

УДК 729.68

В. Є. Шатіхін¹, Є. С. Переверзєв², Ю. Ф. Данієв²

¹Національне космічне агентство України, Київ

²Інститут технічної механіки НАНУ та НКАУ, Дніпропетровськ

Прогнозування змін характеристик матеріалів та елементів механізму приводу сонячних батарей космічного апарата з терміном активного існування 10—15 років

Надійшла до редакції 02.02.04

Розглянуто зміни характеристик матеріалів та елементів механізму приводу сонячних батарей космічних апаратів під впливом факторів космічного простору для терміну активного існування 10—15 років. Наведено основні фактори космічного простору, що впливають на характеристики матеріалів та елементів механізму, проведено аналіз можливих дефектів та відмов механізму, визначено ймовірність проникнення метеорних частинок для елемента приводу сонячної батареї під час польоту тривалістю в 10 та 15 років. Надано рекомендації щодо розробки механізмів приводу сонячної батареї для космічних апаратів з довготривалим терміном існування.

Одним з напрямків розвитку сучасних космічних апаратів (КА) є збільшення терміну їхнього активного існування до 10—15 років. Реалізація цього завдання передбачає зокрема прогнозування змін характеристик матеріалів та елементів механізмів, що входять до складу КА; перш за все їхніх міцнісних, динамічних характеристик і показників надійності протягом терміну активного існування КА.

Важливим чинником, що викликає зміни характеристик механізмів КА, є вплив факторів космічного простору (ФКП). Для розробки та виготовлення деталей та вузлів КА з довготривалим терміном існування необхідне створення матеріалів, стійких до дії ФКП. Детально про перелік та характеристики ФКП викладено в роботах [17—19]. Тут ми розглядатимемо ФКП, які найбільш суттєво впливають на характеристики одного з важливих механізмів КА — приводу сонячних батарей (СБ).

Метою статті є прогнозування під впливом ФКП змін характеристик матеріалів та елементів механізмів приводу сонячних батарей СБ, які застосовуються на цей час, для КА з терміном активного

існування 10—15 років. Дослідження з цього питання проводились протягом останніх десятиліть як зарубіжними, так і вітчизняними науковцями, проте проблема залишається актуальною до цього часу.

Необхідно відмітити, що значна частина матеріалів з дослідження зазначеного напрямку після розпаду СРСР залишилась в Російській Федерації. Актуальність статті полягає в тому, що одночасно з визначенням основних видів ФКП, які мають найбільш значний вплив на матеріали, проведено дослідження зміни характеристик матеріалів механізмів приводу СБ КА з довготривалим терміном активного існування з урахуванням останніх напрацювань вітчизняних організацій в галузі матеріалознавства.

Електромеханічний привід разом з датчиками Сонця та блоком електронного управління входить до складу системи орієнтації СБ (СОСБ), яка повинна забезпечити мінімальну похибку під час стеження за Сонцем, споживаючи при цьому мінімальну потужність. Під час функціонування СОСБ повинна створювати мінімальні моменти збурень на корпус КА.

Привід є виконавчим механізмом СОСБ. Повинен забезпечувати стеження за Сонцем у режимах основної та форсованої швидкостей, а також установку панелей СБ у фіксовані положення відносно корпусу КА.

На рис. 1 показано один із приводів, типовий для космічних апаратів, створених у герметичному виконанні. Він приводиться в дію двома двигунами, які через циліндричний редуктор, хвильовий редуктор обертають вихідний вал, на якому закріплено несучу ферму із сонячними батареями. В деяких конструкціях приводу СБ передбачено з'єднувальну муфту між двигуном та циліндричним редуктором, а також запобіжну муфту між хвильовим редуктором і вихідним валом. Електричний зв'язок між рухомою та нерухомою частинами приводу здійснюється за допомогою струмознімача. Привід формує сигнали про положення СБ відносно корпусу КА.

Основні позначення та характеристики:

1. ДВ1, ДВ2 — двигун ДПР-52-Н1-03-М, кутова швидкість $\omega = 471.12 \text{ с}^{-1}$.
2. Передатне співвідношення $i = 0.00018$.
3. К.к.д. $\mu = 0.76$.

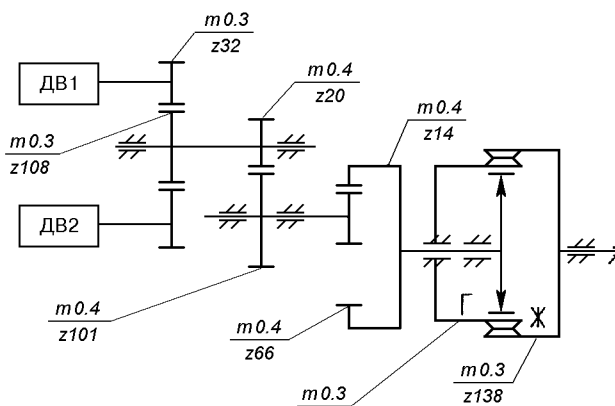


Рис. 1. Електромеханічний привід КА

4. Момент на вихідному валі $M = 421.35 \text{ кгс} \cdot \text{см}$.
5. Кутова швидкість вихідного валу $\omega = 0.0849 \text{ с}^{-1}$.
6. Кут повороту — 90° .
7. Час повороту — не більше 30 с.
8. Момент інерції навантаження — $35 \text{ кгс} \cdot \text{см} \cdot \text{с}$.
9. Маса — 6 кг.
10. z — число зубців.
11. m — модуль зубчастої передачі.

Швидкохідна частина приводу (електродвигун, редуктор) знаходиться в атмосфері герметичного відсіку та відділена від іншої частини приводу герметичною перегородкою. Передача обертання через цю перегородку здійснюється за допомогою магнітної муфти. Великий діаметр підшипників ковзання (до 65 мм), виготовлених з металокераміки з використанням дисульфиду молібдену та значна база (до 220 мм) між підшипниками визначаються виходячи з діючих навантажень.

Наведемо технічні характеристики (табл. 1) двох електромеханічних приводів, що експлуатувались у складі КА в умовах польоту без зауважень.

В залежності від конструкції КА електромеханічний привід може бути виготовлений крім герметичного, також в негерметичному або частково герметичному виконанні. Вид виконання приводу зумовлений забезпеченням надійного функціонування всіх комплектуючих виробів в умовах польоту КА з необхідним терміном активного існування.

Основними вимогами щодо вибору матеріалів приводу є:

- висока питома міцність та жорсткість, що повинні забезпечувати створення конструкцій з мінімальною масою;
- збереження високих характеристик міцності та жорсткості матеріалів приводу в діапазоні температур від -40°C до $+80^\circ\text{C}$ та вище;
- висока технологічність при виготовленні та достатня вартість матеріалу.

Щоб задовольнити ці та інші специфічні вимоги застосовують широкий спектр конструкційних ма-

Таблиця 1. Характеристики електромеханічних приводів

Характеристики	Привід 1	Привід 2
Напруга живлення	28^{+6}_{-4} В	28^{+6}_{-4} В
Струм, що споживається приводом	$\leq 0.7 \text{ А}$	$\leq 0.9 \text{ А}$
Кут повороту вихідного валу приводу з нульового положення за та проти годинникової стрілки	$80 \pm 20^\circ$	$12 \pm 3^\circ$
Усталена швидкість повороту приводу вихідного валу під час експлуатації	$5^{+0.4}_{-0.7} \text{ град/с}$	$0.47 \pm 0.08 \text{ град/с}$
Момент, що розвиває привід після відпрацювання ресурсу	$0.45 \text{ кгс} \cdot \text{м}$	$6 \text{ кгс} \cdot \text{м}$
Сумарний робочий ресурс	Не менш ніж 1000 год при 30000 запусках До 10^{-10} Па	Не менш ніж 1000 год при 30000 запусках До 10^{-10} Па
Атмосферний тиск з боку вихідного валу	Не менш ніж 6.5 років	Не менш ніж 6.5 років
Гарантійний термін експлуатації приводу		

теріалів з різними фізико-механічними та експлуатаційними вимогами. Наведемо основні матеріали, що застосовуються для виготовлення приводів.

Основними конструкційними матеріалами механізмів приводів є сплави АМг6 та Д16Т, а також сталі 09Х16Н4Б та 12Х18Н. Гарантійний термін цих матеріалів — 25 років. Для змащення зубчатих коліс, шарикопідшипників застосовують мастило ВНИИ НП 257 ГОСТ 16105-70 з гарантійним терміном у п'ять років, ВНИИ НП 274Н ГОСТ 19337-73 з гарантійним терміном у три роки, ЦИАТИМ 221 ГОСТ 9433-80.

Мастило ВНИИ НП 257 може застосовуватись в інтервалах температури $-60...+150$ °С, мастило ВНИИ НП 274Н — в інтервалі температур $-80...+160$ °С в умовах високого та надзвичайного високого вакууму.

Ущільнювальні кільця в приводах виробляють з гуми 1118Р, 1175 з гарантійним терміном у вісім років.

Шарикопідшипники застосовують за трьома спеціальними технічними вимогами:

ТУ 37.006.058-78. Підшипники шарикові радіальні та радіально-упорні з твердим змащенням та самозмащуючими сепараторами. Згідно з цими ТУ шарикопідшипники не потребують змащення — доріжки котіння кілець покриті дисульфідом молібдену.

ТУ4479. Підшипники шарикові спеціального застосування, їх виготовляють зі сталей марок ШХ-15, 95Х18-Ш, 110Х18И-ШД. Підшипники потребують змащення.

ТУ3706-77. Підшипники. За цими ТУ підшипники потребують змащення.

Як правило, підприємство-виробник підшипників гарантує їхню працездатність в умовах експлуатації протягом всього ресурсу, який передбачено технічною документацією на виріб.

Розглянемо основні ФКП, що діють та мають вплив на зміну характеристик приводу СБ КА:

- вплив багаторазової зміни температури в широкому інтервалі -120 °С... $+80$ °С;
- вплив вакууму;
- заряджені частинки іоносферної та магнітосферної плазми;
- електрони та протони природних радіаційних поясів Землі;
- електромагнітне випромінювання Сонця;
- іони сонячних та галактичних космічних променів;
- потоки мікрометеоритів та мікрочастинки уламків орбітальних засобів та ракет-носіїв;
- вплив невагомості.

Розглянемо вплив наведених факторів на матеріали та характеристики приводу.

Значна кількість дефектів деталей механізму приводу пов'язана із зносом та старінням матеріалів (див. [22, 24, 25]).

Для зубчатих коліс основними видами зносу є: окислювальний або абразивний; утомний з викришуванням матеріалу та відшаруванням; задирика; заїдання.

Для підшипників основними видами зносу є: окислювальний або абразивний; утомний; вибіркоковий переніс; утомний знос антифрикційного шару.

Лінійний знос U матеріалів для абразивного зносу визначається за формулою [16]:

$$U = kpl,$$

де k — коефіцієнт, що характеризує зносостійкість матеріалів та умови роботи даної пари (змащення, ступінь ізоляції поверхонь від забруднення тощо); p — тиск на поверхні тертя; l — шлях тертя. На абразивний знос суттєвий вплив здійснюють такі чинники: вібрація; висока температура; ударний характер навантаження.

Умови ФКП впливають на величину коефіцієнта k . В умовах вакууму вузли тертя мають незначну швидкість відновлення окислювальних та адсорбційних плівок на поверхнях, що приводить до зменшення зносостійкості матеріалів. Крім того, з часом зносостійкість матеріалів, що працюють в умовах космосу, продовжує зменшуватися також під впливом інших факторів; коефіцієнт k збільшується, внаслідок чого збільшується лінійний знос U .

На рис. 2 показано результати впливу на підшипники кочення результатів дії абразивного та утомного зносів, а також задирики.

Під час тертя в контактних поверхнях при умовах вібрацій в залежності від ступеня розрідження розвиваються два основних види зносу: окислювальний та адгезивний.

Домінуючим видом зруйнування для приводів панелей СБ є знос зубців швидкісних зубчатих передач та утомні поломи валів та зубців зубчатих передач, що працюють в найбільш навантажених режимах.

Наявність відмов у приводі зумовлена пошкодженнями системи управління та електричного живлення; параметричні відмови зумовлені електромеханічною частиною приводу.

Наприклад, знос підшипників, щіток та колектора електричного двигуна знижує його обертовий момент, знос втулок та плунжерів соленоїдів збільшує час включення муфт. Знос та замаслювання поверхонь фрикційних дисків знижує тяговий або гальмівний момент та збільшує час включення,

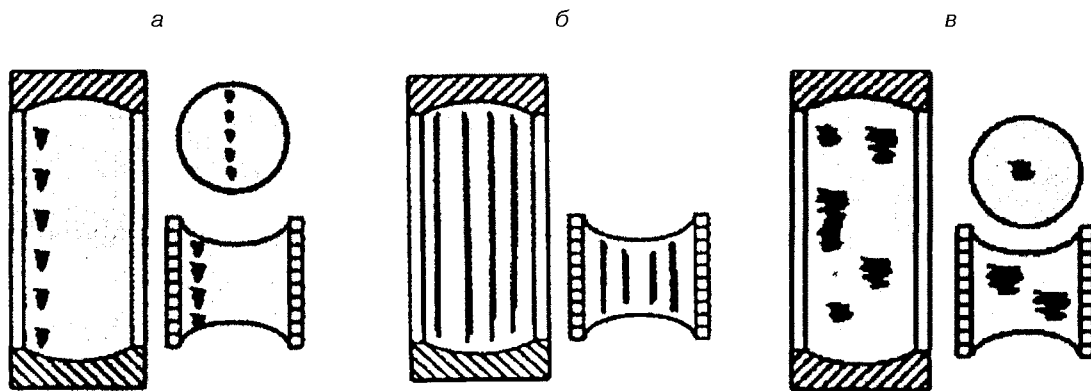


Рис. 2. Типи пошкоджень поверхні елементів кочення: *a* — абразивний знос, *б* — задирки на поверхні доріжок та тілах кочення у вигляді глибоких подряпин, *в* — утомний знос

знос зубців передач викликає крутильні коливання у приводі і т. д.

Під впливом ФКП вищенаведені процеси відбуваються інтенсивніше. До них додаються інші процеси, які знижують надійність та довговічність приводів СБ.

Проаналізуємо вплив кожного із ФКП. Розглядаючи вплив невагомості, необхідно вказати на те, що цей чинник може стати причиною відмов електромеханізмів пневмо- та гідроапаратури внаслідок зміни характеристик рідинних, газоподібних та сипучих середовищ, а також перегрівом елементів внаслідок погіршення конвективного теплообміну. Дія невагомості на поведінку рідинних, газоподібних та сипучих тіл проявляється в утворенні так званих «застійних» зон (наприклад, у вигляді крапель, що зависають у газовому середовищі, відсутності розподілу за масою частинок в потоках або сумішах, відсутності направленої руху цих середовищ), що потребує додаткових зусиль виконавчих органів для їхнього «продавлювання» під дією додаткового тиску. Ця дія приводить до зниження надійності вузлів та апаратури: порушення режиму змащення, що викликає заклинювання механізмів та відмови гідро- та пневмоапаратури внаслідок утворення крапель, бульбашок і т. п.

Крім того, вплив невагомості може стати причиною відмов в системах рідинного охолодження, якщо рідинні холодоагенти не повністю заповнюють охолоджувальний об'єм. Проте необхідно відмітити, що умови незначних гравітацій можуть позитивно впливати на деякі системи, вузли та елементи КА внаслідок, зокрема, їхнього полегшеного режиму роботи.

Вплив вакууму зумовлює:

— появу газовиділення та втрату летких компо-

нентів, що приводить до зміни теплофізичних (теплопровідність, теплостійкість) та електричних (електропровідність) характеристик полімерних та композитних матеріалів; оптичних характеристик матеріалів;

- ускладнення передачі теплоти через поверхні, що стикаються, внаслідок утворення в мікронеоднорідностях вакуумних проміжків;
- втрату речовини за рахунок сублимації матеріалів, тобто перехід речовини з твердої фази безпосередньо в газоподібну. Сублимація має наслідком зміну поверхневих властивостей конструкційних матеріалів, а також зміну теплопровідності, електропровідності, оптичних характеристик і т. д. В табл. 2 наведено швидкості сублимації деяких металів в умовах глибокого вакууму за рік в залежності від температури [9].

Визначення параметрів атмосфери, в тому числі характеристики глибокого, дуже глибокого та надзвичайно глибокого вакууму надано в роботі [17].

Як було сказано вище, умови вакууму зумовлюють інший режим роботи вузлів тертя механізмів. Зокрема, в умовах вакууму вузли тертя мають незначну швидкість відновлення окислювальних та адсорбційних плівок на поверхнях. Крім того, вони також мають недостатній відвід тепла. Інтенсивність зазначених процесів залежить від стану розрідженого газу. Матеріали та вироби у вакуумі виділяють значну кількість газів та парів, що знаходяться на поверхнях та всередині матеріалів. Знаючи швидкість питомого газовиділення, можна визначити загальний потік газовиділення, що поступає від вузлів тертя у вакуумну систему.

Інтенсивність газовиділення Q зі стінок деталей вузлів тертя визначається за формулою [23]:

$$Q = \nu A,$$

Таблиця 2. Сублімація матеріалів в умовах глибокого вакууму

Елемент	Температура, °С, при якій сублімація відбувається зі швидкістю			Температура плавлення, °С
	0.1 мкм/рік	10 мкм/рік	1 мм/рік	
Кадмій	38	77	122	320
Цинк	71	127	177	420
Срібло	480	590	700	960
Алюміній	550	—	—	660
Мідь	630	760	900	1080
Золото	660	800	950	1060
Хром	750	870	1000	1870
Залізо	770	900	1500	1540
Нікель	800	940	1090	1450
Титан	920	1070	1250	1670
Молибден	1380	1630	1900	2610
Вольфрам	1870	2150	2480	3430

Таблиця 3. Швидкість питомого газовиділення з поверхні металів при $t = +20$ °С

Метал	Попередня обробка	Швидкість питомого газовиділення ν , $10^{-6} \text{ м}^3 \text{ Па/м}^2 \text{ с}$	Тривалість відкачки, після якої здійснено вимірювання, год
Алюмінієвий сплав	Травлення та промивання в бензолі та ацетоні	47.7	1
	Необроблений	3.92	5
Мідь	Необроблена	564	1
	Після відпалу у вакуумі	64.5	5
Алюміній		$1.07 \cdot 10^{-4}$	постійна
		4..9	2

де ν — швидкість питомого газовиділення, A — величина поверхні, з якої відбувається газовиділення. Як видно, загальний потік газовиділення залежить від матеріалу та площі поверхні газовиділення. Величина потоку газовиділення необхідна для оцінки надійності та довговічності вузла.

Характеристики швидкостей питомого газовиділення деяких металів, що використовуються в приладах, наведено в табл. 3 [23].

Швидкість питомого газовиділення зумовлює вибір того чи іншого матеріалу для роботи в умовах вакууму.

Вплив вакууму зумовлює зменшення товщини адсорбованих поверхневих плівок, внаслідок чого збільшується коефіцієнт тертя. Згідно з дослідженнями роботи [16] коефіцієнт тертя в залежності від товщини плівки може змінюватись майже в 1.5 рази.

Пояснюється це зниженням сил молекулярної взаємодії між поверхнями. Крім того, вплив вакууму зумовлює прискорення десорбції або випарування наявних плівок.

Відкриті поверхні в космічному просторі втрачають змащення та окисли, що забезпечують змащувальну дію, внаслідок цього можливе холодне зварювання поверхонь.

Для забезпечення нормального функціонування в

умовах високого вакууму високошвидкісних підшипників кочення без рідинного змащення застосовують сепаратори з полімерного та металокерамічного матеріалу, які мають достатню міцність, необхідну зносостійкість, низькі коефіцієнти тертя та лінійного розширення.

Вплив температури на матеріали пояснюється тим, що в умовах космічного простору нагрівання поверхні КА та конструкцій КА здійснюється за рахунок взаємодії з космічним середовищем, від випромінювання Сонця та працюючих двигунів. Зміна процесу переохолодження процесом поглинання сонячного випромінювання приводить до того, що конструкції, які розміщені на зовнішній поверхні КА, підлягають дії температури від -150 до $+125$ °С. Вплив дії температури на фізико-механічні властивості матеріалів підсилюється довготривалим терміном функціонування на орбіті. Особливо це зумовлює зміни властивостей скла, кераміки, мастил і т. п.

В табл. 4 наведено результати досліджень впливу температури на границю міцності та випаровуваність мастил, які застосовуються для сучасних КА. Мастила, наведені у табл. 4, застосовувались у складі механізмів під час експериментального відпрацювання (ЕВ) КА, які розроблялись ДКБ «Південне».

Таблиця 4. Залежність показників мастил від температури

Показники		Марка мастила			
		ЦІАТИМ-221	ВНИИНП-274 П	ВНИИ НП-279	ВНИИ НП-282
Границя міцності мастила, Па	$t = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$	250—450	270—370	200—300	—
	$t = 80\text{ }^{\circ}\text{C}$	100—150	150—200	80—170	140—350
Випаровуваність мастила за 1 год, %	$t = 100\text{ }^{\circ}\text{C}$	—	—	0—1.0	0.4—0.7
	$t = 150\text{ }^{\circ}\text{C}$	0.7	0.5	1.5—2.0	1.4—4.0
	$t = 200\text{ }^{\circ}\text{C}$	—	0.9—1.0	—	—

Таблиця 5. Рівень газовиділень мастил

Марка мастила	до ТВО		після ТВО	
	ЗВМ, %	КФ, %	ЗВМ, %	КФ, %
СК-2-06	1.81 (1.72—1.90)	0.16	1.52 (1.44—1.58)	0.14
ЦІАТИМ-221	6.29 (6.20—6.38)	3.2	6.20 (6.00—6.50)	2.9
ВНИИ НП-274Н	3.76 (3.72—3.80)	1.65	2.48 (2.46—2.50)	1.02
ВНИИ НП-279	5.70 (5.65—5.74)	3.1	2.80 (2.70—2.91)	1.92
ВНИИ НП-282	47.77 (45.76—49.77)	7.2	29.62 (27.09—32.20)	5.36

Одним із завдань ЕВ було підтвердження працездатності мастил в умовах, які імітують вплив ФКП. Результати відпрацювання мастил — позитивні.

Результати газовиділень мастил наведено в табл. 5.

Рівень газовиділень мастил, наведений в табл. 5, визначався у вигляді загальної втрати маси (ЗВМ) та конденсованої фази (КФ) при температурно-вакуумній дії згідно з вимогами ГОСТ Р 50109-92 (витримка при $t = 125\text{ }^{\circ}\text{C}$ та тиску 0.7 мПа протягом 24 год). З метою зниження рівня газовиділень проведено термовакуумну обробку (ТВО) мастил ($t = 60\text{ }^{\circ}\text{C}$ та тиску $P = 40$ кПа протягом 48 год). Для випробувань використовувалась термовакуумна установка В4-1; випробувались чотири зразки матеріалів кожного найменування.

Вплив вібрації на матеріали та елементи приводу СБ є темою окремого дослідження. Вібрації, що діють на механізм приводу СБ внаслідок дії ФКП, підсилюються за рахунок того, що під час польоту елементи приводу (підшипники, зубчаті колеса, ротор двигуна) самі можуть створювати вібрації, причинами яких є невірноваженість роторів, похибки виготовлення, знос деталей, наявність люфтів, конструктивні особливості вузлів та деталей [24, 28].

Отже, на елементи механізму приводу СБ діють вібрації, зумовлені впливом ФКП (різкий перепад температур, зіткнення з мікрочастинками тощо) та віброактивністю механізму. Під впливом ФКП віброактивність механізму буде збільшуватись за рахунок зносу поверхонь, що стикаються, збільшення люфтів величини дисбалансу валів та інших чин-

ників. В рамках цієї статті обмежимося дуже стислим оглядом дії ФКП на один з елементів приводу — підшипник кочення.

Для підшипників кочення частота перекошування тіл обертання по зовнішній та внутрішній обоймах, а також частота обертання тіл кочення та сепаратора визначається за формулами джерела [10]:

— частота перекошування тіл обертання по зовнішній обоймі

$$f_H = \frac{n}{2} \left(1 - \frac{d}{D} \cos\beta \right) f_0;$$

— частота перекошування тіл обертання по внутрішній обоймі

$$f_H = \frac{n}{2} \left(1 + \frac{d}{D} \cos\beta \right) f_0;$$

— частота обертання тіл кочення

$$f_{ш} = \frac{D}{d} \left[1 - \left(\frac{d}{D} \right)^2 \cos^2\beta \right] f_0;$$

— частота обертання сепаратора

$$f_C = \frac{1}{2} \left(1 - \frac{d}{D} \cos\beta \right) f_0,$$

де d — діаметр тіл кочення; D — діаметр кола, що проходить через центри тіл кочення; n — число елементів, що обертаються; β — кут контакту; f_0 — частота обертання валу. Дефектами підшипників кочення механізму приводу можуть бути: знос обойм, сепаратора, тіл кочення; тріщини, раковини зовнішньої обойми; перекиї зовнішньої обойми; де-

фекти тіл кочення; нерівномірний радіальний натяг і т. д.

Зазначені дефекти на доріжках підшипника викликають появу дефектних точок. Резонансні коливання підшипника виникають під час періодичних ударів тіл обертання, що проходять через дефектні точки, на частоті обертання шариків підшипника. Ці частоти є причиною вібрації, що характеризується експоненціально затухаючими високочастотними імпульсами. Під час зносу сепаратора з'являються піки на частотах, що кратні f_c , під час зносу зовнішньої та внутрішньої обойми — на частотах f_H та f_B (www.promservis.ru/konf2002.htm 1-19к, 2002).

Вібрації від підшипників виникають також внаслідок дії відцентрової сили $F_{Ц}$, що виникає під час обертання тіл кочення навколо осі підшипника.

$$F_{Ц} = 0.5mDw_c^2,$$

де m — маса тіла кочення, w_c — кутова швидкість обертання сепаратора. У випадку застосування радіально-упорного (упорного) підшипника на кульки буде діяти також гіроскопічний момент M_T , що зумовлений зміною напрямку осі обертання кульок у просторі.

$$M_T = Jw_c w_{ш} \sin\beta,$$

де J — полярний момент інерції маси кульки; $w_{ш}$ — кутова швидкість обертання кульки навкруги своєї осі. Гіроскопічний момент викликає обертання кульок, що супроводжується зносом поверхонь кочення, який збільшуватиметься з часом.

Взагалі підшипник за нормальних умов роботи та бездефектного виготовлення можна вважати одним з найменш віброактивних елементів механізму приводу СБ. Проте внаслідок дефектів виготовлення та дії ФКП підшипник створює високочастотні вібрації. Дослідженню цих вібрацій присвячено багато робіт, проте проблема залишається гострою до цього часу.

Вібрації, що викликані підшипниками, разом з іншими названими чинниками передаються на корпус приводу і далі на КА. Це негативно впливає на характеристики точності БА та перешкоджає отриманню достовірних результатів наукових експериментів на борту КА.

Істотний вплив на вузли та деталі механізму приводу СБ здійснює іонізаційне випромінювання (протонне, електронне), внаслідок дії якого конструкційні матеріали отримують пошкодження, що визначаються кількістю поглинутої енергії. Взагалі універсальний підхід до опису радіаційних ефектів в різноманітних матеріалах є складним. Ми розгля-

даємо вплив випромінювання на окремі групи матеріалів.

Іонізуючий вплив на полімерні матеріали призводить до хімічних реакцій, що викликають необоротні структурні зміни і, як наслідок, — до зміни фізичних та хімічних властивостей. Властивості цих матеріалів після опромінювання визначаються співвідношенням швидкостей реакції зшивання та деструкції.

Якщо у матеріалі переважають деструктивні процеси, то спостерігається зменшення модуля пружності, твердості, міцності на розрив, зниження температури плинності. Радіаційна ерозія має діапазон від одиниць до кількох десятків нанометрів за рік. Найбільшою мірою радіаційному опромінюванню підлягають напівпровідникові компоненти систем енергозабезпечення та радіоелектронної апаратури, а також поверхневі термопокриття.

В результаті реакції зшивання збільшується твердість, міцність, модуль пружності, збільшується температура плавлення, зменшується деформація при руйнуванні.

З усіх видів випромінювання найсильніший вплив на всі досліджені матеріали мав корпускулярний потік протонів та електронів.

В результаті опромінювання гуми та гумових виробів на основі різноманітних каучуків відбувається радіаційне старіння. Головна причина цього процесу полягає для більшості видів гум в подальшій зміні їхньої структури під впливом випромінювання, що приводить до відносно швидкої втрати еластичних властивостей та перетворення гуми в жорсткі ебонітоподібні матеріали. Радіаційна стійкість гуми залежить від виду каучуку, на базі якого вони створені, а також виду та кількості домішок. Наприклад, для гуми на основі бутадієн-нітрильного каучуку під час опромінювання дозами 4 Мрад границя міцності на розтяг збільшується на 20 %, а відносне подовження на розрив зменшується від 2 до 10 %. Для гуми на основі силіконових каучуків під час опромінювання дозами 2.5 Мрад границя міцності на розтяг збільшується на 20 %, а відносне подовження на розрив зменшується на 20 %. Гуми на основі фторкаучуку мають різну радіаційну стійкість в залежності від виду заповнювача. Так, для гуми ИРП-1287, ИРП-1144 на основі каучуку СКФ-26 при опромінюванні дозою 1 Мрад модуль пружності на розтяг збільшується на 50 %. Дози опромінювання для неметалічних матеріалів приводів СБ КА, виконаних в герметичному та частково герметичному варіантах, наведено в табл. 6 [7].

Основним ефектом дії радіаційного випромінювання на мастила є збільшення їхньої в'язкості. За

Таблиця 6. Радіаційна стійкість неметалевих матеріалів приводу СБ

Матеріал	Радіаційна стійкість, Мрад
Фторопласт ФН-3	1
Фторопласт 4	0.5-1
Гума ИРП 118	1
Масило ВНИИНП 274Ф	10
Суспензія для твердозмазувального покриття ВНИИНП 230 на основі дисульфиду молібдену	10
Твердозмазувальне покриття на основі диселеніду молібдену	10
Емаль ЗП-51	5
Лак МЛ-92	0.2
Лак КО-916	100
Склотекстоліт СТЗФ-1	100000
Плівка Ф-430	1
Картон електроізоляційний	1
Папір телефонний КТ50	1
Поліамід ПА66КС	1
Провід ПЗТВ-20С	20
Провід МПМ ОС	20
Епоксидні смоли	100—1000
Меламіноформальдегідні смоли	500

Таблиця 7. Радіаційна стійкість мастил

Масило	Радіаційна стійкість, Град
Фосфати	0.005—0.05
Метилсилікони	0.010—0.1
Діефіри, силікати, силіксани	0.05—0.5
Мінеральні масла	0.1—1
Акрілароматика, поліфенілефіри	1—10
Поліфеніли	5—50
Нафтові масла	0.1

умови відсутності кисню та при помірній температурі доза радіації 1 Мрад фактично не впливає на мастила. Радіаційна стійкість мастил надана в табл. 7 [1].

Зміна властивостей консистентних змащень (ЦИАТИМ-203 (201), ЦИАТИМ-221, солідол синтетичний) спостерігається під час дії дози опромінювання, що перевищує 5 Мрад. Неметалічні матеріали, за винятком фторопластів та фторокаучуків, при опромінюванні дозою в 1 Мрад практично не змінюють свої фізико-механічні властивості. Оцінюючи працездатність деталей з фторопластів та фторокаучуків, необхідно враховувати марку матеріалу, розміри деталей, а також навантаження, що виникають в матеріалах під час експлуатації.

На цей час накопичений достатній експериментальний матеріал, що дозволяє оцінювати зміну властивостей металів в залежності від інтегральної

Таблиця 8. Інтегральна доза опромінювання металів

Метали	Доза опромінювання, 10^{18} рад	Зміна властивостей
Чисті метали, сплави	3	Збільшується границя плинності
Вуглецеві сталі	5	Зменшується ударна в'язкість при випробуванні зразків з надрізом
Вуглецеві сталі	100	Збільшується міцність на розтяг, зменшується пластичність
Нержавіючі сталі	100	Збільшується міцність на розтяг, зменшується пластичність
Нержавіючі сталі	500	Збільшується границя плинності
Нержавіючі сталі	1000	Зменшується пластичність
Кольорові метали	10	Міцність на розрив збільшується. Електричний опір збільшується на 20—30 %

дозі випромінювання (табл. 8) [7].

При проектуванні КА з довготривалим терміном активного існування більш актуальним стає врахування фактору метеорної небезпеки. Зіткнення з метеоритними частинками можуть викликати різноманітні руйнування елементів КА в залежності від розмірів та швидкостей частинок.

Розглянемо порядок визначення ймовірності проникнення метеорних частинок для елемента приводу СБ КА з довготривалим терміном активного існування.

Повний метеорний потік можна розглядати як такий, що складається з проникних та непроникних частинок.

Вважатимемо, що ймовірність проникнення P постійна, тоді ймовірність $Q_{p(k)}$ отримання k проникнень обчислюється за формулою Бернуллі [6]

$$Q_{p(k)} = \frac{n!}{k!(n-k)!} p^k q^{n-k},$$

де $q = 1 - p$ — ймовірність непроникнення метеоритної частинки, n — загальна кількість метеоритних частинок в потоці.

Якщо $n \rightarrow \infty$ та $p \rightarrow 0$ (розподіл Пуассона), то справедливе співвідношення [6]

$$Q_{p(k)} = \frac{(np)^k}{k!} e^{-np}.$$

Ймовірність того, що кількість проникнень не перевищуватиме числа m , визначається за формулою [6]

$$P_m = \sum_{k=0}^m P_k.$$

Для КА, що знаходиться в метеорному середо-

вищі, ймовірність проникнення під час одиночного удару становить

$$p = \frac{N_t}{N_p}, \quad (1)$$

де N_p — повний метеорний потік на одиницю площі за добу, N_t — метеорний потік, що проник через одиницю площі за добу. Число ударів частинок визначається за формулою [21]

$$n = N_p A \tau \sigma, \quad (2)$$

де A — площа зовнішньої поверхні КА, τ — час знаходження в метеорному середовищу σ — коефіцієнт екранування. Враховуючи (1) та (2), отримуємо

$$np = N_t A \tau \sigma.$$

В загальному вигляді вираз для інтегрального метеорного потоку має вигляд [21]

$$N = \alpha m^\beta,$$

де N — кількість метеорних частинок на одиницю площі за одиницю часу; $a = 4.064 \cdot 10^{-10}$ (ударів · грам)^{1.34} на 1 м² за добу; $\beta = 1.34$; m — маса окремої метеорної частинки.

Залежність неекранованого сумарного метеорного потоку від маси при середній швидкості 30 км/с має вигляд [21]

$$\lg N = -1.34 \lg m + 2.68 \lg(0.44/p) - 14.48,$$

де N — кількість метеорних частинок на 1 м²/с; m — маса частинки, г; p — питома густина частинки, г/см³.

На протязі року через деякі інтервали часу спостерігається суттєве збільшення середньочасової метеорної активності. Це пов'язано з проходженням Землі через накопичення частинок кометного походження. Кількість частинок для будь-якого періоду активності метеорного дощу можна визначити за формулою

$$\lg N = -1.34 \lg m - 2.68 \lg V - 6.465 + \lg F,$$

де V — геоцентрична швидкість метеорного потоку, км/с; F — співвідношення сумарного метеорного потоку до спорадичного метеорного потоку; N — кількість частинок на 0.092903 м² за добу. Спорадичний метеорний потік визначається за такою формулою [21]:

$$N_t = \alpha \left(\frac{2.54 h^3}{\rho V^2} \right)^\beta,$$

де $V = 30$ км/с — швидкість Землі; h — ефективна товщина матеріалу.

Оцінюючи зміну динамічних та міцнісних характеристик механізму приводу СБ, а також показників надійності, необхідно враховувати зміну характеристик навантаження приводу СБ. Це стосується зміни міцнісних, динамічних характеристик, а також показників надійності панелей СБ та несучої ферми під дією ФКП, дослідження стосовно яких проводяться до цього часу як в Україні, так і за кордоном.

ВИСНОВКИ

1. Під впливом довготривалої дії ФКП матеріали, що застосовуються у механізмі приводу СБ, змінюють свої фізико-механічні властивості, що має як наслідок зміну вихідних параметрів приводу СБ. Це стосується показників міцності, надійності та динамічних характеристик приводу.

2. Найсуттєвіший вплив на характеристики матеріалів приводу СБ здійснюють такі ФКП:

- атомарний кисень для КА, які функціонують на орбітах з висотою менш ніж 500 км;
- висока температура та вібрація, які внаслідок свого впливу зумовлюють зменшення довговічності деталей механізму приводу;
- радіаційне випромінювання, дія якого викликає радіаційні пошкодження для неметалевих виробів, перш за все гумових, що працюють під навантаженням;

3. Наведені в табл. 2—8 дані можна використати для проектування деталей та вузлів приводу СБ для КА з довготривалим терміном активного існування.

Доцільність вибору матеріалу залежить від призначення КА, його тактико-технічних характеристик, терміну активного існування, а також конструктивних особливостей механізму приводу СБ.

4. Для металевих деталей та вузлів, що застосовуються в приводах СБ, вимоги до радіаційної стійкості можна не вводити.

5. Дія фактора антропогенного забруднювання має стабільну тенденцію до поступового зростання, що вимагатиме у майбутньому подальших досліджень надійності елементів приводу.

6. Внаслідок довготривалого терміну накопичення утомних пошкоджень або зносу матеріалів проведення випробувань елементів в номінальних умовах та режимах вимагатиме багато часу та значних коштів. Тому важливе значення має необхідність проведення прискорених випробувань. Особливо це актуально для зубчатих передач, оскільки вони знайшли найбільш широке застосування в приводах СБ.

При розрахунках зубчатих коліс механізму при-

воду СБ КА з довготривалим терміном активного існування «традиційна» в загальному машинобудуванні методика за контактними напругами недоцільна.

Дані ресурсних випробувань приводів протягом останніх років свідчать про те, що основними видами пошкоджень зубчатих коліс, які приводять до відмов механізму, є знос поверхонь зубів та утомні поломи зубців. Відповідні методи розрахунку, що дозволяють визначити безвідмовність та ресурс зубчатих коліс у спеціальній літературі є недостатніми. Згідно з викладеним необхідність прискорених випробувань зубчатих коліс набуває особливо значення.

7. Враховуючи в цілому недостатню апріорну інформацію про дію ФКП на матеріали для прогнозування зміни характеристик механізмів приводу КА з терміном активного існування в 10–15 років і більше доцільно використовувати методи експертних оцінок.

8. Отримані напрацювання можуть бути використані для створення механічних пристроїв системи управління сучасних комплексів ракетно-космічної техніки. Крім того, можливе використання отриманих напрацювань для розробки механічних пристроїв, що функціонують при специфічних умовах експлуатації, зокрема для приводів систем управління атомними станціями.

1. Абраимов В. В. Имитация воздействия атомарного кислорода на материалы космических аппаратов // Космична наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 99—104.
2. Астахов М. Ф., Караваев А. В., Макаров С. Я., Суздальцев Я. Я. Справочная книга по расчету самолета на прочность. — М.: Оборонгиз, 1954.—533 с.
3. Балк М. Б. Элементы динамики космического полета. — М.: Наука, 1965.—340 с.
4. Борисов К. Н., Нагорский В. Д. Электропривод летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1967.—436 с.
5. Гейченко В. В., Завірюха В. М., Зеленюк О. О. та ін. Російсько-український словник наукової термінології. — К.: Наук. думка, 1998.—888 с.
6. Гмурман В. Е. Теория вероятностей и математической статистики. — М.: Высш. шк., 2002.—476 с.
7. Григорьев Ю. Г. Радиационная безопасность космических полетов. — М.: Атомиздат, 1975.—256 с.
8. Иващенко А. Г. Моделирование сложных систем. — К.: Вища шк., 1987.—64 с.
9. Инженерный справочник по космической технике. — М.: Изд-во МО СССР, 1969.—322 с.
10. Иосилевич Г. Б., Строганов Г. Б., Маслов Г. С. Прикладная механика. — М.: Высш. шк., 1989.—352 с.
11. Кесслер Д. Прогноз засорения космического пространства // Аэрокосмическая техника.—1989.—№ 1.—С. 897—907.
12. Конструирование автоматических космических аппаратов / Под ред. Д. И. Козлова. — М.: Машиностроение, 1996.—448 с.
13. Корневский Д. Г. Устойчивость динамических систем при случайных возмущениях параметров. — К.: Наукова дум-

ка, 1989.—208 с.

14. Космонавтика. Справочник. — М.: Воениздат, 1966.—325 с.
15. Космонавтика. Энциклопедия. — М.: Сов.энциклопедия, 1985.—528 с.
16. Крагельский И. В. Исследование явления избирательного переноса при трении // Вестник АН СССР.—1975.—№ 1.—С. 25.
17. Малинский В. Д., Бергларян В. Х., Дубицкий Л. Г. Испытания аппаратуры и средств измерений на воздействие внешних факторов: Справочник / Под ред. В. Д. Малинского. — М.: Машиностроение, 1993.—576 с.
18. Мелуа А. И. Старт космической технологии. — М.: Наука, 1990.—185 с.
19. Нусинов М. Д. Воздействие и моделирование космического вакуума. — М.: Машиностроение, 1982.—176 с.
20. Петрунин С. П. Конструирование редукторов следящего привода радиоаппаратуры. — М.: Советское радио, 1971.—140 с.
21. Пилотируемые космические корабли. Пер. с англ. — М.: Машиностроение, 1968.—476 с.
22. Разработка механизмов, предназначенных для работы в космосе // Надежность и контроль качества. Экспресс-информация.—1993.—№ 28.—С. 5—14.
23. Слюдинов М. Н. Надежность и точность механизмов приводов систем управления летательными аппаратами: Справочник. — М.: Машиностроение, 1984. — 352 с.
24. Смирнов Г. А. Механика машин. — М.: Высш. шк., 1981.—508 с.
25. Трение, изнашивание и смазка. Справочник: В 2 т. — М.: Машиностроение.—Т. 1.—1978.—399 с.; Т. 2.—1979.—358 с.
26. Труды 6 Международного симпозиума ИФАК по автоматическому управлению в пространстве. — М.: Наука, 1976.—660 с.
27. Хесс В. Радиационный пояс и магнитосфера. — М.: Атомиздат, 1972.—352 с.
28. Шатіхін В. Є., Семенов Л. П., Борисенко В. М. Вібрації механізмів космічного апарата // Космічна наука та технологія.—2003.—9, № 4.—С. 9—16.
29. Яворский Б. М., Детлаф А. А. Справочник по физике. — М.: Наука, 1985.—512 с.
30. Berstein E. L. Natural frequencies of an orbiting space station // J. Spacecraft and rockets.—1972.—9, N 9.—P. 622—630.
31. Ryan R. S. Dynamic testings of large space systems // NASA Pap.—Sept.—1980.—N TM-78307.

THE PREDICTION OF CHANGES OF CHARACTERISTICS OF MATERIALS AND UNITS OF THE DRIVE MECHANISM OF SOLAR ARRAYS OF A SPACECRAFT WITH THE TERM OF ACTIVE EXISTENCE OF 10 TO 15 YEARS

V. Ye. Shatikhin, Ye. S. Pereverziev, Yu. F. Daniiev

We consider changes of characteristics of materials and units of the drive mechanism of solar arrays of spacecrafts under the influence of open space factors for the term of active existence of 10 to 15 years. The main open space factors effecting on the characteristics of materials and units of the drive mechanism are listed. The analysis of possible flaws and failures of the drive mechanism is made. We derived the probability of the penetration of meteoric bodies for a drive unit of a solar array during a 10-year and a 15-year flights. We developed some recommendations concerning the elaboration of solar array drive mechanisms for spacecrafts with the long term of existence.