

УДК 729.68

**В. Є. Шатіхін<sup>1</sup>, Л. П. Семенов<sup>1</sup>, Ю. Г. Артеменко<sup>2</sup>,  
В. М. Борисенко<sup>2</sup>, О. О. Геленко<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Національне космічне агентство України, Київ

<sup>2</sup>Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

**Коливання, викликані пружними виносними  
елементами конструкції космічного апарата**

*Надійшла до редакції 06.11.03*

Розглянуто коливання, зумовлені пружними виносними елементами конструкції космічного апарата — антенно-фідерним пристроєм та панелями сонячних батарей. Проведено аналіз моделей коливань, зумовлених панелями сонячних батарей. Надано рекомендації щодо уточнення розрахунків коливань, викликаних наявністю пружних елементів конструкції космічного апарата з урахуванням останніх напрацювань в галузі матеріалознавства.

Дослідженню коливань, викликаних пружними виносними елементами конструкції космічного апарата (КА) присвячено багато робіт. Зазначена проблема вивчається більш як три десятиліття, проте до цього часу лишається актуальною.

Запропонована стаття має за мету підтвердити актуальність цієї проблеми на цей час, дати огляд основних моделей пружних виносних елементів конструкції сучасних КА (в багатьох джерелах використовується також термін «виносні підконструкції КА малої жорсткості»), доцільність їхнього вибору та застосування в залежності від тактико-технічних та конструкторсько-технологічних особливостей КА, обґрунтувати доцільність підвищення точності розрахунків коливань панелей сонячних батарей (СБ) з урахуванням останніх напрацювань в галузі матеріалознавства.

До сучасних КА ставляться жорсткі вимоги стосовно лінійних та кутових переміщень на орбіті. Це пов'язано з розширенням та ускладненням завдань, які виконують КА в інтересах різноманітних галузей господарства, наукових досліджень, а також в інтересах оборони та безпеки країни. Більшість апаратів має виносні елементи «малої» жорсткості, це — панелі СБ, антенні пристрої, виконавчі органи різноманітних механізмів науково-дослідницького призначення тощо.

Зазначені елементи конструкції КА можуть бути джерелами коливань, що передаються на корпус КА та впливають на параметри його руху. Ці коливання разом з вібраціями, викликаними функціонуванням механізмів КА, негативно впливають на роботу оптико-електронних приладів спостереження Землі, іншої науково-дослідницької апаратури та викликають погіршення роздільної здатності бортової апаратури КА, одного з основних показників бортового спеціального комплексу КА дистанційного зондування Землі (ДЗЗ).

Актуальність зазначеної проблеми до цього часу зумовлена розповсюдженням нових матеріалів та технологій, конструктивними особливостями КА, що створюються, в тому числі нових технологій розробки СБ, збільшенням терміну активного існування КА до 15 років тощо і необхідністю врахування впливу цих факторів на параметри руху КА як на стадії проектування, так і під час автономного та комплексного відпрацювання.

Проблемою коливань, зумовлених пружними виносними елементами конструкції КА, займаються провідні організації космічної галузі як в Україні, так і за її межами. Аналіз бортових джерел збурень КА, проведений НПВ ім. С. А. Лавочкина [11] вказав на наявність вібрацій на борту КА в діапазоні частот від 0 до 150 Гц від функціонування

бортового обладнання та виносних елементів конструкції КА «малої» жорсткості. Результати розрахунків показали, що найбільший вплив на вібрації КА викликають коливання низької частоти від функціонування приводу СБ з урахуванням коливань панелей СБ та антенно-фідерних пристроїв (АФП). Аналогічні результати отримано в дослідженнях ізраїльських науковців [25]. Наведені приклади підтверджують актуальність вирішення проблеми зниження коливань, зумовлених виносними пружними елементами конструкції КА.

Дослідження проведемо для антени та панелей СБ КА як для типових пружних виносних елементів конструкції КА. Математичну модель антени та панелей СБ КА можна представити у вигляді стержня та відповідно гнучкої пластини, балки-смуги, кінцевоелементної схеми. Звичайно, перелік джерел збурень коливань КА та моделей їхнього опису цим не вичерпується, але розглядувані варіанти, на нашу думку, найрозповсюдженіші.

При розгляді коливань, зумовлених АФП, вважатимемо космічний апарат жорстким тілом, до якого закріплено стержень. Для спрощення космічний апарат має форму циліндра, стержень — однорідний, ізотропний, має сталу товщину, направлений вздовж осі  $x$ , яка перпендикулярна до осі  $y$ , направленої вздовж циліндра.

Використовуючи рівняння Ейлера для функціонала Остроградського — Гамільтона [2], визначаємо власні коливання балки з рівняння

$$\rho \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EJ \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) - \frac{\partial}{\partial x} \left( P \frac{\partial y}{\partial x} \right) - f + \frac{\partial^2}{\partial x \partial t} \left( J_0 \frac{\partial^2 y}{\partial x \partial t} \right) = 0, \quad (1)$$

де  $x$  — координати точок стержня вздовж осі  $x$ ,  $y$  — відхилення точок стержня від осі  $x$ ,  $\rho$  — маса одиниці довжини стержня,  $E$  — модуль пружності,  $J$  — момент інерції поперечного перерізу відносно нейтральної осі перерізу, перпендикулярної до площини коливань,  $J_0$  — момент інерції одиниці довжини стержня відносно центральної осі, перпендикулярної до площини коливань,  $f$  — розподілене поперечне навантаження, появу якого спричиняють зовнішні сили, що діють на КА, керуючі моменти та інші сили внутрішньої взаємодії,  $P$  — поздовжня сила, спрямована вздовж антени.

Вважатимемо, що довжина антени значно більша від її товщини, тому останнім членом у лівій частині рівняння (1) знехтуємо. Крім того, знехтуємо поздовжньою силою  $P$ .

До зовнішніх сил, що діють на КА та визначають коливання антени достатньо віднести наступні си-

ли, які викликають розподілене навантаження, що наведено в рівнянні (1):

$$F_s = F_r + F_o + F_m + F_{ct}, \quad (2)$$

де  $F_s$  — сумарна зовнішня сила, що діє на стержень,  $F_r$  — сила гравітаційної взаємодії стержня з Землею, Місяцем, Сонцем,  $F_m$  — сила взаємодії стержня з магнітним полем Землі,  $F_o$  — сила аеродинамічного опору,  $F_{ct}$  — сила світлового тиску.

В залежності від висоти орбіти, конструктивних особливостей космічного апарата, бортового обладнання вирішальним є той чи інший вид зовнішніх діючих сил, наведених у рівнянні (2). В багатьох випадках дією інших сил доцільно нехтувати.

Так, для кругових орбіт висотою до 1000 км переважним фактором є аеродинамічний опір, на висотах понад 5000 км переважає дія сили світлового тиску [3].

До сил внутрішньої взаємодії КА відносимо керуючі сили, а також фактори, що спричиняють вібрації КА, а саме керуючі сили, що викликані двигунами-маховиками, незрівноваженість ланок механізмів КА, перехідні процеси у приводах механізмів КА, нерівномірність ходу механізмів, коливання палива в паливних баках тощо.

Після спрощення рівняння (1) має вигляд

$$\mu \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EJ \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) = f. \quad (3)$$

Як було сказано вище, вважаємо модель антени як стержень з жорстко закріпленим кінцем. На такому кінці відхилення та кут повороту дорівнюють нулю:

$$y = 0, \quad \frac{\partial y}{\partial x} = 0.$$

Визначення частоти коливань антени зводиться до вирішення рівняння (3) з заданими початковими умовами та  $f = 0$ .

Перелік припущень, що були вказані раніше, не є вичерпним.

Момент інерції у випадку деформації не є величиною сталою [7], проте для більшості розрахунків на стадії проектування достатньо вважати його сталим. В рівнянні (1) не враховано дію термомеханічних деформацій, вплив факторів космічного простору (ФКП), що викликають, зокрема, зміну величини  $E$ , модуля зсуву  $G$ , коефіцієнта Пуассона  $\mu$ . Про врахування цих чинників буде викладено нижче.

Динаміка руху КА з урахуванням коливань, що викликані пружним стержнем, надається у вигляді рівняння [2, 7]

$$J_{\text{КА}} \frac{dw_{\text{КА}}}{dt} + J_c \frac{dw_c}{dt} = M_{\Sigma} + \int_0^l (x+r) \left[ \rho \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EJ \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) + \frac{\partial^2}{\partial x \partial y} \left( J_0 \frac{\partial^2 y}{\partial x \partial y} \right) \right] dx, \quad (4)$$

де  $J_{\text{КА}}$  — момент інерції КА,  $w_{\text{КА}}$  — кутова швидкість обертання КА,  $w_c$  — кутова швидкість обертання стержня відносно осі  $y$  з урахуванням всієї довжини стержня  $l$  до осі обертання КА,  $r$  — відстань від центра осі КА до початку стержня, тобто  $l = x + r$ ,  $M_{\Sigma}$  — сумарний момент дії зовнішніх та внутрішніх сил.

Вплив деформації радіоантени на параметри руху КА розглянемо на прикладі супутника RAЕ-1, що успішно функціонував на орбіті на протязі чотирьох років [14]. Цей приклад становить інтерес, оскільки за впливом на параметри руху КА завдяки розмірам та гнучкості антен він, на нашу думку, є актуальним до цього дня.

Крім того, досить складне математичне моделювання, що було здійснено на цьому КА стосовно впливу коливань радіоантени на рух КА, майже повністю було підтверджено практичним спостереженням на борту апарата за допомогою телевізійних камер та оптичних приладів спостереження.

На параметри руху КА, що були викликані коливанням пружної радіоантени, здійснювали вплив гравітаційні навантаження, ексцентриситет орбіти, термомеханічні деформації та сонячний тиск, оскільки висота орбіти запуску становила 6000 км. Як було сказано вище, на цій висоті вплив світлового тиску має більше значення, ніж вплив аеродинамічного опору та сили магнітної взаємодії, тому при розрахунках останніми двома чинниками знехтували.

Для повного розуміння проблеми доцільно стисло сказати про супутник RAЕ-1. Метою запуску супутника було здійснення вимірів інтенсивності радіосигналів, що йдуть з космосу, зокрема для розробки карти радіогалактики в діапазоні частот від 0.5 до 10 МГц.

Для виконання поставленого завдання необхідно було розгорнути систему антен з мінімальним відхиленням від заданої геометрії та забезпечити високу точність їхньої орієнтації в космічному просторі. Після розкриття чотирьох елементів головних антен довжиною в 230 м кожний утворювались дві антени, які керувались в центрі корпусу супутника під кутом  $55^\circ$ .

Значна довжина антен була тією складністю, що потребувала математичного моделювання коливань КА з урахуванням пружності елементів антен на стадії проектування КА. Під час польоту КА спо-

стереження за положенням антен здійснювалось за допомогою телевізійних камер. Для стабілізації супутника використовувались 96-м стабілізаційні штанги.

Розкриття антен здійснювалось у три етапи, відповідно на довжини 138, 184 та 230 м, в цілому протягом 2.5 місяців.

При визначенні параметрів руху цього КА були зроблені такі припущення:

- корпус супутника та стабілізаційні штанги вважались жорсткими;
- коливання антен на вигин були представлені рядом гармонік зі змінними у часі амплітудами;
- зусилля вздовж антен вважались несуттєвими;
- приростом кінетичної енергії за рахунок крутильних коливань можна знехтувати, оскільки момент інерції відносно повздовжньої осі антен значно менші, ніж моменти інерції відносно інших осей.

Загальна кількість диференціальних рівнянь другого порядку, що описували рух КА, досягла 31.

Математичне моделювання супутника та практичне підтвердження результатів руху КА дали змогу зробити важливі висновки:

- за допомогою математичного моделювання були отримані основні конструктивні параметри КА з точністю до 10 %;
- за першим приближенням рух супутника відносно центра мас можна було визначати з урахуванням основного тону коливань;
- динаміка руху супутника з довжиною антен до 180 м була близькою до динаміки супутника з жорстким тілом;
- демпфування коливань асиметричного супутника було більш ефективним, ніж для космічного апарата симетричної форми;
- найсуттєвішими чинниками, що зумовлювали коливання супутника були жорсткість супутника на вигин, жорсткість на скручування та термічний градієнт елементів головних антен.

Необхідно вказати на те, що пружність корпусу КА спричиняє також коливання, які в сумі з коливаннями, зумовленими виносними пружними елементами конструкції КА, суттєво впливають на динамічні характеристики КА. Це є темою окремого дослідження. Тут лише відзначимо, що врахування в алгоритмі управління КА коливань, зумовлених пружністю як корпусу КА, так і його пружних виносних конструкцій, поліпшує керованість КА.

При розгляді математичної моделі коливань, викликаних панелями СБ, діють припущення, аналогічні до коливань антен, тобто КА являє собою жорстке тіло із закріпленими на ньому пружними консолями, які представлено у вигляді або

суцільних середовищ, або дискретної кількості твердих взаємодотичних тіл, що зв'язані між собою безмасовими пружними елементами, названими кінцевими елементами. У цьому випадку маса консолі розподіляється по усіх кінцевих елементах.

Дослідження панелей СБ розпочинається з визначення частоти вільних коливань панелі. Визначення частоти вільних коливань необхідне для обчислювання резонансної частоти коливань панелей СБ, щоб запобігти можливому резонансу складових частин системи управління КА.

Перелік основних зовнішніх і внутрішніх сил та їхніх моментів не відрізняється за своєю природою від сил, що діють на антену КА.

При дослідженні коливань панелей СБ, як було вказано вище, розглядаються такі основні математичні моделі СБ:

- гнучка пластинка;
- балка-смуга;
- кінцевоелементна схема.

Кожна модель має свої переваги та недоліки. Застосування кожної моделі залежить від конструктивних особливостей СБ та КА, стадії створення КА, призначення КА, вибору схеми закріплення секцій батарей та інших чинників.

Застосування першої моделі доцільне на стадії проектування, оскільки, не приймаючи до уваги складність та велику кількість вихідних рівнянь, що описують коливання панелі СБ, використання цієї моделі потребує додаткових припущень та спрощень. Крім того, навіть на стадії проектування використання моделі залежить також від конструктивних особливостей панелей БФ. Розглядаючи нижче коливання панелей БФ КА «Океан-О», визначимо недоцільність застосування цієї моделі для КА «Океан-О».

Модель балки-смуги дозволяє виконати приблизні розрахунки, оскільки не враховує взаємного впливу зон конструкції, що знаходяться за межами балок. Проте ця модель достатньо проста та порівняно легко реалізується на сучасних обчислю-

вальних засобах, оскільки приводить до порівняно невеликої кількості аналітичних залежностей. Розрахунки, отримані використанням моделі балки-смуги, доцільно уточнювати застосуванням кінцевоелементної схеми.

Математична модель із застосуванням методу кінцевих елементів дозволяє отримати найточніші значення параметрів коливання панелі СБ при точно наданих зовнішніх факторах та обмеженнях для попередньо вибраної геометрії елементів панелей СБ і характеристик застосованих матеріалів. Отже, недоліком кінцевоелементної моделі є її обмежене пристосовання для вибору оптимальних параметрів панелі СБ; її ефективне використання доцільне для тестових розрахунків попередньо спроектованої оптимальної панелі СБ.

Розглянемо застосування кожної моделі панелей СБ окремо. Розпочнемо з першої моделі — гнучкої пластинки.

Для спрощеного дослідження коливань панелей батарей СБ зробимо ряд припущень.

1. Вважатимемо пластинку, що моделює панель СБ, прямокутною, однорідною та ізотропною з однаковою товщиною.

2. Деформації на згин вважатимемо пружними, малими та такими, що підлягають закону Гука.

3. Вважатимемо, що у пластинці є нейтральний шар, відстані між точками якого при згинах не змінюються. В однорідній пластинці цей шар збігається із серединною площиною, що розділяє висоту пластини навпіл.

4. Вважатимемо, що під час вигину пластини всі точки нейтрального шару переміщуються паралельно осі  $Oz$ , що проходить через центр пластини і є перпендикулярною до площини пластини.

Точки, що знаходяться на нормалі  $MN$  до нейтрального шару  $Ox$  (рис. 1), залишаються на цій нормалі також під час вигину пластини, обертаючись разом з нормаллю навкруги точки  $A$ .

5. Переміщення всіх точок, що лежать на одній нормалі до нейтрального шару, паралельні осі  $Oz$ ,

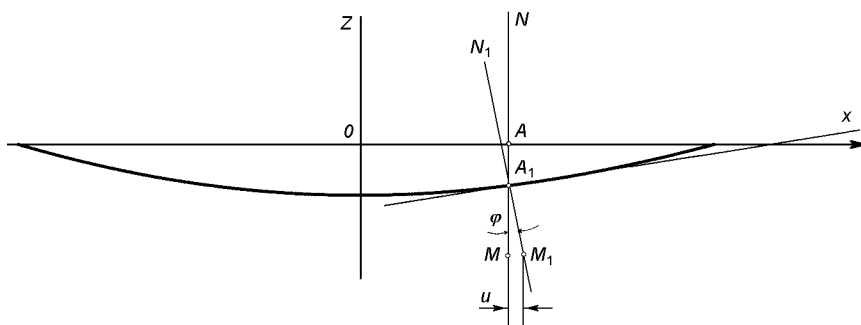


Рис. 1. Моделювання вигину панелі СБ.

однакові та дорівнюють відповідним переміщенням точок нейтрального шару.

Враховуючи викладені вище припущення, коливання панелі СБ зводяться до рівняння [7, 14]

$$\frac{d^2 w}{dt^2} + \frac{D}{\gamma} \left( \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \right) = F, \quad (5)$$

де  $D$  — циліндрична жорсткість,  $x, y$  — координати точок панелі,  $w$  — відхилення точок поверхні панелі СБ відносно осі  $z$ ,  $\gamma$  — маса на одиницю площі панелі СБ,  $F$  — сумарна сила, що враховує дію сил внутрішньої взаємодії та зовнішніх сил.

Циліндрична жорсткість визначається формулою [2]

$$D = \frac{Eh^3}{12(1 - \mu^2)}, \quad (6)$$

де  $h$  — товщина панелі.

Для випадку визначення власних коливань панелі

$$\frac{d^2 w}{dt^2} + \frac{D}{\gamma} \left( \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} \right) = 0. \quad (7)$$

Методи та умови вирішення цього рівняння викладено в роботі [2].

Необхідно вказати, що формули (5)—(7) не враховують дію ФКП, що спричиняють термомеханічні деформації панелей СБ та здійснюють вплив на фізико-механічні властивості матеріалів. Тому величини  $E, \mu$  не є сталими, що зрештою впливає на розрахунок величин власних частот коливання панелей СБ.

У ДКБ «Південне» в 2002—2003 рр. проведено дослідження впливу температури на величину модуля пружності матеріалу та величини відносного видовження композиції сучасних панелей СБ, що складається з вуглецевої стрічки ЕЛУР-0.08, насиченою епоксидним зв'язником ЕТД-10П та дубльованої поліімідної плівки товщиною 40 мкм.

На рис. 2 надано результати вимірювання відносного видовження в інтервалі температур (–100 ... +100) °С для зразків вуглепластика, орієнтованих вздовж напрямку волокон (крива 1) та поперек волокон (крива 2), де

$$\Delta l = l_0(1 + \alpha \Delta T), \quad (8)$$

( $\alpha$  — коефіцієнт теплового розширення,  $T$  — температура зразка,  $l_0$  — початкова довжина зразка). Причиною такої різниці може бути зміна коефіцієнта лінійного розширення зразків композиції вуглецевої стрічки ЕЛУР, яка відбувається за рахунок розм'якшення полімерів — складників композиції.

З графіка видно, що при температурі –93 °С відносне видовження зразка матеріалу, вирізаного

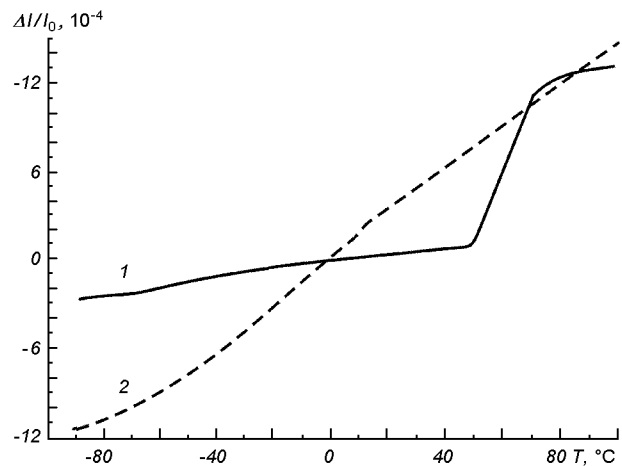


Рис. 2. Графік залежності відносного видовження  $\Delta l/l_0$  від температури матеріалу зразків, вирізаних в поздовжньому (крива 1) та поперечному напрямках (крива 2) волокон вуглецевої стрічки

#### Результати проведених вимірювань для зразків поперечної орієнтації

№	Температура, T, °С	Границя міцності, $\sigma_B$ , МПа	Модуль пружності, E, МПа
1	–196	57.5	1620
2	–100	41.02	960
3	16	29.95	710
4	80	24.85	420

вздовж вуглецевих волокон, приблизно учетверо більше, ніж для зразка матеріалу, вирізаного поперек вуглецевих волокон (–2.89·10<sup>–4</sup> та –11.6·10<sup>–4</sup> відповідно).

Крім того, нерегулярність поведінки кривих залежності відносного видовження від температури може вказувати на неадитивність внеску в теплове розширення вуглецевої матриці, епоксидного наповнювача та поліімідної плівки.

Дослідження модуля пружності показали, що його температурна залежність в робочому діапазоні температур для матеріалу поздовжньої орієнтації несуттєва: зі зменшенням температури модуль пружності збільшується приблизно на 10 %.

Для матеріалу поперечної орієнтації спостерігалась значна залежність величини модуля пружності в робочому діапазоні температур.

Як видно з таблиці, модуль пружності збільшується удвічі при зменшенні температури матеріалу з +80 °С до –100 °С.

Для детального аналізу коливань КА наведені

вище дані рекомендується враховувати в розрахунках та керуватись ними при розробці заходів щодо зменшення збурень, діючих на КА.

На практиці розрахункова модель у вигляді пластини з метою отримання точніших ого результатів обчислювання розглядається у вигляді тришарової пластини, яка складається з обшивки та заповнювача. Обшивка та заповнювач мають різні значення модуля пружності та густини. Модуль пружності, модуль зсуву, крім того, змінюються в залежності від напрямку. При розрахунках, які є досить складними та громіздкими, доцільно враховувати також вплив клейових з'єднань.

Для попередніх розрахунків зазначена модель може мати, зокрема, такі обмеження:

- не враховується дія зовнішніх поздовжніх сил;
- не враховується зміна модуля пружності та коефіцієнта Пуассона від температури та інших ФКП;
- не враховується дія клейових з'єднань;
- не враховується модуль пружності, коефіцієнт Пуассона та момент інерції, що створюють фотоперетворювачі (ФП).

Необхідність цих та інших можливих припущень знижує точність вирішення завдання. Проте, навіть якщо зазначені припущення будуть враховані розрахунковою моделлю, необхідність додаткових припущень для опису дискретного закріплення панелі може суттєво знизити точність розрахунків на ЕОМ.

Розрахункова модель у вигляді балок-смуг, які вирізаються у поздовжньому та поперечному напрямках панелі, є простим засобом оптимізації моделювання панелей СБ з урахуванням специфіки цього класу конструкцій космічної техніки і може бути покладена в основу для попередніх розрахунків. Ця модель, зокрема, дозволяє будувати процес оптимізації по масі панелі при кількох та більше змінних параметрах, що можна використати також для дослідження та оптимізації коливальних, враховуючи попередні викладки.

За модель балки-смуги (рис. 3) приймається система ортогональних балок-смуг на двох опорах з консолями під дією рівномірно розподіленого навантаження, що викликають сили, вказані в рівнянні (2). Для спрощення обмежимо розподілене рівномірним навантаженням, викликаним зовнішніми силами. В подальшому несиметричне навантаження СБ розглядається за межами процесу оптимізації.

Під дією навантаження смугова балка має максимальні вигини відповідно на кінцях консолей та в середині між опорами. Якщо максимальні переміщення балки обмежені постановкою завдання, то

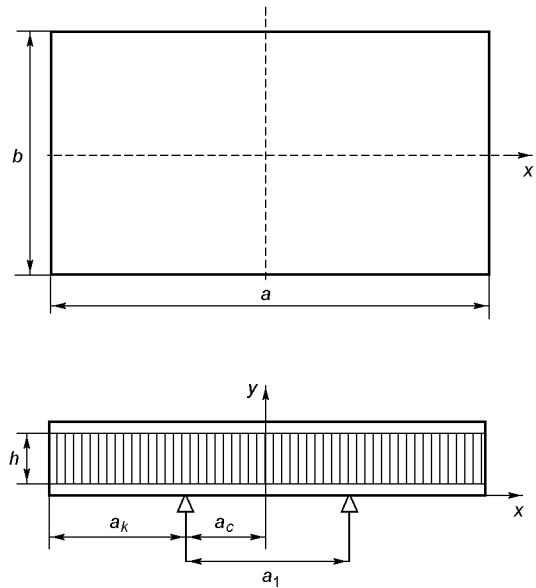


Рис. 3. Модель балки-смуги

реалізація умови мінімальних переміщень балки при заданих навантаженнях передбачає рівність вигинів:

$$w_{ak} = w_{ac}, \quad w_{bk} = w_{bc}. \quad (9)$$

Після розрахунків, використовуючи формули джерела [1], отримуємо

$$w_{ak} = \frac{q(a - a_1)}{384E_x J} (3a^3 - 9a^2 a_1 + 9a a_1^2 + 5a_1^3), \quad (10)$$

$$w_{bk} = \frac{q(b - b_1)}{384E_y J} (3b^3 - 9b^2 b_1 + 9b b_1^2 + 5b_1^3), \quad (11)$$

де  $E_x$ ,  $E_y$  — модулі пружності несучих шарів в напрямках  $x$ ,  $y$ ;  $J$  — момент інерції поперечного перерізу балки-смуги;  $a$ ,  $b$ ,  $a_1$  — відстані, що вказані на рис. 3;  $b_1$  — відстань між опорами вздовж осі  $y$  (рис. 3);  $q$  — питоме навантаження, що діє на балку;  $w_{ak}$ ,  $w_{ac}$  — максимальні вигини балки довжиною  $a$  на консолі і в центрі;  $w_{bk}$ ,  $w_{bc}$  — максимальні вигини балки довжиною  $b$  на консолі і в центрі.

З урахуванням рівняння (9), використовуючи (10), (11) отримуємо

$$16\bar{a}_1^4 - 4\bar{a}_1^3 - 36\bar{a}_1^2 + 9 = 0, \quad (12)$$

$$16\bar{b}_1^4 - 4\bar{b}_1^3 - 36\bar{b}_1^2 + 9 = 0, \quad (13)$$

де

$$\bar{a}_1 = \frac{a_1}{a}, \quad \bar{b}_1 = \frac{b_1}{b}.$$

Розв'язки рівнянь (12) та (13) визначають координати оптимального розміщення опор панелі СБ:

$$a_1 = 0.516a, \quad b_1 = 0.516b. \quad (14)$$

Оскільки вважаємо, що поверхня СБ є нерозривною, то повинно мати місце рівність вигинів:

$$w_{ak} = w_{bk}. \quad (15)$$

Приврівнюючи праві частини рівнянь (10)—(11), після нескладних перетворень отримуємо

$$E_x = \left(\frac{a}{b}\right)^4 E_y. \quad (16)$$

Рівняння (16) визначає співвідношення модулів пружності матеріалу обшивки з конструкційних матеріалів, що складаються з елементарних однонаправлених моношарів. Характеристики моношару (заповнювача) згідно з теорією армування визначаються рівняннями структурної механіки [5]:

$$E_0 = E_b \theta + E_m (1 - \theta), \quad (17)$$

$$E_{90} = \frac{E_b}{\theta + \frac{E_b}{E_m} (1 - \theta)}, \quad (18)$$

де  $E_0$  — модуль пружності уздовж волокон;  $E_{90}$  — модуль пружності моношару поперек волокон;  $E_b$  — модуль пружності волокна;  $E_m$  — модуль пружності зв'язувальної матриці;  $\theta$  — відносний об'ємний зміст волокон у моношарі.

Коефіцієнт Пуассона моношару визначається за формулою

$$\mu_{90} = \mu_b + \mu_m (1 - \theta), \quad (19)$$

де  $\mu_b$  — коефіцієнт Пуассона волокна;  $\mu_m$  — коефіцієнт Пуассона зв'язувальної матриці.

Кінцева формула має вигляд

$$E_x = \left(\frac{a}{b}\right)^4 \frac{E_0 + E_{90}}{1 + \left(\frac{a}{b}\right)^4}, \quad (20)$$

$$E_y = \frac{E_0 + E_{90}}{1 + \left(\frac{a}{b}\right)^4}. \quad (21)$$

Розгляд кінцевоелементної схеми моделювання коливань панелей СБ доцільно здійснити на при-

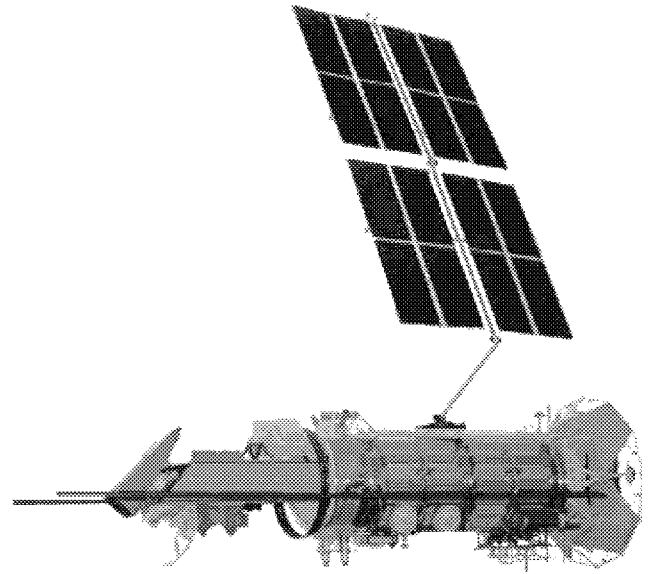


Рис. 4. КА «Океан-О»

кладі КА «Океан-О». Для кращого розуміння причини вибору цієї моделі необхідно стисло ознайомитися з конструкцією панелей СБ КА «Океан-О» та їхніми основними параметрами.

Блок батарей сонячних КА «Океан-О» складається з чотирьох панелей (рис. 4) загальною площею в  $60 \text{ м}^2$ . Панель СБ складається з прямокутного каркаса з розмірами  $1 \times 4 \text{ м}$ , на який натягнуто та приклеєно по периметру сіткове полотно.

Кожний каркас виготовлено з вуглепластикових труб та з кутових і проміжних фітінгів. Каркас розділено на чотири однакових квадрати. Фітінги та вуглепластикові труби склеюються між собою. Торцеві поверхні фітінгів мають різьбові отвори для закріплення механізмів повороту, а також елементів зачековки. З одного торця каркасу СБ встановлена труба з алюмінієвого сплаву, до якої закріплюються діодні плати та електричні перехідники.

З метою запобігання провисання сіткового полотна із закріпленими ФП усередині кожного квадрата натягується демпфер із склопластикових пластин. Електричні проводи та кабелі від ФП виводяться отворами усередині фітінгів та труб.

Через складну конструкцію та велику площу панелей СБ за оптимальну розрахункову модель була прийнята кінцевоелементна модель. За її допомогою проводилось математичне моделювання вибору варіантів конструкції панелей СБ для запобігання збігу частоти приводу СБ та власних

частот конструкції панелей СБ, а також зменшення впливу коливань, зумовлених пружністю панелей СБ.

Застосування кінцевоелементної розрахункової схеми забезпечило створення СБ, які задовольнили вимоги уникнення резонансу при експлуатації КА, а також вимогам щодо міцності, стійкості до ФКП, надійності, необхідного рівня деградації характеристик ФП. Проте результати експлуатації свідчать про наявність значних коливань КА в польоті.

Динаміку руху КА з урахуванням коливань, що викликані панелями СБ викладено в роботах [7, 12, 14].

## ВИСНОВКИ

1. Збільшення номенклатури вирішуваних сучасними КА народногосподарських та наукових завдань, що викликає підвищення роздільної здатності спостережень до кількох десятків сантиметрів, вимагає точнішого визначення коливань пружних елементів конструкції КА з метою врахування їх в алгоритмі системи управління. Це стосується як математичного моделювання на стадії проектування, так і перевірочних розрахунків спроектованої конструкції.

Наскільки точно необхідно враховувати коливання, що викликані пружними конструкціями, залежить, зокрема, від конструктивних особливостей КА, тобто його призначення та технічних характеристик бортової апаратури. Задані тактико-технічні характеристики бортового обладнання КА зумовлюють необхідність проведення «уточнених» розрахунків. У багатьох випадках висока точність недоцільна. Проте якщо створюється КА або базова космічна платформа з високоточною бортовою апаратурою ДЗЗ, а також для забезпечення точних наукових експериментів, високоякісного лазерного зв'язку тощо висока точність розрахунків необхідна.

2. Математичне моделювання коливань КА, зумовлених пружністю елементів конструкції, які можна описати як стержень, забезпечує задовільні результати на стадії проектування та їхнього підтвердження при наземному відпрацюванні і при експлуатації КА.

3. Вид математичної моделі СБ для опису коливань вибирається в залежності від стадії розробки, призначення КА та покладених на нього завдань.

4. Зроблені в ДКБ «Південне» дослідження щодо зміни модуля пружності та лінійного подовження вуглецевої стрічки ЭЛУР-0.08 в залежності від температури можуть бути рекомендованими для

врахування при розрахунках параметрів коливань панелей СБ. На цей час ДКБ «Південне» продовжує дослідження впливу ФКП на фізико-механічні характеристики інших матеріалів, що входять до складових частин БФ.

5. Існують шляхи підвищення точності розрахунків коливань панелей СБ на стадії проектування, зокрема за рахунок врахування фізико-хімічних властивостей основних складових частин панелей СБ, а саме — модулів пружності, зсуву, моменту інерції та коефіцієнта Пуассона клейових з'єднань, ізоляційної стрічки і фотоперетворювачів. Крім того, врахування залежності величин модуля пружності та коефіцієнта Пуассона матеріалів панелей СБ від температури та інших ФКП також підвищує достовірність обчислень.

6. З метою точнішого математичного моделювання коливань пружних елементів конструкції КА необхідно продовжувати роботи з дослідження впливу на матеріали дії ФКП, особливо їхнього комплексного впливу.

Це зумовлено також широким розповсюдженням в конструкції сучасних КА композиційних матеріалів, властивості яких в умовах збільшення термінів активного існування КА до 15 років ще не досліджено.

Крім результатів якісного дослідження, отримані напрацювання сприятимуть розробці ефективніших заходів задля зменшення коливань КА.

1. Астахов М. Ф., Караваев А. В., Макаров С. Я., Суздальцев Я. Я. Справочная книга по расчету самолета на прочность. — М.: Оборонгиз, 1954.—533 с.
2. Бабаков И. М. Теория колебаний. — М.: Наука, 1965.—560 с.
3. Балк М. Б. Элементы динамики космического полета. — М.: Наука, 1965.—340 с.
4. Безручко К. В., Белан Н. В., Белов Д. Г. и др. Солнечные энергосистемы космических аппаратов. Физическое и математическое моделирование. — Харьков: Государственный аэрокосмический ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», 2000.—514 с.
5. Гайдачук В. Е., Карпов Я. С., Русин М. Ю. Механика волокнистых композиционных материалов: Учебное пособие. — Харьков: Харьков. авиационный ин-т, 1991.—97 с.
6. Добронравов В. В., Никитин Н. Н., Дворников А. Л. Курс теоретической механики. — М.: Высш. шк., 1974.—526 с.
7. Згуровский М. З., Бидюк П. И. Анализ и управление большими космическими конструкциями. — Киев: Наук. думка, 1997.—450 с.
8. Ивахненко А. Г. Моделирование сложных систем. — Киев: Вища шк., 1987.—64 с.
9. Кореньский Д. Г. Устойчивость динамических систем при случайных возмущениях параметров. — Киев: Наук. думка, 1989.—208 с.
10. Мелуа А. И. Старт космической технологии. — М.: Наука, 1990.—185 с.
11. Моисеев А. А., Мордыга Ю. О. Сравнительный анализ влияния основных бортовых источников возмущений КА на



- «вибрационный смаз» изображения космического телескопа. — М.: НПО им. А. С. Лавочкина, 2001.—(www.ihst.ru/~aktm.sec2(2001).htm-62k, 2001.
12. Нур Г. С., Райан Р. С., Скоффилд Х. Н. Динамика больших аэрокосмических систем и управление ими // *Аэрокосмическая техника*.—1985.—№ 6.—С. 129—147.
  13. Панин В. Ф., Гладков Ю. А. Конструкции с заполнителем: Справочник. — М.: Машиностроение, 1991.—272 с.
  14. Петров Б. И., Рутковский В. Ю. Управление в пространстве // *Тр. 6 Междунар. симп. ИФАК по автоматическому управлению в пространстве*. — М.: Наука, 1976.—660 с.
  15. Разыграев А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. — М.: Машиностроение, 1977.—472 с.
  16. Сидеронкова М. А., Сливинский В. И. Технология производства трехслойных сотовых конструкций: Учебное пособие. — Харьков: Харьков. авиационный ин-т, 1997.—57 с.
  17. Сливинский В. И. Проблемы создания суперлегких конструкций солнечных батарей космического назначения и концепция их оптимизации // *Технологические системы*.—2000.—2(4).—С. 80—82.
  18. Соболев В. А., Горелов Ю. Н. Развитие методов математического моделирования для задач механики и процессов управления. — Самара.: Самарский гос. ун-т, 2000.—[maul.samara.ru/~cosmos/structure/matherial.html](http://maul.samara.ru/~cosmos/structure/matherial.html)—94k, 2000.
  19. Тимошенко С. П. Колебания в инженерном деле. — М.: Наука, 1967.—444 с.
  20. Черноусько Ф. И., Акуленко Л. Д., Соколов Б. Н. Управление колебаниями. — М.: Наука, 1984.—384 с.
  21. Яблонский А. А., Корейко С. С. Курс теории колебаний. — М.: Высш. шк., 1966.—254 с.
  22. Яворский Б. М., Детлаф А. А. Справочник по физике. — М.: Наука, 1985.—512 с.
  23. Bernstein E. L. Natural frequencies of an orbiting space station // *J. Spacecraft and rockets*.—1972.—9, N 9.—P. 622—630.
  24. Ryan R. S. Dynamic testings of large space systems // *NASA Pap.*—1980 Sept.—N TM—78307.
  25. Shlomi Arnon, Kopeika N. S. Laser Satellite Communications Network — Vibration Effect and Possible Solutions // *Proc. IEEE*.—1997.—85, N 10.—P. 1646—1661.
- 
- OSCILLATIONS CAUSED BY FLEXIBLE ATTACHED ELEMENTS OF SATELLITE CONSTRUCTIONS**
- V. Ye. Shatikhin, L. P. Semenov, Yu. H. Artemenko, V. M. Borysenko, and O. O. Helenko
- We consider oscillations caused by flexible attached elements of satellite constructions, namely, solar array panels and antenna. An analysis of models of oscillations produced by solar array panels is carried out. We give some recommendations concerning the improvement of calculations of oscillations caused by flexible elements of satellite constructions with allowance made for modern achievements in the space materials science.