рисунок 17 – Розрахункові залежності показників згасання коливань динамічної системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН «Циклон-4» від часу t роботи РРДУ I ступеня РН

Модернізація РН «Циклон-3» веде до зміни динамічних характеристик конструкції РН та, зрештою, до зміни рівня поздовжніх коливань РН «Циклон-4» та КА. Тому проведений теоретичний прогноз рівня поздовжніх коливань РН є важливим для застосування допустимого рівня віброприскорень КА, що виводяться на орбіти РН «Циклон-4». На основі проведених розрахунків показано, що РН «Циклон-4» є нестійкою по відношенню до поздовжніх коливань. На рис. 16, 17 представлені розрахункові залежності власних частот та показників згасання коливань динамічної системи «РРДУ першого

ступеня – корпус РН «Циклон-4» від часу t роботи РРДУ (лінії 1, 2, 3 – відповідно 1-й, 2-й і 3-й тони власних поздовжніх коливань корпусу; 4 – 1-й тон коливань рідини у магістралі пального РРДУ, 5, 6, 7 – 1-й, 2-й і 3-й тони коливань рідини у магістралі окислювача РРДУ). З аналізу рисунків випливає висновок, що в інтервалі часу (0; 83 с) проаналізована лінійна динамічна система «РРДУ першого ступеня – корпус РН «Циклон-4» є нестійкою. Область нестійкості системи складається з трьох інтервалів частот, що перетинаються: від 0 с до 16 с (зона 1); від 14 с до 84 с (зона 2); від 61 с до 74 с (зона 3).

На основі відповідної нелінійної нестационарної математичної моделі динамічна система «РРДУ першого ступеня – корпус РН «Циклон-4» виконано прогноз рівня поздовжніх віброприскорень КА [47]. На рис. 18 суцільною кривою показано

результати розрахунку поздовжніх віброприскорень N_z , маркерами • – віброприскорення корпусу при пусках прототипу РН «Циклон-3» [47].

Отримані результати дозволили зробити важливі для модифікації вітчизняної ракети-носія «Циклон 4» (ДП «КБ «Південне») висновки: розрахункові значення

N_z, g

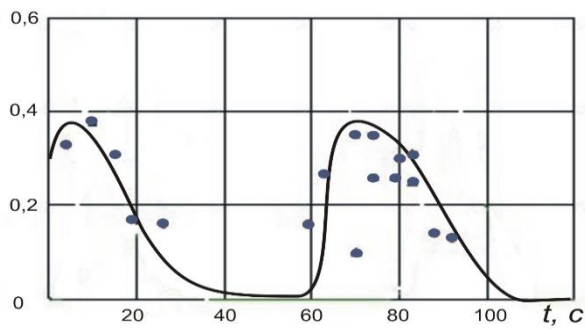


Рисунок 18 – Залежність огинаючої амплітуд N_z поздовжніх коливань осевого перевантаження РН "Циклон-4" від часу польоту t (суцільна – розрахункові дані, маркери • – експериментальні дані прототипу РН «Циклон-3»)

нестійкості рідинної ракети. Використання методу гармонічної лінеаризації дозволяє зменшити трудомісткість виконання такого прогнозу та отримати дані про граничні оцінки амплітуд поздовжніх автоколивань замкнутої системи «РРДУ – корпус РН», маючи лише її лінійну модель та дані про основні нелінійності системи. Вперше розвинуто підхід до чисельного визначення граничних значень амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети в рамках методу гармонічної лінеаризації з використанням інформації про власні числа та власні вектори матриці коефіцієнтів лінійної системи «РРДУ – корпус РН», отриманої в результаті гармонічної лінеаризації рівнянь динаміки РРД [32].

На основі розрахунку параметрів граничного циклу автоколивальної системи «РРДУ – корпус РН» стосовно РН, близької

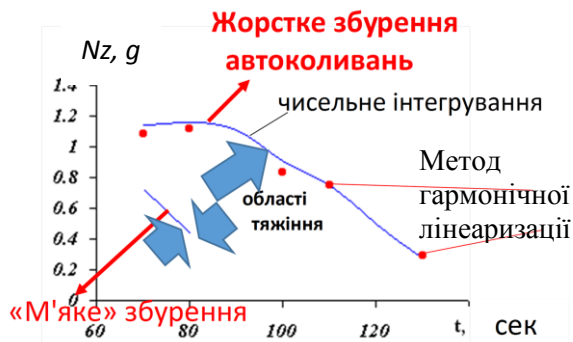


Рисунок 19 – Залежність від часу польоту огинаючих амплітуд коливань поздовжніх віброприскорень N_z конструкції РН досліджуваної автоколивальної системи «РРДУ – корпус РН»

умові «жорсткого» збурення системи, інша – умові «м'якого» збурення досліджуваної динамічної системи «РРДУ – корпус РН».

У підрозділі 3.2 викладено методуку аналізу коннективної стійкості РРД з окислювальною схемою допалювання генераторного газу [42]. Вона дозволяє визначити підсистеми РРДУ, які є джерелами низькочастотних коливань, та діагностувати причини втрати стійкості робочого процесу у РРДУ. Стосовно

19

поздовжніх віброприскорень КА N_z не перевищили допустимий рівень і, отже, не потрібно вживати спеціальних заходів щодо зниження рівня поздовжніх прискорень КА.

Розділ 3 присвячено розвитку методів аналізу загальнодвигунних низькочастотних коливань робочих параметрів РРД.

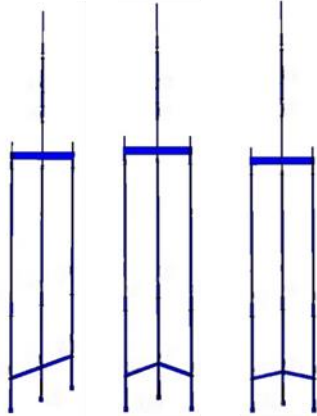
Рішення про необхідність розробки демпферів поздовжніх коливань РН обґрунтовується результатами теоретичної оцінки граничних амплітуд поздовжніх коливань РН та довжиною інтервалів часу

«РРДУ – корпус РН» стосовно РН, близької за компоновальною схемою та режимними параметрами РРД до РН «Зеніт», показано (рис. 19), що розрахункові параметри амплітуд поздовжніх віброприскорень ракети-носія N_z відповідають максимальним величинам, реалізованим при «заморожених» коефіцієнтах рівнянь коливального руху корпусу РН.

Визначено, що при цьому фазовий простір у площині «амплітуда коливань параметра автоколивальної динамічної системи – час польоту» може розділятися на області тяжіння різних періодичних режимів. На рис. 19 наведено дві розрахункові криві, одна з яких відповідає

маршового РРДУ другого ступеня РН “Зеніт” виконано аналіз стійкості лінійної динамічної системи “живильні магістралі – РРД” за першим наближенням Ляпунова, заснований на розрахунку спектра матриці та декомпозиції цієї динамічної системи.

У підрозділі 3.3 виконано моделювання просторових коливань корпусу РН пакетної схеми компоновання з двома однаковими бічними блоками (рис. 20).



а)

б)

Рисунок 20 – Вигляд та форми поздовжніх коливань РН («пакетної» схеми компоновання) з частотами: а) I-го тону, б) II-го тону, в) III-го тону системи «РРДУ – корпус РН» РН «Маяк-43», що розробляється

Показано, що корпус РН «пакетної» схеми як динамічний об'єкт має щільний спектр власних частот і складні просторові форми коливань, при цьому поздовжні коливання ідентичних елементів бічних блоків РН можуть відбуватися в одній фазі або протифазі, а форми власних поздовжніх коливань центрального і бічних блоків можуть відрізнятися як фазою, так і амплітудою. Коливання тяги двигунів бічних блоків при польоті таких РН також можуть відбуватися синфазно або протифазно, внаслідок чого взаємодія корпусу РН пакетної схеми з маршовими РРДУ її бічних блоків може мати як стабілізуючий, так і дестабілізуючий вплив на поздовжню стійкість рідинної РН.

Аналіз поздовжньої стійкості рідинних РН пакетної схеми здобувачем запропоновано

проводити на основі критерію стійкості Найквіста, узагальненого для випадку багатоканальних динамічних систем [29]. При дослідженні стійкості системи «пружний корпус РН – магістралі живлення – РРД» з розмиканням контуру поздовжньої стійкості (наприклад, по тязі кожного ракетного блоку) матрична передавальна функція розімкнутої системи $W_{pc}(s)$ представляється у вигляді добутку матриць прямого зв'язку $\frac{\delta z}{\delta R}(s)$ та зворотного зв'язку $\frac{\delta R}{\delta z}(s)$, тобто, у разі

$$\text{триблокової ракети-носія: } W_{pc}(s) = \frac{\delta z}{\delta R}(s) \times \frac{\delta R}{\delta z}(s) = \begin{pmatrix} \frac{\delta z_1}{\delta R_1} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_1} \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_1} \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_2} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_2} \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_2} \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_3} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_3} \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_3} \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \end{pmatrix},$$

де (z_1, z_2, z_3) – переміщення координат днищ баків окислювача кожного з трьох ракетних блоків (1 – лівого, 2 – центрального, 3 – правого), змінні (R_1, R_2, R_3) – коливання тяги відповідних двигунів кожного із трьох блоків.

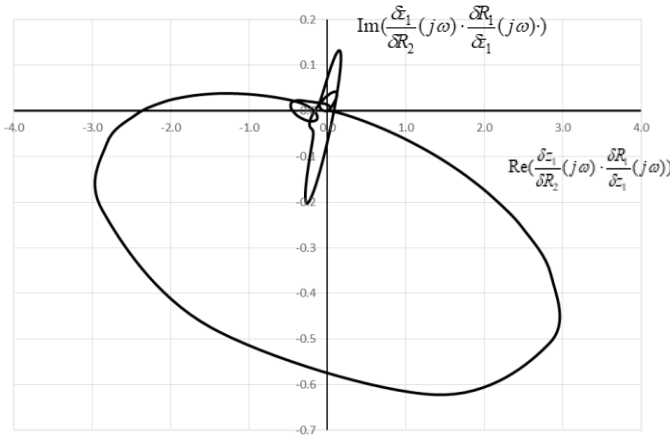


Рисунок 21 – Годограф частотної характеристики контуру «правий блок конструкції корпусу РН – маршова РРДУ центрального блоку» $\frac{\partial \varepsilon_1}{\partial R_2}(j\omega) \cdot \frac{\partial R_1}{\partial \varepsilon_1}(j\omega)$.

Розроблено математичну модель динамічної системи «РРДУ – корпус РН», яка описує взаємодію поздовжніх коливань корпусу двоступеневої РН пакетної схеми компонування з РРДУ її центрального та бічних блоків. На основі запропонованого підходу виконано чисельне дослідження стійкості РН «Маяк-43» пакетної схеми з урахуванням взаємодії поздовжніх коливань корпусу РН (по каналах тяги РРДУ центрального та бічних блоків) та низькочастотних процесів у маршових рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН кожного з її блоків.

На рис. 21 наведено годограф розрахункової частотної характеристики контуру «правий блок конструкції корпусу РН – маршова РРДУ центрального блоку».

У розділі 4 на основі результатів чисельного аналізу нелінійної взаємодії систем РРДУ та корпусу ракети здобувачем досліджено **нові динамічні процеси та явища**, що визначаються специфікою їх реалізації у динамічній системі «рідинна двигунна установка – корпус ракети» [45, 52, 73, 74].

В підрозділі 4.1 з метою розвитку нелінійної теорії поздовжніх коливань РН досліджено взаємодію кавітаційних коливань у системі живлення РРДУ та поздовжніх коливань ракети для виявлення областей притягіння та параметрів автоколивальних режимів замкнутої динамічної системи «рідинна ракетна двигунна установка – корпус РН».

При моделюванні динаміки досліджуваної системи збурення кавітаційних автоколивань (рис. 22, крива 3) здійснювалося встановленням в живильну магістраль РРДУ газорідного акумулятора (параметри якого є такими, що викликають нестійкість насосної системи живлення двигунної установки). На основі результатів чисельного моделювання нелінійної та відповідної лінійної динамічної системи «РРДУ – корпус РН», яка є нестійкою до поздовжніх та кавітаційних коливань (тобто на власних частотах коливань корпусу РН та рідини в живильній магістралі у системі відбувається наростання коливань), показано, що при розвинених кавітаційних коливаннях з частотою, мінімум на ~ 20 Гц – 30 Гц більшою за резонансні частоти коливань пружного корпусу ракети, у зазначеній автоколивальній системі внаслідок конкуренції мод коливань реалізується один коливальний режим. При цьому, залежно від області притягіння системи реалізується або режим із відносно значними розмахами поздовжніх коливань корпусу РН (рис. 23, огинаюча 1), або автоколивальний режим, при якому кавітаційні коливання пригнічують поздовжні коливання, тобто значно зменшують розмахи коливань осьового перевантаження N_z корпусу РН (до сотих часток одиниць прискорення вільного падіння g , див. рис. 23, огинаюча 2).

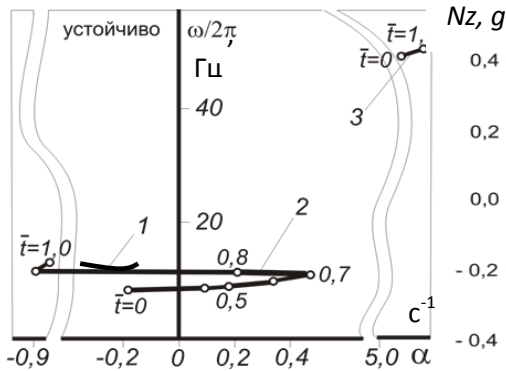


Рисунок 22 – Годографи власних значень системи, що відповідають частоті коливань корпусу (крива 2) і частотам рідкого палива першого та другого тонів коливань рідкого палива в системі живлення РРДУ (криві 1 та 3) при зміні відносного часу польоту РН $\bar{t}$

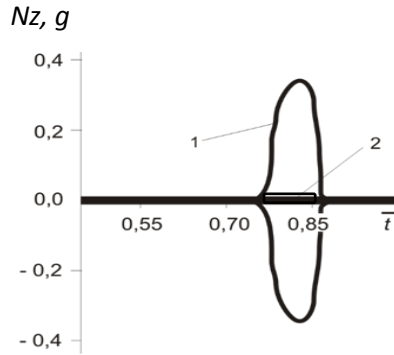


Рисунок 23 – Залежності огибаючих амплітуд Nz автоколивань корпусу РН від відносного часу польоту РН з частотами, що відповідають частоті коливань корпусу (крива 1) та рідкого палива (крива 2)

підсилення розімкнутої системи «корпус РН – живильна магістраль – РРДУ». Отриманий ефект [45] розширює уявлення про механізм розвитку поздовжніх коливань рідинних РН у випадку нестійких систем живлення РРД.

Існування такого періодичного режиму в автоколивальній нелінійній системі «РРДУ – корпус РН» впливає з ефекту значного зменшення коефіцієнта передачі малого гармонічного сигналу через нелінійну підсистему «живильна магістраль – шнекоцентробіжний насос РРДУ», що знаходиться в режимі кавітаційних автоколивань (рис. 24, синім прямокутником позначено аналізований діапазон змін резонансних частот корпусу РН) [45].

В підрозділі 4.3 теоретично досліджено вплив часу запізнювання τ продуктів згоряння в рівняннях низькочастотної динаміки камери згоряння та газогенератора РРД з окислювальною схемою допалювання генераторного газу. Результати чисельного експерименту (стосовно до РРД РД 120 з допалюванням окислювального генераторного газу) показали теоретичну можливість втрати стійкості системи «живильні трубопроводи – РРД» на частоті коливань, близькій до власної частоти f_{tn} коливань підсистеми «турбонасосний агрегат – газогенератор».

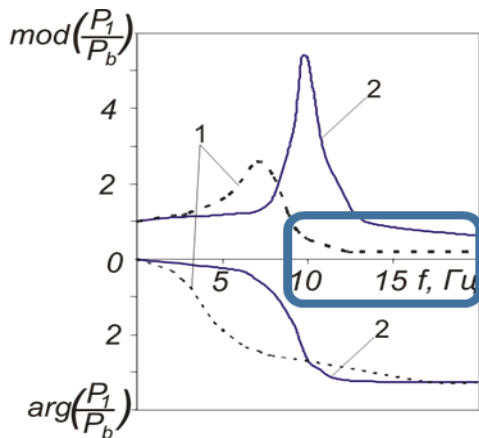


Рисунок 24 – Коефіцієнт передачі малого гармонічного сигналу, що проходить через нелінійну підсистему «живильна магістраль – шнековідцентровий насос РРДУ»: крива 1 - підсистема в режимі кавітаційних автоколивань; крива 2 – підсистема, що стійка до кавітаційних коливань

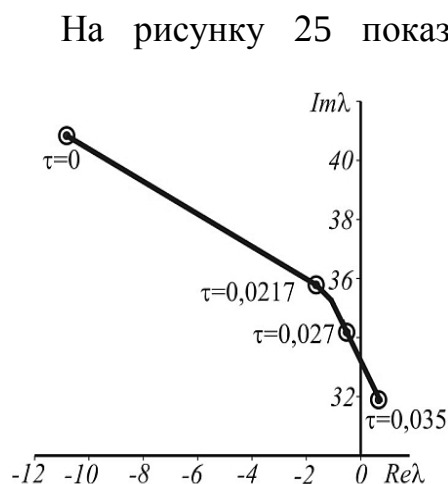


Рисунок 25 – Годограф домінуючого комплексного власного значення λ матриці коефіцієнтів динамічної системи «живильна магістраль – РРД» від часу τ

На рисунку 25 показано годограф домінуючого комплексного власного значення λ матриці коефіцієнтів зв'язаної динамічної системи «живильна магістраль – РРД» (у зазначеній динамічній системі це власне значення λ «визначається» підсистемою «турбонасосний агрегат – газогенератор» з частотою коливань $f_m = \text{Im } \lambda / 2\pi$). Годограф побудовано при зміні часу перебування газу τ у газогенераторі з 0,0217 с до 0,035 с. Визначено, що в зазначеній системі збільшення часу перебування газу в газогенераторі (наприклад, у разі дроселювання тяги РРД) призводить до суттєвого зростання ефективності зворотного зв'язку по частоті обертання валу турбонасосного агрегату та навіть до нестійкості системи (при $\tau = 0,035$ с $f_m \approx 4,8$ Гц). Таким чином, здобувачем *теоретично передбачено, що нестійкість РРД з окислювальною схемою допалювання генераторного газу*

обумовлена нестійкістю контуру «турбонасосний агрегат – газогенератор» [42].

У подальшому цей прогноз підтвердився в 2013 році, коли при вогневих випробуваннях РД 191, спроектованого як і РД 120 за схемою з допалюванням окислювальною генераторного газу, на режимах глибокого дроселювання РРД (при зменшенні тяги до 27% – 30% від її номінального значення) виявлено динамічну нестійкість робочих режимів двигуна з частотою автоколивань ~ 4 Гц – 5 Гц, яка призвела до неприпустимо великого зростання розмаху коливань тиску в елементах «занасосної» частини РРД – до 40% - 50 % від номінальних значень тиску.

В підрозділі 4.4 досліджено *ефект пригнічення резонансних максимумів динамічного коефіцієнта підсилення системи живлення РРДУ (по тиску) при зближенні резонансної та антирезонансної частоти її коливань* (рис. 26). На основі чисельного дослідження параметрів демпфуючого пристрою поздовжніх коливань РН, що встановлюється в живильній магістралі двигунної установки, показано, що для досягнення умов амплітудної стабілізації системи «РРДУ – корпус РН» частотний діапазон амплітудної стабілізації контуру «РРДУ – корпус РН» може бути розширений шляхом пригнічення резонансного максимуму коефіцієнта підсилення системи живлення РРДУ (по каналу тиску), яке досягається раціональним (з урахуванням нестационарності системи «РРДУ – корпус РН», тобто у широкому діапазоні зміни частот власних коливань корпусу рідинної ракети та тиску на вході у двигун) «налаштуванням» антирезонансної частоти цієї частотної характеристики (спосіб [74] забезпечення стійкості РН відносно до поздовжніх коливань, запропонований здобувачем).

З урахуванням результатів даних теоретичних положень виконано розрахунки параметрів демпфера поздовжніх коливань РН, які були використані під час виконання робіт у кількох проєктах ракет-носіїв розробки ДП «КБ «Південне»» (південнокорейської KSLV-2, китайської CZ, американської «Антарес»), в яких здобувач був відповідальним виконавцем робіт з досліджень РОГО проблеми.

Зокрема, стосовно конструктивно-компонувальної схеми системи живлення РРДУ першого ступеня РН «Циклон-4М» визначено частотні характеристики живильної магістралі окислювача з демпфером (як складової ланки контуру поздовжньої стійкості «РРД – живильна магістраль окислювача – корпус РН»), що мають раціональне розташування антирезонансної області (на рис. 27 залежність 1 – варіант розрахунку без демпфера, залежності 2 - 4 – варіанти розрахунку при мінімальному, номінальному та максимальному тиску на вході в РРДУ).

Розділ 5 присвячено дослідженню стійкості та динамічної навантаженості верхніх ступенів рідинних ракет-носіїв з урахуванням особливостей їх конструкції та динамічної взаємодії з РРДУ на активній частині їх польоту.

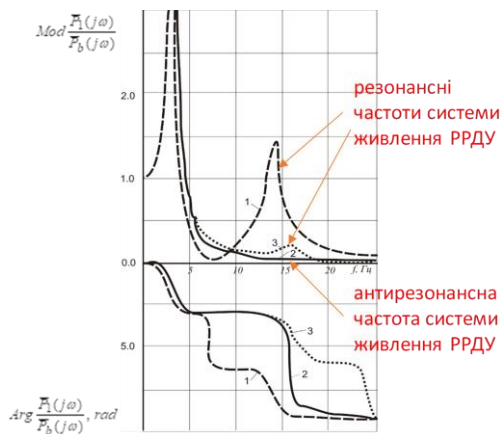


Рисунок 26 – Модулі частотних характеристик динамічного коефіцієнта підсилення (по тиску) живильної магістралі окислювача з демпфером

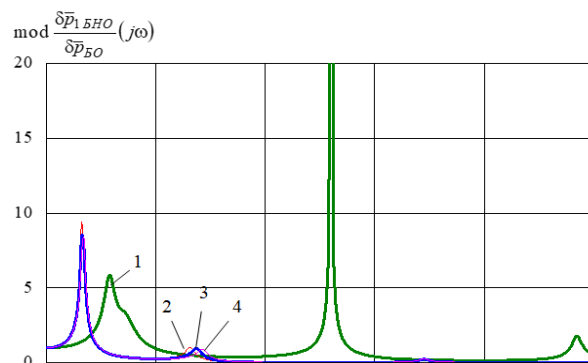


Рисунок 27 – Модулі частотних характеристик динамічного коефіцієнта підсилення (за тиском) живильної магістралі окислювача з демпфером РН «Циклон-4М»

В підрозділі 5.1 здобувачем розвинено підхід до розрахунку параметрів власних коливань космічного ступеня РН зі складною просторовою конфігурацією її паливного відсіку при різних рівнях його рідкого палива, який дозволяє урахувати силову взаємодію баків [49]. Підхід базується на скінченно-елементній схематизації динамічної взаємодії конструкції паливного відсіку і рідкого палива та чисельному визначенні параметрів вимушених та власних коливань зв'язаної динамічної системи «конструкція відсіку – рідке паливо».

Показано (рис. 28), що при осьовому збуренні конструкції верхнього (космічного) ступеня РН, паливний відсік якої має сфероконічну конфігурацію, поздовжні та поперечні складові коливального руху рідкого палива та ряду елементів конструкції можуть бути зіставні за величиною, а залежності амплітуд коливань тиску на виході з баків від амплітуди поздовжнього переміщення конструкції ступеня – непропорційними.

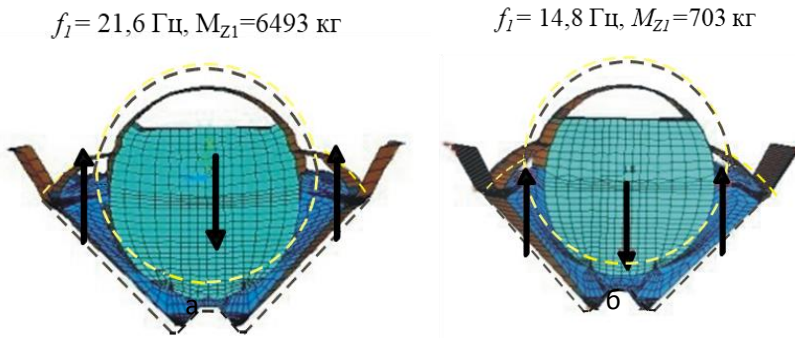


Рисунок 28 – Форми вільних просторових коливань (із частотою f_1 та узагальненою масою M_{z1} 1-го тону коливань) сфероконічного паливного відсіку космічного ступеня РН: а - розрахунок без урахування силової взаємодії баків (через поверхню рідкого палива); б – з урахуванням силової взаємодії баків

РН «Циклон-4» з паливним відсіком сфероконічної конфігурації та маршовим РРД без допалювання генераторного газу [49, 51, 66]. Показано, що протягом часу польоту верхнього ступеня РН діапазони зміни значень власних частот поздовжніх коливань конструкції ступеня та рідини в системі живлення РРД перетинаються та при близьких значеннях цих частот досліджувана динамічна система «РРДУ – конструкція ступеня з КА» впритул наближається до коливальної границі стійкості системи.

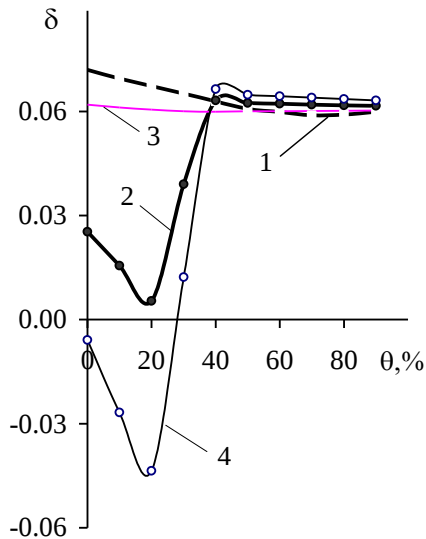


Рисунок 29 – Розрахункові залежності $\delta_i(\theta)$ показників згасання коливань системи "РРДУ - конструкція ступеня з КА" від ступеня спорожнення θ її баків

На рис. 29 (крива 2) цей варіант відповідає показнику згасання домінуючого тону коливань (у даному розрахунку декременту δ нижнього тону коливань конструкції ступеня РН) у діапазоні 15% - 20% зміни відносного часу θ роботи РРД (криві 1, 3 – декременти коливань системи живлення та РРД).

У разі використання маршового РРД верхнього ступеня РН з удвічі більшим за величиною динамічним коефіцієнтом підсилення двигуна по каналу тиску (що теоретично можливо при застосуванні РРД замкнутої схеми) динамічна система «РРДУ – конструкція ступеня з КА» втрачає стійкість по відношенню до поздовжніх коливань РН (крива 4 на рис. 29).

Підрозділ 5.3 присвячений дослідженню стійкості ракетних двигунних установок з коаксіальною конструкцією паливного відсіку та мембранним (полімерним) поділом рідкого окислювача і пального (дослідження проведене японським космічним

агентством JAXA за участю здобувача) [2].

В підрозділі 5.2 показано, що для сучасних космічних ступенів РН (близьких за компоновальною схемою до верхнього ступеня РН «Циклон-4М») існує потенційна небезпека реалізації в польоті коливальних режимів, зумовлених динамічною взаємодією РРДУ та конструкції верхнього ступеня, який має складну просторову конфігурацію. Виконано аналіз поздовжньої стійкості верхнього ступеня

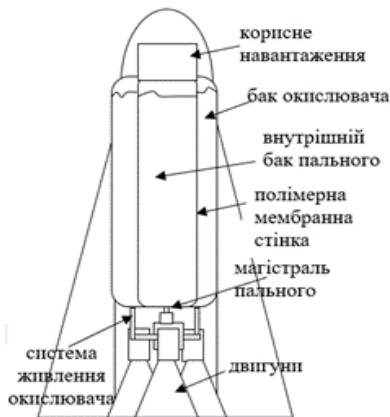


Рисунок 30 – Компонувальна схема японського космічного корабля з коаксіальним паливним відсіком мембранного типу

На прикладі японського багаторазового космічного корабля РН HOPE-X (рис. 30) з коаксіальним паливним відсіком мембранного типу та з маршовим рідинним ракетним двигуном LE-7 визначено, що зазначені РРДУ є потенційно нестійкими по відношенню до коливань, спричинених кавітаційними явищами у насосах. Показано, що вказана особливість таких РРДУ обумовлена використанням відносно коротких трубопроводів системи живлення РРДУ.

Здобувачем розроблено теоретичний підхід [2] до аналізу стійкості системи живлення РРДУ зазначеного типу. Показано, що способи стабілізації таких систем живлення повинні ґрунтуватися на коригуванні динамічних властивостей системи живлення та кавітуючих насосів двигунів.

У підрозділі 5.4 розроблено підхід до дослідження динамічної навантаженості (віброприскорень, динамічних складових інтенсивності напружень та деформацій) космічних ступенів зі складною просторовою конфігурацією паливних баків при поздовжніх коливаннях рідинних РН [41, 66]. Він ґрунтується на використанні методу скінченних елементів при

вирішенні наступних задач:

- визначення та аналіз параметрів власних поздовжніх коливань космічного ступеня в частотному діапазоні поздовжньої нестійкості багатоступеневої рідинної РН та врахування цих коливальних рухів у математичній моделі поздовжніх коливань багатоступеневої рідинної РН;

- визначення параметрів поздовжніх коливань вузлів кріплення космічного ступеня до конструкції багатоступеневої РН з використанням нелінійної математичної моделі нестационарної динамічної системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН», яка описує поздовжні коливання РН;

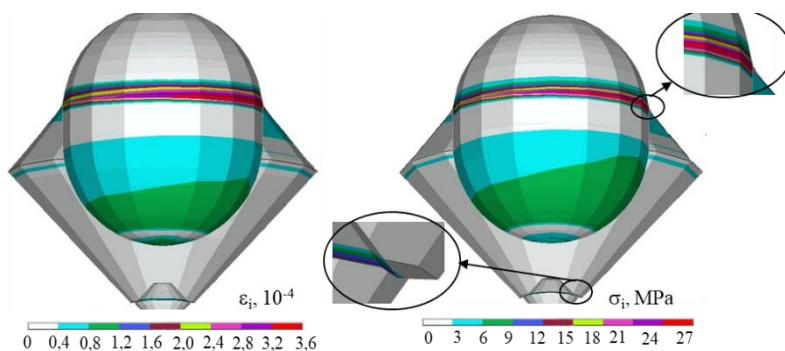


Рисунок 31 – Діаграми деформацій ϵ_j та інтенсивності напружень σ_j в елементах конструкції верхнього ступеня при РОГО-коливаннях

- визначення віброприскорень, динамічних складових інтенсивності напружень та деформацій елементів конструкції космічного ступеня з рідким наповненням баків при максимальному рівні поздовжніх коливань вузла кріплення ступеня до РН.

Стосовно триступеневої рідинної РН «Циклон-4» отримано оцінку динамічної навантаженості (поздовжніх віброприскорень, динамічних складових інтенсивності напружень та деформацій) елементів конструкції космічного ступеня РН (рис. 31) з урахуванням складної сфероконічної конфігурації паливних баків, змінності товщини їх стінок, динамічної взаємодії розділених тонкою стінкою компонентів палива, наявності силових шпангоутів та інших особливостей конструкції ступеня [4, 66].

У розділі 6 дисертації здобувачем розвинена методика для дослідження працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива в РРДУ, в якій враховано вплив частот та амплітуд домінуючих просторових вібрацій РН та динамічних процесів у системах живлення РРДУ космічних ступенів РН на ділянках їх активного та пасивного польоту [3, 8, 12, 13, 20, 48, 49, 69-72].

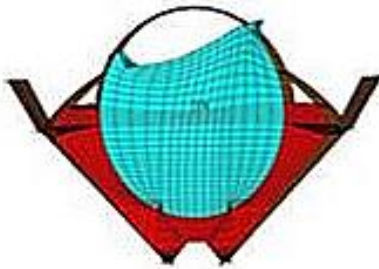


Рисунок 32 — Форми просторових коливань космічного ступеня РН, що відповідають власній частоті коливань паливного відсіку 0,9 Гц

Методика базується на верифікованих математичних моделях динаміки конструкції космічних ступенів РН та систем живлення їх РРДУ у різних умовах польоту (активна фаза польоту при роботі двигунної установки, перехід до умов невагомості після її вимкнення, перебування компонентів палива в системі живлення в умовах невагомості, вихід зі стану невагомості при запуску маршової двигунної установки).

Розроблені методичні основи дозволяють: враховувати архітектуру внутрішньобакових просторів; визначати форми коливань рідини (на рис. 32 для наочності амплітуди коливань вільної поверхні рідини пропорційно збільшено) і геометричні характеристики та параметри руху вільної поверхні; виявляти умови запуску, що супроводжуються проникненням газу наддуву в живильні магістралі маршового РРД ступеня; оцінювати параметри вільних газових включень, що формуються у живильних магістралях маршового РРД; оцінювати вплив вільних

газових включень на стійкість запуску; формувати програми польоту, що забезпечують максимально повне використання бортових запасів палива.

Розвинено підхід до визначення характеристик сорбційних процесів у рідкому паливі верхніх ступенів РН для розрахунку впливу поздовжньо-поперечних польотних вібрацій баків складної просторової конфігурації на процес газовиділення [53, 54]. Показано, що просторова конфігурація конструкції паливних відсіків верхніх ступенів РН є визначальним фактором при оцінці впливу вібрацій ступеня на параметри газових включень, об'єми та зони формування

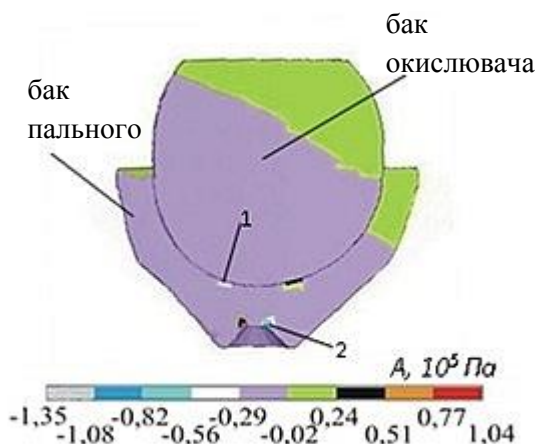


Рисунок 33 — Локалізація газовиділення та динамічні складові тиску рідкого палива при коливаннях із частотою f

вільних газових включень (на рис. 33 ці зони позначені цифрами 1, 2) у масі компонентів палива і, отже, на працездатність пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива.

Встановлено, що найбільш суттєвими для процесу десорбції рідкого палива є польотні вібрації РН із частотами, близькими до частот нижніх тонів коливань динамічної системи «конструкція ступеня – рідке паливо», тобто до частот коливань вільної поверхні рідини та до частот гідропружної взаємодії конструкції та рідкого палива.

Розроблені методичні основи верифіковано шляхом вирішення таких задач:

– визначення параметрів просторового руху рідкого палива (на рис. 34 положення рідкого палива у розрахунковий момент часу позначено червоним кольором, синім – положення газових порожнин у паливному баку в умовах мікрогравітації) і порівняння отриманих результатів з результатами експериментального дослідження бака космічного ступеня «Centaur» в «кидковій вежі»;

– математичне моделювання гідродинамічних процесів у системі живлення космічного ступеня (РН «Циклон-4М») при зупинах та запусках її маршового двигуна (з порівнянням із результатами експериментальних досліджень процесу зупину її маршового двигуна при випробуваннях «на воді» для стендового варіанту системи живлення космічного ступеня).

На рис. 35 експериментальним даним відповідає лінія 1, результатам розрахунку – лінія 2. Отримано задовільне узгодження експериментальних та розрахункових даних щодо параметрів руху газових включень у заповнених рідиною паливних баках при досліджених динамічних процесах.

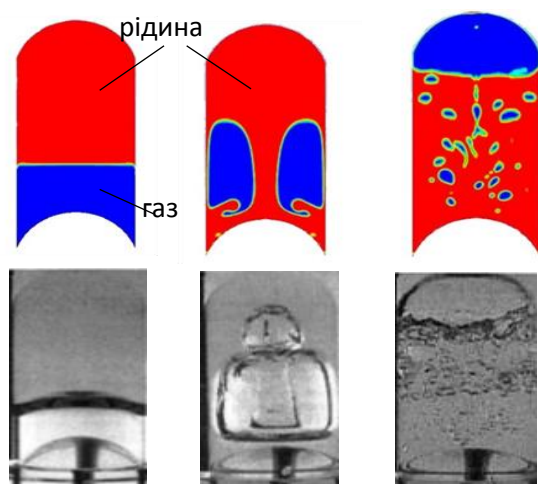


Рисунок 34 – Результати моделювання та дані відеозйомки руху газових включень у рідкому паливі в паливному баку космічного ступеня «Centaur» в умовах мікрогравітації після зупину маршового РРД ступеня

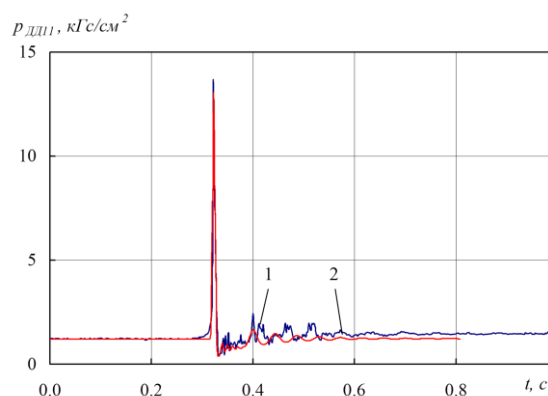


Рисунок 35 – Перехідний процес – тиск у стендовій системі живлення РРД космічного ступеня після закриття відсічного клапана

На основі аналізу та узагальнення результатів моделювання гідродинамічних процесів здобувачем отримано патенти на винаходи [69, 70, 71, 72].

ВИСНОВКИ

В результаті виконаних досліджень вирішено **важливу науково-технічну проблему прогнозування** рівня загальнодвигунних коливань робочих процесів у рідинному ракетному двигуні, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН, нелінійної взаємодії низькочастотних процесів, що відбуваються в її двигунній установці при поздовжній нестійкості рідинної ракети.

У дисертаційному дослідженні отримано такі вагомі результати.

1. Набула подальшого розвитку **нелінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН з РРДУ**.

Вперше розроблено науково-методичне забезпечення для вирішення проблеми прогнозування рівня динамічних складових робочих параметрів РРДУ (тиску, витрат компонентів палива, температури в різних перерізах РРД, частоти обертання валу ТНА) та амплітуд пружних коливань корпусу рідинних РН при поздовжній (POGO) нестійкості РН. Особливістю забезпечення є моделювання нелінійної взаємодії пружних просторових коливань корпусу рідинної РН з динамічними процесами в її РРДУ, що дозволило врахувати ефекти нелінійного демпфування коливань рідинної РН залежно від амплітуд коливань – нелінійностей просторових коливань оболонок паливних баків з урахуванням обмеження прогинів їх стінок і днищ, нелінійностей динамічних процесів у РРДУ (систем живлення, кавітаційних явищ у насосах) та конструкційного демпфування, а також вплив нестационарності робочих процесів при польоті РН. Верифікація розвинуеного науково-методичного забезпечення проведена на основі визначення частот та амплітуд POGO віброприскорень конструкцій ракет-прототипів – двоступеневих РН «Циклон» і РН «Дніпро», двоступеневої РН масою 165 тон (за конструктивними параметрами близькою до РКП у проєкті «Маяк –СЗ.9»). Науково-методичне забезпечення використано для теоретичного прогнозу розмахів поздовжніх коливань трьохступеневої РН «Циклон-4» та поздовжніх віброприскорень КА під час роботи РРДУ першого ступеня (здобувачем отримано акти впровадження ДП КБ «Південне»).

2. **Вперше** запропоновано підхід до визначення параметрів коливань (амплітуд та динамічних навантажень) рідинної РН на основі математичного моделювання нелінійної динамічної взаємодії РРДУ та корпусу РН, в якому використовується одновимірне скінченно-елементне представлення щодо систем та агрегатів РРДУ і тривимірне скінченно-елементне дискретизація конструкції РН та рідкого вмісту її паливних баків. Його використання дозволяє визначити розмахи та частоти коливань у різних елементах РРДУ та конструкції корпусу РН при поздовжній нестійкості РН.

3. В рамках моделі в'язкого тертя, що використовується при математичному описі пружних коливань корпусу рідинної РН, **узагальнено експериментальні значення коефіцієнтів демпфування коливань рідкого палива в баках українських рідинних РН**, несучих конструкцій рідинних РН і конструктивно подібних моделей рідинних ракет в залежності від амплітуд коливань та рівня заповнення баків. Виконана обробка експериментальних даних вібраційного тестування ракет тандемної схеми – ракети 15А14, ракети 15А15, фізичної моделі у масштабі 1:6,5 корпусу РН «Зеніт», фізичної моделі у масштабі 1:5 ракети-

прототипу РН «Дніпро». Отримані залежності використані при побудові тривимірної скінченно-елементної моделі вільних просторових коливань РН, що розробляються (у частині урахування демпфування коливань у її складових елементах).

4. Проведено теоретичні та експериментальні дослідження просторових коливань рідини у баках різної просторової конфігурації. Стосовно до проблеми поздовжньої стійкості РН розроблено методичні основи моделювання просторових (3D) коливань рідини в тонкостінних баках РН з урахуванням конструктивних особливостей баків. **Вперше** з використанням експериментальних коефіцієнтів демпфування коливальних рухів рідини в баку визначено кількісний вплив демпфування на амплітуди коливань тиску рідини на виході з баків. Величини цих амплітуд мають важливе значення у коректній реалізації механізму поздовжньої нестійкості досліджуваних РН при прогнозуванні рівня амплітуд POGO коливань РН.

5. Отримав **подальший розвиток підхід** до чисельного визначення граничних величин амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети на основі методу гармонічної лінеаризації та інформації про власні числа та вектори матриці системи гармонічно лінеаризованих диференціальних рівнянь низькочастотної динаміки замкнутої системи «РРДУ – корпус РН». Проблема визначення граничних амплітуд POGO коливань відповідає концепції "найгіршого" випадку, її вирішення доцільне на ранніх етапах проєктування РН для обґрунтування необхідності розробки засобів пригнічення поздовжніх коливань рідинної РН. Розроблене методичне забезпечення (на відміну від раніше розроблених теоретичних методів) має високий ступінь формалізації при чисельному моделюванні і дозволяє враховувати кілька нелінійностей.

6. Набула подальшого розвитку **лінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН з РРДУ**. Вперше запропоновано підхід до математичного моделювання поздовжніх коливань та дослідження поздовжньої стійкості РН «пакетної» схеми компоновання, в якому враховується взаємодія поздовжніх коливань корпусу РН по каналах тяги РРДУ центрального та бокових блоків РН та низькочастотних процесів у маршових рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН кожного з її блоків. Підхід ґрунтується на застосуванні критерію стійкості Найквіста, узагальненого для випадку багатоканальних динамічних систем. На основі запропонованого підходу виконано чисельне дослідження стійкості РН «Маяк 43-2Т» пакетної схеми з урахуванням взаємодії поздовжніх коливань корпусу РН (по каналах тяги РРДУ центрального та бічних блоків) та низькочастотних процесів у маршових рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН кожного з блоків.

7. Для РРД з допалюванням окислювального генераторного газу вперше теоретично обґрунтована можливість низькочастотної нестійкості процесів у рідинному ракетному двигуні, зумовленої динамікою контуру “ТНА – газогенератор” на режимах глибокого дроселювання. Результати аналізу стійкості ракетного двигуна (дослідження проведено на прикладі маршового РРД іншого ступеня РН «Зеніт» РД 120) зі збільшенням значення часу перебування продуктів згоряння в газогенераторі, показали теоретичну можливість втрати стійкості двигуна на частоті коливань підсистеми «турбонасосний агрегат – газогенератор». Це

передбачення було підтверджено пізніше, у 2013 році, коли при вогневих випробуваннях двигуна РД191 на режимах глибокого дроселювання виявлено цю нестійкість системи при неприпустимо великому зростанні розмахів коливань тиску в елементах газового тракту та коливань ротора ТНА.

8. Отримано нові уявлення про взаємодію низькочастотних коливань у РРДУ та поздовжніх коливань корпусу РН та зроблено висновки для розвитку теоретичних підходів до вирішення проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН:

- вперше виявлено нелінійний ефект суттєвого зменшення значень модуля динамічного коефіцієнта проходження малого сигналу (по каналу тиску) через систему живлення РРДУ при розвитку в ній кавітаційних автоколивань у порівнянні з його значеннями на режимах без кавітаційних автоколивань;
- вперше визначено, що при розвинених кавітаційних автоколиваннях в РРДУ із частотою, що перевищує резонансні частоти коливань пружного корпусу ракети, у динамічній системі «РРДУ – корпус РН», яка є нестійкою (у лінійному наближенні) одночасно з частотою коливань корпусу РН та з частотою другого тону коливань рідини в живильній магістралі РРДУ, внаслідок конкуренції мод реалізується один автоколивальний режим – або режим зі значними амплітудами коливань корпусу РН, або режим з «пригніченням» поздовжніх коливань корпусу РН (отримано свідоцтво на винахід);
- вперше показано, що частотний діапазон, в якому реалізується амплітудна стабілізація динамічної системи «РРДУ – корпус РН», може бути розширений при «пригніченні» резонансного максимуму частотної характеристики системи живлення РРДУ шляхом раціонального (з урахуванням нестаціонарності системи «РРДУ - корпус РН») «налаштування» антирезонансної частоти системи живлення РРДУ в діапазоні зміни резонансної частоти другого тону коливань рідкого палива в системі живлення РРДУ. З урахуванням цього ефекту на етапах ескізного проектування було виконано розрахунки параметрів демпфера поздовжніх коливань РРДУ у кількох проектах розробки ДП «КБ «Південне»» – РН «Циклон-4М» і корейської РН «KSLV-2» (здобувачем отримано акт впровадження ДП КБ «Південне»).

9. Вперше розроблено підхід до аналізу динамічної стійкості системи живлення космічного ступеня рідинної РН (на прикладі японського багаторазового космічного корабля «НОРЕ-X» з маршовим рідинним ракетним двигуном «LE-7»), який має паливний відсік коаксіального типу з мембранним поділом кріогенних палив, по відношенню до коливань, зумовлених кавітаційними явищами у насосах системи живлення космічного ступеня РН. Визначено, що вищевказані космічні ступені РН потенційно нестійкі по відношенню до коливань, зумовлених кавітаційними явищами в насосах. **Розроблено рекомендації щодо забезпечення стійкості космічного ступеня РН** – способи стабілізації повинні ґрунтуватися на коригуванні динамічних властивостей живильних магістралей та насосів двигунів для усунення кавітаційних коливань в РРДУ.

10. Розвинена методика для дослідження працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива РРДУ, що базується на використанні верифікованих математичних моделей низькочастотної динаміки конструкції космічних ступенів РН та систем живлення їхніх РРДУ. **Вперше враховано вплив**

поздовжньо-поперечних польотних вібрацій баків космічних ступенів РН (отриманий як результат аналізу динаміки системи живлення РРДУ) на коливання рідкого палива при різних умовах польоту (активна фаза польоту при роботі двигунної установки, перехід до умов невагомості після вимкнення її двигуна). Показано, що просторова конфігурація конструкції паливних відсіків верхніх ступенів РН є визначальним фактором при визначенні впливу вібрацій ступеня на параметри газових включень, об'єми і зони формування вільних газових включень в масі компонентів палива і, отже, на працездатність пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива в баках. Встановлено, що найбільш суттєвими для процесу десорбції рідкого палива є польотні вібрації РН з частотами, близькими до частот нижчих тонів динамічної системи «конструкція ступеня – рідке паливо», тобто до частот коливань вільної поверхні рідини і до частот гідропружної взаємодії конструкції та рідкого палива.

Розвинена методика верифікована на вирішенні наступних задач:

- визначення параметрів руху рідкого палива в паливному баку в умовах мікрогравітації (на основі порівняння з результатами експериментального дослідження руху рідини в паливному баку – моделі бака космічного ступеня «Centaur», що реалізуються в «кидковій вежі»);
- математичного моделювання гідродинамічних процесів в системі живлення космічного ступеня (типу РН «Циклон-4») при зупинах і запусках його маршового двигуна (на основі порівняння з результатами експериментальних досліджень процесу зупину маршового двигуна при випробуваннях «на воді» для стендового варіанта системи живлення космічного ступеня). Здобувачем отримано акт впровадження ДП КБ «Південне».

Достовірність отриманих у дисертації результатів забезпечується застосуванням апробованих моделей динаміки РРДУ, погодженням отриманих теоретичних результатів з експериментальними даними пусків рідинних РН, вогневих випробувань РРД та динамічних випробувань паливних баків з рідиною.

Результати, отримані у роботі, використані у ДП «КБ «Південне» при проектуванні та модифікації вітчизняних ракет-носіїв «Дніпро», «Циклон 4», «Циклон-4М», РКП «Маяк-ЛЗ.0» (тандемної схеми) і РКП «Маяк-ТЗ.0» (пакетної схеми), американської РН «Антарес», південнокорейської РН «KSLV 2 (Nuri)» для аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН, а також при аналізі динамічних процесів та працездатності систем живлення РРДУ верхнього ступеня «Циклон-4М», верхнього ступеня арабської РН. Здобувачем отримано Акт впровадження ДП КБ «Південне».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Список публікацій, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації

Публікації в іноземних виданнях та фахових виданнях України, які включені до міжнародних наукометричних баз даних:

1. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Серенко В. А., Хоряк Н. В. (1999) 'Теоретическое определение амплитуд продольных колебаний жидкостных ракет-носителей', Космічна наука і

- технологія, 5, 1 – 2, pp. 90 – 96. <https://doi.org/10.15407/knit1999.01.090> (SSAO/NASA Astrophysics Data System).
2. Nikolayev O., Komatsu K. (2004) ‘Propulsion System Instability for Concentric Tank-Type Launch Vehicle’, Journal AIAA Propulsion and Power, 20, 2, pp. 376 – 378. <https://doi.org/10.2514/1.9263> (SCOPUS Q1, Web of Science).
 3. Bloha I. D., Nikolayev O. D. (2006) ‘Determination of the propellant slosh parameters for rocket propulsion system of the space stage with complex spatial tanks configuration’, Aerospace technic and technology, 10 (36), pp. 42–44. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2006_10_11 (Index Copernicus, Google Scholar).
 4. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий, И.Д., Долгополов С. И. (2009) ‘Особенности моделирования продольных колебаний верхних ступеней ракет-носителей со сложной конфигурацией топливных баков’, Тех. мех., 3, pp. 51 – 61. Available at: <https://journals.indexcopernicus.com/api/file/viewByFileId/340823.pdf> (Index Copernicus, Google Scholar).
 5. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2013) ‘Параметрическая идентификация математической модели низкочастотной динамики шнекоцентробежных насосов жидкостных ракетных двигателей’, Авиационно-космическая техника и технология, № 10 (107), pp. 122 - 127. Available at: <http://nti.khai.edu:57772/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2013/AKTT1013/Horyak.pdf> (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
 6. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2014) ‘Влияние демпфирования колебаний жидкого топлива в баках на амплитуды продольных колебаний жидкостной ракеты’, Авиационно-космическая техника и технология, 7/114. 34 – 40. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2014_7_8 (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
 7. Хоряк Н.В., Николаев А.Д., Долгополов С.И. (2015) ‘Теоретическая оценка эффективности динамического гасителя продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя’, Авиационно-космическая техника и технология, 9 (126). 26 – 31. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2015_9_6. (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
 8. Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F. (2015) ‘Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions’, IAC-15-D.2.3, 66th Astronautical Congress International, pp. 8832 – 8838. Available at: <http://toc.proceedings.com/29485webtoc.pdf> (Scopus, Google Scholar).
 9. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2017) ‘Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при запуске’, Косм. наука технол., 23; (5), pp. 03-13, <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003> (Web of Science, Google Scholar)
 10. Долгополов С. И., Николаев А.Д. (2017) ‘Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода жидкости при различных амплитудах гармонического возмущения’, Тех. мех, 1. pp. 15 – 25. Available at: http://www.journal-itm.dp.ua/EN/Publishing/02-01-2017_rus.html (Index Copernicus).

11. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н. (2017) 'Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа', Вестник двигателестроения, 2, pp. 34 - 42. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/vidv_2017_2_8. (Google Scholar).
12. Николаев А. Д., Башлий И. Д., Свириденко Н. Ф., Хоряк Н. В. (2017) 'Определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в топливных баках ракет-носителей космических ступеней на пассивных участках полета', Тех. мех., 4, 26–40. <https://doi.org/10.15407/itm2017.04.026> (Index Copernicus, Google Scholar)
13. Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С. И. (2018) 'Математическое моделирование динамических процессов в системе подачи топлива космических ступеней ракет-носителей в условиях микрогравитации', Тех. мех., 4, pp. 24 – 35. <https://doi.org/10.15407/itm2018.04.005> (Index Copernicus)
14. Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoryak N. V. (2018) 'Computation of the POGO self-oscillation parameters in dynamic "propulsion – rocket structure" system by using of 3D structural model', Teh. meh., 2, pp. 17 – 29. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017> (Index Copernicus, Google Scholar).
15. Пилипенко О. В., Хоряк Н. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д. (2019) 'Математическое моделирование динамических процессов в гидравлических и газовых трактах при запуске ЖРД с дожиганием генераторного газа', Тех. мех., 4, pp. 5 – 20. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.005> (Index Copernicus).
16. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. 2020, 'Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle', Космічна наука і технологія, 26, 4 (125), pp. 320. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
17. Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2020) 'Математическое моделирование запуска многодвигательной жидкостной ракетной двигательной установки', Тех. мех., 1, pp. 5 – 18. <https://doi.org/10.15407/itm2020.01.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
18. Nikolayev O., Zhulay Yu., Kvasha Yu and Dzoz N. (2020) 'Evaluation of the vibration accelerations of drill bit for the well rotative-vibration drilling using the cavitation hydrovibrator', Int. J. Mining and Mineral Engineering, 11, 2, pp. 102–120. <https://doi.org/10.1504/ijmme.2020.108643> (SCOPUS Q3, Google Scholar, Info Trac (Gale), Inspec (Institution of Engineering and Technology), J-Gate, ProQuest).
19. Пилипенко О. В., Николаев О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І. (2020), 'Сучасний стан теоретичних досліджень високочастотної стійкості робочих процесів в камері згоряння рідинних ракетних двигунів', Тех.мех., 2, pp. 5 – 21 <https://doi.org/10.15407/itm2020.02.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
20. Пилипенко О.В., Николаев А.Д., Башлий И.Д., Долгополов, С.И. (2020) 'Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета', Косм. наука технол., 26(1), pp. 03-17. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003> (Web of Science, Google Scholar).

21. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І., Башлій І. Д. (2021) 'Сучасні проблеми низькочастотної динаміки рідинних ракетних двигунних установок', *Teh. meh.*, 3, pp. 5 – 23. <https://doi.org/10.15407/itm2021.03.009> (Index Copernicus, Google Scholar).
22. Пилипенко О. В., Долгополов С. І., Хоряк Н. В., Ніколаєв О. Д. (2021) 'Методика визначення впливу внутрішніх та зовнішніх факторів на розкид тяги рідинного ракетного двигуна при його запуску', *The meh.*, 4 (4), pp. 7 - 17. <https://doi.org/10.15407/itm2021.00.007> (Index Copernicus, Google Scholar).
23. Dolgoplov S., Nikolayev O., Khorjak N. (2021) 'Dynamic interaction between clustered liquid propellant rocket engines under their asynchronous start-ups', *Propulsion and Power Research*, 10(4), pp. 347 - 359. <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2021.12.001> (SCOPUS Q1, Web of Science).
24. Zhulay Yu., Nikolayev O. (2021) 'Sonic Drilling with Use of a Cavitation Hydraulic Vibrator'. Book chapter in 'Mining Technology'. IntechOpen, London. Available at: <https://www.intechopen.com/chapters/78835> (Google Scholar).
25. Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Khorjak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. (2021) 'Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle', *Space Sci. & Technol.*, 27, 6 (133), pp. 03—15. <https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
26. Pylypenko, O. V., Smolensky, D. E., Nikolayev, O. D., Bashliy, I. D. (2022) 'The approach to numerical simulation of the spatial movement of fluid with formation of free gas inclusions in propellant tank at space flight conditions', *Space Sci. & Technol.* 28(5), pp. 03-14 <https://doi.org/10.15407/knit2022.05.003> (SCOPUS, Web of Science).
27. Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev, O. D., Khorjak, N. V., Kvasha, Yu. A., Bashliy, I. D. (2022) 'Determination of the Thrust Spread in the Cyclone-4M First Stage Multi-Engine Propulsion System During its Start', *Sci. innov.*, 18(6), pp. 97—112. <https://doi.org/10.15407/scine18.06.097> (SCOPUS Q3, Web of Science).
28. Nikolayev O. Bashliy I. (2022) 'Assessment of thrust chamber stability margins to high-frequency oscillations based on mathematical modeling of coupled 'injector – rocket combustion chamber' dynamic system', *Teh.meh.*, 1 (1), pp. 3-15; DOI: 10.15407/itm2022.01.003 (Index Copernicus, Google Scholar).
29. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В. (2022) 'Підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія пакетної схеми компонування', *Teh.meh.*, 3, pp. 3- 15. <https://doi.org/10.15407/itm2022.03.003> (Index Copernicus, Google Scholar).
30. Dolgoplov S., Nikolayev O. (2024) 'Features of mathematical modeling of nonlinear Pogo oscillations of launch vehicles', *CEAS Space Journal*, 16, 2, pp. 32-48. <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00541-3> (SCOPUS Q2, Web of Science).

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань України:

31. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Николаев А. Д., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Серенко В. А. (2000) 'Теоретическое определение динамических нагрузок

- (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС–20 на активном участке траектории ее полета’, *Teh. meh.*, 1, pp. 3-18.
32. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Белецкий А. С. (2000) ‘Оценка предельных значений амплитуд продольных колебаний жидкостной ракеты с использованием метода гармонической линеаризации и решения проблемы собственных значений’, *Teh.meh.*, 2, pp. 12 - 22.
 33. Пилипенко В. В., Николаев А. Д., Довготько Н. И., Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Хоряк Н. В. (2001) ‘Теоретическая оценка эффективности пассивной системы виброзащиты космических аппаратов при продольных колебаниях ракеты-носителя’, *Teh.meh.*, 1, pp. 5 - 12.
 34. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2004) ‘Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет–носителей с учетом диссипации энергии’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 4/12, pp. 62–73.
 35. Блоха И. Д., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Пилипенко О. В., Свириденко Н. Ф., Шевченко Б. А. (2005) ‘Влияние продольных вибраций космической ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя’, *Teh.meh.*, 2, pp. 65 – 74.
 36. Пилипенко В. В., Пилипенко О. В., Богомаз Г. И., Николаев А. Д., Блоха И. Д. (2006) ‘Численное моделирование свободных колебаний космических ступеней жидкостных РН со сложной пространственной конфигурацией топливных баков’, *Teh. meh.*, 2, pp. 69 - 81.
 37. Блоха И. Д., Николаев А. Д., Богомаз Г. И., Сирота С. А. (2006) ‘Численное моделирование свободных пространственных колебаний жидкости в емкостях сложной конфигурации’, *Науковий вісник НГУ*, 5, pp. 75-80. Available at: <https://nvngu.in.ua/index.php/en/archive/on-the-issues/403-2006/1040-zmist-soderzhanie-6-2006>
 38. Задонцев В. А., Николаев А. Д. (2006) ‘Об оптимальном демпфировании системы питания двигательной установки для обеспечения продольной устойчивости гидромеханической системы’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 8 (34), pp. 133 – 135. Available at: <http://nti.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2006/AKTT806/Zadoncev.pdf>
 39. Блоха И. Д., Николаев А. Д., (2006) ‘Оценка динамической нагруженности конструкции космической ступени со сложной пространственной конфигурацией топливных баков при продольных колебаниях жидкостной ракеты-носителя’. *Вісник Дніпропетровського університету, Серія ракетно-космическая техника*, 10, 2, 9/2, pp. 3 - 11.
 40. Богомаз Г. И., Сирота С. А., Блоха И. Д., Николаев А. Д. (2007) ‘Развитие сложных пространственных колебательных движений жидкости в цилиндрической баке при резонансном возбуждении системы «конструкция бака – жидкость»’, *Teh. meh.*, 1, pp. 81 - 89. Available at: <http://www.irbis-nbuv.gov.ua/publ/REF-0000175954>
 41. Блоха И. Д., Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Белецкий А. С. (2007) ‘Продольные колебания верхней ступени и проблема продольной устойчивости жидкостной

- ракеты-носителя’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 7(43), pp. 175–177. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2007_7_39.
42. Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2007) ‘Декомпозиция и анализ устойчивости динамической системы “питающие магистрали – маршевый ЖРД с окислительной схемой дожигания генераторного газа’’, *Teh. meh.*, 1, pp. 28–42. Available at: <http://www.irbis-nbuv.gov.ua/publ/REF-0000160965>
43. Пилипенко В. В., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2008) ‘Математическое моделирование продольных колебаний жидкостной ракеты при двухчастной неустойчивости динамической системы ЖРДУ–корпус ракеты’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 10(57), pp. 12 - 16. Available at: http://irbis-nbuv.gov.ua/cgi-bin/irbis_nbuv/cgiirbis_64.exe?C21COM=2&I21DBN=UJRN&P21DBN=UJRN&IMAGE_FILE_DOWNLOAD=1&Image_file_name=PDF/aktit_2008_10_4.pdf
44. Пилипенко О.В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Машенко А. Н., Бичай В. Н. (2009) ‘Сплошность газонасыщенных компонентов топлива при полетных вибрациях жидкостной ракеты-носителя’, *Teh. meh.*, 4, pp. 3 –16. Available at: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88060>
45. Николаев А. Д., Белецкий А.С. (2010) ‘Усиление малого гармонического сигнала при его прохождении через систему питания жидкостного ракетного двигателя, работающего в режиме с развитыми кавитационными автоколебаниями’, *Teh. meh.*, 1, pp. 3–16. Available at: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88076>
46. Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2010) ‘Математическое моделирование взаимодействия продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты как многосвязной упруго-диссипативной системы и динамических процессов в двигательной установке’. *Teh. meh.*, 3, pp. 27 – 37. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2010_3_5.
47. Пилипенко В. В., Довготько, Н. И. Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Пирог В. А, Долгополов С. И., Ходоренко В. Ф, Хоряк Н. В., Башлий И. Д. (2011) ‘Теоретический прогноз продольных виброускорений космического аппарата при его выведении на рабочую орбиту жидкостной ракетой космического назначения «Циклон-4»’, *Teh. meh.*, 4, pp. 30 – 36. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_4_5
48. Башлий И. Д., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. (2011) ‘Влияние полетных вибраций верхних ступеней ракет-носителей на характеристики сорбционных процессов в жидком газонасыщенном топливе в баках сложной пространственной конфигурации’, *Teh. meh.*, 2, pp. 13 – 22. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_2_4.
49. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий И. Д., Пирог В. А., Ходоренко В. Ф. (2011) ‘Математическое моделирование свободных продольных колебаний конструкции третьей ступени и корпуса ракеты космического назначения «Циклон-4»’, *Teh. meh.*, 4, pp. 37 – 44. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_4_6
50. Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2012) ‘Математическое моделирование пространственных колебаний жидкости в цилиндрическом баке при продольных

- вибрациях его конструкции' *Teh. meh.*, 2. pp. 14 – 22. Available at: <http://dspace.nbuu.gov.ua/handle/123456789/88298>
51. Башлий И. Д., Николаев А. Д. (2013) 'Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с использованием современных средств компьютерного проектирования и анализа', *Teh. meh.*, pp. 2. 18 – 25. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2013_2_5.
52. Николаев А. Д., Белецкий А. С. (2013) 'Взаимодействие кавитационных колебаний в жидкостной ракетной двигательной установке и продольных колебаний корпуса ракеты-носителя', *Авиационно-космическая техника и технология*, 9(106), pp. 43 – 47. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2013_9_8.
53. Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2013) 'Определение параметров колебаний топлива в баках космических ступеней ракет-носителей перед повторными запусками маршевого двигателя при малых уровнях заполнения', *Teh. meh.*, 3, pp. 10 – 20. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2013_3_3.
54. Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Заволока А. Н., Кашанов А. Э., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Башлий И. Д. (2014) 'Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения ее баков', *Teh. meh.*, 4, pp. 3 – 13. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2014_4_2.
55. Науменко Н. Е., Соболевская М. Б., Сирота С. А., Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2015) 'Нелинейные колебания свободной поверхности жидкости в горизонтально расположенном цилиндрическом баке', *Teh. meh.*, 4, pp. 92-102. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2015_4_9.
56. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Серенко В. А., Клименко Д. В., Ходоренко В. Ф., Башлий И. Д. (2016) 'Учет диссипативных сил при математическом моделировании продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты', *Teh. meh.*, 2, pp. 16 - 31. Available at: <http://dspace.nbuu.gov.ua/handle/123456789/116676>

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

57. Bashliy I., Pilipenko O., Nikolayev O., D., Dolhopolov S. (2019) 'Mathematical modeling of dynamic processes in feed system of launch vehicle space stage during off time and start up-shutdown', *Theses of reports 7th International Conference Space Technologies: Present and future*, 21-24 May 2019, Dnipro, Ukraine, p. 115.
58. Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavaloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F. (2015) 'Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions', *IAC-15-D.2.3*, Available at: https://www.iafastro.org/assets/files/publications/iac-papers/IAC2015_FP_PRINTlowres.pdf.
59. Zadontsev V. A., Nicolaev A. D., Khoryak N. V. (1997) 'Determination of Main LPRE Pump Cavitating Inducer Parameters for POGO-instability problem', *Proceeding of Reports for the 48th International Astronautical Congress* (1997, Oct. 6–10). – Turin, Italy. – 1997. – JAF–97–S.4.02.

60. Klymenko D.V., Pilipenko O.V., Degtyarev M. O., Nikolayev O. D., Dolgoplov S.I., Khoriak N.V., Bashliy I.D., Silkin L.O. (2019) 'Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle', Theses of reports 7th International Conference Space Technologies: Present and future, 21-24 May, 2019, Dnipro, Ukraine, pp. 120 -121.
61. Nikolayev O.D. (2016) 'The role of rocket engine pump cavitation in the problem of longitudinal (POGO) stability of liquid propellant launch vehicles. The main types of instabilities of the "propulsion system - LV structure" dynamical system', Proceeding of The "Modeling of a space launch vehicle for multi-discipline interaction and prediction of instability", Workshop at Seoul National University, 2016.6.27 – 2016.6.29. 28-45.
62. Sirota S. A, Nikolayev O. D. ., Sobolevska M. B, Bashliy I. D. (2012) 'Non-linear slosh oscillations in horizontal cylindrical tank', Proceeding of International conference "Hydrodynamics of moving objects", Kyiv, 2012, April, 24. pp. 196 – 210.
63. Zadontsev V.A. Nikolayev O.D. (1995) 'A New Approach to the Machine Optimal Designing'. Ninth World Congress on the Theory of Machines and Mechanisms, Proceedings, Politecnico di Milano, Italy, 1995, Vol. 4. Available at: https://books.google.com.ua/books/about/Ninth_World_Congress_on_the_Theory_of_Ma.html?id=kbW2HAAACAAJ&redir_esc=y
64. Koptilyy D., Marchan R., Dolgoplov S., Nikolayev O. (2019) 'Mathematical modeling of transient processes during start-up of main liquid propellant engine under hot test conditions'. 8th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS), ETSIAE UPM School of Aeronautics and Space Engineering, Madrid, Spain <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-236>
65. Nikolayev O.D. (2023) 'The role of rocket engine pump cavitation in the problem of longitudinal (POGO) stability of space launch vehicles', International Conference of Industry-University-Research Cooperation, Harbin Engineering University Green Ship and Intelligent Ship Forum.
66. Pylypenko O. V., Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V. (2023) 'Prediction of dynamic loads on the space stage structure during the POGO oscillations of a multi-stage launch vehicle', International conference «Actual problem of mechanics - 2023». 14 - 16 листопада, 2023. Матеріали доповідей. Київ, Дніпро, Львів, Харків, pp. 232-234.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

67. Николаев А. Д. Хоряк Н. В. (1997) 'Определение форм колебаний в динамической системе ЖРДУ – корпус ракеты на основе решения полной проблемы собственных значений'. Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем. Днепропетровск: ДГУ. pp. 59–66.
68. Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Шевченко Б. А. (2006) 'Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей', «Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы», 2, pp. 88 - 100.

69. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф., Башлій І. Д., Ніколаєв О. Д. (2014), Спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива, UA patent № 104841.
70. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., Мітіков Ю. А. (2015), Спосіб і пристрій наддува паливного бака ракети-носія високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі, UA patent № 108530.
71. Горбунцов В. В., Свириденко М. Ф., Ніколаєв О. Д., Мітіков Ю. А. (2015), Спосіб і пристрій для наддування паливного бака ракети-носія, UA patent № 110134.
72. Пилипенко О. В., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д. (2022), Пристрій сепарації рідкого компонента палива в паливному баку космічного ступеня від вільних газових включень і стабілізації розташування сукупної газової порожнини, що формується при польоті ступеня в умовах мікрогравітації, UA patent № 125376.
73. Пилипенко В.В., Белецкий А.С., Белецкий И.С., Николаев А.Д., Фоменко П.В. (1988), SU patent № 302126.
74. Задонцев В.А., Николаев А.Д., Фоменко П.В. (1989), Способ и устройство для обеспечения продольной устойчивости жидкостной ракеты-носителя, SU patent № 323354.

АНОТАЦІЯ

Ніколаєв О. Д. Розвиток нелінійної та лінійної теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв з урахуванням нових уявлень про динамічні процеси в рідинних ракетних двигунних установках та корпусі ракети. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки. Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут". – м. Харків. – 2024. Роботу виконано в Інституті технічної механіки НАН України та Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ та ДКАУ).

Метою дисертаційного дослідження є вирішення науково-технічної проблеми прогнозування рівня коливань робочих параметрів рідинних ракетних двигунних установках (РРДУ), поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинних РН з космічним апаратом, створення нових засобів для зниження рівнів амплітуд коливань у системах живлення маршових РРД та двигунів верхніх (космічних) ступенів на активних та пасивних частинах траєкторії польоту РН.

Набула подальшого розвитку нелінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН з РРДУ. Вперше у світовій практиці розроблено науково-методичне забезпечення для вирішення нелінійної проблеми прогнозування рівня амплітуд коливань робочих параметрів РРДУ та амплітуд пружних коливань корпусу рідинних РН при поздовжній нестійкості РН на активній ділянці польоту РН, особливістю якого є врахування нелінійної взаємодії пружних просторових коливань корпусу рідинної РН з динамічними процесами в її РРДУ, врахування нелінійних залежностей РРДУ та дисипативних втрат корпусу РН від амплітуд коливань. При цьому виявлені та теоретично обґрунтовані нові ефекти та явища,

набули розвитку методи аналізу та методи забезпечення прийнятних амплітуд коливань РН та працездатності РРДУ.

Запропоновано підхід до дослідження поздовжньої стійкості ракет-носіїв «пакетної» схеми компоновання з урахуванням взаємодії поздовжніх коливань корпусу ракети «пакетної» схеми компоновання (по каналах тяги двигунних установок центрального та бічних блоків ракети-носія) та низькочастотних процесів у маршевих рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН кожного блоку. На підставі результатів математичного моделювання та чисельного дослідження низькочастотних процесів у РРД з допалюванням окислювального генераторного газу теоретично передбачено нестійкість двигуна, яка обумовлена низькочастотною динамікою контуру «турбонасосний агрегат – газогенератор».

На основі математичного моделювання динамічних процесів у РРДУ досліджено динамічну стійкість системи живлення РРДУ космічного ступеня РН з мембранним поділом кріогенних палив у паливному відсіку коаксіального типу та розроблено рекомендації щодо забезпечення її стійкості при поздовжніх коливаннях РН. З урахуванням вимог динаміки до конструкції космічних ступенів ракет-носіїв та систем живлення їхніх двигунних установок розроблено методичні основи для аналізу працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива космічних ступенів ракет-носіїв.

Ключові слова: рідинна ракетна двигунна установка, стійкість двигуна, віброприскорення ракет-носіїв, демпфування коливань, поздовжня стійкість, моделювання нелінійної динаміки.

ABSTRACT

Nikolayev O.D. Development of nonlinear and linear theory of liquid rockets longitudinal stability, taking into account new representations of dynamic processes in rocket propulsion system and rocket structure. – Scientific study on the rights of manuscript.

Dissertation with a view to obtaining the academic degree of Doctor of Technical Sciences in the specialty 05.05.03 - engines and power plants. – National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute». Kharkiv. 2024. The work was performed at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine (ITM NASU and DCAU).

The aim of the dissertation research is to develop a linear and non-linear theory of POGO stability of liquid launch vehicles to solve the scientific and technical problem of predicting the level of oscillations of engine operational parameters, POGO vibration accelerations and dynamic loading of liquid launch vehicles with the spacecraft, creating new means to reduce the levels of amplitudes of oscillations in main propulsion systems and engines of the upper (space) stages on the active and passive parts of the flight path.

A nonlinear and linear theory of POGO oscillations of liquid launch vehicles in the flight active phase has been developed and scientific and methodological support has been developed for predicting the parameters of dynamic processes in the liquid-propellant rocket engine and the launch vehicle structure during POGO oscillations, taking into account the spatial oscillations of liquid propellant-filled tanks, dissipative losses during vibrations of various hydroelastic vehicle subsystems, as well as dynamic interaction of vehicle structure subsystems with propulsion subsystems, including potentially unstable

circuits. Mathematical modeling of POGO oscillations of the launch vehicle was carried out using three-dimensional finite element discretization of the launch vehicle structure and liquid filling of its propellant tanks.

An approach to the study of the POGO stability of the multicore launch vehicle is proposed, taking into account the interaction of the longitudinal vibrations of the launch vehicle structure layout (along the thrust channels of the core liquid-propellant rocket engine and the engines of strap-on boosters) and low-frequency processes in each liquid-propellant rocket propulsion systems of the launch vehicle. With regard to oxidizer-rich staged liquid-propellant rocket engines, the instability of a liquid-propellant rocket engine caused by the low-frequency ‘turbopump – gas generator’ dynamics, was theoretically substantiated.

A methodological approach to determining the characteristics of sorption processes in liquid propellant of launch vehicles space stages of has been developed.

Dynamic stability of the space vehicle propulsion system with membrane separation of cryogenic propellants in the coaxial-type compartment was studied, and recommendations were developed to ensure propulsion system stability. Taking into account the requirements of the dynamics to the launch vehicle space stage propulsion feed system, scientific and methodological support has been developed to the analysis of the operability of the tank propellant management devices.

Keywords: liquid propellant propulsion system, engine stability, POGO vibration of launch vehicle, oscillation damping, nonlinear dynamics modeling.

Підписано до друку 08.01.2025
Формат 60×90/16. Папір офс. Офс. друк
Ум. друк. арк. 2,3. Наклад 50 пр. Замовлення №

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»
61070, м. Харків-70, вул. Чкалова, 17
<http://www.khai.edu>

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів видавничої
продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001