УДК 629.7+531.3+532.6 https://doi.org/10.15407/itm2023.02.021

В. В. ГОРБУНЦОВ, О. М. ЗАВОЛОКА

СИСТЕМНИЙ ПІДХІД ДО ОРГАНІЗАЦІЇ ІНФОРМАЦІЙНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СИСТЕМИ АКТИВНОГО УПРАВЛІННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ ЗА ПОТОЧНИМ ТЕХНІЧНИМ СТАНОМ

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

Мета статті – розробка елементів алгоритму математичного моделювання для визначення контрольованих параметрів динамічного стану (ПДС) маршових ступенів ракет-носіїв (РН), обладнаних системою активного управління (САУ). Матеріали і методи дослідження: методи системного аналізу та обчислювальної ракетодинаміки. Запропоновано системний підхід до організації інформаційного забезпечення САУ РН з урахуванням заданих обмежень на граничні значення контрольованих ПДС маршових ступенів РН: (1) кутової швидкості розвороту по тангажу ¨ ; (2) швидкісного натиску q ; (3) кута атаки ~ . Інформація про ці параметри застосовується у САУ РН з метою активного придушення у польоті згинальних деформацій корпусу РН та формування у процесі польоту траєкторії, близької до енергетично оптимальної. Контрольовані ПДС приведено до спрощеної форми, що дозволяє одержувати інформацію, необхідну для їх обчислення, безпосередньо від інерціальних вимірювальних пристроїв комплексу командних приладів системи управління РН. Розроблено елементи алгоритму математичного моделювання для визначення контрольованих ПДС через значення дійсних параметрів руху центра мас ракети у стартовій системі координат, останні можна отримати через розрахункові значення цих параметрів та відповідні ізохронні варіації їх уявних значень в інерціальній системі координат. Розроблені елементи алгоритму математичного моделювання для визначення ПДС маршових ступенів РН доцільно використовувати при розробці науково-методичного забезпечення для САУ. Основна перевага запропонованого системного підходу з урахуванням заданих обмежень на граничні значення контрольованих ПДС – у тому, що такий підхід не вимагає деталізованого моделювання динамічних навантажень на маршові ступені РН, обмежуючись лише потрібною інформацією про відповідні ПДС, що характеризують умови руху РН по траєкторії.

Ключові слова: *моніторинг стану, параметр динамічного стану, поточний технічний стан, ракета-носій, система активного управління, системний підхід, термінальне управління, уявний параметр руху.*

The goal of this paper is to develop elements of a simulation algorithm for determining the controlled dynamic parameters of the sustainer stages of launch vehicles (LVs) equipped with an active control system (ACS). In this study, methods of system analysis and computational rocket dynamics were used. The paper proposes a system approach to the organization of LV ACS information support with account for specified limiting values of the controlled dynamic parameters: the pitch rate, the velocity pressure, and the angle of attack. In flight, the LV ACS uses information on these parameters to suppress bending deformations of the LV structure and form a trajectory close to the energy-optimal one. The controlled dynamic parameters were brought to a simplified form, thus making it possible to take the data needed for their calculation from the inertial sensors of the LV control system. Simulation algorithm elements were developed to determine the dynamic parameters from the actual values of the center of mass motion parameters in the launch coordinate system, which can be obtained from their calculated values and the corresponding isochronous variations of their apparent values in the inertial coordinate system. The elements of the simulation algorithm for the determination of the LV sustainer stage dynamic parameters may be used in the development of ACS methodological support. The main advantage of the proposed system approach with account for specified limiting values of the controlled dynamic parameters is that it does not require any detailed simulation of dynamic loads on the LV sustainer stages and uses nothing but information on the dynamic parameters that characterize LV trajectory motion conditions.

Keywords: *apparent motion parameter, condition monitoring, dynamic parameter, launch vehicle, active control system, system approach, current operating conditions, terminal control.*

1 Постановка задачі активного управління ракетою-носієм (РН) за її поточним технічним станом. Технічний стан конструкцій РН у польоті головним чином визначається умовами навантаження конструкцій та їх напружено-деформованим станом. При аналізі умов навантаження типовими є ситуації, коли інформація про зовнішні дії на РН відсутня, але є виміри параметрів динамічного стану (ПДС) РН, що характеризують відгуки аналізованої конструкції, й тим самим – умови зовнішнього навантаження на РН. Ці виміри реєструються у показниках комплексу командних приладів (ККП) системи управління (СУ) РН і таким чином можуть бути застосовані для характеризації умов зовнішнього навантаження на елементи її конструкції. Загальна схема аналізу навантажень і напружено-деформованого стану конструкцій у таких випадках полягає у визначенні зовнішніх дій шляхом математичної обробки поточних показників комплексу командних приладів з використанням рівнянь руху РН [1], [2].

Відповідно до вищевикладених міркувань, до складу бортової СУ сучасних РН введено бортовий цифровий обчислювальний комплекс. Наявність на борту такого комплексу відкриває широкі можливості в частині:

– підвищення безпеки функціонування шляхом організації моніторингу стану бортових систем РН у польоті з метою управління виникненням, розвитком і парируванням можливих нештатних ситуацій [3];

– організації на основі даних моніторингу стану активного управління РН в умовах можливого виникнення у польоті нештатних ситуацій, з використанням бортової системи термінального управління (ТУ) Основною працею в цьому напрямі є монографія Б. М. Петрова [4], в якій намічено шляхи рішення задачі ТУ витратою палива РН як задачі стохастичного оптимального управління. Результати досліджень по розробці, а також упровадженню системи ТУ на РН викладено, зокрема, у недавніх публікаціях [5], [6].

Відповідні алгоритми розробляються і аналізуються в проєктних організаціях країн – провідних розробників літальних апаратів. Проте ці, безумовно, корисні науково-методичні матеріали мають істотний недолік (з погляду використання розробленого програмного забезпечення для розрахунку динамічного навантаження конструкції РН), а саме – відсутність розрахункових схем щодо умов навантаження на основні вузли конструкції РН. Запропоновані розрахункові схеми головним чином обмежуються літаками [7]; а щодо вибору силових схем і визначення умов навантаження на основні вузли конструкції РН – то тут попередньо можна орієнтуватися на розробки С. П. Корольова і його співробітників з основ проєктування балістичних ракет, де умови навантаження визначено для основних вузлів РН [8]:

– корпус головної частини;
– корпус приладового відсіку;
– паливні баки;
– рама рухової установки;
– корпус хвостового відсіку;
– механізми управління.

Основна увага приділяється аналізу навантаження конструкції РН при русі у щільних шарах атмосфери в зоні максимального швидкісного натиску [9].

Динамічні навантаження на конструкції РН, взагалі кажучи, важкі і дорогі для вимірювання. Це мотивує використовування просунутих методів математичного моделювання, щоб отримати їх точні оцінки, засновані на інших параметрах, які зазвичай вимірюються протягом польоту. Але математичне моделювання динамічних навантажень на конструкції РН теж може стати досить складною проблемою – внаслідок безлічі різних типів як навантажень (що можуть значно розрізнятися щодо їх варіації в інтенсивності і тривалості дії), так і відгуків конструкції на навантаження, що виникають у польоті, – оскільки елемент конструкції можна розглядати або непохитно закріпленим, або у вигляді пружного елемента (можливо, навіть обладнаного демпфером). До того ж результати використовування даних математичного моделювання для визначення динамічних навантажень не завжди будуть оптимальними, оскільки поведінка навантажень на конструкцію РН набагато складніша, ніж це можна вивести напряму, використовуючи динамічні параметри РН, співвіднесені до її центра мас (ЦМ). Проблема полягає у тому, що умови фактичного використовування РН можуть у значній мірі не відповідати параметрам і характеристикам, закладеним у керівництвах по проєктуванню цього типу РН.

Алгоритми аналізу навантажень в умовах, коли прямі вимірювання силових дій відсутні, але є дані вимірювань параметрів, що зареєстрували відгуки конструкції, обговорюються у [2]; визначення динамічних навантажень на маршові ступені РН тут розглядається як ітеративний процес (хоча для цілей відпрацьовування алгоритмів чисельного моделювання умов навантаження корисно розглядати цей процес як серію дискретних фаз, кожна з яких повинна послідовно повторюватися у міру розробки концепції навантаження). Проте ітеративні алгоритми мало придатні для застосування у системах активного управління (САУ).

Таким чином, огляд існуючих методів аналізу навантажень на конструкції РН показує значний розрив, що об'єктивно склався у ракетно-космічній галузі, між умовами функціонування РН та технікою обробки поточних даних її комплексу командних приладів. Наявність такого розриву, зокрема, не дозволяє ефективно організовувати функції САУ щодо розв'язання задач моніторингу стану, а це може призвести до падіння ефективності управління РН. Виникає необхідність удосконалення теоретичної бази для розробки, формування і розвитку технічних систем, зокрема РН у сучасних умовах. Системний підхід, заснований на цілісності і єдності всіх елементів системи, що аналізується, є найдоцільнішою методологією в сучасних умовах, оскільки дозволяє розглядати РН як єдиний комплекс взаємодіючих і взаємозв'язаних елементів, а також виявляти загальні принципи і закономірності їх функціонування [10]; за останнє десятиріччя спостерігається значна інтенсифікація досліджень у цьому перспективному напрямку, з'явилися декілька оглядів на цю тему [11], [12].

Ці перспективні зрушення були реалізовані у низці міжнародних стандартів [13]; далі ці стандарти були враховані у директивних документах Національного агентства по аеронавтиці і дослідженню космічного простору США – НАСА (National Aeronautics and Space Administration – NASA) та Європейського космічного агентства – ЄКА (European Space Agency – ESA):

– Технічний стандарт НАСА NASA-STD-5002A «Аналіз навантажень на космічний літальний апарат і корисний вантаж»; опублікований 25 вересня 2019 р. [14];

– Технічний стандарт ЄКА ECSS-E-ST-32C «Космічна техніка. Загальні вимоги до конструкції»; опублікований 15 листопада 2008 р. [15];

– Технічний довідник ЄКА ECSS-E-HB-32-26 «Довідник по аналізу механічних навантажень на космічний літальний апарат»; опублікований 19 лютого 2013 р. [16].

Врешті решт і Росстандарт відреагував на появу цього міжнародного стандарту, випустивши свій стандарт [17], ідентичний по відношенню до стандарту ISO 13372:2013, «Контроль стану і діагностика машин. Словник» (ISO 13372:2012 «Condition monitoring and diagnostics of machines – Vocabulary»).

На тлі цих прогресивних зрушень виникає необхідність побудови нової науково-методичної бази для розробки, формування і розвитку комплексної системи моніторингу стану (КСМС) устаткувань РН, що охоплює об'єкт управління як цілісну систему. САУ, обладнана КСМС, буде здатна забезпечувати системний підхід до формування алгоритму активного управління, заснованого на цiлісності і єдності всіх елементів об’єкта управління, що є найдоцільнішою методологією в сучасних умовах, оскільки дозволяє врахувати всі специфічні умови і вимоги до САУ РН.

Визначимо основні вимоги до системного алгоритму КСМС на активних ділянках траєкторії польоту РН [12]:

– алгоритм повинен враховувати вплив нестабільного зовнішнього середовища, в якому функціонують сучасні об’єкти управління, і передбачати зворотний зв’язок при реалізації процесу моніторингу стану;

– прикладний характер алгоритму, тобто надання можливості створити реальну САУ на основі його застосування;

– алгоритм повинен бути досить універсальним, щоб підходити для будь-яких РН, і в той же час адаптуватися під кожну конкретну РН з урахуванням сфери застосування, розміру і інших особливостей.

Процес розробки КСМС передбачає проведення аналізу і вибору контрольованих ПДС РН, які мінятимуться під впливом траєкторних збурень; САУ буде регулярно відстежувати ці параметри і шукати цю зміну. Як тільки таку зміну знайдено, САУ може провести детальніший аналіз вимірювань, щоб визначити, у чому полягає проблема і, отже, дійти діагностики проблеми і сформувати відповідний алгоритм ТУ. Таким чином, обрані контрольовані ПДС можуть бути застосовані у САУ з метою [18] – [20]:

– постановки діагнозу робочого стану РН у цілому;

– активного придушення у польоті небажаних дій (зокрема, згинальних деформацій корпусу РН) з формуванням у процесі польоту методами ТУ траєкторії, близької до енергетично оптимальної. Доцільність реалізації такого управління обумовлена у даному випадку необхідністю підтримки форми корпуса РН, максимально наближеної до абсолютно жорсткого твердого тіла.

Виходячи з вищесказаного, виникає потреба доопрацювання алгоритмів чисельного моделювання для визначення динамічного стану маршових ступенів РН, обладнаної САУ, на активних ділянках траєкторії польоту. В основу допрацьованих алгоритмів покладено непрямий підхід до оцінки навантажень, що спирається на використовування:

– системного алгоритму чисельного моделювання динамічного оточення РН – для отримання величин навантажень за заміряними даними про ПДС РН;

– необхідних табличних даних, що вводяться до пам’яті САУ.

Процес розробки системних алгоритмів для визначення динамічних навантажень у першу чергу передбачає аналіз і вибір комплексу найважливіших ПДС РН, які можуть бути застосовані у САУ для активного придушення у польоті згинальних коливань корпусу РН з формуванням у процесі польоту траєкторії, близької до енергетично оптимальної. В якості таких ПДС доцільно використовувати головні обмеження на контрольовані ПДС першого ступеня РН (як на траєкторії польоту, так і у момент розділення ступенів) [18]:

– кутову швидкість розвороту по тангажу $\ddot{}$;

– максимальне значення швидкісного натиску q ;

– граничні значення кутів атаки $\sim$,

які визначаються виходячи з вимог і обмежень, що накладаються на ПДС РН із урахуванням [19]:

– специфіки вирішуваної задачі ТУ кутовим рухом першого ступеня РН ;

– особливостей динамічної схеми РН;

– прийнятних міцнісних режимів руху;

– перехідних процесів;
– приладової реалізації СУ РН;
– забезпечення працездатності систем і агрегатів РН.

Застосування такого системного алгоритму, що на практиці реалізує принцип укрупнення (тобто дозволяє замінити числову модель об’єкта управління високої розмірності моделлю істотно меншлої розмірності без втрати найзначущої в даній постановці інформації) [21]), дозволяє сформувати раціональний алгоритм активного управління згинальними коливаннями корпусу РН, що пружно деформується у польоті, з повномірним зворотним зв’язком на базі бортових засобів вимірювання і обробки їх результатів.

2 Розробка елементів алгоритму математичного моделювання для визначення обмежень на контрольовані параметри динамічного стану маршових ступенів ракети-носія

2.1 Визначення обмежень на кутову швидкість розвороту по тангажу

Обмеження на кутову швидкість розвороту по тангажу ¨ враховується безпосередньо при застосуванні алгоритмів системи ТУ балістичними ракетами і космічними літальними апаратами [22], [23], і зокрема − розгінними блоками РН з корисним вантажем, що виводиться [24].

При виконанні балістичних розрахунків траєкторії польоту РН, для активних маневрів використовуються лінійні за часом програми орієнтації РН по куту тангажа:

$$\ddot{}_{\text{ПР}} = \ddot{}_{0} + \ddot{} \cdot t.$$

Параметр $\ddot{}_0$ цієї програми визначає початкові значення кутів тангажа, а параметр ¨ − кутові швидкості їх зміни щодо інерціальної геоцентричної системи координат (ІГСК) виведення.

Для системи ТУ, що періодично формує поправки до параметрів програми тангажа, які дозволяють забезпечити відробіток прогнозованих відхилень від заданих параметрів кінця активної ділянки траєкторії РН, ці програми можуть бути більш складними, зокрема у вигляді поліномів n-го степеня. Використовування в ТУ програм орієнтації з вищими похідними по кутах тангажа і рискання забезпечує більш якісні процеси управління. З іншого боку, чим вище порядок полінома, тим складніше в реалізації таке управління; далі розглянемо особливості ТУ для лінійного варіанту програм орієнтації, слідуючи головним положенням даного принципу управління, викладеним у [24].

Для побудови системи (контуру) управління, а також з метою забезпечення неперевищення поточним значенням кутової швидкості РН μ відносно осі Ox_1 зв’язаної системи координат (СК) $Ox_1y_1z_1$ її допустимого значення $\mu_{\text{доп}}$,

$$\mu \le \mu_{\text{доп}},$$

як сигнали зворотнього зв’язку використовуються значення μ та ¨; при цьому для обмеження швидкості введено нелінійну ланку з обмеженням (насиченням) F_m по розузгодженню, визначуваним із співвідношення:

$$F_m k_{\ddot{}} = k_{\mu} \mu_m, \tag{1}$$

де $k_{\ddot{}}, k_{\mu}$ – передаточні коефіцієнти; μ_m – максимальна кутова швидкість.

Таким чином, базовий сигнал закону управління формується у вигляді

$$U_{¢} = F(\Delta ¨)\cdot k_{¨} - k_{µ}\cdot µ\ , \qquad (2)$$

де

$$\Delta ¨ = ¨_{\text{зад}} - ¨\ , \qquad (3)$$

$¨_{\text{зад}}$ – заданий сигнал програми орієнтації РН по куту тангажа;

$$F(\Delta ¨) = \Delta ¨ \ \text{при} \ |\Delta ¨| \le F_m;$$

$$F(\Delta ¨) = F_m \, \text{sign}(\Delta ¨) \ \text{при} \ |\Delta ¨| > F_m. \qquad (4)$$

а F_m вибирається відповідно до (1):

$$F_m = µ_m (k_µ / k_{¨}).$$

Тепер сигнал управління $±_0$ формується на основі базового сигналу згідно (2) – (4) за релейним законом:

$$±_0 = £_{¢} \, \text{sign} U_{¢} \quad \text{при} \ U_{¢} \ge °_0,$$

$$±_0 = 0 \quad \text{при} \ U_{¢} < °_0,$$

де $°_0$ – зона нечутливості; $£_{¢}$ – реалізоване прискорення;

Передаточні коефіцієнти $k_{¨}, k_µ$ та величина зони нечутливості $°_0$ для закону управління вибираються з умови стійкості і відсутності автоколивань (задоволення цим умовам складає самостійну задачу динамічного синтезу).

За сформованим законом управління виробляється відробіток $¨_{\text{зад}}$ – сигналу програми орієнтації РН по куту тангажа, що задана.

2.2 Визначення обмежень на величину швидкісного натиску та граничні значення кута атаки

Для визначення швидкісного натиску $q = ° \frac{V^2}{2}$ використовується значення щільності атмосфери, яке можна визначити через висоту польоту h,

$$h = r - R_0, \qquad (5)$$

де r – відстань від центру Землі до ЦМ ракети,

$$r = \sqrt{x_c^2 + (R_0 + y_c)^2 + z_c^2};$$

R_0 – відстань від центру Землі до точки старту.

Стандартна атмосфера задається відповідно до ГОСТ 4401-81 [25]; щільність стандартної атмосфери допускається задавати за спрощеними співвідношеннями [26]:

– для h < 23 км

$$° = °_0 \left(1 - \frac{h}{44300}\right)^{4,256};$$

– для h > 23 км

$$° = °_0 \left(1 - \frac{1,4h}{10000}\right);$$

$°_0 = 1{,}225$ кг/м^3.

При обчисленнях, пов'язаних з контролем цих обмежень, застосовуються [27]:

– стартова СК $Ox_c y_c z_c$;

– геоцентрична інерціальна СК O¶¦¸;

– початкова стартова СК;

– зв'язана СК $Ox_1 y_1 z_1$.

Для перерахунку векторів сил та моментів із однієї СК до іншої треба обчислити матрицю переходу, елементами якої є косинуси кутів між осями вихідної і повернутої СК (ця матриця визначається послідовністю кутів повороту, які дозволяють перейти від однієї СК до іншої; вибір послідовності кутів повороту зазвичай обумовлюється фізичним змістом задачі). Детальний опис використовуваних СК можна знайти у [27].

Якщо за параметр управління вибрати ¨ – кут тангажа, то для визначення кута атаки ~ = ¨ – ¯ треба мати поточні значення аргументу ¯ швидкості ЦМ ракети. Таким чином, щоб визначити головні обмеження на контрольовані параметри польоту РН, треба мати поточні значення модуля V та аргументу ¯ вектора швидкості $\vec{V}$ та висоти h ЦМ ракети над поверхнею Землі.

Модуль та аргумент вектора швидкості ЦМ ракети визначаються – для випадку плоского руху – через проєкції швидкості ЦМ на осі стартової СК як

$$V = \sqrt{V_{x\text{с}}^2 + V_{y\text{с}}^2}\,;$$

$$¯ = \text{arctg}\frac{V_{y\text{с}}}{V_{x\text{с}}}.$$

Висота польоту визначається співвідношенням (5).

2.3 Застосування показників інерціальних вимірювальних пристроїв комплексу командних приладів для обчислення дійсних параметрів руху РН

Упровадження бортового цифрового обчислювального комплексу до складу СУ дозволяє реалізувати на основі комплексу командних приладів повноцінну інерціальну навігаційну систему (і, як наслідок, гнучкі, енергетично оптимальні алгоритми ТУ траєкторним рухом). Приведемо контрольовані параметри руху ракети до такої форми, яка дозволяє одержувати необхідну для обчислень інформацію щодо дійсних параметрів руху у стартовій СК безпосередньо від інерціальних вимірювальних пристроїв комплексу командних приладів.

При дослідженні інерціальної системи наведення рух ракети доцільно розглядати відносно інерціальної СК – тоді значно спрощується залежність параметрів руху ракети від вимірюваних складових прискорення. Помістимо початок інерціальної СК O¶¦¸ у центр Землі, а координатні осі направимо паралельно відповідним осям початкової стартової СК. Між параметрами руху ракети, що визначені щодо інерціальної та стартової СК, мають місце співвідношення:

$$\vec{r}_\text{с} = \vec{r} - \vec{R}_0;$$
$$\vec{V} = \vec{V}_\text{ін} - \bar{\mu}_\text{з} \times \vec{r},$$

де $\vec{r}_\text{с}, \vec{r}$ — радіуси-вектори, що визначають положення ЦМ ракети щодо точки старту і щодо центру Землі, відповідно; $\vec{R}_0$ – радіус-вектор, що визначає положення точки старту щодо центра Землі; $\vec{V}, \vec{V}_{ін}$ – вектори швидкості ЦМ ракети, визначені щодо стартової та інерціальної СК, відповідно; $\vec{\mu}_З$ – вектор кутової швидкості добового обертання Землі; його модуль

$$\mu_з = \frac{2®}{86164{,}091} = 7{,}2921 \cdot 10^{-3}\ 1/\text{с}.$$

Принцип дії інерціальних вимірювальних систем ґрунтується на вимірюванні прискорень з використовуванням інерціальних властивостей гіроскопів. За допомогою гіроскопічних приладів фіксується напрям в просторі осей певної інерціальної СК. Вимірюючи проєкції прискорення ракети на певні напрями в інерціальному просторі й інтегруючи заміряні величини, можна одержати проєкції швидкості ракети і складові пройденого ракетою шляху і, отже, координати ракети.

Проте, як відомо, інерціальний вимірник прискорень (акселерометр) не може відрізнити сили тяжіння від сил інерції. Це призводить до того, що прискорення сили тяжіння такий акселерометр відзначає як прискорення, направлене у бік, протилежний проєкції вектора сили тяжіння на вісь чутливості приладу, – тобто він вимірює проєкції так званого уявного, а не дійсного прискорення тієї точки ракети, в якій він розташований [27].

Оскілки вектор уявного прискорення певної точки – це вектор різниці між прискоренням щодо інерціальної СК і прискоренням сили тяжіння:

$$\dot{\vec{w}} = \dot{\vec{V}} - \vec{g}, \tag{6}$$

то звичні одноосні акселерометри вимірюють проєкцію вектора уявного прискорення на напрям своєї осі чутливості $\vec{a}$, тобто величину

$$\dot{w}_a = \dot{V}_a - g_a, \tag{7}$$

де $\dot{V}_a$ – проєкція на вісь $\vec{a}$ прискорення корпусу вимірника щодо інерціальної СК; g_a – проєкція на ту ж вісь прискорення сили тяжіння.

Окрім акселерометрів, для цілей інерціальної навігація застосовують також інтегратори прискорень; серед них широко поширені гіроскопічні інтегратори. Швидкість кутової прецесії гіроінтегратора пропорційна складовій уявного прискорення $\dot{w}_a$ уздовж осі прецесії; повторна інтеграція вихідного сигналу гіроінтегратора (здійснювана вже іншим приладом) дає величину уявного шляху по напряму $\vec{a}$:

$$s_a = \int_0^t w_a(²)d² \quad (s_a(0) = 0). \tag{8}$$

Відповідно до виразів (6) – (8), вводять поняття векторів уявної швидкості і уявного шляху, представляючи ці вектори у вигляді:

$$\vec{w}(t) = \int_0^t \dot{\vec{w}}(²)d² = \vec{V}(t) - \int_0^t \vec{g}(²)d²;$$

$$\vec{s}(t) = \int_0^t \vec{w}(²)d² = \int_0^t \vec{V}(²)d² - \int_0^t \int_0^² \vec{g}(²)d²dt.$$

Координати і складові швидкості ЦМ ракети можуть бути розраховані, якщо в рівнянні руху ЦМ, що визначає абсолютне прискорення

$$\ddot{\vec{r}} = \dot{\vec{V}} = \dot{\vec{w}} + \vec{g}(\vec{r}), \tag{9}$$

де $\vec{r}$ – радіус-вектор ЦМ ракети, відома права частина і початкові умови (координати і проєкції швидкості точки старту).

Використовуючи показники трьох акселерометрів (або гіроінтеграторів), орієнтованих відносно інерціальних осей і встановлених у ЦМ ракети, обчислюють три складові уявного прискорення $\dot{\vec{w}}$ (або уявної швидкості $\vec{w}$); для обчислення складових прискорення сили тяжіння треба задати залежність $\vec{g}(\vec{r})$

$$g = g_0 \left(\frac{R}{r} \right)^2 .$$

Рівняння (9) може бути розв’язане одним з числових методів (методом ітерацій тощо). Для автоматичного обчислення функції $\vec{r}\,(t)$ використовують схему автоматичної компенсації; проте така схема досить складна, тому доцільно використовувати низку спрощень. Так, для ракет, що рухаються по траєкторіях, близьких до розрахункових, функція $\vec{r}\,(t)$ може бути обчислена заздалегідь. У цьому випадку блок-схема автокомпенсації стає розімкненою з програмним введенням поправки на прискорення сили тяжіння [24].

Далі обмежимося випадком руху РН у площі стрільби. Визначення дійсних параметрів плоского руху $p = (V_x, V_y, x, y)$ за допомогою інерціальних вимірювальних систем із застосуванням схем автокомпенсації ускладнює і здорожує схему розрахунку. Разом з тим виявляється, що при достатньо малих відхиленнях збуреного руху ракети від розрахункового руху можна перейти до уявних параметрів руху, що безпосередньо одержувані інерціальною вимірювальною системою. Для цього вводять поняття ізохронної варіації параметрів руху ракети [27].

Розглядаючи залежність дійсних $p_i(t)$ та розрахункових $p_i{*}(t)$ параметрів руху у довільний момент часу $t\ (0 \le t \le t_к)$, визначимо ізохронну варіацію $p_i(t)$ у момент часу t як

$$\Delta_t p_i(t) = p_i(t) - p^*_i(t) .$$

Для ракет, збурені траєкторії яких близькі до розрахункових, ізохронні варіації прискорення сили тяжіння малі. У цьому випадку можна прийняти

$$\Delta_t V_{¶}(t) \approx \Delta_t w_{¶}(t);$$

. . . .

. . . .

$$\Delta_t ¦ (t) \approx \Delta_t s_{¦}(t).$$

Остаточно отримаємо шукані значення дійсних параметрів руху ЦМ ракети у стартовій СК – для випадку плоского руху – через розрахункові значення цих параметрів $V^*_{xс}, V^*_{yс}, x^*_с, y^*_с$ та відповідні ізохронні варіації їх уявних значень в інерціальній СК $\Delta_t w_{¶}, \Delta_t w_{¦}, \Delta_t s_{¶}, \Delta_t s_{¦}$:

$$V_{xc}(t) = V^{*}_{xc}(t) + \Delta_t w_{¶}(t);$$

$$. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad .$$

$$. \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad .$$

$$y_{c}(t) = y^{*}_{c}(t) + \Delta_t s_{¦}(t).$$

Висновки

1. Системний підхід доцільно використовувати до організації інформаційного забезпечення системи активного управління ракети-носія з урахуванням (як на траєкторії польоту, так і в момент розділення ступенів) заданих обмежень на граничні значення контрольованих параметрів динамічного стану маршових ступенів РН:

– кутової швидкості розвороту по тангажу $\ddot{}$;

– швидкісного натиску q ;

– кута атаки $\sim$.

Інформація про ці параметри може бути застосована у САУ РН з метою організації термінального управління РН у польоті, що включає придушення згинальних деформацій корпусу РН та формування у процесі польоту траєкторії, близької до енергетично оптимальної. Основна перевага запропонованого системного підходу з урахуванням сукупності заданих обмежень на граничні значення контрольованих ПДС – у тому, що такий підхід не вимагає деталізованого моделювання динамічних навантажень на маршові ступені РН, обмежуючись лише потрібною інформацією про сукупність ПДС, які у своїй цілісності та єдності характеризують умови руху РН по траєкторії.

2. Доцільність пропонованого системного підходу визначається наявністю адекватного математичного апарату аналізу і синтезу алгоритмів ТУ за поточним технічним станом, що спирається на високопродуктивні обчислювальні методи, які дозволяють зменшити трудомісткість моделювання процесу моніторингу працездатного стану РН з використанням відносно простих обчислювальних процедур.

3. Реалізовано елементи алгоритмів числового моделювання для забезпечення визначення динамічного стану маршових ступенів РН на активних ділянках траєкторії польоту з урахуванням динамічних та аеродинамічних збурень. Параметри руху РН приведено до спрощеної форми, яка дозволяє одержувати безпосередньо від інерціальних вимірювальних пристроїв комплексу командних приладів системи управління РН інформацію, необхідну для обчислень найважливіших параметрів руху, які можуть бути застосовані у САУ для визначення дійсних параметрів руху ЦМ ракети у стартовій системі координат через розрахункові значення цих параметрів та відповідні ізохронні варіації їх уявних значень в інерціальній СК.

1. *Кармишин А. В., Лиходед А. И., Паничкин Н. Г., Сухинин С. Н.* Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций. М.: Машиностроение, 2007. 480 с.

2. *Титов В. А.* Особенности анализа нагружения ракетно-космических конструкций по результатам обработки телеметрической информации. Труды МАИ. 2017. Вып. № 93. С. 1–25.

3. *Айзенберг Я. Е., Сухоребрый В. Г.* Проєктирование систем стабилизации носителей космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 220 с.

4. *Петров Б. Н., Портнов – Соколов Ю. П., Андриенко А. Я., Иванов В. П.* Бортовые терминальные системы управления. М.: Машиностроение, 1983. 200 с.

5 *Андриенко А. Я., Иванов В. П.* Вопросы теории и практики создания бортовых терминальных систем жидкостных ракет-носителей. Автоматика и телемеханик. 2013. № 3. С. 401–412. https://doi.org/10.1134/S0005117913030065

6. *Калёв В. И., Шориков А. Ф.* Решение задачи оптимального программного терминального управления расходом топлива ракеты-носителя. Изв. РАН. Теория и системы управления. 2019. № 1. С. 166–176.
7. *Howe D.* Aircraft Loading and Structural Layout. L.: Professional Engineering Publishing Limited, 2004. 592 p. https://doi.org/10.2514/4.477041
8. *Королёв С. П.* Основы проектирования баллистических ракет дальнего действия (курс лекций). Творческое наследие академика Сергея Павловича Королёва. Избранные труды и документы. Под общей редакцией академика М. В. Келдыша. М.: Наука, 1980. С. 208–290.
9. *Золкин С. Н.* Исследование нагружения ракеты-носителя тяжелого класса при движении в плотных слоях атмосферы. Электронный журнал «Труды МАИ». Вып. № 45. URL: http://www.mai.ru/science/trudy/
10. *Дитрих Я*. Проектирование и конструирование. Системный подход. М.: Мир, 1981. 454 с.
11. *Wang R., Dagli C. H.* Developing a holistic modeling approach for search-based system architecting. Conference on Systems Engineering Research (CSER'13). Eds.: C. J. J. Paredis, C. Bishop, D. Bodner, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, March 19-22, 2013. Procedia Computer Science, 2013. Vol. 16. P. 206–215. https://doi.org/10.1016/j.procs.2013.01.022
12. *Тихомирова О. Г., Галицкий С. В.* Проектирование производственных систем на основе системно-холистического подхода. Фундаментальные исследования. 2018. № 4. С. 120–124. URL: https://fundamental-research.ru/ru/article/view?id=42129
13. *ISO-13374-1*. Condition Monitoring and Diagnostics of Machines. Condition monitoring and diagnostics of machines — Data processing, communication and presentation — Part 1: General guidelines. Technical Committee 108/Subcommittee 5, March 15, 2003. 5 p.
14. NASA Technical Standard. NASA-STD-5002A. Load Analyses of Spacecraft and Payloads. Approved: 2019-09-25 superseding NASA-STD-5002. 44 p.
15. Space engineering. Structural general requirements. ECSS-E-ST-32C. Rev. 1. 15 November 2008. – ESA Requirements and Standards Division, 2008. 134 p.
16. Space Engineering. Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook. ECSS-E-HB-32-26. Approved: 19 February 2013. Noordwijk : ECA Requirements & Standards Division, 2013. 505 p.
17. *ГОСТ Р ИСО 13372 2013*. Контроль состояния и диагностика машин. Термины и определения. Дата введения – 2014 – 09 – 01. М.: Стандартинформ, 2014. 15 с.
18. *Заволока А. Н.* Проблемы и новые задачи повышения энергетической эффективности ракет-носителей. Техническая механика. 2008. № 2. С. 34–42.
19. *Горбунцов В. В., Заволока А. Н., Свириденко Н. Ф.* Активное управление полетом ракеты-носителя: новый подход и рациональные пути его реализации. Техническая механика. 2016. № 2. С. 32–43.
20. *Горбунцов В. В., Заволока А. Н., Свириденко Н. Ф.* Повышение целевой эффективности ракеты космического назначения среднего класса: перспективные направления модернизации. Техническая механика. 2016. № 4. С. 50–61.
21. *Рыжов В. П.* Системотехнические аспекты выбора сигналов при проектировании информационных систем. Радиотехника. 2011. № 9. С. 108–112.
22. *Глумов В. М., Земляков С. Д., Пучков А. М., Рутковский В. Ю.* Управление угловым положением нестационарного космического аппарата с переменной эффективностью управляющих моментов. Изв. Академии наук. Теория и системы управления. 2000. № 1. С. 120–134.
23. *Пучков А. М., Сыров А. С.* Принцип управления процессами разворотов космического летательного аппарата при больших разбросах параметров. Авиакосмическая техника и технология. 1999. № 2. С. 35–39.
24. *Система* управления разгонным блоком: Учебное пособие. Под ред. А. С. Сырова. М. : Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 272 с.
25. *ГОСТ 4401-81*. Атмосфера стандартная. Параметры. Взамен ГОСТ 4401-73; вступил в действие с 27.02.1981. М. : Государственный комитет СССР по стандартам, 2004 (Измененная редакция). 180 с.
26. *Феодосьев В. И.* Основы техники ракетного полёта. М.: Наука, 1981. 495 с.
27. *Лебедев А. А., Герасюта Н. Ф.* Баллистика ракет. М.: Машиностроение, 1970. 244 с.

Отримано 18.05.2023,
в остаточному варіанті 07.06.2023