



функции w в узле решётки будет максимум из значений ценовых функций в этом же узле.

После того, как значения функции w найдены, оптимальное значение согласованной цены будет находиться в точке минимума этой функции. Благодаря выпуклости парных ценовых функций точка минимума функции w будет точкой пересечения всех ценовых функций.

Следовательно, при оптимальном плане покупки товара, которому будет соответствовать точка минимума функции w , цены единицы товара всех поставщиков будут совпадать. Этот план будет оптимальным, при нём цена единицы товара будет равна координате z этой точки.

Вывод. Ценовые функции поставщиков не всегда являются линейными. Неправильный выбор вида ценовых функций может привести к появлению перекупщиков в цепочке между поставщиком и финальным потребителем.

Более точное (нежели линейное или квадратичное) описание парных ценовых функций потребует более подробной информации о зависимости цены единицы товара от объёма поставки. Наиболее простое описание такой зависимости получается для ситуации пары поставщиков.

Если для каждого поставщика известны его чистые цены и две смешанные парные цены, то в качестве ценовой функции принять квадратичную. Хотя аналитическое определение точки с оптимальной ценой возможно, но оно настолько громоздко, что не представляет практического интереса.

В этом случае задача решается численно с любой необходимой точностью.

Литература

1. Котенко А.П., Докучаев А.В. Графоаналитический метод определения поставок [Текст] / Вестник СамГТУ. Серия «Физ.-мат. науки». – 2009. – №2(19). – С. 277-279.
2. Котенко А.П., Докучаев А.В. Формирование оптимальной цены при случайном поведении характеристик у нескольких поставщиков / «Высшее образование, бизнес, предпринимательство»: Сб. научных трудов. – Самара: СамГТУ, Поволжский ин-т бизнеса, 2015. – С. 26-29.

Ч.Дон¹, Ю.М.Заболотнов¹, Ч.Ван²

УПРАВЛЕНИЕ РАЗВЕРТЫВАЕМОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМОЙ С АТМОСФЕРНЫМ ЗОНДОМ

(¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ²Северо-западный политехнический университет, г.Сиань, КНР)

Анализируется процесс управления развертываемой космической тросовой системой (КТС) с атмосферным зондом (АЗ). Показано, что построение номинальной программы развертывания тросовой системы с учетом аэродинамических сил позволяет в несколько раз уменьшить ошибки приведения системы



в заданное конечное состояние. Приводятся численные расчеты, подтверждающие проведенные исследования и сформулированные выводы.

Тросовая система состоит из базового космического аппарата (КА), троса и АЗ. Атмосферный зонд это тело надувной или складной конструкции, имеющее увеличенный баллистический коэффициент. Атмосферные зонды могут использоваться, например, для мониторинга верхних слоев атмосферы.

Для построения номинальной траектории развертывания КТС в положение, близкое к вертикальному, используется обычно модель движения в подвижной орбитальной системе координат [1]

$$\ddot{L} = L[(\dot{\theta} + \dot{u})^2 - \dot{u}^2(1 - 3\cos^2\theta)] + \frac{Q_L - T_n}{M_e}, \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = -2\frac{\dot{L}}{L}(\dot{\theta} + \dot{u}) - \frac{3}{2}\dot{u}^2 \sin 2\theta + \frac{Q_\theta}{M_e L^2}, \quad (2)$$

где L и θ - длина троса и угол его отклонения троса от вертикали, u - аргумент широты орбиты центра масс системы, $M_e = m_1 m_2 / M$, m_1 и m_2 - массы КА и зонда, $M = m_1 + m_2$, T_n - сила натяжения троса, Q_L и Q_θ - обобщенные аэродинамические силы. При выводе уравнений (1-2) предполагается, что орбита центра масс системы за время развертывания системы не изменяется и близка к круговой орбите.

Программа развертывания КТС в вертикальное положение имеет вид

$$T_n = M_e \dot{u}^2 [a(L - L_k) + b\dot{L} / \dot{u} + 3L_k], \quad (3)$$

где a, b - параметры закона управления, L_k - конечная длина троса. Если орбита центра масс круговая, то $\dot{u} = const$.

Обобщенные аэродинамические силы определяются из выражений $Q_L = \delta A_L / \delta L$, $Q_\theta = \delta A_\theta / \delta \theta$, где δA_L и δA_θ - работы на возможных перемещениях δL , $\delta \theta$. Поэтому

$$Q_{\theta 1} = -C_1 S_1 \rho_1 V_{r1} \cdot \Delta L_1 \cdot (V_{o1} \cdot \cos(\theta - \varphi_1) + V_{\theta 1}) / 2 \quad (4)$$

$$Q_{L1} = -C_1 S_1 \rho_1 V_{r1} \cdot m_2 \cdot (V_{o1} \cdot \sin(\theta - \varphi_1) + V_{L1}) / 2M \quad (5)$$

$$Q_{\theta 2} = C_2 S_2 \rho_2 V_{r2} \cdot \Delta L_2 \cdot (V_{o2} \cdot \cos(\theta + \varphi_2) - V_{\theta 2}) / 2 \quad (6)$$

$$Q_{L2} = C_2 S_2 \rho_2 V_{r2} \cdot m_1 \cdot (V_{o2} \cdot \sin(\theta + \varphi_2) - V_{L2}) / 2M \quad (7)$$

где $C_{1,2}$ - коэффициенты сил аэродинамического сопротивления, $S_{1,2}$ - характерные площади, $\rho_{1,2}$ - плотности атмосферы, $\Delta L_{1,2} = m_{2,1} L / M$, углы $\varphi_{1,2}$ и составляющие $V_{o1,2}$, $V_{L1,2}$, $V_{\theta 1,2}$ суммарных скоростей $V_{r1,2}$ КА и зонда определяются в соответствии с рис.1.

Обобщенные силы, входящие в систему (1-2), определяются суммированием соответствующих выражений из (4-7): $Q_\theta = Q_{\theta 1} + Q_{\theta 2}$, $Q_L = Q_{L1} + Q_{L2}$.

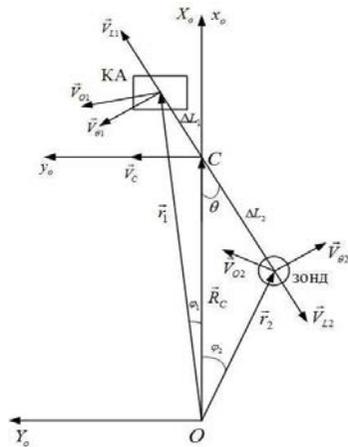


Рис. 1 Положения КА и зонда относительно орбитальных систем координат

Уравнения движения КТС в геоцентрической системе координат записываются в виде [1]

$$\frac{d\vec{r}_k}{dt} = \vec{V}_k, \quad m_k \frac{d\vec{V}_k}{dt} = \vec{G}_k + \vec{T}_k + \vec{R}_k \quad (8)$$

где \vec{r}_k ($k=1,2$) - радиус-вектора КА и зонда, \vec{V}_k - абсолютные скорости конечных масс, $\vec{G}_k, \vec{T}_k, \vec{R}_k$ - вектора гравитационной сил, сил натяжения троса и аэродинамических сил.

Так как трос не воспринимает сжимающих усилий, то модуль силы упругости вычисляется по закону Гука

$$T = \begin{cases} c \frac{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2| - l}{L}, & \text{if } |\vec{r}_1 - \vec{r}_2| - l \geq 0 \\ 0, & \text{if } |\vec{r}_1 - \vec{r}_2| - l \leq 0 \end{cases} \quad (9)$$

где l - нерастянутая длина троса, $c = E \cdot A$ - коэффициент жесткости, E - модуль Юнга, A - площадь поперечного сечения троса.

Соответственно в векторном виде силы натяжения троса определяются выражениями

$$\vec{T}_1 = T \frac{\vec{r}_2 - \vec{r}_1}{|\vec{r}_1 - \vec{r}_2|}, \quad \vec{T}_2 = -\vec{T}_1, \quad (10)$$

При моделировании развертывания КТС в соответствии с к системой (8) необходимо добавить уравнения, учитывающие динамику работы механизма управления. Запишем эти уравнения в виде [2]

$$m_e \frac{dV_l}{dt} = T_l - F_c, \quad \frac{dl}{dt} = V_l, \quad (11)$$

где коэффициент m_e учитывает инерционность механизма управления, V_l -



скорость троса, F_c - управляющая сила в механизме выпуска троса.

В соответствии с принципом обратной связи силу F_c зададим в виде [2,3]

$$F_c = T_n + p_1 \Delta L + p_2 \Delta V, \quad (12)$$

где p_1, p_2 - коэффициенты регулирования, T_n - номинальная сила натяжения троса (3), $\Delta L = l - L$, $\Delta V = V_l - V_L$.

На рис.2-3 показаны траектории зонда относительно КА, где номинальные траектории показаны штриховыми линиями, а возмущенные траектории - сплошными линиями. Анализ представленных результатов показывает, что использование номинальной программы развертывания КТС без учета аэродинамических сил (рис.2) приводит к большим ошибкам в конце развертывания, которые проявляются в колебаниях груза относительно вертикали. Учет аэродинамических сил при построении номинальных траекторий позволяет существенно уменьшить ошибки регулирования. Из сравнения рис.2-3 следует, что ошибка регулирования уменьшается приблизительно в 36 раз.

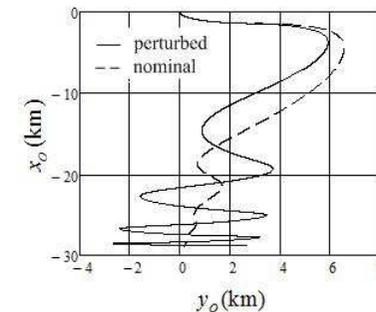


Рис. 2

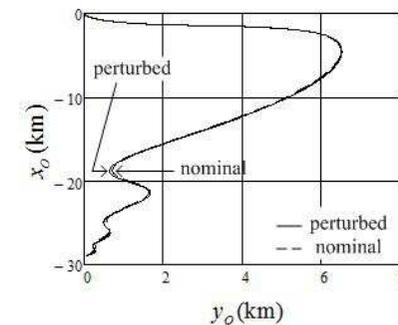


Рис. 3



При проведении расчетов использовались следующие исходные данные: $m_e = 0.2 \text{ кг}$, $m_1 = 6000 \text{ кг}$, $m_2 = 20 \text{ кг}$, $L_k = 30 \text{ км}$, $a = 4$, $b = 5$, баллистические коэффициенты $\sigma_1 = 1.257 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2 / \text{кг}$, $\sigma_2 = 0.015 \text{ м}^2 / \text{кг}$; коэффициенты регулирования $p_1 = 0.243$, $p_2 = 7.824$ [4].

Таким образом, использование номинальной программы развертывания КТС без учета атмосферных возмущений приводит к большим ошибкам в конце развертывания, которые проявляются в колебаниях груза относительно вертикали. Учет аэродинамических сил при построении номинальных траекторий позволяет существенно уменьшить ошибки регулирования. Данный вывод остается в силе при изменении наклона начальной орбиты центра масс КТС и при учете вращения атмосферы.

Литература

1. Zabolotnov Yu. Introduction to Dynamics and Control in Space Tether System. Beijing: Science Press, 2013. 140 p.
2. Zabolotnov, Yu.M., Naumov, O.N. Motion of a Descent Capsule Relative to Its Center of Mass when Deploying the Orbital Tether System // J. Cosmic Research. – 2012. – 50 (2). – pp. 177-187.
3. Kruijff, M. Tethers in Space. The Netherlands: Delta - Utec Space Research, 2011. 432 p.
4. Заболотнова, О. Ю. Синтез алгоритмов управления для развёртывания космической тросовой системы // «Полёт». – 2010. – №11. – С. 36-42.

Р.А. Ершов, О.А. Морозов, В.Р. Фидельман

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ИСТОЧНИКОВ ИЗЛУЧЕНИЯ В СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМАХ СВЯЗИ С КОДОВЫМ РАЗДЕЛЕНИЕМ ДОСТУПА В УСЛОВИЯХ ВЛИЯНИЯ ЭФФЕКТА ДОПЛЕРА

(Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского)

В настоящее время важное значение для спутниковых систем связи приобретают задачи обнаружения и позиционирования излучающего объекта методами пассивной пеленгации. Для решения задачи определения координат источников получили распространение многопозиционные пассивные системы. Одним из наиболее распространенных методов определения местоположения источников излучения, используемым в таких системах, является разностно-дальномерный метод, требующей оценки взаимных временных задержек распространения сигнала многопозиционной системой приемных устройств [1].

Определение местоположения источника радиоизлучения разностно-дальномерным методом основано на решении системы нелинейных уравнений



$$\begin{cases} \Delta R_{ij} = R_{iM} - R_{jM} = c(\tau_{iM} - \tau_{jM}) = c\Delta\tau_{ij}, \\ R_{iM} = \sqrt{(x_i - x_M)^2 + (y_i - y_M)^2 + (z_i - z_M)^2}, \\ R_{jM} = \sqrt{(x_j - x_M)^2 + (y_j - y_M)^2 + (z_j - z_M)^2}, \end{cases} \quad (1)$$

где ΔR_{ij} – разности расстояний между точкой излучения (x_M, y_M, z_M) и несколькими точками (искусственными спутниками Земли) приема сигнала с соответствующими координатами (x_i, y_i, z_i) , $\Delta\tau_{ij}$ – временные задержки распространения сигналов от источника между i -м и j -м приемниками, c – скорость света.

В настоящее время в спутниковых системах связи широко используется технология кодового разделения каналов (CDMA). Благодаря высокой спектральной эффективности, кодовое разделение каналов является радикальным решением проблемы эволюции систем связи по сравнению с временным и частотным разделением доступа. Целью данной работы является разработка алгоритма определения местоположения источников излучения в системах связи с кодовым разделением доступа на основе разностно-дальномерного метода.

Согласно (1) для применения разностно-дальномерного метода необходимо определить взаимные временные задержки распространения сигналов в системе. Асимптотически оптимальным в смысле максимального правдоподобия методом оценки временных задержек является метод, основанный на вычислении и анализе взаимной корреляции сигнала $s_1(t)$, который регистрируется с высоким отношением сигнал/шум и принимается за опорный, и сигнала $s_2(t)$, который принимается за исследуемый:

$$R_{12}(\tau) = \frac{1}{T} \int_0^T s_1(t) s_2^*(t + \tau) dt. \quad (2)$$

При этом взаимная временная задержка определяется по положению максимума взаимной корреляции:

$$\tau^* = \arg \max_{\tau} |R_{12}(\tau)|. \quad (3)$$

В случае наличия нескольких источников взаимная корреляционная функция имеет несколько максимумов, каждый из которых соответствует одному из источников. По положению максимумов взаимных корреляционных функций можно определить взаимные временные задержки (3), однако в случае обработки CDMA-сигналов при использовании задержек в качестве навигационных параметров разностно-дальномерного метода определения местоположения возникает задача соотнесения максимумов конкретным источникам. При использовании корреляционного метода возникает неоднозначность такого соотнесения.

Для устранения проблемы неоднозначности предлагается следующий алгоритм. Рассмотрим частный случай для трёх источников излучения и трёх ретранслирующих спутников. С помощью корреляционного метода (2, 3) на