

FEATURES OF THE SPACECRAFT DISPOSAL IN QUASI-GEOSTATIONARY ORBIT

Ashurov A.E.¹, Abdirashev O.K.² (Republic of Kazakhstan) Email: Ashurov536@scientifictext.ru

¹Ashurov Abdikul Erkulovich – PhD in Physical and Mathematical Sciences, Assistant Professor;

²Abdirashev Omirzak Koptilevich – Lecturer,
SPACE TECHNIQUE AND TECHNOLOGIES DEPARTMENT,
L.N. GUMILYOV EURASIAN NATIONAL UNIVERSITY,
ASTANA, REPUBLIC OF KAZAKHSTAN

Abstract: the disposal (post-mission disposal or disposal after failure as a result of emergency) of a spacecraft in quasi-geostationary orbit is considered. The results of numerical simulations of the changes of semi-major axis and eccentricity of the orbit, the satellite drift in longitude and the fuel consumption in the case of raising the orbit by 300 km are presented. The process of raising the orbit and the corresponding changes of orbit parameters are considered as results of successive inclusions of the gas engines.

Keywords: spacecraft; geostationary orbit; disposal; maneuvers; numerical simulations; orbit parameters.

ОСОБЕННОСТИ УВОДА СПУТНИКА С КВАЗИГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ

Ашуров А.Е.¹, Абдирашев О.К.² (Республика Казахстан)

¹Ашуров Абдикул Еркулович – кандидат физико-математических наук, доцент;

²Абдирашев Омирзак Коптилеуевич – преподаватель,
кафедра космической техники и технологий,
Евразийский национальный университет им. Л.Н. Гумилева,
г. Астана, Республика Казахстан

Аннотация: рассмотрен процесс увода космического аппарата (КА) с квазигеостационарной орбиты после отработки им срока активного существования или после выхода из строя в результате нештатной ситуации. Приведены результаты численного моделирования изменения большой полуоси и эксцентриситета орбиты, дрейфа спутника по долготе и расхода рабочего тела в случае поднятия орбиты на 300 км. Процесс поднятия орбиты рассматривается как результат последовательных включений газовых двигателей (ГД) и соответствующие изменения указанных параметров орбиты.

Ключевые слова: космический аппарат, геостационарная орбита, увод с орбиты, маневры, численное моделирование, параметры орбиты.

Введение

Согласно рекомендации Международного союза электросвязи, геостационарный спутник, срок службы которого заканчивается, должен быть выведен из зоны геостационарной орбиты (ГСО) до полного истощения запасов топлива [1]. Согласно [2] они должны быть выведены на высоту не менее чем на 300 км над ГСО. В связи с этим, к данному вопросу посвящены множество работ. Например, в [3] показано, что требуемая высота перигея орбиты захоронения может не превосходить 300 км от высоты верхней границы защищаемого региона ГСО. Случай увода КА с идеальной геостационарной орбиты рассмотрен в [4].

Учитывая актуальность вопроса увода КА с ГСО, в настоящей работе производится оценка важных параметров такого маневра: необходимого импульса, расхода топлива, требуемого времени, дрейфа КА по долготе и изменения эксцентриситета. Так как в большинстве случаев КА находятся на квазигеостационарной орбите с малым эксцентриситетом и углом наклона, здесь мы ограничимся случаем $e < 0.1$ и $i = 0$.

Результаты моделирования и обсуждения

Рассмотрим процесс увода КА с ГСО на высоту 300 км. Процесс поднятия орбиты будет рассматриваться как результат последовательных включений газовых двигателей (ГД).

Для моделирования процесса увода приняты следующие начальные параметры: большая полуось орбиты $a_0 = 42164125$ м; масса КА $m_0 = 1080$ кг; тяга двигателя $F = 0.009$ Н; угол между направлениями маневра и тяги двигателя $\alpha = 60^\circ$; массовый расход топлива для одного газового двигателя $\dot{m} = 0.016$ гр/с; количество одновременно работающих газовых двигателей $N = 4$; долгота КА $\lambda_0 = 103^\circ$; время работы двигателя $\Delta t = 1800$ с; 5000 с.

Процесс моделирования выполнено в следующей последовательности:

- вычисление приращения скорости ΔV по формуле:

$$\Delta V = F \cdot \cos \alpha \cdot \Delta t / m, \quad (1)$$

- вычисление изменения большой полуоси Δa по формуле:

$$\Delta a = 2a^2 V \cdot \Delta V / \mu, \quad (2)$$

- вычисление изменения эксцентриситета Δe по формуле:

$$\Delta e = 2(e + \cos v) \Delta V / V, \quad (3)$$

- вычисление скорости дрейфа $\dot{\lambda}$ по формуле:

$$\dot{\lambda} = 2\pi((1 + 2e \cdot \cos v) / T_c - 1 / T_s), \quad (4)$$

где T_c - сидерический период обращения спутника [5]. Истинная аномалия v вычисляется по эксцентрической аномалии, которая определяется из уравнения Кеплера:

$$M = E - e \sin E, \quad (5)$$

- вычисление значения долготы КА в конце маневра:

$$\lambda = \lambda_0 + \dot{\lambda} \cdot \Delta t \quad (6)$$

Расчеты проведены для значений эксцентриситета $e=0.01, 0.03, 0.05$ и 0.07 , и продолжительности работы двигателей $\Delta t=1800$ с и $\Delta t=5000$ сек. Результаты расчета представлены в Таблице 1.

Таблица 1. Результаты численного моделирования увода КА

e	Δt , с	Необх. время, сут.	ΔV , м/с	Расход топлива, кг	Δe	$\Delta \lambda$, гр.	$\dot{\lambda}$, гр.
0.01	1800	7.3851	10.84	40.837	1.52e-04	13.41	89.582
	5000	7.3854	10.84	40.838	1.75e-04	13.26	89.732
0.03	1800	7.3851	10.84	40.837	1.51e-04	15.43	87.569
	5000	7.3854	10.84	40.838	1.75e-04	14.92	88.074
0.05	1800	7.3851	10.84	40.837	1.50e-04	21.71	81.285
	5000	7.3854	10.84	40.838	1.74e-04	20.83	82.164
0.07	1800	7.3851	10.84	40.837	1.50e-04	32.26	70.738
	5000	7.3854	10.84	40.838	1.74e-04	30.99	72.009

Как видно из этой таблицы, необходимое время на поднятие орбиты на 300 км, необходимое приращение скорости ΔV и расход топлива практически не зависят от эксцентриситета продолжительности работы двигателей. При этом эксцентриситет орбиты в течение всего процесса увода остается практически без изменения. Но само значение эксцентриситета довольно существенно влияет на скорость дрейфа и на конечное значение долготы КА.

Расчеты показали линейную зависимость изменения большой полуоси от времени, и $\Delta a=300$ км достигается за 7.385 суток.

На рисунке-1 представлены изменения дрейфа долготы $\dot{\lambda}$ от времени при двух крайних из рассмотренных значений эксцентриситета. Как видно из рисунка, использование данного выражения для $\dot{\lambda}$ позволило выявить не только эволюцию среднего дрейфа, но и его колебания вокруг среднего значения, вызванные наличием эксцентриситета.

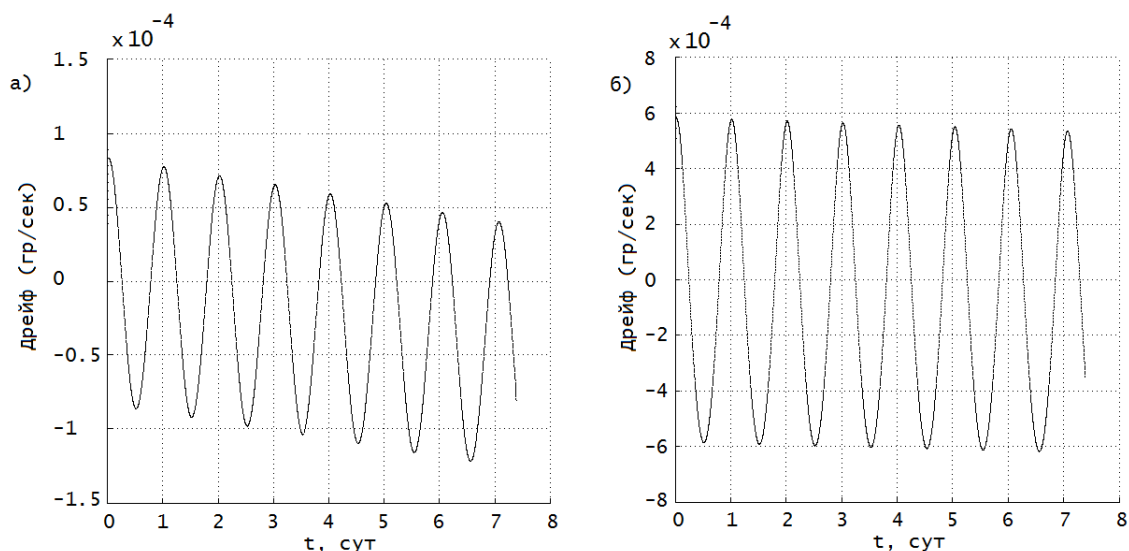


Рис. 1. Изменения дрейфа долготы ($\dot{\lambda}$) при значениях эксцентриситета $e=0.01$ (а) и $e=0.07$ (б)

На рисунке 2 представлены изменения долготы (λ) также при двух крайних из рассмотренных значений эксцентриситета. Здесь, так же как и на рисунке 1, выявлены не только эволюция средней долготы, но и ее колебания вокруг среднего значения, вызванные наличием эксцентриситета и естественными короткопериодическими вариациями.

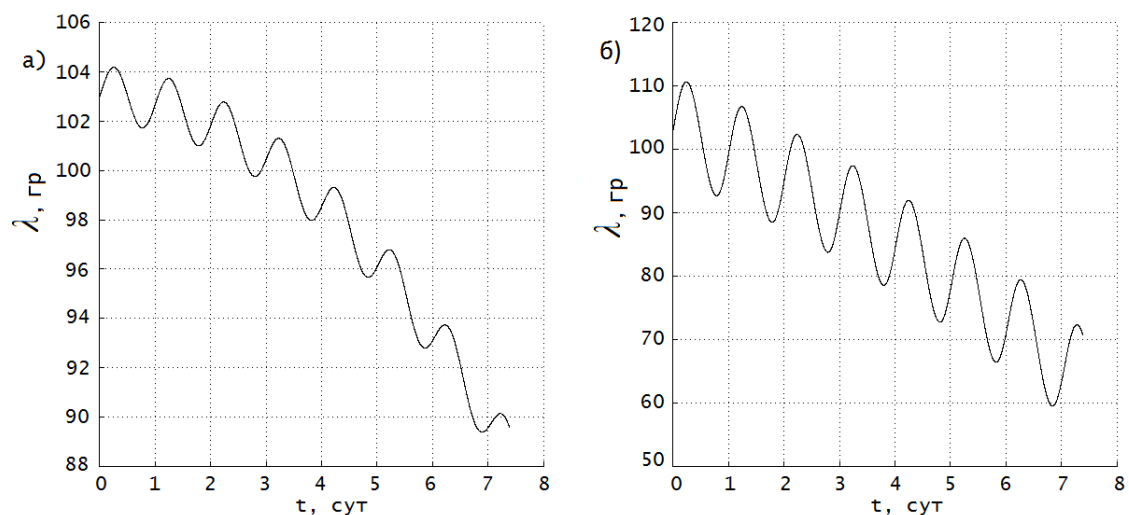


Рис. 2. Изменения долготы (λ) при значениях эксцентриситета $e=0.01$ (а) и $e=0.07$ (б)

В обоих случаях увеличение эксцентриситета привело к увеличению амплитуды колебания рассматриваемых параметров, дрейфа и долготы КА.

Таким образом, можно утверждать, что при уводе КА с ГСО с постоянно включенными двигателями, эксцентриситет не влияет на расход топлива и на время подъема на орбиту захоронения. Но он оказывает существенное влияние на дрейф и изменение долготы КА.

Список литературы / References

1. Рекомендация МСЭ-R S.1003-2. Защита геостационарной спутниковой орбиты как окружающей среды. Серия S. Фиксированная спутниковая служба. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.itu.int/rec/R-REC-S.1003-2-201012-I/en/> (дата обращения: 14.05.2017).
2. Доклад Секретариата Комитета по использованию космического пространства в мирных целях Генеральной Ассамблеи ООН «Меры, принимаемые космическими агентствами для снижения темпов образования космического мусора и его потенциальной опасности». A/AC.105/681, 17 Декабря 1997. [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.unoosa.org/pdf/reports/ac105/AC105_681R.pdf/ (дата обращения: 14.05.2017).

3. *Дорошкевич В.К., Пироженко А.В., Хитько А.В., Хорольский П.Г.* К определению требований к системам увода космических объектов // ААЕКС, 2010. № 1. С. 11-17.
4. *Ашуров А.Е.* Моделирование процесса увода космического аппарата с геостационарной орбиты.// Вестник Евразийского национального университета им. Л.Н. Гумилева, 2016. № 6. Часть II. С. 241-246.
5. *Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А.* Управление орбитой стационарного спутника. М.: Машиностроение, 1984. 144 с.