

УДК 621.454.2.015.2

<https://doi.org/10.15407/itm2026.03.003>Н. В. ХОЛЯК, <https://orcid.org/0000-0002-4622-2376>О. Д. НИКОЛАЄВ, <https://orcid.org/0000-0003-0163-0891>С. І. ДОЛГОПОЛОВ, <https://orcid.org/0000-0002-0591-4106>І. Д. БАШЛІЙ, <https://orcid.org/0000-0003-0594-9461>

СУЧАСНИЙ СТАН РОЗРОБКИ МЕТОДІВ ПРОГНОЗУВАННЯ ТА ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЗДОВЖНОЇ СТІЙКОСТІ РІДИНИХ РАКЕТ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

*Інститут технічної механіки**Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна, <https://ror.org/003ed9546>; e-mail: khoryak@i.ua;
odnikolayev@gmail.com*

Поздовжня нестійкість рідинних ракет-носіїв (явище POGO) виникає при певних умовах внаслідок взаємодії низькочастотних процесів в рідинній ракетній двигунній установці (РРДУ) з пружними коливаннями ракетної конструкції вздовж її поздовжньої осі. Це явище проявляється у різкому зростанні амплітуд поздовжньої вібрації корпусу ракети і амплітуд коливань режимних параметрів двигунної установки. Потужні рідинні ракети-носії (РН) схильні до втрати поздовжньої стійкості, тому запобігання або усунення цієї вібрації є критично важливим елементом проєктування рідинних ракет космічного призначення і їх систем паливоподачі. Пригнічення або усунення POGO – це комплексна технологія, яка містить моделювання динамічної системи «корпус ракети – РРДУ», що описує поздовжні коливання рідинної РН, та аналіз стійкості цієї системи без демпферів поздовжніх коливань та з різними демпферами. Методи і засоби усунення POGO активно розвивалися і обговорювалися в 1960–1990-х роках. В останні десятиліття інформативні огляди на цю тему не виконувалися.

Коливальна нестійкість кожної нової рідинної РН, як правило, реалізується в унікальній формі. До того ж з розвитком ракетної техніки ускладнюються конструктивні та компоновальні схеми РН і ракетних двигунів, застосовуються нові технології та матеріали. Внаслідок цього з'являються нові варіанти реалізації POGO, виявляються нові фактори впливу на поздовжню стійкість та параметри поздовжніх коливань РН. Мета цієї статті – визначення сучасного стану розробки методів прогнозування та забезпечення поздовжньої стійкості рідинних ракет космічного призначення з урахуванням досягнень з розробки нових потужних рідинних двигунних установок та схемних рішень ступенів РН. Переваги і недоліки різних методів ретельно обговорюються, виходячи з вимоги їх надійності і ефективності, а також важливості розвитку комплексного підходу до пригнічення POGO коливань. Крім того, розглядаються прогресивні тенденції в пасивному та активному управлінні коливаннями рідини в гідравлічних системах подачі палива ракетних двигунів з позиції послаблення їх взаємодії з коливаннями корпусу РН.

Ключові слова: поздовжня стійкість рідинної ракети, рідинна ракетна двигунна установка, частоти і амплітуди коливань, внутрішній резонанс, демпфер поздовжніх коливань, пасивні і активні системи демпфування, математичне моделювання.

The POGO instability of liquid-propellant launch vehicles (LVs) occurs under certain conditions due to the interaction of low-frequency processes in the LV liquid-propellant propulsion system with the LV structure's elastic vibrations along its longitudinal axis. This phenomenon manifests itself in a sharp increase in the amplitudes of the LV structure's longitudinal vibrations and oscillations of the propulsion system's operating parameters. High-power liquid-propellant LVs are prone to a loss of longitudinal stability, and thus its prevention or elimination are an important issue in the design of liquid-propellant space rockets and propellant feed systems thereof. POGO instability suppression and elimination are a complex technology, which involves the simulation of the dynamic system of LV structure – liquid-propellant propulsion system to describe LV longitudinal vibrations and analyze the stability of this system without POGO dampers and with various dampers. Methods and means of POGO elimination were under active development and discussion in the 1960-1990s. In recent decades, to the authors' best knowledge, they have not been overviewed.

As a rule, the oscillatory instability of each new liquid-propellant LV is realized in a unique form of its own. Besides, with the development of rocket engineering, LV designs and layouts become more and more complex, and new materials and technologies are used. This gives rise to new variants of POGO realization and new factors

© Н. В. Хоряк, О. Д. Ніколаєв, С. І. Долгополов, І. Д. Башлій, 2026

The article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attributions (CC BY) license (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

ISSN 1561-9184 (Print) ISSN 2616-6380 (Online)

Технічна механіка. 2026. № 3.

that affect POGO stability and POGO oscillation parameters. The goal of this paper is to overview the state of the art in the development of methods for predicting and assuring the POGO stability of liquid-propellant space rockets with account for achievements in the development of new high-power liquid-propellant propulsion systems and in the design of LV stages. The advantages and drawbacks of various methods are discussed in detail from the standpoint of their reliability and efficacy and the importance of a comprehensive approach to POGO oscillation suppression. In addition, consideration is given to advanced trends in the passive and active control of liquid oscillations in rocket engine propellant feed systems from the standpoint of weakening their interaction with LV structural vibrations.

Keywords: liquid-propellant rocket POGO stability, liquid-propellant rocket propulsion system, oscillation frequencies and amplitudes, internal resonance, POGO damper, passive and active damping systems, mathematical simulation.

Вступ. Серед різних видів динамічної стійкості об'єктів авіаційно-космічної техніки особливе місце посідає поздовжня стійкість рідинних ракет-носіїв (РН) на ділянці активного польоту. Рідинні РН характеризуються досить великим відносним подовженням корпусу (його довжина перевищує діаметр більше, ніж на порядок), а домінуючу роль у формуванні динамічного портрета таких об'єктів відіграють пружні деформації корпусу в збуреному русі [1]. Поздовжня нестійкість РН виникає на активній частині польоту, тому виявити її при наземних випробуваннях неможливо. При втраті поздовжньої стійкості РН розвиваються низькочастотні (з частотами від 3 Гц до 50 Гц – 100 Гц) коливання поздовжнього стиснення – розтягування її корпусу, які супроводжуються зростаючими коливаннями режимних параметрів рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ). Це явище, що отримало назву POGO, є специфічною формою нестійкості, властивою тільки рідинним РН. Більш того, потужні рідинні РН внаслідок особливостей їх динаміки схильні до втрати поздовжньої стійкості. При розвитку POGO амплітуди поздовжніх віброперевантажень можуть перевищити припустимий рівень, що загрожує різними аварійними ситуаціями. Усунення поздовжньої нестійкості, виявленої на етапі льотних випробувань, потребує внесення змін у готовий виріб, що є складною технічною задачею і, як свідчить вітчизняний та зарубіжний досвід, вимагає надзвичайно великих фінансових і матеріальних витрат. Тому, починаючи з ранніх етапів проектування рідинних ракет, велика увага приділяється роботам з теоретичних досліджень поздовжньої стійкості РН та вирішенню проблеми її забезпечення.

Проблема забезпечення поздовжньої стійкості виникла при створенні міжконтинентальних балістичних ракет. Незважаючи на накопичений досвід відпрацювання різних РН та численні теоретичні дослідження POGO, що проводилися починаючи з середини минулого століття, ця проблема залишається актуальною дотепер.

Основоположні концепції щодо дослідження POGO та стратегії його усунення були розроблені у США та колишньому СРСР – країнах, які на момент виявлення цього небезпечного явища були світовими лідерами у створенні об'єктів ракетно-космічної техніки. Вчені цих країн зуміли пояснити механізм виникнення POGO [2], [3] і знайти засоби боротьби з цим явищем, а розроблені ними підходи до математичного моделювання поздовжніх коливань рідинних РН, методи їх дослідження, а також результати цих досліджень [1] – [11] дотепер залишаються базою для вирішення проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН.

Разом з тим, досвід досліджень POGO свідчить про те, що коливальна нестійкість кожної багатоступеневої рідинної ракети має, як правило, деякі особливі, унікальні риси. З розвитком ракетної техніки ускладнюються конструктивні та компоновальні схеми РН і РРД, застосовуються нові

технології та матеріали, внаслідок чого виявляються нові фактори впливу на стійкість та параметри динамічних процесів і виникають нові варіанти реалізації POGO [12]. Це зумовлює необхідність розробки нових підходів до аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН, розвитку математичних моделей поздовжніх коливань РН і валідації цих моделей на основі наявних експериментальних даних, виявлення нових можливих механізмів втрати поздовжньої стійкості і розробки ефективних засобів усунення POGO.

Саме цим питанням присвячені публікації останніх десятиліть. Слід зазначити, що більшість публікацій останніх двох десятиліть з проблеми усунення POGO, наявних у вільному доступі, належить вченим Китайської народної республіки та Республіки Південна Корея – країн, в яких ракетобудування є відносно молодого галуззю, що швидко розвивається останнім часом (напр., [13]–[19]). У статті [20] проаналізовано результати досліджень POGO на різних ракетах кінця минулого – початку нинішнього століття та досвід застосування деяких технологій його пригасовування, розглянуто переваги та недоліки активних та пасивних систем демпфування; обговорюються існуючі методи з метою пошуку потенційних ефективних підходів на майбутнє. Щодо оглядів, присвячених проблемі POGO, то останні десятиліття вони зустрічаються дуже рідко (напр., [20], [21]).

Виходячи з викладеного, оцінка сучасних тенденцій і напрямів розвитку методів прогнозування та забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН космічного призначення (РКП), (яке виконується при розробці нових потужних РРДУ і проектуванні конструкцій РН) є актуальним завданням.

Метою статті є визначення сучасного стану і перспективних напрямків розвитку науково-методичної бази для прогнозування і забезпечення поздовжньої стійкості рідинних ракет космічного призначення з урахуванням досягнень з розробки нових потужних РРДУ і схемних рішень ступенів РН.

1. Механізми виникнення поздовжніх коливань рідинних РН.

Виникнення поздовжніх коливань рідинних РН може бути спричинено різними факторами, а саме: втратою стійкості робочого процесу в окремих системах і агрегатах РРДУ або взаємодією поздовжніх коливань корпусу РН з низькочастотними процесами в двигунній установці. В першому випадку поздовжні коливання корпусу РН є вимушеними коливаннями, що виникають під дією збурень з боку РРДУ, а в другому ми маємо справу з POGO.

Явище POGO має автоколивальну природу. Корпус рідинної РН вкупі з живильними магістралями і маршовими рідинними ракетними двигунами (РРД) утворює автоколивальну систему «корпус РН – живильні магістралі – РРД» (скорочено – «корпус РН – РРДУ»), в якій двигун є джерелом енергії, здатним створювати та підтримувати автоколивання. Під дією збурень з боку двигуна виникають поздовжні коливання корпусу РН. Вони спричиняють коливання палива в баках, паливних магістралях і зрештою – коливання тяги. При певних фазових співвідношеннях між коливаннями тяги і корпусу РН амплітуди коливань збільшуються. Якщо коефіцієнти підсилення, що зв'язують ці коливання, є досить великими, виникає POGO [2].

Потужним тригером поздовжньої нестійкості є резонансна взаємодія корпусу РН і РРДУ, коли на активній частині польоту РН нижчі власні частоти поздовжніх коливань корпусу РН зближуються або співпадають з частотами динамічних процесів у РРДУ. У потужних рідинних РН діапазони значень нижчих частот поздовжніх коливань корпусу і частот коливань рідкого палива в живильних магістралях завжди перетинаються [2]; в цих же діапазонах

можуть знаходитися й частоти коливань окремих систем двигуна – системи регулювання, контуру «турбонасосний агрегат (ТНА) – газогенератор» [21], [22]. При збігу власних частот коливань корпусу РН з частотою у системі регулювання РРД ймовірна втрата поздовжньої стійкості системи «корпус РН – рухомі частини регулятора РРД» і ракети в цілому [2]. Таким чином, на активній частині польоту РН існує декілька областей резонансної взаємодії корпусу РН і РРДУ.

Але прикладом виникнення POGO є зближення нижчих власних частот поздовжніх коливань корпусу РН із нижчою частотою коливань рідини в лінії живлення РРД від дальшого бака – зазвичай, лінії окислювача. Саме цей сценарій втрати поздовжньої стійкості реалізовувався в переважній більшості вітчизняних і зарубіжних рідинних РН (наприклад, [1], [2], [6], [10], [12]). Тому цілком природно, що методи пригамування POGO спрямовані на таку зміну динамічних характеристик динамічних ланок контуру поздовжніх коливань – «корпус РН – живильні магістралі – РРД», яка забезпечить усунення або послаблення резонансної взаємодії цих ланок.

Окремо відзначимо можливі варіанти виникнення поздовжніх коливань корпусу РН внаслідок нестійкості динамічних процесів в РРДУ (випадок вимушених коливань). Нестійкість системи «корпус РН – РРДУ» може бути спричинена нестійкістю контуру «РРД – регулятор» або контуру «турбонасосний агрегат (ТНА) – газогенератор» (в РРД із допалюванням генераторного газу) [22] – [24]. Поздовжні коливання корпусу РН можуть бути «спровоковані» також кавітаційними коливаннями в системі живлення РРД із турбонасосною системою подачі палива, і при близькості цих частот загальна картина буде схожою з POGO. Зрозуміло, що в таких випадках усунення поздовжніх коливань потребує усунення «провокуючих» коливань в РРДУ. Для цього необхідно спочатку визначити джерело цих коливань в РРДУ, а потім обрати специфічні заходи, які є різними для коливань різної природи. Наприклад, у випадку виникнення кавітаційних автоколивань забезпечення стійкості системи «корпус РН – живильні магістралі – РРД» потребуватиме заходів, спрямованих на усунення кавітаційних автоколивань (наприклад, зміни конструктивних параметрів шнеків [10], [25], [26]).

У переважній більшості випадків для забезпечення поздовжньої стійкості РН коригуванню підлягала динамічна характеристика живильної магістралі окислювача. Воно було спрямовано на зменшення першої частоти коливань рідини в магістралі з метою «винесення» її подалі від власної частоти коливань корпусу РН (наприклад, [1], [4]–[7], [10], [13], [16], [19], [27]). Необхідне зменшення частоти досягалось завдяки встановленню в живильну магістраль спеціальних демпфуючих пристроїв.

Інший підхід до усунення POGO полягає в зміні динамічних характеристик корпусу РН – зміні власних частот поздовжніх коливань (з метою усунення резонансної взаємодії) [1], [28], [29] або в підвищенні демпфування його домінуючих мод (з метою зменшення коефіцієнта підсилення і інтенсивності зворотного зв'язку в замкнутій системі) [30].

Втрата поздовжньої стійкості РН може відбуватися також поза областю резонансної взаємодії корпусу РН і РРДУ – за умови, що коефіцієнт підсилення корпусу і коефіцієнт підсилення РРДУ по каналу “тиск на вході в насос – тиск у камері згоряння” є достатньо великими [12], [27]. Здебільшого це стосується РРД з допалюванням генераторного газу – вони характеризуються високою енергонапруженістю процесів в агрегатах, мають широку смугу пропускання

частот, містять потенційно нестійкі контури та системи, а їх коефіцієнти підсилення по каналу тиску є досить великими не лише на резонансних частотах. У цьому випадку для усунення поздовжніх коливань можуть знадобитися інші рішення.

З огляду на природу POGO і можливі наслідки реалізації цього явища, властивого потужним рідинним РН, проблема запобігання поздовжньої нестійкості рідинних РН набула найважливішого значення при їх проєктуванні. Запобігання POGO стало проєктною вимогою, що передбачає моделювання низькочастотної динаміки замкнутої системи «корпус РН – живильні магістралі – маршові РРД» і аналіз її стійкості, а в разі нестійкості – розробку заходів усунення нестійкості і визначення оптимальних або раціональних параметрів обраних засобів демпфування поздовжніх коливань.

2. Розвиток підходів до аналізу поздовжньої стійкості. Математичні моделі, методи, механізми. Аналіз поздовжньої стійкості рідинних РН зазвичай виконується в лінійній постановці, на основі лінеаризованої математичної моделі низькочастотної динаміки системи «корпус РН – РРДУ», а стійкість цієї системи трактується як стійкість за Ляпуновим (відповідно до теореми про стійкість за І-м наближенням). При аналізі поздовжньої стійкості використовують два основні підходи до математичного моделювання поздовжніх коливань РН. В обох підходах усі складові елементи РРДУ моделюються з використанням методу скінченних елементів, процеси в них описуються диференційними рівняннями або передавальними функціями, які потім інтегруються в систему «корпус РН – РРДУ» [3]. В першому підході динаміка системи «РРДУ – корпус РН» описується за допомогою передавальних функцій, а в другому – диференційними та алгебраїчними рівняннями у фізичних і модальних змінних. Відповідно, у першому випадку аналіз стійкості системи виконується в частотній області методами частотних характеристик (ЧХ), а в другому – у часовій області методами простору станів.

Математична модель поздовжніх коливань рідинної РН у термінах передавальних функцій та метод визначення поздовжньої стійкості РН із використанням критерію Найквіста, заснований на розрахунку та аналізі частотних ЧХ системи «корпус РН – РРДУ», були розроблені Sh. Rubin [3]. Такий підхід до POGO-аналізу дає можливість включати до складу математичної моделі системи «корпус РН – РРДУ» експериментальні ЧХ окремих вузлів та агрегатів РРДУ, що робить модель точнішою, простішою і меншою за розміром, а цей підхід – до певної міри універсальним.

Підхід до дослідження POGO методами простору станів, розроблений Rubin&Oppenheim дещо пізніше [5], [8], був визнаний більш інформативним і прогресивним [16]. Процеси в елементах системи «корпус РН – РРДУ» описуються диференційними і алгебраїчними рівняннями, а стійкість системи визначається на основі рішення проблеми власних значень (eigenproblem). Цей метод є однаково ефективним для дослідження одноконтурних та багатоконтурних систем «корпус РН – РРДУ», в тому числі, з потенційно нестійкими підсистемами, і дозволяє розрахувати власні частоти, форми та декременти коливань системи і її окремих підсистем, а також визначити границі їх стійкості у площині різних параметрів [32].

Відзначимо, що в обох підходах для побудови динамічної системи «корпус РН – РРДУ» використовується спрощена («усічена») математична модель поздовжніх коливань корпусу РН. Вона складається з рівнянь декількох осциляторів, які описують нижчі домінуючі моди корпусу в узагальнених

головних або нормальних координатах. Параметри цих осциляторів (узагальнені маси, частоти і форми коливань) визначають в результаті математичного моделювання вільних поздовжніх коливань корпусу РН як консервативної системи, а потім в рівняння осциляторів вводять коефіцієнти демпфування, які вважаються постійними.

Отримана методом Rubin система рівнянь, яка описує поздовжні коливання рідинних РН, є диференційно-алгебраїчною, і кількість алгебраїчних рівнянь становить в ній майже половину. В статті [18] відзначено, що таку модель важко безпосередньо використовувати для досліджень стійкості динамічної системи «корпус РН – РРДУ» у часовій області. В ПОГО-аналізі на ракеті CZ-2F алгебраїчні рівняння виключалися з системи вручну, що було важкою роботою із реальною загрозою помилок. Щоб позбутися такої роботи, було розроблено новий підхід до математичного моделювання поздовжніх коливань РН, який дозволяє описати динамічну систему «корпус РН – РРДУ» системою диференційних рівнянь – замість традиційної диференційно-алгебраїчної системи [8]. Він представлений в статті [18]. Для спрощення розглядалась одна лінія живлення. В межах цього підходу запропоновано механізм моделювання, заснований на описі незалежних вагових переміщень, і виводяться дев'ять типів незалежних елементів шляхом розділення і комбінації основних фізичних елементів. Потім будуються диференційні рівняння динаміки РРДУ, при цьому використовуються умови їх з'єднання, за яких змінні збуреного тиску у вузлах дорівнюють один одному. Об'єднуючи рівняння поздовжніх коливань корпусу РН (в модальних координатах) і рівняння динаміки РРДУ, отримують математичну модель динамічної системи «корпус РН – РРДУ» для аналізу ПОГО. Її покращення полягає в тому, що вона не містить алгебраїчних рівнянь, тому її можна безпосередньо використовувати при аналізі стійкості системи і в часовій області, і в частотній області. До того ж з моделі виключено змінні, які описують збурювальні тиски, завдяки чому її розмір зменшується майже вдвічі в порівнянні з розміром моделі Рубіна. Це підвищує обчислювальну стійкість і значно спрощує проведення розрахунків і аналізу. Працездатність запропонованого підходу до моделювання поздовжніх коливань рідинних РН було підтверджено результатами його використання при дослідженні ПОГО певної ракети типу CZ.

В статті [17] також відзначено складність дослідження ПОГО через велику розмірність системи рівнянь, яка описує поздовжні коливання рідинної РН, та надзвичайно велику кількість фізичних параметрів, що впливають на її поздовжню стійкість. Для аналізу поздовжньої стійкості РН з двокомпонентною системою живлення запропоновано спрощену математичну модель, яка містить лише 10 безрозмірних параметрів, виражених сукупністю всіх фізичних факторів. Диференційні рівняння еквівалентної системи виводяться з використанням фізичних характеристик РРДУ та механізму зв'язку між її основними елементами на основі розумних припущень та спрощень. Динамічна система «РРДУ – корпус РН» будується шляхом об'єднання рівнянь поздовжніх мод конструкції та еквівалентних рівнянь динаміки двокомпонентної РРДУ з використанням безрозмірних методів. На основі критерія Гурвіца визначається рівняння критичного параметра для стійкості цієї системи (згодом цей метод отримав назву метода критичного коефіцієнта демпфування).

Порівняння результатів POGO-аналізу для РН Long March, виконаного методом, запропонованим в [17], і методом Rubin [8] показало, що в обох розрахунках зміна максимального значення дійсної часті власного значення відображає одну й ту ж тенденцію. З цього зроблено висновок, що здійснене спрощення є розумним. Але, на наш погляд, результати, отримані з використанням критерія Гурвіца, мають малу наочність та інформативність, а спрощена модель не дозволяє дослідити вплив багатьох геометричних і фізичних параметрів системи на її стійкість. Відкритим залишається також питання визначення частот коливань системи «корпус РН – РРДУ» та вибору засобів усунення POGO на основі запропонованого методу.

В роботі [32] викладено підхід до аналізу поздовжньої стійкості РН в часовій області, який спрощує POGO-аналіз при використанні досить детальної математичної моделі, побудованої методом Rubin [8]. Для цього спеціально розроблено алгоритм чисельного перетворення диференційно-алгебраїчної системи на систему диференціальних рівнянь, що дозволяє уникнути важкої «ручної» роботи, пов'язаної з аналітичним виключенням алгебраїчних рівнянь з математичної моделі поздовжніх коливань РН.

В статтях [29] [30], [33] – [35] математичну модель динамічної системи «корпус РН – РРДУ» удосконалено шляхом уточнення математичної моделі поздовжніх коливань корпусу РН, а аналіз стійкості цієї системи базувався на рішенні проблеми власних значень. В статтях [29], [30], [33] уточнення здійснено в рамках традиційного підходу до побудови динамічної системи «корпус РН – РРДУ» – тобто використовується «усічена» модель поздовжніх коливань корпусу, яка представлена рівняннями декількох окремих мод. Але на відміну від традиційного підходу параметри поздовжніх мод корпусу РН визначаються в результаті математичного моделювання вільних поздовжніх коливань корпусу РН як дисипативної системи з в'язким тертям. Це дозволило підвищити точність визначення власних форм і декрементів коливань корпусу РН, а також обмежити зростання узагальнених мас і коефіцієнтів власних форм коливань в умовах внутрішнього резонансу. Уточнену у такий спосіб модель було використано при аналізі поздовжньої стійкості та визначенні амплітуд поздовжніх коливань ракет космічного призначення (РКП) «Дніпро» та «Циклон» [12], [31], [36]. В статті [34] запропоновано розвинену математичну модель динамічної системи «корпус РН – РРДУ», в якій поздовжні коливання корпусу РН описано в фізичних координатах, при цьому корпус РН схематизовано розгалуженим ланцюжком осциляторів із в'язким тертям, з'єднаних пружними і дисипативними зв'язками. Використання такої моделі підвищує точність визначення областей нестійкості та параметрів коливань і досліджуваної системи, а також дозволяє розрахувати форми коливань РН на активній частині її польоту. Розвинена модель використовувалась при дослідженні поздовжньої стійкості РН «Циклон-4» [36]. Зазначимо, що розвинена модель є ще більш громіздкою, що ускладнює розрахунки і аналіз. Для роботи з цією моделлю використовувався алгоритм чисельного перетворення диференційно-алгебраїчної системи на систему диференціальних рівнянь. В статті [35] розрахунок параметрів POGO-коливань РН здійснювався з використанням 3D-моделі корпусу ракети.

Достовірність теоретичного прогнозу поздовжньої стійкості рідинних РН (з демпферами чи без них) залежить від точності визначення параметрів власних поздовжніх коливань корпусу РН та власних частот коливань палива в живильних магістралях РРДУ. В свою чергу, частоти коливань рідкого палива

залежать від конфігурації і геометричних параметрів магістралі, стисливості рідини, наявності зосереджених пружностей. Вони також залежать від тиску на вході в насоси і можуть змінюватись впродовж активного польоту РН. Більшість сучасних РРД мають турбонасосну систему подачі палива, а їх насоси зазвичай працюють в режимі прихованої або розвиненої кавітації. Форми кавітаційних коливань залежать від режимних параметрів РРДУ, конструкцій насосів і схеми РРДУ в цілому. Кавітаційні явища у шнековідцентрових насосах (ШЦН) РРД впливають не тільки на стійкість робочих процесів у двигунах, але й на власну частоту коливань рідини в системі живлення РРДУ, внаслідок чого вони відіграють визначальну роль у реалізації механізму виникнення POGO.

Отже побудова адекватної математичної моделі низькочастотної динаміки кавітуючих ШЦН є виключно важливою задачею у загальній проблемі прогнозування та забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН. При побудові такої моделі дослідники зазвичай покладаються на експериментальне визначення залежностей параметрів кавітаційної течії – кавітаційної податливості (cavitation compliance) і коефіцієнта підсилення насоса по витраті (mass flow gain factor) – від режимних параметрів насоса (витрати, тиску на вході, частоти обертання валу ТНА). Визнано, що найкращою доступною основою для прогнозування податливості кавітації насоса є узагальнення результатів емпіричних досліджень сімейства насосів, що використовуються в РРДУ цієї ракети [10], [25], [37] – [38].

Щодо використання обчислювальних моделей і методів CFD для розрахунку кавітаційних потоків, то точні чисельні методи обробки кавітуючих насосів, які адекватно представляють нерівноважний характер кавітації і реакцію на коливання потоку, знаходяться ще на дуже ранній стадії розвитку; коди, які також можуть впоратися зі складною геометрією та турбулентністю потоку в шнековому переднасосі, з'являться, напевно, через багато років [39]. Потрібен великий прогрес в розробці моделей кавітації пониженого порядку, перш ніж обчислювальний підхід зможе дати корисні практичні результати.

Важливим фактором виникнення низькочастотних коливань тиску в РРДУ на кріогенному паливі є конденсація струменя кисню у потоці рідкого кисню в напірному трубопроводі між насосами [40]. В РРД замкнутої схеми рідкий кисень (LOX) завжди спочатку згоряє у форкамері з невеликою часткою пального, при цьому утворюється збагачений киснем паливний газ (GOX) високого тиску. Основна частина GOX надходить до головної турбіни, а решта використовується для приводу бустерної турбіни і потім вприскується в трубу між двома насосами для повторного використання. Ця ділянка труби є по суті трубкою конденсатора. Саме тут відбувається інтенсивне перемішування високотемпературного GOX і кріогенного LOX. Щоб запобігти кавітації в основному насосі, струмень кисню має повністю конденсуватися в трубці конденсатора, при цьому можуть виникнути низькочастотні коливання тиску. Для перевірки механізму виникнення коливань тиску в РРДУ необхідно дослідити процес конденсації кисню і визначити частоту збудження коливань тиску [40].

Точно визначити характеристики коливань тиску досить складно. У роботі [40] для моделювання конденсації струменя кисню використано нову модель масопереносу, яка заснована на методі функції висоти. Цей метод дозволяє в режимі реального часу визначити кривизну границі розділу газ–рідина, яка є ключовим фактором для визначення частоти коливань тиску. Адекватність цієї

моделі підтверджена добрим узгодженням результатів моделювання конденсації парового струменя і експериментальних даних.

Дослідження показали, що низькочастотні коливання тиску спричинені періодичною швидкістю масопередачі при конденсації безперервного шлейфу парів кисню, а також явищем зворотного всмоктування збагаченого киснем паливного газу GOX у вхідному отворі для газу в трубі конденсатора. Визначена частота збудження коливань тиску становила 10,6 Гц, що відповідало даним експерименту з пробної експлуатації двигуна, і ця частота близька за значенням до власної частоти РРДУ. На підставі цих результатів зроблено припущення, що конденсація струменя кисню може бути одним із джерел виникнення самозбуджуваних коливань POGO [40].

3. Аналіз світових тенденцій вирішення проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН. В статтях [20], [21], [41] зроблено огляд методів і засобів усунення POGO на американських, радянських, європейських, японських та китайських рідинних РН і розглянуто перспективні підходи на майбутнє. Відзначено, що виникнення POGO має безліч первинних причин, пов'язаних з особливостями динаміки конкретних РРДУ: з пульсаціями тиску в лініях подачі палива, кавітацією на вході в насоси, нестабільністю горіння в камері двигуна тощо. Узагальнений колективний досвід дослідження POGO на різних ракетах свідчить, що при втраті поздовжньої стійкості частоти поздовжніх вібрацій не перевищують 50 Гц, а максимальні віброперевантаження досягали 17 g на корисному вантажі та 34 g на двигуні. Найбільш важкими наслідками POGO були: провал місії, руйнування двигуна, незапланована зупинка двигуна, пошкодження конструкції, серйозні втрати здоров'я космонавта. Проаналізовано етапи досліджень щодо усунення POGO при розробці нових ракет у США, а саме ракет серії «Геркулес-2» (1962–1966 pp.), «Сатурн-V» (1967–1971 pp.), «Space Shuttle» (1972–1982 pp.). Виділено окремо етап аналізу конкретних проблем POGO, який стосується ракет серії «Delta-2» (з 1970 р. до теперішнього часу) і «Ares» (2004–2010 pp.). Описано розроблені в США засоби пригамування POGO і технологія їх виготовлення, дано оцінку їх ефективності.

В статті [17] досліджено вплив еквівалентного модального демпфування коливань палива в системі живильних магістралей РРДУ та вихідних фізичних параметрів на поздовжню стійкість РН. Отримано такі результати:

- коли співвідношення між частотами коливань в системі трубопроводів окислювача та частотами коливань корпусу РН менше критичного значення (тобто менше 1), то зі збільшенням еквівалентного модального демпфування цієї системи трубопроводів POGO-стійкість РН слабшає; якщо ж це співвідношення більше критичного значення, вплив демпфування системи трубопроводів окислювача на стійкість є незначним;

- коли співвідношення між частотами коливань системи трубопроводів пального та корпусу РН менше критичного значення, то зі зменшенням демпфування системи трубопроводів POGO-стійкість РН збільшується; цей ефект слабшає, коли відношення частот перевищує критичне значення;

- коли частота корпусу РН близька до частоти системи трубопроводів окислювача або пального і, зокрема, коли всі три частоти збігаються, то POGO-вібрація виникає легко і різко зростає.

Ці результати підтверджують, що при проектуванні рідинних РН потрібно прагнути того, щоб частоти коливань рідкого палива в системі живлення РРДУ були подалі від частот поздовжніх коливань корпусу.

На теперішній час розроблено багато методів і засобів пригамовування РОГО – пасивних і активних. Вони мають різні статуси (проектний, лабораторний, стендовий, льотний тощо.) і різні принципи роботи, але дія всіх їх спрямована на зменшення інтенсивності зворотного зв'язку в системі «корпус РН – РРДУ» шляхом належної зміни її критичних частот (усунення резонансу) і збільшення розсіювання енергії коливань.

Взагалі методи усунення поздовжньої нестійкості рідинних РН ґрунтуються на зміні динамічних характеристик ланок системи «корпус РН – живильні магістралі – маршові РРД». З урахуванням природи явища РОГО, для забезпечення поздовжньої стійкості РН необхідно усунути внутрішній резонанс в цій системі і зменшити її коловий коефіцієнт підсилення. Для цього в першу чергу потрібно визначити значення резонансних частот коливань системи та їх джерела. Зменшення коефіцієнтів підсилення РРДУ або корпусу РН в області внутрішнього резонансу досягається шляхом виведення однієї з резонансних частот за межі небезпечного частотного діапазону або шляхом підвищення демпфування коливань ланок системи. Концептуально можна виділити такі підходи до пригамовування РОГО:

- встановлення у паливні магістралі демпфуючих пристроїв: газових демпферів (Pogo Accumulators), сильфонних компенсаторів, гідравлічних гасителів тощо – це пасивний метод, який забезпечує належну зміну частоти і збільшення розсіювання енергії коливань палива в живильних магістралях;

- конструктивні зміни живильної магістралі (довжини, діаметра, жорсткості або конфігурації трубопроводів), демпфуючі вставки, обмежувачі потоку, віброізоляційні пакети, гофровані манжети тощо – це пасивні методи, спрямовані на зменшення резонансних частот палива в магістралі і збільшення демпфування;

- збільшення демпфування і зміна власних частот поздовжніх коливань корпусу РН шляхом зміни матеріалів, додавання демпфуючих елементів, мас рідини, динамічних гасників коливань – пасивні методи, спрямовані на зміну динамічних характеристик корпусу РН;

- зміна параметрів шнекових насосів (форми шнека, кутів встановлення лопатей), модифікація камери згоряння (зміна конструкції форсуночних головок двигуна, встановлення перегородок) – пасивні методи, які дозволяють уникнути кавітаційних автоколивань, зменшити нестабільність тяги і дію збурюючих сил з боку РРД на корпус РН.

- зміна критичних параметрів системи у режимі реального часу; на корпусі ракети встановлюються датчики прискорення для вимірювання вібрацій, спеціальні контролери аналізують ці дані та подають сигнали на регульовальні клапани, які швидко змінюють тиск чи витрату палива перед насосами; це забезпечує належну зміну частоти коливань палива і усуває внутрішній резонанс – це активне керування (Active Control).

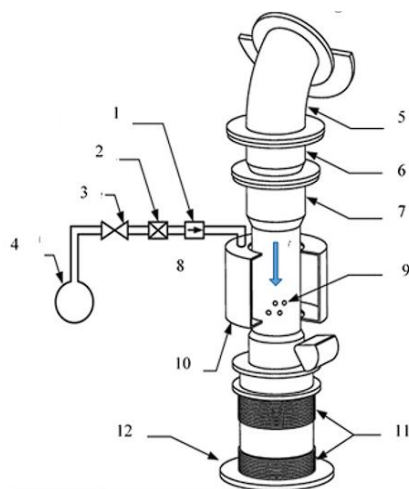
Останні роки велика увага приділяється активним методам демпфування РОГО, і цей напрямок вважається дуже перспективним [21]. Але дотепер методи активного демпфування мають поодинокі застосування, а активні РОГО-демпфери в чистому вигляді на практиці не використовуються. Перевагу віддають надійним пасивним засобам через їх простоту, надійність, відсутність додаткових складних елементів. Це пояснюється недостатнім на цей час ступенем «зрілості» активних розробок, високим ризиком збою, відмов або помилок програмного забезпечення активних систем.

Пасивні системи демпфування коливань теж мають недоліки. Пасивні системи здатні погасити коливання лише у вузькій смузі частот, на яку вони налаштовані, тому вони не є ефективними, якщо критичні частоти поздовжніх мод корпусу значно змінюються під час активного польоту РН. Такі ситуації виникають у випадках, коли існує декілька часових областей РОГО-нестійкості, або РОГО-коливання розвиваються з частотами декількох поздовжніх мод корпусу РН, або часовий інтервал РОГО-нестійкості є досить великим, а частоти коливань корпусу РН швидко зростають. Також у разі, якщо реальні динамічні характеристики корпусу РН і РРДУ відрізняються від прогнозованих, пасивні системи не в змозі скоригувати свою дію.

Пасивні методи. Найбільш ефективним і поширеним у застосуванні пасивним методом боротьби з РОГО є належна зміна динамічних характеристик живильної магістралі РРДУ. Вона може досягатися встановленням у магістраль спеціальних демпфувальних пристроїв, які здатні погасити пульсації тиску рідкого палива в магістралях і зменшити амплітуди коливань, або належним чином змінити частоту чи фазу коливань палива, щоб уникнути внутрішнього резонансу.

Клас пасивних систем демпфування містить різні демпфери – газорідинні (газові), гідравлічні, поршневі, сифонні та ін. Вибір демпфера залежить від умов роботи та особливостей реалізації РОГО в конкретному випадку. Пасивні демпфери ефективно працюють в обмеженому діапазоні частот, на який вони налаштовані. Вони змінюють імпеданс лінії подачі палива, вводять додаткові піддатливості, інерційність та гідравлічний опір, який поглинає енергію та створює фазовий зсув між тиском і витратою. Таким чином, вони змінюють частоту коливань рідини в живильній магістралі і зменшують інтенсивність зворотного зв'язку в системі «РРДУ – корпус РН».

Класичним стандартом РОГО-захисту є газові демпфери, встановлені в живильні магістралі РРДУ. Основними компонентами газового демпфера є



1 – зворотний клапан; 2 – регулятор;
3 – електромагнітний клапан; 4 – балон із гелієм; 5 – коліно; 6 – передклапан; 7 – роз'ємне з'єднання;
8 – рівень рідини; 9 – отвори у живильній магістралі до акумулятора;
10 – демпфер з гелієвим газом; 11 – сифони; 12 – з'єднання з насосом двигуна

Рис. 1

корпус, газова камера з інертним газом (азотом або гелієм), рідина, вхідний клапан/штуцер, газовий вентиль/ніпель; в деяких моделях газового демпфера є рухома перегородка (напр., гнучка мембрана або поршень), яка розділяє рідину і газ та компенсує зміну об'єму без контакту газу з рідким паливом. На рис. 1 наведено схему кільцевого газового демпфера, який встановлено на вході в насос двигуна.

Газовий демпфер працює як пружний елемент з демпфуванням. Його ефект полягає у зниженні жорсткості гідросистеми, зміні її критичної власної частоти коливань та невеликого додаткового демпфування. Демпфування відбувається через стислий газ (пружний елемент, який знаходиться в рідині), зміну витрати через дросель/канал;

об'ємну деформацію газової камери; гасіння коливань тиску в паливній магістралі. Таким чином, газовий демпфер змінює частоту коливань рідини в паливній магістралі і зменшує інтенсивність зворотного зв'язку між РРДУ та корпусом РН. При правильному налаштуванні він здатний усунути резонансні явища і в деякій мірі прискорити згасання коливань рідкого палива в гідросистемі. Недоліками цього демпфера є чутливість до температури газу і дегазації, а також необхідність точного початкового тиску газової подушки.

Газові демпфери належать до найкраще вивченого, перевіреного, надійного типу демпферів і в цьому сенсі є універсальним рішенням. Вони мають високу ефективність при правильному налаштуванні, добре масштабуються, можуть комбінуватися з дроселем. Якщо частота “плаває”, то найкращим варіантом буде гібрид, який поєднує газовий демпфер і дросель. На практиці газовий демпфер обирається з урахуванням технічного проекту. Він визначає об'єм акумулятора, переднапір газу, діаметр і місце установки демпфера, інертис лінії, опір **входу** акумулятора. Помилки у виборі цих параметрів призводять або до недостатнього гасіння, або до виникнення нових резонансів.

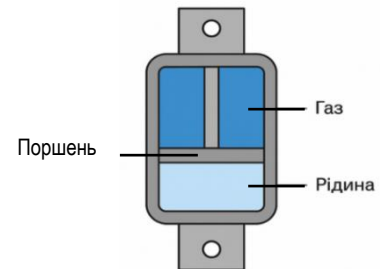


Рис. 2

Поршневий демпфер (його схематичне зображення дано на рис. 2) теж містить газову і рідинну камери та входи/виходи для рідини. Газова камера, заповнена азотом або гелієм, виконує роль «пружного» елементу – під час коливань тиску газ стискається/розширюється. Рідинна камера – частина демпфера, яка контактує з робочою рідиною (рідким паливом) – приймає коливання тиску з трубопроводу. Рухомим елементом, який розділяє газову та рідинну камери, є поршень, який рухається під дією тиску і передає коливальні сили на газовий об'єм.

Поршневий демпфер має більшу масу за рахунок маси поршня; з рухом поршня пов'язані проблеми тертя, чутливість до перекосів, ризику заїдання, перевірки ущільнень. Поршневий демпфер – це потужний засіб гасіння коливань у класичному діапазоні ПОГО; ефективне, але більш складне і дороге рішення. Застосовувався на ракетах (зокрема, Titan, Delta).

У сильфонному демпфері пружну піддатливість створює металевий сильфон – гофрована металева частина, схожа на гармошку, іноді з торцевими фланцями. Гофрована оболонка (зазвичай з нержавіючої сталі, Inconel або Hastelloy) є рухомим гнучким елементом, який виконує ту ж функцію, що й поршень у поршневому демпфері – забезпечує поділ камер та компенсацію об'єму без тертя і ослаблює механічний зв'язок. Газова камера, заповнена стислим газом (найчастіше гелієм), може бути розташована всередині або зовні сильфона. Газ стискається зі збільшенням тиску і розширюється з його зменшенням – тобто виконує роль «пружини». Рідинна камера контактує з паливом в трубопроводі і передає імпульси тиску на сильфон. Ключовим елементом сильфонного демпфера в налаштуванні частоти і коефіцієнта демпфування є дросельний отвір або регулюючий клапан – він пропускає рідину в демпфер з обмеженою витратою і створює демпфуючий опір. Недоліками цього демпфера є «втома» металу, складність виготовлення і висока ціна.

Конструкцію газонаповненого сильфонного демпфера (PSD) схематично зображено на рис. 3 [42].

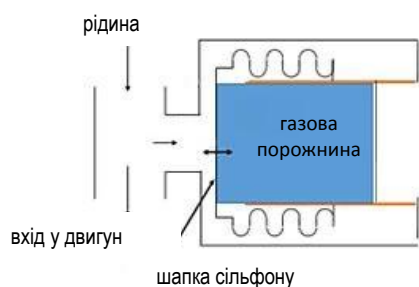


Рис. 3

У роботі [42] описано конструкцію сильфонного демпфера PSD для напівкриогенного ступеня нової РН ISRO. Гідростатичний рушій зазвичай розміщений на вході в насос. Необхідна податливість системи коректора коливань забезпечується жорсткістю сильфона і пневматичною жорсткістю, створюваної стисненим газом в порожнині сильфона. Розглянуто деякі проблеми, з якими стикаються при проектуванні такої

системи. По-перше, досить складно одночасно забезпечити податливість, яка підтримує стиснення-розтягування сильфона в допустимих межах, і досягти розрахункової цільової частоти. По-друге, ця система має змінну жорсткість, оскільки жорсткість газу є функцією його тиску та об'єму в конкретний момент часу. Отже система має проектуватися з урахуванням змінного тиску на вході насоса, термодинамічних процесів, яких зазнає газ, миттєвого об'єму та тиску газу, а також різних обмежень цих параметрів. Показано, як обмеження та вимоги до системи формуються математично, а задача проектування перетворюється на задачу оптимізації. Обговорюються початковий тиск та об'єм газу, які необхідно підтримувати, і продуктивність коректора коливань у різних теплових умовах.

Ще один пасивний метод корекції власної частоти коливань рідини в живильній магістралі полягає у вдуванні в магістраль (в потік рухомого рідкого палива) фіксованої кількості газу. Це приводить до зміни швидкості звуку в рідині і, відповідно, динамічних характеристик магістралі. Розрахунки показують, що відносно мала кількість нерозчиненого газу може забезпечити суттєве зниження частоти власних коливань палива в системі живлення РРДУ [15]. Але наявність нерозчиненого газу може погіршити антикавітаційні властивості шнековідцентрового насоса РРД і збільшити динамічні коефіцієнти підсилення насоса, внаслідок чого виникає небезпека розвитку кавітаційних коливань в системі живлення.

Інший підхід до усунення POGO полягає в корегуванні динамічних характеристик корпусу РН, а саме, в зміні власних частот його поздовжніх коливань (з метою виведення їх з області резонансної взаємодії) або в підвищенні демпфування його домінуючих мод (з метою зменшення амплітуд поздовжніх коливань). Він не набув широкого застосування, але був успішно використаний на практиці для пригамування поздовжньої нестійкості радянської міжконтинентальної балістичної ракети УР-100Н УТТХ (за класифікацією НАТО – SS-19 mod.2 Stiletto). Встановлення динамічного гасника коливань забезпечило зменшення амплітуд поздовжніх коливань цієї ракети до допустимого рівня [1]. Методи, що дозволяють визначити можливість і умови реалізації належних змін динамічних характеристик корпусу РН, запропоновані в роботах [28] – [30].

Серед публікацій останніх років з проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН варто відзначити статті, присвячені розробці методів визначення оптимальних (або раціональних) параметрів демпферів поздовжніх коливань, а також методів визначення гарантованої стійкості динамічної

системи «РРДУ – корпус РН» з урахуванням розкиду її параметрів (наприклад, [14], [16], [19]). Вирішення цих задач за умови великої розмірності математичної моделі поздовжніх коливань РН є надзвичайно складним і трудомістким. У зв'язку з цим запропоновані методи орієнтовані на використання спеціальних математичних моделей меншої розмірності, які автори називають «покращеними». Можливість застосування цих методів до систем великої розмірності авторами не розглядалась.

У статті [16] на основі «покращеної» спрощеної моделі, побудованої з допомогою синтезу ЧХ і швидкого перетворення Фур'є, проведено чисельний аналіз поздовжньої стійкості рідинної РН і здійснено спробу оптимізації демпфера поздовжніх коливань, встановленого в лінії окислювача. Система «корпус РН – РРДУ» розділялась на корпус РН, лінію живлення окислювачем, переднасос, РРД та камеру згоряння. Корпус моделювався скінченними елементами, а для побудови його раціональної передавальної функції, яка визначає реакцію корпусу на збурення тяги, використовувався метод модальної суперпозиції. Динаміка живильної магістралі описувалась у термінах «тиск – об'ємна витрата» з використанням геометричної інформації, доступної на стадії проєктування, що забезпечує точні значення інерції, податливості та опору. Побудована передавальна функція магістралі, яка визначає реакцію на виході з насоса на збурення в лінії подачі кисню, була аналогічною передавальній функції корпусу РН. Об'єм кавітаційних каверн біля виходу з лінії подачі рідкого кисню враховувався на основі результатів CFD-аналізу (computational fluid dynamics). Компоненти двигуна від виходу з насоса до камери згоряння (КЗ) ураховувались в загальному рівнянні динаміки РРДУ. Воно дозволяє визначити тиск і масову витрату палива на вході в КЗ в залежності від витрати на вході в насос. В моделі також була відтворена часова затримка створення тяги, яка визначається тривалістю процесів горіння та розповсюдження продуктів згоряння в камері. Приєднання опису процесу горіння в КЗ формує контур зворотного зв'язку між тиском і переміщеннями модальних координат корпусу. За допомогою методу передавальної матриці (transfer matrix method), заснованого на мультифізиці [16], було побудовано передавальну функцію всієї системи «корпус РН – РРДУ».

Бази даних функції реакції (response function) будувались з використанням чисельної моделі POGO-акумулятора. Багатокритеріальна структурна оптимізація здійснювалась шляхом побудови метамоделі передавальної функції для POGO-акумулятора заданої геометрії.

Далі проводиться моделювання синусоїдальної розгортки для оцінки прискорень корисного вантажу, визначаються пікові амплітуди для побудови цільових функцій і виконується багатокритеріальна оптимізація для зменшення розміру POGO-акумулятора. Для оптимізації конструкції POGO-акумулятора запропонована штучна нейронна мережа, що виконує вибірку латинського гіперкуба. Вибірка перевіряє збіжність у процесі навчання. Мінімізація ЧХ досягається при оптимальній конфігурації демпфера.

Зазначимо, що при реалізації цього методу використано значний обсяг експериментальних даних. Зокрема, система «корпус РН – РРДУ» була побудована на основі результатів випробувань РН «Атлас», які є у доступі.

Аналіз світових тенденцій вирішення проблеми забезпечення поздовжньої стійкості реальних рідинних РН показав, що установка газорідинного аккумулятора поблизу від входу в насос є найбільш використовуваним і надійним способом усунення POGO. Саме цьому засобу дотепер надається

перевага в практиці ракетобудування, незважаючи на розробку і навіть експериментальне відпрацювання більш передових демпферів поздовжніх коливань.

4. Сучасні розробки активних та адаптивних систем демпфування поздовжніх коливань РН. Пасивні POGO-демпфери налаштовуються на досить вузький частотний діапазон. Отже, вони втрачають свою ефективність, якщо в процесі польоту РН частота налаштування демпфера потребує змін, наприклад, коли система «корпус РН – РРДУ» має декілька областей внутрішнього резонансу або резонансна область є досить великою, або система має значний розкид параметрів. Тому останнім часом зростає інтерес до активних систем пригамовування POGO – систем демпфування, які здатні відстежувати критичну частоту системи «корпус РН – РРДУ» і змінювати належним чином частоту налаштування демпфера.

В активних системах демпфування, встановлених в системі живлення РРДУ, використовується автоматична система, яка здійснює стабілізацію тиску за допомогою спеціальних виконавчих органів. Ці виконавчі органи працюють за рахунок сторонніх джерел енергії, не пов'язаних з енергією руху рідини. Пригамування коливань в активних системах може здійснюватися також завдяки тому, що у контурі живлення та контурі подачі встановлюються протилежні за фазою коливання тиску та витрати, щоб компенсувати коливання, які вимірюються в контурі. Активні системи є більш складними, дороговартісними і, на теперішній час, менш надійними.

Відзначимо, що вперше засіб активного пригнічення POGO – систему керування тягою (active control), яка містила датчики і регулятори тяги, було запропоновано при розробці космічного корабля “Space Shuttle” [6]. Для американських ракет Delta IV, Falcon 9 розглядались заходи боротьби з POGO, спрямовані на зміну робочого режиму турбонасосного агрегата, яка може бути реалізована шляхом введення керуючих клапанів, обмежувачей тиску або фазового зсуву в роботі турбонасосного агрегата.

У заявці на патент США [43] щодо активного POGO-демпфера наведено приклад регульованого гідроаккумулятора FR 2499641 (Франція) і демпфувальної системи з адаптивним гідравлічним аккумулятором JP 03-287.498 A (Японія), і визначено їх недоліки. Зазначено, що гідроаккумулятор французької розробки можна адаптувати до різних РРД, однак змінити його стисливість та демпфування під час роботи двигуна неможливо, тому, строго кажучи, він не є активним аккумулятором. Щодо японської системи демпфування, то у запропонованому адаптивному гідравлічному аккумуляторі стисливість може змінюватися шляхом зміни тиску газу, а демпфування – за допомогою пристрою обмеження потоку. Але, по-перше, при зміні тиску стисливість в цьому аккумуляторі змінюється дуже обмежено. По-друге, пристрій обмеження потоку має рухомі частини в потоці палива, і це знижує надійність пристрою, особливо якщо паливо є криогенним [43].

У винаході усунення цих недоліків забезпечується тим, що система живлення РРД містить, щонайменше, один пристрій для зміни об'єму газу в контурі живлення (feed circuit), у тому числі, під час роботи двигуна. Під зміною тут мається на увазі послідовна зміна величини, поступова або ступінчаста. Таким чином, цей пристрій дає можливість послідовно одержувати багато різних об'ємів газу в контурі. Це дозволяє під час роботи РРД змінювати принаймні одну гідравлічну резонансну частоту контуру в широкому діапазоні значень, ізолюючи її від резонансних частот корпусу РН,

навіть якщо вони змінюються під час роботи двигуна. Зазначений гідравлічний контур легко адаптувати до великої кількості різних конструкцій, що мають різні механічні резонансні частоти.

Запропоновано декілька різних варіантів реалізації ідеї цього винаходу [43]. В одному з них пристрій для зміни об'єму газу включає щонайменше один гідравлічний акумулятор зі змінним рівнем рідини. Зокрема, цей акумулятор може мати між точкою подачі газу і з'єднанням з трубопроводом контуру подачі палива принаймні одну занурювальну трубку, яка з'єднує трубопровід з рідиною змінного рівня в акумуляторі. Такий акумулятор надає порівняно прості засоби для зміни об'єму і, отже, для зміни стисливості і гідравлічної резонансної частоти в контурі.

У роботі [44] зазначено, що пасивне демпфування POGO за допомогою газових акумуляторів іноді не задовольняє вимоги проектування рідинних РН з невизначеними параметрами моделі та з параметрами, що змінюються в часі. Щодо активного демпфування POGO, то традиційне використання змінних стану як змінних зворотного зв'язку в системі «корпус РН – РРДУ» призводить до низької практичної здійсненості активних методів. У статті [44] запропоновано адаптивний метод проектування контролера активного демпфування POGO, в якому зворотний зв'язок здійснюється через виміряне прискорення. На рис. 4 приведено схему контролера активного придушення ефекту «POGO» зі зворотним зв'язком по прискоренню конструкції РН [44].



Рис. 4

Теорія перетворення власного простору використовується для проектування двох типів моделей зі зменшеною розмірністю: моделі зі зменшеною розмірністю, орієнтованої на спостереження (O-ODRM), та моделі зі зменшеною розмірністю, орієнтованої на керування (C-ODRM).

Перша використовується для проектування спостерігача, і її змінні стани можуть бути відновлені шляхом вимірювання тільки прискорення і можуть бути подані на вхід адаптивного контролера після матричних операцій. Друга використовується для проектування адаптивного контролера та може ефективно обробляти проблеми невизначеності параметрів

моделі та параметрів, що змінюються у часі. При демонстрації ефективності запропонованого методу в ролі об'єкта дослідження для імітаційного аналізу було обрано певний тип ракети. Результати моделювання показали, що запропонований метод, що використовує виміряне прискорення як змінну зворотного зв'язку, дозволяє здійснювати активне POGO-демпування для рідинних РН з невизначеними параметрами, що змінюються в часі.

В роботі [19] для вирішення проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних ракет з урахуванням розкиду її параметрів та зміни їх значень під час польоту РН запропоновано адаптивне керування еталонною моделлю,

засноване на моделі зменшеної розмірності (MRAC-DRM). Модель POGO з активним контролером для проєктування системи управління будується у просторі станів удосконаленим методом Рубіна [7]. На основі теорії перетворення власних значень отримується суттєво зменшена за розміром модель системи управління POGO, яка зберігає особливості реалізації POGO-нестійкості та підходить для проєктування управління. Потім з використанням метода модельно-еталонного адаптивного управління на основі моделі зменшеної розмірності розробляються еталонна модель та закон адаптивного управління.

Метод MRAC-DRM [19] є стійким і може адаптивно коригуватися відповідно до змін керованої системи для її стабілізації. В статті докладно описано процес розробки моделі POGO з контролером у просторі станів, а також процес побудови моделі зменшеної розмірності. Наведено два приклади застосування метода. Результати моделювання показали, що запропонований метод має чудову адаптованість до систем «РРДУ – корпус РН» з невизначеністю параметрів і параметрами, змінними за часом.

В статті [21] розглянуто прогрес активного управління пульсацією рідини в гідроенергетичних системах, які широко використовуються в літаках, важких машинах та судноплавному устаткуванні. Періодична пульсація тиску в цих системах, яка зазвичай спричиняється гідравлічним насосом, може призвести до пошкодження труб та інших елементів. Основна ідея компенсації пульсацій полягає у накладанні вторинної хвилі протилежної фази на коливання рідини у первинній. Цей напрямок зазначений як перспективний і висловлено очікування його поєднання з технологіями усунення POGO.

5. Розвиток теорії поздовжньої стійкості РН в Інституті технічної механіки Національної академії науки України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ) у 21 столітті. Вирішення проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН ускладнюється зі зростанням їх ваги та габаритів РН. Власні частоти коливань корпусу важких та надважких РН зменшуються, внаслідок чого на активній частині польоту може виникати декілька областей внутрішнього резонансу, обумовленого зближенням частот декількох поздовжніх мод корпусу РН з частотами коливань рідкого палива в системі живлення РРДУ. Зокрема, зменшення частоти коливань рідини в живильній магістралі до безпечного рівня, на якому цю частоту можна вважати ізольованою від частот декількох нижчих поздовжніх мод корпусу РН, потребує встановлення газорідинного демпфера великого об'єму. Наприклад, для забезпечення поздовжньої стійкості надважкої РН «Енергія» багаторазової космічної системи «Енергія – Буран» знадобився газорідинний демпфер об'ємом 500 л. Зрозуміло, що розміщення на ракеті таких великих демпфувальних пристроїв є досить проблематичним; до того ж, вони значно збільшують вагу ракети. Зазначені обставини обумовлюють необхідність розробки нових засобів усунення поздовжніх коливань важких РН.

У зв'язку з цим в ІТМ НАНУ і ДКАУ було створено принципово нові малогабаритні демпфери поздовжніх коливань – гідродинамічний та термодинамічний демпфери [45]. Вони не містять рухомих частин і елементів автоматики, що суттєво підвищують їх експлуатаційну надійність, та мають кращі, порівняно з газорідинними демпферами, динамічні характеристики. Гідродинамічний демпфер є спеціальним байпасним трубопроводом, що з'єднує вихід з переднасоса або насоса з його входом. На вході в трубопровід встановлено спеціальний закручувальний пристрій – кавітатор-завихрювач.

При напірному обертально-поступальному русі компонента палива у трубопроводі утворюється кавітаційна порожнина, яка і є засобом гасіння поздовжніх коливань. Було розроблено математичну модель робочих процесів у гідродинамічному демпфері, на базі якої розраховувалися основні статичні та динамічні характеристики демпфера у широкому діапазоні зміни його конструктивних параметрів та режимів роботи. Зазначені характеристики є необхідними для аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН з демпфером.

Отримані теоретичні результати були експериментально підтверджені при відпрацюванні гідродинамічного демпфера на спеціально створених експериментальних установках, що дозволяють проводити випробування як на модельних, так і натурних рідинах з використанням швидкісної кінозйомки процесів. Гідродинамічний демпфер пройшов повний цикл експериментального відпрацювання, в тому числі, випробування у складі РРДУ першого ступеня РН "Зеніт" на першому етапі її льотно-конструкторських випробувань. Згідно з результатами випробувань, цей демпфер забезпечив поздовжню стійкість РН на всіх пусках, при цьому максимальне поздовжнє віброперевантаження корпусу РН не перевищували 0,09 g, що у 15 разів нижче за допустимі [45].

Термодинамічний демпфер є ще ефективнішим демпфером поздовжніх коливань рідинних РН [45]. У порожнині цього демпфера формується змінний об'єм двофазного паро-рідинного середовища, що знаходиться поблизу лінії насичення з чітко вираженою межею розділу фаз. Режим роботи демпфера визначається температурою двофазного середовища порожнини демпфера, яка може змінюватись за допомогою спеціального нагрівача. Розроблено математичні моделі робочих процесів у порожнині термодинамічного демпфера при рівноважних та нерівноважних термодинамічних процесах випаровування рідини та конденсації пари, які дозволяють розраховувати основні динамічні характеристики, обирати конструкцію та режими роботи демпфера. Виконано теоретичний аналіз стійкості насосної системи живлення РРДУ у випадку встановлення демпфера в живильну магістраль на вході в насос [46]. Результати експериментальних досліджень на спеціально створених установках підтвердили високу ефективність термодинамічного демпфера. Було показано, що податливість термодинамічного демпфера приблизно в 5 разів перевищує податливість гідродинамічного демпфера і приблизно в 17 – 20 разів перевищує податливість газорідинного демпфера таких же габаритів.

Вагомі результати отримано щодо теоретичного прогнозування поздовжньої стійкості рідинних РН на основі удосконалених лінійних і нелінійних математичних моделей динамічної системи «корпус РН – РРДУ». Удосконалення моделей здійснювались, зокрема, в напрямку уточнення математичного опису динаміки кавітаційних явищ у шнековідцентрових насосах системи живлення РРДУ [37], [38], [45], поздовжніх коливань корпусу РН у складі динамічної системи «корпус РН – РРДУ» [33] – [36], [47] та урахування розкиду параметрів цієї системи на її стійкість [48].

Уточнення опису поздовжніх коливань корпусу РН в статтях [33], [36] здійснювалось в рамках традиційної моделі незалежних осциляторів, які імітують коливання нижчих поздовжніх мод. Але на відміну від традиційної моделі параметри цих мод визначались з урахуванням дисипації енергії. Результати розрахунків показали, що дисипація енергії має значний вплив на параметри власних поздовжніх коливань корпусу РН, особливо в умовах резонансної взаємодії коливань палива в баках з коливаннями корпусу РН. В

статтях [28], [34] корпус РН у складі динамічної системи «корпус РН – РРДУ» був представлений розгалуженим ланцюжком зосереджених мас, з'єднаних пружно-дисипативними зв'язками (пружно-масова модель із демпфуванням), в статті [37] використовувалась ще більш точна 3D-модель. В статті [47] параметри поздовжніх коливань верхнього ступеня рідинної РН «Циклон-4» визначались на основі 3D-моделі, а корпусу РН в цілому – на основі пружно-масової моделі з демпфуванням. Розроблено підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія пакетної схеми, заснований на використанні узагальненого критерія Найквіста [48]. Стаття [49] присвячена визначенню поздовжньої стійкості РН з урахуванням розкиду параметрів двигунної установки. Задачу вирішено в нелінійній постановці і отримано оцінку впливу розкиду параметрів системи «корпус РН – РРДУ» на амплітуди її коливань.

В роботі [12] на основі лінійної та нелінійної моделей поздовжніх коливань двох рідинних ракет (ракет-прототипів РН «Циклон» і «Дніпро»), які втрачали поздовжню стійкість під час роботи двигунів першого ступеня, досліджено особливості виникнення POGO на цих ракетах. Результати математичного моделювання показали, що поздовжня нестійкість може виникати не лише при близькості власної частоти коливань корпусу ракети і частоти коливань рідкого палива в системі живлення РРДУ (тобто внаслідок внутрішнього резонансу), але й у випадку, коли ці частоти помітно віддалені одна від іншої. Розглянуто причини обмеження амплітуд поздовжніх коливань РН, якими визнано нелінійність функцій, що відображають фізичні процеси кавітації в насосах та дисипацію енергії коливань корпусу ракети. Визначено, що нелінійний характер залежності пружності кавітаційних каверн у насосі від параметрів режиму двигуна є фактором, який обмежує зростання амплітуд поздовжніх коливань РН при втраті поздовжньої стійкості. Обмеження амплітуд коливань при POGO обумовлено також нелінійним характером залежності дисипації енергії поздовжніх коливань корпусу РН від амплітуд поздовжніх коливань РН.

Висновки.

1 В результаті аналізу сучасних наукових публікацій визначено, що проблема забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН не втратила своєї актуальності і неминуче виникає при створенні нових і модернізації існуючих рідинних РН. Наразі найбільша увага вчених приділяється таким задачам:

- удосконаленню математичних моделей поздовжніх коливань рідинних РН і, зокрема, низькочастотної динаміки агрегатів РРДУ;
- розробці нових підходів до аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН;
- аналізу ефективності існуючих засобів усунення POGO і пошуку рішень для створення нових демпфувальних пристроїв;
- визначенню оптимальних параметрів POGO – демпфера і його раціональних параметрів, які обираються з урахуванням вимог та обмежень технічного проєкту;
- дослідженню нових можливих варіантів реалізації POGO на нових рідинних РН.

При розробці нових моделей і методів дослідження POGO використовувались наявні експериментальні дані, отримані в минулому при відпрацюванні рідинних РН (переважно, американських), і результати теоретичних досліджень явища POGO та його усунення на цих ракетах.

2 Виконано аналіз світових тенденцій у вирішенні проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН і визначено, що найбільш простим,

ефективним та надійним засобом забезпечення поздовжньої стійкості РН є корекція динамічних характеристик живильних магістралей її маршових двигунів, яка реалізується шляхом встановлення в магістралі спеціальних пристроїв – демпферів, що мають податливі елементи.

Відзначено, що на практиці широко використовуються різні види пасивних демпферів – пристроїв, які не потребують енергії від сторонніх джерел; найбільш застосовуваними є газорідинні (газові) демпфери.

Незважаючи на перспективність напрямку активного демпфування, активні демпфери поздовжніх коливань РН дотепер не знайшли застосування на практиці через складність їх відпрацювання.

3. Розглянуто принципові схеми конструкцій деяких газорідинних демпферів пасивного та активного типу, проаналізовано їх переваги та недоліки.

4. Щодо досліджень поздовжньої стійкості рідинних РН методами математичного моделювання та вибору засобів її забезпечення визначено, що розробка теоретичних основ створення систем демпфування поздовжніх коливань для ракет-носіїв різних класів має проводитися на основі системного підходу і потребує вирішення цілого комплексу задач.

1. Рабинович Б. И. Неустойчивость жидкостных ракет и космических аппаратов и некоторые фрагменты борьбы с ней. М.: ИКИ РАН, 2006. 40 с. (Препринт / Российская академия наук; Институт космических исследований; Н/8977/Пр-2123).
2. Натанзон М. С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты. М.: Машиностроение, 1977. 208 с.
3. Rubin S. Longitudinal Instability of Liquid Rockets Due to Propulsion Feedback (POGO). J. Spacecraft and Rockets. 1966. Vol. 3, No. 8. P. 1188–1195. <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/3.28626>
4. Rubin S. Prevention of coupled structure-propulsion instability (POGO). National Aeronautical and Space Administration, USA. 1970. NASA SP–8055. 48 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19700027293> (дата звернення 15.10.2025).
5. Rubin S. Analysis of POGO Stability. The Aerospace Corporation, El Segundo, California, USA. 23 International Astronautical Congress. Vienna, Austria, Oct. 8–15, 1972. P. 19. URL: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-94-010-2576-8_12 (дата звернення 01.07.2024).
6. Lock M. H., Rubin S. Passive suppression of POGO on the Space Shuttle. – Aerospace Report No. ATR-74-(7416)-1. 29 April 1974. Engineering Science Operations the Aerospace Corporation. – El Segundo, California. – Contract No. NASA CR -132452. – Prepared for Langley Research Center. National Aeronautics and Space Administration. Langley Station, Hampton, Virginia. Contract No. NAS1-12215. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19740021169/downloads/19740021169.pdf> (дата звернення 03.02.2024)
7. Lock M., Rubin S. Active Suppressor of POGO on the Space Shuttle. – Aerospace Corporation, NASA. Contract NAS3-17752; AIR-75/7428 – 117 p. – NASA, 1974. – CR-134749. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19750016733/downloads/19750016733.pdf> (дата звернення 12.03.2024).
8. Oppenheim B. W., Rubin S. Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets. J. Spacecraft and Rockets. – 1993. Vol. 30, No. 3. P. 360 – 383. Published Online: 23 May 2012. <https://doi.org/10.2514/3.25524>
9. Колесников К. С. Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем. М.: Машиностроение, 1971. 260 с.
10. Пилипенко В. В., Задонцев В. А., Довготько Н. И., Григорьев Ю. Е., Манько И. К., Пилипенко О. В. Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей. Техн. механика. 2001. № 2. С. 11–37.
11. About G., Bouveret P., Bonnal C., David N., Lemoine J.C. A new approach of POGO phenomenon three-dimensional studies on Arian 1 Launcher. Acta Astronautica. 1987. Vol. 15, № 6/7. P. 321–330. [https://doi.org/10.1016/0094-5765\(87\)90167-6](https://doi.org/10.1016/0094-5765(87)90167-6)
12. Dolgoplov S., Nikolayev O. Features of mathematical modeling of nonlinear Pogo oscillations of launch vehicles. CEAS Space Journal. March 2024. Vol. 16, Issue 2. P. 32–48. <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00541-3>
13. Su Jia, Ye Tang, Tao Wang, Qian Ding. A novel active control on Pogo vibration in liquid rockets based on data-driven theory. Acta Astronautica. 2021. Vol. 182. May. P. 350–360. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.02.021>
14. Tao Wang, Qian Ding, Ye Tang, Zhi-Sai Ma. Enhanced Method for Analyzing Pogo Stability of Liquid Rockets with Uncertain-But-Bounded Parameters. J. Spacecraft and Rockets. 2022. Vol. 59, No. 3. May. Published Online: 25 Oct 2021. <https://doi.org/10.2514/1.A35064>
15. Chengfeng Zhu, Yanzhong Li, Fushou Xie, Lei Wang, Yuan Ma. Mechanisms of low frequency pressure oscillation occurred in oxygen jet condensation based on height function method. Aerospace Science and Technology. 2023. Vol. 140. Sept. art. id108430. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108430>

16. Kook Jin Park, JeongUk Yoo, SiHun Lee, Jaehyun Nam, Hyunji Kim, Juyeon Lee, Tae-Seong Roh, Jack J. Yoh, Chongam Kim, SangJoon Shin. Pogo Accumulator Optimization Based on Multiphysics of Liquid Rockets and Neural Networks. *J. Spacecraft and Rockets*. 2020. Vol. 57. No. 4. July–Aug. P. 809–822. <https://doi.org/10.2514/1.a34769>
17. Ye Tang, Mingming Li, Long Wang, Yewei Zhang, Bo Fang. Modeling and Stability Analysis of Pogo Vibration in Liquid-Propellant Rockets with a Two-Propellant System. *J. Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.* 2017. Vol. 60. Iss. 2. P. 77–84. <https://doi.org/10.2322/tjsass.60.77>
18. Qingwei Wang, Shujun Tan, Zhigang Wuc, Yunfei Yang, Ziwen Yu. Improved modelling method of Pogo analysis and simulation for liquid rockets. *J. Acta Astronautica*. 2015. Vol. 107. P. 262–273. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.11.034>
19. Shujun Tan, Wang Zhao, Jinfan Liu, Yuming Mao. Adaptive control design for active Pogo suppression of large strap-on liquid launch vehicles. *Acta Astronautica*. 2023, May. Vol. 206. P. 43–56. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.004>
20. XiaoJun Wang, ZiWen Yu, Bing Zhang, QingSong Zhang, Hui Pan. Progress of POGO suppression technology of launch vehicles at home and abroad. *Scientia Sinica Technologica*. 2014. Vol. 44, Issue 5. P. 492–503. <https://doi.org/10.1360/N092014-00034>
21. Chujun Wu, Yuanzhi Xu, Zongxia Jiao, JiuHui Hu, Hui Pan. Developments in pogo suppression methods for liquid rockets. *J. Progress in Aerospace Sciences*. 2023. Vol. 140. July. article id. 100931. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2023.100931>
22. Хоряк Н. В., Николаев А. Д. Декомпозиция и анализ устойчивости динамической системы “питающие магистрали – маршевый ЖРД с окислительной схемой дожигания генераторного газа”. *Техн. механика*. 2007. № 1. С. 28–42.
23. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Писаренко А. Д., Коваленко В. Н. Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа. *Вестник двигателестроения*. 2017. № 2. С. 34–42.
24. Гликман Б. Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. 2-е изд., перераб и доп. М.: Машиностроение, 1989. 296 с.
25. Пилипенко В. В. Кавитационные автоколебания. К.: Наукова думка, 1989. 316 с.
26. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. Параметрическая идентификация математической модели низкочастотной динамики шнекоцентробежных насосов жидкостных ракетных двигателей. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. №10(107). С. 122–127.
27. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle. *Space Science and Technology*. 2020. Т. 26, № 4. С. 3–20. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003>
28. Хоряк Н. В. Рациональный выбор параметров динамического гасителя продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты-носителя. *Техн. механіка*. 2014. № 3. С. 58–70.
29. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. Теоретическая оценка эффективности динамического гасителя продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2015. 9(126). Р. 26–31.
30. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. Влияние демпфирования колебаний жидкого топлива в баках на амплитуды продольных колебаний жидкостной ракеты. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2014. 7/114. С. 34–40.
31. Пилипенко В. В., Довгоцько Н. И., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Серенко В. А. Теоретическое определение динамических нагрузок (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС–20 на активном участке траектории ее полета. *Техн. механика*. 2000. № 1. С. 3–18.
32. Хоряк Н. В. Анализ устойчивости многоконтурной динамической системы “ЖРД–корпус РН” по спектру матрицы: методические основы и приложение. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2007. № 9(45). С. 87–91.
33. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет–носителей с учетом диссипации энергии. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2004. 4/12. С. 62–73.
34. Хоряк Н. В., Николаев А. Д. Математическое моделирование взаимодействия продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты как многосвязной упруго-диссипативной системы и динамических процессов в двигательной установке. *Техн. механика*. 2010. № 3. С. 27–37.
35. Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoryak N. V. Computation of the POGO self-oscillation parameters in dynamic “propulsion – rocket structure” system by using of 3D structural model. *Technical mechanics*. 2018. № 2. С. 17–29. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017>
36. Пилипенко В. В., Довгоцько Н. И., Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Пирог В. А., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Ходоренко В. Ф., Башлий И. Д. Теоретический прогноз продольных виброускорений космического аппарата при его выведении на рабочую орбиту жидкостной ракетой космического назначения «Циклон-4». *Техн. механика*. 2011. № 4. С. 30–36.
37. Долгополов С. І. Визначення коефіцієнтів гідродинамічної моделі кавітуючих насосів рідинних ракетних двигунів за їх теоретичними передатними матрицями. *Техн. механіка*. 2024. № 1. С. 16–25. <https://doi.org/10.15407/itm2024.01.016>
38. Dolgoplov S. I. Generalization of experimental elasticity of cavitation bubbles in LRE pumps that differ significantly in size and performance. *Science and innovation*. 2023. Vol. 19, No. 19(5). P. 71–88.

39. Christopher E. Brennen. On the Dynamics of a Cavitating Pump. – 28th IAHR Symposium on Hydraulic Machinery and Systems (IAHR2016) IOP. Publishing IOP Conf. Series: Earth and Environmental Science 49. 2016. 052018. <https://doi.org/10.1088/1755-1315/49/5/052018>
40. Chengfeng Zhu, Yanzhong Li, Fushou Xie, Lei Wang, Yuan Ma. Mechanisms of low frequency pressure oscillation occurred in oxygen jet condensation based on height function method. – Aerospace Science and Technology. 2023. Vol. 140. September. art. id108430. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2023.108430>
41. Ван Сюэцзюнь, Ю Цзывэнь, Чжан Бин, Чжан Цинсун, Пань Хуэй. Прогресс в подавлении (ход исследований по технологии подавления) POGO ракет-носителей в стране и за рубежом (на китайском языке). Наука в Китае. Технические науки (Sci Sin Tech). 2014. Т. 44. С. 492–503. <https://doi.org/10.1360/N092014-00034>
42. Sunny Mitra, Saxon Mathew, Aneesh Rajan, Sajeed Padmanabhan. Design of a Gas Filled Bellow Pogo Suppression Device for Launch Vehicles. Advances in Astronautics Science and Technology <https://doi.org/10.1007/s42423-021-00073-6>
43. United States Patent 1154298 USA. Feed System and a Method of Suppressing the POGO Effect / KERNILS et al. – No.: US 2017/0058836A1; Pub. Date: Mar. 2, 2017.
44. Wang Zhao, Shujun Tan, Yiliang Guo. Adaptive control design for active Pogo suppression based on vibration-acceleration feedback. Acta Astronautica. (2024). 214. P. 444–456. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.10.035>
45. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Пилипенко О. В. Динамика гидромеханических систем. Техн. механика. 2008. № 2. С. 3–16.
46. Пилипенко О. В. Определение границы области устойчивости гидравлической системы с подключенным трубопроводом с двухфазной парожидкостной средой. Техническая механика. 2008. № 1. С. 3–8.
47. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Баиллий И. Д., Пирог В. А., Ходоренко В. Ф. Математическое моделирование свободных продольных колебаний конструкции третьей ступени и корпуса ракеты космического назначения "Циклон-4". Техн. механика. 2011. № 4. С. 37–44.
48. Пилипенко О. В., Николаев О. Д., Баиллий И. Д., Хоряк Н. В. Підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія пакетної схеми компоновання. Техн. механіка. 2022. № 3. С. 3–15. <https://doi.org/10.15407/itm2022.03.003>
49. Pylypenko O. V., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V., Nikolayev O. D. Evaluation of the scatter of liquid launch vehicle POGO oscillation amplitudes due to the influence of the scatter of internal factors. Space Science and Technology. 2024. Vol. 30, No. 3 (148). P. 3–15. <https://doi.org/10.15407/knit2024.03.003>

Стаття надійшла до редакції 16.08.2026;
 прийнято до друку після рецензування 15.09.2026;
 дата публікації 28.09.2026