УДК 532.528:621 https://doi.org/10.15407/itm2021.03.009

О. В. ПИЛИПЕНКО, О. Д. НІКОЛАЄВ, Н. В. ХОРЯК, С. І. ДОЛГОПОЛОВ, І. Д. БАШЛІЙ

СУЧАСНІ ПРОБЛЕМИ НИЗЬКОЧАСТОТНОЇ ДИНАМІКИ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК

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

Однією з основних задач при проєктуванні рідинних ракетних двигунів (РРД) є забезпечення стійкості робочих процесів у РРД і, зокрема, стійкості до низькочастотних коливань. При експериментальному відпрацюванні РРД нерідкими є випадки, коли розвиток наростаючих коливань, що виникають в окремих контурах або агрегатах РРД, призводить до нештатних ситуацій: перевищенню межі міцності конструкції двигуна, зриву насоса, загоряння камери та ін. В разі виникнення нештатних ситуацій можливі тяжкі наслідки – в тому числі, руйнування двигуна і стендового обладнання. Тому одним з головних інструментів, які дозволяють на етапах проєктування і відпрацювання РРД прогнозувати його динамічні характеристики на усталеному і перехідних режимах та особливості функціонування при запуску, є математичне моделювання. В даній статті проведено огляд та аналіз сучасних наукових публікацій (з глибиною охоплення пошуку до 15 років), присвячених дослідженню динаміки та низькочастотної стійкості перспективних рідинних ракетних двигунів та їх агрегатів за різними напрямками. Виконання такого аналізу дозволило визначити проблемні питання прогнозування та забезпечення низькочастотної стійкості проєктованих рідинних ракетних двигунних установок (РРДУ), висвітлити нові результати наукових досліджень (експериментальних та теоретичних) щодо виникнення та розвитку загальнодвигунних низькочастотних коливань та низькочастотних коливань в системах і агрегатах РРДУ; виявити нові підходи до математичного моделювання та дослідження низькочастотних процесів у РРДУ, відзначити перспективні напрямки досліджень. В якості основних тематичних напрямків аналізу було розглянуто такі: низькочастотна динаміка кавітуючих шнековідцентрових насосів та газових трактів РРД, динаміка регуляторів РРД, проблеми управління тягою РРД, взаємодія поздовжніх коливань корпусу РН з низькочастотними процесами в її маршовій РРДУ, динамічні процеси при запуску–зупину РРД, низькочастотні внутрішньокамерні коливання.

Ключові слова: *рідинний ракетний двигун, низькочастотна стійкість, загальнодвигунні коливання, кавітація, шнековідцентровий насос, система живлення, газогенератор, камера згоряння.*

One of the key problems in liquid-propellant rocket engine (LPRE) design is to provide the stability of LPRE working processes, in particular low-frequency stability. In LPRE experimental tryout, every so often there occur situations where the development of divergent oscillations set up in some of the LPRE loops or units results in contingencies: exceeding the engine ultimate strength, pump stall, chamber ignition, etc. Such contingencies may lead to grave consequences, including engine and bench equipment failure. Because of this, mathematical simulation is one of the main tools that allow one to predict he dynamic performance of an LPRE both in its steady operation and in transients and its startup operation features at the design and tryout stage. This paper overviews and analyzes scientific publications for the past 15 years concerned with the study of the dynamics and low-frequency stability of advanced LPREs and units thereof along different lines. This analysis made it possible to identify problems in low-frequency stability prediction and assurance for liquid-propellant rocket propulsion systems (LPRPSs) under design, to cover new research results (experimental and theoretical) on the origination and development of all-engine low-frequency oscillations and low-frequency oscillations in LPRPS systems and units and to identify new approaches to the mathematical simulation and study of low-frequency processes in LPRPSs and promising lines of investigation. The man lineы of the analysis are as follows: the low-frequency dynamics of cavitating inducer-equipped centrifugal pumps and LPRE gas paths, LPRE thrust control problems, the interaction of launch vehicle airframe longitudinal oscillations with low-frequency processes in the sustainer LPRPS, dynamic processes during an LPRE startup/shutdown, and low-frequency in-chamber oscillations.

Keywords: *liquid-propellant rocket engine, low-frequency stability, all-engine oscillations, cavitation, inducer-equipped centrifugal pump, feed system, gas generator, combustion chamber.*

Вступ. Рідинні ракетні двигуни (РРД) є одним з основних сучасних засобів виведення корисного вантажу в космос. Успішне виконання програми польоту ракет-носіїв (РН) нерозривно пов’язане з надійністю ракетних двигунів. Іншим важливим критерієм якості РРД є енергомасова досконалість. Вона досягається шляхом використання більш складної компонувальної схеми РРД – схеми з допалюванням окислювального генераторного газу, а також збільшення тиску в камері згоряння (КЗ), високих температур робочого тіла турбіни, високих швидкостей обертання валу турбонасосного агрегату (ТНА). Існуючі нині киснево-гасові РРД (зокрема, РД170, РД171, РД-120, РД-

180, РД191) створювалися виходячи саме з цього критерію. В сучасних умовах розвитку космічної галузі України актуальною задачею є створення РРД власної розробки з широким діапазоном тяги [1]. Зазначимо також, що сучасна світова тенденція більш доступного виведення орбітальних апаратів в космічний простір матеріалізується за допомогою розробок багаторазових РРД (в США – Falcon family [2], в Європі – проєкт Prometheus [3]). Кисневогасові двигуни сімейства РД170 не задовольняють сучасним вимогам в потрібній мірі, яка необхідна для їх багаторазового комерційного використання.

Ускладнення схем і зростання енергонапруженості сучасних РРД створюють умови для виникнення коливань різної природи і втрати стійкості робочих процесів в агрегатах і контурах РРД, що може призвести до аварійних ситуацій (порушенню нормальної роботи РРД, пошкодженню конструкції та ін.). У цій ситуації забезпечення надійності РРД вимагає підвищення технічного рівня конструкторського опрацювання та ефективності схемних рішень РРД, дослідження стійкості робочих процесів в системах і агрегатах рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ) в широких діапазонах зміни її режимних параметрів. З початку 2000-х років акценти при проєктуванні РРД зміщуються також в бік економічної ефективності ([4], [5]), тому пріоритет надається аналітичним підходам до проєктування, які в поєднанні з експериментами на моделюючих установках повинні скласти ядро новітніх технологій створення РРД.

Для агрегатів РРД характерні нестаціонарні процеси. До них належать перехідні процеси, що виникають при зміні положення керуючих органів на перехідних режимах роботи двигунів (при запуску і зупині, переході з одного режиму роботи двигуна на інший) або у випадку нештатних ситуацій. Перехідні процеси характеризуються екстремальним збільшенням тиску і витрати палива, швидкостей обертання валів ТНА, напружень конструкції, теплових навантажень. Відзначимо, що одним з найскладніших режимів роботи РРД є запуск, і саме при запуску відзначається найбільша кількість відмов двигунів. До нестаціонарних процесів на усталених режимах належать коливальні процеси, спричинені зовнішньою гармонійною дією з постійною частотою або автоколиваннями в окремих контурах і агрегатах РРД. Низькочастотні коливання різної природи, що виникають при втраті стійкості робочого процесу в РРД, є однією з основних причин порушень нормального функціонування і відмов двигунів на усталеному режимі роботи. Так, низькочастотні загальнодвигунні коливання (з частотою до 50 Гц) можуть бути обумовлені кавітаційними явищами в насосах РРД, нестійкістю контуру «РРД – регулятор» або контуру «ТНА – газогенератор», втратою стійкості контуру «РРД – корпус РН» (поздовжньою нестійкістю РН), процесами, що реалізуються при двофазних течіях в системі живлення РРД, динамічною взаємодією РРДУ з системою керування РН. Низькочастотні внутрішньокамерні коливання виникають внаслідок нестійкості робочого процесу в камері згоряння.

Експериментальне відпрацювання РРД є дуже витратним, а в разі нештатних ситуацій воно ускладнюється можливостю руйнування двигуна і стендового обладнання. Тому одним з головних інструментів, які дозволяють на етапах проєктування і відпрацювання РРД прогнозувати його динамічні характеристики і особливості функціонування, є математичне моделювання.

У даній статті проведено аналіз (з глибиною охоплення пошуку до 15 років) сучасного стану науково-методичної бази для прогнозування низько-

частотної стійкості сучасних РРДУ та досліджень динаміки перспективних рідинних ракетних двигунів за різними напрямками. **Мета цього аналізу** – визначити проблемні питання прогнозування та забезпечення низькочастотної стійкості проєктованих РРДУ, висвітлити нові результати наукових досліджень (експериментальних та теоретичних) щодо виникнення та розвитку низькочастотних коливань в системах та агрегатах РРДУ; виявити нові підходи до математичного моделювання та дослідження низькочастотних процесів у РРДУ; відзначити перспективні напрямки досліджень. В якості основних тематичних напрямків аналізу було розглянуто такі: динаміка кавітуючих шнековідцентрових насосів (ШЦН) рідинної ракетної двигунної установки, динаміка газових трактів РРД, динаміка регуляторів, взаємодія поздовжніх коливань корпусу РН з низькочастотними процесами в її маршовій РРДУ, динамічні процеси при запуску та зупину РРД.

Динаміка системи живлення РРДУ з кавітуючими шнековідцентровими насосами РРД. Кавітаційні коливання в насосних системах залишаються однією з найважливіших проблем низькочастотної стійкості РРД. Відзначимо, що форми кавітаційних коливань багато в чому залежать від конструкцій насосів, а також від схеми РРДУ в цілому. При побудові адекватної математичної моделі низькочастотної динаміки ШЦН дослідники зазвичай покладаються на експериментальне визначення залежностей параметрів кавітаційної течії – кавітаційної податливості і коефіцієнта підсилення насоса по витраті – від режимних параметрів насоса (витрати, тиску на вході, частоти обертання валу ТНА) [1] – [3].

Як відомо, умови експлуатації турбонасосного агрегату часто обмежуються можливостями нормального функціонування шнекового переднасоса. Екстремальні умови експлуатації можуть привести до порушення працездатності і відмов шнекового переднасоса. Статтю [4] присвячено чисельним дослідженням працездатності пристрою контролю стійкості шнекового переднасоса, що розробляється (Brigham Young University Provo, Utah, USA), та впливу цього пристрою на роботу шнекового насоса в умовах кавітації і при її відсутності. Проведені дослідження показали, що напір шнека є приблизно однаковим для всіх чисел кавітації, але при наявності пристрою контролю стійкості радіальні навантаження на шнек значно зменшуються.

У статті [5] представлено основні результати експериментальних робіт, проведених в Alta SpA (Італія) з використанням роторної випробувальної установки з кавітуючим насосом (установки CPRTF), розробленої з метою експериментальної оцінки ефективності турбонасосів, які мають різні конфігурації (осьовий, радіальний або змішаний потік, насос зі шнеком або без нього). Установка працює на воді (з температурою до 90°C) і легко адаптується для проведення експериментальних досліджень практично будь-яких гідродинамічних явищ, властивим турбонасосам високої продуктивності. Випробування проводилися на шнеку FAST2 у складі дволопатевого осьового шнекового насоса, розробленого і виготовленого Avio SpA з використанням критеріїв проєктування по шнековому колесу VINCI180.

В роботі [6] детально описано процес оптимізації осьового шнекового переднасоса турбонасоса на рідкому кисні (LOX) маршового двигуна «Аріан-5» для роботи в умовах кавітації. Для отримання оптимізованої кінцевої геометрії було досліджено різні конфігурації переднасоса, починаючи з еталонної, при цьому використовувалися як тривимірні розрахунки повної в’яз-

кості, так і експериментальні випробування на воді та LOX. Розрахунки дозволили визначити початок кавітації на еталонному переднасосі, порівняти характеристики еталонного та кінцевого переднасоса, оцінити ефективність модернізації. Для вивчення розвитку кавітації, поведінки переднасоса в умовах кавітації і вибору відповідних модифікацій його геометрії були проведені експерименти. В результаті було знайдено оптимальну форму передньої кромки лопаті, яка забезпечувала зниження ефектів кавітації і добре згладжування залежності напору від ступеня розвитку кавітації.

Випробування шнекових насосів високошвидкісних кавітуючих турбонасосів [7] виявили існування більш складних типів нестійкості, ніж раніше визнані кавітаційні коливання (cavitating surge) і обертальна кавітація. Нестійкість нового типу викликає особливе занепокоєння, оскільки вона виникає при числах кавітації, значно більших за ті, при яких виникають звичайні пульсації і обертальна кавітація. Це означає, що в даному випадку традиційна стратегія боротьби з кавітаційними коливаннями, яка полягає в підтриманні числа кавітації на значно вищому рівні, ніж рівень погіршення робочих характеристик насоса, може виявитися неефективною.

Дослідження щодо впливу теплової кавітації на нестійкість течії виконувались в роботі [8]. Експерименти проводились на воді на установці для динамічних випробувань кавітуючих насосів. Числа кавітації змінювалися в широкому діапазоні – від умов роботи без кавітації до умов важкої кавітації – як при розрахунковому, так і при нестабільному потоці. Щоб викликати теплові кавітаційні ефекти зростаючої інтенсивності і відтворити в експериментах виникнення типових явищ кавітації в криогенному космічному паливі, температура води варіювалася від кімнатної до 80°C. За допомогою спектрального аналізу результатів вимірювань тиску, отриманих від статичних і роторних перетворювачів на корпусі і втулці випробувального шнека, було виявлено та ідентифіковано велику кількість різних осьових і обертальних гідродинамічних нестійкостей. Результати показали, що теплова кавітація суттєво впливає на типи нестійкості потоку, які розвиваються в кавітуючих шнеках, і на умови, в яких вони виникають.

З моменту перших експериментальних вимірювань повної динамічної передавальної функції кавітуючого насоса, зроблених багато років тому, загальне визнання отримала важливість різних компонентів цих передавальних функцій – і, зокрема, кавітаційної податливості та коефіцієнта збільшення масової витрати, – при визначенні динамічних характеристик і стійкості насосних систем. У статті [9] представлено огляд деяких нещодавніх досягнень щодо розуміння динаміки насосів та нестійкості, зумовленої кавітацією в насосах, зроблено спробу узагальнити деякі з цих досягнень і оцінити поточний стан знань про передавальні функції кавітуючих насосів. Основну увагу приділено наявним на цей час даним про передавальні функції кавітуючих насосів і шнекових переднасосів, і зокрема, про податливості і коефіцієнти збільшення масової витрати, які значно впливають на стійкість роботи насоса і насосних систем; введено поняття резонансної частоти для кавітуючих насосів. Що стосується досягнень, то на цей час дійсно існує розумна база даних, яка підтверджує наше попереднє розуміння масштабування динамічної передавальної функції в залежності від розміру насоса, швидкості обертання насоса (у вельми вузькому діапазоні швидкостей), числа кавітації і коефіцієнта витрати. Однак більшість цих даних одержано для води при нормальній тем-

пературі. Тому перший недолік – це майже повна відсутність експериментальних даних щодо теплового впливу на динаміку насосів. Тепловий вплив на кавітацію і на усталені характеристики насосів був ретельно вивчений в контексті кріогенних насосів. Але, за винятком деяких попередніх випробувань і деяких дуже обмежених теоретичних міркувань, мало що відомо про тепловий вплив на динамічні характеристики кавітуючих насосів. Дані про тестування для рідин, відмінних від води, також дуже обмежені, хоча недавні роботи вчених Токійського університету [10], де в якості рідини розглядався рідкий азот, дозволяють зробити висновок про незначний вплив тепла на кавітаційні коливання. Відсутність даних в значній мірі обумовлена відсутністю високоточних динамічних витратомірів для неводних середовищ. Нарешті, в [10] акцентовано недостатнє вивчення і розуміння динаміки насоса в тих випадках, коли пристрій або насосна система зазнають глобальних (тобто загальносистемних) коливань. У висновку відзначено, що незважаючи на значний прогрес в розумінні динаміки кавітації в насосах і переднасосах, потрібно ще багато чого зробити, щоб завершити створення процедури проєктування насосної системи.

Серйозною прогалиною в нинішньому розумінні динаміки кавітуючих насосів є також питання про динамічний вплив кавітації і кавітуючих насосів на поступальне або обертальне прискорення. Єдиний надійний спосіб відповісти на ці питання – це провести експерименти з контуром накачування, встановленим на вібростенді, який може створювати значні загальносистемні коливання з частотами до 50 Гц і більше. З огляду на доступність величезних вібростолів для інженерних досліджень землетрусів і відомі руйнівні наслідки динамічної нестійкості (зокрема, поздовжньої нестійкості рідинних ракет), дивно, що такі експерименти не проводилися.

Щодо використання обчислювальних моделей і методів CFD для розрахунку кавітаційних потоків, проблема з цим напрямком досліджень полягає в тому, що точні чисельні методи обробки кавітуючих насосів, які адекватно представляють нерівноважний характер кавітації і реакцію на коливання потоку, знаходяться ще на дуже ранній стадії розвитку [9].

В сучасних потужних РРД для приводу бустерного ТНА окислювача використовується окислювальний газ, що відбирається на виході турбіни основного ТНА. Гарячий окислювальний газ (з температурою 850 К) і з великим надлишком кисню, потрапляючи в зону з рідким киснем на виході з бустерного насосного агрегату (БНА) окислювача, конденсується. Якщо до моменту входу в основний насос окислювача конденсація не завершиться і в рідині залишаться порції газових включень, то часткова кавітація може призвести до неприпустимої зміни напірної характеристики насосу і навіть до зриву насоса. Зміняться також частотні характеристики двигуна, які використовуються при аналізі повздовжньої стійкості рідинних РН. Крім того, на вході в двигун по лінії окислювача можуть виникнути автоколивання, параметри яких визначаються інерційністю системи «вхідна магістраль – бустерний насос» і об’ємом кавітаційної каверни в основному насосі [11], [12].

В роботі [13] подано результати відпрацювання струменевого насоса-конденсатора в складі бустерного турбонасосного агрегату подачі рідкого кисню. Насос-конденсатор призначений для змішування газу, який відпрацював на турбіні бустерного турбонасосного агрегату, з основним потоком рідкого кисню, що дозволяє зменшити витрати робочого тіла при роботі РРД.

Наведено результати експериментальних досліджень для різних варіантів конструкції струменевого насоса-конденсатора при його роботі на штатному компоненті (кисні), у тому числі, частоти і амплітуди пульсацій тиску в магістралі до насоса-конденсатора і після нього. За результатами досліджень обрано оптимальну конструкцію струменевого насоса-конденсатора.

В роботі [14] представлено феноменологічну модель процесу низькочастотних коливань, які розвиваються в РРД внаслідок періодичного зриву киплячого рідкого палива в трактах охолодження камери згоряння РРД. В статті [11] розроблено математичну модель процесу конденсації високотемпературного окислювального газу в зоні криогенного окислювача на виході з бустерного насосного агрегата окислювача і показано, що зменшення об'єму газу і збільшення швидкості конденсації призводить до підвищення стійкості робочих процесів РРД в низькочастотному діапазоні. В статті [15] на основі результатів експериментальних досліджень по «вдуву» газоподібного кисню в трубопровід після бустерного насоса і його конденсації в рідкому кисні визначено залежності параметрів конденсованого газу від температури і тиску газоподібного кисню. Проте, незважаючи на отримані нові результати, питання забезпечення стійкості робочих процесів в насосній групі сучасних РРД залишаються відкритими для подальших досліджень.

Динаміка регуляторів РРД. З метою підтримки основних характеристик РРД в заданих межах використовуються регулятори. Але з іншого боку, регулятор може бути джерелом низькочастотних коливань, які виникають у випадку невідповідності статичних і динамічних характеристик регулятора характеристикам РРД. Для забезпечення стійкої роботи РРД параметри регулятора рекомендується вибирати з досить великим запасом по стійкості, щоб розкид характеристик окремих агрегатів не приводив до втрати стійкості системи «РРД – регулятор». Однак конкретні рекомендації щодо величини запасу стійкості відсутні.

В роботі [16] виконано теоретичний аналіз щодо впливу геометричних і механічних параметрів регуляторів витрати прямої дії на їх статичні і динамічні характеристики, а також на стійкість РРД. Показано, що динамічні властивості регулятора витрати багато в чому визначаються площею демпфуючих отворів і золотника, а також формою золотникових отворів. Зокрема, область по перепаду тиску, в якій регулятор має додатний статизм, при трикутній формі отворів розширюється, а вплив гідродинамічної сили на статизм регулятора стає меншим. В роботі [17] розроблено нелінійну математичну модель, яка описує низькочастотну динаміку регулятора витрати РРД прямої дії з урахуванням тертя при переміщеннях золотника, і запропоновано підхід до визначення еквівалентних частотних характеристик регулятора витрати на основі розробленої моделі.

Управління тягою РРД. При проєктуванні багаторазових РРДУ висуваються більш високі вимоги до їх надійності, що пов'язано, в основному, зі збільшенням ресурсу, здатністю тривалий час знаходитися в режимі стартової готовності, розширенням функціональних характеристик для забезпечення багаторазового запуску (у тому числі, в невагомості) і модуляції тяги (форсування, дроселювання) РРД. Двигуни з дроселюванням можуть використовуватися для входу і спуску на планети, орбітального маневрування, включаючи орієнтацію і стабілізацію в космосі, а також зависання під час

планетарної посадки. Класичне квазістаціонарне багатопараметричне і лінійне керування рідинними ракетними двигунами дозволило досягти діапазону форсування – дроселювання тяги від 70 % до 120 % від її номінального значення (напр., [18], [19]). Одна з пріоритетних цілей дослідницьких програм провідних наукових організацій полягає в тому, щоб по можливості розширити цей діапазон і вирішувати задачі повторного використання РРД за допомогою адекватної моделі керування. Для цього виконуються роботи, спрямовані на поліпшення алгоритмів управління РРД, вдосконалення динамічної моделі РРД і адаптації моделювання до структури систем управління [19]. Докладний огляд робіт по дроселюванню РРД представлено в статті [20]. У ній обговорюються деякі методи дроселювання (багатокамерні РРД, системи з високим перепадом тиску, колектори з двома інжекторами, впорскування газу, імпульсна модуляція, рухливі компоненти інжектора, гідродинамічні дисипативні інжектори та ін.). Розглядаються проблеми, пов’язані із застосуванням цих методів, аналізуються їх переваги та недоліки.

Динаміка газових трактів РРД. При вогневих випробуваннях маршових РРД з допалюванням окислювального генераторного газу при переході на режим дроселювання відзначали розвиток динамічної нестійкості РРД. Зокрема, при випробуваннях російського двигуна РРД РД 191 (сучасна розробка КБ «Енергомаш») на режимах глибокого дроселювання (при зменшенні тяги до 30 % від номінального значення) виникали наростаючі коливання з частотою 4 Гц, при цьому розмахи коливань тиску в елементах газового тракту досягали 50 % від їх номінальних значень [21]. Причиною цього явища було визнано значне збільшення часу перетворення рідких компонентів палива в газ при згорянні в газогенераторі (ГГ). Відзначалось, що на режимі 30 % тяги сумарний час перебування газу в газових порожнинах газогенератора, газовода і камери згоряння цього двигуна збільшився з 0,034 с до 0,065 с [21].

Найменш дослідженими є низькочастотні загальнодвигунні коливання РРД з допалюванням окислювального генераторного газу, які обумовлені нестійкістю контуру «ТНА – газогенератор». Теоретичні дослідження щодо виникнення таких коливань були виконані в работах [22], [23], [24]. Вони показали, що для двигунів з допалюванням окислювального генераторного газу час перебування газу в газогенераторі суттєво впливає на комплексний коефіцієнт підсилення двигуна по тиску, динамічні характеристики контуру «ТНА – газогенератор» та запас стійкості РРД. Збільшення часу перебування газу в газогенераторі є дестабілізуючим фактором, який може призвести до втрати стійкості РРД внаслідок виникнення наростаючих коливань в контурі «ТНА – газогенератор».

Забезпечення стабільного запуску РРД. Однією з найскладніших задач при розробці РРД є забезпечення його надійного і стабільного запуску (напр., [25], [26]). Більшість аварійних ситуацій при запуску пов’язані з великим розкидом значень масової витрати компонентів палива, що надходять в газогенератор і камеру згоряння. На момент надходження та витрати компонентів суттєвий вплив мають процеси заповнення об’ємів змішувальних головок ГГ і КЗ. Від співвідношення компонентів, що надходять в ГГ і КЗ, залежить розвиток робочих процесів і, зокрема, температура генераторного газу, працездатність соплового апарату і лопатей (лопаток) турбіни. Також дуже важли-

во, щоб при запуску двигуна не було великих температурних сплесків у газогенераторі (особливо для РРД з окислювальною схемою газогенерації), тому що в окислювальному середовищі навіть при відносно невисоких температурах газу може відбутися займання елементів газового тракту. У статті [26] розглядається питання заповнення змішувальних головок газогенератора і вплив цього процесу на динаміку безстартерного запуску РРД. Проведено аналіз конструкцій газогенераторів і їх змішувальних головок, розглянуто особливості організації робочого процесу в порожнинах газогенератора. Одним зі способів дозування витрати компонента палива, що суттєво поліпшує розпорошення компонента в зоні горіння, є вдув газу. На основі нелінійної математичної моделі динаміки РРД в роботі [26] проведено дослідження запуску РРД з урахуванням і без урахування вдуву газу в змішувальну головку газогенератора. У випадку запуску без вдуву газу досліджено різні форми функцій витікання пального зі змішувальної головки і показано, що форма функції витікання суттєво впливає на наявність температурного сплеску в газогенераторі і його амплітуду.

В роботі [27] представлено нелінійну математичну модель динаміки РРД 11Д58МФ, який розробляється в РКК «Енергія» (Росія) для використання в складі розгінного блоку, та результати, отримані зі застосуванням цієї моделі. Розроблена модель може використовуватися для рішення багатьох задач. На її основі можна виконувати моделювання роботи двигуна на маршовому режимі, здійснювати енергетичну ув’язку параметрів двигуна в умовах відхилення статичних характеристик трубопроводів і всіх його агрегатів (насосів, турбін, камери згоряння, газогенератора, дроселів та ін.) від номінальних, проводити дослідження процесів, пов’язаних зі зміною схеми двигуна, з аномальними і аварійними ситуаціями, зі спільною роботою двигуна і стендових або ракетних систем.

В роботі [28] виконано моделювання та розрахунок перехідних характеристик РРД (при його запуску і зупині) з використанням технології Modelica. Представлено також бібліотеку моделей рідинного ракетного двигуна (на мові Modelica), яка містить моделі компонентів РРД – труби, клапани, баки, турбонасоси, камери згоряння, сопла, форсунки, газогенератори та ін. Моделі цих компонентів можуть бути застосовані для створення моделей різних систем РРД та для прогнозування перехідних характеристик двигунів в процесі їх запуску, зупинки та регулювання. Моделювання проводилося для типової системи РРД з допалюванням генераторного газу і турбонасосною системою подачі палива. Деякі задачі моделювання та аналіз виконувалися для якісної перевірки моделей. Все моделювання реалізовувалося в MWorks (Zhou, 2006), що є платформою моделювання та імітації, яка повністю підтримує Modelica.

Статтю [29] присвячено удосконаленню математичних моделей, що описують низькочастотні динамічні процеси в гідравлічних і газових трактах РРД із допалюванням генераторного газу при запуску двигуна. Представлено модифіковану математичну модель динаміки кавітуючих шнековідцентрових насосів (ШЦН), яка зберігає свою структуру і працездатність в широкому діапазоні зміни чисел кавітації і при взаємних переходах з кавітаційного режиму роботи насоса на безкавітаційний, що необхідно при чисельному дослідженні робочих процесів у РРД при запуску. Розроблено підхід до побудови нелінійної математичної моделі заповнення гідравлічних трактів РРД,

який дозволяє в разі необхідності автоматично змінювати схему розбиття гідравлічного тракту на скінченні гідравлічні елементи в процесі його заповнення при розрахунках запуску. Запропоновано схему наближеної заміни рівнянь із запізнюваннями в математичній моделі динаміки газових трактів РРД, яка побудована із урахуванням особливостей розрахунку перехідних процесів при запуску РРД і дозволяє підвищити точність результатів моделювання при мінімальному ускладненні моделі. Працездатність розроблених математичних моделей продемонстровано на прикладі розрахунку запуску маршового РРД із допалюванням окислювального генераторного газу.

При використанні маршових РРДУ, до складу яких входить кілька двигунів, виникають додаткові проблеми, пов'язані з неодночасним вступом двигунів в роботу. Ця неодночасність може порушити роботу окремих РРД, які вступають в роботу з затримкою, або створити перекидальний момент при відриві ракети від пускового столу. В роботі [25] виконано дослідження динамічних процесів при запуску багатодвигунної РРДУ, яка складається з чотирьох РРД із допалюванням окислювального генераторного газу, з урахуванням можливості їхнього неодночасного вступу в роботу. Розроблено математичну модель і проведено розрахунки запуску даної багатодвигунної РРДУ. Показано, що на відміну від випадку, коли усі двигуни двигунної установки вступають в роботу одночасно, при наявності зміщень моменту початку запуску двигунів є можливими глибокі затяжні провали витрати палива на вході в двигуни, які супроводжуються глибокими затяжними провалами тиску на вході в двигуни. Ці явища здатні викликати кавітаційний зрив одного або декількох насосів, що може порушити роботу всієї двигунної установки і призвести до аварійної ситуації. Результати математичного моделювання запуску багатодвигунної РРДУ, виконаного для зазначеної двигунної установки, показали, що характер і ступінь впливу зміщення початку запуску двигунів РРДУ на перехідні процеси залежить від ряду факторів, які визначаються складом РРДУ, її динамічними характеристиками, умовами запуску та ін. Тому для підвищення надійності запуску багатодвигунних РРДУ необхідно в кожному конкретному випадку – для кожної нової або модернізованої РРДУ чи ракети-носія – проводити чисельні дослідження перехідних процесів при запуску з урахуванням різночасності вступу двигунів в роботу.

Аналіз, проведений в роботі [30], показав, що суттєвий вплив на процес запуску РРД мають динамічні характеристики стендової системи наддуву. Якщо час наддуву баків був меншим за 0,03 с, час виходу двигунної установки на режим 90 % тяги не перевищував 0,1 с.

Дослідження стійкості робочого процесу в РРД по відношенню до низькочастотних внутрішньокамерних коливань. В статті [30] викладено результати експериментальних і теоретичних досліджень низькочастотних внутрішньокамерних коливань. Відзначено, що в ряді випадків при випробуваннях однокамерної моделі двигунної установки спостерігалися інтенсивні коливання тиску в камері згоряння з частотами від 90 Гц до 290 Гц. Щодо причин їх виникнення було зроблено припущення про «витратний» механізм низькочастотної нестійкості КЗ в поєднанні з можливою внутрішньокамерною нестійкістю (механізм Крокко). Для перевірки цього припущення було проведено розрахунки границі стійкості системи і частот коливань на границі стійкості за спрощеною математичною моделлю «витратного» механізму з

урахуванням впливу внутрішньокамерної нестійкості і було показано, що результати розрахунків узгоджуються з даними, отриманими при випробуваннях.

У зв'язку з цим основні практичні заходи щодо усунення внутрішньокамерних коливань були спрямовані на поліпшення диспергування палива (шляхом збільшення числа форсунок камери згоряння) і поліпшення динамічних властивостей системи (за рахунок підвищення перепаду тиску між баками і камерою згоряння). Було проведено випробування моделей двигунної установки з камерами згоряння, які мають підвищений гідравлічний опір системи подачі і різні форсункові головки. Результати випробувань показали, що найбільш ефективним способом забезпечення стійкості робочого процесу по відношенню до низькочастотних внутрішньокамерних коливань є застосування КЗ з досить великою кількістю (в даному випадку – 61) форсунок зворотної схеми (окислювач зовні, пальне всередині), які забезпечують тонкий розпил палива і високу економічність робочого процесу. При використанні семифорсуночної головки КЗ стійкість робочого процесу було забезпечено установкою додаткового гідравлічного опору в системі подачі палива.

Крім того, було встановлено, що втрати повного імпульсу залежать від типу форсункової головки і умов роботи двигунної установки. Для розглянутої однокамерної моделі двигунної установки сумарні втрати повного імпульсу, обумовлені викидом палива на запуску, неточністю налаштування гідравлічних опорів, і головним чином – неточністю витримування співвідношення витрат компонентів палива та неодночасністю вичерпання палива з баків, в середньому склали 13 %.

У статті [31] викладено результати аналізу низькочастотної нестійкості горіння (явище Chug), який виконувався зі застосуванням переваг програмного забезпечення Ecosim-Pro. З використанням цього програмного забезпечення побудовано нелінійну модель динаміки двигунної установки з подвійною часовою затримкою і досліджено зв'язок коливань в камері згоряння і в лінії подачі палива. Характерні часові затримки, які зазвичай вводяться в математичну модель динаміки камери згоряння для урахування часу перетворення рідкого палива в продукти згоряння, визначалися з використанням двох підходів, наявних у відкритій літературі: підходу з постійною часовою затримкою і зі змінною часовою затримкою. Було також відтворено експериментальну установку, в якій камеру згоряння від'єднано від верхніх ліній подач, і для цієї конфігурації досліджуваного об'єкта визначено області стійкості. Показано, що результати розрахунків області стійкості добре узгоджуються з даними експериментів, приведеними в літературі, а теоретичний прогноз першої характерної частоти коливань двигуна є досить точним. Досліджено вплив ліній подачі на стійкість двигунної установки до низькочастотних внутрішньокамерних коливань і встановлено, що при наявності верхніх ліній подачі область стійкості робочих процесів в камері згоряння розширюється.

Низькочастотні загальнодвигунні коливання, обумовлені динамічною взаємодією РРДУ з корпусом РН. Низькочастотні загальнодвигунні коливання на активній частині польоту РН можуть бути спричинені втратою поздовжньої стійкості ракети (тобто стійкості контуру «РРДУ – корпус РН»), яка виникає при певних умовах в результаті взаємодії низькочастотних процесів в маршовій РРДУ і поздовжніх коливань пружного корпусу РН. Механізм цього явища (явища POGO) є відомим і описаним в літературі (напр., [32]). Виникнення POGO обумовлено збільшенням кругового коефіцієнта

підсилення розімкненого контуру «РРДУ – корпус РН» до значень, що перевищують одиницю. Зазвичай таке збільшення відбувається при резонансній взаємодії корпусу РН і РРДУ на частотах, близьких до частот нижчих тонів власних поздовжніх коливань корпусу. Значне зростання амплітуд і різка зміна фази коливань взаємодіючих динамічних ланок системи, яке завжди має місце в області їх резонансної взаємодії, забезпечує сприятливі умови для розвитку коливань. Однак втрата поздовжньої стійкості може відбуватися також поза області резонансної взаємодії РРДУ і корпусу РН – за умови, що коефіцієнт підсилення корпусу РН і коефіцієнт підсилення РРДУ по каналу тиску є достатньо великими [33].

На даний час розроблено різні засоби усунення повздовжніх коливань рідинних РН. Але проблема полягає в тому, що ще на ранніх етапах проєктування РН необхідно отримати достовірний прогноз її поздовжньої стійкості, а в разі можливості виникнення POGO – обрати певний тип пристрою демпфування повздовжніх коливань та визначити його оптимальні параметри. Ці задачі вирішуються методами математичного моделювання, на більш пізніх етапах проєктування – із залученням наявних експериментальних даних. Тому особливу важливість набувають наукові дослідження, спрямовані на удосконалення науково-методичної бази для визначення та забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН, а саме – на уточнення та розвиток існуючих математичних моделей, які описують поздовжні коливання корпусу РН, низькочастотні процеси в системі живлення та в агрегатах РРДУ, динамічну взаємодію корпусу РН з РРДУ, а також на розробку нових методів та засобів дослідження динаміки РРД та динамічної системи «РРДУ – корпус РН» (напр., [34] – [40]), в тому числі, з використанням методів комп’ютерного проєктування [40].

З числа розглянутих публікацій, присвячених POGO, слід відзначити статтю [39], в якій представлено вдосконалений підхід до математичного моделювання поздовжніх коливань РН. Його особливість полягає в тому, що динамічна система «РРДУ – корпус РН» описується системою диференційних рівнянь – замість традиційної диференційно-алгебраїчної системи, побудованої методом Рубіна [32]. Пропонується механізм класифікації, заснований на описі незалежних вагових переміщень, і виводяться дев’ять типів незалежних елементів шляхом поділу і комбінації основних фізичних елементів. Потім будуються диференціальні рівняння динаміки РРДУ з використанням умов збірки, при яких збурювальні тиски в вузлах дорівнюють один одному. Об’єднуючи рівняння поздовжніх коливань корпусу РН і рівняння динаміки РРДУ, отримують вдосконалену математичну модель для аналізу POGO. Вона не містить алгебраїчних рівнянь, тому її можна безпосередньо використовувати при аналізі стійкості і в часовій області, і в частотній області. Більш того, з цієї моделі виключено змінні, які описують збурювальні тиски. Завдяки цьому розмір удосконаленої моделі зменшується майже вдвічі в порівнянні з розміром моделі Рубіна, що значно спрощує проведення розрахунків і аналізу. Запропонований вдосконалений метод моделювання використовувався при аналізі стійкості конкретної китайської ракети CZ [39].

Висновки. Проведений аналіз сучасних наукових публікацій з проблем динаміки перспективних рідинних ракетних двигунів дозволив визначити проблемні питання прогнозування та забезпечення низькочастотної стійкості проєктованих РРДУ, висвітлити нові результати наукових досліджень (екс-

периментальних та теоретичних) щодо виникнення та розвитку загальнодвигунних низькочастотних коливань та низькочастотних коливань в системах і агрегатах РРДУ (зокрема, в гідравлічних системах з кавітуючими насосами та газових трактах РРД), виявити нові підходи до математичного моделювання і дослідження низькочастотних процесів у РРДУ та поздовжніх коливань рідинних РН, відзначити перспективні напрямки досліджень. Результати проведеного аналізу свідчать про те, що низькочастотні динамічні процеси в РРД залишаються пріоритетною темою досліджень при проєктуванні і відпрацюванні перспективних ракетних двигунів. Сучасні тенденції більш доступного виведення орбітальних апаратів в космос за рахунок використанням РРДУ багаторазового запуску додають до традиційної задачі забезпечення надійності та енергоефективності ракетних двигунів нові задачі – підвищення ресурсу РРД, розширення їх функціональних характеристик, модуляції тяги в широкому діапазоні зміни режимних параметрів, забезпечення працездатності в умовах невагомості та ін. На основі наявної відкритої інформації можна зробити висновок, що теоретичні і експериментальні дослідження кавітаційних низькочастотних коливань в насосних системах живлення РРД, поздовжніх коливань рідинних ракет-носіїв, нестійкості РРД, пов'язаної з динамікою процесів регулювання та робочими процесами в камері згоряння і газогенераторі, динамічних процесів при запуску та останову РРД є актуальними для розвитку вітчизняного двигунобудування, а також перспективними для зовнішньоекономічного співробітництва Національної академії наук України з науковими організаціями зарубіжних країн.

1. *Cervone A., Torre L., Pasini A., d'Agostino L.* Cavitation and Turbopump Hydrodynamics Research at Alta S. P. A. and Pisa University. Proc. of the 4 th Int. Symposium on Fluid Machinery and Fluid Mechanics, Beijing (China), 2008. No. 4ISFMFE-IL16. 8 p.
2. *Ehrlich D., Schwille J., Welle R., Murdock J., Hardy B.* Water Test Facility for Liquid Rocket Engine Turbopump Cavitation Testing. Proc. of the 7-th Int. Symposium on Cavitation, Ann Arbor, Michigan (USA), 2009. CAV2009, Paper No. 11. 10 p.
3. *Задонцев В. А., Дрозд В. А., Долгополов С. И., Грабовская Т. А.* Автономные динамические испытания шнекоцентробежного насоса ЖРД большой размерности в режиме кавитационных автоколебаний. Авиационно-космическая техника и технология. 2009. № 9(66). С. 100–106.
4. *Dinardi Aaron, Capozzoli Peter, Shotwell Gwynne.* Low-cost launch opportunities provided by the Falcon family of launch vehicles. The Fourth Asian Space Conference, 2008, Taipei, Taiwan, 1–3 October 2008. URL: https://selenianboondocks.com/wp-content/uploads/2008/11/s12-11.pdf (дата звернення 22.02.2021).
5. *Cervone Angelo, Torre Lucio, Bramanti Cristina, Rapposelli Emilio and d'Agostino Luca.* Experimental Characterization of Cavitation Instabilities in the Avio "FAST2" Inducer. AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference: 41st Conference & Exhibit, 10 July 2005 – 13 July 2005, Tucson, Arizona. Published Online: 19 Jun 2012. https://doi.org/10.2514/6.2005-4451
6. *Arnone A., Boncinelli P., Capuani A., Spano E., Rebattet C.* "ARIANE 5" tpLOX inducer design strategies to enhance cavitating performance. CAV 2001: 4th International Symposium on Cavitation, June 20–23, 2001, California Institute of Technology, Pasadena, CA USA. Conference paper CAV2001:sessionB7.004. 12 p. URL: https://resolver.caltech.edu/CAV2001: sessionB7.004 (дата звернення 23.03.2021).
7. *Christopher E. Brennen.* Multifrequency Instability of Cavitating Inducers. Journal of Fluid Engineering. 2007. Vol. 129(6). June. P. 731–736. https://doi.org/10.1115/1.2734238
8. *Hadavandi Ruzbeh, Pasini Angelo, Valentini Dario, Pace Giovanni, d'Agostino Luca*. Thermal cavitation instability analysis in axial inducers by means of casing and hub-mounted pressure sensors. Proceedings of the ASME-JSME-KSME, 2019. Joint Fluids Engineering Conference AJKFLUIDS2019 (July 28 – Aug. 1, 2019), San Francisco, CA, USA. Published Online: November 20, 2019. Paper No: AJKFluids2019-5620, V03BT03A047; 12 p. https://doi.org/10.1115/AJKFluids2019-5620
9. *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(5): 052018. 10 p. https://doi:10.1088/1755-1315/49/5/052018
10. *Yoshida Yo., Nanri H., Kikuta K., Kazami Yu., Iga Yu., Ikohage T.* Thermodynamic effect on subsynchronous rotating cavitation and surge mode oscillation in a space inducer. ASME J. Fluid Eng. June 2011, 133 (6): 061301. P. 7. https://doi.org/10.1115/1.4004022

11. *Кошелев И. М., Мартиросов Д. С., Колбасенков А. И.* Влияние конденсации высокотемпературного окислительного газа в зоне криогенного кислорода на низкочастотную устойчивость ЖРД. Двигатель. 2012. № 6(84). С. 24–27.
12. *Турнов М. А.* Опыт стендовой отработки элементов системы подачи жидкого кислорода ракеты-носителя «Энергия». Полет. 2009. № 10. С. 35–40.
13. *Катков Р. Э., Киселева О. В., Стриженко П. П., Тупицын Н. Н.* Экспериментальные исследования вариантов конструкции струйного насоса-конденсатора в составе бустерного турбонасосного агрегата подачи жидкого кислорода. Космическая техника и технология. 2017. № 1(16). С. 63–70.
14. *Бирюков В. И., Царапкин А. Р.* Методика оценки запасов устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания и газогенераторах жидкостных ракетных двигателей. Известия ТулГУ. 2017. Технические науки. Вып. 5. Машиностроение и машиноведение. С. 19–33.
15. *Дорош Н. Л.* Моделювання конденсації струменя пари кисню у рідині кисню. Прикладні питання математичного моделювання. 2020. Т. 3. № 2.2. С. 149–155. https://doi.org/10.32782/KNTU2618-0340/2020.3.2-2.14
16. *Беляев Е. Н., Коломенцев А. И., Насименто Л. Б., Назаров В. П.* Влияние конструктивных параметров регулятора расхода на его статические и динамические характеристики. Вестник СибГАУ. 2014. № 1 (53). С. 109–113.
17. *Долгополов С. И., Николаев А. Д.* Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода при различных амплитудах гармонического возмущения. Техническая механика. 2017. № 1. С. 3–13. https://doi.org/10.15407/itm2017.01.015
18. *Ryan Lundgreen.* Water Turbopump Inducer Performance with and without a Stability Control Device. Utah Space Grant Consortium. 05/2013. May. P. 6. URL: https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1004&context=spacegrant (дата звернення 28.01.2021).
19. *Perez-Roca Sergio, Marzat Julien, Flayac Emilien, Piet-Lahanier Helene, Langlois Nicolas, Farago Francois, Galeotta Marco, Le Gonidec Serge.* An MPC Approach to Transient Control of Liquid-Propellant Rocket Engines. Science Direct. IFAC-PapersOnLine. 2019 (Nov.). Vol. 52. Issue 12. P. 268–273. https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2019.11.254
20. *Casiano Matthew J. Hulka James R., Yang Vigor.* Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review. Journal of Propulsion and Power. 2010. Vol. 26 (5), Sept.–Oct. P. 897–923. https://doi.org/10.2514/1.49791
21. *Гемранова Е. А., Колбасенков А. И., Кошелев И. М., Левочкин П. С., Мартиросов Д. С.* Способы подавления низкочастотных колебаний в ЖРД на режимах глубокого дросселирования. Труды НПО «Энергомаш» им. академика В. П. Глушко (Химки). 2013. № 30. С. 104–110.
22. *Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н.* Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа. Вестник двигателестроения. 2017. № 2. С. 34–42.
23. *Хоряк Н. В., Николаев А. Д.* Декомпозиция и анализ устойчивости динамической системы «питающие магистрали – маршевый ЖРД с окислительной схемой дожигания генераторного газа». Техническая механика. 2007. № 1. С. 28–42.
24. *Хоряк Н. В., Долгополов С. И.* Особенности математического моделирования динамики газовых трактов в задаче об устойчивости низкочастотных процессов в жидкостных ракетных двигателях. Технічна механіка. 2017. № 3. С. 30–44. https://doi.org/10.15407/itm2017.03.030
25. *Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В.* Математическое моделирование запуска многодвигательной жидкостной ракетной двигательной установки. Технічна механіка. 2020. № 1. С. 5–19. https://doi.org/10.15407/itm2020.01.005
26. *Беляев Е. Н., Воробьев А. Г.* Влияние процессов заполнения смесительных головок газогенераторов на динамику бесстартерного запуска жидкостного ракетного двигателя. Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 3. С .469–481. https://doi.org/10.31772/2587-6066-2018-19-3-469-481
27. *Беляев Е. Н., Воробьев А. Г., Гнесин Е. М.* Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме. Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. Вып. №73. 18 с. URL: https://mai.ru/upload/iblock/346/346116506f3672611cd1833c7a2b319f.pdf (дата звернення 12.02.2021).
28. *Chen Liping, Xie Gang, Ding Ji, Zhang Haiming, Yang Hao*. Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance Using Modelica. Proceedings of the 11th International Modelica Conference (Sept. 21-23, 2015). Versailles, France. 2015. P. 485–490. URL: https://ep.liu.se/ecp/118/052/ecp15118485.pdf (дата звернення 25.02.2021).
29. *Пилипенко О. В., Хоряк Н. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д.* Математическое моделирование динамических процессов в гидравлических и газовых трактах при запуске ЖРД с дожиганием генераторного газа. Технічна механіка. 2019. № 4. С. 5–20. https:// doi.org/10.15407/itm2019.04.005
30. *Шерстянников В. Н.* Исследование динамичной многокамерной двигательной установки на жидком топливе. Двигатель. 2003. № 4 (28). С. 35. https://engine.aviaport.ru/issues/28/page35.html
31. *Marco Leonardi, Francesco Di Matteo, Johan Steelant, Francesco Nasuti, Marcello Onofri.* Non-linear Analysis of Low-Frequency Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines. 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (Eucass). Conference Paper. June 2015. URL: https://doi.org/10.1051/eucass/201911295 (дата обращения 18.01.2021). https://doi.org/10.1051/eucass/201911295
32. *Oppenheim B. W., Rubin S.* Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets. Journal of Spacecraft and Rockets. 1993. Vol. 30, No. 3. P. 360–383. https://doi.org/10.2514/3.25524

33. *Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Николаев А. Д., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Серенко В. А.* Теоретическое определение динамических нагрузок (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС–20 на активном участке траектории ее полета. Техническая механика. 2000. № 1. С. 3–18.
34. *Chimeh S. A. J., Shahi H. K. M., Dehaj M. S.* Frequency Analysis of Launch Vehicle Oscillation Absorbent Configuration on Performance of Liquid Propellant Engine. Journal of Aeronautics and Space Technologies. 2019 (Jan.). Vol. 12. No. 1. P. 109–120.
35. *Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgopolov 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. Vol. 26. № 4. P. 3–20. https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003
36. *Филипковский С. В., Аврамов К. В.* Конечноэлементный анализ резонансных режимов топливоподающего тракта ракеты. Вестник Нац. техн. ун-та «ХПИ». Динамика и прочность машин. 2009. № 30. С. 183–190.
37. *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. Техническая механика. 2010. № 3. С. 27–37.
38. *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. Journal of Spacecraft and Rockets. 2020 (July–August 2020). Vol. 57. No. 4. P. 809–822. https://doi.org/10.2514/1.A34769
39. *Qingwei Wang, Shujun Tan, Zhigang Wu, Yunfei Yang, Ziwen Yu*. Improved modelling method of Pogo analysis and simulation for liquid rockets. Acta Astronautica. 2015. Vol. 107 (Feb.–March). P. 262–273. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.11.034
40. *Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoriak N. V.* Computation of the POGO self-oscillation parameters in dynamic "propulsion – rocket structure" system by using a 3D structural model. Technical mechanics. 2018. № 2. С. 17–29. https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017.

Отримано 13.09.2021,
в остаточному варіанті 29.09.2021