

**Ахметов Р. Н., Аншаков Г. П., Мантуров А. И., Панов Н. А., Поплевин А. С.,
Типухов В. А.**

**УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ БВ «ВОЛГА» ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ МИССИИ
ВЫВЕДЕНИЯ ДВУХ КА СКРЛ-756 И МКА «АИСТ»**

ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» занимает значительную часть российского рынка пусковых услуг. Для повышения конкурентоспособности предприятия в связи с тенденцией увеличения запусков низкоорбитальных малых космических аппаратов был разработан блок выведения «Волга», который предполагается использовать совместно с РН «Союз-2», и в первую очередь с новым двухступенчатым РН лёгкого класса «Союз-2» этапа 1в. Опыт проектирования, изготовления и эксплуатации космических аппаратов (КА) разработки предприятия [1], учёт особенностей функционирования и предъявляемых требований к системе управления (СУ) блока выведения (БВ) обусловили следующие ключевые моменты спроектированной системы, подробно рассмотренные в [2, 3, 4]:

- использование системы спутниковой навигации (ССН) как основного источника навигационной информации (НИ) о фактических параметрах движения БВ;
- автономное построение непрерывной программы управления угловым движением (ПУУД) на борту в процессе полёта для обеспечения необходимой ориентации БВ на пассивных и активных участках полёта;
- автономное уточнение программы управления движением центра масс на борту БВ на основе НИ из ССН и параметров полётного задания (ПЗ);
- использование резервных схем полёта в случае необходимости компенсации отклонений орбиты выведения РН, превышающих допустимые значения.

Первый запуск блока выведения «Волга» осуществлён 28 декабря 2013 года для перевода полезной нагрузки в составе двух КА СКРЛ-756 и малого космического аппарата (МКА) "АИСТ" с орбиты выведения на конечную (целевую) круговую орбиту со средней высотой 625 км и наклоном 82,4°. Головной блок (ГБ) (рис. 1) доставлен на орбиту выведения (минимальная высота 270 км, максимальная высота 625 км, наклонение 82,4°) РН "Союз-2" этапа 1в. Разработчик КА СКРЛ-756 – ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс", МКА "АИСТ" - Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва совместно с ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс".

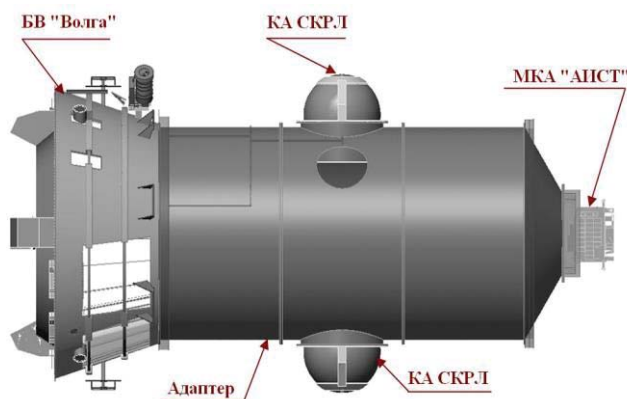


Рисунок 1 – Головной блок

Задачи БВ в полёте:

- перевод полезной нагрузки (ПН) с орбиты выведения РН на целевую орбиту;
- отделение ПН на целевой орбите в заданное время с заданным угловым положением;
- последующее проведение манёвра «затопления» БВ в малосудоходном районе Тихого океана.

В силу нахождения параметров орбиты выведения в заданных пределах полёт БВ «Волга» проходил по номинальной одноимпульсной схеме (рис. 2), которая включала следующие этапы:

- полёт по орбите выведения в течение ~ 46 минут с ориентацией ГБ в орбитальной системе координат (ОСК);
- проведение манёвра для перехода с орбиты выведения на конечную орбиту;
- полёт ГБ на конечной орбите с ориентацией в ОСК в течение ~ 45 минут;
- отделение МКА "АИСТ" и двух КА СКРЛ-756 на 92 минуте полёта при угле тангажа (в ОСК), равном 75° , и возвращение к ориентации БВ в ОСК;
- полёт БВ с ориентацией в ОСК в течение ~ 6,8 ч;
- проведение манёвра "затопления" БВ в малосудоходном районе Тихого океана.

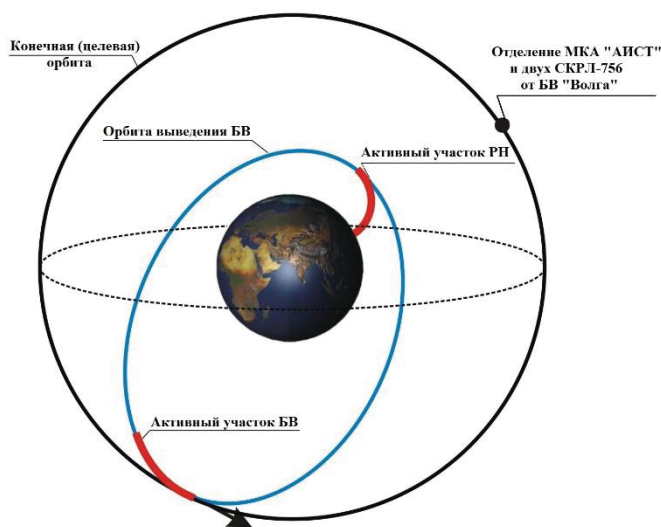


Рисунок 2 – Схема полёта БВ "ВОЛГА" №1

Первая навигационная информация от ССН, полученная за счёт обработки одномоментных навигационных определений на интервале 20 секунд с использованием метода динамической фильтрации, поступила в систему управления БВ на 25 с от момента отделения БВ от РН. В дальнейшем навигационная информация обновлялась с периодичностью 5 минут.

Для построения программы управления угловым движением в составе матрицы **M**

направляющих косинусов осей программной системы координат (ПСК) относительно инерциальной системы координат (ИСК), вектора абсолютной угловой скорости ω и углового ускорения ε БВ на начальном этапе полёта использовались номинальные параметры движения, заложенные в полётном задании. В дальнейшем ПУУД формировалась на основе НИ, полученной из ССН, в соответствии с значениями параметров и признаков организации углового движения, заложенных в ПЗ.

Автономное уточнение программы управления движением центра масс БВ с ПН осуществлялось на основании анализа отклонений контролируемых параметров, в качестве которых выступали интегральные радиусы апогея и перигея орбиты выведения (для уточнения величины импульса) и время прохождения апогея орбиты выведения (для уточнения времени включения двигателя), вычисляемые как $R_{\alpha i} = \max_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}$,

$R_{\pi i} = \min_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}$, $t_{R\alpha i} = \operatorname{argmax}_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}$, где i – номер витка. Функция $R(t)$ на интер-

вале $t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})$ вычислялась на борту путём интегрирования уравнений пассивного движения $d\vec{r}/dt = \vec{V}$, $d\vec{V}/dt = \vec{F}(\vec{r}, \vec{V}, t)$, где $\vec{F}(\vec{r}, \vec{V}, t)$ – гравитационные (с учётом четырёх полных гармоник разложения гравитационного потенциала Земли) и аэродинамические ускорения (статическая модель атмосферы ГОСТ 4401), вызванные силами, действующими на ГБ. Уточнённая программа управления движением центра масс включала в себя: время включения $t_{\text{вкл}}$ и расчётное время работы $t_{\text{раб}}$ двигателя, величину приращения кажущейся скорости V . На основании уточнённых значений указанных параметров в СУ была сформированная ПУУД для активного участка.

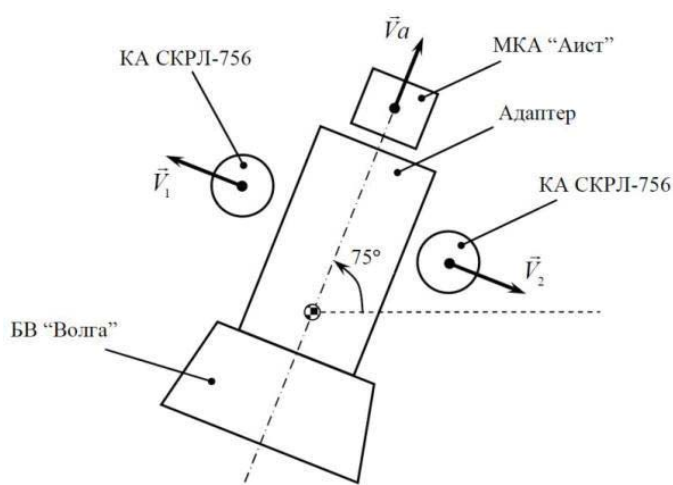


Рисунок 3 – Отделение ПН

Для обеспечения безударного расхождения полезной нагрузки после её отделения от БВ системой управления в заданный момент времени было обеспечено неподвижное относительно инерциального пространства угловое положение БВ с углом тангажа, равным 75° (относительно ОСК) на момент отделения ПН (рис. 3).

Проведённая послеполётная оценка точности формирования параметров целевой орбиты БВ показала, что отклонение от требуемых значений составило по периоду обращения

0,9 с, по средней высоте – 0,79 км, по эксцентриситету орбиты – 0,0008.

Через приблизительно 8 минут с момента отделения ПН бортовым программным обеспечением (БПО) произведён расчёт величины импульса скорости V для проведения манёвра «затопления» БВ с целевой орбиты, а также проведён анализ возможности осуществления данного манёвра на основании информации о фактических запасах топлива на борту. За ≈ 90 минут до восходящего узла шестого витка (на ≈ 372 минуте полёта) БПО СУ путём решения краевой задачи было произведено уточнение времени включения двигателя $t_{вкл}$ для обеспечения «затопления» БВ на линию прицеливания с географической широтой 48° (ю.ш.).

Анализ функционирования системы управления блока выведения в процессе полёта, проведённый по полученной телеметрической информации, подтвердил работоспособность и возможность применения структурных и программных решений, заложенных при проектировании системы.

Библиографический список

- 1 Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Аншаков Г.П. и др. Космическое аппаратостроение. Научно-технические и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара: Изд. Дом «Агни», 2011. 280 с.
- 2 Управление движением блока выведения «Волга» / Аншаков Г. П. и др. // Сб. трудов XVI Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара: СНЦ РАН, 2013.
- 3 Аншаков Г.П., Григорьев С.К., Мантуров А.И. и др. Оценка точности выведения космических аппаратов блоком выведения «Волга» // XX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. Спб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С.310 - 316.
- 4 Поплевин, А.С. Управление движением разгонного блока по навигационной информации системы спутниковой навигации // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета) № 2 (22), Самара: 2010 г. С.191 - 197.