

УДК 629.195

О.С. Назаров

*Харківський національний автомобільно-дорожній університет, Харків*

## МЕТОДИКА КОМПЛЕКСУВАННЯ ВИКОНАВЧИХ ОРГАНІВ СИСТЕМИ УПРАВЛІННЯ ОРІЄНТАЦІЄЮ СУПУТНИКА

*Стаття присвячена методиці комплексування виконавчих органів, у рамках якої запропоновані і реалізовані методи: заспокоєння супутника при неповній керованості; розвантаження інерційних маховиків за допомогою гірдиноів; розворот супутника при неповній керованості; вибір модельних параметрів і формування керуючих моментів кінематичної моделі розвороту супутника.*

**Ключові слова:** виконавчий орган, заспокоєння супутника, неповна керованість, розвантаження інерційного маховика, силовий гіроскопічний комплекс, система управління орієнтацією.

### Вступ

Управління орієнтацією супутника є складовою частиною задачі управління рухом супутника [1]. Під задачею управління орієнтацією супутника розумітимемо задачу поєднання зв'язаної системи координат, осі якої збігаються з головними осями інерції супутника, з базової системи координат, вибраної нерухомою в інерціальному просторі. Збіг однойменних осей зв'язаної і базової систем координат відповідає випадку ідеальної орієнтації.

У якості класифікатора є спосіб задання термінальних умов - крайових умов вектора стану супутника. При цьому виділяються задачі термінального і фінітного управління. Виходячи з певних термінальних умов виділимо наступні задачі управління: 1) задача управління вектором кутової швидкості; 2) задача управління повним вектором стану; 3) задача швидкодії; 4) задача стабілізації кутового положення.

До задачі управління вектором кутової швидкості відноситься стабілізація супутника при довільній кінцевій кутовій орієнтації. В цьому випадку супутник опиняється в ненульовому кінцевому стані. Гальмування супутника виробляється приведенням кінцевої кутової швидкості до нульової величини при довільній орієнтації супутника. В разі розкручування супутника необхідно забезпечити задану кінцеву швидкість обертв супутника при довільному положенні супутника.

Задача управління повним вектором стану, звана надалі тривісною переорієнтацією, є загальним випадком управління обертв супутника, при якому положення осей зв'язаної системи координат стає абсолютно визначеним після завершення процесу встановлення орієнтації.

Інший спосіб рішення задачі управління ґрунтується на робастном управлінні пружним супутником, що маневрує, яке забезпечує стійкість кінцевого положення супутника. Окремим випадком тривісної

переорієнтації супутника є переорієнтація супутника з положення спокою в положення спокою, при якій термінальні умови в початковий і кінцевий моменти часу вважаються нульовими.

Інколи вирішується задача оптимального по швидкодії управління малими поворотами супутника за допомогою рухливих виконавчих органів, при яких в кожен момент часу управління прикладається не більш, ніж до одного входу системи. Отже, здійснюється оптимальне «рухливе» управління малими поворотами супутника.

Задача управління повним вектором стану супутника вирішується при обмеженому управлінні. Задача тривісної переорієнтації супутника вирішується як за фіксований час при мінімальних енерговитратах, так і по швидкодії. Тривісна переорієнтація супутника є основним штатним режимом функціонування системи управління орієнтацією супутника.

Система стабілізації і орієнтації забезпечує стабілізацію супутника в інерціальної системі координат. Динамічний режим системи стабілізації і орієнтації характеризується структурою і параметрами контуру системи стабілізації і орієнтації. Таким чином, можна говорити про комплексування виконавчих органів системи управління орієнтацією супутника, під яким розумітимемо спільну роботу виконавчих органів різних типів в рамках єдиного режиму управління.

Необхідність комплексування виникає як в штатних режимах функціонування і полягає в раціональному використанні ресурсу управління шляхом розділення моменту, що управляє, на різні виконавчі органи, так і в нештатних режимах функціонування системи управління орієнтацією супутника, наприклад, при відмові яких-небудь органів управління.

При комплексуванні виконавчих органів береться до уваги: а) висока ефективність силового гіроскопічного комплексу в сенсі величини створюю-

ваних керуючих моментів; б) можливість «насичення» силового гіроскопічного комплексу і інерційних маховиків і необхідність їх «розвантаження»; в) малі керуючі моменти, що створюються інерційними маховиками, і невисокий ресурс маховиків по «накопиченню» моменту.

**Метою статті є** підвищення ефективності системи управління орієнтацією супутника (точність, швидкодії, зниженні енергоспоживання і інших витрат) та забезпечення працездатності системи управління орієнтацією супутника.

**Аналіз літератури.** Система програмного управління орієнтацією супутника [2], будучи підсистемою системи управління рухом супутника, забезпечує у взаємодії з системою управління рухом, системою стабілізації і орієнтації, системою інформаційного забезпечення виробітку програмної інформації для управління орієнтацією супутника.

Всі програмні розвороти формуються як оптимальні по швидкодії з врахуванням наступних обмежень:

- 1) обмеження на величину кутової швидкості;
- 2) обмеження на величину кутового прискорення, визначуваного еліпсоїдом прискорень, що розташовуються;
- 3) обмеження на кут між віссю і вектором, направленим на Сонце.

Реалізуються два способи дотримання цих обмежень: обмеження кута при розвороті (корекція траєкторії розвороту шляхом виконання проміжного розвороту) і обмеження кута в кінцевій орієнтації (корекція кватерніона кінцевої орієнтації). При цьому початкова і кінцева орієнтації супутника повинні задовольняти вказаним обмеженням.

Режим роботи системи управління рухом визначається функціональними задачами, що вирішуються у нинішній момент часу. Система управління рухом реалізує такі функціональні режими [3]:

- підготовчий режим;
- демпфування кутових швидкостей;
- побудова сонячної орієнтації;
- інерціальна орієнтація.

При рішенні задачі стабілізації кутового положення супутника виробляється гальмування супутника і приведення кутової орієнтації до заданої і утримання даних термінальних умов впродовж довгого часу. Задача стабілізації супутника полягає в ліквідації неминуче малих відхилень осей супутника, що виникають у польоті, від відповідних осей базової системи відліку. Режим стабілізації супутника обертом ґрунтується на рішенні задачі стабілізації супутника і використовується при необхідності стабілізації однієї з осей супутника в інерціальній базовій системі відліку. В цьому випадку супутнику повідомляється відносно даної осі стабілізації чимала кутова швидкість.

Однією з тенденцій вдосконалення виконавчих органів систем стабілізації і орієнтації супутника є вживання комплексних систем орієнтації. Для мікро- і наносупутників перспективним є використання систем гравітаційної стабілізації, де як стабілізатори замість жорсткої гравітаційної штанги застосовуються гнучкі протяжні елементи: троси, стрічки. Введення таких елементів дозволяє понизити вагу системи стабілізації і зменшити масу супутника, що особливо важливе для малих супутників.

Ще одним перспективним напрямом, здатним забезпечити точну стабілізацію кінцевих тіл космічних тросових систем [4, 5], є розробка активної системи стабілізації, яка знаходить широке вживання також при створенні засобів орієнтації малогабаритних супутників.

## Викладення основного матеріалу

### 1. Метод заспокоєння супутника при неповній керованості

Розглядається задача гасіння кутової швидкості і подальша стабілізація оберту супутника за допомогою силового гіроскопічного комплексу та інерційних маховиків в умовах, коли із-за непрацездатності деяких гіродинів втрачена керованість по одній із зв'язаних осей твердого тіла, а ресурсу інерційного маховика по цій осі недостатньо для «парирування» кінетичного моменту оберту супутника.

Оберт супутника в цих умовах задається рівняннями Ейлера.

Потрібно привести вектор  $\bar{\omega}$  до нульового значення і утримувати його тут невизначено довгий час. Таку задачу пропонується вирішувати в два етапи: на першому – використовуючи гіроскопічний момент оберту супутника, за допомогою моментів  $M_1, M_2$  за фіксований час  $T$  привести вектор  $\bar{\omega}$  у нульовий стан; на другому – використовуючи силовий гіроскопічний комплекс та інерційні маховики, стабілізувати супутник відносно стану спокою.

На першому етапі задача управління інтерпретується як зворотна задача динаміки. Задається час  $T$  гасіння кутових швидкостей і програма зміни проєкцій кутової швидкості:

$$\omega_1^*(t) = a_1 t^2 + b_1 t + c_1;$$

$$\omega_2^*(t) = b_2 t + c_2;$$

$$\omega_3^*(t) = \left( a_1 b_2 t^4 + (b_1 b_2 + a_1 c_2) t^3 / 3 + 0,5(b_1 c_2 + b_2 c_1) t^2 + c_1 c_2 t \right) (I_1 - I_2) / I_3 + \omega_3(0). \quad (1)$$

Коефіцієнти поліномів (1) визначаються з узгодження граничних умов програмних і реальних кутових швидкостей

$$\bar{\omega}^*(0) = \bar{\omega}(0), \bar{\omega}^*(T) = 0.$$

Реалізацію програмних кутових швидкостей (1) забезпечують моменти

$$\begin{aligned} M_1^*(t) &= I_1 \dot{\omega}_1^*(t) - (I_2 - I_3) \omega_2^*(t) \omega_3^*(t); \\ M_2^*(t) &= I_2 \dot{\omega}_2^*(t) - (I_3 - I_1) \omega_3^*(t) \omega_1^*(t); \\ m_3^*(t) &= 0, \quad t \in [0, T] \end{aligned}$$

величина яких залежить від величини часу  $T$ .

В результаті реалізації першого етапу управління, вектор  $\bar{\omega}$  до моменту часу  $T$  приводиться до нульового значення, після чого управління слід формувати відповідно до закону, що забезпечує стійкість нульового стану:

$$M_1 = -k_1 \omega_1; \quad M_2 = -k_2 \omega_2; \quad M_3 = -k_3 \omega_3.$$

Для ілюстрації працездатності запропонованого підходу був проведений обчислювальний експеримент з наступними параметрами:

$$T = 10 \text{ с}; \quad \omega_i(0) = 0,0001 \text{ рад/с} \quad (i = 1, 2, 3);$$

$$I = \text{diag} \{1200, 3000, 3300\} \text{ кг} \cdot \text{м}^2.$$

Графіки проєкцій кутової швидкості і графіки моментів приведені на рисунках 1 і 2 відповідно.

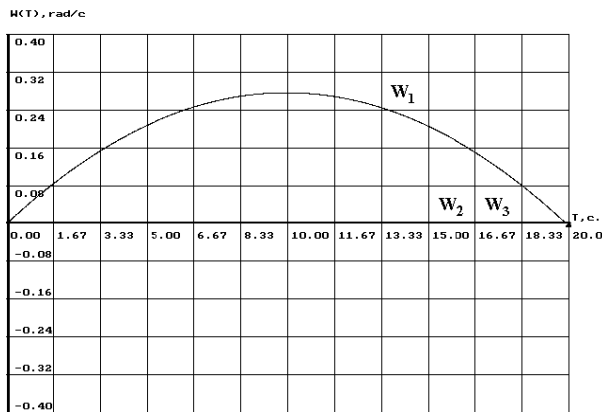


Рис. 1. Проєкції кутової швидкості в режимі заспокоєння супутника при неповній керованості

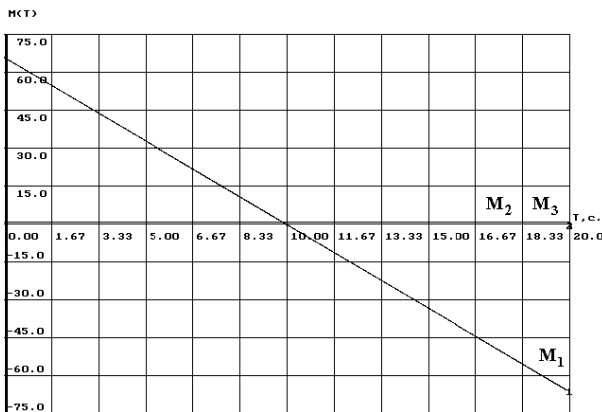


Рис. 2. Моменти в режимі заспокоєння супутника при неповній керованості

При моделюванні не враховувалися збурюючі моменти, погрішності вимірів і обробки інформації

на борту. Даний метод можливо реалізувати у режимі заспокоєння супутника при частковій втраті керованості, зв'язаної з відмовою деяких гіродинів.

## 2. Метод розвантаження інерційного маховика за допомогою гіродинів

Розглядається задача заспокоєння не повністю керованого супутника, що вирішується одночасно з розвантаженням «насиченого» інерційного маховика за допомогою силового гіроскопічного комплексу. Під неповною керованістю розуміється втрата ефективності силового гіроскопічного комплексу по одній із зв'язаних осей супутника із-за непрацездатності деяких гіродинів. При цьому управління супутника обертом довкола цієї осі здійснюється малоефективним інерційним маховиком, що знаходиться в стані «насичення». Оберт супутника задається рівняннями Ейлера.

Хай в початковий момент часу відомі  $\bar{\omega}(0) = \{\omega_1(0), \omega_2(0), \omega_3(0)\}$  – кутова швидкість супутника і  $\Omega(0)$  – кутова швидкість маховика. Потрібно за час  $T$  забезпечити  $\Omega(T) = 0$  і досить малу кутову швидкість супутника  $\bar{\omega}(T)$ .

Задамо бажану програму зміни кутової швидкості супутника  $\omega^*(t)$  та кутової швидкості маховика  $\Omega^*(t)$ :

$$\omega_3^*(t) = a_3 t^3 + b_3 t^2 + c_3 t + d_3; \quad \omega_2^*(t) = d_2;$$

$$\omega_1^*(t) = (3a_3 t^2 + 2b_3 t + c_3 - JA/I_3) / \alpha_3 d_2;$$

$$\Omega^*(t) = At + B. \quad (2)$$

Коефіцієнти поліномів (2) визначаються шляхом узгодження програмних значень вектора кутової швидкості із заданими граничними умовами

$$\bar{\omega}^*(0) = \bar{\omega}(0), \quad \bar{\omega}^*(T) = \bar{\omega}(T), \quad \Omega^*(0) = \Omega_{\max}, \quad \Omega(T) = 0.$$

Реалізацію програмних кутових швидкостей (2) забезпечують моменти

$$\mu_1^*(t) = \dot{\omega}_1^*(t) - \alpha_1 \omega_2(t) \omega_3(t);$$

$$\mu_2^*(t) = \dot{\omega}_2^*(t) - \alpha_2 \omega_3(t) \omega_1(t);$$

$$\mu_3^*(t) = JA/I_3, \quad t \in [0, T], \quad (3)$$

де  $\omega_1(t), \omega_2(t), \omega_3(t)$  – проєкції реальної кутової швидкості супутника.

Вибір порядку і коефіцієнтів поліномів (3), що задають програму зміни кутової швидкості, пов'язаний з граничними умовами задачі.

Час розвантаження  $T$  слід вибрати з умови:

$$|\dot{\Omega}| = |\dot{\Omega}^*| = |A| \leq \Omega_{\max}.$$

Для ілюстрації працездатності запропонованого способу розвантаження інерційного маховика був проведений обчислювальний експеримент:

$$T = 10 \text{ с}; \quad \omega_i(0) = 0,0001 \text{ рад/с} \quad (i = 1, 2, 3);$$

$I = \text{diag} \{1200, 3000, 3300\} \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ;  $J = 0,0015 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ;  
кутова швидкість “насичення” інерційного маховика не перевищувала  $\Omega_{\text{max}} = 20 \pi \text{ рад/с}$ .

Графіки проєкцій кутової швидкості і графіки моментів  $M_1(t), M_2(t), m_3(t)$  приведені на рисунках 3 і 4 відповідно.

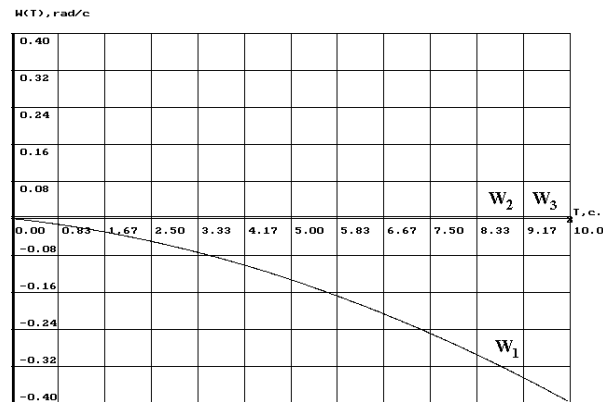


Рис. 3. Проєкції кутової швидкості в режимі розвантаження імітаційного маховика за допомогою гиродиноів при неповній керованості

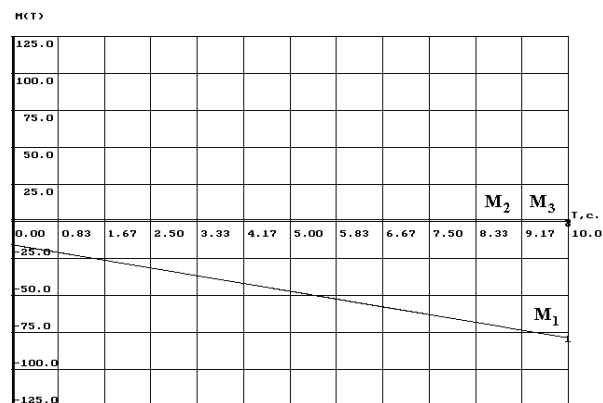


Рис. 4. Моменти в режимі розвантаження імітаційного маховика за допомогою гиродиноів при неповній керованості

Отримані результати наочно свідчать про ефективність даного підходу.

### 3. Метод розвороту супутника при неповній керованості

Розглядається задача розвороту супутника за допомогою силового гіроскопічного комплексу і системи інерційних маховиків в умовах, коли по одній із зв'язаних осей апарату, наприклад, по третій, силовий гіроскопічний комплекс через непрацездатність деяких гиродиноів не забезпечує створення необхідного керуючого моменту. При цьому система інерційних маховиків для реалізації такого маневру не досить ефективна.

У цих умовах потрібно забезпечити переорієнтацію супутника за фіксований час  $T$  з деякого довільно заданого положення, що характеризується ква-

терніоном  $\Lambda(0)$ , у положення, що характеризується кватерніоном  $\Lambda(T) = (1, 0, 0, 0)$ . Для вирішення цієї задачі скористаємося кватерніонною кінематичною моделлю сферичного типу

$$\Lambda^*(t) = \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \Lambda_3(t), \quad (4)$$

де  $\Lambda_i(t) = \cos(\psi_i(t)/2) + \sin(\psi_i(t)/2) \cdot \bar{b}_i$ ,  $i = \overline{1,3}$ ;  $\bar{b}_i$  – деякі одиничні вектори;  $\psi_i(t)$  – опорні функції.

Вказані вектори і опорні функції є модельними параметрами і підлягають визначенню. Користуючись надмірністю введеної моделі по числу параметрів, вектори  $\bar{b}_1$  і  $\bar{b}_2$  направимо відповідно по першій і другій зв'язаним осям, а  $\bar{b}_3 = \bar{b}_1$ . В цьому випадку (4) набере вигляду

$$\lambda_0 = \cos(\psi_2/2) \cdot \cos(\alpha), \quad \lambda_1 = \cos(\psi_2/2) \cdot \sin(\alpha),$$

$$\lambda_2 = \sin(\psi_2/2) \cdot \cos(\beta), \quad \lambda_3 = \sin(\psi_2/2) \cdot \sin(\beta),$$

де  $\alpha = 0,5(\psi_1 + \psi_3)$ ,  $\beta = 0,5(\psi_1 - \psi_3)$ ;  $\lambda_j, j = \overline{0,3}$  – компоненти кватерніону  $\Lambda^*$ .

Модельна кутова швидкість приймає вигляд:

$$\bar{\omega}^*(t) = \dot{\psi}_3 \bar{b}_1 + \dot{\psi}_2 (\cos \psi_3 \bar{b}_2 - \sin \psi_3 (\bar{b}_1 \times \bar{b}_2)) + \dot{\psi}_1 (\cos \psi_2 \bar{b}_1 - \sin \psi_2 (\sin \psi_3 \bar{b}_2 + \cos \psi_3 (\bar{b}_1 \times \bar{b}_2))).$$

Погоджуємо введеною модель оберту з граничними умовами розвороту. Пропонується вибрати опорні функції таким чином:

$$\psi_3(t) = a_3 t^3 + c_3 t^2 + d_3 t + f_3, \quad t \in [0; T_1];$$

$$\psi_1(t) = 0, \quad \psi_2(t) = 0,$$

$$\psi_2(t) = a_2 t^3 + c_2 t^2 + d_2 t + f_2, \quad t \in [T_1; T_1 + T_2];$$

$$\psi_1(t) = 0, \quad \psi_3(t) = 0,$$

$$\psi_1(t) = a_1 t^3 + c_1 t^2 + d_1 t + f_1, \quad t \in [T_1 + T_2; T_1 + T_2 + T_3] \quad (5)$$

$$\psi_2(t) = 0, \quad \psi_3(t) = 0,$$

Коефіцієнти вказаних поліномів визначаються з граничних умов для  $\psi_i$  та  $\dot{\psi}_i$ . При виборі опорних функцій (5) проєкція  $\bar{\omega}^*$  на третю зв'язану вісь дорівнює нулю на всьому інтервалі часу. Програмні моменти, що реалізують такий розворот, мають вигляд:

$$M_1^*(t) = I_1 \dot{\omega}_1^*(t) - (I_2 - I_3) \omega_2^*(t) \omega_3^*(t);$$

$$M_2^*(t) = I_2 \dot{\omega}_2^*(t) - (I_3 - I_1) \omega_3^*(t) \omega_1^*(t);$$

$$m_3^*(t) = -k \cdot \omega_3(t) - (I_1 - I_2) \cdot \omega_1(t) \cdot \omega_2(t), \quad k > 0. \quad (6)$$

Таким чином, відповідно до (4) та (5), необхідний розворот здійснюється трьома послідовними поворотами, відповідно довкола першої, другої та знову першої зв'язаних осей. Тривалість поворотів задається часом  $T_i$ .

Приклад реалізації такого маневру в умовах, коли  $\Lambda(0) = \{0.5; 0.5; 0.5; 0.5\}$ ,  $T = 100 \text{ с}$  приведені на рис. 5 і 6. Результати свідчать про працездатність алгоритму.

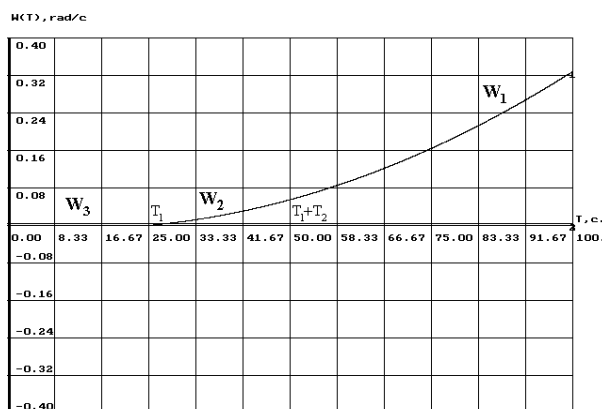


Рис. 5. Проекції кутової швидкості в режимі розвороту супутника при неповній керованості

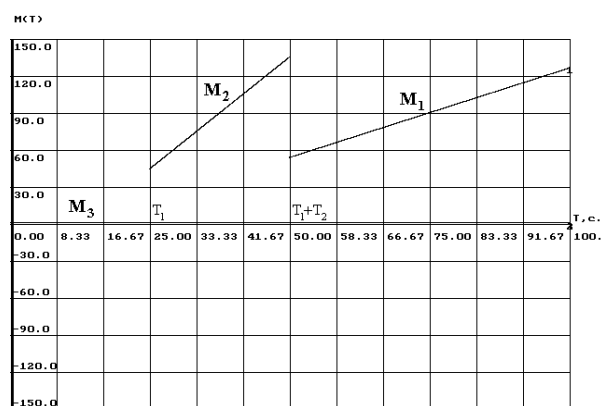


Рис. 6. Моменти в режимі розвороту супутника при неповній керованості

Алгоритм формування моментів (6) може бути використаний і при ненульових початковій та кінцевій кутових швидкостях в разі, якщо вони направлені по першій зв'язаній осі. Аналогічний результат можна отримати і для випадку, коли швидкості направлені по другій зв'язаній осі.

#### 4. Метод вибору модельних параметрів і формування моментів кінематичної моделі розвороту супутника

Задача управління обертом пружного супутника полягає в тому, що за допомогою обмежених по величині управлінь  $\dot{\beta}_i, i = \overline{1,4}$  ( $|\dot{\beta}_i| \leq \dot{\beta}_m$ ) потрібно забезпечити переклад вектора стану  $\{\Lambda, \bar{\omega}\}$  за кінцевий інтервал часу  $T$  з початкового положення в необхідне кінцеве із заданою точністю.

Пропонується алгоритм вирішення різних завдань управління обертом супутника, що реалізовується по траєкторії оберту, яка задається програмно.

При моделюванні програмної траєкторії застосовується кватерніонна кінематична модель сферичного типу (4), де  $\bar{b}_i, i = \overline{1,3}$  – одиничні вектори, пов'язані з граничними умовами задачі управління;

$\psi_i, i = \overline{1,3}$  – опорні функції, що є модельними параметрами. Вибираючи їх певним чином, необхідно забезпечити виконання граничних умов різних завдань управління.

Даній кінематичній моделі відповідають модельна кутова швидкість, модельне кутове прискорення і програмний керуючий момент

$$\begin{aligned} \bar{\omega}_M &= 2 \cdot (\tilde{\Lambda}_M \circ \dot{\Lambda}_M) \\ \dot{\bar{\omega}}_M &= 2 \cdot (\dot{\tilde{\Lambda}}_M \circ \dot{\Lambda}_M + \tilde{\Lambda}_M \circ \ddot{\Lambda}_M); \\ \bar{M}_M &= I \dot{\bar{\omega}}_M + [\bar{\omega}_M \times I \bar{\omega}_M] \end{aligned} \quad (7)$$

де  $I$  – тензор моментів інерції супутника.

Сформулюємо алгоритм рішення задачі керованого оберту на основі кінематичної моделі (4), (7) за допомогою вибору опорних функцій.

До термінальних умов задачі управління обертом відносяться значення вектора стану  $\{\Lambda, \bar{\omega}\}$  у початковий і кінцевий моменти часу.

Як основний режим керованого оберту супутника пропонується використовувати режим тривісної переорієнтації супутника, термінальними умовами для якого є кінцеві кутова швидкість  $\bar{\omega}(T) = \bar{\omega}_K$  і кватерніон орієнтації  $\Lambda(T) = (1, 0, 0, 0)$ . Під тривісною переорієнтацією супутника розуміється кінцеве кутове положення зв'язаної системи координат відносно інерціальної.

З врахуванням векторів (7) з крайових умов задачі управління обертом супутника отримані наступні вирази для значень опорних функцій та їх похідних у початковий і кінцевий моменти часу. Для всіх режимів керованого оберту супутника крайові умови є однаковими окрім величини  $\bar{\psi}(T)$ .

Опорні функції вибираються у вигляді поліномів часу, порядок яких визначається кількістю крайових умов і пов'язаний з типом режиму управління обертом супутника. В разі тривісної переорієнтації супутника опорні функції та їх похідні можна вибрати у вигляді:

$$\begin{aligned} \psi_i(t) &= a_{0i} + a_{1i}t + a_{2i}t^2 + a_{3i}t^3; \\ \dot{\psi}_i(t) &= a_{1i} + 2a_{2i}t + 3a_{3i}t^2; \\ \ddot{\psi}_i(t) &= 2a_{2i} + 6a_{3i}t, i = \overline{1,3}. \end{aligned} \quad (8)$$

Коефіцієнти поліноміальних опорних функцій (8) забезпечують виконання крайових умов задачі тривісної переорієнтації супутника.

Отриманий метод рішення задачі керованого оберту супутника може бути реалізований і для інших режимів управління обертом супутника, взаємозв'язок між якими та задачами управління орієнтацією супутника наведено на рис. 7.

Рішення задачі управління обертом супутника отримане в розімкненій формі. Для його замикання рекомендується застосовувати поточну ін-

формацію про вектор стану. При цьому отримані співвідношення для фіксованого початкового значення вектора стану залишаються незмінними, а алгоритм формування керуючого моменту істотно спрощується.



Рис. 7. Схема взаємозв'язку між режимами управління обертом супутника та задачами управління орієнтацією супутника

Таким чином, вживання кінематичної моделі шляхом вибору опорних функцій дозволяє знайти рішення практично будь-якої задачі управління обертом супутника.

## Висновки

Розроблені методи заспокоєння супутника, розвантаження інерційного маховика за допомогою гіродинів і розвороту супутника при неповній керованості. Отримані результати моделювання підтвер-

джують ефективність розроблених методик в різних умовах функціонування.

Розроблений метод вибору модельних параметрів і формування моментів кінематичної моделі розвороту супутника, який дозволяє знайти рішення практично будь-якої задачі управління обертом супутника, що управляє. При моделюванні не враховувалися моменти, що збурюють, погрешності вимірів і обробки інформації на борту.

Отримані результати носять принциповий характер і переконують в можливості реалізації режиму заспокоєння супутника при частковій втраті керованості, зв'язаної, зокрема, з відмовою деяких гіродинів.

## Список літератури

1. Лебедев Д. В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наук. думка, 2006. – 298 с.
2. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов / Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В., Платонов В.Н. – М.: Наука. – 2006. – 579 с.
3. Челноков Ю.. Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением / Ю.Н. Челноков. – М.: Физматлит, 2010. – 610 с.
4. Динамика космических систем с тросовыми и шарнирными соединениями / [Алпатов А.П., Белецкий В.В., Драновский В.И. и др.]. – Ижевск: РХД, 2007. – 559 с.
5. Ротационное движение космических тросовых систем / [Алпатов А.П., Белецкий В.В., Драновский В.И. и др.]. – Дн-ск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2001. – 404 с.
6. Успенский В.Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата: Монография / Успенский В.Б. – Х.: НТУ "ХПИ", 2005. – 328 с.

Надійшла до редколегії 22.06.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф. К.В. Аврамов, Інститут проблем машинобудування НАН України, Харків.

## МЕТОДИКА КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ СПУТНИКА

А.С. Назаров

Статья посвящена методике комплексирования исполнительных органов, в рамках которой предложены и реализованы методы: успокоение спутника при неполной управляемости; разгрузка инерционных маховиков с помощью гироскопов; разворот спутника при неполной управляемости; выбор модельных параметров и формирование управляющих моментов кинематической модели разворота спутника.

**Ключевые слова:** исполнительный орган, успокоение спутника, неполная управляемость, разгрузка инерционного маховика, силовой гироскопический комплекс, система управления ориентацией.

## COMPLEX METHODOLOGY OF THE SATELLITE ATTITUDE CONTROL SYSTEM EXECUTIVE BODIES

A.S. Nazarov

The article is devoted to the complex methodology of the executive bodies, within which proposed and implemented methods: calming of satellite at incomplete dirigibility; unloading of inertia fly-wheels by means of gyros; turn satellite at incomplete dirigibility; choice of model parameters and forming of control moments of kinematics satellite model.

**Keywords:** executive body, calming of satellite, incomplete dirigibility, unloading inertial flywheel, power gyro complex, attitude control system.