

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ РАЗГОННОГО БЛОКА ПО НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

© 2010 А. С. Поплевин

ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», г. Самара

Рассматривается задача автономного управления движением центра масс разгонного блока лёгкого класса. Предлагается модель управления, позволяющая реализовать на борту в процессе полёта уточнение номинальной программы управления по навигационной информации системы спутниковой навигации, получаемой на пассивных участках полета.

Программа управления движением, интегральные элементы орбиты, закон управления, система спутниковой навигации

Перспективные системы управления движением разгонных блоков основаны на использовании систем спутниковой навигации (ССН) как с целью повышения точностных характеристик, так и с целью улучшения экономико-эксплуатационных показателей. Между тем ССН в них используются не как основной источник навигационной информации, а как средство коррекции автономных инерциальных систем [1], при этом требования к инерциальным средствам навигации остаются по-прежнему достаточно высокими.

В работе рассматривается автономное программное управление движением центра масс разгонного блока (РБ) лёгкого класса (полная масса ≈ 1700 кг), предназначенного для выведения полезной нагрузки на низкие и средние околоземные круговые орбиты с высотой от 500 до 1500 км. Типовая схема выведения полезной нагрузки представляет собой одно-, двухимпульсный компланарный перелёт с орбиты выведения на целевую орбиту с последующим проведением манёвра увода или затопления. На рис. 1 представлена двухимпульсная схема выведения до момента достижения целевой орбиты.

На рисунке введены следующие обозначения: 0 – центр масс Земли, 1 – активный участок полёта ракеты-носителя, 2 – орбита выведения, 3 – первый активный участок РБ, 4 – полёт

по переходной орбите, 5 – второй активный участок РБ, 6 – целевая орбита.

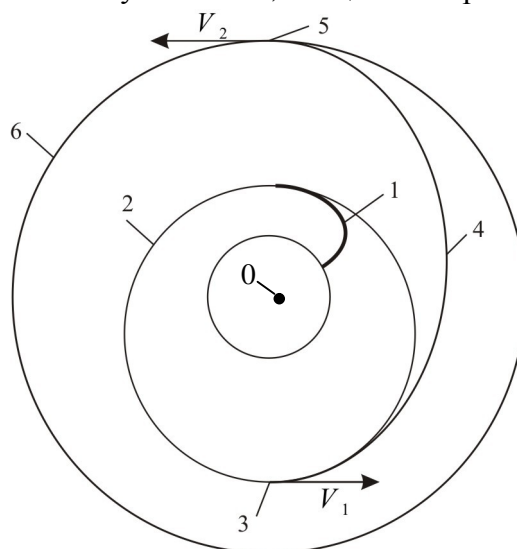


Рис. 1. Двухимпульсная схема выведения

Циклограмма выведения, соответствующая двухимпульсной схеме, с обозначением участков и их примерной продолжительностью в минутах представлена на рис. 2.

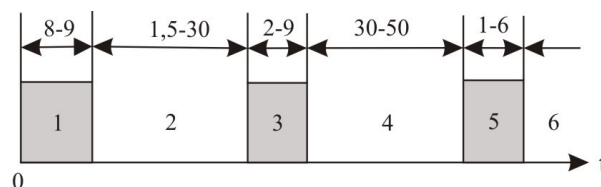


Рис. 2. Циклограмма выведения

Предполагается, что на участке полёта ракеты-носителя инерциальные средства навигации РБ не используются и первая информация о фактических

параметрах траектории поступает от его системы спутниковой навигации после отделения РБ с ПН от РН. Также предполагается, что навигационные измерения ССН проводятся только на пассивных участках полёта. Поэтому под навигационной информацией из ССН подразумевается вектор параметров движения центра масс, получаемый путём обработки нескольких одномоментных навигационных определений [2] (рис. 3).

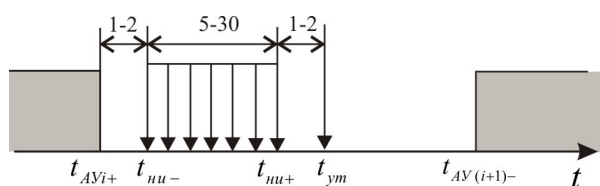


Рис. 3. Циклограмма проведения навигационных измерений

На рисунке 3 введены следующие обозначения (интервалы времени в обозначены в секундах): t_{AVi+} - время окончания активного участка ракеты-носителя или разгонного блока; t_{nu-} - время начала приёма одномоментных навигационных определений с интервалом в 1 с; t_{nu+} - время окончания интервала навигационных измерений с формированием вектора фактических параметров движения центра масс разгонного блока; t_{ym} - время уточнения параметров программы управления движением центра масс РБ; $t_{AV(i+1)-}$ - время начала следующего активного участка.

Следовательно, управление движением центра масс можно осуществлять на основании программы, формируемой по фактическому вектору параметров движения центра масс высокой точности, привязанному к некоторому заранее неизвестному моменту времени пассивного участка полёта разгонного блока. Рассмотрим программу управления движением РБ.

1. Программа управления

Пусть управляемое движение центра масс разгонного блока

описывается системой дифференциальных уравнений следующей:

$$\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V},$$

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{F}(\mathbf{r}, \mathbf{V}, t) + \mathbf{U}(t) + \mathbf{S}(t), \quad (1)$$

Здесь \mathbf{r}, \mathbf{V} - соответственно радиус-вектор и вектор скорости РБ в инерциальной системе координат; $\mathbf{F}(\mathbf{r}, \mathbf{V}, t)$ - гравитационные и аэродинамические ускорения, действующие на космический аппарат, $\mathbf{U}(t)$ - управляющие ускорения; $\mathbf{S}(t)$ - некоторые случайные возмущающие ускорения, вызванные неточностью работы системы управления и неучтёнными в \mathbf{F} факторами.

Под оптимальной программой управления движением центра масс подразумевается программа управления, отвечающая требованиям выведения максимальной массы полезной нагрузки на целевую орбиту и учитывающая возможные ограничения, как связанные с техническими характеристиками РБ, так и накладываемые дополнительными требованиями к траектории полёта РБ (например, расположение активных участков в зоне видимости наземных станций слежения).

Решение задачи определения оптимальной программы управления рассматривалось во многих работах, например [3]. Предположим, что в результате решения краевой задачи найдена такая оптимальная программа управления $\mathbf{U}(t)$ при $\mathbf{S}(t) = 0$, которая переводит разгонный блок из известного начального состояния

$$\mathbf{R}(t_n) = \mathbf{R}_n, \quad \mathbf{V}(t_n) = \mathbf{V}_n \quad (2)$$

в заданное конечное

$$\mathbf{R}(t_k) = \mathbf{R}_k, \quad \mathbf{V}(t_k) = \mathbf{V}_k \quad (3)$$

путём реализации N активных участков. При этом в системе управления заданная программа реализуется на основании следующих двух параметров:

- 1) t_{AVi-} - время начала i-го активного участка ($i = 1, \dots, N$);

$$2) \quad V_{si} = \int_{t_{AVi-}}^{t_{AVi+}} a_T dt \text{ - приращение}$$

кажущейся скорости на *i*-ом активном участке, a_T – кажущееся ускорение по трансверсальной оси T орбитальной системы координат [4].

Траектория, соответствующая такой программе управления является номинальной. Под действием начальных ошибок выведения и возмущающих ускорений во время движения РБ истинные значения параметров движения могут отклоняться от значений, соответствующих номинальной траектории. В этом случае номинальная программа управления может не удовлетворять требованиям по точности выведения. Поэтому на борту РБ предлагается организовать уточнение параметров программы управления (t_{AVi-} , V_{si}) в зависимости от отклонений фактической траектории от расчётной [5].

2. Выбор контролируемых параметров

В силу того, что время поступления навигационной информации, а значит и время определения отклонений измеренной траектории от номинальной системой спутниковой навигации заранее неизвестно и при этом возможны перерывы в поступлении навигационной информации, то целесообразно в качестве контролируемых параметров использовать параметры, не зависящие от времени и точки их измерения.

В качестве таких параметров могут выступать интегральные элементы орбиты на заданном витке, характеризующие её размеры и форму. Интегральными элементами орбиты являются значения, совпадающие по смыслу и обозначению с элементами орбиты, но учитывающие действие возмущающих сил при движении аппарата на пассивных участках полёта (в основном от нецентральности гравитационного поля Земли).

Интегральные элементы орбиты получаются путём интегрирования уравнений пассивного движения центра масс РБ с учётом аномалий гравитационного поля Земли и силы сопротивления атмосферы (1) на виток с начальными условиями в виде параметров движения центра масс (r, V) на некоторый момент времени t , принадлежащий рассматриваемому витку.

В качестве контролируемых параметров выбраны интегральные радиусы апогея и перигея, а также время, соответствующее моменту их прохождения, которые определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} R_{ai} &= \max_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}, \\ R_{pi} &= \min_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}, \\ t_{Rai} &= \arg \max_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}, \\ t_{Rpi} &= \arg \min_{t \in (T_{BV3i}, T_{BV3i+1})} \{R(t)\}, \end{aligned} \quad (4)$$

где T_{BV3i+1} - время прохождения РБ восходящего узла на $i+1$ витке (орбите); $R(t) = \sqrt{x^2(t) + y^2(t) + z^2(t)}$ - радиус-вектор положения центра масс РБ.

В этом случае траектория движения РБ с полезной нагрузкой формально может быть описана элементами орбит

$$Q_i = \{ R_{ai}, R_{pi}, t_{Rai}, t_{Rpi} \}, \quad (5)$$

где $i = 0$ соответствует параметрам орбиты выведения, $i = N$ - параметрам целевой орбиты после реализации N активных участков, $i \in [1, N-1]$ – параметрам переходных орбит.

Тогда отклонение движения РБ от номинальной траектории можно определить как

$$\Delta Q_i = \{ \Delta R_{ai}, \Delta R_{pi}, \Delta t_{Rai}, \Delta t_{Rpi} \}. \quad (6)$$

При этом время получения навигационной информации при условии ее достоверности не оказывает влияние на величины рассчитываемых отклонений:

$$\Delta Q_i(r_1, V_1, t_1) = \Delta Q_i(r_2, V_2, t_2), \quad t_1 \neq t_2,$$

3. Закон управления

Примем, что отклонения от управляющих ускорений сводятся к изменению параметров номинальной программы управления по результатам определения отклонений фактической траектории от номинальной. В рассматриваемом случае это соответствует отклонению параметров программы управления на величины Dt_{AVi-} , DV_{si} (i-номер активного участка).

Отклонения параметров программы управления являются функцией траекторных отклонений, которая в силу выбранных контролируемых параметров может быть записана в виде:

$$\Delta \dot{U} = F(\Delta R_{ai}, \Delta R_{pi}, \Delta t_{Rai}, \Delta t_{Rpi}). \quad (7)$$

Задача состоит в определении функции (7), которая должна быть реализована в бортовом комплексе управления для расчёта необходимых поправок Δt_{AVi-} и ΔV_{si} . В соответствии с терминологией [3] данная функция является законом управления, в соответствии с которым в процессе полёта изменяется программа управления.

В силу предполагаемой малости возмущающих отклонений функцию закона управления будем искать как линейную функцию отклонений фактической траектории от номинальной в виде:

$$\Delta V_{si} = k_{ai} \Delta R_{ai-1} + k_{pi} \Delta R_{pi-1},$$

$$\Delta t_{AVi-} = k_{tRpi} \Delta t_{Rpi-1} + k_{tRai} \Delta t_{Rai-1},$$

где k_{ai} , k_{pi} - неизвестные коэффициенты размерностью $[\frac{M/c}{KM}]$; k_{tRpi} , k_{tRai} - безразмерные неизвестные коэффициенты, которые необходимо определить.

4. Определение уточняющих коэффициентов

Предположим что, для начальных условий, отличающихся от номинальных (2):

$$\dot{R}(t_n) = \dot{R}_n + \Delta \dot{R}_n, \quad \dot{V}(t_n) = \dot{V}_n + \Delta \dot{V}_n, \quad (8)$$

где $\Delta \dot{R}_n$, $\Delta \dot{V}_n$ - заданные вариации, также определена оптимальная программа управления \tilde{U} . Таким образом, для программы управления \tilde{U} известны все параметры управления \tilde{t}_{AVi-} , \tilde{V}_{si} и соответствующая им траектория полёта разгонного блока $\tilde{Q}_i = \{\tilde{R}_{ai}, \tilde{R}_{pi}, \tilde{t}_{Rai}, \tilde{t}_{Rpi}\}$. Причём из условия оптимальности $\tilde{R}_{aN} = R_{aN}$, $\tilde{R}_{pN} = R_{pN}$.

Выразим вариацию программы управления $\Delta U = U - \tilde{U}$ как функцию траекторных отклонений:

$$\Delta \tilde{V}_{si} = k_{ai} \Delta \tilde{R}_{ai-1} + k_{pi} \Delta \tilde{R}_{pi-1}.$$

$$\Delta \tilde{t}_{AVi-} = k_{tRpi} \Delta \tilde{t}_{Rpi-1} + k_{tRai} \Delta \tilde{t}_{Rai-1},$$

где $\Delta \tilde{R}_a = R_a - \tilde{R}_a$, $\Delta \tilde{R}_p = R_p - \tilde{R}_p$, $\Delta \tilde{t}_{Rpi-1} = t_{Rpi-1} - \tilde{t}_{Rpi-1}$, $\Delta \tilde{t}_{Rai-1} = t_{Rai-1} - \tilde{t}_{Rai-1}$ - известные отклонения параметров полученной траектории от номинальной; $\Delta \tilde{V}_S = V_S - \tilde{V}_S$, $\Delta \tilde{t}_{AVi-} = t_{AVi-} - \tilde{t}_{AVi-}$ - соответствующие отклонения приращения кажущейся скорости и времени включения маршевого двигателя от их номинальных значений.

Рассматривая несколько оптимальных программ для нескольких вариаций начальных условий (8), можно составить систему линейных уравнений:

$$\Delta \tilde{V}^j_{Si} = k_{ai} \Delta \tilde{R}^j_{ai-1} + k_{pi} \Delta \tilde{R}^j_{pi-1},$$

$$\Delta \tilde{t}^j_{AVi-} = k_{tRpi} \Delta \tilde{t}^j_{Rpi-1} + k_{tRai} \Delta \tilde{t}^j_{Rai-1},$$

где $j = (1, n)$ - число вариаций начальных условий.

Для решения системы число уравнений должно быть равным или больше числа неизвестных. Варьирование проводится до тех пор, пока число уравнений не станет больше числа неизвестных. В этом случае используя метод наименьших квадратов:

$$K = (\Delta \tilde{Q}^T \Delta \tilde{Q})^{-1} \cdot \Delta \tilde{Q}^T \cdot \Delta \tilde{U}, \quad (9)$$

где $\Delta \tilde{Q}$ - матрица размерности $n \times 4$, содержащая отклонения траекторных параметров, можно определить

неизвестные коэффициенты k_{ai} , k_{pi} , k_{irai} , k_{irpi} для каждого активного участка ($i=1, \dots, N$).

Необходимо особо отметить вариант, когда число импульсов оптимальной программы управления при варьировании начальных условий больше числа импульсов в номинальной программе. Это возможно в случае, если отклонения от целевой орбиты по контролируемым параметрам нельзя ликвидировать изменением какого-либо импульса номинальной программы управления. Например, при одноимпульсной схеме выведения, когда импульс прикладывается в апогее орбиты выведения, нельзя изменить высоту орбиты в точке приложения импульса в случае её отклонения от номинальной траектории. Для учета таких случаев в номинальную программу управления, при её формировании на Земле, вводится дополнительный импульс с параметрами ($t_{AVi-} = t_{AVi-}^{зад}$, $V_{si} = 0$), который в процессе полета РБ уточняется и реализуется по результатам определения фактической траектории.

5. Анализ предложенной модели

Рассмотрим предложенный способ формирования программы управления на конкретном примере. Требуется определить закон управления для выведения полезной нагрузки с орбиты выведения с параметрами $R_\alpha = 6865,7 \pm 6$ км; $R_\pi = 6565,6 \pm 2$ км на целевую орбиту с параметрами $R_\alpha = 7885,4$ км; $R_\pi = 7882,5$ км.

Программа управления движением центра масс РБ для номинальной траектории содержит два активных участка с параметрами $t_{AY1-} = 2710$ с; $V_{s1} = 344$ м/с; $t_{AY2-} = 5939$ с; $V_{s2} = 249,4$ м/с. В этом случае параметры переходной орбиты имеют следующие значения: $R_\alpha = 7882,4$ км; $R_\pi = 6866,4$ км, $t_{R\alpha} = 2752$ с, $t_{R\alpha} = 5982$ с

Рассмотрим несколько вариаций начальных условий и соответствующие им оптимальные программы управления. Результаты представлены в табл. 1.

Число вариаций выбирается таким образом, чтобы обеспечить достоверность полученных результатов.

Для уточняющих коэффициентов параметров первого активного участка число вариаций равно 5. Для второго активного участка число вариаций равно 6.

По результатам решения уравнения (9) для данных из таблицы 1 получим следующие значения уточняющих коэффициентов:

$$k_{a1} = -0.019, \\ k_{p1} = -0.28, \quad k_{ira1} = 0, \quad k_{irp1} = 0, \\ k_{a2} = -0.049, \quad k_{p2} = -0.211, \quad k_{ira2} = 1, \\ k_{irp2} = 0.$$

Определим оптимальную программу управления для следующих начальных условий: $R_\alpha = 6873,5$ км; $R_\pi = 6562,1$ км.

Оптимальные параметры первого активного участка с учётом полученных значений коэффициентов составляют: $t_{AY1-} = 2710$ с; $V_{s1} = 344,81$ м/с. Параметры переходной орбиты имеют следующие значения: $R_\alpha = 7881,6$ км; $R_\pi = 6874,5$ км, $t_{R\alpha} = 5983$ с. Параметры второго активного участка: $t_{AY2-} = 5940$ с; $V_{s2} = 247,72$ м/с. Параметры конечной целевой орбиты: $R_\alpha = 7886,9$ км; $R_\pi = 7881,7$ км.

Таким образом, при отклонениях параметров орбиты выведения по радиусу апогея +7 км, радиусу перигея – 3 км, периоду обращения + 3 с, полученные параметры целевой орбиты отличаются на +1,5 км по радиусу апогея, на -0,8 км по радиусу перигея и +0,5 с по периоду обращения. Результаты моделирования демонстрируют достаточно высокую точность решения задачи управления движением РБ для удовлетворения требований по точности выведения полезной нагрузки.

Таблица 1– Оптимальные программы управления для различных вариаций начальных условий

№ вариации	Отклонения параметров орбиты выведения			Отклонения параметров переходной орбиты			Параметры программы управления			
	$\Delta t_{R\alpha}$, с	ΔR_{α} , км	ΔR_{π} , км	$\Delta t_{R\alpha}$, с	ΔR_{α} , км	ΔR_{π} , км	t_{AY1}	V_{S1}	t_{AY2}	V_{S2}
1	11,976	16,015	3,562	10,345	0,204	15,937	2710	342,8	5949	245,1
2	-5,598	-6,854	-2,286	-4,245	0,388	-7,009	2710	344,8	5935	251,2
3	8,571	11,713	2,283	7,514	-	11,849	2710	343,2	5946	246,3
4	5,114	8,35	-0,018	5,043	-0,82	8,693	2710	343,8	5943	247,3
5	-9,173	12,202	-2,825	-7,197	0,588	11,823	2710	345,2	5932	252,5
6	-12,12	17,027	-2,798	10,679	0,303	-16,97	2710	345,1	5929	253,9

Таким образом, предложенная модель уточнения номинальной программы управления движением центра масс разгонного блока имеет достаточно высокую точность решения задачи выведения.

Библиографический список

1. Дишель, В.Д. Интегрированные инерциально – спутниковые системы навигации, ориентации и внешнетраекторного контроля космических средств выведения. Методология построения, опыт создания и результаты наземной обработки [Текст] / В. Д. Дишель // IX Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. – Спб.:ЦНИИ «Электроприбор», 2002. – С.152-156.
2. Аншаков, Г.П. Автономная спутниковая навигация космического аппарата «Ресурс-ДК1» [Текст] / Г.П. Аншаков и др. // Сб. трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов, часть 1, Самара: 2007 г. – С. 38-44.
3. Пономарев, В. М. Теория управления движением космических аппаратов [Текст] / В. М. Пономарев, М. «Наука», Физматгиз. – 1965.
4. Основы теории полета космических аппаратов. Под редакцией

Г.С. Нариманова. - М.: Машиностроение, 1972.

5. Разыграев, А. П. Основы управления полетом космических аппаратов [Текст] / А. П. Разыграев // Учебное пособие для вузов, 2-е издание. – М.: Машиностроение, 1990.

References

1. Dishel V.D. Integrated inertial satellite systems of navigation, attitude and external trajectory control of space launch vehicles. Design techniques, building experience and ground processing results [Text] / Dishel V.D. // IX Saint-Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – Spb.:TsNII “Electropribor”, 2002. – P.152-156;
2. Anshakov G.P. Autonomous navigation of Resurs-DK1 spacecraft [Text] / Anshakov G.P. et al // Collected papers XIII Russian Science and Technical Workshop on Aircraft Motion Control and Navigation, part 1, Samara: 2007 – P. 38-44
3. Ponomarev V.M. Spacecraft motion control theory [Text] / Ponomarev V.M., Moscow, “Nauka”, Fismatgiz. – 1965.
4. Basic theory of spacecraft flight. Edited by Narimanov G.S. – Moscow.: Mashinostroenie, 1972.
5. Razygraev A.P. Theory of spacecraft flight [Text] / Razygraev A.P. // Tutorial for universities, Issue 2. – Moscow: Mashinostroenie, 1990. – 480 pages.

KICK-STAGE CONTROL BY NAVIGATIONAL DATA OF SATELLITE NAVIGATION SYSTEM

© 2010 A.S. Poplevin

Samara Space Centre «TsSKB-Progress», Samara

The paper covers a problem of independent motion control of light kick-stage mass-center. We propose a control algorithm enabling to implement on-board an in-flight correction of nominal control program by means of satellite navigation system data received during non-powered flight intervals.

Motion control program, orbital integral elements, equation law, satellite navigation system.

Информация об авторе

Поплевин Андрей Сергеевич, Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ - Прогресс», инженер – конструктор 1 категории, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета, e-mail: apoplevin@mail.ru. Область научных интересов: динамика и управление движением.

Poplevin Andrey Sergeevich, design engineer of FSUE SRP SC «TsSKB - Progress», Samara, magister of mechanics, postgraduate student of Samara State Aerospace University, e-mail: apoplevin@mail.ru. Area of research: dynamics and flight control.