УДК 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2023.01.003

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

ДИНАМІЧНІ ПРОЦЕСИ У ТВЕРДОПАЛИВНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ ТА ЇХ ВЗАЄМОДІЯ З ВІБРАЦІЯМИ КОНСТРУКЦІЇ РАКЕТИ: СТАН ПИТАННЯ ТА АКТУАЛЬНІ ПРОБЛЕМИ

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; nikolaev.o.d@nas.gov.ua

Найбільш критичні умови роботи ракетних двигунів твердого палива (РДТП) часто зумовлені розвитком динамічних процесів, які характеризуються наднормативними величинами режимних параметрів. Стрибки тиску та різке зростання локальної температури продуктів згоряння можуть призводити до порушення міцності та руйнування конструкції камери згоряння РДТП, переходу на критичний режим роботи двигуна, аж до згасання процесу горіння палива в двигуні.

Показано, що як на нестаціонарних, так і на квазістаціонарних режимах роботи РДТП динамічні процеси в його камері згоряння розвиваються зі складним взаємозв'язком великої кількості фізико-хімічних процесів, які відбуваються в газодинамічній частині робочого простору камери двигуна – процесів фізичних, хімічних та термодинамічних (тепломасообмін). Встановлено, що сучасні дослідження нестійкості робочого процесу РДТП спрямовані на виявлення механізмів розвитку коливань тиску в камері згоряння, які зазвичай базуються на вихроутворенні продуктів згоряння в порожнині камери та акустичному зворотному зв'язку, що виникає внаслідок зіткнення вихорів з елементами камери згоряння РДТП або соплом твердопаливного двигуна. Іншими напрямками досліджень є аналіз резонансного демпфування в РДТП і визначення зв'язку між згорянням алюмінієвих крапель у паливі та внутрішньою нестійкістю, яка може статися в ракетному твердопаливному двигуні. Відзначається, що прискорення та вібрації поверхонь горіння твердого сумішевого палива можуть суттєво вплинути на швидкість горіння, а також на агломерацію, утримування на поверхні та вигоряння металевих добавок палива, що, у свою чергу, визначає формуючий вплив на акустику камери двигуна.

Зазначено, що взаємодію між коливаннями тиску в камері згоряння твердопаливного двигуна та реакцією його конструкції, яка реалізується під час польоту ракети з РДТП і спостерігалася під час польотних випробувань деяких ракет, слід ураховувати при прогнозуванні стійкості динамічних процесів у РДТП. Наявність такої взаємодії може поставити під сумнів достатність статичних тестів РДТП та наступні висновки щодо величини його динамічного впливу на корпус ракети.

Ключові слова: *твердопаливний ракетний двигун, стійкість робочого процесу, вихроутворення потоку продуктів згоряння, акустика камери згоряння, агломерація та згоряння металевих добавок палива.*

The most critical operating conditions of solid rocket motors (SRMs) are often due to the development of dynamic processes characterized by excess values of operating parameters. Pressure surges and a sharp increase in the combustion product temperature may impair the strength of the combustion chamber structure, cause its failure, and lead to critical conditions of the motor operation, up to extinguishing the propellant combustion in the motor.

It is shown that both in steady and in unsteady operating conditions of an SRM, dynamic processes in its combustion chamber feature a complex interrelation of a large number of processes in the gas-dynamic space of the combustion chamber: physical, chemical, and thermodynamic (heat and mass exchange) processes. It is found that current studies of SRM operation instability are aimed at identifying mechanisms of combustion chamber pressure oscillations, which are usually due to combustion product vortex formation in the chamber space and acoustic feedback resulting from collisions of vortices with the SRM's combustion chamber components or nozzle. Other lines of investigation are the analysis of SRM resonant damping and the establishment of a relationship between aluminum droplet combustion and SRM internal instability. It is noted that accelerations and vibrations of mixed-propellant combustion surfaces may greatly affect the combustion rate and the agglomeration, on-surface confinement, and burn-up of metal additives, which, in its turn, governs the combustion chamber acoustics.

It is pointed out that the interaction of SRM combustion chamber pressure oscillations and the response of the SRM structure observed in flight tests of some rockets should be taken into account in predicting the stability of SRM dynamic processes. This interaction may call into question the sufficiency of SRM static tests and subsequent conclusions on the magnitude of its dynamic effect on the rocket structure.

Keywords: *solid rocket motor, operating process stability, combustion product vortex formation, combustion chamber acoustics, agglomeration and burn-up of metal propellant additives.*

Вступ. Умови роботи ракетних двигунів твердого палива (РДТП) під час розвитку в них динамічних процесів часто є критичними до наднормативних величин режимних параметрів. При динамічних змінах режиму роботи дви-

© О. В. Пилипенко, О. Д. Ніколаєв, Н. В. Хоряк, І. Д. Башлій, С. І. Долгополов, 2023

гуна в камері згоряння за долі секунди можуть відбутися екстремальні відхилення параметрів робочих процесів РДТП від їх розрахункових значень, такі як стрибки тиску в десятки атмосфер і піки температури в тисячі градусів Кельвіна [1]. Зокрема, перехідний процес при займанні в камері згоряння фактично є робочою фазою двигуна з яскраво вираженою динамічною поведінкою, яка часто визначає коливання тяги РДТП, надлишкові локальні тиски в камері, можливі затримки запалювання двигуна, коливання тиску з частотою, що впливає на горіння паливної суміші, динамічні навантаження на ракету і на наземні конструкції пускової установки та ін. Ці явища можуть не тільки серйозно погіршити характеристики двигуна, але й знизити ефективність виконання загального польотного завдання ракети [1] – [4].

Можливість прогнозування та оцінювання параметрів зазначених вище процесів за допомогою методів математичного моделювання може значно підвищити ефективність етапу попереднього проєктування ракетного двигуна при зниженні витрат на його розробку і подальших експлуатаційних витрат [2], [5].

Зазначені динамічні процеси можуть через коливання тяги двигуна впливати на динаміку корпусу ракети на ділянці її активного польоту [1]. Більш того, коливання корпусу ракети можуть посилювати динамічні складові коливань робочих параметрів (тиску та витрати продуктів згоряння) в камері згоряння твердопаливного двигуна, створюючи цим додатний зворотний зв’язок у динамічній системі ракетний двигун – корпус ракети (наприклад, [6]).

Незважаючи на відносно велику історію теоретичного і експериментального вивчення динаміки РДТП, питанням взаємодії динамічних процесів у конструкції корпусу ракет та у РДТП приділялося відносно мало уваги внаслідок складності цих процесів, відсутності достатньої кількості переконливих експериментальних даних та докладних математичних моделей динамічної системи твердопаливний ракетний двигун – корпус ракети.

Метою статті є аналіз сучасного стану і визначення актуальних задач та перспективних напрямків досліджень динаміки твердопаливних двигунів та їх динамічної взаємодії з корпусом ракети на активній частині її польоту.

1. Фізико-хімічні процеси в камері згоряння твердопаливних ракетних двигунів та динамічні режими роботи РДТП

Робота твердопаливних ракетних двигунів відбувається в умовах розвитку багатьох процесів різної природи – фізичних, хімічних, термодинамічних (тепломасопереносу), які виникають і розвиваються в газодинамічній частині робочого простору РДТП [2].

Наявність у камері згоряння РДТП (у продуктах згоряння) частинок конденсованої фази, міжфазна взаємодія частинок, коагуляція та подрібнення частинок; а також таких явищ та факторів як до-, транс- та надзвукові швидкості потоку, масопідвід від палаючої поверхні заряду, просторовий характер турбулентної течії продуктів згоряння та наявність заряду складної конфігурації, ударні хвилі поблизу елементів конструкції, в’язкі течії у відривних зонах, тепломасообмін на поверхні сопла – ці та інші особливості визначають складні нестаціонарні фізико-хімічні та динамічні процеси на робочих режимах РДТП [2] – [4]. Наприклад, явище базового робочого процесу – ерозійного горіння твердого палива в камері згоряння – полягає у тепловому впливі на поверхню палива зі збільшенням швидкості горіння при обдуві поверхні заряду потоком продуктів згоряння. При цьому відбувається збільшення теп-

лового потоку з газової фази в реакційній зоні горіння в конденсовану фазу. Газодинамічна структура потоку продуктів згоряння біля поверхні каналу визначає додатковий тепловий потік у конденсовану фазу зони горіння та його розподіл по поверхні заряду [2], [3]. На рис. 1 схематично зображено типові фізико-хімічні процеси в камері згоряння РДТП і потенційно можливі місця їх локалізації в робочому просторі камери.

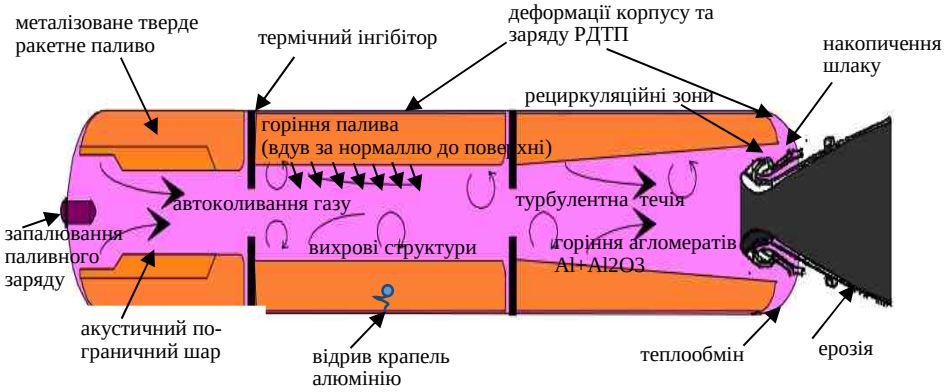

Рис. 1 – Схематизація фізико-хімічних процесів у камері згоряння РДТП та місця їх локалізації у робочому просторі камери

Як на нестаціонарних, так і на квазістаціонарних режимах роботи РДТП динамічні процеси в камері згоряння двигуна є наслідком прояву складного взаємозв'язку великої кількості зазначених фізико-хімічних процесів. Математичне моделювання динамічних процесів у РДТП потребує урахування таких явищ, як запалення та горіння займистого паливного заряду, поширення продуктів горіння по внутрішньокамерному об'єму, теплообмін продуктів згоряння з поверхнею паливного заряду, прогрів палива, його запалення та горіння, витікання продуктів згоряння з камери двигуна, вихроутворення в робочій зоні РДТП, напружено-деформований стан корпусу РДТП та його вплив на внутрішньокамерні процеси, зміна геометрії внутрішньокамерного об'єму протягом польоту ракети та інші. Дослідженню цих та інших процесів і явищ у РДТП нині присвячено значну кількість наукових публікацій.

Результати досліджень автоколивань газу (продуктів згоряння), що виникають у двигунних установках з горінням твердого палива, викладено у книзі В. М. Ларіонова та Р. Г. Заріпова [4]. У цій роботі дається загальна концепція теорії вібраційного горіння, що розглядається як автоколивальний процес. Розроблено узагальнену теоретичну модель, яка дозволяє з єдиних позицій розглядати самозбудження поздовжніх акустичних коливань газу в ракетних двигунах. На основі введених теоретичних положень і результатів моделювання викладено методику розрахунку границь областей нестійкості робочого процесу двигуна, частот і амплітуд усталених коливань. Отримані результати підтверджено експериментальними даними, і вони можуть бути основою для розробки двигунів із вібраційним горінням і проєктування заходів та пристроїв по усуненню коливань у камерах згоряння.

Протягом останніх 70 років явище вихроутворення як джерело аероакустичної нестійкості всередині РДТП постійно вивчалося у зв'язку з дослідженнями динаміки твердопаливних ракетних двигунів, стійкість яких прогнозу-

валася з використанням традиційних методів аналізу [7]. Явище вихроутворення викликає найбільше занепокоєння для низьких мод коливань тиску і, мабуть, є важливим для оцінки аероакустичної нестійкості РДТП [8]. У більшості недавніх досліджень робиться спроба виявити механізми вихроутворення у зв’язку з розробками великих сегментованих твердопаливних двигунів [9]. Зазначимо, що коливання, спричинені "скиданням" вихорів, спостерігалися у твердопаливних двигунах таких ракет-носіїв (РН), як Space Shuttle, Ariane, Titan [10]. Ці двигуни характеризуються малим передатним числом: відношення L/D (довжини робочої зони L до її діаметру D) належить інтервалу від 9 до 12. Відзначимо також, що ці РДТП складалися із сегментованих циліндричних корпусів та занурювального сопла, що були розділені рядом інгібіторів теплового захисту, які є джерелами вихроутворення.

З метою виявлення впливу порожнини головки камери згоряння на характеристики резонансного демпфування в твердопаливних ракетних двигунах, а також на параметри коливань потоку, спричиненого вихроутворенням, в роботі [11] було проведено моделювання великих вихорів, індукованих в експериментальному двигуні VKI (Інститут фон Кармана). При моделюванні використовувалась підсіточна модель турбулентності з адаптацією до стінки та локальним вихорем і в’язкістю.

Результати моделювання показали, що об’єм, розташування та конфігурація порожнини надають спільний вплив на амплітуду коливань. Доведено, що критерій Релея може бути використаний як керівний принцип при проєктуванні резонансно-демпфувального резонатора. Зміна порожнини головної частини порушує баланс між потоком маси та акустичною енергією. Визначено, що великий потік маси, яка додається в пучність тиску, може призводити до значної амплітуди коливань. Між тим демпфувальна дія порожнини тим сильніша, чим меншою є відстань між порожниною та пучністю тиску. Розроблений на основі результатів досліджень метод застосовувався до модифікації твердопаливного двигуна. Статичні випробування твердопаливного двигуна показали, що коливання можуть бути ефективно пригнічені шляхом оптимізації конструкції головної порожнини.

У роботі [12] на основі аналізу коливань тиску, виміряних під час чотирьох статичних вогневих випробувань, проведено дослідження впливу динамічних процесів у камері згоряння модернізованого твердопаливного двигуна РН Titan IV (SRMU) на працездатність двигуна. Показано, що незважаючи на відоме в теорії РДТП положення про те, що коливання тиску в камері згоряння спричиняються вихроутворенням на інгібіторах і акустичним зворотним зв’язком, який виникає в результаті зіткнення вихорів з іншими інгібіторами або соплом твердопаливного двигуна, в SRMU, який не має інгібіторів, все одно є коливання тиску в камері. У період максимальних коливань тиску основна акустична мода, мабуть, є пов’язаною з акустичним зворотним зв’язком, який генерується вихровим зіткненням як із соплом двигуна, так і з задньою поверхнею порожнини між центральним і заднім сегментами. Експериментальні частоти коливань тиску відрізняються від частоти основної акустичної моди двигуна і в цілому узгоджуються з простим емпіричним співвідношенням, яке зазвичай використовується для опису акустичного зворотного зв’язку. Емпірична модель, крім того, передбачає, що коливання тиску в камері починаються за наявності п’яти вихорів між порожниною і горлом сопла; кількість цих вихорів збільшується до дванадцяти перед закінченням

горіння, а в період максимального тиску вихори коливань також наштовхуються на задню стінку робочого простору камери.

Мета статті [13] полягала в тому, щоб сформувати докладну математичну модель та отримати на її основі чисельне рішення для аналізу перехідного процесу запалювання великих твердопаливних двигунів. Кінцевий результат дослідження являє собою складний код для моделювання процесів що відбуваються в РДТП, здатний працювати з різними ракетними двигунами і запалювачами та отримувати чисельні результати, які добре узгоджуються з доступними експериментальними даними.

Автором цієї роботи розроблено нестаціонарну квазіодновимірну чисельну імітаційну модель для прогнозування поведінки щодо великих твердопаливних двигунів під час перехідного процесу запалювання. Зокрема, ця модель допрацьовується для її використання як чисельного інструмента на етапі попереднього проєктування, коли відсутня інформація про майбутню поведінку двигуна. Прийнято модель потоку Ейлера у поєднанні з відповідними придатними напівемпіричними моделями, які враховують основні явища, що впливають на перехідний процес у період запалювання.

Особливу увагу приділено моделюванню ефектів зіткнення струменів запалювача з поверхнею гранули пороху (нагрів, займання та горіння області зіткнення). Пропонується також радіаційна модель.

Розроблена імітаційна модель ретельно протестована, і чисельні результати порівняні з експериментальними результатами, отриманими для різних концепцій і конфігурацій двигунів. Ці результати дозволили значно поглибити розуміння ролі деяких явищ, що впливають на перехідний процес у період запалювання палива у двигуні.

Рівень отриманих результатів обумовлений точним та докладним аналізом явищ, пов’язаних з перехідним процесом запалювання, та моделюванням. Зокрема:

– досить точним значенням часу займання в області зіткнення, отриманим за моделлю запалювання і пов’язаної з нею моделлю теплопередачі;

– «правильним» часом займання в головній частині, в основному, завдяки радіаційній моделі та критерію займання;

– «правильною» оцінкою ерозійного горіння в області зіткнення завдяки моделі запалювання та відповідній моделі горіння;

– використанням моделі газової суміші, що дозволяє коректно оцінити явища поширення та енергетичні процеси під час перехідного режиму потоку;

– крім коректних оцінок об’ємів та часу заповнення камер згоряння, щілинна та занурювальна моделі враховують затримку займання та подальше витіснення інертного газу з їх об’ємів.

У статті [14] дано огляд основних результатів, отриманих щодо нестійкості та коливань тиску в сегментованих твердих тілах РДТП. У зв’язку з використанням сегментної технології у двигуні P230 РН «Аріан» та можливими акустичними коливаннями всередині камери РДТП, очікуваними на початку розробки двигуна, необхідно було оцінити працездатність цього модернізованого двигуна.

Найбільш важливим недавнім результатом цього дослідження було відкриття парієтального вихроутворення та ролі горіння алюмінію в механізмі нестійкості двигуна. Разом ці два механізми здаються важливим потенційним джерелом нестійкості та забезпечують нове бачення стійкості двигуна P230.

Цей важливий результат був би неможливим без чисельного моделювання та експериментальних даних, отриманих у результаті моделювання холодної течії та випробувань робочого процесу двигуна на стійкість.

Однак, як виявилося, деякі труднощі залишаються і вимагають подальшої роботи. У роботі відзначається, що роль турбулентності потоку продуктів згоряння в камері в акустичному резонансі остаточно ще не визначено.

Вивчення нестаціонарного горіння та акустичного середовища всередині камери з вихроутворенням після перешкоди і чисельне дослідження акустичної обстановки перешкодної вихрової течії при нестаціонарному горінні з коливаннями тиску в твердопаливній камері проведено у статті [15]. Згорянння твердого палива вважається нестаціонарним, а характеристики потоку в цій задачі визначаються великими вихорами, що зриваються з перешкоди. Оскільки нестаціонарне моделювання на основі рівнянь Нав'є–Стокса з осередненням за Рейнольдсом (URANS) не придатне для розрахунку поточного явища потоку, для точного прогнозування поведінки потоку виконується моделювання окремих вихрів (DES). Моделювання стаціонарного горіння проведено з метою підтвердження чисельних результатів наявними експериментальними даними з літератури.

В роботі також досліджено різні частоти збурень вхідного потоку маси, близькі за значенням до власної частоти першої моди. Зроблено висновки щодо рівнів амплітуд коливань тиску в камері при турбулентному збуренні потоку газу за різних режимів роботи РДТП:

– пік амплітуди коливань тиску всередині камери становить від 2 % до 5 % від середнього значення тиску для випадків, коли частота збурення потоку маси на вході та частота акустичної моди продуктів згоряння камери є далекими;

– коливання тиску в камері проявляються на частотах першої моди вимушених коливань (з амплітудою до 18 % від середнього тиску) і, відповідно, другої моди вимушених коливань (з амплітудою до 5 % від середнього тиску), коли частота збурення потоку маси на вході є близькою до власної частоти камери;

– для камери згоряння з вихроутворенням перешкод осциляції тиску завжди відбуваються на частоті збурювання потоку маси на вході, і частоти цих осциляцій не наближаються до власної частоти камери;

– на основі результатів моделювання нестаціонарного горіння показано, що коли частота коливань, з якою відбувається горіння, близька до модальної частоти камери, то амплітуда цих коливань сильно зростає і створює гостре акустичне середовище, що також призводить до економії палива.

Ефекти згоряння крапель алюмінію стосовно робочих процесів у твердопаливному двигуні розглянуті в роботі [16]. В цій роботі після аналізу характеристик горіння алюмінію досліджено взаємодію процесу горіння з акустикою двигуна. Нестаціонарне явище, зване ITHAC, вивчалося за допомогою аналізу випробувальних відстрілів «StelisCalypso». Результати дослідження показали, що горіння алюмінію є тим рушійним механізмом, який призводить до сильної нестійкості з амплітудою коливань тиску в кілька бар. Цей висновок підтверджується численними результатами моделювання двофазного потоку, які доводять роль крапель алюмінію у виникненні нестійкості, що характеризується високими рівнями коливань тиску. Також в роботі [16] розглядається друга нестійкість, яка пов'язана з поверхневим вихроутворенням.

Твердопаливні ракетні двигуни схильні до поверхневого вихроутворення, для якого рівні коливань тиску в камері можуть різко змінятися при згорянні крапель алюмінію. Залежно від геометрії двигуна та розміру частинок алюмінію, згоряння крапель алюмінію збільшує або послаблює гідродинамічну нестійкість і може розглядатися як пояснення феномену коливань тиску, які спостерігаються під час випробувань алюмінізованих палив.

Таким чином, у даній статті визначено зв'язок між горінням алюмінієвих крапель та внутрішньою нестійкістю, яка може статися у твердопаливному ракетному двигуні, і зроблено такі основні висновки.

1. Показано, що горіння крапель алюмінію взаємодіє з акустичним прикордонним шаром, що призводить до значного збільшення рівнів коливань тиску. Це явище, зване тут ITHAC, було проаналізовано та експериментально продемонстровано шляхом випробування на обпік паливного зерна StelisCalypso, спеціально розробленого для цієї мети. Результати випробувань, додані до характеристик швидкості Т-подібного пальника, чітко свідчать про наявність ITHAC у SRM.

2. Досліджено взаємодію горіння алюмінію з гідродинамічними нестійкостями. Добре відомо, що у випадку довгих зерен центрального каналу може розвиватися процес поверхневого вихроутворення (SVS), що створює ротаційні структури в задній частині камери. У дослідженні виявлено два ефекти горіння алюмінію за наявності SVS. Перший зумовлений інертними конденсованими продуктами, які концентруються на зовнішніх краях вихорів нестійкості. Ці «пучки частинок» посилюють коливання тиску під час проходження через звукову лінію сопла. Зазначений підсилюючий ефект підтверджується експериментальними даними. Другий ефект обумовлений зв'язком між тепловиділенням і флуктуаціями потоку, спричиненими SVS нестійкістю. Результати чисельних досліджень дають цінні вказівки на це явище: залежно від розміру зерна алюмінію можна спостерігати або посилюючий ефект – за рахунок зв'язку в передній частині зерна, або загасання коливань – за рахунок зв'язку, що діє на задньому кінці. Це явище може пояснити різницю в рівнях коливань тиску, що спостерігається для алюмінізованих та неалюмінізованих твердих палив.

Коливання тиску є однією з важливих проблем сегментованих твердопаливних двигунів з високим коефіцієнтом відношення довжини робочої зони L до її діаметра D (L/D). Цю проблему розглянуто в роботі [17]. Причину зазначених коливань можна шукати у вихроутворенні, спричиненому наявністю області горіння зерна, отворів та щілин.

В цій статті для оцінки коливань акустичного тиску використовувалась схема чотирисегментного твердого палива прискорювачів Space Shuttle та конструкція двигунів малого масштабу РН Ariane 5. Конструктивно та режимно подібний двигун було розроблено та виготовлено у зменшеному масштабі 1:31. Проведено аналіз впливу числа Струхаля у різних формах твердого палива та сформульовано критерії утворення вихорів, виконано розрахунок динаміки рідини на стаціонарному режимі у сім кроків регресії. Для перевірки результатів моделювання було проведено два статичні вогневі тести. Результати показали, що різні оцінки числа Струхаля корисні тільки для первісного погляду на вихроутворення та коливання тиску, тому CFD рішення та програма випробувань є необхідними для правильного розуміння балістичного робочого стану двигуна.

Результати, отримані у розглянутих вище роботах, вказують на різноманіття та складність досліджених фізико-хімічних процесів та явищ, які відбуваються у камері РДТП (вихроутворення, горіння, тепловиділення, хімічні та акустичні явища), на можливість їх розвитку та взаємодії. Ці процеси визначають складну динамічну обстановку в камері двигуна, при якій можуть створюватися умови для самозбудження поздовжніх акустичних коливань та акустичної нестійкості двигуна.

Виявлення розглянутих потенційних джерел нестійкості РДТП, з'ясування механізмів вихроутворення, вивчення ефектів згоряння зерен алюмінію в алюмінізованому паливі, дослідження взаємодії турбулентних потоків та акустичних коливань у камері згоряння твердопаливного двигуна залишаються актуальними проблемами динаміки РДТП, вирішення яких потребує різнопланових теоретичних та експериментальних досліджень.

2. Сучасні дослідження динамічних процесів у камері згоряння РДТП та їх взаємодії з коливаннями конструкції твердопаливних ракет

Робота [18] присвячена дослідженню взаємодії внутрішніх газодинамічних процесів у робочому просторі камери твердопаливного двигуна з конструкцією ракети під час польоту. Для виявлення взаємодії між внутрішнім потоком продуктів згоряння у камері двигуна та рухом конструкції проведено вимірювання тиску в головній частині РДТП та прискорення конструкції, зареєстровані під час польотів РН Titan IV, яка має велику вантажопідйомність.

Аналіз отриманих даних (а саме частоти та фази коливального процесу) показав, що така динамічна взаємодія відбувається протягом більш ніж 34 секунд, ближче до кінця періоду роботи двигуна. Таким чином, експериментально встановлено (можливо, вперше), що у твердопаливному ракетному двигуні між коливаннями тиску в камері і коливаннями прискорення конструкції ракети існує зворотний зв'язок, який реалізувався при польоті цієї ракети-носія. Зазначена динамічна взаємодія проявляється в тому, що амплітуди коливань тиску продуктів згоряння в камері стають значно більшими у порівнянні з виміряними під час наземних випробувань при тому ж часі горіння. Це відкриття дало підстави заявити про обмеженість традиційної методології аналізу стійкості двигуна, в якій нехтують рухом конструкції. Отже, можливість реалізації зв'язку між коливаннями тиску в камері твердопаливного двигуна і реакцією конструкції ракети має враховуватися при прогнозуванні стійкості РДТП. Урахування зазначеної динамічної взаємодії є також важливим фактором для прогнозування навантажень, спричинених коливаннями тиску у твердопаливному двигуні. За деяких умов використання силових функцій (силових впливів, визначених виключно на основі вимірювань динамічного тиску при наземних випробуваннях РДТП) може призвести до недооцінки польотних навантажень твердопаливної ракети.

Показано, що досягти повного усунення коливань тиску у великих твердопаливних двигунах вельми важко, а для прогнозування польотних навантажень, спричинених коливаннями тиску двигунів, необхідно мати статистичні оцінки амплітуд коливань тиску.

Першою реакцією на цю роботу стала стаття – коментар [19]. У статті [19] наголошується важливість визначення амплітуд коливань тиску в двигуні для формування критеріїв розрахункового навантаження на конструкцію для невеликих економічних ракет-носіїв.

Розширена в статті [18] теорія показує, що акустичні процеси у камері двигуна впливають на коливальні процеси у внутрішній (акустичній) межі палива двигуна і, отже, ці акустичні процеси взаємодіятимуть з коливаннями конструкції корпусу літального апарата, а також випробувального стенду. Відзначено, що оскільки податливість несучої конструкції РДТП в умовах польоту ракети та при статичних вогневих випробуваннях помітно розрізняються за величиною, а також оскільки робота двигуна в польоті включає додаткові функції неакустичного впливу через вібрацію та маневрування транспортного засобу, слід очікувати, що коливання тиску в двигуні при польоті ракети та на статичних вогневих випробуваннях будуть відрізнятися. Крім того, показано, що прискорення та вібрація поверхонь горіння пороху можуть суттєво вплинути на швидкість горіння пороху та утримання на поверхні, агломерацію та згоряння металевих добавок палива, що, у свою чергу, впливає на акустику камери двигуна.

K. W. Dotson (Aerospace corporation) у відповіді [20] на коментар [19] авторів R. O. Hessler, R. L. Glick зазначив, що використання ним терміну «вимушені коливання (параметрів РДТП)» замість «автоколивання», мабуть, викликало плутанину і привело деяких дослідників до висновку, що всі змушуючі функції, розроблені R. O. Hessler, не пов’язані з коливальною складовою тиску в камері згоряння двигуна.

K. W. Dotson також наголосив, що у рідинних ракет динамічна взаємодія двигунної установки з корпусом ракети (явище POGO) може приводити до катастрофічних наслідків для ракетної конструкції та управління ракетою у польоті. Аналіз стійкості рідинних ракет проводять для визначення та оптимізації конструкції системи живлення, яка дозволить уникнути POGO в умовах широкого діапазону зміни режимних параметрів двигуна. Здається малоймовірним, що в будь-якій проєктованій середній або важкій твердопаливній РН зворотний зв’язок між вібраціями конструкції ракети і коливаннями тяги її твердопаливного двигуна призведе до таких катастрофічних подій, як POGO. Тим не менш, K. W. Dotson погодився з авторами статті [19] в тому, що слід оцінювати можливість взаємодії силової установки твердопаливних ракет-носіїв з конструкцією, і що наявність цієї взаємодії може поставити під сумнів достатність статичних випробувань РДТП для отримання такої оцінки коливань тиску горіння в камері згоряння, яка може бути використана для розробки силових функцій впливу на корпус РН при аналізі навантажень в умовах польоту ракети.

Richard J., Nicoud F. [6], продовжуючи дослідження K. W. Dotson, розробили методику для проведення чисельних досліджень зв’язаних коливань рідини та конструкції при акустичній нестійкості РДТП. Особливу увагу в цій методиці було приділено розробці умов впливу тиску продуктів згоряння на поверхню конструкції камери та тягу РДТП (і, відповідно, на параметри її коливань). Розроблена методика показала добру стабільність результатів та надійність. Результати, отримані при аналізі функціонування двох РДТП «навчальних» конфігурацій, повністю відповідали прогнозам, отриманим на основі існуючих теоретичних додатків. Обчислювальна методика була застосована також для аналізу коливань зменшеної версії твердопаливного двигуна P230. Розрахунки показали, що амплітуда автоколивань тиску в камері згоряння значно збільшується при врахуванні взаємодії процесів в камері з конструкцією ракети.

3. Висновки

Виконано аналіз сучасного стану досліджень динамічних процесів у камерах згоряння твердопаливних ракетних двигунних установок з урахуванням їхньої взаємодії з корпусом ракети. Такий аналіз є вкрай важливим і корисним при виборі нових ефективних проєктних рішень на ранньому етапі розробки ракетних двигунів твердого палива та при подальшому вдосконаленні їх конструкцій.

Показано, що в результаті розвитку та взаємодії процесів різної природи (займання, горіння, тепловиділення, коагуляції та дроблення частинок, вихроутворення, хімічних реакцій, акустичних явищ та ін.), які відбуваються в газодинамічній частині робочого простору камери твердопаливного ракетного двигуна на всіх режимах його роботи, в камері створюється складна динамічна обстановка, в умовах якої можуть виникати самозбуджувані поздовжні акустичні коливання і акустична нестійкість двигуна.

Визначено основні напрямки сучасних досліджень нестійкості робочого процесу РДТП, а саме: виявлення механізмів розвитку коливань тиску в камері згоряння (зазвичай вони базуються на вихроутворенні потоку продуктів згоряння в порожнині камери та акустичному зворотному зв’язку, що виникає в результаті зіткнення вихорів з елементами камери згоряння або соплом двигуна); аналіз та моделювання явищ, пов’язаних із загорянням палива (у тому числі, затримкою займання), горінням, теплопередачею; аналіз резонансного демпфування у РДТП; розробка методів оптимізації конструкції камери РДТП з метою зниження рівня амплітуд коливань тиску; вивчення ролі горіння алюмінієвих крапель в алюмінізованому паливі у реалізації внутрішньої нестійкості двигуна.

Відзначено, що прискорення та вібрації поверхонь горіння сумішевого палива в камері згоряння можуть суттєво вплинути на швидкість горіння та утримання на поверхні, агломерацію та згоряння металевих добавок палива, що, у свою чергу, визначає формуючу дію на акустику камери двигуна.

Встановлено, що взаємодія коливань тиску в камері згоряння твердопаливного ракетного двигуна та пружних поздовжніх коливань конструкції ракети на активній ділянці польоту не тільки є теоретично можливою, але й спостерігалася під час польотних випробувань деяких твердопаливних ракет. Існування цієї взаємодії необхідно враховувати при теоретичному прогнозуванні стійкості процесів у РДТП та навантажень на його камеру і корпус ракети, спричинених коливаннями тиску в двигуні. Крім того, експериментально підтверджений факт наявності такої взаємодії може поставити під сумнів достатність деяких статичних випробувань РДТП для отримання достовірних оцінок щодо впливу коливальних процесів у камері двигуна на динамічну навантаженість корпусу ракети.

Дослідження виконані за рахунок фінансування за бюджетною програмою «Підтримка розвитку пріоритетних напрямів наукових досліджень (КПКВК 6541230) на 2023 – 2024 роки».

1. *Присняков В. Ф.* Динамика ракетных двигателей твёрдого топлива. М.: Машиностроение, 1984. 247 с.
2. *Волков К. Н., Емельянов В. Н.* Газовые течения с массоподводом в каналах и трактах энергоустановок. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. 464 с.
3. *Соколовский М. И.* Управляемые энергетические установки на твердом ракетном топливе. М.: Машиностроение, 2003. 464 с.
4. *Ларионов В. М., Зарипов Р. Г.* Автоколебания газа в установках с горением. Казань: Изд-во КГТУ, 2003. 228 с.

5. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. Под общ. ред. Лаврова Л. Н. М.: Машиностроение, 1993. 215 с.
6. *Richard J., Nicoud F.* Effect of the Fluid Structure Interaction on the aeroacoustic instabilities of solid rocket motors. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). June, 2011. 15 P. URL: https://imag.umontpellier.fr/~nicoud/PDF/AIAA_Richard.pdf (Last accessed: 16.02.2023). https://doi.org/10.2514/6.2011-2816
7. *Wu W. J., Kung L. C.* Determination of Triggering Condition of Vortex-Driven Acoustic Combustion Instability in Rocket Motors. Journal of Propulsion And Power. 2000. Vol. 16, № 6. November–December. P. 1022–1029. https://doi.org/10.2514/2.5672
8. *Thirumoorthy M., Chakravarthy S. R., Brahmanandam P. V.* Shape effects of single axisymmetric cavity in a circular duct on flow induced acoustic oscillations. Aerospace Science and Technology. 2017. Vol. 67. P. 181–192. https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.03.021
9. *Ferretti V., Favini B., Cavallini E., Serraglia F., Giacinto M. D.* Pressure oscillations simulation in P80 SRM first stage VEGA launcher. San Diego. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2011. P. 102–116. https://doi.org/10.2514/6.2011-6055
10. *Cosyn, P., Vierendeels J., Anthoine J.* Numerical Simulation of Aeroacoustic Phenomena in a Solid Rocket Booster. Journal Of Spacecraft And Rockets. 2005. Vol. 42, № 1. P. 111–117. https://doi.org/10.2514/1.3579
11. *Zhang Q., Wang N., Li J., Su W., Zhang Y.* Effect of the head cavity on pressure oscillation suppression characteristics in large solid rocket motors. SCIENCE CHINA. Technological Sciences. 2015. Vol. 58, No.7. July. P. 1250–1262. https://doi:10.1007/s11431-015-5834-z
12. *Dotson K. W., Koshigoe S., Pace K. K.* Vortex driven pressure oscillations in the Titan IV solid rocket motor upgrade Pace. 31st Propulsion Conference and Exhibit., San-Diego, CA. Copyright 1995 by American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1995. July 10 – 12. 11 p. https://doi.org/10.2514/6.1995-2732
13. *Ferruccio S.* Modeling and numerical simulation of ignition transient of large solid rocket motor. Universitàdegli Studi di Roma “La Sapienza”. Scuola di IngegneriaAerospaziale. Dottorato di Ingegneria Aerospaziale XV Ciclo. Anno Accademico 2002/2003. 98 p. URL: http://www.ingaero.uniroma1.it/attachments/874_Tesi.pdf (Last accessed: 16.02.2023).
14. *Fabignon Y., Dupays J., Avalon G., Vuillot F., Lupoglazoff N., Casalis G., Prévost M.* Instabilities and pressure oscillations in solid rocket motors. Aerospace Science and Technology. 2003. 7. P. 191–200. https://doi.org/10.1016/S1270-9638(02)01194-X
15. *Bhutto A.A., Harijan K., Hussain M., Shah S. F.; Kumar L.* Numerical simulation of transient combustion and the acoustic environment of obstacle vortex-driven flow. Numerical Simulation of Transient Combustion and the Acoustic Environment of Obstacle. Vortex-Driven Flow. Energies. 2022. 11 p. URL: https://www.mdpi.com/1996-1073/15/16/6079 (Last accessed: 16.02.2023). https://doi.org/10.3390/en15166079
16. *Orlandi O., Plaud M. Godfroy F., Lerrieu S., Cesco N.* Aluminium droplets combustion and srm instabilities. 7th European Conference For Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). 2017. 14 p. https://doi:10.13009/EUCASS2017-532
17. *Taherinezhad R., Zarepour G.* Theoretical, numerical and experimental investigation of vortex shedding in a novel sub-scaled motor. Department of Mechanical Engineering, University of Guilan, Rasht, 51665-315, Iran. Journal of Applied Fluid Mechanics. 2019. Vol. 12, No. 4. P. 1319–1332. https://doi:10.29252/jafm.12.04.26986
18. *Dotson W., Sako B. H.* Interaction Between Solid Rocket Motor Internal Flow and Structure During Flight Kirk Journal of Propulsion and Power. 2007. Vol. 23, No. 1. January–February. P. 140–145. https://doi:10.2514/1.20477
19. *Hessler R. O., Glick R. L.*Commenton Dotson et al. Structural Dynamic Analysis of Solid Motor Resonant Burning. Journal of Propulsion and Power. 2005. Vol. 21, No. 1. January–February. P. 190–191. https://doi.org/10.2514/1.9459
20. Reply to Technical Comment from R. O. Hessler and R. L. Glick K. W. Dotson. Journal of Propulsion and Power. 2005. Vol. 21, No. 1. January–February. P. 191–192. https://doi.org/10.2514/1.9459

Отримано 28.02.2023,
в остаточному варіанті 15.03.2023