

УПРАВЛІННЯ У ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМАХ

CONTROL IN TECHNICAL SYSTEMS

УПРАВЛЕНИЕ В ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

УДК 629.764

РЕДУКОВАННИЙ ПРИСТРІЙ СПОСТЕРЕЖЕННЯ В СИСТЕМІ СТАБІЛІЗАЦІЇ РУХУ РАКЕТИ

Авдєєв В. В. – д-р техн. наук, професор, професор кафедри систем автоматизованого управління Дніпровського національного університету ім. О. Гончара, Дніпро, Україна.

АНОТАЦІЯ

Актуальність. Особливість руху ракети як об'єкта управління у тому, що в процесі польоту її параметри залежно від точки траєкторії і витрату палива суттєво змінюються. Це відноситься також і до збурювальних сил, які не можуть бути безпосередньо виміряні системою датчиків. Відповідно встановлюються вимоги до стабілізації руху, зокрема, до вибору закону регулювання і потужності виконавчого пристрою, яка через неповну інформацію про збурення призначається виходячи із оцінок їх максимальних значень, що спричиняє зменшення корисного навантаження ракети. Потреба в спостереженні кінематичних характеристик виконавчого пристрою в процесі компенсації збурень обумовлена необхідністю визначення фактичного рівня його завантаження з метою обґрунтування проектних показників і зростанням вимог до ефективності алгоритмів вибору закону регулювання.

Мета роботи – розробка структурної схеми пристрою спостереження еквівалентного кута повороту рульового органу системи стабілізації і його кутової швидкості, що безпосередньо не вимірюються, але входять до вектору стану об'єкту управління, під яким мається на увазі збурений рух ракети в одній із площин стабілізації.

Метод. Прийнята лінійна стаціонарна в околі певної точки траєкторії модель плоского руху ракети космічного призначення із врахуванням інерції виконавчого пристрою системи стабілізації у вигляді шести лінійних диференціальних рівнянь першого порядку. Доступними для виміру у реальному часі прийняті чотири координати вектору стану об'єкту управління – відхилення центра мас ракети від програмного положення, кут повороту корпусу та їх похідні за часом. Шляхом подання матриці, що входить до моделі об'єкту управління – збурений рух корпусу у площині ризику, у вигляді блоків отримані диференціальні рівняння редукованого пристрою спостереження кінематичних параметрів виконавчого пристрою – еквівалентного кута повороту рульового органу і його кутової швидкості. На основі цих рівнянь розроблені два варіанти структурної схеми, до складу яких входять інтегратор і лінійні блоки множення матриць.

Результати. Розроблена структурна схема редукованого пристрою спостереження кута повороту рульового органу виконавчого пристрою і його кутової швидкості при компенсації збурювальних сил для випадків використання і невикористання цих даних в законі регулювання.

Висновки. Отримані на підставі даних вимірювання поточні значення кінематичних характеристик виконавчого пристрою можуть бути використані для встановлення рівня його фактичного завантаження і при необхідності формування закону регулювання, в якому враховуються всі координати вектору стану прийнятої моделі.

КЛЮЧОВІ СЛОВА: стабілізація руху, виконавчий пристрій, вектор стану, закон регулювання.

СКОРОЧЕННЯ

ВП – виконавчий пристрій;
ЗР – закон регулювання;
ЛА – літальний апарат;
ОУ – об'єкт управління;
ПС – пристрій спостереження;
РПС – редукований пристрій спостереження;
СС – система стабілізації.

НОМЕНКЛАТУРА

$A, A_{i,j}, i, j = 1, 2$ – матриця ОУ та її блоки;
 $a_{z\delta}, a_{z\psi}, a_{\psi\delta}, a_{\psi\psi}$ – елементи матриці A ;
 B, B_1, B_2 – вектор в рівнянні ОУ і його блоки;
 C – матриця перетворення вектору стану ОУ у вектор вимірюваних величин;

$\mathbf{f}, \mathbf{f}_y, \mathbf{f}_w$ – вектор збурювального прискорення і його складові;

$\mathbf{K}_y, \mathbf{K}_w$ – матриці коефіцієнтів ЗР;

$k_z, k'_z, k_\delta, k'_\delta, k_\psi, k'_\psi$ – коефіцієнти ЗР;

m_{gr} – коефіцієнт обертового збурювального прискорення;

$\mathbf{m}_y, \mathbf{m}_w$ – матриці для визначення виходу РПС;

T_{ac} – постійна часу ВП;

u – управління – сигнал на виході регулятора;

\mathbf{U} – матриця спостережуваності;

\mathbf{w} – вектор даних на виході РПС;

\mathbf{x} – вектор стану ОУ;

\mathbf{y} – вектор вимірюваних величин;

z, \dot{z} – відхилення центра мас ракети від програмного положення, його похідна за часом;

$\delta, \dot{\delta}$ – кут повороту рульового органу ВП, його похідна за часом;

ξ – коефіцієнту демпфування ВП;

$\psi, \dot{\psi}$ – кут ризику ракети, його похідна за часом.

ВСТУП

Як відомо, в умовах конкурентного середовища одним із пріоритетних показників ракети є відносна вага корисного навантаження. До заходів для покращення цього показника слід віднести оптимізацію СС руху і, зокрема, ВП в напрямі зменшення ваги і витрат енергії на компенсацію збурень шляхом аналізу даних спостереження його кінематичних характеристик на різних ділянках траєкторії.

Об'єктом дослідження є стабілізація збуреного руху ракети. Важливою складовою початкового етапу розробки СС є вибір математичної моделі процесу компенсації збурень, який в термінах теорії регулювання прийнято називати ОУ. Координатами вектору його стану є відхилення від програмних значень положення центра мас ракети і кута повороту корпусу у збуреному русі, а також їх похідні за часом. Від швидкості ВП суттєво залежать динамічні характеристики СС, тому його кінематичні параметри – еквівалентний кут повороту рульового органу і кутова швидкість, як правило, входять до вектору стану ОУ.

Предмет дослідження – використання сигналів датчиків руху корпусу ракети для побудови ПС кінематичних параметрів ВП.

На рівень складності СС впливає кількість вимірювальних пристроїв – датчиків поточних значень частини координат вектору стану ОУ в процесі компенсації збурень. Але для визначення ЗР у більшості відомих методів синтезу СС потрібні поточні значення всіх координат вектору стану. З цього слідує необхідність побудови ПС тих координат, які безпосередньо не вимірюються, але можуть бути розраховані спираючись на модель ОУ і вибраний ЗР.

Мета роботи – обґрунтування і розробка ПС еквівалентного кута повороту рульового органу ВП і його кутової швидкості в процесі компенсації збурень в одній із площин стабілізації.

Вихідні сигнали ПС незалежно від конструкції ВП дають можливість визначити поточні значення рульового зусилля і відповідно обертового моменту, а також їх похідні за часом.

Ці дані можуть бути використані для оптимізації СС за критеріями ваги та витрат енергії на компенсацію збурень шляхом її синтезу методами аналітичного конструювання регуляторів чи модального управління, в яких для формування ЗР необхідні всі координати вектору стану ОУ.

Основним джерелом збурень є відхилення конструкції ракети від геометричної і масової симетрії (регулярна складова) та боковий вітер на атмосферній дільниці траєкторії (випадкова складова). Шляхом аналізу запису даних ПС протягом траєкторії можна отримати необхідні для обґрунтування вимог до параметрів ракети і ВП оцінки залежності від часу лінійних і обертових збурювальних прискорень та співвідношення з можливостями їх компенсації.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

ОУ це рух корпусу ракети у площині ризику, яка з погляду процесу компенсації збурень аналогічна площині тангажа. Його модель являє собою систему лінійних диференціальних рівнянь шостого порядку з постійними коефіцієнтами в околі певної точки траєкторії. Вона відрізняється від прийнятої в [1] тим, що в ЗР включений доданок, пропорційний відхиленню z центра мас ракети від програмного положення в напрямі, перпендикулярному площині траєкторії, і не береться до уваги кінцева жорсткість корпусу.

До вектору стану ОУ \mathbf{x} , крім координати z , входять кут ризику ψ , еквівалент кута повороту рульового органу ВП δ та їх похідні за часом, тобто

$$\mathbf{x} = [\psi \quad \dot{\psi} \quad z \quad \dot{z} \quad \delta \quad \dot{\delta}]^T.$$

На ОУ діють сигнал управління u , в який входять доданки, пропорційні координатам вектору стану \mathbf{x} відповідно до ЗР, і збурення

$$\mathbf{f} = f_0 \cdot [0 \quad m_{gr} \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad 0]^T,$$

де f_0 – проекція на вісь z лінійного прискорення центра мас корпусу ракети, $f_0 \cdot m_{gr}$ – обертове прискорення.

Рівняння ОУ прийнято у вигляді:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{B} \cdot u + \mathbf{f}, \quad (1)$$

елементи матриці \mathbf{A} залежать від параметрів ракети і точки траєкторії ($a_{\psi\psi}, a_{z\psi}, a_{\psi\delta}, a_{z\delta}$), а також від параметрів ВП – постійної часу T_{ac} і коефіцієнту демпфування ξ :

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & 0 & 0 & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{z\psi} & 0 & 0 & 0 & a_{z\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\mu & -\xi/T_{ac} \end{bmatrix}, \mu = \frac{1}{T_{ac}^2}. \quad (2)$$

Скалярний сигнал управління u діє на ОУ через рульовий орган ВП, тому

$$\mathbf{B} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ \mu]^T. \quad (3)$$

Доступна для визначення у реальному часі частина координат вектору стану ОУ \mathbf{x} входить до вектору

$$\mathbf{y} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{x}, \quad (4)$$

де \mathbf{C} – матриця відповідних розмірів.

Як відомо, для можливості спостереження решти координат вектору \mathbf{x} необхідно, щоб ранг матриці

$$\mathbf{U} = [\mathbf{C} \ \mathbf{C}\mathbf{A} \ \mathbf{C}\mathbf{A}^2 \ \dots \ \mathbf{C}\mathbf{A}^5]^T$$

дорівнював шести, тобто порядку ОУ (1–3). Ця вимога виконується тільки коли ранг матриці \mathbf{C} (4) дорівнює чотирьом, при цьому розмір матриці \mathbf{U} становить 24×6 .

Якщо система датчиків визначає перші чотири координати вектору \mathbf{x} , то

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Ставиться задача розробити РПС кінематичних параметрів ВП у реальному часі, тобто координат $\delta, \dot{\delta}$ вектору \mathbf{x} для випадків, коли ці координати входять до ЗР і не входять до нього.

Наявність такого пристрою дасть можливість з метою оптимізації вибраного критерію якості системи використати методи аналітичного конструювання регуляторів, для яких необхідні всі координати вектору стану прийнятої моделі, і мати інформацію про рівень завантаження ВП при компенсації СС збурювальних факторів, для яких відомі тільки наближені оцінки.

2 ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

Переважна увага в роботах останніх років щодо стабілізації руху ЛА – ракет і космічних апаратів приділяється способам врахування кінцевої жорсткості елементів конструкції, неповної визначеності параметрів моделі, окремих видів нелінійних характеристик її складових, обмежень можливостей ВП або випадків його відмови; а також оптимізації ЗР.

Запропонований адаптивний алгоритм стабілізації обертального руху ЛА в умовах невизначеного положення центру мас і моменту інерції в результаті витрат палива і зміни розташування елементів; обґрунтований вибір ЗР і проведена оцінка точності [2].

Для випадків невизначеності окремих параметрів моделі, виходу регулятора на режим насичення та обмеженої швидкості рульового органу ВП СС описано використання нелінійного ЗР [3].

Запропонований робастний алгоритм забезпечення стійкості обертального руху ЛА при виході з ладу ВП системи управління без встановлення виду несправності [4]. Коли є можливість визначити вид несправності, то відповідний параметр включається до вектору стану системи і використання технології найменших квадратів дозволяє формувати управління, яке забезпечує виконання кінцевої мети.

Розроблений алгоритм перевірки забезпечення заданого запасу стійкості СС руху ЛА при відсутності статистичних характеристик неточно відомих коефіцієнтів моделі з використанням певної послідовності обходу вершин зони невизначеності, розмір якої визначається двосторонніми обмеженнями величин [5].

Коли функцію управління виконує вектор кутової швидкості корпусу ЛА, то показано [6], що розв'язок задачі оптимального з погляду квадратичного критерію якості переходу в задану програму кутового руху задовольняє також і умовам теореми Н. Н. Красовського про оптимальну стабілізацію.

Проведений огляд методів стабілізації корпусу космічного апарату при наявності нежорстких елементів конструкції, наприклад, панелей сонячних батарей та антени [7]. В контексті погашення коливань нежорстких елементів, які ускладнюють управління кутовим положенням корпусу, розглядаються класичні методи, що спираються на теорію стійкості Ляпунова, і методи, в яких використовуються рівняння Ріккати з параметрами, що залежать від вектору стану.

Перші роботи, присвячені ПС стану динамічної системи, опубліковані в сімдесятих роках минулого сторіччя. Була показана можливість їх побудови виходячи з результатів вимірювань і математичної моделі ОУ.

В останні роки увага зосереджена на питаннях стійкості ПС як замкнутої системи, спрощенні його схеми, врахуванні нелінійностей і затримок у часі.

Запропонований РПС необхідної для управління частини координат вектору стану динамічної системи, параметри якої визначаються методом модального

управління [8]. Розроблений алгоритм аналітичного синтезу РПС найменшої розмірності.

Розглядаються два варіанти безперервно – дискретного ПС в СС лінійного стаціонарного ОУ без зворотного зв'язку і при його наявності, коли використовуються дані спрощеної моделі і розширюються обмеження тривалості затримки сигналів [9].

Для неперервних і дискретних лінійних стаціонарних систем з використанням апарату матричних нерівностей, лінійного програмування і методу найменших квадратів проведений синтез ПС, стійкий до дії перешкод, величини яких можуть суттєво виходити за межі попередніх оцінок [10].

Показана можливість зменшення впливу певного виду перешкод на похибки адаптивного ПС шляхом використання методології ковзного режиму і введення додаткового зворотного зв'язку [11].

Запропонований алгоритм синтезу ПС нелінійних автономних систем, для яких неможливе визначення можливості спостереження в класичній формі [12]. Задана швидкодія досягається шляхом використання ПС з високим коефіцієнтом підсилення і локальної динамічної системи вибірки даних.

Аналіз наведених публікацій показує, що задача побудови ПС кінематичних параметрів ВП СС збуреного руху ракети із врахуванням його особливостей як ОУ не ставилась.

Навіть якщо не брати до уваги кінцеву жорсткість корпусу і коливання рідкого палива, то особливість цього ОУ полягає в тому, що управління положенням центру мас корпусу ракети у певній площині і обертальним рухом навколо нього виконується шляхом використання одного рульового органу.

ПС кінематичних параметрів ВП СС збуреного руху ракети може бути необхідним для побудови ЗР, в якому присутні всі координати вектору стану ОУ, або для встановлення рівня завантаження ВП, коли відомі тільки наближені оцінки збурень.

Врахування в ЗР даних такого ПС – кута повороту і кутової швидкості рульового органу ВП [13, 14] може привести до вдосконалення СС з погляду показників: запас стійкості на площині коренів характеристичного поліному і на площині двох коефіцієнтів ЗР, а також енергетичних витрат ВП протягом перехідного процесу компенсації збурювального прискорення.

3 МАТЕРІАЛИ І МЕТОДИ

Для побудови РПС кінематичних характеристик ВП вектор стану ОУ \mathbf{x} (1) подамо у вигляді двох векторів: координати одного з них (4) вимірюються в процесі польоту, оцінки координат другого визначає РПС, вони позначені зверху символом «^», тобто

$$\mathbf{x} = [\mathbf{y} \quad \mathbf{w}]^T, \quad \mathbf{y} = [\psi \quad \dot{\psi} \quad z \quad \dot{z}]^T, \quad \mathbf{w} = [\hat{\delta} \quad \hat{\delta}']^T. \quad (5)$$

Згідно (5) рівняння ОУ (1) може бути записане так:

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{y}} \\ \dot{\mathbf{w}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12} \\ \mathbf{A}_{21} & \mathbf{A}_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{y} \\ \mathbf{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ \mathbf{B}_2 \end{bmatrix} \cdot u + \begin{bmatrix} \mathbf{f}_y \\ \mathbf{f}_w \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де

$$\mathbf{A}_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_{z\psi} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 \\ a_{z\delta} & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{21} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_{22} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\mu & -\xi \cdot \mu \cdot Tac \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_1 = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T, \quad \mathbf{B}_2 = [0 \quad \mu]^T,$$

$$\mathbf{f}_y = f_0 \cdot [0 \quad m_{gr} \quad 0 \quad 1]^T, \quad \mathbf{f}_w = [0 \quad 0]^T.$$

Коли в ЗР беруться до уваги всі координати вектору стану, то сигнал управління

$$u = \mathbf{K}_y \cdot \mathbf{y} + \mathbf{K}_w \cdot \mathbf{w}, \quad (7)$$

де відповідно до ЗР – лінійної комбінації координат векторів \mathbf{y} і \mathbf{w} з коефіцієнтами, вибраними виходячи із заданих показників СС,

$$\mathbf{K}_y = [k_\psi \quad k'_\psi \quad k_z \quad k'_z], \quad \mathbf{K}_w = [k_\delta \quad k'_\delta].$$

Коли в ЗР координати вектору \mathbf{w} не беруться до уваги,

$$u = \mathbf{K}_y \cdot \mathbf{y}. \quad (8)$$

Рівняння РПС слідує із (6 – 7):

$$\dot{\mathbf{w}} = \mathbf{A}_{22} \cdot \mathbf{w} + \mathbf{B}_2 \cdot u = (\mathbf{A}_{22} + \mathbf{B}_2 \cdot \mathbf{K}_w) \cdot \mathbf{w} + \mathbf{B}_2 \cdot \mathbf{K}_y \cdot \mathbf{y}. \quad (9)$$

Відповідно (8, 9) до структурних схем обох варіантів РПС входять інтегратор і лінійні блоки множення векторів та матриць (рис. 1, 2).

Виходячи із (6, 7, 9) можна отримати рівняння РПС для випадку, коли в ЗР беруться до уваги всі координати вектору стану ОУ (6), у скалярному вигляді.

Для спрощення запису введемо позначення:

$$\mathbf{m}_w = \mathbf{A}_{22} + \mathbf{B}_2 \cdot \mathbf{K}_w =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\mu & -\xi \cdot \mu \cdot T_{ac} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mu \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_{\delta} & k'_{\delta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ \mu \cdot (k_{\delta} - 1) & \mu \cdot (k'_{\delta} - \xi \cdot T_{ac}) \end{bmatrix}; \quad (10)$$

$$m\mathbf{y} = \mathbf{B}_2 \cdot \mathbf{K}_y = \begin{bmatrix} 0 \\ \mu \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_{\psi} & k'_{\psi} & k_z & k'_z \end{bmatrix}. \quad (11)$$

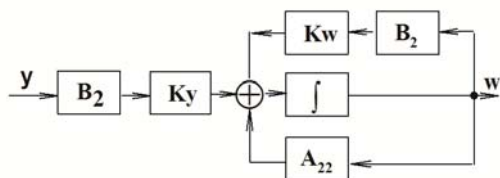


Рисунок 1 – РПС при врахуванні в 3Р сигналу w

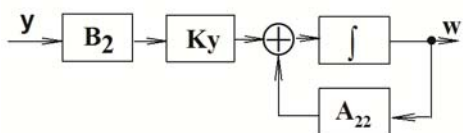


Рисунок 2 – РПС для оцінки завантаження ВП

З врахуванням (9–11) отримуємо рівняння РПС (рис. 1) у скалярному вигляді:

– кутова швидкість рульового органу ВП СС:

$$\hat{\delta}(t) = \int_0^t \left[\sum_{i=1}^2 m w_{2i} \cdot w_i(\tau) + \sum_{i=1}^4 m y_{2i} \cdot y_i(\tau) \right] \cdot d\tau, \quad (12)$$

– кут повороту

$$\hat{\delta}(t) = \int_0^t \hat{\delta}(\tau) \cdot d\tau. \quad (13)$$

Як слідує з (12, 13), до складу РПС (рис. 1, 2), крім блоків множення векторів та матриць, входять два інтегратора, сигнали на виході яких дають координати вектора \mathbf{w} – еквівалентний кут повороту рульового органу ВП $\hat{\delta}$ (умовно інтегратор 2) і його кутову швидкість $\dot{\delta}$ (інтегратор 1). На вхід оховаченого зворотним зв'язком інтегратора 1 надходять з точністю до постійного множника визначені шляхом вимірювання в реальному часі координати вектора \mathbf{y} . Вихід інтегратора 1 (12) подається на вхід інтегратора 2. При нульових початкових умовах для координат вектору \mathbf{w} функції (12, 13) дорівнюють відповідним координатам вектору стану ОУ (1) \mathbf{x} незалежно від його початкових умов і збурення \mathbf{f} .

4 ЕКСПЕРИМЕНТИ

Вхідним сигналом РПС (рис. 1, 2) є вектор \mathbf{y} , координати якого вимірюються в процесі польоту системою датчиків. Тому для проведення експерименту перевірки обґрунтування схеми РПС чисельним шляхом його рівняння (9) були приєднані до імітаційної моделі збуреного руху СС.

Із врахуванням рівнянь ОУ (1) і сигналу управління (7) збурений рух СС в околі певної точки траєкторії може бути описаний у вигляді:

$$\dot{\mathbf{x}} = \Phi \cdot \mathbf{x} + \mathbf{f}, \quad (14)$$

де:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & 0 & 0 & 0 & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{z\psi} & 0 & 0 & 0 & a_{z\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \cdot k_{\psi} & \mu \cdot k'_{\psi} & -\mu \cdot k_z & -k'_z & \mu\delta & \mu \cdot \nu \end{bmatrix},$$

$$\mu\delta = \mu \cdot (k_{\delta} - 1), \quad \nu = k'_{\delta} - \xi \cdot T_{ac}.$$

Критеріями для формування ЗР можуть бути вимоги до точності стабілізації, запасу стійкості, якості перехідного процесу, потужності і швидкодії ВП та інші. В даній роботі коефіцієнти ЗР (7) визначені виходячи із критерію запасу стійкості на площині коренів характеристичного поліному СС. Для елементів матриці \mathbf{A} (2) в рівняннях ОУ (табл. 1) коефіцієнти ЗР, які дають найбільше значення названого критерію, наведені в табл. 2.

Розв'язок системи диференціальних рівнянь восьмого порядку, що описує збурений рух СС і функцію РПС, може бути отриманий з використанням відомих методів, наприклад, Рунге-Кутта чи Адамса.

Таблиця 1 – Коефіцієнти ОУ

$a_{\psi\psi}$	$a_{\psi\delta}$	$a_{z\delta}$	$a_{z\psi}$	ξ	T_{ac}
с ⁻²		м·с ⁻²		–	с
1,811	-0,295	-1,441	36,09	1,2	0,10

Таблиця 2 – Коефіцієнти ЗР

k_{ψ}	k_{δ}	k'_{ψ}	k'_{δ}	k_z	k'_z
–		с		м ⁻¹	м ⁻¹ ·с
54,4	-0,00505	23,8	0,00129	0,884	1,45

Експеримент перевірки обґрунтування схеми РПС чисельним шляхом проводився шляхом порівняння його вихідних величин $\hat{\delta}, \dot{\delta}$ з еквівалентними кутом повороту δ рульового органу ВП і кутовою швидкістю $\dot{\delta}$, визначених імітаційною моделлю СС на інтервалі дії збурення.

Величини відхилень

$$\left| \delta - \hat{\delta} \right|, \left| \dot{\delta} - \hat{\dot{\delta}} \right| \quad (15)$$

залежать від похибок елементів матриць \mathbf{m}_w та \mathbf{m}_y . При відсутності названих похибок і нульових початкових умовах для диференціальних рівнянь РПС (9) відхилення (15) дорівнюють нулю незалежно від величини збурення і початкових умов системи диференціальних рівнянь (14), що підтверджує обґрунтування схеми РПС.

5 РЕЗУЛЬТАТИ

Для ОУ – збурений рух ракети у площині ристання – розроблений РПС (рис. 1, 2) кінематичних характеристик ВП, які в польоті не вимірюються датчиками, але можуть бути використані для формування ЗР і визначення фактичного рівня завантаження ВП в умовах дії збурень, для яких відомі тільки наближені оцінки.

Виходячи із співвідношень (6–13) розроблений алгоритм розрахунку параметрів і вихідних сигналів РПС, на вході якого елементи матриці \mathbf{A} в околі певної точки траєкторії, коефіцієнти ЗР і поточні сигнали датчиків координат вектору \mathbf{y} (4).

6 ОБГОВОРЕННЯ

Відомо, що спостереження за вектором стану динамічної системи є необхідною складовою частиною системи управління. Переважно термін «спостереження» використовується у більш вузькому значенні, а саме розрахунок тільки тих координат вектору стану, які в СС не вимірюються. В результаті відповідний пристрій має менший порядок моделі, і тому його можна назвати редукованим.

Слід мати на увазі існування різних варіантів конструкцій ВП СС руху ракети, тому термін еквівалентний кут повороту рульового органу означає коефіцієнт пропорційності величини рульового зусилля, що створює складову частину лінійного прискорення $a_{z\delta} \cdot \delta$ центра мас корпусу та складову частину обертального прискорення $a_{\psi\delta} \cdot \delta$, що враховані в моделі ОУ (1–3).

У порівнянні з ПС, описаними в джерелах [8–12], запропонований в цій роботі РПС враховує особливості ОУ – збурений рух ракети і, як наслідок, має переваги з погляду рівня складності його реалізації.

ВИСНОВКИ

Наукова новизна роботи полягає в обґрунтованні побудови схеми РПС еквівалентного кута повороту рульового органу ВП і його кутової швидкості спираючись на поточні дані про параметри збуреного руху корпусу ракети, ЗР та коефіцієнти математичної моделі ОУ.

Практичне значення отриманих в роботі результатів полягає в тому, що визначені у реальному часі дані про кінематичні параметри ВП можуть бути ви-

користані для встановлення рівня його фактичного завантаження при дії тільки наближено відомих збурень і при необхідності для формування ЗР, в якому враховуються всі координати вектору стану ОУ в межах прийнятої моделі.

Напрямок подальшого дослідження – розробка методів зменшення впливу рівня невизначеності коефіцієнтів математичної моделі ОУ на показники СС і, зокрема, на точність РПС.

ПОДЯКИ

Робота виконана на основі матеріалів держбюджетної науково-дослідної теми «Системи і процеси в управлінні, зв'язку та електротехніці» / Звіт про науково-дослідну роботу № 0116U003321 (ФТФ-30-16). ДНУ – 2018.

Автор висловлює подяку колективу кафедри систем автоматизованого управління Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара і Державному підприємству «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» за підтримку.

ЛІТЕРАТУРА / LITERATURA

1. Сухоробрий В. Г. Оптимизация параметров системы стабилизации ракет-носителей с помощью метода вариаций [Текст] / В. Г. Сухоробрий, А. А. Цветкова, А. Б. Шопина // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – 2015. – № 68. – С. 5–12. Режим доступу: http://nbuv.gov.ua/UJRN/vikt_2015_68_3
2. Thakur D. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters [Text] / D. Thakur, S. Srikant, M. Akella // Journal of guidance, control, and dynamics. – 2015. – Vol. 38, Issue 1. – P. 41–52. DOI: 10.2514/1.G000457
3. Li M. Adaptive attitude stabilization control design for spacecraft under physical limitations [Text] / M. Li, M. Hou, C. Yin // Journal of guidance, control, and dynamics. – 2016. – Vol. 39, Issue 9. – P. 2179–2183. DOI: 10.2514/1.G000348
4. Senqiang Z. Satellite Attitude Stabilization Control with Actuator Faults [Text] / [Z. Senqiang, W. Danwei, S. Qiang et. al.] // Journal of guidance, control, and dynamics. – 2017. – Vol. 40, Issue 5. – P. 1304–1313. <https://doi.org/10.2514/1.G001922>
5. Avdeyev V. Stabilization of rocket motion [Text] / V. Avdeyev // Space technologies: present and future: VII Міжнародна конференція, Дніпро, 21–24 травня 2019 р.: тези доповідей. – Дніпро : ДП КБ Південне, 2019. – С. 114.
6. Бирюков В. Г. Кинематическая задача оптимальной нелинейной стабилизации углового движения твердого тела [Текст] / В. Г. Бирюков, Ю. Н. Челноков // Известия РАН, серия: механика твердого тела. – 2017. – № 2. – С. 3–12.
7. Овчинников М. Ю. Алгоритмы стабилизации космического аппарата с жесткими элементами [Текст] / М. Ю. Овчинников, С. С. Ткачев, А. И. Шестоперов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2019. – № 3. – С. 147–163.
8. Асанов А. З. Аналитический синтез функциональных наблюдателей пониженного порядка [Текст] / А. З. Аса-

- нов, Д. Н. Демьянов // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2015. – № 4. – С. 505–513.
9. Mazenc F. Predictor-based sampled-data exponential stabilization through continuous–discrete observers [Text] / F. Mazenc, E. Fridman // Automatica. – 2016. – Vol. 63. – P. 74–81. DOI: 10.1016/j.automatica.2015.10.016
10. Alessandri A. Stubborn state observers for linear time-invariant systems [Text] / A. Alessandri, L. Zaccarian // Automatica. – 2018. – Vol. 88. – P. 1–9. DOI: 10.1016/j.automatica.2017.10.022
11. Efimov D. Enhancement of adaptive observer robustness applying sliding mode techniques [Text] / D. Efimov, Ch. Edwards, A. Zolghadri // Automatica. – 2016. – Vol. 72. – P. 53–56. <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2016.05.029>
12. Astolfi D. Design of local observers for autonomous nonlinear systems not in observability canonical form [Text] / D. Astolfi, C. Possieri // Automatica. – 2019. – Vol. 103. – P. 443–449. DOI: 10.1016/j.automatica.2019.02.030
13. Авдеев В. В. Вплив неповної інформації про вектор стану на характеристики системи стабілізації ракети [Текст] / В. В. Авдеев // Вісник ДНУ: серія PKT. – 2017. – Т. 25, № 4, вип. 20. – С. 3–11.
14. Авдеев В. В. Використання інформації про вектор стану виконавчого пристрою в системі стабілізації обертового руху ракети [Текст] / В. В. Авдеев // Радіоелектроніка, інформатика, управління. – 2018. – № 3, С. 174–182.
- Стаття надійшла до редакції 21.01.2020.
Після доробки 10.03.2020.

УДК 629.764

РЕДУЦИРОВАННОЕ НАБЛЮДАЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО В СИСТЕМЕ СТАБИЛИЗАЦИИ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ

Авдеев В. В. – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры систем автоматизированного управления Днепропетровского национального университета им. О. Гончара, Днепр, Украина.

АННОТАЦИЯ

Актуальность. Особенность движения ракеты как объекта управления в том, что в процессе полета ее параметры в зависимости от точки траектории и расхода топлива существенно изменяются. Это относится также и к возмущающим силам, которые не могут быть непосредственно измерены системой датчиков. Соответственно устанавливаются требования к стабилизации движения, в частности, к выбору закона регулирования и мощности исполнительного устройства, которая вследствие неполной информации о возмущениях назначается исходя из оценок их максимальных значений, что ведет к уменьшению полезной нагрузки ракеты. Потребность в наблюдении кинематических характеристик исполнительного устройства в процессе компенсации возмущений обусловлена необходимостью определения фактического уровня его загрузки с целью обоснования проектных показателей и возрастанием требований к эффективности алгоритмов выбора закона регулирования.

Цель работы – разработка структурной схемы наблюдающего устройства эквивалентного угла поворота рулевого органа системы стабилизации и его угловой скорости, которые непосредственно не измеряются, но входят в вектор состояния объекта управления, под которым имеется в виду возмущенное движение ракеты в одной из плоскостей стабилизации.

Метод. Принята линейная стационарная в окрестности определенной точки траектории модель плоского движения ракеты космического назначения с учетом инерции исполнительного устройства системы стабилизации в виде шести линейных дифференциальных уравнений первого порядка. Доступными для измерения в реальном времени приняты четыре координаты вектора состояния объекта управления – отклонение центра масс ракеты от программного положения, угол поворота корпуса и их производные по времени. Путем представления матрицы, входящей в модель объекта управления – возмущенное движение корпуса в плоскости рыскания, в виде блоков получены дифференциальные уравнения редуцированного наблюдающего устройства кинематических параметров исполнительного устройства – эквивалентного угла поворота рулевого органа и его угловой скорости. На основе этих уравнений разработаны два варианта структурной схемы, в состав которых входят интегратор и линейные блоки умножения матриц.

Результаты. Разработана структурная схема редуцированного наблюдающего устройства угла поворота рулевого органа исполнительного устройства и его угловой скорости при компенсации возмущающих сил для случаев использования и неиспользования этих данных в законе регулирования.

Выводы. Полученные на основе данных измерения текущие значения кинематических характеристик исполнительного устройства могут быть использованы для определения уровня его фактической загрузки и при необходимости формирования закона регулирования, в котором учитываются все координаты вектора состояния принятой модели.

КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА: стабилизация движения, исполнительное устройство, вектор состояния, закон регулирования.

UDC 629.764

REDUCED OBSERVER IN STABILIZING SYSTEM OF A ROCKET MOTION

Avdejev V. V. – Dr. Sc., Professor, Professor of O. Gontchar Dniprovsk national university, Dnipro, Ukraine.

ABSTRACT

Context. The peculiarity of the rocket movement as an object of control in that in the course of flight its parameters, depending of the trajectory point and fuel consumption, change significantly. It belongs also to disturbance forces that can't be directly measured by the system of sensor. Accordingly, requirements are set for the stabilization of movement, in particular, for the choice of the control law and power of actuator, which due to incomplete information about the disturbances is assigned based on estimates of their maximum values, which causes a reduction in the payload of the rocket. The need to observe the kinematic characteristics of the actuator in process of disturbances compensation is due to the necessity to determine the actual level of its loading in order to justify the design indicators and increasing requirements for the efficiency of algorithms for choosing of the control law.

Objective. Development the structure chart of observer of the equivalent steering angle and its angular velocity which are directly not measured but are included in the state vector of the control object – the perturbed motion of the rocket in one of the stabilization planes.

Method. A linear model of the plane motion of a space rocket, stationary in the vicinity of a certain point of the trajectory, was adopted taking into account the inertia of the stabilizing system actuator in the form of six first order linear differential equations. Available for real-time measurement are four coordinates of the control object, these are deviation of the rocket center of mass from the program position, the rotation angle of the rocket body and their derivatives in time. By representing the matrix included in the model of the control object – the perturbed movement of the body in the yawing plane, in the form of blocks, differential equations of the reduced observing device of the kinematic parameters of the actuator are obtained, there are the equivalent steering angle and its angular velocity. On the basis of these equations two variants of the structure chart have been developed, which include an integrator and linear blocs of matrix multiplication.

Results. A structure chart of a reduced observing device for the angle of rotation of the steering gear of the actuator and its angular velocity during the compensation of disturbing forces for cases of use and non-use of these data in the control law is developed.

Conclusions. The obtained on the basis of the measure data current values of the kinematic characteristics of the actuator can be used to determine the level of its actual download and, if necessary, to form a control law that takes into account all the coordinates of the state vector of the adopted model.

KEYWORDS: stabilization of motion, state vector, actuator, law of control.

REFERENCES

1. Suhorebryj V. G., Cvetkova A. A., Shopina A. B. Optimizacija parametrov sistemy stabilizacii raket-nositelej s pomoshh'ju metoda variacij [Text] / V. G. Suhorebryj, // *Otkrytie informacionnye i komp'yuternye integrirovannye tehnologii*, 2015, No. 68, pp. 5–12. Rezhim dostupu: http://nbuv.gov.ua/UJRN/vikt_2015_68_3
2. Thakur D., Srikant S., Akella M. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters [Text], *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2015, Vol. 38, Issue 1, pp. 41–52. DOI: 10.2514/1.G000457
3. Li M., Hou M., Yin C. Adaptive attitude stabilization control design for spacecraft under physical limitations [Text], *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2016, Vol. 39, Issue 9, pp. 2179–2183. DOI: 10.2514/1.G000348
4. Senqiang Z., Danwei W., Qiang S. et. al. Satellite Attitude Stabilization Control with Actuator Faults [Text], *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2017, Vol. 40, Issue 5, pp. 1304–1313. <https://doi.org/10.2514/1.G001922>
5. Avdeyev V. Stabilization of rocket motion [Text], *Space technologies: present and future: 7th International Conference, Dnipro, 21–24 Mai 2019. : proceedings*. Dnipro, Yuzhnoye state design office, 2019, P. 114.
6. Biryukov V. G., Chelnokov Yu. N. Kinematic problem of optimal nonlinear stabilization of the angular motion of a solid [Text], *Izvestiya RAS, series: Solid Mechanics*, 2017, No. 2, pp. 3–12.
7. Ovchinnikov M. Yu., Tkachev S. S., Shestoporov A. I. Stabilization algorithms for a spacecraft with non-rigid elements [Text], *Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Theory and Control Systems*, 2019, No. 3, pp. 147–163.
8. Asanov A. Z., Demyanov D. N. Analytical synthesis of lower-order functional observers [Text], *Izvestia RAS. Theory and control systems*, 2015, No. 4, pp. 505–513.
9. Mazenc F., Fridman E. Predictor-based sampled-data exponential stabilization through continuous–discrete observers [Text], *Automatica*, 2016, Vol. 63, pp. 74–81. DOI: 10.1016/j.automatica.2015.10.016
10. Alessandri A., Zaccarian L. Stubborn state observers for linear time-invariant systems [Text], *Automatica*, 2018, Vol. 88, pp. 1–9. DOI: 10.1016/j.automatica.2017.10.022
11. Efimov D., Edwards Ch., Zolghadri A. Enhancement of adaptive observer robustness applying sliding mode techniques [Text], *Automatica*, 2016, Vol. 72, pp. 53–56. <https://doi.org/10.1016/j.automatica.2016.05.029>
12. Astolfi D., Possieri C. Design of local observers for autonomous nonlinear systems not in observability canonical form [Text], *Automatica*, 2019, Vol. 103, pp. 443–449. DOI: 10.1016/j.automatica.2019.02.030
13. Avdeyev V. V. Vplyv nepovnoi informatsii pro vektor stanu na kharakterystyky systemy stabilizatsii rakety [Text], *Visnyk DNU: seriia RKT*, 2017, Vol. 25, No. 4, Vyp. 20, pp. 3–11.
14. Avdeyev V. V. Vykorystannia informatsii pro vektor stanu vykonavchoho prystroiu v systemi stabilizatsii obertalnoho rukhu rakety [Text], *Radio Electronics, Computer Science, Control*, 2018, № 3, pp. 174–182.