

УДК 629.78

ПРОЕКТНЫЙ ОБЛИК И ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ВЫВЕДЕНИЯ «ГИПЕРНИЗКООРБИТАЛЬНОГО» КА ДЗЗ

Щанькина Н. Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика
С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), г. Самара

Основными задачами проектируемого «гипернизкоорбитального» КА наблюдения за земной поверхностью являются:

- 1) измерения аномалий гравитационного поля с точностью порядка 1mGal (1mGal=10⁵ м/с²);
- 2) измерение формы земного геоида с точностью 1-2 см;
- 3) радиолокационное исследование рельефа Земли.

Проблемой для всех низких орбит является значительное торможение КА, обусловленное атмосферой Земли, что вызывает достаточно быстрое снижение высоты орбиты КА. Решением этой проблемы является использование электрических ракетных двигателей (ЭРД) для компенсации аэродинамического сопротивления.

Необходимое условие для компенсации аэродинамических возмущений [1]:

$$\int_0^{T_{\text{сут}}} \frac{P}{M_{\text{КА}}} \cdot \alpha \cdot dt \geq \int_0^{T_{\text{сут}}} \sigma_{\text{ср}} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot dt;$$

$$\sigma_{\text{ср}} = \frac{C_x \cdot S_m}{2 \cdot M_{\text{КА}}}; \alpha = \frac{T_M}{T_{\text{ОБ}}}; \alpha \in [0,1],$$

где P – тяга ЭРД; $M_{\text{КА}}$ – масса космического аппарата; $\sigma_{\text{ср}} = \frac{C_x S}{2M_{\text{КА}}}$ – его средний баллистический коэффициент; ρ – плотность атмосферы; V – скорость полета КА; α – относительное время работы ЭРД на витке ($\alpha = \frac{T_M}{T_{\text{ОБ}}}$, где T_M – моторное время, $T_{\text{ОБ}}$ – период обращения).

Рассматриваются два варианта коррекции орбиты.

1. Режим непрерывной компенсации «в среднем» аэродинамических возмущений. Режим непрерывной компенсации возможен только при достаточной энергетике, то есть двигатель будет работать постоянно, если будет выполняться следующее условие

$$dW \geq N_{\text{ЭРД}},$$

где dW – среднесуточный резерв мощности для включения ЭРДУ, $N_{\text{ЭРД}}$ – потребляемая мощность ЭРДУ.

2. Режим периодической коррекции периода обращения.

Особенности проектного облика «гипернизкоорбитального» КА (рис. 1):

- в хвостовой части установлены авиационные элементы конструкции – стабилизаторы;
- отсутствуют движущиеся механические части; в частности, отказ от традиционных раскладных панелей солнечных батарей – появление стационарных «крыльев» вдоль всей длины корпуса;
- использование электрореактивной двигательной установки для компенсации аэродинамических сил.



Рис. 1. Проектный облик КА

Параметры орбиты КА (начальные):

- орбита – низкая квазикруговая околоземная гелиосинхронная орбита на границе света и тени;
- наклонение – $96,71^\circ$;
- минимальная высота – 277,6 км;
- максимальная высота – 305,2 км;
- период обращения – 90,21 мин.

Аналогом проектируемого КА является проект GOCE [2], успешно реализованный ESA в 2009-2013 гг.

Этапы выведения GOCE и параметры орбиты на конечном этапе жизненного цикла приведены на рис. 2.

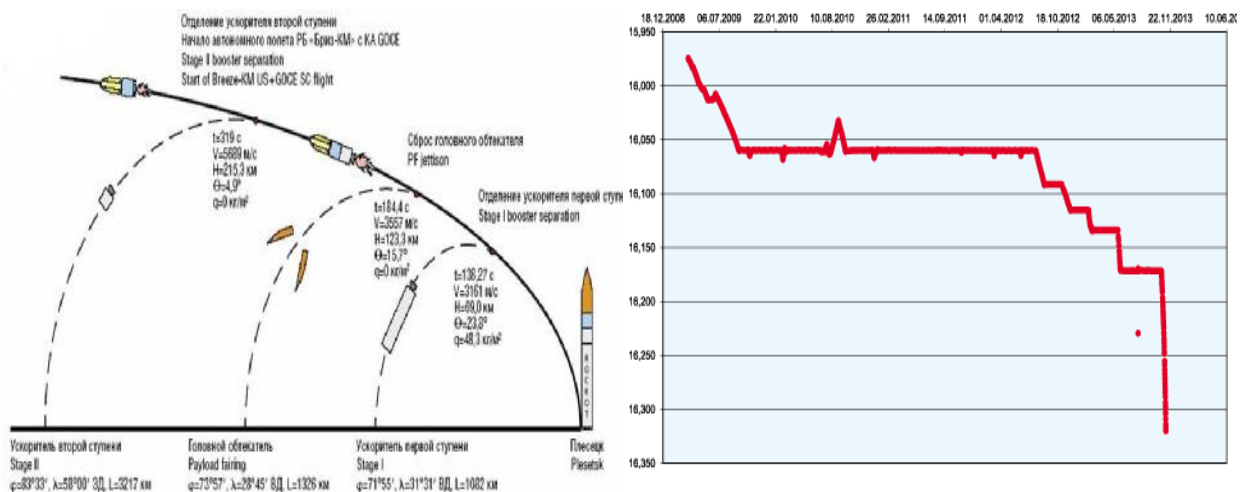


Рис. 2. Этапы выведения GOCE и параметры орбиты на конечном этапе жизненного цикла

По аналогии с проектом GOCE было предложено сконструировать подобный КА с отечественным стационарным плазменным двигателем СПД-50. Основные проектные параметры КА приведены в таблице 1.

Таблица 1. Проектные параметры GOCE

для исследования гравитационного поля								
σ , $м^2 / кг$	$S_{мид}$, $м^2$	$H_{орб}$, $км$	$M_{РТ}$, $кг$	W , $Вт$	dW , $Вт$	$M_{КА}$, $кг$	Марка СПД	h , $м$
0,002	1,6	290	43,82	1296,08	300	1000	50 (4 шт)	5,5
для радиолокационного исследования рельефа Земли								
σ , $м^2 / кг$	$S_{мид}$, $м^2$	$H_{орб}$, $км$	$M_{РТ}$, $кг$	W , $кВт$	$M_{КА}$, $кг$	Марка СПД	h , $м$	
0,002	1,661	800	10,56	5	1800	50 (4 шт)	10	

Библиографический список

1. Салмин В. В., Волоцуев В. В., Шиханов С. В. Поддержание заданных орбитальных параметров космических аппаратов с помощью двигателей малой тяги // Вестник СГАУ. – 2013. – №4(42). – С. 248-254.
2. Соболев И. GOCE// Новости космонавтики. – №5(316). – Том 19. – 2009.