

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

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

НІКОЛАЄВ ОЛЕКСІЙ ДМИТРОВИЧ

УДК 621.454.2.015.2

ДИСЕРТАЦІЯ

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

Спеціальність 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки
13 – механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело



О. Д. Ніколаєв

Дніпро – 2024

АНОТАЦІЯ

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

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук за спеціальністю 05.05.03 – Двигуни та енергетичні установки (13 – механічна інженерія). Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут". – Харків. – 2024. Робота виконана в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ).

Дисертація вирішує важливу науко-технічну проблему прогнозування рівня загальнодвигунних коливань робочих процесів у рідинному ракетному двигуні, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН, нелінійної взаємодії низькочастотних процесів, що відбуваються в її двигунній установці при поздовжній нестійкості рідинної ракети.

Прогнозування амплітуд поздовжніх (POGO) коливань на підставі математичного моделювання нелінійної проблеми динамічної взаємодії рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ) та корпусу ракети-носія (РН) в даний час у світовій практиці не вирішується через відсутність нелінійних моделей динаміки РРДУ. Визначення амплітуд POGO коливань вирішується лише за результатами проведення затратних льотних випробувань рідинної ракети. *Актуальність теми дисертації* визначається необхідністю вирішення нелінійної проблеми прогнозування рівня загальнодвигунних коливань робочих процесів у рідинному ракетному двигуні, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН, на підставі нелінійної взаємодії низькочастотних процесів, що відбуваються в її двигунній установці при поздовжній нестійкості рідинної ракети.

Метою дисертаційного дослідження є розвиток лінійної та нелінійної теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв для вирішення науково-технічної проблеми прогнозування рівня коливань робочих параметрів РРДУ, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинних РН з космічним апаратом,

створення нових засобів для зниження рівнів коливань у системах живлення маршових РРД та двигунів верхніх (космічних) ступенів на активних та пасивних частинах траєкторії польоту РН.

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

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

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

У вступі обґрунтовано актуальність теми досліджень, подано зв'язок з науковими програмами, планами, темами.

В першому розділі дисертаційної роботи виконано аналіз сучасного стану проблеми забезпечення динамічної стійкості рідинних ракетних двигунів (РРД) до загальнодвигунних самозбурених низькочастотних коливань при поздовжніх коливаннях РН. Визначено, що перспективними напрямками розвитку нелінійної теорії поздовжньої стійкості рідинних РН для вирішення проблеми прогнозування рівня поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН є врахування просторових коливань рідини в баках пружної конструкції РН з РРДУ, залежностей дисипативних втрат від амплітуд коливань РН при просторових коливаннях палива в баках і при пружних коливаннях елементів конструкції РН, а також нових уявлень про нелінійні динамічні процеси в підсистемах РРДУ.

Другий розділ дисертації присвячено розвитку підходу до математичного моделювання нелінійної взаємодії низькочастотних процесів у двигунній установці та поздовжніх коливань корпусу рідинної ракети. Розвиток підходу забезпечується

врахуванням нелінійного характеру робочих процесів у РРДУ, нелінійної взаємодії власних форм пружних просторових коливань корпусу рідинної РН між собою та із динамічними процесами в РРДУ та нелінійних залежностей дисипативних втрат корпусу РН від амплітуд коливань. Підхід базується на таких положеннях:

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

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

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

- моделювання поздовжніх коливань корпусу РН у складі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» виконано з урахуванням експериментальних залежностей декрементів коливань корпусу РН від амплітуд коливань, пружно-дисипативних зв'язків між елементами конструкції РН та взаємодії різних форм пружних просторових коливань конструкції корпусу та рідкого палива в баках РН;

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

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

Розроблений підхід до теоретичного прогнозування коливань параметрів РРДУ та поздовжніх віброприскорень рідинних РН протестовано (з використанням результатів експериментальних даних) на прототипах двоступеневих РН «Циклон» і РН «Дніпро», двоступеневої РН масою 165 тон (у проєкті «Маяк –С3.9»), а також

триступеневої РН «Циклон-4» на основі нелінійних нестационарних математичних моделей відповідних систем «РРДУ - корпус РН». Отримано задовільне узгодження експериментальних та розрахункових частот та амплітуд (розмахів) коливань осевого перевантаження конструкцій зазначених рідинних РН залежно від часу польоту. Отримані результати дозволили зробити важливі для модифікації вітчизняної ракети-носія «Циклон 4» висновки: розрахункові значення поздовжніх віброприскорень КА не перевищили допустимий рівень і, отже, не потрібно вживати спеціальних заходів щодо зниження рівня поздовжніх прискорень КА.

Розділ 3 присвячено розвитку методів аналізу загальнодвигунних низькочастотних коливань робочих параметрів РРД. Розвинуто підхід до чисельного визначення граничних значень амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети в рамках методу гармонічної лінеаризації з використанням інформації про власні числа та власні вектори матриці коефіцієнтів лінійної системи «РРДУ – корпус РН». Аналіз поздовжньої стійкості рідинних РН пакетної схеми запропоновано проводити на основі критерію стійкості Найквіста, узагальненого для випадку багатоканальних динамічних систем. На основі запропонованого підходу виконано чисельне дослідження стійкості РН «Маяк-43» пакетної схеми з урахуванням взаємодії поздовжніх коливань корпусу РН (по каналах тяги РРДУ центрального та бічних блоків) та низькочастотних процесів у маршових рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН кожного з її блоків.

У розділі 4 на основі результатів чисельного аналізу нелінійної взаємодії систем РРДУ та корпусу ракети досліджено нові динамічні процеси та явища: взаємодія кавітаційних коливань у системі живлення РРДУ та поздовжніх коливань ракети з виявленням областей тяжіння та параметрів автоколивальних режимів замкнутої динамічної системи «рідинна ракетна двигунна установка – корпус РН»; нестійкість РРД з окислювальною схемою допалювання генераторного газу, яка обумовлена нестійкістю контуру «турбонасосний агрегат – газогенератор»; ефект пригнічення резонансних максимумів динамічного коефіцієнта підсилення системи живлення РРДУ (по тиску) при зближенні резонансної та антирезонансної частоти її коливань.

Розділ 5 присвячено дослідженню стійкості та динамічної навантаженості верхніх ступенів рідинних ракет-носіїв з урахуванням особливостей їх конструкції та динамічної взаємодії з РРДУ на активній частині польоту РН: розвинено підхід до розрахунку параметрів власних коливань космічного ступеня РН зі складною просторовою конфігурацією її паливного відсіку; показано, що для сучасних космічних ступенів РН (близьких за компоновальною схемою до верхнього ступеня РН «Циклон-4М») існує потенційна небезпека реалізації в польоті коливальних режимів, зумовлених динамічною взаємодією РРДУ та конструкції верхнього ступеня; розроблено підхід до дослідження динамічної навантаженості (віброприскорень, динамічних складових інтенсивності напружень та деформацій) космічних ступенів при поздовжніх коливаннях рідинних РН. На прикладі японського багаторазового космічного корабля РН НОРЕ-Х з коаксіальним паливним відсіком мембранного типу та з маршовим рідинним ракетним двигуном LE-7 визначено, що зазначений РРДУ є потенційно нестійким по відношенню до коливань, спричинених кавітаційними явищами у насосах.

У розділі 6 дисертації розвинена методика для дослідження працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива в РРДУ, в якій враховано вплив частот та амплітуд домінуючих просторових вібрацій РН та динамічних процесів у системах живлення РРДУ космічних ступенів РН на ділянках їх активного та пасивного польоту.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у такому.

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

2. **Вперше** запропоновано підхід до визначення параметрів коливань (амплітуд та динамічних навантажень) рідинної РН на основі математичного моделювання нелінійної динамічної взаємодії РРДУ та корпусу РН, в якому використовується одновимірна скінченно-елементна дискретизація щодо систем та агрегатів РРДУ і тривимірна скінченно-елементна дискретизація конструкції РН та рідкого вмісту її паливних баків.

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

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

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

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

7. **Вперше** на основі нових отриманих при моделюванні динаміки РРДУ знань показано, що при вирішенні задачі забезпечення поздовжньої стійкості РН частотний

діапазон амплітудної стабілізації контуру «РРДУ – корпус РН» може бути розширений шляхом пригнічення резонансного максимуму коефіцієнта підсилення системи живлення РРДУ (по каналу тиску), яке досягається раціональним (з урахуванням нестационарності системи «РРДУ - корпус РН») «налаштуванням» антирезонансної частоти цієї частотної характеристики.

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

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

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

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

Практичне значення отриманих результатів полягає у наступному: результати, отримані на основі розробленого науково-методичного та програмного забезпечення для чисельного моделювання, аналізу динамічних процесів в РРД та стійкості рідинних ракет-носіїв, використовувалися у ДП «КБ «Південне» при визначенні поздовжньої стійкості вітчизняних ракет-носіїв тандемної схеми компоновання «Дніпро», «Зеніт», «Циклон-4», «Циклон-4М», РКП «Маяк-ЛЗ.0» та РКП «Маяк-ТЗ.0» пакетної схеми компоновання; американської РН «Антарес», південнокорейської РН «KSLV-2 (Nuri)», а також при аналізі динамічних процесів та визначенні працездатності систем живлення РРДУ верхнього ступеня РН «Циклон-4М», верхнього ступеня арабської РН на різних етапах польоту. За цикл вищевказаних робіт – «Дослідження динаміки систем живлення двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв», безпосередньо пов'язаних з темою дисертації – у 2016 році здобувачеві у складі авторського колективу із трьох осіб було присуджено премію Академії наук України ім. академіка М.К. Янгеля.

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

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Список публікацій, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації

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

1. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Серенко В. А., Хоряк Н. В. (1999) 'Теоретическое определение амплитуд

- продольных колебаний жидкостных ракет-носителей’, Космічна наука і технологія, 5, 1–2, pp. 90 – 96. <https://doi.org/10.15407/knit1999.01.090> (SSAO/NASA Astrophysics Data System).
2. Nikolayev O., Komatsu K. (2004) ‘Propulsion System Instability for Concentric Tank-Type Launch Vehicle’, Journal AIAA Propulsion and Power, 20, 2, pp. 376 - 378. <https://doi.org/10.2514/1.9263> (SCOPUS Q1, Web of Science).
 3. Bloha I. D., Nikolayev O. D. (2006) ‘Determination of the propellant slosh parameters for rocket propulsion system of the space stage with complex spatial tanks configuration’, Aerospace technic and technology, 10 (36), pp. 42–44. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2006_10_11 (Index Copernicus, Google Scholar).
 4. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий, И.Д., Долгополов С. И. (2009) ‘Особенности моделирования продольных колебаний верхних ступеней ракет-носителей со сложной конфигурацией топливных баков’, Тех. мех., 3, pp. 51 – 61. Available at: <https://journals.indexcopernicus.com/api/file/viewByFileId/340823.pdf> (Index Copernicus, Google Scholar).
 5. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2013) ‘Параметрическая идентификация математической модели низкочастотной динамики шнекоцентробежных насосов жидкостных ракетных двигателей’, Авиационно-космическая техника и технология, № 10 (107), pp. 122 - 127. Available at: <http://nti.khai.edu:57772/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2013/AKTT1013/Horyak.pdf> (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
 6. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2014) ‘Влияние демпфирования колебаний жидкого топлива в баках на амплитуды продольных колебаний жидкостной ракеты’, Авиационно-космическая техника и технология, 7/114. 34 – 40. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2014_7_8 (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
 7. Хоряк Н.В., Николаев А.Д., Долгополов С.И. (2015) ‘Теоретическая оценка эффективности динамического гасителя продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя’, Авиационно-космическая техника и технология, 9 (126).

- 26 – 31. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2015_9_6. (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
8. Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F. (2015) 'Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions', IAC-15-D.2.3, 66th Astronautical Congress International, pp. 8832 – 8838. Available at: <http://toc.proceedings.com/29485webtoc.pdf> (Scopus, Google Scholar).
 9. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2017) 'Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при запуске', Косм. наука технол., 23; (5), pp. 03-13, <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003> (Web of Science, Google Scholar)
 10. Долгополов С. И., Николаев А. Д. (2017) 'Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода жидкости при различных амплитудах гармонического возмущения', Тех. мех, 1. pp. 15 – 25. Available at: http://www.journal-itm.dp.ua/EN/Publishing/02-01-2017_rus.html (Index Copernicus, Google Scholar).
 11. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н. (2017) 'Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа', Вестник двигателестроения, 2, pp. 34 - 42. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/vidv_2017_2_8. (Google Scholar).
 12. Николаев А. Д., Башлий И. Д., Свириденко Н. Ф., Хоряк Н. В. (2017) 'Определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в топливных баках ракет-носителей космических ступеней на пассивных участках полета', Тех. мех, 4, 26–40. <https://doi.org/10.15407/itm2017.04.026> (Index Copernicus, Google Scholar)
 13. Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С. И. (2018) 'Математическое моделирование динамических процессов в системе подачи топлива космических ступеней ракет-носителей в условиях микрогравитации',

- Teh. meh, 4. pp. 24 – 35. <https://doi.org/10.15407/itm2018.04.005> (Index Copernicus, Google Scholar)
14. Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoryak N. V. (2018) ‘Computation of the POGO self-oscillation parameters in dynamic "propulsion – rocket structure" system by using of 3D structural model’, Teh. meh., 2, pp. 17 – 29. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017> (Index Copernicus, Google Scholar).
 15. Пилипенко О. В., Хоряк Н. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д. (2019) ‘Математическое моделирование динамических процессов в гидравлических и газовых трактах при запуске ЖРД с дожиганием генераторного газа’, Teh. meh., 4, pp. 5 – 20. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
 16. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. 2020, ‘Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle’, Космічна наука і технологія, 26, 4 (125), pp. 320. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
 17. Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2020) ‘Математическое моделирование запуска многодвигательной жидкостной ракетной двигательной установки’, Teh. meh., 1, pp. 5 – 18. <https://doi.org/10.15407/itm2020.01.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
 18. Nikolayev O., Zhulay Yu., Kvasha Yu and Dzoz N. (2020) ‘Evaluation of the vibration accelerations of drill bit for the well rotative-vibration drilling using the cavitation hydrovibrator’, Int. J. Mining and Mineral Engineering, 11, 2, pp. 102–120. <https://doi.org/10.1504/ijmme.2020.108643> (SCOPUS Q3, Google Scholar, Info Trac (Gale), Inspec (Institution of Engineering and Technology), J-Gate, ProQuest Advanced Technologies Database with Aerospace)
 19. Пилипенко О. В., Николаев О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І. (2020), ‘Сучасний стан теоретичних досліджень високочастотної стійкості робочих процесів в камері згоряння рідинних ракетних двигунів’, Teh.meh., 2, pp. 5 – 21 <https://doi.org/10.15407/itm2020.02.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
 20. Пилипенко О.В., Николаев А.Д., Башлій І.Д., Долгополов, С.І. (2020) ‘Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и

- пассивных участках траектории полета’, *Косм. наука технол.*, 26(1), pp. 03-17. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003> (Web of Science, Google Scholar).
21. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І., Башлій І. Д. (2021) ‘Сучасні проблеми низькочастотної динаміки рідинних ракетних двигунних установок’, *Тех. мех.*, 3, pp. 5 – 23. <https://doi.org/10.15407/itm2021.03.009> (Index Copernicus, Google Scholar).
 22. Пилипенко О. В., Долгополов С. І., Хоряк Н. В., Ніколаєв О. Д. (2021) ‘Методика визначення впливу внутрішніх та зовнішніх факторів на розкид тяги рідинного ракетного двигуна при його запуску’, *The mech.*, 4 (4), pp. 7 - 17. <https://doi.org/10.15407/itm2021.00.007> (Index Copernicus, Google Scholar).
 23. Dolgoplov S., Nikolayev O., Khoriak N. (2021) ‘Dynamic interaction between clustered liquid propellant rocket engines under their asynchronous start-ups’, *Propulsion and Power Research*, 10(4), pp. 347 - 359. <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2021.12.001> (SCOPUS Q1, Web of Science, Google Scholar).
 24. Zhulay Yu., Nikolayev O. (2021) ‘Sonic Drilling with Use of a Cavitation Hydraulic Vibrator’. Book chapter in ‘Mining Technology’. IntechOpen, London. Available at: <https://www.intechopen.com/chapters/78835> (Google Scholar).
 25. Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D., Polskykh S. V. (2021) ‘Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle’, *Space Sci. & Technol.*, 27, 6 (133), pp. 03—15. <https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
 26. Pylypenko, O. V., Smolensky, D. E., Nikolayev, O. D., Bashliy, I. D. (2022) ‘The approach to numerical simulation of the spatial movement of fluid with formation of free gas inclusions in propellant tank at space flight conditions’, *Space Sci. & Technol.* 28(5), pp. 03-14 <https://doi.org/10.15407/knit2022.05.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
 27. Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev, O. D., Khoriak, N. V., Kvasha, Yu. A., Bashliy, I. D. (2022) ‘Determination of the Thrust Spread in the Cyclone-4M First Stage Multi-Engine Propulsion System During its Start’, *Sci. innov.*, 18(6), pp. 97—112. <https://doi.org/10.15407/scine18.06.097> (SCOPUS Q3, Web of Science).

28. Nikolayev O. Bashliy I. (2022) 'Assessment of thrust chamber stability margins to high-frequency oscillations based on mathematical modeling of coupled 'injector – rocket combustion chamber' dynamic system', *Teh.meh.*, 1 (1), pp. 3-15; DOI: 10.15407/itm2022.01.003 (Index Copernicus, Google Scholar).
29. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В. (2022) 'Підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія пакетної схеми компонування', *Teh.meh.*, 3, pp. 3- 15. <https://doi.org/10.15407/itm2022.03.003> (Index Copernicus, Google Scholar).
30. Dolgoplov S., Nikolayev O. (2024) 'Features of mathematical modeling of nonlinear Pogo oscillations of launch vehicles', *CEAS Space Journal*, 16, 2, pp. 32-48. <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00541-3> (SCOPUS Q2, Web of Science, Google Scholar)

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань

України:

31. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Николаев А. Д., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Серенко В. А. (2000) 'Теоретическое определение динамических нагрузок (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС–20 на активном участке траектории ее полета', *Teh. meh.*, 1, pp. 3-18.
32. Николаев А. Д. Хоряк Н. В., Белецкий А. С. (2000) 'Оценка предельных значений амплитуд продольных колебаний жидкостной ракеты с использованием метода гармонической линеаризации и решения проблемы собственных значений', *Teh.meh.*, 2, pp. 12 - 22.
33. Пилипенко В. В., Николаев А. Д., Довготько Н. И., Пилипенко О. В., , Долгополов С. И., Хоряк Н. В. (2001) 'Теоретическая оценка эффективности пассивной системы виброзащиты космических аппаратов при продольных колебаниях ракеты-носителя', *Teh.meh.*, 1. pp. 5 - 12.
34. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2004) 'Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет–носителей с учетом диссипации энергии', *Авиационно-космическая техника и технология*, 4/12, pp. 62–73.

- 35.Блоха И.Д., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Пилипенко О. В., Свириденко Н. Ф., Шевченко Б. А. (2005) 'Влияние продольных вибраций космической ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя', *Teh.meh.*, 2, pp. 65 – 74.
- 36.Пилипенко В.В., Пилипенко О.В., Богомаз Г.И., Николаев А.Д., Блоха И.Д. (2006) 'Численное моделирование свободных колебаний космических ступеней жидкостных РН со сложной пространственной конфигурацией топливных баков', *Teh. meh.*, 2, pp. 69 - 81.
- 37.Блоха И. Д., Николаев А. Д., Богомаз Г. И., Сирота С. А. (2006) 'Численное моделирование свободных пространственных колебаний жидкости в емкостях сложной конфигурации', *Науковий вісник НГУ*, 5, pp. 75-80. Available at: <https://nvngu.in.ua/index.php/en/archive/on-the-issues/403-2006/1040-zmist-soderzhanie-6-2006>
- 38.Задонцев В.А., Николаев А.Д. (2006) 'Об оптимальном демпфировании системы питания двигательной установки для обеспечения продольной устойчивости гидромеханической системы', *Авиационно-космическая техника и технология*, 8 (34), pp. 133 – 135. Available at: <http://nti.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2006/AKTT806/Zadoncev.pdf>
- 39.Блоха И. Д., Николаев А. Д., (2006) 'Оценка динамической нагруженности конструкции космической ступени со сложной пространственной конфигурацией топливных баков при продольных колебаниях жидкостной ракеты-носителя'. *Вісник Дніпропетровського університету, Серія ракетно-космическая техника*, 10, 2, 9/2, pp. 3 - 11.
- 40.Богомаз Г.И., Сирота С.А., Блоха И.Д., Николаев А.Д. (2007) 'Развитие сложных пространственных колебательных движений жидкости в цилиндрической баке при резонансном возбуждении системы «конструкция бака – жидкость»', *Teh.meh.*, 1, pp. 81 - 89. Available at: <http://www.irbis-nbuv.gov.ua/publ/REF-0000175954>
- 41.Блоха И.Д., Николаев А.Д., Хоряк Н.В., Белецкий А.С. (2007) 'Продольные колебания верхней ступени и проблема продольной устойчивости жидкостной

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

- назначения «Циклон-4», *Teh. meh.*, 4, pp. 30 – 36. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_4_5
48. Башлий И. Д., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. (2011) 'Влияние полетных вибраций верхних ступеней ракет-носителей на характеристики сорбционных процессов в жидком газонасыщенном топливе в баках сложной пространственной конфигурации', *Teh. meh.*, 2, pp. 13 – 22. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_2_4.
49. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий И. Д., Пирог В. А., Ходоренко В. Ф. (2011) 'Математическое моделирование свободных продольных колебаний конструкции третьей ступени и корпуса ракеты космического назначения «Циклон-4», *Teh. meh.*, 4, pp. 37 – 44. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_4_6
50. Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2012) 'Математическое моделирование пространственных колебаний жидкости в цилиндрическом баке при продольных вибрациях его конструкции' *Teh. meh.*, 2, pp. 14 – 22. Available at: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88298>
51. Башлий И. Д., Николаев А. Д. (2013) 'Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с использованием современных средств компьютерного проектирования и анализа', *Teh. meh.*, pp. 2. 18 – 25. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2013_2_5.
52. Николаев А. Д., Белецкий А. С. (2013) 'Взаимодействие кавитационных колебаний в жидкостной ракетной двигательной установке и продольных колебаний корпуса ракеты-носителя', *Авиационно-космическая техника и технология*, 9(106), pp. 43 – 47. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2013_9_8.
53. Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2013) 'Определение параметров колебаний топлива в баках космических ступеней ракет-носителей перед повторными запусками маршевого двигателя при малых уровнях заполнения', *Teh. meh.*, 3, pp. 10 – 20. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2013_3_3.

- 54.Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Заволока А. Н., Кашанов А. Э., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Башлий И. Д. (2014) ‘Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения ее баков’, *Teh. mekh.*, 4, pp. 3 – 13. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2014_4_2.
- 55.Науменко Н. Е., Соболевская М. Б., Сирота С. А., Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2015) ‘Нелинейные колебания свободной поверхности жидкости в горизонтально расположенном цилиндрическом баке’, *Teh. mekh.*, 4, pp. 92-102. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2015_4_9.
- 56.Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Серенко В. А., Клименко Д. В., Ходоренко В. Ф., Башлий И. Д. (2016) ‘Учет диссипативных сил при математическом моделировании продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты’, *Teh. mekh.*, 2, pp. 16 - 31. Available at: <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/116676>

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

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

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

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

67. Николаев А. Д. Хоряк Н. В. (1997) 'Определение форм колебаний в динамической системе ЖРДУ – корпус ракеты на основе решения полной проблемы собственных значений'. Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем. Днепропетровск: ДГУ. pp. 59–66.
68. Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Шевченко Б. А. (2006) 'Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей', «Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы», 2, pp. 88 - 100.
69. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф., Башлій І. Д., Ніколаєв О. Д. (2014), Спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива, UA patent № 104841.
70. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф., Ніколаєв О. Д., Мітіков Ю. А. (2015), Спосіб і пристрій наддува паливного бака ракети-носія високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі, UA patent № 108530.
71. Горбунцов В. В., Свириденко М. Ф., Ніколаєв О. Д., Мітіков Ю. А. (2015), Спосіб і пристрій для наддування паливного бака ракети-носія, UA patent № 110134.
72. Пилипенко О. В., Свириденко М. Ф., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д. (2022), Пристрій сепарації рідкого компонента палива в паливному баку космічного ступеня від вільних газових включень і стабілізації розташування сукупної газової порожнини, що формується при польоті ступеня в умовах мікрогравітації, UA patent № 125376.
73. Пилипенко В. В., Белецкий А. С., Белецкий И. С., Николаев А. Д., Фоменко П. В. (1988), SU patent № 302126.
74. Задонцев В. А., Николаев А. Д., Фоменко П. В. (1989), Способ и устройство для обеспечения продольной устойчивости жидкостной ракеты-носителя, SU patent № 323354.

ABSTRACT

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

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

Forecasting the amplitudes of longitudinal (POGO) oscillations based on mathematical modeling of the nonlinear problem of the dynamic interaction of a liquid rocket propulsion system (LPRE) and a launch vehicle structure (LV) is not solved in world practice due to the lack of high-level nonlinear models of the LPRE dynamics. Determination of amplitudes of POGO oscillations is decided only by the results of expensive flight tests of a liquid rocket. However, when modernizing the existing LV (in particular, the prototypes of the "Dnipro" LV, "Cyclon" LV, that were unstable to POGO oscillations), the performance of a linear analysis of the system dynamics no longer meets the design requirements, because due to the introduction of new LV design solutions, the amplitude (swings) of POGO oscillations can significantly exceed the permissible value. The relevance of the dissertation topic is determined by the need to develop an approach to solve the nonlinear problem of predicting the level of vibrations inherent in the liquid rocket engine, longitudinal vibration accelerations and dynamic loads of a liquid launch vehicle, based on the nonlinear interaction of the propulsion system low-frequency processes occurring during LV longitudinal vibrations.

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

The dissertation research object contain the propulsion system low-frequency oscillations and dynamic processes, longitudinal and spatial oscillations of LV liquid multi-stage structures in the active part of the flight.

The subject of the research is propustion system dynamic processes, LV longitudinal stability, longitudinal vibration accelerations of multi-stage liquid LV and spacecraft structures, effectiveness of vibration suppression means, performance of capillary propellant management system of LV upper (space) stages.

Research methods are methods of mathematical modeling involving the theory of automatic control, the theory of LPRE working processes, the theory of oscillations as well as numerical methods of linear algebra and nonlinear mathematical programming, means of computer finite element modeling and analysis.

The introduction substantiates the relevance of the research topic, provides a connection with scientific programs, plans, and researches.

An analysis of the current state of the problem of ensuring the dynamic stability of liquid rocket engines (LPREs) to general engine self-perturbed low-frequency oscillations during LV longitudinal (POGO) oscillations is carried out in the first chapter of the dissertation. It was determined that promising directions for the development of the nonlinear theory of longitudinal stability of liquid LVs to solve the problem of predicting the level of longitudinal vibration accelerations and dynamic loading of liquid propellant are taking into account liquid spatial oscillations in LV elastic tanks, dependences of dissipative losses on amplitudes of propellant oscillations during spatial fluctuations of LV tanks and during elastic oscillations of the LV structural elements, as well as new concepts about nonlinear dynamic processes in the subsystems of the propulsion system.

The chapter two of the dissertation is devoted to the development of an approach to mathematical modeling of the nonlinear interaction of low-frequency processes in the propulsion system and the longitudinal oscillations of the liquid rocket launch vehicle. The development of the approach is ensured by taking into account the non-linear nature of LPRE operation processes, the nonlinear interaction of the eigenforms of the elastic spatial oscillations of the liquid LV structure with each other and with propulsion system dynamic

processes, and the nonlinear dependence of the dissipative losses of the LV structure on the amplitudes of the oscillations. The approach is based on the following guidelines:

- the parameters of dynamic processes in the liquid LV are computed on the basis of the nonlinear mathematical model of the coupled "propulsion system and LV structure" dynamic system, which is considered as a system with concentrated parameters;
- taking into account of cavitation phenomena in LPRE pumps is carried out on the basis of a nonlinear hydrodynamic model of cavitation oscillations in pump systems;
- modeling of processes in the "propulsion system and LV structure" dynamic system is carried out taking into account the main nonlinearities in the equations of the LPRE dynamics, namely: nonlinear dependencies of the volume and constant time of cavitation caverns on the operating parameters of the pumps; nonlinearities in the equations of the unsteady movement of liquid propellants in the LPRE feed pipelines, the equations of the dynamics of gas tracts and liquid flow regulators;
- modeling of the LV structure longitudinal oscillations as part of the "propulsion system and LV structure" dynamic system was carried out taking into account the experimental dependences of the decrements of the LV structure oscillations on the amplitudes of oscillations, elastic-dissipative connections between the elements of the LV structure and the interaction of various forms of elastic spatial oscillations of the LV structure and liquid propellants in LV tanks;
- modeling of elastic spatial oscillations of the LV structure is performed on the basis of its three-dimensional finite element model using modern computer means of finite element analysis;
- spatial oscillations of liquid propellants in the tanks are modeled taking into account the movement of the free surface of the liquid and the dynamic interaction of the liquid in the tanks with the LV structure.

The developed approach to the theoretical prediction of LPRE parameter oscillations and longitudinal vibration accelerations of liquid LVs was tested (using the results of experimental data) on prototypes of two-staged "Cyclon" LV and "Dnipro" LV, two-staged LV (the "Mayak-C3.9" project), as well as the three-staged LV "Cyclon -4" based on nonlinear non-stationary mathematical models of the corresponding "propulsion system and LV

structure" systems. A satisfactory agreement of the experimental and calculated frequencies and amplitudes of oscillations of the axial overload of the structures of the specified liquid LV depending on the flight time was obtained. The obtained results made it possible to draw important conclusions for the modification of the domestic "Cyclon 4" launch vehicle: the calculated values of longitudinal vibration accelerations of the spacecraft did not exceed the permissible level and, therefore, there is no need to take special measures to reduce the level of POGO accelerations of the spacecraft.

Chapter 3 is devoted to the development of methods of analysis of all engine system low-frequency oscillations of the LPRE operating parameters. An approach to the numerical determination of the limit values of the amplitudes of POGO oscillations of a liquid rocket within the framework of the harmonic linearization method using information on the eigenvalues and eigenvectors of the matrix of coefficients of the linear "propulsion system and LV structure" dynamic system has been developed. The analysis of the POGO stability of liquid LVs of the package scheme is proposed to be carried out on the basis of the Nyquist stability criterion, generalized for the case of multichannel dynamic systems. On the basis of the proposed approach, a numerical study of the stability of the "Mayak-43" LV of the package scheme was performed, taking into account the interaction of the POGO oscillations of the LV structure (along the LPRE thrust channels of the central and side blocks) and low-frequency processes in the cruise liquid rocket propulsion units of the LV stages of each of its blocks.

Based on the results of the numerical analysis of the nonlinear interaction of the propulsion systems and the LV structure, new dynamic processes and phenomena in chapter 4 are investigated: the interaction of cavitation oscillations in the propulsion system and the longitudinal oscillations of the rocket structure with the detection of attraction areas and parameters of the self-oscillating modes of the coupled "propulsion system and LV structure" dynamic system; instability of the staged combustion LPRE with an oxidizing gas generator, which is caused by the instability of the "turbopump unit - gas generator" circuit; the effect of suppressing the resonance maxima of the dynamic amplification factor of the propulsion feed system (by pressure) in case of the resonance and anti-resonance frequencies of system oscillations converge.

Chapter 5 is dedicated to the study of the stability and dynamic loading of the upper stages of liquid launch vehicles, taking into account the peculiarities of their design schemathic and dynamic interaction with the LPRE during the active part of their flight: an approach to calculating the parameters of the natural oscillations of the LV space stage with a complex spatial configuration of its propellants is developed; it is shown that for LV modern space stages (close to the structural schemathic of the "Cyclon-4M" upper stage), there is a potential danger of the realization of oscillating modes caused by the dynamic interaction of the LPRE and the upper stage structure; an approach to the study of dynamic loading (vibration accelerations, dynamic components of stress intensity and deformations) of space stages during longitudinal oscillations of liquid LV was developed. Using the example of the Japanese HOPE-X reusable LV spacecraft with a membrane-type coaxial propellant compartment and the LE-7 liquid rocket engine, it was determined that the specified propulsion systems are potentially unstable in relation to oscillations caused by cavitation phenomena in the pumps.

In chapter 6 of the dissertation the methodology for research of the performance of capillary propellant management systems in the propulsion system is developed. The methodology takes into account the influence of the frequencies and amplitudes of the LV dominant spatial vibrations and dynamic processes in the LPRE feed systems of the LV space stages in the active and passive flight.

The *scientific novelty* of the obtained results is as follows.

1. The nonlinear theory of POGO oscillations of LV with liquid propulsion systems was further developed. For the first time in world practice, scientific and methodological support has been developed to solve the problem of forecasting the level of dynamic component operating parameters of the propulsion system and the amplitudes of the elastic oscillations of the liquid LV structures during its POGO instability. The support feature is taking into account the nonlinear interaction of the elastic spatial oscillations of the liquid LV structure with dynamic processes in its propulsion system, taking into account the nonlinear dependences of LPRE and dissipative losses of the LV structure on the amplitudes of oscillations.

2. For the first time, an approach to determining the parameters of oscillations (amplitudes, swings and dynamic loads) of a liquid LV is proposed on the basis of mathematical modeling of the nonlinear dynamic interaction of the propulsion system and the LV structure, which uses a one-dimensional finite-element discretization of the propulsion systems and a three-dimensional finite-element discretization of the LV structure and the liquid content of its tanks.

3. Within the framework of the viscous friction model, which is used in the mathematical modeling of the elastic vibrations of the LV structure, for the first time the experimental values of the vibration damping coefficients of the structures of liquid LVs and physically models of liquid rockets with liquid propellants in tanks are summarized, depending on the amplitude of the oscillations and the liquid level tank contents.

4. An approach to the numerical determination of the maximum values of the amplitudes of the LPRE oscillations based on the method of harmonic linearization using information about the own complex frequencies and forms of oscillations of the coupled "propulsion system and LV structure" dynamic system has been developed.

5. For the first time, based on the results of mathematical modeling and numerical research of low-frequency processes in the oxidizer staged LPRE, the instability of the engine is theoretically predicted, due to the low-frequency dynamics of the "turbopump unit - gas generator" circuit, which was later experimentally detected during fire tests.

6. A new approach to the study of the POGO stability of the LV of the package layout was developed, taking into account the interaction of low-frequency processes in the main liquid rocket engine units of the LV stages of each of the blocks and the oscillations of the LV structure, which occurs along the thrust channels of the LPRE of the central and LV side blocks. The approach is based on the application of the Nyquist criterion generalized for multichannel dynamic systems.

7. For the first time, on the basis of newly acquired knowledge, it is shown that when solving the problem of ensuring the POGO stability of the LV, the frequency range of the amplitude stabilization of the "propulsion system and LV structure" circuit can be expanded by suppressing the resonant maximum of the amplification factor of the LPRE feed system (through the pressure channel), which is achieved by rational (taking into account the non-

stationarity of the "propulsion system and LV structure" system) by "adjusting" the anti-resonance frequency of this frequency gain.

8. Based on the results of modeling of the nonlinear "propulsion system and LV structure" dynamic system, new concepts about the interaction of low-frequency self-oscillations in the LPRE and the LV structure were obtained. It is shown that with developed cavitation oscillations with a frequency that exceeds the natural frequencies of the longitudinal oscillations of the elastic rocket structure, in the linearized "propulsion system and LV structure" system unstable oscillations can occur simultaneously at two frequencies - at the frequency of oscillations of the LV structure and the frequency of the second mode of fluid oscillations in LPRE feed line. However, for the corresponding nonlinear system due to the modes competition, only one self-oscillating mode is realized - either the mode with an increased level of amplitudes of oscillations of the LV structure, or the mode with "suppression" of POGO oscillations of the LV structure. The effect of a significant decrease in the modulus of the dynamic gain of a small harmonic signal (by the pressure dynamic channel) through the LPRE feed system during cavitation self-oscillations (with a higher frequency) in comparing to the values of the gain modulus in modes for case of cavitation self-oscillations are absent was revealed.

9. For the first time, on the basis of mathematical modeling of LPRE dynamic processes, the dynamic stability of the feed system of the LV space stage with membrane separation of cryogenic propellants in the coaxial type fuel compartment was investigated and recommendations were developed to ensure the stage stability based on the correction of the dynamic properties of the feed lines and engine pumps to eliminate cavitation (surge) oscillations.

10. An approach to compute the characteristics of sorption processes in the liquid propellants of the LPRE of LV space stages has been developed, which allows taking into account the influence of axial and transverse flight vibrations of tanks with a complex spatial configuration on sorption processes in liquid propellant in the case of LV POGO instability.

11. For the first time, a technique was developed for researching the performance of capillary propellant management systems in the space space propulsion systems. The technique takes into account the influence of the frequencies and amplitudes of the LV stage

dominant spatial vibrations and dynamic processes in the LPRE feed systems of the LV space stages in the active and passive flight.

The practical significance of the obtained results is as follows: the results obtained on the basis of the developed scientific-methodical and software for numerical modeling, analysis of dynamic processes in LPRE and stability of liquid launch vehicles were used in the SE "KB "Pivdenne" to study the POGO stability of Ukrainian tandem layout schemathic of "Dnipro" LV, "Zenit" LV, "Cyclon-4" LV, "Cyclon-4M" LV, "Mayak-L3.0" LV and "Mayak-T3.0" LV with package schemathic of layout; the American "Antares"LV, the South Korean "KSLV-2 (Nuri)" LV, as well as in the analysis of dynamic processes and determination of the performance of the capillary propellant management systems of the upper stage of the "Cyclon-4M" LV and the upper stage of the Arab LV for various time of flight. For the cycle of the above-mentioned works - "Study of the dynamics of the feed systems of the propulsion systems of the space stages of launch vehicles", directly related to the topic of the dissertation, in 2016 Olexiy Nikolayev was awarded the prize of the Academy of Sciences of Ukraine named after Academician M.K. Yangel.

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

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	33
Вступ	34
Розділ 1 Стан питання.....	45
1.1. Динамічні процеси у гідропружних системах рідинних ракет-носіїв на активній ділянці траєкторії їх польоту.....	45
1.2 Аналіз можливих причин низькочастотних коливань у РРД та поздовжніх коливань рідинних РН.....	53
1.3 Обґрунтування необхідності розробки нових підходів до математичного моделювання динамічної системи РРДУ – корпус РН.....	58
Висновки до розділу 1	63
Розділ 2 РОЗВИТОК НЕЛІНІЙНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ БАГАТОВИМІРНОЇ НЕСТАЦІОНАРНОЇ ДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ «РРДУ - КОРПУС РАКЕТИ» ПРИ ПРОГНОЗУВАННІ ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ РІДИННИХ РАКЕТ	66
2.1 Математичне моделювання нелінійної динаміки РРДУ у задачі про поздовжні коливання рідинної ракети-носія.....	69
2.2 Математичне моделювання просторових коливань рідини в паливних баках в задачі про поздовжню стійкість РН	94
2.3 Врахування дисипативних сил при математичному моделюванні поздовжніх коливань корпусу рідинної ракети	116
2.4 Визначення параметрів динамічної взаємодії просторових коливань корпусу РН і низькочастотної динаміки РРДУ при поздовжній нестійкості рідинної ракети	132
Висновки до розділу 2.....	156
Розділ 3 РОЗВИТОК МЕТОДІВ АНАЛІЗУ ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ РІДИННИХ РН, ЗУМОВЛЕНИХ РОБОЧИМИ РЕЖИМАМИ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РН.....	160

3.1 Теоретичне визначення граничних значень амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети на основі інформації про спектр матриці і гармонічної лінеаризації системи РРДУ - корпус ракети	160
3.2 Розробка методики аналізу коннективної стійкості складної багатоконтурної системи "живильні магістралі -РРД ".....	174
3.3 Розробка підходу до визначення поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія «пакетної» схеми з маршовими рідинними ракетними двигунними установками ступенів ракет-носіїв на активній ділянці польоту.....	182
Висновки до розділу 3.....	197
Розділ 4 НОВІ ТЕОРЕТИЧНІ УЯВЛЕННЯ ПРО ДИНАМІЧНУ ВЗАЄМОДІЮ РІДИННОЇ РАКЕТНОЇ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ І КОРПУСУ РАКЕТИ	201
4.1 Взаємодія поздовжніх коливань корпусу ракети-носія і кавітаційних коливань в системі живлення РРДУ в динамічній системі РРДУ - корпус ракети.....	201
4.2 Посилення малого гармонічного сигналу при його проходженні через систему живлення рідинного ракетного двигуна, що працює в режимі з розвиненими кавітаційними автоколиваннями	209
4.3 Нестійкість робочих процесів РРД з допалюванням окисного генераторного газу, обумовлена динамікою контуру «турбонасос – газогенератор».....	215
4.4 Пригнічення резонансних максимумів динамічного коефіцієнта посилення системи живлення РРДУ (по тиску) при налаштуванні її антирезонансної частоти коливань	220
Висновки до розділу 4.....	225
Розділ 5 СТІЙКІСТЬ ТА ДИНАМІЧНІ НАВАНТАЖЕННЯ НА КОНСТРУКЦІЮ ВЕРХНІХ СТУПЕНІВ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ НА АКТИВНІЙ ДІЛЯНЦІ ЇХ ПОЛЬОТУ.....	228

5.1 Особливості дизайну конструкцій сучасних верхніх ступенів рідинних ракет-носіїв і їх вплив на стійкість і динамічні навантаження на конструкцію верхніх ступенів ракет-носіїв.....	230
5.2 Математичне моделювання просторових коливань верхніх ступенів ракет-носіїв зі складною просторовою конфігурацією паливних баків	234
5.3 Динамічна стійкість верхнього ступеня рідинної ракети-носія із сфероконічною конфігурацією паливного відсіку на активній ділянці польоту.....	240
5.4 Динамічна стійкість верхнього ступеня рідинної ракети-носія з паливним відсіком соосної конфігурації, виконаним з використанням мембранних плівкових матеріалів	249
5.5 Оцінка динамічних навантажень на конструкцію верхнього ступеня зі складною просторовою конфігурацією паливних баків при поздовжніх коливаннях багатоступеневої рідинної ракети-носія в період часу роботи двигунної установки першого ступеня.....	270
Висновки до розділу 5.....	282
Розділ 6. СТІЙКІСТЬ ТА ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ СИСТЕМИ ЖИВЛЕННЯ РРДУ ПРИ ПРОСТОРОВИХ КОЛИВАННЯХ КОСМІЧНОГО СТУПЕНЯ РІДИННОЇ РАКЕТИ-НОСІЯ.....	285
6.1 Особливості протікання динамічних процесів в системі подачі палива маршових РРДУ при реалізації програми польоту космічних ступенів ракет-носіїв	285
6.2 Методика дослідження працездатності внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива з урахуванням нестационарних процесів в системі живлення РРДУ.....	293
6.3 Визначення параметрів коливань вільної поверхні рідкого палива в баку на активних (при роботі маршового РРД) і пасивних ділянках польоту РН (при дії силових факторів від виконавчих органів системи орієнтації та стабілізації космічного ступеня перед повторними запусками маршових РРД).....	313

6.4 Визначення параметрів руху рідини в баку на пасивних ділянках польоту РН (після зупину маршового двигуна ступеня).....	316
6.5 Визначення параметрів перехідних процесів в системі живлення маршової РРДУ при запуску і зупину РРД і оцінка впливу перехідних процесів на ефективність функціонування механізмів забезпечення суцільності.....	324
6.6 Нові методи забезпечення суцільності компонентів палива маршових РРДУ верхніх ступенів ракет-носіїв в різних умовах їх експлуатації.....	330
Висновки до розділу 6.....	335
Висновки.....	338
Список використаних джерел	344
Додатки.....	368
Додаток А. Акт впровадження.....	369
Додаток Б. Диплом Президії національної академії наук України.....	372
Додаток В. Список публікацій здобувача за темою дисертації.....	373

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

АЧХ	–	амплітудно-частотна характеристика
БНГ	–	бустерний насос пального
БНО	–	бустерний насос окислювача
ГВ	–	газовод
ГГ	–	газогенератор
КОУ	–	кордон області стійкості
РРД	–	рідинний ракетний двигун
РРДУ	–	рідинна ракетна двигунна установка
КА	–	космічний апарат
КП	–	компоненти палива
МГ	–	живильна магістраль пального
МД	–	маршовий двигун
МО	–	живильна магістраль окислювача
НП	–	насос пального
НО	–	насос окислювача
ПГСЖ	–	пневмогідравлічна система живлення
РКП	–	ракета космічного призначення
РН	–	ракета-носій
ВГВ	–	вільні газові включення
ТНА	–	турбонасосний агрегат
ФЧХ	–	фазочастотна характеристика
ЧХ	–	частотна характеристика
ШЦН	–	шнековідцентровий насос
CAE	–	система – Computer Aided Engineering System

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. Особливістю динаміки рідинних ракетних двигунів (РРД) різних конструктивно-компонувальних схем є їхня схильність до низькочастотної нестійкості – загальнодвигунних (зазвичай з частотою до 100 Гц) коливань робочих процесів у системах, агрегатах та камері згоряння, що виникають при поздовжніх коливаннях корпусу ракети-носія (явище POGO відповідно до американської наукової термінології). Ці коливання мають шкідливий вплив на робочі процеси в РРД, призводять до збоїв у роботі систем управління двигуна, а в окремих випадках до руйнування РРД та конструкції ракети з космічним апаратом (КА). Динамічна нестійкість РРД при польоті ракети-носія (РН) обумовлена резонансною взаємодією РРД та пружного корпусу РН, які разом з паливними трактами утворюють коливальний контур «рідинна ракетна двигунна установка (РРДУ) – корпус РН». Природа цього явища є такою, що воно не може бути виявлено в результаті будь-яких наземних випробувань двигуна, тому математичне моделювання динамічної взаємодії маршової РРДУ та пружного корпусу ракети є актуальною задачею, яку необхідно вирішувати при створенні нових та модернізації існуючих рідинних ракет.

Теоретичні та експериментальні дослідження низькочастотної динаміки рідинних ракетних двигунів, їх систем та агрегатів дозволили накопичити позитивний досвід у діагностиці динамічної нестійкості РРД та забезпеченні стійкості рідинних РН в цілому. Результати цих досліджень узагальнено у роботах М. С. Натанзона, В. В. Пилипенка, Г. М. Мікішева, Б. Ф. Глікмана, О. А. Шевякова, Є. Л. Левченка, О. В. Пилипенка, В. А. Задонцева, К. С. Колесникова, Sh. Rubin, K. Dotson, T. Shimura, S. Muller, Li Zhang-Guo та ін. Разом з тим, за кордоном до теперішнього часу задача системного аналізу динамічної взаємодії РРДУ та РН вирішується в лінійній постановці. Практично всі заходи підвищення запасів стійкості РН базувалися на лінійному аналізі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» і полягали в корекції низькочастотної динаміки РРДУ шляхом встановлення спеціальних демпфуючих пристроїв.

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

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

Нелінійна теорія кавітаційних коливань, що створена академіком НАНУ В. В. Пилипенком, дозволяє виконувати аналіз динамічних характеристик двигунної установки з урахуванням кавітаційних явищ у шнековідцентрових насосах РРД. Виконані в ІТМ НАНУ та ДКАУ під керівництвом В. В. Пилипенка дослідження нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» показали визначальний вплив динаміки кавітуючих насосів РРД на параметри поздовжніх коливань рідинних ракет. Однак отримані оцінки амплітуд (розмахів) коливань при поздовжній нестійкості РН мали переважно якісний характер.

В Україні прогнозування рівня амплітуд поздовжніх коливань РН із РРД стало особливо актуальним завданням на початку 21 століття. При модернізації існуючих конструкцій РН із РРД (зокрема прототипів РН «Дніпро», «Циклон»), динамічні процеси в яких (за даними лінійного аналізу та льотних експериментів) були нестійкими до POGO коливань, виконання лінійного аналізу динаміки системи вже не відповідає вимогам проєктування. Після модернізації цих ракет внаслідок зміни як

схеми компонування, так і впровадження нових конструкторських рішень амплітуди РОГО коливань можуть істотно перевищити допустиму величину.

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

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

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

Мета роботи і завдання дослідження. Метою дисертаційного дослідження є розвиток лінійної та нелінійної теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв для вирішення науково-технічної проблеми прогнозування рівня коливань робочих параметрів РРДУ, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинних РН з космічним апаратом, створення нових засобів для зниження рівнів

амплітуд коливань у системах живлення маршових РРД та двигунів верхніх (космічних) ступенів на активних та пасивних частинах траєкторії польоту РН.

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

– розробка підходу для вирішення нелінійної проблеми прогнозування рівня загальнодвигунних коливань робочих процесів у рідинному ракетному двигуні, поздовжніх віброприскорень та динамічної навантаженості рідинної РН, нелінійної взаємодії низькочастотних процесів, що відбуваються в її двигунній установці при поздовжній нестійкості рідинної ракети, а також нових уявлень про нелінійну динамічну взаємодію підсистем конструкції РН з РРДУ, що містить потенційно нестійкі контури та системи;

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

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

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

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

Предмет дослідження – динамічні процеси у РРДУ, поздовжня стійкість рідинних РН, поздовжні віброприскорення конструкції багатоступеневих рідинних РН та КА, ефективність засобів демпфування вібрацій та засобів віброзахисту

космічних апаратів РН, працездатність пристроїв забезпечення суцільності систем живлення РРДУ верхніх (космічних) ступенів РН.

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

Наукова новизна отриманих результатів полягає у такому.

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

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

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

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

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

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

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

8. На основі результатів моделювання нелінійної динамічної системи «РРДУ – корпус РН» отримано **нові уявлення** про взаємодію низькочастотних автоколивань у РРДУ та корпусу РН. Показано, що при розвинених кавітаційних коливаннях з частотою, яка перевищує власні частоти поздовжніх коливань пружного корпусу ракети, в лінеаризованій системі «РРДУ – корпус РН» наростаючі коливання можуть буди одночасно на двох частотах – на частоті коливань корпусу РН і частоті другого тону коливань рідини в живильній магістралі РРДУ. Проте у відповідній нелінійній

системі внаслідок конкуренції мод реалізується один автоколивальний режим – або режим з підвищеним рівнем амплітуд коливань корпусу РН, або режим з «пригніченням» поздовжніх коливань корпусу РН. **Виявлено новий ефект** суттєвого зменшення модуля динамічного коефіцієнта проходження малого гармонічного сигналу (по каналу тиску) через систему живлення РРДУ при розвитку в ній кавітаційних автоколивань (з більш високою частотою) у порівнянні зі значеннями модуля коефіцієнта на режимах, де вони відсутні.

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

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

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

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

Постановка деяких задач та аналіз результатів досліджень в опублікованих наукових працях здобувача (зазначених в анотації) проводилися разом з

співавторами, у тому числі з аспірантами. У наукових працях, які виконані в співавторстві, особистий внесок автора полягає у постановці задач досліджень, в розв'язанні задач та аналізі отриманих результатів, а саме: у проведенні математичного моделювання динамічної взаємодії динамічних процесів в РРДУ та поздовжніх коливань ракет-носіїв [1, 4, 16, 20, 21, 31, 38, 43, 46, 47, 49, 52, 60, 67, 73, 74]; у концептуалізації та створенні підходу до математичного моделювання просторових коливань рідинної РН з РРДУ для визначення параметрів коливань (амплітуд та динамічних навантажень) рідинної РН [3, 14, 30, 36, 37, 39, 40, 49, 50, 51, 66]; у концептуалізації та у проведенні експериментальних досліджень просторових коливань рідини в баках різної конфігурації [40, 55, 62]; у розробці методології досліджень щодо кількісної оцінки впливу дисипативних сил при моделюванні коливальних рухів [6, 18, 24, 34, 56]; у концептуалізації та розробці методології досліджень для чисельного визначення граничних величин амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети на основі методу гармонічної лінеаризації [34]; у математичному моделюванні динаміки та аналізі стійкості низькочастотних процесів у РРД [9, 10, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 23, 25, 27, 64, 69], у чисельному моделюванні та аналізі кавітаційних автоколивань у насосній системі живлення РРД [5, 45, 59, 61, 63, 65], у постановці завдання та розробці підходу до визначення динамічної стійкості різних рідинних ракетних двигунних установок [2, 11, 22, 28, 29, 42], у математичному моделюванні та аналізі результатів досліджень низькочастотної динаміки пневматичної системи віброзахисту космічного апарату [33]; у постановці завдання, вибору напрямків розвитку методичного підходу до визначення характеристик сорбційних процесів у рідкому паливі РРДУ космічних ступенів РН [12, 26, 48, 53, 54]; в постановці задачі дослідження та у побудові математичних моделей коливань космічних ступенів рідинних РН в умовах мікрогравітації [50, 68]; у створенні науково-методичного забезпечення для аналізу працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива РРДУ в умовах динамічного навантаження [8, 12, 13, 35, 44, 48, 57, 58, 68]; у розробці нових способів наддуву баків та запобігання формуванню вільних газових включень з розчиненого в компонентах палива газу [70, 71, 72]; в постановці задачі дослідження ефективності встановлення

динамічного гасника коливань у конструкцію РН при поздовжній нестійкості РН і аналізі результатів дослідження [7].

Апробація матеріалів дисертації. Основні результати дисертації доповідалися та обговорювалися на семінарах відділу динаміки гідромеханічних систем Інституту технічної механіки НАН України та ДКА України, науково-технічної проблемної ради «Математичне моделювання. Механіка деформованого твердого тіла. Динаміка та міцність машин» у ІПМаш НАН України (м. Харків, 2023 р.), I та II Українських конференціях з автоматичного управління «Автоматика-94», «Автоматика-95» (м. Київ, 1994 р., м. Львів, 1995 р.); 48-му і 66-му International Astronautical Congress (м. Турін, Італія, 1997 р. м. Єрусалим, Ізраїль, 2015 р.), Ninth World Congress on Theory of Machines and Mechanisms (м. Мілан, Італія, 1995), 9-му, 10 -му, 12-му, 13-му, 18-му, 19-му, 20-му, 23-му Міжнародних конгресах двигунобудівників (2004, 2006-2008, 2012-2015, 2018 р.р.); 1-му Українському семінарі з аерокосмічної техніки “Силові та енергетичні установки аерокосмічних апаратів” (м. Дніпро, 2009 р.), 8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS) (м. Мадрид, 2019 р., Іспанія), Міжнародній конференції “Hydrodynamics of moving objects” (м. Київ, 2012 р.), науковому семінарі в Сеульському національному університеті “Modeling of a space launch vehicle for multi-discipline interaction and prediction of instability” (м. Сеул, Республіка Корея, 2016 р., Республіка Корея), 7th International Conference Space Technologies: Present and Future, 2019 (м. Dnipro, Ukraine), Aerospace Europe Conference (м. Варшава, 2021 р.), Міжнародній конференції «Актуальні проблеми механіки (до 145-річчя від дня народження С.П. Тимошенка)» (м. Київ, м. Дніпро, м. Львів, м. Харків, 2023 р.).

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

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

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами, грантами. Представлені в дисертаційній роботі результати отримані автором при виконанні науково-дослідних робіт у відділі динаміки гідромеханічних і віброзахисних систем Інституту технічної механіки НАН України та ДКА України у рамках держбюджетної теми «Математичне моделювання динаміки та стійкості складних гідродинамічних систем з урахуванням ефектів гідродинамічної кавітації» (№ держреєстрації 0196U009387); держбюджетної теми III-36-06 (№ держреєстрації 0106U001725) «Математичне моделювання динамічних процесів у рідинних ракетах-носіях з кавітуючими насосами, бурових снарядах з кавітаційним гідровібратором та розв'язання зворотних завдань газодинаміки лопаткових вінців; держбюджетної теми (№ держреєстрації 0101U001838) «Дослідження динаміки гідромеханічних об'єктів з кавітуючими елементами як багатовимірних нелінійних нестационарних систем»; держбюджетної теми № III-66-11 (№ держреєстрації 0111U001434) «Розробка теоретичних основ взаємодії коливальних процесів у гідравлічних системах з елементами конструкцій різних об'єктів та вирішення зворотних завдань газодинаміки трансзвукових компресорних ступенів авіаційних газотурбінних двигунів»; держбюджетної теми III-88-16 (№ держреєстрації 0118U003632) «Вирішення сучасних проблем динаміки рідинних ракет-носіїв та гідродинаміки нових технічних пристроїв з кавітуючими елементами», державного контракту «Дослідження поздовжньої стійкості, міцності, надійності ракет-носіїв та процесів у двигунах» (№ держреєстрації 0196U012610), а також контрактів, укладених між ДП «КБ «Південне» та ІТМ НАНУ і ДКАУ: «Аналіз поздовжньої стійкості РКП «Маяк-22»; «Розробка і дослідження параметрів системи демпфування поздовжніх коливань (POGO) 1-го та 3-го ступеня РКП «KSLV-II»; «Визначення параметрів системи демпфування поздовжніх коливань РКП «Маяк – Т 3.0» і РКП «Маяк - ЛЗ.0»;

«Моделювання динаміки роботи двигуна з урахуванням кавітації в насосах і нестационарного теплообміну в системі живлення двигуна рідким киснем»; «Система віброзахисту КА "СІЧ-2М" від вібраційних навантажень під час виведення на орбіту» (№ держреєстрації 0116U005590); «Моделювання запуску двигунної установки, яка містить чотири двигунних блока РД870, з урахуванням кавітації в насосах і динаміки магістралей живлення першого ступеня РН «Циклон-4М» (№ держреєстрації 0118U100033); «Аналіз поздовжньої стійкості РКП "Циклон 4М» (№ держреєстрації 0118U100038); «Вибір раціональних параметрів демпфера системи живлення РРДУ I ступеня» (№ держреєстрації 0118U100032); «Моделювання запуску рідинного ракетного двигуна з урахуванням кавітації в насосах і динаміки магістралей живлення першого ступеня перспективної ракети-носія з демпферами поздовжніх коливань» (№ держреєстрації 0118U1000730).

При виконанні зазначених тем та контрактів автор дисертаційної роботи був відповідальним виконавцем тем та розділів. За цикл вищевказаних робіт – «Дослідження динаміки систем живлення двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв», безпосередньо пов'язаних з темою дисертації – у 2016 році здобувачеві у складі авторського колективу із трьох осіб було присуджено премію Академії наук України ім. академіка М.К. Янгеля.

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

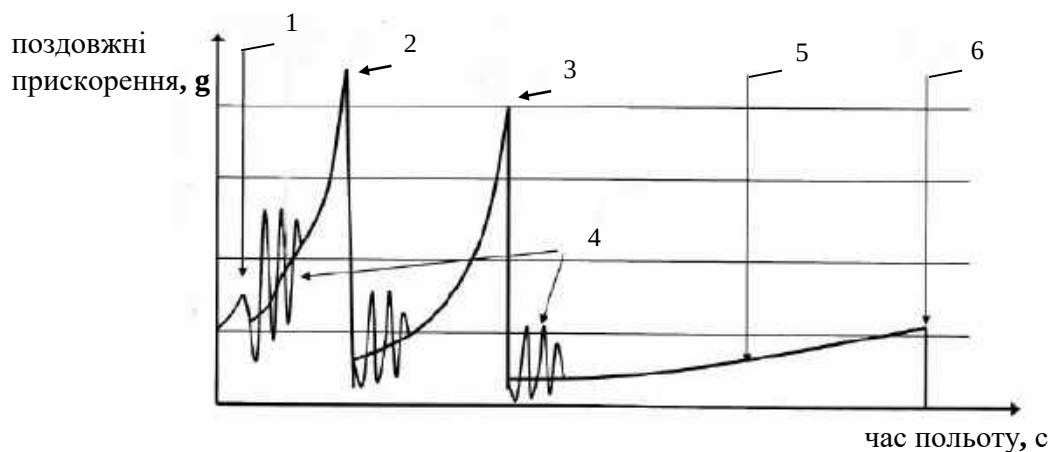
РОЗДІЛ 1

СТАН ПИТАННЯ

Особливістю динаміки рідинних ракетних двигунів (РРД) різних конструктивно-компонувальних схем є їх схильність до низькочастотної нестійкості – загальнодвигунних (зазвичай з частотою до 100 Гц) коливань робочих процесів у системах, агрегатах та камері згоряння, що виникають при поздовжніх коливаннях корпусу ракети-носія (явище POGO відповідно до американської наукової термінології). Рідинна ракета-носій (РН) являє собою складну гідромеханічну систему, в якій протягом часу її польоту можуть розвиватися і затухати коливання рідкого палива в несучих баках і в системі живлення маршових двигунів, а також коливання робочих параметрів окремих систем і агрегатів рідинних ракетних двигунів [Абгарян К. А., Рапопорт И. М., 1969]. Ці коливальні процеси знаходяться у взаємодії між собою в пов'язаній динамічній системі РРДУ - корпус ракети (що включає систему управління польотом РН). При цьому рівень динамічних навантажень, що розвиваються в польоті і діють на конструкцію РН, залежить від ступеня розвитку динамічної взаємодії систем [Натанзон М.С., 1977; 'Preventing POGO on Titan IVB', 2003; Raji R. et al, 2018; Пилипенко О. В., Долгополов С. І. et al, 2021; Dolgoplov S., Nikolayev O. et al, 2021; Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O. et al, 2021].

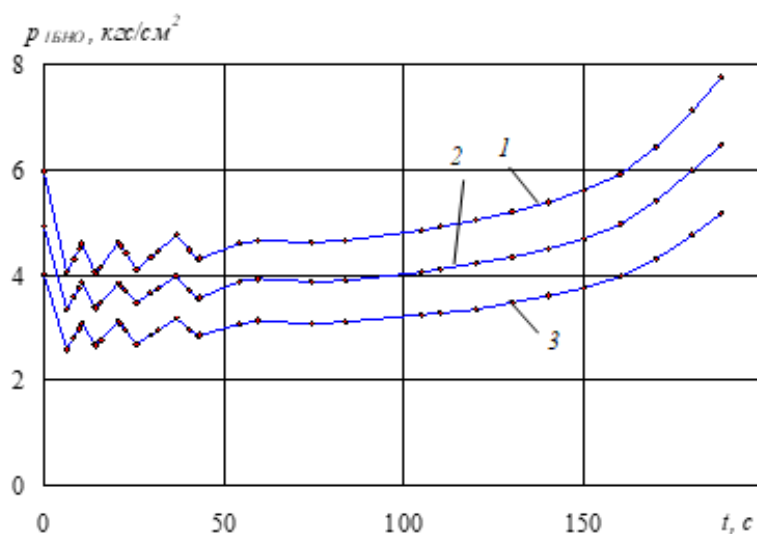
1.1. Динамічні процеси в гідропружних системах рідинних ракет-носіїв на активній ділянці траєкторії їх польоту

У зв'язку з високими вимогами до надійності виконання програми польоту РН проблеми динаміки і стійкості мають важливе значення при розробці і модернізації ракет-носіїв і їх двигунних установок [Алемасов В. Е. Дрегалін А. Ф., Тишин А. П., 1980]. На активній ділянці польоту в рідинних ракетах відбувається ряд нестационарних процесів, які в основному пов'язані з спорожненням баків компонентів палива (КТ), роботою системи наддуву паливних баків, зміною тяги і режимних параметрів РРД відповідно до циклограми польоту РН [Игдалов И. М., 2004]. Про вплив цих процесів на динаміку ракети-носія в польоті можна судити перш за все зі зміни величини в часі поздовжнього прискорення РН. На рис. 1.1 схематично



1 – запуск двигунної установки першого ступеня РН; 2 - закінчення роботи двигунної установки першого ступеня РН; 3 - закінчення роботи двигунної установки другого ступеня РН; 4 - перехідні процеси; 5 - ділянка активного польоту РН із працюючою двигунною установкою третього ступеня, 6 - зупин двигунної установки третього ступеня

Рисунок 1.1 – Поздовжні прискорення конструкції КА, що реєструються в низькочастотному діапазоні на сталих і перехідних режимах при його виведенні триступеневою РН



1 – максимальний тиск на вході в РРД;

2 – номінальний тиск на вході в РРД;

3 – мінімальний тиск на вході в РРД

Рисунок 1.2 – Зміна тиску компонента палива (окислювача) $P_{\text{ІБНО}}$ на вході в РРД протягом часу польоту РН із працюючою РРДУ першого ступеня

представлена типова залежність від часу польоту величин поздовжніх прискорень, що фіксуються при виведенні на орбіту космічного апарату 3х- ступеневою РН [Caruntu D. I., Shove C. , 2005]. Величини тисків компонентів палива на вході в маршовий РРД також змінюються протягом часу польоту ступеня РН (типові залежності тиску компонента палива (окислювача) на вході в РРД протягом часу польоту ступеня РН показані на рис. 1.2). На рисунках видно, що з ростом величини перевантаження РН збільшується інерційна складова стовпа рідини в системі живлення двигуна, внаслідок чого, як правило, підвищується тиск на вході в РРД.

Разом з тим, на активних і пасивних ділянках польоту РН розвиваються різного роду коливання конструкції РН і робочих параметрів в системах рідинних ракетних двигунів. Поява, розвиток і згасання цих коливань також пов'язано з нестационарними процесами в РРДУ (зокрема, зі змінами режимних параметрів РРД). Коливання можуть мати різні причини і відбуватися в частотних діапазонах, характерних для кожного типу коливань [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2021].

Високі рівні амплітуд коливань конструкції РН (і відповідно розмахів коливань параметрів РРДУ) реєструються при старті РН, запуску і зупину її двигунів, поділі ступенів, відділенні відокремлюваних відсіків, баків і попутних корисних навантажень, при перехідних процесах, пов'язаних зі зміною режиму роботи двигунів ступенів РН (рис. 1.1). При зміні режиму роботи двигунів ступенів РН, як правило, істотно змінюється спектр частот основних підсистем зв'язаної динамічної системи «РРДУ - корпус ракети», що може призвести до збільшення резонансної взаємодії і амплітуд коливань рідинної РН при зближенні (або перетині) залежностей від часу парціальних частот коливань підсистем (рис. 1.3 характеризує зміну такого спектру частот при переході робочого режиму маршової РРДУ з 100% до 60% тяги при польоті РН важкого класу).

Динамічні навантаження на конструкцію РН при перехідних процесах в РРДУ (при старті, переході з одного режиму тяги двигунної установки на інший, зупину двигунів, розстикуванні ступенів) є визначальними для проєктування основних силових конструкцій РН і КА. Вібрація є шкідливим фактором як для джерела енергії (тобто для ракетної двигунної установки), так і для об'єкта динамічного впливу - корпусу РН, включаючи виведений на робочі орбіти об'єкт – космічний апарат зі складними дорогими приладами і чутливою апаратурою. Вібраційні навантаження

на конструкцію РН і КА при цьому можуть досягати високого рівня і приводити до нештатних і аварійних ситуацій. Збереження працездатності КА при виведенні його на робочу орбіту є не менш важкою конструкторською задачею, ніж забезпечення операційних його характеристик на орбіті [Сердюк В., 2009].

Конструкція КА повинна не тільки утримувати корисне навантаження і підсистеми КА, але також мати достатню міцність і жорсткість, щоб виключити будь-які аварійні ситуації (пошкодження, руйнування, небажані деформації конструкції, відмова і вихід з ладу приладів і апаратури), які можуть перешкодити успіху місії. КА повинен бути стійкий до сумарної дії всіх вібраційних навантажень, тому його конструкція, його компоненти та вимірювальні прилади (в гіршому випадку і засоби віброзахисту КА) повинні бути спроектовані так, щоб показники вібрації були мінімальними в широкому частотному діапазоні.

Норми міцності конструкцій РН і космічних апаратів регламентуються спеціально розробленими стандартами (напр., [Stavrinidis C. et al, 1994]). В них містяться вимоги до визначення навантажень і міцності конструкції КА для всіх етапів його експлуатації і встановлюються коефіцієнти безпеки. Запас міцності конструкцій елементів конструкції РН визначається зі співвідношення граничного та розрахункового навантаження. При визначенні останнього враховується коефіцієнт безпеки, що включає погрішність теоретичного і експериментального визначення навантажень і несучої здатності конструкції РН, а також випадковий розкид силових факторів.

Зростання потужності і ускладнення схем сучасних РРД створюють умови для виникнення коливань різної природи і втрати стійкості робочих процесів в агрегатах і контурах РРД [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. et al, 2020; Nikolayev O. Bashliy I., 2022]. При польоті рідинних ракет наростаючі коливання тиску і витрати палива, тяги і інших параметрів РРД супроводжуються вібраціями конструкції РН і є однією з основних причин аварійних ситуацій [Райан, Кифлінг, Бьюкинен, Джарвінен., 1971]. Ці коливання можуть призводити до порушення нормальної роботи РРД, механічних пошкоджень конструкції РН і агрегатів РРД, пошкодження корисного вантажу, що виводиться ракетою на робочу орбіту і т.п.. Тому, починаючи з ранніх етапів

проектування рідинних ракет, велика увага приділяється роботам з виявлення та усунення можливої динамічної нестійкості РРД і поздовжньої стійкості РН (напр., Pilipenko V.V., 1993; Oppenheim B. W., Rubin. S, 1993)). Такі роботи ведуться аж до проведення льотних випробувань РН, а іноді і після них. Вони спрямовані на забезпечення стійкості РРД і їх динамічної сумісності з корпусом РН, що є необхідною умовою виконання програми польоту РН.

По механізму виникнення і частоті коливань виділяють низькочастотні загально двигунові коливання (з частотою до 50 Гц), низькочастотні коливання в окремих агрегатах і контурах РРД (з частотою від 50 до 300 Гц) і внутрішньо камерні високочастотні коливання (з частотою від 300 Гц) [Гликман Б. Ф., 1974]. Низькочастотні загально двигунові коливання можуть бути викликані різними причинами: кавітаційними явищами в насосах РРД, несумісністю динамічних характеристик маршового РРД і корпусу РН (втратою стійкості контуру "РРДУ - пружний корпус РН"), нестійкістю контуру "РРД - регулятор" [Долгополов С. И., Николаев А.Д., 2017]. Для усунення кожного з них застосовуються свої методи, тому діагностування причин низькочастотних коливань є основою для розробки ефективних засобів забезпечення динамічної стійкості РРД [Пилипенко О. В. et al, 2021].

Особливе місце серед причин низькочастотних загально двигунових коливань займає нестійкість динамічної системи "РРДУ - корпус РН", що виникає в результаті взаємодії низькочастотних процесів в РРДУ і пружних поздовжніх коливань корпусу РН на активній ділянці польоту РН. Вона проявляється в зростанні розмахів коливань параметрів РРД і поздовжнього перевантаження корпусу РН на частоті, що відповідає одній з нижчих частот власних поздовжніх коливань корпусу, тому зазвичай її називають нестійкістю по відношенню до поздовжніх коливань корпусу або поздовжньої нестійкості РН. У зарубіжній літературі це явище отримало назву POGO (напр., [Rubin S., 1965]). Природа його така, що воно не може бути виявлено експериментально в наземних умовах. Для усунення поздовжньої нестійкості РН, виявленої за результатами пусків, необхідно вносити конструктивні зміни в готовий виріб [Load Analyses of Spacecraft and Payloads. NASA Technical Standard', 1996]. Витрати на виконання таких робіт можуть виявитися порівнянними з вартістю виробу

[Рабинович Б. И., 2006], тому однією з найбільш важливих задач в загальній проблемі забезпечення успішного виконання програми польоту РН є прогнозування поздовжньої стійкості РН на основі результатів математичного моделювання динамічної взаємодії маршових РРД і корпусу РН.

Проблема поздовжньої стійкості рідинних РН виникла при створенні міжконтинентальних балістичних ракет і залишається актуальною до теперішнього часу. З цією проблемою стикалися розробники рідинних РН в Україні, США, Франції, Японії [наприклад, Роуз, 1967; Натанзон М.С., 1977; Колесников К. С., 1971; Dotson K., 2003. Fenwick J. R. 1982; About G. et al, 1983, About G. et al, 1987, Jean-Marius 1995; Louaas E. et al, 2005; Shimura T., 1992; Ujino T., 1994; Dotson Kirk et al, 2014; Avramov K.V. et al, 2016; Tang Ye. et al, 2017; Muller S. et al, 2017; Park Kook Jin et al, 2020; Pylypenko O. V. et al, 2020; Yoo JeongUk et al, 2021; Jia Su et al, 2021; Tan Shujun et al, 2023]. Самозбурені низькочастотні коливання параметрів РРД і поздовжнього перевантаження корпусу ракети відзначалися в процесі льотного відпрацювання більшості американських рідинних РН першого покоління – "Серджент", "Юпітер". "Тор / Аджена", "Атлас / Аджена", "Титан II", "Титан III", "Сатурн 5V", європейських РН – "Діамант", "Веста", "Європа II" . Коливання розвивалися переважно в частотному діапазоні від 5 Гц до 50 Гц, мали тривалість до 30 с, а рівень амплітуд коливань поздовжнього перевантаження конструкції досягав від десятків часток g до 20–30 g .

Найбільш серйозні і дорогі дослідження поздовжньої стійкості були проведені в США в процесі виконання програми "Сатурн 5" [Поздовжня стійкість ракет з РРД і методи стабілізації. Огляд № 42. 1975]. В даний час вони розглядаються в США як класичні наукові роботи по усуненню POGO-коливань. Надалі на їх основі виконувалися роботи щодо забезпечення поздовжньої стійкості РН "Спейс Шаттл" [Lehtinen B., Lorenzo C. F., 1979], перших ступенів РН "Титан IV", "Титан V" і "Дельта - IV", японської ракети Н 2.

У Радянському Союзі з проблемою POGO зіткнулися вперше при відпрацюванні варіантів ракети Р-7 для польоту на Місяць. Згодом роботи з аналізу поздовжньої стійкості проводилися на різних стадіях проєктування і модернізації

ракет 8K67, 15A14, 15A18 (РС 20), 15A35, РН "Зеніт", "Енергія", "Дніпро", "Циклон" [Рабинович Б. И., 2006].

У Китаї проблема POGO виникла при здійсненні пілотованих запусків, які виконувалися ракетою-носієм CZ-2F (відомою також під назвою Чанчжен 2F, Великий похід 2F і Long March 2F). При виведенні на орбіту космічного корабля Шеньчжоу-5 з першим китайським космонавтом (в жовтні 2003 року) в кінці польоту першого ступеня РН виникли інтенсивні поздовжні вібрації, які привели до різкого погіршення самопочуття космонавта. До розробки наступної РН CZ-2F, призначеної для космічного корабля Шеньчжоу-6, були прийняті коригувальні заходи. Модифікація ракети дещо пом'якшила проблему, однак при виведенні Шеньчжоу-6 все одно відзначалися значні поздовжні вібрації. Наступні зміни в конструкції живильних трубопроводів, що дозволили відрегулювати частоту коливань, привели до зниження рівня вібрацій більш ніж на 50% [Zhao, Z. H., 2011].

Як правило, дослідження POGO при проектуванні рідинних РН виконувалися для їх перших і других ступенів. Розробка нових надлегких конструкцій верхніх ступенів РН, складна просторова конфігурація їх паливних баків і використання більш потужних РРД зробила актуальною проблему забезпечення стійкості верхніх ступенів РН по відношенню до поздовжніх коливань. Так, при польоті верхнього ступеня "Центавр", виведеного РН "Атлас" (2002 г.), були зареєстровані коливання ступеня і космічного апарата, характер яких свідчив про POGO [Dotson, 2003]. Для двигуна низького ступеня ракети-носія Atlas V також POGO коливання були з частотою 5 Гц -7 Гц з великим приростом тиску на кінці лінії подачі рідкого кисню безпосередньо перед вимкненням двигуна [Dotson, 2014]. Динамічна нестійкість кожної нової РН реалізується в унікальній формі, коли поряд з відомими механізмами і закономірностями проявляються специфічні особливості цього явища [‘Продольная устойчивость ракет с ЖРД и методі стабилизации’, 1975; Пилипенко В. В., Николаев А. Д., et al 2008]. Тому, незважаючи на накопичений досвід, проблема забезпечення стійкості динамічних процесів в РРД і поздовжньої стійкості РН залишається актуальною і потребує вирішення при розробці нових і модернізації існуючих рідинних РН.

1.2 Аналіз можливих причин низькочастотних коливань в РРД і поздовжніх коливань рідинних РН

Динамічна несумісність РРД і корпусу РН. Низькочастотні коливання в РРД можуть бути обумовлені поздовжньою нестійкістю РН, що виникає в результаті динамічної взаємодії РРДУ і корпусу РН на активній ділянці польоту. Механізм втрати поздовжньої стійкості рідинних РН був вперше описаний М. С. Натанзоном в 1959 році. Корпус рідинної РН разом з РРД і живильними магістралями утворює автоколивальний контур "РРДУ - корпус РН" зі зворотним зв'язком по тязі РРД [Колесников К. С., 1980; Вибрации в технике. Т. 3., 1980]. РРД є в ньому джерелом енергії неколивальної природи, здатним створювати і підтримувати автоколивання як в агрегатах і контурах РРДУ, так і в системі "РРДУ – корпус РН". Під дією випадкових збурень, що надходять від двигуна, в системі "РРДУ - корпус РН" виникають пружні поздовжні коливання корпусу РН – зміни напружено-деформованого стану його конструкції. Вони викликають коливання рідкого палива в баках і магістралях і, в кінцевому рахунку, приводять до коливань тяги РРД, які збурюють коливання корпусу РН. Зворотній зв'язок, що реалізується через РРДУ, при сприятливих фазових співвідношеннях між коливаннями тяги і корпусу РН призводить до збільшення амплітуди поздовжніх коливань корпусу (рис. 1.3).

Якщо при цьому значення динамічного коефіцієнта підсилення, який зв'язує коливання осьового навантаження корпусу РН і сили тяги, досить великі, відбувається втрата стійкості системи "РРДУ – корпус РН".

Сприятливі умови для реалізації цього механізму виникають при збігу (зближенні) власних частот пружних коливань корпусу РН з власними частотами коливань рідини в системі живлення РРД. Ці умови практично завжди виконуються на одному або декількох інтервалах часу польоту багатоступеневих рідинних РН, оскільки діапазони зміни власних частот коливань рідини і власних частот поздовжніх коливань корпусу у них перетинаються. Різке зростання коефіцієнтів посилення РРДУ по каналу "тиск палива на виході з бака – тиск на вході в насос РРД" збільшує інтенсивність зворотного зв'язку, а необхідні для розвитку коливань фазові співвідношення, як правило, забезпечуються різкою зміною фази коливань поблизу

резонансу [Натанзон М.С., 1977; Fenwick J. , 1992]. Важливу роль в реалізації цього механізму втрати стійкості відіграють кавітаційні явища в шнековідцентрових насосах РРД. Вони не тільки впливають на стійкість РРД, але і знижують власну частоту коливань рідини в його системі живлення, в силу чого роблять визначальний вплив також на поздовжню стійкість РН ([Пилипенко В.В. et al, 1977]).

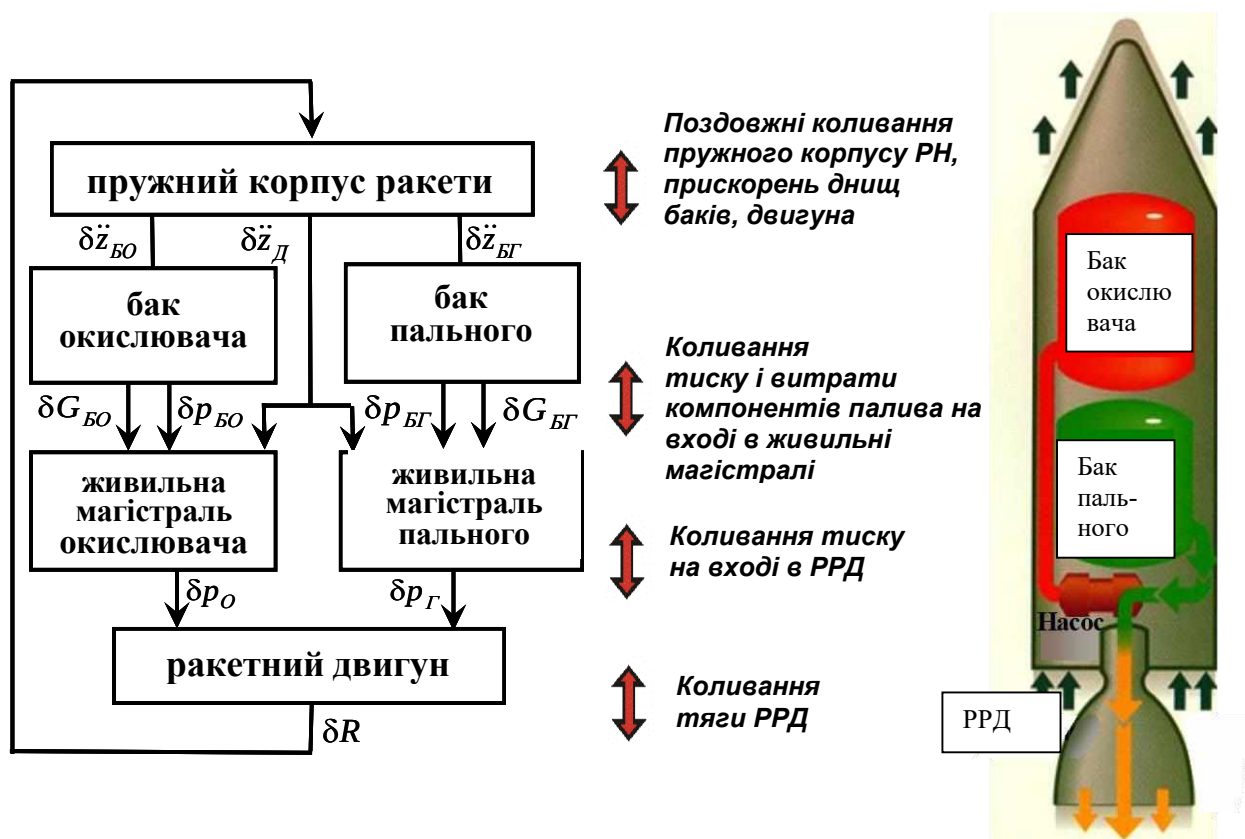
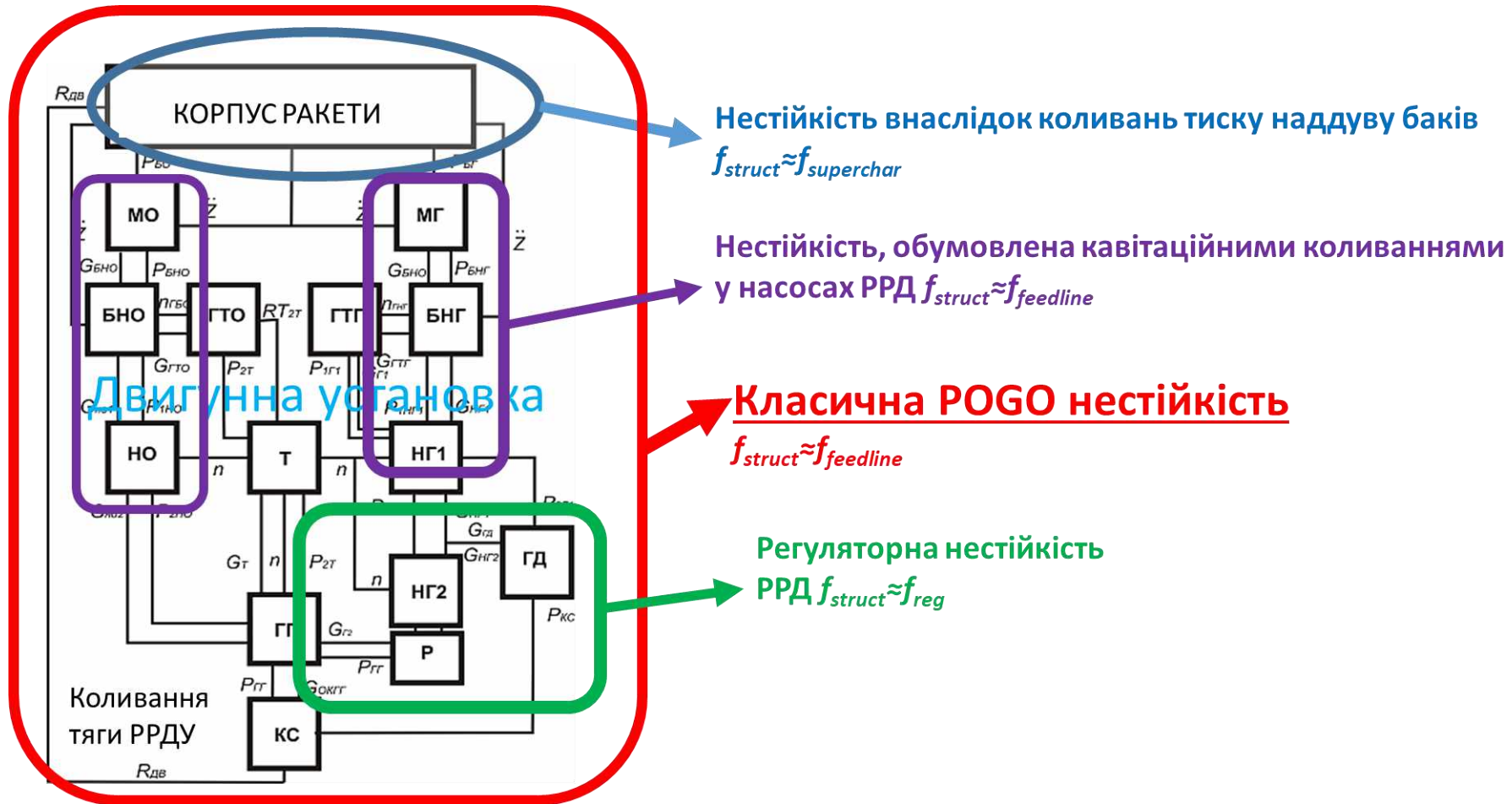


Рисунок 1.3 – Спрощена схема динамічної взаємодії РРДУ і корпусу РН

У класичному випадку втрата поздовжньої стійкості РН (див., рис. 1.4) відбувається при зближенні власної частоти І-го або ІІ-го тону поздовжніх коливань корпусу РН з нижчою частотою коливань рідини в лінії живлення РРД компонентом палива від далекого бака (зазвичай бака окислювача). Саме цей механізм реалізувався при пусках ракет-прототипів РН "Циклон" і РН "Дніпро" [Пилипенко В.В., Николаев А.Д. et al, 1999; Пилипенко В.В., Николаев А.Д. et al, 2000, Dolgoplov S., Nikolayev O., 2024]. Втрата поздовжньої стійкості ракети 15A35 [Стратегический ракетный комплекс УР-100Н УТТХ с ракетой 15A35, 2020] відзначалася при зближенні власних частот поздовжніх коливань її корпусу з другою частотою коливань рідини в живильній магістралі окислювача.



МО – живильна магістраль окислювача; МГ – живильна магістраль пального; БНО – бустерний насос окислювача; НО – основний насос окислювача; БНГ – бустерний насос; НГ1 і НГ2 – насоси пального; Т – турбіна; Р – регулятор витрати пального; ГГ – газогенератор; КС – камера згоряння; ГТГ – гідротурбіна; ГТО – газова турбіна

Рисунок 1.4 – Розрахункові схеми динамічної взаємодії підсистем РН при POGO коливаннях

Для деяких контурів РРД (наприклад, для контуру «турбонасосний агрегат - газогенератор» в РРД з допалюванням генераторного газу або контуру «двигун - регулятор») характерні резонансні явища [Присняков В. Ф., 1983], в тому числі, в низькочастотному діапазоні. Якщо частотна характеристика РРД має яскраво виражений резонансний характер, при якому забезпечується досить велике значення коефіцієнта посилення РРД по каналу "тиск на вході в насос РРД - тиск в камері згоряння", то при збігу значень власних частот коливань корпусу РН з резонансними частотами РРД може статися втрата поздовжньої стійкості РН [Хоряк Н. В., Николаев А. Д., 2007; Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al , 2021]. Причиною поздовжньої нестійкості РН може бути також втрата стійкості контуру "пружний корпус - рухомі частини регулятора РРД" при впливі на регулятор РРД коливань поздовжнього перевантаження з власною частотою корпусу, що збігається з резонансною частотою РРД [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., et al , 2021].

При польоті ракети РС-20 реалізувався більш складний механізм втрати поздовжньої стійкості [Пилипенко В.В., Николаев А.Д. et al, 2000]. На активній ділянці її польоту були дві зони наростаючих коливань з частотами, відповідними власним частотам І-го тону поздовжніх коливань корпусу ракети. У першій зоні втрата стійкості відбувалася при зближенні власної частоти коливань корпусу з частотою коливань рідини в живильній магістралі окислювача; у другій зоні значення власних частот коливань корпусу і рідини в системі живлення РРД відрізнялися не менше, ніж на 1 Гц – 2 Гц. Результати математичного моделювання поздовжніх коливань ракети РС-20 показали, що для її маршової РРДУ характерні великі значення коефіцієнтів посилення РРД і живильної магістралі окислювача в усьому діапазоні зміни власної частоти І-го тону поздовжніх коливань її корпусу. Сприятливі фазові співвідношення між динамічними характеристиками РРДУ і корпусу ракети, які реалізувалися у другій зоні, привели до втрати поздовжньої стійкості.

Наведені приклади не вичерпують всіх можливих варіантів реалізації механізму втрати поздовжньої стійкості рідинних РН.

Низькочастотна нестійкість окремих підсистем РРДУ. Низькочастотні коливання параметрів РРД і пов'язані з ними пружні поздовжні коливання корпусу РН можуть виникати при нестійкості системи "живильна магістраль – шнековідцентровий насос" по відношенню до кавітаційних коливань і нестійкості контуру "РРД – регулятор", а також при недостатньому запасі стійкості цих систем. Зворотній зв'язок, що з'являється при роботі РРД в складі ракети і інтенсифікується резонансними явищами, при збігу значень власних частот корпусу РН з власними частотами зазначених підсистем РРДУ може значно збільшити розмахи кавітаційних або регуляторних коливань і привести до нестійкості системи "РРДУ - корпус РН". Зовнішня картина явища в цих випадках аналогічна картині, що спостерігається при втраті поздовжньої стійкості. Однак ці явища мають різну природу (в одному випадку – вимушені коливання, в іншому - самозбурення коливань в автоколивальному контурі "РРДУ - корпус РН") і усуваються різними способами [Гликман Б.Ф., 1989; Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2021].

Для вибору ефективного засобу забезпечення стійкості системи "РРДУ - корпус РН" необхідно правильно визначити причини її нестійкості, що може виявитися досить складним завданням. Так, наприклад, якщо амплітуди регуляторних або кавітаційних коливань малі, вони не призводять до порушення нормального функціонування двигуна при його стендових випробуваннях, і факт їх існування може бути встановлений тільки в результаті спеціального аналізу експериментальних даних [Долгополов С. И., Николаев А. Д. 2017].

При аналізі стійкості системи "РРДУ - корпус РН" нерідко нехтують врахуванням лінії живлення РРД компонентом палива від ближнього бака (зазвичай бака пального), вважаючи, що вплив коливань рідини в цій лінії на корпус РН є слабким. Це обґрунтовується відносно високою власною частотою коливань рідини в живильній магістралі пального, а також тим, що в лінії пального зазвичай встановлюється регулятор витрати палива, що зменшує вплив коливань рідини в цій лінії на тягу двигуна. Однак для РРД з турбонасосною системою подачі палива таке спрощення не виправдано. Насоси РРД зазвичай працюють в режимі кавітації, і в цьому випадку частота коливань рідини в лінії пального, як

правило, знаходиться в діапазоні зміни нижчих власних частот пружних поздовжніх коливань корпусу РН. Крім того, кавітаційні явища в лінії пального можуть бути причиною нестійкості низькочастотних динамічних процесів в РРДУ і нестійкості замкненої динамічної системи "РРДУ – корпус РН".

Наявність в системі "РРДУ - корпус РН" потенційно нестійких підсистем і щільного спектра власних частот пружних поздовжніх коливань корпусу створює умови для реалізації різних механізмів втрати стійкості робочого процесу в РРД і виникнення багаточастотних коливань. Зокрема, ця система може бути нестійкою по відношенню до кількох тонів власних поздовжніх коливань корпусу РН або по відношенню до поздовжніх коливань корпусу РН і кавітаційних коливань в лініях живлення РРД. Нові уявлення про ці динамічні явища в ЖРДУ повинні бути враховані при визначенні параметрів поздовжніх коливань рідинної РН [Пилипенко В. В., Долгополов С. И. et al, 2008; Хоряк Н. В., Николаев А. Д. et al, 2014; Pylypenko O. V. et al, 2019; Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2020; Dolgoplov S., Nikolayev O., Khorjak. N, 2021; Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2022; Nikolayev O. Bashliy I., 2022].

Таким чином, визначення поздовжньої стійкості рідинної РН і стійкості низькочастотних процесів в РРД вимагає дослідження складної багатоконтурної системи "РРДУ – корпус РН" з потенційно нестійкими підсистемами.

1.3 Обґрунтування необхідності розробки нових підходів до математичного моделювання динамічної системи РРДУ - корпус РН

Розробка засобів усунення поздовжньої нестійкості РН (демпферів поздовжніх коливань) обов'язкова тільки в тому випадку, якщо отримані теоретичні оцінки амплітуд поздовжніх коливань конструкції РН перевищать нормативні дані по амплітудам коливань поздовжнього перевантаження і тривалості періоду нестійкості рідинної ракети, що встановлюються виходячи з вимог до міцності конструкції РН. Теоретичний прогноз максимальних амплітуд POGO коливань може бути отриманий на основі аналізу нелінійної моделі поздовжніх коливань РН.

На даний час в провідних світових дослідницьких інститутах аерокосмічного профілю рішення задачі про поздовжні (POGO) коливання рідинних ракет-носіїв з метою теоретичного прогнозування рівня амплітуд поздовжніх коливань рідинних ракет-носіїв на активній ділянці їх польоту не проводиться. Наприклад, в американській Aerospace corporation, яка протягом кількох останніх десятиліть виконала найбільш відповідальні дослідження по POGO-коливанням американських рідинних ракет, до теперішнього часу вважається, що рішення цієї задачі методами математичного моделювання є неможливим через слабку вивченість нелінійних динамічних процесів в системах і агрегатах рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ) і, головним чином, в кавітуючих насосах [Dotson, K. W., Phuong Than; 2005]. Задача визначення амплітуд поздовжніх коливань корпусу при поздовжній нестійкості рідинної РН на основі нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» вперше розглянута М.С. Натанзон. Він обґрунтував «механізм» розвитку поздовжніх автоколивань корпусу ракети і показав визначальну роль нелінійностей характеристик насосів РРД на розвиток поздовжніх коливань рідинної ракети [Натанзон М.С., 1977]. Однак проведений ним нелінійний аналіз низькочастотної динаміки рідинної ракети базувався на якісних методах і оцінках.

Нелінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН отримала подальший розвиток в роботах, виконаних у ІТМ НАНУ і ДКАУ під керівництвом академіка В.В. Пилипенко. Були розроблені математичні моделі низькочастотної динаміки кавітуючих насосів РРД [Пилипенко В. В., 1989], що дозволяють проводити не тільки якісний, але і кількісний аналіз впливу кавітаційних явищ в насосах РРД на динамічні характеристики двигунної установки. В роботі [Пилипенко В.В. et al, 1995] було показано, що нелінійності характеристик кавітуючих шнековідцентрових насосів РРД є чинником, що обмежує зростання амплітуд поздовжніх коливань рідинних ракет. У вищевказаних роботах застосовувалися нелінійні математичні моделі системи "РРДУ – корпус РН", в яких поздовжні коливання корпусу РН описувалися рівняннями в узагальнених нормальних координатах з урахуванням декількох (не більше трьох) нижчих тонів коливань.

Таке спрощене уявлення коливального руху корпусу ускладнює розробку методичного підходу до моделювання нелінійної низькочастотної динаміки корпусу РН, використання якого забезпечило необхідний ступінь достовірності теоретичного прогнозу рівня амплітуд поздовжніх коливань РН.

У той же час з результатів моделювання (див. рис. 1.5) поздовжніх коливань РН, виконаного на основі традиційних підходів [Натанзон М.С., 1977] , [Пилипенко В.В. et al, 1995] до моделювання поздовжніх коливань РН, впливає, що рівень амплітуд осевого динамічного навантаження конструкції в районі приладового відсіку двоступеневої РН, розрахованих як амплітуди граничного циклу РН при "заморожених" коефіцієнтах динамічної системи «РРДУ- корпус РН», істотно (в кілька разів) перевищує відповідні експериментальні дані.

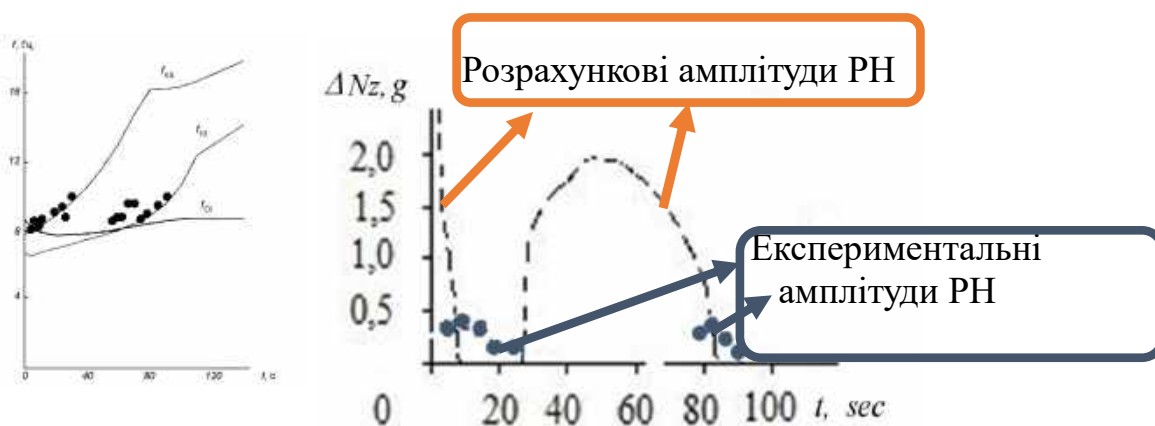


Рисунок 1.5 – Розрахункові і експериментальні залежності власних частот і амплітуд I-го і II-го тону поздовжніх коливань корпусу РН від часу польоту в період роботи РРДУ першого ступеня РН (аналіз граничних амплітуд коливань при "заморожених" коефіцієнтах динамічної системи «РРДУ – корпус РН»)

З цих результатів випливає, що для виконання «переходу» від оцінок амплітуд поздовжніх коливань рідинних РН до вирішення вперше завдань прогнозування рівня поздовжніх коливань проєктованих РН потрібен подальший розвиток нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус ракети» у частині вдосконалення математичних моделей динаміки її окремих підсистем – конструкцій РН та паливних баків РН з рідким паливом, так і в частині врахування силової взаємодії РРДУ з конструкцією корпусу.

У зв'язку з цим, перспективними напрямками подальшого розвитку нелінійної математичної моделі низькочастотної динаміки системи «РРДУ - корпус РН», використовуваної при дослідженні поздовжньої стійкості і динамічного навантаження рідинних РН, є врахування нелінійної взаємодії просторових коливань рідини в баках рідинних РН з просторовими коливаннями пружної конструкції РН, врахування дисипативних втрат при нелінійних коливаннях палива в баках і при коливаннях конструкції РН чималої амплітуди, нелінійних залежностей від амплітуди поздовжніх коливань РН жорсткості кріплення баків і параметрів коливань рідкого палива, а також сил тертя конструкції живильної магістралі РРДУ, які досі не реалізовано.

Розробка нових надлегких конструкцій верхніх ступенів РН зі складною просторовою конфігурацією і використання нових більш потужних (або істотно модернізованих) маршових РРД з високими значеннями питомого імпульсу є світовою тенденцією розвитку ракетної техніки. Виконання вимог, що пред'являються розробниками РН до динамічної навантаженості ступенів і космічних апаратів, робить актуальною проблему забезпечення стійкості верхніх (космічних) ступенів РН по відношенню до їх коливань відносно поздовжньої осі.

В даний час при проєктуванні верхніх ступенів ракет-носіїв суттєвою проблемою, яка перешкоджає виконанню надійного аналізу стійкості верхніх ступенів РН по відношенню до їх поздовжніх коливань (у рамках традиційної теорії у лінійній постановці), є відсутність апробованих методик, що дозволяють виконати моделювання просторових коливань конструкції верхніх ступенів РН зі складною просторовою конфігурацією космічного апарату і паливних відсіків, а також розвинених математичних моделей динамічної взаємодії конструкцій цих ступенів з сучасними рідинними двигунними установками, які враховують нестационарні динамічні процеси і кавітаційні явища в насосах маршових двигунів [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2020].

Для зниження рівня поздовжніх віброприскорень РН в деяких ключових перерізах її конструкції (наприклад, в місцях кріплення КА або системи управління РН), що піддаються найбільшому ризику до втрати міцності елементів РРДУ і

надійності виконання програми польоту, можуть бути застосовані методи зниження локальної вібрації конструкцій машин – відомі як методи віброізоляції або методи віброгасіння [Хоряк Н.В., Николаев А.Д., Долгополов С.И., 2015]. Розвиток теоретичних положень [Jean-Marius Th. , 1995; Jia Su, et al , 2021; Hidalgo H., 2000] для побудови раціональних параметрів пристроїв також є перспективною задачею розвитку нелінійної теорії поздовжньої стійкості РН, рішення якої буде сприяти підвищенню надійності виведення на робочі орбіти РН з КА.

Математичне моделювання динамічних процесів в системах подачі палива маршових РРДУ космічних ступенів ракет-носіїв з врахуванням розвитку поздовжніх коливань РН необхідно для успішного виконання проєктних робіт по оптимізації функціонування систем подачі. Сорбційні процеси у верхніх ступенях ракет-носіїв в значній мірі залежать від польотних вібрацій, обумовлених роботою маршових двигунів ступенів [Louaas E. et al, 2005; Пилипенко О. В. et al, 2006]. Компоненти палива в баках верхніх ступенів РН з метою видалення з них розчинених газів, що негативно впливають на експлуатаційні характеристики системи подачі палива, насичені заміщаючим газом (як правило, гелієм [Касаткин А., 1973]). При коливаннях конструкції ступеня з частотами від часток Гц і до 1000 Гц ініціюються різноманітні рухи компонентів палива (плескання, обертання і т.п.), що супроводжуються виникненням в об'ємі палива зон, де можуть порушуватися умови динамічної рівноваги в системі "газ – рідина" з утворенням вільних газових включень. Зазначені процеси можуть чинити істотний вплив на функціонування систем подачі палива маршового двигуна ступеня, аж до кавітаційного зриву роботи його насосів.

При проєктуванні системи живлення космічних ступенів виникає необхідність чисельного рішення задач по визначенню параметрів зазначених вище гідродинамічних процесів з метою вибору раціональної конструкції системи живлення (з точки зору її працездатності) на різних польотних режимах. Рішення такого завдання розвитку нелінійної теорії поздовжньої стійкості РН необхідно проводити з урахуванням динамічної взаємодії коливань конструкції паливного відсіку РРДУ і рідкого палива.

Напрямки розвитку теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв представлені на рис. 1.6. Тут червоним кольором позначені перспективні завдання математичного моделювання поздовжніх коливань рідинних РН та підходи до їх вирішення, можливі шляхи розвитку методів дослідження нелінійних динамічних процесів у системі «РРДУ – корпус РН», у тому числі динамічних явищ.

Висновки до розділу 1

1. Показано, що поздовжня нестійкість кожної нової РН, як правило, реалізується в унікальній формі. При цьому поряд з відомими механізмами і закономірностями часто виявляються специфічні особливості цього явища. Тому, незважаючи на накопичений в раніше проведених дослідженнях досвід, проблема забезпечення стійкості динамічних процесів в РРД і поздовжньої стійкості РН залишається актуальною і потребує вирішення при розробці нових і модернізації існуючих рідинних РН. Відзначено також зростання кількості досліджень з ПОГО проблеми у зв'язку з розвитком нових технологій та комерційного використання космічних можливостей.

2. Сучасні рідинні ракети як об'єкти регулювання являють собою складні багатоконтурні неконсервативні динамічні системи "РРДУ - корпус РН" з щільним спектром власних частот корпусу РН і рідини в живильних магістралях РРДУ. Їх нестійкість в період роботи маршових двигунів може бути обумовлена як динамічною взаємодією стійких підсистем РРДУ з корпусом РН, так і нестійкістю окремих підсистем РРД [Ніколаєв О. Д. et al, 2021]. При цьому на активній ділянці польоту рідинної РН можлива реалізація нелінійних динамічних явищ, відтворення яких методом математичного моделювання актуально як при аналізі результатів льотних випробувань рідинних ракет, так і при визначенні шляхів для забезпечення стійкості рідинної РН по відношенню до поздовжніх коливань.

3. Перспективними напрямками подальшого розвитку нелінійної математичної моделі низькочастотної динаміки системи «РРДУ – корпус РН», необхідної для розробки науково-методичного забезпечення для прогнозування динамічної навантаженості та параметрів коливань (розмахів поздовжніх коливань) конструкції РН, а також робочих параметрів РРДУ, є врахування взаємодії не тільки поздовжніх, але і просторових форм коливань рідини в баках рідинних РН з коливаннями пружної конструкції РН, врахування дисипативних втрат при

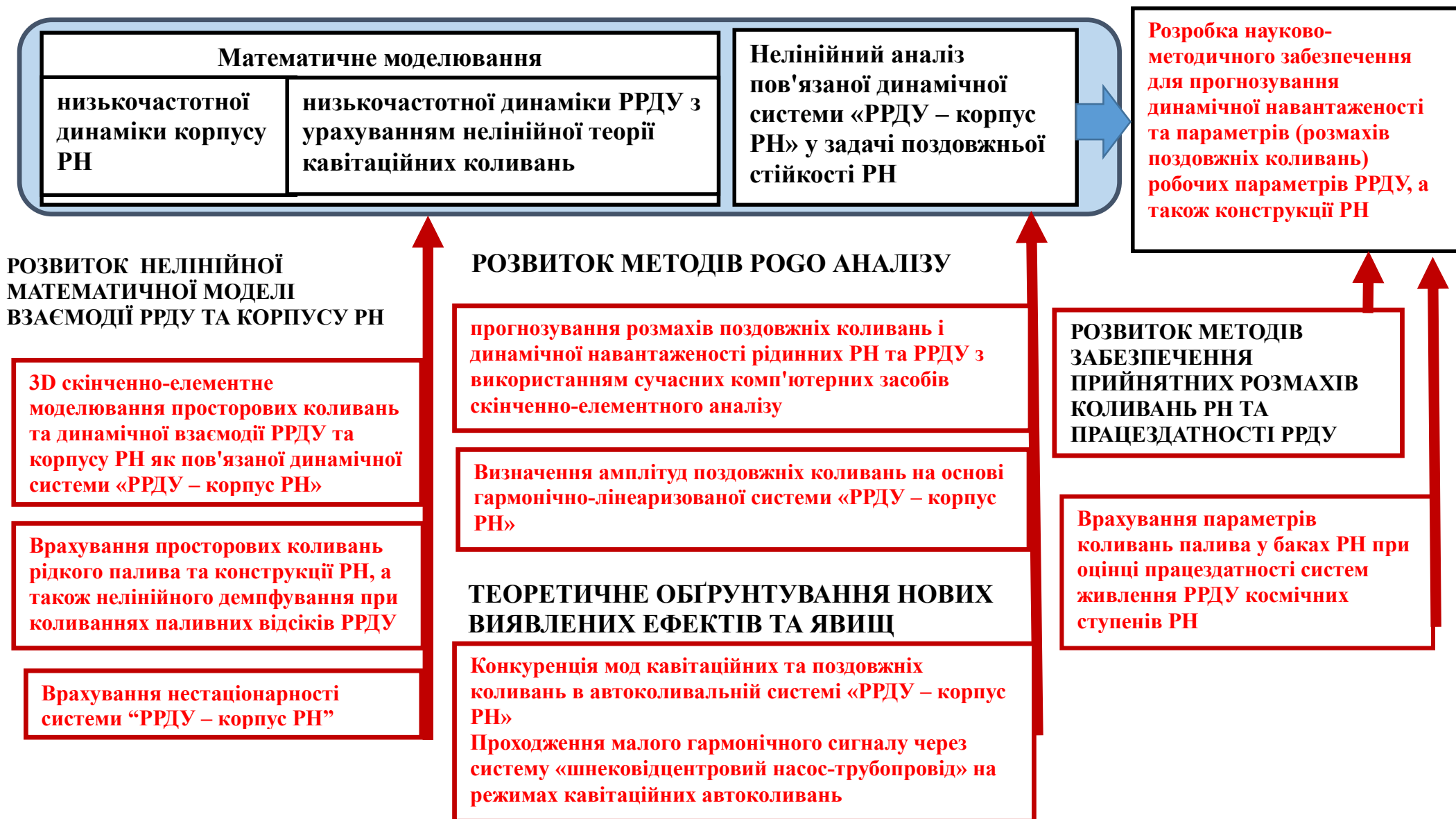


Рисунок 1.6 – Напрями розвитку теорії поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв

коливання палива в баках і при коливаннях конструкції РН, а також взаємодії підсистем конструкції РН з підсистемами РРДУ, що містять контури кавітаційної нестійкості, регуляторної нестійкості і контури інших підсистем, що описують динамічні явища, які призводять до поздовжніх коливань РН.

4. Визначено, що одним з основних напрямків розвитку теорії поздовжньої стійкості РН у лінійній постановці є математичне моделювання просторових коливань конструкції верхніх ступенів РН зі складною просторовою конфігурацією космічного апарату і паливних відсіків, а також математичних моделей динамічної взаємодії конструкцій цих ступенів з сучасними рідинними двигунними установками, які враховують складні нестационарні динамічні процеси і кавітаційні явища в насосах маршових двигунів [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2021].

5. Показана актуальність розробки підходу для вирішення задачі забезпечення безпечного рівня динамічних навантажень на космічний апарат шляхом установки на РН системи пасивного віброзахисту КА. У разі розвитку поздовжніх коливань РН (з наднормативним рівнем поздовжнього перевантаження) система пасивного віброзахисту сприятиме надійному виведенню на робочі орбіти РН з КА.

6. Врахування впливу поздовжніх вібрацій РН в польоті і динамічних процесів в системах подачі палива РРДУ космічних ступенів РН на працездатність РРДУ дозволить проводити конструкторські роботи із проєктування системи живлення РРД на більш обґрунтованому рівні, який передбачає надійне функціонування систем подачі палива маршового двигуна ступеня в умовах мікрогравітації з виключенням можливості кавітаційних зривів роботи його насосів при розвитку складних нестационарних процесів в системі подачі РРДУ.

7. Розвиток нелінійної та лінійної теорії поздовжньої стійкості РН у вищевказаних напрямках сприятиме підвищенню достовірності теоретичного прогнозу динамічних навантажень на конструкції РН, параметрів коливань (розмахів та частот коливань) робочих параметрів РРДУ та РН, виявленню причин їх критичних значень та методів усунення нестійкості РН при виведенні космічних апаратів на робочі орбіти.

Основні наукові результати, наведені в розділі 1, опубліковані в роботах автора [1, 19, 21, 28, 31, 33, 43, 60, 61, 65, 68,], зазначених в анотації.

РОЗДІЛ 2

РОЗВИТОК НЕЛІНІЙНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ БАГАТОВИМІРНОЇ НЕСТАЦІОНАРНОЇ ДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ «РРДУ – КОРПУС РН» ПРИ ПРОГНОЗУВАННІ ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ РІДИННИХ РАКЕТ

В даний час у світовій практиці (в провідних дослідницьких інститутах аерокосмічного профілю) задача про поздовжні (POGO) коливання рідинних ракет-носіїв стосовно до проблеми теоретичного прогнозування рівня амплітуд поздовжніх коливань рідинних ракет-носіїв на активній ділянці їх польоту не вирішується. Наприклад, в Aerospace corporation, яка протягом кількох останніх десятиліть виконує найбільш відповідальні дослідження по POGO-коливанням американських рідинних ракет [Rubin S., 1965; Rubin S., 1966; Sterett I. B., Riley G. F., 1970; Rubin S., 1972; Oppenheim B. W., Rubin. S, 1993], до теперішнього часу вважається [Dotson, K. W., Phuong Than; 2005], що рішення цього завдання методами математичного моделювання неможливо через слабку вивченість нелінійних динамічних процесів в системах і агрегатах рідинної ракетної двигунної установки (РРДУ) і, головним чином, в кавітуючих насосах.

Задача визначення амплітуд поздовжніх коливань корпусу при поздовжній нестійкості рідинної РН на основі нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ - корпус РН» вперше розглянута М.С. Натанзоном. Він обґрунтував «механізм» розвитку поздовжніх автоколивань корпусу ракети і показав роль характеристик насосів РРД в стабілізації поздовжніх автоколивань рідинної ракети [Натанзон М.С., 1977]. Однак проведений ним нелінійний аналіз низькочастотної динаміки рідинної ракети базувався на якісних методах і оцінках.

Розв'язання задачі про технічну стійкість системи “РРДУ – корпус РН” при поздовжніх коливаннях, на відміну від лінійного аналізу цієї системи, вимагає врахування скінченних за величиною початкових та подальших збурень, обмеженості робочого інтервалу часу динамічної взаємодії РРДУ та корпусу РН, змінності параметрів за часом та, переважно, нелінійностей ланок динамічної системи «РРДУ – корпус РН». Розробка нелінійної теорії поздовжніх коливань РН

пов'язана, насамперед, із вивченням нелінійностей ланок контуру «РРДУ - корпус РН» та його впливу на обмеження розмахів коливань. Аналіз даних льотних випробувань різних ракет із РРД показує, що при поздовжніх коливаннях тільки розмахи коливань тиску на вході в двигун можуть бути порівняні зі своїми середніми значеннями. На підставі цього більшість дослідників приходять до висновку, що при поздовжніх коливаннях найбільш суттєвими є нелінійності РРД і насамперед нелінійності, пов'язані з кавітаційними явищами в насосах.

Нелінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН отримала подальший розвиток в роботах, виконаних у ІТМ НАНУ і ДКАУ під керівництвом академіка В.В. Пилипенко. Були розроблені математичні моделі низькочастотної динаміки кавітуючих насосів РРД [Пилипенко В. В., 1976; Пилипенко В. В., 1989], що дозволяють проводити не тільки якісний, але і кількісний аналіз впливу кавітаційних явищ в насосах РРД на динамічні характеристики двигунної установки. В роботі [Пилипенко В.В. et al, 1995] було показано, що нелінійності характеристик кавітуючих шнековідцентрових насосів РРД є чинником, що обмежує зростання амплітуд поздовжніх коливань рідинних ракет при розвитку поздовжньої нестійкості РН. Однак отримані оцінки амплітуд коливань корпусу при поздовжній нестійкості РН мали якісний характер [‘Анализ продольной устойчивости первой ступени ракет 15A14, 15A18М...’, 1989].

Другий розділ дисертації присвячено розвитку підходу до математичного моделювання нелінійної взаємодії низькочастотних процесів у двигунній установці та поздовжніх коливань корпусу рідинної ракети. Розвиток підходу забезпечується врахуванням нелінійного характеру робочих процесів у РРДУ, нелінійної взаємодії власних форм пружних просторових коливань корпусу рідинної РН між собою та із динамічними процесами в РРДУ та нелінійних залежностей дисипативних втрат корпусу РН від амплітуд коливань. Підхід базується на таких положеннях [Nikolayev O.D. et al, 2018]:

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

- врахування кавітаційних явищ у насосах РРДУ здійснюється на основі нелінійної гідродинамічної моделі кавітаційних коливань у насосних системах;
- моделювання процесів у динамічній системі «РРДУ – корпус РН» виконується з урахуванням основних нелінійностей в рівняннях динаміки РРДУ, а саме: нелінійних залежностей об'єму та постійної часу кавітаційних каверн від режимних параметрів насосів; нелінійностей в рівняннях неусталеного руху рідкого палива у живильних трубопроводах РРДУ, рівняннях динаміки газових трактів та регуляторів витрати рідини.
- моделювання поздовжніх коливань корпусу РН у складі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» виконано з урахуванням експериментальних залежностей декрементів коливань корпусу РН від амплітуд (розмахів) його коливань, пружно-дисипативних зв'язків між елементами конструкції РН та взаємодії різних форм пружних просторових коливань конструкції корпусу та рідкого палива в баках РН;
- моделювання пружних просторових коливань корпусу РН виконується на основі його тривимірної скінченно-елементної моделі з використанням сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу;
- просторові коливання рідкого палива в баках моделюються з урахуванням

руху вільної поверхні рідини та динамічної взаємодії рідини в баках з конструкцією РН.

На рис. 2.1 наведено спрощену схему динамічної взаємодії низькочастотних процесів у РРДУ та поздовжніх коливань корпусу РН у зв'язаній динамічній системі «РРДУ – корпус РН». На цьому рисунку

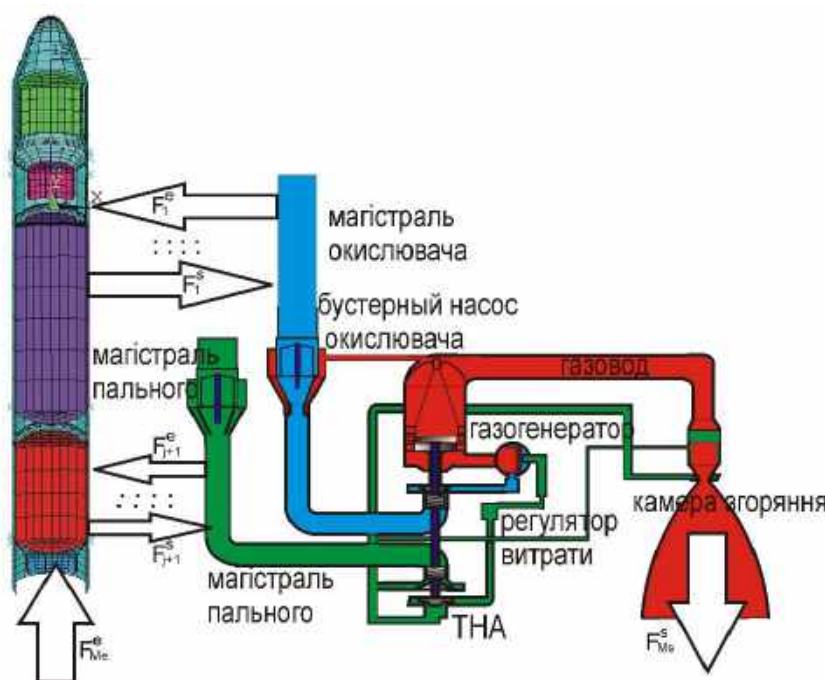


Рисунок 2.1 – Спрощена схема динамічної взаємодії низькочастотних процесів у РРДУ та поздовжніх коливань корпусу РН

стрілками умовно показано сили $F_{1,e}, \dots, F_{M_e,e}$, які діють на корпус РН з боку РРДУ, та сили $F_{1,s}, \dots, F_{M_s,s}$, які діють на РРДУ з боку корпусу РН

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

$$\Omega_e(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t) = F^s(\ddot{u}_s, t), \quad (2.1)$$

$$M_s(t)u_s(t) + F_D(u_s, t) + K_s u_s(t) = F^e(u_e, t), \quad (2.2)$$

де $u_e = (u_{1,e}, \dots, u_{N_e,e})$ – вектор змінних динамічної системи, які використовуються при описі динаміки РРДУ; $\Omega_e(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t)$ – вектор-стовпець, елементами якого є нелінійні функції $\Omega_{e1}(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t), \dots, \Omega_{eN_e}(\ddot{u}_e, \dot{u}_e, u_e, t)$, що задають рівняння нелінійної динаміки РРДУ; t – час польоту РН $F^s(\ddot{u}_s, t) = [F_{1,s}^s(\ddot{u}_s, t), \dots, F_{M_s,s}^s(\ddot{u}_s, t)]^T$ – вектор-стовпець, елементами якого є збурюючі сили, що діють на РРДУ з боку корпусу під час польоту; $M_s(t), K_s(t)$ – матриця мас та матриця жорсткості елементів конструкції корпусу розміру $6N_s \times 6N_s$; $F_D(t)$ – вектор-стовпець, елементами якого є нелінійні функції $F_{D1}(t), \dots, F_{D6N_s}(t)$, що задають демпфування коливань елементів корпусу РН; $F^e(u_s, t) = [F_{1,e}^e(u_{1,s}, \dots, u_{N_e,s}, t), \dots, F_{M_e,e}^e(u_{1,s}, \dots, u_{N_e,s}, t)]^T$ – вектор-стовпець, елементами якого є збурюючі сили, що діють на корпус РН з боку РРДУ.

2.1 Математичне моделювання нелінійної динаміки РРДУ у задачі про поздовжні коливання рідинної ракети-носія

Моделювання нелінійної динамічної взаємодії коливань рідкого середовища (компонентів палива) і поздовжніх віброприскорень елементів конструкції системи живлення РРДУ. При поздовжніх коливаннях рідинної ракети відбувається динамічна взаємодія коливань рідкого середовища (компонентів палива) і поздовжніх віброприскорень елементів конструкції системи живлення РРДУ. При скінченно-елементному описі поздовжніх коливань рідинної ракети найбільш важливе значення має математичний опис процесів в зв'язаній підсистемі «елемент конструкції трубопроводу системи живлення РРДУ – гідравлічний елемент», внаслідок того, що в гідромеханічних елементах РРДУ

реалізується механізм передачі коливальної енергії від потоку рідини до конструкції системи живлення РРДУ. При розгляді механізму взаємодії коливань рідкого палива і поздовжніх коливань конструкції системи живлення РРДУ доцільно провести аналіз сил, що діють на конструкцію трубопроводу, що здійснює коливальний рух, з боку рухомого в ньому рідкого середовища.

Елемент конструкції трубопроводу схематично можна представити у вигляді круглого стрижня із наскрізним отвором вздовж його поздовжньої осі, що складається з елементів типу «труба» змінного перерізу. Слідуючи роботі [Oppenheim B. W., Rubin S., 1993], розглянемо течію нестискуваної рідини в елементі (див. рис. 2.2), що здійснює коливальний рух з поздовжнім прискоренням $\ddot{r}$.

Розподіл тиску і швидкості течії рідини для кожного перерізу, нормального до швидкості руху рідини, будемо вважати постійним по перерізу елемента конструкції. Для визначення сумарного силового впливу рідкого середовища на механічну конструкцію окремого елемента системи живлення скористаємося векторним рівнянням кількості руху [Емцев Б.Т., 1987.].

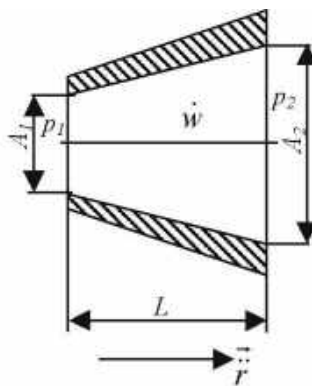


Рисунок 2.2 – Схематичне зображення елемента конструкції трубопроводу РРДУ

Інтегральна величина сили $\vec{F}_A$, діючої на поверхню A , що обмежує об'єм рідини в проточній частині елемента конструкції, може бути визначена як

$$\vec{F}_A = \frac{d\vec{M}}{dt} + \int_A \rho \vec{U}_a (\vec{U}_a \cdot d\vec{A}), \quad (2.3)$$

де $\vec{M}$ – величина кількості руху для об'єму рідини в проточній частині трубопроводу; t – час; ρ – густина рідкого середовища; $\vec{U}_a$ – швидкість рідини в абсолютній системі координат; dA – елементарна площа, спрямована по нормалі до поверхні рідини.

Для об'єму рідини, розміщеній в елементі конструкції (див. рис.2.2), величину кількості руху $\vec{M}$ можна записати у вигляді

$$\vec{M} = \int_0^L \rho A(l) \vec{U}_a(l) dl, \quad (2.4)$$

де $\vec{U}_a$ – абсолютна швидкість руху рідини через площу $A(l)$ в точці l поточної довжини елемента конструкції.

Швидкість $\vec{U}$ руху рідини в проточній частині конструкції елемента щодо стінок виразиться як

$$\vec{U}(l) = \vec{U}_a(l) - \vec{r} = \frac{\dot{W}}{\gamma A(l)} \vec{N}, \quad (2.5)$$

де $\vec{r}$ – вектор швидкості переміщення стінки елемента конструкції (при відносно малому значенні осьової довжини елемента, порівнянній з частками довжини хвилі коливального процесу, він може розглядатися як тверде тіло, всі точки якого роблять одномірний осьовий рух з однаковою швидкістю $\vec{r}$); $\dot{W}$ – відносна вагова витрата рідини (постійна складова $\bar{W}$ плюс динамічна складова $\dot{w}$); γ – питома вага рідини; $\vec{N}$ – одиничний вектор, що збігається за напрямком з течією рідкого середовища.

Використовуючи рівняння (2.4), (2.5), представимо вектор кількості руху у вигляді:

$$\vec{M} = \frac{\dot{W}}{g} L \vec{N} + m_f \vec{r},$$

де m_f – маса рідини в проточній частині елемента; $\dot{W}_1$, L – вагова витрата рідини через проточну частину елемента і відповідна осьова довжина елемента конструкції трубопроводу.

Тоді вираз для швидкості зміни кількості руху буде мати вигляд:

$$\frac{d\vec{M}}{dt} = \frac{\dot{w}}{g} L \vec{N} + m_f \vec{r} \quad (2.6)$$

Перший член в правій частині рівняння (2.19) описує коливання маси рідини, а другий – відображає інерційні ефекти маси рідини.

Застосовуючи теорему про кількість руху до замкнутого об'єму рідини, висловимо величину кількості руху рідини, що надходить на вхід елемента (переріз 1):

$$\rho \left(\frac{\dot{W}_1}{\gamma A_1} \vec{N} + \vec{r} \right) \left(\frac{\dot{W}_1}{\gamma A_1} A_1 + \vec{r} A_1 \right),$$

а величину кількості руху рідини, що виходить з розглянутого елемента (переріз 2)

—

$$\rho \left(\frac{\dot{W}}{\gamma A_2} \vec{N} + \vec{r} \right) \left(\frac{\dot{W}}{\gamma A_2} A_2 + \vec{r} A_2 \right).$$

Після приведення подібних членів підінтегральний вираз в (2.3) можна представити як

$$\int_A \rho \vec{U}_a (\vec{U}_a \cdot d\vec{A}) = \left(\frac{\dot{W}^2}{\gamma g} \right) \left(\frac{1}{A_2} - \frac{1}{A_1} \right) \vec{N} + \rho \vec{r}^2 (A_2 - A_1),$$

яке після лінеаризації виглядає наступним чином:

$$\int_A \rho \vec{U}_a (\vec{U}_a \cdot d\vec{A}) = \left(\frac{2\dot{W}\dot{w}}{\gamma g} \right) \left(\frac{1}{A_2} - \frac{1}{A_1} \right) \vec{N} + 2\rho \vec{r} (A_2 - A_1) \quad (2.7)$$

Підставляючи (2.7) в (2.3), отримуємо коливальну складову сили, що діє на поверхню рідини, що обмежує обсяг проточної частини елемента конструкції (трубопроводу РРДУ),

$$\vec{F}_f = \frac{\dot{w}}{g} L \vec{N} + m_f \vec{r} + \frac{2\vec{W} \dot{w}}{\gamma g} \left(\frac{1}{A_2} - \frac{1}{A_1} \right) \vec{N} + 2\rho \vec{r} (A_2 - A_1) \quad (2.8)$$

З іншого боку, ця сила дорівнює сумі сил від дії конструкції елемента на об'єм рідини, що протікає в його проточній частини (протилежної по напрямку силі впливу рідини на стінки елемента конструкції) і сили, зумовленої різницею тисків рідини в двох крайніх перерізах об'єму рідини:

$$\vec{F}_f = p_1 A_1 \vec{N} - p_2 A_2 \vec{N} - \vec{F}, \quad (2.9)$$

де p_1, p_2 – значення тисків рідкого середовища у вхідному і вихідному перерізах елемента конструкції.

Тоді з (2.7) і (2.9) отримаємо [Nikolayev O. et al, 2020],

$$F_i^n = p_1 A_1 - p_2 A_2 - \frac{\dot{w}}{g} L - m_f \ddot{r}_i - \left(\frac{\dot{w}^2}{\gamma g} \right) \left(\frac{1}{A_2} - \frac{1}{A_1} \right) + \rho \dot{r}_i^2 (A_2 - A_1) \quad (2.10)$$

Порівнюючи отриманий вираз (2.10) з формулою суми сил з роботи [Oppenheim B. W., Rubin S., 1993], можна відзначити, що дана формула тут уточнена введенням члена рівняння $\rho \dot{r}_i^2 (A_2 - A_1)$, що може бути більш коректним для реалізації нелінійної динамічної взаємодії конструкції корпусу РН і системи живлення РРДУ при прогнозуванні амплітуд осьового поздовжнього перевантаження рідинної РН.

Сила $\vec{F}$ відображає силовий вплив коливної рідини на стінки елемента конструкції трубопроводу. Як випливає з (2.10), вона складається з сил, обумовлених різницею тисків рідини в крайніх перерізах проточної частини елемента конструкції, сил інерції рідини внаслідок прискорення конструкції трубопроводу, а також сил, обумовлених переходом від системи координат коливального руху конструкції рідинної РН до системи координат конструкції трубопроводу при описі руху рідини в трубопроводі системи живлення РРДУ.

При лінійному аналізі поздовжньої стійкості РН (якщо поперечні або згинні коливання трубопроводу не беруться до уваги) сила, що діє на елемент конструкції, запишеться у вигляді [Zhulay Yu., Nikolayev O., 2020; Zhulay Yu., Nikolayev O., 2021]:

$$F = p_1 A_1 - p_2 A_2 - \frac{\dot{w}}{g} L - m_f \ddot{r} - \frac{2\dot{w} \dot{w}}{\gamma g} \left(\frac{1}{A_2} - \frac{1}{A_1} \right) + 2\rho \dot{r} (A_2 - A_1) \quad (2.11)$$

Зазначимо, що у традиційному підході (Natanzon, 1977), у якому корпус ракети описується рівняннями 2-3 нижчих тонів коливань узагальнених координат член рівняння (2.11) з $m_f \ddot{r}$ упускається у розрахунках, тому що маса рідини в

трубопроводах вже врахована у розрахунках параметрів коливань узагальнених координат.

Таким чином, уточнено методологічний підхід до математичного моделювання нелінійної взаємодії коливань конструкції трубопроводів системи живлення РРДУ з коливаннями рідинами, що рухається в трубопроводах. Проведено тестування розвиненого забезпечення на прикладі визначення параметрів поздовжніх вібрацій трубопроводів (в стендових умовах) [Nikolayev O. et al., 2020] при автоколиваннях рідини, що рухається в них. Показано задовільне узгодження розрахункових та експериментальних віброприскорень складового трубопроводу, а також величин тиску у різних перерізах досліджуваної трубопровідної системи.

Побудова математичної моделі низькочастотних процесів у рідинних ракетних двигунах. Рідинний ракетний двигун є найскладнішою ланкою динамічної системи "РРДУ - корпус РН з КА". Через складність схем сучасних РРД [Махин В. А., et al, 1969; Махин В. А., Махин В. А., et al, 1973] (особливо РРД з допалюванням генераторного газу), широкої смуги пропускання частот і сильних зв'язків між параметрами динамічних процесів в агрегатах РРД не завжди можна виділити ланки, які є визначальними для основних динамічних характеристик РРД.

Нелінійні моделі динаміки РРД віддзеркалюють не тільки лінійні зв'язки між ланками, але і описують ряд властивих РРД істотних нелінійностей [Гликман Б. Ф., 1979; Пилипенко О. В., Николаев А. Д., et al, 2017; Koptilyu D., Nikolayev O., et al, 2019; Dolgoplov S., Nikolayev O., 2024]. Вони включають статичні характеристики агрегатів та зв'язки між змінними, тому є зручними для математичного опису та чисельного дослідження динамічних процесів у РРД на різних режимах його роботи, у тому числі, з урахуванням складних газодинамічних процесів у газових трактах – газогенераторі, газоході та камері згоряння [Fisher M. F., King R. F., 1998]. До задач, для вирішення яких необхідна нелінійна математична модель динаміки РРД, відносяться задачі дослідження перехідних процесів роботи РРД [Dolgoplov S., Nikolayev O. et al, 2021; Pylypenko O., Nikolayev O. et al, 2019; Pylypenko O., Nikolayev O. et al, 2021; Хоряк Н. В.,

Николаев А. Д. et al, 2013; Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2017] (запуск і зупин, перехід із одного режиму в інший) і процесів, що виникають при несанкціонованих змінах характеристик окремих агрегатів у разі порушення їх нормальної роботи, а також завдання чисельного визначення поздовжніх віброприскорень конструкції РН при поздовжній нестійкості.

При моделюванні низькочастотних динамічних процесів у РРД використовуються такі основні припущення [Pylypenko O. V., Nikolayev O. et al, 2021; Pylypenko, O. V., Nikolayev O. et al, 2022; Долгополов С. И., 2006]:

- рух рідкого палива в елементах РРД є одномірним і безвихровим;
- у двигуні не враховуються відмінності в рівнях розташування трубопроводів та каналів в охолоджувальному тракті камери згоряння.

Розробка розрахункової схеми двигуна для моделювання його низькочастотних динамічних процесів. Розрахункова схема РРД відображає пневмогідравлічну схему (ПГС) досліджених РРД [наприклад, Fenwick J. R., et al, 1982]. Вона дозволяє подати у зручному вигляді склад РРД (агрегати та елементи РРД) та взаємні зв'язки між його окремими елементами, які здійснюються за допомогою гідравлічних та газових трактів та за допомогою різних механічних впливів від одного елемента на інший.

При побудові розрахункової схеми РРД використовується принцип агрегування, прийнятий в теорії автоматичного регулювання [Бесекерський В. А., 1972]: об'єкт регулювання розбивається на окремі елементи – ланки, процеси у яких при моделюванні можна ідеалізувати та представити у вигляді сукупності простих математичних залежностей [наприклад, Li Hui. et al., 2024]. При цьому важливо забезпечити достатню для вирішуваної задачі точність математичного представлення характеристик процесу у ланці або об'єкті, у тому числі і його динамічні характеристики. Детальність опису процесу зазвичай змінюється залежно від задачі, що розв'язується.

При моделюванні та аналізі динаміки РРД визначальним є діапазон частот коливань або характерний час дії керуючих та збурюючих сигналів, що надходять в об'єкт. Для досліджуваного діапазону відносно низьких частот (приблизно до

50 Гц – 100 Гц), характерних для багатьох завдань динаміки та управління РРД, агрегати та вузли РРД можна в основному розглядати як елементи з зосередженими параметрами. Динаміка таких систем описується звичайними диференціальними рівняннями.

Для опису динамічної взаємодії окремих елементів об'єкта регулювання часто використовують структурні (розрахункові) схеми, в яких, на відміну від пневмогідравлічної схеми, відображаються не зв'язки між агрегатами об'єкта, які реалізуються за допомогою гідравлічних і газових трактів, а зв'язки між змінними, що описують процеси в елементах об'єкта. На рис. 2.3 представлено розрахункову схему сучасного РРД з допалюванням окисного генераторного газу, що відображає як характерні особливості двигуна, так і зв'язки між його найбільш важливими параметрами [Pylypenko, O., Dolgorolov, S., Nikolayev, O. et al, 2022].

На рис. 2.3 і в рівняннях, що описують низькочастотну динаміку РРД використовуються такі позначення параметрів РРД:

P_{BO} , P_{BG} – тиск рідких компонентів палива (окислювача і, відповідно, пального) на виході з паливних баків першого ступеня РН;

$P_{1БНО}$, $G_{1БНО}$, $P_{1БНГ}$, $G_{1БНГ}$ – тиск та вагова секундна витрата компонентів палива на вході в бустерні насоси окислювача та пального;

$P_{1НО}$, $G_{1НО}$, $P_{1НГ1}$, $G_{1НГ1}$ – тиск та вагова секундна витрата палива на вході в основні насоси окислювача та пального РРД першого ступеня РН;

$P_{2НО}$, $G_{2НО}$, $P_{2НГ}$, $G_{2НГ}$ – тиск та вагова секундна витрата палива на виході з основних насосів окислювача та пального РРД першого ступеня РН;

n – частота обертання валу ТНА;

$G_{ГГГ}$ – вагова секундна витрата пального в газогенератор;

$n_{БНО}$, $n_{БНГ}$ – частота обертання валу бустерних насосних агрегатів окислювача (БНО) та пального (БНГ);

$G_{ТО}$, $G_{ГТГ}$ – вагова секундна витрата через турбіни бустерних насосів окислювача (ТБНО) та пального (ТБНГ));

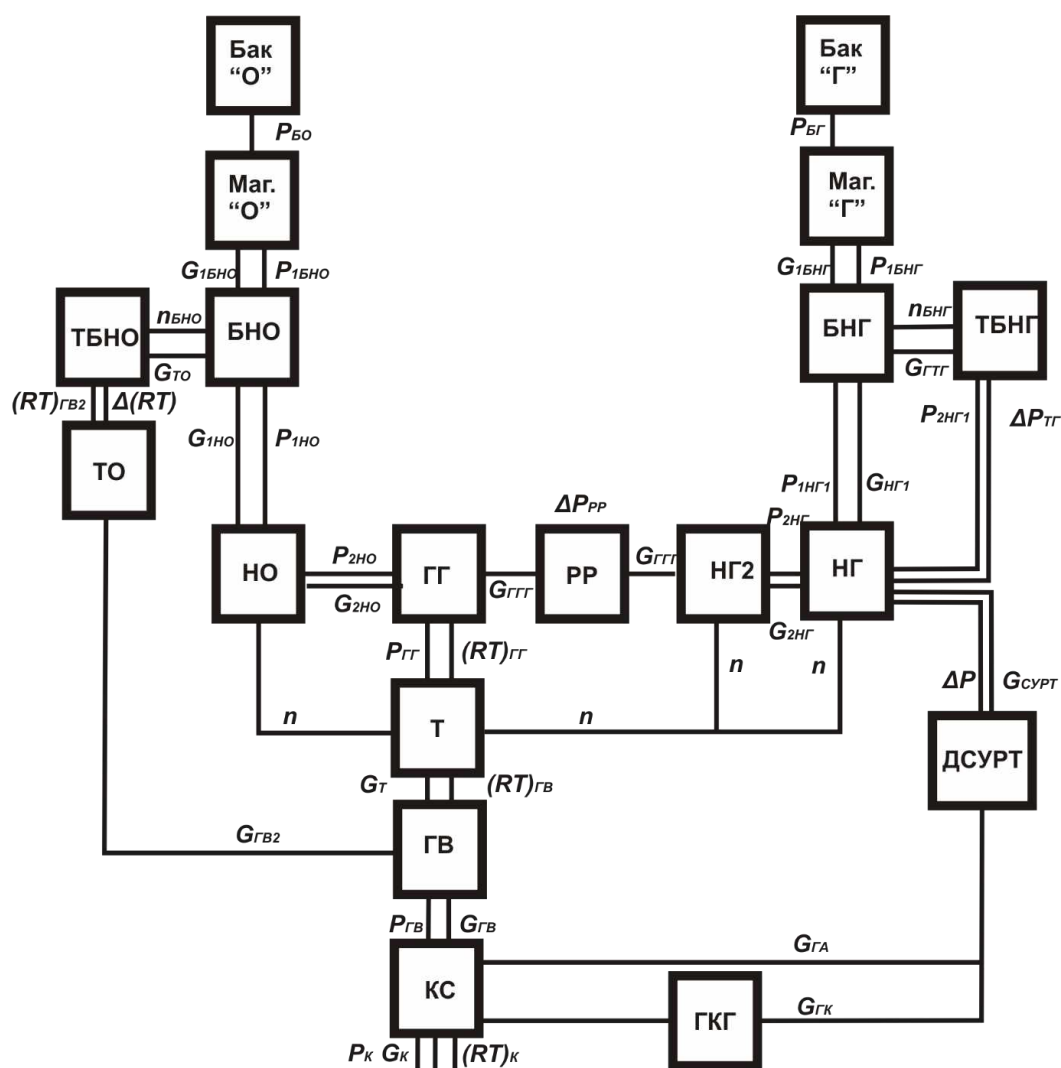
G_T , $G_{ГВ}$, G_K – вагова секундна витрата газу на виході з турбіни ТНА, в газоводі (ГВ) та камері згоряння (КС);

$p_{ГВ}$, p_K – тиск газу в газоході та в камері.

Для позначення працездатності газу в газогенераторі, газоводі та в камері згоряння введені наступні змінні – відповідно $(RT)_{ГГ}$, $(RT)_{ГВ}$, $(RT)_K$. Перепад тиску на дроселі системи керування регулюванням тяги та вагова витрата на вході до нього позначені ΔP , $G_{СУРТ}$, а витрата на вході в головний клапан пального (ГКГ) та на охолодження камери згоряння – $G_{ГК}$ и $G_{ГА}$.

Відповідно до схеми РРД, збурення (динамічні впливи) з боку газогенератора через газохід передаються в камеру згоряння. Зміна частоти обертання валу турбонасосного агрегату (ТНА) може вплинути тільки на динамічний коефіцієнт посилення РРД. Слід зазначити, що сигнал, що керує або збурює, може надійти в камеру згоряння іншим шляхом – по паливо подавальних трактах КС через насоси ТНА. В цьому випадку ТНА не надає прямого фільтруючого впливу на сигнали (як у схемі РРД без допалювання генераторного газу), хоча залежність зміни частоти обертання ТНА від частоти збурення позначається на коефіцієнті посилення і по цим каналам. Розрахункова схема РРД, представлена на рис. 2.3 включає також регулятор витрати (РР) і дросель системи управління регулюванням тяги (СУРТ). Вони розташовані в трактах підведення пального в газогенератор і камеру згоряння, можуть бути різного типу та з різними зворотними зв'язками. В якості можливих керуючих впливів цих пристроїв служать зміни площі прохідних перерізів.

Врахування кавітаційних явищ у насосах РРД при математичному моделюванні низькочастотних динамічних процесів в РРД. Врахування кавітаційних явищ у насосах РРД при математичному моделюванні низькочастотних динамічних процесів в РРД має першорядне значення [Nikolayev O.D., 2016]. Це зумовлено, по-перше, тим, що тільки при врахуванні податливості кавітаційних каверн на вході в насоси можна визначити спектр нижчих частот коливань РРДУ, який узгоджується з результатами льотних випробувань рідинних РН. По-друге, врахування кавітаційних явищ дозволяє досліджувати стійкість системи живлення РРДУ по відношенню до кавітаційних коливань, а у разі її нестійкості визначити частоти, амплітуди та форми кавітаційних автоколивань



бак "О" - паливний бак окислювача; маг «О» -живильна магістраль окислювача; БНП - бустерний насос окислювача; АЛЕ – основний насос окислювача; ГГ – газогенератор; Т – турбіна; ГВ – газохід; КС – камера згоряння; ТО - турбіна; ТБНО - турбіна бустерного насоса окислювача; бак "Г" - паливний бак пального; маг «Г» - живильна магістраль палива; БНГ – бустерний насос пального; НГ – основний насос пального; НГ2 – основний насос пального другого ступеня; РР – регулятор витрати; ДСУРТ – дросель системи керування витратою палива; ГКГ – головний клапан пального

Рисунок 2.3 – Типова схема для дослідження низькочастотних динамічних процесів у двигуні з допалюванням окисного генераторного газу

[Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. , 2013]. Тільки при моделюванні динамічної системи «маршова РРДУ – корпус РН» з урахуванням кавітаційних явищ у насосах РРД можна провести аналіз поздовжньої стійкості рідинної РН, а у разі її нестійкості визначити частоти, амплітуди та форми поздовжніх коливань РН [Задонцев В. А., Николаев А. Д., 1993; Nikolayev O., 2016; Пилипенко О. В., Прокопчук А. А. et al, 2017; Nikolayev O. et al, 2018; Pylypenko O., Khorjak N., Dolhopolov S., Nikolayev O., 2019; Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D. et al, 2020].

В даний час найбільш повною розробкою, охопленням відомих експериментальних фактів, накопиченим досвідом дослідження різних насосів і вирішенням різноманітних задач динаміки насосних систем вигідно виділяється група математичних моделей динаміки кавітуючих насосів, заснованих на теорії струминного кавітаційного обтікання решітки профілів, які названі гідродинамічними моделями [Пилипенко В.В., 1976; Пилипенко В.В., 1989].

Основною причиною самозбурення кавітаційних коливань за цією моделлю є негативний опір кавітації при вході рідини в міжлопатеві канали шнекового переднасоса, обумовлене тим, що зі збільшенням кута атаки (зменшенням витрати через насос) обсяг кавітаційних каверн збільшується.

Запропонована в [Пилипенко В.В., 1976] гідродинамічна модель кавітуючого насоса заснована на рішенні Л. Б. Стриплінга та А. Дж. Акости задачі про кавітаційне обтікання решітки плоских напівнескінчених пластин та доповнена схемою замикання кавітаційної каверни в турбулентному сліді, яка використовує експериментальне значення довжини кавітаційної каверни перед кавітаційним зривом. При розвитку методу розрахунку поздовжніх віброприскорень конструкції РН для опису кавітаційних явищ в насосах РРД може бути обрана експериментально-розрахункова математична модель, побудована на основі узагальнення експериментальних даних [Пилипенко В.В., Долгополов С. И. 1998]. У моделі враховується просторовий вид течії в проточній частині шнека (радіальні течії вздовж поверхні кавітаційної каверни), зворотні течії на вході насос і конструктивні особливості шнеків. Вони добре себе зарекомендували при визначенні частотних характеристик насосів, аналізі стійкості систем живлення РРД щодо кавітаційних коливань, визначенні частот і амплітуд кавітаційних

автоколивань і поздовжніх коливань рідинних ракет. Експериментально-розрахункова математична модель динаміки кавітуючих насосів РРД, що використовується в даній роботі, заснована на узагальненні динамічних випробувань 20 шнековідцентрових насосів РРД зі шнековими переднасосами постійного кроку (ШЦН розроблені в ДП "КБ "Південне"", КБЕМ, НПО "Енергомаш").

Нелінійна гідродинамічна математична модель включає рівняння динаміки кавітаційних каверн, вирішене відносно вхідного тиску p_1

$$p_1 = p_{cp} + \sigma_b(V_c, G_1) \frac{\rho \cdot W_{1cp}^2}{2} + B_1 T_k(V_c, G_1) \frac{dV_c}{dt}, \quad (2.12)$$

рівняння збереження маси у проточній частині насоса

$$\gamma \cdot \frac{dV_c}{dt} = G_2 - G_1, \quad (2.13)$$

рівняння руху рідини, що не встановився, в живильному трубопроводі (для врахування зворотних течій на вході в шнековий переднасос)

$$\bar{p}_B = p_1 + a_1 \cdot G_1^2 + (J_1 + J_{OT}) \frac{dG_1}{dt}, \quad (2.14)$$

рівняння для тиску на виході з кавітуючого насоса

$$p_2 = p_1 + p_H(G_2, n) \cdot \tilde{p}_H(\tilde{V}_c) + d_H \frac{dn}{dt} - J_H \frac{dG_2}{dt}, \quad (2.15)$$

де p_{cp} – тиск зриву насоса; $\sigma_b(V_c, G_1)$, $B_1(V_c, G_1)$ и $T_k(V_c, G_1)$ – залежності кількості кавітацій, пружності та постійного часу кавітаційних каверн від об'єму кавітаційних каверн V_c та витрати на вході в насос G_1 ;

J_{OT} – коефіцієнт інерційного опору рідини, обумовлений зворотними течіями на вході в шнековий переднасос;

$\bar{p}_B$ – тиск у живильному баку;

a_1 , J_1 – коефіцієнти гідравлічного та інерційного опору живильного трубопроводу;

$p_H(G_2, n)$ – напірна характеристика насоса;

$\tilde{p}_H(\tilde{V}_c)$ – кавітаційна функція насоса;

$\tilde{V}_c = V_c / V_{пч}$ – відносний об'єм кавітаційних каверн;

$V_{пч}$ – об'єм проточної частини насоса;

d_H, J_H – коефіцієнти, що враховують інерційність маси рідини в насосі при зворотних течіях на вході в насос.

Залежності, представлені на рисунках 2.4 – 2.8, характеризують основні нелінійності, пов'язані з динамікою кавітаційних утворень у проточній частині шнекоцентробіжного насоса (дані розрахункові криві отримані стосовно насосів РРД різних типорозмірів). На рис. 2.4 представлені отримані за результатами динамічних випробувань РРД шнекового переднасосу експериментальні значення безрозмірної пружності $\tilde{B}_1 = B_1 V_{cb} / (\rho W_1^2 / 2)$ кавітаційних утворень у насосі від числа кавітації $\sigma_b = (p_1 - p_b) / (\rho W_1^2 / 2)$ і нелінійна залежність відносної пружності кавітаційних утворень насоса від числа кавітації, розрахована за [Пилипенко В., Долгополов С., 1998], для значення робочого параметра насоса q , рівного 0,4 (тут прийняті такі позначення: p_b – тиск зриву насоса; $\rho W_1^2 / 2$ – швидкісний напір шнекового насоса; B_1 – пружність кавітаційних утворень; V_{cb} – об'єм кавітації у проточній частині шнека, де розташовуються каверни перед кавітаційним зривом насоса, коефіцієнт витрати $q = G / G_0$ – відношення поточної витрати G до витрати G_0 для потоку рідини, що надходить на вхід у шнек під нульовим кутом атаки потоку).

Ці значення коефіцієнта витрати $q \approx 0.4$ близько до значень цього параметра режимах роботи насосів окислювача для досліджуваних РРД. З цього рисунку видно, що експериментальна гідродинамічна модель [Пилипенко В. et al, 1977], дозволяє задовільно узгодити та описати результати динамічних випробувань щодо визначення пружності кавітаційних утворень для насосів РРД різної продуктивності.

Нелінійна гідродинамічна модель [Пилипенко В., Долгополов С., 1998] кавітаційних коливань в гідросистемі була адаптована в [Долгополов С., 2017] для широкого діапазону вхідних тисків (відповідно, зміни чисел кавітації від 0 до 0,3):

для значень тиску, що відповідають появі кавітаційних утворень, до значення тиску зриву насоса за кавітаційною характеристикою.

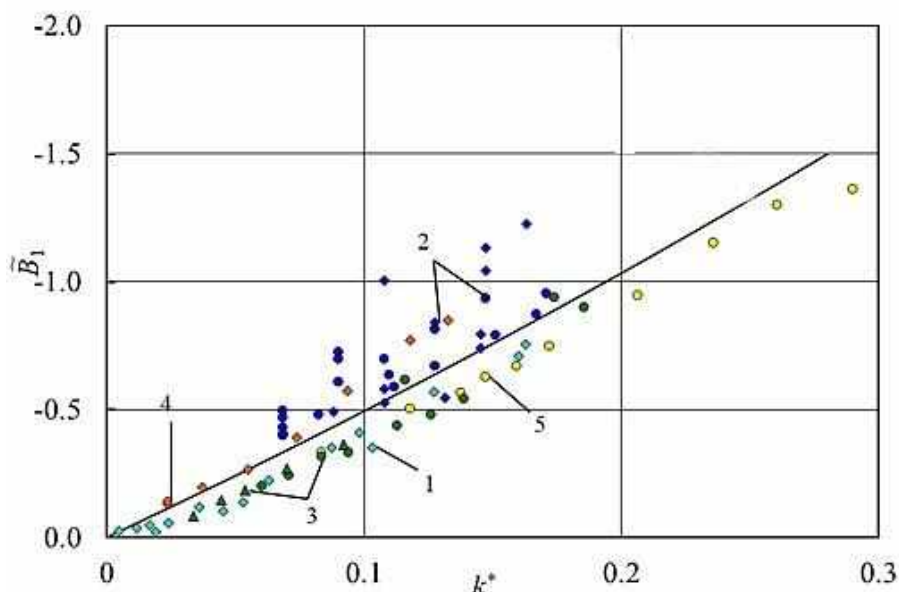


Рисунок 2.4 – Безрозмірна пружність $\tilde{B}_1$ кавітаційних утворень в залежності від числа кавітації σ_b для коефіцієнта витрати $q \approx 0.4$ (1 - дані динамічних випробувань насоса пального RD-863; 2 - дані динамічних випробувань модифікованого насоса окислювача RD-263; 3 - дані динамічних випробувань насоса окислювача RD-263; 4 - дані динамічних випробувань насоса окислювача RD-120; 5 - дані динамічних випробувань насоса окислювача RD-218)

Модель включає нелінійне рівняння динаміки кавітаційних утворень, застосовне щодо тиску на вході в насос, та рівняння для визначення тиску на виході з насоса:

$$(1 + \alpha_p) \frac{dp_1}{dt} = \frac{G_1 - G_2}{C_C} + R_{K1} \frac{dG_1}{dt} + R_{K2} \frac{dG_2}{dt}, \quad (2.16)$$

$$p_2 = p_1 + p_H \cdot \tilde{p}_H(\tilde{V}_c) - J_H \frac{dG_2}{dt}, \quad (2.17)$$

де p_1, G_1 – тиск та масова витрата на вході в насос;

t – час; p_2, G_2 – тиск та масова витрата на виході в насос;

$p_H, \tilde{p}_H(\tilde{V}_c)$ – напір насоса та нелінійна кавітаційна функція насоса [Пилипенко В. et al, 1977; Задонцев В. А. , 1991];

$\tilde{V}_c = V_c / V_{cb}$ – відносний об'єм кавітаційних утворень;

V_c – об'єм кавітації;

J_H – коефіцієнт інерційних втрат рідини у проточній частині насоса;

$\alpha_p = \frac{\partial(B_1 T_c)}{\partial p_1} (G_1 - G_2)$ – коефіцієнт обернених струмів на вході в насос;

$C_c = -\rho g / B_1$ – кавітаційна податливість шнека;

R_{K1}, R_{K2} , – коефіцієнти, що мають розмірність негативного кавітаційного опору насоса $B_2 = -(\partial V_c / \partial G_1) / (\partial V_c / \partial p_1)$ в моделі [Пилипенко В. et al, 1977]:

$$R_{K1} = B_2 - \frac{B_1 \cdot T_c}{\rho g} + \frac{\partial p_b}{\partial G_1} - \frac{\partial(B_1 T_c)}{\partial G_1} (G_1 - G_2), \quad R_{K2} = \frac{B_1 \cdot T_c}{\rho g};$$

T_c – постійна часу кавітаційних каверн [Пилипенко В. et al, 1977];

ρ – густина рідини,

g – прискорення вільного падіння.

Коефіцієнти моделі (2.16) – (2.17) є нелінійними функціями від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q , розраховані у [Dolgoplov S., Nikolayev O., et.al, 2021] для тестового шнекового насоса окислювача (діаметр ступиці рівний 0.076 м, діаметр шнека дорівнює 0.1562 м, кількість лопаток $Z = 3$, крок шнеку $s = 0.0865$ м на зовнішньому діаметрі, номінальна швидкість обертання $n = 20\,000$ об/хв). На рис. 2.5 – 2.8 наведено нелінійні залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q безрозмірного об'єму кавітаційних утворень, безрозмірної кавітаційної пружності $\tilde{V}_c$, безрозмірного негативного кавітаційного опору шнекового насоса та безрозмірної постійної часу кавітації $\tilde{T}_c = T_c n$ для діапазону їх зміни протягом періоду запуску двигуна σ_b з 0 до 0,5 та q з 0,3 до 0,6.

На рисунках 2.5 – 2.8 цифрами 1, 2, 3, 4 позначені вказані залежності, розраховані відповідно q рівних 0,3, 0,4, 0,5, 0,6. Представлена нелінійна математична модель описує низькочастотну динаміку кавітуючих насосів РРД у широкому діапазоні зміни робочих параметрів РРД, містить залежності інтенсивності зворотних течій на вході в насос, залежності тиску зриву насоса від параметрів роботи насосів та узагальнені залежності відносних нелінійних параметрів кавітації шнековідцентрових насосів від параметрів роботи насосів.

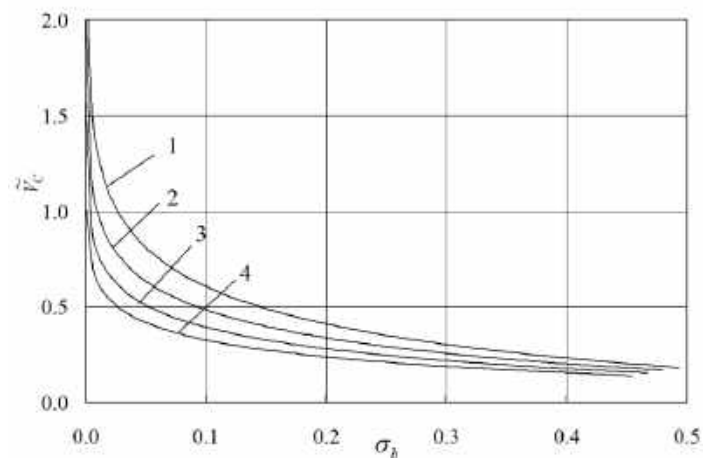


Рисунок 2.5 – Нормований об'єм $\tilde{V}_c$ кавітаційних утворень насоса в залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q

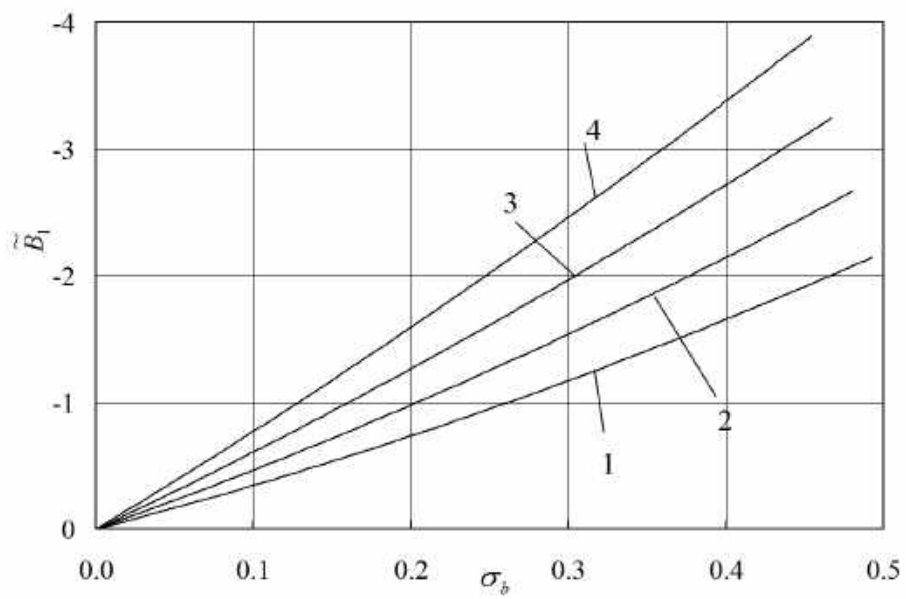


Рисунок 2.6 – Нормалізована кавітаційна пружність $\tilde{B}_1$ насоса в залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q

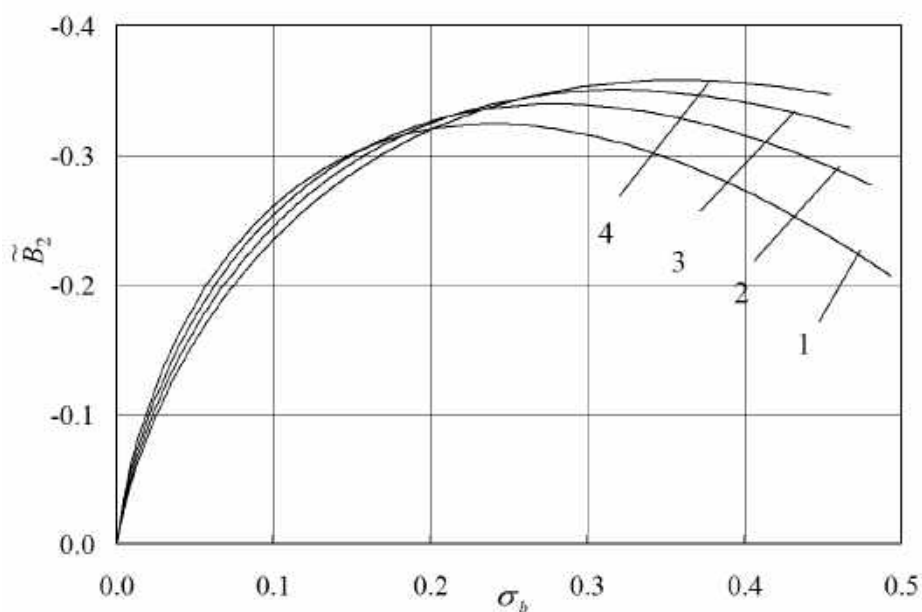


Рисунок 2.7 – Нормований негативний кавітаційний опір $\tilde{B}_2$ насоса в залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q

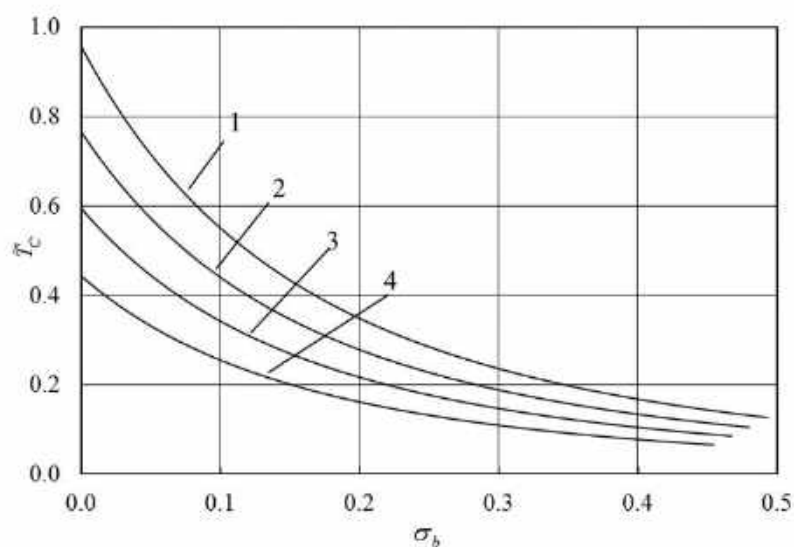


Рисунок 2.8 – Нормалізована постійна часу $\tilde{T}_c$ кавітаційних каверн насоса в залежності від числа кавітації σ_b та коефіцієнта витрати q

Математичне моделювання динаміки ротора основного ТНА та динаміки ротора бустерних насосів РРД. Рівняння динаміки ротора ТНА і крутних моментів турбіни і насосів окислювача і пального на валу ТНА рідинного ракетного двигуна можуть бути представлені у вигляді:

$$\begin{aligned} \frac{\pi}{30} J_{TNA} \frac{dn}{dt} = M_T - M_{HO} - M_{HG} - M_{HG2} + \\ + D_{HO} \frac{dG_{2HO}}{dt} + D_{HG} \frac{dG_{2HG}}{dt} + D_{HG2} \frac{dG_{2HG2}}{dt}, \end{aligned} \quad (2.18)$$

де J_{TNA} – момент інерції ротора ТНА РРД;

M_T – крутний момент турбіни РРД;

M_{HO} , M_{HG} , M_{HG2} – крутні моменти насосів окислювача, пального першого та другого ступеня РРД;

D_{HO} , D_{HG} , D_{HG2} – коефіцієнти, що враховують інерційний опір маси рідини у проточних частинах насосів РРД при її поступальному русі.

Крутний момент турбіни РРД визначається співвідношенням

$$M_T = \frac{N_T}{\omega} = \frac{60}{2\pi n} G_T L_{AD} \eta_T, \quad (2.19)$$

де N_T – потужність турбіни;

ω – окружна швидкість обертання ТНА;

η_T – к. п. д. турбіни основного ТНА;

L_{AD} – розташовуєма адіабатична робота газу, що надходить на лопатки турбіни:

$$L_{AD} = \frac{\kappa_{IG}}{\kappa_{IG} - 1} (RT)_{IG2} \left(1 - \left(\frac{p_{GB}}{p_{IG}} \right)^{\frac{\kappa_{IG}-1}{\kappa_{IG}}} \right). \quad (2.20)$$

На стаціонарних режимах η_T може бути представлено у вигляді [Беляев Е. Н, 1999].

$$\eta_T = k_{T1} \left(\frac{u}{c_{AD}} \right) + k_{T2} \left(\frac{u}{c_{AD}} \right)^2, \quad (2.21)$$

де k_{T1} , k_{T2} – коефіцієнти апроксимації к. п. д. турбіни основного ТНА;

u – окружна швидкість колеса турбіни на середньому діаметрі d_T

$$u = \frac{\pi d_T}{60} n, \quad (2.22)$$

c_{AD} – адіабатична швидкість газу, що визначається через адіабатичну роботу газу

$$c_{AD} = \sqrt{2gL_{AD}}. \quad (2.23)$$

Для визначення залежностей крутних моментів M_{HO} , M_{HG} , M_{HG2} насоса окислювача та насосів пального першого та другого ступеня РРД від режимних параметрів використовуються напірні характеристики цих насосів – $p_{HO}(n, G_{2HO})$, $p_{HG}(n, G_{2HG})$ и $p_{HG2}(n, G_{2HG2})$.

Тоді крутні моменти насосів, визначаються виразами:

$$M_{HO} = \frac{30}{\pi n} \frac{p_{HO}(n, G_{2HO}) G_{2HO}}{\gamma_{HO} \bar{\eta}_{HO}}, \quad (2.24)$$

$$M_{HG} = \frac{30}{\pi n} \frac{p_{HG}(n, G_{2HG}) G_{2HG}}{\gamma_{HG} \bar{\eta}_{HG}}, \quad (2.25)$$

$$M_{HG2} = \frac{30}{\pi n} \frac{p_{HG2}(n, G_{2HG2}) G_{2HG2}}{\gamma_{HG2} \bar{\eta}_{HG2}}, \quad (2.26)$$

де $\bar{\eta}_{HO}$, $\bar{\eta}_{HG}$, $\bar{\eta}_{HG2}$ – к. п. д. насоса окислювача та насосів пального першого та другого ступеня РРД, які на стаціонарному режимі роботи РРД приймаються постійними, не залежними від режимних параметрів.

Рівняння динаміки роторів бустерних насосів приведемо на прикладі рівнянь динаміки ротора насоса окислювача БНО та крутних моментів турбіни. Вони можуть бути описані аналогічним чином, тобто як рівняння динаміки ротора ТНА:

$$\frac{\pi}{30} J_{БНО} \frac{dn_{БНО}}{dt} = M_{ТБНО} - M_{НОБНО} + D_{БНО} \frac{dG_{2БНО}}{dt}, \quad (2.27)$$

$$M_{ТБНО} = \frac{60}{2\pi n_{БНО}} G_{ТО} L_{AD\ БНО} \eta_{ТБНО}, \quad (2.28)$$

$$M_{БНО} = \frac{30}{\pi n_{БНО}} \frac{p_{БНО}(n_{БНО}, G_{2БНО}) G_{2БНО}}{\gamma_{БНО} \bar{\eta}_{БНО}}, \quad (2.29)$$

де $J_{БНО}$ – момент інерції ротора ТНА БНО;

$M_{ТБНО}$, $M_{НОБНО}$ – крутні моменти турбіни і насоса БНО;

$D_{БНО}$ – коефіцієнт, що враховує інерційний опір маси рідини у проточній частині БНО при поступальному русі рідини;

$L_{АД БНО}$ – адіабатична робота газу, що надходить на лопатки турбіни БНО:

$$L_{АД БНО} = \frac{\kappa_{ГВ2}}{\kappa_{ГВ2} - 1} + (RT)_{ТО2} \left[1 - \left(\frac{p_{ТО2}}{p_{ТО}} \right)^{\frac{\kappa_{ГВ2}-1}{\kappa_{ГВ2}}} \right], \quad (2.30)$$

$\eta_{Т БНО}$ – к. п. д. турбіни БНО; $\bar{\eta}_{БНО}$ – к. п. д. БНО.

На стаціонарних режимах, у діапазоні малих змін режимних параметрів $\eta_{Т БНО}$ може бути представлено у вигляді квадратичної параболи наступного виду

$$\eta_{Т БНО} = k_{Т БНО1} \left(\frac{u_{БНО}}{c_{АД БНО}} \right) + k_{Т БНО2} \left(\frac{u_{БНО}}{c_{АД БНО}} \right)^2, \quad (2.31)$$

де $k_{Т БНО1}$, $k_{Т БНО2}$ – коефіцієнти апроксимації к. п. д. турбіни БНО;

$u_{БНО}$ – окружна швидкість колеса турбіни БНО на середньому діаметрі $d_{Т БНО}$

$$u_{БНО} = \frac{\pi d_{Т БНО}}{60} n_{БНО}, \quad (2.32)$$

$c_{АД БНО}$ – адіабатична швидкість газу, що визначається через адіабатичну роботу газу

$$c_{АД БНО} = \sqrt{2gL_{АД БНО}}. \quad (2.33)$$

Математичне моделювання низькочастотних динамічних процесів в елементах газового тракту РРД. Низькочастотний робочий процес у газових трактах РРД (газогенераторі, газоводі та камері згоряння) може бути адекватно описаний тільки при одночасному розгляді гідродинамічних та фізико-хімічних явищ з урахуванням їх відносного взаємовпливу. Фізико-хімічні процеси характеризуються певними швидкостями: швидкостями випаровування рідини, швидкостями дифузії газової та рідкої фази, швидкостями змішування, швидкостями хімічних реакцій у газовій та рідкій фазах тощо. У загальному випадку робочий процес у газових трактах РРД визначається складною послідовністю взаємозалежних процесів, які для конкретного двигуна мають свої особливості [Беляев Е. Н, 1999;]. Побудова досить точної та повної теоретичної

моделі різних гідродинамічних та фізико-хімічних явищ, що в комплексі та взаємозв'язку визначають робочий процес у газовому тракті РРД, мабуть, в даний час неможлива через відсутність даних щодо багатьох елементарних механізмів взаємодії. Тому на практиці застосовується наближений опис процесів у вогневих агрегатах РРД [Pylypenko O. V., Khoriak N. V., Dolhopolov S. I., Nikolayev O. D., 2019; Pylypenko, O., Dolgopolov, S., Nikolayev, O. et al, 2022].

Низькочастотні нестационарні процеси зміни тиску, температури та витрат газу в елементах газового тракту двигуна (газогенераторі, газоводі та камері згоряння) відтворюються при моделюванні в середньому для об'ємів і для кінцевих перерізів кожного елемента. Відповідні математичні моделі з зосередженими параметрами були отримані з рівнянь нерозривності, руху, збереження енергії та зміни стану газу для деякого усередненого процесу перенесення тепла і маси всередині агрегатів турбулентним потоком газу, що рухається [Шевяков А. А. et al, 1978; Pylypenko O. V., Nikolayev, O. et al, 2017].

При цьому слід зазначити, що фактичний перебіг кривих вигорання палива та турбулентного перенесення температури у проточних газових елементах залежить від властивостей палива та конструктивних особливостей агрегатів (схеми сумішоутворення, форми проточної частини тощо). Досвід розрахункових досліджень динаміки РРД показує, що правильність врахування в математичній моделі фактичної форми цих кривих істотно впливає на точність моделювання, особливо в діапазоні частот коливань від 25 Гц до 50 Гц і вище. Далі при викладі в якості кривої вигорання палива та перенесення маси використано транспортне запізнення [Pylypenko O., Khoriak N., Dolhopolov S., Nikolayev O., 2019].

Робочі процеси в газогенераторі (ГГ) описуються системою рівнянь, що включає наступні рівняння:

– рівняння для визначення тиску в газовому тракті ГГ (середнього за об'ємом)

$$\frac{dp_{ГГ}}{dt} = \frac{(RT)_{ГГ}^*}{V_{ГГ}} (G_{ГГО}^* + G_{ГГТ}^* - G_T) + \frac{p_{ГГ}}{(RT)_{ГГ}^*} \frac{d(RT)_{ГГ}^*}{dt}, \quad (2.34)$$

– рівняння запізнення газоутворення окислювача та пального в ГГ

$$G_{ГГО}^* = G_{ГГО} (t - \tau_3^{ГГ}), \quad (2.35)$$

$$G_{\Gamma\Gamma}^* = G_{\Gamma\Gamma} (t - \tau_3^{\Gamma\Gamma}), \quad (2.36)$$

– рівняння для визначення працездатності продуктів згоряння компонентів палива на вході у газовий тракт ГГ та його виході, а також, для визначення середньої величини працездатності за об'ємом газового тракту ГГ

$$(RT)_{\Gamma\Gamma 1} = (RT) (k_{\Gamma\Gamma}^*), \quad k_{\Gamma\Gamma}^* = \frac{G_{\Gamma\Gamma 0}^*}{G_{\Gamma\Gamma}^*}, \quad (2.37)$$

$$(RT)_{\Gamma\Gamma 2} = (RT)_{\Gamma\Gamma 1} (t - \tau_{\Pi}^{\Gamma\Gamma}), \quad (2.38)$$

$$\frac{d(RT)_{\Gamma\Gamma}^*}{dt} = (\kappa_{\Gamma\Gamma} - 1) \frac{(RT)_{\Gamma\Gamma}^{*2}}{p_{\Gamma\Gamma} V_{\Gamma\Gamma}} (G_{\Gamma\Gamma 0}^* + G_{\Gamma\Gamma}^* - G_T), \quad (2.39)$$

– рівняння для визначення витрати газу на виході з ГГ

$$G_T = \mu_T F_T \sqrt{g \frac{2\kappa_{\Gamma\Gamma}}{\kappa_{\Gamma\Gamma} - 1} \frac{p_{\Gamma\Gamma}^2}{(RT)_{\Gamma\Gamma 2}} \left[\left(\frac{p_{\Gamma B}}{p_{\Gamma\Gamma}} \right)^{\frac{2}{\kappa_{\Gamma\Gamma}}} - \left(\frac{p_{\Gamma B}}{p_{\Gamma\Gamma}} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma\Gamma} + 1}{\kappa_{\Gamma\Gamma}}} \right]}, \quad (2.40)$$

де t – час;

$p_{\Gamma\Gamma}$, $p_{\Gamma B}$ – тиск в газових трактах газогенератора та газоходу;

$G_{\Gamma\Gamma 0}$, $G_{\Gamma\Gamma}$ – вагові секундні витрати рідких компонентів палива на вході в газовий тракт ГГ;

$G_{\Gamma\Gamma 0}^*$, $G_{\Gamma\Gamma}^*$ – вагові секундні витрати окислювача та пального на вході в ГГ з урахуванням часу запізнення газоутворення компонентів палива $\tau_3^{\Gamma\Gamma}$;

$k_{\Gamma\Gamma}^*$ – співвідношення компонентів палива в газогенераторі;

G_T – вагова секундна витрата газу через газогенератор;

$(RT)_{\Gamma\Gamma 1}$, $(RT)_{\Gamma\Gamma 2}$, $(RT)_{\Gamma\Gamma}^*$ – працездатності продуктів згоряння компонентів палива на вході в газовий тракт газогенератора, на його виході та середня величина працездатності за об'ємом газового тракту газогенератора;

$(RT) (k_{\Gamma\Gamma}^*)$ – залежність працездатності продуктів згоряння від співвідношення компонентів палива, що зазвичай задається у вигляді таблиці;

$\kappa_{\Gamma\Gamma}$ – показник адіабати в ГГ;

$V_{ГГ}$ – об'єм газового тракту ГГ, до якого входять власне об'єми газових порожнин ГГ, а також об'єм газової порожнини від ГГ до соплового апарату турбіни;

F_T, μ_T – площа та коефіцієнт витрати соплової решітки основної турбіни двигуна;

$\tau_{П}^{ГГ}$ – час перебування газу в газогенераторі.

Робочі процеси у газоводі (ГВ) та камері згоряння (КС) можуть бути описані системою рівнянь, аналогічною (2.34) – (2.40).

Представлені вище математичні моделі низькочастотних динамічних процесів у газогенераторі, газоходах і камері згоряння двигуна містять цілу низку рівнянь із запізнювальним аргументом. Для використання цих математичних моделей при моделюванні низькочастотної динаміки та аналізі стійкості системи "РРДУ - корпус РН з КА" в тимчасовій області (в області оригіналів) рівняння ланок запізнювання повинні бути апроксимовані диференціальними рівняннями [Пилипенко О., Ніколаєв О. et al, 2017].

Математичне моделювання динаміки регулятора витрати. Рух елементів гідромеханічних регуляторів зазвичай описується рівнянням коливальної ланки, наприклад, [Беляев Е. Н, 1999] (назва «гідромеханічні» застосовується у зв'язку з тим, що основними керуючими частинами в регуляторі служать механічні елементи, але керують вони потоком рідини). Однак при роботі рухомих механічних елементів регулятора разом з ними переміщається (витісняється) і рідина, рух якої необхідно враховувати при складанні математичної моделі регулятора. Часто виявляється що ця маса на порядки більша за масу самих механічних елементів. Задача про визначення приєднаної маси рідини гідромеханічна і досить складна, оскільки профіль проточних частин регулятора складний [Беляев Е. Н, 1999].

При аналізі особливостей динаміки та статички регуляторів завжди виникає необхідність визначення гідродинамічної сили, що діє на елементи рухомої частини, що обтікаються рідиною. Значення гідромеханічної сили залежить від положення елемента, що дроселює, тобто він володіє властивістю, еквівалентною

властивості пружини - змінює силу зі зміною положення. Якщо гідродинамічна пружність, обумовлена гідромеханічною силою, співмірна з пружністю пружини регулятора витрати, це може призвести до істотних негативних змін однієї з основних характеристик регулятора витрати – його статизму. Статизм – відношення регульованої величини до відхилення зовнішнього впливу. Ця величина є мірою статичної точності регулятора. Визначення гідродинамічної сили – також гідромеханічне завдання, причому дуже складне, оскільки пов'язане з описом течії в'язкої рідини всередині каналу складної форми з відривами потоку.

Розроблена на основі цих припущень математична модель низькочастотних динамічних процесів у регуляторі витрати РРД включає наступні рівняння.

Рухи рухливих частин регулятора витрати описувалося звичайним диференціальним рівнянням другого порядку:

$$m_{II} \frac{d^2 x}{dt^2} + F_{TP}(x) + k_{II} x = F_{II} (p_A - p_B) - R_{II}^O + R_{ГД}, \quad (2.41)$$

де m_{II} – маса рухливих частин регулятора витрати;

x – переміщення золотника регулятора витрати;

$F_{TP}(x)$ – сила сухого тертя;

k_{II} – коефіцієнт жорсткості пружини;

F_{II} – площа поперечного перерізу золотника;

p_A, p_B – тиск рідини в порожнинах А та В;

R_{II}^O – початкове зтягування пружини регулятора витрати;

$R_{ГД}$ – гідродинамічна сила.

Для визначення сили сухого тертя $F_{TP}(x)$ при коливальних процесах у регуляторі витрати використовувалася апроксимуюча функція наступного виду [Долгополов С. И., Николаев А.Д., 2017]:

$$F_{TP}(x) = \bar{F}_{TP} \operatorname{th} \left(\frac{x}{\omega \Delta x} \right), \quad (2.42)$$

де $\bar{F}_{TP}$ – максимальна сила сухого тертя; ω – кутова частота коливань; Δx – коефіцієнт повноти робочої діаграми.

Гідродинамічна сила $R_{ГД}$ у правій частині рівняння (2.54) визначалася простим виразом (напр., [Лебединский Е. В., 2011])

$$R_{ГД} = (p_C - p_{2PP}) \delta_{KP} l_Z(x) k_{ГД}, \quad (2.43)$$

де p_C , p_{2PP} – тиск рідини в місці розташування демпфуючих отворів у золотнику та на виході з регулятора витрати; δ_{KP} – товщина кромки золотника;

$l_Z(x)$ – сумарна довжина кромок вікон золотника; $k_{ГД}$ – емпіричний коефіцієнт, значення якого знаходяться в діапазоні від 0,15 до 0,20.

Рівняння балансу витрат у місці розташування демпфуючих отворів у золотнику

$$C_C \frac{dp_C}{dt} = G_{1PP} + G_B - G_{2PP}, \quad (2.44)$$

де C_C – податливість порожнини С регулятора витрати; G_B – витрата рідини через демпфуючі отвори в золотнику; G_{2PP} – витрата рідини через вікна золотника регулятора витрати.

Рівняння руху рідини на ділянці від місця розташування демпфуючих отворів у золотнику до виходу з регулятора витрати

$$p_C = p_{2PP} + a_{2PP}(x) G_{2PP}^2 + J_{2PP} \frac{dG_{2PP}}{dt}, \quad (2.45)$$

де $a_{2PP}(x)$, J_{2PP} – коефіцієнти характеристики та інерційного опору зазначеної ділянки гідравлічного тракту регулятора [Долгополов С. И., Николаев А.Д., 2017]

$$a_{2PP}(x) = \frac{1}{2g\gamma_\Gamma} \frac{1}{(\mu_2 F_2(x))^2} \quad (2.46)$$

μ_2 – коефіцієнт витрати золотникових отворів; $F_2(x)$ – площа вікон золотника.

Рівняння руху рідини через демпфуючі твори в золотник

$$p_B = p_C + a_B G_B^2, \quad (2.47)$$

де a_B – коефіцієнт характеристики демпфуючих отворів у золотнику;

$$a_B = \frac{1}{2g\gamma_\Gamma} \frac{1}{(\mu_B F_B)^2}, \quad G_B = \gamma_\Gamma F_\Pi \frac{dx}{dt}, \quad (2.48)$$

μ_B – коефіцієнт витрати через демпфуючі отвори в золотнику;

F_B – площа демпфуючих отворів в золотнику.

2.2 Математичне моделювання просторових коливань рідини в паливних баках в задачі про поздовжню стійкість РН

При вирішенні задач динаміки польоту ракет-носіїв, що містять частково заповнені паливом баки, надзвичайно важливим є визначення параметрів просторових коливань рідкого палива. Це обумовлено тим, що коливальні рухи рідкого палива в баках РН в польоті ускладнюють реалізацію стійких режимів руху РН, що може критичним чином вплинути на надійність виконання програми польоту РН [Игдалов И. М. et al, 2004; Хоряк Н. В., Николаев А. Д. et al, 2014].

Проблемі математичного моделювання просторових коливань рідини в баках РН присвячено значну кількість робіт (див., наприклад, [Abramson H.N., 1963; Луковский И. А. et al, 1984; Микишев Г. Н., 1971, Лимарченко О.С., 2017]). В інженерній практиці найбільшого поширення набув варіаційний метод розв'язання крайових задач про коливання рідини в тонкостінних паливних порожнинах ступенів РН, що представляють собою сферичні або циліндричні оболонки. Використання методу скінченних елементів дозволяє в більшості випадків врахувати конструктивні особливості технічних об'єктів при моделюванні динамічних процесів, що в них відбуваються [Lee Kunwoo, 1999]. Аналіз сучасного стану проблеми математичного моделювання просторових коливань рідини в баках показав, що використання засобів комп'ютерного проектування та інженерного аналізу (CAD / CAE систем - Computer-aided design / Computer Aided Engineering System) в рамках досліджень динаміки рухомих об'єктів, частково заповнених рідиною, істотно скорочує обсяг робіт при виконанні таких досліджень, дозволяє провести моделювання просторових рухів рідини при складних конфігураціях об'єктів [Башлий И. Д., Николаев А. Д. , 2013]. Можливість взаємодії CAD / CAE систем призводить до того, що геометричні моделі об'єктів, створені засобами проектування CAD, можуть в подальшому використовуватися при визначенні запасів міцності, навантаженості, стійкості та інших якостей об'єкта. Виходячи з

викладеного, теоретичне визначення характеристик просторових коливань рідини в паливному баку проведено за допомогою можливостей зазначених систем.

Визначення характеристик просторових коливань рідини в паливному баку на основі моделювання динаміки системи «конструкція бака - рідина» методом скінченних елементів. Для конкретності та практичної цінності чисельного аналізу розрахунки параметрів коливань виконані стосовно автономного вертикально розташованого циліндричного баку (рис. 2.8), частково заповненого водою, який мав наступні параметри: довжина циліндричної частини оболонки бака $L = 9$ м; радіус циліндричної оболонки $R = 1,5$ м; радіус сферичного сегмента $R_1 = 4,5$ м; товщина стінок оболонки $\delta_{об} = 0,0025$ м; товщина стінок днища бака $\delta_{дна} = 0,005$ м, висота заливки рідини $H_6 = 6,75$ м. Сумарна маса бака з рідиною (водою) дорівнює 48127 кг, а маса його алюмінієвої оболонки - 669 кг.

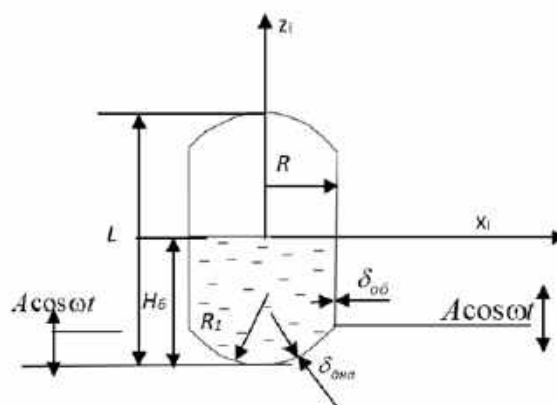


Рисунок 2.9 - Розрахункова схема для чисельного аналізу поздовжніх коливань паливного бака

При виконанні аналізу вважалося, що на активній ділянці польоту РН коливання рідини відбуваються з амплітудами, що не перевищують 15% від радіуса вільної поверхні рідини [Нариманов Г.С. et al, 1977; Ганиев Р.Ф., Ковальчук П.С., 1980]. При цьому використовувалося припущення, що рідина однорідна, ідеальна і нестискувана, тому що ефекти стискуваності проявляються при швидкостях руху рідини одного порядку зі швидкістю звуку, а досліджувані коливальні процеси відбуваються при швидкостях руху компонентів палива, як мінімум, на порядок менших швидкості звуку в рідкому середовищі [Николаев А. Д., Башлий И. Д., 2012].

Сили поверхневого натягу рідин не враховувалися, так як їх вплив на коливання рідини і конструкції на активній ділянці польоту РН дуже малий. В'язкість рідини враховувалася введенням в модель коливань рідини в баку відповідних дисипативних членів.

Для розрахунку характеристик коливань досліджуваної динамічної системи «конструкція бака - рідина» використано підхід, заснований на методі скінченних елементів та сучасних можливостях засобів комп'ютерного моделювання - CAD / CAE систем. При математичному моделюванні просторових коливань досліджуваного бака останній розглядався як оболонкова система, частково заповнена нестискуваною рідиною. У схемі враховувалися також верхній і нижній шпангоути циліндричної обичайки бака, які надавали його конструкції жорсткість в поперечному напрямку.

Засобами CAD системи розроблена геометрична тривимірна модель системи «конструкція бака - рідина» і з урахуванням рекомендацій [Блоха И. Д., Николаев А.Д., 2005], виконана скінченно-елементна дискретизація конструкції і рідкого заповнення паливного бака в CAE системі за допомогою скінченних елементів «тривимірна рідина» і «оболонка». Завдання параметрів, які визначаються фізичними властивостями рідини і матеріалів конструкції, дисипативними силами в них, при описі скінченних елементів дозволяє розрахувати матриці мас, пружності і коефіцієнтів демпфірування системи.

Параметри вимушених просторових коливань рідини в баку циліндричної конфігурації визначалися за допомогою сформованої засобами комп'ютерного моделювання системи рівнянь, яка описує вимушені гармонічні коливання динамічної системи «конструкція бака - рідина» з урахуванням сил опору коливального руху:

$$M \frac{d^2}{dt^2}(X) + C \frac{dX}{dt} + KX = F, \quad (2.49)$$

де X – вектор переміщень n порядку;

n – кількість вузлів в моделі динамічної системи «конструкція бака - рідина»;

K – матриця жорсткості порядку $n \times n$;

M – матриця мас порядку $n \times n$;

t – поточний час;

C – матриця коефіцієнтів демпфірування порядку $n \times n$;

F – вектор сил, яких докладають до конструкції бака, порядку n .

У розрахунковому випадку сили $F_{i5}^{z_i} = A \cos \omega t$ для гармонічного збурення конструкції бака з частотою ω і амплітудою A в поздовжньому напрямку z_i прикладені до вузлів шпангоута $i5$ (див. рис. 2.10). При цьому $F = [F_1, F_2, \dots, F_i, \dots, F_n]$ – вектор сил, яких докладають до конструкції бака, порядку n , $F_i = [F_i^{x_i}, F_i^{y_i}, F_i^{z_i}]$, x_i, y_i, z_i – осі глобальної системи координат вузлів.

Оскільки система (2.49) лінійна і стаціонарна, отримані параметри коливань відповідають граничним значенням розрахункових амплітуд коливань при заданих амплітудах зовнішнього гармонічного впливу F .

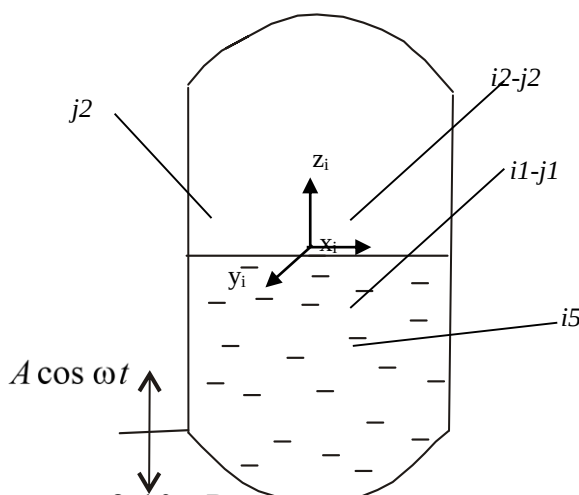


Рисунок 2.10 - Розрахункова схема поздовжніх коливань паливного бака

Взаємодія пружної конструкції бака з відповідним рідким середовищем на зволоженій поверхні його оболонки, а також рух вільної поверхні рідини в баку враховано за допомогою відповідних граничних умов. Зокрема, при моделюванні визначено, що переміщення вузлів, що належать вільній поверхні рідини, здійснюються по нормалі до поверхні рідини, що знаходиться в незбуреному стані (в даному випадку горизонтальній).

На основі рішення сформованої засобами комп'ютерного моделювання системи рівнянь (2.49) визначені залежності амплітуд коливання тиску в розрахункових точках рідини від амплітуд коливань їх переміщень:

$$\delta P = D B \delta X, \quad (2.50)$$

де B - матриця переходу, що зв'язує деформації з вузловими переміщеннями ($\varepsilon = B X$), порядку $n1 \times n1$;

$n1$ - кількість вузлів в елементах «тривимірна рідина», використаних при моделюванні;

D - матриця об'ємної пружності рідини порядку $n1 \times n1$;

δX - вектор амплітуд коливань переміщень вузлів рідини порядку $n1$.

Розрахунок характеристик власних коливань системи «рідина - конструкція бака» був проведений на підставі математичної моделі системи «конструкція бака - рідина» і визначені такі характеристики власних поздовжніх коливань рідини в баку для трьох рівнів заливки рідини: частоти коливань, узагальнені маси

$$M_{zj} = \frac{\gamma_{aj}^2}{V_j^T M V_j}. \quad \text{Отримані характеристики узгоджуються з результатами}$$

експериментального дослідження коливань баків циліндричної конфігурації [Микишев Г. Н., 1971] з необхідною для інженерних розрахунків точністю.

На рис. 2.11 представлені експериментальні та розрахункові залежності частот коливань основного тону коливань рідини від рівня заповнення бака рідиною, віднесені до його радіусу.

Нижче в таблиці 2.1 наведено результати розрахунку цих характеристик для двох нижчих тонів власних коливань системи.

Аналіз параметрів коливань тиску рідини при поздовжніх вібраціях конструкції досліджуваного циліндричного бака виконано для умови гармонічного збурення нижнього силового шпангоута бака з амплітудою $A = 0,001$ м для частотного діапазону від 5 до 20 Гц, в який часто «потрапляє» частота 1 тону власних поздовжніх коливань динамічної системи «конструкція бака - рідина».

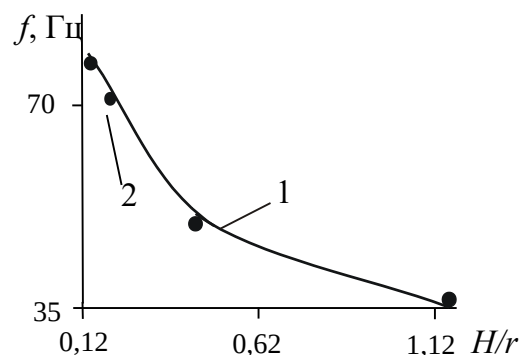


Рисунок 2.11 – Розрахункові (крива 1) і експериментальні (точки 2) залежності частот основного тону коливань рідини від рівня заповнення бака рідиною

Для спрощення аналізу тиск наддуг в бак і вплив коливального руху рідини в живильній магістралі РРДУ на динаміку системи «конструкція бака рідина» не враховувалися.

Таблиця 2.1 Характеристики власних поздовжніх коливань рідини в баку

Рівень заповнення H_0/R	Номер тону J	Частота коливань f_j , Гц	Узагальнена маса m_{zj} , кг
4,5	1	7,57	34173
	2	22,08	3077
2,3	1	9,76	25809
	2	28,18	1477
1,0	1	21,66	9820
	2	34,16	20

На рис. 2.12 представлені результати розрахунку модуля частотної характеристики $\frac{\delta u_{i\psi\phi}}{\delta u_z}(j\omega)$ – відношення комплексних амплітуд поздовжніх коливань рідини в баку до амплітуди коливань силового шпангоута в діапазоні

частот від 5 Гц до 20 Гц та відносному коефіцієнті демпфірування коливань рідини (0,05 % від критичного).

Як показано на рисунку, максимум цієї характеристики відповідає частоті коливань, близької до частоти І тону власних поздовжніх коливань системи «рідина - конструкція бака» (частоті коливань 7,57 Гц в представленій вище таблиці 2.1).

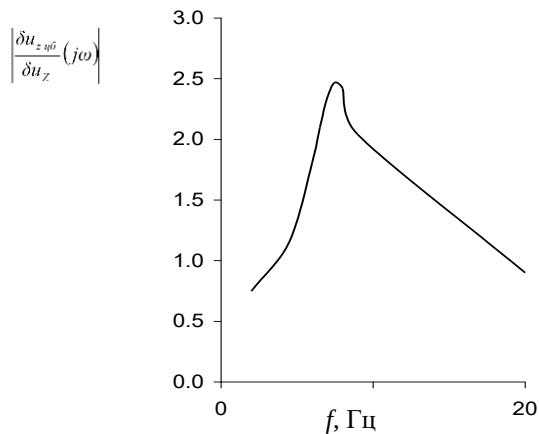


Рисунок 2.12 – Залежність модуля частотної характеристики $\frac{\delta u_{i \text{ цб}}}{\delta u_z}(j\omega)$ від частоти вимушених коливань

На рис.2.13 представлена розрахункова залежність максимальної величини тиску рідини на днище бака (в зоні нижнього полюса днища), що визначається як сума його статичної та динамічної складових до статичної складової тиску $P_{ст \text{ цб}} = \rho g H_{\delta}$ (ρ – густина рідини), від частоти вимушених гармонічних коливань конструкції баку.

Для цієї залежності як і для залежності, представленої на рис. 2.12, спостерігається її резонансне зростання на частоті коливань, близької до частоти І тону власних поздовжніх коливань системи «конструкція бака – рідина».

Про розподіл максимальної величини модуля амплітуд коливань тиску по поздовжньому перерізу бака при вимушених гармонічних коливаннях його конструкції можна судити по діаграмах, наведених на рис. 2.14 (розрахунок без урахування демпфування при збуренні коливань з частотою 7,5 Гц) і на рис.2.15 (розрахунок з демпфуванням коливань рідини 0,5% від критичного при коливаннях з частотою 7 Гц). У роботах по динамічній стійкості РН залежності амплітуд

коливань тиску рідини в баку в місці установки забірних пристроїв від поздовжнього віброприскорення конструкції циліндричного бака по відношенню до поздовжніх коливань [Натанзон М. С., 1977] традиційно представляються в спрощеному вигляді, при цьому передбачається, що величина динамічної складової тиску рідкого палива на днище бака пропорційна силам інерції, що виникають при коливальному русі мас тонів рідини.

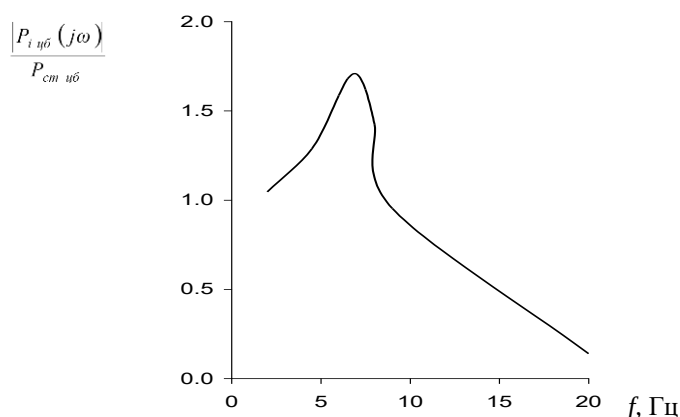


Рисунок 2.13 – Залежність максимальної величини модуля тиску рідини від частоти вимушених гармонічних коливань конструкції баку

У той же час, нехтування такими факторами як демпфування коливань рідини, особливості конфігурації бака і вплив внутрішньобакових пристроїв, може істотно знизити точність теоретичного прогнозу амплітуд поздовжніх коливань РН на активній ділянці її польоту.

Нижче проведена кількісна оцінка впливу демпфування коливань рідини на амплітуди коливань її тиску в різних перерізах бака циліндричної конфігурації, яка широко використовується при проєктуванні рідинних РН. Чисельне рішення даної задачі виконано шляхом математичного моделювання коливань рідини в баку [Башлий И. Д., Николаев А.Д., 2011; Пилипенко В. В, Николаев А.Д. et al, 2011] при поздовжніх вібраціях його конструкції в діапазоні частот, близьких до однієї з власних частот динамічної системи «конструкція бака – рідина».

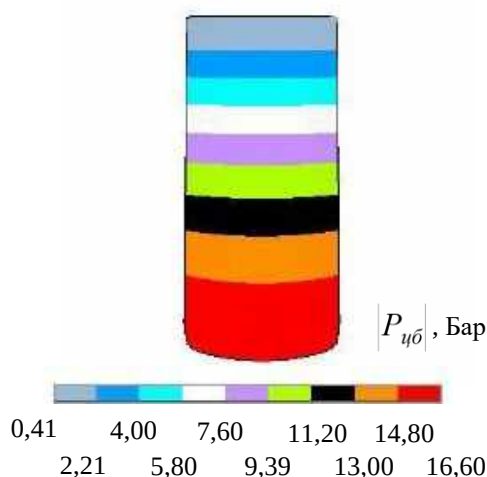


Рисунок 2.14 – Розподіл максимальної величини тиску по поздовжньому перерізу баку при вимушених гармонічних коливаннях його конструкції (розрахунок без урахування демпфування)

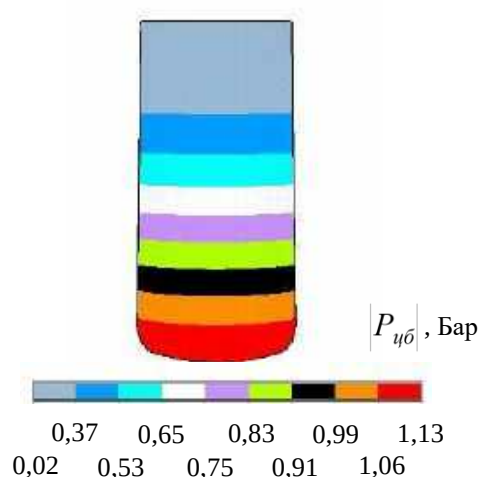


Рисунок 2.15 – Розподіл максимальної величини тиску по поздовжньому перерізу баку при вимушених гармонічних коливаннях його конструкції (розрахунок з урахуванням демпфування)

З аналізу цих діаграм випливає, що розсіювання енергії коливань в значній мірі знижує динамічну складову тиску (в даному розрахунковому випадку – більш ніж в 47 разів) і, відтак, амплітуди коливань тиску рідини поблизу нижнього полюса днища бака. Природно, вплив цього фактору найбільш суттєвий при порушенні коливань в системі з частотою, близькою до однієї з її власних частот. У зв'язку з цим необхідно відзначити, що при врахуванні демпфування резонансний максимум тиску рідини на днище бака змістився до частоти 7 Гц (без демпфування він був близький до власної частоти коливань системи – 7,57 Гц).

На рис. 2.16 кривою 1 позначена залежність максимальної величини тиску рідини на днище бака (суми статичної та динамічної складових тиску) від рівня його заповнення при вимушених поздовжніх коливаннях його конструкції, побудована за формулою, що традиційно використовується при аналізі поздовжньої стійкості РН [Натанзон М.С., 1977]:

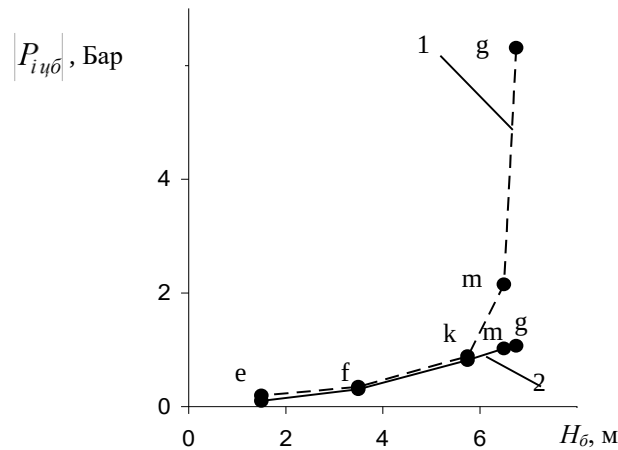


Рисунок 2.16 – Залежності максимальної величини тиску рідини на днище баку (суми статичної та динамічної складової) від рівня його заповнення при вимушених поздовжніх коливаннях його конструкції

$$\delta P_{\delta} + P_{cm} = \rho H_{\delta} \frac{d^2 \delta Z_{d\delta}}{dt^2} + \rho g H_{\delta} = \rho \omega^2 H_{\delta} \left| \frac{\delta Z_{d\delta}}{\delta Z_{dv}}(j\omega) \right| \delta Z_{dv} + \rho g H_{\delta}, \quad (2.51)$$

де δZ_{dv} – амплітуда поздовжніх коливань нижнього шпангоута бака, $\delta Z_{d\delta}$ – амплітуда поздовжніх коливань днища бака.

Крива 2 зображує залежність максимальної величини тиску рідини на днище бака від рівня його заповнення при вимушених поздовжніх коливаннях його конструкції з частотою 7,5 Гц, отриману за допомогою САЕ системи при врахуванні демпфування коливань рідини - 0,05% від критичного. При аналізі результатів досліджені наступні рівні заповнення бака: е - рівень рідини в баку 1,5 м, f - рівень рідини в баку 3,5 м, k - рівень рідини в баку 5,75 м, m - рівень рідини в баку 6,5 м, g - рівень рідини в баку 6,75 м.

Для рівня заливки g частота І тону власних поздовжніх коливань системи «конструкція бака - рідина» дорівнює 7,57 Гц і близька до частоти гармонічного збурення конструкції бака 7,5 Гц. Для інших рівнів заповнення (е и f) частоти власних поздовжніх коливань системи (див. таблицю 2.1) істотно відрізняються від цієї частоти збурення системи. Тому для рівня заповнення g характерне зростання

величини тиску рідини на днище бака (модуля частотної характеристики тиску на днище бака), визначеного з урахуванням демпфування за допомогою САЕ - системи (крива 2) і без урахування демпфування за допомогою залежності (2.40) (крива 1). Однак для цього рівня заповнення розрахункова величина тиску рідини на днище бака, отримана без урахування демпфування (крива 1) істотно (більш ніж в 9 разів) перевищує розрахункову величину тиску рідини на днище бака, отриману з урахуванням демпфування (крива 2).

З результатів проведеного аналізу випливає, що розрахункові значення максимальної величини модуля тиску рідини поблизу від днища і відповідно амплітуд коливань тиску на днище вертикально розташованого циліндричного бака, визначені без урахування демпфування коливань рідини за допомогою «традиційної» залежності (2.40), можуть значно перевищувати реальні значення цих величин.

Тому оцінки, отримані з використанням «традиційної» залежності, будуть приводити до завищених значень амплітуд коливань тиску на днище бака, що може істотно знизити точність теоретичного прогнозування поздовжніх вібронавантажень елементів конструкції РН на активній ділянці її польоту.

Таким чином, розроблено методичне забезпечення і проведено математичне моделювання просторових (3D) коливань рідини в вертикально розташованому циліндричному баку, які обумовлені його поздовжніми вібраціями, з використанням методу скінченних елементів [Башлій І. Д., Николаев А.Д., 2011].

Отримано параметри коливань зв'язаної системи «конструкція бака – рідина», узгоджені з результатами експериментального дослідження коливань баків циліндричної конфігурації з необхідною для інженерних розрахунків точністю. Показано суттєвий вплив демпфування коливального руху рідини в баку на амплітуди коливань тиску рідини поблизу від входу в забірний пристрій на частотах, близьких до частоти власних поздовжніх коливань динамічної системи «рідина - конструкція бака».

Побудовано розподілення максимальної величини динамічної складової тиску рідини по поздовжньому перерізу досліджуваного бака при вимушених

гармонічних коливаннях його конструкцій з частотою, близькою до власної частоти першого тону системи «рідина – конструкція бака». Використання цих залежностей при виконанні аналізу динамічної стійкості РН по відношенню до поздовжніх коливань дозволяє уточнити опис функціонального зв'язку між поздовжніми вібраціями конструкції циліндричних баків нижніх ступенів і коливаннями тиску в них.

Тестування розробленого методичного забезпечення для вирішення задачі визначення параметрів коливань вільної поверхні рідини. На даний час існує ряд математичних методів визначення гідродинамічних коефіцієнтів для порожнин порівняно простої геометричної конфігурації [Микишев Г. Н., Рабинович Б.И., 1971, Abramson HN, 1966], а отримані експериментальні результати стимулюють розвиток подальших теоретичних досліджень нелінійних коливань обмеженого обсягу рідини, а також динаміки конструкцій, що містять ємності з рідиною, особливо в частині побудови адекватних математичних моделей і оцінки меж застосування наближених методів розрахунку [Timokha A. A, 2010].

Нижче проведено тестування методичного забезпечення у випадку складної (несиметричної відносно вертикальної осі) просторової конфігурації паливного бака – експериментальне і теоретичне вивчення коливань вільної поверхні рідини в горизонтально розташованому баку циліндричної форми для визначення закономірностей нелінійного поведіння рідини при вимушеному збуренні конструкції цього бака [Sirota S. A, Nikolayev O. D. et al, 2012].

Як об'єкт досліджень обрано горизонтально розташований циліндричний бак з плоским днищем, частково заповнений рідиною (рис. 2.17). Діаметр бака - 265 мм, його довжина - 950 мм, товщина стінок – 10 мм.

На рис. 2.17 показані місця установки датчиків рівня D_1 , D_1' , D_2 , D_2' . Штрихами позначені однойменні датчики, розташовані симетрично.

Експериментальні дослідження виконані з використанням стенда, що забезпечує кінематичне синусоїдальне збурення бака в горизонтальному напрямку з частотою від 0 до 3 Гц і амплітудою 2,7 мм.

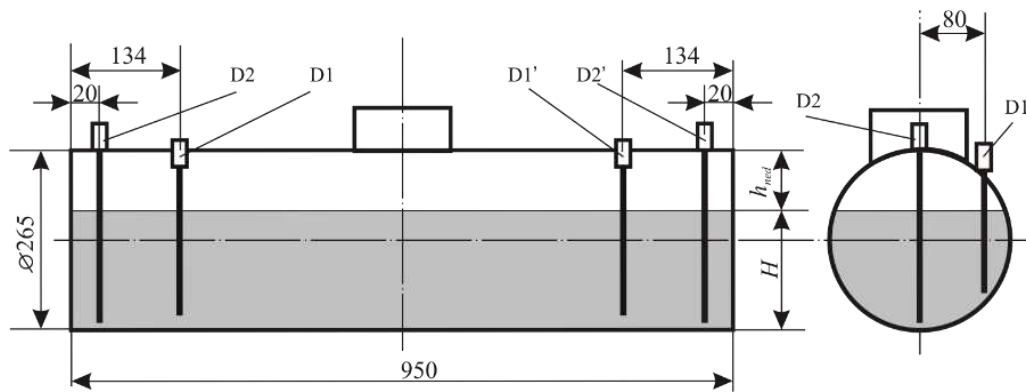


Рисунок 2.17 – Модель бака з встановленими в ньому датчиками рівня

Для експериментального визначення власних просторових коливань вільної поверхні рідини в баку використаний метод вільних коливань [Богомаз Г. И., 2002]. На рис. 2.18 наведені експериментальні і розрахункові (отримані за допомогою розробленого методичного забезпечення) залежності частот вільних коливань рідини від рівня недоливу бака [Блоха И., Николаев А. et al., 2006].

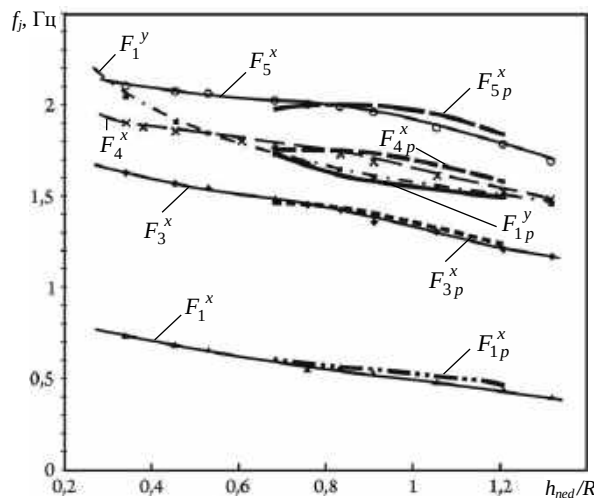


Рисунок 2.18 – Експериментальні [Богомаз Г. И., 2002] та розрахункові залежності частот вільних коливань рідини від рівня недоливу бака

На рисунку показані експериментально знайдені залежності власних частот перших трьох асиметричних тонів поздовжніх коливань вільної поверхні рідини, збудованих уздовж поздовжньої осі бака (лінії F_1^x , F_3^x , F_5^x), другого симетричного тону поздовжніх коливань (лінія F_4^x), збудованого уздовж поздовжньої осі бака, а також частоти першого поперечного тону коливань (лінія F_1^y), збудованих

поперек поздовжньої осі бака, від величини h_{ned}/R (h_{ned} – рівень недоливу, який вимірюється від верхньої утворюючої циліндричного бака (рис. 2.17); R – радіус бака).

На рис. 2.18 приведені також розраховані із застосуванням розробленого методичного забезпечення розрахункові залежності власних частот вільних коливань рідини в баку від величини h_{ned}/R . Вони позначені відповідними лініями з індексом p (лінії F_{1p}^x , F_{3p}^x , F_{5p}^x , F_{4p}^x , F_{1p}^y).

При експериментальному дослідженні поперечних коливань рідини в горизонтально розташованому циліндричному баку, крім чітко вираженого першого тону асиметричних поперечних коливань рідини, спостерігався і другий тон її симетричних коливань уздовж поздовжньої осі бака. Це було обумовлено тим, що згідно з результатами, наведеними на рис. 2.18, частота першого тону поперечних (лінія F_{1p}^y) і другий тон симетричних поздовжніх (лінія F_{4p}^x) коливань рідини досить близькі.

Як видно з залежностей, наведених на рис. 2.18, частоти власних коливань рідини зменшуються при зменшенні рівня недоливу бака. Близькість власних частот поздовжніх і поперечних коливань рідини в зазначеному діапазоні зміни рівня заповнення ємності при збуренні поперечних коливань рідини поблизу основного резонансу призводить до появи яскраво виражених нелінійних ефектів, які полягають в утворенні зон обертання на вільній поверхні рідини.

Розрахунок параметрів власних коливань вільної поверхні рідини в баку. Розрахункові параметри власних коливань досліджуваної динамічної системи "конструкція бака - рідина" визначено методом скінченних елементів за допомогою CAD / CAE засобів [Блоха И. Д., Николаев А.Д. et al, 2006]. На рис. 2.19 приведена схема скінченно-елементної дискретизації бака з рідиною, який представлений у вигляді пружної тонкостінної циліндричної оболонки (рис. 2.19), частково заповненої ідеальною нестискуваною рідиною, що знаходиться в полі масових сил.

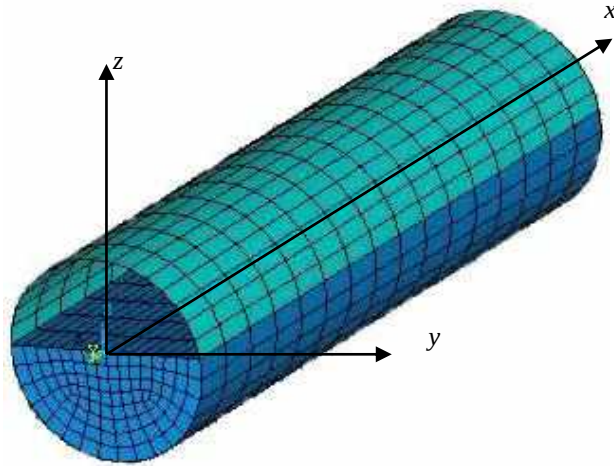


Рисунок 2.19 – Схема скінченно-елементної дискретизації бака з рідиною

При цьому вільна поверхня рідини представлена площиною, перпендикулярною градієнту поля масових сил. Вплив сил поверхневого натягу в розрахунках не враховувався. В розробленій скінченно-елементній моделі системи "конструкція бака - рідина" задані умови спільності деформацій сполучених поверхонь розділу рідкого і твердого середовищ з урахуванням ковзання рідини щодо стінок бака.

Параметри коливань рідини в баку визначалися на основі лінійної системи звичайних диференціальних рівнянь [Стрелков В. П., 1964], що описують вільні коливання консервативної системи "конструкція бака – рідина"

$$M \frac{d^2 U}{dt^2} + K U = 0, \quad (2.52)$$

де U – вектор переміщень; K – матриця пружності; M – матриця мас; t – поточний час.

Шляхом вирішення системи рівнянь (2.52) визначені параметри коливань: $f_{lj} = \omega_j / 2\pi$ – власні частоти і ефективні (узагальнені) маси, відповідні j формі коливань в проєкції на напрямку l (в поздовжньому напрямку $l = x$, в поперечному – $l = y$). При аналізі коливань рідини домінуючими коливальними рухами будемо вважати ті, які мають суттєві (перевищують соту частку від маси рідини) значення ефективних мас системи. На рис. 2.18 показані отримані розрахункові залежності власних частот перших чотирьох поздовжніх (домінуючих) тонів коливань вільної

поверхні рідини (лінії F_{1p}^x , F_{3p}^x , F_{5p}^x , F_{4p}^x), а також залежності власної частоти коливань першого поперечного (домінуючого) тону вільної поверхні рідини (лінія F_{1p}^y) від величини h_{ned}/R . Розрахункові параметри коливань системи "конструкція бака - рідина", обумовлені рухом вільної поверхні рідини в баку, для $h_{ned}/R = 0,91$ наведені в таблицях 2.2 і 2.3.

У табл. 2.2 і 2.3 використовується нумерація тонів коливань в порядку зростання власних частот досліджуваної системи "конструкція бака - рідина" в розглянутому діапазоні частот. Дана нумерація відрізняється від традиційної нумерації [Микишев Г. Н., Рабинович Б.И. 1971], прийнятої при використанні двовимірних моделей для аналізу коливальних рухів системи в поздовжньому або поперечному напрямках. Як видно з залежностей, наведених на рис. 2.18, результати математичного моделювання вільних коливань системи "конструкція бака - рідина" в задовільній мірі збігаються з даними описаних вище експериментів.

Дослідження просторових коливань вільної поверхні рідини при гармонічному впливі. Практично всі форми власних коливань вільної поверхні рідини, отримані при рішенні системи рівнянь (2.52), спостерігалися в експерименті при поперечних коливаннях моделі бака з послідовним зростанням частоти вимушених коливань від 1,4 Гц до 2,0 Гц. На рис. 2.20 представлені розрахункові (рис. 2.20, а, в, д) і експериментальні (рис. 2.20, б, г, е) форми просторових коливань вільної поверхні рідини з частотами відповідно 1,55 Гц (поперечні (рис. 2.20, а, б)), 1,67 Гц (змішані (рис. 2.20, в, г)) і 1,72 Гц (поздовжні (рис. 2.20, д, е)) при $h_{ned}/R = 0,91$. Слід зазначити, що коливанням вільної поверхні рідини зі складними формами (рис. 2.20 в, г) відповідають досить малі значення ефективних мас (див., наприклад, тони коливань 6 - 10 в табл. 2.3). Тому ці коливальні рухи в поперечному напрямку не розглядалися як домінуючі. Поява чималих (візуально спостережуваних) коливань вільної поверхні рідини може статися лише при досить значній амплітуді зовнішнього впливу. Однак в проведених експериментах амплітуди гармонічного збурення досліджуваної системи "конструкція бака – рідина" були обмежені можливостями кінематичної

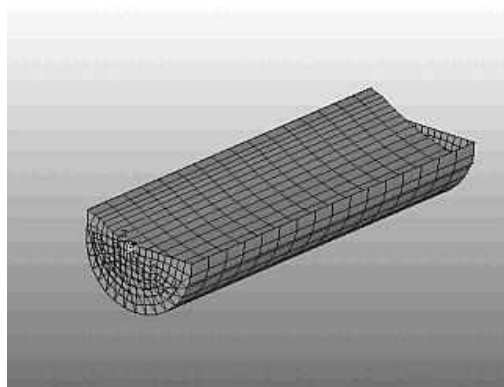
схеми стенда. Реалізація вищезазначених коливальних рухів (з частотами невідоміючих тонів коливань) в досліджуваній динамічній системі "конструкція бака – рідина" була здійснена шляхом резонансного збурення домінуючих коливань, що розвиваються при поперечному гармонічному впливі, з подальшим "переходом" при значному рівні амплітуд до коливань з частотами невідоміючих тонів. З проведених розрахунків і експериментів (див. табл. 2.3 і рис. 2.20 (г, е)) впливає, що таке резонансне збурення системи (з чималими амплітудами) можливо при близьких частотах домінуючих тонів коливань (див. тон 4 в табл. 2.2) і невідоміючих тонів (див. тони 6 - 10 в табл. 2.3 і тону 4 - 6 в табл. 2.2).

Таблиця 2.2 – Частоти і ефективні маси коливань вільної поверхні рідини в поздовжньому напрямку x

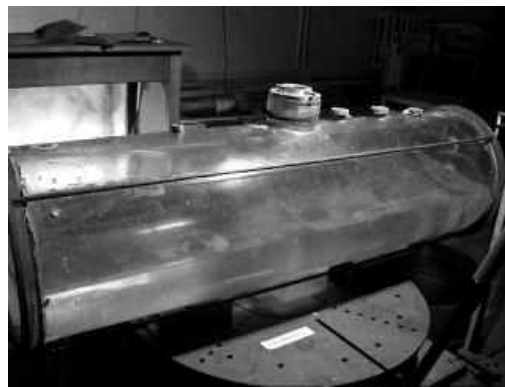
Номер тону коливань	Параметри коливань вільної поверхні рідини	
j	f_{xj} , Гц	M_{xj} , кг
1	0,55	$2,10 \cdot 10^{-2}$
2	1,02	$1,20 \cdot 10^{-14}$
3	1,41	$1,57 \cdot 10^{-3}$
4	1,72	$4,60 \cdot 10^{-14}$
5	1,99	$3,24 \cdot 10^{-4}$
6	2,23	$4,60 \cdot 10^{-15}$
7	2,46	$8,50 \cdot 10^{-2}$
8	2,68	$1,30 \cdot 10^{-13}$
9	2,99	$2,00 \cdot 10^{-2}$

Таблиця 2.3 – Частоти і ефективні маси коливань вільної поверхні рідини в поперечному напрямку y

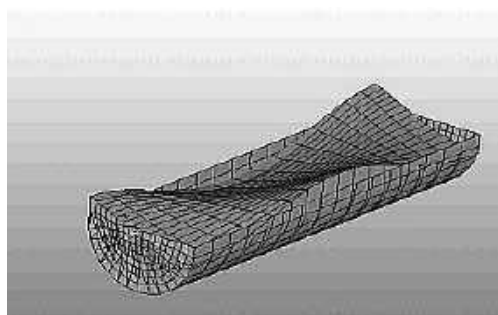
Номер тону коливань	Параметри коливань вільної поверхні рідини	
j	f_{yj} , Гц	M_{yj} , кг
1	0,55	$7,56 \cdot 10^{-13}$
2	1,24	$1,22 \cdot 10^{-13}$
3	1,41	$1,63 \cdot 10^{-14}$
4	1,55	$1,38 \cdot 10^{-1}$
5	1,58	$9,04 \cdot 10^{-12}$
6	1,67	$1,33 \cdot 10^{-4}$
7	1,72	$4,02 \cdot 10^{-15}$
8	1,81	$5,84 \cdot 10^{-15}$
9	1,97	$6,38 \cdot 10^{-5}$
10	1,99	$6,38 \cdot 10^{-14}$



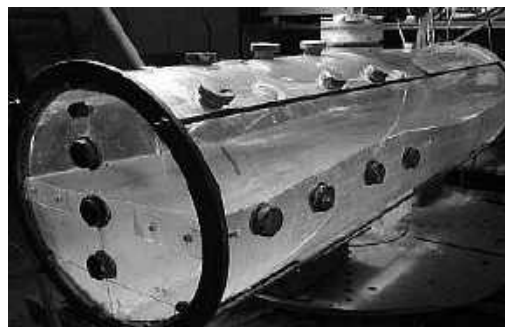
а)



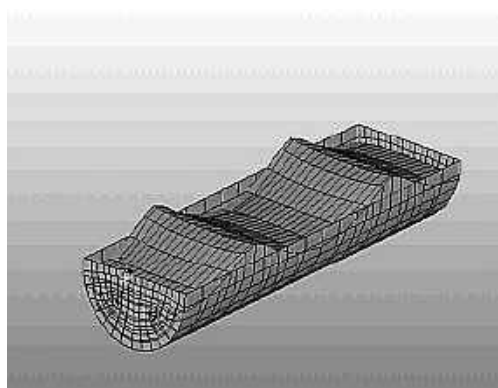
б)



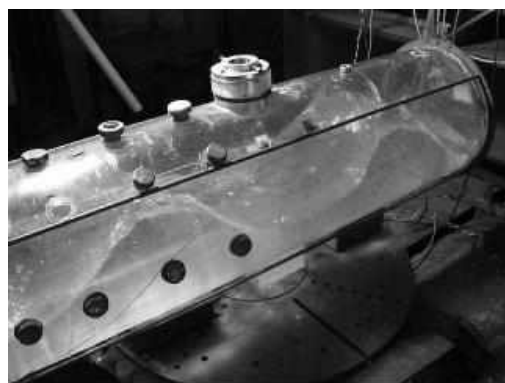
в)



г)



д)



е)

Рисунок 2.20 – Розрахункові і експериментальні форми просторових коливань вільної поверхні рідини

При поперечному гармонічному збуренні моделі бака на частоті 1,55 Гц в експерименті чітко спостерігалися чималі коливання вільної поверхні рідини (рис. 2.20, б) з частотою першого поперечного тону, який відповідає отриманому в розрахунку тону коливань 4 з ефективною масою 13,8 кг (табл. 2.3). При збільшенні частоти поперечного гармонічного збурення системи до 1,67 Гц в експериментах спостерігалися чималі коливання вільної поверхні рідини з тонами коливань 6 і 7

(табл. 2.3). Внаслідок близькості частот цих тонів до частоти 4-го тону поздовжніх коливань (табл. 2.2) були візуалізовані періодичні рухи змішаної форми (рис. 2.20, г). Після зняття збурення поперечні коливання вільної поверхні рідини швидко згасали. При цьому спостерігалися стійкі поздовжні коливання (рис. 2.20, е) з частотою 4-го тону (табл. 2.2).

Крім того, при частотах поперечного гармонічного збурення системи вище 1,67 Гц в експерименті спостерігалися складні (поздовжньо-поперечні) форми коливань вільної поверхні рідини, характерні для 8-го і 9-го тонів (табл. 2.3) з частотами 1,81 Гц і 1,97 Гц.

Аналіз нелінійних властивостей системи "конструкція бака – рідина". Стосовно до горизонтального циліндричного баку описаної вище конструкції були досліджені явища, пов'язані з проявом нелінійних властивостей системи "конструкція бака – рідина". При чималих амплітудах коливань вільної поверхні рідини в циліндричному баку спостерігалися розриви суцільності рідкого середовища, що знаходиться у взаємодії зі стінками порожнини (рис. 2.21).

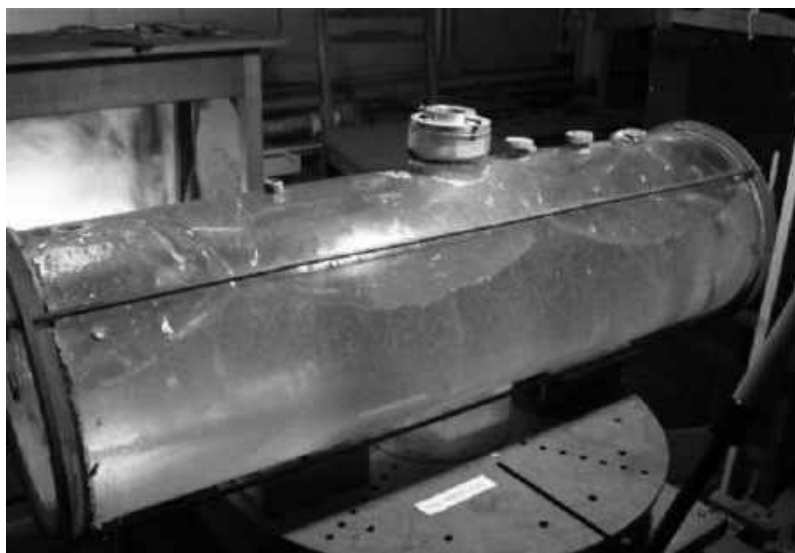


Рисунок 2.21 – Розриви суцільності рідкого середовища, що знаходиться у взаємодії зі стінками порожнини

На рис. 2.22 представлені отримані експериментально залежності амплітуд коливань вільної поверхні рідини в баку від частоти поперечного гармонічного

збурення при $h_{ned}/R = 0,53$ і амплітудах збурення 2,7 мм і 1,1 мм. На рис. 2.22 лінії 1 і 3 відповідають показанням датчика Д1, лінії 2 і 4 – показанням датчика Д2, лінії 1 і 2 - амплітуді збурення 2,7 мм, а лінії 3 і 4 – амплітуді збурення 1,1 мм. Амплітуди відхилення рідини на рис. 2.22 показані в обидві сторони від її незбуреного положення.

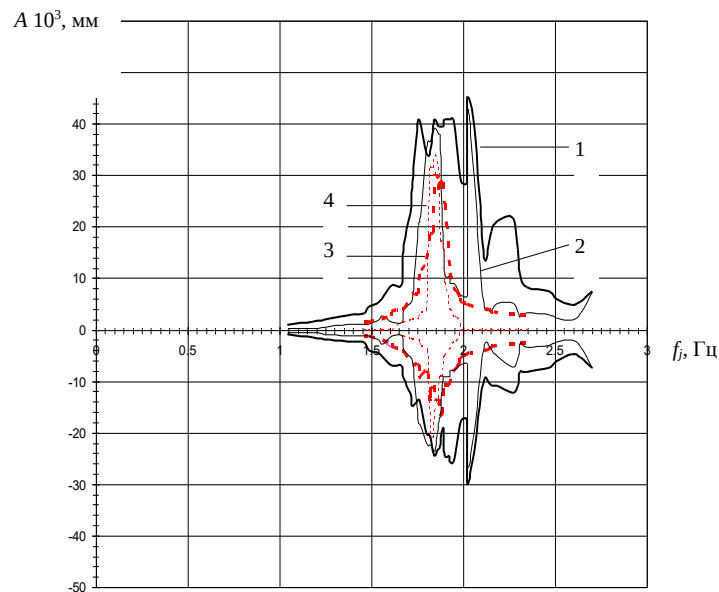


Рисунок 2.22 – Експериментальні амплітудно-частотні характеристики, отримані для амплітуд збурення рівних 2,7 мм

Аналіз отриманих результатів показав, що взаємодія поздовжніх і поперечних коливань вільної поверхні рідини призводить до появи складної картини просторових нелінійних коливань. Поздовжні коливання сприяють появі на поверхні рідини в баку чотирьох і п'яти однакових зон, у кожній з яких розвивається кругова хвиля. Зменшення амплітуди збурення призводить до того, що кругові хвилі збурюються тільки при досить близькому збігу власних частот поздовжніх і поперечних коливань.

Це видно з наведених на рис. 2.22 амплітудно-частотних характеристик, отриманих для амплітуд збурення, рівних 2,7 мм (суцільні лінії) і 1,1 мм (точечні лінії). У першому випадку кругові хвилі утворюються в діапазонах частот збурення 1,75 Гц - 1,9 Гц і 2 Гц - 2,1 Гц, а в другому - тільки в діапазоні 1,8 Гц - 1,9 Гц. З

наведених результатів впливає, що з ростом в 2,45 рази амплітуди збурення амплітуда коливань вільної поверхні рідини з частотою 1,75 Гц зросла не більше ніж в 1,33 рази. Це свідчить про нелінійну залежність демпфування коливань рідини від амплітуди її коливань внаслідок зростання роботи сил опору [Науменко Н., Николаев А. et al, 2015].

Відповідно до рис. 2.22 встановлено, що при чималих амплітудах коливань вільної поверхні рідини максимальне відхилення амплітуди в позитивному напрямку в 1,3 рази більше, ніж в негативному. Це свідчить про несиметричність форми коливань рідини відносно площини її незбуреної поверхні.

Геометричні нелінійності бака (асиметрія його конструкції в поздовжньому і поперечному напрямках) при значних амплітудах коливань рідини є причиною розвитку складних (поздовжньо-поперечних, обертальних) форм коливань її вільної поверхні, подібних представленим на рис. 2.20 (г, е).

Крім зазначених вище коливань вільної поверхні рідини, при гармонічному збуренні досліджуваної системи "конструкція бака - рідина" мали місце супергармонічні коливання рідини з частотою, що перевищує частоту збурення.

На рис. 2.23 показані розрахункові (рис. 2.23, а) і експериментальні (рис. 2.23, б) змішані форми коливань вільної поверхні рідини, відповідні власній частоті коливань 2,89 Гц, при гармонічному збуренні системи з частотою 1,45 Гц. Ці коливання пов'язані з резонансним відгуком тонів власних коливань системи з розрахунковою частотою 2,89 Гц, що приблизно вдвічі перевищує частоту зовнішнього поперечного гармонічного збурення.

Проведені експериментальні дослідження показали, що коливання вільної поверхні в горизонтально розташованому циліндричному баку значною мірою залежать від параметрів і напрямку зовнішнього гармонічного збурення, форми бака і рівня його заповнення.

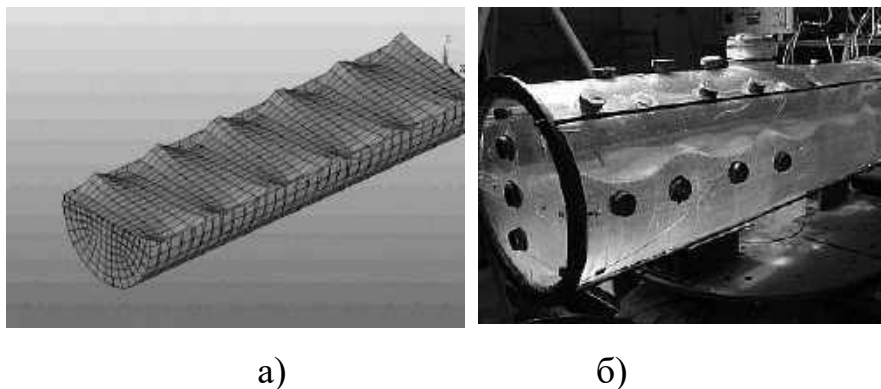


Рисунок 2.23 – Змішані форми коливань вільної поверхні рідини, відповідні власній частоті коливань 2,89 Гц, при гармонічному збудженні системи з частотою 1,45 Гц

При цьому виникають інтенсивні чималі коливання рідини, що супроводжуються різними нелінійними ефектами (обмеження амплітуд коливань вільної поверхні рідини, асиметрія профілю хвилі і розриви суцільності рідкого середовища, що знаходиться у взаємодії зі стінками порожнини; кругові складні коливальні рухи). Ці ефекти мають істотний вплив на динаміку конструкції бака з рідиною.

Експериментальним шляхом встановлено, що реалізація коливання з частотами невідоміючих тонів коливань в досліджуваній динамічній системі «конструкція бака – рідина» може бути здійснена шляхом резонансного збудження домінуючих коливань, що розвиваються при поперечному гармонічному впливі, з подальшим "переходом" при значному рівні амплітуд до коливань з частотами невідоміючих тонів [Богомаз Г., Николаев А. et al, 2007].

Проведено математичне моделювання просторових коливань горизонтально розташованого циліндричного бака при його гармонічному збудженні на основі розробленого методичного забезпечення. Залежно від рівня заповнення бака рідиною визначені частоти і форми коливань вільної поверхні рідини. Встановлено, що отримані шляхом математичного моделювання власні частоти і форми коливань вільної поверхні рідини задовільно узгоджуються з даними проведених експериментів. Показано, що розвинений підхід до математичного моделювання просторових коливань рідини в баку дозволяє визначити причини виникнення складних форм коливань вільної поверхні рідини.

2.3 Врахування дисипативних сил при математичному моделюванні поздовжніх коливань корпусу рідинної ракети

Адекватність розробленої нелінійної математичної моделі поздовжніх коливань РН досліджуваного реального об'єкта набуває особливої важливості при вирішенні завдання теоретичного прогнозування рівня амплітуд поздовжніх коливань РН [Прочность, устойчивость, колебания: Справочник в 3 т., 1968; Тимошенко С. П., et al, 1985]. При розробці нелінійної математичної моделі поздовжніх коливань РН особлива увага приділяється опису нелінійних процесів, що призводять до стабілізації амплітуд коливань при досягненні РН як динамічної системи значного рівня амплітуд. В даний час відомі два основних механізми обмеження амплітуд поздовжніх коливань корпусу рідинних РН. Як показали результати теоретичних і експериментальних досліджень [Пилипенко В. et al, 1995] низькочастотної динаміки кавітуючих шнековідцентрових насосів РРДУ, виконаних під керівництвом академіка НАНУ В. В. Пилипенко, одним з факторів, що обмежують зростання амплітуд поздовжніх коливань РН при її поздовжній нестійкості, є нелінійна залежність об'єму кавітаційних каверн в насосах РРДУ від тиску і витрати компонентів палива.

Інший механізм обмеження амплітуд поздовжніх коливань РН пов'язаний зі збільшенням дисипації енергії при розвитку поздовжніх коливань корпусу РН, і зокрема, з нелійними дисипативними силами. В роботі [Гладкий В. Ф., 1969] зазначено, що розрахунки міцності елементів корпусу РН при його пружних поздовжніх коливаннях слід проводити з урахуванням залежності дисипативних сил від амплітуд коливань елементів. Відповідно до цієї роботи, дисипативні сили в нелінійній математичній моделі поздовжніх коливань корпусу РН можуть бути представлені у вигляді суми двох складових - постійної і змінної, причому змінна складова є функцією амплітуди коливань корпусу РН. Необхідно відзначити, що до теперішнього часу при моделюванні поздовжніх коливань рідинних РН цей механізм обмеження амплітуд коливань в повній мірі не враховувався.

В роботі [Николаев А. Д. Хоряк Н. В., et al, 2016] запропоновано моделювання поздовжніх коливань корпусу РН проводити на основі його

скінченно-елементної схеми, в якій елементи характеризуються не тільки частотами коливань і масами, але також дисипативними втратами, величина яких залежить від амплітуди коливань елемента. Така модель навіть для одновимірного випадку, коли розглядаються коливання в одному (поздовжньому) напрямку, є більш змістовною і інформативною, ніж традиційна модель поздовжніх коливань корпусу РН в нормальних координатах. Вона дозволяє досліджувати динамічну взаємодію елементів корпусу РН і більш точно визначати параметри його коливань на резонансних режимах. Однак врахування дисипації енергії при моделюванні поздовжніх коливань корпусу РН, в свою чергу, являє собою наукову проблему, оскільки до теперішнього часу відсутні досить точні моделі, які описують втрати енергії при пружних коливаннях оболонкових конструкцій з рідиною, а наявні експериментальні дані про величину цих втрат дуже мізерні [Микишев Г. Н., 1978].

Нижче розглянуті питання кількісного визначення характеристик демпфування поздовжніх коливань рідини в паливних баках рідинних РН і пружних поздовжніх коливань конструкції РН в задачі визначення поздовжньої стійкості і амплітуд коливань РН.

Врахування дисипації енергії в слабодемпфованих коливальних системах. До теперішнього часу немає строго обґрунтованого підходу, що дозволяє врахувати дисипації енергії при пружних коливаннях систем. Для врахування енергетичних втрат в рівняння коливальних ланок зазвичай вводяться дисипативні сили - сили внутрішнього тертя. Тоді модель вільних поздовжніх коливань механічної системи в загальному вигляді являє собою матричне рівняння:

$$M\ddot{x} + F_D \dot{x} + Cx = 0, \quad (2.53)$$

де M , C , F_D – матриці n -го порядку, елементами яких є маси і жорсткості коливальних ланок і сили внутрішнього тертя;

x – n -мірний вектор поздовжніх переміщень координат центрів мас ланок щодо становища їх статичної рівноваги;

n – кількість дискретних елементів (коливальних ланок) в розрахунковій схемі системи.

В основі всіх моделей дисипації енергії механічних систем лежить залежність сил опору в елементах системи від їх переміщення або швидкості. У кожному конкретному випадку така залежність визначається природою даного коливального процесу і, як правило, описується нелінійною функцією. Краще опис механізму демпфування досягається використанням залежностей дисипативних сил від переміщення або швидкості, представлених у вигляді петлі гістерезису, яка різна для вузького, пружно-в'язкого, статичного (нелінійного) або загального нелінійного демпфування (напр., [Вибрации в технике: Т.2, 1978; Прочность материалов и конструкций, 2005]). Однак на практиці при моделюванні коливань складних механічних систем використовуються більш прості моделі внутрішнього тертя, зручні для виконання аналізу стійкості системи чисельними методами. До числа таких моделей відноситься модель в'язкого тертя і найпростіші пружно-в'язкі моделі внутрішнього тертя, отримані на основі методу реологічних моделей (моделі Фохта, Максвелла та ін.).

При виборі моделі внутрішнього тертя визначальну роль відіграє простота моделі і адекватність реальному процесу. У більшості практичних випадків коливання реальної механічної системи близькі до коливань ідеалізованої лінійної системи з еквівалентним в'язким тертям [Хоряк Н. В., Николаев А. Д., 2010]. Для слабодемпфованих систем застосування моделі в'язкого тертя є обґрунтованим, якщо коефіцієнти демпфування визначені на основі експериментальних значень – в цьому випадку результат практично не залежить від того, який механізм дисипації реалізується в дійсності, гістерезисного типу або в'язкого тертя.

При моделюванні поздовжніх коливань корпусу РН для врахування розсіювання енергії зазвичай використовується модель в'язкого тертя – тертя, пропорційного швидкості руху [Пановко Я. Г., 1960]:

$$F_D = B\dot{x}, \quad (2.54)$$

де B – матриця коефіцієнтів демпфування.

Оскільки для ракетних конструкцій реальні значення логарифмічних декрементів домінуючих гармонік пружних коливань становлять від 0,02 до 0,25

[Рабинович Б. И., 1983], корпус рідинної РН являє собою слабодемпфовану коливальну систему "конструкція РН – рідке паливо". Таким чином, використання експериментальних значень декрементів коливань корпусу РН або експериментальних даних про величину дисипативних втрат в його ланках при різних джерелах демпфування забезпечує правомірність врахування дисипації енергії в ланках системи "конструкція РН – рідке паливо" по моделі в'язкого тертя.

При використанні моделі в'язкого тертя кількісними характеристиками демпфування коливань є такі величини:

- логарифмічний декремент коливань δ і коефіцієнт відносного демпфування $\xi \approx \delta / 2\pi$ в частках від критичного, що характеризують швидкість загасання коливань [Микишев Г. Н., 1978];

- відносне розсіювання пружної енергії за один період коливань $\eta = \Delta E / E$ (E – запасена енергія, ΔE – втрати енергії за період) [Hilbrandt E, 1984];

- ширина резонансної кривої на рівні убавання квадрата амплітуди вимушених коливань в 2 рази $\Delta\omega / \omega_p$ ($\Delta\omega$ – відхилення від резонансної частоти ω_p , при якому амплітуда зменшується в $\sqrt{2}$ рази) [Вибрации в технике, Т.2 1978]

При слабкому розсіянні енергії перераховані вище характеристики пов'язані між собою співвідношенням $\xi \approx \delta / 2\pi \approx \eta / 2 \approx \Delta E / (2E)$.

Про визначальний вплив демпфування рідкого заповнення паливних баків рідинних ракет-носіїв на характеристики домінуючих мод поздовжніх коливань корпусу РН в задачі про поздовжню стійкість РН тандемної схеми. Дослідження впливу демпфування коливань рідкого палива в баках і конструкції корпусу РН на поздовжню стійкість проводилося стосовно триступеневої рідинної РН, маршові двигуни якої мають насосну систему подачі палива і виконані по схемі без допалювання генераторного газу [Ніколаєв О. Д. et al, 2016].

Розглядалася ділянка активного польоту РН (типу РН «Циклон») з працюючою маршовою РРДУ першого ступеня РН. Дослідження виконувалось на основі удосконаленої лінійної математичної моделі динамічної взаємодії РРДУ і корпусу РН, в якій поздовжні коливання корпусу РН описувалися як механічні

коливання багатозв'язної дисипативної системи "конструкція РН – рідке паливо в баках" [Хоряк Н.В., Николаев А.Д, 2010].

При побудові зазначеної моделі динамічної взаємодії РРДУ і корпусу РН використовувалося уявлення корпусу у вигляді пружного тонкостінного стрижня перемінного перерізу, на поздовжній осі якого розташовані осцилятори з в'язким тертям і жорстко приєднані маси. Спрощена розрахункова схема поздовжніх

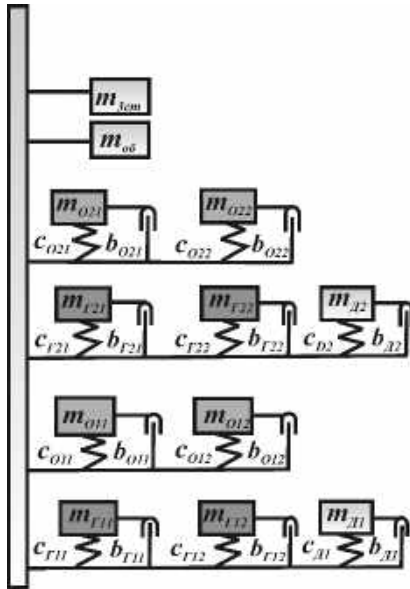


Рисунок 2.24 - Розрахункова схема поздовжніх коливань корпусу РН

коливань корпусу РН представлена на рис. 2.1.

Стрижнем імітується пружна конструкція РН, осциляторами – двигуни та рідке паливо в баках першого і другого ступенів, жорстко приєднаними масами - обтічник і третій ступінь.

У розрахунковій схемі на рис. 2.24 враховані по одному тону механічних коливань РРД (точніше, системи "пружна рама - РРД") і по два тони поздовжніх коливань рідини в баках. Далі стрижень в схемі

«замінювався» ланцюжком осциляторів з в'язким тертям. Для більшої наочності результатів дослідження значення декрементів коливань всіх осциляторів покладалися рівними 0,07, що відповідає приблизно 1,1% від критичного значення коефіцієнта демпфування.

Таким чином, вільні поздовжні коливання корпусу РН моделювалися як коливання розгалуженого ланцюжка осциляторів з демпфуванням і описувалися матричним рівнянням:

$$M_K \delta \ddot{X}(t) + B_K \delta \dot{X}(t) + C_K \delta X(t) = 0, \quad (2.55)$$

де M_K , B_K , C_K – матриці мас, коефіцієнтів демпфірування і жорсткості;

δX – вектор поздовжніх переміщень елементів щодо положення статичної рівноваги;

t – час польоту.

Відповідно лінійна (лінеаризована) математична модель динамічної системи "РРДУ - корпус РН" мала такий вигляд:

$$M_K \delta \ddot{X}(t) + B_K \delta \dot{X}(t) + C_K \delta X(t) = U_K \delta Y(t), \quad (2.56)$$

$$B_D \delta \dot{Y}(t) + C_D \delta Y(t) = U_D \delta \ddot{X}(t), \quad (2.57)$$

де B_D , C_D – матриці коефіцієнтів лінеаризованої математичної моделі низькочастотної динаміки РРДУ;

δY – вектор відхилень параметрів РРДУ від їх номінальних значень;

U_K , U_D – матриці коефіцієнтів при збуреннях, що діють на корпус РН з боку працюючої РРДУ, і, відповідно, на РРДУ з боку корпусу РН при його поздовжніх коливаннях.

Оскільки система "конструкція РН - рідке паливо в баках" є слабо демпфованою, то зменшення демпфування коливань її ланок (навіть до нуля) практично не впливає на власні частоти системи. При аналізі поздовжньої стійкості РН коефіцієнти матричних рівнянь (2.56) – (2.57) покладалися «замороженими», а результати розрахунку – залежними від часу польоту РН як від параметра [Хоряк Н. В. Николаев А. Д., Долгополов С. И., 2014].

Дослідження динамічних характеристик корпусу РН проводилося при різних рівнях заповнення паливних баків першого ступеня РН, при цьому завдані рівні заповнення баків відповідали рівням їх заповнення в фіксовані моменти часу польоту РН при роботі РРДУ її першого ступеня. Таким чином, коефіцієнти матричних рівнянь (2.55) також покладалися «замороженими», а залежність розрахованих характеристик вільних поздовжніх коливань динамічної системи "конструкція РН - рідке паливо в баках" від рівня заповнення баків розглядалася як залежність від "умовного" часу польоту РН.

Параметри власних коливань (частоти і коефіцієнти загасання) досліджуваних систем визначалися на основі розрахунку спектра власних значень $\{\lambda_i\}$ їх лінійних операторів. Як відомо, в загальному випадку власні значення лінійного оператора системи являють собою комплексні частоти її власних

коливань: $\lambda_i = -\alpha_i \pm j \cdot 2\pi f_i$, де f_i – i -а власна частота (частота i -ї гармоніки), $\alpha_i = -\operatorname{Re} \lambda_i$ – коефіцієнт загасання (при $\alpha_i < 0$ – наростання) коливань з власною частотою f_i . Як показник загасання гармоніки коливань з частотою f_i використовувався параметр $\delta_i = \alpha_i / f_i$, за формою подання аналогічний логарифмічному декременту коливань одночастотної системи.

"Ключові" динамічні ланки корпусу РН визначалися на основі порівняльного аналізу показників загасання власних поздовжніх коливань системи "конструкція РН - рідке паливо в баках", обчислених без урахування дисипації енергії і з урахуванням дисипації енергії лише в одній динамічній ланці цієї системи.

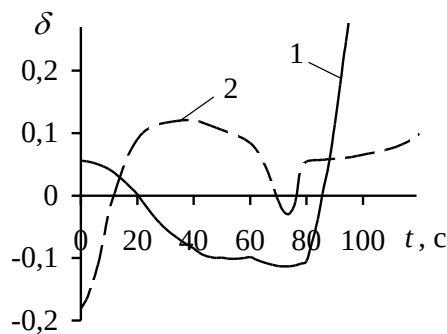


Рисунок 2.25 - Показники загасання власних коливань системи

Згідно з результатами розрахунку спектра лінійного оператора досліджуваної системи "РРДУ - корпус РН", розглянута РН втрачає поздовжню стійкість: показники загасання власних коливань цієї системи для частот, близьких до частот I-ї поздовжньої моди корпусу (рис. 2.25, крива 1) і її II-ї поздовжньої моди (крива 2) мають області негативних значень.

Таким чином, I-й і II-й тон поздовжніх коливань корпусу даної РН є домінуючими. Для виявлення динамічних ланок корпусу РН, що роблять визначальний вплив на декременти I-го і II-го тону його поздовжніх коливань, були виконані розрахунки комплексних частот коливань системи "конструкція РН - рідке паливо в баках" при різних значеннях декрементів коливань її елементів.

На рис. 2.26 представлені залежності $\delta_1(t)$ и $\delta_2(t)$ декрементів I-го и II-го тонів поздовжніх коливань корпусу РН від умовного часу польоту, побудовані за результатами наступних варіантів розрахунку:

1 – з урахуванням демпфування коливань всіх елементів розгалуженого ланцюжка (декременти коливань всіх елементів покладалися рівними 0,07);

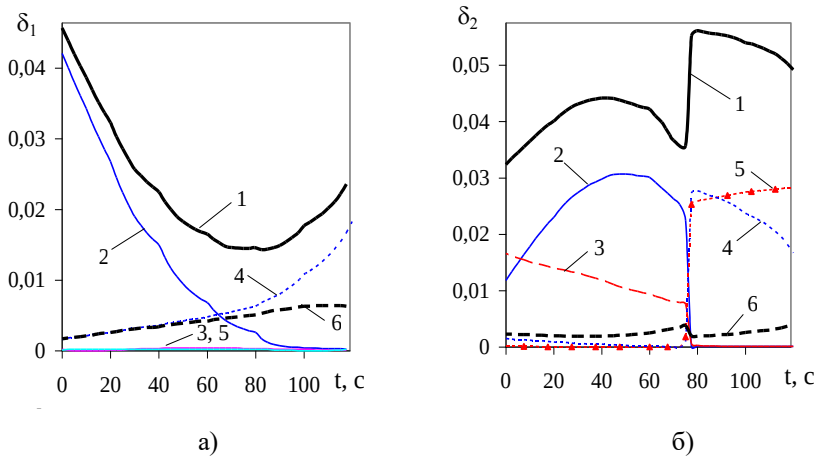


Рисунок 2.26 - Декремент домінуючих тонів
поздовжніх коливань корпусу РН

2 – з урахуванням демпфування тільки I-го тону коливань рідкого палива в баку окислювача першого ступеня (декремент коливань осцилятора з демпфуванням, що імітує ці коливання, покладалася рівним 0,07, інших осциляторів - нулю);

3 – з урахуванням демпфування тільки I-го тону коливань рідкого палива в баку пального першого ступеня;

4 – з урахуванням демпфування тільки I-го тону коливань рідкого палива в баку окислювача другого ступеня;

5 – з урахуванням демпфування тільки I-го тону коливань рідкого палива в баку пального другого ступеня;

6 – з урахуванням тільки конструкційного демпфування (декременти коливань "стрижневих" осциляторів, якими моделюється несуча конструкція РН, рівні 0,07, а осциляторів, що імітують коливання рідини в баках РН і механічні коливань РРД - нулю).

Як видно з рис. 2.26, на різних інтервалах часу польоту РН "ключовими" для декрементів домінуючих тонів поздовжніх коливань корпусу РН є різні динамічні ланки системи "конструкція РН - рідке паливо в баках". Розташування кривих 2, 4 і 6 щодо кривої 1 (рис. 2.26, а) і характер їх зміни дозволяє зробити висновок, що при $0 \leq t \leq 60$ с декремент I-го тону коливань корпусу РН визначається, головним чином, демпфуванням коливань рідини в баку окислювача її першого ступеня; при $t > 60$ с – демпфуванням коливань рідини в баку окислювача другого ступеня, а також (в значно меншій мірі) - демпфуванням коливань несучої конструкції і зокрема, третього ступеня РН, який в розрахунковій схемі представлений масою, жорстко приєднаною до несучої конструкції. Що стосується декремента II-го тону

коливань корпусу (рис. 2.26, б), то при $t < 77$ с визначальними факторами для нього є декременти коливань палива в баку окислювача і баку пального першого ступеня, а при $t > 79$ с – в баках другого ступеня. Зроблений висновок підтверджують результати аналізу розрахункових залежностей власних частот, перших п'яти тонів коливань системи "конструкція РН – рідке паливо в баках" від умовного часу польоту (рис. 2.27, криві 1 - 5) і власних частот поздовжніх коливань рідкого палива в баках РН: частот I-го тону коливань палива в баках окислювача і пального першого ступеня РН (криві 6, 7); I-го тону коливань палива в баку окислювача першого ступеня (крива 8); I-го тону коливань палива в баках окислювача і пального другого ступеня РН (криві 9, 10). Як видно із рис. 2.27, на відповідних інтервалах часу польоту РН власні частоти I-го і II-го тону поздовжніх коливань її

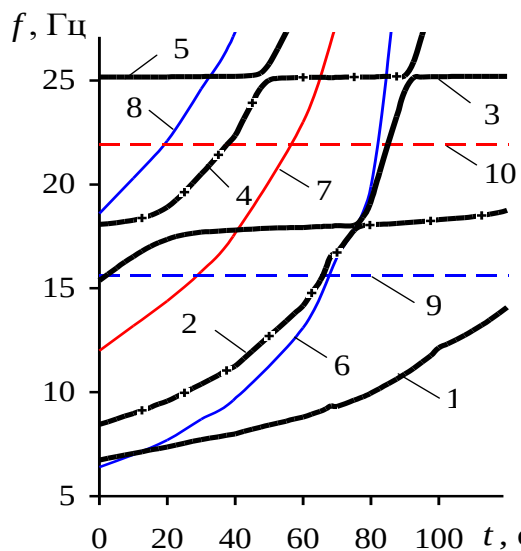


Рисунок 2.27 - Залежності власних частот перших п'яти тонів коливань системи "конструкція РН - рідке паливо в баках"

корпусу (криві 1, 2) близькі до власних частот I-го тону поздовжніх коливань рідкого палива в баках окислювача і пального першого і другого ступенів РН.

Таким чином, в результаті параметричного дослідження системи "конструкція РН – рідке паливо в баках" показано, що параметри власних коливань рідини в баках роблять визначальний вплив на частоти і декременти нижчих тонів власних поздовжніх коливань корпусу рідинної РН, які, як правило, є домінуючими в задачі про поздовжню

стійкість РН.

Врахування демпфування поздовжніх коливань корпусу рідинної РН на основі узагальнення експериментальних даних при скінченно-елементному моделюванні поздовжніх коливань оболонкових конструкцій з рідким заповненням. Оскільки в слабодемпфованих коливальних системах внутрішнє тертя практично не впливає на параметри власних коливань, моделювання

поздовжніх коливань корпусу РН нерідко проводиться без урахування дисипації енергії [Натанзон М.С., 1977]. Однак необхідно відзначити, що внаслідок зміни маси палива в баках при польоті РН можуть реалізовуватися резонансні режими. На резонансних режимах внутрішнє тертя істотно впливає на параметри коливань корпусу РН і є чинником, що істотно знижує рівень амплітуд коливань його елементів [Вибрации в технике, Т. 2., 1979; Вибрации в технике. Т. 1. Под ред. В. В. Болотина В.В., 1978]. Таким чином, достовірний теоретичний прогноз рівня амплітуд поздовжніх коливань РН може бути отриманий тільки при належному виборі коефіцієнтів демпфування в математичній моделі поздовжніх коливань корпусу РН. При моделюванні поздовжніх коливань корпусу РН слід мати на увазі, що втрати енергії коливань в матеріалі конструкції рідинної ракети при пружних коливаннях не є визначальними в загальному балансі енергетичних втрат, однак для його виконання необхідно мати у своєму розпорядженні принаймні оціночні значення коефіцієнтів конструкційного демпфування.

В роботі [Hilbrandt E, 1984] наведено діапазони зміни коефіцієнта демпфування коливань η в оболонкових конструкціях ракет при різних видах демпфування. Зокрема, для матеріального демпфування (внутрішнього тертя в матеріалі) в металах значення η при низьких, середніх і високих навантаженнях знаходиться в діапазоні від 0,001 до 0,01. Таким же є діапазон зміни коефіцієнта η для стрингерів. При з'єднанні стиків зварюванням і клепою значення η знаходиться в діапазоні від 0,01 до 0,05, а при гвинтових з'єднаннях – від 0,02 до 0,1. Крім того, значення коефіцієнтів демпфування (зокрема, логарифмічного декременту коливань) залежать від амплітуди коливань напруг [Міцність матеріалів і конструкцій, 2005].

Наведену в роботі [Гладкий В. Ф., 1969] графічну залежність декременту коливань δ від напруження σ , експериментально отриману для зразка з алюмінієвого сплаву, можна представити таким чином:

$$\delta(\sigma) = \delta^\sigma + \frac{\partial \delta}{\partial \sigma} \sigma, \quad (2.58)$$

де σ – величина напруження в зразку.

У тому випадку, якщо напруження σ вимірюється в кгс / см², коефіцієнти виразу (2.58) мають таке значення: $\delta^\sigma = 0,01$; $\frac{\partial \delta}{\partial \sigma} = 4,0 \times 10^{-5}$.

Вираз (2.58) може бути використано для врахування залежності декрементів коливань δ елементів конструкції РН від напруги σ при побудові математичної моделі поздовжніх коливань корпусу РН.

Узагальнення результатів експериментальних досліджень поздовжніх коливань ракетних конструкцій з рідким паливом в баках. Як відомо, декременти домінуючих гармонік пружних коливань корпусу рідинної РН залежать від рівня заповнення баків рідким паливом і від амплітуд відносних деформацій, що виникають при поздовжніх коливаннях (напр., [Микишев Г. Н, 1978]). Для того, щоб встановити характер цих залежностей і закономірності зміни декрементів коливань, проведено узагальнення результатів аналізу динамічних випробувань рідинних ракет і їх конструктивно подібних моделей - фізичної моделі в масштабі 1: 6,5 корпусу РН "Зеніт", ракети 15А15 і її фізичної моделі, виконаної в масштабі 1: 3,7, фізичної моделі в масштабі 1: 5 ракети-прототипу РН "Дніпро" і її нижчих ступенів, а також фізичної моделі в масштабі 1: 5 японської ракети-носія Н-2 [М. Sano, K. Komatsu et al, 1990; Minegishi M., et al, 1990]. Ці експериментальні дослідження проводилися в періоди виконання проектних і дослідницьких робіт за вказаними ракетами. Експериментальні дані про логарифмічний декремент домінуючих гармонік поздовжніх коливань корпусу рідинних ракет, отримані для фізичної моделі 1: 5 ракети 15А14 і фізичної моделі 1: 3,7 ракети 15А15, узагальнені і представлені відповідно на рис.2.28, а та рис. 2.28,б у вигляді залежностей декрементів І-го і ІІ-го тону власних коливань корпусу ракети від рівня заповнення паливних баків першого ступеня (на рисунках рівень заповнення баків заданий в процентному відношенні поточного рівня їх заповнення до максимального рівня) [Николаев А., Хоряк Н. et al, 2016]. Області значень декрементів І-го тону поздовжніх коливань корпусу РН позначені на цих рисунках цифрою 1, області значень декрементів ІІ-го тону - цифрою 2. Для розглянутих РН значення декрементів двох нижчих тонів власних поздовжніх

коливань корпусу знаходяться в інтервалі $(0,016; 0,12)$, при цьому зі зменшенням рівня заповнення паливних баків вони збільшуються.

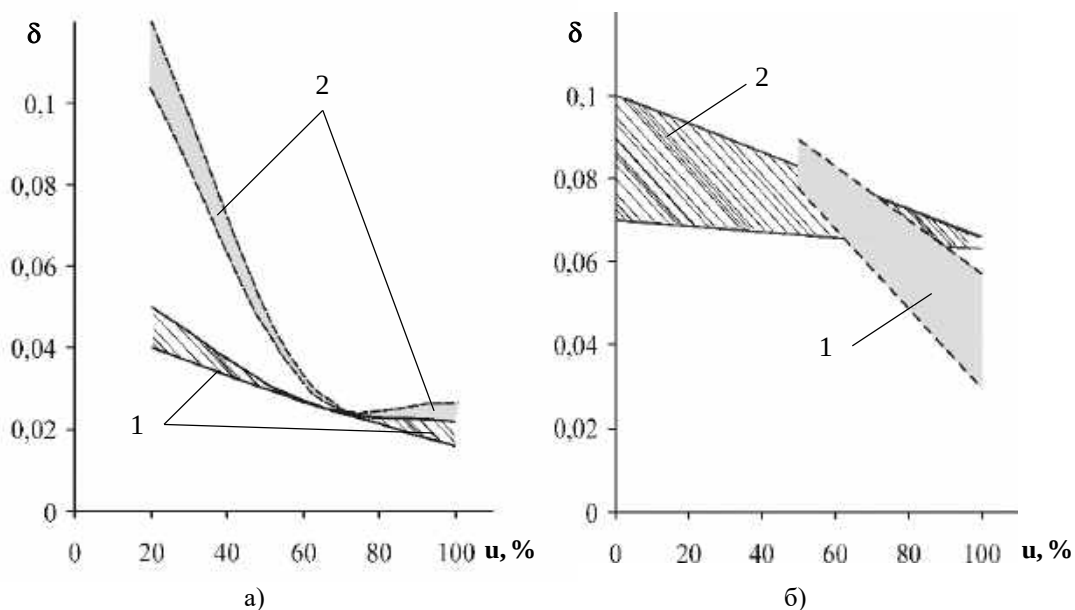


Рисунок 2.28 – Залежності декрементів I-го і II-го тону власних коливань корпусу ракети від рівня заповнення паливних баків першого ступеня u

На рис.2.29, 2.30 показані залежності декрементів I-го і II-го тону власних поздовжніх коливань корпусу ракети з паливом в баках від амплітуд відносних деформацій $a_{\max}$, отриманих за осцилограмами згасаючих коливань корпусу рідинних ракет при різному рівні заповнення паливних баків їх першого ступеня. Графіки на рис. 2.29, а, б, в, г зображують зазначені залежності для корпусу ракети 15A15 при заповненні паливних баків її першого ступеня на 100%, 50%, 25%, 0% відповідно. Залежності $\delta_1(a_{\max})$ и $\delta_2(a_{\max})$, отримані на основі результатів динамічних випробувань фізичної моделі 1: 6.5 корпусу РН "Зеніт" при заповненні паливних баків першого ступеня РН на 100% і 50%, показані на рис. 2.30 (рис. 2.30, а - для I-го тону поздовжніх коливань корпусу РН, рис. 30, б - для II-го тону).

Як видно з рис. 2.29, 2.30, для ракетних конструкцій значення декременту коливань корпусу РН збільшується зі збільшенням амплітуд відносних деформацій.

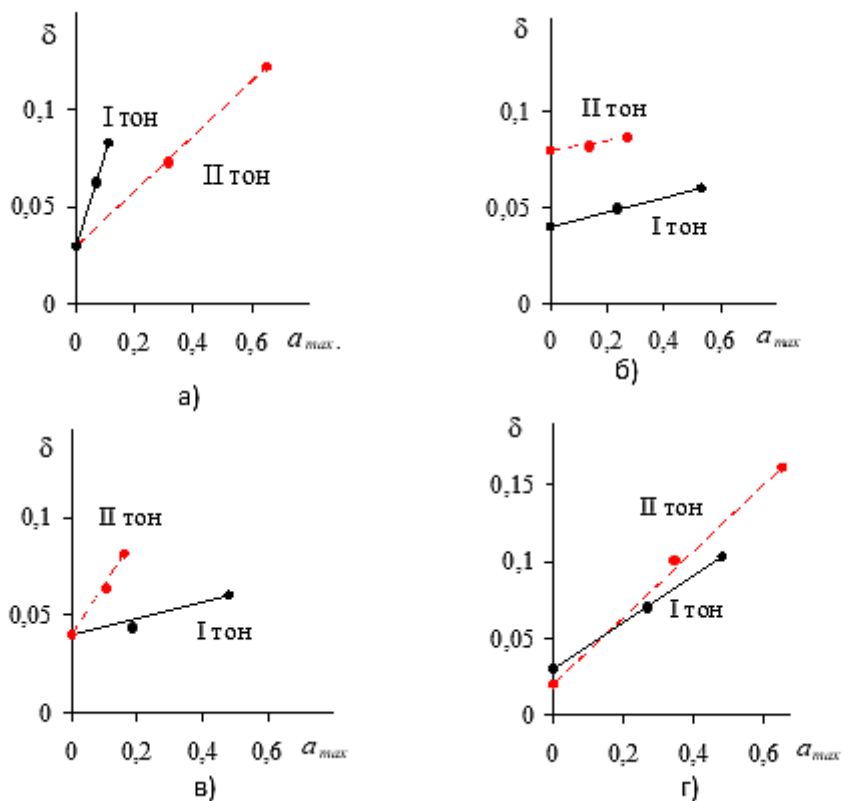


Рисунок 2.29 - Залежності декрементів I-го і II-го тону власних поздовжніх коливань корпусу ракети (ракети 15A15) з паливом в баках від амплітуд відносних деформацій a_{max}

Для різних рівнів заправки паливних баків РН визначені лінійні регресії

$$\delta(a) = \delta^0 + \frac{\partial \delta}{\partial a} a, \quad (2.59)$$

де δ^0 – постійна складова логарифмічного декременту коливань корпусу, яка не залежить від його амплітуди коливань a .

Лінійна залежність (2.59) фізично несуперечлива, так як три основні механізми розсіювання енергії (гідродинамічний опір, в'язке і сухе тертя) теоретично припускають лінійний зв'язок декрементів з деформаціями при позитивних, нульових і негативних похідних відповідно.

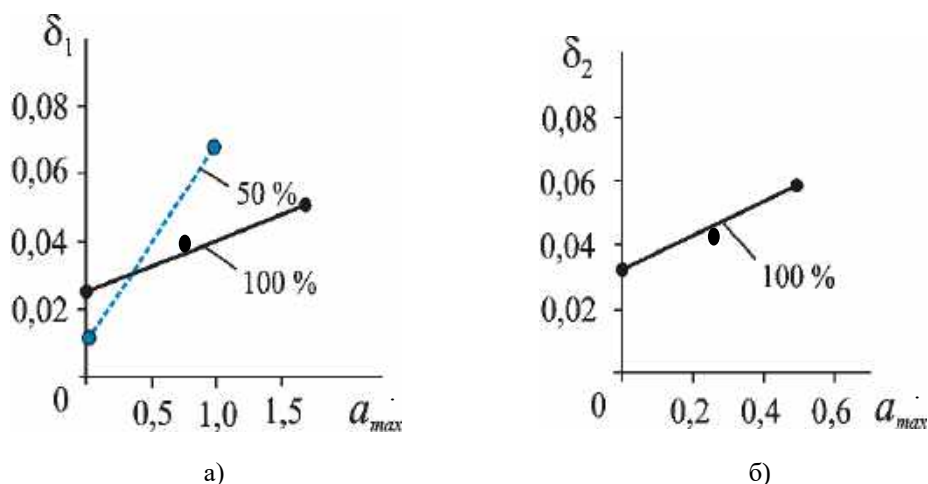


Рисунок 2.30 - Залежності декрементів I-го і II-го тону власних поздовжніх коливань корпусу ракети з паливом в баках (фізична модель 1: 6.5 корпусу РН "Зеніт") від амплітуд відносних деформацій a_{max}

Проведений аналіз дозволив визначити мінімальні значення коефіцієнтів у виразі (2.59): для I-го тону поздовжніх коливань корпусу РН $\delta^0 \approx 0,025$, $\frac{\partial \delta}{\partial a} \approx 0,015$; для II-го тону – $\delta^0 \approx 0,035$, $\frac{\partial \delta}{\partial a} \approx 0,05$.

Про врахування дисипації енергії при побудові скінченно-елементної моделі поздовжніх коливань корпусу рідинної РН. Представлені вище результати узагальнення експериментальних даних по загасанню вільних поздовжніх коливань конструкції рідинних РН і рідини в їх паливних баках дозволяють визначити значення коефіцієнтів демпфування b_i в рівняннях ланок системи (2.55) і системи (2.56) – (2.57) з урахуванням не тільки пружних і дисипативних зв'язків між її елементами, але й з урахуванням залежності декрементів коливань елементів від амплітуд. При побудові скінченно-елементної моделі корпусу РН значення декрементів коливань її елементів вибираються на основі експериментальних даних, наведених вище.

Зокрема, стосовно одновимірної пружно-масової моделі поздовжніх коливань корпусу РН [Гладкий В. Ф., 1969] поздовжні переміщення x_i елементів розгалуженого ланцюжка, що схематизує корпус РН, описуються рівняннями кінцевих, проміжних і складних ланок. Кінцева ланка являє собою елемент масою

m_i , який з'єднаний з суміжним елементом, що має масу m_{i-1} , невагомою пружиною з жорсткістю c_i . Проміжна ланка - це елемент масою m_i , який з'єднаний з двома суміжними елементами, що мають маси m_{i-1} і m_{i+1} , невагомими пружинами з жорсткістю c_i і c_{i+1} відповідно.

Кінцеві та проміжні ланки, до яких прикладена зовнішня сила $F_{ik} = \sum_k m_k x_k$, є складними ланками.

Для визначення коефіцієнтів демпфування b_i в рівняннях кінцевих ланок

$$m_i \ddot{x}_i + b_i (\dot{x}_i - \dot{x}_{i-1}) + c_i (x_i - x_{i-1}) = F_{ik}, \quad (2.60)$$

пропонується використовувати вираз

$$b_i = (\delta_i^0 + F_i(a_i)) \cdot \frac{\sqrt{c_i \cdot m_i}}{2\pi}, \quad (2.61)$$

а в рівняннях проміжних ланок

$$m_i \ddot{x}_i + c_{i+1} (x_i - x_{i+1}) + b_{i+1} (\dot{x}_i - \dot{x}_{i+1}) +$$

$$b_i = (\delta_i^0 + F_i(a_i)) \frac{\sqrt{(c_i + c_{i+1}) m_i}}{2\pi}. \quad (2.63)$$

Тут x_i – позовжнє переміщення i -го елемента ланцюжка, що має масу m_i . Вирази (2.61), (2.63) дозволяють при визначенні коефіцієнтів демпфування коливальних елементів ланцюжка врахувати їх залежність від амплітуд відносної деформації. Якщо при визначенні b_i за допомогою (2.61), (2.63) використовувати залежність (2.59), то значення $F_i(a_i)$ можна покласти рівним $\frac{\partial \delta}{\partial a} a_i$. Тоді в разі позовжньої нестійкості ракети, (тобто при амплітудах $a_i \neq 0$ відносної деформації) значення b_i може бути розраховане за значенням a_i .

В даний час розрахунки параметрів коливальних пружних оболонкових конструкцій з рідиною, як правило, проводяться з використанням сучасних

комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу (CAE-систем), наприклад, такі як ANSYS або NASTRAN [Kohnke P., 2001; Lee Kunwoo, 1999]. Математичне моделювання просторових коливань рідинної РН як складної оболонкової конструкції з відсіками, що містять рідке паливо, зважаючи на громіздкість досліджуваної динамічної системи найбільш зручно виконувати в середовищі CAE-системи [І. Д. Башлій, О. Д. Ніколаєв, 2013]. При цьому коливальний рух системи описується матричним диференціальним рівнянням:

$$M\ddot{X}(t) + B\dot{X}(t) + CX(t) = F, \quad (2.64)$$

де M , B , C – відповідно матриці мас, коефіцієнтів демпфування і жорсткості, мають порядок n_1 ;

n_1 – кількість ступенів свободи динамічної системи;

X , F – вектори вузлових переміщень і, відповідно, вектор збурюючих сил, прикладених до системи, що мають довжину n_1 ;

t – поточний час.

Відповідно до методичних положень, закладених при побудові CAE-системи, матриця коефіцієнтів демпфування може бути представлена у вигляді:

$$B = \alpha M + \beta C + \sum_{j=1}^{N_{mat}} \beta_j C_j + \beta_c C + K_\zeta + \sum_{k=1}^{N_{el}} K_k \quad (2.65)$$

де α , β – коефіцієнти при матриці мас і при матриці жорсткості (в моделі демпфування по Релею); β_j – коефіцієнт при матриці жорсткості для матеріалу j ;

β_c – змінний коефіцієнт до матриці жорсткості ($\beta_c = \frac{\zeta}{\pi f} = \frac{2\zeta}{\omega}$); K_ζ – матриця демпфування, що залежить від частоти ($X_r^T K_\zeta X_r = 4\pi f_r \zeta_r$); $\zeta_r = \zeta + \zeta_{mr}$ – коефіцієнт демпфування r -тої моди коливань динамічної системи; ζ – постійна величина коефіцієнта демпфування; ζ_{mr} – модальна ступінь демпфування; f_r – частота, відповідна моді r ; X_r – вектор переміщень, відповідний r моді коливань; K_k – матриця демпфування окремого елемента (поелементне демпфування

передбачає використання спеціальних типів елементів, що мають характеристики в'язкого демпфування).

Подання матриці B в такому вигляді дає можливість використовувати при розрахунках різні моделі тертя, вибираючи відповідні складові в правій частині рівності (2.65).

Таким чином, при моделюванні коливань оболонкових конструкцій паливних баків РН слід використовувати скінченні елементи «пружна оболонка». Для врахування дисипації енергії коливань цих конструкцій в модель вводиться поелементне демпфування (демпфування конкретних скінченних елементів задаються коефіцієнтами матриці K_k). При цьому моделювання поздовжніх коливань оболонкових елементів корпусу РН, врахування дисипації енергії доцільно проводити з використанням залежності (2.59). У скінченно-елементній моделі конструкції РН значення декрементів коливань елементів вибираються на основі вищенаведених експериментальних даних. Для математичного опису коливального руху рідини в паливних баках доцільно застосовувати скінченні елементи «тривимірна рідина». При цьому в скінченно-елементній моделі корпусу рідинної РН значення декрементів коливань елементів «тривимірна рідина» вибираються на основі вищенаведених експериментальних даних. Таким чином, в результаті параметричного дослідження системи "конструкція РН – рідке паливо в баках" показано, що параметри власних коливань рідини в баках мають визначальний вплив на частоти і декременти нижчих тонів власних поздовжніх коливань корпусу рідинної РН, які, як правило, є домінуючими в задачі про поздовжню стійкість РН.

2.4 Визначення параметрів динамічної взаємодії низькочастотної динаміки РРДУ і просторових коливань корпусу РН при поздовжній нестійкості рідинної ракети

Розроблений підхід до теоретичного прогнозування коливань параметрів РРДУ та поздовжніх віброприскорень рідинних РН протестоване (з використанням результатів експериментальних даних) на прототипах двоступеневих РН «Циклон»

і РН «Дніпро», двоступеневої РН масою 165 тон (за конструктивними параметрами близькою до РКП у проєкті «Маяк –С3.9»), а також триступеневої РН «Циклон-4».

Математичне моделювання просторових коливань пружного корпусу рідинної РН з використанням методу скінченних елементів при визначенні параметрів динамічної взаємодії низькочастотної динаміки РРДУ. Корпус рідинної РН являє собою складну гідромеханічну систему «конструкція корпусу РН - рідина в баках». Як правило, він має складну конфігурацію, виконується зі змінною товщиною стінок несучих конструкцій паливних баків і включає в себе різні силові елементи.

Використання можливостей сучасних САЕ-систем [наприклад, Lee Kunwoo, 1999], заснованих на методі скінченних елементів, дозволяє в більшості випадків врахувати конструктивні особливості корпусу РН при математичному моделюванні його динамічної взаємодії з РРДУ. Відповідно до пропонованого підходу задача чисельного моделювання та аналізу просторових коливань корпусу рідинної РН с частотами до 100 Гц вирішується в наступній постановці:

- корпус рідинної РН моделюється як складна оболонкова конструкція з рідиною (рідким паливом в баках);
- просторові коливання корпусу РН розглядаються як коливання дисипативної системи «конструкція корпусу РН – рідке паливо в баках» з використанням сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу [Башлий И. Д., Николаев А. Д., 2013].

Математична модель, що описує просторові коливання корпусу РН з рідким паливом в баках з урахуванням дисипації енергії, представляється матричним рівнянням

$$\mathbf{M}_s(t)\mathbf{u}_s(t) + \mathbf{D}_s\mathbf{u}_s(t) + \mathbf{K}_s(t)\mathbf{u}_s(t) = \mathbf{0}, \quad (2.66)$$

де $\mathbf{M}_s$, $\mathbf{K}_s$, $\mathbf{D}_s$ – матриці мас, жорсткості і коефіцієнтів демпфування системи «конструкція корпусу РН - рідке паливо в баках» відповідно, які мають розмір $6n_s \times 6n_s$; n_s – кількість вузлів скінченно-елементної моделі системи «конструкція корпусу РН - рідке паливо в баках»; $\mathbf{u}_s$ – вектор вузлових переміщень системи:

$\mathbf{u}_s = [\mathbf{u}_{si}]_{i=1}^{n_s}$, $\mathbf{u}_{si} = [u_{si}^x, u_{si}^y, u_{si}^z, u_{si}^{(y,z)}, u_{si}^{(x,z)}, u_{si}^{(x,y)}]$; x, y, z – осі декартової системи координат, центр якої розташований на осі симетрії конструкції РН в будь-якій точці $A(x_A, y_A, z_A)$, зручної для аналізу збуреного руху (вісь збігається з поздовжньою віссю і є віссю симетрії конструкції РН); $u_{si}^x, u_{si}^y, u_{si}^z$ – проекції переміщення i -го вузла на вісь x, y, z ; $u_{si}^{(y,z)}, u_{si}^{(x,z)}, u_{si}^{(x,y)}$ – кути повороту i -го вузла навколо осей x, y, z ; $\dot{\mathbf{u}}_s(t) = d\mathbf{u}_s(t)/dt$; $\ddot{\mathbf{u}}_s(t) = d^2\mathbf{u}_s(t)/dt^2$; t – час.

При моделюванні просторових коливань рідкого палива в баках РН використовувалися наступні загальноприйняті припущення щодо властивостей і характеру руху рідини:

- рідке паливо є однорідною ідеальною стисливою рідиною;
- рух рідини є безвихровим;
- сили поверхневого натягу рідкого палива малі, і їх впливом на параметри коливань рідини і конструкції можна знехтувати.

Особливість моделювання просторових коливань рідкого палива в баках РН полягала в врахуванні взаємодії рідкого палива з пружною конструкцією баків і взаємодії поздовжніх коливань рідини в баках з поперечними коливаннями.

При моделюванні просторових коливань пружного корпусу рідинної РН приймалося, що для паливних баків РН виконується умова спільної деформації рідини і конструкції бака. Це означає, що для вузлів скінченно-елементної моделі системи «конструкція корпусу РН - рідке паливо в баках», відповідних межі поділу середовищ "змочена поверхня оболонки бака - рідина в баку", переміщення елементів «3D рідина» і оболонкових елементів конструкції бака рівні між собою в напрямках усіх трьох осей локальної системи координат. Крім того, вважалося, що в вузлах скінченно-елементної моделі системи «конструкція корпусу РН - рідке паливо в баках», відповідних межі поділу середовищ "змочена поверхня оболонки бака - вільна поверхня рідини в баку", для елементів «3D рідина» і оболонкових елементів конструкції бака виконується умова рівності їх вузлових переміщень в напрямку нормалі до оболонки бака (умова ідеального ковзання рідини по стінці бака). У розробленій моделі тиск рідкого палива в вузлах скінченних елементів «3D

рідина», використаних при схематизації рідкого заповнення в баку РН, визначався співвідношенням

$$\mathbf{p}_T = \mathbf{G} \mathbf{B} \mathbf{u}_f, \quad (2.67)$$

де $\mathbf{p}_T$ – вектор довжиною $6n_f$, що містить значення тиску в скінченних елементах «3D рідина»;

n_f – сумарна кількість вузлів скінченних елементів «3D рідина», використаних при схематизації рідкого заповнення в баку;

$\mathbf{G}$, $\mathbf{B}$ – відповідно матриця об'ємної пружності рідини і матриця переходу, що зв'язує деформації елементів «3D рідина» з їх вузовими переміщеннями (матриці розміру $6n_f \times 6n_f$);

$\mathbf{u}_f = [\mathbf{u}_{fi}]_{i=1}^{n_f} = [u_{fi}^x, u_{fi}^y, u_{fi}^z, u_{fi}^{(y,z)}, u_{fi}^{(x,z)}, u_{fi}^{(x,y)}]_{i=1}^{n_f}$ – вектор вузових переміщень елементів «3D рідина», який є частиною вектора вузових переміщень системи (2.60):

$$\mathbf{u}_f \subset \mathbf{u}_s$$

Приклади реалізації запропонованого підходу до визначення параметрів коливань рідинної РН при її поздовжній нестійкості. Чисельне моделювання динамічних процесів, обумовлених взаємодією корпусу рідинної РН з РРДУ її першого ступеня при РОГО-коливаннях, проведено у [Nikolayev O.D. et al, 2018] стосовно двуступеневої РН (за конструктивними параметрами близькою до РКП у проєкті «Маяк – СЗ.9»), перший ступінь якої обладнаний рідинною двигунною установкою, а другий - твердопаливною. Осьова довжина даної РН становила 38 м; діаметр – 3,9 м; загальна маса РН – 165 т; маса рідини в баках окислювача і пального першого ступеня – 123 т; маса космічного апарату - 3 т, сумарна маса оболонкових конструкцій РН – 10,2т. Скінченно-елементна модель корпусу РН з рідким паливом в баках включала 1440 елементів «пружна оболонка», 496 елементів «тривимірна рідина», 576 елементів «тривимірне тверде тіло», 96 елементів «зосереджена маса», а розрахункова сітка, отримана в САЕ - системі, складалася з $N_s = 2795$ вузлів. Зазначена модель доповнювалася моделлю низькочастотної динаміки РРДУ, в якій ділянки гідравлічних і газових трактів, насоси РРДУ були представлені

одновимірними скінченними елементами (рис. 2.31). У таблиці 2.4 наведені розрахункові значення власних частот f_j вільних пружних просторових коливань корпусу РН (з діапазону від 0 Гц і до 50 Гц), і відповідних їм ефективних (узагальнених) мас m_j^z в поздовжньому напрямку.

З таблиці 2.4 випливає, що найбільші узагальнені маси в поздовжньому напрямку мають моди

корпусу РН з власними частотами $f_1=12,4$ Гц, $f_2=16$ Гц і $f_6=39,3$ Гц, тобто

ці моди можуть розглядатися як поздовжні. Значення цих частот лежать в діапазоні зміни частот рідкого палива в живильних магістралях окислювача і пального. Тому в даному випадку можлива динамічна взаємодія РРДУ і корпусу РН і розвиток поздовжніх (РОГО) автоколивань РН з

Таблиця 2.4 – Власні частоти та ефективні маси нижчих тонів пружних просторових коливань корпусу РН

j	f_j , Гц	m_j^z , кг
1	12,4	42117
2	16,0	45633
3	25,2	548
4	33,2	1254
5	37,6	498
6	39,3	32461
7	41,0	1103
8	41,4	209
9	41,8	7408
10	46,3	135

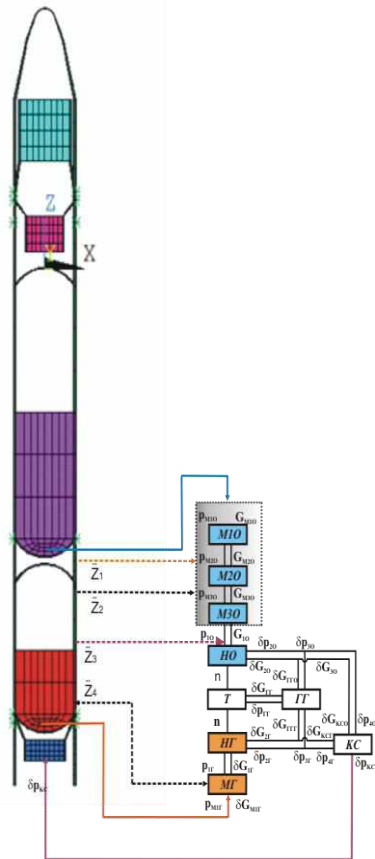


Рисунок 2.31 – Розрахункова схема динамічної взаємодії РРДУ і конструкції РН при РОГО коливаннях РН

амплітудами, неприпустимими для цілісності РН і збереження працездатності її систем.

Аналіз поздовжньої стійкості РН, проведений на основі лінеаризованої моделі динамічної системи «РРДУ – корпус РН» для відносного часу роботи РРД першого ступеня $t/T_{\max} = 0,5$ показав, що система нестійка на частоті коливань, близькій до 15,9 Гц. Втрата поздовжньої стійкості сталася в результаті резонансної взаємодії корпусу РН і живильної магістралі окислювача, при цьому власна частота

коливань корпусу становила 16 Гц, а частота коливань рідини в живильній магістралі окислювача - 16,1 Гц.

Для визначення параметрів граничного циклу поздовжніх коливань РН використовувалася математична модель динамічної системи «РРДУ - корпус РН» (2.1) - (2.2), в якій матричне рівняння (2.2) включало в себе нелінійні рівняння низькочастотної динаміки кавітуючих насосів окислювача. Параметри граничного циклу поздовжніх коливань визначалися шляхом чисельного інтегрування нелінійної системи звичайних диференціальних рівнянь методом Рунге-Кутта.

В результаті чисельного інтегрування встановлено, що розглянута динамічна система «РРДУ - корпус РН» виходить на граничний цикл з частотою коливань 15,8 Гц, близькою до частоти f_2 другого тону власних поздовжніх коливань корпусу РН, і визначені 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.

Нижче наведені розрахункові залежності ряду параметрів досліджуваної динамічної системи «РРДУ - корпус РН» від часу на коливальному режимі (при резонансній взаємодії РРДУ і корпусу РН). На рис. 2.32, 2.33 показані розрахункові залежності тиску окислювача на вході в маршовий РРД і динамічної складової тиску в камері згоряння від часу при РОГО коливаннях РН. З рисунків видно, що коливання тиску на вході в маршовий РРД і тиску в камері згоряння відбуваються з домінуючою частотою 15,8 Гц - частотою резонансної взаємодії РРДУ і корпусу РН.

Коливання наведених розрахункових параметрів мають негармонічний (імпульсний) характер, оскільки в математичній моделі динамічної системи «РРДУ - корпус РН» використовувалися нелінійні залежності об'єму кавітаційних каверн в проточній частині шнека кавітуючого насоса (рис. 2.33) і постійної часу T_k кавітаційних каверн (або параметра E_1 , наведеного на рис. 2.34) від числа кавітації k і параметра витрати q ($(q_1 < q_2 < q_3)$). Відзначимо, що постійна часу T_k пов'язана з параметром E_1 рівністю $E_1 = T_k \cdot B_1$, де B_1 – пружність кавітаційних

каверн, а число кавітації k і параметр витрати q визначаються тиском і витратою рідини на вході в насос.

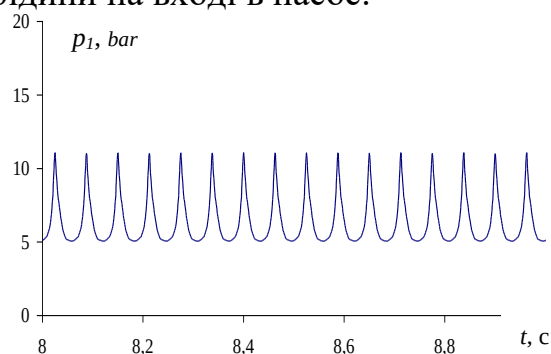


Рисунок 2.32 - Розрахункові залежності тиску окислювача на вході в маршовий РРД

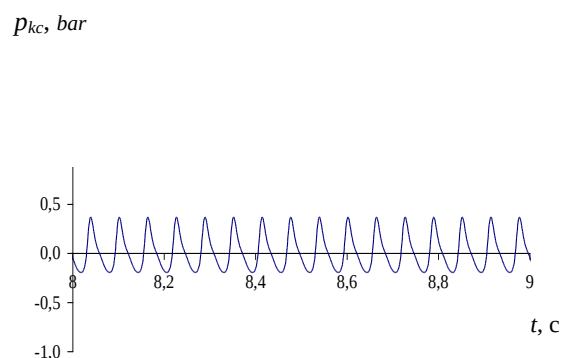


Рисунок 2.33 – Розрахункові залежності тиску динамічної складової тиску в камері згоряння

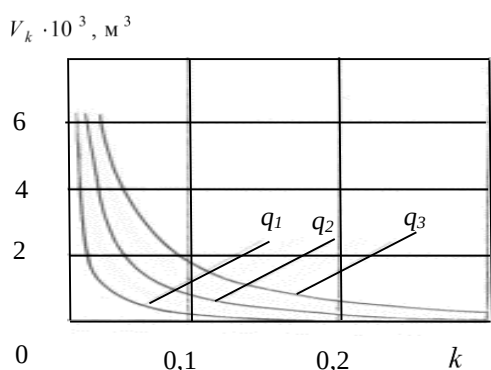


Рисунок 2.34 – Нелінійні залежності об'єму V_k кавітаційних каверн в проточній частині шнека кавітуючого насоса від числа кавітації k

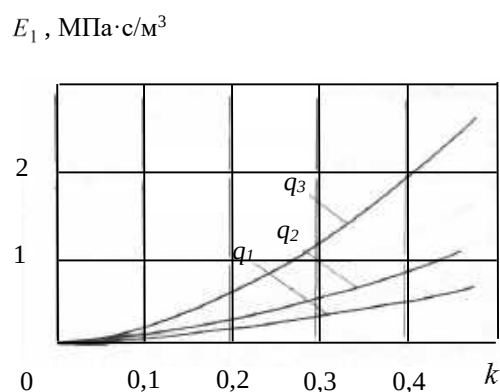


Рисунок 2.35 - Нелінійні залежності постійної часу кавітаційних каверн $E_1 = T_k \cdot B_1$ від числа кавітації k

Як видно з рис. 2.32 особливо яскраво негармонічний характер коливань проявляється в коливаннях тиску окислювача на вході в двигун p_1 . Слід підкреслити, що такий характер коливань тиску на вході в кавітуючий насос відповідає даним пусків рідинних РН, в яких фіксувалося явище РОГО [Аналіз поздовжніх коливань ступеня S-2 ракети-носія «Сатурн-5», 1971].

В результаті проведеного чисельного моделювання визначено віброперевантаження різних елементів конструкції корпусу РН, в тому числі, космічного апарату (в перерізі його центру мас). Показано, що після виходу

системи «РРДУ - корпус РН» на режим значення розмахів коливань віброперевантажень космічного апарату досягають 0,075 g (рис. 2.36).

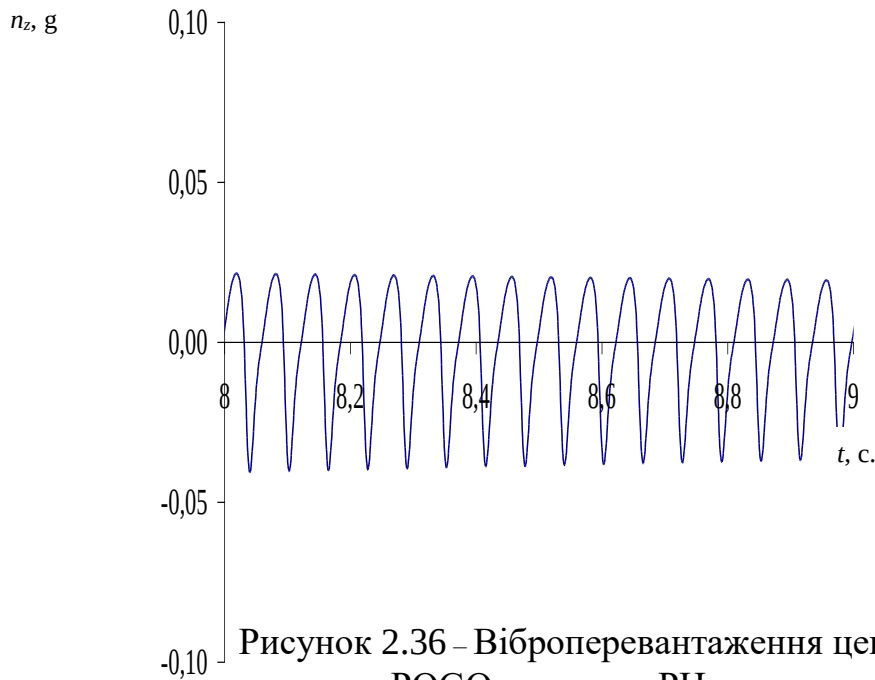


Рисунок 2.36 – Віброперевантаження центру мас КА при розвитку POGO коливань РН

Розвинене математичне забезпечення для визначення параметрів поздовжніх коливань РН на основі нестационарної нелінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус ракети» було також верифіковано у роботах [Пилипенко, В.В., Николаев А.Д. et al, 1999], [Пилипенко, В. В., Николаев, А. Д. et al, 2000], [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. , et al, 2011] [Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev O.D. et al, 2021], [Dolgoplov S., Nikolayev O., Khorjak. N., 2021], [Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev O.D. et al, 2022], [Dolgoplov S., Nikolayev O., 2024] з використанням експериментальних даних, отриманих на основі пусків РН «Циклон» та «Дніпро».

З аналізу результатів (див. рис. 2.37 – 2.42) математичного моделювання поздовжніх коливань РН «Циклон» та «Дніпро» (динамічні процеси в яких за даними льотних випробувань були нестійкими до POGO коливань) [наприклад, ‘Справочник пользователя РН “Днепр”’, 1998] впливає, що при помірних величинах динамічного коефіцієнта посилення РРД по тиску та розсіювання енергії коливань в гідропружних системах РН допустимий рівень поздовжніх коливань РН

при виконанні проєктування РН може бути забезпечений без застосування спеціальних заходів для стабілізації (тобто без встановлення в РРДУ демпферів поздовжніх коливань). На рис. 2.37 – 2.42 представлені результати визначення частот та амплітуд поздовжніх віброприскорень конструкцій ракет-прототипів РН “Циклон” та “Дніпро”, а також конструкцій РН “Циклон-3” та РН “Дніпро”.

Вплив нестаціонарності динамічної системи та демпфування коливань досліджено на основі моделі POGO коливань прототипів двуступневих РН «Циклон» і РН «Дніпро» [Dolgoplov S., Nikolayev O., 2024]. Порівняння експериментальних даних із результатами розрахунків показує задовільне їх узгодження. Це є запорукою надійності та достовірності результатів, отримуваних за запропонованим підходом розрахунку POGO коливань параметрів РРДУ та поздовжніх віброприскорень РН. На рис. 2.38, 2.42 представлені огинаючі амплітуд поздовжніх віброприскорень конструкції ракет-прототипів, що отримані на основі розрахунків по стаціонарній та нестаціонарній моделям динамічної системи «РРДУ – корпус РН». Істотна відмінність результатів розрахунків по різних моделям вказує на принциповий, визначальний вплив нестаціонарності системи при моделюванні поздовжніх коливань рідинних ракет. Показано, що рівень амплітуд POGO коливань, що досягається, визначається змінами величин режимних параметрів РРДУ від часу польоту РН та рівнем амплітуд коливань РН на початку ділянки нестійкості динамічної системи «РРДУ – корпус РН» (наприклад, для РН “Дніпро” на першій ділянці польоту – рівень амплітуд коливань в момент «виходу» РН із пускового контейнера). «Обмеження» амплітуд поздовжніх коливань РН “Дніпро” відбувається також за рахунок зростання дисипації коливальної енергії конструкції ракети (переважно на другій ділянці нестійкості системи «РРДУ-корпус РН»).

Таким чином, розвинено підход до математичного моделювання поздовжніх коливань РРДУ та корпусу рідинних РН з використанням тривимірної скінченно-елементної дискретизації конструкції РН і рідкого заповнення її паливних баків, з використанням одновимірного уявлення систем і агрегатів РРДУ та нелінійної гідродинамічної моделі кавітаційних явищ в насосах РРДУ.

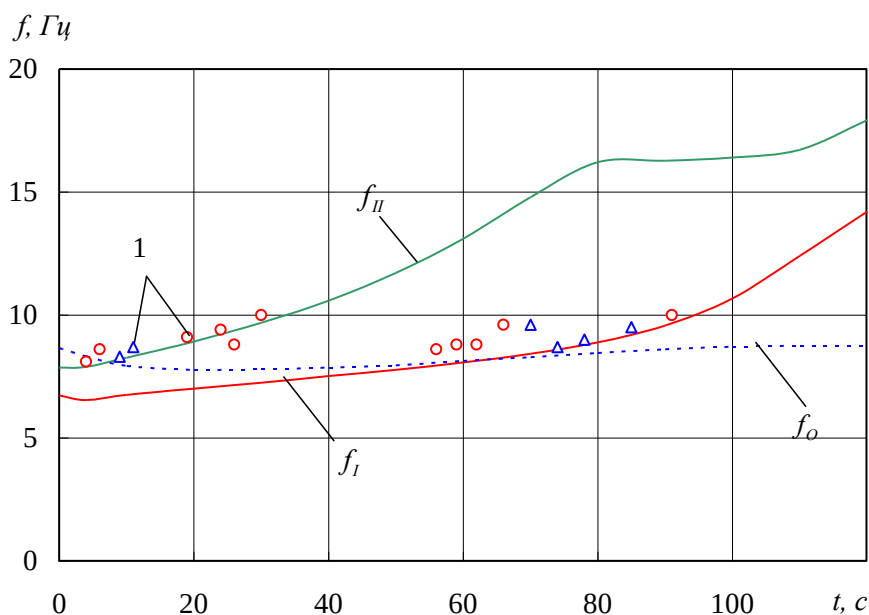
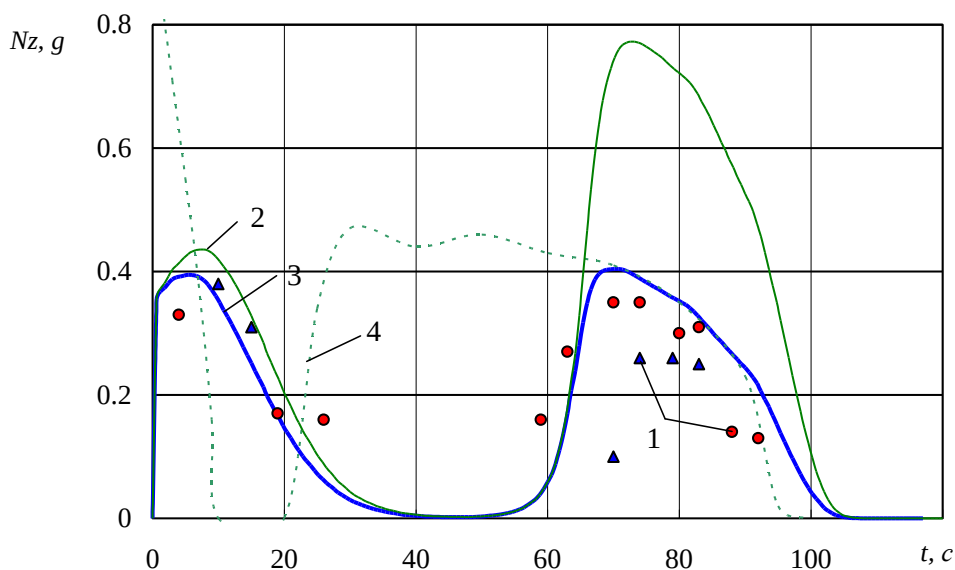
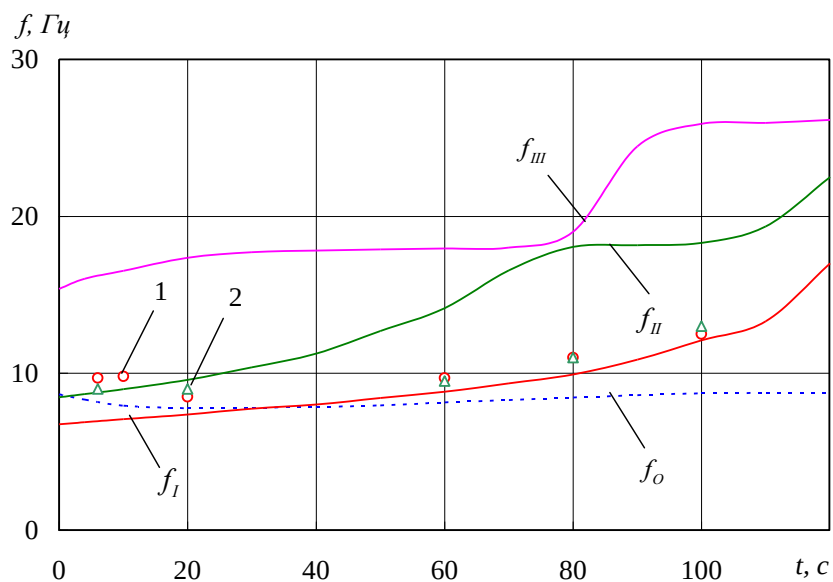


Рисунок 2.37 – Залежність частот поздовжніх коливань конструкції ракет-прототипів РН “Циклон-3” (f_I , f_{II}) та коливань рідини (f_O) у живильній магістралі окислювача РРДУ I ступеня від часу польоту (1 – експеримент)



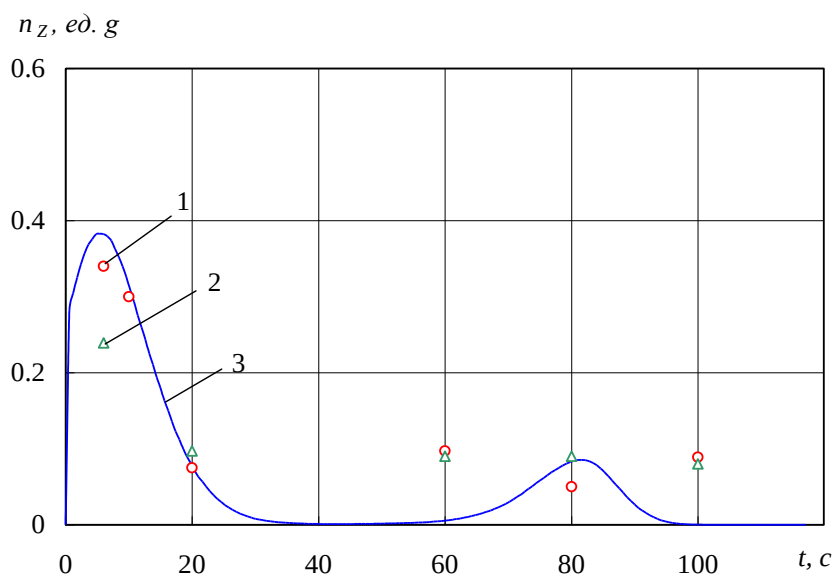
1 – експеримент; 2 – розрахунок по нестационарній моделі без урахування залежності коефіцієнтів демпфування від POGO амплітуд; 3 – розрахунок по нестационарній моделі з урахуванням залежності коефіцієнтів демпфування від POGO амплітуд; 4 – розрахунок по стаціонарній моделі

Рисунок 2.38 – Огинаючі амплітуд поздовжніх віброперевантажень конструкції ракет-прототипів РН “Циклон” (в приладовому відсіку) від часу польоту



1 – пуск № 37; 2 – пуск № 38

Рисунок 2.39 – Розрахункові власні частоти I-го, II-го та III-го тонів поздовжніх коливань конструкції РН “Циклон-3” (f_I , f_{II} , f_{III}) та коливань рідини (f_o) у живильній магістралі окислювача РРДУ першого ступеня та частоти коливань осевого перевантаження в приладовому відсіку, зареєстровані при пусках РН “Циклон-3”



1 – пуск № 37; 2 – пуск № 38; 3 – розрахунок

Рисунок 2.40 – Огинаючі розрахункових поздовжніх віброприскорень та експериментальні значення поздовжніх віброприскорень конструкції РН “Циклон-3” у приладовому відсіку

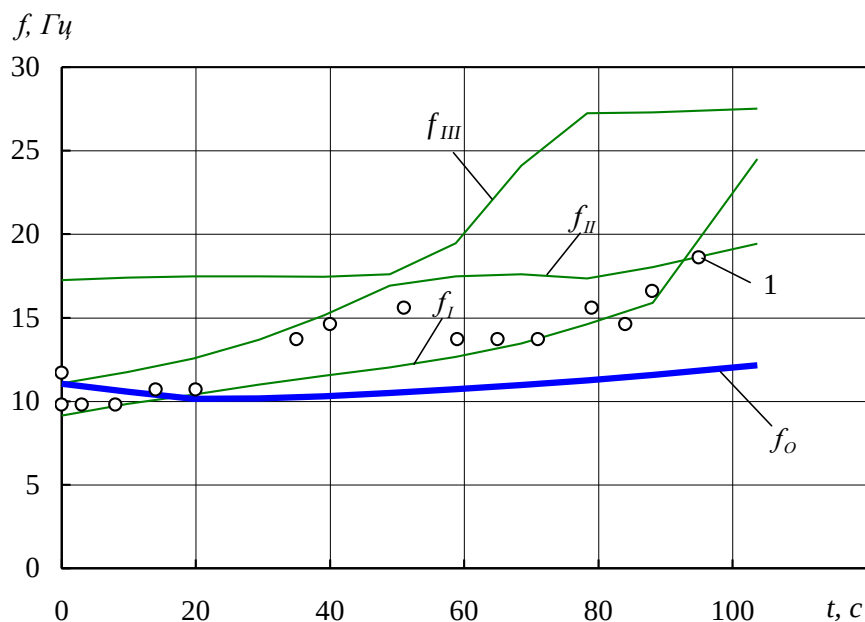
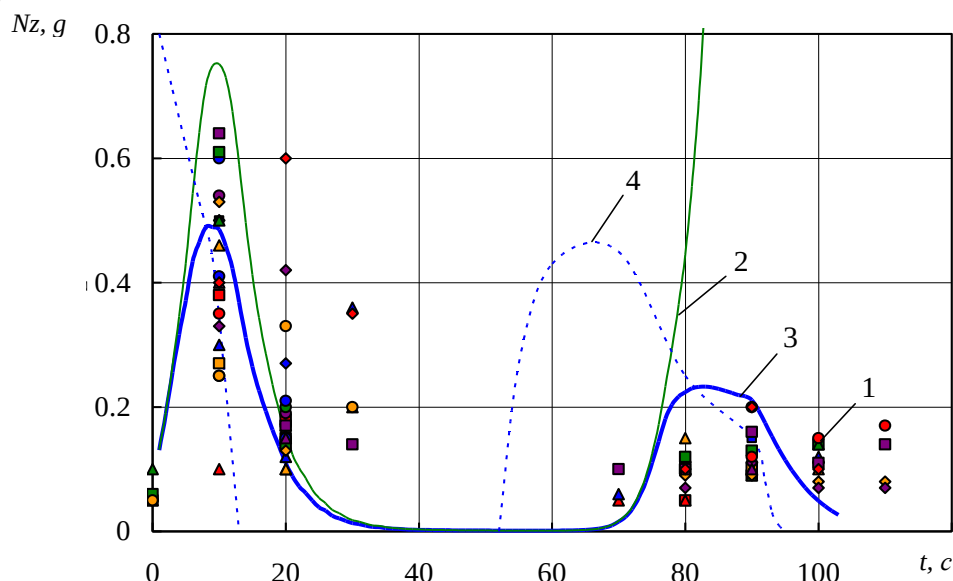


Рисунок 2.41 – Залежність частот поздовжніх коливань конструкції РН «Дніпро» з КА UoCat-12 (Великобританія) (f_I , f_{II}) та коливань рідини (f_o) у живильній магістралі окислювача РРДУ I ступеня від часу польоту (1 – експеримент)



1 – експеримент; 2 – розрахунок по нестационарній моделі без урахування залежності коефіцієнтів демпфування від POGO амплітуд; 3 – розрахунок по нестационарній моделі з урахуванням залежності коефіцієнтів демпфування від POGO амплітуд; 4 – розрахунок по стаціонарній моделі

Рисунок 2.42 – Огинаючі амплітуд поздовжніх віброперевантажень конструкції РН «Дніпро» з КА UoCat-12 (Великобританія) (в приладовому відсіку) від часу польоту

Теоретичний прогноз поздовжніх віброприскорень космічного апарату під час його виведення на робочу орбіту рідинною ракетою космічного призначення «Циклон-4» [Пилипенко В. В. , Николаев А. Д. et al, 2011]. При льотних випробуваннях прототипів ракет космічного призначення (РКП) "Циклон-4" (РН «Циклон-3») було встановлено, що вони втрачають поздовжню стійкість на двох тимчасових інтервалах активної ділянки траєкторії польоту під час роботи рідинної ракетної двигунної установки першого ступеня - від 0 с до 30 с і від 50 с до 90 с.

Зареєстровані величини амплітуд поздовжніх коливань ракет-прототипів, проте, не перевищували допустимі рівні і, отже, на ракетах - прототипах не встановлювалися спеціальні засоби для забезпечення поздовжньої стійкості. Слід зазначити, що небезпечним є не факт можливої втрати поздовжньої стійкості РН, а перевищення амплітудами поздовжніх коливань певного допустимого рівня, який може диктуватися вимогами нормальної роботи систем і агрегатів РН, наприклад, приладів системи управління. В кінцевому підсумку, саме результати теоретичного прогнозу можливих величин амплітуд поздовжніх коливань або зареєстровані величини амплітуд поздовжніх коливань при льотно-конструкторських випробуваннях РН повинні служити базою для прийняття рішень про спеціальні заходи щодо забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН

У зв'язку з цим особливої актуальності набувають роботи по забезпеченню допустимого рівня динамічних навантажень (поздовжніх віброприскорень), що діють на конструкцію РКП "Циклон-4" та її елементи на активній ділянці траєкторії польоту РКП. Важливе місце в цих роботах займає теоретичний прогноз поздовжніх віброприскорень конструкцій РКП і КА. В даний час такий прогноз можна зробити тільки на основі розробленого в Інституті технічної механіки НАН України і НКА України (ІТМ НАНУ і НКАУ) методичного забезпечення для аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН на активній ділянці траєкторії їх польоту під час роботи РРДУ першого ступеня. Складові даного забезпечення методики не мають аналогів в Україні і за кордоном.

При науково-технічному супроводі розробки РКП "Циклон-4" (на етапі аванпроекта і на етапі ескізного проєктування) в ІТМ НАНУ і НКАУ виконувався попередній теоретичний прогноз поздовжньої стійкості РКП "Циклон-4" та динамічних навантажень (поздовжніх віброприскорень), що діють на конструкції РКП і КА на активній ділянці траєкторії польоту РКП під час роботи РРДУ першого ступеня. У цьому розділі викладені результати такого прогнозу для РКП "Циклон-4" з урахуванням змін конструкції РКП після етапу ескізного проєктування.

Зміни в конструкції РКП "Циклон-4" після етапу ескізного проєктування. РКП "Циклон-4" створюється на базі РН "Циклон-3". Технічні рішення, прийняті при розробці триступеневої РКП "Циклон-4", відповідають ситуації використання в міжнародній практиці РН для запуску КА в широкому діапазоні їх масових характеристик та сучасним вимогам, що пред'являються розробниками космічних апаратів до параметрів орбіт КА і до постачальників пускових послуг, а також враховують можливості максимального використання матеріальної частини та технології виготовлення ракет-прототипів. Модернізація РН "Циклон-3" практично не торкнулася її першого і другого ступенів. Третій ступінь РН "Циклон-4" є новою розробку. Особливості її конструкції приведуть до зміни динамічних характеристик конструкції РКП і, в кінцевому рахунку, до зміни рівня поздовжніх коливань РКП "Циклон-4" і КА в порівнянні з рівнем поздовжніх коливань РН "Циклон-3". Крім того, на рівень поздовжніх коливань РКП впливають можливі варіанти масових і жорсткостних характеристик адаптерів і самих КА. Тому на всіх етапах розробки РКП "Циклон-4" для кожного конкретного варіанту комплектації РКП і КА було необхідно виконувати теоретичний прогноз рівня поздовжніх віброприскорень КА, порівнювати його з допустимим рівнем і розробляти, в разі необхідності, рекомендації щодо забезпечення допустимих значень поздовжніх віброприскорень КА.

Нові технічні рішення, прийняті при розробці РКП "Циклон-4" після етапу ескізного проєктування, зачіпають в основному конструкцію третього ступеня і міжступеневого відсіку. Основні зміни в конструкції елементів РКП "Циклон-4" полягають у наступному [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. et al, 2011]. З метою

забезпечення вимог по енергетичними можливостями третього ступеня збільшена маса за рахунок дозаправки двох тон палива в паливні баки третього ступеня. Значною мірою змінена конструкція паливного відсіку третього ступеня шляхом заміни сферичної форми верхнього сегмента бака пального на конічну, введення циліндричної вставки в бак окислювача і висунення бака окислювача вгору. Крім того, при проведенні пуску №1Л планується вивести на робочу орбіту складовий макет КА масою 1500 кг. Другий ступінь РКП оснащується вузлами нової розробки: перехідним і міжступеневим відсіками, при цьому виконано посилення поздовжнього і поперечного набору міжступеневого відсіку. Збільшена товщина обичайки бака пального другого ступеня РКП. Посилено хвостовий відсік першого ступеня РКП під торцеву заправку.

Зазначені доопрацювання в конструкції РКП Циклон-4 "після етапу ескізного проекту приведуть до зміни масових і жорсткостних характеристик відповідних елементів конструкції РКП, які в сукупності з масовими і жорсткостними характеристиками складеного макета КА для пуску № 1Л вплинуть на параметри (частоти, форми і відповідні їм наведені маси) власних поздовжніх коливань конструкції РКП і, отже, зумовлюють необхідність виконання теоретичного прогнозу поздовжньої стійкості РКП "Циклон-4" та динамічних навантажень (поздовжніх віброприскорень), що діють на конструкції РКП "Циклон-4" і КА на активній ділянці траєкторії польоту РКП.

Лінійна і нелінійна математичні моделі низькочастотної динаміки системи "РРДУ першого ступеня - корпус РКП" Циклон-4". Лінійна і нелінійна математичні моделі низькочастотної динаміки системи "РРДУ першого ступеня - корпус РКП" Циклон-4 "включають рівняння динаміки маршового РРД першого ступеня і його живильних магістралей, а також рівняння, що описують поздовжні коливання корпусу РКП. У лінійній математичній моделі даної системи поздовжні коливання корпусу РКП описувалися як коливання багато зв'язної дисипативної системи (на основі його схематизації ланцюжком дискретних мас, поєднаних пружними і дисипативними зв'язками [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. et al, 2011]), а в нелінійній моделі чотири нижчих тони власних поздовжніх коливань

корпусу РН описувалися в узагальнених нормальних координатах рівняннями осциляторів. Параметри цих тонів коливань визначалися з урахуванням дисипації енергії.

В результаті математичного моделювання вільних поздовжніх коливань корпусу РКП "Циклон-4" були визначені характеристики власних поздовжніх коливань (частоти, декременти, форми і наведені маси) конструкції корпусу РКП при різних рівнях заповнення паливних баків першого ступеня РКП, відповідних часу роботи РРДУ першого ступеня.

На базі сучасних уявлень про динамічні процеси в елементах РРД побудовані математичні моделі низькочастотної динаміки маршового двигуна першого ступеня РКП "Циклон-4". Вони включають в себе рівняння динаміки всіх елементів РРД: рідинних магістралей, турбонасосного агрегату (в тому числі кавітуючих шнековідцентрових насосів окислювача і пального), газогенератора, камери згоряння і т. д.. Відповідно система диференціальних рівнянь, що описують низькочастотну динаміку двигуна, складається з великого числа рівнянь. Використання в математичних моделях динаміки РРД рівнянь динаміки кавітуючих шнековідцентрових насосів, отриманих в рамках теорії кавітаційних автоколивань в насосних системах живлення РРДУ [Пилипенко В. В. et al, 1977], дозволяє найбільш повно реалізувати кількісний облік впливу кавітаційних явищ в шнековідцентрових насосах на динамічні характеристики систем живлення РРДУ і динаміку замкнутої системи «РРДУ - корпус РН». Такого роду врахування кавітаційних явищ в насосах РРД не має аналогів в Україні і за кордоном і дозволяє робити досить достовірні теоретичні прогнози поздовжньої стійкості рідинних РН [Пилипенко В. В., Николаев А.Д. et al, 2000]. Відмінною особливістю рівнянь низькочастотної динаміки кавітуючих шнековідцентрових насосів окислювача і пального маршової РРДУ першого ступеня РКП "Циклон-4" є використання узагальнених експериментально-розрахункових залежностей, що характеризують кавітаційні явища в насосах РРД, що істотно підвищує достовірність результатів теоретичного аналізу поздовжньої стійкості і визначення амплітуд поздовжніх коливань РКП.

При математичному моделюванні динаміки рідини в живильних магістралях маршової РРДУ першого ступеня РКП "Циклон-4" магістраль окислювача, що має значну довжину і тонкі стінки, розглядалася як система з розподіленими параметрами. При переході від моделі руху рідини в живильній магістралі окислювача з урахуванням розподіленості параметрів до еквівалентної їй моделі в зосереджених параметрах була забезпечена їх адекватність в частотному діапазоні від 0 до 40 Гц. Магістраль пального, з огляду на її відносно малу довжину, розглядалася як система з зосередженими параметрами.

Врахування зовнішніх динамічних впливів з боку конструкції РКП на рух рідини в магістралях окислювача і пального проводилося шляхом введення в рівняння руху компонентів палива на кожній ділянці магістралей динамічної складової прискорення рідини в магістралях, яка обумовлена поздовжніми коливаннями відповідних елементів конструкції РН.

Теоретичний прогноз поздовжньої стійкості РКП "Циклон-4" на активній ділянці траєкторії польоту під час роботи РРДУ першого ступеня проводився на основі лінійної математичної моделі низькочастотної динаміки системи "РРДУ першого ступеня - корпус РКП" Циклон-4 "з "замороженими" коефіцієнтами, в якій враховувалися дисипативні зв'язки між тонами власних поздовжніх коливань корпусу і вплив дисипації енергії на параметри його власних поздовжніх коливань [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. et al, 2011]. Методика проведення аналізу поздовжньої стійкості РН як аналізу стійкості системи за першим наближенням Ляпунова на основі вирішення проблеми власних значень з використанням QR-алгоритму викладена в роботах [Н. В. Хоряк, А. Д. Николаев, 2010]. На основі розрахунку спектра матриці системи "РРДУ першого ступеня - корпус РН" визначаються власні частоти і відповідні їм показники загасання коливань цієї системи, встановлюється факт стійкості або нестійкості системи і оцінюється близькість системи до кордону області стійкості.

На рис. 2.43 представлені розрахункові залежності власних частот і показників загасання коливань динамічної системи "РРДУ першого ступеня -

корпус РКП" Циклон-4 "з складовим макетом КА масою 1500 кг від часу польоту РКП.

Розрахункові власні частоти коливань досліджуваної системи були умовно розділені на дві групи (рис. 2.43, а). До першої групи віднесені частоти (криві 1 - 3), які визначаються динамічними властивостями корпусу РН і близькі за значеннями до його власних частот коливань. Другу групу склали частоти, близькі за значеннями до власних частот коливань рідини в живильній магістралі пального (крива 4) і окислювача (криві 5-7) РРДУ першого ступеня.

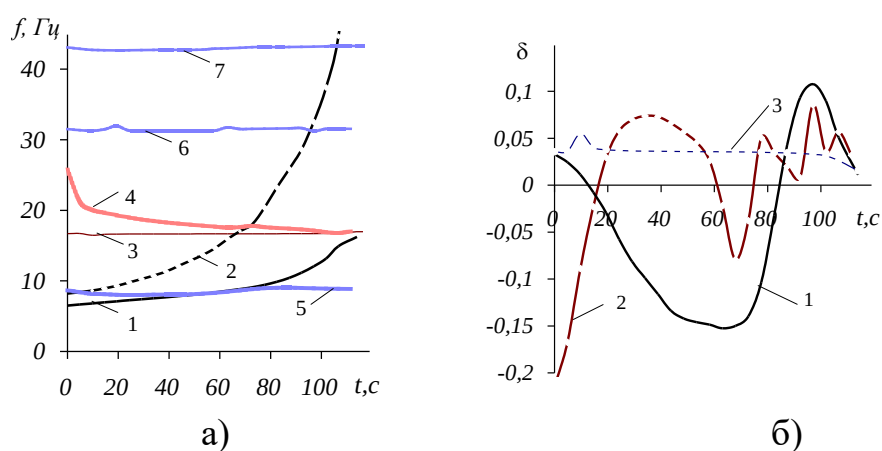


Рисунок 2.43 – Розрахункові залежності власних частот і показників загасання коливань динамічної системи "РРДУ першого ступеня - корпус РКП" Циклон-4»

З рис. 2.43, б випливає, що на інтервалі часу (0; 83 с) розглянута лінійна динамічна система "РРДУ першого ступеня - корпус РКП" Циклон-4 "з "замороженими" коефіцієнтами нестійка. Область нестійкості системи складається з трьох пересічних інтервалів: 16 с (зона 1); 14 з 84 с (зона 2); 61 з 74 с (зона 3). Нестійкість системи в кожній з цих зон обумовлена динамічною взаємодією РРДУ і корпусу РН при зближенні власних частот коливань корпусу РН з частотами коливань рідини в системі живлення РРД окислювачем і паливом. При зближенні першої домінуючої власної частоти корпусу з власною частотою коливань рідини в системі живлення РРД окислювачем (криві 1, 5 на рис. 2.43, а) система втрачає стійкість в зоні 2 по відношенню до І-го тону коливань корпусу (рис. 2.43, б, крива 1). Зближення другої домінуючої власної частоти корпусу (рис. 2.43, а, крива 2) з власною частотою коливань рідини в системі живлення РРД

окислювачем і паливом (відповідно криві 5 і 4 на рис. 2.43, а) призводить до втрати стійкості системи в зонах 1 і 3 по відношенню до II-го тону коливань корпусу.

Таким чином, розглянута лінійна динамічна система з "замороженими" коефіцієнтами має одну зону наростаючих коливань з власною частотою, близькою до частоти I-го тону власних поздовжніх коливань корпусу РКП (її значення змінюються в цій зоні від 7 Гц до 9,9 Гц), і дві зони наростаючих коливань з частотою, близькою до частоти II-го тону власних коливань корпусу РКП (в зоні 1 - з частотою 8,2 Гц - 9 Гц і в зоні 3 - з частотою 16 Гц - 17 Гц).

Слід зазначити, що результати виконаного прогнозу поздовжньої стійкості РКП "Циклон-4" дозволяють розширити уявлення про втрату поздовжньої стійкості рідинних РН, пояснити процеси, які відбуваються при взаємодії динамічних ланок лінійної і відповідної нелінійної системи "РРДУ першого ступеня - корпус РКП", і визначити причини втрати стійкості в певні моменти часу польоту РКП.

Теоретичний прогноз амплітуд поздовжніх коливань РКП "Циклон – 4" на активній ділянці траєкторії польоту РКП під час роботи РРДУ першого ступеня виконувався на основі нелінійної нестационарної математичної моделі низькочастотної динаміки системи "РРДУ першого ступеня - корпус РКП" Циклон-4". Математична модель включає нелінійні рівняння динаміки РРД першого ступеня, його живильних магістралей та рівняння власних поздовжніх коливань конструкції корпусу РКП з новим третім ступенем (враховують 4 тони власних коливань конструкції корпусу).

У цьому розділі виконано теоретичний прогноз частот і амплітуд поздовжніх коливань конструкції РКП "Циклон-4" з складовим макетом КА масою 1500 кг, результати якого (для одного з «найгірших» поєднань режимних параметрів РРДУ і розрахункових параметрів корпусу РН) наведені на рис. 2.44 - 2.45.

На рисунках 2.44 и 2.45 представлені результати розрахунків по нелінійній стаціонарній та нелінійній нестационарній математичних моделях динаміки системи "РРДУ першого ступеня – конструкція РН "Циклон-4". На цих рисунках наведені розрахункові власні частоти чотирьох нижчих тонів коливань конструкції

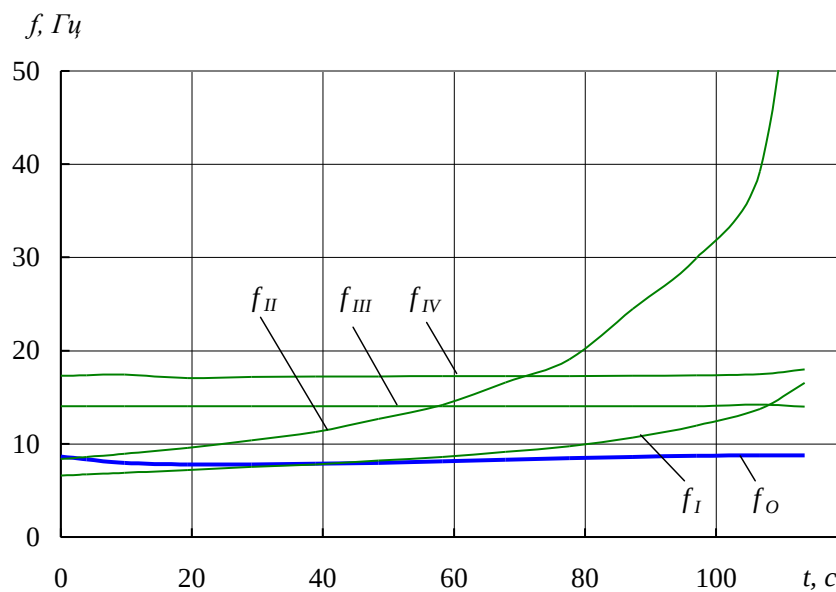
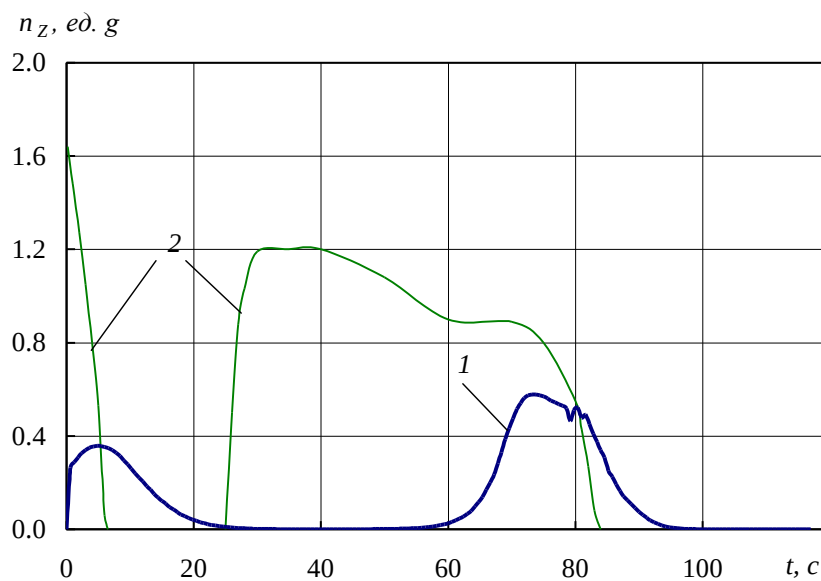


Рисунок 2.44 – Розрахункові власні частоти I – IV тонів поздовжніх коливань конструкції РН(f_I , f_{II} , f_{III} , f_{IV}) та коливань рідини (f_o) у живильній магістралі окислювача РРДУ першого ступеня при $m_{KA} = 1500$ кг



1 – нестационарна модель;

2 – стаціонарна модель

Рисунок 2.45 – Огибаючі розрахункових поздовжніх віброприскорень РН у перерізі центру мас корисного навантаження при $m_{KA} = 1500$ кг

РН "Циклон-4", частота коливань рідини в живильній магістралі окислювача і розрахункові огинаючі поздовжніх віброприскорень конструкції РН в перерізі центру мас корисного навантаження стосовно пуску №1. Розрахунки по нелінійній стаціонарній моделі показують (крива 2, рис.2.45), що втрата стійкості РН відбувається на двох тимчасових інтервалах польоту РН, що задовільно узгоджується з часовими інтервалами польоту РН, визначеними за лінійною моделлю. На першому інтервалі часу польоту (0 с; 6,5 с) втрата стійкості відбувається на частотах коливань, близьких до розрахункових значень частот другого тону коливань конструкції РН, на другому інтервалі (25 с; 84 с) – на частотах коливань, близьких до розрахункових значень частот першого тону коливань конструкції РН.

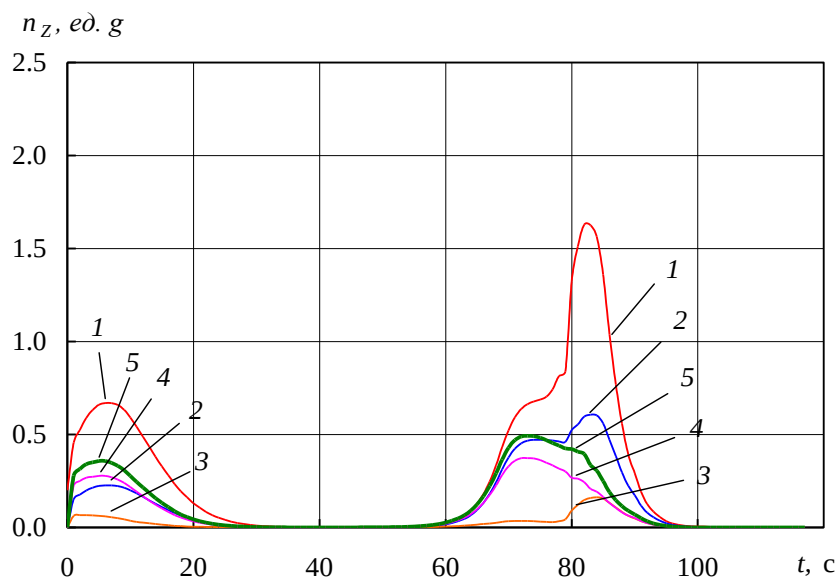
Слід зазначити, що максимальні значення поздовжніх віброприскорень для обох інтервалів польоту часу РН, визначені за нелінійною стаціонарною моделлю, (1,64 g и 1,2 g, відповідно) значно перевищують максимальний допустимий рівень поздовжніх віброприскорень 0,5 g. Однак зазначені максимальні значення поздовжніх віброприскорень не "встигають" реалізовуватися в польоті через те, що час виходу на встановлений стаціонарний режим порівняний з тривалістю польоту першого ступеня РН і знаходиться зазвичай в діапазоні від 70 с до 150 с.

Як впливає з результатів тестування методичного забезпечення, залежності динамічних віброперевантажень конструкції РН від часу польоту в перерізі кріплення КА за часом польоту, близьким до реального, дозволяють отримати розрахунки, виконані по нелінійній математичній нестаціонарній моделі. Ця залежність для КА РН "Циклон-4" представлена на рис.2.45 (крива 1). У цьому випадку максимальне значення поздовжніх віброприскорень на першому інтервалі часу складає 0,36 g, а на другому – 0,49 g. Зазначене максимальне значення поздовжніх віброприскорень на другому інтервалі часу польоту РКП близько до допустимого рівня 0,5 g (на частотах коливань 5 – 20 Гц), але не перевищує його. По нелінійній нестаціонарній математичній моделі динамічної системи "РРДУ–конструкція РН» були визначені амплітуди поздовжніх віброприскорень РН із складовим макетом КА у різних перерізах конструкції по довжині РН від хвостової частини до головної на активній ділянці траєкторії її польоту під час роботи РРДУ першого ступеня (див. рисунки 4.46 и 4.47). З цих рисунків видно, що найбільшими

є значення поздовжніх віброприскорень у районі хвостового відсіку першого ступеня РН, які становлять 0,67 g для першого інтервалу нестійкості та 1,63 g – для другого інтервалу нестійкості. Істотно менші максимальні амплітуди віброприскорень отримані у перерізі центру мас корисного навантаження (0,36 g і 0,49 g), у перерізі між паливними відсіками II ступеня (0,28 g і 0,37 g) та у перерізі між паливними відсіками I ступеня (0,23 g і 0,60 g). Приблизно до 80 с польоту найменші (для різних моментів часу польоту РН) значення амплітуд поздовжніх віброприскорень конструкції отримані в перехідному відсіку між першим та другим ступенями РН на відстані 18,3 м від маршового двигуна. По мірі вироблення компонентів палива переріз з найменшими значеннями поздовжніх віброприскорень зміщується вгору по ракеті і приблизно з 80 с польоту розташовується між паливними відсіками II ступеня на відстані 23,5 м від верху ракети.

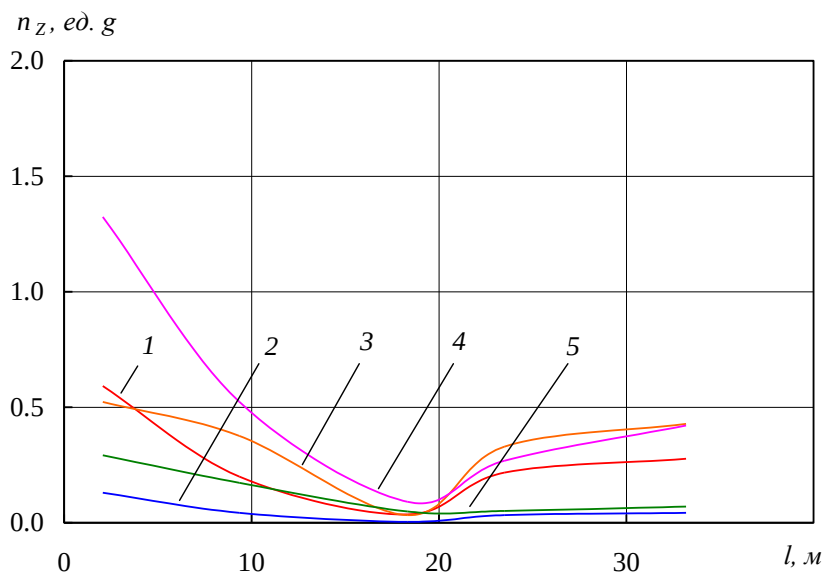
Проведено теоретичний аналіз впливу власних частот коливань підсистеми "адаптер-КА" на поздовжні віброприскорення космічного апарату. При відносно високих власних частотах $f_{КА}$ коливань підсистеми "адаптер – КА" (вище частот нижчих тонів коливань корпусу), амплітуди віброприскорень центру мас КА мінімальні (див. рис. 2.47, крива 2). При зменшенні власних частот $f_{КА}$ коливань підсистеми "адаптер – КА" (до власної частоти першого тону корпусу РН) віброприскорення центру мас КА збільшуються, досягаючи максимальних значень на частотах коливань, близьких до частот коливань корпусу РН (див. рис. 2.47, крива 5).

На підставі отриманих результатів теоретичного прогнозу поздовжньої стійкості РКП "Циклон-4" з складовим макетом КА масою 1500 кг і поздовжніх віброприскорень КА на активній ділянці траєкторії польоту РКП під час роботи РРДУ першого ступеня зроблено такий висновок: РКП "Циклон-4" нестійка по відношенню до поздовжніх коливань, проте прогнозовані значення поздовжніх віброприскорень КА не перевищують їх допустимий рівень (0,5 g) і, отже, не потрібно прийняття спеціальних заходів щодо зниження рівня поздовжніх віброприскорень КА масою 1500 кг для пуску РКП "Циклон-4" № 1Л.



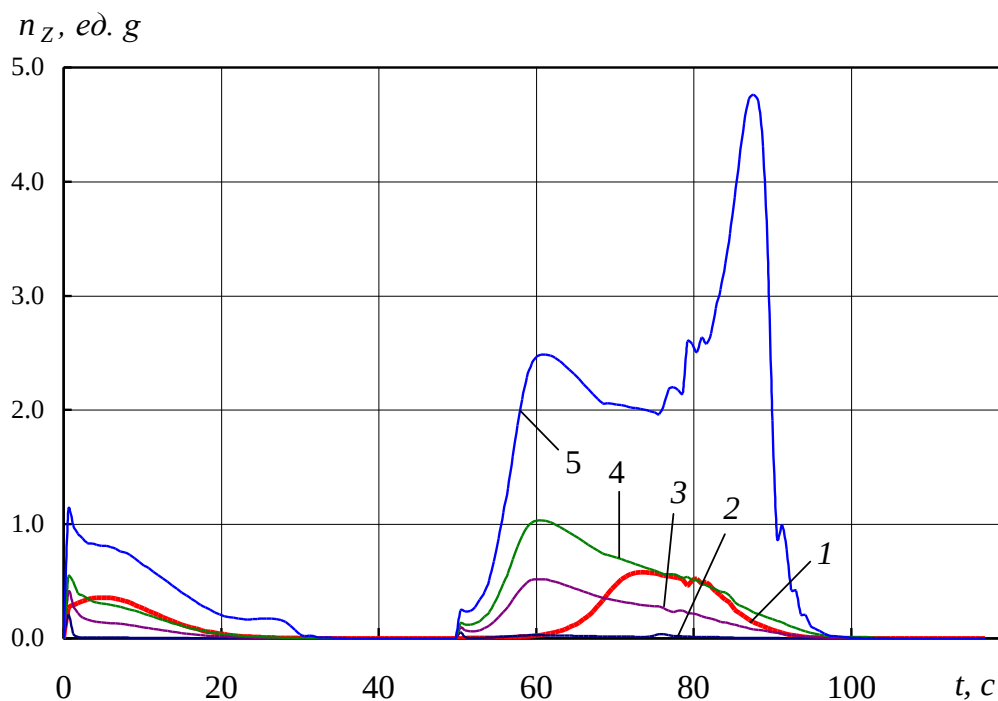
1 - маршовий РРДУ I-го ступеня; 2 – перетин між паливними відсіками I-го ступеня; 3 – перетин між I-им і II-им ступенями; 4 – перетин між паливними відсіками II-го ступеня; 5 – корисне навантаження

Рисунок 2.46 – Огинаючі розрахункових поздовжніх віброприскорень конструкції РН із складовим макетом КА



1 – $t = 10$ с; 2 – $t = 20$ с; 3 – $t = 70$ с; 4 – $t = 80$ с; 5 – $t = 90$ с

Рисунок 2.47 – Розрахункові залежності максимальних поздовжніх віброприскорень конструкції РН із складовим макетом КА від осьової координати



1 – у перерізі адаптера;

2 - у перерізі центра мас КА, $f_{КА} = 54$ Гц;

3 – у перерізі центра мас КА, $f_{КА} = 15$ Гц;

4 – у перерізі центра мас КА, $f_{КА} = 12$ Гц;

5 – у перерізі центра мас КА, $f_{КА} = 10$ Гц

Рисунок 2.48 – Огинаючі розрахункових поздовжніх віброприскорень КА
при $m_{КА} = 1500$ кг

Висновки до розділу 2

2.1 Набула подальшого розвитку **нелінійна теорія поздовжніх коливань рідинних РН**. Розроблено **науково-методичне забезпечення для прогнозування рівня динамічних складових робочих параметрів РРДУ при поздовжньої нестійкості рідинних РН**, а також параметрів коливань конструкції РН з космічним апаратом (динамічної навантаженості, амплітуд, розмахів та частот коливань).

Забезпечення враховує просторові коливання паливних баків РН з рідким наповненням та ракетних систем РРДУ, нелінійні залежності дисипативних втрат від величин амплітуд коливань гідропружних систем РН [Nikolayev O.D. et al, 2018]. У розвинутому науково-методичному забезпеченні динамічна взаємодія корпусу РН із підсистемами РРДУ у замкнутій нелінійній системі «РРДУ – корпус ракети» проведена з використанням тривимірної скінчено-елементної дискретизації корпусу РН та рідкого заповнення її паливних баків (або рівнянь осциляторів в узагальнених нормальних координатах), систем та агрегатів РРДУ – з використанням одновимірного скінченно-елементного уявлення їх низькочастотної динаміки. **Верифікація розвинутого науково-методичного забезпечення** проведена на основі визначення частот та амплітуд POGO віброприскорень конструкцій ракет-прототипів – двуступневих РН «Циклон» і РН «Дніпро» [Dolgoplov S., Nikolayev O., 2024], двуступневої РН масою 165 тон (за конструктивними параметрами близькою до РКП у проєкті «Маяк –С3.9») [Nikolayev O.D. et al, 2018].

2.2 З використанням сучасних комп'ютерних засобів скінченно-елементного аналізу **проведено математичне моделювання просторових коливань рідини в циліндричному баку**. Показано вплив демпфування коливань рідини в баку і частоти вимушених поздовжніх вібрацій конструкції бака на амплітуди коливань тиску рідини в баку. На основі результатів математичного моделювання визначено залежності амплітуд коливань тиску рідини на днище бака від параметрів поздовжніх вібрацій конструкції бака [Николаев А. Д., Башлий И. Д. , 2012]. За допомогою цих розрахункових залежностей уточнені математичні моделі поздовжніх коливань рідинних ракет-носіїв.

2.3 З використанням удосконаленої моделі поздовжніх коливань багатоступеневої рідинної ракети-носія, в якій поздовжні коливання корпусу РН описані як механічні коливання багатозв'язаної дисипативної системи "конструкція РН - рідке паливо в баках", проведено аналіз впливу рідкого заповнення паливних баків на характеристики домінуючих гармонік поздовжніх коливань корпусу РН тандемної схеми. Показано, що **параметри власних поздовжніх коливань рідкого палива в баках РН мають визначальний вплив на частоти і декременти** нижчих тонів власних поздовжніх коливань її корпусу, які відіграють ключову роль в реалізації механізму втрати поздовжньої стійкості рідинних РН [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. et al, 2011], [Хоряк Н.В., Николаев А.Д, 2010].

З використанням методу скінченних елементів проведено математичне моделювання просторових (3D) коливань рідини в вертикально розташованому циліндричному баку при гармонічному збуренні його конструкції. Отримані розрахунковим шляхом параметри коливань баків циліндричної конфігурації як пов'язаної динамічної системи «конструкція бака - рідина» узгоджуються з необхідною для інженерних розрахунків точністю з результатами експериментального дослідження коливань. Показано суттєвий вплив демпфування коливального руху рідини у баку на амплітуди коливань тиску рідини поблизу від входу в забірний пристрій на частотах, близьких до частоти власних поздовжніх коливань динамічної системи «рідина – конструкція бака» [Башлий И. Д., Николаев А.Д., 2011].

Побудовані розподіли максимальної величини динамічної складової тиску рідини по поздовжньому перерізу досліджуваного бака при вимушених гармонічних коливаннях його конструкцій з частотою, близькою до власної частоти першого тону системи «рідина – конструкція бака». Використання цих залежностей при виконанні аналізу динамічної стійкості РН по відношенню до поздовжніх коливань дозволяє уточнити опис функціонального зв'язку між поздовжніми вібраціями конструкції циліндричних баків нижніх ступенів і коливаннями тиску в них.

Проведені експериментальні дослідження показали, що коливання вільної поверхні в горизонтально розташованому циліндричному баку значною мірою залежать від параметрів і напрямку зовнішнього гармонічного збурення, форми бака і рівня його заповнення [Николаев А.Д. et al, 2006]. При цьому на резонансних режимах виникають інтенсивні чималі коливання рідини, що супроводжуються різними нелінійними ефектами (обмеження амплітуд коливань вільної поверхні рідини, асиметрія профілю хвилі і розриви суцільності рідкого середовища, що знаходиться у взаємодії зі стінками порожнини; кругові складні коливальні рухи). Ці ефекти мають істотний вплив на динаміку конструкції бака з рідиною.

Експериментальним шляхом встановлено, що реалізація коливання з частотами невідоміючих тонів коливань в досліджуваній динамічній системі «конструкція бака – рідина» може бути здійснена шляхом резонансного збурення домінуючих коливань, що розвиваються при поперечному гармонічному впливі, з подальшим "переходом" при значному рівні амплітуд до коливань з частотами невідоміючих тонів.

Проведено математичне моделювання просторових коливань горизонтально розташованого циліндричного бака при його гармонічному збуренні на основі розробленого методичного забезпечення. Залежно від рівня заповнення бака рідиною визначені частоти і форми коливань вільної поверхні рідини. Встановлено, що отримані шляхом математичного моделювання власні частоти і форми коливань вільної поверхні рідини задовільно узгоджуються з даними проведених експериментів. Показано, що розвинений підхід до математичного моделювання просторових коливань рідини в баку дозволяє визначити причини виникнення складних форм коливань вільної поверхні рідини.

2.4 В рамках моделі в'язкого тертя, що використовується при математичному описі коливального руху пружного корпусу РН, проаналізовані та узагальнені експериментальні значення коефіцієнтів демпфування коливань рідкого палива в баках рідинних РН [Николаев А. et al, 2016], коефіцієнтів демпфування коливань несучих конструкцій рідинних РН і конструктивно подібних моделей рідинних ракет, зібраних з різних джерел науково -технічної інформації. Зокрема, досліджені результати аналізу динамічних випробувань рідинних ракет і їх конструктивно

подібних моделей - фізичної моделі в масштабі 1: 6,5 корпусу РН «Зеніт», ракети 15A15 і її фізичної моделі, виконаної в масштабі 1: 3,7, фізичної моделі в масштабі 1: 5 ракети-прототипу РН «Дніпро» і її нижчих ступенів. Проведений аналіз експериментальних даних дозволив розробити методичні рекомендації з врахування розсіювання енергії коливань елементів конструкцій РН і демпфування коливань рідкого палива в їх баках при побудові скінченно-елементних моделей подовжніх коливань корпусу рідинних РН, в тому числі на режимах з резонансним зростанням амплітуд коливань корпусу РН.

2.5 Уточнено методологічний підхід до математичного моделювання нелінійної взаємодії коливань конструкції трубопроводів системи живлення РРДУ з коливаннями рідини, що рухається в трубопроводах [Nikolayev O., et al, 2020].

2.6 На основі аналізу результатів нелінійного математичного моделювання подовжніх коливань РН «Циклон» та «Дніпро» показано, що при помірних (до 1.0 одиниць) величинах динамічного коефіцієнта посилення РРД по тиску та розсіювання енергії коливань у гідропружних системах РН допустимий рівень подовжніх коливань РН може бути забезпечений без застосування спеціальних заходів для стабілізації (тобто без встановлення в РРДУ демпферів подовжніх коливань) [Пилипенко В.В., Николаев А.Д. et al, 2000], [Dolgoplov S., Nikolayev O., 2024].

2.8 На основі розвинуеного науково-методичного забезпечення виконано теоретичний прогноз подовжньої стійкості РН "Циклон-4" з складовим макетом КА масою 1500 кг і подовжніх віброприскорень КА на активній ділянці траєкторії польоту РН під час роботи РРДУ першого ступеня [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. et al 2011]. Показано, що РН "Циклон-4" нестійка по відношенню до подовжніх коливань, проте прогнозовані значення подовжніх віброприскорень КА не перевищують їх допустимий рівень і, отже, не потрібно прийняття спеціальних заходів щодо зниження рівня подовжніх прискорень КА масою 1500 кг для пуску РН "Циклон -4 "№ 1Л.

Основні наукові результати, наведені в розділі 2, опубліковані в роботах автора [1, 5, 6, 7, 9, 10, 11, 14, 15, 16, 17, 18, 22, 23, 24, 25, 27, 28, 30, 31, 34, 40, 46, 47, 50, 55, 56, 57, 60, 61, 62, 63, 64], зазначених в анотації.

РОЗДІЛ 3

РОЗВИТОК МЕТОДІВ АНАЛІЗУ ПОЗДОВЖНІХ КОЛИВАНЬ РІДИННИХ РН, ЗУМОВЛЕНИХ РОБОЧИМИ РЕЖИМАМИ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РН

3.1 Теоретичне визначення граничних значень амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети на основі інформації про спектр матриці і гармонічної лінеаризації системи РРДУ - корпус ракети

Традиційно при проектуванні ракет-носіїв (РН) проводиться лінійний аналіз поздовжньої стійкості (POGO-стійкості), який дозволяє визначити частоти і декременти коливань системи, тимчасові інтервали можливої нестійкості, а також розробити заходи стабілізації РН як динамічної системи. Проектування і експериментальне відпрацювання засобів стабілізації (демпферів поздовжніх коливань) істотно підвищує вартість розробки РН. В роботі [Pilipenko V., 1993] рішення про необхідність цього етапу проектування пропонується приймати на підставі теоретичної оцінки граничних амплітуд поздовжніх коливань РН: розробка засобів усунення поздовжньої нестійкості РН обов'язкова тільки в тому випадку, якщо отримані теоретичні оцінки перевищать нормативні дані по амплітудам коливань поздовжнього перевантаження і тривалості періоду нестійкості РРДУ та рідинної ракети.

Теоретичний прогноз граничних амплітуд POGO коливань може бути отриманий на основі аналізу нелінійної моделі поздовжніх коливань РН. Параметри граничного циклу динамічної системи «РРДУ – корпус ракети» при цьому визначаються шляхом інтегрування відповідної нелінійної системи диференціальних рівнянь з "замороженими" коефіцієнтами [Пилипенко В.В. et al, 1999]. У разі ж багаточастотної нестійкості системи аналіз вирішення цієї задачі може бути значно ускладнений, оскільки кожен періодичний режим необхідно досліджувати на стійкість і виявити області тяжіння кожного.

Використання методу гармонічної лінеаризації дозволяє зменшити трудомісткість такого прогнозу і отримати дані про амплітуди поздовжніх автоколивань замкнутої системи «РРДУ - корпус РН», маючи в своєму

розпорядженні лише лінійну модель системи і дані про основні її нелінійності. В роботі [Білецький О.С., 1993] запропонована і обґрунтована схема застосування методу гармонічної лінеаризації для розв'язання задачі оцінки граничних амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети. Однак запропонований в зазначеній роботі методичний підхід реалізує врахування і гармонічну лінеаризацію лише однієї нелінійності, а періодичне рішення (для змінної об'єму кавітаційних каверн) пропонує знаходити графічним засобом.

В роботі [Николаев О. et al, 2000] розвинено підхід для визначення періодичного рішення в динамічній системі «РРДУ – корпус ракети», що дозволяє на базі гармонічно лінеаризованої системи з декількома нелінійностями і розрахунку власних чисел і векторів матриці системи визначати амплітуди коливань РН, а також співвідношення між формами коливань в різних підсистемах ракети на досліджуємих частотах коливань.

Досліджувану нелінійну систему «РРДУ – корпус ракети» (з порядком системи рівнянь n) можна умовно розбити на лінійну частину (підсистема L , рис. 3.1) і нелінійну (підсистему N , що містить всі нелінійні елементи). Нехай в нелінійній підсистемі виділено найбільше істотних нелінійностей $F_j(y_i, p y_i)$,

$j = 1 \div l_0$, а лінійна частина має властивість фільтра верхніх частот: $\lim_{\omega \rightarrow \infty} |W_m^k(p)| = 0$ для $\forall k, m = 1 \div m_0$. Тут символом p позначений оператор диференціювання

(оператор Лапласа); m_0 – порядок лінійної підсистеми ($m_0 < n$); $W_m^k(p) = \frac{x_k(p)}{x_m(p)}$

– передавальна функція лінійної підсистеми L ; x_k, x_m – змінні, за якими здійснюється зв'язок лінійної підсистеми з нелінійною; y_i – i -я змінна (змінна в i -й нелінійності) підсистеми N .

Завдяки наявності у лінійній частині системи якості фільтра [Білецький А.С., 1993], вищі гармоніки, наявні у змінній на виході з нелінійної підсистеми, гасяться в лінійній частині, і змінна на виході з лінійної частини змінюється за законом, близьким до синусоїдального. У такому вигляді і визначається періодичне рішення для нелінійної системи.

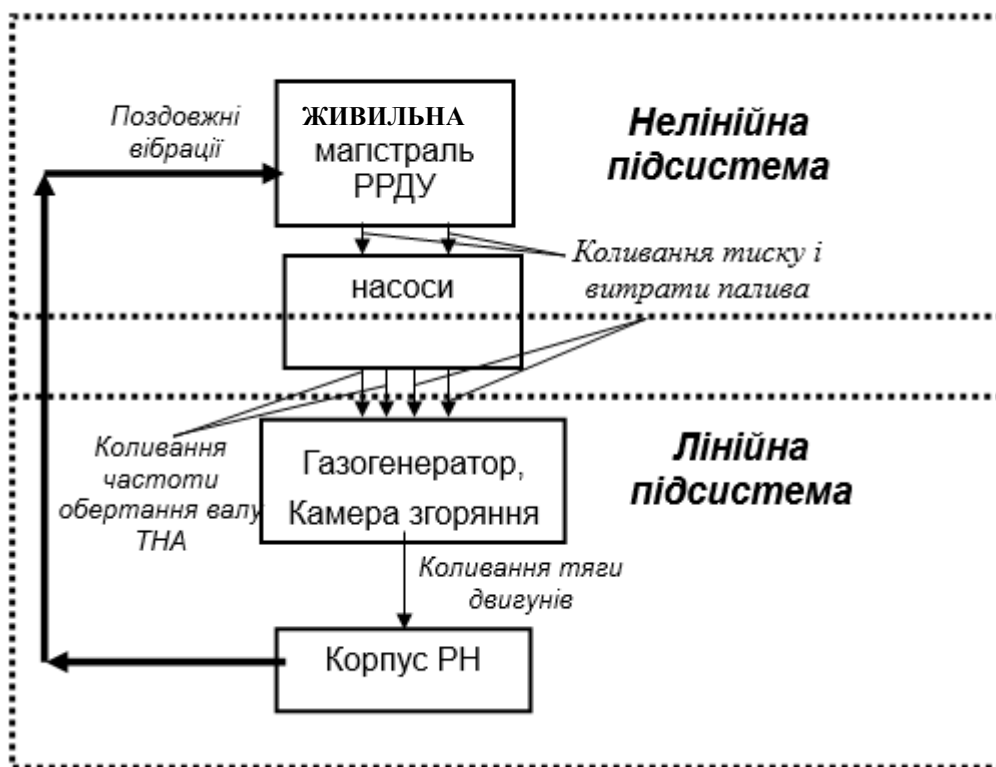


Рисунок 3.1 – Схема розбиття динамічної системи «РРДУ - корпус РН» на лінійну (підсистема L) і нелінійну (підсистема N) підсистеми

При розвинених поздовжніх коливаннях РН найбільш істотними є нелінійності, пов'язані з кавітаційними явищами в насосах РРД (нелінійні залежності об'єму кавітаційних каверн, постійної часу кавітаційних каверн, кавітаційній функції від тиску і витрати компонента палива через насос), і нелінійні залежності декрементів нижчих тонів коливань корпусу РН від амплітуди і частоти коливань. При цьому коливання тиску та витрати компонентів палива в частині двигуна, розташованої за насосом ("занасосній" частині), зазвичай носять практично гармонічний характер, а рівень їх амплітуд не перевищує значень, що складають кілька відсотків від номінальних значень цих параметрів. Крім того, задача визначення граничних амплітуд РОГО коливань відповідає концепції "найгіршого" випадку, тому методично доцільно значення декрементів коливань корпусу вважати постійними, рівними найменшим з їх можливих значень. Тоді, з урахуванням розбивки динамічної системи «РРДУ – корпус РН» на лінійну і нелінійну підсистеми, спрощену розрахункову схему поздовжніх коливань в цій системі можна представити у вигляді схеми, вміщеній на рис. 3.1.

Нехай $\bar{\mathbf{x}} \in R_{m_0}$ – вектор змінних лінійної підсистеми L , $\bar{\mathbf{y}} \in R_l$ – вектор змінних нелінійної підсистеми N системи РРДУ-корпус РН ($m_0 + l = n$). При виконанні гармонічної лінеаризації виділених нелінійностей поздовжні коливання в динамічній системі РРДУ - корпус ракети описуються системою лінійних диференціальних рівнянь:

$$\begin{cases} \mathbf{A}\bar{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\bar{\mathbf{y}} = 0, \\ \mathbf{D}\bar{\mathbf{x}} + \mathbf{B}(\bar{\mathbf{q}}, \bar{\mathbf{q}}', \bar{\mathbf{f}}^0)\bar{\mathbf{y}} = 0, \end{cases} \quad (3.1)$$

де $\mathbf{A} \in R^{m_0 \times m_0}$ – матриця коефіцієнтів лінійної підсистеми; $\mathbf{B}(\bar{\mathbf{q}}, \bar{\mathbf{q}}', \bar{\mathbf{f}}^0) \in R^{l \times l}$ – матриця коефіцієнтів гармонічно лінеаризованої нелінійної підсистеми; $\mathbf{C} \in R^{m_0 \times l}$, $\mathbf{D} \in R^{l \times m_0}$ – підматриці зв'язків; $\bar{\mathbf{q}}, \bar{\mathbf{q}}', \bar{\mathbf{f}}^0 \in R^{m_0 \times l}$ – вектори коефіцієнтів гармонічної лінеаризації.

Коефіцієнти q_j, q'_j, f_j^0 гармонічно лінеаризованої j -ї нелінійності

$F_j(y_i, p y_i) = f_j^0 + q_j y_i + \frac{q'_j}{\omega} p y_i$ системи (3.1) залежать від частоти лінійності ω

і амплітуди a автоколивань [Бесекерський В.А., Попов Е.П., 1972; Попов Е. П., 1978]:

$$f_j^0 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} F_j(y_j^0 + a \sin \omega t, a \cos \omega t) d(\omega t),$$

$$q_j = \frac{1}{\pi a} \int_0^{2\pi} F_j(y_j^0 + a \sin \omega t, a \cos \omega t) \cdot \sin \omega t d(\omega t),$$

$$q'_j = \frac{1}{\pi a} \int_0^{2\pi} F_j(y_j^0 + a \sin \omega t, a \cos \omega t) \cdot \cos \omega t d(\omega t),$$

і в коливальному процесі зі зміною ω та a змінюються значення q_j, q'_j и f_j^0 . У разі періодичних процесів (на режимі автоколивань з виходом на k -й граничний цикл постійної частоти $\omega = \omega_k$ і постійної амплітуди $a = a_k$) коефіцієнти гармонічно лінеаризованої системи стають постійними, а це означає, що автоколивальна система знаходиться на границі області стійкості. Таким чином, визначення параметрів граничного циклу зводиться до задачі побудови границі області стійкості гармонічно лінеаризованої системи в площині параметрів a_k та ω_k , $k=1 \div l_C$, де l_C – кількість можливих періодичних рішень системи (3.1).

Як відомо [Бесекерський В.А., Попов О.П., 1972; Фихтенгольц Г. М., 1970], наявність в спектрі матриці системи пари чисто уявних комплексно-сполучених власних чисел фактично означає, що досліджувана система знаходиться на границі області стійкості. Тому побудову границі стійкості в площині параметрів a_k та ω_k , запропоновано звести до вирішення задачі параметричної оптимізації [Ногин В. Д., Протодьяконов И. О., Евлампиев И. И., 1986] в наступній постановці [Николаев О. et al, 1999]. Схема локалізації власного значення матриці автоколивальної системи «РРДУ – корпус РН» на її границі стійкості при вирішенні задачі пошуку періодичного рішення надана на рис. 3.2.

Сукупність незалежних змінних мінімізації системи визначимо як вектор $\bar{\xi} = \{\xi_j\}_1^{3 \cdot l_0}$, де $\xi_1 = a_1$, $\xi_2 = \omega_1$, $\xi_3 = f_1$, $\xi_4 = a_2$, $\xi_5 = \omega_2$, $\xi_6 = f_2$, ..., $\xi_{3l_0-1} = a_{l_0}$, $\xi_{3l_0-2} = \omega_{l_0}$, $\xi_{3l_0} = f_{l_0}$. В якості цільової функції обрана функція, що визначає відстань системи до границі області стійкості системи. При аналізі стійкості по спектру матриці в якості такої функції зручно використовувати функцію ступеня стійкості $\eta(\bar{\xi}) = - \max_{\substack{\text{Re } \lambda_i \leq 0, \\ i=1 \div n}} \text{Re } \lambda_i(\bar{\xi})$, яка визначається домінуючими власними числами λ_i матриці системи (3.1), та, як і ступінь стійкості системи, приймає тільки дійсні значення.

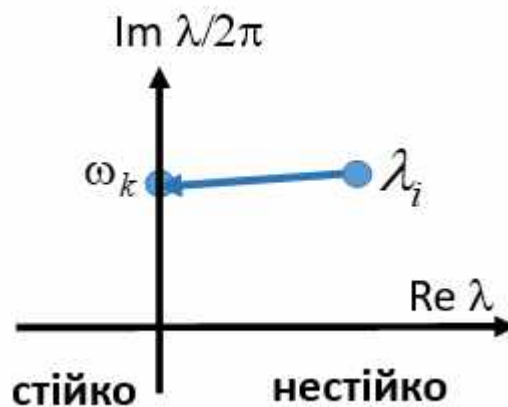


Рисунок 3.2 – Схема локалізації власного значення матриці автоколивальної системи «РРДУ – корпус РН» при побудові границі стійкості на комплексній площині при пошуку періодичного рішення

При побудові границі області стійкості системи «РРДУ - корпус ракети» в якості цільової функції для мінімізації запропоновано використовувати функцію

$$R(\bar{\xi}) = 1 + \sqrt{\eta(\bar{\xi})}. \quad (3.2)$$

Зауважимо, що залежності $\eta(\bar{\xi})$ і відповідно, $R(\bar{\xi})$ є нелінійними, і отримати їх аналітичний вираз для систем порядку $n > 6$ практично неможливо. Використання залежності (3.2) в якості цільової функції замість ступеня стійкості дозволяє забезпечити задовільну швидкість збіжності процесу пошуку мінімуму і підвищити ефективність роботи алгоритму мінімізації, так як функція (3.2) є досить

гладкою і не має нульових значень. Її мінімальне значення - одиниця - досягається при значенні ступеня стійкості, що дорівнює нулю.

Задача мінімізації полягає у визначенні таких невід'ємних значень незалежних змінних, при яких критерій оптимальності приймає мінімально можливе значення:

$$\begin{aligned} R = 1 + \sqrt{\eta(\bar{\xi})} \rightarrow \min_{\bar{\xi}} \\ \xi_j \geq 0 \quad , \quad j = 1 \div 3 \cdot l \quad , \end{aligned} \quad (3.3)$$

при цьому виконуються обмеження, задані у формі нерівностей:

$$\operatorname{Re} \lambda_i(\bar{\xi}) \leq 0, \quad \forall i = 1 \div n. \quad (3.4)$$

В результаті рішення задачі (3.3) - (3.4) для тих фіксованих значень часу польоту, яким відповідають розбіжні колювання лінійної системи РРДУ - корпус ракети (нестійкий режим), визначаються параметри граничного циклу нелінійної підсистеми N: значення частот ω_k і амплітуд a_k колювань змінних y_i , а також коефіцієнти гармонічної лінеаризації f_j^o, q_j, q'_j ($j = 1 \div l_0$).

Маючи в своєму розпорядженні значення параметрів a_k, ω_k, f_k^o , відповідні k -му стійкому рішенню, значення коефіцієнтів передачі сигналу нелінійної підсистеми по першій гармоніці і коефіцієнтів передачі сигналу лінійної частини системи, можна обчислити значення амплітуд колювань інших змінних системи (3.1). Для визначення коефіцієнтів передачі сигналу в лінійній частині системи і в системі з нелінійними (гармонічно лінеаризованими) ланками пропонується використовувати власні вектори системи «РРДУ - корпус ракети», побудовані для домінуючого власного числа. Лінеаризована система «РРДУ - корпус ракети» відноситься до класу лінійних неконсервативних систем [Справочник по теории автоматического управления, 1987]. У таких системах комплексно-спряженим власним числам $\{\lambda_i, \lambda_{i+1}\} = -\delta_i \cdot \frac{\omega_i}{2\pi} \pm j \cdot \omega_i$ відповідають комплексно-спряжені власні вектори $\bar{\xi}_i, \bar{\xi}_{i+1}$. Власні вектори несуть в собі інформацію про форми колювань системи на частоті ω_i і, будучи комплексними, задають на цій частоті

систему амплітудних і фазових співвідношень між змінними системи. Власна форма i -ї частоти коливань визначається відношенням всіх компонент i -го власного вектора до однієї з них, наприклад, k -ї. Відношення j -ї компоненти власного вектора до його k -ї компоненти, по суті, є коефіцієнт передачі збурення в лінійній системі від змінної x_j до змінної x_k , необхідний для перерахунку значення $|x_k|$ амплітуди коливань k -ї змінної з відомого значення $|x_j|$ амплітуди коливань j -ї змінної :

$$|x_k| = \frac{\xi_{ij}}{\xi_{ik}} \cdot |x_j|, \quad (3.5)$$

де ξ_{ij} – j -а компонента власного вектора $\bar{\xi}_i$, відповідного власному числу λ_i .

Нехай домінуючому власному числу лінійної системи «РРДУ-корпус ракети» з гармонічно лінеаризованими нелінійними ланками відповідає вектор $\bar{\xi}_d^\Gamma$. Тоді коефіцієнт передачі збурення по першій гармоніці від змінної y_{j_1} до змінної y_{k_1} в нелінійній підсистемі визначається відношенням $\xi_{d j_1}^\Gamma / \xi_{d k_1}^\Gamma$ компонент власного вектора $\bar{\xi}_d^\Gamma$, а перерахунок амплітуди коливань k_1 -ї змінної з відомої амплітуди коливань j_1 -ї змінної нелінійної частини системи РРДУ-корпус ракети здійснюється за формулою:

$$|y_{k_1}| = \frac{\xi_{i j_1}^\Gamma}{\xi_{i k_1}^\Gamma} \cdot |x_{j_1}|. \quad (3.6)$$

В кінцевому рахунку, інтерес представляють амплітуди коливань осьового навантаження рідинної ракети $|n_g|$. Величина амплітуди поздовжнього перевантаження пов'язана з величиною амплітуди поздовжніх коливань узагальненої координати центру мас корпусу ракети і гравітаційної постійної g співвідношенням:

$$|n_g| = \frac{1}{g} \cdot \left| \frac{d^2 z}{dt^2} \right|. \quad (3.7)$$

Оскільки узагальнена координата центру мас ракети є змінною вектора стану лінійної частини підсистеми РРДУ - корпус ракети ($z \in \bar{\mathbf{x}}$), то інформації, отриманої на підставі розрахунків параметрів граничного циклу і вирішенні повної або часткової проблеми власних значень для лінійної і гармонічно лінеаризованої системи РРДУ - корпус ракети, досить для обчислення $\left| n_g \right|$ за допомогою (3.5) – (3.7).

Розглянемо чисельний приклад реалізації запропонованого підходу. В даному дослідженні будемо оперувати з математичною моделлю поздовжніх коливань рідинної ракети, що використовувалася на ранніх етапах проєктування РН "Зеніт" [Николаев О. et al, 2000]. Вона містить нелінійний елемент – залежність об'єму кавітаційних каверн V_{K1} в проточній частині шнека шнековідцентрового насоса РРД від тиску P_1 і витрати G_1 компонентів палива на вході в насос. Ця залежність, описана в рамках "нестационарної" моделі [Пилипенко В.В., 1989], міститься в рівнянні динаміки кавітаційних каверн для бустерного насоса, який визначає тиск на вході в кавітуючий насос (в даному випадку - осьовий насос бустерного насосного агрегату в лінії живлення РРД окислювачем):

$$P_1 = P_{cp} + k_1(V_{K1}, G_1) \cdot \frac{\gamma_o w_1^2}{2g} + E_1(k_1, G_1) \cdot \frac{dV_{K1}}{dt} + I_{K1}(k_1, G_1) \cdot \frac{dG_1}{dt}, \quad (3.8)$$

де P_{cp} – тиск зриву насоса;

V_{K1} – об'єм кавітаційних каверн в проточній частині шнековідцентрового насоса;

$k_1(V_{K1}, G_1)$ – нелінійна залежність числа кавітації k_1 на вході в шнековідцентровий насос від V_{K1} і G_1 ;

$k_1 = (P_1 - P_{cp}) / (\gamma_o w_1^2 / 2g)$ – число кавітацій;

w_1 – відносна швидкість рідини на зовнішньому діаметрі на вході у насос;

$E(k_1, G_1)$ – нелінійна залежність нестационарного кавітаційного опору кавітаційної каверни в міжлопатевих каналах осьового шнековідцентрового насоса від k_1 і G_1 ;

$I_{K1}(k_1, G_1)$ – нелінійна залежність інерційного опору на ділянці зростання висоти кавітаційної каверни в міжлопатевих каналах насоса від k_1 і G_1 ;

γ – питома вага компонента палива.

У роботі [Білецький О.С., 1993] було показано, що ця нелінійна залежність є визначальною для обмеження амплітуд поздовжніх автоколивань.

Динаміка корпусу, живильної магістралі окислювача, основного насоса окислювача і частини РРД, розташованої за основним насосом окислювача, представлена тут системою лінійних диференціальних рівнянь.

Лінійний аналіз стійкості розглянутої системи ґрунтувався на розрахунку спектра $\{\lambda_i\}_{i=1}^n$ матриці [Уилкінсон Дж. Х. , 1970; Ніколаєв О. Д. , Хоряк Н. В. , 1997]. Кожна пара комплексно-сполучених власних чисел

$\{\lambda_i, \lambda_{i+1}\} = \text{Re}(\lambda_i) \pm j \cdot \text{Im}(\lambda_i)$ визначає одну частоту коливань $f_I = \frac{1}{2\pi} \cdot |\text{Im}(\lambda_i)|$,

де $I = [(2i+1)/2] + 1$, $i = 1, 3, \dots$, i декремент (інкремент) коливань системи $\delta_I = -\text{Re}(\lambda_i) / f_I$ на цій частоті. Домінуючі власні числа, годографи яких розташовані на комплексній площині ближче інших до уявної осі, визначають дві нижчі частоти, одна з яких – f_1 – близька за величиною до власної частоти 1-го тону коливань корпусу, а друга – f_2 – до частоти коливань рідини в живильній магістралі окислювача. Залежності цих частот і відповідних їм декрементів (інкрементів) коливань від часу польоту показані на рис.3.3. Аналіз наведених залежностей дозволив зробити висновок, що зближення частот коливань f_1 і f_2 призвело до нестійкості досліджуваної системи РРДУ-корпус ракети на тимчасовому інтервалі польоту РН, про що свідчать негативні значення величини δ_1 на цьому проміжку часу від 70 с до 130 с. Крім того, лінійний аналіз системи показав, що в системі може реалізуватися тільки один тип нестійкості - на частоті, близькій до частоти коливань корпусу ракети.

Рівняння (3.8) містить нелінійну залежність трьох змінних: $P_1 = P_1(V_{K1}, \dot{V}_{K1}, G_1)$, а метод гармонічної лінеаризації застосовується до

двуполіюсника. З урахуванням допустимого для високонапірних насосів РРД спрощення, можна вважати, що об'єм каверни однозначно визначається витратою G_1 і тиском P_1 компонента палива на вході в насос, а впливом витрати на виході з насоса можна знехтувати. Тоді в якості змінної на вході в нелінійну ланку може бути обрана v_{K1} , а в якості змінної на виході - як G_1 , так і P_1 .

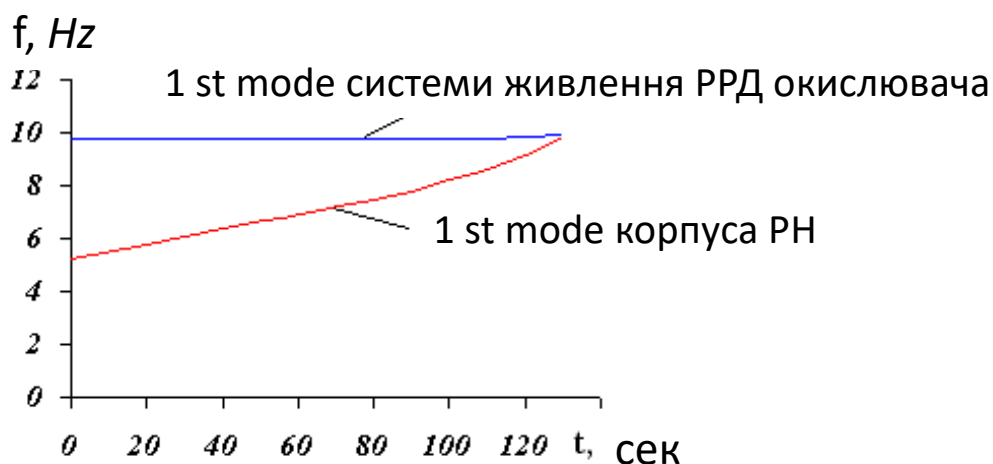
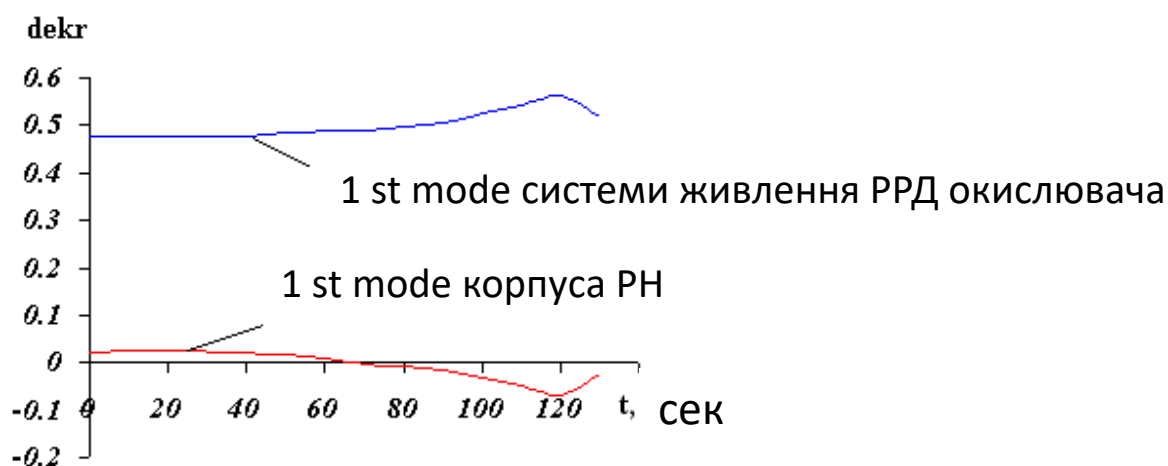


Рисунок 3.3 – Залежності від часу польоту домінуючих частот і відповідних їм декрементів (інкрементів) коливань досліджуваної автоколивальної системи «РРДУ – корпус ракети»

В останньому випадку основна нелінійність системи описується залежністю $P_1 \cong P_1(V_{K1}, \dot{V}_{K1})$, а її гармонічна лінеаризація має вигляд [Білецький А.С., 1993]

$$\delta P_1 = \delta P_1 - \delta \bar{P}_1 = P_{10}(V_{K0}, |\delta V_{K0}|, \omega) + \left(q(V_{K0}, |\delta V_{K0}|, \omega) + \frac{q'(V_{K0}, |\delta V_{K0}|, \omega)}{\omega} \cdot p \right) \cdot \delta V'_{K1} - \bar{P}_1,$$

де постійна складова P_{10} і коефіцієнти q, q' визначаються за формулами:

$$P_{10} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} P_1(V_{K1} + V_{K0} + |\delta V_{K1}| \sin \omega t, \bar{q} - \omega \cdot |\delta V_{K1}| \cos \omega t) d(\omega t),$$

$$q = \frac{1}{\pi |\delta V_{K1}|} \int_0^{2\pi} P_1(V_{K1} + V_{K0} + |\delta V_{K1}| \sin \omega t, \bar{q} - \omega \cdot |\delta V_{K1}| \cos \omega t) \sin \omega t d(\omega t),$$

$$q' = \frac{1}{\pi |\delta V_{K1}|} \int_0^{2\pi} P_1(V_{K1} + V_{K0} + |\delta V_{K1}| \sin \omega t, \bar{q} - \omega \cdot |\delta V_{K1}| \cos \omega t) \cos \omega t d(\omega t).$$

Таким чином, після гармонічної лінеаризації нелінійне рівняння (3.8) даної системи «РРДУ - корпус ракети» замінюється таким:

$$\delta P_1 = q(a, \omega) \cdot \delta V_{K1} + \frac{q'(a, \omega)}{\omega} \cdot \frac{d(\delta V_{K1})}{dt} + P_{10} - \bar{P}_1, \quad (3.9)$$

причому коефіцієнти цього рівняння визначаються частотою ω і амплітудою $a = |\delta V_{K1}|$ потрібного коливального процесу.

Амплітуда і частота автоколивань в даній системі «РРДУ – корпус ракети» визначалися шляхом побудови границі області стійкості відповідної гармонічно лінеаризованої системи з «замороженими» коефіцієнтами за параметрами $a = |\delta V_{K1}|$ і ω . Завдання (3.3) - (3.4) вирішувалося для фіксованих значень часу польоту з інтервалу нестійкості лінійної системи «РРДУ - корпус ракети» (65 с, 132 с) методом градієнтного спуску, і в результаті його рішення визначені значення амплітуд a_k і частот ω_k коливань об'єму кавітаційних каверн δV_{K1} на границі області стійкості системи. Залежність амплітуди коливань об'єму каверни в проточній частині шнековідцентрового насоса від часу польоту показані на рис.3.4.

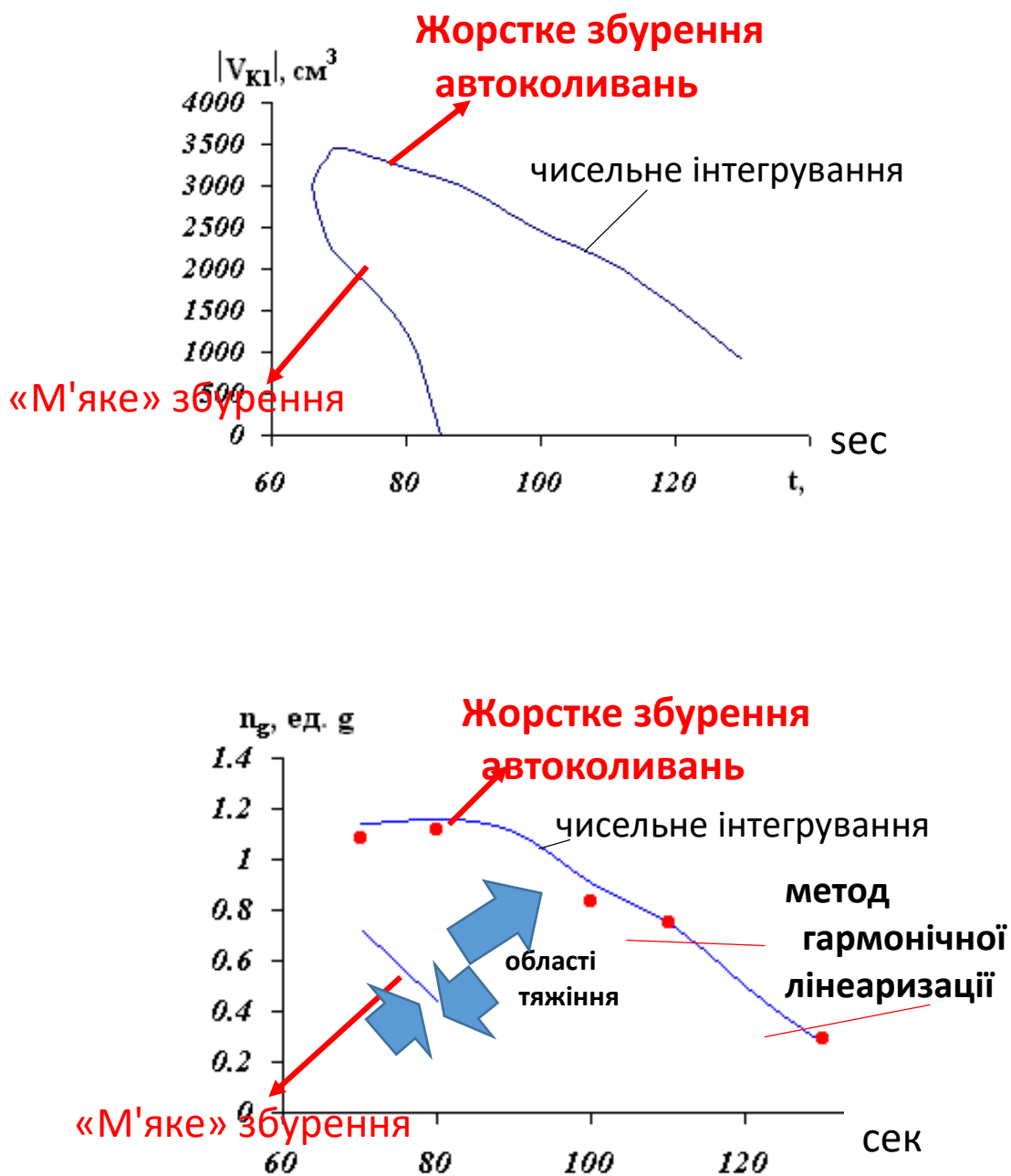


Рисунок 3.4 – Залежності від часу польоту амплітуди коливань об'єму каверни в проточній частині шнековідцентрового насоса окислювача і поздовжнього перевантаження конструкції РН досліджуваної автоколивальної системи «РРДУ - корпус ракети»

Як видно з рис. 3.4, для кожного моменту часу $t \in (65\text{с}, 85\text{с})$ знайдені два періодичних рішення - два різних значення $|\delta V_{K1}|$, що свідчить про можливість виникнення автоколивань в системі РРДУ-корпус ракети на режимі як "м'якого", так і "жорсткого" збурення.

Відзначимо, що якщо в деякий момент часу польоту динамічна система нестійка по відношенню до малих збурень (по Ляпунову), то цьому моменту часу відповідає один стійкий періодичний режим. Маючи в своєму розпорядженні значення параметрів ω , $|\delta V_{K1}|$, V_{K10} , відповідні стійкому рішення, значення коефіцієнтів передачі нелінійної ланки по першій гармоніці і коефіцієнтів передачі лінійної частини системи, можна обчислити значення амплітуд коливань поздовжнього перевантаження $|\delta n_g|$.

Відомо [Пилипенко В.В. et al, 1999], що навіть при розвинених поздовжніх коливаннях рідинних ракет, коли форма коливань параметрів системи живлення РРД істотно відрізняється від гармонічної, коливання експериментального поздовжнього перевантаження РН за результатами пусків практично синусоїдальні. Це означає, що для змінної δn_g перша гармоніка практично відповідає повному вирішенню, і знайдена таким чином амплітуда автоколивань осевого поздовжнього перевантаження є визначаємим рішенням.

Нехай домінуючому власному числу $\lambda_d^\Gamma = -\delta_d^\Gamma \cdot f_d^\Gamma \pm 2\pi \cdot f_d^\Gamma \cdot j$ лінійної системи «РРДУ–корпус ракети» з гармонічно лінеаризованою нелінійною ланкою відповідає власний вектор $\overline{\xi_d^\Gamma}$, а його компоненти $\xi_{d,G1}^\Gamma$ и $\xi_{d,vk}^\Gamma$ визначають форми коливань змінних δG_1 і δV_{K1} гармонічно лінеаризованої системи. Тоді в нелінійній ланці коефіцієнт передачі по першій гармоніці збурення від змінної δV_{K1} до змінної δG_1 визначається відношенням цих двох компонент власного вектора, а амплітуда коливань витрати, згідно (3.6), є $|\delta G_1^\Gamma| = |\xi_{d,G1}^\Gamma / \xi_{d,vk}^\Gamma| \cdot |\delta V_{K1}|$.

Позначимо домінуюче власне число лінійної системи РРДУ - корпус ракети $\lambda_d = -\delta_d \cdot f_d \pm 2\pi \cdot f_d \cdot j$, а відповідний йому власний вектор – $\bar{\xi}_d$.

Нехай $\xi_{d,G1}$ і $\xi_{d,Z}$ – компоненти вектора $\bar{\xi}_d$, що визначають форми коливань змінних δG_1 і δZ . Тоді коефіцієнт передачі збурення від змінної δG_1 до змінної δZ в лінійній частини системи визначається відношенням цих компонент власного вектора $\bar{\xi}_d$, а амплітуда коливань поздовжнього перевантаження, з урахуванням (3.5) і (3.7) – співвідношенням:

$$|\delta n_g| = \frac{(2\pi f_d)^2}{g} \cdot |\delta Z| = \frac{(2\pi f_d)^2}{g} \cdot \left| \frac{\xi_{d,Z}}{\xi_{d,G1}} \right| \cdot |\delta G_1^\Gamma| = \frac{(2\pi f_d)^2}{g} \cdot \left| \frac{\xi_{d,Z}}{\xi_{d,G1}} \right| \cdot \left| \frac{\xi_{d,G1}^\Gamma}{\xi_{d,VK}^\Gamma} \right| \cdot |\delta V_{K1}|,$$

де f_d – власна частота коливань досліджуваної системи, близька до частоти коливань корпусу.

На рис. 3.4 наведені розрахункові залежності амплітуди коливань поздовжнього перевантаження системи «РРДУ - корпус ракети» від часу польоту. Суцільною лінією позначені залежності, отримані при використанні запропонованої методики, червоними точками - результати, отримані шляхом чисельного інтегрування системи «РРДУ–корпус ракети» з "замороженими" коефіцієнтами.

Задовільне узгодження цих залежностей між собою свідчить про прийнятну точність отриманої наближеної величини амплітуд коливань граничних поздовжніх віброперегрузок ракети-носія і працездатності запропонованого методичного підходу. Розроблена методика має високий ступінь формалізації і дозволяє враховувати кілька нелінійностей.

3.2 Розробка методу аналізу конективної стійкості складної багатоконтурної системи "живильні магістралі – РРД"

Прогнозування нестійкості РРД проводиться, як правило, теоретичними і експериментальними методами дослідження РРД як динамічної системи. Зокрема, в роботі [Гликман Б.Ф., 1989] запропоновані матрично-топологічні методики розрахунку динаміки розгалужених газових і гідравлічних трактів РРД, що використовують метод частотних характеристик. Однак проведення розрахунків стійкості РРД з допалюванням окисного генераторного газу як багатоконтурної динамічної системи з використанням цих методик ускладнюється необхідністю застосування в цьому випадку модифікованого критерію Найквіста, що значно знижує оперативність розрахунків і різко збільшує трудомісткість такого аналізу.

Цього недоліку позбавлені методи аналізу стійкості лінійних динамічних систем, засновані на вирішенні алгебраїчної проблеми власних значень [Задонцев В.А., Хоряк Н.В., Ніколаєв О.Д., 1996]. На підставі результатів розрахунку спектра матриці динамічної системи "живильні магістралі - РРД з допалюванням окисного генераторного газу" можна зробити висновок про її стійкість (по Ляпунову), визначити параметри коливань і запаси стійкості системи, вказати частоти, на яких вона нестійка.

Для визначення причин нестійкості і шляхів підвищення запасу стійкості системи " живильні магістралі - РРД" необхідно встановити, які динамічні ланки РРДУ роблять визначальний вплив на домінуючі власні значення системи "живильні магістралі - РРД". Для цього можна скористатися підходом, запропонованим в [‘Анализ динамических свойств ЖРД II-й ступени РН “Зенит”...’, 1993; Хоряк Н.В., Ніколаєв О.Д., 2007], в якому викладена процедура аналізу коннективної стійкості (тобто стійкості до зв'язування окремих динамічних підсистем) системи " живильні магістралі - РРД". Вона полягає в послідовному вирішенні наступних завдань:

- обчислення спектра матриці системи " живильні магістралі – РРД" без урахування запізнень в рівняннях газових трактів РРД і аналіз її стійкості;
- виконання декомпозиції системи "живильні магістралі - РРД" на ізольовані підсистеми і обчислення спектрів матриць цих підсистем без урахування запізнень;

- встановлення відповідності між власними значеннями системи і її підсистем; визначення ланок системи, динамічні характеристики яких підлягають коригуванню; аналіз впливу внутрішньосистемних зв'язків на характеристики коливань системи;

- обчислення спектра матриці системи "живильні магістралі - РРД" з урахуванням запізнень в рівняннях газових трактів РРД і аналіз впливу запізнень на параметри коливань системи.

Аналіз стійкості системи "живильні магістралі – РРД" проведено на прикладі аналізу стійкості РРД, пневмогідравлічна схема і основні режимні параметри якого відповідають схемі і параметрам маршового РРД РД 120 другого ступеня РН "Зеніт" на номінальному режимі роботи, що представляє собою двигун з турбонасосною системою подачі і окислювальною схемою допалювання генераторного газу.

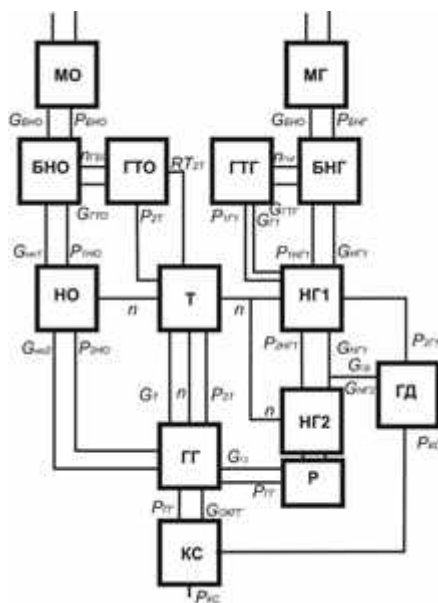


Рисунок 3.5 – Спрощена структурна схема динамічної системи «живильні магістралі – РРД»

Спрощена структурна схема розглянутої динамічної системи «живильні магістралі – РРД» показана на рис. 3.5. Насосна група системи живлення РРДУ по лінії окислювача включає в себе бустерний і основний шнековідцентровий насоси (БНО і НО), з'єднані короткою ділянкою трубопроводу. У насосну групу системи живлення РРДУ по лінії пального входять бустерний насос (БНГ) і насоси I і II ступенів (НГ1 і НГ2), дросель (ГД) і регулятор (Р). Для привода турбіни (Т), яка обертає насоси окислювача і пального, використовуються продукти горіння основного

палива в рідинному газогенераторі (ГГ); продукти газогенерації допалюються в камері згоряння (КС), поступаючи в неї через газоводи (ГВ). Бустерний насос окислювача приводиться в обертання газовою турбіною (ГТО), а бустерний насос пального - гідротурбіною (ГТГ). На рис. 3.5 змінними G_z , P_z , n_z позначені вагова

витрата, тиск компонентів палива і частота обертання валу (для насосів і турбін) системи "живильні магістралі – РРД".

При аналізі стійкості системи "живильні магістралі – РРД" (скор. "МО-МГ-РРД" або система S) використовувалися три схеми декомпозиції її моделі: S1, S2, S3. Ізольовані підсистеми, отримані при декомпозиції за схемами S1, S2 і S3 позначалися S1.k, S2.k, S3.k відповідно, де k – номер підсистеми.

Схема S3 розподіляє систему «живильні магістралі-РРД» на п'ять підсистем: "живильна магістраль окислювача - насосна група лінії окислювача" ("МО-НГО"), "газові турбіни - газогенератор - газоводи - камера згоряння" ("ГТО-КС"), "живильна магістраль пального - насосна група лінії пального" ("МП-НГГ"), "регулятор витрати пального" ("Р"), "гідротурбіна - дросель" ("ГТП-ГД"). Підсистема "МО – НО" включає в себе бустерний і основний насоси окислювача (БНО і НО) з живильними і напірними магістралями і позначається S3.1. До складу підсистеми "ГТО – КС", що позначається S3.2, входять газові турбіни (Т і ГТО), газогенератор (ГГ), газоводи (ГВ) і камера згоряння (КС). Підсистема "МГ-НГГ", що позначається S3.3, включає в себе бустерний насос (БНГ) і насоси пального I і II ступеня (НГ1, НГ2) з живильними і напірними магістралями. Підсистеми "Р" і "ГТП-ГД" позначаються як S3.4 і S3.5.

У відповідності зі схемою S2 система "живильні магістралі-РРД" ділиться на дві підсистеми: "живильна магістраль пального – РРД" ("МГ-РРД") і "живильна магістраль окислювача – насосна група окислювача" ("МО – НГО"). Підсистема "МГ-РРД", що позначається S2.1, описує динаміку РРДУ по лінії живлення паливом і включає в себе підсистеми S3.3- S3.5, а також РР, ГВ, КС і турбіни Т і ГТГ, що призводять в обертання насоси пального. Підсистема S2.2 збігається з підсистемою S3.1.

Схема S1 побудована за аналогічним принципом і також ділить систему "живильні магістралі – РРД" на дві підсистеми: "живильна магістраль окислювача – РРД" ("МО-РРД") і "живильна магістраль пального – насосна група пального – регулятор" ("МГ- НГГ-Р "). Підсистема "МО-РРД", що позначається S1.1, описує динаміку РРДУ по лінії живлення окислювачем і включає в себе підсистеми S3.1-

S3.2. Метою декомпозиції системи "живильні магістралі-РРД" за схемами S1 і S2 є поділ ліній живлення РРД окислювачем і паливом, а також виділення насосних груп обох ліній. Результати порівняння спектра матриці системи S і спектрів матриць підсистем S1.1, S1.2, S2.1, S2.2 дозволяють встановити відповідність між частотами коливань системи "живильні магістралі – РРД" і частотами коливань рідини в підсистемах "МО – НГО" і "МГ – НГГ", а також оцінити вплив зв'язків між двома лініями живлення РРД на параметри коливань системи «живильні магістралі-РРД». Що стосується схеми S3, то декомпозицію моделі за цією схемою необхідно виконувати тільки в тих випадках, коли не всі комплексні частоти коливань системи «живильні магістралі – РРД» з діапазону динамічності моделі виявилися пов'язаними з власними значеннями підсистем «МО – НГО» і «МГ – НГГ».

Результати розрахунку показали, що система "живильні магістралі-РРД" без обліку запізнень в рівняннях газових трактів РРД стійка: $\operatorname{Re} \lambda_i(A) < 0, \forall i = 1, \dots, n$. При аналізі стійкості РРД РД 120 досить розглянути тільки ті комплексні частоти коливань системи S і її підсистем, які знаходяться в частотному діапазоні відтворюваних моделлю процесів (тобто в частотному діапазоні від 0 до $f_{\max} \approx 50$ Гц). При аналізі обрані тільки комплексні власні значення $\lambda_i = -\alpha_i + j \cdot 2\pi f_i$, розташовані в обмеженій області комплексної площини $0 \leq \operatorname{Im} \lambda \leq 2\pi f_{\max}$, а також дійсні власні значення $\lambda_i = -\alpha_i$, які опинилися в області локалізації обраних комплексних власних значень.

Результати розрахунку спектрів матриць системи S і її ізольованих підсистем S1.1-S1.2, S2.1-S2.2, S3.1-S3.5 представлені в таблицях 3.1, 3.2 і на рис.3.6. У таблиці 3.1 наведені власні значення λ_i ($i = 1, \dots, 9$) матриці системи A, що лежать в діапазоні динамічності моделі, і параметри коливань системи "живильні магістралі-РРД" на нижчих частотах, обчислені без урахування запізнювання в рівняннях динаміки газових трактів РРД. Значення параметрів коливань підсистем, отриманих при декомпозиції системи S за схемами S1, S2, S3, зведені в таблицю 3.2. Як випливає з даних таблиці 3.1, домінуючим власним значенням матриці A є

λ_2 . В останній колонці таблиці 3.1 поміщені підсумкові результати декомпозиції системи. В ній вказані підсистеми, динамічні властивості яких роблять визначальний вплив на власні значення матриці A .

На рис. 3.6 представлені власні значення матриці і матриць її підсистем S1.1 - S1.2 (рис.2, а), S2.1- S2.2 (рис. 3.6, б), S3.1 - S3.5 (рис. 3.6, в).

Цифрами 1-7 позначено власні значення матриці A $\lambda_1 - \lambda_7$. Порівнюючи власні значення матриці A і матриць її підсистем, легко прийти до висновку, що власні значення λ_1, λ_3 визначаються динамікою рідини в системі живлення РРД окислювачем, а λ_2, λ_4 – пальним.

Власні значення $\lambda_5 - \lambda_7$ визначаються динамікою агрегатів РРД, розташованих за насосами, при чому одне зі значень λ_6, λ_7 визначається регулятором. Зроблений висновок заснований на тому, що власне значення λ_5 і одне зі своїх значень λ_6, λ_7 близькі до власних значень матриці підсистеми "МО – РРД" (див. рис.3.6, а), а при декомпозиції за схемою S2 усі три власних значення $\lambda_5 - \lambda_7$ близькі до власних значень матриці підсистеми "МГ - РРД" (см. рис. 3.6, б).

Запас стійкості (показник загасання коливань) досліджуваної системи "живильні магістралі – РРД" $\delta_2 \approx 0,067$ визначається домінуючим власним значенням λ_2 матриці A , яке відповідає власному значенню ізольованої підсистеми "МГ – НГГ". Зважаючи на те, що динаміка кавітуючих шнековідцентрових насосів РРД описувалася з урахуванням кавітації, показник загасання коливань δ_2 визначає запас стійкості системи "живильні магістралі - РРД" по відношенню до кавітаційних коливань в лінії пального.

З метою визначення підсистем, які є "створюючими" для власних значень $\lambda_5 - \lambda_7$, виконана декомпозиція системи за схемою S3. Результати порівняльного аналізу спектрів матриці A і матриць підсистем S3.1 – S3.5 дозволили зробити висновок, що власне значення λ_7 визначається підсистемою "ТНА – ГГ", що входить в підсистему "ГТО – ГГ" та представляє собою замкнутий контур зі зворотним зв'язком по частоті обертання валу ТНА, оскільки розрив зв'язку з нею

Таблиця 3.2 – Параметри коливань підсистем, отриманих при декомпозиції системи S системи " живильні магістралі-РРД" при роботі РРД РД 120 на номінальному режимі

Параметри коливань підсистем S1.1-S1.2			Параметри коливань підсистем S2.1-S2.2			Параметри коливань підсистем S3.1-S3.5		
δ_i	f_i , Гц	Прим.	δ_i	f_i , Гц	Прим.	δ_i	f_i , Гц	Прим.
0,584	51,5	МО–ЖРД	0,589	52,0	МО–НГО	0,589	52,0	МО–НГО
0,07	48,4	МГ–НГГ–Р	0,069	48,4	МГ–ЖРД	0,07	48,4	МГ–НГГ
0,333	24,2	МО–ЖРД	0,213	24,6	МО–НГО	0,213	24,6	МО–НГО
0,216	21,6	МГ–НГГ–Р	0,012	21,5	МГ–ЖРД	0,019	21,1	МГ–НГГ
5,497	19,6	МО–ЖРД	15,58	2,8	МГ–ЖРД	5,466	21,7	ГТО–КС
1,496	9,6	МГ–НГГ–Р	1,46	9,7	МГ–ЖРД	3,879	5,7	Р
1,665	6,5	МО–ЖРД	1,07	6,3	МГ–ЖРД	–	0	ГТО–КС
						–	0	КС

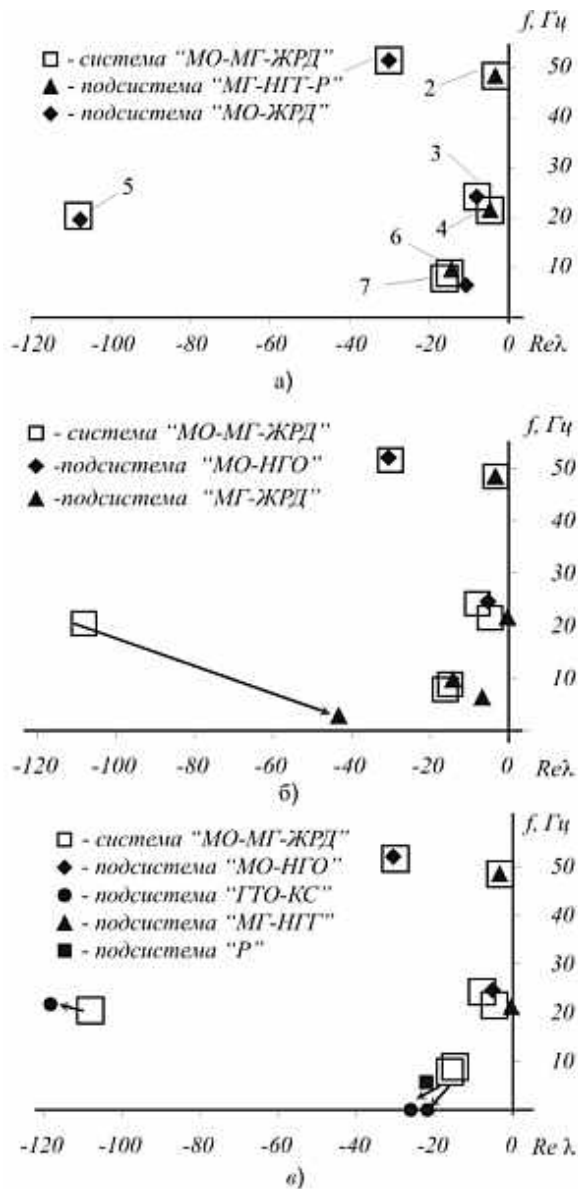


Рисунок 3.6 - Власні значення матриць підсистем динамічної системи "живильні магістралі-РРД" на комплексній площині

$\approx 48,4$ Гц ($\delta \approx 0,069 - 0,07$). Запас стійкості системи "живильні магістралі – РРД" по відношенню до кавітаційних коливань в насосах пального визначається показником загасання її коливань $\delta_d \approx 0,067$ на частоті $\approx 48,4$ Гц і перевершує запас стійкості ізолюваних підсистем "МГ-РРД", "МГ – НГГ" більш ніж в 10 разів (див. табл.3.1). Таким чином, зв'язок між лініями живлення РРД окислювачем і паливом робить істотний вплив на запас стійкості системи "живильні магістралі - РРД" по

привів до радикальної зміни λ_7 : парі комплексно-сполучених власних значень $\text{Re } \lambda_7 \pm j \cdot \text{Im } \lambda_7$ матриці A системи S відповідають два дійсних власних значення матриці підсистеми "ГТО – КС" (див. рис. 3.6 с). Для власного значення λ_6 "створюючою" підсистемою є регулятор.

Аналіз впливу внутрішньосистемних зв'язків на параметри коливань системи "живильні магістралі – РРД" проводився на основі порівняння частот і показників загасання коливань системи S і її ізолюваних підсистем $S1.1 - S1.2, S2.1 - S2.2, S3.1 - S3.5$ (див. табл. 3.2). Основні результати цього аналізу полягають у наступному.

Як видно з даних табл. 3.2, запас стійкості підсистем "МГ – РРД" і "МГ – НГГ" визначається показником загасання їх коливань $\delta_d \approx 0,01 - 0,02$ на частоті ≈ 21 Гц, при цьому слабо затухаючими є також коливання цих підсистем на частоті

відношенню до кавітаційних коливань в насосах пального. Розрив зв'язків з підсистемою "МГ – НГГ – Р" (тобто "відключення" лінії пального) привів до значного зменшення (з 2,058 до 1,665) показника загасання коливань системи на частоті ≈ 7 Гц, яка визначається динамікою підсистеми "ТНА – ГГ". Цей ефект, як буде показано нижче, посилюється при «відновленні» запізнювань в рівняннях низькочастотної динаміки газових трактів РРД.

Таким чином, розроблено метод аналізу коннективної стійкості динамічної системи "живильні магістралі - маршовий РРД з окислювальною схемою допалювання генераторного газу". Метод дозволяє досліджувати вплив окремих підсистем на параметри коливального процесу в РРДУ і провести діагностику причин втрати стійкості системи по відношенню до різних видів коливань.

3.3 Розробка підходу до визначення поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія «пакетної» схеми з маршовими рідинними ракетними двигунними установками ступенів ракет-носіїв на активній ділянці польоту

«Пакетна» схема компоновання ступенів ракет-носіїв досить поширена при створенні ракет-носіїв. На рис. 3.7 наведені просторові конфігурації сучасних важких ракет-носіїв, що мають «пакетні» компоновальні схеми і знаходяться в даний час в стадії проектування або експлуатації. Зокрема, це вітчизняні РН «Маяк-ТЗ.0», РН «Маяк 43-2Т», американська РН «Delta-IV», французька РН «Аріан 4», американська РН «Falcon-Heavy».

Дослідження поздовжньої стійкості ракети-носія (РН) «пакетної» схеми компоновання на основі експериментальних методів неможливо, а на основі методів математичного моделювання істотно ускладнено внаслідок необхідності вирішення ряду завдань динаміки ракет-носіїв, таких як, наприклад, визначення параметрів власних поздовжніх коливань корпусу ракети-носія складної просторової конфігурації [Конюхов А. С., Кришук Н. Г., et al, 2001] та визначення частотних характеристик маршових РРДУ окремих блоків РН при складній циклограмі їх роботи.

Особливості розвитку поздовжніх коливань рідинних РН пакетної схеми компоновання. Висока щільність спектра власних частот, властива складним

просторовим (тривимірним) формам коливань корпусу, значно ускладнює розрахунковий аналіз поздовжньої стійкості РН. У діапазоні від 0 Гц до 50 Гц, що представляє інтерес для оцінки поздовжньої стійкості РН, може перебувати кілька сотень тонів власних коливань корпусу такої РН. Традиційний аналіз динамічної системи «РРДУ – корпус РН», що проводиться як визначення динамічної взаємодії РРДУ з кожним тоном коливань корпусу РН окремо, тобто без урахування взаємодії з сусідніми тонами, може виявитися неприпустимим з причини суттєвої похибки такого спрощення.



а)

б)

в)

г)

Рисунок 3.7 - Просторові конфігурації важких РН: «Маяк 43-2Т» – (а), РН «Delta-IV» – (б), РН «Аріан-4» – (в), РН «Falcon-Heavy» – (г)

Перші тони власних коливань корпусу важкої рідинної ракети-носія «пакетної» схеми можуть мати досить низьку частоту [Левченко Е.Л., 1976]. Згідно з оцінками [Левченко Е.Л., 1986] вона може бути знижена до 1 Гц і, таким чином, кілька частот власних коливань корпусу важкої РН можуть «потрапити» в діапазон, характерний для динамічних процесів, що здійснюються в системі управління рухом РН.

Якщо ж ще взяти до уваги можливу велику поперечну складову просторових коливань корпусу важкої РН (що відбуваються в даному випадку з ще більш низькою частотою), стає очевидною можливість виникнення умов при польоті РН для здійснення сильної взаємодії коливань корпусу РН і системи управління РН.

Традиційні методи стабілізації РН по відношенню до поздовжніх коливань, як правило, засновані на принципі «рознесення» резонансних частот коливань корпусу РН і РРДУ за рахунок зниження першої частоти коливань рідкого палива в живильному трубопроводі РРДУ до рівня, який повинен бути нижче частоти коливань першого тону власних коливань корпусу ракети-носія. Дана частота коливань для важкої ракети-носія може перебувати на рівні 2 Гц – 3 Гц [Lock M., 1974], що істотно менше відповідних частот коливань корпусу рідинних ракет легкого і середнього класу. В цьому випадку практична реалізація цього методу забезпечення поздовжньої стійкості (з установкою в живильній магістралі РРДУ газорідинного демпфера) може зажадати приєднання до системи подачі палива РРДУ значних (до декількох сотень літрів) газових об'ємів, що може істотно погіршити масо-енергетичні характеристики РН.

Для рідинної ракети-носія, перший ступінь якої складається з центрального і двох бічних блоків (рис. 3.7), при пакетній компоувальній схемі динамічна взаємодія корпусу РН і маршової РРДУ відбувається з формами поздовжніх коливань, при яких параметри коливань бокових блоків можуть істотно (як по амплітуді, так і по фазі) відрізнятися від параметрів коливань аналогічних систем центрального блоку. На активній ділянці траєкторії польоту РН таке явище може викликати як посилення, так і ослаблення поздовжньої нестійкості рідинної ракети-носія як наслідок розвитку коливань (в одні і ті ж моменти часу польоту) тяги двигунів центрального і бічних блоків з різною фазою.

Зазначені особливості динамічної взаємодії корпусу РН і маршових РРДУ центрального і бічних блоків необхідно враховувати при математичному моделюванні замкнутої динамічної системи «маршові РРДУ - корпус ракети».

Математична модель динамічної системи «РРДУ - корпус РН» пакетної схеми компоування. Аналіз поздовжньої стійкості рідинних ракет-носіїв на

активній частині польоту проводиться на основі лінійної математичної моделі динамічної системи «РРДУ – корпус РН», параметри якої залежать від часу польоту. Моделювання поздовжніх коливань багатодвигунної рідинної РН з пакетною схемою компоновання ступенів виконувалось стосовно до перспективної РН, яка знаходиться в стадії проектування. Перший ступінь цієї РН складається з центрального та двох бічних блоків (рис. 3.7, а)). Математична модель замкнутої динамічної системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН», розроблена в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України для аналізу поздовжньої стійкості зазначеної ракети на активній частині польоту в період роботи маршових двигунів її першого ступеня, складалася з рівнянь низькочастотної динаміки основних ланок цієї системи, а саме – корпусу РН, маршових РРД першого ступеня і їх живильних магістралей.

Однією з особливостей запропонованого підходу до аналізу поздовжньої стійкості рідинної РН пакетної схеми є моделювання поздовжніх коливань корпусу РН у замкнутій динамічній системі «РРДУ першого ступеня – корпус РН» з урахуванням дисипативних зв'язків між тонами його коливань [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., et al, 2022].

Побудова розрахункової схеми вільних поздовжніх коливань центрального і бічних блоків зазначеної перспективної РН пакетної схеми компоновання проводилася на основі її конструктивної-компоновальної схеми. Несучі конструкції центрального і бічних блоків у моделі представлялися у вигляді пружних тонкостінних стрижнів змінного перерізу. Пружні поздовжні коливання маршових РРД з частотою основного тону підсистеми «пружна рама – РРД» моделювалися одновимірними механічними осциляторами, які здійснюють коливальні рухи в напрямку поздовжньої осі РН.

Вільні поздовжні коливання корпусу рідинної РН описувалися з урахуванням дисипації енергії як коливання лінійної динамічної системи «конструкція корпусу РН – рідина в баках першого і другого ступенів» з «замороженими» коефіцієнтами. Урахування дисипації енергії в системі здійснювалося на основі моделі в'язкого тертя [Николаев А. Д., Хоряк Н. В., 2004], [Николаев А. Д. et al 2016]. Математична

модель цієї системи, побудована з використанням методу скінченних елементів, представлялася в матричному вигляді однорідним диференціальним рівнянням [Николаев А. Д., Хоряк Н. В., 2004], [Башлий И. Д., Николаев А. Д., 2013]:

$$M\ddot{X}(t) + C\dot{X}(t) + KX(t) = 0, \quad (3.10)$$

де X – вектор вузлових переміщень системи «балочна конструкція корпусу РН – рідина в баках першого і другого ступенів», який має довжину n_1 ;

$$\dot{X}(t) = dX(t)/dt; \ddot{X}(t) = d^2X(t)/dt^2;$$

n_1 – кількість ступенів свободи системи;

M , C , K – відповідно матриця мас, коефіцієнтів демпфування і жорсткості, які мають порядок n_1 .

Параметри власних поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми компонування розраховувалися на основі системи (3.10) з використанням методу комплексних амплітуд та засобів скінченно-елементного аналізу САЕ-систем [Kohnke R., 2001].

В математичній моделі низькочастотної динаміки замкнутої системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН» поздовжні коливання корпусу РН описувались як вимушені коливання дисипативної системи «конструкція корпусу РН – рідина в баках першого і другого ступенів» при дії збурювальних сил з боку РРДУ, тобто неоднорідним матричним диференціальним рівнянням, відповідним рівнянню (3.10):

$$M\ddot{X}(t) + C\dot{X}(t) + KX(t) = F(t), \quad (3.11)$$

де $F(t)$ – вектор довжиною n_1 , компонентами якого є збурювальні сили, що діють на корпус РН з боку РРДУ (насамперед, коливання тяги двигунів та коливання тиску на вході у насоси системи живлення РРДУ).

Математична модель низькочастотної динаміки маршового РРД першого ступеня при дії зовнішніх збурень будувалась на базі сучасних уявлень про динамічні процеси у всіх елементах двигуна, в тому числі в кавітуючих шнековідцентрових насосах окислювача і пального (наприклад, [Пилипенко О. В. et al 2017]). Відповідна лінеаризована система диференціальних рівнянь у

відхиленнях, яка описує низькочастотну динаміку двигуна, складається з великого числа рівнянь і зазвичай [Гликман Б.Ф., 1989; Mechanical engineering. Encyclopedia. Rocket and space technology., 2012; Пилипенко О. В. et al 2017; представляється в наступному вигляді:

$$\sum_{i=1}^n [a_{ki} \delta \dot{x}_i + b_{ki} \delta \ddot{x}_i + c_{ki} \delta x_i(t - \tau_{ki})] = d_k \delta y_k \quad k=1 \div n, \quad (3.12)$$

де $\delta x_i, \delta y_k$ – відхилення режимних параметрів двигуна і зовнішніх збурень; a_{ki}, b_{ki}, c_{ki} – коефіцієнти системи, що залежать від конструктивних і режимних параметрів двигуна;

τ_{ki} – запізнювання в рівняннях низькочастотної динаміки газових трактів РРД.

В якості зовнішніх збурень, що діють на РРД на активній частині польоту РН, можуть розглядатися коливання тиску палива на днищах паливних баків центрального та бокового блоків ракети, зумовлені вібраціями її пружного корпусу, або безпосередньо поздовжні вібрації днищ паливних баків.

Дослідження взаємодії поздовжніх коливань корпусу РН «пакетної» схеми компонування і низькочастотних процесів в маршових рідинних ракетних двигунних установках ступенів РН. Для специфічних умов визначення динамічної стійкості системи «живильні магістралі – РРД – пружний корпус РН» по відношенню до коливань, які виникають в її ланках, можна використовувати критерій Найквіста [Бесекерській В. А., 1972] у формулюванні для багатовимірної системи, яке вперше було наведено в роботі [Булгаков Б.В., 1950]. Використання критерія Найквіста у цьому формулюванні дозволяє проаналізувати вплив багатьох (різних) каналів передачі збурень на стійкість системи, в тому числі, вплив спільної дії декількох тонів корпусу РН.

Розглянемо багатоканальну систему, що має N каналів. Передавальна матриця багатоканальної системи $W_{pc}^{mul}(s)$ є узагальненням передавальної функції $w_{pc}(s)$ одноканальної системи, а елементами передавальної матриці $W_{pc}^{mul}(s)$ є передавальні функції одноканальних систем:

$$w_{i,k}(s) = w_{pc}(s),$$

де s – змінна перетворення Лапласа при нульових початкових умовах.

Розімкнемо багатоканальну систему по кожному каналу. Тоді ми отримаємо $N \times N$ передавальних функцій розімкнених одноканальних систем

$$\delta y_i = w_{i,k}(s) \delta x_k \quad (3.13)$$

де δx_k , δy_i – вхідна та вихідна змінна одноканальної системи з передавальною функцією $w_{i,k}(s)$; $i, k = 1, \dots, N$.

Рівняння власного руху багатоканальної системи (у вигляді сукупності замкнутих самих на себе ланок) записується наступним чином

$$\delta Y = W_{pc}^{mul}(s) \delta X, \quad (3.14)$$

де $\delta X = [\delta x_k] = [\delta x_1, \dots, \delta x_N]$ – вектор змінних, що є вхідними для ланок з передавальними функціями $w_{i,k}(s)$; $\delta Y = [\delta y_i] = [\delta y_1, \dots, \delta y_N]$ – вектор змінних, що є вихідними для зазначених ланок.

Для замкнутих систем з позитивним зворотнім зв'язком, до яких належать динамічні системи «РРДУ – корпус РН» [Натанзон М.С., 1977], характеристичні рівняння одноканальної системи (для кожної функції $w_{i,k}(s) = w_{pc}(s)$) та багатоканальної системи можуть бути записані таким чином:

$$1 - w_{pc}(s) = 0, \quad (3.15)$$

$$\det [E - W_{pc}^{mul}(s)] = 0. \quad (3.16)$$

Ці рівняння матимуть однакові корені, якщо прийняти

$$w_{pc}(s) = 1 - \det [E - W_{pc}^{mul}(s)] = 0, \quad (3.17)$$

де $s = j\omega$; j – уявна одиниця на комплексній площині: $j = (0; -1)$; ω – кутова частота: $0 < \omega < \infty$.

Таким чином, стійкість багатоканальної системи є еквівалентною стійкості одноканальної системи, у якій передавальна функція $w_{pc}(s)$ визначається

співвідношенням (3.17), тобто багатоканальна система (при прийнятих припущеннях) стійка тоді і тільки тоді, коли годограф Найквіста

$$w_{pc}(j\omega) = 1 - \det [E - W_{pc}^{mul}(j\omega)] \quad (3.18)$$

не охоплює на комплексній площині точку з координатами $z = (+1; j0)$, яка належить дійсній осі.

Відомо, що для застосування критерію Найквіста до одноканальної системи матриця передавальних функцій W_{pc}^{mul} повинна відповідати певним умовам [Бесекерський В.А., 1972], тому на цю матрицю необхідно накласти наступне обмеження: елементи матриці $\Delta W_{pc}^{mul}(s)$, які визначаються різницею передавальних функцій $[\Delta W_{pc}^{mul}(s)]_{i,k} = w_{i,k}(s) - [W_{pc}^{mul}(s)]_{i,k}$, повинні бути стійкими функціями, обмеженими при $s \rightarrow \infty$. Легко бачити, що тоді функція $w_{pc}(s)$, яка визначається співвідношенням (3.18), є передавальною функцією стійкої ланки і її модуль обмежений на нескінченності.

У разі пакетної компоновальної схеми рідинної РН з трьома маршовими РРДУ (рис. 3.7, а)) для дослідження поздовжньої стійкості РН зручно розірвати в замкнутій системі «РРДУ – корпус РН» динамічні зв'язки між корпусом РН і її двигунними установками.

Розглянемо дещо спрощену систему «РРДУ – корпус РН пакетної схеми», в якій ураховано лише одну лінію живлення РРДУ паливом – лінію окислювача. Коливальний контур «РРДУ – корпус РН» будемо розмикати по тязі РРДУ кожного з трьох блоків РН. Тоді передавальну матрицю W_{pc}^{mul} багатоканальної системи

можна представити у вигляді добутку матриці прямих зв'язків $\left[\frac{\delta z_i}{\delta R_k}(s) \right]$ та матриці

зворотніх зв'язків $\left[\frac{\delta R_i}{\delta z_k}(s) \right]$, елементами яких є функції, що визначають прямі та

зворотні зв'язки у відповідних одноканальних системах:

$$W_{pc}(s) = \begin{bmatrix} \frac{\delta z_i}{\delta R_k}(s) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\delta R_i}{\delta z_k}(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\delta z_1}{\delta R_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_1} & \frac{\delta z_3}{\delta R_1} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_2} & \frac{\delta z_2}{\delta R_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_2} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_3} & \frac{\delta z_2}{\delta R_3} & \frac{\delta z_3}{\delta R_3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta R_2}{\delta z_1} & \frac{\delta R_3}{\delta z_1} \\ \frac{\delta R_1}{\delta z_2} & \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta R_3}{\delta z_2} \\ \frac{\delta R_1}{\delta z_3} & \frac{\delta R_2}{\delta z_3} & \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \end{bmatrix}, \quad i, k = 1 \div 3, \quad (3.19)$$

де $\delta z_1, \delta z_2, \delta z_3$ – змінні системи «РРДУ – корпус РН», якими описуються у відхиленнях коливання днищ баків окислювача кожного з трьох блоків РН (1 – лівого бічного блоку, 2 – центрального блоку, 3 – правого бічного блоку);

$\delta R_1, \delta R_2, \delta R_3$ – змінні системи, якими описуються у відхиленнях коливання тяги маршових РРД зазначених трьох блоків РН.

Двигунні установки в кожній з наведених на рис. 3.7 конфігурацій рідинних РН мають автономні системи живлення. В цьому випадку можна вважати, що коливання днищ баків окислювача кожного автономного ракетного блоку спричиняють коливання тяги тільки «свого» маршового двигуна. Тоді

$$W_{pc}(s) = \begin{bmatrix} \frac{\delta z_1}{\delta R_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_1} & \frac{\delta z_3}{\delta R_1} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_2} & \frac{\delta z_2}{\delta R_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_2} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_3} & \frac{\delta z_2}{\delta R_3} & \frac{\delta z_3}{\delta R_3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\delta z_1}{\delta R_1} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_1} \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_1} \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_2} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_2} \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_2} \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \\ \frac{\delta z_1}{\delta R_3} \frac{\delta R_1}{\delta z_1} & \frac{\delta z_2}{\delta R_3} \frac{\delta R_2}{\delta z_2} & \frac{\delta z_3}{\delta R_3} \frac{\delta R_3}{\delta z_3} \end{bmatrix}. \quad (3.20)$$

На основі розробленої математичної моделі (3.10 – 3.12) були розраховані частотні характеристики РРДУ першого ступеня РН, які згодом використовувались у складі математичної моделі низькочастотної динаміки замкнутої системи «РРДУ першого ступеня – корпус РН» замість складної і громіздкої системи рівнянь (3.10 – 3.12). До цих характеристик належать частотні залежності відношення амплітуд коливань тяги кожного з РРД першого ступеня досліджуваної ракети пакетної схеми до амплітуд коливань днищ кожного з її паливних баків.

Дослідження взаємодії поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми компонування і низькочастотних процесів в маршових рідинних ракетних

двигунних установках ступенів РН. Чисельне дослідження динамічної взаємодії корпусу даної РН пакетної схеми і РРДУ кожного з її трьох блоків проведено з урахуванням динамічного впливу на корпус РН тільки ліній окислювача кожного РРДУ. Зазначимо, що системи живлення двигунів центрального і бічних блоків в розрахунковій схемі досліджуваної ракети-носія є ідентичними один одному.

Розроблено математичну модель динамічної системи «РРДУ – корпус РН», яка описує взаємодію поздовжніх коливань корпусу двуступеневої РН пакетної схеми компонування з РРДУ її центрального і бічних блоків. Розрахункову схему

для аналізу стійкості досліджуваної рідинної РН пакетної схеми представлено на рис. 3.8. Моделювання вільних поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми компонування виконано з використанням комп'ютерних засобів скінченно-елементного проєктування, при цьому для моделювання поздовжніх коливань конструкцій центрального і бічних блоків першого ступеня рідинної РН використовувалися стрижневі моделі з приєднаними осциляторами. Тут вперше чисельне моделювання власних поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми проведено з урахуванням дисипації енергії коливань

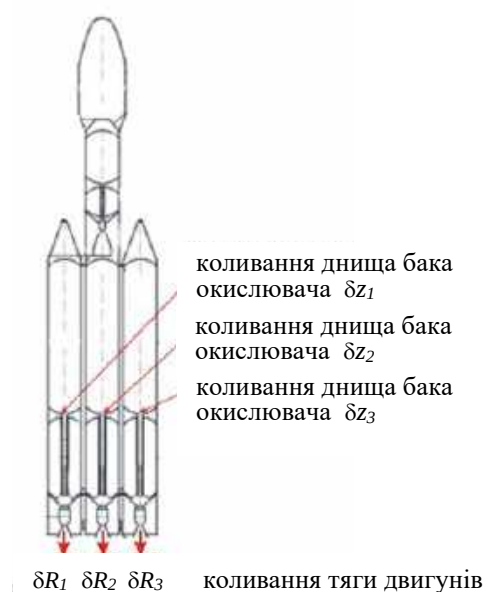


Рисунок 3.8 – Розрахункова схема для аналізу стійкості досліджуваної РН пакетної схеми

рідкого палива і конструкції РН.

Для визначення параметрів власних поздовжніх коливань корпусу досліджуваної РН використовувалися засоби скінченно-елементного аналізу САЕ-систем. Значення цих параметрів залежать від мас палива в паливних баках РН, які на активній частині польоту РН змінюються за часом польоту. Для зручності подальшого виконання аналізу поздовжньої стійкості РН результати розрахунків параметрів власних коливань корпусу РН були представлені як залежності визначених параметрів від часу польоту в період роботи маршових РРД її першого

ступеня. На рис. 3.9 – 3.10 представлено результати розрахунків параметрів власних поздовжніх коливань зазначеної РН пакетної схеми компоновання ступенів.

На рис. 3.9 показано розрахункові залежності власних частот I-го – IX-го тонів поздовжніх коливань корпусу цієї РН від часу польоту (криві 1 – 9). Для порівняльного аналізу на цьому ж рисунку поміщено результати розрахунків власних частот трьох нижчих тонів поздовжніх коливань автономних центрального і бокового блоків (криві 10 – 12 і 13 – 15) та двох нижчих тонів поздовжніх коливань рідкого палива в паливних баках окислювача (криві 16, 17) і пального (криві 18, 19) першого ступеня РН та в паливних баках окислювача (криві 20, 21) і пального (криві 22, 23) її другого ступеня. Залежності розрахункових логарифмічних декрементів I-го – IX-го тонів поздовжніх коливань корпусу цієї РН від часу на активній частині польоту зображені на рис. 3.10 кривими 1 – 9 відповідно.

Як видно з рис. 3.9, спектр власних частот поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми компоновання є вельми щільним. На окремих інтервалах часу польоту РН частоти поздовжніх коливань корпусу РН зближуються з частотами коливань автономних блоків і частотами коливань рідини в паливних баках ракети. Взаємодія коливальних процесів, які мають близькі частоти, супроводжується перерозподілом енергії всередині системи, а отже, зміною значень декрементів відповідних тонів коливань системи. Так, внаслідок близькості значень частот перших трьох тонів поздовжніх коливань корпусу РН (рис. 3.9, криві 1 – 3) та частоти I-го тону поздовжніх коливань автономного центрального блоку (крива 10) майже на всьому інтервалі часу польоту РН відзначається зменшення декрементів I-го – III-го тонів коливань корпусу РН (рис. 3.10, криві 1 – 3). При $t \approx 50$ с резонансна взаємодія поздовжніх коливань рідини в баку окислювача першого ступеня РН та конструкції корпусу РН з частотою, близькою до частот I-го – III-го тонів власних поздовжніх коливань корпусу, призвела до скачкообразної зміни (спочатку збільшення, а потім зменшення майже до вихідного рівня) декрементів I-го та II-го тону коливань корпусу в області внутрішнього резонансу (рис. 3.10, криві 1, 2).

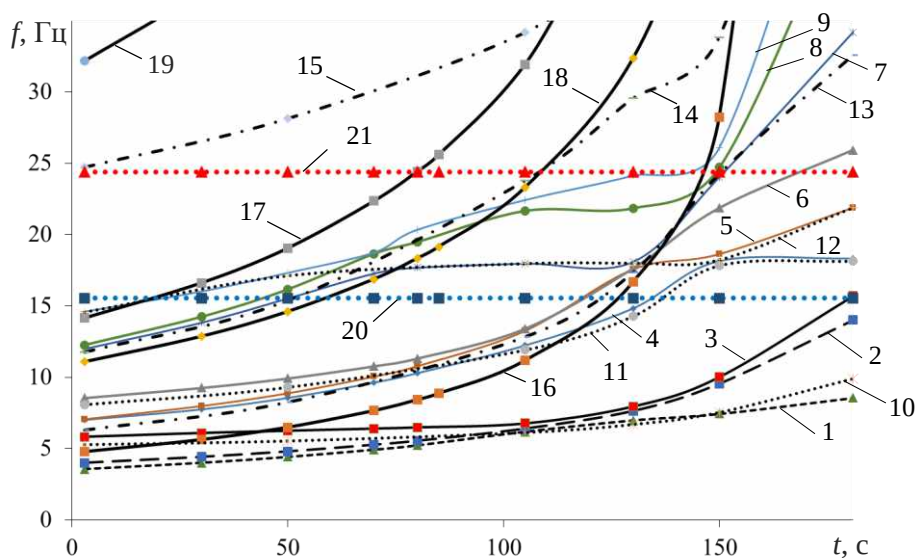


Рис. 3.9 – Розрахункові залежності власних частот I-го – IX-го тонів поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми та нижчих тонів поздовжніх коливань її автономних блоків і рідкого палива в паливних баках від часу польоту РН: 1 – 9 – частоти коливань корпусу РН; 10 – 12 та 13 – 15 – автономних центрального та бічного блоку РН; 16, 17 та 18, 19 – палива в баку окислювача та в баку пального першого ступеня РН; 20, 21 та 22, 23 – палива в баку окислювача та баку пального другого ступеня РН

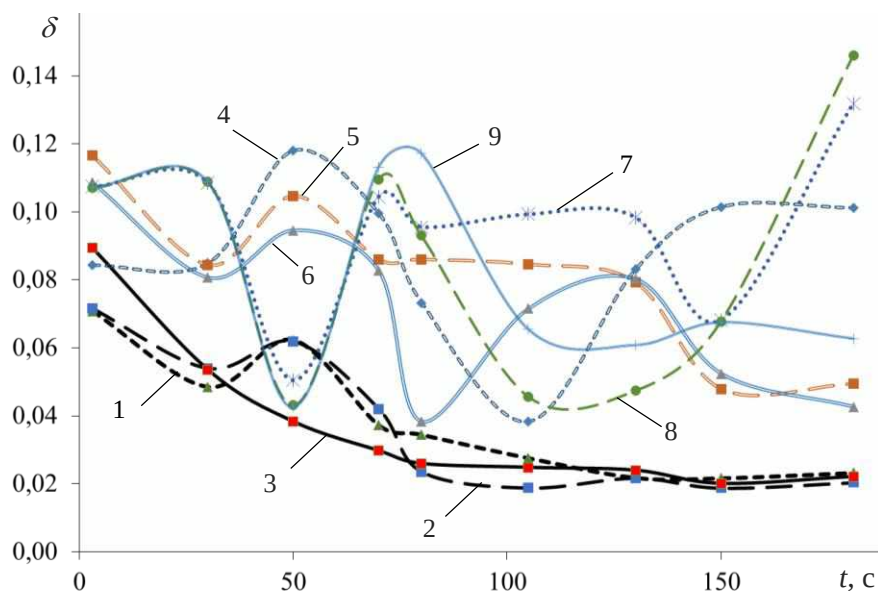


Рис. 3.10 – Розрахункові залежності декрементів I-го – IX-го тонів власних поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми компонування від часу польоту

Типовою картиною при резонансній взаємодії є також скачкообразна зміна декрементів, які спочатку збільшуються, а потім зменшуються (наприклад, рис. 3.10, криві 7, 8, інтервал часу $25 \text{ с} < t \approx 75 \text{ с}$).

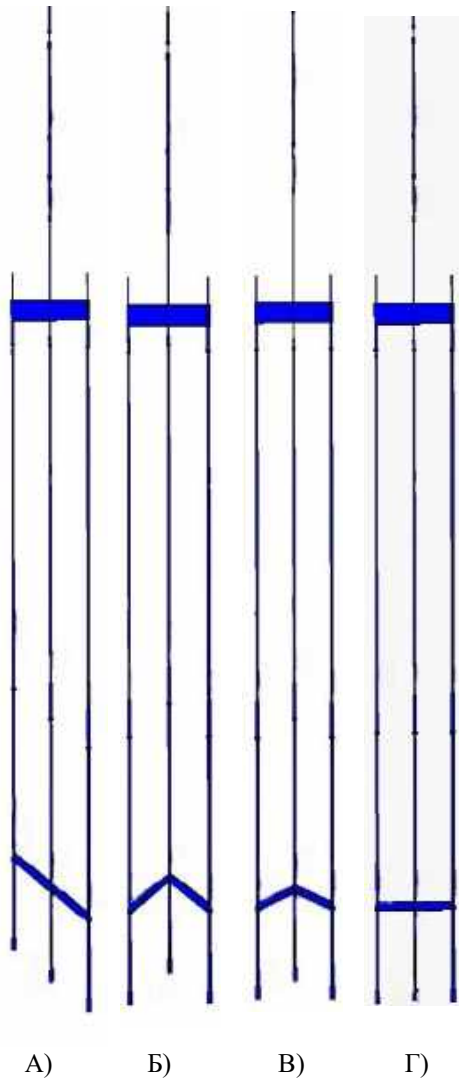


Рисунок 3.11 – Форми нижчих тонів власних поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми: а) – I-го тону; б) – II-го тону; в) – III-го тону; г) – незбурений стан системи

Таким чином, динамічна взаємодія підсистем центрального та бічних блоків корпусу РН, який має щільний спектр власних частот поздовжніх коливань, може призводити на різних інтервалах часу активної частини польоту РН до значного зменшення або до значного збільшення декрементів окремих тонів власних коливань корпусу РН. Ці явища виникають завдяки наявності в системі «конструкція РН пакетної схеми – паливо в баках» численних областей внутрішнього резонансу і обумовлені, зокрема, щільністю спектра її власних частот коливань.

На рис. 3.11 показано форми перших трьох тонів власних поздовжніх коливань корпусу РН (масштаб зміщень на рисунку для наочності збільшено), розраховані для моменту часу $t = 100 \text{ с}$, коли значення їх частот дуже близькі ($f_1 = 6,18 \text{ Гц}$, $f_2 = 6,39 \text{ Гц}$, $f_3 = 6,76 \text{ Гц}$), а відповідні значення декрементів вельми малі ($\delta_1 = 0,028$, $\delta_2 = 0,019$, $\delta_3 = 0,024$). З цього рисунку видно, що в даному випадку коливання корпусу РН з частотою I-го тону характеризуються

відмінністю фаз коливань її центрального і бічних блоків, при цьому коливання бічних блоків відбуваються у протифазі один до одного (рис. 3.11, а)). Форми коливань з частотою II-го і III-го тонів (рис. 3.11, б), в)) свідчать про те, що на цих

частотах коливання бічних блоків відбуваються синфазно один до одного, але у протифазі по відношенню до центрального блоку.

На основі розробленої математичної моделі низькочастотної динаміки маршових РРДУ зазначеної РН були розраховані частотні характеристики двигунів, необхідні для моделювання в частотній області взаємодії поздовжніх коливань корпусу РН з низькочастотними процесами в маршових двигунах її першого ступеня, а саме – частотні залежності $\cdot \frac{\delta R_k}{\delta z_i}(j\omega)$ відношення амплітуд

коливань тяги кожного рідинного ракетного двигуна $\delta R_k(j\omega)$, $k = 1, \dots, 3$ до амплітуд коливань днищ кожного з паливних баків окислювача $\delta z_i(j\omega)$, $i = 1, \dots, 3$.

На рис. 3.12, 3.13 представлено годографи частотних характеристик двох контурів багатоканальної системи «РРДУ – корпус РН пакетної схеми компонування», а саме: контуру «лівий блок конструкції корпусу РН – маршова РРДУ центрального блоку» (рис. 3.12) та контуру «центральный блок конструкції корпусу РН – РРДУ центрального блоку» (рис. 3.13).

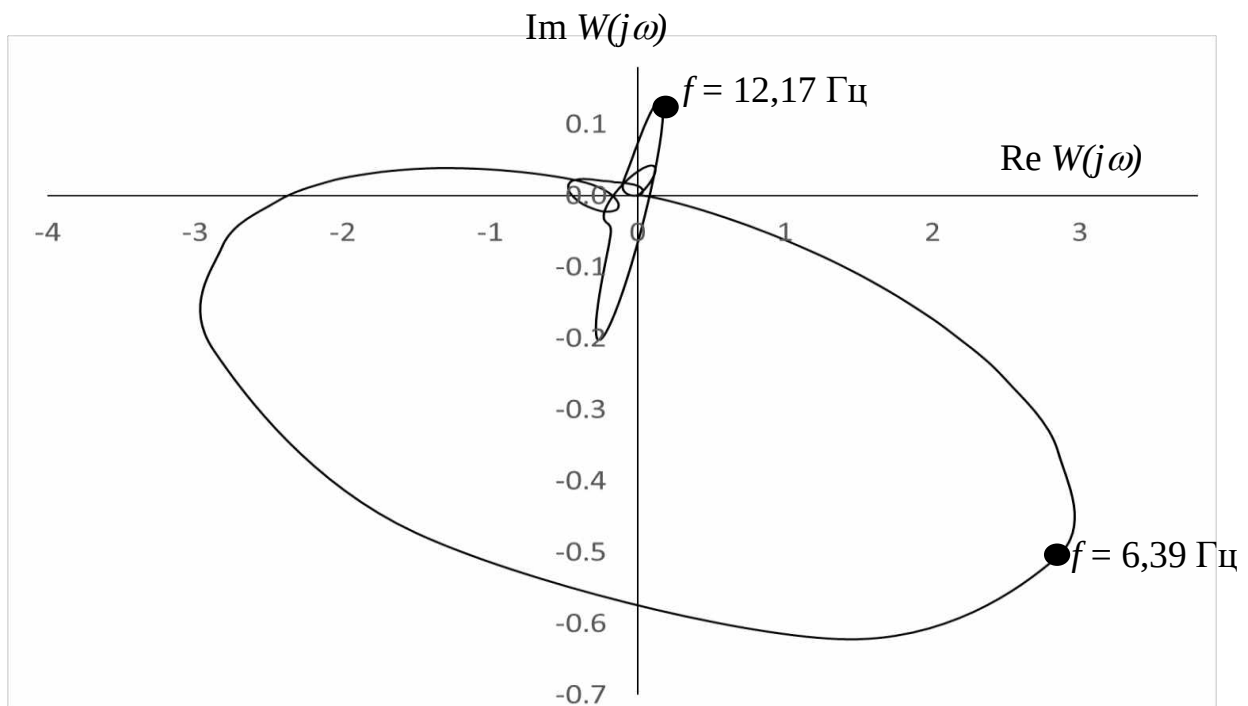


Рисунок 3.12 – Годограф частотної характеристики контуру «лівий блок конструкції корпусу РН – маршова РРДУ центрального блоку»

Частотна характеристика контуру «лівий блок конструкції корпусу РН – маршова РРДУ центрального блоку» $\frac{\delta z_1(j\omega)}{\delta R_2} \cdot \frac{\delta R_1}{\delta z_1}(j\omega)$ визначає динамічну реакцію лівого блоку корпусу РН на збурення, спричинені коливаннями тяги маршового двигуна центрального блоку δR_2 . Вона проявляється у збуренні пружних коливань конструкції лівого блоку РН і, зокрема, коливань днища паливного бака лівого блоку δz_1 , які призводять до коливань тяги маршового двигуна лівого блоку δR_1 .

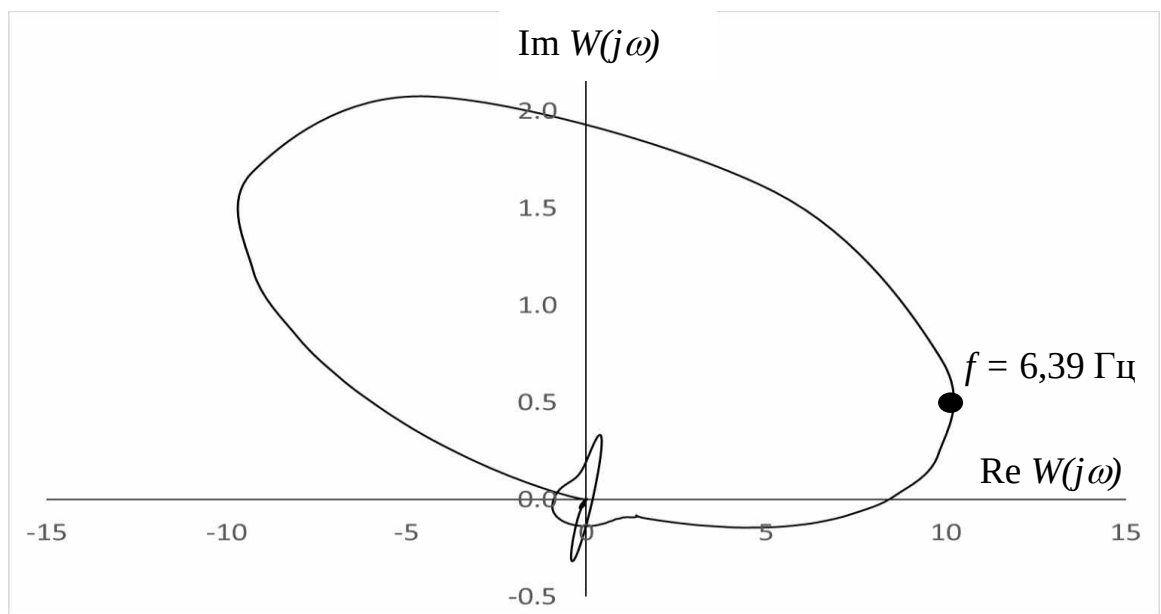


Рисунок 3.13 – Годограф частотної характеристики контуру «центральный блок конструкції корпусу РН – маршова РРДУ центрального блоку»

Частотна характеристика $\frac{\delta z_2(j\omega)}{\delta R_2} \cdot \frac{\delta R_2}{\delta z_2}(j\omega)$ контуру «центральный блок конструкції корпусу РН – РРДУ центрального блоку» описує процес передачі збурень від коливань тяги маршового двигуна центрального блоку δR_2 до коливань днища бака центрального блоку δz_2 , внаслідок якого на певних частотах коливань виникає посилення або послаблення коливань тяги двигуна центрального блоку РН. Відзначимо, що тут годографи Найквіста представлені для динамічних систем «РРДУ – корпус РН» таким же чином, як прийнято в [Натанзон М.С., 1977] при

«класичному» аналізі поздовжньої стійкості рідинних РН (тобто у разі нестійкої системи годограф охоплює точку $(+1; j0)$).

З аналізу годографів на рис. 3.12 – 3.13 випливає, що динамічна взаємодія корпусу РН пакетної схеми і маршових РРД її автономних центрального і бічних блоків більшою мірою здійснюється через контур «центральный блок конструкції корпусу РН – РРДУ центрального блоку». У цьому випадку коливання корпусу рідинної ракети, що визначають поздовжню стійкість РН, можуть розвиватися з частотами, близькими до власних частот коливань конструкції окремо виділеного центрального блоку.

Висновки до розділу 3

3.1 Розвинено підхід для чисельного визначення граничних значень амплітуд поздовжніх коливань рідинної ракети в рамках методу гармонічної лінеаризації з використанням інформації про власні числа і вектори матриці системи гармонічно лінеаризованих диференціальних рівнянь низькочастотної динаміки РН з РРД. Постановка задачі визначення граничних амплітуд ПОГО коливань відповідає концепції "найгіршого" випадку, її рішення доцільно на ранніх етапах проєктування РН для обґрунтування необхідності розробки засобів пригнічення поздовжніх коливань рідинної РН.

На основі розрахунку параметрів граничного циклу автоколивання системи «РРДУ - корпус ракети» стосовно РН, близької по компоновальній схемі і режимним параметрам РРД до РН «Зеніт» (на ранніх етапах її проєктування), показано, що розрахункові параметри граничного циклу відповідають максимальним амплітудам коливань осьового поздовжнього перевантаження корпусу ракети-носія, що реалізуються при врахуванні «заморожених» коефіцієнтів в рівняннях коливального руху корпусу РН.

Визначено, що фазовий простір в площині «амплітуда коливань параметра автоколивальної динамічної системи – час польоту» може «розділятися» на області тяжіння різних періодичних рішень. Залежно від положення початкової точки в просторі визначених параметрів (початкової амплітуди і частоти коливань параметрів системи) в знайдених періодичних рішеннях (тобто розрахункових

частотах і амплітудах поздовжніх коливань РН і амплітудах параметрів РРД) можуть бути реалізовані умови так званого «жорсткого» і «м'якого» збурення досліджуваної автоколивальної динамічної системи «РРДУ - корпус ракети», що відповідають різним величинам амплітуд коливань корпусу РН. Розроблене методичне забезпечення має високий ступінь формалізації і дозволяє враховувати кілька нелінійностей.

3.2 Розроблено метод аналізу коннективної стійкості РРДУ на основі проведення декомпозиції динамічної системи "живильні магістралі – маршовий РРД", що дозволяє досліджувати вплив окремих підсистем на параметри коливального процесу в РРДУ і провести діагностику причин втрати стійкості системи по відношенню до різних видів коливань [Хоряк Н.В., Ніколаєв О.Д., 2007]. Стосовно до маршевого РРД другого ступеня РН "Зеніт" виконано аналіз стійкості за першим наближенням Ляпунова лінійної динамічної системи "живильні магістралі – РРД" по відношенню до різних видів коливань, заснований на розрахунку спектра матриці системи.

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

3.4 Розроблено математичну модель динамічної системи «РРДУ - корпус РН», яка описує взаємодію поздовжніх коливань корпусу двуступеневої РН пакетної схеми компонування з РРДУ її центрального і бічних блоків. Математичне моделювання вільних поздовжніх коливань корпусу РН «пакетної» схеми компонування виконано з використанням комп'ютерних засобів скінченно-елементного проєктування (САЕ-системи), при цьому для моделювання

поздовжніх коливань конструкцій центрального і бічних блоків першого ступеня рідинної РН використовувалися «стрижневі» моделі з приєднаними осциляторами. Вперше моделювання поздовжніх коливань корпусу РН пакетної схеми проведено з урахуванням дисипації енергії коливань рідкого палива і конструкції РН.

3.5 Запропоновано підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинних РН з пакетною схемою компоновання ступенів [Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д. et al, 2022], який засновано на використанні критерія Найквіста, узагальненого для випадку багатоканальних динамічних систем. Запропонований підхід передбачає розмикання замкнутої динамічної системи «РРДУ – корпус ракети пакетної схеми» по каналах тяги РРДУ усіх N автономних блоків корпусу РН (тобто її центрального та $(N-1)$ бічних блоків) і дослідження стійкості отриманих одноканальних систем «РРДУ k -го блоку корпусу РН – i -й блок корпусу РН» ($i, k = 1, \dots, N$).

Відмінною особливістю цього підходу є також використання у складі динамічної системи «РРДУ – корпус РН пакетної схеми» удосконаленої математичної моделі поздовжніх коливань корпусу РН, які описуються як коливання багатовимірної багатозв'язкової дисипативної системи. Це дозволяє виконувати аналіз поздовжньої стійкості рідинної РН пакетної схеми з урахуванням не тільки великої кількості тонів поздовжніх коливань корпусу РН, але й дисипативних зв'язків між ними, що набуває особливої важливості в умовах щільного спектра власних частот коливань, притаманного конструкціям важких РН пакетної схеми компоновання, і підвищує точність результатів математичного моделювання.

На основі запропонованого підходу виконано чисельне дослідження взаємодії поздовжніх коливань РРДУ РН пакетної схеми компоновання, перший ступінь якої складається з центрального та двох бічних ідентичних блоків, і низькочастотних процесів в маршових рідинних ракетних двигунних установках першого ступеня РН.

Визначено, що в розглянутому випадку динамічна взаємодія корпусу РН пакетної схеми і маршових РРД її блоків здійснюється переважно через контур

«маршова РРДУ центрального блоку – центральний блок корпусу РН», і саме він має визначальний вплив на поздовжню стійкість РН. Показано, що згідно з критерієм Найквіста цей контур є нестійким, в той час як годографи Найквіста, побудовані для інших одноканальних систем «РРДУ k -го блоку корпусу РН – i -й блок корпусу РН ($i, k = 1, \dots, N$)», не охоплюють точку $(+1; j0)$.

Основні наукові результати, наведені в розділі 3, опубліковані в роботах автора [6, 29, 32, 42, 67], зазначених в анотації.

РОЗДІЛ 4

НОВІ ТЕОРЕТИЧНІ УЯВЛЕННЯ ПРО ДИНАМІЧНУ ВЗАЄМОДІЮ РІДИННОЇ РАКЕТНОЇ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ І КОРПУСУ РАКЕТИ

Динамічна система «рідинна двигунна установка (РРДУ) – корпус ракети» являє собою складну багатовимірну коливальну систему. В ній можуть розвиватися і взаємодіяти між собою коливання з частотами, близькими до частот одного або декількох тонів власних коливань корпусу, одного або декількох тонів коливань рідини в паливних магістралях РРДУ, з частотами коливань, пов'язаних з динамічними процесами в агрегатах РРДУ. При цьому в динамічній системі можуть реалізуватися різні коливальні процеси і явища, що призводять як до посилення, так і пригнічення коливань.

4.1 Взаємодія поздовжніх коливань корпусу ракети-носія і кавітаційних коливань в системі живлення РРДУ в динамічній системі «РРДУ - корпус ракети»

Зареєстровані при пусках рідинних ракет-носіїв поздовжні коливання їх корпусів і параметрів двигунів в ряді випадків відбувалися через нестійкість динамічної системи, зумовленої резонансною взаємодією корпусу ракети і РРДУ (тобто поздовжньою нестійкістю рідинної ракети [Натанзон М.С., 1977]), або через нестійкості системи живлення РРДУ по відношенню до кавітаційних коливань, наприклад, [Muller S. et al, 2010]. Ефекти конкуренції мод, синхронізації і затягування коливань відомі для взаємодіючих генераторів [Ланда П.С., 1980; Мандельштам Л.И. , 1972; Меркин Д.В. , 1976]. Зазвичай в нелінійних системах коливання різних видів при взаємодії між собою можуть як посилювати, так і, в результаті конкуренції мод, гасити один одного. При цьому в фазовому просторі цих динамічних систем існують області тяжіння різних стійких автоколивальних режимів. Деякі випадки пригнічення автоколивань вимушеними коливаннями більш високої частоти розглянуті в ряді досліджень [Ганієв Р.Ф. Ковальчук П.С., 1980; Хейп. Дж., 1966].

Зазначені вище ефекти представляють інтерес як з точки зору розвитку нелінійної теорії коливань в системі «корпус ракети – РРДУ», так і в зв'язку з прикладними аспектами проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинної ракети. Однак до теперішнього часу такі автоколивальні режими в достатній мірі не досліджені [Вибрации в технике. Т. 5. Под ред. М. Д. Генкина, 1980].

У зв'язку з тим, що математична модель системи «РРДУ – корпус ракети» навіть в найпростішому її вигляді має відносно високий порядок, далі взаємодія зазначених видів коливань досліджена чисельно. Нижче розглянуто випадок, коли частота кавітаційних коливань в системі живлення РРДУ істотно вище власних частот основних (нижчих) тонів поздовжніх коливань корпусу РН. Ця ситуація реалізується, коли кавітаційні коливання розвиваються не на основній (нижчій) частоті коливань рідини в системі живлення РРДУ, а на частоті її другого або третього тону коливань. Наприклад, кавітаційні коливання в системі живлення РРДУ з газорідинним демпфером, встановленим на деякій відстані від входу в шнековідцентровий насос, відбуваються з частотою, яка визначається інерційністю рідини від насоса двигуна до газової подушки демпфера і сумарною пружністю його і кавітаційних каверн в насосі [Задонцев В.А., Ніколаєв О.Д., 1992]. Дослідження динаміки системи «РРДУ – корпус ракети» з розвиненими кавітаційними автоколиваннями в РРДУ проведено на основі нелінійної математичної моделі поздовжніх коливань РН, яка по ряду основних параметрів близька до математичної моделі, що використовувалася для виконання попереднього аналізу поздовжньої стійкості вітчизняної ракети-носія космічного призначення (типу РН «Зеніт») на початкових етапах її проєктування.

З метою спрощення аналізу в математичній моделі враховувалися лише один (перший) тон власних поздовжніх коливань корпусу ракети і одна живильна лінія РРДУ – лінія живлення РРДУ окислювачем, що включає бустерний насосний агрегат і основний насос. Із зовнішніх сил, що

викликають поздовжні коливання корпусу ракети, розглядалося лише відхилення сили тяги РРДУ від її номінальної величини, що дозволяє записати рівняння для вимушених поздовжніх коливань його узагальненої координати (поздовжнього зсуву) у вигляді [Натанзон М.С., 1977]:

$$\frac{d^2 z}{dt^2} + \frac{\delta_k \omega}{\pi} \frac{dz}{dt} + \omega^2 z = \frac{\chi \bar{R}}{M} (\bar{P}_K - P_K) , \quad (4.1)$$

де δ_k – декремент коливань корпусу; ω , χ , M – власна частота, коефіцієнт форми пружних коливань корпусу в місці кріплення до нього двигунної установки і приведена маса першого тону власних поздовжніх коливань корпусу ракети; $\bar{P}_K, P_K$ – номінальний і поточний тиск в камері згоряння двигуна.

Досліджувана математична модель динаміки РРДУ включала наступні рівняння. Залежність тиску рідини на виході з бака в живильну магістраль РРДУ від поздовжнього переміщення днища баків:

$$P_B = \bar{P}_{nd} + \gamma H_B (n_{cm} + \frac{1}{g} \chi_B \frac{d^2 z}{dt^2}) , \quad (4.2)$$

де $\bar{P}_{nd}$ – тиск наддуву бака (тут і далі надкреслення використано для позначення сталого значення параметрів); γ – питома вага рідини; H_B – рівень рідини в баку; n_{cm} – осьове перевантаження центру мас ракети; g – прискорення сили тяжіння; χ_B – коефіцієнт форми пружних коливань днища бака з частотою першого тону власних коливань корпусу ракети.

Рух рідини на ділянках живильної магістралі описувався наступними рівняннями:

$$P_i = P_{i+1} + a_i |G_i| G_i + I_i \frac{dG_i}{dt} - \gamma h_{zi} (n_{cm} + \frac{\chi_{mi}}{g} \frac{d^2 z}{dt^2}) \quad (4.3)$$

$$g \frac{V_i}{c^2} \frac{dP_{i+1}}{dt} = G_i - G_{i+1} , \quad (4.4)$$

де P_i, P_{i+1} – тиск на кінцях i -ї ділянки трубопроводу; G_i, G_{i+1} – витрата рідини на вході і на виході з i -ї ділянки трубопроводу; a_i, I_i – коефіцієнти гідравлічного і інерційного опорів i -ї ділянки трубопроводу; c – швидкість звуку в рідині трубопроводу; V_i, h_{zi}, χ_{mi} – об'єм, проекція довжини на поздовжню вісь і коефіцієнт форми i -ї ділянки трубопроводу.

Низькочастотна динаміка бустерного насоса з урахуванням кавітаційних утворень відповідно до гідродинамічної моделі [Пилипенко В.В., 1989] описувалася наступними рівняннями:

$$P_1 = P_{cp} + K^*(V_{cav}, q_1) \cdot \frac{\rho \cdot W_1^2}{2} + B_1 \cdot T_{cav} \cdot \frac{dV_{cav}}{dt}, \quad (4.5)$$

$$\gamma \cdot \frac{dV_{cav}}{dt} = G_2 - G_1, \quad (4.6)$$

$$P_2 = P_1 + P_H(\bar{n}, \bar{G}_2) \cdot P_H(K^*, q_1) - I_P \cdot \frac{dG_2}{dt}, \quad (4.7)$$

де P_1, P_2, G_1, G_2 – тиск і вагові витрати на вході і виході з насоса відповідно; P_{cp} – тиск зриву насоса; K^*, B_1, T_{cav} – число кавітації, кавітаційна пружність і постійна часу кавітаційних каверн відповідно; $q_1, \frac{\rho W_1^2}{2}$ – параметр режиму і швидкісний натиск на вході в насос; V_{cav} – об'єм кавітаційних каверн в проточній частині; $P_H(\bar{n}, \bar{G}_2)$ – напірна характеристика насоса на безкавітаційному режимі (залежність напору від частоти обертання валу бустерного насоса $\bar{n}$ і вагової витрати $\bar{G}_2$); $P_H(K^*, q_1)$ – кавітаційна функція насоса.

Рівняння динаміки основного насоса і напірної магістралі РРДУ представлені в математичній моделі динаміки замкнутої системи «РРДУ – корпус ракети» аналогічно рівнянням динаміки (4.3 – 4.8) бустерного насоса і живильної магістралі РРДУ.

Динаміка газогенератора і камери згоряння описувалася в досліджуваній системі рівняннями:

$$T_{ГГ} \frac{dP_{ГГ}}{dt} + P_{ГГ} = A_{ГГ} G_3 \quad (4.9)$$

$$T_{КС} \frac{dP_{КС}}{dt} + P_{КС} = A_{КС} G_3 \quad (4.10)$$

де $P_{ГГ}$, $P_{КС}$ – відповідно абсолютний тиск газів в газогенераторі і камері згоряння; $T_{ГГ}$ – постійна часу газогенератора; $T_{КС}$ – постійна часу камери згоряння; $A_{ГГ}$, $A_{КС}$ – газодинамічні коефіцієнти газогенератора і камери згоряння.

При моделюванні динаміки досліджуваної системи збурення кавітаційних автоколивань забезпечувалося установкою в живильній магістралі РРДУ газового демпфера (акумулятора з перфораціями) в безпосередній близькості від бустерного насоса і вибором параметрів демпфера, що відповідають умовам втрати стійкості системи «бустерний насос - трубопроводи» [Задонцев В.А., Ніколаєв О.Д., 1992]. Довжина короткої ділянки живильної магістралі, що з'єднує вхід в бустерний насос РРДУ з місцем установки демпфера, становила близько 5% від довжини всієї магістралі. Динаміка демпфера в системі описувалася наступними рівняннями:

$$P_{11} = P_{Г} - a_g |G_g| G_g - I_g \dot{G}_g \quad (4.11)$$

$$\frac{\gamma \bar{V}_g}{\chi \bar{P}_g} = -G_g \quad (4.12)$$

де P_{11} – тиск рідини в місці з'єднання порожнини демпфера з системою живлення РРДУ; P_g – витрата з демпфера, χ – показник політропи газу, $\bar{P}_g, P_g$ – номінальний і поточний тиск газу в демпфері, $\bar{V}_g$ – номінальне значення об'єму газу, a_g, I_g – коефіцієнти гідравлічного і інерційного опорів демпфера.

Аналіз стійкості досліджуваної системи «РРДУ – корпус ракети» з демпфером і без демпфера проведено на основі розрахунку власних значень її

характеристичної матриці. На рис. 4.1 представлений годограф (крива 1) домінуючого (тобто з максимальною дійсною частиною α) власного значення характеристичної матриці лінеаризованої системи (4.1 - 4.12) з "замороженими" коефіцієнтами для певних моментів відносного часу польоту $\bar{t} = t / t_{fin}$ (t, t_{fin} – відповідно поточний і кінцевий час польоту РН). Як видно з рисунка, досліджувана система «РРДУ – корпус ракети» без демпфера в інтервалі часу польоту $\bar{t} = (0,4 - 0,85)$ нестійка по відношенню до поздовжніх коливань з частотою, близькою до власної частоти коливань корпусу ракети. Втрата стійкості системи відбувалася внаслідок резонансної взаємодії корпусу ракети і живильної магістралі при зближенні (перетині) власних частот коливань їх перших тонів в діапазоні $\omega / 2\pi \cong (9 - 11)$ Гц.

Оскільки об'єм газового демпфера був обраний малим (1 літр), значення резонансної частоти коливань (≈ 10 Гц) першого тону рідини в системі живлення РРДУ з демпфером практично не змінилося. Тому годограф власного значення, відповідного частоті коливань корпусу (крива 2 на рис. 4.1) практично збігається з годографом відповідного власного значення в варіанті розрахунку з «відключенням» від системи газового демпфера. Однак динамічна система «РРДУ – корпус ракети» з демпфером в правій півплощині має додаткову пару комплексно-сполучених власних значень (крива 3), що свідчить про порушення кавітаційних коливань в РРДУ (з частотою приблизно рівній 46 Гц). Таким чином, динамічна система «РРДУ – корпус ракети» характеризується двочастотною нестійкістю – з частотою поздовжніх коливань корпусу і з частотою другого тону коливань рідини в живильній магістралі РРДУ.

Дослідження динаміки нелінійної системи «РРДУ – корпус ракети» з двочастотною нестійкістю проведено методом чисельного інтегрування, результати якого показали, що, незважаючи на наявність у лінеаризованій системі «РРДУ – корпус ракети» в правій півплощині (комплексної площини) двох пар власних значень, кавітаційні автоколивання розвиваються швидко і, конкуруючи з поздовжніми, не дозволяють розвинути останнім (див. рис.

4.2, крива 2). Досліджувана нелінійна система виходить на граничний цикл з частотою кавітаційних автоколивань (виконує рух з більш високою частотою коливань), а максимальна за часом польоту амплітуда коливань поздовжнього перевантаження корпусу ракети становить незначні (тисячні частки) величини прискорення вільного падіння g .

Слід зазначити, що цей результат отриманий при малих початкових збурюваннях системи. Проведені розрахунки показали, що при істотних (понад 0,4 g за величиною амплітуди коливань поздовжнього перевантаження корпусу) початкових збуреннях, кавітаційні коливання в системі живлення РРДУ пригнічуються і розвиваються домінуючі поздовжні коливання з частотою коливань основного тону корпусу [Николаев А. Д., Белецкий А. С., 2013].

У такому випадку можна говорити про «жорсткі» зміни періодичного режиму в досліджуваній системі «РРДУ – корпус ракети». При цьому в ній відбувається синхронізація мод коливань рідини в живильному трубопроводі РРДУ з коливаннями корпусу. На рис. 4.2 представлена огинаюча амплітуд коливань осьового навантаження корпусу РН в місці кріплення до нього двигунної установки при відсутності кавітаційних коливань в РРДУ (крива 1) і в разі розвинених кавітаційних коливань в системі живлення РРДУ (крива 2).

Аналіз причин розвитку періодичного режиму в нелінійній системі «РРДУ – корпус ракети» з відносно малим рівнем амплітуд поздовжніх коливань корпусу РН при кавітаційних автоколиваннях в РРДУ проведено з використанням поняття комплексного коефіцієнта передачі малого гармонічного сигналу [Ніколаєв О. Д., Білецький А.С., 2010]. Для досліджуваної системи живлення РРДУ ця характеристика приведена на рис. 4.3 (крива 1).

Комплексний коефіцієнт передачі малого гармонічного сигналу, визначений для режиму без кавітаційних автоколивань представлений на рис.4.3 кривою 2. Як видно з рисунка, при розвитку кавітаційних автоколивань в системі живлення РРДУ з частотою другого тону коливань рідини, на більш

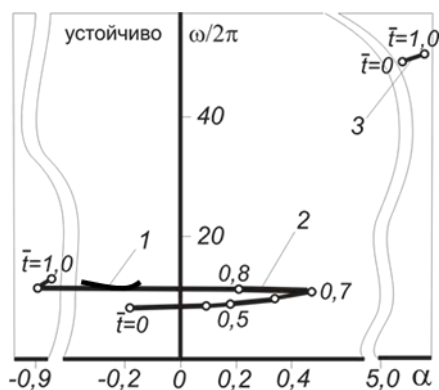


Рисунок 4.1 – Годограф власного значення, відповідного частоті коливань корпусу

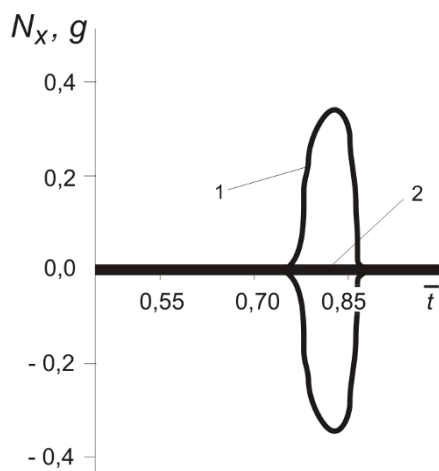


Рисунок 4.2 – Огинаюча амплітуд коливань осьового навантаження корпусу РН в місці кріплення до нього двигунної установки

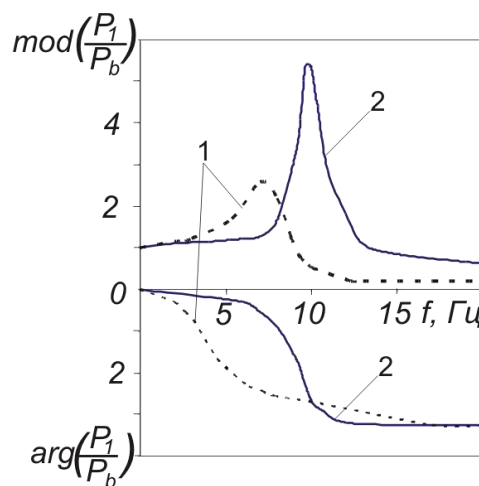


Рисунок 4.3 – Комплексний коефіцієнт передачі малого гармонічного сигналу (по каналу тиску) системи живлення РРДУ

низьких частотах коливань (в тому числі і на частоті коливань основного тону) модуль коефіцієнта передачі сигналу живильної магістралі по каналу тиску значно менше його значення, отриманого для режиму без кавітаційних автоколивань.

Знижуючи значення коефіцієнта передачі на частоті коливань корпусу ракети, ці кавітаційні автоколивання створюють додаткове нелінійне «загасання» для мод поздовжніх коливань ракети. Це свідчить про те, що в досліджуваній динамічній системі «корпус ракети - РРДУ» поздовжні і кавітаційні коливання, «забираючи» енергію на покриття дисипативних втрат із загального джерела, конкурують між собою, реалізуючи так званий ефект конкуренції мод в нелінійних багатовимірних автоколивальних системах [Ланда П.С., 1980].

Таким чином, методом чисельного моделювання досліджена нелінійна взаємодія поздовжніх коливань РН (на частоті першого тону коливань корпусу ракети) і кавітаційних коливань (на частоті другого тону коливань рідини в живильному трубопроводі РРДУ) в динамічній системі «корпус ракети - РРДУ». В результаті встановлено, що в системі можуть реалізуватися граничні цикли (автоколивання) на одній із зазначених частот. При цьому **здобувачем вперше** показано, що при розвинених кавітаційних коливаннях з частотою, що перевищує резонансні частоти коливань пружного корпусу ракети, в системі можуть існувати коливальні режими з відносно малими амплітудами коливань осьового навантаження корпусу. Цей ефект використаний в новому способі забезпечення стійкості РН по відношенню до поздовжніх коливань (SU patent № 302126. Способ и устройство для обеспечения продольной устойчивости жидкостной ракеты-носителя/ Пилипенко В.В., Белецкий А.С., Белецкий И.С., Николаев А.Д., Фоменко П.В.).

4.2 Посилення малого гармонічного сигналу при його проходженні через систему живлення рідинного ракетного двигуна, що працює в режимі з розвиненими кавітаційними автоколиваннями

Кавітаційні явища в проточній частині шнекових переднасосів рідинних ракетних двигунів (РРД) в певних умовах призводять до виникнення в системі "живильний трубопровід – РРД" кавітаційних автоколивань [Пилипенко В., 1989] (в англomовній науковій літературі – cavitation surge [Tsujimoto Y., 1999]).

Дослідження кавітаційних коливань в системі живлення РРД зазвичай проводиться в рамках проблеми забезпечення поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія [Zadontsev V.A., Nikolayev O.D., 1995; Zadontsev V.A., Nikolaev A. D, et al 1997]. Способи забезпечення поздовжньої стійкості рідинної ракети засновані на зменшенні значень коефіцієнта посилення системи живлення РРД в діапазоні зміни власних частот нижчих тонів коливань корпусу РН. При цьому дослідження поздовжньої стійкості РН з використанням частотних критеріїв стійкості проводиться на основі припущення, що система живлення РРД стійка [Воронов А. А., 1985]. У той же час питання про проходження малих збурень через нестійку систему живлення РРД з частотою зовнішнього гармонічного збурення, в тому числі з частотами поздовжніх коливань РН (отже, про механізм розвитку коливань в динамічній системі «корпус ракети – живильна магістраль – РРД» при кавітаційних автоколиваннях в системі живлення РРД) залишається недостатньо вивченим.

Разом з тим, експериментальне визначення динамічних властивостей системи живлення насосів РРДУ в значній мірі спрощується при проведенні випробувань в режимі кавітаційних автоколивань, так як в цьому випадку на підставі отриманої інформації про границі стійкості і частоти автоколивань стає можливим проведення ідентифікації динамічної моделі шнековідцентрового насоса [Задонцев В.А., Ніколаєв О.Д., 1992]. У зв'язку з цим рішення вищевказаної задачі необхідно для проведення коректного аналізу результатів таких динамічних випробувань шнековідцентрових насосів з працюючим пульсатором, за допомогою якого гармонічне збурення заданої амплітуди і частоти вводиться в досліджувану гідросистему. Таке дослідження проведено відповідно до підходу, запропонованого в роботі [Білецький О.С., Ніколаєв О.Д. et al, 1995], використовуючи узагальнююче поняття частотної характеристики - комплексний коефіцієнт передачі малого гармонічного сигналу системи живлення РРД

$$\frac{\delta P_{in}}{\delta y} = \frac{\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{2}{T} \int_0^T (P_{in}(A, t) - P_{nom}) e^{-i\omega t} dt}{A}, \quad (4.13)$$

де $P_{in}(A, t)$ – залежність тиску на вході в РРД від часу (як вихідного сигналу) при малому зовнішньому гармонічному впливі на магістраль

$$\delta y = A_0 \cos \omega t \quad (4.14)$$

(наприклад, це може бути зміщення вузла підвіски трубопроводу, відхилення тиску на виході бака і т.п.); P_{nom} – номінальне значення величини P_{in} ; A_0, ω – амплітуда і кутова частота гармонічного впливу.

Зауважимо, що в чисельнику правої частини формули (4.13) приведено вираз для спектральної щільності вихідного сигналу на частоті зовнішнього впливу, і вираз (4.13) у разі асимптотично стійкої системи живлення РРД збігається з її відповідною частотною характеристикою. Використання коефіцієнта передачі (4.13) буде коректним, якщо результат, отриманий після граничного переходу в (4.13), не залежить від стану (стійкості або нестійкості) динамічної системи в момент часу $t = 0$. Як показали розрахунки, ця умова виконується в досить широкій області значень ω і початкових умов для розглянутих систем.

Покажемо, що для асимптотично стійкої лінійної системи «живильний трубопровід – РРД» вираз (4.13) стає еквівалентним формулі для обчислення звичайної частотної характеристики. Дійсно, для такої системи зміну тиску $P_{in}(A, t)$ в часі можна представити у вигляді:

$$P_{in}(A, t) = P_{nom} + \rho A \cos(\omega t + \varphi) + P_{ce}(t), \quad (4.15)$$

де параметри ρ і φ є модуль і фаза звичайної частотної характеристики, $P_{ce}(t)$ – складова, обумовлена затухаючими власними коливаннями рідини в системі живлення, тобто можна вважати, що

$$|P_{ce}(t)| \leq B e^{-\beta t}, \quad (4.16)$$

де B і β – позитивні числа. Тоді, враховуючи (4.15), (4.16), отримаємо

$$\begin{aligned} \int_0^T (P_{in}(A, t) - P_{nom}) e^{-i\omega t} dt &= \frac{\rho A e^{i\varphi}}{2} T + \rho A \frac{e^{-i\varphi}}{2} \left[\frac{1 - e^{-2i\omega T}}{2i\omega} \right] + \\ &+ \int_0^T P_{ce}(t) e^{-i\omega t} dt = \frac{\rho A e^{i\varphi}}{2} T + O(1) \end{aligned} \quad (4.17)$$

З (4.13) маємо

$$\frac{\delta P_m}{\delta y} = \rho e^{i\varphi}, \quad (4.18)$$

що і було потрібно показати.

Коефіцієнт передачі $\delta P_{in} / \delta P_t$ (де P_t – відхилення тиску на днище паливного бака) розрахований [Ніколаєв О.Д. et al, 2010] для найпростішої розгалуженої системи живлення чотирьох РРД, представлений на рис. 4.4. На рисунку зображені: бак з паливом 1; магістральний трубопровід 2; колектор-перехідник 3; трубопроводи-відгалуження 4 – 7, що живлять чотири РРД; шнековідцентрові паливні насоси, які позначені цифрами 8 – 11 (для поліпшення сприйняття рисунка «занасосна» частина системи на схемі упущена).

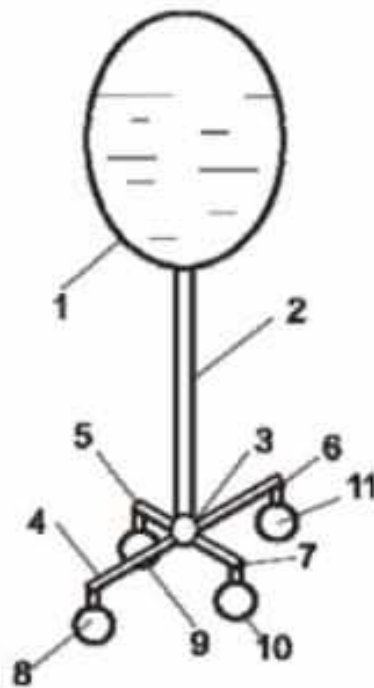


Рисунок 4.4 – Основні складові найпростішої розгалуженої системи живлення чотирьох РРД

Спрощена нелінійна модель цієї системи може бути представлена наступними рівняннями:

$$P_t - P_p = A_0 G_0^2 + I_0 \frac{dG_0}{dt} \quad (4.19)$$

$$P_p = P_{in} + A G_i^2 + I \frac{dG_i}{dt} \quad (4.20)$$

$$P_i = \bar{P} \left(V_{ki}, \frac{dV_{ki}}{dt}, G_i \right)$$

(4.21)

$$\gamma \frac{dV_{ki}}{dt} = G_{2i} - G_i \quad (4.22)$$

$$\sum_{i=1}^4 G_i = G_0 \quad (4.23)$$

де P_t – тиск на днище паливного бака; P_p – тиск в розгалуженні; G_0 – вагова витрата палива через основну магістраль; G_i, G_{2i} – витрати на вході і виході насосів i -го двигуна; V_{ki} – об'єм кавітаційних каверн в насосі i -го РРД; γ – питома вага компонента палива; A_0, A, I_0, I – коефіцієнти, що характеризують гідравлічні і інерційні опори ділянок трубопроводів; $\tilde{P}\left(V_{ki}, \frac{dV_{ki}}{dt}, G_i\right)$ – нелінійна залежність тиску на вході в насос РРД від об'єму кавітаційних каверн в проточній частині насоса і витрати палива через насос, що визначається на основі нестационарної моделі [Пилипенко В., 1989] кавітаційних коливань.

Для простоти припускаємо, що гідравлічні втрати системи навантаження насосів досить великі, так що відхиленнями витрат на їх виході можна знехтувати, тому $G_{2i} = \text{const}, i=1,4$.

Якщо описана система нестійка по відношенню до кавітаційних коливань, то в ній, залежно від параметрів і початкових умов, як показали розрахунки [Фоменко П., 1991], реалізуються автоколивання тільки двох видів (при $P_t = \text{const}$):

- автоколивання, при яких витрати і тиски коливаються синфазно на двох двигунах в протифазі з двома іншими;
- автоколивання, що відбуваються із фазовим зрушенням на чверть періоду для різних двигунів.

Кавітаційні автоколивання обох видів відбуваються на частоті, яка визначається параметрами досліджуваної системи (4.19) – (4.23). У проведених розрахунках вона близька до $\omega \sim 113 \text{ c}^{-1}$. На рис. 4.5 представлені результати розрахунків модуля і фази функції $\delta P_{in} / \delta P_t$ для випадків стійкої по відношенню до кавітаційних коливань системи (крива 1) і автоколивальної системи (крива 2).

Перехід системи (4.19) – (4.23) зі стійкого стану до "автоколивального" досягався шляхом зменшення сумарного активного гідравлічного опору живильного трубопроводу. Розрахунки показали, що в даному діапазоні частот не спостерігається ефект синхронізації кавітаційних коливань з малими зовнішніми збуреннями. Тим цікавішим виявилось явище різкого зменшення модуля коефіцієнта передачі (4.1) досліджуваної автоколивальної системи на частоті основного тону рідини. Як впливає з рис. 4.5, модуль функції $\delta P_{in}/\delta P_t$ на частоті коливань 10 Гц, близької до власної частоти системи, має резонансний максимум, приблизно рівний 22 (крива 1).

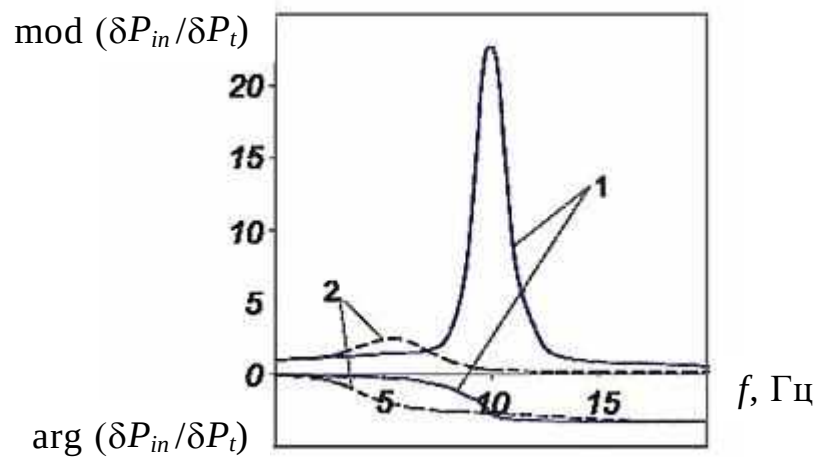


Рисунок 4.5 – Коефіцієнт передачі $\delta P_{in}/\delta P_t$ гармонічного сигналу для розгалуженої системи живлення чотирьох РРД

Для системи з розвиненими кавітаційними коливаннями величина модуля коефіцієнта передачі системи живлення в кілька разів менше (значення максимуму кривої 2 не перевищує 3,5). Відзначимо, що при розвинених кавітаційних автоколиваннях в досліджуваній системі живлення внаслідок збільшення динамічної податливості кавітаційних каверн в проточній частині шнека зменшується найнижча частота коливань рідини (на рис. 4.5 резонансний максимум кривої 2 змістився до 7 Гц).

Зазначений ефект зниження коефіцієнта посилення системи живлення РРД надає стабілізуючий вплив на замкнуту динамічну систему «корпус ракети - живильна магістраль – РРД» в досліджуваному частотному діапазоні (поблизу

власної частоти коливань основного тону рідини в живильній магістралі). Стійкість коливального контуру «корпус ракети - живильна магістраль – РРД» по відношенню до поздовжніх коливань РН визначається динамічними коефіцієнтами посилення його ланок. Корпус ракети, будучи слабодемпфованою ланкою, сприймає складову тяги практично на своїй власній частоті. Спектральна складова тяги на власній частоті коливань корпусу після проходження збурень від корпусу через систему живлення РРД при розвинених кавітаційних коливаннях буде істотно (в розрахунковому випадку в кілька разів) ослаблена [Николаев А. Д., Белецкий А.С., 2010].

Отриманий ефект необхідно враховувати при стендових динамічних випробуваннях насосних систем, оскільки в системі живлення зі шнековідцентровим насосом динамічні коефіцієнти підсилення живильних магістралей по каналу тиску при розвинених кавітаційних автоколиваннях і при відсутності автоколивань можуть істотно відрізнятися один від одного. Крім того, чутливість системи живлення до збурень, що задаються на вході в гідравлічну систему пульсатором, в досліджуваному частотному діапазоні може бути знижена до рівня, при якому коректне визначення динамічних характеристик системи стає неможливим.

Таким чином, **здобувачем вперше** показано, що складні ефекти нелінійної взаємодії різних видів коливань в системі живлення РРД (зокрема, вимушених коливань і кавітаційних коливань) можуть призводити до зменшення коефіцієнта посилення системи живлення РРД і, отже, коефіцієнта посилення розімкнутої системи «корпус ракети - живильна магістраль – РРД». Отриманий ефект розширює уявлення про механізм розвитку поздовжніх коливань рідинних РН для випадку нестійких систем живлення РРД.

4.3 Нестійкість робочих процесів РРД з допалюванням окисного генераторного газу, обумовлена динамікою контуру «ТНА-газогенератор»

Аналіз стійкості системи «живильні магістралі – маршовий РРД з допалюванням окисного генераторного газу» проводився з урахуванням запізнень

в рівняннях газових трактів РРД РД 120 [Науково-технічний звіт ІТМ НАНУ ДКАУ здодувача «Аналіз динамічних властивостей РРД II-ї ступені РН "Зеніт" ..., 1993]. Ланки запізнювання замінялися звичайними диференціальними рівняннями на основі апроксимації їх передавальних функцій [Хоряк Н. В., 1989].

Порівняльний аналіз частотних характеристик РРД, обчислених з урахуванням і без урахування запізнювання в рівняннях динаміки ГГ, КС і газоведа (ГВ), показав, що запізнювання не роблять помітного впливу на входні імпеданси РРД, але істотно впливають на коефіцієнти посилення РРД по тиску. При цьому найбільш значним отриманим результатом є вплив запізнень в рівняннях динаміки газогенератора РРД. Так, нехтування величиною часу перебування палива в газогенераторі $\tau'_{ГГ}$ ($\tau'_{ГГ}=0,0217$ с) призводить до зменшення модуля коефіцієнтів посилення РРД на резонансних частотах в 2 - 3 рази, а помилка визначення його фазового кута в частотному діапазоні (10, 30 Гц) досягає $25^\circ - 40^\circ$.

Відзначимо, що час затримки займання палива в газогенераторі $\tau_{ГГ}$ ($\tau_{ГГ}=0,005$ с) має незначний вплив на модуль коефіцієнта посилення РРД, але істотно впливає на фазовий кут коефіцієнтів посилення РРД по лінії окислювача. Зокрема, при $\tau_{ГГ}=0$ помилки визначення модуля коефіцієнта посилення РРД по лінії окислювача на резонансних частотах не перевищують 12%, в той час як помилки

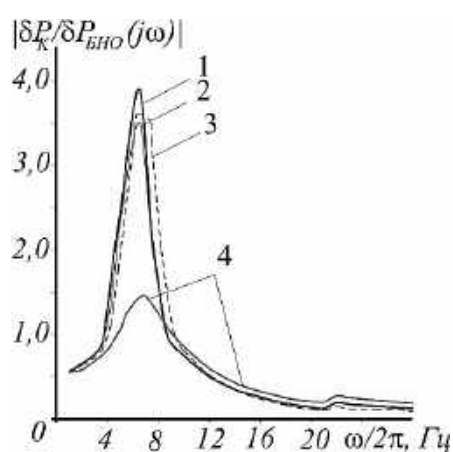


Рисунок 4.6 - Модуль коефіцієнта посилення РРД по каналу тиску в лінії окислювача

визначення фазового кута у частотному діапазоні від 10 Гц до 25 Гц досягають $30^\circ - 45^\circ$.

Результати чисельного дослідження впливу запізнень на коефіцієнти посилення РРД дозволили знехтувати запізнюваннями в рівняннях динаміки КС і ГВ і показали необхідність врахування запізнювань в рівняннях динаміки газогенератора. На рис. 4.6 наведені результати розрахунку модуля коефіцієнта посилення РРД по каналу тиску в лінії окислювача - модуля відношення комплексної амплітуди коливань

тиску P_K в камері згоряння до комплексної амплітуди коливань тиску окислювача $P_{БНО}$ на вході в РРД. Крива 1 відповідає варіанту розрахунку з урахуванням всіх запізнень; крива 2 - варіанту розрахунку с $\tau_{KC} = 0$, $\tau'_{KC} = 0$, $\tau_{ГВ} = 0$; криві 3 і 4 - варіантам розрахунку с $\tau_{ГГ} = 0$ і $\tau'_{ГГ} = 0$ відповідно.

При переході від ланок запізнювання в рівняннях динаміки ГГ до ОДУ в якості апроксимуючої дробово-раціональної функції $W_z(p\tau)$ для $\tau = \tau'_{ГГ}$ використовувався ряд Паде 2-го порядку $P_{2,2}(p\tau)$ [Тітов Н. І., 1969], а для $\tau = \tau_{ГГ}$ – ряд Тейлора 1-го порядку $T_1(p\tau)$ [Шевяков А.А., 1978]:

$$W_e(p\tau'_{ГГ}) \approx \frac{12 - 6p\tau'_{ГГ} + (p\tau'_{ГГ})^2}{12 + 6p\tau'_{ГГ} + (p\tau'_{ГГ})^2} = P_{2,2}(p\tau'_{ГГ}),$$

$$W_e(p\tau_{ГГ}) \approx 1 - 0,5p\tau_{ГГ} = T_{1,0}(p\tau_{ГГ}).$$

Результати розрахунку спектра матриці системи «живильні трубопроводи-РРД» з урахуванням часу перебування газу в газогенераторі $\tau'_{ГГ}$ показали, що параметри коливань цієї системи, що відповідають параметрам коливань рідини в насосних групах ліній живлення РРД окислювачем і паливом, при врахуванні запізнювання практично не змінилися. Однак на частотах коливань, обумовлених динамікою підсистеми «ТНА – ГГ», запізнювання $\tau'_{ГГ}$ мало значний дестабілізуючий вплив на систему «живильні магістралі – РРД». Цей вплив найбільш яскраво проявився в системі «живильна магістраль - РРД (лінія окислювача)». Врахування запізнювання $\tau'_{ГГ}$ в цій системі призвело до різкого зменшення (з 1,665 до 0,2882) показника загасання її коливань на частоті 5 Гц - 6 Гц, що відповідає підсистемі «ТНА – ГГ». Результати чисельного експерименту, що складається в поступовому збільшенні значення $\tau'_{ГГ}$ з 0,0217 с до 0,035 с, показали теоретичну можливість втрати стійкості системи «живильні трубопроводи – РРД» на частоті коливань, що відповідає частоті коливань підсистеми «ТНА – ГГ». На рис.4.7 показано годограф власного значення системи

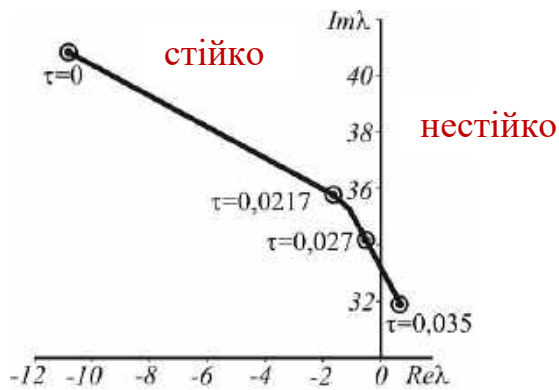


Рисунок 4.7 – Годограф показника загасання системи – власного значення λ з частотою коливань 5,1 Гц, що відповідає підсистемі «ТНА – ГГ»

«живильна магістраль - РРД (лінія окислювача)», побудований при зміні часу перебування газу в ГГ. Як впливає з результатів розрахунків, збільшення часу перебування продуктів згоряння в ГГ до $\tau'_{ГГ} = 0,035$ с (наприклад, в разі дроселювання тяги РРД) забезпечило таку фазу подачі енергії до коливальної підсистеми «ТНА – ГГ», при якій істотно зросла ефективність зворотного зв'язку по

частоті обертання валу ТНА. Таке збільшення часу перебування газу в ГГ – до $\tau'_{ГГ} = 0,035$ с – призвело до нестійкості системи «живильні трубопроводи – РРД» на частоті коливань 5,1 Гц (див. рис. 4.7).

Таким чином, представлені вище результати стосовно РРД РД 120 з допалюванням окисного газу узагальнені у [Хоряк Н. В. Николаев А. Д, 2007]. У статті та у звіті [Науково-технічний звіт ІТМ НАНУ ДКАУ здодувача «Аналіз динамічних властивостей РРД II-ї ступені РН "Зеніт" ..., 1993] **вперше теоретично передбачено**, що нестійкість системи «живильні магістралі - РРД з окислювальною схемою допалювання генераторного газу» може бути обумовлена динамікою контуру «ТНА – газогенератор». Експериментально нестійкість вищевказаного типу РРДУ могла б бути виявлена насамперед на режимах роботи РРД РД 120 зі зниженою тягою (наприклад, 60% і нижче), що характеризуються підвищеними значеннями часу перебування продуктів згоряння в газогенераторі.

У 2010 року під час вогневих випробувань РРД РД 191 (тяга ~ 2000 кН), також як і РД 120, спроектованого за схемою з допалюванням окисного генераторного газу, при переході на режим дроселювання зазначався постійний для різних запусків розвиток динамічної нестійкості РРД. Нестійкість РРД РД 191 з частотою коливань ~ 4 Гц виявлена при вогневих випробуваннях двигуна на режимах глибокого дроселювання до 27 ... 30% від номінального значення тяги, яка веде до неприпустимо великого зростання розмахів коливань тиску в елементах

газового тракту – до 40% - 50% від їх номінальних значень [Гемранова Е. et al, 2013]. На рис. 4.8 представлені експериментальні залежності від часу частоти обертання валу ТНА (а) і тиску пального перед змішувальною головкою камери (б) при вогневих випробуваннях РРД РД 191. Розвиток низькочастотних коливань з частотою 3.5 Гц - 4.5 Гц основних параметрів РРД РД 191 при його вогневих випробуваннях обумовлено великими величинами часу перебування газу в газових трактах РРД, що працюють на режимі дроселювання РРД.

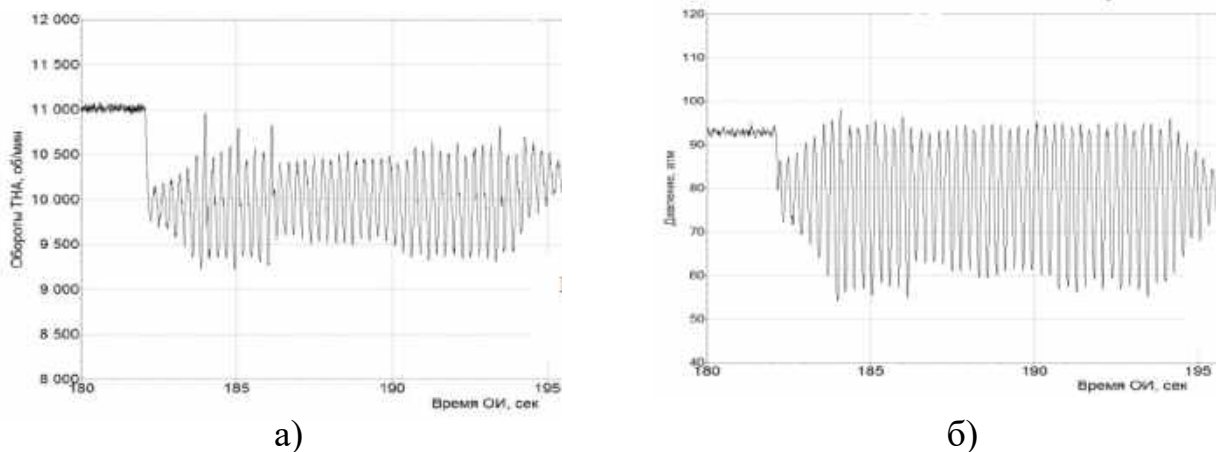


Рисунок 4.8 - Залежності частоти обертання валу ТНА (а) і тиску пального перед змішувальною головкою камери (б) при випробуваннях РРД РД 191

Відзначимо, що на режимі 100% тяги вищевказаного РРД РД 191 сумарний час перебування газу в газових порожнинах газогенератора, газоході від турбіни до камери згоряння і власне камери згоряння цього двигуна дорівнює 0,034 сек, а на режимі 30% тяги - 0,065 сек [Гемранова Е. et al, 2013]. У проведених вище розрахунках з реалізацією режиму низькочастотної нестійкості РРД РД 120 величина $\tau'_{ГГ}$ становила 0,035 с. При цьому необхідно врахувати, що тяга (і відповідно об'єм газогенератора) у разі РД 120 менше ніж удвічі тяги РД 191, що підтверджує правомірність висновку про критичну величину часу $\tau'_{ГГ}$ перебування для встановлення даного нестійкого режиму РРД.

Отриманий результат є важливим для теорії і практики РРД, а також забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН. Можливість виникнення такого

типу динамічної нестійкості двигуна (в тому числі на режимах дроселювання тяги) повинна прийматися до уваги при проектуванні РРД з допалюванням окислювального генераторного газу. Відзначимо, що теоретичні дослідження коливань в підсистемах розглянутого типу РРД необхідні також з точки зору забезпечення надійності функціонування систем двигуна і цілісності РН при перехідних процесах протягом часу запуску, тому що в період запуску двигун, як правило, «проходить» режими з підвищеними значеннями часу перебування продуктів згоряння в газогенераторі і камері згоряння.

4.4 Пригнічення резонансних максимумів динамічного коефіцієнта посилення системи живлення РРДУ (по тиску) при налаштуванні її антирезонансної частоти коливань

Розробка демпфуючих пристроїв для забезпечення поздовжньої стійкості рідинної РН є невід'ємною частиною робіт, які виконуються при проектуванні рідинної РН. Вибір параметрів демпферів поздовжніх коливань зазвичай проводиться на підставі значного обсягу розрахункових робіт з дослідження властивостей динамічної системи «РРДУ - корпус рідинної РН» [Натанзон М.С., 1977]. Однак такий підхід відрізняється підвищеною трудомісткістю процесу пошуку рішення і не веде до гарантованого забезпечення максимальних запасів стійкості РН по відношенню до поздовжніх коливань.

Очевидно, що найбільш надійним засобом забезпечення поздовжньої стійкості рідинної РН буде таке, яке відповідає максимальним запасам стійкості нестационарної замкнутої системи «РРДУ – корпус РН». У цьому випадку відхилення параметрів динамічної системи «РРДУ – корпус РН» від розрахункових випадків, які можуть виникнути при суттєвих нестационарних змінах системи при польоті РН (зокрема, тисків компонентів палива на вході в двигунну установку, власних частот кількох тонів коливань корпусу ракети, дроселювання тяги двигуна, неточностей прийнятої її математичної моделі РРДУ), не призведуть до неприпустимого зниження запасу стійкості системи. Для вирішення цього завдання найбільш логічно підійти як до задачі нелінійного математичного програмування

[Задонцев В.А., Ніколаєв О.Д., 2006; Геминтерн В. И., Качан Б. М., 1980; Гилл Ф., et al , 1985].

З метою забезпечення максимальних запасів поздовжньої стійкості РН, що передбачає врахування нестационарності системи «РРДУ – корпус РН» та розширення частотного діапазону демпфування системи живлення РРДУ на частоти зміни в польоті другого і третього тону коливань корпусу РН (один з поширених в практиці проєктування РН випадків), потрібно демпфувати в діапазоні зміни частот корпусу РН не тільки резонансний максимум першого тону частотної характеристики системи живлення РРДУ по каналу тиску, але і резонансний максимум другого тону цієї частотної характеристики. Ці резонансні максимуми знаходяться в залежності від режимних параметрів РРДУ. Зауважимо, що при встановленні демпфера РОГО коливань в систему живлення РРДУ максимум першого тону її частотної характеристики РРДУ по каналу тиску вже практично не впливає на запаси стійкості системи «РРДУ – корпус ракети» внаслідок видалення (зниження) його частоти коливань із зони зміни власних частот коливань корпусу РН через істотну податливість газового об'єму демпфера.

У цьому випадку рішення задачі визначення раціональних характеристик демпфера [Задонцев В. А., Николаев А. Д., 2006] призводить до таких його параметрів, при яких раціональне рішення буде досягатися раціональним (з точки зору урахування нестационарності системи «РРДУ – корпус РН») «налаштуванням» антирезонансної частоти частотної характеристики системи живлення РРДУ (по каналу тиску) у діапазоні змін частот власних коливань корпусу РН та частоти коливань другого тону системи живлення РРДУ. На цьому принципі був розроблений спосіб і запропоновано пристрій для забезпечення поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія в **авторському свідоцтві здобувача** – а. с. СССР № 323354. З аналізу результатів чисельного рішення, отриманого для найпростішого випадку «однорежимного» двигуна та без урахування змін параметрів динамічної системи (нестационарності) змін у часі t , впливає, що в раціональному варіанті податливість C_d і коефіцієнт інерційності демпфера I_d пов'язані співвідношенням:

$$C_d = \frac{1}{I_d \cdot \omega_{lox2}^2}$$

де ω_{lox2} – кругова частота коливань другого тону рідини в живильному трубопроводі РРДУ.

На рис. 4.9 наведені для вищевказаного випадку частотні характеристики (модуль і фаза), що ілюструють ефективність рішення. Представлено частотні характеристики – модуль $Mod \frac{\bar{P}_1(j\omega)}{\bar{P}_b(j\omega)}$ і фаза коефіцієнта підсилення живильної магістралі по тиску у випадку коли газорідинний демпфер (з об'ємом газової порожнини 50 літрів) встановлено на відстані 30% загальної довжини магістралі від входу в двигунну установку. Відповідно до цього способу демпфування системи живлення РРДУ (крива 2) в частотному діапазоні 6 Гц – 25 Гц забезпечується мінімум модуля частотної характеристики системи живлення РРДУ в порівнянні з варіантами демпфера (криві 1, 3) з відхиленнями коефіцієнта I_d інерційного опору демпфера на $\pm 30\%$ від I_d раціонального варіанту, при якому відбувається поєднання частоти ω_{lox2} резонансу коливань другого тону рідкого палива в системі живлення РРДУ з антирезонансною частотою частотної характеристики системи живлення РРДУ. На рис. 4.9 ця частота коливань (без урахування нестационарності системи) дорівнює ~ 16 Гц і характеризується різкою зміною фазової характеристики на 2π .

Урахування нестационарності системи «РРДУ – корпус РН» характеризується більш складним рішенням щодо вибору параметрів демпфера. Таке рішення є подальшим розвитком теоретичного підходу до подавлення РОГО коливань на випадок нестационарної системи «РРДУ – корпус РН» та досягається раціональним «налаштуванням» антирезонансної частоти частотної характеристики системи живлення РРДУ (по каналу тиску) у діапазоні змін за часом t польоту ракети частот власних коливань корпусу РН та частоти коливань другого тону системи живлення РРДУ. Беручи до уваги вищевказані теоретичні положення, на етапах ескізного проектування, здобувачем за контрактами ІТМ НАНУ і ДКАУ з ДП «КБ «Південне»», здобувачем виконані розрахунки параметрів демпфера поздовжніх коливань РН стосовно до різних проєктів ракет-носіїв (південнокорейської РН

«KSLV-2», вітчизняної РН «Циклон-4М» [Pylypenko O.V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D. et al, 2020; Pylypenko O. V., Nikolayev O. D et al, 2021; Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev, O. D. et al, 2022] і китайської РН «CZ») – отримано акт впровадження результатів ГП «КБ «Південне».

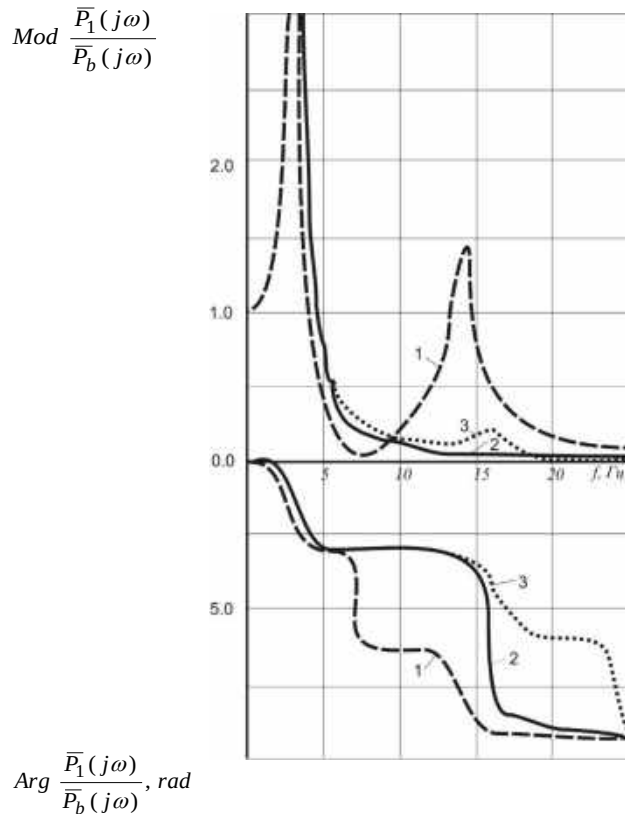


Рисунок 4.9 – Частотні характеристики (модуль і фаза) динамічного коефіцієнта посилення живильної магістралі з демпфером по тиску (2 – варіант параметрів демпфера з раціональним розміщенням антирезонансної частоти коливальності; 1, 3 – варіанти параметрів демпфера з коефіцієнтом інерційного опору демпфера I_d , відповідно зміненими на $\pm 30\%$ від величини коефіцієнта інерційного опору раціонального варіанту)

Зокрема, на рис. 4.10 представлені частотні характеристики (модуль і фаза) динамічного коефіцієнта посилення (по тиску) живильної магістралі окислювача з демпфером в розгалуженні на двигуни РРДУ РН «Циклон-4М». Антирезонансна область частотної характеристики системи живлення РРДУ в даному випадку (з урахуванням нестационарності) налаштована на резонансний максимум другого

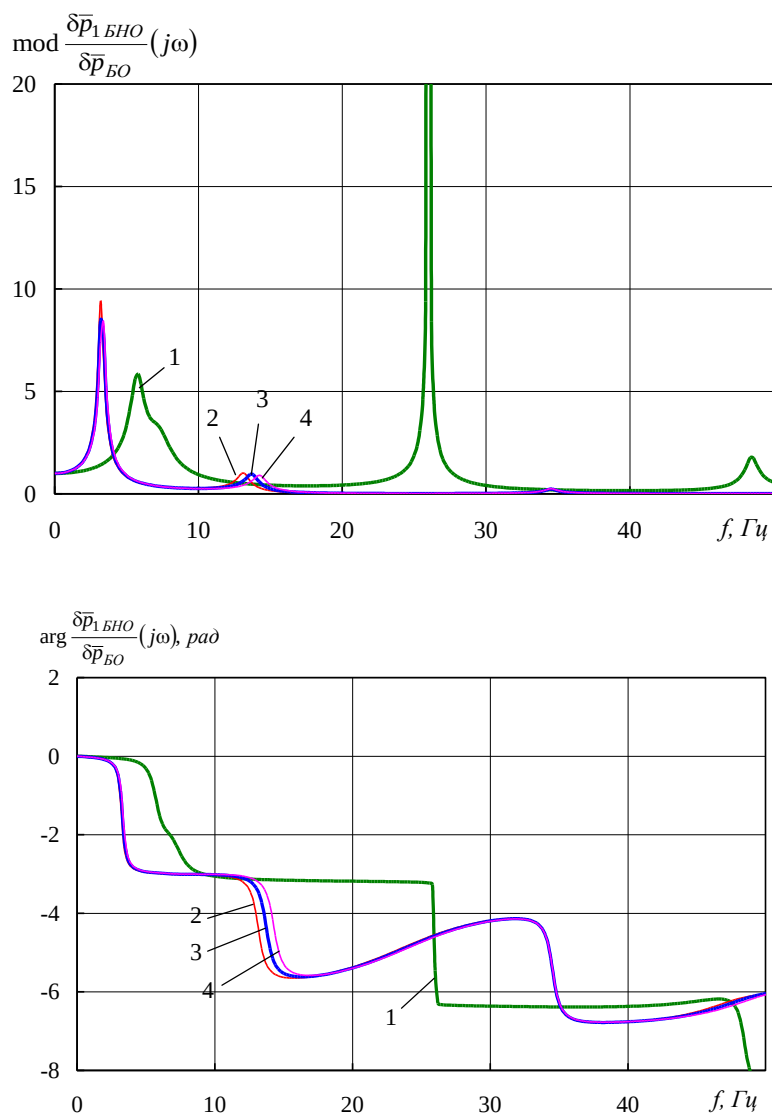


Рисунок 4.10 – Частотні характеристики (модуль і фаза) динамічного коефіцієнта посилення (по тиску) живильної магістралі окислювача з демпфером в розгалуженні на двигуни РРДУ РН «Циклон-4М» (1 – варіант розрахунку без демпфера, 2 – 4 варіанти розрахунку з демпфером при мінімальному номінальному і максимальному тиску на вході в РРДУ)

тону, що переміщується при зміні часу t . Резонансний максимум другого тону частотної характеристики системи живлення РРДУ трохи зміщений за частотою щодо антирезонансної частоти коливань, що проявляється в незначному підвищенні її модуля (криві 2 - 4) при мінімальному номінальному і максимальному тиску на вході в РРДУ.

Таким чином, стосовно конструктивно-компонувальної схеми системи живлення РРДУ першого ступеня РКН «Циклон-4М» визначено частотні характеристики живильної магістралі окислювача з демпфером (як складової ланки контуру поздовжньої стійкості «РРД – живильна магістраль окислювача – корпус ракети»), що мають раціональне розташування її антирезонансної області.

Висновки до розділу 4

На основі чисельного аналізу динамічної взаємодії систем РРДУ і корпусу ракети досліджено нові динамічні процеси і явища, результати аналізу яких можуть знайти застосування при проєктуванні нових рідинних РРДУ.

4.1 Досліджена нелінійна взаємодія поздовжніх коливань ракети і кавітаційних коливань в системі живлення РРДУ з метою виявлення областей тяжіння і параметрів автоколивальних режимів замкнутої динамічної системи «рідинна ракетна двигунна установка (РРДУ) – корпус ракети». На основі результатів моделювання нелінійної динамічної системи «РРДУ – корпус РН» отримано нові уявлення про взаємодію низькочастотних автоколивань у РРДУ та корпусу РН.

Показано, що при розвинених кавітаційних коливаннях з частотою, яка перевищує власні частоти поздовжніх коливань пружного корпусу ракети, в лінеризованій системі «РРДУ – корпус РН» наростаючі коливання можуть буди одночасно на двох частотах – на частоті коливань корпусу РН і частоті другого тону режим з підвищеним рівнем амплітуд коливань корпусу РН, або режим з «пригніченням» поздовжніх коливань корпусу РН [Николаев А. Д. et al, 2013]. Виявлено ефект суттєвого зменшення модуля динамічного коефіцієнта проходження малого сигналу (по каналу тиску) через систему живлення РРДУ при розвитку в ній кавітаційних автоколивань у порівнянні зі значеннями модуля на режимах без

кавітаційних автоколивань. На цьому ефекті заснований здобувачем **новий спосіб забезпечення стійкості РН по відношенню до поздовжніх коливань** (свідоцтво на винахід здобувача № 323354).

4.2 З використанням введеного в роботах здобувача поняття комплексного коефіцієнта передачі малого гармонічного сигналу проведено аналіз динамічних характеристик системи живлення рідинного ракетного двигуна, що знаходиться в режимі кавітаційних автоколивань. На частотах, близьких до частоти коливань системи живлення РРД, при розвитку кавітаційних автоколивань виявлено **ефект істотного зменшення значення модуля коефіцієнта передачі сигналу у системі живлення (по каналу тиску)** в порівнянні з його значеннями на режимах без кавітаційних автоколивань [Николаев А. Д., Белецкий А.С., 2010]. Виявлений здобувачем ефект може бути використаний для стабілізації динамічної системи «корпус ракети – живильна магістраль – РРД» по відношенню до поздовжніх коливань ракети, а також з його допомогою можна пояснити результати досліджень динамічних процесів в РРДУ, отриманих при льотних випробуваннях рідинної ракети-носія.

4.3 Показано, що складні **ефекти нелінійної взаємодії різних видів коливань в симетричній системі живлення декількох ідентичних РРД** (зокрема, вимушених коливань і кавітаційних коливань) можуть призводити до зменшення динамічного коефіцієнта підсилення системи живлення РРД по каналу тиску і, отже, коефіцієнта підсилення розімкнутої системи «корпус ракети – живильна магістраль – РРД». Отриманий ефект розширює теоретичні уявлення про механізм розвитку поздовжніх коливань рідинних РН для випадку нестійких систем живлення РРД.

4.4 Стосовно до РРД з допалюванням окислювального генераторного газу теоретично передбачена **нестійкість системи «живильні магістралі – РРД», обумовлена динамікою контуру «ТНА – газогенератор»** [Хоряк Н. В. Николаев А. Д., 2007]. Під час вогневих випробувань двигуна РД 191, також спроектованого за схемою з допалюванням окислювального генераторного газу, ця динамічна нестійкість РРД реалізована експериментально. Нестійкість РРД РД 191, що вела

до неприпустимо великого зростання розмахів коливань тиску з частотою коливань 4 Гц в елементах газового тракту – до 40% - 50% від їх номінальних значень, стабільно мала місце при вогневих випробуваннях на режимах глибокого дроселювання до 27 %... 30% від номінального значення тяги. Отриманий результат є важливим для теорії і практики РРД, а також забезпечення поздовжньої стійкості рідинних РН. Можливість виникнення такого типу динамічної нестійкості двигуна (в тому числі на режимах дроселювання тяги) повинна прийматися до уваги при проектуванні РРД з допалюванням окислювального генераторного газу.

4.5 Вперше на основі чисельного аналізу динаміки РРДУ показано, що при вирішенні задачі забезпечення поздовжньої стійкості РРДУ частотний діапазон амплітудної стабілізації контуру «РРДУ – корпус РН» може бути розширений шляхом пригнічення резонансного максимуму коефіцієнта підсилення системи живлення РРДУ (по каналу тиску), яке досягається **раціональним (з урахуванням нестационарності системи «РРДУ - корпус РН») «налаштуванням» антирезонансної частоти цієї частотної характеристики** у частотному діапазоні РOGO коливань (свідोцтво на винахід здобувача № 302126).

З урахуванням даних теоретичних положень на етапах ескізного проектування виконані розрахунки параметрів демпфера поздовжніх коливань РН, використаних в декількох проєктах ракет-носіїв розробки ДП «КБ «Південне»» – південнокорейської РН «KSLV-2», вітчизняної РН «Циклон-4М» – (здобувачем отримано акт впровадження ДП «КБ «Південне»»).

Основні наукові результати, наведені в розділі 4, опубліковані в роботах автора [9,16, 38, 45, 52, 73, 74], зазначених в анотації.

РОЗДІЛ 5

СТІЙКІСТЬ ТА ДИНАМІЧНІ НАВАНТАЖЕННЯ НА КОНСТРУКЦІЮ ВЕРХНІХ СТУПЕНІВ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ НА АКТИВНІЙ ДІЛЯНЦІ ЇХ ПОЛЬОТУ

Нестійкість динамічної системи "корпус ракети-носія – рідинна ракетна двигунна установка", що призводить до зростання амплітуд поздовжнього перевантаження елементів конструкції корпусу РН, в класичних роботах [Натанзон М., 1977; Rubin. S, 1966; Pilipenko V., 1993] про поздовжню стійкість рідинних ракет розглядалася як явище, властиве рідинним ракетами для періодів роботи їх двигунів насамперед нижчих (першого або другого) ступенів НУ. Теоретичні дослідження поздовжньої стійкості вітчизняних РН, що проводяться в рамках їх проєктних робіт в останній третині ХХ століття, як правило, виконувалися на основі аналізу поздовжніх коливань РН в період роботи маршових РРД нижчих ступенів. Відсутність уваги розробників РН до проблеми поздовжньої стійкості верхніх ступенів РН можна пояснити відносно високими значеннями частот власних поздовжніх коливань конструкцій розроблюваних верхніх ступенів РН і малими величинами динамічних коефіцієнтів підсилення їх ракетних двигунів. Дані фактори сприяли досить слабкій динамічній взаємодії конструкції та РРДУ ступеня.

Разом з тим, розробка нових надлегких конструкцій верхніх ступенів РН зі складною просторовою конфігурацією і використання нових більш потужних (або істотно модернізованих) маршових РРД з високими значеннями питомого імпульсу є світовою тенденцією розвитку ракетної техніки. Виконання вимог, що пред'являються розробниками РН до динамічних навантажень на конструкцію ступенів і космічних апаратів [Пилипенко В. В. et al, 2001; Dynamic dampers, 2020], робить актуальною проблему забезпечення стійкості верхніх (космічних) ступенів РН по відношенню до їх коливань відносно поздовжньої осі. У зв'язку з цим, американська Aerospace Corporation, яка є лідером в США в області наукових досліджень з проблеми поздовжньої стійкості рідинних ракет, з 1989 року виконала

ряд досліджень з аналізу стійкості верхніх ступенів, встановлених на рідинних ракетах сімейства Atlas і Titan [Dotson, 2003].

У вересні 2002 року під час польоту верхнього ступеня Centaur з працюючим двигуном RL 10A-4-1A, виведеної РН Atlas, був зареєстрований небажаний рівень поздовжніх коливань ступеня і космічного апарату, характер яких свідчив про явище POGO [Dotson, 2003]. Занепокоєння менеджерів проєкту Titan IVB можливим провалом наступної місії Titan IVB / Centaur по виведенню космічного апарату Milstar призвело до необхідності виконання у 2003 році науково-дослідних робіт з виявлення причин динамічної нестійкості верхнього ступеня Centaur і розробки проєктних змін щодо забезпечення прийнятного рівня поздовжніх коливань цього ступеня.

Незважаючи на розробку спеціальних демпфуючих пристроїв просторових коливань LOX - LH₂ баків верхнього ступеня Аріан А5 Е / СА, для певних конфігурацій корисного навантаження потрібні були також додаткові спеціальні дослідження для забезпечення POGO стійкості даного верхнього ступеня РН [Muller S., 2010]. Оскільки моделювання конструкції, використані в прогнозах POGO, виявилися близькими до польотних спостережень, основну увагу французької фірми SAFRAN-Snecma було приділено дослідженню динамічної поведінки двигуна HM7 В. На основі їх результатів припущено, що частота резонансу в живильній лінії рідкого кисню (LOX) має «явно випадкову еволюцію в обмеженому діапазоні навколо свого середнього значення внаслідок нестационарності кавітаційних явищ в турбонасосі окислювача» [Muller S., 2010]. Це дозволило дослідникам зробити висновок про додаткові запаси POGO стійкості верхнього ступеня РН Аріан А5 Е / СА, тобто прогнозована область поздовжньої стійкості даного ступеня (в площині зміни режимних параметрів двигуна) виявилася більшою, ніж очікувалося.

Таким чином, в даний час при проєктуванні верхніх ступенів ракет-носіїв суттєвою проблемою, яка перешкоджає виконанню надійного аналізу стійкості верхніх ступенів РН по відношенню до їх поздовжніх коливань, є відсутність апробованих методик, що дозволяють виконати моделювання просторових

коливань конструкції верхніх ступенів РН зі складною просторовою конфігурацією космічного апарату і паливних відсіків, а також розвинених математичних моделей динамічної взаємодії конструкцій цих ступенів з сучасними рідинними двигунними установками, які враховують нестационарні динамічні процеси і кавітаційні явища в насосах маршових двигунів.

5.1 Особливості дизайну конструкцій сучасних верхніх ступенів рідинних ракет-носіїв і їх вплив на стійкість і динамічні навантаження на конструкцію верхніх ступенів ракет-носіїв

Сучасні конструкції верхніх ступенів РН або розгінних блоків (РБ), як правило, складаються з декількох технологічних збірок, основними з яких є паливні баки, маршовий двигун з пневмогідросистемою і вузлами кріплення збірок між собою. Системи керування, системи вимірювань, системи безпеки та інші системи верхніх ступенів РН визначають функціонування цих збірок. На рис. 5.1 наведені компоновальні схеми деяких відомих конструкцій космічних ступенів і розгінних блоків РН.

Всі представлені на рис. 5.1 конструкції верхніх ступенів (розгінні блоки) мають зовнішню циліндричну оболонку, до якої за допомогою силових рам кріпляться паливні баки. Ступені, компоновальні схеми яких показані на рис. 5.1, а, б, в, г мають паливні відсіки, конструктивно виконані з взаємним зануренням баків окислювача і пального. Розгінні блоки, зображені на рис. 5.1, а, б, ж мають баки тороїдальної конфігурації [Разгонный блок “Бриз – М” , 2015; Разгонные блоки на высокоэффективном топливе..., 2020]. На ступенях, компоновальні схеми яких подані на рис. 5.1, в, г, е баки виконані (або складені) з оболонок сферичної форми. Тороїдальна конфігурація паливних баків дозволяє розмістити всередині баків маршовий двигун розгінного блоку, що позитивно позначається на габаритних розмірах блоку і покращує вагові характеристики РРДУ. Таким чином, розглянуті конструктивні рішення верхніх ступенів, отримані в результаті оптимізації їх компоновальних схем і робочих процесів в системі живлення РРДУ, характеризуються досить складною просторовою конфігурацією паливних баків і

кріплення їх до РРДУ за допомогою силових рам [Николаев А. Д. et al., 2014; Centaur upper stage, 2015].

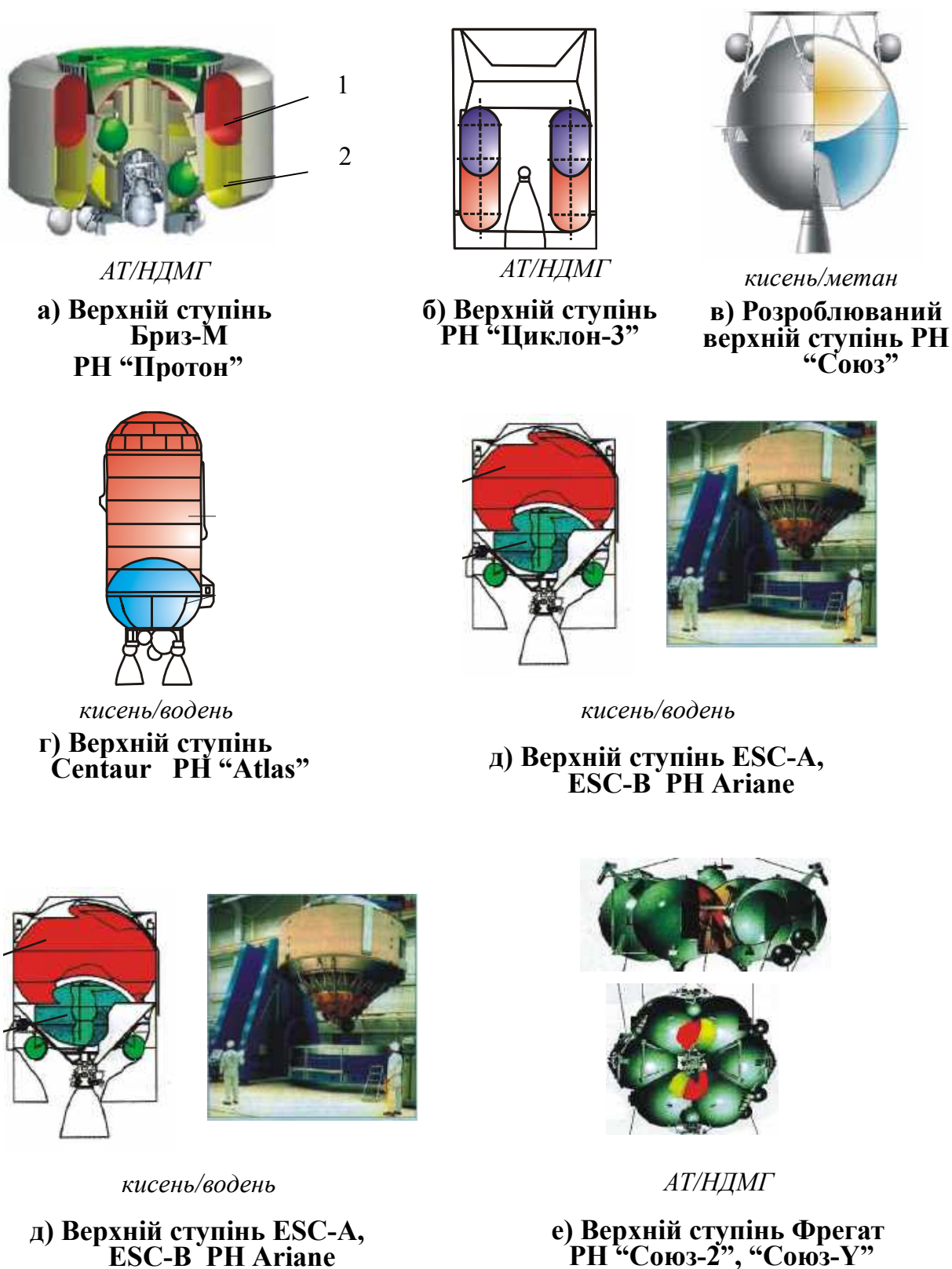


Рисунок 5.1 – Просторові конфігурації деяких конструкцій сучасних і розроблюваних верхніх ступенів РН (1 – відсік окислювача, 2 – відсік пального)

На підставі аналізу конструктивно-компонувальних схем сучасних верхніх ступенів РН (розгінних блоків) визначено принципові особливості верхніх ступенів РН, які можуть впливати на ефективність виконання завдань польоту і динаміку рідинної РН:

- наявність значних мас рідкого палива (до 90% від загальної маси), що мають велику рухливість внаслідок великої площі їх вільних поверхонь;
- складна просторова конфігурація тонкостінних паливних баків ступеня;
- наявність асиметрії (масової та геометричної, в деяких випадках досить суттєвої) ступенів щодо поздовжньої осі;
- податливість конструкцій, що призводить в деяких компоновальних схемах ступенів до динамічної взаємодії компонентів рідкого палива через поверхні пружних оболонок пов'язаних паливних баків (що призводить до необхідності встановлення спеціальних демпферів коливань, як, наприклад, на ступені ESC-A РН Ariane, рис. 5.2);
- порівняно мала величина дисипативних сил, що виникають при коливаннях рідкого палива в баках ступенів і самих конструкцій ступенів в періоди роботи такого потужного джерела збурень як РРДУ;
- наявність системи керування, яка в процесі польоту вносить збурення в рух ступеня з КА, прагнучи забезпечити «нульову» неузгодженість між програмним і істинним рухом об'єкта;
- нестационарність космічного ступеня РН як динамічної системи через регулювання протягом часу польоту режимних параметрів РРДУ;
- тонкостінність і змінність товщини стінок несучих конструкцій паливних баків по осьовій довжині і в радіальному напрямку (для днищ баків).

Зазначені особливості сучасних конструкцій верхніх ступенів значною мірою впливають на динамічні характеристики ступенів, і, отже, динамічну поведінку ступенів і КА при виведенні їх на робочі орбіти. Зокрема, особливості їх низькочастотної динаміки можуть призвести при розвитку поздовжньої нестійкості пов'язаної динамічної системи «РРДУ – верхній ступінь з КА» до неприпустимого рівня поздовжніх коливань власне верхнього ступеня з КА [Блоха И. Д. , Николаев А. Д. et al, 2007].

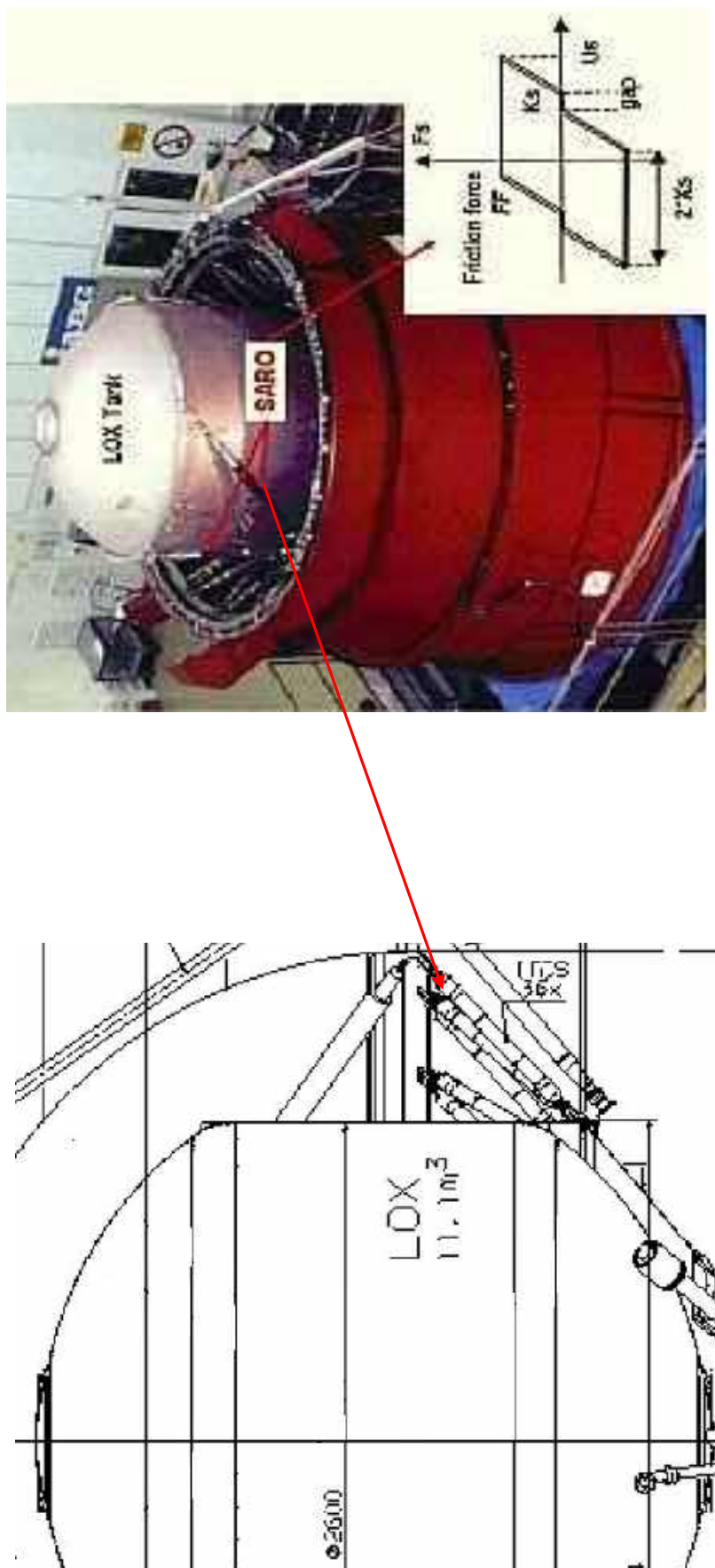


Рисунок 5.2 – Схема встановлення демпферів коливань (SARO) баку окислювача ступеня (LOX Tank) і його робоча характеристика (залежність сили тертя (Friction force) від переміщення (U_s)) [Louaas E., 2005, Mourey P., 2001]

При втраті стійкості всієї рідинної РН по відношенню до різних видів коливань (поздовжнім коливанням РН, коливанням, зумовленим взаємодією рідкого палива в баках РН і автоматом стабілізації) конструкції верхніх ступенів відіграють визначальну роль на форми коливань космічного апарату.

Таким чином, для успішного вирішення проблеми забезпечення динамічної стійкості рідинних РН, що мають верхній ступінь зі складною просторовою конфігурацією, доцільно розробити сучасне науково-методичне забезпечення, що дозволяє на основі математичного моделювання [наприклад, Хоряк Н.В., 2007] визначити динамічні характеристики і оцінити динамічні навантаження на конструкцію. Дане забезпечення повинне враховувати складну просторову конфігурацію паливних баків сучасних конструкцій ступенів, особливості їх конструктивного виконання і роботу виконавчих органів системи керування РН.

5.2 Математичне моделювання просторових коливань верхніх ступенів ракет-носіїв зі складною просторовою конфігурацією паливних баків

Космічні апарати нерідко мають габаритні розміри, співмірні з розмірами верхніх ступенів. Вага космічного апарату (після вироблення частини палива з паливних баків верхнього ступеня) може перевищувати суху вагу конструкції ступеня (зауважимо для порівняння, що вага космічного апарату становить приблизно 2 % – 4 % від стартової ваги багатоступеневої ракети середнього класу). Якщо при аналізі повздовжньої стійкості багатоступеневої рідинної РН корпус ракети в першому наближенні може схематизуватися пружним тонкостінним стрижнем [Натанзон М., 1977], то при моделюванні поздовжніх коливань конструкції верхнього ступеня, конфігурація якої подібна представлений на рис.5.3, така схематизація може виявитися досить грубою. Вона не дозволяє описати складні коливальні рухи космічного апарату і паливного відсіку з рідиною, для яких непоздовжні складові можуть бути істотними [Хоряк Н. В., Николаев А. Д., 1992]. Тому необхідність врахування при моделюванні просторових рухів конструкції ступеня і КА є основною особливістю виконання аналізу поздовжньої стійкості верхніх ступенів ракет-носіїв.

Відзначимо, що вищевказану сфероконічну конфігурацію має третій ступінь РН "Циклон 4" та РН "Циклон 4М". Конструкція третього ступеня являє собою суцільнозварну герметичну ємність сфероконічної форми з циліндричною вставкою. Ємність складається з порожнини окислювача, що має сферичну форму з циліндричною вставкою, і порожнини пального конічної форми. Маршовий двигун розміщується симетрично до поздовжньої осі ступеня і кріпиться за допомогою рами до порожнини пального паливного відсіку. Таким чином, конструкція третього ступеня РН «Циклон-4» має складну просторову конфігурацію сфероконічного паливного відсіку з нетрадиційним кріпленням до його нижнього шпангоуту маршового РРД (рис. 5.3, а), при цьому вона істотно відрізняється від конструкції третього ступеня ракети «Циклон-3» (рис. 5.1, б).

Для математичного моделювання вільних коливань конструкції третього ступеня РКН «Циклон 4» в напрямку її поздовжньої осі [Николаев А. Д. et al, 2011] і визначення параметрів власних поздовжніх коливань конструкції третього ступеня РКН з використанням універсальної програмної системи [Lee Kunwoo, 1999] розроблена скінченно-елементна модель ступеня. При моделюванні передбачалося, що третій ступінь РН являє собою конструкцію, що складається з пружних оболонок, заповнених нестисливою в'язкою рідиною з можливістю деформації вільної поверхні.

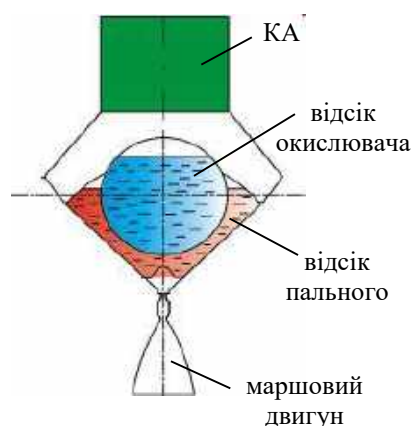


Рисунок 5.3 – Просторова конфігурація конструкції третього ступеня РКН «Циклон-4» з кріпленням до його нижнього шпангоуту маршового РРД

Моделювання проведено для максимального заповнення конструкції порожнин паливом, що відповідає часу роботи двигунів першого ступеня РН «Циклон 4».

Для побудови скінченно-елементної моделі третього ступеня РН «Циклон 4» як складної просторової гідромеханічної системи були використані скінченні елементи трьох типів. Порожнини пального і окислювача, приладовий відсік і рама маршового двигуна моделювалися скінченними елементами «пружна оболонка» (3440 елементів); рідке паливо в відсіках третього ступеня було представлено за допомогою скінченних елементів «тривимірна рідина» (8320 елементів); балони системи наддуву і системи запуску, баки окислювача і пального рідинної реактивної системи моделювалися за допомогою елементів «зосереджена маса» (8 елементів). На рис. 5.4 показано скінченно-елементну модель третього ступеня РКН «Циклон 4».

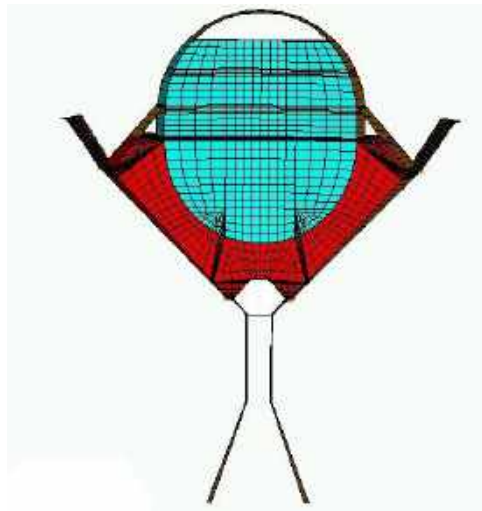


Рисунок 5.4 – Скінченно-елементна модель третього ступеня РКН «Циклон 4»

Параметри просторових коливань третього ступеня зі складною просторовою конфігурацією паливних баків визначалися з використанням методики, представленої в роботах [Пилипенко В.В., Николаев А.Д. et al, 2006], [Nikolayev O.D., Bloha I. D., 2006], [Николаев А. Д., Хоряк Н. В. et al, 2009] на підставі розробленої скінченно-елементної моделі динамічної взаємодії рідкого палива і конструкції ступеня шляхом вирішення лінійної системи звичайних

диференціальних рівнянь, яка описує вільні коливання ступеня як консервативної системи:

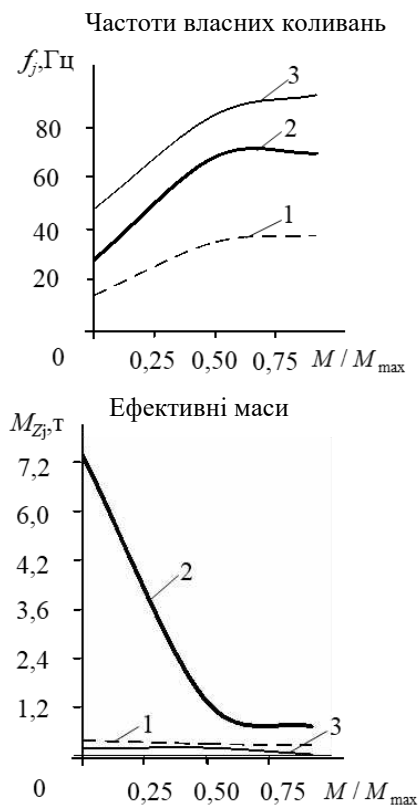
$$M\ddot{X}(t) + KX(t) = 0, \quad (5.1)$$

де X – вектор переміщень;

M , K – стрічкові матриці мас і жорсткості порядку $n \times n$;

t – поточний час.

У скінченно-елементній моделі ступеня задавалися умови сумісності деформацій сполучених поверхонь розділу рідкого і твердого середовищ з урахуванням ковзання рідини відносно стінок баків ступеня РН, граничні умови, що визначають кріплення верхньої частини конструкції, а також дію масових сил і тиску наддуву на компоненти рідкого палива в баках ступеня.



1-3 – параметри I-III-го тону поздовжніх коливань оболонкової конструкції з рідиною

Рисунок 5.5 – Залежності параметрів вільних поздовжніх коливань конструкції ступеня РН від міри заповнення баків

Для прийнятого розбиття системи на скінченні елементи розраховувалися параметри вільних просторових коливань третього ступеня РКН: частоти власних коливань і узагальнені маси. Вибір домінуючих поздовжніх мод третього ступеня РН, використаних у подальшому при побудові математичної моделі вільних поздовжніх коливань корпусу РН «Циклон 4», проводився на основі аналізу частот власних коливань і узагальнених мас поздовжніх складових просторових коливань третього ступеня РКН. З аналізу результатів випливає, що значними узагальненими масами (більше 200 кг) характеризуються чотири поздовжні моди третього ступеня РН «Циклон 4», при цьому тільки у двох з них частоти (далі вони позначені f_{3ST1} і f_{3ST2}) знаходяться в частотному діапазоні потенційного прояву поздовжньої нестійкості РКН

«Циклон 4» - інтервалі $(0, f_{\max})$, де $f_{\max} = 20 - 30$ Гц [Николаев А. Д. Хоряк Н. В., et al. 2011].

Дослідження характеру коливань системи на частоті $f_{3ST1} = 14,3$ Гц показало, що на цій частоті відбуваються суттєві коливання (розтягування-стискання) оболонки порожнини окислювача в напрямку поздовжньої осі ступеня при відносно малих поздовжніх переміщеннях елементів конструкції порожнини пального. Це впливає з рис. 5.6 в), на якому представлено поздовжній «виріз» скінченно-елементної моделі космічного ступеня «Циклон-4», який ілюструє форму просторових коливань третього ступеня на частоті $f_{3ST1} = 14,3$ Гц (для наочності розміри деформацій тут і далі на аналогічних рисунках збільшені).

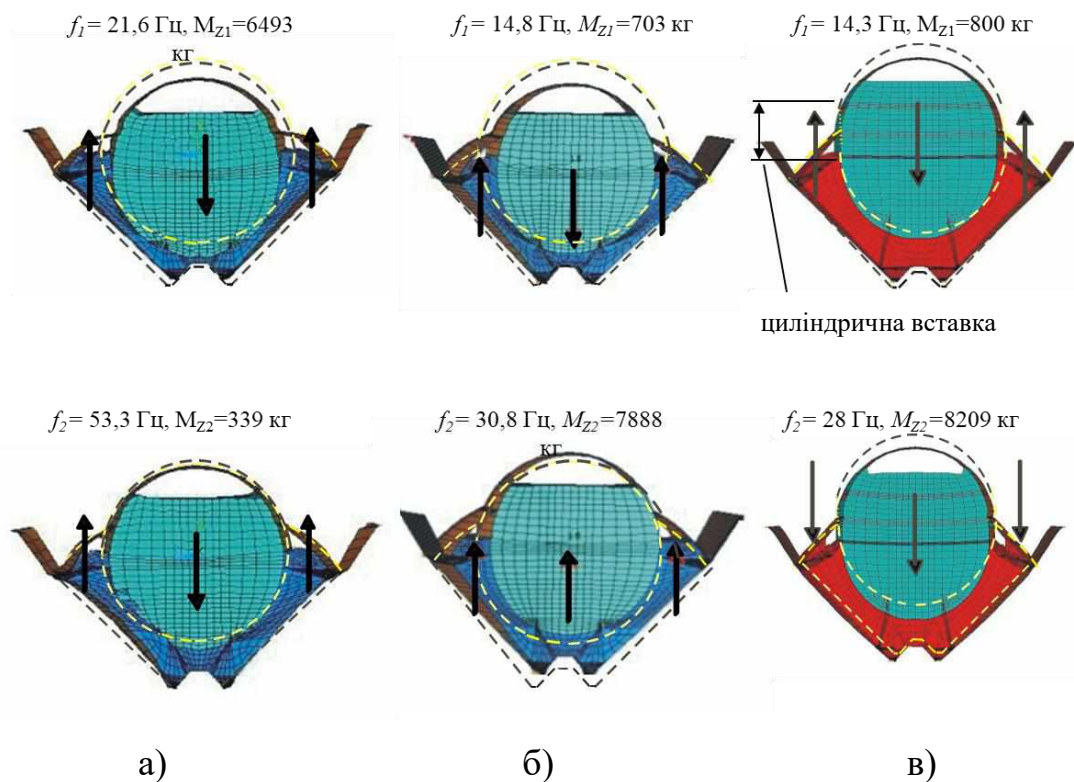


Рисунок 5.6 – Форми поздовжніх коливань для різних варіантів розрахунку конструкції 3 ступеня РН «Циклон-4» з рідиною (а – розрахунок без урахування силової взаємодії баків; б – розрахунок з урахуванням силової взаємодії баків; в – розрахунок для конструкції з рідиною з циліндричної вставкою в стінках сферичного бака з урахуванням взаємодії баків)

На частоті $f_{3ST2} = 27,9$ Гц елементи конструкції, що представляють порожнини пального і окислювача ступеня, здійснюють коливальні рухи вздовж

поздовжньої осі з однією фазою. Внаслідок цього поздовжні коливання з частотою f_{3ST2} характеризуються значною узагальненою масою. На рис. 5.6 в) приведена форма просторових деформацій конструкції паливного відсіку третього ступеня РН «Циклон-4» з частотою коливань $f_{3ST2} = 27,9$ Гц.

З отриманих результатів випливає, що при моделюванні вільних поздовжніх коливань корпусу РН «Циклон-4» досить обмежитися урахуванням коливального руху третього ступеня в поздовжньому напрямку з двома власними частотами: $f_{3ST1} = 14,3$ Гц и $f_{3ST2} = 27,9$ Гц. Узагальнені маси осциляторів, що моделюють коливання третього ступеня з зазначеними частотами, складають $M_{3ST1} = 763$ кг та $M_{3ST2} = 8117$ кг відповідно. Сумарна розрахункова маса інших тонів власних поздовжніх коливань третього ступеня враховувалася в моделі вільних поздовжніх коливань корпусу РН «Циклон-4» у вигляді зосередженої маси M_{3ST3} , закріпленої в перетині верхнього шпангоута міжступеневого відсіку.

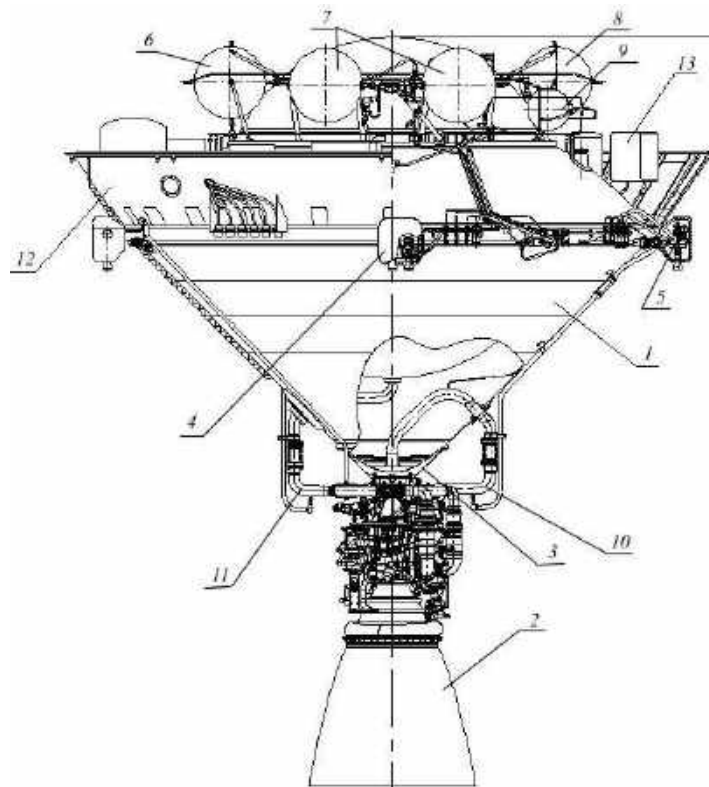
На рис. 5.6 наведені також форми і параметри коливань досліджуваного космічного ступеня РН з рідиною для різних варіантів його конструктивного виконання: а – розрахунок без урахування силової взаємодії баків; б – розрахунок з урахуванням силової взаємодії баків; в – розрахунок для оболонкової конструкції з рідиною з циліндричної вставкою в стінках сферичного бака з урахуванням взаємодії баків (відповідає 3 –му ступеню «Циклон-4»).

Як випливає з аналізу результатів без урахування силової (гідропружної) взаємодії баків власні частоти коливань ступеня збільшуються: зокрема, для першого тону – з 14,8 Гц до 21,3 Гц і для другого тону – з 30,8 Гц до 53,3 Гц. Ця методична різниця може виявитися принциповою при аналізі повздовжньої стійкості польоту автономного ступеня РН або всієї ракети-носія.

Таким чином, розроблено методичне забезпечення для розрахунку параметрів власних коливань космічного ступеня РН зі складною просторовою конфігурацією його паливного відсіку при різній мірі його заповнення рідким паливом.

5.3 Динамічна стійкість верхнього ступеня рідинної ракети-носія із сфероконічною конфігурацією паливного відсіку на активній ділянці польоту

Сфероконічна конфігурація, як показано вище, може бути однією з можливих реалізацій конфігурацій конструкції паливного відсіку верхнього ступеня. Конструктивно-компонувальна схема перспективної конструкції верхнього ступеня РН наведена на рис. 5.7. Ступінь містить: паливний відсік; приладовий відсік; раму маршового двигуна; рідинну реактивну систему (РРС); пневмогідросистему (ПГС); систему



1 – паливний відсік; 2 – маршовий двигун; 3 - рама маршового двигуна; 4 – двохдвигунний блок РРС; 5 – трьохдвигунний блок РРС; 6 – бак окислювача РРС; 7 – шаробалони ПГС; 8 – бак пального РРС; 9 – шаробалони РРС; 10 – витратна магістраль пального; 11 – витратна магістраль окислювача, 12 – приладовий відсік, 13 – прилади СУ, СВ, СБ, СКТ

Рисунок 5.7 – Конструктивно-компонувальна схема верхнього ступеня РН з сфероконічною конфігурацією конструкції паливного відсіку

контролю граничних рівнів (СКГР); прилади і елементи системи управління (СУ), систему безпеки (СБ), систему вимірювань (СВ), систему контролю температур (СКТ); деталі загального складу ступеня. Маршовий двигун розміщується співвісно до поздовжньої осі ступеня і кріпиться до нижнього шпангоуту паливного відсіку через раму маршового двигуна.

Схематизація конструкції РН пружним тонкостінним стрижнем може виявитися досить грубою при моделюванні поздовжніх коливань конструкції верхнього ступеня РН з паливним відсіком сфероконічної конфігурації, оскільки габаритні розміри ступеня в поздовжньому і поперечному напрямках співмірні. Ця обставина визначає основну особливість моделювання динамічної взаємодії РРДУ і конструкції верхніх ступенів ракет-носіїв з КА – необхідність врахування просторових рухів конструкції ступеня.

Як впливає з теорії автоматичного регулювання РРД [Гликман Б.Ф., 1989], нестійкість двигуна, яка може супроводжуватися вібраціями конструкції верхнього ступеня РН, може бути обумовлена кавітаційними коливаннями в насосній системі РРДУ, регуляторними коливаннями РРД, динамічною взаємодією РРДУ і конструкції ступеня. Таким чином, при виборі методу розв'язання задачі визначення стійкості динамічної системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА» повинні бути враховані не тільки його працездатність, швидкодія і точність рахунку, але і його ефективність при чисельному аналізі стійкості системи по відношенню до зазначених вище видів коливань. У зв'язку з цим методика дослідження стійкості РН як складних багатоконтурних систем [Задонцев В.А., Хоряк Н.В., Николаев А.Д., 1995], заснована на вирішенні проблеми власних значень, є досить ефективною для чисельного визначення стійкості лінійної динамічної системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА» і відповідає вимогам до якості проведених обчислень. Стійкість лінійної динамічної системи n -го порядку визначалася розташуванням її власних значень λ_i ($i = 1, \dots, n$) відносно уявної осі, а її власні частоти коливань f_i – уявними частинами комплексних власних значень:

$$f_i = |\operatorname{Im} \lambda_i| / 2\pi .$$

Для оцінки згасання коливань системи «РРДУ – конструкція

ступеня з КА» на власній частоті f_i використовувався параметр δ_i , аналогічний за формою подання логарифмічному декременту коливань одночастотної системи: $\delta_i = -2\pi \cdot \operatorname{Re} \lambda_i / |\operatorname{Im} \lambda_i|$. Нульове значення параметру δ_i відповідає коливальній границі стійкості системи, а негативне є ознакою її нестійкості (наростаючих коливань на власній частоті f_i).

Визначення параметрів власних коливань досліджуваного верхнього ступеня РН ускладняється необхідністю врахування ряду його конструктивних особливостей [Блоха И.Д., Николаев А.Д. et al, 2007]:

- паливний відсік ступеня має складну просторову конфігурацію;
- порожнина окислювача занурена в порожнину пального, що сприяє динамічній взаємодії цих порожнин при коливаннях ступеню;
- кріпильний шпангоут сферичної порожнини окислювача зміщений по вертикалі щодо центру симетрії порожнини;
- стінки баків паливного відсіку мають змінну товщину;
- силові шпангоути паливних відсіків ступеня встановлені в «некінцевих» перетинах конструкції.

Зазначені особливості виключають можливість використання апробованих методик визначення динамічних характеристик верхнього ступеня з заповненим рідиною паливним відсіком, розроблених для оболонок циліндричної форми з плоским днищем [Микишев Г. Н., 1978]. Тому розрахунки динамічних характеристик конструкції верхнього ступеня РН «Циклон-4» проводилися з використанням методу скінченних елементів [Николаев А. Д. et al, 2011] і сучасних CAD / CAE засобів комп'ютерного проєктування, які дозволяють врахувати зазначені вище особливості конструкції досліджуваного верхнього ступеня РН.

В спектрі частот просторових коливань конструкції верхнього ступеня РН кількість розрахункових частот відповідає кількості скінченних елементів у використовуваній моделі, а їх значення знаходяться в діапазоні від часток Герца до десятків тисяч Герц. Оскільки частоти власних коливань динамічної системи "живильні магістралі – РРД" розглянутого верхнього ступеня РН знаходяться в

частотному діапазоні (0, 100 Гц), моделювання динамічної взаємодії конструкції космічного ступеня РН і його РРДУ проводилося в зазначеному частотному діапазоні. У математичну модель замкнутої динамічної системи «РРДУ – конструкція верхнього ступеня РН» включалися рівняння тільки домінуючих поздовжніх мод конструкції РН. В якості домінуючих поздовжніх мод конструкції даного ступеня РН вибиралися моди, частоти яких не перевищують верхню межу частотного діапазону моделі $f_{\max}=100$ Гц, а значення узагальнених мас в поздовжньому напрямку є найбільшими. З спектра частот власних просторових коливань конструкції верхнього ступеня, розрахованого за умови максимального заповнення паливних баків, були обрані 3 моди власних поздовжніх коливань конструкції ступеня. Розрахункові значення параметрів обраних поздовжніх мод конструкції верхнього ступеня РН – власних частот f_{ki} і коефіцієнтів форм коливань конструкції двигуна $\beta_{\partial i}$ і космічного апарату $\beta_{КА i}$, що відповідають різній мірі спорожнення θ паливних баків ступеня ($\theta = 0\%, 50\%$ и 92%), наведені в таблиці 5.1.

Таблиця 5.1 – Розрахункові значення параметрів обраних поздовжніх мод конструкції верхнього ступеня РН

Рівень спорожнення паливних баків $\theta, \%$	Параметри домінуючих поздовжніх мод конструкції верхнього ступеня РН			
	Номер моди i	Власна частота коливань $f_{ki}, \text{Гц}$	Коефіцієнти власної форми коливань	
			$\beta_{\partial i}$	$\beta_{КА i}$
0%	1	14,63	0,00273	0,00234
	2	22,55	0,00521	-0,01107
	3	55,69	0,00809	0,00015
50%	1	30,64	0,00472	0,00247
	2	46,83	0,01328	-0,00907
	3	47,41	-0,00411	0,00190
92%	1	39,93	0,00692	-0,00349
	2	45,73	0,01118	-0,00374
	3	47,48	-0,00554	0,00098

Результати розрахунку спектру матриці лінійної динамічної системи "живильна магістраль – РРДУ" вказали, що розглянута система стійка: всі її власні

значення розташовуються на комплексній площині зліва від уявної осі. У частотному діапазоні (0, 100 Гц) знаходяться значення 3-х власних частот коливань системи $f_{D1}=35,89$ Гц, $f_{D2}=36,2$ Гц, $f_{D3}=52,8$ Гц, при чому коливання на цих частотах характеризуються досить великим згасанням: $\delta_{D1}=0,939$; $\delta_{D2}=0,613$; $\delta_{D3}=10,94$. В результаті аналізу параметричної чутливості системи було встановлено, що коливання системи на частотах f_{D1} та f_{D2} визначаються коливаннями рідини в живильній магістралі пального і окислювача, отже, резонансна взаємодія РРДУ і конструкції корпусу верхнього ступеня на цих частотах може призвести до втрати стійкості системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА».

Вплив на конструкцію ступеня з боку РРДУ в математичній моделі замкненої динамічної системи «РРДУ - конструкція ступеня з КА» задавався в рівняннях власних поздовжніх коливань конструкції ступеня через зовнішнє (по відношенню до корпусу РН) збурення тяги РРД, а вплив на РРДУ з боку корпусу РН – в рівняннях руху рідини по живильним магістралям через зовнішнє (по відношенню до РРДУ) збурення узагальнених координат конструкції ступеня.

У класичному аналізі повздовжньої стійкості рідинних РН [Натанзон М.С., 1977] з циліндричними паливними баками використовується залежність між тиском рідини на днище баку P_b і прискоренням узагальненої координати Z , що описує поздовжні коливання корпусу РН:

$$P_b = \frac{\gamma}{g} H_b \beta_{db} \frac{d^2 Z}{dt^2}, \quad (5.3)$$

де γ – питома вага палива в баку;

g – прискорення вільного падіння;

H_b – рівень рідини в баку;

β_{db} – коефіцієнт форми і-го тону власних поздовжніх коливань корпусу РН.

На відміну від ступенів з циліндричними баками, для яких рух конструкції і рідкого палива при осьовому збуренні відбуваються переважно вздовж поздовжньої осі, коливальні рухи ряду елементів конструкції і рідкого палива даного верхнього ступеня мають просторовий характер (з істотними поперечними

складовими переміщень). Амплітуди коливань тиску на днище паливних баків для досліджуваного ступеня не пропорційні висоті стовпа рідини (як у випадку циліндричних баків). Це видно з діаграми (див. рис.5.8), на якій в якості ілюстрації представлено розподіл розрахункових амплітуд коливань тиску (в Па) для баку пального досліджуваного ступеня (варіант 50%-го заповнення паливом) при поздовжньому гармонічному збуренню конструкції двигуна δZ_{dv} на частоті 30,64 Гц з амплітудою коливань 0,001 м.

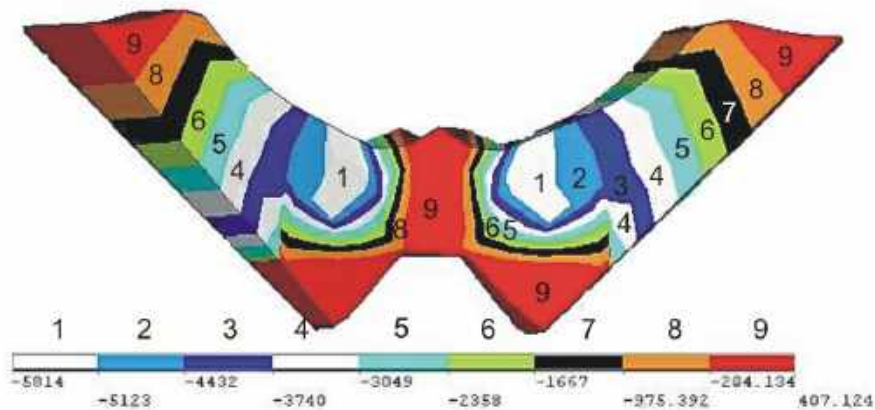


Рисунок 5.8 – Розподіл розрахункових амплітуд коливань тиску (в Па) рідини в баку пального досліджуваного ступеня

Знак при величині амплітуди коливань тиску дає уявлення про форму коливань рідкого палива на зазначеній частоті в розрахункових областях баку пального при русі в напрямку поздовжньої осі Z (знак мінус «відповідає» розтягуванню, плюс – «стисканню»). З рисунка випливає, що поздовжні коливання конструкції ступеня з паливними баками сфероконічної конфігурації призводять до коливань тиску рідини (пального) в місці розташування забірної пристрою, які не можуть бути задовільно описані залежністю (5.3). Тому для визначення тиску на вході в живильні магістралі окислювача P_{bo} і пального P_{bg} використовувалися частотні характеристики, розраховані на основі розробленої моделі системи «конструкція ступеня з КА»:

$$\delta P_{bo} = A_{bo}(j\omega)\delta Z_{dv},$$

$$\delta P_{bg} = A_{bg}(j\omega)\delta Z_{dv},$$

де $A_{bo}(j\omega)$, $A_{bg}(j\omega)$ – відношення комплексної амплітуди коливань тиску (відповідно в баках окислювача δP_{bo} і пального δP_{bg}) на вході в забірний пристрій до комплексної амплітуди коливань позовжнього переміщення конструкції δZ_{dv} двигуна ступеня;

ω – кутова частота коливань;

j – уявна одиниця.

Як показали результати розрахунку спектра матриці лінійної динамічної системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА» при різній мірі спорожнення паливних баків, досліджувана система стійка по Ляпунову на всьому інтервалі часу роботи маршового двигуна ступеня.

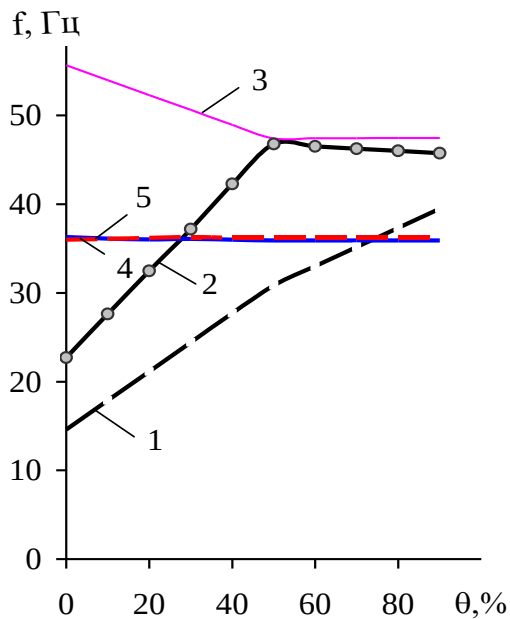


Рисунок 5.9 – Розрахункові залежності власних частот коливань замкнутої системи “РРДУ – конструкція ступеня з КА” від міри спорожнення баків (власні частоти коливань: 1, 2, 3 – частоти I, II, III-го тону позовжніх коливань конструкції ступеня РН з КА; 4 – частота коливань рідини в живильній магістралі РРДУ)

Розрахункові залежності власних частот коливань замкнутої системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА» від міри спорожнення баків (у відсотках від максимального об’єму), наведені на рис. 5.9 у вигляді кривих 1-5. Ці криві можна розглядати як залежності власних частот коливань системи від часу роботи маршового двигуна ступеня, так як міра спорожнення пропорційна часу роботи маршового двигуна. Власні частоти коливань замкнутої системи f_1 , f_2 , f_3 , близькі за значеннями до власних частот перших трьох позовжніх мод конструкції верхнього ступеня РН з КА, зображені кривими 1, 2, 3. Криві 4 і 5 представляють залежності від власних частот коливань системи f_4 і f_5 , близьких за значеннями до

власних частот коливань рідини в паливних магістралях РРДУ f_{D1} і f_{D2} .

Значення власних частот коливань рідини в паливних магістралях РРДУ і близькі до них значення власних частот коливань замкнутої системи "РРДУ - конструкція ступеня з КА" f_4 , f_5 залишаються майже незмінними на всьому інтервалі часу роботи маршового двигуна. Значення власних частот перших двох тонів коливань конструкції верхнього ступеня і близькі до них значення власних частот коливань замкнутої системи f_1 , f_2 зростають по мірі спорожнення паливних баків, при цьому криві 1 і 2 перетинаються з кривими 4 і 5 (див. рис. 5.9). В умовах резонансної взаємодії підсистем «живильні магістралі – РРД» і «конструкція ступеня – рідке паливо» (при близьких значеннях їх власних частот коливань) відбувається ефективний обмін енергією між взаємодіючими підсистемами, який може призвести до втрати стійкості замкнутої динамічної системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА».

Обмін енергією між взаємодіючими підсистемами лінійної динамічної системи

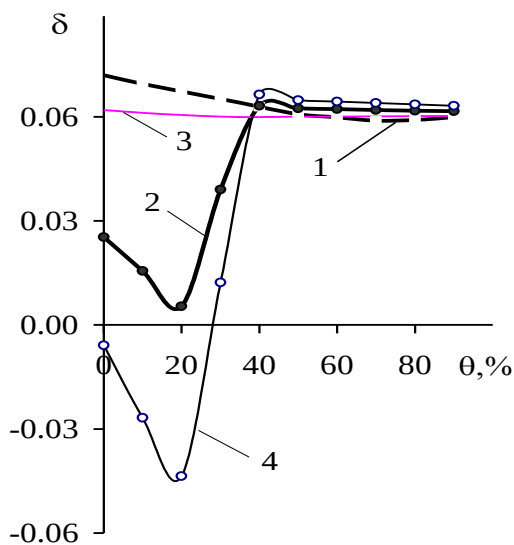


Рисунок 5.10 – Декременти власних коливань системи «РРДУ – конструкція верхнього ступеня з КА»: 1 – 3 – з частотами, близькими до частот I – III-го тону поздовжніх коливань конструкції ступеня відповідно; 4 – до частоти II-го тону її коливань при збільшеному в 2 рази коефіцієнті підсилення маршового двигуна

«РРДУ – конструкція ступеня з КА» проявляється в більш-менш істотну зміну значень показників згасання її коливань (в порівнянні з показниками згасання коливань взаємодіючих підсистем) на власних частотах, що мають близькі значення.

На рис. 5.10 показано розрахункові залежності $\delta_i(\theta)$ показників згасання коливань системи "РРДУ – конструкція ступеня з КА" від міри θ спорожнення її баків для власних частот, близьких за значеннями до власних частот I-го, II-го і III-го тону поздовжніх коливань конструкції верхнього ступеня РН (криві

1, 2 і 3 відповідно). При виконанні розрахунку логарифмічні декременти цих тонів коливань конструкції (в незв'язаній системі) покладалися рівними 0,06. З рис.

5.9 – 5.10 слід, що найбільш яскраво динамічна взаємодія РРДУ і конструкції ступеню з КА проявилася при зближенні значень частоти II-го тону поздовжніх коливань конструкції ступеня і власних частот коливань рідини в живильних магістралях РРДУ (головним чином, в живильній магістралі окислювача f_4). При зближенні значень власних частот коливань замкнутої динамічної системи "РРДУ – конструкція ступеня з КА" f_2 і f_4 , f_5 (як видно з рис. 5.9, вони збігаються при $\theta \approx 25\%$), обумовленому зближенням власної частоти II-го тону коливань конструкції з власною частотою коливань рідини в живильній магістралі окислювача, значення показника згасання коливань замкнутої системи δ_2 помітно зменшується (у порівнянні з 0,06 в незв'язаній системі). Найменше значення $\delta_2 \approx 0,004$ досягається при $\theta \approx 20\%$ (см. рис. 5.10). Резонансна взаємодія РРДУ і конструкції ступеню на інших власних частотах коливань системи досить незначна. Слід зазначити, що для РРД з допалюванням генераторного газу (цей варіант розрахунку показаний на рис. 5.10, крива 4) динамічний коефіцієнт підсилення РРД (по каналу тиску) може бути в 2-3 рази більше, ніж для РРД без допалювання генераторного газу. Якщо для даного верхнього ступеня РН в якості маршового двигуна використовувати РРД з допалюванням генераторного газу, то досліджувана динамічна система «РРДУ – конструкція ступеня з КА» на інтервалі $0 \leq \theta < 30\%$ буде нестійкою: коливання системи з власною частотою f_2 , близькою до власної частоти коливань II-го тону конструкції ступеня, на зазначеному інтервалі характеризуються негативним згасанням.

Таким чином, при моделюванні замкнутої динамічної системи «РРДУ – конструкція ступеня з КА» і при виконанні теоретичного аналізу стійкості верхніх ступенів ракет-носіїв по відношенню до поздовжніх коливань необхідно враховувати особливості розвитку коливальних процесів в системі, які обумовлені складною просторовою конфігурацією паливних баків (відсіків) сучасних конструкцій верхніх ступенів РН [Николаев А. Д. et al, 2011]. Показано, що при осьовому збуренні конструкції верхнього ступеня РН, паливні баки якого мають складну просторову конфігурацію, поздовжні і поперечні складові коливального

руху рідкого палива і ряду елементів конструкції можуть бути порівнянними за величиною, а залежності амплітуд коливань тиску на виході з баків від амплітуди поздовжнього переміщення конструкції ступеню - непропорційними висоті стовпа рідини в баках.

З урахуванням зазначених особливостей виконано моделювання поздовжніх коливань верхнього ступеня РН з паливним відсіком сфероконічної конфігурації і маршовим РРД без допалювання генераторного газу [Николаев А. Д. et al, 2014]. Показано, що діапазони змін значень власних частот поздовжніх коливань конструкції ступеня і рідини в системі живлення РРД перетинаються, і при близьких значеннях цих власних частот досліджувана динамічна система «РРДУ - конструкція ступеня з КА» впритул наближається до коливальної границі стійкості, а у випадку з удвічі більшим за величиною динамічним коефіцієнтом підсилення РРД по каналу тиску (що відповідає РРД замкнутої схеми) – втрачає стійкість по відношенню до поздовжніх коливань.

Таким чином, показано, що для сучасних верхніх ступенів РН існує потенційна небезпека реалізації в польоті коливальних режимів, обумовлених динамічною взаємодією РРДУ і конструкції верхнього ступеня зі складною просторовою конфігурацією паливних баків.

5.4 Динамічна стійкість верхнього ступеня рідинної ракети-носія з паливним відсіком соосної конфігурації, виконаним з використанням мембранних плівкових матеріалів

Тенденції до багаторазового використання ракет-носіїв, до здешевлення їх пусків на навколоземну орбіту, до зниження ваги і експлуатаційних витрат [Nakajima M. et al, 1998] обумовлені вимогами сучасного ринку космічних ракет-носіїв. Відповідно до концепції [Komatsu K. et al, 2000] розробки конструкції баків з надтонкими стінками для багаторазових ракет-носіїв, концентрична (коаксіальна) компоновка баків космічного ступеня є одним з перспективних шляхів для зниження ваги ступеня і його РРДУ. Для реалізації цього напрямку в японському JAXA (National Research and Development Agency), розвиваються підходи до

проектування і відпрацювання перспективної конструкції внутрішнього мембранного бака з надтонкими (частки міліметра) полімерними стінками (проектний вигляд і компоновальна схема космічного ступеня Норе-Х представлені на рис. 5.11, 5.12).

Конструкція паливного відсіку з внутрішньою мембраною відповідно з перспективними планами JAXA буде виготовлена або з полімерної плівки, або з полімерної плівки, армованої волокном. В цьому випадку зовнішній бак буде виготовлений з металу (тобто звичайного алюмінієвого сплаву) або вуглепластика. Дані дослідження були розпочаті в 1998 р. в NAL (Національній аерокосмічній лабораторії Японії), що є головним інститутом японського агентства аерокосмічних досліджень JAXA. Для паливного відсіку з внутрішньою мембраною космічної ступеня РН в дослідницьких роботах, використовувався Kapton як перспективний матеріал для стінок внутрішнього бака. Kapton® type XR являє собою плівку типу Н, покриту з одного або обох сторін запатентованою фторуглеродного смолою, яка забезпечує чудову механічну міцність і адгезійні властивості при підвищених температурах [DuPont™ Kapton® XR, 2020]. Kapton® XR як і інші поліімідні плівки, що випускаються промисловістю США, Японії, Китаю, демонструє однакову хімічну стабільність, електричні властивості та механічну міцність при високих і низьких температурах.

Одна з цілей досліджень полягала в тому, щоб дослідити чи здатна ультратонка плівка витримувати в польоті РН велику різницю тиску рідини в зовнішньому баку окислювача і внутрішньому паливному баку, в тому числі при динамічних навантаженнях, що мають для даної оболонкової конструкції резонансний характер. Експеримент [Komatsu K. et al, 2007] було проведено для фізичної моделі круглим циліндричним резервуаром з жорсткою зовнішньою стінкою і гнучкою внутрішньою стінкою (рис. 5.13). Для внутрішніх стінок досліджувалися (для порівняння) три матеріали: жорсткий акрил, плівка Kapton і спінений поліетилен. Параметри жорсткості випробовуваних матеріалів внутрішньої стінки резервуара наведено в [Komatsu K. et al, 2007]. Компоновальна і функціональна схема фізичної моделі паливного відсіку з внутрішнім мембранним баком при динамічних випробуваннях моделі в NAL представлена на рис. 5.14.



Рисунок 5.11 – Концепція проекту японського космічного ступеня Норе-Х



Рисунок 5.12 – Компонувальна схема японського космічного ступеня Норе-Х

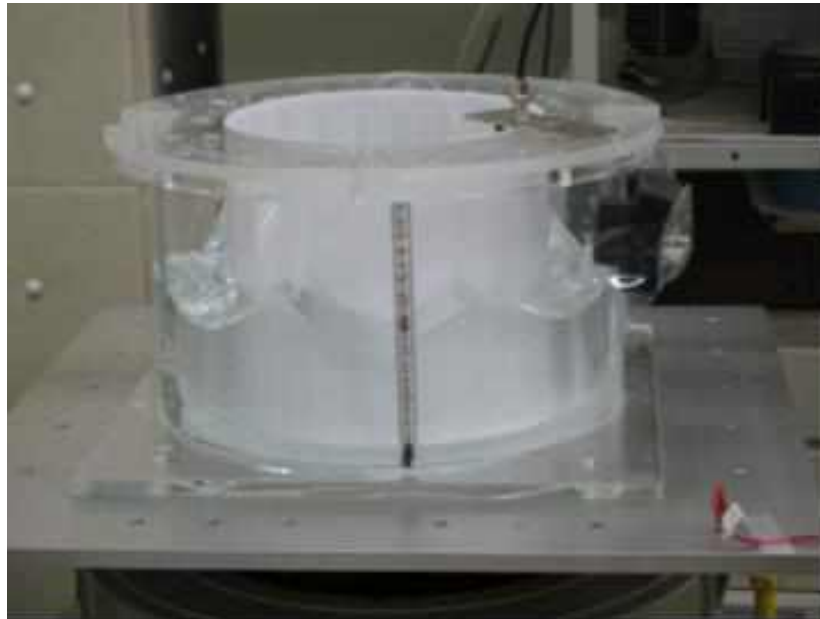


Рисунок 5.13 – Фотографічне зображення вимушених просторових коливань фізичної моделі паливного відсіку з внутрішнім мембранним баком при вертикальному збуренні [Komatsu K. et al, 2007]

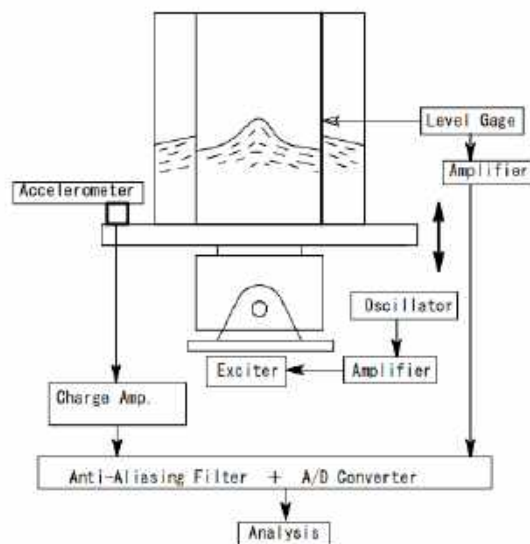


Рисунок 5.14 – Компонувальна і функціональна схема фізичної моделі паливного відсіку з внутрішнім мембранним баком при динамічних випробуваннях моделі в NAL [Komatsu K. et al, 2007]

Динамічні характеристики коливань рідини в резервуарі з концентричними мембранами визначені теоретично і експериментально при поперечному і поздовжньому (осесиметричному) гармонічному збуренні [Komatsu K. et al, 2007]. Для чисельного розрахунку параметрів вимушених коливань був використаний метод зв'язку [Komatsu K. et al, 1979], заснований на методі скінченних елементів.

Рис. 5.15 і 5.16 ілюструють взаємозв'язок між модулем Юнга і власними частотами системи. Розрахункові власні форми коливань показані на рис. 5.17 і 5.18. Як видно з рисунків, зменшення жорсткості внутрішньої стінки не приводить до значного зниження резонансної частоти динамічної системи. Важливою характеристикою надподатливого резервуара є те, що можна було вирахувати найнижчу резонансну частоту, проте максимуми коливань при резонансних явищах було важко виявити. Високий коефіцієнт демпфування (рис. 5.19, а, б) в разі внутрішньої порожнини з мембранною стінкою є результатом того явища, яке можна було спостерігати тільки експериментально.

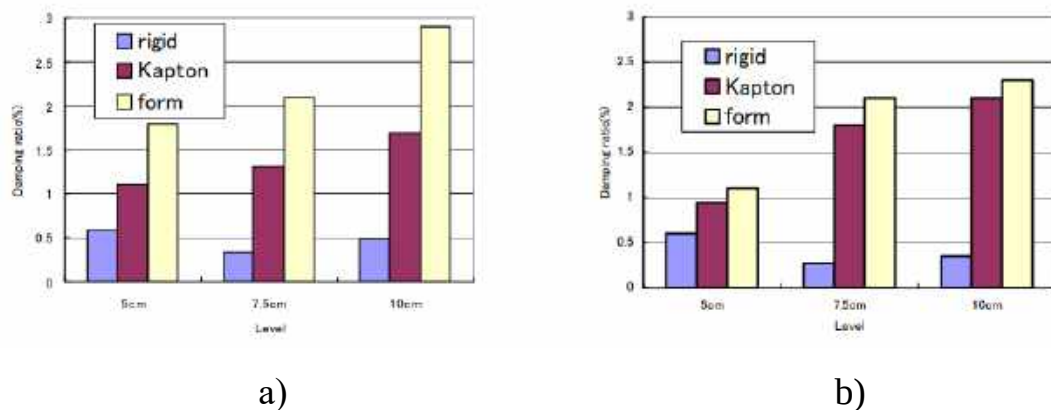


Рисунок 5.19 – Розрахункові коефіцієнти демпфування асиметричних коливань вільної поверхні рідини при $H/R=0.3$, $\text{inner wall } -\log(E/E_0)=3.4$ при малих амплітудах коливань - а) і при великих амплітудах вимушених коливань – б)

Таким чином, в результаті проведених теоретичних і експериментальних досліджень визначено, що при істотній податливості внутрішньої стінки амплітуди пов'язаної системи на резонансній частоті коливань вільної поверхні рідини в мембранному баку були відносно низькими. Експериментально встановлено (хоча

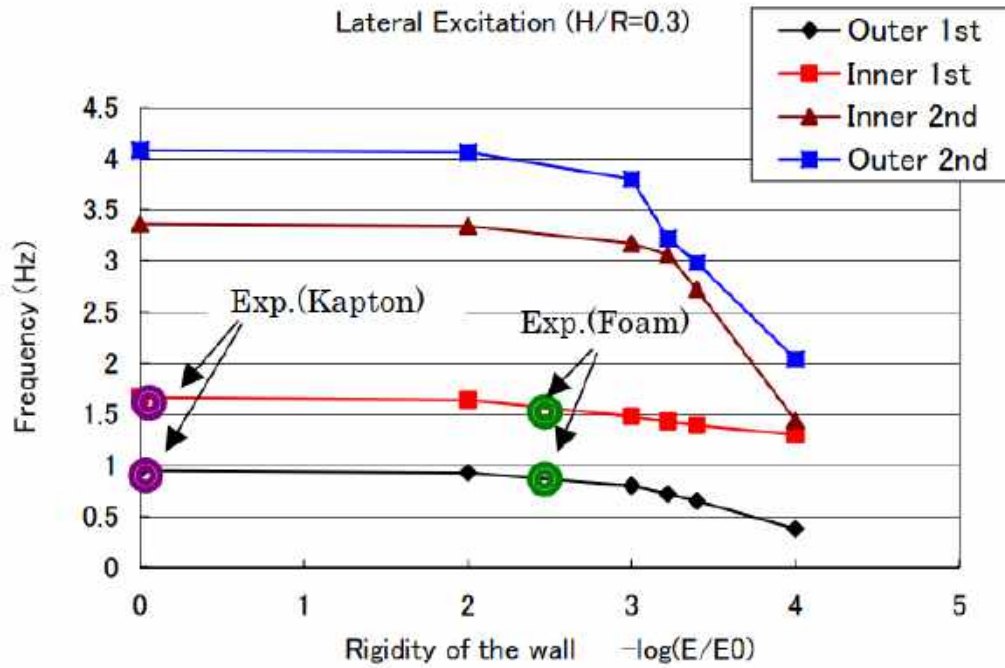


Рисунок 5.15 – Розрахункові і експериментальні частоти 1-го і 2-го тону поперечних коливань вільної поверхні рідини (у внутрішньому і зовнішньому резервуарі паливного відсіку) залежно від величини відносного модуля пружності матеріалу внутрішньої стінки

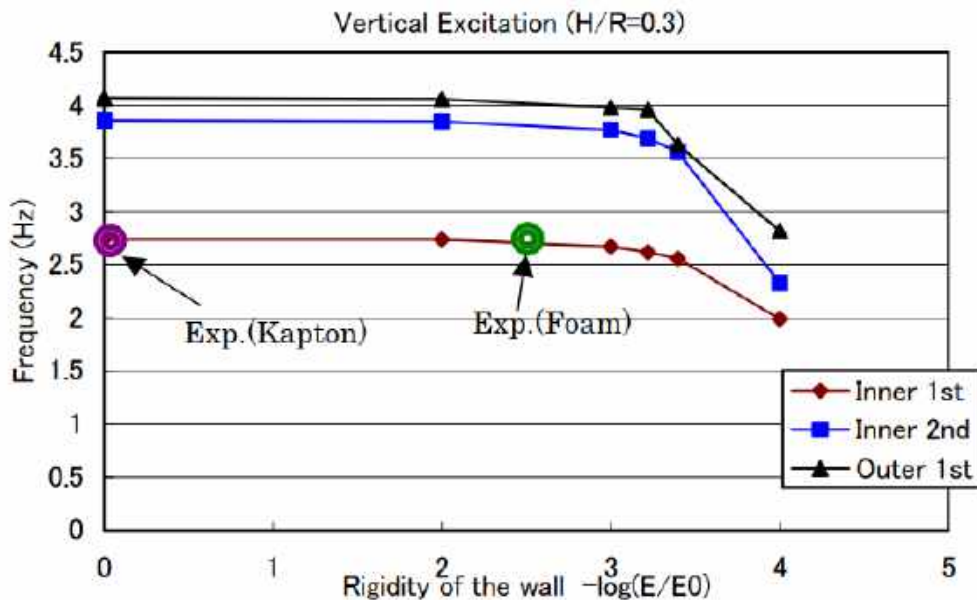


Рисунок 5.16 – Розрахункові і експериментальні частоти 1-го і 2-го тону асиметричних коливань вільної поверхні рідини (у внутрішньому і зовнішньому резервуарі паливного відсіку) залежно від величини відносного модуля пружності матеріалу внутрішньої стінки

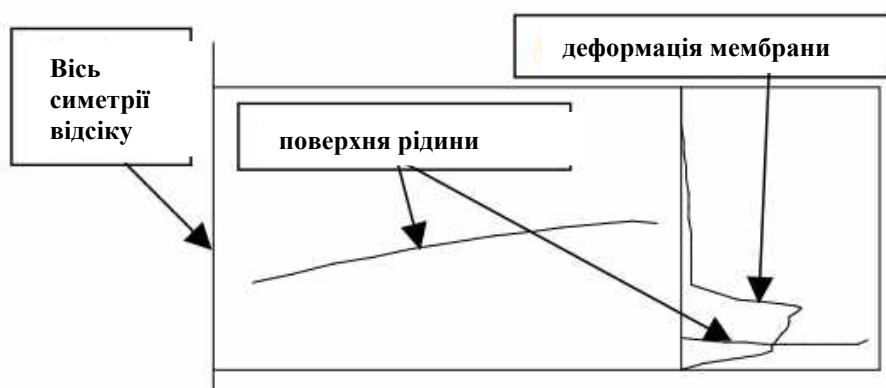


Рисунок 5.17 – Розрахункові форми 1-го тону симетричних коливань вільної поверхні рідини при ($H/R=0.3$, inner wall: $-\log(E/E_0)=3.4$)

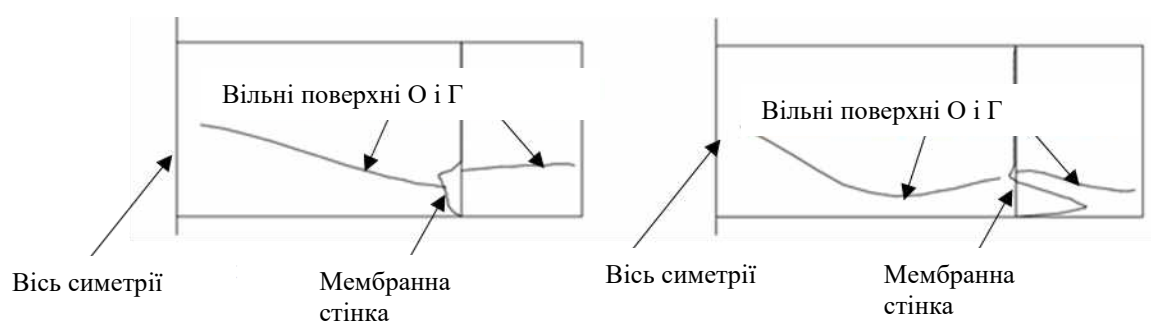


Рисунок 5.18 – Розрахункові форми 1-го тону асиметричних коливань вільної поверхні рідини при $H/R=0.3$, inner wall : $-\log(E/E_0)=3.4$)

це явище було важко виявити), що коефіцієнт демпфування збільшувався зі зменшенням жорсткості стінки мембрани.

Однак незважаючи на зростання демпфування коливань в системі при коливаннях рідини з низькими (~ 2 Гц – 3 Гц) частотами в досліджуваній системі визначено, що ультратонка плівка не здатна витримувати більшу різницю тиску рідини в зовнішньому баку і внутрішньому паливному баку, що реалізується при значних динамічних деформаціях мембранної стінки бака (рис. 5.17 і 5.18). У цьому випадку гранична міцність матеріалу стінок може бути досягнута внаслідок порушення різних динамічних процесів в баках паливної системи розглянутого космічного ступеня з частотами, більшими ніж 10 Гц та не пов'язаними з коливаннями вільної поверхні рідкого палива, наприклад, з частотами коливань, обумовленими динамікою системи живлення рідинної ракетної двигунної установки.

У зв'язку з цим всебічний аналіз стійкості рідинної двигунної установки (що включає систему живлення) і динамічних навантажень на стінки внутрішнього бака виявився змістовним і корисним на етапі оцінки концепції японського агентства NASDA і попередніх проєктних досліджень багаторазового ступеня ракети-носія [Nikolayev O., Komatsu K., 2004].

Як показано в розділі 5.1, одним з можливих видів нестійкості двигунної установки верхнього ступеня РН може бути нестійкість, викликана явищем кавітації в ракетних шнекових насосах. При коаксіальній схемі розташування баків космічного ступеня довжини трубопроводів (від бака до насоса) будуть порівняно короткі. В цьому випадку при відносно невеликій податливості стінок внутрішнього бака можливе виникнення коливань в підсистемі «бак окислювача - бак пального - трубопроводи - насоси».

Розвиток коливань обумовлюється відносно малим гідравлічним опором трубопроводів в даному випадку і динамічними властивостями насосів, наприклад, в разі розгляду двигуна космічного ступеня – японського рідинного ракетного двигуна LE-7. Динамічні навантаження на конструкцію ступеня від цих коливань в

поєднанні зі статичними навантаженнями можуть перевищити рівень, який визначається міцністю мембранних стінок внутрішнього бака. Для дослідження цієї проблеми і оцінки амплітуд коливань тиску в різних перетинах внутрішніх стінок баків в роботі [Nikolayev O., Komatsu K., 2004] був розроблений метод розрахунку стійкості представленої РРДУ.

Умова стійкості гідравлічної лінії двигунної установки на частоті, яка визначається з рівняння

$$\operatorname{Im} Z_{\text{sys}}(s) = 0,$$

спрощено можна записати в такий спосіб:

$$R_1 + \operatorname{Real} Z_{\text{eng}}(s) > 0, \quad (5.4)$$

де R_1 – лінеаризований гідравлічний опір живильної магістралі двигуна,

$\operatorname{Real} Z_{\text{eng}}(s)$ – дійсна частина вхідного імпедансу двигуна $Z_{\text{eng}}(s)$, отримана з боку паливного бака,

$\operatorname{Real} Z_{\text{sys}}(s)$, $\operatorname{Im} Z_{\text{sys}}(s)$ – дійсна і уявна частини вхідного імпедансу системи, s є змінною в перетворенні Лапласа.

Динамічні процеси в кавітуючому насосі мають визначальний вплив на вхідний імпеданс РРД. Необхідно відзначити, що при зневажливо малій довжині гідравлічної лінії від входу в двигун до входу в насос РРД вхідний імпеданс двигуна $Z_{\text{eng}}(s)$ одночасно є і вхідним імпедансом насоса.

Особливості математичного моделювання системи живлення космічного ступеня рідинної ракети-носія з мембранним паливним відсіком соосної конфігурації. Залежно від складності задачі про нестійкість верхнього ступеня ракети-носія математична модель динаміки системи живлення може бути представлена з різним ступенем повноти. Основними елементами розрахункової схеми для оцінки стійкості ракетної двигунної установки до коливань, викликаних явищем кавітації, повинні бути живильні трубопроводи, насоси та напірні трубопроводи з камерою згоряння. Розглянемо математичну модель двигунної установки з концентричною конструкцією бака для оцінки її стійкості.

Представлена нижче математична модель двигунної установки верхнього ступеня описує динамічну взаємодію елементів системи в підсистемах окислювача

і пального. Динаміка двигунної установки описується системою диференціальних рівнянь з зосередженими і розподіленими параметрами. Параметри системи визначаються геометричними, режимними і міцностними характеристиками двигунної установки ракети-носія.

Ключовим моментом при моделюванні динаміки двигунної установки пускової установки є опис динамічних властивостей кавітаційних насосів. Математична модель лінійної динаміки кавітуючими насоса зазвичай використовується для аналізу системи наступним чином:

$$\delta G_2 - \delta G_1 = -C_b \frac{d\delta p_1}{dt} - M_b \frac{d\delta G_1}{dt}, \quad (5.5)$$

$$\delta p_2 = (1 + \mu)\delta p_1 + s_p \delta G_2 - L_p \frac{d\delta G_2}{dt}, \quad (5.6)$$

де $C_b = -\rho g \partial \bar{V}_c / \partial \bar{p}_1$ – кавітаційна податливість ("cavitation compliance") [Oppenheim B. W. , Rubin S., 1993],

$M_b = -\partial \bar{V}_c / \partial \bar{Q}_1$ – масовий коефіцієнт підсилення кавітуючого насоса ("mass gain factor" [Oppenheim B. W. , Rubin S., 1993]),

$\bar{V}_c$ – об'єм каверни,

$\bar{Q}_1$ – об'ємна витрата через насос,

p_1, p_2, G_1, G_2 – тиск і вагова витрата на вході і виході з насоса,

$1 + \mu$ – динамічний коефіцієнт підсилення,

s_p – часткова похідна напору насоса по витраті палива,

L_p – коефіцієнт інерційних витрат тиску в насосі.

Тут і далі символ δ використовується для позначення малих відхилень від стаціонарного значення параметру.

Надійне визначення кавітаційної податливості C_b і коефіцієнта підсилення насосу M_b дуже важливо для вирішення проблеми динамічної стійкості (явище POGO) рідинних ракет [Oppenheim B. W. et al, 1993; Jackson David E., et al, 2017]. У зв'язку з труднощами теоретичного визначення цих параметрів при розробці нових ракетних двигунів необхідні дорогі динамічні випробування насосів РРД

(криогенних палив) для оцінок кавітаційної податливості і коефіцієнта підсилення насосів РРДУ для різних режимів роботи двигунів.

Гідродинамічна нестационарна математична модель кавітуючого насосу [Пилипенко В., 1989] менш відома в науковому середовищі в країнах Європи і США. Однак експериментальні динамічні характеристики для різних ракетних насосів з гарним збігом з розрахунками прогнозуються з використанням даної моделі. Відповідно до цієї моделі динаміка шнековідцентрових кавітуючих насосів описується наступними рівняннями:

рівняння динаміки каверни в лопатевих каналах шнекового переднасоса

$$T_{ot} \frac{d\delta p_1}{dt} + \delta p_1 = B_1 \delta V_c + B_2 \delta G_1 + B_1 T_c \frac{d\delta V_c}{dt} + L_{ind} \frac{d\delta G_1}{dt} + A \delta n + D \frac{d\delta n}{dt}, \quad (5.7)$$

рівняння збереження маси рідини в проточних каналах насоса

$$\rho g \frac{d\delta V_c}{dt} = \delta G_2 - \delta G_1, \quad (5.8)$$

рівняння для визначення тиску на виході з шнековідцентрового насоса

$$\delta p_2 = (1 + \mu) \delta p_1 + s_p \delta G_2 - L_p \frac{d\delta G_2}{dt} + r \delta G_2 + a \delta n, \quad (5.9)$$

де V_c - об'єм каверн,

n - швидкість обертання вала турбонасоса,

g - прискорення вільного падіння,

$$B_1 = 1 \left/ \frac{\partial \bar{V}_c}{\partial \bar{p}_1} \right. - \text{"пружність каверн"},$$

$$B_2 = - \frac{\partial \bar{V}_c}{\partial \bar{G}_1} \left/ \frac{\partial \bar{V}_c}{\partial \bar{p}_1} \right. - \text{негативний опір кавітації на вході шнековідцентрового}$$

насоса,

T_c – константа часу каверн,

L_{ind} – коефіцієнт інерційних витрат тиску в проходах індукторних лопаток на ділянці зростання висоти каверни ,

A і D є коефіцієнти обертання, a є частковою похідною залежності від підйому напору насоса від швидкості обертання вала насоса, T_{ot} – час каверни в

зворотному (реверсивному) потоці, r - коефіцієнт відшарування витрат безрозмірної залежності підйому напору насоса від об'єму каверни.

Коефіцієнти рівнянь (5.7 – 5.9) визначаються конструктивними параметрами насосу. Кут β лопатей, діаметр шнеку D_t , діаметр втулки D_h , кількість лопаток Z шнека насосу, осьова довжина шнека L_{ax} є основними геометричними параметрами для розрахунку динамічних характеристик насосу.

Надійність аналізу стійкості двигунної установки в значній мірі залежить від точності використовуваної математичної моделі динамічної поведінки системи. Залежності безрозмірної кавітаційної податливості від числа кавітації, отримані для насосів окислювача кількох ракетних двигунів (LE-7, LE-5, H-1, J-2, F-1) показані на рис. 5.20. Розрахунки кавітаційної податливості насосу по моделі [Пилипенко В., 1989] проведені для умов динамічних випробувань [Shimura T. et al, 1992] насосу LOX двигуна LE-7 і насосу LOX двигуна LE-5. Після побудови теоретичних залежностей безрозмірної кавітаційної податливості від числа кавітації на рис.5.21 (суцільні лінії) стало очевидним, що розраховані залежності задовільно узгоджуються з наведеними експериментальними даними. Розрахована відповідно з [Brennen Ch., 1994] теоретична залежність (пунктирна крива) безрозмірної кавітаційної податливості від числа кавітації для насосу LOX двигуна LE-7 надає можливість провести порівняння даної теоретичної та експериментальних залежностей безрозмірної кавітаційної податливості. Як видно з рисунку, ця теоретична залежність [Brennen Ch., 1994] задовільно узгоджується з експериментальними даними при дуже великих числах кавітації.

Розшарування теоретичних кривих та експериментальних даних, що відносяться до двигуна LE-7 і двигуна LE-5, насосів LOX пояснюється різними умовами випробувань для параметру режиму роботи насоса

$$q_1 = \bar{G}_1 / \{ \pi S_1 (R_t^2 - R_h^2) \rho g \bar{n} \},$$

де $\bar{n}$ – частота обертання,

S_1 – шаг установки шнеку,

R_t и R_h – зовнішній і внутрішній радіуси шнека.

Так, при випробуванні насоса двигуна LE-7 параметр q_1 варіювався в межах 0,57 – 0,59, а при випробуванні насоса двигуна LE-5 цей параметр приблизно дорівнює 0,47.

Таким чином, розрахунки вхідного імпедансу $Z_{engo}(s)$ насосів двигуна LE-7 були виконані з використанням математичної моделі [Пилипенко В.В. et al, 1976]. величина $k = 2(\bar{p}_1 - \bar{p}_v) / \rho \bar{W}_1^2$ використовувалася як число кавітації, де $\bar{p}_1, \bar{p}_v, \rho, \bar{W}_1$ – тиск на вході насоса, тиск парів рідини насоса, щільність рідини насоса і відносна швидкість на вході в шнековий переднасос, відповідно. Надкреслення '̄' тут і нижче використано для позначення усталеного або середнього значення.

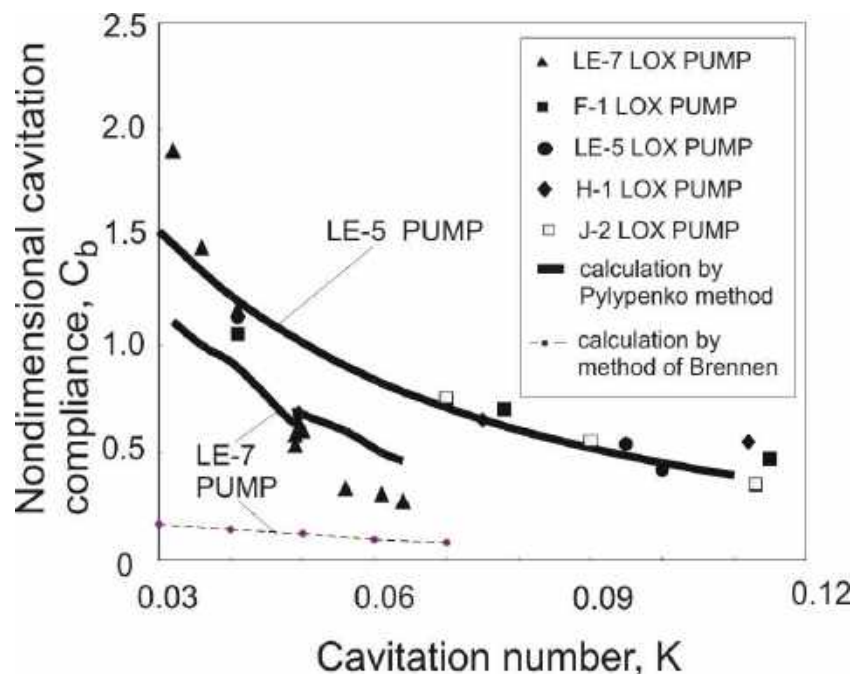


Рисунок 5.20 – Порівняння розрахункових і експериментальних залежностей безрозмірної податливості C_b насосів окислювача японських двигунів LE-7, LE-5, а також експериментальних даних по C_b насосів деяких американських ракетних двигунів H1, J-2 від числа кавітації k

Динаміка двигунної установки (лінії подачі палива і баки окислювача і пального) моделювалася системою гідравлічних послідовних елементів. Кожен елемент описаний рівняннями нестационарного одновимірного руху нестисливої рідини з розподіленими параметрами. Рівняння пов'язують параметри

нестационарного руху рідини в початковому ($x = 0$) та будь-якому ($x > 0$) перетині розглянутого елемента. Вони можуть бути представлені таким чином:

$$p(x, s) = p(0, s) \cosh \gamma(s)x - G(0, s)Z_w(s) \sinh \gamma(s)x, \quad (5.10)$$

$$G(x, s) = -\frac{p(0, s)}{Z_w(s)} \sinh \gamma(s)x + G(0, s) \cosh \gamma(s)x, \quad (5.11)$$

де $\gamma(s) = \sqrt{Z_1(s)Y_1(s)}$ – комплексна величина поширення хвиль на одиницю довжини елемента трубопроводу,

$Z_w(s) = \sqrt{Z_1(s)/Y_1(s)}$ хвильовий опір елемента трубопроводу,

$Y_1(s) = \frac{Fg}{c^2}s$ – паралельний адмітанс одиниці довжини елемента трубопроводу,

$Z_1(s) = \frac{1}{gF}(s + k)$ – послідовний гідравлічний імпеданс одиниці довжини елемента трубопроводу,

F – площа прохідного перерізу елемента трубопроводу,

c – швидкість звуку в середовищі,

$k = \frac{2\Delta p F}{\rho \bar{Q} l}$ коефіцієнт гідравлічних витрат тиску,

$\bar{Q}$ – об'ємна витрата,

Δp – гідравлічні витрати одиниці довжини трубопроводу,

l – довжина елемента трубопроводу.

Початковим перетином бакового гідравлічного елемента є вільна поверхня рідини. Беручи до уваги динамічні властивості газового об'єму (наддуву бака), можна записати вираз для вхідного імпедансу в початковому (верхньому) перетині відповідного резервуара як

$$Z_t(0, s) = -\frac{\bar{p}_t \chi}{\rho g \bar{V}_t} \frac{1}{s}, \quad (5.12)$$

де $\bar{p}_t, \bar{V}_t$ – величини усталеного тиску і об'єму газу наддуву,

χ – показник політропи газу.

Традиційний підхід до врахування податливості стінок трубопроводів визначає розрахунки руху рідини зі збереженням величини щільності, але при меншому модулі пружності. При цьому стінки розглядаються абсолютно твердими [Колесников К.С., 1980]. Розглянемо шар рідини у внутрішньому паливному баку, визначаючи товщину шару при недеформованих умовах рівну одиниці. Оболонка резервуара знаходиться в одновимірному деформованому стані під дією гідростатичного тиску рідини. Тоді поперечна деформація ε_t в поперечному перерізі резервуара, розташованого на деякій відстані від дна нижнього резервуара, визначається як

$$\varepsilon_t = \frac{\bar{p}_y R_i}{E_i h_i},$$

де $\bar{p}_y$ – усталений тиск палива, що приводить до деформації оболонки в розглянутому поперечному перерізі баку,

R_i, h_i, E_i – радіус, товщина стінки і модуль пружності Юнга матеріалу стінки внутрішнього резервуара, відповідно.

Збільшення радіусу оболонки резервуара під дією перепаду тиску рідини на внутрішній і зовнішній стороні внутрішньої оболонки резервуара для деякого перетину резервуара можна записати в такий спосіб:

$$\Delta R_i = \frac{[\bar{p}_{sf} + \rho_f g(H_f - y)\bar{N}_z - \bar{p}_{so} - \rho_o g(H_o - y)\bar{N}_z] R_i^2}{E_i h_i}, \quad (5.13)$$

де $\bar{p}_{sf}, \bar{p}_{so}$ – тиск наддуву паливного бака і бака окислювача,

ρ_f, ρ_o – щільність пального і окислювача,

H_f, H_o – висота рідини в відповідних баках,

$\bar{N}_z$ – поздовжнє перевантаження космічного ступеня ракети-носія.

За рахунок збільшення радіусу оболонки товщина паливного шару буде зменшена на величину

$$\Delta_1 = \frac{2\pi R_i \Delta R_i}{\pi R_i^2}.$$

Для стисливої рідини і абсолютно жорстких стінок товщина шару буде зменшуватися під дією осьової сили $(\bar{p}_{sf} + \rho_f g(H_f - y)\bar{N}_z)\pi R_i^2$ на величину

$$\Delta_2 = \frac{(\bar{p}_{sf} + \rho_f g(H_f - y)\bar{N}_z)\pi R_i^2}{E_{fd}^y \pi R_i^2},$$

де E_{fd}^y – модуль об'ємної пружності рідини для поперечного перерізу паливного бака на відстані y від днища бака з урахуванням податливості стінок внутрішньої оболонки бака.

Відповідно до прийнятого підходу зменшення товщини шару рідини за рахунок збільшення діаметра оболонки від тиску $\bar{p}_y$ має дорівнювати зменшенню товщини цього шару при стисливості рідини (тобто $\Delta_1 = \Delta_2$).

Тоді ефективний об'ємний модуль пружності рідини, обумовлений пружністю стінок внутрішньої оболонки бака, може бути отриманий як середнє інтегральне значення по висоті баків H

$$E_{fd} = \frac{H}{\frac{2R_i}{E_i h_i} \int_0^H \left| 1 - \frac{\bar{p}_{so} + \rho_o g(H_o - y)\bar{N}_z}{\bar{p}_{sf} + \rho_f g(H_f - y)\bar{N}_z} \right| dy}. \quad (5.14)$$

У разі відсутності зовнішнього тиску на внутрішні стінки резервуара (тобто $\bar{p}_{so} + \rho_o g(H_o - y)\bar{N}_z = 0$) можна отримати формулу для об'ємної твердості тонкостінного круглого трубопроводу, яка дуже часто використовується для розрахунку динамічної поведінки збурень трубопровідних систем [Пилипенко В.В., 1977]):

$$E_t = \frac{E_i h_i}{2R_i}. \quad (5.15)$$

Тоді ефективна пружність рідини E_{eqf} в баку пального з урахуванням об'ємної твердості внутрішнього бака може бути отримана наступним чином:

$$E_{eqf} = E_{fd} E_f / (E_{fd} + E_f), \quad (5.16)$$

де E_f - модуль об'ємної пружності рідини (в необмеженому середовищі).

Виконавши аналогічний висновок стосовно резервуару окислювача, маємо наступне рівняння для ефективного модуля об'ємної пружності рідини в резервуарі окислювача, обумовленої пружністю стінок внутрішньої оболонки резервуара:

$$E_{od} = \frac{\left(\frac{R_o^2}{R_f^2} - 1 \right) H}{2R_f \int_0^H \left| \frac{\bar{p}_{sf} + \rho_f g(H_f - y)\bar{N}_z}{\bar{p}_{so} + \rho_o g(H_o - y)\bar{N}_z} - 1 \right| dy} E_i h_i, \quad (5.17)$$

де R_o, R_f – радіуси баків окислювача і пального, відповідно.

При визначенні ефективного модуля об'ємної пружності окислювача з урахуванням об'ємної твердості внутрішнього резервуара E_{od} і зовнішнього резервуара E_{oex} за формулою, подібною (5.15), ефективна пружність рідини в резервуарі окислювача може бути записана як

$$E_{eqo} = \frac{E_{od} E_o E_{oex}}{E_{od} E_o + E_o E_{oex} + E_{od} E_{oex}}, \quad (5.18)$$

де E_o – об'ємний модуль окислювача (в необмеженому середовищі).

Таким чином, ефективна акустична швидкість в баках пального і окислювача для розрахунків за формулами (5.10 – 5.11) дорівнює

$$c_{eqf} = \sqrt{\frac{E_{eqf}}{\rho_f}}, \quad c_{eqo} = \sqrt{\frac{E_{eqo}}{\rho_o}}. \quad (5.19)$$

Рівняння для відхилень тиску на виході насоса можуть бути виражені через комплексний імпеданс підсистеми для напірної магістралі окислювача:

$$\delta p_2 = Z_2(s) \delta G_2, \quad (5.20)$$

де $Z_2(s)$ – вхідний імпеданс напірної магістралі двигуна для відповідної лінії двигуна.

Оцінка стійкості космічного ступеня рідинної РН з коаксіальним паливним відсіком, виконаним з використанням мембранних плівкових матеріалів. У цьому аналізі були прийняті наступні припущення про

компонувальну схему і параметри космічного корабля типу Норе-Х. Шість однакових ракетних двигунів створюють тягу корабля. Всі живильні лінії двигуна безпосередньо пов'язані з внутрішнім мембранним баком і зовнішнім баком. Для визначеності в розрахунках використовувалися основні конструктивні параметри насоса LOX двигуна LE-7 [Shimura T. et al, 1992].

Для оцінки запасу стійкості системи використовувалася дійсна частина імпедансу системи (5.4), що розраховується на резонансній частоті системи. Для простоти аналіз стійкості системи проводився тільки стосовно до підсистеми «лінія окислювача РРДУ» при різних значеннях числа кавітації k , оскільки вхідний опір двигуна і інші характеристики системи сильно залежать від числа кавітації.

З аналізу результатів розрахунків випливає, що з використанням моделі [Пилипенко В.В. et al, 1976] у всьому діапазоні досліджуваних чисел кавітації досягається задовільна кореляція розрахункових залежностей вхідного імпедансу насоса і експериментальних залежностей, побудованих на основі обробки даних випробувань цього та інших насосів [Shimura T., 1995]. Це наочно видно з аналізу рис. 5.20, на якому представлена основна визначальна складова імпедансу – розрахункові залежності від числа кавітації безрозмірної податливості насоса окислювача двигунів Le-7, Le-5, в порівнянні з експериментальними даними для безрозмірної податливості цих насосів, а також насосів американських двигунів H1, J-2.

Як випливає з аналізу результатів розрахунків стійкості динамічної системи ЖРД – система живлення з коаксіальним паливним відсіком, для живильного трубопроводу двигуна із загальним перепадом тиску 0,02 МПа дійсна частина комплексного імпедансу системи Z_{sys} менше нуля (рис. 5.21) в діапазоні чисел кавітації 0,02- 0,05 для довжини живильного трубопроводу $L = 1$ м і в діапазоні числа кавітації 0,023 – 0,036 при довжині живильного трубопроводу $L = 2$ м (рис. 5.23 – рис. 5.24). Отже, при використанні в якості

основного двигуна японського космічного корабля Норе-Х ракетного двигуна LE-7 в поєднанні з концентричних баком пропонованої конструкції можлива нестійкість рідинної двигунної установки і всього космічного ступеня з частотами коливань 10 Гц – 60 Гц, розрахункові залежності яких від числа кавітації наведені на рис. 5.24.

Вплив товщини стінок і жорсткості мембранного бака на стійкість двигунної установки можна оцінити по зміні ефективної акустичної швидкості (рис. 5.22).

Для двигунної установки з досліджуваним паливним баком концентричного типу при товщині стінок мембранного резервуара 0,0015 м врахування ефективного об'ємного модуля пружності E_e привів до значного зниження ефективної акустичної швидкості C_{eqo} резервуара окислювача до 50 м/с. На рис. 5.22 показано вплив ефективної акустичної швидкості C_{eqo} на стійкість двигунної установки. Для цих розрахунків довжина трубопроводу, що підводить паливо, становила 2 м, а перепад тиску в трубопроводі, що підводить паливо, Δp становив 0,02 МПа.

Зменшення товщини стінок внутрішнього баку також знижує ефективну акустичну швидкість і знижує запас стійкості системи. Однак, беручи до уваги, що ефективна акустична швидкість для бака окислювача може бути збільшена менш ніж на 100 м/с після збільшення товщини стінок мембранного баку з 0,001 м до 0,005 м, очевидно, що вплив податливості стінок внутрішнього резервуара на стійкість системи не такий критичний, як вплив довжини лінії живлення і падіння тиску всередині лінії живлення.

Ракетні двигунні установки з коаксіальної мембранною конструкцією резервуара потенційно нестійкі по відношенню до коливань, що викликані явищем кавітації в насосах [Николаев А. Д. et al, 2004]. Це показано для японської ракети-носія Норе-Х з коаксіальним паливним відсіком мембранного типу і досліджуваним рідинним ракетним двигуном LE-7.

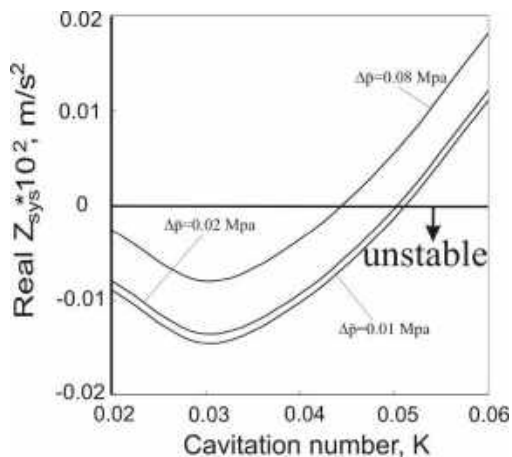


Рисунок 5.21 – Вплив гідравлічних витрат тиску в системі живлення РРДУ на запас стійкості системи

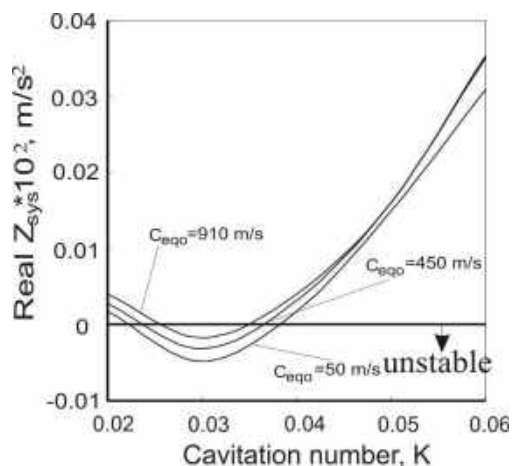


Рисунок 5.22 – Вплив ефективної акустичної швидкості в рідкому кисні на запас стійкості системи (в залежності від числа кавітації)

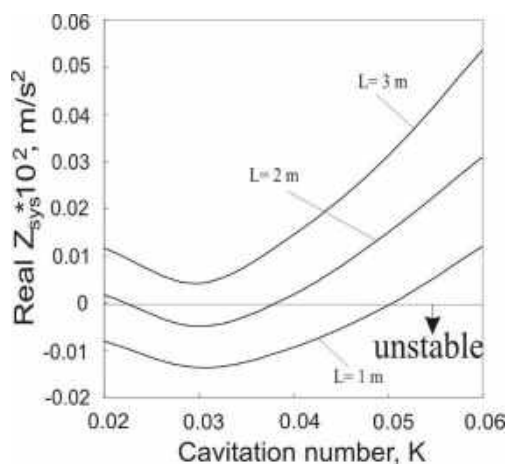


Рисунок 5.23 – Вплив еквівалентної довжини трубопроводу в системі живлення РРДУ на запас стійкості системи

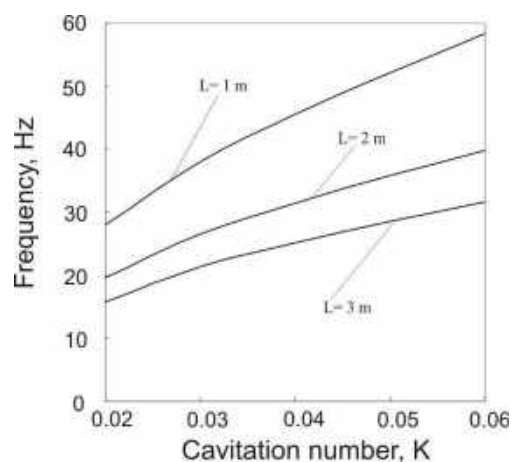


Рисунок 5.24 – Вплив еквівалентної довжини трубопроводу в системі живлення РРДУ на резонансну частоту системи

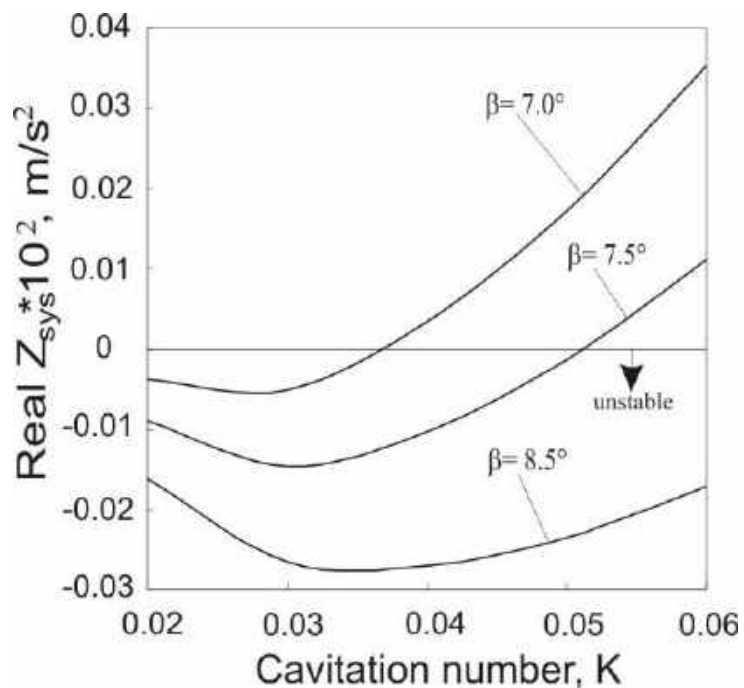


Рисунок 5.25 – Вплив кута установки лопаті шнекового переднасоса РРД LE-7 на запас стійкості системи

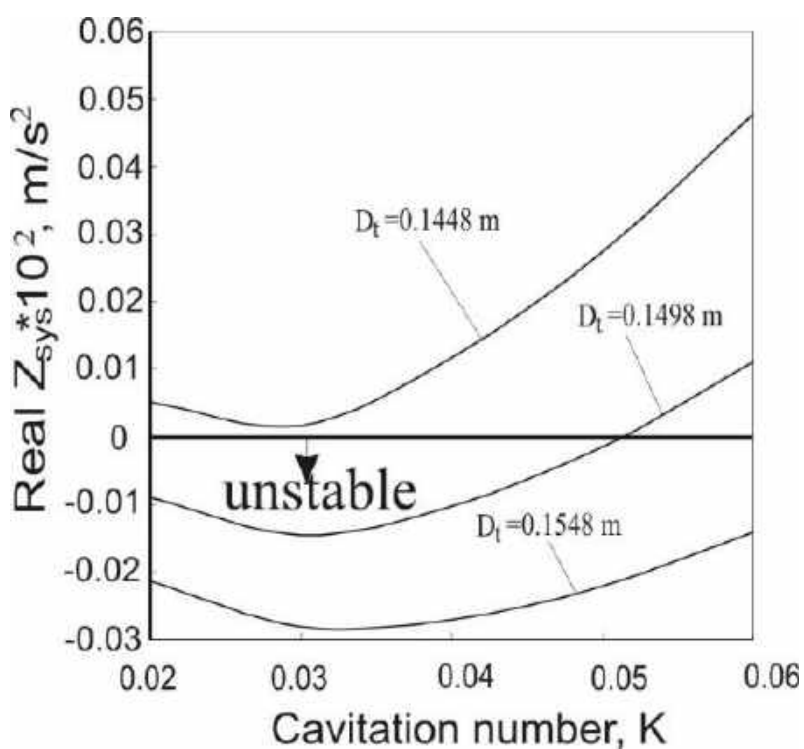


Рисунок 5.26 – Вплив зовнішнього діаметру лопаті шнекового переднасоса РРД LE-7 на запас стійкості системи

Таким чином, розроблений теоретичний підхід дозволяє прогнозувати стійкість двигунної установки без попереднього експериментального дослідження елементів системи, а також знаходити способи усунення нестійкості двигунної установки.

Способи стабілізації таких систем повинні ґрунтуватися на коригуванні динамічних властивостей живильних магістралей та насосів двигунів. Зокрема, зменшення діаметра шнекового переднасоса може привести до збільшення запасу стійкості двигунної установки [Nikolayev O., Komatsu K., 2004; Николаев А.Д., Задонцев В. А. ,1997].

5.5 Оцінка динамічних навантажень на конструкцію верхнього ступеня зі складною просторовою конфігурацією паливних баків при поздовжніх коливаннях багатоступеневої рідинної ракети-носія в період часу роботи двигунної установки першого ступеня

Оцінка динамічної навантаженості космічного ступеня при поздовжніх коливаннях багатоступеневої РН являє собою складну задачу чисельного аналізу, вирішення якої знаходиться на межі можливостей сучасних комп'ютерних систем.

Розробка науково-методичного забезпечення для визначення динамічних навантажень космічного ступеня при поздовжніх коливаннях багатоступеневої рідинної ракети-носія в період часу роботи двигунної установки першого ступеня

Науково-методичне забезпечення для оцінки динамічних навантажень космічного ступеня в період часу роботи двигунної установки першого ступеня розроблено за допомогою скінченно-елементної ідеалізації конструкції (і результатів моделювання) власне космічного ступеня РН. При чисельному моделюванні корпусу багатоступеневої РН в даному випадку прийнята схема прямого неоднорідного стрижня з пружно підвішеними зосередженими масами, яка може бути використана для наближеної оцінки параметрів коливань його елементів. Відповідно до розробленого науково-методичного забезпечення при

теоретичному аналізі динамічних навантажень на конструкцію космічного ступеня, в першу чергу, необхідно оцінити параметри коливань конструкції корпусу РН в перерізі кріплення космічного ступеня. Для цього передбачається розробити модель вільних коливань космічного ступеня, що базується на скінченно-елементному представленні її конструкції з рідким заповненням, врахувати динамічні властивості ступеня в нелінійній моделі поздовжніх коливань рідинної РН і на підставі математичного моделювання динамічної системи «корпус ракети РРДУ першого (другого) ступеня» визначити параметри коливань конструкції корпусу РН в перерізі кріплення космічного ступеня. Наступним етапом має бути аналіз динамічної поведінки ступеня як автономної динамічної системи при отриманих параметрах місця кріплення ступеня до РН. Це дозволить за допомогою гармонічного аналізу космічного ступеня (при різних рівнях заповнення його паливного відсіку) розрахувати параметри коливань елементів його конструкції і оцінити граничні значення амплітуд їх віброприскорень.

Задача моделювання вільних коливань космічного ступеня РН як складної гідромеханічної системи з використанням засобів скінченно-елементного аналізу розглянута в розділі 5.2. Параметри власних поздовжніх коливань космічного ступеня визначені на основі рішення лінійної системи звичайних диференціальних рівнянь, яка описує вільні коливання ступеня РН з рідким паливом як консервативної системи.

За допомогою чисельного інтегрування системи нелінійних диференціальних рівнянь, що описують поздовжні коливання ракети-носія (див. Розділ 5.2) в період часу роботи РРДУ першого (другого) ступеня, і коефіцієнтів форм коливань конструкції корпусу РН, розрахованих на підставі його схематизації, визначені граничні значення амплітуд коливань елементів конструкції корпусу РН, в тому числі параметри коливань конструкції корпусу в перерізі кріплення космічного ступеня.

Аналіз динамічної поведінки космічного ступеня РН при гармонічному збуренні уздовж його поздовжньої осі. Внаслідок близького до гармонічного характеру коливань конструкції корпусу РН в період її поздовжньої нестійкості

[Натанзон М.С., 1977, Пилипенко В.В. et al, 1999] рішення задачі визначення параметрів коливань елементів конструкції космічного ступеня РН можна отримати на підставі дослідження динамічної поведінки космічного ступеня, замінивши динамічний вплив корпусу РН на космічний ступень еквівалентною поздовжньою гармонічною силою F . Частоти і амплітуди коливань сили задані виходячи з результатів нелінійного аналізу нестационарної динамічної системи «РРДУ - корпус багатоступеневої РН» і визначення параметрів коливань місця кріплення ступеня до корпусу РН. В даному випадку дослідження вимушених поздовжніх коливань ступеня проведено з урахуванням демпфування коливань в його елементах:

$$[M] \frac{d^2}{dt^2}(u) + [C] \frac{d}{dt}(u) + [K] u = F, \quad (5.21)$$

де $[C]$ – матриця коефіцієнтів демпфування елементів космічного ступеня, що задаються на підставі рекомендацій [Николаев А.Д. et al, 2016].

Отримані в результаті дослідження системи (5.21) параметри коливань елементів конструкції ступеня РН внаслідок лінійності і стаціонарності системи (5.21) відповідають граничним значенням розрахункових амплітуд коливань елементів конструкції ступеня в період поздовжньої нестійкості РН при заданих (отриманих з нелінійного аналізу нестационарної динамічної системи «РРДУ - корпус багатоступеневої РН») амплітудах зовнішнього гармонічного впливу F в місці кріплення космічного ступеня до нижчих ступенів РН.

Основні складові науково-методичного забезпечення для визначення динамічних навантажень на елементи конструкції верхнього ступеня РН при поздовжній нестійкості РН представлені на рис. 5.27.

Застосування розробленого підходу до визначення динамічних навантажень космічного ступеня РН «Циклон-4» з сфероконічною конфігурацією паливних баків в період часу роботи двигунної установки першого ступеня. Як приклад розробленого методичного забезпечення розглянемо конструкцію космічного ступеня РН, конструктивно близькою до третього ступеня РН «Циклон-4» (схематичне зображення наведено на рис. 5.28).

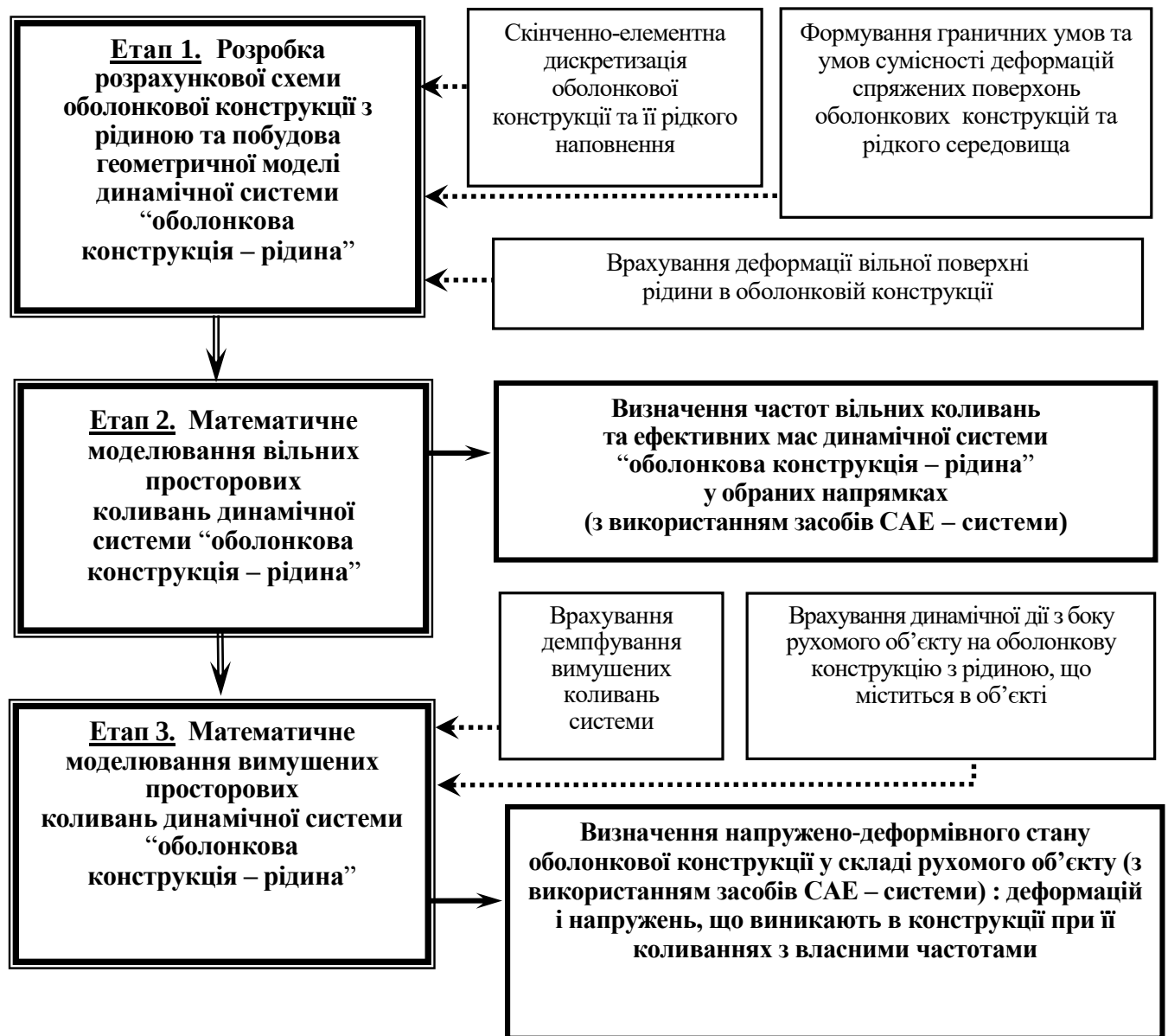


Рисунок 5.27 – Основні складові науково-методичного забезпечення для визначення динамічних навантажень на елементи конструкції верхнього ступеня РН при поздовжній нестійкості РН

При визначенні параметрів коливань вузла кріплення ступеня до корпусу РН скористаємося математичною моделлю нелінійної системи «РРДУ корпус ракети» [Пилипенко В.В. et al, 1999], яка описує поздовжні коливання триступеневої рідинної РН. Досліджувана РН втрачає поздовжню стійкість на двох ділянках часу польоту: з 1-ої по 30-у секунду на частотах 8-10 Гц, близьких до розрахункових частот власних коливань II тону корпусу, і з 60-ї по 90-у секунду польоту на частотах 8-10 Гц, близьких до розрахункових частот власних коливань I тону корпусу.

Математичне моделювання власних коливань даного ступеня проведено з урахуванням його наступних конструктивних особливостей: змінності товщини стінок баків, складної просторової конфігурації паливних баків ступеня, при якій протягом часу роботи РРДУ першого і другого ступеня (тобто часу можливої поздовжньої нестійкості РН) бак окислювача виявляється зануреним в бак пального.

Для вирішення задачі визначення параметрів вільних коливань космічного ступеня РН був використаний метод скінченних елементів. Баки пального і окислювача, рама маршового двигуна, маршовий двигун моделювалися скінченними елементами «пружна оболонка» (всього 2672 елементів); рідке паливо в баках ступеня було представлено за допомогою скінченних елементів «тривимірна рідина» (7040 елементів); балони системи наддуву і системи запуску і інші допоміжні системи моделювалися за допомогою елементів «зосереджена маса» (8 елементів). Динамічна взаємодія оболонки бака окислювача, зануреної в бак пального, з компонентами рідкого палива враховувалося за допомогою рівнянь сумісних деформацій вузлів елементів «пружна оболонка» і пов'язаних з ними вузлів елементів «тривимірна рідина», використаних для моделювання коливань рідкого окислювача і пального. Аналогічним чином в скінченно-елементній моделі космічного ступеня РН описані сумісні деформації тонкостінних оболонок баків ступеня і їх рідкого наповнення, поверхні яких змочені тільки з одного боку (або паливим, або окислювачем).

В результаті розроблена скінченно-елементна модель вільних коливань ступеня (див. рис. 5.28 б) з 10909 вузлами розрахункової сітки. Визначення параметрів коливань проведено за допомогою обчислювальних процедур, заснованих на методі зведення [Kohnke P. , 2001].

Аналіз параметрів поздовжніх коливань досліджуваного космічного ступеня РН проведемо для двох нижчих тонів коливань ступеня (див. Таблицю 5.2), що характеризуються найбільшими ефективними масами в частотному діапазоні, традиційно досліджуваному при аналізі повздовжньої стійкості рідинної РН [Пилипенко В. В. et al, 1999].

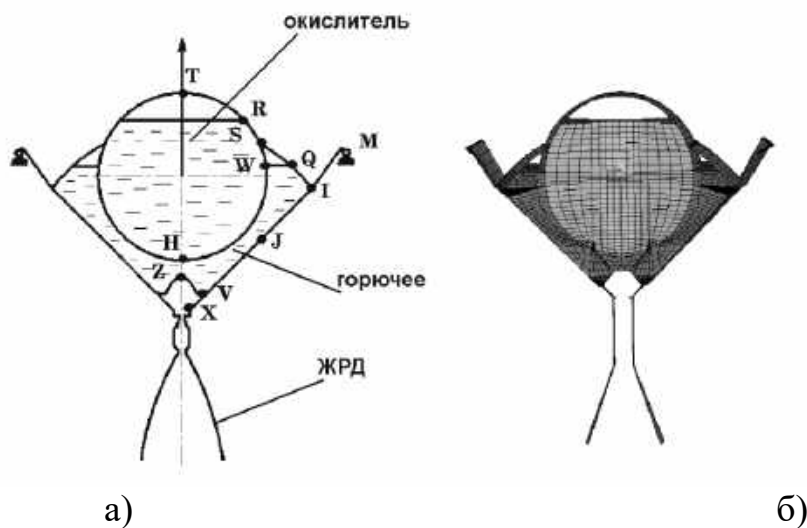


Рис. 5.28 – Збільшена компоновальна схема (а) і скінченно-елементна модель (б) космічного ступеня

Дослідження характеру вільних коливань ступеня уздовж його поздовжньої осі на частоті $f_j = 15,0$ Гц (перша мода коливань ступеня з рідким паливом) показало, що на цій частоті можуть мати місце значні відносні переміщення елементів баку окислювача у напрямку поздовжньої осі у ступеня РН при малих переміщеннях елементів конструкції бака пального. З аналізу форм власних коливань ступеня видно, що при коливальному русі бака окислювача вниз уздовж поздовжньої осі відбувається «видавлювання» рідкого пального з баку, що призводить до відносно великих переміщень вільної поверхні пального на цій частоті коливань.

На частоті коливань $f_j = 32,3$ Гц (друга мода коливань ступеня з рідким паливом) відбуваються відносно великі переміщення елементів конструкції конічного бака пального в напрямку нормалі до поверхні оболонки при малих переміщеннях бака окислювача, що свідчить про близькість цієї частоти коливань до парціальної частоті коливань підсистеми «порожнина пального - рідке паливо».

Таблиця 5.2 – Параметри власних поздовжніх коливань досліджуваного космічного ступеня РН

Номер тону коливань	Параметри вільних поздовжніх коливань	
j	f_j , Гц	M_{ej} / M_{cm}
1	15,0	0,164
2	28,1	0,003
3	32,3	0,068
4	39,0	0,060
5	39,2	0,004
6	42,3	0,065
7	43,2	0,029

Форми коливань $W(y)$ елементів конструкції ступеня на цій частоті відрізняються від осесиметричних поздовжніх коливань ступеня і характеризуються «випинанням» стінок бака пального. При цьому найбільші розрахункові відносні переміщення конструкції ступеня мають місце для вузлів, близьких до точки J бака пального.

Як впливає з результатів розрахунків, частоти вільних коливань космічного ступеня 1-3 тонів з розглянутою конфігурацією паливних баків при товщині стінок, приблизно рівній 2 мм, виявилися в частотному діапазоні можливої поздовжньої нестійкості рідинної РН, який в даному випадку приймався 2 Гц – 35 Гц. Динамічні властивості космічного ступеня при моделюванні вільних поздовжніх коливань корпусу РН описані з урахуванням двох тонів коливань з частотами 15,0 Гц і 32,3 Гц. Другий тон власних коливань космічного ступеня з частотою 28,1 Гц при

малому значенні його ефективної маси при моделюванні вільних поздовжніх коливань РН не використовувався.

Далі на підставі результатів дослідження нелінійної системи «РРДУ – корпус РН» визначено, що при поздовжній нестійкості даної рідинної РН реалізується практично одночастотний коливальний режим, при якому амплітуди коливань перевантаження n_z місця кріплення космічного ступеня до РН досягають значення 0,4 g на першій ділянці нестійкості (див. залежність обвідної амплітуд коливань n_z від часу польоту I ступеня – криву М на рис.5.29) і 0,08 g на другій ділянці нестійкості РН.

Задача про поздовжні коливання розглянутого космічного ступеня вирішена з використанням методу скінченних елементів і засобів [Kohnke P. et al, 2001] сучасних САЕ-систем (Computer Aided Engineering System) комп'ютерного проектування і при заданому зовнішньому збуренні розраховано параметри коливань конструкції ступеня в відповідних вузлах розрахункової сітки. Для ілюстрації цих розрахунків на рис. 5.29 в частотному діапазоні 5 Гц – 35 Гц представлено амплітудно-частотні характеристики $\left| \frac{u_H}{u_M}(j\omega) \right|$ і $\left| \frac{u_J}{u_M}(j\omega) \right|$ як відношення амплітуд коливань поздовжніх переміщень u характерних точок H і J конструкції ступеня до амплітуди коливань поздовжнього переміщення місця кріплення (точки М) космічного ступеня до конструкції нижніх ступенів РН. З рисунку видно, що динамічний відгук нижнього полюса Н бака окислювача ступеня від поздовжнього впливу в точці М конструкції ступеня характеризується резонансним зростанням амплітудної характеристики $\left| \frac{u_H}{u_M}(j\omega) \right|$ на частоті 15 Гц. У той же час характеристика $\left| \frac{u_J}{u_M}(j\omega) \right|$ має максимум на частоті коливань 22 Гц і не перевищує 2,5.

Отримані значення параметрів вимушених коливань ступеня при відомих з аналізу системи параметрах зовнішнього впливу (залежностях параметрів коливань місця кріплення космічного ступеня до нижніх ступенів РН від часу польоту, використані для побудови залежностей від часу польоту РН, огибають амплітуди віброприскорень характерних елементів конструкції космічного ступеня РН (див.

рис.5.30). Як впливає з рисунку, при розвитку поздовжньої нестійкості РН найбільші значення віброприскорень n_z можуть бути відзначені в початковому інтервалі часу польоту для нижнього полюсу Н бака окислювача (0,29 g з частотою коливань 8 Гц – 10 Гц), а найменші в цьому ж інтервалі часу польоту - в елементах, розташованих поблизу нижнього полюсу Х бака пального (0,01 g з частотою коливань 8 Гц – 10 Гц).

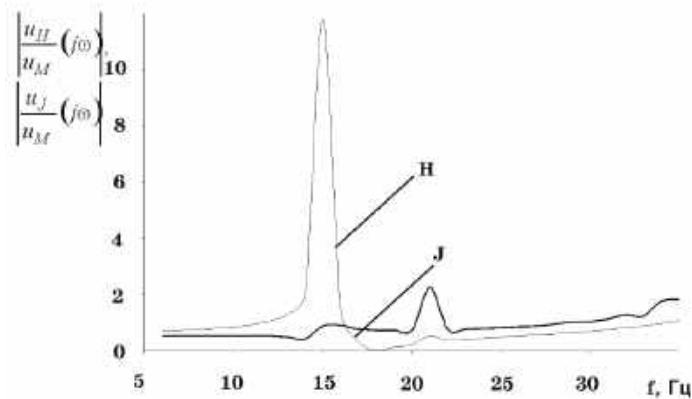


Рис. 5.29 – Амплітудно-частотні характеристики $\left| \frac{u_H}{u_M}(j\omega) \right|$ і $\left| \frac{u_J}{u_M}(j\omega) \right|$ відношення поздовжніх переміщень характерних точок Н і J конструкції ступеня до поздовжнього переміщення місця кріплення ступеня до нижніх ступенів РН (точки М)

Слід також зазначити, що, як впливає з рис.5.30, в разі розвитку поздовжньої нестійкості досліджуваної рідинної РН на частоті коливань, близькою до 15 Гц, граничні значення амплітуд коливань нижнього полюсу Н бака окислювача зросли б приблизно в 12 разів у порівнянні з амплітудами коливань місця кріплення ступеня до РН.

Таким чином, для триступеневої рідинної РН проведено оцінку динамічних навантажень (поздовжніх віброприскорень) елементів конструкції космічного ступеня РН з урахуванням складної сфероконічної конфігурації паливних баків, змінних товщин їх стінок, динамічної взаємодії розділених тонкою стінкою компонентів палива, наявності силових шпангоутів та інших особливостей конструкції ступеня. Моделі просторових коливань космічного ступеня розроблені

на основі методу скінченних елементів можуть бути використані для оптимізації її конструкції.

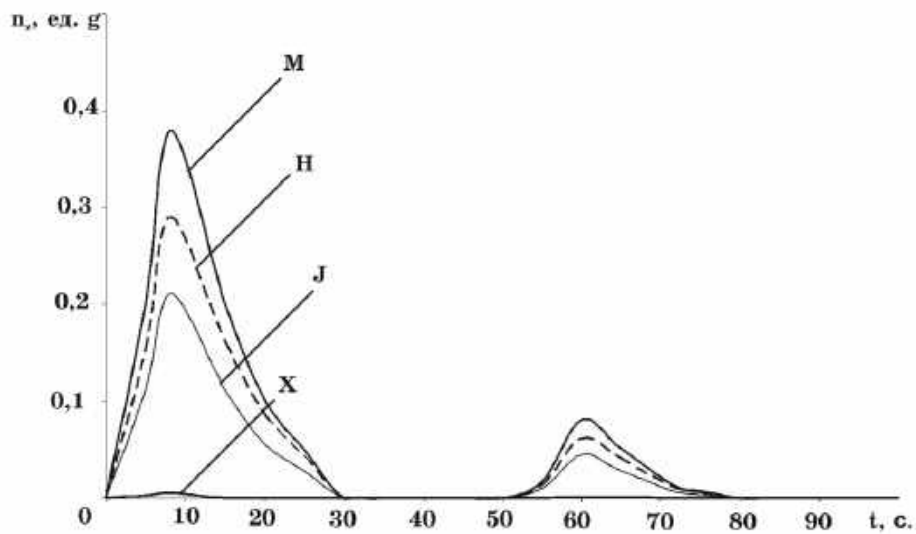


Рис. 5.30 – Граничні значення амплітуд коливань різних елементів конструкції досліджуваного космічного ступеня РН

Відповідно до [И. Д. Башлий, А. Д. Николаев, 2013] визначено динамічні складові деформацій і інтенсивностей напружень різних елементів конструкції досліджуваного космічного ступеня РН при поздовжніх коливаннях:

Вектор деформацій ε і вектор напружень σ для однорідного ізотропного матеріалу оболонки визначаються наступним чином:

$$\varepsilon = BX^{\Sigma}, \quad \sigma = D\varepsilon, \quad (5.22)$$

де ε , σ , X^{Σ} – вектори розміром n ;

X^{Σ} – вектор вузлових переміщень оболонкової конструкції з рідиною при її вимушених гармонічних коливаннях: $X^{\Sigma} = X + X^S$;

X – динамічна складова вектора X^{Σ} , яка визначається на основі розв'язку системи (5.21);

X^S – статична складова вектора X^{Σ} , яка визначається на основі розв'язку системи (5.21) за умови $\ddot{X} = 0$, $\dot{X} = 0$; B , D – матриця переходу від переміщень вузлів до деформацій і матриця пружності, які мають порядок n .

Деформації і напруження в оболонковій конструкції для вузла l (за умови розташування локальної системи координат на серединній поверхні плоских скінченних елементів типу «пружна оболонка») розраховуються наступним чином:

– лінійні деформації вздовж осей X_{ob} , Y_{ob} локальної системи координат в осьовому і тангенціальному напрямку:

$$\varepsilon_{l\ XX} = \frac{\partial U_{l\ X_{ob}}}{\partial X_{ob}}, \quad \varepsilon_{l\ YY} = \frac{\partial U_{l\ Y_{ob}}}{\partial Y_{ob}}; \quad (5.23)$$

– кутова деформація в площині (X_{ob}, Y_{ob}) :

$$\varepsilon_{l\ XY} = \frac{\partial U_{l\ Y_{ob}}}{\partial X_{ob}} + \frac{\partial U_{l\ X_{ob}}}{\partial Y_{ob}}; \quad (5.24)$$

– нормальні напруження вздовж осей локальної системи координат X_{ob} , Y_{ob} :

$$\sigma_{l\ XX} = \frac{E}{1-\nu^2}(\varepsilon_{l\ XX} + \nu\varepsilon_{l\ YY}), \quad \sigma_{l\ YY} = \frac{E}{1-\nu^2}(\varepsilon_{l\ YY} + \nu\varepsilon_{l\ XX}); \quad (5.25)$$

– дотичні напруження в площині (X_{ob}, Y_{ob}) :

$$\sigma_{l\ XY} = G\varepsilon_{l\ XY}, \quad (5.26)$$

де $U_{l\ X_{ob}}, U_{l\ Y_{ob}}$ – осьові і тангенціальні переміщення серединної поверхні плоских скінченних елементів типу «пружна оболонка»; E – модуль пружності; ν – коефіцієнт Пуассона; G – модуль зсуву: $G = (1/2)E/(1+\nu)$.

Інтенсивності деформацій і напружень в оболонковій конструкції для вузла l визначаються співвідношеннями:

$$\varepsilon_{il} = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_{l1} - \varepsilon_{l2})^2 + (\varepsilon_{l2} - \varepsilon_{l3})^2 + (\varepsilon_{l3} - \varepsilon_{l1})^2}, \quad (5.27)$$

$$\sigma_{il} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_{l1} - \sigma_{l2})^2 + (\sigma_{l2} - \sigma_{l3})^2 + (\sigma_{l3} - \sigma_{l1})^2}, \quad (5.28)$$

де $\varepsilon_{l1}, \varepsilon_{l2}, \varepsilon_{l3}, \sigma_{l1}, \sigma_{l2}, \sigma_{l3}$ – головні деформації і головні напруження в оболонковій конструкції для вузла l .

На рис. 5.31 і рис. 5.32 представлено діаграми динамічних складових інтенсивностей напружень різних елементів конструкції досліджуваного космічного ступеня РН при поздовжніх коливаннях РН 9,5 Гц, 14,3 Гц і 28 Гц.

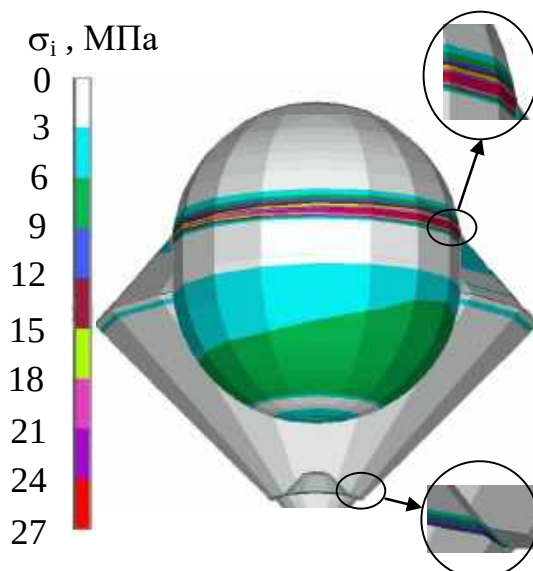


Рисунок 5.31 – Розподіл динамічних складових інтенсивності напружень σ_i по поздовжньому перерізу конструкції досліджуваного космічного ступеня РН при поздовжніх коливаннях РН 9,5 Гц

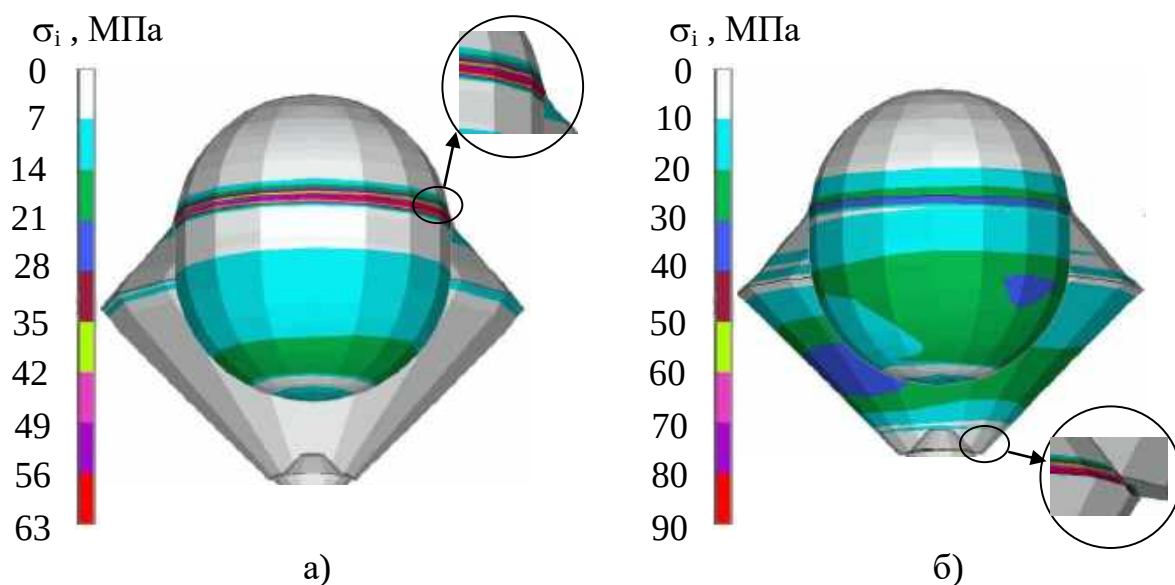


Рисунок 5.32 – Розподіл динамічних складових інтенсивності напружень σ_i по поздовжньому перерізу конструкції досліджуваного космічного ступеня РН при поздовжніх коливаннях: а – з частотою 14 Гц; б – 28 Гц

Висновки до розділу 5

Проведено дослідження стійкості та динамічних навантажень на конструкцію верхніх ступенів рідинних ракет-носіїв з урахуванням особливостей їх конструкції і динамічної взаємодії з РРДУ на активній ділянці їх польоту.

5.1 Розроблено науково-методичне забезпечення для розрахунку параметрів власних коливань космічного ступеня РН зі складною просторовою конфігурацією його паливного відсіку, що враховує різну міру його заповнення рідким паливом і силову взаємодію баків. Забезпечення базується на скінченно-елементній схематизації динамічної взаємодії конструкції та рідкого палива і чисельному визначенні параметрів вимушених і власних коливань пов'язаної динамічної системи.

Показано, що при осьовому збуренні конструкції верхнього (космічного) ступеня РН, паливні баки якої мають сфероконічну конфігурацію, поздовжні і поперечні складові коливального руху рідкого палива і ряду елементів конструкції можуть бути порівнянними за величиною, а залежності амплітуд коливань тиску на виході з баків від амплітуди поздовжнього переміщення конструкції ступеня - непропорційними висоті стовпа рідини в баках [Николаев А. Д. et al, 2011].

5.2 Показано, що для сучасних космічних ступенів РН (близьких за компоновальною схемою до верхнього ступеня РН «Циклон-4») існує потенційна небезпека реалізації в польоті коливальних режимів, обумовлених динамічною взаємодією РРДУ і конструкції верхнього ступеня зі складною просторовою конфігурацією паливних баків [Николаев А. Д. et al, 2011].

Виконано математичне моделювання поздовжньої стійкості верхнього ступеня РН «Циклон 4» з паливним відсіком сфероконічної конфігурації і маршовим РРД без допалювання генераторного газу. Показано, що протягом часу польоту верхнього ступеня РН діапазони зміни значень власних частот поздовжніх коливань конструкції ступеня і рідини в системі живлення РРД перетинаються, і при близьких значеннях цих власних частот досліджувана динамічна система «РРДУ – конструкція ступеня з КА» впритул наближається до коливальної границі стійкості системи, а у випадку з удвічі більшим за величиною динамічним

коефіцієнтом підсилення РРД за каналом тиску (що відповідає застосуванню РРД замкнутої схеми) – втрачає стійкість по відношенню до поздовжніх коливань.

5.3 Визначено, що ракетні двигунні установки з коаксіальної конструкцією паливного відсіку і мембранним розділенням рідкого окислювача і пального потенційно нестійкі по відношенню до коливань, обумовлених кавітаційними явищами в насосах. Це показано на прикладі японського багаторазового космічного корабля РН «НОРЕ-X» з коаксіальним паливним відсіком мембранного типу і маршовим рідинним ракетним двигуном LE-7 (що працює на паливній парі «рідкий кисень – рідкий водень»).

Розроблено теоретичний підхід до аналізу стійкості системи живлення РРДУ з мембранним розділенням кріогенних палив в паливному відсіку коаксіального типу [Nikolayev O., Komatsu K., 2004]. Підхід дозволяє прогнозувати стійкість двигунної установки без попереднього експериментального дослідження елементів системи, а також оцінювати ефективність заходів щодо усунення нестійкості двигунної установки. Показано, що способи стабілізації таких систем живлення повинні ґрунтуватися на коригуванні динамічних властивостей живильних магістралей та кавітуючих насосів двигунів. Зокрема, показано, що зменшення кута установки лопатей шнекового переднасоса сприяє збільшенню запасу стійкості двигунної установки по відношенню до кавітаційних коливань.

5.4 Розроблено науково-методичне забезпечення для оцінки динамічних навантажень (віброприскорень, динамічних складових інтенсивності напружень і деформацій) космічних ступенів зі складною просторовою конфігурацією паливних баків при поздовжніх коливаннях рідинних РН [Николаев А. Д. et al, 2011]. Воно ґрунтується на використанні методу скінченних елементів при вирішенні наступних завдань:

аналізу параметрів власних поздовжніх коливань космічного ступеня в частотному діапазоні поздовжньої нестійкості багатоступеневої рідинної РН і врахування цих коливальних рухів в математичній моделі поздовжніх коливань багатоступеневої рідинної РН;

визначення параметрів поздовжніх коливань вузлів кріплення космічного ступеня до конструкції багатоступеневої РН за допомогою моделювання поздовжніх коливань рідинної РН в нелінійній нестационарній системі «РРДУ першого ступеня - корпус РН» на активній ділянці польоту;

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

Для триступеневої рідинної РН «Циклон-4» проведена оцінка динамічних навантажень (поздовжніх віброприскорень, динамічних складових інтенсивності напружень і деформацій) на елементи конструкції космічного ступеня РН з урахуванням складної сфероконічної конфігурації паливних баків, змінності товщини їх стінок, динамічної взаємодії розділених тонкою стінкою компонентів палива, наявності силових шпангоутів та інших особливостей конструкції ступеня [Пилипенко В. В., Николаев А. Д. et al, 2011], [Николаев А. Д. et al, 2011].

5.5 Результати аналізу стійкості і динамічних навантажень на конструкцію космічного ступеня РН з паливним відсіком сфероконічної конфігурації використано ГП «КБ «Південне» під час ескізного проєктування рідинної РН «Циклон-4».

Основні наукові результати, наведені в розділі 5, опубліковані в роботах автора [2, 3, 4, 36, 37, 39, 41, 49, 51, 53, 66], зазначених в анотації.

РОЗДІЛ 6

СТІЙКІСТЬ ТА ПРАЦЕЗДАТНІСТЬ СИСТЕМИ ЖИВЛЕННЯ РРДУ ПРИ ПРОСТОРОВИХ КОЛИВАННЯХ КОСМІЧНОГО СТУПЕНЯ РІДИННОЇ РАКЕТИ-НОСІЯ

Розвиток ринку послуг, які пов'язані з функціонуванням на навколоземному просторі космічних апаратів (КА), обумовлює поряд з розширенням номенклатури КА, які розробляються, необхідність вдосконалення засобів їх виведення і формування на робочих орбітах угруповань КА [Сердюк В., 2009]. Математичне моделювання динамічних процесів в системах живлення маршових РРДУ космічних ступенів ракет-носіїв з урахуванням розвитку поздовжніх коливань РН у разі її поздовжньої нестійкості необхідно для успішного виконання проєктних робіт по оптимізації функціонування систем живлення РРДУ.

6.1 Особливості протікання динамічних процесів в системі живлення маршових РРДУ при реалізації програми польоту космічних ступенів ракет-носіїв

Особливістю сучасних верхніх (космічних) ступенів РН є складна програма їх польоту, що включає чергування короточасних ділянок руху з працюючим маршовим рідинним ракетним двигуном і більш тривалих ділянок пасивного польоту, на яких працюють тільки двигуни малої тяги системи орієнтації та стабілізації ступеня (рис. 6.1, 6.2). Виконання такої програми польоту з виведенням кожного КА на відповідну орбіту здійснюється шляхом багаторазових запусків (в умовах мікрогравітації) маршових РРД і наступних їх зупинок, що має істотний вплив на нестационарні гідродинамічні процеси в системі живлення космічного ступеня [Пилипенко О. В., Николаев А.Д. et al, 2017; Пилипенко О.В., Николаев А.Д. et al, 2020].

Система живлення космічного ступеня РН призначена для заправлення компонентів палива в баки ступеня, їх подачі в двигунну установку з параметрами, що забезпечують надійний запуск і роботу маршових РРД ступенів в різних умовах польоту і т. д. Вона є однією з основних за складністю конструкції і

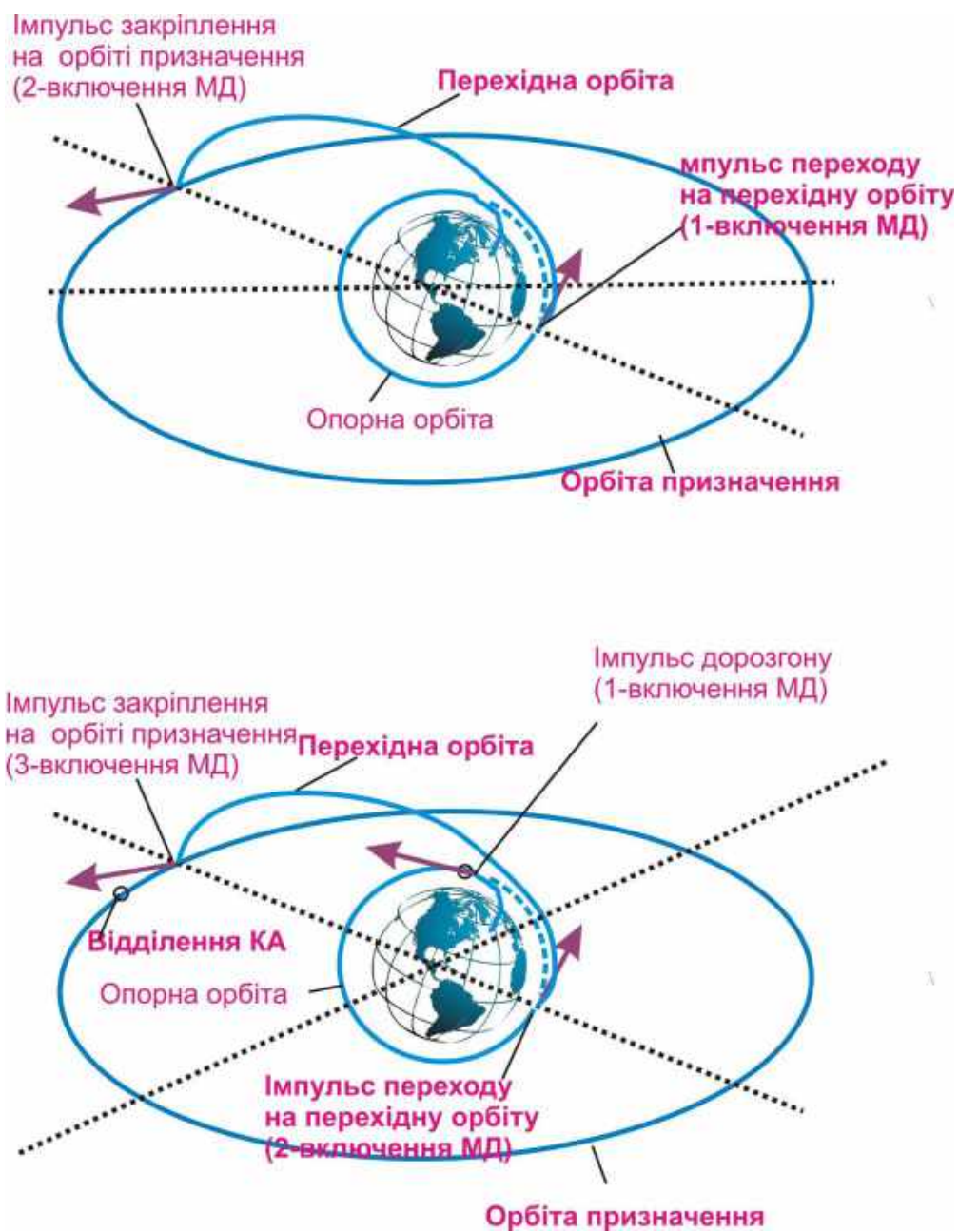


Рисунок 6.1 – Схеми переходу космічного ступеня з КА на орбіту призначення з двома і трьома включеннями маршової РРДУ

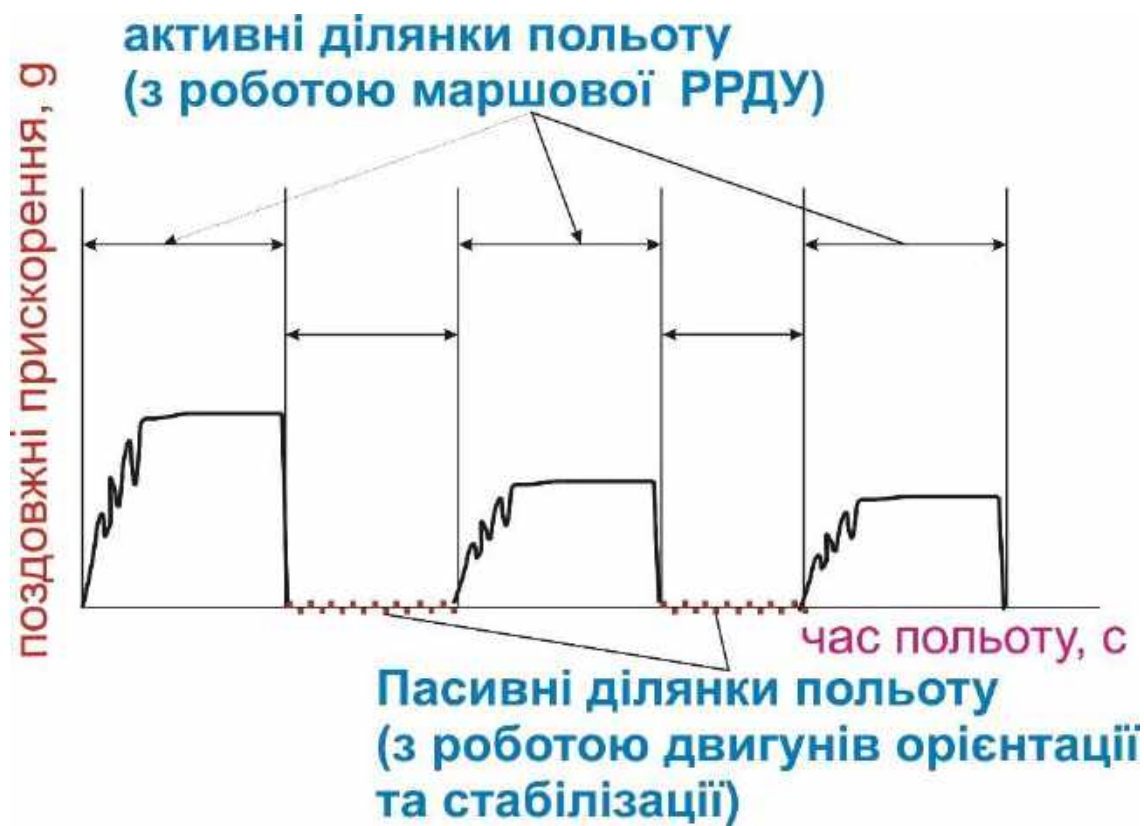


Рисунок 6.2 – Поздовжні прискорення верхнього ступеня при багаторазових запусках РРДУ

функціонуванням систем верхнього ступеня. Розробка ефективної системи живлення рідинних двигунних установок верхніх ступенів РН в різних умовах їх експлуатації заснована на вирішенні низки складних науково-технічних завдань, досліджених, зокрема, в роботах [Микишев Г. Н. et al, 1971; Шевяков А. А. et al, 1978; Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2006; Долгополов С. И. et al, 2015; Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2020; Николаев А. Д., Башлий И. Д. , 2013].

Перш за все, система для створення і підтримки надлишкового тиску в газовій подушці паливних баків РРДУ повинна бути розроблена таким чином, щоб мінімізувати вагу всієї пневмогідравлічної системи подачі (ПГСП) при забезпеченні її необхідних характеристик для вирішення всіх задач місії РН при виведенні космічного апарату на робочі орбіти. Безсумнівно, при цьому повинен забезпечуватися високий рівень надійності функціонування всіх елементів пневмогідравлічної системи.

При цьому стосовно ПГСП верхніх ступенів РН рівень несприятливого впливу дренуваних з маршового двигуна компонентів і газів (тепловий, механічний та хімічний вплив газових струменів на елементи конструкції ступеня) при її польоті на активній ділянці траєкторії, а також вібрацій конструкції верхнього ступеня РН (пов'язаних з виникненням збурюючих сил і моментів, «які заважають» роботі систем стабілізації РН і забезпечення суцільності компонентів палива) повинен бути мінімальним.

Надійний запуск РРДУ космічного ступеня в стані невагомості може забезпечуватися спеціальними пристроями, що входять в її склад [Козлов А.А et al, 1988; Шевченко Б. А. 1997; Сичевой А. В., et al, 2010]:

– інерційними, що створюють штучне гравітаційне поле, дія якого переміщує КТ до забірних пристроїв паливних баків і здійснює поділ рідкої і парогазової фаз палива перед включення РРДУ [Братухин Ю. К., et al , 1979];

– капілярними, що здійснюють розподіл фаз впливом сил поверхневого натягу і постійне утримання частини палива в накопичувальних порожнинах, прилеглих до забірних пристроїв.

У якості пристроїв, що створюють перевантаження для переміщення палива і звільнення його від газових включень, використовуються додатково встановлені на верхньому ступені допоміжні двигуни малої тяги або дренажні сопла. Капілярні ж пристрої забезпечення суцільності представляють собою, як правило, різного роду перегородки з конструкційних матеріалів з капілярною (сітчастою) структурою, що розміщуються у внутрішньобаковому просторі над забірним пристроєм.

Осадження і стабілізація компонентів палива перед запуском РРДУ в невагомості здійснюється включенням допоміжних двигунів малих тяг, які надають прискорення космічному ступеню, в результаті чого відбувається приплив компонентів палива до забірних пристроїв паливних баків або до капілярних фазорозділювачів в разі їх установки у внутрішньобакових порожнинах. Час роботи двигунів малих тяг визначається як сума часів, необхідних для переміщення компонента палива; заспокоєння плескань; евакуації газових бульбашок з компонентів палива після його осадження.

Час переміщення компонентів палива (КП) в паливному відсіку космічного ступеня масою $M_{КС}$ визначається співвідношенням [Гуділін В. Е. et al, 1996]:

$$\tau_n = 1.414 \sqrt{M_{КС} \frac{l_B}{P_{ДМТ}}},$$

де l_B – відстань, на яку необхідно змістити положення центру мас КТ в баку;
 $P_{ДМТ}$ – тяга двигунів малих тяг.

Вплив польотних вібрацій верхніх ступенів ракет-носіїв на характеристики сорбційних процесів в рідкому газонасиченому паливі в баках. Сорбційні процеси у верхніх ступенях ракет-носіїв в значній мірі залежать від польотних вібрацій, обумовлених роботою маршових двигунів ступенів [Louaas E. et al, 2005; Пилипенко О. В. et al, 2006; Блоха И.Д., Николаев А. Д., Свириденко Н.Ф., et al, 2005; Николаев А.Д., Блоха И.Д., 2006]. Компоненти палива в баках верхніх ступенів РН з метою видалення з них розчинених газів, що негативно впливають на експлуатаційні характеристики системи подачі палива,

насичені заміщуючим газом (як правило, гелієм [Касаткин А., 1973]). При коливаннях конструкції ступеня з частотами від часток Гц і до 1000 Гц ініціюються різноманітні рухи компонентів палива (плескання, обертання і т.п.), що супроводжуються виникненням в об'ємі палива зон, де можуть порушуватися умови динамічної рівноваги в системі "газ – рідина" з утворенням вільних газових включень. Зазначені процеси можуть чинити істотний вплив на функціонування систем подачі палива маршового двигуна ступеня, аж до кавітаційного зриву роботи його насосів. У зв'язку з цим досить відзначити, що наявність в КП вільних газових включень в кількості $\sim 1\%$ призводить до зниження коефіцієнта швидкохідності насосів маршових двигунів на $\sim 13\%$, а критичний вміст газу в КП, що приводить до зриву їх роботи, становить $\sim 3-5\%$ [Sutton George P., Biblarz Oscar, 2001]. Вказана обставина, поряд з вимогою максимально можливим використанням бортового запасу компонентів палива ($97\% - 99\%$ [Anglim D., 1979]) обумовлює актуальність завданні оцінки впливу польотних вібрацій на характер і інтенсивність сорбційних процесів в газонасичених КП при проєктуванні системи живлення конкретних маршових РРДУ.

При зниженні тиску в газонасичених КП до рівня тиску насичення, створюються умови для десорбції (виділення) газу з розчину у вільний стан. Центрами газовиділення є нерозчинені газові бульбашки, що перебувають у компонентах палива, механічні домішки і т.п. З огляду на те, що рівень тиску, при якому газ з розчину переходить у вільний стан, як правило, значно перевищує тиск насичених парів КП верхніх ступенів РН, допустимо розглядати утворені бульбашки як чисто газові включення. Під впливом польотних вібрацій в полі змінного тиску КП відбувається періодичне стиснення і розширення газової бульбашки. Так як кількість дифундуючого газу пропорційна його поверхні, то за кожен цикл пульсацій маса газу в бульбашці збільшується. Це призводить (в середньому) до зростання в часі знакозмінного дифузійного потоку газу через поверхню газової бульбашки в умовах, дуже близьких до рівноважного стану з оточуючою її рідиною.

Проблема забезпечення суцільності компонентів палива системи подачі палива маршових РРДУ верхніх ступенів. Рух рідких компонентів палива в баках космічних ступенів РН на пасивних ділянках траєкторії польоту (тобто в умовах мікрогравітації) істотно відрізняється від їх руху в сильних гравітаційних полях. При пасивному польоті ступеня на гідродинамічні процеси істотно впливають силові фактори, обумовлені роботою двигунів системи управління орієнтації і стабілізації ступеня, а також пов'язані зі змінами осевого перенавантаження конструкції космічного ступеня при наростанні тяги маршового двигуна внаслідок його запуску-зупину [Пилипенко О.В., Николаев А. Д. , et al, 2006].

В результаті при запуску маршового РРД космічного ступеня РН можуть виникнути небезпечні динамічні явища: порушення суцільності компонентів палива на вході в РРД; провали рівнів вільних поверхонь компонентів палива в баках і проникнення вільних газових включень через фазорозділювач на вхід в маршовий РРД; гідроудари і надлишкові динамічні навантаження на конструкцію пристроїв забезпечення суцільності. Ці явища можуть призвести до зриву виконання програми польоту космічного ступеня РН.

Вхідні до складу ПГСП верхнього ступеня паливні баки є тонкостінними ємностями, всередині яких розміщені внутрішньобакові пристрої забезпечення суцільності рідких компонентів палива, призначені для утримання вільних газових включень в компонентах палива на вході в живильні магістралі двигуна в обсягах, допустимих з точки зору надійного запуску двигуна - без кавітаційних зривів насосів і розвитку коливальних процесів в системі живлення маршового РРД [Челомей В. et al, 1978, Шевченко Б., 1999].

У якості пристроїв забезпечення суцільності в системі живлення сучасних космічних ступенів використовуються пристрої різних конструктивно-компонувальних схем, робота яких заснована на використанні капілярного або інерційного ефектів. Капілярні засоби забезпечення суцільності компонентів палива використовуються для розділу їх рідкої і парогазової фаз. Їх функціонування засноване на використанні сил поверхневого натягу компонентів

палива. Складові конструктивні елементи: (фазорозділювач - сітчастий екран; сотовий капілярний накопичувач) типової внутрішньобакової системи забезпечення суцільності в паливному баку космічного ступеня РН [Kashanov O., Nikolayev O. et al, 2015] схематично показані на рис.6.3.

Таким чином, при проєктуванні системи живлення космічних ступенів виникає необхідність чисельного рішення задач по визначенню параметрів зазначених вище гідродинамічних процесів з метою вибору раціональної конструкції системи живлення (з точки зору її працездатності) на різних польотних режимах. Необхідно відзначити, що актуальність чисельного вирішення цих завдань зростає як наслідок обмежених можливостей експериментального відпрацювання маршового двигуна космічного ступеня, обумовлених складністю відтворення умов мікрогравітації при вогневих стендових випробуваннях РРД.

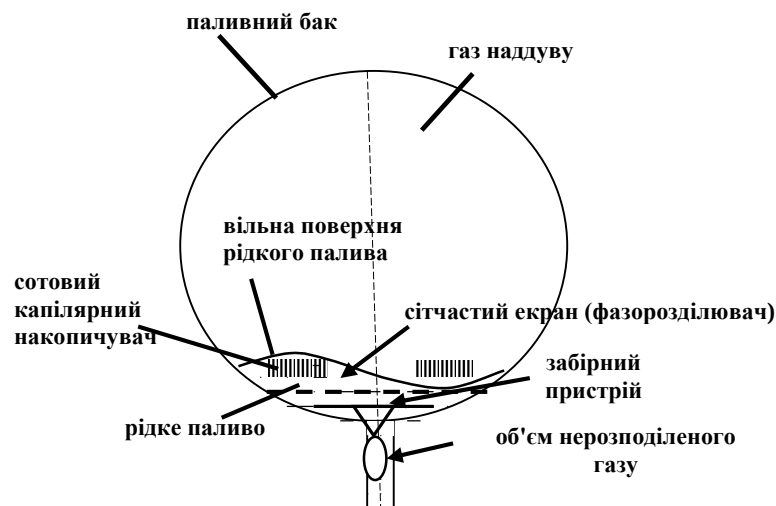


Рисунок 6.3 – Схема паливного бака космічного ступеня РН

Гідродинамічні процеси, що протікають в системі живлення маршового двигуна, в тій чи іншій мірі досліджувалися в роботах [Микишев Г. Н, 1978], [Шевяков А. А. et al, 1978], [Перфильев Л. А. et al, 2003], [Козлов А.А. et al, 1988], а також в роботах [Ducret E. et al, 1992], [Zhang-Guo LI et al 2009] та ін. Крім того, для встановлення закономірностей квазістатичного руху рідкого палива в баках космічного ступеня в умовах мікрогравітації проведені експериментальні дослідження [Falcon 9 LOX tank cam, 2020] з використанням «кидкових веж»,

результати яких представлені, наприклад, в роботах [Salzman J. et al, 1973], Bremen Drop Tower Center [The Bremen Drop Tower, 2019].

При цьому, однак, розгляду піддавалися лише окремі аспекти цієї проблеми, без комплексного підходу до аналізу проблеми забезпечення суцільності в реальних умовах експлуатації верхнього ступеня, що включають

- активну фазу польоту при працюючій РРДУ;
- перехід до стану невагомості після виключення РРДУ;
- поведінка компонентів палива в паливних баках в стані невагомості;
- запуск РРДУ в стані невагомості.

Крім того, використання оригінальних компоновальних схем космічних ступенів РН при наявності конструктивних особливостей їх систем живлення, а також необхідність проєктної реалізації багаторазового включення двигунів вимагає визначення не тільки статичних характеристик елементів системи живлення РРД, але і оцінок параметрів досліджуваних гідродинамічних процесів в системі живлення РРД – форм вільної поверхні компонентів палива в баках в різні моменти часу польоту, параметрів вільних газових включень, що формуються в рідкому паливі, амплітуд і частот коливань рідкого палива в системі живлення космічного ступеня, а також параметрів перехідних процесів в системі живлення маршового рідинного ракетного двигуна при його багатократних запусках – зупинах.

6.2 Методика дослідження працездатності внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива з урахуванням нестационарних процесів в системі живлення РРДУ

У цьому розділі викладені основні положення розробленої методики дослідження працездатності пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива, в якій враховано вплив частот та амплітуд домінуючих просторових вібрацій РН та динамічних процесів у системах живлення РРДУ космічних ступенів РН на ділянках їх активного та пасивного польоту [Kashanov O., Nikolayev O. et al,

2015]. Методика заснована на використанні сучасних засобів комп'ютерного моделювання та скінченно-елементного аналізу.

Аналіз працездатності пристроїв забезпечення суцільності для основного режиму роботи РРДУ полягає у вирішенні наступних завдань:

визначення параметрів коливань вільної поверхні рідкого палива в баку на активних (при роботі маршової РРД) і пасивних ділянках польоту РН (під дією силових факторів від виконавчих органів системи орієнтації та стабілізації космічного ступеня перед повторними запусками маршових РРД), локалізації і параметрів десорбційних процесів [Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2009];

визначення параметрів руху (реорієнтації) рідини в баку на пасивних ділянках польоту РН (після зупинки маршового двигуна ступеня) в умовах мікрогравітації [Николаев А. Д., Башлий И. Д. et al, 2017]; Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2018; Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Николаев А. Д. , 2014];];

виявлення умов запуску маршового двигуна з «провалами» вільної поверхні рідини і рухом вільних газових включень в паливній магістралі двигуна [Pylypenko, O. V., Nikolayev, O. D. et al, 2019];

кількісного аналізу об'єму вільного газу на вході в живильну магістраль маршового РРД і його вплив на стійкість запуску маршового РРД [Pylypenko, O. V., Nikolayev, O. D. et al, 2022] ;

визначення параметрів перехідних процесів при запуску і зупині маршового РРД і оцінка їх впливу на ефективність функціонування механізмів забезпечення суцільності [Пилипенко О.В., Николаев А.Д. et al, 2020];

виявлення режимів польоту, потенційно небезпечних для проникнення вільних газових включень через фазорозділювач на вхід в маршовий РРД Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2018].

Аналіз працездатності внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива при польоті космічного ступеня з працюючою рідинною двигунною установкою. З причини складної просторової конфігурації паливних баків космічних ступенів РН і, як наслідок, наявності взаємодії між

порожнинами рідкого середовища в баках, задачу виявлення потенційно критичних умов експлуатації і отримання кількісних оцінок запасів працездатності доцільно вирішувати шляхом її декомпозиції на послідовність окремих задач, пов'язаних з визначенням:

- амплітудно-частотних характеристик коливань вільної поверхні КП в порожнинах паливного відсіку ступеня;
- умов експлуатації, що супроводжуються оголенням сіткових фазорозділювачів і проникненням газу наддуву крізь внутрішньобакові пристрої забезпечення суцільності;
- амплітуд пульсацій тиску КП, критичних до початка спускного руху бульбашок;
- амплітуд пульсацій тиску в КП палива, обумовлених вібронавантаженням ступеня;
- умов експлуатації КС, потенційно критичних через проникнення бульбашок газу наддуву в тракти живлення двигуної установки, і запасів працездатності пристроїв забезпечення суцільності.

Визначення параметрів коливань рідкого палива і характеристик сорбційних процесів в паливному відсіку складної просторової конфігурації.

Сорбційні процеси оцінюються за такими характеристиками як швидкість протікання процесу масопередачі, параметри рівноваги між газовою і рідкою фазами, яка встановлюється при досить тривалому їх контакті в умовах, близьких до квазістатичних, і ін.

Амплітуда пульсацій тиску A_p^{BD} , при перевищенні якої починається зростання бульбашок діаметром d_{II} , обумовлене процесом "випрямленої газової дифузії", визначається залежністю [Касаткин А.Г, 1973]

$$A_p^{BD} = \sqrt{\frac{6 \cdot \sigma \cdot P_H}{d_{II}}}, \quad (6.1)$$

де σ - коефіцієнт поверхневого натягу.

З урахуванням того, що швидкість сорбційних процесів при кожному відхиленні від рівноважного стану пропорційна ступеню пересичення розчину і поточного значення площі поверхні розділу фаз «газ - рідина» (в кінці такого відхилення система «газ - рідина» приходить в рівноважний стан), в [Касаткин А.Г, 1973] отримано співвідношення для визначення швидкості «випрямленої газової дифузії» $\dot{V}$ в об'ємі $\Delta V_{ж}$, де амплітуда пульсацій тиску з частотою f відповідає умові (6.1),

$$\dot{V} = f S \Delta V_{ж} \left[\left(\frac{P_H + \bar{A}_p}{P_{CT}} - 1 \right) + \left(\frac{P_H - \bar{A}_p}{P_{CT}} - 1 \right) \cdot \left(\frac{P_{CT} - \bar{A}_p}{P_{CT} + \bar{A}_p} \right)^{\frac{2}{3n}} \right] \left[1 - \exp \left(- \frac{0,346}{f \cdot T_{0,5}} \right) \right], \quad (6.2)$$

де $\bar{A}_p = 2A_p^{\max} / \pi$ – середнє значення амплітуди коливань тиску в газонасиченій рідині;

$A_p^{\max}$ – амплітуда гармонічного коливання тиску в рідині відносно рівня статичного тиску P_{CT} в місці розташування об'єму $\Delta V_{ж}$;

S – постійна розчинності газу, що дорівнює відношенню об'єму, який би він зайняв в нерозчиненому стані при поточних значеннях тиску P_{CT} і температурі T , до об'єму рідини, в якій він був розчинений, що визначається за формулою [Челомей В.Н. et al, 1978]:

$$S = \chi(T) \cdot \frac{M_{\Gamma}}{M_{ж}} \cdot \frac{\rho_{ж}}{\rho_{\Gamma_0}} \cdot P_{CT} \cdot \frac{T}{273}, \quad (6.3)$$

$\chi(T)$ – коефіцієнт Генрі;

M_{Γ} , $M_{ж}$ – молекулярна маса газу і рідини відповідно;

ρ_{Γ_0} , $\rho_{ж}$ – густини газу і рідини при нормальних умовах ($P_0 = 10^5$ Па, $T_0 = 273^\circ\text{K}$);

$T_{0,5}$ – період напіввиведення, тобто час виділення половини від загальної кількості розчиненого в рідині газу.

Утворювані в процесі десорбції включення вільного газу являють собою "рій" газових бульбашок, що ростуть внаслідок "випрямленої газової дифузії" при пульсаціях в полі змінного тиску в рідині. Зміна середнього діаметра окремих

бульбашок в часі, що представляє інтерес для вибору оптимального режиму роботи засобів забезпечення запуску маршевого двигуна в невагомості, визначається співвідношенням [Касаткін А.Г, 1973]

$$d_{II}(\tau_K) = 0,046 \sqrt[3]{\frac{P_{CT}}{P_{CT} - \bar{A}_P} \left[\left(\frac{P_H + \bar{A}_P}{P_{CT} - \bar{A}_P} - 1 \right) + \left(\frac{P_H - \bar{A}_P}{P_{CT}} - 1 \right) \left(\frac{P_{CT} - \bar{A}_P}{P_{CT} + \bar{A}_P} \right)^{\frac{2}{3n}} \right]} f \tau \quad (6.4)$$

де τ – тривалість коливального процесу, с.

Як показали результати експериментів, проведених на гідростенді станції "Мир", після «відключення» збурюючого впливу і настання стану невагомості відбувається швидке об'єднання окремих бульбашок, які перебувають в обмеженому об'ємі рідини, в єдине газове включення.

Час його формування визначається співвідношенням [Перфильев Л. А. et al, 2003]

$$\tau_\phi = 1,15 \left(1 + 4,56 \eta^{-\frac{1}{3}} \right) \left(\frac{\rho_{жс}}{\sigma} \right)^{0,5} d_n^{1,5}, \quad (6.5)$$

де η – безрозмірний газовміст середовища.

Визначення параметрів коливань компонентів рідкого палива і характеристик сорбційних процесів в паливному відсіку складної конфігурації верхнього ступеня РН проведено на основі чисельного моделювання просторових коливань динамічної системи «конструкція верхнього ступеня - рідке паливо» [Пилипенко, О.В. et al, 2020]. Для визначення параметрів просторових рухів рідини в баках складних конфігурацій при різних граничних умовах і схемах навантаження використано метод скінченних елементів (див. Розділ 5). При моделюванні динаміки такої системи враховувалися:

- умови спільності деформацій сполучених поверхонь розділу рідкого і твердого середовищ, що допускають ковзання рідини щодо стінок бака;
- граничні умови, що визначають особливості силових зв'язків паливного відсіку з конструкцією РН;
- умови, що характеризують дію масових сил і тиску наддуву на рідкі КТ в польоті.

Параметри вимушених просторових коливань ступеня як сукупності дискретних елементів визначаються з рішення системи диференціальних рівнянь:

$$M \frac{d^2}{dt^2} \delta + C \frac{d}{dt} \delta + K \delta = F, \quad (6.6)$$

де M – матриця мас порядку $n \times n$;

K – матриця жорсткості порядку $n \times n$;

C – матриця демпфування порядку $n \times n$;

δ – вектор вузлових переміщень;

$F = F_{\max} e^{i\omega_s t}$ – вектор зовнішніх сил;

$F_{\max}$ – вектор амплітуд коливань зовнішніх сил з кутовою частотою ω_s ;

t – поточний час.

При завданні значень компонент вектора сил F , діючих на конструкцію ступеня від її двигунної установки в напрямку поздовжньої і поперечної осі ступеня, можна використовувати статистичні дані по амплітудам A_s і частотам коливань ω_s конструкції ступеня. Типові значення польотних вібронавантажень на конструкцію верхніх ступенів експлуатуємих РН в перерізі їх стикування з космічним апаратом наведені у відповідних довідниках користувача РН (дивись, наприклад, в [Soyuz User's Manual, 2001]). Ці вібронавантаження класифіковані за діапазонами частот, для яких коливальні процеси мають загальний характер динамічної взаємодії конструкції РН, рідкого палива в баках і маршового двигуна.

Використаний при моделюванні просторових коливань КП в порожнинах паливного відсіку ступеня скінченний елемент «тривимірна рідина» призначений для імітації коливання рідини усередині ємностей при відсутності в них течій [Lee Kunwoo, 1999]. За допомогою цього ж елемента може проводитися обчислення гідростатичних тисків в баках, з урахуванням явищ, пов'язаних із взаємодією рідини і конструкції баків. Для обчислення тиску P в елементі «тривимірна рідина» використовуються рівняння, що описують зв'язок «напруження - деформація»:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{bulk} \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \\ R_x \\ R_y \\ R_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/K & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/S & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/S & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/S & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/B & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/B \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{xz} \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} \quad (6.7)$$

де ε_{bulk} – відносне об'ємне стиснення рідини;

K – модуль об'ємної пружності рідини;

P – тиск;

γ – деформація зсуву;

S – штучно введений малий коефіцієнт для додання елементу деякої міцності на зсув $S = K * 10^{-9}$; τ – дотичне напруження;

R_j – зміщення через обертання навколо осі j ;

B – штучно введений малий коефіцієнт для додання елементу деякого опору до обертального руху на зсув $B = K * 10^{-9}$;

M_j – скрючувальне зусилля щодо осі j .

Для визначення стану газонасичених КП за результатами чисельного моделювання просторових рухів рідкого палива в пружній конструкції паливного відсіку ступеня необхідно виявити в об'ємі рідини зони потенційного газовиділення, в яких тиск при коливаннях опускається нижче тиску насичення розчиненого в КП газу, тобто $P_{ст} - \bar{A}_p \leq P_H$. Кількісна оцінка об'єму $\Delta V_{ж}$, в якому здійснюється процес десорбції розчиненого в КП газу, розраховується підсумовуванням відповідних об'ємів скінченних елементів «тривимірна рідина». Дані амплітуд коливань тиску рідкого палива в різних перерізах паливного відсіку є достатніми величинами для оцінок характеристик (6.1 – 6.5) сорбційних процесів при різних умовах вібронавантаження ступеню.

Скупчення утворених в рідкому паливі газових бульбашок, що знаходяться в полі масових сил, при певних співвідношеннях між частотою власних коливань

системи і частотою зовнішнього впливу, можуть спливати до вільної поверхні, залишатися в підвішеному стані або мігрувати в напрямку, протилежному дії масових (архімедівських) сил [Пилипенко О.В., Николаев А.Д. et al 2009; Блоха И.Д., Николаев А.Д. et al, 2005; Николаев А. Д, Хоряк Н. В., et al, 2009]. Причиною цього є накладення пульсацій об'єму включень на їх рух в КП. Це визначає миттєву вертикальну складову швидкості руху, яка розраховується за допомогою отриманих з вирішення завдання (6.6) параметрів коливального руху КП.

У динамічній поведінці такої газорідинної системи скупчення газових бульбашок виконує роль пружного елемента, що змінює характеристики системи в цілому, які можуть бути враховані при завданні параметрів пружності K відповідних елементів, що імітують рух КП в задачі (6.6). Можна виділити наступні режими поведінки аналізованого газорідинного середовища, що піддається вібраційним впливам:

- стаціонарний режим вібраційної стійкості коливальної системи «рідина - газові включення» в області резонансу, коли в рідині, що містить газові включення, відбувається спускний рух і стійке утримання скупчення включень на днищах баків. При цьому власна частота нової коливальної системи визначається з урахуванням об'єму газу $\Delta V_{ж}$ в цьому скупченні і тривалості коливального процесу;

- режим перехідного процесу і розшарування в нелінійній коливальній системі «рідина - газові включення», коли після захоплення і стійкого утримання скупчення включень (при поздовжніх коливаннях ступеню у основи рідинного стовпа) відбувається його зростання за рахунок приєднання додаткових газових включень.

При цьому коливання скупчення все більше відстають по фазі від коливань ступені, а амплітуда коливань тиску $\bar{A}_p$ збільшується. По мірі зростання об'єму скупчень газових включень відбувається зміна власної частоти коливальної системи, і при досягненні певної неузгодженості частоти коливань системи і частоти вібронавантаження скупчення бульбашок відривається від днища бака і

спливає в рідині. Рівень, на якому скупчення газових включень перестав спливати під дією сили Архімеда, визначається співвідношенням частоти вимушених коливань системи «конструкція верхнього ступеня - рідина (з газовими включеннями)» і парціальної частоти цього скупчення.

Із зазначених режимів поведінки газорідинних середовищ в компонентах палива, що знаходяться в паливному відсіку верхнього ступеня РН, який піддається впливу польотних вібрацій, найбільш критичним, з точки зору забезпечення стійкості процесу подачі КП в паливні магістралі двигуна, є режим, пов'язаний з початком спускного руху газових включень і їх масовим надходженням до внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності. У разі подальшого їх проникнення крізь фазорозділювачі до забірних пристроїв це може негативно вплинути на працездатність двигуна ступеня аж до зриву його робочого процесу. Вібронавантаження і обумовлені ними коливання тиску КП, що відповідають початку спускного руху газових включень на досліджуваній глибині рідкого палива, називаються критичними (A_g^{kp} и A_p^{kp}) [Блоха И. Д., Николаев А. Д. et al, 2005]. Вони визначаються локальними значеннями параметрів поля тисків в "точці" місцезнаходження газового включення з поздовжньою координатою z , тобто амплітуди коливань тиску $A_p(z)$ і її градієнта $\frac{d A_p}{d z}$, оцінку значень яких при заданих параметрах вібрації конструкції ступеню можна отримати з рішення задачі (6.6).

Як приклад застосування розробленого методичного підходу для аналізу сорбційних процесів в баках проведено дослідження коливань верхнього ступеня РН зі складною просторовою конфігурацією паливного відсіку, конструктивно близькою до досліджуваної в розділі 5 конструкції верхнього ступеня [Kashanov O.E., Nikolayev O.D. et al, 2015]. Величини осьового навантаження ступеня, параметри вібронавантажень ступеня при польотних вібраціях гармонічного характеру, обумовлених роботою маршового двигуна, типові для ракети легкого класу.

При аналізі баки пального і окислювача, рама маршового двигуна, маршовий двигун моделювалися скінченними елементами «пружна оболонка»; рідке паливо в баках ступеня представлялися за допомогою скінченних елементів «тривимірна рідина»; балони системи наддуву, системи запуску, трубопроводи системи живлення маршового РРД і інші допоміжні системи моделювалися за допомогою елементів «зосереджена маса». В результаті «розбиття» конструкції ступеня з рідким наповненням паливних баків на скінченні елементи отримано від 7000 до 10909 вузлів розрахункової сітки (в залежності від рівня рідкого палива). При цьому для скінченних елементів, що імітують коливальний рух конструкції ступеня, відносний коефіцієнт демпфування коливань покладался рівним 2%, для скінченних елементів «тривимірна рідина» – 0,5% від його критичного значення. З причини надзвичайної складності моделювання коливального руху внутрішньобакових елементів конструкції, їх вплив на характер динамічної поведінки рідини враховано в розрахунковій схемі за допомогою введення сил опору в відповідних елементах рідини, при яких відносні коефіцієнти демпфування елементів при описі коливального руху елементів «тривимірна рідина» збільшувалися до 5 % – 10 % від критичного значення. При виборі вищевказаних значень коефіцієнтів демпфування елементів верхнього ступеня були використані дані експериментальних досліджень, узагальнені в роботах [Николаев А. Д. et al, 2013; Sloss Supression. NASA Space Vehicle Design Criteria (Structure), 1969].

З використанням розробленої скінченно-елементної моделі верхнього ступеня з паливним відсіком, частково заповненим КП, розраховані:

власні частоти коливань ступеня в поздовжньому напрямку – 0,655 Гц; 14,3 Гц і 27,9 Гц;

власні частоти коливань ступеня в поперечному напрямку – 0,57 Гц; 17,7 Гц, і 26,3 Гц;

а також амплітуди просторових коливань конструкції ступеня і амплітуди коливань тиску компонентів палива при гармонічних поздовжньо-поперечних коливаннях силового шпангоута порожнини пального з частотою ω_s .

На підставі аналізу результатів моделювання просторових коливань досліджуваного верхнього ступеня РН встановлено, що параметри вимушених коливань рідини (форми, частоти, амплітуди) залежать від пружних і масових характеристик паливного бака, тому що в досліджуваному діапазоні частот від 5 Гц і до 100 Гц при спорожнюванні бака змінюються власні частоти коливань динамічної системи «конструкція бака - рідке паливо».

Результати чисельного моделювання просторових коливань досліджуваного ступеня РН показали, що конструкція останнього є визначальним фактором впливу польотних вібрацій на характер і інтенсивність сорбційних процесів в газонасичених компонентах палива. Ця особливість сучасних конструкцій верхніх ступенів найістотніше проявляється на частотах, близьких до частот домінуючих тонів гідропружної взаємодії конструкції паливного відсіку і перебуваючих в ньому рідких компонентів палива.

На рис.6.4 представлено розподіл розрахункових амплітуд коливань тиску КТ (в 10^5 Па) по подовжньому перерізу рідкого палива в порожнинах окислювача (на рисунку - верхня) і пального паливного відсіку досліджуваного ступеня РН при поздовжньо-поперечних гармонічних коливаннях її конструкції з частотою 27,8 Гц, близькою до власної частоти 27,9 Гц поздовжніх коливань ступеня і до частоти 26,3 Гц її поперечних коливань. Деякі елементи рідини, коливальні рухи яких відбувалися «в протифазі», позначені з негативними значеннями амплітуд.

Як впливає з результатів розрахунку, при вимушених поздовжньо-поперечних коливаннях конструкції ступеня з вказаною частотою реалізується режим, при якому відбуваються значні поперечні переміщення рідкого пального і конструкції бака окислювача, зануреного в порожнину пального. Це призводить до формування зон з локальним зниженням тиску пального в «підчерев'я» бака окислювача (на рис. 6.4 позначено цифрою 1) і в місцях над пристроями забезпечення суцільності (відзначено цифрою 2 на рисунку), встановлених поблизу від забірних пристроїв бака пального. В даному розрахунковому випадку сумарний об'єм зон потенційного газовиділення склав приблизно 0,4% від об'єму пального в баку. Таким чином, з урахуванням особливостей конфігурації досліджуваного

паливного відсіку визначені місця розташування зон десорбції розчиненого газу при польотних вібраціях його конструкції.

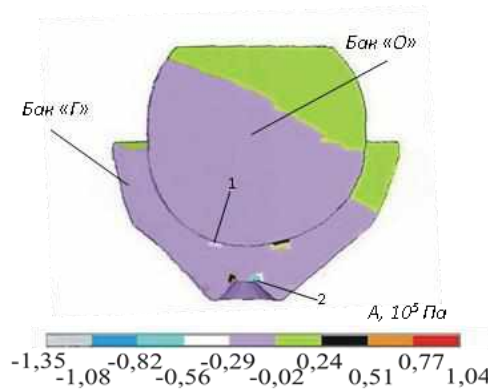


Рисунок 6.4 – Розподіл розрахункових амплітуд коливань тиску КП (в 10^5 Па) по поздовжньому перерізу рідкого палива в порожнинах окислювача (верхня) і пального (нижня) паливного відсіку досліджуваного ступеня РН при просторових гармонічних коливаннях її конструкції з частотою 27,8 Гц

Отримані значення амплітуд коливань тиску КП і їх розподілу для різних перерізів паливного відсіку ступеня дозволяють розрахувати основні характеристики (6.1) – (6.5) сорбційних процесів, а також градієнти тиску для різних напрямків і величини критичних вібронавантажень, необхідні для оцінки працездатності внутрішньобакових засобів забезпечення суцільності КП.

Утримуюча здатність фазорозділювачів внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива при польоті ступеня з працюючою рідинною двигунною установкою. Висота стовпа, при якій відбувається втрата утримуючої здатності фазорозділювача, може бути визначена за виразом [KimJeffery Eun S. L., EmdeeRichard K. Cohn, 2010]

$$h_{y\partial} = \frac{K \cdot \sigma}{\delta \cdot \rho_{ж} \cdot g \cdot n_z}, \quad (6.8)$$

де K – коефіцієнт, що залежить від геометричних характеристик фазорозподілювача і значення крайового кута [Козлов А.А. et al, 1988],
 $\sigma, \rho_{ж}$ – коефіцієнт поверхневого натягу і густина компонентів палива, відповідно;
 δ – характерний розмір ячейки;
 n_z – осьове навантаження (статичне).

Умови експлуатації ступеня, при яких відбудеться проникнення газу наддуву в простір під фазорозділювач при його оголенні ($\delta v_i^{\max} \geq H_{cm_i}$) визначаються співвідношенням

$$H_{cm_i} + \delta v_i^{\max} \geq h_{y0}, \quad (6.9)$$

де H_{cm_i} – висота стовпа КТ над фазорозділювачем, відповідна i -му рівню заповнення паливного бака.

Бульбашки газу наддуву, які проникають під фазорозділювачі внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності, при певних співвідношеннях між характерними параметрами вібрації не спливають, а залишаються в підвішеному стані або навіть мігрують в напрямку, протилежному дії масових сил [Кубенко В.Д. et al, 1988].

В роботі [Кузнецов В.И. et al, 1988] отримані експериментально підтверджені в [Будник В.С. et al, 1985] аналітичні вирази для визначення критичних, з точки зору початку спускного руху бульбашок, значень пульсацій тиску в «точці», займаною бульбашкою і її градієнта по глибині стовпа рідини, інваріантні щодо розподілу тиску по висоті стовпа рідини $P(h, t)$.

Визначення критичних амплітуд пульсацій тиску необхідно проводити для рівнів h_ϕ , відповідних висот розташування фазорозділювачів над забірними пристроями паливних баків.

Вираз для визначення критичних значень амплітуд пульсацій тиску для одновимірного випадку, коли розподіл тисків в стовпі рідини залежить тільки від глибини, а форма коливань лінійна, має вигляд:

$$A_p^{kp} = \sqrt{2n\rho_{жс} g n_z H_{cm} \cdot P_0} \Big|_{h=H_{cm}} \quad (6.10)$$

де n – показник політропи газу наддуву; $P_0 \Big|_{h=H_{cm}} = P_a^{\min} + \rho_{жс} g n_z H_{cm}$;

$P_a^{\min}$ – мінімальний тиск наддуву.

Значення діючих на рівні h_ϕ амплітуд пульсацій тиску в рідині на режимах експлуатації, що характеризуються проникненням газу наддуву під

фазорозділювач внаслідок його оголення при коливаннях вільної поверхні рідини і обумовлених вібронавантаженням ступеня, визначаються виразом

$$A_{pi}^{\partial} \Big|_{h_{cp}} = A_{gi} \cdot g \cdot \rho_{ж} \cdot n_z \cdot K_p (H_{cm_i} + h_{cp} + H_{TP}) \times \frac{H_{cm_i}}{H_{cm_i} + h_{cp}}, \quad (6.11)$$

де A_{gi} – вібронавантаження конструкції в точці кріплення рами двигуна до силового шпангоуту КС на частоті коливань f_i ;

H_{TP} – висота стовпа рідини від входу в двигун до забірною пристрою паливного бака;

$K_p = \frac{A_p}{A_g}$ – коефіцієнт форми коливань.

При $K_p \cong 1$, що відповідає загальній постановці розглянутої задачі, (6.11) перетвориться до вигляду

$$A_{pi} \Big|_{h_{cp}} = A_{gi} \cdot g \cdot \rho_{ж} \cdot n_z \cdot H_{cm_i} \frac{H_{cm_i} + h_{\phi} + H_{TP}}{H_{cm_i} + h_{\phi}} \quad (6.12)$$

Оцінка працездатності внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива (і системи живлення РРДУ в цілому) при польотних вібраціях ступеня. Працездатність визначається шляхом встановлення умов експлуатації, що супроводжуються проникненням газу наддуву під фазорозділювачі, і подальшого порівняння діючих на цих рівнях амплітуд пульсацій тиску з критичними, з точки зору виникнення спускного руху газових бульбашок, значеннями. При цьому запас працездатності (або стійкості) робочого процесу внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності у практиці виконання проектних робіт доцільно оцінювати відношенням критичних значень амплітуд пульсацій тиску (A_p^{kp}) до діючих (A_p^{∂}).

Це призводить до необхідності при проведенні розрахунків використовувати результати, орієнтовані на отримання оцінок запасів працездатності для найгірших розрахункових випадків.

Динамічні процеси в баках космічного ступеня при переході до стану невагомості при зупині РРДУ. У стані невагомості (або близькому до нього)

переважаючий вплив на поведінку компонентів палива в баках камери згоряння мають сили міжмолекулярної взаємодії (поверхневий натяг, адгезія, когезія) [Сердюк В., 2009], які ініціюють процеси трансформації вільної поверхні палива. Для компонентів палива, що представляють собою змочуючі рідини, зазначені процеси характеризуються рухом мономолекулярної плівки, що утворюється на стінках бака ще при наявності перевантаження, яке істотно інтенсифікується в момент переходу до стану невагомості, коли вплив сил міжмолекулярної взаємодії (переважно поверхневого натягу) стає визначальним, при цьому потенційна енергія системи «рідина - газ – стінка бака» зменшується.

Для опису гідродинамічної ситуації в паливних баках після настання умов невагомості необхідно знати конфігурацію поверхні розділу між паливом і газом наддуву в процесі трансформації, її рівноважну конфігурацію і час замикання.

Потенційна енергія даної системи у відсутності масових сил виражається функціоналом

$$U = \sigma(S_{12} - S_{23} \cdot \cos \theta) + const, \quad (6.13)$$

де σ – коефіцієнт поверхневого натягу на межі розділу «рідина - газ»,

θ – кут змочування,

S_{ij} – площі відповідних поверхонь Σ_{ij} кордонів розділів,

i, j – індекси, яким відповідають позначення: 1 – газ, 2 – рідина, 3 – стінка бака.

Підсумком процесу самозамикання вільної поверхні змочувальної рідини є формування стійкої рівноважної поверхні розділу постійної кривизни. Зокрема, в сферичній ємності цей процес закінчується утворенням одної сукупної газової бульбашки; в тороїдальній ємності, в залежності від наявності і розташування внутрішньобакових конструкційних елементів, може утворюватися декілька роз'єднаних бульбашок [Перфильев Л.А., 2003]. При цьому потенційна енергія системи «рідина - газ – стінка бака» має ізольований мінімум.

Відомо, що замкнута поверхня Σ_{12} матиме сферичну форму [Козлов А.А., 1988], а її площа для конкретного бака є однозначною функцією об'єму рідини в цьому баку $S_{12} = f(V)$, з чого випливає, що площа поверхні Σ_{23} , також є функцією

об'єму рідини в баку: $S_{23} = f(V)$. З огляду на викладене можна стверджувати, що $S_{23} = f(S_{12})$, і, отже, $U = f(S_{12})$. Тоді, записуючи умову мінімуму потенційної енергії системи $\frac{dU}{dS_{12}} = 0$, підставляючи в нього (6.13) і перетворюючи, отримаємо рівняння

$$\frac{dS_{23}}{dS_{12}} = \frac{1}{\cos \theta}, \quad (6.14),$$

що становить разом з умовами $S_{12} = f(V)$ и $S_{23} = f(V)$ систему рівнянь, рішення якої визначає геометрію замкнутої рівноважної поверхні сукупної газової бульбашки.

Розглянемо процес формоутворення сукупної газової бульбашки після настання стану невагомості в ємності сферичної форми, що найчастіше використовується в конструкції паливних відсіків космічного ступеня.

На рис. 6.5 представлені характерні параметри сукупної газової бульбашки в такій ємності, де прийняті наступні позначення: h – рівень заповнення бака

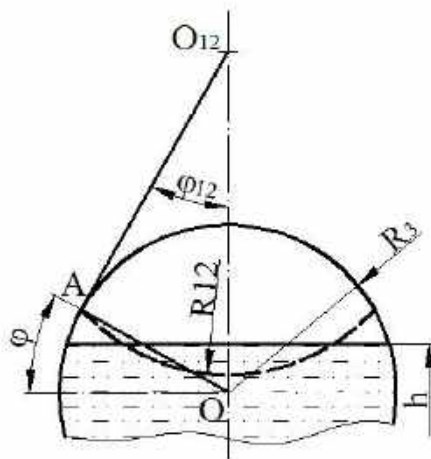


Рисунок 6.5 – Характерні параметри сукупної газової бульбашки в ємності сферичної форми

паливом; R_3 – радіус сферичного бака; R_{12} – радіус кривизни поверхні кордону розділу «рідина - газ», φ , φ_{12} – кути, що характеризують замикаючу поверхню рідини.

Під час дії значних гравітаційних сил межа розділу «рідина - газ» являє собою площину рівня h , а в їх відсутність – сферичну поверхню радіуса R_3 з центром в точці O_{12} . З трикутника $\triangle OAO_{12}$ випливає, що

$$\frac{R_{12}}{\cos \varphi} = \frac{R_3}{\sin \varphi_{12}}. \quad (6.15)$$

Вважаючи, що в умовах невагомості витрата палива з бака КС відсутня ($\dot{V} = 0$), запишемо рівняння постійності об'єму рідини в ньому при замиканні її вільної поверхні

$$h^2(3R_3 - h) = R_3^3(1 + \sin \varphi)^2(2 - \sin \varphi) - R_{12}^3(1 - \cos \varphi_{12})^2(2 + \cos \varphi_{12}). \quad (6.16)$$

У прийнятих позначеннях виразу для визначення площ поверхонь Σ_{12} , Σ_{23} мають вигляд:

$$S_{12} = 2\pi R_{12}^2(1 - \cos \varphi_{12}), \quad (6.17)$$

$$S_{23} = 2\pi R_3^2(1 + \sin \varphi). \quad (6.18)$$

Рівняння (6.14) – (6.18) являють собою систему, яка є окремим випадком системи рівнянь (6.15) для сферичного бака, рішення якої визначає форму рівноважної поверхні замкнутої газової бульбашки в такому баку. Результати її чисельного рішення щодо кутів φ і φ_{12} , при різних рівнях заповнення ємності рідиною $\left(\frac{h}{R_3}\right)$ і крайовому куті $\theta \approx 0$, задовільно збігаються з даними експериментів на «кидкових стендах» [Козлов Є.В. et al, 1991], апроксимуються виразами (φ і φ_{12} обчислюються в рад:

$$\text{при } \frac{h}{R_3} \leq 0,5 \quad \varphi = 2,25\left(\frac{h}{R_3}\right) - 1,125 \quad \varphi_{12} = 1,5\left(\frac{h}{R_3}\right) + 0,645$$

$$\text{при } \frac{h}{R_3} \geq 0,5 \quad \varphi = 2,25\left(\frac{h}{R_3}\right) - 1,125, \quad \varphi_{12} = 0,643\left(\frac{h}{R_3}\right) + 0,88.$$

Найважливішим параметром, що характеризує процес формоутворення поверхні в умовах невагомості, є час замикання поверхні.

В роботі [Воротинцев Є.В. et al, 2004] для оцінки часу замикання поверхні рідини в ємності при настанні умов невагомості запропоновано використовувати співвідношення, отримане в результаті обробки даних випробувань сферичної і циліндричної ємностей з різними рідинами (вода, гас, фреон-113, етанол, чотирихлористий вуглець і т. д.) на «кидковому стенді»,

$$t_3 = (0,31 - 0,27\psi) \sqrt{\frac{\rho \cdot V}{\sigma_{12}}},$$

де t_z – час замикання газової бульбашки; ψ – коефіцієнт заповнення ємності.

В роботі [Воротинцев Е.В. et al, 2004] з використанням чисельно-аналітичного методу розрахунку часу замикання за даними реперного експерименту на «кидковому стенді» отримано співвідношення для визначення часу замикання поверхні рідини $t_z = (86,2 \div 128,2) \frac{R_z}{\Psi}$, що добре узгоджується з експериментальними даними.

Рух сукупної бульбашки в нерівномірно нагрітій рідині, що піддається впливу вібрацій, в умовах невагомості. Важливою задачею, розв'язуваною при проектуванні і експлуатації КС, є надійне прогнозування поведінки сукупної бульбашки (бульбашок) в паливних баках при впливі силових факторів різної природи, в тому числі обумовлених вібронавантаженням баків при роботі різних систем і агрегатів ступеня (в умовах переважаючого впливу міжмолекулярних сил) і наявності в КТ градієнтного температурного поля.

У розглянутій постановці рівняння руху бульбашки в нерівномірно нагрітій рідині, що піддається впливу вібрацій в умовах невагомості, буде мати вигляд

$$m \frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = \vec{F}_{TKD} + \vec{F}_A, \quad (6.19)$$

де $\vec{r}$ – радіус-вектор рухомого центру мас газової бульбашки,

m – маса бульбашки,

$\vec{F}_{TKD}$ – сила термокапілярного дрейфу,

$\vec{F}_A$ – сила Архімеда.

Сила, що викликає термокапілярний дрейф бульбашок, визначається виразом

$$\vec{F}_{TKD} = \Theta \cdot V^{2/3} \cdot \text{grad} T, \quad (6.20)$$

де

$$\Theta = 2,54 \cdot 10^{-7} \cdot \left(\frac{\rho_{жс}}{\mu} \right)^{2/3};$$

V – об'єм бульбашки;

T – температура рідини;

μ – молекулярна маса рідини.

Вираз для сили Архімеда, враховуючи, що тиск в рідині не залежить від об'єму бульбашки, може бути записано у вигляді:

$$\vec{F}_A = -gradP \cdot V, \quad (6.21)$$

де P – тиск в рідині.

Для умов невагомості ($n_z=0$) і одновимірного руху бульбашки уздовж осі Z і розподілу тиску в рідині, відповідного впливу поздовжніх вимушених гармонічних коливань

$$P(z, t) = P_a + n_z \rho_{ж} g z + A_p(z) \sin \omega t, \quad (6.22)$$

де P_a – тиск над вільною поверхнею рідини,

n_z – навантаження уздовж осі Z , $A_p(z)$ – амплітуда пульсацій тиску в точці, займаною бульбашкою, рівняння (6.19) з урахуванням (6.20) – (6.22) буде мати вигляд:

$$m \frac{d^2 z}{dt^2} = \Theta \cdot V^{2/3} \cdot \frac{dT}{dz} - V \cdot \frac{dA_p(z)}{dz} \sin \omega t,$$

звідки, вважаючи середню швидкість бульбашки за період коливань рівною нулю, можна отримати умову рівноваги бульбашки в рідині зі змінним полем тиску

$$\int_0^{2\pi} \left(\Theta \cdot V^{2/3} \cdot \frac{dT}{dz} - V \cdot \frac{dA_p(z)}{dz} \sin \tau \right) d\tau = 0, \quad (6.23)$$

де $\tau = \omega t$.

Виражаючи об'єм бульбашки (вільного газового включення), що знаходиться на глибині $z = h$, через тиск в рідині і задаючи його в лінеаризованому вигляді

$$V(h, \tau) = V_0(h) \cdot \left[1 - \frac{P(h, \tau) - P_0(h)}{n \cdot P_0(h)} \right], \quad (6.24)$$

де $V_0(h)$ – об'єм бульбашки в початковий момент часу на глибині $z = h$,

$P_0(h)$ – тиск в рідині в початковий момент часу на глибині $z = h$,

$P(h, \tau)$ – тиск в рідині в поточний момент часу на глибині $z = h$,

n – показник політропи газу в бульбашці, підстановкою (6.24) в (6.23) можна привести умову рівноваги до виду:

$$\Theta \cdot \frac{dT}{dz} \cdot \int_0^{2\pi} \left[1 - \frac{P_a + A_p(h) \cdot \sin \tau - P_a}{n \cdot P_a} \right]^{2/3} d\tau - \left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h} \times \int_0^{2\pi} \left[1 - \frac{P_a + A_p(h) \cdot \sin \tau - P_a}{n \cdot P_a} \right] \cdot \sin \tau d\tau = 0 \quad (6.25)$$

Аналітичне рішення рівняння (6.25), отримане в [Воротинцев Є.В. et al, 2004] шляхом введення коригуючого множника $K = 1 - 0,08 \cdot \left(\frac{A_p(h)}{n \cdot P_a} \right)^2$, що дозволило знизити максимальне значення похибки до рівня $\varepsilon \leq 1,7\%$, цілком прийняттого для проведення практичних розрахунків, має вигляд:

$$2 \cdot K \cdot \Theta \cdot \frac{dT}{dz} + \left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h} \cdot \frac{A_p(h)}{P_a \cdot n} = 0.$$

Звідси можна отримати вираз для визначення амплітуди пульсацій тиску, при якій газова бульбашка буде перебувати в стані рівноваги в точці з координатою $Z = h$:

$$A_p^{kp}(h) = - \frac{2 \cdot K \cdot \Theta \cdot \left. \frac{dT}{dz} \right|_{z=h} \cdot n \cdot P_a}{\left. \frac{dA_p}{dz} \right|_{z=h}}. \quad (6.26)$$

При цьому, як випливає з (6.26), рівновага сукупної газової бульбашки можлива тільки в разі, коли градієнт зміни амплітуди пульсацій тиску в точці, займаною бульбашкою, буде спрямований протилежно градієнту зміни температури в цій же точці. При збігу напрямків градієнтів, як і в разі $A_p(h) < A_p^{kp}(h)$, бульбашка буде дрейфувати в бік зростання температури, при $A_p(h) > A_p^{kp}(h)$ – в сторону зменшення температури.

Підставляючи в (6.26) конкретну залежність $A_p(z)$ можна отримати формулу для розрахунку критичної амплітуди пульсацій тиску в точці, займаною бульбашкою газу.

Зокрема, для гармонічної форми коливань (k – хвильове число) при $A_p(z) = A \sin(kz)$,

$$A^{kp}(h) = \sqrt{-\frac{2 \cdot K \cdot \Theta \cdot \left. \frac{dT}{dz} \right|_{z=h}}{k \cos(kh) \cdot \sin(kh)}} \cdot n \cdot P_a.$$

Викладений вище і представлений в [Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2009] підхід до визначення траєкторії руху сукупної газової бульбашки в нерівномірно нагрітому паливі, що частково заповнює навантажений внутрішнім тиском бак, який зазнає впливу вібрацій в умовах невагомості (або при близьких до неї умовах), може бути поширений як на випадок полігармонічних коливань, так і на випадок просторового вібронавантаження бака. Це дає можливість визначати розрахунковим шляхом поточний стан газорідної системи в баках космічного ступеня і уточнювати його центровані і інерційні характеристики.

6.3 Визначення параметрів коливань вільної поверхні рідкого палива в баку на активних (при роботі маршового РРД) і пасивних ділянках польоту РН (при дії силових факторів від виконавчих органів системи орієнтації та стабілізації космічного ступеня перед повторними запусками маршових РРД)

Дослідження форм і амплітуд коливань вільної поверхні рідкого палива в баку проведено на основі аналізу параметрів власних і вимушених коливань космічного ступеня з рідким паливом. Параметри власних коливань космічного ступеня визначалися засобами сучасних систем скінченно-елементного аналізу (CAE - систем) [Kohnke P., 2001] з рішення лінійної системи звичайних диференціальних рівнянь, яка описує вільні коливання космічного ступеня як консервативної системи, тобто без урахування дисипації енергії:

$$M \frac{d^2}{dt^2}(U) + K U = 0 \quad (6.27)$$

де M – матриця мас;

t – поточний час;

U – вектор переміщень;

K – матриця жорсткості.

Взаємодія пружної конструкції баків з відповідним рідким середовищем на змоченій поверхні їх оболонок, а також рух вільної поверхні рідини в об'ємі відповідного баку враховується введенням граничних умов, визначених, в тому числі, формою поверхні бака.

Параметри вимушених просторових коливань космічного ступеня також визначалися засобами сучасних систем скінченно-елементного аналізу [Николаев А.Д. et al, 2013] шляхом вирішення системи рівнянь, яка описує вимушені гармонічні коливання динамічної системи «конструкція ступеня з рідиною в паливних баках - КА» з урахуванням сил опору коливальному руху:

$$[M] \frac{d^2}{dt^2}(U) + [D] \frac{dU}{dt} + [K]U = F, \quad (6.28)$$

де D – матриця коефіцієнтів демпфування;

F – вектор зовнішніх сил, що докладаються до конструкції ступеня з боку РРДУ.

При дослідженні динаміки космічних ступенів найбільший практичний інтерес з точки зору управління польотом ступеня і забезпечення працездатності внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива представляють величини узагальнених мас, що характеризують «ступінь участі» рідини в коливальному русі ступеня в домінуючому поперечному напрямку.

На рис. 6.6 представлені розрахункові форми коливань вільної поверхні рідини в баку окислювача і в баку пального космічного ступеня.

Знання цих параметрів дозволяє виявити потенційно небезпечні режими роботи РРД, при яких, зокрема, в результаті вимушених коливань рідкого палива в паливному баку ступеня внаслідок оголення сітчастого фазорозділювача (на рис. 6.6 сітчастий фазорозділювач позначений пунктирною лінією) вільні газові включення можуть проникнути на вхід в маршовий РРД.

На рис. 6.7 для системи живлення маршового двигуна космічного ступеня РН (розрахункова схема якої представлена на рис. 6.6) наведені залежності зміщення вільної поверхні рідини від її незбуреного стану в розрахункових точках D_0 і $D_г$ (криві 1, 2 відповідно) вільної поверхні компонента палива від часу, побудовані на основі чисельного рішення системи рівнянь (6.28) для розрахункового рівня збурень конструкції ступеня від керуючих імпульсів системи орієнтації і

стабілізації космічного ступеня, що мають місце на пасивних ділянках польоту досліджуваного космічного ступеня [Николаев А. Д. et al, 2013].

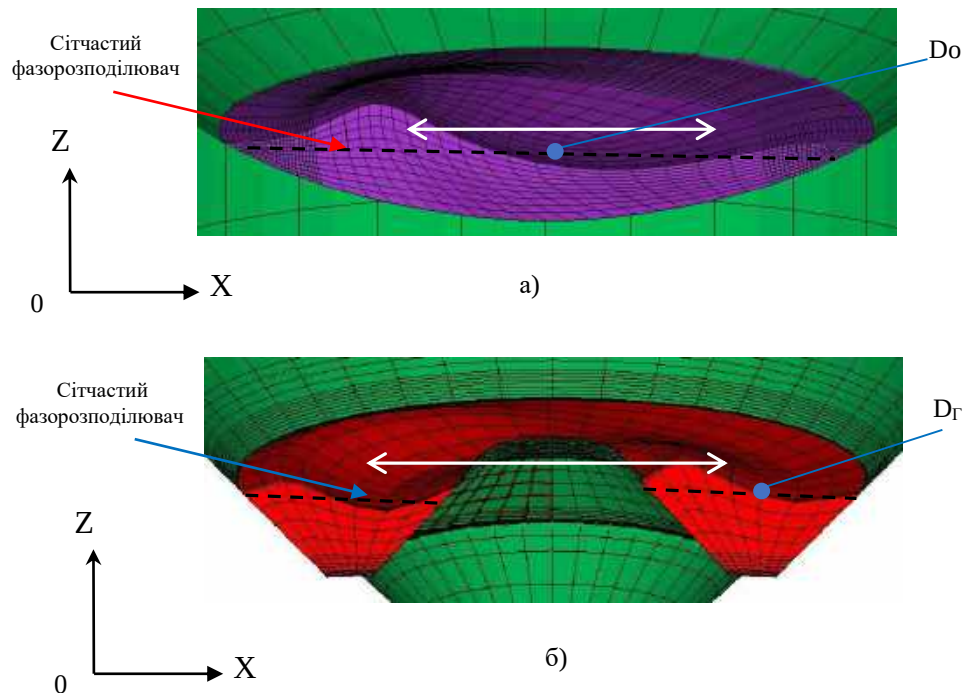


Рисунок 6.6. – Форми коливань вільної поверхні рідини: а) - в баку окислювача космічного ступеня з частотою 0,142 Гц; б) - в баку пального космічного ступеня з частотою 0,22 Гц в поздовжньому осьовому перерізі площиною XOZ , (X, Y, Z – осі локальної системи координат, пов'язаної з центром мас конструкції космічного ступеня)

Результати математичного моделювання просторових коливань космічного ступеня використані для оцінки величин «провалів» рівнів вільних поверхонь рідини при функціонуванні внутрішньобакових пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива (з метою виключення можливості проникнення в підсітчастий простір газу наддуву на різних режимах роботи маршового двигуна космічного ступеня) і визначення запасів працездатності Λ

$$\Lambda = \frac{H_{CFR}^E}{H_{st}^{max}}, \quad (6.29)$$

де H_{st}^{max} – висота стовпа рідини над сітчастим фазорозділювачем (розрахована з урахуванням амплітуди коливань поверхні компонентів палива в паливному баку),

$H_{CFR}^E = K_{pr} \cdot K_B \cdot H_{st}^{ud}$ – динамічна утримуюча здатність сітки фазорозділювача, що характеризує його ресурси з пригнічення кінетичної енергії стікаючого на неї компонента палива з вільними газовими включеннями, визначається співвідношенням;

K_{pr} – коефіцієнт, що враховує зниження динамічної утримуючої здатності, зумовлений рухом компонента палива уздовж сітчастого фазорозділювача внаслідок польотних вібрацій ступеня;

K_B – коефіцієнт, що враховує вплив польотних вібрацій;

H_{st}^{ud} – статична утримуюча здатність сітчастого фазорозділювача, під якою розуміється капілярний перепад тисків в ньому, відповідний прориву газової фази крізь сіткові осередки.

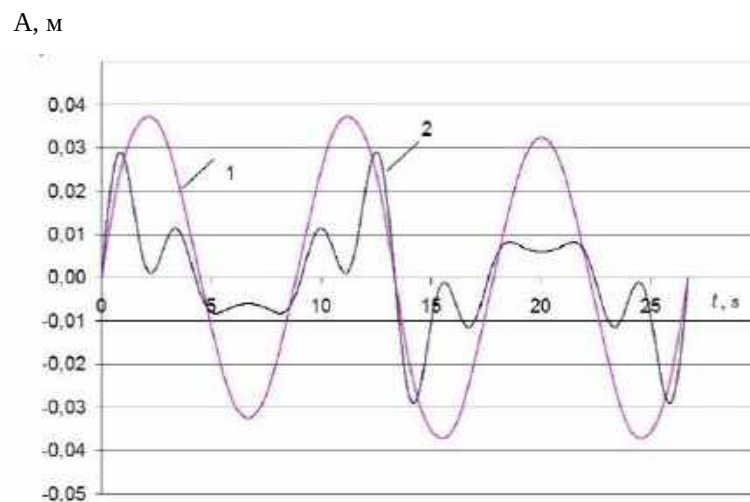


Рисунок 6.7 – Розрахункові залежності зміщення вільної поверхні рідини від її незбуреного стану в контрольних точках Do і Dг (криві 1, 2 відповідно) вільної поверхні компонента палива від часу

6.4 Визначення параметрів руху рідини в баку на пасивних ділянках польоту РН (після зупину маршового двигуна ступеня)

Дані експериментальних досліджень [див. дані відеозйомки в баку окислювача II ступеня РН «Falcon», 2019] руху рідкого палива в баку космічних ступенів РН на пасивних ділянках польоту (після зупинки маршового двигуна ступеня) свідчать про те, що рідке паливо в силу інерції відривається від нижнього днища бака і переміщається до його верхнього днища. Дане динамічне явище може призвести до оголення сітки фазорозділювача і забірною пристрою бака, привести до втрат палива в капілярному накопичувачі паливного бака, що може істотно ускладнити запуск двигуна на пасивній ділянці польоту космічного ступеня.

У розвиненому підході [Николаев А. Д. , et al, 2017] методами математичного моделювання проводиться визначення параметрів руху рідини в баку на пасивних ділянках польоту. При моделюванні гідродинамічних процесів в паливних баках системи живлення маршового двигуна використані метод скінченних елементів і метод об'єму рідини (VOF), що дозволяє враховувати складну топологію течій і конструктивні особливості паливних баків і гідравлічних трактів. Виконання VOF аналізу проведено засобами сучасних систем скінченно-елементного аналізу (CAE - систем) [Kohnke P., 2001]. Для опису руху стосовно стінок бака межі розділу між газом і рідиною використаний CSF метод (безперервної поверхневої сили [Kohnke P., 2001]). Беручи до уваги, що баки космічного ступеня, як правило, симетричні щодо поздовжньої осі, в якості їх геометричних моделей розглянуті плоскі перерізи баків, симетричні щодо поздовжньої осі ступеня, і відповідно осесиметричне витікання компонентів палива з них [Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2014].

Розроблена модель, що описує нестационарну течію нестискуваної рідини з деформованою вільною поверхнею в паливному баку, включає рівняння нерозривності, моменту кількості руху і рівняння руху вільної поверхні рідини. Ці рівняння записані щодо функції, яка характеризує частку рідини в розрахунковому обсязі скінченного елемента в скінченно-елементній моделі бака з рідиною. У загальному вигляді рівняння можна представити в наступному вигляді [Hirt C. W. et al, 1981]:

— рівняння нерозривності

$$\nabla V = 0, \quad (6.30)$$

– рівняння кількості руху рідини

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho V) + \rho(V \cdot \nabla)V = -\nabla p + \mu \nabla^2 V + F_s + \rho a_z, \quad (6.31)$$

– рівняння руху вільної поверхні рідини

$$\frac{\partial C}{\partial t} + V \cdot \nabla C = 0, \quad (6.32)$$

де ∇ – оператор Гамільтона;

V – швидкість руху рідини;

p, ρ, μ, F_s – відповідно тиск, густина, в'язкість і сила поверхневого натягу рідини;

a_z – поздовжнє прискорення космічного ступеня РН.

Функція в рівнянні (6.32) може набувати таких значень: $C = 0$ – при відсутності рідкого заповнення в об'ємі скінченного елемента, $C = 1$ – при повному заповненні його об'єму рідиною, $0 < C < 1$ – для проміжних станів.

В контексті VOF і CSF-методів сила поверхневого натягу рідини F_s визначається виразом

$$F_s = \sigma k \nabla C, \quad (6.33)$$

де k – середня кривизна поверхні розділу середовищ «рідина - газ» в розрахунковій точці;

σ – коефіцієнт поверхневого натягу, який визначається експериментально для пари «рідина – тверде тіло».

Сили опору руху і сили втрати тиску, нерівномірно розподілені за об'ємами проточної частини накопичувачів, сіткового фазорозділювача, підсітчастого простору і забірних пристроїв в умовах складної архітектури внутрішньобакового простору вносять визначальний вплив на створювані поля швидкостей і тисків рідкого палива при його русі до забірному пристрою бака в процесі запуску маршового двигуна.

При математичному моделюванні процесу спорожнювання бака (система рівнянь (6.30) - (6.33)) для елементів «двовимірна рідина», що застосовуються для опису руху компонента палива в накопичувачі через сітку фазорозділювача, в

підсітчастому просторі бака і в проточній частині забірною пристрою використані коефіцієнти K локальних втрат тиску, які визначаються як:

$$K = \frac{\Delta P}{\rho V^2 \Delta l},$$

де ΔP – втрати тиску рідини в досліджуваній області течії [Козлов А.А. et al, 1988];

V – стала швидкість руху рідини;

Δl – довжина шляху рідини уздовж лінії струму, на якій діє сила опору руху рідини.

Сила опору руху рідини в капілярному накопичувачі розраховувалася за формулою, отриманою в роботах [Микишев Г. Н. et al, 1986]:

$$F_{\text{торм}} = a_* \cdot \sqrt[4]{\frac{\rho \sigma^3}{a_z}} \cdot V \cdot \Pi,$$

де Π – периметр осередку накопичувача;

a_* – емпіричний коефіцієнт [19].

Локальні втрати тиску на сітці сіткового фазорозділювача визначалися коефіцієнтом ξ гідравлічного опору сітки, значення якого було отримано експериментально в роботах [Давыдов С. А., 2004; Сичовый А. В., 2010]:

$$\xi = \alpha + \beta / \text{Re},$$

де α , β – значення емпіричних коефіцієнтів;

Re – число Рейнольдса.

В результаті численних експериментів встановлено, що з огляду на нерівномірний розподіл локальних шляхових втрат тиску при русі рідини на різних ділянках гідравлічного тракту системи живлення від вільної поверхні рідини в баку до входу в паливну магістраль маршового двигуна при певних режимах запуску двигуна ступеня в умовах мікрогравітації може відбуватися прорив обмеженого об'єму газу наддуву під забірні пристрої баків і в паливній магістралі РРД.

Визначення параметрів руху рідкого палива в паливному баку в умовах мікрогравітації, що реалізуються в «кидковій вежі». Для верифікації розвинутого методу в частині визначення параметрів руху рідкого палива в

паливному баку в умовах мікрогравітації були використані результати експериментального дослідження руху рідини в паливному баку - моделі бака космічного ступеня «Centaury» – при його падінні в спеціальній «кидковій вежі», наведені в роботах [Salzman JA et al, 1973]. В якості такого випробувального бака в експерименті використовувався циліндричний бак з акрилового пластику (рис. 6.8), що має сферичне верхнє днище і увігнуте всередину бака сферичне нижнє днище. Внутрішньобакові пристрої для забезпечення суцільності в випробувальні баки не встановлювалися.

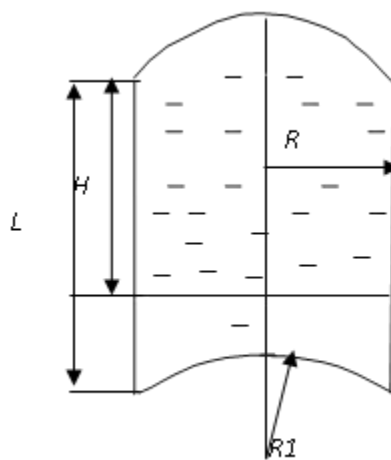


Рисунок 6.8 – Розрахункова схема досліджуваного вертикально розташованого циліндричного бака: H – висота заливки рідини ($H = 11,015$ см); L , R – довжина і радіус циліндричної оболонки бака ($L = 16,3$ см; $R = 5,5$ см; $R_1 = 5,782$ см) [Li Zhang-Guo et al 2009].

В якості модельної рідини застосовувалася рідина FC-78, що має коефіцієнт поверхневого натягу $\sigma = 13,2 \times 10^{-3}$ Н/м, густину $\rho = 1720$ кг/м³, в'язкість $\mu = 8,2 \times 10^{-3}$ кг/м с. Температура в баку покладалася постійною і рівною 20°C.

Прискорення конструкції бака в «кидковій вежі» було направлено вздовж поздовжньої осі бака – від верхнього днища до забірної пристрої, що знаходиться в нижній частині бака, а його значення згідно з експериментальними даними становило 0,31 м/с².

Чисельне моделювання руху рідини в баку з урахуванням деформації вільної поверхні рідини виконувалося в САЕ-системі [45]. Деформація стінок бака в розрахунках не враховувалася. Рисунки 6.9, 6.10 ілюструють процес руху рідкого

палива в досліджуваному баку в умовах мікрогравітації, що створюються в «кидковій вежі».

Для виконання аналізу руху рідкого палива в баку в умовах мікрогравітації розглядався ряд ключових подій, що характеризують цей процес:

подія T_0 - в результаті зупинки двигуна вся рідина піднялася до верхнього днища бака;

подія T_1 - рідина досягла нижнього днища бака;

T_2 - початок формування «гейзера»;

T_3 - «гейзер» досяг верхнього днища бака;

T_4 - верхнє днище бака повністю очищено від рідини.

На рис. 6.9, а), б), в), г), д) показані розрахункові межі середовищ «газ - рідина» в баку для подій T_0 , T_1 , T_2 , T_3 , T_4 , а на рис. 6.10, а), б), в), г), д) показані фотографії з експерименту в «кидковій вежі» моделі паливного бака космічного ступеня «Centaur», відповідні подіям T_0 , T_1 , T_2 , T_3 , T_4 . З наведених рисунків видно, що результати моделювання якісно (зокрема, за формами поділу середовищ «газ-рідина») узгоджуються з результатами експерименту.

Розвинуте у [Пилипенко О. В., Николаев А. Д., et al, 2018; Pylypenko, O.V., Nikolayev, O.D., et al, 2022] методичне забезпечення дозволяє також на основі математичної моделі (6.30) - (6.33) визначити час осадження рідкого палива на нижнє днище бака – проміжок часу від моменту, коли вся рідина перебувала у верхнього днища бака (рис. 6.9, а)), до моменту, коли рідина, опускаючись до нижнього днища бака, повністю покрила забірний пристрій бака (рис. 6.9, в)).

Згідно з результатами чисельного моделювання початок формування так званого «гейзера» (див. рис. 6.9, в) – результати розрахунку, див. рис. 6.10 в) - результати експерименту) відповідає моменту часу $t = 1,9$ с і характеризується тим, що нижнє днище вже повністю вкрите рідиною.

За допомогою розробленого підходу можна визначити сумарні об'єми газових включень в різних частинах бака, в тому числі в порожнині, що прилягає до входу в забірний пристрій.

Зокрема, результати розрахунку в даному випадку показали, що в той момент, коли верхнє днище бака повністю «звільнене» від рідини (подія Т 4, рис. 6.9, д) - результати розрахунку, рис. 6.10, д) - результати експерименту), сумарний об'єм газових бульбашок в рідині, розташованій в нижній частині бака (тобто від нижнього днища до рівня, рівного 8,9 см) становить $0,0706 \text{ см}^3$.

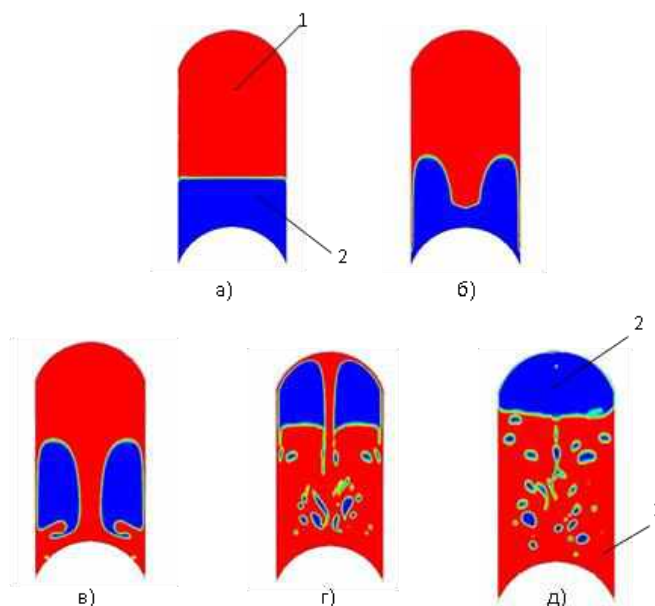


Рисунок 6.9 – Результати чисельного моделювання меж середовищ «газ - рідина» в баку (1, 2 - області, зайняті рідиною і газом відповідно)

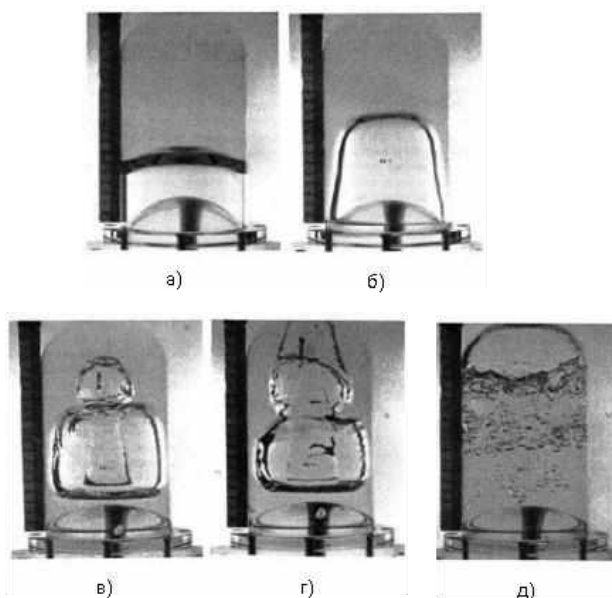


Рисунок 6.10 – Результати експерименту в «кидковій вежі» моделі паливного бака космічного ступеня «Centaur» [Li Zhang-Guo et al, 2009]

Визначення параметрів руху палива в баках космічного ступеня рідинної РН з капілярними накопичувачами і сітчастими фазорозділювачами при запуску маршового РРД Розрахунки параметрів руху палива в баках космічного ступеня рідинної РН з капілярними накопичувачами і сітчастими фазорозділювачами, проведені для малих рівнів заповнення баків (тобто з урахуванням умов останнього пуску маршового двигуна ступеня). Результати розрахунків показали, що в процесі витікання рідини з бака (рис. 6.11) максимальна швидкість спускання межі розділу газового і рідкого середовищ досягається під капілярними накопичувачами безпосередньо над місцями входу в забірний пристрій, утворюючи «провали» рівня рідини. З рис. 6.11 видно, що для досліджуваного в [Пилипенко О. В., Nikolayev O.D. et al, 2014] випадку запуску маршового РРД космічного ступеня в умовах мікрогравітації і малого рівня заповнення бака паливом в процесі витікання рідини з бака максимальна швидкість «опускання» межі розділу рідкого і газового середовищ досягається під капілярними накопичувачами - справа і зліва від входу в забірний пристрій з утворенням «провалів» рівня рідини поверхні розділу середовищ.

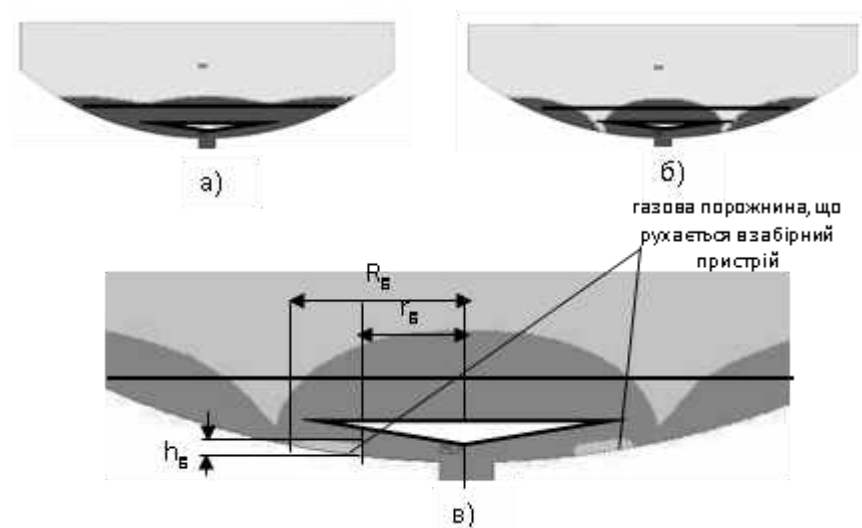


Рисунок 6.11 – Розрахункові межі розділу фаз «рідкий компонент палива - газ наддуву» в процесі спорожнювання бака окислювача космічного ступеня РН в разі запуску РРД при мінімальному рівні заповнення бака окислювача в моменти часу: а) $t=0,4$ с; б) $t=0,87$ с; в) $t=0,9$ с (відлік від часу «спрацьовування» відсічного клапана на вході в маршовий РРД)

При цьому в подальшому розвитку процесу на вхідній ділянці паливної магістралі може формуватися замкнута газова порожнина (див. рис. 6.11 в). На основі оцінок геометричних розмірів цієї порожнини (наприклад, таких як R_g , r_g , h_g) можна визначити параметри вільних газових включень в живильній магістралі РРД: час «підходу» вільних газових включень до входу в двигун і їх об'ємна витрата.

Отримані для різних режимів роботи маршових РРД космічного ступеня кількісні оцінки об'ємів вільних газових включень в компонентах палива на вході в РРД є одними з основних величин, які використовуються для висновку про надійність запуску двигуна без кавітаційних зривів насосів та інших небажаних динамічних явищ [Pylypenko, O. V., Nikolayev, O. D. et al, 2021].

6.5 Визначення параметрів перехідних процесів в системі живлення маршової РРДУ при запуску і зупину РРД і оцінка впливу перехідних процесів на ефективність функціонування механізмів забезпечення суцільності

Розроблений методичний підхід передбачає необхідність проведення чисельного математичного моделювання перехідних процесів (в тому числі, гідроудару) в живильних магістралях при зупинах і запусках маршового двигуна. У розглянутій постановці задачі він включає: математичне моделювання низькочастотної динаміки живильних магістралей як систем з розподіленими параметрами; математичне моделювання низькочастотної динаміки живильних магістралей з використанням нелінійних скінченних гідродинамічних елементів відносно невисокого порядку і порівняльний аналіз результатів моделювання; чисельне математичне моделювання гідроудару в живильних магістралях при зупинах і запусках двигуна [Пилипенко О.В., Николаев А.Д., et al, 2020].

Математичне моделювання перехідних процесів в живильних магістралях системи живлення космічного ступеня при зупинах і запусках маршового двигуна [Pilipenko O.V., Nikolayev O.D., et al 2019], проведено з урахуванням впливу наступних явищ і факторів: розсіювання енергії в рідині; акустичних явищ в магістралях, що розглядаються як системи з розподіленими параметрами; впливу податливості стінок магістралі і наявності вільних газових включень на швидкість

звуку в рідині; специфічних особливостей конфігурації живильної магістралі (розгалуженості, наявності зосереджених елементів, специфічних граничних умов на кінцях і т. п.); залежності від часу площі прохідного перерізу відсічного клапана при зупинці двигуна.

Математичний опис низькочастотної динаміки рідини на ділянках живильної магістралі ґрунтується на рівнянні одновимірного ізотермічного неусталеного руху рідини і рівнянні нерозривності [Чарный И. А, 1975]:

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{g \cdot F} \cdot \frac{\partial G}{\partial t} + \frac{k}{g \cdot F} \cdot G = 0, \\ \frac{\partial G}{\partial z} + \frac{g \cdot F}{c^2} \cdot \frac{\partial p}{\partial t} = 0, \end{cases} \quad (6.34)$$

де p , G – тиск і вагова витрата рідини;

t – час; z – координата осі трубопроводу;

F – площа прохідного перерізу трубопроводу;

k – приведений коефіцієнт лінійного тертя на одиницю довжини трубопроводу;

c – швидкість звуку рідини в трубопроводі, розрахована з врахуванням отриманих з вирішення задачі визначення об'ємів вільних газових включень в КП і пружності стінок трубопроводів.

Рішення системи рівнянь (6.34), що описують динаміку довгих живильних магістралей, проведено імпедансним методом [Пилипенко В. В. et al, 1977]. Результати вирішення цієї системи рівнянь при математичному моделюванні динамічних процесів в магістралях при зупинах і запусках двигуна використані для побудови математичної моделі з зосередженими параметрами в діапазоні частот від 0 Гц до 50 Гц. У даній моделі використані найпростіші гідродинамічні елементи, що характеризують їх гідравлічний опір a_i , інерційність J_i і стисливість C_i рідини. При цьому рівняння руху і нерозривності представлялися у вигляді [Шевяков А. А. et al, 1978]:

$$\begin{cases} \frac{dG_i}{dt} = (p_{i-1} - p_i + a_i G_i^2) / J_i, \\ \frac{dp_i}{dt} = (G_{i-1} - G_i) / C_i, \end{cases} \quad (6.35)$$

де p_{i-1} , p_i , G_{i-1} , G_i – тиск і вагова витрата рідини на $i-1$ і i -й ділянках.

Тестування представленого методичного підходу до математичного моделювання гідродинамічних процесів в системі живлення космічного ступеня при зупинах і запусках її маршового двигуна було проведено з використанням результатів експериментальних досліджень процесу зупинки її маршового двигуна при випробуваннях «на воді» для стендового варіанта системи живлення космічного ступеня (рис. 6.12 – представлена схема і система вимірювань тиску в різних перерізах системи живлення). При закритті відсічного клапана в магістралі маршового РРД при його зупині може реалізуватися гідроудар великої інтенсивності. Зокрема, в досліджуваній стендовій живильній магістралі маршового двигуна експериментальна величина тиску рідини поблизу відсічного клапана зростає до $19,8 \text{ кгс} / \text{см}^2$ (рис. 6.13, крива 1). Результати випробувань показали, що після першого інтенсивного гідроудару в стендовій магістралі спостерігається швидко затухаючий перехідний процес з формами коливань рідини, близькими до гармонічних, і з частотами коливань, близькими до власних. Наявність горизонтальних ділянок на кривій 1 після першого сплеску тиску свідчить про «розрив» стовпа рідини в досліджуваній магістралі маршового двигуна. На рис. 6.14 представлені також залежності від часу тиску (ДД11) перед місцем стикування відгалуження подачі палива на двигуни малої тяги в стендовій системі живлення космічного ступеня після закриття клапана. Отримано задовільне узгодження результатів цих розрахунків (крива 2) з експериментальними даними (крива 1) по амплітудам і частотам коливань рідини. У таблиці 6.1 узагальнені величини максимальних значень тиску в місцях встановлення датчиків тиску при закритті відсічного клапана стендової магістралі подачі робочої рідини на двигун. Як впливає з Табл. 6.1, розрахункові та експериментальні дані по величинам перерегулювань («закидань») тиску задовільно узгоджуються між собою.

Таблиця 6.1

№№ п/п	Точка, відповідна місцю встановлення датчика	Максимальний тиск, кгс/см ²	
		Експеримент	Розрахунок
1	ДД13	19,8	19,8
2	ДД12	15,0	16,5
3	ДД11	13,6	13,1
4	ДД16	23,8	23,2

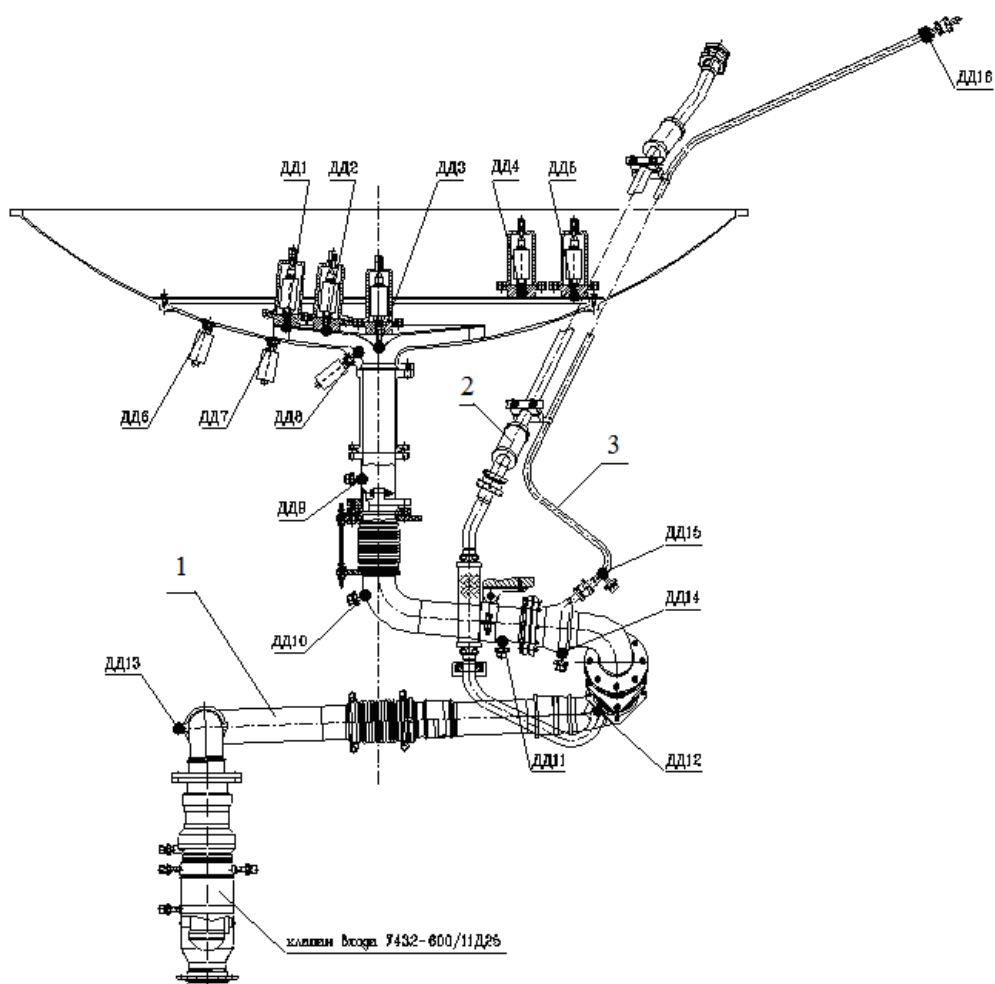


Рисунок 6.12 – Схема стендового варіанта системи живлення маршового двигуна космічного ступеня при випробуваннях «на воді» і системи вимірювань

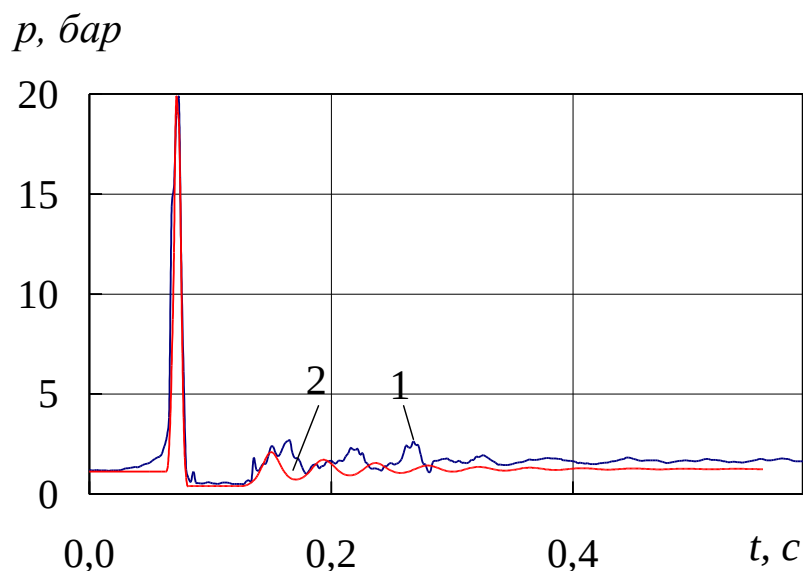


Рисунок 6.13 – Залежність від часу тиску (ДД13) перед відсічним клапаном в стендовій системі живлення космічного ступеня після закриття клапана з урахуванням умов стендових експериментальних досліджень «на воді»: 1 - експериментальні дані, 2 - результати розрахунку

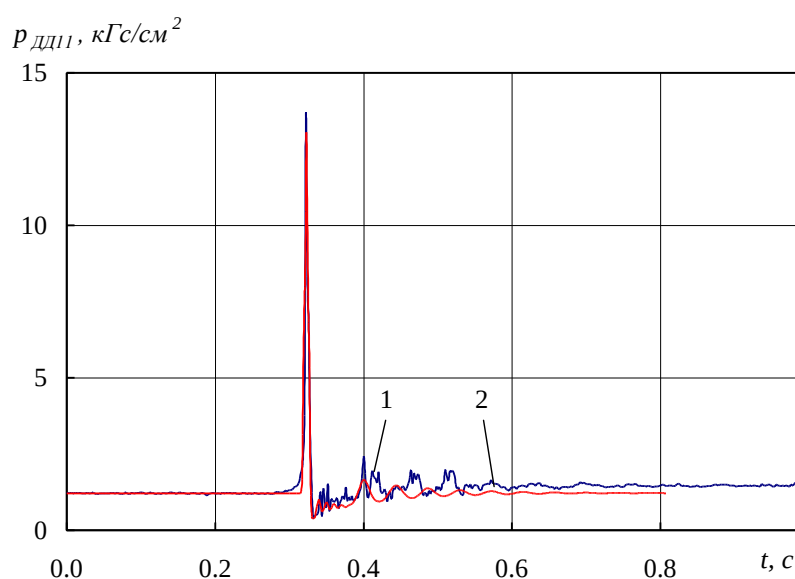


Рисунок 6.14 – Залежність від часу тиску (ДД11) перед місцем стикування відгалуження подачі палива на двигуни малої тяги в стендовій системі живлення космічного ступеня після закриття клапана з урахуванням умов стендових експериментальних досліджень «на воді»: 1 – експериментальні дані, 2 – результати розрахунку

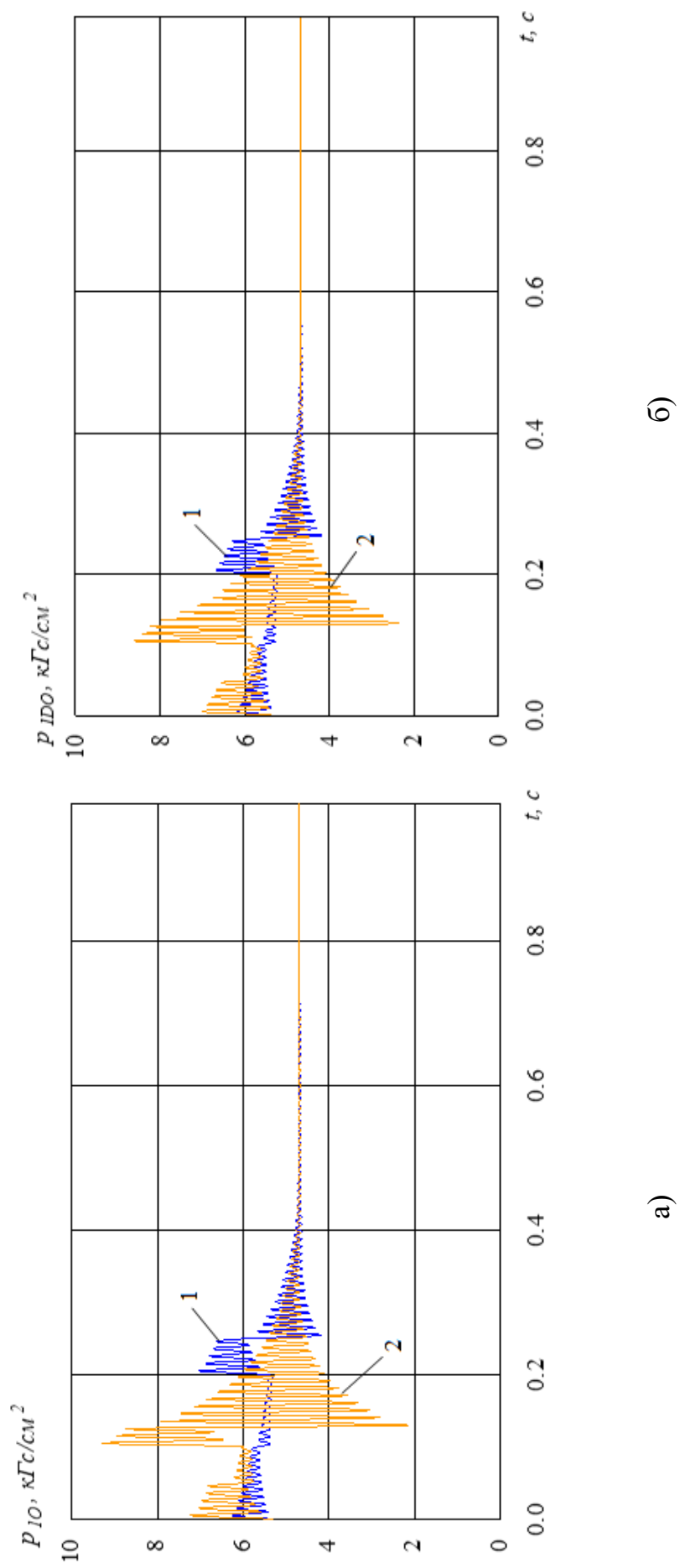


Рисунок 6.15 – Результати математичного моделювання гідроудару в магістралі окислювача при зупині маршового двигуна в польоті III-го ступеня перспективної РН (а) - на вході в маршовий двигун, б) - на вході в РРС)

Таким чином, в результаті чисельного моделювання процесів в системі живлення маршового двигуна космічного ступеня визначені параметри «провалів» вільної поверхні рідини і параметри руху вільних газових включень в паливній магістралі двигуна, що дозволяє виявити режими польоту, потенційно небезпечні для проникнення вільних газових включень через фазорозподільувач на вхід в маршовий РРД. Крім того, отримані оцінки «закидів» тиску рідини в різних елементах системи живлення РРД дають можливість судити про навантаження на конструкції сітчастих фазорозподільувачей при максимальних динамічних складових тиску в системі живлення РРДУ.

6.6 Нові методи забезпечення суцільності компонентів палива маршових РРДУ верхніх ступенів ракет-носіїв в різних умовах їх експлуатації

За допомогою розроблених математичних моделей, що описують динамічну поведінку середовищ «газ - рідина» в паливних баках маршових РРДУ, виконано ряд чисельних досліджень внутрішньобакових процесів при різних конфігураціях конструкцій верхнього ступеня РН і різних рівнях його прискорень.

На основі аналізу результатів розрахунків, представлених у цьому розділі дисертації, здобувачем запропоновані нові способи [Патент 104841 Україна, 2012; Патент 108530 Україна, 2013; Патент 110134 Україна, 2013] наддуву баків і запобігання формування вільних газових включень з розчиненого в компонентах палива газу і подальшого їх надходження в забірні пристрої в критичних для працездатності рідинного ракетного двигуна об'ємах.

Підвищення стійкості до беззривної роботи насосу двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива. Для підвищення надійності запуску і роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива запропоновані спосіб і пристрій [Патент 104841 Україна, 2012].

Спосіб забезпечення стійкості робочого процесу рідинного ракетного двигуна на газонасичених компонентах палива в умовах польоту ракети-носія полягає в запобіганні формування і подальшого руху до забірних пристроїв паливних баків вільних газових включень з розчиненого в компонентах палива газу

і відрізняється тим, що в процесі польоту РН вимірюються поточні значення амплітуд пульсацій тиску A_p^d по висоті стовпа рідини в паливному баку з визначенням глибини, на якій пересичення компонента палива відповідає виникненню випрямленої газової дифузії розчиненого газу в утворювані вільні газові включення, по співвідношенню

$$h = \frac{P_H - P + 0,3 \cdot 10^3 \sqrt{\sigma P_H A}}{\rho g n_z}$$

де P_H – тиск насичення;

P_0 – тиск у вільному газовому об'ємі паливного бака;

σ , ρ – поверхневий натяг і густина компонента палива;

g – прискорення вільного падіння;

n_z – осьове перевантаження, визначають на глибині h градієнт пульсацій тиску і значення амплітуди пульсацій тиску, відповідне початку спускного руху утворених вільних газових включень, по співвідношенню

$$\frac{A_p^{KP}}{Z = h} = \frac{2 n n_z \rho g (P_a + \rho g n_z \cdot h) \cdot \frac{d A_p}{d Z} / Z = h}{(\rho g n_z)^2 + \left(\frac{d A_p}{d z} / z = h \right)}$$

де n – показник політропи газу насичення;

$\frac{d A_p}{d z} / z = \bar{h}$ – градієнт пульсацій тиску на глибині $Z = h$, порівнюють A_p^d і

A_p^{KP} на глибині $Z = h$ і при $A_p^D \geq A_p^{KP}$ збільшують тиск у вільному газовому об'ємі паливного бака до виконання умови при $A_p^D \geq A_p^{KP}$ при $Z = h$.

Пристрій для забезпечення стійкості роботи двигуна включає встановлені на різній висоті в стовпі компонента палива датчики тиску, пристрій посилення і перетворення їх сигналів в сигнал управління і орган управління тиском у вільному газовому об'ємі бака у вигляді регулятора витрати газу, який подається на наддув паливного бака, з приводом.

Сепарація рідкого компонента палива від вільних газових включень в паливному баку космічного ступеня і стабілізація розташування формуємої сукупної газової бульбашки при польоті космічного ступеня в умовах мікрогравітації. Для підвищення надійності запусків маршового двигуна космічного ступеня на пасивних ділянках його польоту в умовах мікрогравітації за рахунок ефективної сепарації з компонентів палива (КП) видаляються вільні газові включення, що інтенсивно утворюються в них при роботі маршового двигуна на активних ділянках польоту ступеня, і тим самим зменшується ймовірність їх проникнення в паливні магістралі маршового двигуна в кількостях, здатних привести до зриву його запуску і подальшої роботи.

В даний час для сепарації вільних газових включень з КП використовуються ракетні двигуни малої тяги, які встановлюють на космічному ступені і шляхом їх «включення» перед запуском маршового двигуна створюють осьову силу, чим забезпечують осадження КП з верхньої частини бака, куди переміщається рідкий КП при виключенні маршового двигуна в кінці попередньої активної ділянки польоту космічного ступеня, до забірної пристрою бака і подальшу евакуацію з нього вільних газових включень, тобто сепарацію КП від вільних газових включень за рахунок дії архімедової сили [Козлов А.А. et al, 1988]. Недоліком вказаного методу є відносно мала швидкість сепарації вільних газових включень, обумовлена надмалою осьовою силою, що генерується двигунами малої тяги в умовах дефіциту часу, який виділяється на цю процедуру перед запуском маршового двигуна, крайньої обмеженості бортових запасів КП на космічному ступені і жорстких вимог по ефективності їх використання в польоті.

У запропонованому способі задача сепарації вільних газових включень на пасивній ділянці польоту в умовах мікрогравітації в компонентах палива вирішена наступним чином. У паливному баку створюється температурне поле з градієнтом температур, спрямованим в бік верхнього днища. Для цього здійснюється нагрів КП в зоні, що примикає до верхнього днища, до температури, що перевищує температуру КП в баку, ініціюючи тим самим виникнення термокапілярного дрейфу вільних газових включень в напрямку градієнта температури в КП

[Братухін Ю. К. et al, 1979] і їх подальшу евакуацію в утворювану сукупну газову порожнину. Поставлена задача вирішується також тим, що КП в зоні, що примикає до верхнього днища, нагрівають до температури, що перевищує температуру КП в баку на ΔT , чим забезпечується швидкість $U_{\text{ткд}}$ термокапілярного дрейфу вільних газових включень [Братухін Ю. К. et al, 1979]

$$U_{\text{ткд}} \approx 3,8 \cdot \Delta T \cdot d_{\text{п}}, \text{ м/с,}$$

де $d_{\text{п}}$ – діаметр вільних газових включень, що утворилися в КП в процесі руху космічного ступеня на активній ділянці його польоту, становить в середньому $\bar{d}_{\text{п}} = 2,5 \cdot 10^{-3} \text{ м,}$

а також можливість управління часом здійснення евакуації необхідної кількості вільних газових включень, що утворюються в поверхневому барботажному шарі КП в баку при його вібронавантаженні від працюючого маршового двигуна.

Товщина цього приповерхневого барботажного шару [Пилипенко О.В. et al, 2009] становить

$$H_{\text{бс}} = 12 \frac{A_g}{f^2}, \text{ м,}$$

де A_g - рівень вібронавантаження, g ;

f - частота вібрацій, τ_c – час сепарації розглянутого шару від вільних газових включень, що знаходяться в ньому

$$\tau_c = \frac{H_{\text{бс}}}{U_{\text{ткд}}} = 3 \frac{A_g}{f^2 \cdot \Delta T \cdot d_{\text{п}}}, \text{ с.}$$

Змінюючи ΔT в зазначених вище межах, можна регулювати тривалість сепарації КП в паливному баку від вільних газових включень, що містяться в ньому.

Чисельне моделювання процесу сепарації за вищевказаним методом показало практичну можливість реалізації даного способу. Результати моделювання наведені на рис. 6.16, 6.17.

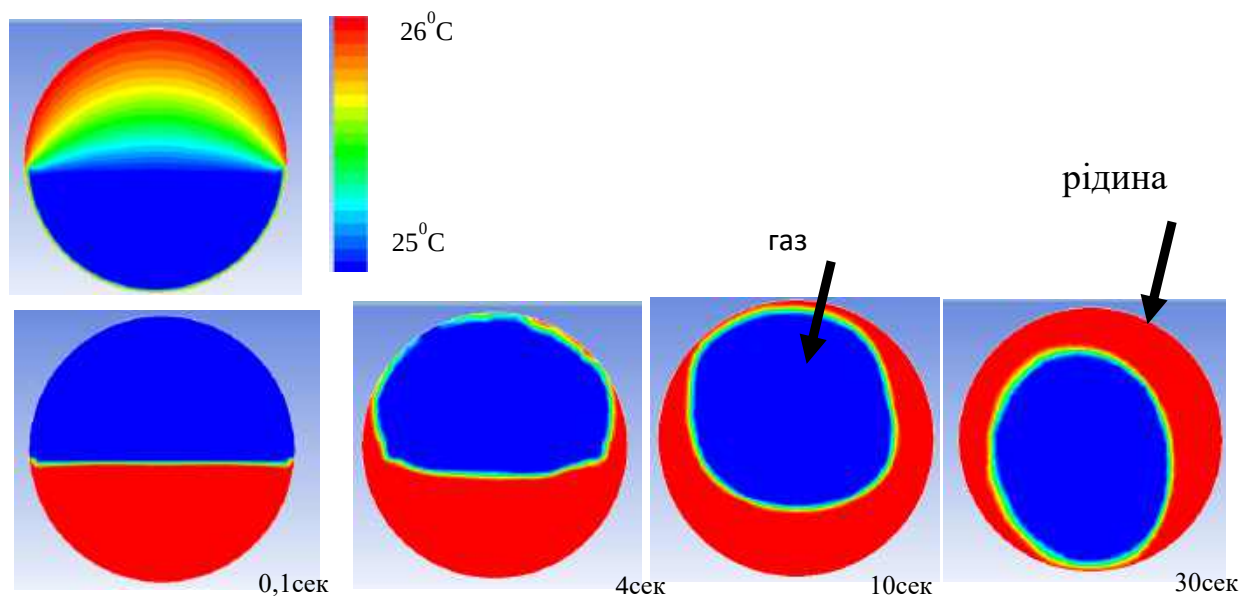


Рисунок 6.16 – Стадії розподілу рідкої і газової фаз рідини в баку в умовах мікрогравітації при відсутності зони з підвищеною температурою

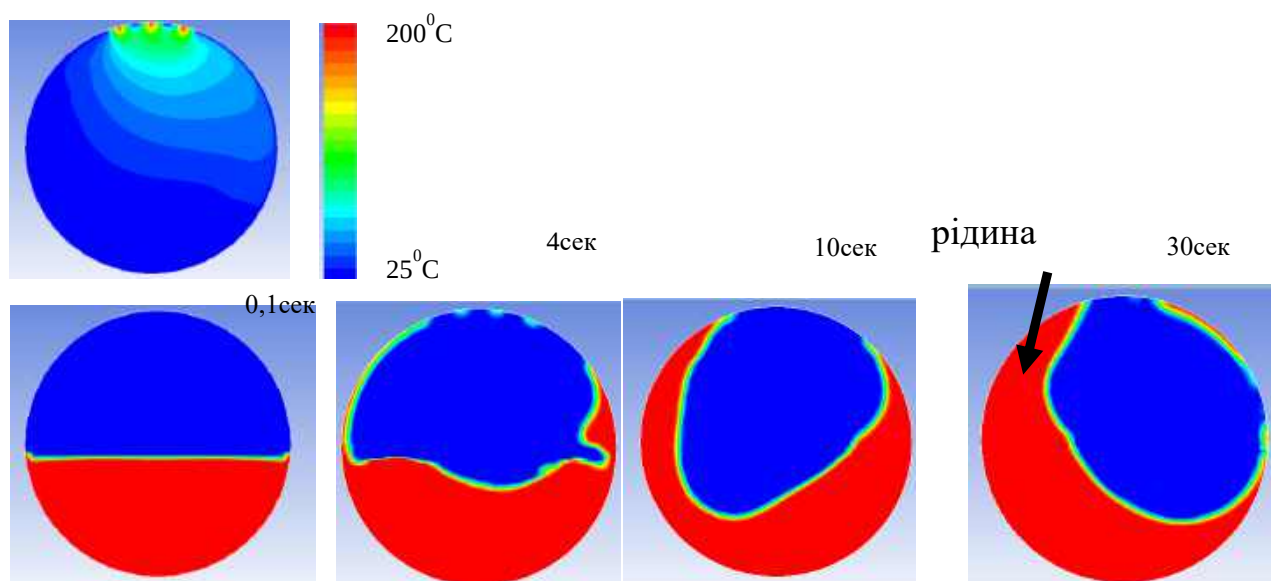


Рисунок 6.17 – Стадії розподілу рідкої і газової фаз рідини в баку в умовах мікрогравітації при існуванні зони з підвищеною температурою на 200°C

Як витікає з рис. 6.16, на якому показані послідовні (за часом) стадії поділу рідкої і газової фаз рідини в баку в умовах мікрогравітації для розрахункового випадку без термічної дії на конструкцію бака, рідина завдяки силам поверхневого натягу формується в сукупний замкнутий об'єм, рівномірно розподілений по внутрішній поверхні стінок бака. При цьому газова порожнина переміщається в центр бака.

У той же час послідовні (за часом) стадії поділу рідкої і газової фаз рідини в баку в умовах мікрогравітації в розрахунковому випадку з термічним впливом на конструкцію бака, представлені на рис. 6.17, свідчать про формування газової бульбашки, що примикає до зони термічного впливу. У цій зоні формується стійка межа середовищ «газ - конструкція бака» внаслідок термічного зниження сили поверхневого натягу рідини. Запропонований метод (здобувачем отримано патент України № 125376) працездатний в силу того, що забірний пристрій бака (через який здійснюється подача палива до двигуна), як правило, розташовується в точці нижнього полюса бака.

Таким чином, представлені результати чисельного моделювання формують уявлення про динамічні внутрішньобакові процеси, параметричний аналіз яких дозволив розробити нові методи для забезпечення працездатності механізмів забезпечення суцільності і надійного запуску РРДУ.

Висновки до розділу 6

6.1 Розвинена методика дослідження працездатності пристроїв забезпечення суцільності КП в РРДУ, в якій вперше враховано вплив просторових вібрацій РН на динамічні процеси в паливних відсіках та системах живлення космічних ступенів РН на ділянках їхнього активного та пасивного польоту [Kashanov O. E., Nikolayev O.D. et al, 2015]. Методика заснована на використанні верифікованих експериментами фізичних і математичних моделей динаміки конструкції космічних ступенів РН і систем живлення їх РРДУ в різних умовах польоту (активна фаза польоту при роботі двигунної установки, перехід до умов невагомості після її виключення, перебування компонентів палива в системі

живлення в умовах невагомості, вихід зі стану невагомості під час запуску маршової двигунної установки).

Методика дозволяє:

враховувати архітектуру внутрішньобакових просторів [Блоха И.Д., Николаев А.Д., et al, 2006];

визначати форму, геометричні характеристики і параметри руху вільної поверхні рідини [Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Николаев А. Д. et al, 2009], [Kashanov O. E., Nikolayev O.D. et al, 2015; Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Николаев А. Д. , 2014];];

виявляти умови запуску, що супроводжуються проникненням газу наддуву в живильні магістралі маршового РРД ступеня [Pylypenko, O. V., Nikolayev, O. D. et al, 2019];

оцінювати параметри вільних газових включень, що формуються в системі живлення маршового РРД [Николаев А. Д, Башлий И. Д. et al, 2017]; Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2018], Пилипенко О. В., Николаев А. Д. et al, 2018];

оцінювати вплив вільних газових включень на стійкість запуску [Pylypenko, O. V., Nikolayev, O. D. et al, 2022];

формувати програми польоту, що забезпечують максимально повне використання бортових запасів палива [Kashanov O. E., Nikolayev O.D. et al, 2015], [Пилипенко О.В., Николаев А.Д. et al, 2020].

Використання положень методики для визначення параметрів гідродинамічної «ситуації» в баках космічного ступеня в умовах його польоту дозволяє:

– розробляти системи живлення маршових РРД космічних ступенів і програми їх польоту з гарантованим забезпеченням їх працездатності в різних умовах польоту і з максимальною повнотою використання бортових запасів палива;

– скоротити обсяг експериментального відпрацювання систем живлення космічних ступенів і зменшити витрати на її проведення.

6.2 Розвинено підхід до визначення характеристик сорбційних процесів в рідкому паливі верхніх ступенів РН для розрахунку впливу поздовжньо-поперечних польотних вібрацій баків складної просторової конфігурації [Пилипенко О.В., Николаев А. Д. et al, 2009];

показано, що просторова конфігурація конструкції паливних відсіків верхніх ступенів РН є визначальним фактором при визначенні впливу вібрацій ступеня на параметри газових включень, об'єми і зони формування вільних газових включень в масі компонентів палива і, отже, на працездатність пристроїв забезпечення суцільності компонентів палива в баках [Kashanov O. E., Nikolayev O.D. et al, 2015];

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

6.3 Розвинена методика верифікована на вирішенні наступних задач [Kashanov O. E., Nikolayev O.D. et al, 2015]:

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

Основні наукові результати, наведені в розділі 6, опубліковані в роботах автора [8, 12, 13, 20, 26, 35, 44, 48, 54, 58, 68, 69 - 72], зазначених в анотації.

ВИСНОВКИ

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

У дисертаційному дослідженні отримано такі вагомі результати.

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

Вперше розроблено науково-методичне забезпечення для вирішення проблеми прогнозування рівня динамічних складових робочих параметрів РРДУ (тиску, витрат компонентів палива, температури в різних перерізах РРД, частоти обертання валу ТНА) та амплітуд пружних коливань корпусу рідинних РН при поздовжній (POGO) нестійкості РН. Особливістю забезпечення є моделювання нелінійної взаємодії пружних просторових коливань корпусу рідинної РН з динамічними процесами в її РРДУ, що дозволило врахувати ефекти нелінійного демпфування коливань рідинної РН залежно від амплітуд коливань – нелінійностей просторових коливань оболонок паливних баків з урахуванням обмеження прогинів їх стінок і днищ, нелінійностей динамічних процесів у РРДУ (систем живлення, кавітаційних явищ у насосах) та конструкційного демпфування, а також вплив нестационарності робочих процесів при польоті РН. Верифікація розвинутого науково-методичного забезпечення проведена на основі визначення частот та амплітуд POGO віброприскорень конструкцій ракет-прототипів – двоступеневих РН «Циклон» і РН «Дніпро», двоступеневої РН масою 165 тон (за конструктивними параметрами близькою до РКП у проєкті «Маяк –С3.9»). Науково-методичне забезпечення використано для теоретичного прогнозу розмахів поздовжніх коливань трьохступеневої РН «Циклон-4» та поздовжніх віброприскорень КА під час роботи РРДУ першого ступеня (здобувачем отримано акти впровадження ДП КБ «Південне»).

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

3. В рамках моделі в'язкого тертя, що використовується при математичному описі пружних коливань корпусу рідинної РН, **узагальнено експериментальні значення коефіцієнтів демпфування коливань рідкого палива в баках українських рідинних РН**, несучих конструкцій рідинних РН і конструктивно подібних моделей рідинних ракет в залежності від амплітуд коливань та рівня заповнення баків. Виконана обробка експериментальних даних вібраційного тестування ракет тандемної схеми – ракети 15А14, ракети 15А15, фізичної моделі у масштабі 1:6,5 корпусу РН «Зеніт», фізичної моделі у масштабі 1:5 ракети-прототипу РН «Дніпро». Отримані залежності використані при побудові тривимірної скінченно-елементної моделі вільних просторових коливань РН, що розробляються (у частині урахування демпфування коливань у її складових елементах).

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

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

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

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

згоряння в газогенераторі, показали теоретичну можливість втрати стійкості двигуна на частоті коливань підсистеми «турбонасосний агрегат – газогенератор». Це передбачення було підтверджено пізніше, у 2013 році, коли при вогневих випробуваннях двигуна РД191 на режимах глибокого дроселювання виявлено цю нестійкість системи при неприпустимо великому зростанні розмахів коливань тиску в елементах газового тракту та коливань ротора ТНА.

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

- вперше виявлено нелінійний ефект суттєвого зменшення значень модуля динамічного коефіцієнта проходження малого сигналу (по каналу тиску) через систему живлення РРДУ при розвитку в ній кавітаційних автоколивань у порівнянні з його значеннями на режимах без кавітаційних автоколивань;

- вперше визначено, що при розвинених кавітаційних автоколиваннях в РРДУ із частотою, що перевищує резонансні частоти коливань пружного корпусу ракети, у динамічній системі «РРДУ – корпус РН», яка є нестійкою (у лінійному наближенні) одночасно з частотою коливань корпусу РН та з частотою другого тону коливань рідини в живильній магістралі РРДУ, внаслідок конкуренції мод реалізується один автоколивальний режим – або режим зі значними амплітудами коливань корпусу РН, або режим з «пригніченням» поздовжніх коливань корпусу РН (отримано свідоцтво на винахід);

- вперше показано, що частотний діапазон, в якому реалізується амплітудна стабілізація динамічної системи «РРДУ – корпус РН», може бути розширений при «пригніченні» резонансного максимуму частотної характеристики системи живлення РРДУ шляхом раціонального (з урахуванням нестационарності системи «РРДУ - корпус РН») «налаштування» антирезонансної частоти системи живлення РРДУ в діапазоні зміни резонансної частоти другого тону коливань рідкого палива в системі живлення РРДУ. З урахуванням цього ефекту на етапах ескізного проєктування було виконано розрахунки параметрів демпфера поздовжніх

коливань РРДУ у кількох проєктах розробки ДП «КБ «Південне»» – РН «Циклон-4М» і корейської РН «KSLV-2» (здобувачем отримано акт впровадження ДП КБ «Південне»).

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

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

тобто до частот коливань вільної поверхні рідини і до частот гідропружної взаємодії конструкції та рідкого палива.

Розвинена методика верифікована на вирішенні наступних задач:

- визначення параметрів руху рідкого палива в паливному баку в умовах мікрогравітації (на основі порівняння з результатами експериментального дослідження руху рідини в паливному баку – моделі бака космічного ступеня «Centaur», що реалізуються в «кидковій вежі»);

- математичного моделювання гідродинамічних процесів в системі живлення космічного ступеня (типу РН «Циклон-4») при зупинах і запусках його маршового двигуна (на основі порівняння з результатами експериментальних досліджень процесу зупину маршового двигуна при випробуваннях «на воді» для стендового варіанта системи живлення космічного ступеня). Здобувачем отримано акт впровадження ДП КБ «Південне».

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

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

Список використаних джерел

1. Абгарян К. А., Рапопорт И. М. (1969) Динамика ракет. Москва: Машиностроение.
2. Алемасов В. Е. Дрегалін А. Ф., Тишин А. П. (1980). Теория ракетных двигателей. Москва: Машиностроение.
3. Анализ динамических свойств ЖРД II-й ступени РН “Зенит” по спектру матрицы на основе декомпозиции линейной системы ЖРД – трубопроводы: Отчет о НИР (промежуточ.) / ИТМ АН Украины; руководитель НИР В. Пилипенко. – Днепропетровск, 1993. – 30 с.
4. Райан, Кифлинг, Бьюкинен, Джарвинен. (1971) ‘Анализ продольных колебаний ступени S-2 ракеты-носителя «Сатурн-5»’, ВРТ, 4, С. 3 – 15.
5. Анализ продольной устойчивости первой ступени ракет 15A14, 15A18M в линейной и нелинейной постановке с учетом кавитационных колебаний в системе питания ЖРД: Отчет о НИР (промежут.) / ИТМ АН Украины) – Днепропетровск, 1989. – 70 с.
6. Башлий И. Д. Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. (2011) ‘Влияние полетных вибраций верхних ступеней ракет-носителей на характеристики сорбционных процессов в жидком газонасыщенном топливе в баках сложной пространственной конфигурации’, Тех.мех., 2, С. 13 – 22.
7. Башлий И. Д., Николаев А. Д. (2013) ‘Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с использованием современных средств компьютерного проектирования и анализа’, Тех.мех., № 2, С. 18 – 25.
8. Бесекерский В. А., Попов Е. П. (1972) Теория систем автоматического регулирования. Москва: Наука.
9. Блоха И. Д., Николаев А. Д. (2005), ‘Определение параметров собственных продольных колебаний космических ступеней ракет-носителей со

сложной пространственной конфигурацией отсеков’, Науковий журнал «Вісник дніпропетровського університету», 8, С. 106-113.

10. Блоха И.Д., Заволока А.Н., Пилипенко О.В., Николаев А. Д., Свириденко Н.Ф., Шевченко Б.А. (2005) ‘Влияние продольных вибраций космической ступени РН на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя’, Тех.мех., 2, С. 65–74.

11. Блоха И. Д., Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Белецкий А. С. (2007) ‘Продольные колебания верхней ступени и проблема продольной устойчивости жидкостной ракеты-носителя’, Авиационно-космическая техника и технология, 7(43), С. 175–177.

12. Блоха И.Д., Николаев А.Д., Богомаз Г.И., Сирота С.А. (2006) ‘Численное моделирование свободных пространственных колебаний жидкости в емкостях сложной конфигурации’, Науковий вісник НГУ, 5, С. 75-80.

13. Будник В.С., Свириденко Н.Ф., Свердличенко Б.В., Кузнецов В.И. (1985) ‘Экспериментальные исследования влияния вибраций на работоспособность барботажных систем’, Гидродинамика технических систем, Киев: Наук. думка., С. 102-108.

14. Братухин Ю. К., Евдокимова А. А., Пшеничников А. Ф. (1979) ‘Движение газовых пузырей в неоднородно нагретой жидкости’, Изв. АН СССР, МЖХ. 5, С. 55 – 57.

15. Булгаков Б. В. (1950) ‘Цепи регулирования с звеньями, имеющими по несколько степеней свободы’, Прикладная математика и механика, XIV, 6, С. 619 – 650.

16. Вибрации в технике. Т. 1. Под ред. В. В. Болотина В.В (1978) ‘Колебания линейных систем’, Москва: Машиностроение.

17. Вибрации в технике. Т. 2. Под ред. И.И. Блехмана., 1979.

18. Вибрации в технике. Т. 3. Под ред. Ф. М. Диментберга, К. С. Колесникова (1980), Колебания машин, конструкций и их элементов, Москва: Машиностроение, 544 с.

19. Вибрации в технике. Т. 5. Под ред. М. Д. Генкина. (1980) Измерения и испытания, Машиностроение, 1980.
20. Воронов А. А. (1985) Введение в динамику сложных управляемых систем, Москва: Наука, 1985.
21. Воротинцев Е.В., Заволока А.Н., Легеза В.С., Свириденко Н.Ф. (2004) ‘Движение пузырей в неравномерно нагретой жидкости, подвергаемой воздействию вибраций, в условиях невесомости’, Тех.мех., 1. С. 111–116.
22. Геминтерн В. И., Качан Б. М. (1980) Методы оптимального проектирования, Москва: Энергия.
23. Гилл Ф., Мюррей, У. , Райт. М. (1985) Практическая оптимизация/ Мир, 510 с.
24. Ганиев Р.Ф., Ковальчук П.С. (1980) Динамика систем твердых и упругих тел, Москва: Машиностроение.
25. Гемранова Е.А. Колбасенков А.И., Кошелев, И.М., Левочкин П.С., Мартиросов Д.С. (2013) ‘Способы подавления низкочастотных колебаний в ЖРД на режимах глубокого дросселирования’, М. НПО Энергомаш. 30, С. 104 - 110.
26. Гладкий В. Ф. (1969) Динамика конструкции летательного аппарата, Москва:Наука, 1969.
27. Гликман Б. Ф. (1974) Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей, Москва: Машиностроение.
28. Гликман Б.Ф. (1989) Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей, Москва: Машиностроение.
29. Гликман Б. Ф. (1979) Нестационарные течения в пневмогидравлических цепях, Москва: Машиностроение.
30. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф., Башлій І. Д., Ніколаєв О. Д., (2014). Спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива. UA patent № 104841.
31. Горбунцов В. В., Свириденко М. Ф., Ніколаєв О. Д., та інш., (2015). Спосіб і пристрій для наддування паливного бака ракети-носія. UA patent № 110134.

32. Давыдов С. А. (2004) 'Расчёт коэффициента проникновения затопленной струи жидкости через тканую металлическую сетку', Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр., Дніпропетровськ, V, С. 13 – 21.

33. Falcon 9 LOX tank cam (2020). Available at: <https://www.youtube.com/watch?v=PPnCKK1isMI>.

34. Dynamic dampers (2020) Technical information and types of devices. Systems for the protection of structures. – Maurer Söhne GmbH & Co. KG, Munich, Germany. Maurer Söhne GmbH & Co. KG, Мюнхен, Германия. Available at: http://www.maurer-soehne.ru/files/bauwerkschutzsysteme/pdf/en/brochure/TMD_RU

35. Долгополов С. И. (2006) 'Математическое моделирование динамики жидкости в протяженных трубопроводах с помощью гидродинамических элементов', *Teh.meh.*, № 2. С. 114 - 120.

36. Долгополов С. И. (2017) 'Гидродинамическая модель кавитационных колебаний, адаптированная для моделирования динамических процессов в насосных системах при больших числах кавитации', *Teh.meh.*, 2. С. 12 - 19.

37. Долгополов С. И., Николаев А. Д. (2017) 'Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода при различных амплитудах гармонического возмущения', *Teh.meh.*, 1, С. 15 – 25 Available at: http://www.journal-itm.dp.ua/RUS/Publishing/02-01-2017_rus.html

38. Емцев Б.Т. (1987) *Техническая гидродинамика*, Москва: Машиностроение.

39. Задонцев В. А. (1991) 'Динамика кавитирующих шнекоцентробежных насосов ЖРДУ и обеспечение продольной устойчивости системы ЖРДУ – корпус ракеты', Дис. . . . д-ра техн. наук, Днепропетровск.

40. Задонцев В. А., Николаев А. Д. (2006) 'Об оптимальном демпфировании системы питания двигательной установки для обеспечения продольной устойчивости гидромеханической системы', *Авиационно-космическая техника и технология*, 8 (34), С. 133–135.

41. Задонцев В. А., Николаев А. Д. (1992) 'Выбор оптимальных параметров проточного ресивера как средства возбуждения низкочастотных кавитационных автоколебаний в насосной системе', Динамика гидромеханических систем летательных аппаратов, Київ: Наук. думка, С. 41 - 48.

42. Задонцев В. А., Николаев А. Д. (1993) 'Параметрическая оптимизация осевых шнековых преднасосов для обеспечения устойчивости ЖРДУ по отношению к кавитационным колебаниям', Тех.мех., 2, С. 3-12.

43. Задонцев В.А., Николаев А.Д., Фоменко П.В. (1989). Способ и устройство для обеспечения продольной устойчивости жидкостной ракеты-носителя. SU patent № 323354.

44. Игдалов И. М. Кучма Л. Д. , Поляков Н. В. , Шептун Ю. Д. (2004) Ракета как объект управления, Днепропетровск: АРТ-Пресс.

45. Касаткин А.Г. (1973) Процессы и аппараты химической технологии/ Москва: Химия.

46. Козлов А.А., Новиков В.И., Соловьев Е.В. (1988) Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок, Москва: Машиностроение.

47. Колесников К. С. (1971) Продольные колебания ракеты с жидкостным ракетным двигателем, Москва: Машиностроение.

48. Колесников К. С. (1980) Динамика ракет, Москва: Машиностроение.

49. Козлов Е.В., Свириденко Н.Ф., Ильин Г.И. (1991) 'Прогнозирование поведения газожидкостной системы в условиях чередующихся состояний невесомости и кратковременных знакопеременных перегрузок'. Надежность технических систем, Київ: Наук. думка, С. 84 – 88.

50. Кубенко В.Д., Лакиза В.Д., Павловский В.С., Пелых Н.А. (1988) Динамика упругожидкостных систем при вибрационном воздействии, Київ: Наук. думка, 1988.

51. Кузнецов В.И., Свириденко Н.Ф. (1988) 'Обобщенные условия равновесия газовых пузырей в жидкости', Многофазные потоки в энергетических установках, ХАИ, С. 10-15.

52. Ланда П.С. (1980) Автоколебания в системах с конечным числом степеней свободы, Москва: Наука.

53. Lee Kunwoo (1999) Principles of CAD/CAM/CAE Systems Addison Wesley Longman, Inc., N. Y.

54. Лимарченко О.С. (2017) Нелинейные задачи динамики жидкости в резервуарах нецилиндрической формы/ Київ: Адверта.

55. Луковский И. А., Барняк М. Я., Комаренко А. Н. (1984) Приближенные методы решения задач динамики ограниченного объема жидкости, Київ: Наук. думка.

56. Мандельштам Л.И. (1972) Лекции по теории колебаний, Москва: Наука.

57. Пилипенко В. В., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2008) 'Математическое моделирование продольных колебаний жидкостной ракеты при двухчастной неустойчивости динамической системы ЖРДУ–корпус ракеты', Авиационно-космическая техника и технология, 10(57), С.12-16.

58. Махин В. А., Присняков В. Ф. , Белик Н. П. (1969) Динамика жидкостных ракетных двигателей, Москва: Машиностроение.

59. Махин В.А. Н.П. Миленко, Л.В. Пронь (1973) Теоретические основы экспериментальной отработки ЖРД, Москва: Машиностроение.

60. Меркин Д.В. (1976) Введение в теорию устойчивости движения, Москва: Наука.

61. Микишев Г. Н. (1978) Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов, Москва: Машиностроение.

62. Микишев Г. Н., Рабинович Б. И. (1971) Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость, Москва: Машиностроение.

63. Микишев Г. Н., Чурилов Г. А. (1986) Влияние поверхностного натяжения и угла смачивания на колебания жидкости в сосудах, Динамика КА и исследование космического пространства, Москва: Машиностроение, С. 164–175.

64. Науменко Н. Е., Соболевская М. Б., Сирота С. А., Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2015) ‘Нелинейные колебания свободной поверхности жидкости в горизонтально расположенном цилиндрическом баке’, *Teh.meh.*, 4. С. 92 - 102 . Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2015_4_9 .

65. Нариманов Г.С. Докучаев Л.В., Луковский И.А. (1977) Нелинейная динамика летательного аппарата с жидкостью, Москва: Машиностроение.

66. Натанзон М. С.(1977) Продольные автоколебания жидкостной ракеты, Москва: Машиностроение.

67. Николаев А.Д., Задонцев В. А. (1997) ‘Оптимизация параметров шнековых преднасосов ЖРД с целью обеспечения продольной устойчивости ракеты-носителя’, *Teh.meh.*, 5, С. 3-17.

68. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (1997) ‘Определение форм колебаний в динамической системе ЖРДУ – корпус ракеты на основе решения полной проблемы собственных значений’. Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем, Днепропетровск: ДГУ, С. 59–66.

69. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. , Белецкий А. С. (2000) ‘Теоретическое определение предельных значений амплитуд продольных колебаний жидкостной ракеты на основе информации о спектре матрицы и гармонической линеаризации нелинейностей системы ЖРДУ – корпус РН’, *Teh.meh.*, 2, С. 12–22.

70. Николаев А.Д., Хоряк Н.В. (2004) ‘Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет-носителей с учетом диссипации энергии’. Авиационно-космическая техника и технология, № 4 (12), ХАИ, Харьков. С. 62-73.

71. Николаев А.Д., Блоха И.Д. (2006) ‘Оценка динамической нагруженности конструкции космической ступени со сложной пространственной конфигурацией топливных баков при продольных колебаниях жидкостной ракеты-носителя’,

Вісник Дніпропетровського університету, серія ракетно-косміческая техніка, 10, 2, 9/2, С. 3-11.

72. . Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Блоха И. Д., Долгополов С. И. (2009) 'Особенности моделирования продольных колебаний верхних ступеней ракет-носителей со сложной пространственной конфигурацией топливных баков', *Тех.мех.*, 3. С. 51 – 61.

73. Николаев А. Д., Белецкий А. С. (2010) "Усиление малого гармонического сигнала при его прохождении через систему питания ЖРД с развитыми кавитационными колебаниями". *Тех.мех.*, № 1. С. 3 – 8.

74. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий И. Д., Пирог В. А., Ходоренко В. Ф. (2011) 'Математическое моделирование свободных продольных колебаний конструкции третьей ступени и корпуса ракеты космического назначения «Циклон-4»', *Тех.мех.*, 4, С. 37 – 44.

75. Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2012) 'Математическое моделирование пространственных колебаний жидкости в цилиндрическом баке при продольных вибрациях его конструкции', *Тех.мех.*, 2, С. 14 – 22.

76. Николаев А. Д., Белецкий А. С. (2013) 'Взаимодействие кавитационных колебаний в жидкостной ракетной двигательной установке и продольных колебаний корпуса ракеты-носителя, *Авиационно-космическая техника и технология*, 9(106), С. 43 – 47.

77. Николаев А. Д., Башлий И. Д. (2013) 'Определение параметров колебаний топлива в баках космических ступеней ракет-носителей перед повторными запусками маршевого двигателя при малых уровнях заполнения', *Тех.мех.*, 3, С. 10 – 20.

78. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий И. Д., В. А. Пирог, В. Ф. Ходоренко (2014) 'Математическое моделирование пространственных колебаний верхней ступени жидкостной ракеты-носителя с маршевым двигателем в карданном подвесе', *Тех.мех.*, 2, С. 24 – 35.

79. Николаев А. Д., Башлий И. Д., Свириденко Н.Ф., Хоряк Н. В. (2017) 'Определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в

топливных баках космических ступеней на пассивных участках полета ракет-носителей’, *Teh.meh.*, 4, С. 26 - 40. Available at: <https://doi.org/10.15407/itm2017.04.026>

80. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Серенко В. А., Клименко Д. В., Ходоренко В. Ф., Башлий И. Д. (2016) ‘Учет диссипативных сил при математическом моделировании продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты’, *Teh.meh.*, 2, С. 16-31.

81. Ногин В. Д., Протождяконов И. О., Евлампиев И. И. (1986) Основы теории оптимизации, Москва: Высшая школа.

82. Пановко Я. Г. (1960) Внутреннее трение при колебаниях упругих систем, Москва: Физматгиз.

83. Стратегический ракетный комплекс УР-100Н УТТХ с ракетой 15А35 (2020) Стратегические ракетные комплексы. Available at: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/15a35/15a35.shtml> .

84. Перфильев Л. А., Подобедов Г. Г., Соколов Б. А. (2003) ‘Исследование вопросов гидромеханики в условиях невесомости на борту орбитальной станции «Мир»’, *Известия РАН: Энергетика*, 4, С. 44–50.

85. Пилипенко В. В. Задонцев В. А., Натанзон М. С. (1977) Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем, Москва: Машиностроение.

86. Пилипенко В.В., Белецкий А.С., Белецкий И.С., Николаев А.Д., Фоменко П.В., (1988), SU patent № 302126.

87. Пилипенко В. В. (1989) Кавитационные автоколебания, Київ: Наук. думка.

88. Пилипенко В.В., Долгополов С. И. (1998) ‘Экспериментально - расчетное определение коэффициентов уравнения динамики кавитационных каверн в шнекоцентробежных насосах различных типоразмеров’, *Teh.meh.*, 8, С. 50 – 56.

89. Пилипенко В.В., Довготько Н.И., Долгополов С.И., Николаев А.Д., Серенко В.А., Хоряк Н.В. (1999) ‘Теоретическое определение амплитуд продольных колебаний жидкостных ракет-носителей’, *Космічна наука і технологія*, Т. 5, 1-2, С. 90 - 96. Available at: <https://doi.org/10.15407/>

90. Пилипенко В.В., Довготько Н.И., Николаев А.Д., Долгополов С.И., Хоряк Н.В., Серенко В.А. (2000) 'Теоретическое определение динамических нагрузок (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС-20 на активном участке траектории ее полета', *Тех.мех.*, 1, С. 3-18.

91. Пилипенко В. В. , Задонцев В. А. , Довготько Н. И. , Григорьев Ю. Е. , Манько И. К. , Пилипенко О. В. (2001) 'Динамика жидкостных ракетных двигательных установок и продольная устойчивость жидкостных ракет-носителей', *Тех.мех.*, 2, С. 11 – 37.

92. Пилипенко В. В., Николаев А. Д., Довготько Н. И., Пилипенко О. В., Долгополов С. И. , Хоряк Н. В. (2001) 'Теоретическая оценка эффективности пассивной системы виброзащиты космических аппаратов при продольных колебаниях ракеты-носителя', *Тех.мех.*, 1, С. 5 - 12.

93. Пилипенко В. В., Пилипенко О. В., Богомаз Г. И., Николаев А. Д., Блоха И. Д. (2006) 'Численное моделирование свободных колебаний космических ступеней жидкостных РН со сложной пространственной конфигурацией топливных баков', *Тех.мех.*, 2, С. 69 – 81.

94. Пилипенко В. В., Николаев А.Д., Долгополов С. И., Хоряк Н. В. (2008) 'Математическое моделирование продольных колебаний жидкостной ракеты при двухчастной неустойчивости динамической системы ЖРДУ – корпус ракеты', *Авиационно-космическая техника и технология*, 10(57), С.12-16.

95. Пилипенко В. В. , Довготько Н. И, Пилипенко О. В. , Николаев А. Д. , Пирог В. А. , Долгополов С. И. , Ходоренко В. Ф. , Хоряк Н. В. , Башлий И. Д. (2011) 'Теоретический прогноз продольных виброускорений космического аппарата при его выведении на рабочую орбиту жидкостной ракетой космического назначения «Циклон-4»', *Тех.мех.*, 4, С. 30 – 36.

96. Пилипенко О.В., Заволока А.Н., Николаев А. Д. , Свириденко Н.Ф., Шевченко Б.А. (2006) 'Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей', *Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы*, 2, Харьков, ХАИ, С. 88-100.

97. Пилипенко О.В., Заволока А.Н., Николаев А. Д. , Свириденко Н.Ф., Мащенко А.Н., Бичай В.Н. (2009) ‘Сплошность газонасыщенных компонентов топлива при полетных вибрациях жидкостной ракеты-носителя’, *Teh.meh.*, 4, С. 3–16.

98. Пилипенко О. В., Дегтярев А. В., Заволока А. Н., Кашанов А. Э., Николаев А. Д. , Свириденко Н. Ф. , Башлий И. Д. (2014) ‘Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения ее баков’, *Teh.meh.*, 4, С. 3 – 13.

99. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2017) ‘Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при запуске’, *Косм. наука технол.*, 23 (5), С. 03-13. Available at: <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003>

100. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д. , Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н. (2017) ‘Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом ЖРД с дожиганием генераторного газа’, *Вестник двигателестроения*, 2, С. 34 -42.

101. Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С.И. (2018) ‘Математическое моделирование динамических процессов в системе подачи топлива космических ступеней ракет-носителей в условиях микрогравитации’, *Teh.meh.*, 4, С. 24 – 35.

102. Пилипенко О.В., Николаев А.Д., Башлий И.Д., Долгополов, С.И. (2020) ‘Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета’, *Косм. наука технол.*, 26(1):03-17. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003>

103. Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2020) ‘Математическое моделирование запуска многодвигательной жидкостной

ракетной двигательной установки’, *Teh.meh.*, 1, С. 5 – 18. [doi: 10.15407/itm2020.01.005](https://doi.org/10.15407/itm2020.01.005)

104. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І. (2020) ‘Сучасний стан теоретичних досліджень високочастотної стійкості робочих процесів в камері згоряння рідинних ракетних двигунів’, *Teh.meh.*, 2, С. 5 – 21. Available at: <https://doi.org/10.15407/itm2020.02.005>

105. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І., Башлій І.Д. (2021) ‘Сучасні проблеми низькочастотної динаміки рідинних ракетних двигунних установок’, *Teh.meh.*, 3, С. 5 – 23. Available at: <https://doi.org/10.15407/itm2021.03.003>

106. Пилипенко О. В., Долгополов С. І., Хоряк Н. В., Ніколаєв О. Д. (2021) ‘Методика визначення впливу внутрішніх та зовнішніх факторів на розкид тяги рідинного ракетного двигуна при його запуску’, *Teh.meh.* 4 (4), С. 7-17. <https://doi.org/10.15407/itm2021.00.007>

107. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В. (2022) ‘Підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія пакетної схеми компонування’, *Teh.meh.*, 3, 3 - 15. doi:[10.15407/itm2022.03.003](https://doi.org/10.15407/itm2022.03.003)

108. Пилипенко О. В., Свириденко М.Ф., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., (2022). Пристрій сепарації рідкого компонента палива в паливному баку космічного ступеня від вільних газових включень і стабілізації розташування сукупної газової порожнини, що формується при польоті ступеня в умовах мікрогравітації. UA patent № 125376.

109. Попов Е. П. (1978) Теория линейных систем автоматического регулирования, Москва: Наука.

110. Присняков В. Ф. (1983) Динамика жидкостных ракетных двигательных установок, Москва: Машиностроение.

111. Левченко Е.Л., (1976) ‘Продольные колебания ракет на жидком топливе (обзор)’, ВРТ, 11, С. 3-23; 12, С. 12-34.

112. ‘Продольная устойчивость ракет с ЖРД и методы стабилизации’ (1975) Обзор № 42, ГОНТИ.

113. Прочность, устойчивость, колебания: Справочник в 3 т. (1968) Под ред. И. А. Бюргера и Я. Г. Пановко. Москва: Машиностроение.
114. Прочность материалов и конструкций (2005). Отв. ред. В. Т. Ярошенко, Київ: Академперіодика.
115. Рабинович Б. И. (2006) Неустойчивость жидкостных ракет и космических аппаратов и некоторые фрагменты борьбы с ней, Москва: ИКИ РАН.
116. Рабинович Б. И. (1983) Введение в динамику ракет-носителей космических аппаратов, Москва: Машиностроение.
117. Разгонный блок “Бриз – М” (2015). Available at: <http://www.khrunichev.ru> (Accessed: 07.04.2015).
118. Разгонные блоки на высокоэффективном топливе, проект РБ для РН “Союз” (2020) Available at: <http://www.kerc.msk.ru/ipg/development/rb2.pdf> (Accessed: 07.04.2015).
119. Роуз (1967). ‘Анализ продольной устойчивости ракет на жидком топливе’, ВРТ, 8, С. 3-25.
120. Свириденко М.Ф., Ніколаєв О.Д., та інш., (2015). Спосіб і пристрій наддува паливного бака ракети-носія високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі. UA patent № 108530.
121. Сердюк В. (2009) Проектирование средств выведения космических аппаратов, Москва: Машиностроение.
122. Сичевой А. В., Давыдов С. А., Горелова К. В. (2010) ‘Коэффициент динамического нагружения сетчатых средств обеспечения сплошности топлива’, Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. пр. Дніпропетровськ, 2010, 10, С. 106–113.
123. Конюхов А. С., Легеза В. С., Цибенко А. С., Крищук Н. Г. (2001) ‘Собственные колебания жидкостных ракет-носителей пакетной компоновки’, Проблемы прочности, 3, С. 93-99.
124. Справочник пользователя РН “Днепр”. (1998). ГKB “Южное”.

125. Справочник по теории автоматического управления (1987) Под ред. А. А. Красовского, Москва: Наука.
126. Стрелков В. П. (1964) Введение в теорию колебаний, Москва: Наука.
127. Тимошенко С. П., Янг Д. Х., Уивер У. (1985) Колебания в инженерном деле, Москва: Мир.
128. Уилкинсон Дж. Х. (1970) Алгебраическая проблема собственных значений, Москва: Наука.
129. Фихтенгольц Г. М. (1970) Курс дифференциального и интегрального исчисления: в 3 т, Т 2, Москва: Наука.
130. Фоменко П. В. (1991) 'Синхронизация кавитационных автоколебаний в симметричных системах питания энергоустановок', Космическая наука и техника, 6, С. 21 – 25.
131. Хейп. Дж. (1966) Колебания в нелинейных системах, Москва: Мир.
132. Хоряк Н. В. (1989) 'Аппроксимация экспоненты модифицированным методом Пэйнтера', Прикладные задачи гидрогазодинамики и тепломассообмена в энергетических установках, Наук.думка, С. 120 - 125.
133. Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (1991) 'Применение коэффициентов чувствительности собственных чисел в задаче оптимального параметрического синтеза регулятора летательного аппарата', Динамика гидросистем энергетических установок летательных аппаратов, Наук.думка, С. 23-30.
134. Богомаз Г.И., Николаев А.Д., Сирота С.А., Блоха И.Д. (2007) 'Развитие сложных пространственных колебательных движений жидкости в цилиндрической емкости Сирота системы «конструкция бака – жидкость»', ТМ, 1, С. 81 - 89. Available at: <http://www.irbis-nbuv.gov.ua/publ/REF-0000175954>
135. Хоряк Н. В. Николаев А. Д. (1992) 'Анализ устойчивости летательных аппаратов в условиях неполной информации', Динамика гидромеханических систем летательных аппаратов, Наук.думка, С. 10 - 18.
136. Хоряк Н.В. (2007) 'Анализ устойчивости многоконтурной динамической системы "ЖРД – корпус РН" по спектру матрицы: методические

основы и приложение’, Авиационно-космическая техника и технология, 9(45), С. 87–91.

137. Хоряк Н. В. Николаев А. Д. (2007) ‘Декомпозиция и анализ устойчивости динамической системы “питающие магистрали – маршевый ЖРД с окислительной схемой дожигания генераторного газа’, *Teh.meh.*, 1, С. 28–42.

138. Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2010) ‘Математическое моделирование взаимодействия продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты как многосвязной упруго-диссипативной системы и динамических процессов в двигательной установке’, *Teh.meh.*, 3, С. 27–37.

139. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2013) ‘Параметрическая идентификация математической модели низкочастотной динамики шнекоцентробежных насосов жидкостных ракетных двигателей’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 10(107), С. 122-127.

140. Хоряк Н. В. Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2014) ‘Влияние демпфирования колебаний жидкого топлива в баках на амплитуды продольных колебаний жидкостной ракеты’, *Авиационная техника и технология*, 7/114, С. 34 – 40.

141. Хоряк Н.В., Николаев А.Д., Долгополов С.И. (2015) ‘Теоретическая оценка эффективности динамического гасителя продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 9(126), С. 26 – 31.

142. Чарный И. А. (1975) Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах. Москва: Недра.

143. Челомей В.Н., Полухин Д.А., Миркин В.Н. (1978) Пневмогидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями. Под ред. В.Н. Челомея, Москва: Машиностроение.

144. Шевченко Б.А. (1997) ‘К вопросу о проектировании систем обеспечения запуска двигательной установки КЛА в условиях невесомости’. Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем, С. 89–95.

145. Шевченко Б.О. (1999) 'Засоби забезпечення суцільності компонентів палива космічних літальних апаратів', Космическая техника. Ракетное вооружение, 1, С. 46-60.
146. Шевяков А. А. , Калнин В. М. , Науменкова Н. В. , Дятлов В. Г. (1978) Теория автоматического управления ракетными двигателями, Москва: Машиностроение.
147. About G., Hauguel N. , Hrisafovic N. , Lemoine J.C. (1983) 'La prevention des instabilites POGO Sur Ariane 1'. Acta Astronautica, 10, 4, pp. 179-188.
148. About G., Bouveret P. , Bonnal C. , N. David, Lemoine J.C. . (1987) 'A new approach of POGO phenomenon three-dimensional studies on Arian 1 Launcher', Acta Astronautica, 15, 6/7, pp. 321-330.
149. Abramson H. N. (1963) 'Dynamic behavior of liquid in moving containers', Appl. Mech. Reviews, 16, 7, pp. 501 – 506.
150. Anglim D.D. (1979) 'Low-G testing of the Space Shuttle OMS propellant tank', AIAA Paper, 1258, pp. 1-7.
151. Avramov K.V., Filipkovsky S., Tonkonogenko A.M., Klimenko D.V. (2016) 'Nonlinear longitudinal oscillations of fuel in rockets feed lines with gas–liquid damper', Acta Astronautica, 120, pp. 20–29. doi:10.1016/j.actaastro.2015.11.028
152. Brennen Ch. (1994) Hydrodynamics of pumps. Concepts NREC. Available at: <http://gwaihir.caltech.edu/brennen/pumps.htm> 4/28/2004 3:16:03 AM
153. Caruntu D. I., Shove C. (2005) 'Overview of Payload Vibration Isolation Systems', ASME 2005, International Mechanical Engineering Congress and Exposition Design Engineering, Parts A and B, Orlando, Florida, USA.
154. Centaur upper stage (2015). NASA Langley Research Center (LaRC). Available at <https://www.nasa.gov/langley> (дата обращения 07.04.2015).
155. Ducret E., Le Moullec L., Spencer B., Balaam P. (1992) 'Propellant management device studies, computational methods and neutral buoyancy tests', AIAA 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, pp. 92–3611.

156. Koptilyy D., Marchan R., Dolgoplov S., Nikolayev O. (2019) ‘Mathematical modeling of transient processes during start-up of main liquid propellant engine under hot test conditions’, 8th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS). [doi:10.13009/EUCASS2019-236](https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-236)

157. Dolgoplov S., Nikolayev O., Khorik N. (2021) ‘Dynamic interaction between clustered liquid propellant rocket engines under their asynchronous start-ups’, Propulsion and Power Research, 10(4): pp. 347-359. [doi:10.1016/j.jprr.2021.12.001](https://doi.org/10.1016/j.jprr.2021.12.001)

158. Dolgoplov S., Nikolayev O. (2024), ‘Features of mathematical modeling of nonlinear Pogo oscillations of launch vehicles’, CEAS Space Journal, 16, 2, pp. 32-48. [doi:10.1007/s12567-024-00541-3](https://doi.org/10.1007/s12567-024-00541-3)

159. Dotson K. (2003) ‘Mitigating Pogo on Liquid-Fueled Rockets’. Crosslink, Winter, pp. 26–29.

160. Dotson, K. W., Phuong Than. (2005) ‘Procedure for Mission-Specific Pogo Stability Analyses and Risk Assessments’, Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop Proceeding, The Aerospace Corporation, 19 p.

161. Dotson Kirk W., Sako Brian H, and Trinh T. (2014) ‘Nguyen fluid mode excitation in launch vehicle feed lines induced by POGO accumulator venting’. Proceedings of the ASME 2014 Pressure Vessels & Piping Conference PVP2014, PVP2014-28273, Available at: <http://proceedings.asmedigitalcollection.asme.org/> on 01/29/2016

162. ‘DuPont™ Kapton® XP’ (2020) Available at: <https://www.dupont.com/content/dam/dupont/amer/us/en/products/ei-transformation/documents/EI-10149-Kapton-XP-Data-Sheet.pdf>

163. Fisher M. F., King R. F. (1998) ‘Low-Cost Propulsion Technology Testing at the Stennis Space Center – Propulsion Test Article and the Horizontal Test Facility’, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July 13–15 / Cleveland, OH, USA), AIAA–98–3367, 14 p.

164. Fenwick J. R., Jones J.H., Jewell R.E. (1982) ‘Space Shuttle Main Engine (SSME) POGO Testing and Results-shock and Vibration Bulletin’, 52, 2, 19830022422.

165. Fenwick J. (1992) 'POGO', Threshold, Rocketdyne's engineering journal of power technology , pp. 21-22.
166. Jackson David E., Schwille John A., JaGariffomes M., Spakovszky Zoltan, Lettieri Claudio. (2017) 'Estimates for Cryogenic Pump Transfer Functions', AIAA SciTech Forum, 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting.
167. Jean-Marius Th. (1995) 'Investigations on Active Suppression of POGO'. AIAA paper, No. AIAA-95-3311-CP.
168. Jia Su, Tang Ye, Wang Tao, Ding Qian (2021) 'A novel active control on Pogo vibration in liquid rockets based on data-driven theory', Acta Astronautica, 182, pp.350–360. [doi:10.1016/j.actaastro.2021.02.021](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.02.021)
169. Hidalgo H. (2000) 'An Innovative Structural Mode Selection Methodology: Application for the X-33 Launch Vehicle Finite Element Model', AIAA Paper, 2000-1587.
170. Hilbrandt E. (1984) 'Damping representation related to Spacecraft Structural Design', Accuracy, Reliab. and Train. FEM Technol, Proc. 4th World Congress, Interlaken, 17–21 Sept., pp. 21–31.
171. Hirt C. W., Nichols B. D. (1981) 'Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries', Journal of Computational Physics, 39 (1), pp. 201–225.
172. Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F. (2015), 'Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions', IAC-15-D.2.3, 66th Astronautical Congress International, 7 p. Available at: <http://toc.proceedings.com/29485webtoc.pdf>
173. KimJeffery Eun S. L., EmdeeRichard K. Cohn (2010) 'Liquid Propulsion: Historical Overview, Fundamentals, and Classifications of Liquid Rocket Engines', In book: Encyclopedia of Aerospace Engineering. DOI: 10.1002/9780470686652.eae107
174. Kohnke P. (2001) Ansys, Inc. Theory Manual, 001369, Twelfth Edition, Canonsburg: SAS IP, Inc.

175. Sutton George P., Biblarz Oscar (2001) 'Rocket Propulsion Elements', John Wiley & Sons.
176. Komatsu K., Sano M., Kasai T., Ikawa H., Kimura J., Yamamoto M., Ohyagi T., (2000) 'Concept Study of Membrane Tank for Spacecraft', SDM 2000, AIAA Paper, pp. 2000-1572.
177. Komatsu Keiji, Nishimoto Miki. (2007), 'Liquid damping in a concentric membrane tank'. Available at: https://kaken.nii.ac.jp/report/KAKENHI-PROJECT-16560693/165606932006kenkyu_seika_hokoku_gaiyo/
178. Komatsu K., Matsushima M. (1979) 'Some Experiments on the Vibration of Hemispherical Shells Partially Filled with a Liquid', J. of Sound & Vibration, pp. 35-44 , 64-1.
179. Li Hui, Guo Yingqing, Xu Kejie, Yan (2024) 'Xinghui Simulation of characteristics of staged combustion cycle rocket engine and control valve based on AMESim/Simulink', Journal of Aerospace Power, 39 (1) : 20210401. doi:10.13224/j.cnki.jasp.20210401
180. Li Zhang-Guo, Liu Qiu-Sheng, Liu Rong, Hu Wei, Deng Xin-Yu. (2009) 'Influence of Rayleigh–Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment', Chinese Phys. Lett. 26, IOP science. [doi:10.1088/0256-307X/26/11/114701](https://doi.org/10.1088/0256-307X/26/11/114701)
181. Lehtinen B., Lorenzo C.F. (1979) 'Space Shuttle Active-POGO-Suppressor Control Design Using Linear Quadratic Regulator Techniques', NASA TP-1217.
182. 'Load Analyses of Spacecraft and Payloads. NASA Technical Standard' (1996) NASA-STD-5002, P. 14.
183. Lock M., Rubin S. . (1974) 'Active Suppressor of POGO on the Space Shuttle', Aerospace Corporation, 17752, AIR–75/7428 – 1. NASA, CR–134749.
184. Louaas E. Ricouart O. , Bourgoïn M. (2005) 'Dynamic and acoustic environments with Ariane 5 new version A5 ECA', Spacecraft and launch Vehicle Dynamic environment Workshop. – El Segundo, 2005. 10 p.

185. Nakajima M., Mizohata K., and Sawada K. (1998) 'Conceptual design of the LE-7-based reusable launch systems'. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV.
186. Mechanical engineering. Encyclopedia. Rocket and space technology. (2012) In 2 books. Book 1. Moscow: Mashinostroenie Publishing Company.
187. Minegishi M., Sano M. , Komatsu K. , Morita T. ., Morino Y., K. Tomioka, I. Ujino (1990) 'Vibration Testing of a 1/5 Scale Model of H-II Launch Vehicle', Report of National Aerospace Laboratory, TR-1061, 154 p.
188. Mourey P., Louaas E. (2001) 'Implementation of a friction damper in the new cryogenic upper stage of Ariane 5, S/C and L/V dynamics environments' . Spacecraft and launch Vehicle Dynamic Environment Workshop, 26-28, pp. 225 – 231.
189. Muller S., Brévière F., Kernilis A., Nicolas Lemoine N. (2010) 'Influence of pump cavitation process on POGO diagnosis for the A5E/CA upper stage', 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (25 July 2010 - 28 July Nashville, TN), [doi:10.2514/6.2010-6892](https://doi.org/10.2514/6.2010-6892)
190. Muller S., Marczak N., Troclet B., Coppotelli G. (2017) 'Benchmark and Application of Operational Modal Analysis Techniques on Ariane 5 Flight Records', 7th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS). [doi:10.13009/EUCASS2017-34](https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-34).
191. Nikolayev O., Komatsu K. (2004) 'Propulsion System Instability for Concentric Tank-Type Launch Vehicle', Journal AIAA Propulsion and Power, 20, 2, pp. 376-378.
192. Nikolayev O.D., Bloha I. D. (2006) 'Determination of the propellant slosh parameters for rocket propulsion system of the space stage with complex spatial tanks configuration', Aerospace engineering and technology, 10 (36), pp. 42–44.
193. Nikolayev O.D. (2016) 'The role of rocket engine pump cavitation in the problem of longitudinal (POGO) stability of liquid propellant launch vehicles. The main types of instabilities of the "propulsion system - LV structure" dynamical system'. Proceeding of the "Modeling of a space launch vehicle for multi-discipline interaction

and prediction of instability” (Workshop at Seoul National University, 2016.6.27 – 2016.6.29), pp. 28-45.

194. Nikolayev O.D., Bashliy I. D., Khoryak N. V. (2018) ‘Computation of the POGO self-excited oscillation parameters in dynamic "propulsion – rocket structure" system by using of 3D structural model’, Technical mechanics, 2, pp. 17–29 .

195. Nikolayev, O., Zhulay, Yu., Kvasha, Yu and Dzoz, N. (2020) ‘Evaluation of the vibration accelerations of drill bits with the rotative-vibration well drilling method using the cavitation hydrovibrator’, Int. J. Mining and Mineral Engineering, 11, 2, pp.1–20. doi: 10.1504/IJMME.2020.108643

196. Nikolayev O. Bashliy I. (2022) ‘Assessment of thrust chamber stability margins to high-frequency oscillations based on mathematical modeling of coupled ‘injector – rocket combustion chamber’ dynamic system’, Teh.meh., 1 (1): pp. 3-15. DOI: 10.15407/itm2022.01.003

197. Oppenheim B. W., Rubin S. (1993) ‘Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets’, Journal of Spacecraft and Rockets, 30, 3, pp. 360–383.

198. Park Kook Jin, Yoo JeongUk, Lee SiHun, Nam Jaehyun, Kim Hyunji, Lee Juyeon, Roh Tae-Seong, Yoh Jack J., Kim Chongam, Shin SangJoon (2020) ‘Pogo Accumulator Optimization Based on Multiphysics of Liquid Rockets and Neural Networks’, Journal of spacecraft and rockets, 57, 4, doi:[10.251/14/1.A34769](https://doi.org/10.2514/14.1.A34769)

199. Pilipenko V. V. (1993) ‘Providing the LPRE-Rocket Structure Dynamic Compatibility’, AIAA / SAE / ASME / ASEE 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, pp. 1-10.

200. Pylypenko O. V., Khorjak N. V., Dolhopolov S. I., Nikolayev O. D. (2019) ‘Mathematical simulation of dynamic processes in hydraulic and gas paths at the start of a liquid-propellant rocket engine with generator gas afterburning’, Technical mechanics, 4, pp. 5 – 20. doi:[10.15407/itm2019.04.005](https://doi.org/10.15407/itm2019.04.005)

201. Pilipenko O.V., Nikolayev O.D., Bashliy I.D., Dolhopolov S.I. (2019), ‘Mathematical modeling of dynamic processes in feeding system of space stage mainengine of launch vehicle at active and passive flight’, Theses of reports 7th

International Conference Space Technologies: Present and future (21-24 May, Dnipro, Ukraine), p. 115.

202. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. (2020) ‘Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle’, *Космічна наука і технологія*, 26, 4 (125) pp. 3—20. doi:10.15407/knit2020.04.003

203. Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgoplov S. I., Nikolayev O. D., Khoriak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D. Polskykh S. V. (2021) ‘Mathematical modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle’, *Space Science and Technology*, 27, 6 (133), pp. 03—15. doi: [10.15407/knit2021.06.003](https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003)

204. Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev, O. D., Khoriak, N. V., Kvasha, Yu. A., Bashliy, I. D. (2022) ‘Determination of the Thrust Spread in the Cyclone-4M First Stage Multi-Engine Propulsion System During its Start’. *Sci. innov.*, 18(6), 2022, pp. 97—112. doi:[10.15407/scine18.06.097](https://doi.org/10.15407/scine18.06.097)

205. Pylypenko, O. V., Smolensky, D. E., Nikolayev, O. D., Bashliy, I.D. (2022) ‘The approach to numerical simulation of the spatial movement of fluid with forming free gas inclusions in propellant tank at space flight conditions’. *Space Sci. & Technol.*, 28(5), pp. 03-14. doi:10.15407/knit2022.05.003.

206. ‘Preventing POGO on Titan IVB’. (2003) Crosslink. The Aerospace Corporation magazine of advances in aerospace technology, Summer, pp. 3-4.

207. Raji R, Jancy Rose K, P R Murali, Neetha R. (2018) ‘POGO Stability Analysis of a typical Launch vehicle for studying the effectiveness of POGO corrector in cryo stage’. *Journal of Physics: Conference Series*, 1355.

208. Rubin S. (1965) ‘Longitudinal instability of liquid rockets due to propulsion feedback (POGO)’, *J.of Spacecraft and Rockets*. 3, 8. pp. 1188-1195.

209. Rubin S. (1966) ‘Longitudinal Instability of Liquid Rockets Due to Propulsion Feedback (POGO)’, *J. Spacescraft and Rockets*, 3.8, pp. 1188 -1195.

210. Rubin S. (1972) ‘Analysis of POGO Stability’, 23rd International Astronautical Congress. Vienna, Austria, Oct. 8-15. P.19.

211. Salzman J. A., Masica W. J., Lacovic R. F. (1973) 'Low-gravity reorientation in a scale-model Centaur liquid-hydrogen tank', NASA TN D-7168. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19730007525>.
212. Stavrinidis C., Klein M., Brunner O., Newerla (1994) 'A. Technical and programmatic constraints in dynamic verification of satellite mechanical systems', IAF International Astronautical Congress, 45th, Jerusalem, Israel. 12 p.
213. Shimura T., Watanabe M., Ujino I. (1992) 'Dynamic Response of the Cavitating LE-7 LOX Pump', 18th International Symposium on Space Technology and Science, Kagoshima, Japan, May 17-22, 1992, Proceedings, 1, Tokyo, Japan, AGNE Publishing, Inc. pp. 133-142
214. SLOSH Suppression. (1969) NASA Space Vehicle Design Criteria (Structure) . National Aeronautic and Space Administration. NASA SP-8031, 33 p.
215. Soyuz User's Manual (2001) Issue 3, Starsem, 204 p.
216. Sirota S. A, Nikolayev O. D., Sobolevska M. B. , Bashliy I. D. (2012) 'Non-linear slosh oscillations in horizontal cylindrical tank'. Proceeding of International conference "Hydrodynamics of moving objects", pp. 196 – 210.
217. Sterett I. B., Riley G. F. (1970) 'Saturn V/Apollo vehicles POGO stability problems and solutions', AIAA Paper, N1236, P. 12.
218. Tang Ye., Li Mingming, Wang Long, Zhang Yewei, Fang Bo. (2017) 'Modeling and Stability Analysis of Pogo Vibration in Liquid-Propellant Rockets with a Two-Propellant System'. Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci, 60, 2, pp. 77–84.
219. Tan Shujun, Zhao Wang, Liu Jinfan, Mao Yuming. (2023) 'Adaptive control design for active Pogo suppression of large strap-on liquid launch vehicles', Acta Astronautica. doi:[10.1016/j.actaastro.2023.02.004](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.02.004)
220. Timokha A. (2010) 'A multimodal method for liquid sloshing in a two- dimensional circular tank', J. Fluid Mechanics, 665, pp. 457 – 479.
221. The Bremen Drop Tower. Available at: <https://www.zarm.uni-bremen.de/en/drop-tower/team.html>.
222. Tsujimoto Y., Kamiyo K., Brennen C. (1999) 'Unified Treatment of Flow

Instabilities of Turbomachnaries’, AIAA paper 99 – 2678.

223. Ujino T., Shimura Takashi, Kohsetsu Yuji, Niitsu Mayuki (1994) ‘POGO prevention of H-2 launch vehicle’, AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, (A94-23876 06-39), pp. 2858-2867.

224. Yoo JeongUk, Yoon NamKyung, Lee Si-Hun, Shin Sang Joon. (2021) ‘Pogo analysis for a clustered rocket engine by sophisticated branch-pipe modeling’, AIAA 2021-1614. doi:[10.2514/6.2021-1614](https://doi.org/10.2514/6.2021-1614)

225. Zadontsev V.A., Nikolayev O.D. (1995) ‘A New Approach to the Machine Optimal Designing’. Ninth World Congress on the Theory of Machines and Mechanisms, Proceedings, Politecnico di Milano, Italy, 4, pp.-17.

226. Zadontsev V. A., Nikolaev A. D., Khoryak N. V.(1997) ‘Determination of Main LPRE Pump Cavitating Inducer Parameters for POGO-instability’. Books of Reports for the International Astronautical Congress (1997, Oct. 6–10), Turin, Italy, JAF–97–S.4.02.

227. Zhao, Z. H., Ren, G. X., Yu, Z. W., Tang, B., and Zhang, Q. S. (2011) ‘Parameter Study on Pogo Stability of Liquid Rockets’, J. Spacecraft Rockets, pp. 537–541.

228. Zhang-Guo LI, Qiu-Sheng LIU, Rong LIU, Wei Hu, Xin-Yu Deng. (2009) ‘Influence of Rayleigh–Taylor Instability on Liquid Propellant Reorientation in a Low-Gravity Environment’. Chinese Physical Society and IOP Publishing Ltd, 26, 11, pp. 114701-1-114701-4.

229. Zhulay Yu.A., Nikolayev O.D. (2020) ‘Results of tests and modelling of the system “drilling rig with hydraulic vibrator – rock’, Naukovyi Visnyk Natsionalnoho Hirnychoho Universytetu, 1, pp. 11-17. doi:[10.33271/nvngu/2020-1/011](https://doi.org/10.33271/nvngu/2020-1/011)

230. Zhulay Yu., Nikolayev O. (2021) ‘Sonic Drilling with Use of a Cavitation Hydraulic Vibrator’. Book chapter in ‘Mining Technology’. IntechOpen, London. Available at: <https://www.intechopen.com/chapters/78835> .

ДОДАТКИ

ДОДАТОК А

**АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ НАУКОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ
ЗА ТЕМОЮ:
«РОЗВИТОК НЕЛІНІЙНОЇ ТА ЛІНІЙНОЇ ТЕОРІЇ ПОЗДОВЖНЬОЇ
СТІЙКОСТІ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ З УРАХУВАННЯМ НОВИХ
УЯВЛЕНЬ ПРО ДИНАМІЧНІ ПРОЦЕСИ В РІДИННИХ РАКЕТНИХ
ДВИГУННИХ УСТАНОВКАХ ТА КОРПУСІ РАКЕТИ»**



Державне підприємство
«Конструкторське бюро «Південне»
імені М.К. Янгеля»
вул. Криворізька, 3, м. Дніпро, Україна, 49008
тел.: (056) 372-00-22, факс: (056) 792-50-41, (0562) 34-03-83
E-mail: info@yuzhnoye.com, www.yuzhnoye.com

Вих. № 134-139 від 15.06.2023

ЗАТВЕРЖУЮ

Генеральний конструктор
ДП «Конструкторське бюро «Південне»
кандидат технічних наук
МАКСИМ ДЕГТЯРЬОВ

«15»

2023 р.

Акт

про впровадження результатів наукових досліджень за темою

**«РОЗВИТОК НЕЛІНІЙНОЇ ТА ЛІНІЙНОЇ ТЕОРІЇ ПОЗДОВЖНЬОЇ
СТІЙКОСТІ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ З УРАХУВАННЯМ НОВИХ
УЯВЛЕНЬ ПРО ДИНАМІЧНІ ПРОЦЕСИ В РРДУ ТА КОРПУСІ
РАКЕТИ»**

Комісія в складі: начальника розрахунково-теоретичного комплексу В.М. Сіренка, начальника відділу міцності і навантажень Д.В. Клименка, начальника сектору відділу міцності і навантажень Д.В. Акімова склала цей акт про те, що результати, отримані на основі розвинутого Ніколаєвим Олексієм Дмитровичем науково-методичного забезпечення для чисельного моделювання, аналізу динамічних процесів та стійкості рідинних ракет-носіїв та представленого у дисертаційній роботі на здобуття наукового ступеня доктора технічних наук «РОЗВИТОК НЕЛІНІЙНОЇ ТА ЛІНІЙНОЇ ТЕОРІЇ ПОЗДОВЖНЬОЇ СТІЙКОСТІ РІДИННИХ РАКЕТ-НОСІЇВ З УРАХУВАННЯМ НОВИХ УЯВЛЕНЬ ПРО ДИНАМІЧНІ ПРОЦЕСИ В РРДУ ТА КОРПУСІ РАКЕТИ», використовувалися у ДП «КБ «Південне» при визначенні поздовжньої стійкості вітчизняних ракет-носіїв тандемної схеми компонування «Дніпро», «Зеніт», «Циклон-4», «Циклон-4М», РКП «Маяк-ЛЗ.0» та РКП «Маяк-ТЗ.0» пакетної схеми компонування; американської РН «Антарес», південнокорейської РН «KSLV 2», аналізі динамічних процесів та працездатності систем живлення РРДУ верхнього ступеня «Циклон-4М», арабського верхнього ступеня РН на різних етапах польоту.

За допомогою розробленого Ніколаєвим О. Д. методичного забезпечення показано, що зазначені РН без демпферів поздовжніх коливань є нестійкими внаслідок амплітудної дестабілізації контуру поздовжньої стійкості на частотах, близьких до нижчих власних частот корпусу РН. Розроблено принципову схему демпфера повздовжніх коливань та визначено основні параметри системи демпфірування, при яких на активній ділянці польоту забезпечується поздовжня стійкість РН (для різних варіантів траєкторії польоту цих РН). Визначено раціональні параметри демпфірувальних пристроїв (газорідинних з сільфонним поділом середовищ і без сільфонного поділу середовищ), які забезпечують поздовжню стійкість РН.

Вищевказані результати розрахункового аналізу отримано у рамках договорів між ДП «КБ «Південне» та ІТМ НАНУ та ДКАУ по темах: «Визначення параметрів системи демпфування поздовжніх коливань РКП «Маяк - Т 3.0» і РКП «Маяк - ЛЗ.0» за договором № V-100-15, «Розробка і дослідження параметрів системи демпфування поздовжніх коливань (РОГО) 1-го та 3-го ступеня РКП «KSLV-II» за договором № V-85-13 в рамках міжнародного контракту ДП «КБ «Південне» з Корейським інститутом аерокосмічних досліджень (KARI), а також «Аналіз поздовжньої стійкості РН «Таурус-II» (Контракт між ДП «КБ «Південне» та ІТМ НАНУ і ДКАУ № V-44-08), в яких Ніколаєв О.Д. був відповідальним виконавцем.

Результати, отримані Ніколаєвим Олексієм Дмитровичем у дисертаційній роботі, використані також у матеріалах проекту ДП «КБ «Південне» при визначенні амплітуд поздовжніх коливань (поздовжніх віброприскорень) корпусу РКН «Циклон 4» (контракт між ДП «КБ «Південне» та ІТМ НАНУ V-32-07).

Члени комісії:

Начальник розрахунково-теоретичного комплексу
кандидат технічних наук

ВОЛОДИМИР СІРЕНКО


2.06.23

Начальник відділу
міцності, навантажень,
динамічних характеристик
кандидат технічних наук

ДМИТРО КЛИМЕНКО


09.06.2023

Начальник сектору відділу
міцності, навантажень,
динамічних характеристик
кандидат технічних наук

ДМИТРО АКИМОВ


09.06.2023

Вчений секретар
ДП «КБ «Південне»
кандидат технічних наук

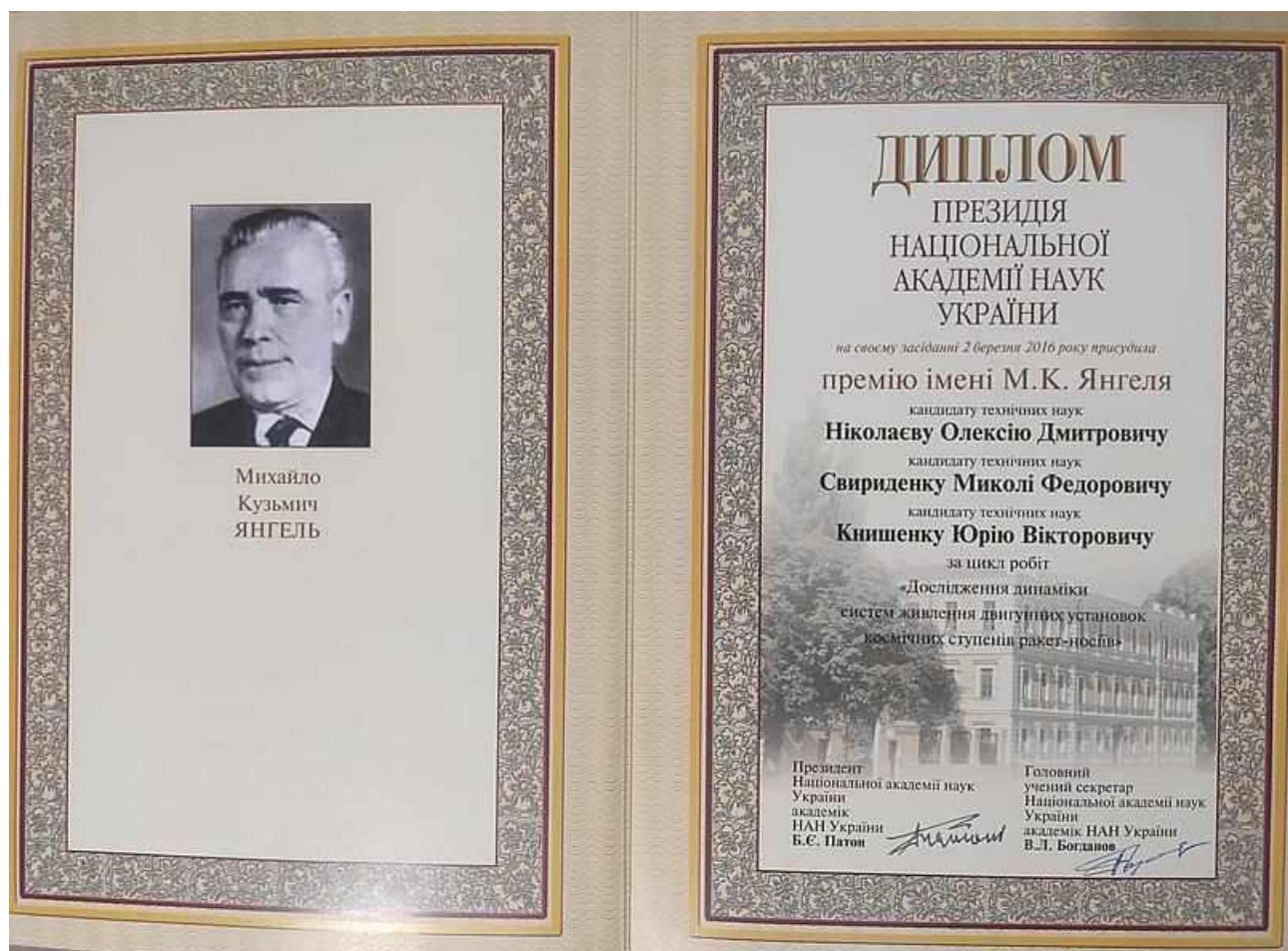
ЛАРИСА ПОТАПОВИЧ


15.06.23

ДОДАТОК Б

ДИПЛОМ ПРЕЗИДІЇ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ

За цикл робіт – «Дослідження динаміки систем живлення двигунних установок космічних ступенів ракет-носіїв», безпосередньо пов'язаних з темою дисертації – у 2016 році Ніколаєву О.Д. у складі авторського колективу із трьох осіб було присуджено премію Академії наук України ім. академіка М.К. Янгеля.



Додаток В

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Список публікацій, в яких опубліковані основні наукові результати дисертації.

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

1. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Серенко В. А., Хоряк Н. В. (1999) ‘Теоретическое определение амплитуд продольных колебаний жидкостных ракет-носителей’, Космічна наука і технологія, 5, 1 – 2, pp. 90 – 96. <https://doi.org/10.15407/knit1999.01.090> (SSAO/NASA Astrophysics Data System).
2. Nikolayev O., Komatsu K. (2004) ‘Propulsion System Instability for Concentric Tank-Type Launch Vehicle’, Journal AIAA Propulsion and Power, 20, 2, pp. 376 - 378. <https://doi.org/10.2514/1.9263> (SCOPUS Q1, Web of Science).
3. Bloha I. D., Nikolayev O. D. (2006) ‘Determination of the propellant slosh parameters for rocket propulsion system of the space stage with complex spatial tanks configuration’, Aerospace technic and technology, 10 (36), pp. 42–44. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2006_10_11 (Index Copernicus, Google Scholar).
4. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий, И.Д., Долгополов С. И. (2009) ‘Особенности моделирования продольных колебаний верхних ступеней ракет-носителей со сложной конфигурацией топливных баков’, Тех. мех., 3, pp. 51 – 61. Available at: <https://journals.indexcopernicus.com/api/file/viewByFileId/340823.pdf> (Index Copernicus, Google Scholar) .
5. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2013) ‘Параметрическая идентификация математической модели низкочастотной динамики шнекоцентробежных насосов жидкостных ракетных двигателей’, Авиационно-космическая техника и технология, № 10 (107), pp. 122 - 127. Available at: <http://nti.khai.edu:57772/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2013/AKTT1013/Horyak.pdf> (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).

6. Хоряк Н. В., Николаев А. Д., Долгополов С. И. (2014) 'Влияние демпфирования колебаний жидкого топлива в баках на амплитуды продольных колебаний жидкостной ракеты', *Авиационно-космическая техника и технология*, 7/114. 34 – 40. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2014_7_8 (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
7. Хоряк Н.В., Николаев А.Д., Долгополов С.И. (2015) 'Теоретическая оценка эффективности динамического гасителя продольных колебаний жидкостной ракеты-носителя', *Авиационно-космическая техника и технология*, 9 (126). 26 – 31. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2015_9_6. (WordCat; Index Copernicus; CiteFactor; AcademicKeys; Infobase Index).
8. Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F. (2015) 'Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions', *IAC-15-D.2.3, 66th Astronautical Congress International*, pp. 8832 – 8838. Available at: <http://toc.proceedings.com/29485webtoc.pdf> (Scopus, Google Scholar).
9. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2017) 'Особенности математического моделирования низкочастотной динамики маршевого ЖРД с дожиганием генераторного газа при запуске', *Косм. наука технол.*, 23; (5), pp. 03-13, <https://doi.org/10.15407/knit2017.05.003> (Web of Science, Google Scholar)
10. Долгополов С. И., Николаев А.Д. (2017) 'Математическое моделирование низкочастотной динамики регулятора расхода жидкости при различных амплитудах гармонического возмущения', *Teh. meh*, 1. pp. 15 – 25. Available at: http://www.journal-itm.dp.ua/EN/Publishing/02-01-2017_rus.html (Index Copernicus, Google Scholar).
11. Пилипенко О. В., Прокопчук А. А., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Писаренко В. Ю., Коваленко В. Н. (2017) 'Математическое моделирование и анализ устойчивости низкочастотных процессов в маршевом

- ЖРД с дожиганием генераторного газа’, Вестник двигателестроения, 2, pp. 34 - 42. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/vidv_2017_2_8. (Google Scholar).
12. Николаев А. Д., Башлий И. Д., Свириденко Н.Ф., Хоряк Н. В. (2017) ‘Определение параметров движения границы раздела сред «газ – жидкость» в топливных баках ракет-носителей космических ступеней на пассивных участках полета’, *Teh. meh*, 4, 26–40. <https://doi.org/10.15407/itm2017.04.026> (Index Copernicus, Google Scholar)
 13. Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Башлий И. Д., Долгополов С.И. (2018) ‘Математическое моделирование динамических процессов в системе подачи топлива космических ступеней ракет-носителей в условиях микрогравитации’, *Teh. meh*, 4. pp. 24 – 35. <https://doi.org/10.15407/itm2018.04.005> (Index Copernicus, Google Scholar)
 14. Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Khoryak N. V. (2018) ‘Computation of the POGO self-oscillation parameters in dynamic "propulsion – rocket structure" system by using of 3D structural model’, *Teh. meh.*, 2, pp. 17 – 29. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.017> (Index Copernicus, Google Scholar).
 15. Пилипенко О. В., Хоряк Н. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д. (2019) ‘Математическое моделирование динамических процессов в гидравлических и газовых трактах при запуске ЖРД с дожиганием генераторного газа’, *Teh. meh.*, 4, pp. 5 – 20. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
 16. Pylypenko O. V., Degtyarev M. A., Nikolayev O. D., Klimenko D. V., Dolgoplov S. I., Khoriak N. V., Bashliy I. D., Silkin L. A. 2020, ‘Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle’, *Космічна наука і технологія*, 26, 4 (125), pp. 320. <https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
 17. Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2020) ‘Математическое моделирование запуска многодвигательной жидкостной ракетной двигательной установки’, *Teh. meh.*, 1, pp. 5 – 18. <https://doi.org/10.15407/itm2020.01.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
 18. Nikolayev O., Zhulay Yu., Kvasha Yu and Dzoz N. (2020) ‘Evaluation of the vibration accelerations of drill bit for the well rotative-vibration drilling using the

- cavitation hydrovibrator', *Int. J. Mining and Mineral Engineering*, 11, 2, pp. 102–120. <https://doi.org/10.1504/ijmme.2020.108643> (SCOPUS Q3, Google Scholar, Info Trac (Gale), Inspec (Institution of Engineering and Technology), J-Gate, ProQuest Advanced Technologies Database with Aerospace)
19. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І. (2020), 'Сучасний стан теоретичних досліджень високочастотної стійкості робочих процесів в камері згоряння рідинних ракетних двигунів', *Teh.meh.*, 2, pp. 5 – 21 <https://doi.org/10.15407/itm2020.02.005> (Index Copernicus, Google Scholar).
 20. Пилипенко О.В., Николаев А.Д., Башлий И.Д., Долгополов, С.И. (2020) 'Математическое моделирование динамических процессов в системе питания маршевого двигателя космических ступеней ракет-носителей на активных и пассивных участках траектории полета', *Косм. наука технол.*, 26(1), pp. 03-17. <https://doi.org/10.15407/knit2020.01.003> (Web of Science, Google Scholar).
 21. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Хоряк Н. В., Долгополов С. І., Башлій І.Д. (2021) 'Сучасні проблеми низькочастотної динаміки рідинних ракетних двигунних установок', *Teh. meh.*, 3, pp. 5 – 23. <https://doi.org/10.15407/itm2021.03.009> (Index Copernicus, Google Scholar).
 22. Пилипенко О. В., Долгополов С. І., Хоряк Н. В., Ніколаєв О. Д. (2021) 'Методика визначення впливу внутрішніх та зовнішніх факторів на розкид тяги рідинного ракетного двигуна при його запуску', *The meh.*, 4 (4), pp. 7 - 17. <https://doi.org/10.15407/itm2021.00.007> (Index Copernicus, Google Scholar).
 23. Dolgopolov S., Nikolayev O., Khorlak N. (2021) 'Dynamic interaction between clustered liquid propellant rocket engines under their asynchronous start-ups', *Propulsion and Power Research*, 10(4), pp. 347 - 359. <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2021.12.001> (SCOPUS Q1, Web of Science, Google Scholar).
 24. Zhulay Yu., Nikolayev O. (2021) 'Sonic Drilling with Use of a Cavitation Hydraulic Vibrator'. Book chapter in 'Mining Technology'. IntechOpen, London. Available at: <https://www.intechopen.com/chapters/78835> (Google Scholar).
 25. Pylypenko O. V., Prokopchuk O. O., Dolgopolov S. I., Nikolayev O. D., Khorlak N. V., Pysarenko V. Yu., Bashliy I. D. Polskykh S. V. (2021) 'Mathematical

- modeling of start-up transients at clustered propulsion system with POGO-suppressors for Cyclon-4M launch vehicle', Space Sci. & Technol., 27, 6 (133), pp. 03—15. <https://doi.org/10.15407/knit2021.06.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
26. Pylypenko, O. V., Smolenskyy, D. E., Nikolayev, O. D., Bashliy, I.D. (2022) 'The approach to numerical simulation of the spatial movement of fluid with formation of free gas inclusions in propellant tank at space flight conditions', Space Sci. & Technol. 28(5), pp. 03-14 <https://doi.org/10.15407/knit2022.05.003> (SCOPUS, Web of Science, Google Scholar).
27. Pylypenko, O. V., Dolgoplov, S. I., Nikolayev, O. D., Khorjak, N. V., Kvasha, Yu. A., Bashliy, I. D. (2022) 'Determination of the Thrust Spread in the Cyclone-4M First Stage Multi-Engine Propulsion System During its Start', Sci. innov., 18(6), pp. 97—112. <https://doi.org/10.15407/scine18.06.097> (SCOPUS Q3, Web of Science).
28. Nikolayev O. Bashliy I. (2022) 'Assessment of thrust chamber stability margins to high-frequency oscillations based on mathematical modeling of coupled 'injector – rocket combustion chamber' dynamic system', Teh.meh., 1 (1), pp. 3-15; DOI: 10.15407/itm2022.01.003 (Index Copernicus, Google Scholar).
29. Пилипенко О. В., Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В. (2022) 'Підхід до аналізу поздовжньої стійкості рідинної ракети-носія пакетної схеми компоновання', Teh.meh., 3, pp. 3- 15. <https://doi.org/10.15407/itm2022.03.003> (Index Copernicus, Google Scholar).
30. Dolgoplov S., Nikolayev O. (2024) 'Features of mathematical modeling of nonlinear Pogo oscillations of launch vehicles', CEAS Space Journal, 16, 2, pp. 32-48. <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00541-3> (SCOPUS Q2, Web of Science, Google Scholar)

Статті у наукових виданнях, включених до Переліку наукових фахових видань

України:

31. Пилипенко В. В., Довготько Н. И., Николаев А. Д., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Серенко В. А. (2000) 'Теоретическое определение динамических нагрузок (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС–20 на активном участке траектории ее полета', Тех. мех., 1, pp. 3-18.

32. Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Белецкий А. С. (2000) 'Оценка предельных значений амплитуд продольных колебаний жидкостной ракеты с использованием метода гармонической линеаризации и решения проблемы собственных значений', *Тех.мех.*, 2, pp. 12 - 22.
33. Пилипенко В. В., Николаев А. Д., Довготько Н. И., Пилипенко О. В., Долгополов С. И., Хоряк Н. В. (2001) 'Теоретическая оценка эффективности пассивной системы виброзащиты космических аппаратов при продольных колебаниях ракеты-носителя', *Тех.мех.*, 1, pp. 5 - 12.
34. Николаев А. Д., Хоряк Н. В. (2004) 'Определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных ракет-носителей с учетом диссипации энергии', *Авиационно-космическая техника и технология*, 4/12, pp. 62–73.
35. Блоха И. Д., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Пилипенко О. В., Свириденко Н. Ф., Шевченко Б. А. (2005) 'Влияние продольных вибраций космической ступени ракеты-носителя на работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевого двигателя', *Тех.мех.*, 2, pp. 65 – 74.
36. Пилипенко В. В., Пилипенко О. В., Богомаз Г. И., Николаев А. Д., Блоха И. Д. (2006) 'Численное моделирование свободных колебаний космических ступеней жидкостных РН со сложной пространственной конфигурацией топливных баков', *Тех. мех.*, 2, pp. 69 - 81.
37. Блоха И. Д., Николаев А. Д., Богомаз Г. И., Сирота С. А. (2006) 'Численное моделирование свободных пространственных колебаний жидкости в емкостях сложной конфигурации', *Науковий вісник НГУ*, 5, pp. 75-80. Available at: <https://nvngu.in.ua/index.php/en/archive/on-the-issues/403-2006/1040-zmist-soderzhanie-6-2006>
38. Задонцев В. А., Николаев А. Д. (2006) 'Об оптимальном демпфировании системы питания двигательной установки для обеспечения продольной устойчивости гидромеханической системы', *Авиационно-космическая техника и технология*, 8 (34), pp. 133 – 135. Available at: <http://nti.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2006/AKTT806/Zadoncev.pdf>

- 39.Блоха И. Д., Николаев А. Д., (2006) ‘Оценка динамической нагруженности конструкции космической ступени со сложной пространственной конфигурацией топливных баков при продольных колебаниях жидкостной ракеты-носителя’. Вісник Дніпропетровського університету, Серія ракетно-космічна техніка, 10, 2, 9/2, pp. 3 - 11.
- 40.Богомаз Г.И., Сирота С.А., Блоха И.Д., Николаев А.Д. (2007) ‘Развитие сложных пространственных колебательных движений жидкости в цилиндрической баке при резонансном возбуждении системы «конструкция бака – жидкость»’, *Teh. meh.*, 1, pp. 81 - 89. Available at: <http://www.irbis-nbu.gov.ua/publ/REF-0000175954>
- 41.Блоха И.Д., Николаев А.Д., Хоряк Н.В., Белецкий А.С. (2007) ‘Продольные колебания верхней ступени и проблема продольной устойчивости жидкостной ракеты-носителя’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 7(43), pp. 175–177. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/aktit_2007_7_39.
- 42.Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2007) ‘Декомпозиция и анализ устойчивости динамической системы “питающие магистрали – маршевый ЖРД с окислительной схемой дожигания генераторного газа’’, *Teh.meh*, 1, pp. 28–42. Available at: <http://www.irbis-nbu.gov.ua/publ/REF-0000160965>
- 43.Пилипенко В. В., Долгополов С. И., Хоряк Н. В., Николаев А. Д. (2008) ‘Математическое моделирование продольных колебаний жидкостной ракеты при двухчастной неустойчивости динамической системы ЖРДУ–корпус ракеты’, *Авиационно-космическая техника и технология*, 10(57), pp. 12 - 16. Available at: http://irbis-nbu.gov.ua/cgi-bin/irbis_nbu/cgiirbis_64.exe?C21COM=2&I21DBN=UJRN&P21DBN=UJRN&IMAGE_FILE_DOWNLOAD=1&Image_file_name=PDF/aktit_2008_10_4.pdf
- 44.Пилипенко О.В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Мащенко А. Н., Бичай В. Н. (2009) ‘Сплошность газонасыщенных компонентов топлива при полетных вибрациях жидкостной ракеты-носителя’, *Teh. meh.*, 4, pp. 3 –16. Available at: <http://dspace.nbu.gov.ua/handle/123456789/88060>
- 45.Николаев А. Д., Белецкий А.С. (2010) ‘Усиление малого гармонического сигнала при его прохождении через систему питания жидкостного ракетного

- двигателя, работающего в режиме с развитыми кавитационными автоколебаниями’, *Teh. meh.*, 1, pp. 3–16. Available at: <http://dspace.nbuu.gov.ua/handle/123456789/88076>
- 46.Хоряк Н. В., Николаев А. Д. ‘(2010) ‘Математическое моделирование взаимодействия продольных колебаний корпуса жидкостной ракеты как многосвязной упруго-диссипативной системы и динамических процессов в двигательной установке’. *Teh. meh.*, 3, pp. 27 – 37. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2010_3_5.
- 47.Пилипенко В. В., Довготько, Н. И. Пилипенко О. В., Николаев А. Д., Пирог В. А, Долгополов С. И. ., Ходоренко В. Ф, Хоряк Н. В. , Башлий И. Д. (2011) ‘Теоретический прогноз продольных виброускорений космического аппарата при его выведении на рабочую орбиту жидкостной ракетой космического назначения «Циклон-4»’, *Teh.meh.*, 4, pp. 30 – 36. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_4_5
- 48.Башлий И. Д., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф. (2011) ‘Влияние полетных вибраций верхних ступеней ракет-носителей на характеристики сорбционных процессов в жидком газонасыщенном топливе в баках сложной пространственной конфигурации’, *Teh. meh.*, 2, pp. 13 – 22. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_2_4.
- 49.Николаев А. Д., Хоряк Н. В., Башлий И. Д., Пирог В. А., Ходоренко В. Ф. (2011) ‘Математическое моделирование свободных продольных колебаний конструкции третьей ступени и корпуса ракеты космического назначения «Циклон-4»’, *Teh. meh.*, 4, pp. 37 – 44. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/TMekh_2011_4_6
- 50.Николаев А. Д., Башлий. И. Д. (2012) ‘Математическое моделирование пространственных колебаний жидкости в цилиндрическом баке при продольных вибрациях его конструкции’ *Teh. meh.*, 2, pp. 14 – 22. Available at: <http://dspace.nbuu.gov.ua/handle/123456789/88298>
- 51.Башлий И. Д., Николаев А. Д. (2013) ‘Математическое моделирование пространственных колебаний оболочечных конструкций с жидкостью с

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

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

57. Bashliy I., Pilipenko O., Nikolayev O., D., Dolhopolov S. (2019) 'Mathematical modeling of dynamic processes in feed system of launch vehicle space stage during

- off time and start up-shutdown’, Theses of reports 7th International Conference Space Technologies: Present and future, 21-24 May 2019, Dnipro, Ukraine, p. 115.
58. Kashanov O. E., Degtyarev O. V., Pylypenko O. V., Zavoloka O. M., Nikolayev O. D., Sviridenko M. F. (2015) ‘Ensuring operating efficiency of ilv space stages propellant feeding systems in different operating conditions’, IAC-15-D.2.3, Available at: https://www.iafastro.org/assets/files/publications/iac-papers/IAC2015_FP_PRINTlowres.pdf.
59. Zadontsev V. A., Nicolaev A. D., Khoryak N. V. (1997) ‘Determination of Main LPRE Pump Cavitating Inducer Parameters for POGO-instability problem’, Proceeding of Reports for the 48th International Astronautical Congress (1997, Oct. 6–10). – Turin, Italy. – 1997. – JAF–97–S.4.02.
60. Klymenko D.V., Pilipenko O.V., Degtyarev M. O., Nikolayev O. D., Dolgoplov S.I., Khoriak N.V., Bashliy I.D., Silkin L.O. (2019) ‘Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle’, Theses of reports 7th International Conference Space Technologies: Present and future, 21-24 May, 2019, Dnipro, Ukraine, pp. 120 -121.
61. Nikolayev O.D. (2016) ‘The role of rocket engine pump cavitation in the problem of longitudinal (POGO) stability of liquid propellant launch vehicles. The main types of instabilities of the "propulsion system - LV structure" dynamical system’, Proceeding of The “Modeling of a space launch vehicle for multi-discipline interaction and prediction of instability”, Workshop at Seoul National University, 2016.6.27 – 2016.6.29. 28-45.
- 62.. Sirota S. A, Nikolayev O. D. ., Sobolevska M. B, Bashliy I. D. (2012) ‘Non-linear slosh oscillations in horizontal cylindrical tank’, Proceeding of International conference “Hydrodynamics of moving objects”, Kyiv, 2012, April, 24. pp. 196 – 210.
63. Zadontsev V.A. Nikolayev O.D. (1995) ‘A New Approach to the Machine Optimal Designing’. Ninth World Congress on the Theory of Machines and Mechanisms, Proceedings, Politecnico di Milano, Italy, 1995, Vol. 4. Available at: https://books.google.com.ua/books/about/Ninth_World_Congress_on_the_Theory_of_Ma.html?id=kbW2HAAACAAJ&redir_esc=y

64. Koptilyy D., Marchan R., Dolgoplov S., Nikolayev O. (2019) 'Mathematical modeling of transient processes during start-up of main liquid propellant engine under hot test conditions'. 8th European conference for aeronautics and space sciences (EUCASS), ETSIAE UPM School of Aeronautics and Space Engineering, Madrid, Spain <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-236>
 65. Nikolayev O.D. (2023) 'The role of rocket engine pump cavitation in the problem of longitudinal (POGO) stability of space launch vehicles', International Conference of Industry-University-Research Cooperation, Harbin Engineering University Green Ship and Intelligent Ship Forum.
 66. Pylypenko O. V., Nikolayev O. D., Bashliy I. D., Dolgoplov S. I., Khorjak N. V. (2023) 'Prediction of dynamic loads on the space stage structure during the POGO oscillations of a multi-stage launch vehicle', International conference «Actual problem of mechanics - 2023». 14 - 16 листопада, 2023. Матеріали доповідей. Київ, Дніпро, Львів, Харків, pp. 232-234.
- Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:*
67. Николаев А. Д. Хоряк Н. В. (1997) 'Определение форм колебаний в динамической системе ЖРДУ – корпус ракеты на основе решения полной проблемы собственных значений'. Математическое моделирование в инженерных расчетах сложных систем. Днепропетровск: ДГУ. pp. 59–66.
 68. Пилипенко О. В., Заволока А. Н., Николаев А. Д., Свириденко Н. Ф., Шевченко Б. А. (2006) 'Работоспособность внутрибаковых устройств обеспечения сплошности компонентов топлива в системе питания маршевой двигательной установки космических ступеней ракет-носителей', «Аэрогидродинамика: проблемы и перспективы», 2, pp. 88 - 100.
 69. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф., Башлій І. Д., Ніколаєв О. Д. (2014), Спосіб і пристрій забезпечення стійкості роботи двигуна ракети-носія на рідких газонасичених компонентах палива, UA patent № 104841.
 70. Горбунцов В. В., Заволока О. М., Свириденко М. Ф., Ніколаєв О. Д., Мітіков Ю. А. (2015), Спосіб і пристрій наддува паливного бака ракети-носія високотемпературним газом, що генерується у внутрішньобаковому просторі, UA patent № 108530.

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