УДК 629.78

Н.А.Куроедов

ПОСТРОЕНИЕ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ ОБХОДА ОСОБЫХ СОСТОЯНИЙ ГИРОСИЛОВОЙ СИСТЕМЫ

Быстродействие гиросиловой системы управления при выполнении угловых маневров КА в значительной степени определяется областью вариации Q_ω вектора угловой скорости ω связанного с КА базиса E, обеспечиваемой системой управления вместе с системой разгрузки гиростабилизаторов. Одной из характеристик области Q_ω является поверхность $S_{\omega m}$, состоящая из предельно достижимых значений $\omega(\omega_m)$, определяемых с помощью соотношения $\omega_m=-J^{-1}K_G$, где J - тензор инерции КА, кинетический момент K_G системы гиростабилизаторов принимает значения, соответствующие границе области вариации Q_G этого вектора. Наибольший практический интерес представляет другая характеристика области Q_ω - поверхность $S_{\omega r}$, состоящая из максимальных (по модулю) значений ω, которые могут использоваться для определения планируемой продолжительности маневра.

Для расчета поверхности $S_{\omega r}$ в общем случае необходимо использовать не только границу области Q_G, но также область вариации кинетического момента системы "КА + гиростабилизаторы" и особые значения /1/ $K_G=K_G^*$ (например, в случае применения гиродинов), в окрестности которых существенно деформируется область вариации управляющего момента, создаваемого гиросистемой. Учет последнего фактора связан с тем, что наличие линий и областей Q_G^*, состоящих из значений K_G^*, может препятствовать выполнению программной траектории КА с приемлемым отклонением от нее фактического движения.

Основное направление исследований с целью сближения поверхностей $S_{\omega m}$, $S_{\omega r}$ связано с совершенствованием закона управления гиросистемой для прохождения окрестности значений K_G^* с минимальными ошибками выполнения программной траектории. Вместе с тем целесообразно исследовать возможности построения траекторий с обходом значений $\omega^*=-J^{-1}K_G^*$ для того, чтобы исключить прохождение траектории вектора K_G через окрестность значений K_G^* или создать благоприятные условия для такого прохождения.

Ниже рассматривается возможный вариант решения поставленной задачи для поворота на интервале $[0,T]$ базиса E на угол φ вокруг единичного вектора $e=[e_x,e_y,e_z]$. Если не учитывать особенности управления, связанные с наличием K_G^*, то с точки зрения практической оптимизации естественно строить траекторию так, чтобы при $0<t<T$ выполнялось условие $\omega/|\omega|=e$, при котором угловое движение осуществляется по кратчайшему пути. Для построения траектории с отклонением от этого (базового) варианта вводится базис E_v, положение которого относительно базиса E определяется кватернионом $\lambda_{\sigma v}=\lambda_{\sigma v_1}\cdot\lambda_{\sigma v_2}$, где $\lambda_{\sigma v_1}=(\cos[\alpha/2],\ 0,\ -e_z/[2\cos\{\alpha/2\}],\ \ e_y/[2\cos\{\alpha/2\}]\ )$, $\alpha=\arccos e_x$, $\lambda_{\sigma v_2}=(\cos[\beta/2],\ \sin[\beta/2],\ 0,\ 0)$. При этом ось X_v базиса E_v совпадает с вектором e, угол β выбирается с учетом наилучшего расположения траектории K_G по отношению к границе области Q_G и к областям Q_G^* (если такой выбор возможен). Для построения траектории используется вектор $\varphi_v=[\varphi_{vx},\ \varphi_{vy},\ \varphi_{vz}]^T$, характеризующий ориентацию базиса E_v по отношению к положению базиса E_v при $t=0$, и производная $\dot{\varphi}_v=[\dot{\varphi}_{vx},\ \dot{\varphi}_{vy},\ \dot{\varphi}_{vz}]^T$ этого вектора. Векторы φ_v, $\dot{\varphi}_v$ задаются такими, чтобы годограф вектора $\dot{\varphi}_v$ представлял собой кривую в плоскости X_vY_v с осью симметрии, совпадающей с осью X_v. В этом случае при $t=T$ вектор φ_v совпадает по направлению с осью X_v, а вектор $\varphi_E=\lambda_{\sigma v}\cdot\varphi_v\cdot\lambda_{\sigma v}^{-1}$, характеризующий пере мещение базиса E, равен $\varphi_E=|\varphi_v|\cdot e=\varphi\cdot e$. Из этого следует, что параметры для расчета φ_{vx} можно определять так же, как в случае постоянного вращения базиса E вокруг вектора e. Пусть интервал $[0,\ T]$ состоит из участков $[0,\ T_1]$, $[T_1,T_2]$, $[T_2,T]$, причем длительность участка с постоянным значением $\dot{\varphi}_v$ $T_2-T_1=T-2T_1\geqslant 0$ рассчитывается как функция угла φ. Симметричность годографа $\dot{\varphi}_v$ при $\ddot{\varphi}_v=0$ на границах этих участков обеспечивается, например, при следующем представлении $\dot{\varphi}_v$:

$$\dot{\varphi}_{vx}=\sum_{i=2}^{3} b_{xi}\cdot\tau^i,\qquad \dot{\varphi}_{vy}=z_n\sum_{i=2}^{4} b_{yi}\cdot\tau^i,\qquad \dot{\varphi}_{vz}=0,$$

где $b_{x2}=3\Omega/T_1^2$, $b_{x3}=-2\Omega/T_1^3$, $\Omega=\varphi/(T-T_1)$, $b_{y2}=16\Omega_y/T_1^2$, $b_{y3}=-32\Omega_y/T_1^3$, $b_{y4}=16\Omega_y/T_1^4$, при этом для $t\in[0,T_1]$ $\tau=t$, $z_n=1$, а для $t\in[T_2,T]$ $\tau=T-t$, $z_n=-1$. Значение Ω_y выбирается на стадии проектирования гиросиловой системы управления. После определения φ_v, $\dot\varphi_v$ рассчитываются кватернион λ, соответствующий перемещению базиса E относительно его положения при $t=0$, и вектор скорости в проекциях на оси базиса E:

$$\lambda=\lambda_{ov}\cdot\lambda_v\cdot\lambda_{ov}^{-1},\quad \lambda_v=\cos(\psi/2)+\varphi_v/\psi\cdot\sin(\psi/2),\quad \psi=\sqrt{\varphi_{vx}^2+\varphi_{vy}^2},$$

$\omega=\lambda_{ov}\cdot\omega_v\cdot\lambda_{ov}^{-1}$, где вектор ω_v определяется исходя из кинематических соотношений, полученных в /2/:

$$\omega_v=\dot\varphi_v+\omega_{v1}+\omega_{v2},\quad \omega_{v1}=-(1-\cos\psi)/\psi^2\cdot(\varphi_v\times\dot\varphi_v),\quad \omega_{v2}=1/\psi^2\cdot(1-$$

$$-\sin\psi/\psi)\cdot[\varphi_v\times(\varphi_v\times\dot\varphi_v)].$$

Оценка модулей $|\omega_{v1}|$, $|\omega_{v2}|$ показывает, что $|\omega_{v1}|<0{,}1\cdot\Omega$, $|\omega_{v2}|<$ $<0{,}1\cdot\Omega$. С учетом этих неравенств отклонение траектории от базового варианта зависит от выбора значений β, Ω_y и величины $|\omega-\omega^*|$ при $t\in[T_1,T_2]$. Желаемое значение $|\omega-\omega^*|$ может обеспечиваться путем замены интервала $[0,T_1]$ на интервалы $[0,T_н]$, где $\dot\varphi_v=0$, и $[T_н,T_н+T_1]$, что приводит к увеличению значения $\Omega=\varphi/(T-T_н-T_1)$.

Как известно /3/, при представлении кватерниона λ в виде $\lambda=\lambda_1\cdot\lambda_2\cdot\lambda_3$, где кватернионы λ_i $(i=\overline{1,3})$ удовлетворяют уравнениям $2\dot\lambda_i=\lambda_i\cdot\omega_i$, кватернион λ удовлетворяет уравнению $2\dot\lambda=\lambda\omega$ в том случае, если $\omega=\lambda_3^{-1}\cdot\lambda_2^{-1}\cdot\omega_1\cdot\lambda_2\cdot\lambda_3+\lambda_3^{-1}\cdot\omega_2\cdot\lambda_3+\omega_3$. С учетом этого траектория для случая, когда $\omega(0)=0$ и $\omega(T)=0$, может строиться на основе суммирования движений, соответствующих гашению скорости $\omega(0)$ (кватернион λ_1), позиционному переходу (кватернион λ_2), набору скорости $\omega(T)$ (кватернион λ_3), если решения уравнений $2\dot\lambda_1=\lambda_1\omega_1$ позволяют рассчитывать значения φ, e для позиционного перехода.
Аналитическая интегрируемость уравнения $2\dot\lambda_2=\lambda_2\omega_2$ при использовании для позиционного перехода базового варианта построения траектории или варианта с обходом значений ω^* позволяет применять оба варианта при расчете траекторий с ненулевыми значениями $\omega(0)$, $\omega(T)$.

Реализация программного обеспечения с выбором для заданных значений φ, e, T базового варианта (путем задания $\Omega_y=0$) или варианта с обходом значений ω^* повышает располагаемые возможности системы по выполнению маневров в сравнении с применением одного из вариантов. Применение сложных итерационных схем, связанных с определением значений ω^*, может быть исключено, если задача по сближению поверхностей S_{ω^n}, S_{ω^τ} ставится для ограниченного множества значений e.

Список литературы

1. Токарь Е.Н. Проблемы управления гиросиловыми стабилизаторами //Космич.исслед. - 1978. - Т.16. - Вып.2.

2. Бортц. Модификация кинематических уравнений для бесплатформенной инерциальной системы с целью снижения требований к БЦВМ //Вопросы ракетной техники. - 1972. - N 5.

3. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. - М.: Наука, 1975.

УДК 629.782.015.07

Ю.Н.Лазарев

АЛГОРИТМЫ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ

1. Решение задачи терминального управления движением центра масс аэрокосмического аппарата при спуске в атмосфере проводится в два этапа. На первом этапе, до начала процесса управления, спуском формируется номинальное управление, обеспечивающее достижение цели управления в соответствии с выбранными моделями движения и возмущений. На втором этапе, во время движения, на основе номинального управления формируется командное управление, обеспечивающее выполнение целевой задачи в реальных условиях функционирования системы управления. В настоящей работе в качестве цели управления принималось выполнение на заданной высоте $H_к$ ограничений на конечные значения скорости $V_к$, угла наклона траектории $\theta_к$, угла пути $\psi_к$, широты $\varphi_к$ и долготы $\lambda_к$. Считалось, что управление спуском осуществляется путем изменения угла атаки α и угла скоростного крена γ_a, на которые также накладывались ограничения. В качестве общего метода решения задачи терминального управления в данной работе использовался численный метод, основанный