7. Антоновская О.Г., Горюнов В.И., Палочкин Ю.П. Развитие методики моделирования динамики СЧ с ИЧФД и астатизирующим фильтром // 61-я научная сессия, посвященная Дню радио. Труды. М., 2006. – С. 260-262.
8. Горюнов В. И., Ерусланов В.Н., Зайцева М.Н. К анализу быстродействия синтезатора при переключениях по диапазону // Техника средств связи. Сер. Техника радиосвязи. – 1986. – Вып. 3. – С. 44-49.
9. Горюнов В.И., Ерусланов В.Н., Лобашов Н.И. К анализу динамических характеристик синтезатора частоты при учете инерционности фильтра // Техника средств связи. Сер. Техника радиосвязи. – Вып. 3. – 1988. – С. 59-67.

Севрюгин С.Ю.

Об угловой стабилизации спускаемого космического летательного аппарата

*Чистопольский филиал "Восток" Казанского национального исследовательского
технического университета им. А.Н. Туполева - КАИ
(Россия, Чистополь)*

doi: 10.18411/lj-07-2019-80

idsp: ljjournal-07-2019-80

Аннотация

В статье рассматривается проблема синтеза разрывного управления на скользящем режиме с гарантированной терминальной инвариантностью к неопределенным возмущениям в начале координат для решения задачи угловой стабилизации спускаемого космического летательного аппарата (КЛА). Проведено сопоставление процессов при полученном разрывном управлении и линейном, оптимальным по минимуму интеграла от квадрата ошибки. Проведено численное моделирование, сделаны выводы.

Ключевые слова: скользящий режим, разрывное управление, терминальная инвариантность, неопределенные возмущения, моделирование.

Abstract

The article deals with the problem of synthesis of discontinuous control on a sliding mode with guaranteed terminal invariance to indefinite perturbations at the origin to solve the problem of angular stabilization of a descending spacecraft (CLA). A comparison was made of the processes with the obtained discontinuous control and a linear optimal with respect to the minimum of the integral of the square of the error. Numerical modeling was carried out, conclusions were made.

Keywords: sliding mode, discontinuous control, terminal invariance, indefinite perturbations, modeling.

Рассматривается космический летательный аппарат (КЛА) конусообразной формы (рис. 1), предназначенный для оперативной доставки грузов с международной космической станции (МКС). Данный КЛА имеет массу 500 кг, длину $l = 2,1$ м, диаметр днища 0,9 м и снабжен двумя ракетными двигателями малой тяги в кормовой части с силами тяги, приложенными с двух противоположных сторон (вторая противоположная сила на рис. 1 не показана). Для совершения пространственного движения в космосе и в атмосфере КЛА снабжен двумя парами ракетных двигателей с малой силой тяги, расположенными с двух противоположных сторон в кормовой части КЛА (на рис. 1 не показаны) и обеспечивающими вращение аппарата относительно продольной оси. После гашения скорости с выходом в заданную точку над поверхностью Земли КЛА с высоты около 10 км совершает практически вертикальное падение со скоростью 100 м/с. Приземление осуществляется с помощью посадочного парашюта с высоты 1000-2000 м.

Рис. 1 Схема продольного движения КЛА

На рис. 1 представлена схема балансирующего равновесия в продольном движении КЛА, где $Ox_1y_1z_1$ – связанная с КЛА система координат, начало которой расположено в центре масс, α – угол атаки, ϑ – угол тангажа, θ – угол наклона вектора скорости $\vec{V}$ к линии местного горизонта, Y_α и X – аэродинамическая подъемная сила и сила лобового сопротивления, приложенные в центре давления d , $q = \rho V^2/2$ – скоростной напор, ρ – плотность атмосферы, S – характерная площадь КЛА (площадь миделевого сечения), P – сила реактивной управляющей тяги. Для статически устойчивого КЛА сила тяги P направлена противоположно подъемной силе и тогда обеспечивается равенство аэродинамического и управляющего моментов), x_m, x_d, x_p – расстояния от носка КЛА до центра масс, центра давления и центра сопла управляющего двигателя соответственно. Согласно данному рисунку программное управление $u = u_{пр}(t)$ находится с учетом программной тяги $P_{пр}$, находимой согласно рис. 1 из уравнения балансирующего равновесия:

$$P_{пр}(x_p - x_m) = C_y(\alpha_{пр})qS(x_d - x_m)\cos\alpha_{пр}.$$

Система дифференциальных уравнений, описывающая продольное движение КЛА (вместе с угловым) в отклонениях от его программного движения с учетом постоянства скорости на малом промежутке времени в балансирующем равновесии может быть представлена в виде [1, 2, 4]:

$$\dot{x} = (A_0(t) + \Delta A(t))x + (b_0(t) + \Delta b(t))u + (D_0(t) + \Delta D(t))F(t), \quad (1)$$

где составляющими вектора $x = (x_1, x_2, x_3, x_4)^T$ являются отклонения:

$$x_1 = \Delta\vartheta = \vartheta_{пр} - \vartheta, x_2 = \Delta\dot{\vartheta}, x_3 = \Delta\theta = \theta_{пр} - \theta, x_4 = \Delta H = H_{пр} - H,$$

а матрицы $A(t)$, $b(t)$ и $D(t)$ имеют известные номинальные составляющие с индексом "0" и неопределенные составляющие с индексом "Δ".

Сила тяги P двух управляющих реактивных двигателей, прикладываемая перпендикулярно к продольной оси КЛА в точке p (рис. 1) сверху и снизу, пропорциональна управляющему стабилизирующему воздействию u .

Суммарная сила тяги P_Σ состоит из двух слагаемых: программной силы тяги $P_{пр} = k_{пр}u_{пр}$, где $u_{пр}$ – программное управление, которое определяется по программной силе тяги $P_{пр}$, находимой из приведенного уравнения балансирующего равновесия ($P_{пр\max} = 950$ Н) и искомой динамической силы тяги $P = ku$, которая направляет угловое движение КЛА к программному ($P_{\max} = 50$ Н).

Таким образом, система уравнений углового движения КЛА относительно центра масс (1) при постоянном векторе скорости $\vec{V}$ и при малом отклонении $\Delta\theta(t)$ угла наклона вектора скорости к линии горизонта $\theta(t)$ от программного значения $\theta_{пр}(t)$ за время переходного процесса, а также при неопределенных внешних $F_1(t)$ (ветровых и вызываемых отклонениями плотности атмосферы от стандартной величины) и

параметрических $\Delta a_{21}, \Delta a_{22}, \Delta b_2$ (вызываемых разбросом параметров КЛА от изделия к изделию) возмущениях с учетом инерционности управляющих ракетных двигателей малой тяги, обусловленной инерционностью электромагнитных клапанов расхода топлива, примет вид [1, 2, 4]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = \Delta a_{21}x_1 + \Delta a_{22}x_2 + (1 + \Delta b_2)(P_1 + P_2) + F_1(t), \\ \dot{P}_1 = -\frac{P_1}{\tau} + \frac{ku_1}{\tau}, \\ \dot{P}_2 = -\frac{P_2}{\tau} + \frac{ku_2}{\tau}, \end{cases} \quad (2)$$

где $x_1 = \Delta\theta$ рад, $x_2 = \Delta\dot{\theta}$ рад/с, $|\Delta a_{21}| \leq 0,01$ 1/с², $|\Delta a_{22}| \leq 0,01$ 1/с, $|\Delta b_2| = |\varepsilon| < 0,5$ рад/с², $|F_1| \leq 1$ рад/с², $\tau = 0,05$ с, а управления u_1, u_2 находятся по условиям переключений

$$u_1 = \begin{cases} u & \text{при } u \geq 0, \\ 0 & \text{при } u < 0, \end{cases} \quad u_2 = \begin{cases} u & \text{при } u \leq 0, \\ 0 & \text{при } u > 0, \end{cases}$$

которые отражают воздействие стабилизирующего управления u на каждый из двух двигателей в отдельности для реализации их суммарной тяги $P = P_1 + P_2$.

Синтез управления проведем по методу, изложенному в [5]. Получим функции переключения в виде:

$$s = c^T x = |s_1| + |s_2|, s_1 = 2x_1 + x_2, s_2 = x_1, g = x_1, \quad (3)$$

где

$$c^T = (c_1^T \text{sign} s_1 + c_2^T \text{sign} s_2) = (c_1, c_2) = (2\text{sign} s_1 + \text{sign} s_2, \text{sign} s_1).$$

В системе управления (2) получаем разрывное управление u

$$u = u_0 + u_\Delta + u_F \quad (4)$$

со слагаемыми u_0, u_Δ, u_F вида:

$$u_0 = \begin{cases} u_0^+ = \frac{1}{c^T b_0} [\kappa_g^+ x_1 + \kappa_s^+ s - (2\text{sign} s_1 + \text{sign} s_2)x_2] & \text{при } sg > 0, \\ u_0^- = \frac{1}{c^T b_0} [\kappa_g^- x_1 + \kappa_s^- s - (2\text{sign} s_1 + \text{sign} s_2)x_2] & \text{при } sg \leq 0, \end{cases} \quad (5)$$

где $c^T b_0 = \text{sign} s_1$, $\kappa_g^+ = -1$, $\kappa_g^- = 1$, $\kappa_s^+ = -5$.

$$u_\Delta = \frac{1}{c^T b_0} \sum_{i=1}^2 \kappa_{i\Delta} x_i, \quad (6)$$

где

$$\kappa_{i\Delta} = \begin{cases} \kappa_{i\Delta}^+ < \inf_{\Delta a_i, \varepsilon} \left(-\frac{\Delta a_i}{1 + \varepsilon} \right) & \text{при } x_i > 0, \\ \kappa_{i\Delta}^+ > \sup_{\Delta a_i, \varepsilon} \left(-\frac{\Delta a_i}{1 + \varepsilon} \right) & \text{при } x_i \leq 0. \end{cases}$$

С учетом ограничений и значений (5) параметров $\kappa_g^\pm, \kappa_s^\pm$ зададим следующие значения параметров $\kappa_{i\Delta}^\pm$:

$$\begin{aligned} \kappa_{1\Delta}^+ &= -8,03, \kappa_{1\Delta}^- = 8,03, \kappa_{2\Delta}^+ = -8,03, \kappa_{2\Delta}^- = 8,03, \\ u_F &= \frac{1}{c^T b_0} \kappa_{1F} = \frac{\kappa_{1F}}{\text{sign} s_1}, \end{aligned} \quad (7)$$

где $\kappa_{1F} < \inf_{F_1, \text{sign}, \varepsilon} \left(-\frac{F_1 \text{sign} s_1}{1 + \varepsilon} \right)$ и учтено, что $\Delta D \equiv 0$; с учетом ограничений для $|F_1|$ и $|\varepsilon|$ задается значение $\kappa_{1F} = -2,01$.

Проведем сопоставление полученного разрывного управления (5), (6), (7) и линейного управления, оптимального по минимуму интеграла от квадрата ошибки [3], для системы (2) при наличии внешних возмущений и одинаковом времени переходного процесса, равном 1,6 с. Моделирование систем проведено в пакете MATLAB.

Рис. 2. Процессы управления по углу тангажа x_1 : а) при линейном управлении; б) при разрывном управлении

Сопоставление процессов управления (рис. 2) показало при одинаковом времени переходного процесса следующие преимущества разрывного управления (4) в режиме скольжения по сравнению с линейным управлением, оптимальным по минимуму интеграла от квадрата ошибки [3]:

- нулевое перерегулирование по сравнению с перерегулированием в 17,34%;
- число колебаний за время переходного процесса равно нулю по сравнению с двумя;
- нулевая установившаяся ошибка по сравнению с ошибкой, равной 0,022 рад.

Таким образом, результаты моделирования системы управления КЛА с предлагаемым разрывным управлением демонстрируют требуемые прямые показатели качества. При более точной модели углового движения, получаемой без допущений относительно координат движения центра масс и с учетом соответствующих числовых данных по параметрам и по возмущениям, полученные результаты могут быть достаточно эффективно применены и в качестве бортовых алгоритмов управления.

1. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. М.: Машиностроение, 1970. 232 с.
2. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом. М.: Наука, 1964. 700 с.
3. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. М.: Машиностроение, 1976. 184 с.
4. Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. Баллистика ракет. М.: Машиностроение, 1970. 244 с.
5. Мещанов А.С., Севрюгин С.Ю. Метод управления с гарантированной терминальной инвариантностью к неопределенным и номинальным возмущениям // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2010. №3. С. 196 – 203.

Тойгамбаев С.К., Евграфов В.А.

Применение статико–динамического нагружения при холодной обкатке двигателей внутреннего сгорания

*РГАУ-МСХА им. К.А. Тимирязева
(Россия, Москва)*

doi: 10.18411/lj-07-2019-81

idsp: ljjournal-07-2019-81

Аннотация

В статье представлен стенд для холодной статико-динамической обкатки двигателей, позволяющей более качественно проводить приработку деталей. Сущность модернизации стенда в разработке подвижных стоек для возможности обкатки более