

Григор'єв

МІНІСТЕРСТВО ТРАНСПОРТУ УКРАЇНИ
ДНІПРОПЕТРОВСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ЗАЛІЗНИЧНОГО ТРАНСПОРТУ

На правах рукопису

КРИШКО ЄВГЕН ПРОКОФІЙОВИЧ

ДИНАМІКА СИСТЕМИ ЗВ'ЯЗАНИХ АСИМЕТРИЧНИХ ТІЛ
СТАЛОЇ І ЗМІННОЇ МАС

Спеціальність - 01.02.01 - теоретична механіка

А в т о р е ф е р а т

дисертації на здобуття вченого ступеня
кандидата фізико-математичних наук

Дніпропетровськ - 1994

Дисертацією є рукопис

Робота виконана в Дніпропетровському державному технічному університеті залізничного транспорту

Науковий керівник : доктор технічних наук,
доцент КРАВЕЦЬ В.В.

Офіційні опоненти : доктор фізико-математичних наук
ЛОБАС Л.Г.,

кандидат фізико-математичних наук
НАУМЕНКО К.І.

Провідна організація : Київський державний технічний університет судівництва та архітектури

Захист дисертації відбудеться "31" Травня 1994 р. о 10 годині на засіданні спеціалізованої ради К 016.49.01 Інституту механіки АН України (252057, Київ - 57, вул. Нестерова, 3).
З дисертацією можна ознайомитися в науковій бібліотеці Інституту механіки АН України.

Автореферат розіслано "21" Квітня 1994 р.

Вчений секретар
спеціалізованої ради
доктор технічних наук

В.М. Назаренко

ЛННБ України ім.В.Стефаника



00810461 (К)

ЛННБ ім. В. Стефаника
АН України

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Дисертація присвячена аналізу динамічної поведінки, проявлен-
ня впливу нелінійних пружних та аер пружних коливань механічних
систем, що складаються із жорсткої або пружної зв'язки асиметрич-
них тіл сталої і змінної мас, та знаходяться у просторовому русі,
прототипом яких являється некерована дослідницька м'ятеорологічна
ракета.

Стан проблеми. Задачі дослідження динаміки, динамічного на-
вантаження та коливань системи твердих тіл з різними видами зв'язку
для голономних та неголономних коорд чат отримали в останні роки
широке розповсюдження у зв'язку з розвитком та вдосконаленням ба-
гатьох технічних систем, серед яких об'єкти аерокосмічних дослід-
жень, ракетотехнічних систем та ін.

В зв'язку з появленням нових, все більш складних технічних
задач, з'явилося широке коло гідходів до їх розв'язання - від ана-
літичних методів вивчення найбільш важливих якостей таких систем у
лінійній та нелінійній постановці до визначення впливу на них усі-
єї сукупності факторів, що забезпечують функціонування системи за
допомогою обчислювальних експериментів.

Важливі задачі динаміки таких систем розв'язували :

Апхитін В.С., Белецький В.В., Бердж В.С., Бюшгенс Г.С., Віттенбург
Г., Ганієв Р.Ф., Гримаїло В.Н., Гуляєв В.І., Докучаєв Л.В., Каяк
Я.Ф., Левін С.І., Лобас Л.Г., Лиллов Л.К., Литвин-Седой М.З., Миро-
вич Л., Михайлов С.А., Мойсєєв Н.Н., Морозов В.М., Попов В.І., Ра-
ушенбах Б.В., Рубановський В.Н., Токар Є.Н., Хорошилов В.С., Чер-
ноусько Ф.Л., Яковлев В.Ф., Янов І.О., Klier A., Kreuzer E.,
Murphy C.H., Kane T.R., Robe T.R. та ін.

Однією з важливих галузей застосування результатів вивчення
таких систем являється механіка польоту літальних приладів різ-
номанітних конструктивних схем, різноманітного призначення та умов
польоту. Разом з тим, необхідність д сліджень існуючих примірників
аерокосмічної техніки та тих, що проєктуються, вносить свої корек-
тування до підходів вивчення загальних властивостей механічних си-
стем. В першу чергу, це посудова математичних моделей, які найбільш
приспосовані для вивчення вказаних об'єктів, здіоні врахувати як
основні властивості системи, так і особливості функціонування про-

тотипу.

Некерована дослідницька метеорологічна ракета має спільні риси з ракетами дальньої дії та снарядами, в той же час відрізняється від них по низці важливих параметрів.

Принципові відміни від ракет дальньої дії:

- відсутність системи керування;
- великий запас статичної стійкості;
- велике подовження;
- значно менша точність технологічного виконання;
- енергійне обертання довкола продольної осі і т.д.

Від малих некерованих ракет та снарядів метеорологічні ракети відрізняються:

- близькою до вертикалі траєкторією активного участку;
- значно більшою вагою та енергоозброєнням;
- більш складним та точним технологічним виконанням і т.д.

Не зважаючи на такі суттєві відмінності, при дослідженні динаміки таких ракет переважають підходи, що добре себе зарекомендували при вивченні польоту ракет дальньої дії, які ґрунтуються на розділі каналів руху. Тут використовується добре розвинутий апарат аналітичного аналізу на ґрунті лінійних та лінеаризованих рівнянь.

Проте низку рухів серед найбільш несприятливих - катастрофічне рискання, синхронізоване обертання, перехресні зв'язки між незалежними параметрами руху, що призводять до них, - не можна пояснити за допомогою лінійної теорії. В наслідок різноманіття нелінійностей побудова теорії, яка б обіймала усю сукупність нелінійних явищ, уявляє собою важку, доки не розв'язану задачу.

Іншим напрямком досліджень динаміки та динамічного навантаження некерованих метеорологічних ракет є чисельний аналіз, що ґрунтується на обчислювальному експерименті. Основним питанням цього напрямку являється побудова математичної моделі, яка б адекватно відображала фізичні властивості ракети у просторовому русі та була найкраще пристосованою для побудови на її ґрунті ефективної програмної моделі для реалізації на ЕОМ.

Розв'язок цих задач прямим чисельним інтегруванням наштовкується на низку труднощів, серед яких:

- наявність нескладних, неоглядних, несиметричних, неліній-

них диференціальних рівнянь руху;

- використання традиційних для динаміки польоту в атмосфері динамічних схем та кінематичних параметрів, що призводить до обчислення великої кількості тригонометричних функцій, які можуть мати в деяких випадках особливості і т.д.

В цьому напрямку проглядаються два шляхи. Перший - це розв'язання за допомогою чисельного аналізу однієї, нехай навіть важкої окремої задачі, для якої буде створена власна прикладна та програмна модель. Другий - побудова імітаційних систем, що дозволяють у рамках спільного підходу до формування математичних та програмних моделей розв'язувати цілий клас різноманітних задач і які функціонують у режимі діалогу дослідник - ЕОМ.

Актуальність теми дисертації обумовлена тим, що при всьому багатоманітності підходів, які складаються в останні роки при дослідженні літальних приладів складних динамічних схем назріла необхідність вивчення динаміки та шляхів покращення динамічних якостей некерованих дослідницьких ракет як самостійного класу літальних приладів, коректне дослідження яких можливо на ґрунті нелінійної математичної моделі та обчислювального експерименту. В зв'язку з цим, побудова математичної моделі, що має певні переваги перед існуючими: лаконізм, симетрія, оглядність, добре пристосування до нарощування, трансформації та алгоритмізації, яка б могла стати ґрунтом відповідного апарату - імітаційної системи для дослідження динаміки, динамічного навантаження та розв'язання інших важливих задач просторового руху некерованих літальних приладів - являється особливо актуальною.

Мета роботи полягає в побудові імітаційної системи просторового руху механічної системи, що складається з асиметричних твердих тіл сталої і змінної мас, а також пружної зв'язки таких тіл, яка б дозволила дослідити в найбільш загальній постановці динаміку некерованих літальних приладів різноманітних конструктивних схем, розв'язувати задачі динамічного навантаження елементів конструкції, впливу аеропружних коливань на параметри руху.

Наукова новизна роботи визначається наступним:

1. На ґрунті нетрадиційних для динаміки руху в атмосфері динамічних схем побудована матрична математична модель просторового руху системи асиметричних твердих тіл сталої і змінної мас, що

складається з системи диференціальних рівнянь руху Ейлера - Лагранжа в квазішвидкостях та кінематичних рівнянь в змінних Родріга - Гамільтона, яка має симетрію та пристосована до швидкого нарощування, трансформації та алгоритмізації, що дозволило на її ґрунті отримати матричну математичну модель системи подібних тіл з пружним зв'язком, та ефективну програмну модель, що у комплексі склало імітаційну систему просторового руху системи асиметричних твердих та пружнозв'язаних тіл.

2. Поставлено та розв'язано задачу про просторові нелінійні коливання системи двох пружнозв'язаних важких твердих тіл при дії вільної системи слідкуючих сил.

3. Розв'язано низку нових практично важливих задач динаміки, динамічного навантаження та аеропружності некерованої дослідницької метеорологічної ракети, яка знаходиться у просторовому русі:

- досліджено вплив перехресних зв'язків параметрів польоту на форму траєкторії; вказано можливість використання знайденого зв'язку бокових відхилень ракети в кінці активного участку від швидкості обертання для компенсації збурень від вітру;

- досліджено можливість компенсації вітрових навантажень перебудовою динамічної структури у польоті, що конструктивно забезпечується використанням стабілізуючого приладу типу флюгучої хвостової частини або дестабілізуючих поверхнь великої аеродинамічної ефективності;

- розроблено методику отримання кількісних характеристик та проаналізовано структуру динамічного навантаження елементів конструкції;

- досліджено характер аеропружних просторових деформацій корпусу в залежності від зміни кутової швидкості обертання.

Практична цінність проведених в дисертаційній роботі досліджень полягає у можливості використання імітаційної системи та результатів розв'язку задач при експлуатації існуючих та проектування нових примірників некерованих літальних приладів. Згадана імітаційна система впроваджена і використовується у роботі НВО "Тягун" (м. Обнінськ, Росія).

Достовірність результатів забезпечується коректним використанням основних положень теоретичної механіки, математики та динаміки просторового руху твердого тіла, пружнозв'язаних тіл при моделюванні, виконанням тесретичних співвідношень, які контролюють-

ся, порівнянням отриманих результатів з даними експерименту та відомими розв'язками.

Апробація роботи. Основні результати дисертації та робота в цілому доповідалась на наукових семінарах кафедр вищої математики та теоретичної механіки Дніпропетровського інституту інженерів залізничного транспорту (1986 - 1993 рр.), підсумкових наукових конференціях Дніпропетровського університету (1987 р.), Дніпропетровського транспортного інституту (1988, 1990 рр.), науковому семінарі відділу стійкості процесів Інституту механіки АН України (1993 р.), та ін.

Публікації. Основні положення дисертації і результати досліджень відображені в роботах /1 - 4/.

Об'єм роботи. Дисертація складається з вступу, трьох глав, закінчення і списку літератури з 126 назв, 141 сторінка основного тексту і 12 сторінок списку літератури.

ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обгрунтована актуальність теми, сформульована мета роботи, наукова новизна, достовірність, практична цінність, дана коротка анотація глав, а також короткий огляд відомих результатів та методів дослідження динаміки, динамічного навантаження і пружних коливань некерованих літальних апаратів, моделі яких можуть бути уявлені у вигляді жорсткої або пружної зв'язки твердих тіл.

В першій главі " Імітаційна система динаміки зв'язаних асиметричних тіл " пропонується відповідна імітаційна система, що складається з прикладної моделі, яка включає в себе низку динамічних схем і математичних моделей, що з'єднані загальним принципом побудови і структуров, та програмної моделі.

Принциповим структурним елементом прикладної моделі є динамічна схема і базова математична модель просторового руху асиметричного твердого тіла, що служить ґрунтом для побудови динамічної схеми і математичної моделі пружнозв'язаних тіл. Дві ці моделі, в свою чергу, є ґрунтом для побудови усіх інших можливих в рамках системи моделей.

Принципи побудови моделей розглянемо на прикладі базової. Розглядається асиметричне тверде тіло, що знаходиться у вільному просторовому русі та складається з частини зі змінної масою, яка жорстко з'єднана з несоосною їй частиною сталої маси (рис.1).

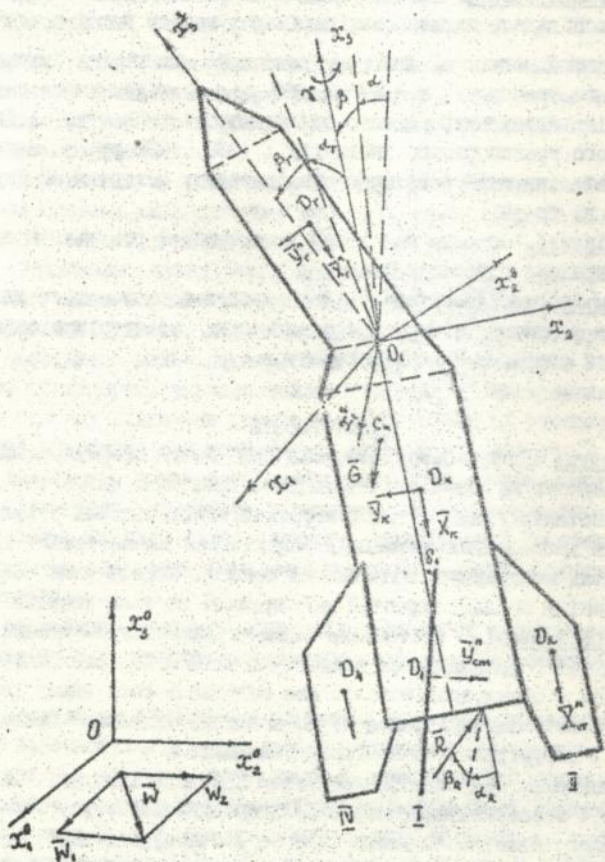


Рис. 1

Припускається наявність косоствановлених пластин, що забезпечують обертання твердого тіла. При розгляді тіла змінної маси використовується відомий принцип отвердження. Для вивчення просторового поступального і одночасно обертального руху цього тіла пропонується інерційна $Ox_1^0x_2^0x_3^0$ та зв'язана $O_1x_1x_2x_3$ з тілом системи координат. На відміну від традиційних для механіки польоту в атмосфері динамічних схем, зв'язана система координат являється нецентричною, а для врахування аеродинамічних сил поверхня тіла розглядається як та, що складається з підконструкцій по аналогії з методом суперелементів. Це дозволяє здійснювати більш ретельний облік сил аеродинаміки, закладає ґрунт для можливості швидкої трансформації і нарощування всієї прикладної моделі.

Орієнтація тіла у просторі описується за допомогою матриць, елементи яких складають параметри Родріґа-Гамільтона $[l_0, l_1, l_2, l_3]$, що зв'язані відомим співвідношенням:

$$l_0^2 + l_1^2 + l_2^2 + l_3^2 = 1 \quad (1)$$

Використання параметрів Родріґа-Гамільтона також не є традиційним у механіці польоту літальних приладів в атмосфері.

Переваги їх використання:

- більш ощадні алгоритми (до 15 - 20 %);
- можливість використання співвідношення (1) як контрольованого.

За квазішвидкості прийняті проекції вектора лінійної швидкості полюса $U (u_1, u_2, u_3)$ на осі зв'язаної системи та кутової $\Omega (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ на ті ж самі осі.

Кінематичні рівняння, що визначають знаходження тіла у просторі:

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \\ \dot{z}_3 \end{bmatrix} = K^T \cdot \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\bar{\omega}}_1 \\ \dot{\bar{\omega}}_2 \\ \dot{\bar{\omega}}_3 \end{bmatrix} = K^T \cdot \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\begin{bmatrix} l_0 \\ l_1 \\ l_2 \\ l_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} -l_1 & -l_2 & -l_3 \\ l_0 & -l_3 & l_2 \\ l_3 & l_0 & -l_1 \\ -l_2 & l_1 & l_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (4)$$

Тут K – матриця переходу від сталої системи координат до зв'язаної.

Вводимо у розгляд кососиметричну матрицю, що є структурним елементом матричної математичної моделі:

$$a = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Остаточно у матричному вигляді отримали рівняння руху Ейлера-Лагранжі:

$$\begin{bmatrix} \theta & | & m\mathbf{x} \\ \hline m\mathbf{x}^T & | & m \cdot E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \dot{\omega}_3 \\ \dot{u}_1 \\ \dot{u}_2 \\ \dot{u}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega & | & u \\ \hline 0 & | & \omega \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta & | & m\mathbf{x} \\ \hline m\mathbf{x}^T & | & m \cdot E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = P, \quad (6)$$

де:

m – маса тіла;

θ – тензор інерції в полюсі;

E – одинична матриця розміром 3×3 ;

\mathbf{x} – матриця типу (5) з компонентами (x_1, x_2, x_3) , що є координатами центра мас тіла у зв'язаній системі координат;

ω, u – матриці типу (5);

P – матриця узагальнених сил.

Матриці узагальнених сил мають однакову структуру для усіх

активно діючих сил:

$$P_j = \begin{bmatrix} x_j \\ - \\ E \end{bmatrix} \cdot M_n \cdot P_m \quad (7)$$

Тут

- M_n - матриця напрямку;
- P_m - модуль сили;
- x_j - матриця з компонентами координат точки прикладання сили.

Остаточно матриця P у правій частині (6) може бути представлена:

$$P = \sum_k P_k \quad (k=G, R, A_k, A_1, A_2, A_3, A_4) \quad (8)$$

Очевидно, що зміна складу елементів твердого тіла, нарощування моделі призведе лише до відповідної кількості додаткових складових у (8).

Таким чином, базова математична модель просторового руху асиметричного твердого тіла - сукупність трьох матричних нелінійних рівнянь: (6) з правою частиною (8) - руху Ейлера-Лагранжа та кінематичних рівнянь (2) і (4).

Переваги моделі:

- симетрія, лаконізм;
- великий ступінь структурованості;
- можливість швидкого нарощування та трансформації;
- пристосованість до алгоритмізації.

В рамках цієї моделі достатньо просто може бути розв'язано задачу знаходження динамічних навантажень, що виникають у твердому тілі.

У відповідності з принципом звільняємості від зв'язків, відокремимо у деякий момент часу частину тіла сталого складу і введемо матрицю реакції відкинутої частини:

$$R_N = [M_1, M_2, M_3, N_1, N_2, N_3] \quad (9)$$

Якщо параметри просторового руху полюсу ω і $\dot{\omega}$ вважати відомими в наслідок розв'язання основної задачі, то в (6) залишається невідомою лише матриця R_N :

$$P_H = M_\Gamma \dot{\omega} + \Omega M_\Gamma \omega - P_G^\Gamma - P_A^\Gamma \quad (10)$$

Очевидно, що з (10) легко визначається структура складових узагальнених сил реакції відкинутої частини.

Базова модель стала ґрунтом для побудови ще одного структурного елемента прикладної моделі - моделі просторового руху системи пружнозв'язаних асиметричних тіл сталої і змінної мас.

Пропонується динамічна схема (рис.2) у вигляді дискретної механічної системи, до складу якої входять два асиметричних твердих тіла, що взаємодіють між собою через невагомий пружний стержень за принципом зворотнього зв'язку. Прийнято припущення про виконання узагальненого закону Гука.

Для розв'язання задачі просторових пружних коливань системи маємо аналогічно базовій моделі систему нелінійних диференціальних рівнянь Ейлера-Лагранжа у матричному вигляді:

$$\begin{aligned} M^{(j)} \dot{\omega}^{(j)} + \Omega^{(j)} M^{(j)} \omega^{(j)} &= P^{(j)} \\ \dot{q}^{(j)} &= \frac{1}{2} L^{(j)} \cdot \omega^{(j)} \\ \dot{z}^{(j)} &= K_{(j)}^T \cdot u^{(j)} \quad (j=1,2) \end{aligned} \quad (11)$$

де j - номер тіла, а до активних сил у правій частини включені сили P_{21} і P_{12} - дії другого тіла на перше і навпаки.

Для знаходження кутових деформацій стержня згідно з теорією кінцевого повороту маємо:

$$-a = \begin{bmatrix} q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_2 \\ q_3 \\ q_0 \\ -q_1 \end{bmatrix}$$

$$\beta = \begin{bmatrix} q_3 & q_2 & -q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_0 \\ -q_3 \\ q_2 \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$-\gamma = \begin{bmatrix} q_2 & -q_3 & q_0 & q_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_0 \\ -q_3 \\ q_2 \end{bmatrix}.$$

Тут q_i - параметри Родрига-Гамільтона, що визначають взаємний поворот між першим і другим ділом.

Линійна деформація пружного стержня визначиться взаємним станом двох тіл:

$$\varepsilon^{(1)} = K_1 \left[X^{(2)} - X^{(1)} \right] - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \cdot S, \quad (13)$$

де S - довжина стержня.

Зв'язок між пружними узагальненими силами та деформаціями стержня:

$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ -M_2 \\ N_1 \\ N_2 \\ N_3 \end{bmatrix} = -C \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix}, \quad (14)$$

де C - матриця жорсткості.

Склад і структура програмної моделі - реалізованої частини імітаційної системи обумовлені реалізацією можливості розв'язку з однекових засад двох типів задач, що зв'язані з двома типами математичних моделей.

В другій главі " Прикладні задачі динаміки просторового польоту дослідницької метеорологічної ракети " проілюстровано можливості імітаційної системи для розв'язку актуальних задач динаміки

некерованого руху.

Тут розглядаються і аналізуються різноманітні шляхи розв'язку однієї з ґрунтовних задач динаміки польоту некерованої метеорологічної ракети - точність виведення корисного вантажу. Встановлено залежність між характером руху ракети в каналі осертання та якісними змінами активного участку траєкторії.

Результати низки експериментів для некерованої ракети типу ММР-06 містяться на графіках (рис. 3,4). Тут прийняті слідуєчі визначення для кривих у відповідності з кутами встановлення пластин стабілізаторів δ_i :

- 0 - $\delta_i = 0$;
- 1 - $\delta_i = 37,25$;
- 2 - $\delta_i = 35,00$;
- 3 - $\delta_i = 30,00$;
- 4 - $\delta_i = 40,00$;
- 5 - $\delta_i = 45,00$.

Для заданого профілю вітру знайдено значення кута їх встановлення, при якому забезпечується мінімум бокового відхилення. Показано, що якщо змінювати ці кути, відхилення це можна зробити прогнозованим і керуваним.

Отримана інформація про зміну параметрів польоту дозволила провести також аналіз цих параметрів та їх похідних, вяснити тенденції їх зміни.

Іншим шляхом зниження чутливості метеорологічної ракети до вітрових навантажень є перебудова її динамічної структури в польоті, що забезпечується використанням конструктивних вдосканалень, що знижують статичну стійкість ракети на початковому етапі руху з послідовним стрікоподібним її відновленням. Тут аналізуються два різних пристроя - флігуче оперіння та дестабілізатори. Методом цілеспрямованого пошуку знайдені оптимальні параметри аеродинамічної ефективності обох приладів при дії вітру з випадковим рівномірним напрямком, що задовольняють вимогам технічної експлуатації некерованих метеорологічних ракет.

В третій главі " Прикладні задачі динамічного навантаження асиметричних літальних приладів " ілюструється можливість імітаційної системи для розв'язку задач динамічного навантаження, впливу сил пружності та аеропружності конструкції літального приладу

на його просторовий рух.

Приводяться результати розв'язку задачі про вплив різноманітних режимів польоту некерованої дослідницької ракети на динамічне навантаження у площині з'єднання елементів її конструкції. Аналізується вклад кожної із складових на великість підсумкових узагальнених сил.

Розроблено методику та отримано розподіл динамічного навантаження по довжині дестабілізатора, що може бути використано для відповідного розрахунку міцності.

Розглянуто задачу нелінійної динаміки системи двох важких тіл, зв'язаних пружним стержнем кінцевої довжини, що знаходиться у просторовому русі при дії вільної системи слідкуючих сил. При цьому враховується повна група узагальнених пружних сил та не накладається обмежень на геометричні параметри, інерційні характеристики твердих тіл тощо.

Деякі результати представлені на рис.5.

Основний висновок:

- на протязі руху розглянутої механічної системи можливе виникнення просторової нестійкості, яка проявляється у різкій перебудові режимів коливання тіл (відносно зменшення інтенсивності ізгіонних коливань і виникнення та збільшення інтенсивності коливань розтягання - стислості пружного стержня), що узгоджується з відомими висновками Р.Ф.Генієва і В.О.Конonenка про можливість перерозподілу енергії між різними каналами руху твердих тіл при нелінійних коливаннях.

Тут також приведені результати досліджень впливу аеропружних коливань корпусу на просторовий політ некерованої дослідницької ракети в залежності від інтенсивності руху в каналі обертавання. Показано, що в залежності від такої інтенсивності в розглянутій механічній системі може збуджуватися швидкоплинний нестійкий процес по лінійній координаті, що визначає розтягання - стислість.

ВИСНОВКИ

1. Отримана імітаційна система просторового руху механічної системи, яка складається із системи асиметричних твердих тіл сталої і змінної мас з жорстким та пружним зв'язком, ґрунтується на нетрадиційних для динаміки руху в атмосфері вільного твердого тіла соо системи таких тіл динамічних схемах та основні матричної мате-

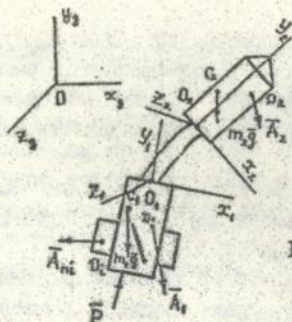


Рис. 2

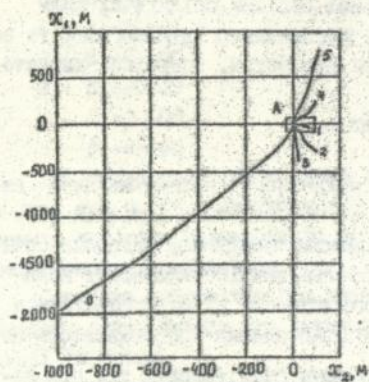


Рис. 3

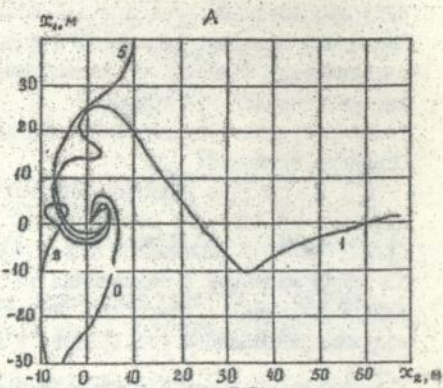


Рис. 4

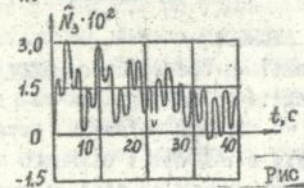
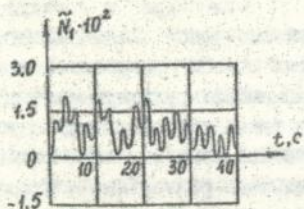
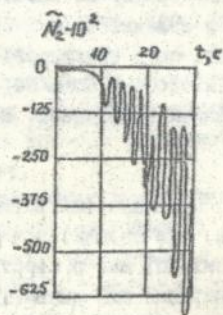


Рис. 5



матичної моделі, що складається з системи диференціальних рівнянь руху Ейлера - Лагранжа у квазішвидкостях та кінематичних рівнянь з використанням змінних Родрига - Гамільтона, яка має симетрію, пристосована до нарощування, трансформації та алгоритмізації.

2. Поставлена та розв'язана задача про просторові нелінійні коливання системи двох пружноз'язаних твердих тіл при дії вільної системи слідкуючих сил.

3. Імітаційна система використана для дослідження динаміки, динамічного навантаження, аеропружних коливань некерованої дослідницької метеорологічної ракети, що дозволило розв'язати низку нових задач:

- досліджено вплив перехресних зв'язків параметрів польоту на форму траєкторії; вказано можливість використання знайденого зв'язку бокових відхилень ракети в кінці активного участку від швидкості обертання для компенсації зрурень від вітру;
- розроблено методику проведення обчислювального експерименту та досліджено можливість компенсації вітрових навантажень перебудовою динамічної структури у польоті;
- розроблено методику отримання кількісних характеристик та проаналізовано структуру динамічного навантаження елементів конструкції;
- досліджено характер аеропружних коливань просторових деформацій корпусу в залежності від зміни швидкості обертання.

Основні положення та результати дисертаційної роботи містяться в публікаціях:

1. Кравец В.В., Крышко Е.П. Анализ пространственного движения летательных аппаратов сложных динамических схем на основе вычислительного эксперимента - Деп. № 1420, МРС " ТТЭ ", сер. ЗР, 1983. - Вып. 27. - 25 с.

2. Кравец В.В., Крышко Е.П. Исследование параметров пространственного движения свободного твердого тела в нелинейной постановке // Прикл. механика, 1984, 20, № 11. - С. 122-125.

3. Кравец В.В., Крышко Е.П. Пространственное движение твердых тел, связанных упругим стержнем // Прикл. механика, 1988, т.24, №6. - С. 109 - 113.

4. Кравец В.В., Крышко Е.П. Математическое моделирование аэроупругих колебаний системы связанных твердых тел в пространственном движении // Прикл. механика, 1990, т.26, №7. - С.116-119.

Кришко Євген Прокофійович

Динаміка системи зв'язаних асиметричних тіл
сталої і змінної мас

Спеціальність - 01.02.01 - теоретична механіка

Підписано до друку 29.03.94. Формат 60x84/16. Папір
для розмножувальних апаратів. Друк офсетний. Ум. друк. арк. I, I.
Обл.-вид. арк. I, 0. Тираж 100 прим. Зам. 273. Безкоштовно.

Дільниця оперативної поліграфії ДДТУЗТ, 320700, ГСП,
Дніпропетровськ, 10, вул. Акад. В. А. Лазаряна, 2

AB 29.916

AB 29.916