https://doi.org/10.15407/itm2021.02.003
УДК 621.454.2:532.528:629.76.017.2:62-752+533.697:621.51+532.528:518.12

О. В. ПИЛИПЕНКО

ВИРІШЕННЯ СУЧАСНИХ ПРОБЛЕМ ДИНАМІКИ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

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

Мета статті – огляд основних результатів, отриманих за останні роки у відділі динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України при вирішенні сучасних проблем динаміки рідинних ракетних двигунів (РРД), поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв, динаміки віброзахисних систем, газодинаміки елементів авіаційних газотурбінних двигунів, динаміки гідравлічних систем з кавітуючими елементами. Представлено наступні результати. Розроблено математичну модель динаміки насосів РРД, яка доповнює гідродинамічну модель кавітуючих насосів РРД за рахунок можливості математичного моделювання режимів запирання. 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. Проведено дослідження динамічних процесів при запуску багатодвигунної рідинної ракетної установки, яка складається з чотирьох РРД із допалюванням окислювального генераторного газу, з урахуванням можливості їхнього неодночасного вступу в роботу. Визначено максимальні величини гідравлічних ударів і провалів тисків окислювача і пального на вході в рідинну реактивну систему (РРС) при запуску і зупину двигуна, які були використані при визначенні працездатності РРС при запуску і зупину маршового двигуна РД 861К. Виконано теоретичний аналіз поздовжньої стійкості ракети-носія «Циклон-4М» із використанням критерію Найквіста. Розроблено чисельний підхід до визначення параметрів акустичних коливань продуктів згоряння в кільцевих камерах згоряння рідинних ракетних двигунів з урахуванням особливостей конфігурації вогневого простору і зміни фізичних властивостей газового середовища в залежності від осьової довжини камери. Розроблено і виготовлено прототип віброзахисної системи, проведено його динамічні випробування й підтверджено високу ефективність віброзахисної системи при гасінні ударних і гармонійних збурень. Розвинуто підходи до аеродинамічного вдосконалення елементів авіаційних газотурбінних двигунів. Вирішено актуальні проблеми подрібнення твердих речовин в рідкому середовищі з використанням кавітаційно-імпульсної технології.

Ключові слова: *рідинна ракетна двигунна установка, рідинний ракетний двигун, динаміка, стійкість, віброзахисна система, аеродинамічне вдосконалення, газотурбінний двигун, кавітаційно-імпульсна технологія.*

This paper overviews the main results obtained over the past few years at the Department of Hydromechanical Systems Dynamics and Vibration Protection Systems, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, in the solution of current problems in the dynamics of liquid-propellant rocket engines (LPREs), liquid-propellant launch vehicle pogo stability, vibration protection system dynamics, the gas dynamics of aircraft gas turbine engine components, and the dynamics of hydraulic systems with cavitating elements. These results are as follows. A mathematical model of LPRE pump dynamics was developed. The model complements a hydrodynamic model of LPRE cavitating pumps by allowing a mathematical simulation of choking regimes. An approach was developed to the construction of a nonlinear mathematical model of LPRE hydraulic line filling. The approach allows one to automatically change, if necessary, the finite element partitioning scheme of a hydraulic line in the process of its filling during LPRE startup calculations. An investigation was conducted into the startup dynamics of a multiengine liquid-propellant propulsion system that consists of four staged-combustion oxidizer-rich LPRDs with account for the possibility of their nonsimultaneous startup. The maximum values of oxidizer and fuel pressure surges and undershoots at the liquid-propellant jet system (LPJS) inlet at an engine spartup and shutdown were determined and used in determining the LPJS operability at the startup and shutdown of the RD861K sustainer engine. The pogo stability of the Cyclone-4M launch vehicle was analyzed analytically using Nyquist's criterion. A numerical approach was developed to characterizing acoustic oscillations of the combustion products in annular rocket combustion chambers with account for the configuration features of the fire space and the variation of the physical properties of the gaseous medium with the axial length of the chamber. A prototype vibration protection system was developed and made, and its dynamic tests confirmed its high efficiency in damping impact and harmonic disturbances. Approaches were developed to the aerodynamic improvement of aircraft gas turbine engine components. Topical problems in solids grinding in a liquid medium with the use a cavitation pulse technology were solved.

Keywords: *liquid-propellant rocket propulsion system, liquid-propellant rocket engine, dynamics, stability, vibration protection system, aerodynamic improvement, gas turbine engine, cavitation pulse technology*.

Важливими науковими напрямками діяльності відділу динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ) є теоретичні дослідження динаміки рідинних ракетних двигунних установок (РРДУ) і поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв (РН) з урахуванням кавітаційних явищ у насосах РРДУ [1].

Динаміка рідинних ракетних двигунних установок. З метою отримання достовірних результатів теоретичних досліджень динаміки РРДУ постійно вдосконалюється експериментально-розрахункова гідродинамічна модель кавітуючих насосів рідинних ракетних двигунів (РРД). Розроблено математичну модель динаміки насосів РРД, яка доповнює гідродинамічну модель кавітуючих насосів РРД за рахунок можливості математичного моделювання режимів запирання [2, 3]. Використовуючи цю математичну модель, визначені теоретичні параметри кавітаційних автоколивань на режимах запирання в насосі РРД. Проведено їх порівняння з результатами експериментальних досліджень і показано їх задовільне узгодження між собою. Встановлено, що розрахункова величина зниження частоти кавітаційних автоколивань по відношенню до власної частоти коливань гідравлічної системи з досліджуваним кавітуючим насосом близька до експериментальної в тому випадку, коли точка обмеження вхідних витрати і тиску по характеристиці режимів запирання знаходиться на пересіченні прямої, що з'єднує чисельні значення витрати і тиску на вході в насос на i-1 та i кроках інтегрування, і характеристики режимів запирання. Показано [3], що характеристика режимів запирання насоса є специфічною нелінійністю, яка пов'язана з критичною кавітаційною течією рідини в насосі і може проявитися при великих розмахах коливань параметрів. Встановлено, що характеристика режимів запирання в насосах РРД при реалізації режимів запирання надає більший вплив на параметри кавітаційних коливань, ніж залежність об'єму кавітаційних каверн від тиску і витрати на вході в насос і є визначальною нелінійністю в насосній системі на зазначених режимах.

Розроблено математичну модель жорстких режимів збудження кавітаційних автоколивань в системі живлення РРД [4]. Використовуючи цю математичну модель, визначені теоретичні параметри кавітаційних автоколивань в стендовій системі живлення насоса РРД при жорстких режимах збудження. Проведено їх порівняння з результатами експериментальних досліджень і показано їх задовільне узгодження між собою. Встановлено, що якщо в гідравлічній системі з кавітуючим насосом спостерігаються близькі до гармонійних автоколивання невеликої амплітуди, то після зовнішнього збурення достатньої інтенсивності в цій системі можуть встановлюватися розвинені (розривні) кавітаційні автоколивання. Це узгоджується з відомими експериментальними даними і є ознакою жорсткого режиму збудження в гідравлічній системі з кавітуючим насосом (рис. 1). За допомогою розробленої математичної моделі жорстких режимів збудження кавітаційних автоколивань проведено моделювання випадку, який спостерігався в експерименті, коли за допомогою зовнішнього збурення вдалося стабілізувати насосну систему (рис. 1).

Проведено математичне моделювання кавітаційних автоколивань в стендовій гідравлічній системі з кавітуючим насосом РРД і визначені параметри кавітаційних автоколивань, які дозволили якісно і кількісно відобразити ті складні нестаціонарні динамічні процеси, які відбуваються при розвинених ка-

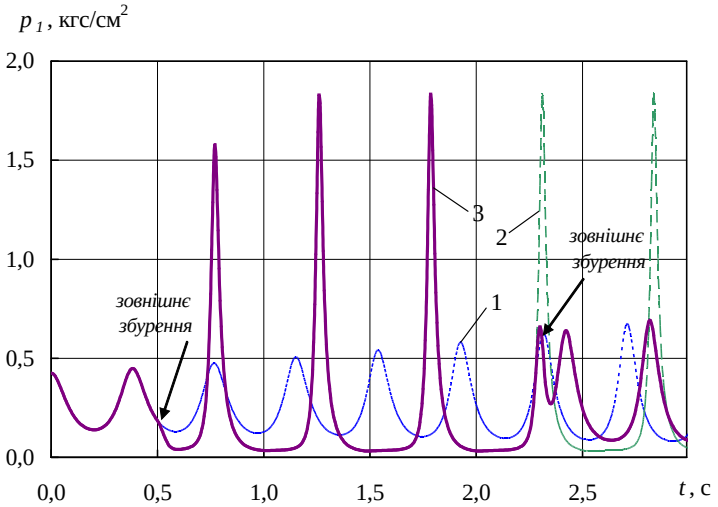

Рис. 1 – Розрахункові залежності тиску на вході в насос від часу при жорсткому режимі збудження кавітаційних автоколивань: 1 – без зовнішніх збурень; 2 – одно зовнішнє збурення при $t = 0{,}5$ с; 3 – зовнішні збурення при $t = 0{,}5$ с і $t = 2{,}27$ с

вітаційних автоколиваннях в насосах РРД: реалізація режимів запирання в насосі (обмеження витрати), істотне зниження частот кавітаційних автоколивань в порівнянні з власними частотами коливань гідравлічної системи, слабкий вплив параметрів живлячого трубопроводу на частоти і амплітуди коливань параметрів. Отримані результати є значним розвитком найбільш складної області теорії кавітаційних коливань в насосних системах, яка зачіпає нелінійні кавітаційні автоколивання в насосних системах живлення РРД. У зв'язку з розробкою в Україні нової ракети-носія (РН) «Циклон-4М» ці результати мають перспективу їх використання при вирішенні задач забезпечення поздовжньої стійкості РН і моделювання перехідних процесів при запуску і зупину в двигунній установці РН.

Виконано огляд літературних джерел та висвітлено основні сучасні проблеми низькочастотної динаміки РРД, що виникають на усталених режимах та при запуску двигунів. Вдосконалено математичну модель динаміки газових трактів рідинних ракетних двигунів стосовно до задачі теоретичного прогнозування стійкості низькочастотних процесів у сучасних рідинних ракетних двигунах із допалюванням генераторного газу та окремих системах таких двигунів. Розроблено методичні рекомендації щодо чисельного дослідження стійкості низькочастотних процесів у сучасних ракетних двигунах на усталених режимах (на активній частині польоту ракети) із урахуванням запізнень у рівняннях низькочастотної динаміки газових трактів.

Однією з основних задач при проєктуванні РРД є забезпечення безвідмовного запуску РРД. Експериментальне відпрацювання РРД є вельми витратним, а в разі 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 і особливості функціонування при запуску, є математичне моделювання. Проведено удосконалення математичних моделей, що описують низькочастотні динамічні процеси в гідравлічних і газових трактах РРД із допалюванням генераторного газу при запуску двигуна [5]. Розроблено модифіковану математичну модель динаміки кавітуючих насосів [6], яка збері-

гає 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.

Важливою задачею математичного моделювання низькочастотних динамічних процесів у регуляторі витрати РРД є побудова його лінійної математичної моделі. Ця модель входить до складу математичної моделі РРД у цілому й використовується для аналізу низькочастотної динаміки РРД і поздовжньої стійкості рідинної ракети. Розроблено [7] методичний підхід до побудови лінійної математичної моделі регулятора витрати РРД при різних (чималих) величинах амплітуд гармонійних коливань тиску на його вході. Цей підхід включає: чисельне визначення еквівалентних (побудованих по перших амплітудах коливань гармонійного аналізу) частотних характеристик регулятора витрати по нелінійній моделі при різних амплітудах тиску на вході в регулятор; складання рівнянь лінійної моделі, що включає коефіцієнти, які залежать від гідравлічних втрат тиску в порожнинах регулятора й залежності сили сухого тертя від переміщення золотника; визначення значень цих коефіцієнтів з умови узгодження частотних характеристик, отриманих по нелінійній і лінійній моделях низькочастотної динаміки гідравлічної системи, що включає регулятор витрати. На основі запропонованого методичного підходу визначені частотні характеристики (коефіцієнт підсилення регулятора витрати по тиску й імпеданс на вході в регулятор витрати) регулятора витрати прямої дії типової конструкції. Результати проведених досліджень були використані для аналізу низькочастотної динаміки РРД і забезпечення поздовжньої стійкості рідинних ракет.

Вимоги щодо зниження вартості, термінів розробки і виробництва РРД часто приводять до рішення використовувати в маршових РРДУ ракет-носіїв в’язку декількох двигунів, відпрацьованих автономно. Це відкриває перспективи забезпечення необхідної тяги маршових РРДУ за рахунок включення у в’язку необхідної кількості двигунів. 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. Проведено [8] 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 двигунної установки, що розглядається, показали, що характер і ступінь впливу зміщення початку запуску двигунів РРДУ на перехідні процеси залежить від безлічі 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 ракетиносія – проводити чисельні дослідження перехідних процесів при запуску з урахуванням різночасності вступу двигунів в роботу.

Маршові РРДУ перших ступенів космічних РН середнього, важкого і надважкого класу зазвичай включають демпфера повздовжніх коливань, які є одним з поширених способів усунення поздовжніх коливань рідинних РН (POGO-коливань). Однак до теперішнього часу теоретичні дослідження і аналіз впливу встановлення демпферів поздовжніх коливань в живлячих магістралях маршових РРД на перехідні процеси в системах при запусках РРД не проводилися через складність проведення такого аналізу і відсутність у дослідників, перш за все, достовірних нелінійних моделей кавітаційних явищ в насосах. Розроблено математичну модель запуску багатодвигунної РРДУ I ступеня ракетиносія «Циклон-4М», що включає чотири маршових РРД РД 870, з урахуванням встановлення демпферів поздовжніх коливань і неодночасного запуску РРД.

Представлено нелінійну математичну модель низькочастотних динамічних процесів в демпферах поздовжніх коливань з сильфонним розподілом рідкої і газової середовищ. Показано суттєвий вплив кавітації в насосах двигунів і демпферів поздовжніх коливань на частотні характеристики системи живлення окислювачем РРДУ. На основі розробленої математичної моделі запуску РРДУ були проведені дослідження динамічних процесів при запуску багатодвигунної РРДУ I ступеня РН «Циклон-4М» з урахуванням неодночасного вступу в роботу РРД і встановлення демпферів поздовжніх коливань як у відгалуженнях на

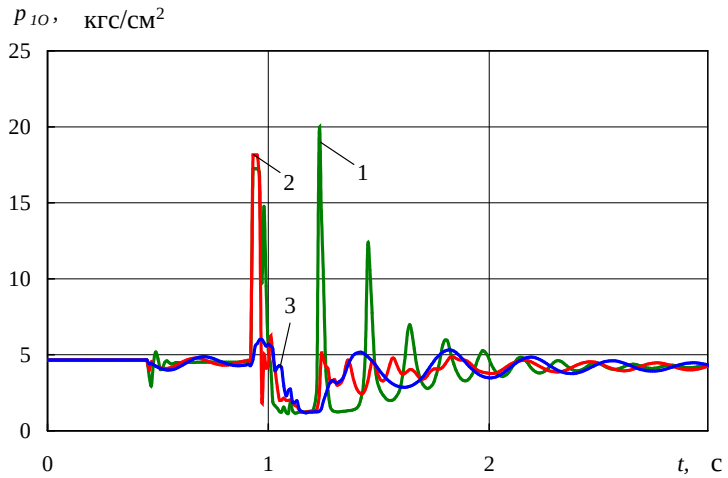

Рис. 2 – Залежність тиску рідини на вході в РРД РД-870 від часу: 1 – без демпферів; 2 – з демпферами біля колектора; 3 – з демпферами на вході в двигуни

РРД РД 870 біля колектора (штатне розміщення), так і на вході в двигуни. Аналіз перехідних процесів в системі живлення окислювачем розглянутої РРДУ, залежностей витрати і тиску на вході в двигун від часу показав наступне. По-перше, при одночасному запуску двигунів встановлення демпферів поздовжніх коливань біля колектора дозволяє усунути майже всі закидання тиску на вході в двигун, які існують в РРДУ при відсутності демпферів поздовжніх коливань. При встановленні демпферів на вході в двигуни закидання тиску на вході в двигун практично відсутні (рис. 2). По-друге, неодночасність вступу в роботу РРД РД 870 негативно відбивається на залежностях від часу витрати і тиску на вході в двигун при розташуванні демпферів біля колектора. Так, в інтервалі часу 0,95 с – 1,35 с для деяких варіантів зміщення моментів початку запуску двигунів спостерігається аномально велике падіння витрати окислювача на вході в двигуни і закидання тиску на вході в двигуни. Неодночасність запуску двигунів РД 870 при встановленні демпферів на вході в двигуни істотно не змінює перехідні процеси при запуску РРДУ в порівнянні з одночасним запуском двигунів. По-третє, таким чином, показано, що встановлення демпферів поздовжніх коливань як на вході в двигуни, так і в відгалуженнях на РРД РД 870 біля колектора, має суттєвий позитивний вплив на якість перехідних процесів при запуску РРДУ I ступеня РН «Циклон-4М». Розміщення демпферів поздовжніх коливань на вході в двигуни не є штатним і розглядається без прив’язки до компонування РРДУ. Тим щонайменше демпфери, встановлені на вході в двигуни, є дієвим засобом щодо усунення закидання і провалів параметрів РРДУ, в тому числі в умовах неодночасного запуску РРД в складі багатодвигунної установки.

Розробка Державним підприємством (ДП) «КБ «Південне» за участю «Південмаш» та інших підприємств Державного космічного агентства України (ДКАУ), ІТМ НАНУ і ДКАУ, фірм США і Канади космічного ракетного комплексу «Циклон-4М» є важливим напрямком роботи космічної галузі України. Запропонований спосіб живлення рідинної реактивної системи (РРС) верхнього ступеня із живлячих магістралей маршового двигуна застосовується вперше в світовій практиці при створенні ракетно-космічних систем. Це дозволяє відмовитися від автономної системи живлення РРС верхнього ступеня, поліпшити масові характеристики верхнього ступеня і, в підсумку, дозволяє збільшити корисну масу космічних апаратів, виведених на робочі орбіти. Але це технічне рішення породжує ряд проблем, пов’язаних зі стійкістю роботи системи управління рухом верхнього ступеня в період запуску і зупину маршового двигуна РД861К верхнього ступеня РН «Циклон-4М». Через загальну систему живлення маршового двигуна і РРС гідравлічні удари і провали тиску, обумовлені запуском і зупином маршового двигуна, поширюються по всій системі без помітного демпфування і досягають камер згоряння РРС. Від працездатності РРС в цих екстремальних умовах буде залежати надійність управління вектором тяги верхнього ступеня РН «Циклон-4М». Розроблено нелінійні математичні моделі низькочастотної динаміки систем живлення окислювачем і пальним маршової РРДУ верхнього ступеня РН «Циклон-4М». Для тестування розроблених моделей проведено математичне моделювання перехідних процесів в живильних магістралях окислювача і пального при імітації зупину двигуна на модельній рідині. На основі співставлення результатів розрахунків перехідних процесів в системах живлення окислювачем і пальним з результатами експериментальних досліджень показано задовільне узгодження параметрів перехідних процесів за

величинами та тривалостями гідравлічних ударів і провалів тисків, за амплітудами і частотами коливань затухаючих процесів (рис. 3). Розроблено нелінійну математичну модель запуску і зупину маршового двигуна РД 861К верхнього ступеня РН «Циклон 4М», в якій враховано кавітаційні явища в насосах окислювача і пального в широких межах зміни режимних параметрів насосів. На основі цієї математичної моделі проведено розрахунки запуску двигуна РД861К при різних поєднаннях значень тисків і температур окислювача і пального на вході в двигун. Визначено максимальні величини гідравлічних ударів і провалів тисків окислювача і пального на вході в РРС при запуску і зупину двигуна, які були використані при визначенні працездатності РРС при запуску і зупину маршового двигуна РД 861К.

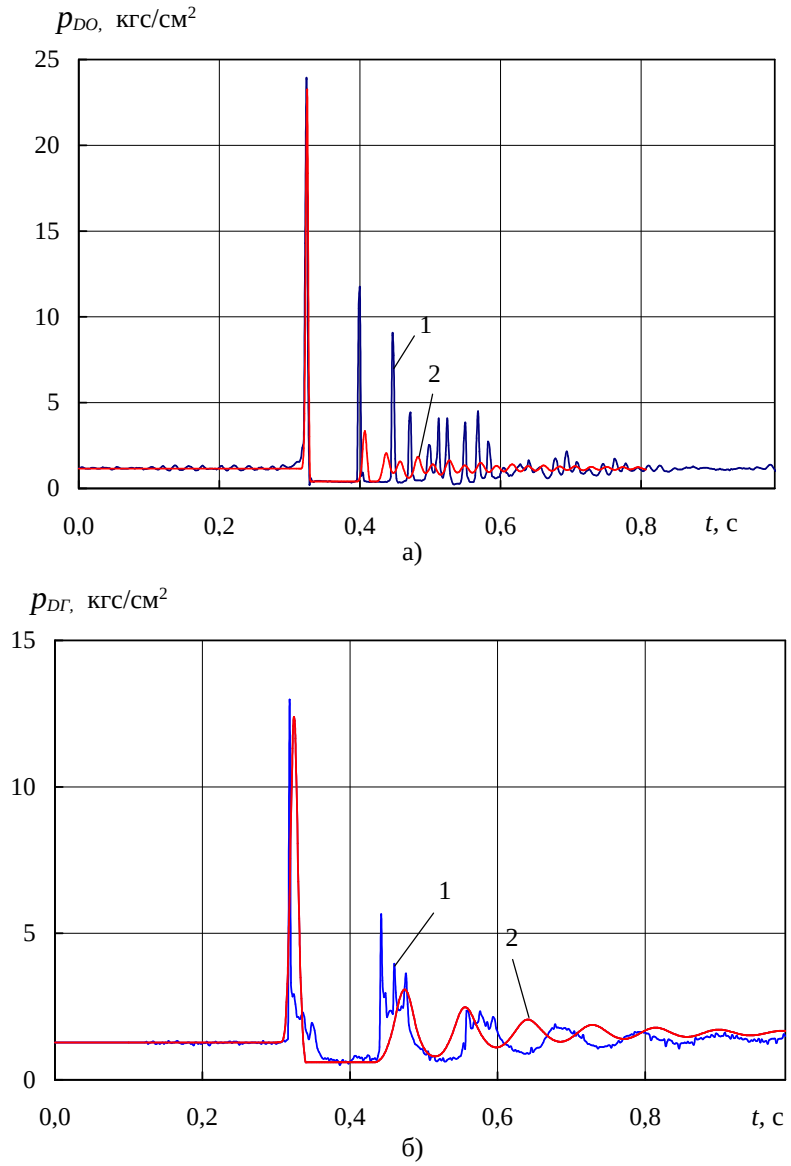

Рис. 3 – Залежності значень тиску в місці відключення до РРС окислювача (а) та пального (б) від часу при зупину маршового двигуна РД861К в стендових умовах: 1 – експеримент; 2 – розрахунок

Для здійснення програмних переміщень у просторі космічні ступені рідинних ракет-носіїв оснащуються маршовими двигунами багаторазового включення. Під час польоту космічного ступеня після зупинки його маршового двигуна рідке паливо у баках в умовах мікрогравітації по інерції переміщується вгору, максимально віддаляючись від забірного пристрою, що створює потенційну можливість проникнення газу наддуву на вхід у двигун в кількостях, неприпустимих для повторного запуску двигуна. У зв'язку з цим визначення параметрів руху рідини в паливних баках в умовах мікрогравітації є актуальною задачею, яка вимагає свого вирішення при проєктуванні рідинних ракетних двигунів. У роботах [9], [10] розроблено методику для теоретичного визначення параметрів руху границі розділу середовищ «газ – рідина» у порожнинах паливних баків сучасних космічних ступенів рідинних РН в умовах мікрогравітації (в період між запуском і зупинкою їх маршових двигунів) із урахуванням конструктивних особливостей внутрішньобакових засобів забезпечення суцільності рідких компонентів палива. Методику засновано на використанні методу скінченних елементів, методу об'єму рідини і сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу (CAE-систем). Методика дозволяє визначати на пасивній частині польоту космічної РН параметри руху і форми вільної поверхні рідини в баках, параметри вільних газових включень, що сформувались в рідині, ефективність внутрішньобакових засобів забезпечення суцільності компонентів палива при «штатному» функціонуванні двигунної установки космічного ступеня.

Стосовно до умов руху експериментального зразка паливного бака з рідиною в «кидковій вежі», що відтворює явище мікрогравітації, виконано чисельне моделювання руху рідини в циліндричному баці з урахуванням деформації її вільної поверхні. Отримані в результаті моделювання значення параметрів руху рідини і границі розділу середовищ «газ – рідина» узгоджуються з експериментальними даними. Використання розробленого методичного забезпечення дозволить скоротити обсяг експериментального відпрацювання нових та модернізованих космічних ступенів РН.

Поздовжня стійкість рідинних ракет-носіїв. Низькочастотні поздовжні коливання на активній частині польоту – явище, властиве практично всім рідинним РН. При втраті поздовжньої стійкості РН амплітуди її поздовжніх коливань, зростаючи, можуть перевищити допустимий рівень, що створює реальну загрозу порушення цілісності елементів конструкції РН, пошкодження корисного вантажу, збою в роботі приладів і апаратури системи керування, несанкціонованого відключення двигунів та інших аварійних ситуацій. Незважаючи на накопичений досвід усунення поздовжніх коливань рідинних РН в Україні та за кордоном, проблема забезпечення поздовжньої стійкості і далі залишається актуальною і належить до числа найбільш важливих проблем ракетної техніки, які вимагають свого вирішення при модернізації існуючих і створенні нових ракет-носіїв (напр., [1], [11], [12]). Складність вирішення цієї проблеми збільшується у зв'язку з тим, що POGO можна виявити тільки при льотно-конструкторських випробуваннях. Усунення поздовжньої нестійкості РН, виявленої за результатами пусків РН, потребує надто великих фінансових і матеріальних витрат. Для запобігання таких витрат необхідно на всіх етапах розробки рідинних РН проводити теоретичний аналіз поздовжньої стійкості РН.

Поздовжня нестійкість (явище POGO) є специфічною формою нестійкості, що має автоколивальну природу. Аналіз поздовжньої стійкості виконується на

Рис. 4 – Ракета-носій «Циклон-4М»

основі чисельного дослідження динаміки автоколивальної системи «РРДУ – корпус РН», яка описує взаємодію пружних поздовжніх коливань корпусу РН та низькочастотних процесів у РРДУ. Сучасні вимоги підвищення ступеня достовірності теоретичних прогнозів поздовжньої стійкості рідинних РН диктують необхідність розвитку математичних моделей і методів, які використовуються для аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН. Створені в цьому напрямку розробки науковців ІТМ НАНУ і ДКАУ є ключовими у теоретичних дослідженнях щодо забезпечення поздовжньої стійкості РН і не мають аналогів у світовій практиці.

Виконано прогнозування поздовжньої стійкості нової двоступеневої РН «Циклон-4М» на активній частині польоту при роботі маршової РРДУ першого ступеня [12]. Ракета-носій «Циклон-4М», що створюється в даний час у ДП «КБ «Південне», має тандемну схему компоновки ступенів (рис. 4), а до складу маршової РРДУ її першого ступеня входять 4 рідинних двигуна РД 870 із допалюванням окислювального генераторного газу. На рис. 5 показано пневмогідравлічну схему двигуна РД 870, що розроблюється у ДП «КБ «Південне».

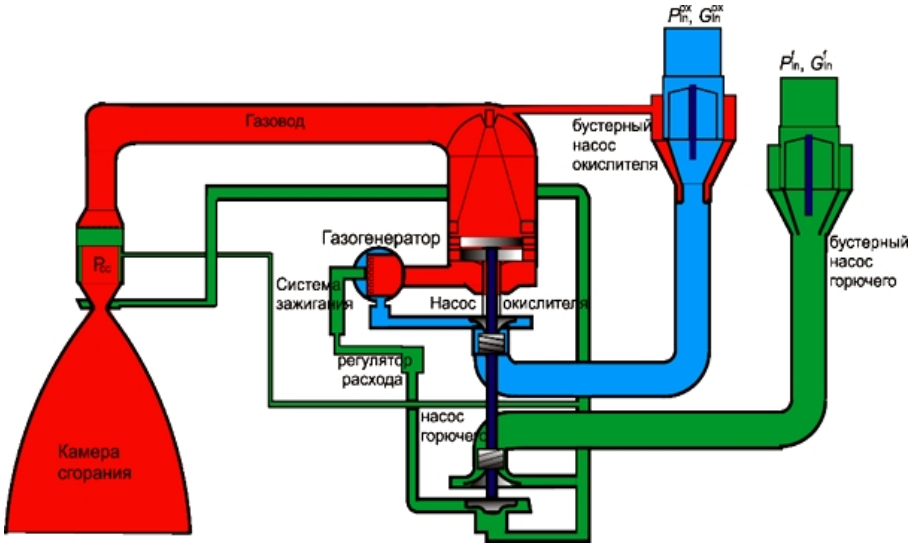

Рис. 5 – Пневмогідравлічна схема двигуна РД 870

Для прогнозування поздовжньої стійкості зазначеної РН розроблено математичну модель замкнутої динамічної системи «маршова РРДУ першого ступеня – корпус РН», яка описує взаємодію пружних поздовжніх коливань корпусу ракети-носія із низькочастотними процесами у РРДУ першого ступеня з урахуванням кавітаційних явищ в бустерних та основних насосах окислювача та пального [13], вдуву газоподібного кисню в потік рідкого кисню та запізнювань у рівняннях динаміки газових трактів двигунів [5], [14].

Теоретичний аналіз поздовжньої стійкості ракети-носія «Циклон-4М» виконано із використанням критерію Найквіста.

В результаті проведеного аналізу встановлено, що РН «Циклон-4М» під час роботи маршової РРДУ першого ступеня втрачає поздовжню стійкість внаслідок резонансної взаємодії РРДУ і корпусу РН. Втрата стійкості виникає на початковій ділянці активної частини польоту в умовах зближення першої частоти коливань рідини в живильній магістралі окислювача з частотою І-го тону поздовжніх коливань корпусу РН. Для забезпечення поздовжньої стійкості ракети-носія запропоновано встановити в живильних магістралях окислювача маршової РРДУ першого ступеня демпфери повздовжніх коливань, що дозволить належним чином змінити динамічні характеристики системи живлення двигунів окислювачем і усунути резонансну взаємодію РРДУ і корпусу ракети-носія.

Розроблено математичну модель низькочастотної динаміки газорідинного демпфера з сильфонним поділом середовищ і визначено його раціональні параметри. Показано, що установка зазначених демпферів в живильних магістралях окислювача призводить до суттєвого зниження частоти коливань рідини в системі живлення РРДУ першого ступеня РН окислювачем і зменшення максимальних значень модуля частотної характеристики розімкнутої системи «маршовий РРД – живильні магістралі окислювача і пального – корпус РН (І тон)», завдяки чому забезпечується поздовжня стійкість РН «Циклон-4М» протягом всього її польоту при різних поєднаннях значень тиску і температури компонентів палива на вході в двигуни. Розрахункові залежності частот І-го та ІІ-го тону поздовжніх коливань корпусу РН «Циклон-4М» від часу польоту показано на рис. 6.

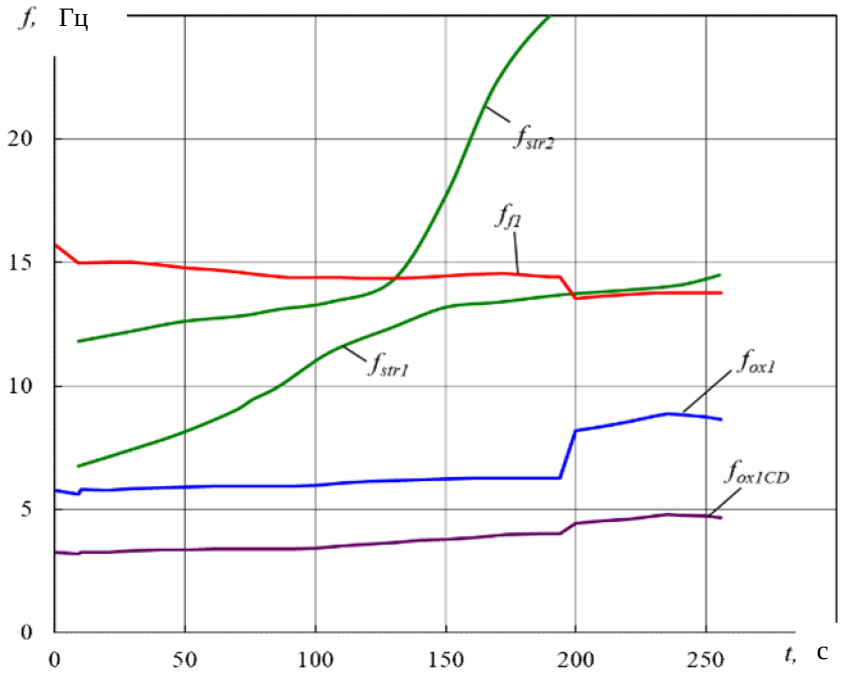

Рис. 6 – Розрахункові залежності частот І-го та ІІ-го тону поздовжніх коливань корпусу РН «Циклон-4М» (f_{str1}, f_{str2}) та частот коливань рідини в системі живлення РРДУ першого ступеня РН окислювачем (f_{ox1} – система без демпфера, f_{ox1CD} – з демпфером) і пальним (f_{fl}) від часу польоту t

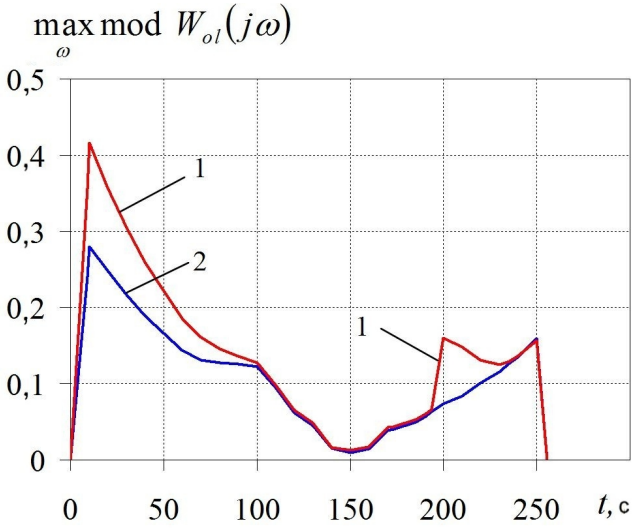

Рис. 7 – Розрахункові залежності максимуму модуля частотної характеристики розімкнутої системи «маршовий РРД – живильні магістралі окислювача і пального – корпус РН «Циклон-4М» (I тон)» від часу польоту РН в разі установки демпферів у відгалуженнях на двигуни (крива 1) та в разі їх установки на вході в бустерні насоси (крива 2)

Проведено розрахунки залежності максимуму модуля частотної характеристики $W_{ol}(j\omega)$ розімкнутої системи «маршовий РРД – живильні магістралі окислювача і пального – корпус РН «Циклон-4М» (I тон)» від часу польоту РН (рис. 7). Показано, що установка демпферів на вході в бустерні насоси є більш переважною, бо в цьому випадку максимальні значення частотної характеристики, що розглядається, є меншими.

Запропоновано підхід до математичного моделювання поздовжніх коливань рідинних РН [15] з використанням тривимірної скінченно-елементної дискретизації конструкції РН і рідкого заповнення її паливних баків, представлення систем і агрегатів РРДУ одновимірними скінченними елементами і використанням нелінійної гідродинамічної моделі кавітаційних явищ в насосах РРДУ. Цей підхід використано стосовно до двоступеневої РН. Побудовано нелінійну математичну модель низькочастотної динаміки системи «РРДУ – корпус РН», яка описує взаємодію просторових коливань рідкого палива в баках, пружних коливань конструкції РН і низькочастотних процесів в РРДУ на ділянці активного польоту ракети. Шляхом розрахунків встановлено, що розглянута динамічна система виходить на граничний цикл з частотою автоколивань 15,8 Гц, близькою до частоти II-го тону власних поздовжніх коливань корпусу РН. Визначено параметри автоколивань цієї системи: динамічні складові тиску в баках, переміщення і віброприскорення елементів конструкції корпусу РН, а також вагові витрати і тиск в елементах РРДУ.

Запропонований підхід може застосовуватися для дослідження POGO-коливань рідинних ракет (в тому числі ракет з несиметричною компоновкою ступенів і паливними баками складної просторової конфігурації) і визначення параметрів граничного циклу коливань при поздовжній нестійкості.

Використання цього підходу дозволяє врахувати при моделюванні взаємодії просторових коливань рідкого палива в баках, пружних коливань конс-

трукції РН і низькочастотних процесів в РРДУ, а також нелінійні дисипативні сили при описі пружних деформацій корпусу РН. Розроблений підхід може бути використано також для оцінки граничних амплітуд коливань і величин динамічного навантаження конструкцій перспективних рідинних РН, які за результатами попереднього лінійного аналізу втрачають поздовжню стійкість на окремих інтервалах активної частини польоту.

Високочастотні процеси в камері згоряння рідинних ракетних двигунів. При відпрацюванні рідинних ракетних двигунів відзначаються низькочастотні та високочастотні коливання параметрів, які визначають перебіг робочих процесів у системах двигунів (тиску, швидкості потоку, температури газу і рідини, частоти обертання валу турбонасосів та ін.). Найменш дослідженими є високочастотні коливання в камері згоряння, які потенційно небезпечні для надійності роботи РРД і цілісності його конструкції. Найважливішим інструментом при вивченні і розробці заходів щодо усунення таких коливань при польоті рідинних ракет-носіїв є математичне моделювання високочастотних процесів в камері згоряння.

Проведено огляд сучасних публікацій і виконано аналіз стану сучасної науково-методичної бази для чисельного дослідження високочастотних динамічних процесів в камерах згоряння РРД з метою оцінки можливостей використання розроблених чисельних методів при математичному моделюванні зазначених процесів в задачі теоретичного прогнозування високочастотної стійкості РРД, рівня амплітуд коливань тиску і витрати в камері згоряння двигуна [16], [17]. Розглянуто прийняті на сьогоднішній день механізми виникнення високоамплітудних коливань в системах РРД, пов’язані з динамічною взаємодією фізико-хімічних процесів в зоні сумішоутворення і горіння при періодичному теплопідводі під впливом акустичних коливань, а також з турбулентністю при русі та горінні компонентів палива і продуктів їх згоряння в камері.

На основі проведеного аналізу показано, що методи математичного моделювання високочастотних акустичних коливань у РРД можна розділити на три основні групи: методи розрахунку параметрів акустичних коливань в циліндричних камерах, що засновані на аналітичних математичних моделях порівняно низького порядку і використовують функції Бесселя; методи дослідження термоакустичних явищ з використанням підходів обчислювальної газодинаміки; гібридні методи, в яких розрахунок динаміки горіння проводиться окремо від розрахунку параметрів акустичних коливань продуктів згоряння в камері. Обговорено основні результати робіт, виконаних в рамках зазначених груп. Виконано аналіз переваг і недоліків чисельного дослідження термоакустичних коливань продуктів згоряння в камері РРД.

Розроблено чисельний підхід до визначення параметрів акустичних коливань продуктів згоряння в кільцевих камерах згоряння рідинних ракетних двигунів з урахуванням особливостей конфігурації вогневого простору і зміни фізичних властивостей газового середовища в залежності від осьової довжини камери. Запропонований чисельний підхід засновано на математичному моделюванні власних коливань замкнутої динамічної системи «оболонкова конструкція кільцевої конфігурації – газ», яка описує високочастотні процеси в такій камері згоряння, за допомогою методу скінченних елементів.

Проведено тестування розробленого підходу і аналіз отриманих результатів для двигуна з кільцевою камерою згоряння (при співвідношенні її зов-

нішнього і внутрішнього діаметрів, рівному 1,5), де в якості паливної пари використовується пара рідкий кисень–метан.

Розроблено скінченно-елементну модель спільних просторових коливань конструкції кільцевої камери згоряння і продуктів згоряння, що містяться в ній. Можуть бути визначені параметри коливань зазначеної динамічної системи (частоти, форми та ефективні маси) для її домінуючих акустичних мод, амплітуди коливань і віброприскорень стінок камери згоряння, а також виявлені режимні параметри роботи рідинного ракетного двигуна, потенційно небезпечні для розвитку термоакустичної нестійкості робочого процесу в кільцевій камері згоряння двигуна. Для чисельного визначення коефіцієнтів підсилення досліджуваної камери згоряння (по тиску) в скінченно-елементну модель динамічної системи «оболонкова конструкція кільцевої конфігурації – газ» (в елементах початку вогневого простору) вводиться джерело гармонійного збурення тиску. Визначено частоти і форми поздовжніх, тангенціальних і радіальних мод акустичних коливань.

Динаміка віброзахисних систем. При використанні пневматичного пружного елемента можна забезпечити достатньо малу (квазінульову) жорсткість на робочій ділянці статичної характеристики із прогресивним наростанням жорсткості при ході стиснення й відбою. Ґрунтуючись на цих принципах, запропоновано нову високоефективну систему віброзахисту об’єктів ракетно-космічної техніки й інших важких об’єктів машинобудування при їхньому транспортуванні залізничним, морським і автомобільним транспортом [18]. Показано, що шляхом вибору конструкції й конструктивних параметрів можна забезпечити необхідні динамічні властивості віброзахисної системи, що характеризуються наднизькою власною частотою об’єкта, що захищається (менше 0,5 Гц) і необхідним коефіцієнтом демпфірування коливань. Розрахунковим і експериментальним шляхом показано можливість виключення з конструкції віброзахисної системи такого складного й дорогого у виготовленні елемента, як гідравлічний амортизатор, без якого неможлива робота будь-якої іншої віброзахисної системи як з металевими, так і з пневматичними пружними елементами. Розроблено і виготовлено прототип запропонованої віброзахисної системи, проведено його динамічні випробування й підтверджено високу ефективність віброзахисної системи при гасінні ударних і гармонійних збурень. Простота конструкції, технологічність у виготовленні, висока ефективність дозволяють рекомендувати запропоновану віброзахисну систему для використання як при транспортуванні ракетно-космічної техніки різними видами транспорту, так і при захисті від вібрації інших об’єктів, включаючи й саморушну важку техніку.

Аеродинамічне вдосконалення елементів газотурбінних двигунів. У теперішній час безперервно зростають вимоги до якості проєктування сучасних газотурбінних двигунів (ГТД). Застосування методів оптимізації до покращення аеродинамічних характеристик елементів ГТД представляє особливий інтерес, оскільки ступінь їх аеродинамічної досконалості має великий вплив на енергетичні характеристики двигуна в цілому.

Розроблено розрахунково-методичне забезпечення для аеродинамічного вдосконалення відцентрових компресорних ступенів авіаційних ГТД на основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій. В рамках даного забезпечення побудовано економічну (з точки зору обчислю-

вальних витрат) методику, що дозволяє в процесі аеродинамічної оптимізації варіювати просторову форму лопаток напрямних апаратів і лопаткових дифузорів відцентрових ступенів компресорів на основі вихідних наборів координат профілів лопаток без попередньої апроксимації їх форми. Розроблено методику, що дозволяє варіювати просторову форму лопатей відцентрових коліс в процесі аеродинамічної оптимізації з використанням малого числа параметрів (порівняно з масивами даних, які задають поверхню лопатей). Особливістю методики також є можливість варіювання просторової форми лопатей коліс без попередньої апроксимації їх вихідної форми. Розроблено алгоритм побудови поверхні відгуку з врахуванням обмеженого числа звернень до розрахунку цільової функції при аеродинамічній оптимізації компресорних ступенів. Основою алгоритму є послідовний чисельний розв'язок рівняння Лапласа і рівняння дифузії на рівномірних розрахункових сітках [19]. Працездатність запропонованого алгоритму побудови поверхні відгуку продемонстровано на прикладі трьох істотно різних тестових функцій. Запропоновано підхід до аеродинамічної оптимізації відцентрових компресорних ступенів, головною особливістю якого є пошук раціональних значень геометричних параметрів напрямних апаратів і робочих коліс з використанням рівномірно розподілених послідовностей точок в області незалежних змінних, а також формулювання критеріїв якості як середньоінтегральних значень енергетичних характеристик відцентрового ступеня в робочому діапазоні зміни витрати повітря через ступінь.

На основі результатів багатопараметричних чисельних досліджень позначено шляхи аеродинамічного вдосконалення елементів відцентрових компресорних ступенів. На прикладі вхідного напрямного апарата відцентрового компресорного ступеня розрахунковим шляхом показано, що застосування розробленого розрахунково-методичного забезпечення дозволяє поліпшити енергетичні характеристики ступеня навіть в разі вибору порівняно невеликого числа точок рівномірно розподіленої послідовності в області змінних [20]. В результаті аеродинамічного вдосконалення відцентрового колеса компресора встановлено, що зміна форми лише середньої частини лопаті відцентрового колеса без зміни її вхідної і вихідної частини є досить сильною дією на потік. Така дія істотно (і у ряді випадків позитивно) впливає на ступінь стиснення повітря в колесі, але практично не позначається на його ККД. При цьому немає необхідності в зміні форми лопаток вхідного напрямного апарата і лопаткового дифузора, що дозволяє рекомендувати такий спосіб варіювання форми лопаті відцентрового колеса при його аеродинамічному вдосконаленні [21]. На основі чисельного моделювання просторових турбулентних газових течій показано, що у випадку безвідривної течії в міжлопатевих каналах відцентрового колеса компресора з заданою вихідною формою меридіонального контуру зміна цієї форми робить порівняно невеликий вплив на енергетичні характеристики колеса. Тому в подібних випадках при аеродинамічному вдосконалюванні відцентрових коліс представляється доцільним варіювати форму їхніх лопатей в окружному напрямку [22].

На основі чисельного моделювання просторового турбулентного потоку в проточній частині одного з варіантів повітрозабірника авіаційного турбогвинтового двигуна оцінено ефективність цього повітрозабірника. Визначену в результаті розрахунку нерівномірність параметрів потоку на вході в компресор двигуна зіставлено з аналогічними результатами для іншого варіанту

повітрозабірника цього ж двигуна. Відмічено, що другий варіант повітрозабірника забезпечує набагато більше рівномірний розподіл параметрів потоку на вході в компресор двигуна [23].

Результати розробок надалі можуть бути використані в Державному підприємстві «Івченко – Прогрес» при оптимізації елементів авіаційних ГТД на етапі їх проєктування.

Динаміка гідравлічних систем з кавітуючими місцевими гідравлічними опорами. В ІТМ НАНУ і ДКАУ при дослідженні гідравлічних процесів у розгалужених і складних трубопроводах було відкрите явище періодично-зривної кавітації в гідравлічних системах із трубкою Вентурі. Це явище було описано, вивчене і на його основі розроблена кавітаційно-імпульсна технологія здрібнювання твердих матеріалів. Ця технологія знайшла своє застосування у виробництві фарб, здрібнюванні мела для нестатків парфумерії, але найбільше удало вона вписалася у виробництво водовугільного палива. Розроблена і створена кавітаційно-імпульсна установка (КІУ) по готуванню водовугільного палива, що забезпечує продуктивність не менш 20,5 тон у годину при споживаній потужності 9,5 кВт/годин на тонну продукту при цьому фракційний склад водовугільного палива в межах 70 мкм – 40 мкм.

Готування різних емульсій за допомогою кавітаційно-імпульсної технологи дозволяє забезпечити тривалу стабільність емульсії з заданим ступенем дисперсності. Аналіз і узагальнення експериментальних результатів виявив, що робочі характеристики кавітаційно-імпульсного генератора практично не залежать від виду суспензії, що подається на його вхід.

З урахуванням результатів теоретичних і експериментальних досліджень функціонування кавітаційно-імпульсної установки з кавітаційно-імпульсними диспергаторами удосконалено математичну модель, за допомогою якої здійснюється аналіз процесу утворення, плину і схлопування кавітаційних каверн, що виникають при плині рідини через кавітаційний генератор коливань [24].

Розроблена конструкторська документація та виготовлена експериментальна КІУ з системою попередньої підготовки водовугільної суміші для приготування водовугільного палива та системою вимірів, що включає прилади виміру і реєстрації необхідного обсягу параметрів для аналізу результатів експериментальних випробувань.

На підставі аналізу графіків пульсацій тиску й спектра частот підібрано взаємне розташування кавітаційних генераторів та визначені конструктивні параметри й режими кавітаційного потоку в кавітаційно-імпульсній установці, що забезпечують найбільш продуктивний режим здрібнювання твердих матеріалів. Проведена оцінка фізичного зносу вузлів установки КІУ по параметрах механічного та абразивного зносу показала гарну зносостійкість основних конструктивних елементів кавітаційно-імпульсної установки при здрібнюванні твердих матеріалів за кавітаційно-імпульсною технологію.

Висновки. Отримав подальший розвиток науковий напрям – динаміка рідинних ракетних двигунних установок і поздовжня стійкість рідинних ракет-носіїв з урахуванням кавітаційних явищ в шнековідцентрових насосах.

Запропоновано нову високоефективну систему віброзахисту об’єктів ракетно-космічної техніки й інших важких об’єктів машинобудування при їхньому транспортуванні залізничним, морським і автомобільним транспортом.

На основі розробленого розрахунково-методичного забезпечення виконано аеродинамічне вдосконалення окремих елементів авіаційних газотурбінних двигунів.

Представлено основні результати прикладних досліджень динаміки гідравлічних систем, призначених для подрібнення твердих речовин в рідкому середовищі на основі кавітаційно-імпульсної технології.

1. *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 ракетносителей. Техническая механика. 2001. № 2. С.11–37.
2. *Долгополов С. І.* Верифікація гідродинамічної моделі кавітуючих насосів РРД за теоретичними та експериментальними передавальними матрицями насосів. Технічна механіка. 2020. № 3. С. 18–29. https://doi.org/10.15407/itm2020.03.018
3. *Долгополов С. І.* Математичне моделювання режимів запирання при кавітаційних автоколиваннях у гідравлічних системах з кавітучими насосами РРД. Технічна механіка. 2020. № 4. С. 35–42. https://doi.org/10.15407/itm2020.04.035
4. *Долгополов С. І.* Математичне моделювання жорстких режимів збудження кавітаційних автоколивань у системі живлення рідинних ракетних двигунів. Технічна механіка. 2021. № 1. С. 29–36. https://doi.org/10.15407/itm2021.01.029
5. *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
6. *Долгополов С. И.* Адаптация гидродинамической модели кавитационных колебаний для моделирования динамических процессов в насосных системах при больших числах кавитации. Технічна механіка. 2017. № 2. С. 12–19. https://doi.org/10.15407/itm2017.02.012
7. *Долгополов С. И., Николаев А. Д.* Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода жидкости при различных амплитудах гармонического возмущения. Технічна механіка. 2017. № 1. С. 15–25. https://doi.org/10.15407/itm2017.01.015
8. *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. 5–18. https://doi.org/10.15407/itm2020.01.005
9. *Николаев А. Д., Башлий И. Д., Свириденко Н. Ф., Хоряк Н. В.* Определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в топливных баках космических ступеней на пассивных участках полета ракет-носителей. Технічна механіка. 2017. № 4. С. 26–40. https://doi.org/10.15407//itm2017.04.026
10. *Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С. И.* Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета. Космічна наука і технологія. 2020. 26(1). С. 3–17. https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003
11. *Kook Jin Park, JeongUk Yoo, SiHun Lee, Jaehyun Nam, and Hyunji Kim, Juyeon Lee and Tae-Seong Roh and Jack J. Yoh, Chongam Kim, and SangJoon Shin.* Pogo Accumulator Optimization Based on Multiphysics of Liquid Rockets and Neural Networks. Journal of Spacecraft and Rockets Vol. 57, No. 4, July–August 2020. P. 809–822. https://doi.org/10.2514/1.A34769
12. *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. Т. 26. № 4. С. 3–20. https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003
13. *Пилипенко В. В., Долгополов С. И.* Экспериментально-расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров. Техническая механика. 1998. № 8. С.50–56. https://doi.org/10.1016/S0262-1762(99)80457-X
14. *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
15. *Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoryak N. V.* Computation of the POGO self-oscillation parameters in the dynamic "propulsion – rocket structure" system by using a 3D structural model. Технічна механіка. 2018. № 2. – P. 17–29. https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017
16. *Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І.* Сучасний стан теоретичних досліджень високочастотної стійкості робочих процесів в камері згоряння рідинних ракетних двигунів. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 5–21. https://doi.org/10.15407/itm2020.02.005
17. *Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoriak N. V., Dolgopolov S. I.* Evaluation of the high-frequency oscillation parameters of a liquid-propellant rocket engine with an annular combustion chamber. Технічна механіка. 2021. No 1. P. 16–28. https://doi.org/10.15407/itm2021.01.016
18. *Пилипенко М. В.* Виброзащитная система объектов ракетно-космической техники при их транспортировке. Технічна механіка. 2020. № 1. С. 120–130. https://doi.org/10.15407/itm2020.01.120
19. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А.* К интерполяции целевой функции при оптимизации технических систем. Техническая механика. 2018. № 2. С. 71–29. https://doi.org/10.15407/itm2018.02.071

20. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А., Петрушенко Н. В.* Аэродинамическое совершенствование входного направляющего аппарата центробежной компрессорной ступени. Технічна механіка. 2019. № 3. С. 38–44. https://doi.org/10.15407/itm2019.03.038
21. *Кваша Ю. А., Зиневич Н. А.* Аэродинамическое совершенствование рабочих колес центробежных компрессорных ступеней. Технічна механіка. 2019. № 1. С. 57–67. https://doi.org/10.15407/itm2019.01.053
22. *Кваша Ю. О., Зіневич Н. А.* Про вплив форми меридіонального контура на енергетичні характеристики відцентрового колеса компресора. Технічна механіка. 2020. № 3. С. 12–17 https://doi.org/10.15407/itm2020.03.012
23. *Кваша Ю. О.* Розрахунок просторового турбулентного потоку в каналах авіаційних газотурбінних двигунів. Технічна механіка. 2020. № 4. С. 65–71. https://doi.org/10.15407/itm2020.04.065
24. *Осадчий О. В., Усенко О. Л., Пилипенко М. В., Попов А. І.* Визначення гранулометричного складу твердого матеріалу після здрібнювання його за кавітаційно-імпульсною технологією. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 123– 36. https://doi.org/10.15407/itm2020.02.123

Отримано 01.06.2021,
в остаточному варіанті 09.06.2021