

УДК 629.78

К.С. Козелкова

Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління, Київ

ОЦІНКА ВИТРАТ ПАЛИВА НА ПІДТРИМАННЯ СЕРЕДНЬОЇ ВИСОТИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Наводяться наближені формули кількості корекцій за період експлуатації та витрат палива на компенсацію аеродинамічного опору руху супутників на низьких орбітах.

космічний апарат, оцінка витрат палива, низька орбіта

Вступ

Постановка задачі. Як відомо, однією із вимог на сучасному етапі є збільшення тривалості експлуатації космічного апарата (КА). Це викликає появу ряду задач, одна з яких полягає у підтриманні середньої висоти орбіти, що вимагає періодичного включення рушійної установки (РУ).

Мета статі. Оцінити витрати палива на підтримання середньої висоти космічного апарата.

Основна частина

Для навколосемних космічних апаратів на майже колових низьких орбітах, які є предметом аналізу, основним фактором, що приводить до зменшення висоти орбіти, є аеродинамічний опір.

Оцінка величини зменшення середньої висоти за один виток у результаті дії цього фактора була отримана Ельясбергом шляхом розв'язання лінеаризованих рівнянь руху космічного апарата

привикористанні припущення про постійність аеродинамічної сили в малому околі висоти [4]. Аналогічні оцінки були отримані також іншими авторами, зокрема з припущенням про постійність прогнозованого на період експлуатації значення щільності атмосфери [1]. У даній роботі була поставлена задача отримання оцінки тієї частини запасу палива РУ, яка витрачається на компенсацію аеродинамічного опору.

Згідно з Ельясбергом, зменшення радіуса майже колової орбіти за n витків КА дорівнює

$$\Delta r(n) = 4\pi b r_0^2 n, \quad (1)$$

Зменшення радіуса колової орбіти КА за один виток у результаті опору атмосфери ($c_x=2,5$)

S_m, m^2	$m, кг$	$b, m^2/кг$	$h_{кр}, км$	$F_0, 10^{-22} Вт/(m^2 \cdot Гц)$	$\rho, 10^{-15} кг/м^3$	$\Delta r(1), м$
5	1550	0,00403	600	100	70,8	0,17
				200	547	1,35
				275	1400	3,46
2	215	0,0116	600	100	70,8	0,50
				200	547	3,87
				275	1400	9,95

Таблиця 1

Були прийняті припущення, що сила тяги РУ постійна і надається у трансверсальному напрямі; паливо витрачається тільки на корекції висоти, які виконуються шляхом квазігоманівського переходу: дві активні ділянки на кожному витку корекції. Кількість витків корекції n_{cor} визначається обмеженням Δr_m на похибку висоти та тягоозброєністю КА. Малий діапазон висоти дозволяє лінеаризувати відомі формули [3] необхідних імпульсів приросту швидкості КА. Вагові витрати палива на перехід від нижнього обмеження висоти до верхнього:

$$G_1 = \frac{m}{I_s} \Delta r_m \sqrt{\frac{\mu}{(r_0 - \Delta r_m)^3}}, \quad (2)$$

де I_s – питома тяга РУ; μ – гравітаційний параметр Землі.

Як видно з табл. 2, при невисокій питомій тязі РУ для однієї корекції висоти орбіти витрати палива можуть досягати декількох процентів початкової ваги КА.

Таблиця 2

Витрати палива для одноразової корекції висоти орбіти (від $r_0 - \Delta r_m$ до $r_0 + \Delta r_m$)

$m, кг$	$I_s, с$	$h_{кр}, км$	$\Delta r_m, км$	$G_1, Н$
500	70	600	25	194,2
215				84,4

Витрати палива G_{1i} на i -ту корекцію висоти орбіти представимо у вигляді

$$G_{1i} = m_{i-1} k_g;$$

де $b = c_x S_m / (2m)$ – балістичний коефіцієнт КА, c_x – аеродинамічний коефіцієнт, S_m, m – характерна площа і маса КА, ρ – щільність атмосфери, r_0 – початковий радіус орбіти.

Як відомо [2], щільність атмосфери ρ і, як наслідок, Δr суттєво залежать від індексу сонячної активності, що характеризується величиною F_0 (табл. 1). Так, наприклад, за оцінкою (1) у залежності від F_0 початкова висота орбіти 600 км супутника масою 1500 кг і характерною площею 5 м² може протягом доби зменшити на 2 – 50 м.

$$k_g = \frac{\Delta r_m}{I_s} \sqrt{\frac{\mu}{(r_0 - \Delta r_m)^3}}, \quad (3)$$

де m_{i-1} – маса КА після попередньої корекції.

Інтервал між корекціями висоти визначається оцінкою Ельясберга (1). Очевидно, що він прямо пропорційний добутку $m \cdot \Delta r_m$, і тому зменшується при зростанні номера корекції (як результат зростання балістичного коефіцієнта b):

$$n_{ki} = k_n m_0 \left(1 - \frac{k_g}{g}\right)^{i-1}, \quad (4)$$

де $k_n = \Delta r_m / \pi r_{c_x} S_m r_0^2$; g – прискорення вільного падіння.

Сума інтервалів (4) утворює геометричну прогресію, із якої визначається кількість корекцій протягом періоду експлуатації КА як відношення логарифмів простих функцій:

$$n_e = \sum_{i=1}^{ie+1} n_{ki} + i_e n_{cor} = \frac{k_n}{k_g} m_0 \left[1 - \left(1 - \frac{k_g}{g}\right)^{ie+1} \right] g + i_e n_{cor}; \quad (5)$$

$$i_e = \frac{\ln \left(1 - \frac{k_g n_e}{k_n g m_0}\right)}{\ln \left(1 - \frac{k_g}{g}\right)} - 1,$$

де n_e – тривалість експлуатації, виражена числом витків КА; i_e – кількість корекцій протягом експлуатації; доданок $i_e n_{cor}$ не врахований, оскільки він значно менший від першого.

Маса КА m_i після проведення i корекцій дорівнює

$$m_i = m_{i-1} \left(1 - \frac{k_g}{g} \right) = m_0 \left(1 - \frac{k_g}{g} \right)^i.$$

Враховуючи це співвідношення, отримуємо оцінку вагових витрат палива РУ КА на проведення корекції висоти орбіти протягом періоду експлуатації:

$$G_e = m_0 g \left[1 - \left(1 - \frac{k_g}{g} \right)^{i_e} \right], \quad (6)$$

де i_e – кількість корекцій висоти орбіти протягом періоду експлуатації КА (5).

Приклад розрахунку оцінок (5), (6) наведено у табл. 3, де G_e^* – витрати палива без урахування зменшення маси при проведенні чергової корекції.

Висновки

Отримані оцінки (5), (6) необхідні для обґрунтування вимог до запасу палива на борту КА.

Таблиця 3

Зменшення радіуса колової орбіти КА за один виток у результаті опору атмосфери

ρ , кг/м ³	$14,03 \cdot 10^{-13}$	i_e	8
b , м ² /кг	0,0116	k_g , м/с ²	0,389
Δr_m , км	25	$1 - k_g/g$	0,9603
h_{kr} , км	600	$(1 - k_g/g)^8$	0,723
I_s , с	70	G_e, H	585,7
m_0 , кг	215	G_e^*, H	671,0
T_e , років	15		

Список літератури

1. Авдеев В.В. Низькоорбітальні групи космічних апаратів. – Дніпропетровськ: ДНУ, 1997. – 92 с.
2. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. – М.: Из-во стандартов, 1985. – 168 с.
3. Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. – М.: Наука, 1990. – 448 с.
4. Эльясберг П.Е. Введение в теорию искусственных спутников Земли. – М.: Наука, 1965. – 540 с.

Надійшла до редколегії 1.09.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.Л. Баранов, Центральний науково-дослідний інститут навігації і управління, Київ.