

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ РАЗГОННОГО БЛОКА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА НИЗКИЕ И СРЕДНИЕ КРУГОВЫЕ ОРБИТЫ

В настоящее время к системам управления (СУ) разгонных блоков (РБ) предъявляются всё более высокие требования как по точности выведения, так и по кругу решаемых задач. Одним из направлений развития систем управления для удовлетворения предъявляемых требований является использование навигационных спутниковых систем. В частности навигационные спутниковые системы ГЛОНАСС и GPS используются для уточнения инерциальной (непрерывной) траектории полёта РБ «Фрегат» [1].

Между тем возможности такой СУ РБ, предназначенного для решения широкого круга задач, в том числе для выведения полезной нагрузки (ПН) на высокоэллиптические и геостационарные орбиты, а также управления полётом ракеты-носителя, оказываются избыточными для РБ лёгкого класса, а сама система дорогостоящей.

Рассмотрим программу управления движением РБ. Под программой управления понимается совокупность функциональных зависимостей от времени параметров работы двигательной установки $P(t)$ и ориентации программной системы координат $\nu(t)$, $\gamma(t)$, $\psi(t)$, обеспечивающих:

- перевод полезной нагрузки на орбиту назначения;
- уход РБ с целевой орбиты и проведение манёвра затопления;
- необходимые угловые эволюции РБ, связанные с обеспечением теплового режима, условий отделения и других требований к состоянию ПН.

Программа управления движением центра масс РБ, определяющая циклограмму работы силовой установки, имеет вид:

$$P(t) = \begin{cases} 1, & t \in [t_{AV1}^-, t_{AV1}^+] \\ 0, & t \notin [t_{AV1}^-, t_{AV1}^+] \end{cases} \quad (1)$$

где t_{AV1}^- , t_{AV1}^+ — соответственно начало и конец активного участка, причём t_{AV1}^- определяется, исходя из выбранной схемы перелёта, а t_{AV1}^+ определяется в ходе манёвра из условия достижения требуемого для данного активного участка значения характеристической скорости V_{AV}^{TP} или требуемых значений параметров состояния РБ.

Ориентация разгонного блока определяется непрерывными кусочно-заданными функциями углов тангажа, крена и рыскания $\nu(t)$, $\gamma(t)$, $\psi(t)$, которые определяют поло-

жение программной системы координат относительно орбитальной на различных участках полёта.

В связи с возможными отклонениями начального состояния РБ и различными возмущениями в процессе полёта формирование программы управления движением РБ должно производиться в бортовом комплексе управления (БКУ) по результатам навигационных измерений.

Исходя из обеспечения оптимальности проведения манёвра, направление выдачи импульса должно быть трансверсальным, т.е. программные значения углов ориентации должны быть равны: $v(t) = 0$, $\gamma(t) = 0$, $\psi(t) = \psi^{TP}$, где ψ^{TP} — угол рыскания, обеспечивающий поворот плоскости орбиты в случае некомпланарного манёвра, а также реализацию тормозного импульса при проведении манёвров увода и затопления. В этом случае программа управления движением центра масс может быть сформирована на основе следующих трёх параметров: времени начала активного участка t_{AV}^- , угла рыскания ψ^{TP} и значения характеристической скорости V_{SI}^{TP} . Выбранные параметры подлежат уточнению в процессе полёта по результатам определения отклонений фактической траектории полёта РБ от модельной.

Рассмотрим использование оскулирующих элементов орбиты для контроля и уточнения параметров программы управления РБ. График отклонения их расчётных величин от интегрального значения на витке в зависимости от широты определения для круговой орбиты со средней высотой 800 км представлен на рис. 1.

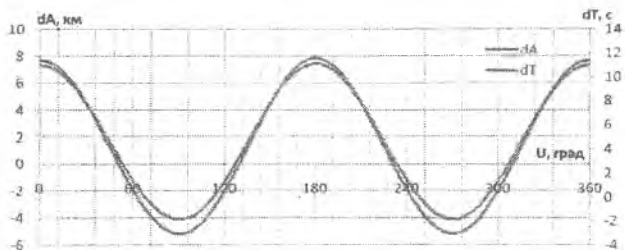


Рис. 1. Отклонение оскулирующего значения большой полуоси и периода обращения от интегрального значения в зависимости от широты точки определения

Как видно из графика, отклонения в определении значения большой полуоси A и периода обращения T могут достигать величин порядка 6 км и 12 с, соответственно, что является недопустимым с точки зрения обеспечения требуемой точности. Поэтому для контроля и уточнения параметров программы управления целесообразнее использовать интегральные значения параметров орбиты, полученные путём интегрирования факти-

ческих параметров движения центра масс (ПДЦМ) РБ.

В этом случае, учитывая область возможных отклонений контролируемых параметров, допустимо применение линеаризованных уравнений уточнения параметров программы управления:

$$\delta U_i = K_i^U \cdot \delta Q_i, \quad (2)$$

где $\delta U_i = (\delta \alpha_{AV}^-, \delta \gamma_{M}^{Tf}, \delta \psi_i^{TP})^T$ – вектор поправок к параметрам программы управления,

K_i^U – матрица уточняющих коэффициентов для i -го активного участка.

$\delta Q_i = (\delta R_{\alpha}^i, \delta \sigma^i, \delta \Omega^i, \delta \Omega_{sp}^i, \delta \gamma_{ra}^i, \delta \gamma_{rc}^i)^T$ – вектор выявленных отклонений фактических параметров орбиты от модельных.

Таким образом, задачей системы управления, с точки зрения баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полёта РБ, является:

- определение фактических ПДЦМ;
- уточнение параметров программы управления (ППУ) движением центра масс;
- формирование программы управления угловым движением, исходя из уточнённых ППУ и требований к угловому движению РБ на различных участках полёта. Реализация этой задачи может быть осуществлена аналогично [2];
- передача сформированной программы управления движением РБ в систему управления движением (СУД) на отработку.

Для решения поставленной задачи в составе СУ РБ необходимо иметь источник навигационной информации о фактических параметрах движения и ориентации РБ. В качестве такого источника целесообразно использовать систему спутниковой навигации (ССН), которая в настоящий момент может обеспечить определение ПДЦМ с точностью 6 м и 1,0 см/с по координатам и скорости соответственно [3], а также определение пространственного положения с точностью не хуже 1° при определённых условиях установки антенных устройств [4]. Для решения задач СУД в составе СУ необходимо иметь блок специальных приборов для измерения линейных ускорений и угловых скоростей, в качестве которого возможно использование бесплатформенных систем.

Описанную организацию решения задачи управления движением разгонного блока можно представить в виде схемы, изображённой на рис. 2.

Проведённый анализ показал возможность реализации представленного подхода к организации управления движением разгонного блока, предназначенного для выведения полезной нагрузки на низкие и средние крутовые орбиты, а также соответствие

точностных характеристик предъявляемым требованиям. Отличительной особенностью представленного подхода является отказ от использования непрерывного счисления инерциальной траектории полёта РБ и использование при наведении более точных интегральных параметров целевой орбиты.



Рис. 2. Организация решения задачи управления движением разгонного блока

Библиографический список

1. Дишель, В.Д. Совершенствование бортового математического обеспечения первой инерциально-спутниковой системы навигации и ориентации космических средств выведения. Обобщение результатов серии лётных испытаний системы [Текст]/ В.Д. Дишель, А.К. Быков, В.Г. Сулимов [и др.]// XIII межд. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2006. – С. 47-60.
2. Аншаков, Г.П. Интегрированная система управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования земли [Текст] / Г.П. Аншаков [и др.]// IX межд. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2002. – С. 77-84.
3. Борок, М.В. Анализ апостериорной оценки точностных характеристик системы спутниковой навигации космического аппарата «Ресурс-ДК» [Текст]/ М.В. Борок, О.А. Горбенко, Р.Ю. Мултян, В.И. Рублев. // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XIII Всерос. науч.-техн. семинара. Самара, 13-15 июня 2007. – Самара: Сам. гос. аэрокосмический ун-т, 2007. – Часть 1. – С. 101-104.
4. Дишель, В.Д. Методы навигации и ориентации геостационарных и высокоэллиптических космических аппаратов при использовании БИНС, корректируемой по кодовым и фазовым измерениям ГЛОНАСС/GPS [Текст] / В.Д. Дишель, В.Л. Паластин. // X межд. конф. по интегрированным навигационным системам. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – С. 114-124.