

# 充液自旋航天器姿态转换机动及控制研究\*

岳宝增

(北京理工大学理学院力学系,北京 100081)

**摘要** 建立了充液航天器动力学模型并考虑液体燃料粘性边界层效应. 推导了采用脉冲推进实现航天器姿态转换的等效反馈控制力矩增益系数. 确定了航天器穿越分支线完成预期姿态定向的脉冲推进控制方案. 由于存在能量耗散,航天器完成姿态再定向机动后将绕主轴做正向或负向自旋,航天器相对于角动量随体坐标系的最终定向不能预先确定. 研究结果表明,采取脉冲推进控制策略所完成的姿态转换机动可以使航天器实现最终所期望的姿态定向.

**关键词** 充液航天器, 全局姿态机动, 再定向, 脉冲推进

## 引言

航天器在发射及提升轨道过程中,推进器将和航天器一起绕着小轴自旋以增加系统的稳定性<sup>[1-4]</sup>. 当推进完成后,如果不加以主动控制则航天器系统要经历自旋转换. 然而,航天器姿态机动常常受到一些因素的约束导致其相对于角动量随体坐标系的最终定向不能预先确定,其最终将以要么正的要么负的方向绕主轴自旋. 显然,这两个相应的最终可能姿态将相差度<sup>[5]</sup>. 在某些扰动情况下,航天器姿态运动甚至可能出现混沌<sup>[6-9]</sup>. 很多航天器带有必须避开太阳光的灵敏机载仪器,或者带有与方位有关的必须指向地球的通讯装置. 在这种情况下,就要求我们能够确定在轨航天器的最后自旋极性. 在航天器再定向中根据不同情况可选择使用脉冲推进或者使用动量轮这两种技术来实现姿态机动. 当发动机采用液体燃料时,采用被动自旋姿态转换是最理想的途径(由于其附件装置的复杂性由动量轮实现姿态机动这种技术并不被采纳).

本文以充液航天器为背景,对液体燃料采用刚性旋转假设,引进边界层粘性效应. 推导了耦合系统方程,数值仿真结果表明,由于存在能量耗散,航天器进行全局姿态机动时,依初始条件不同,本体轨迹将沿不同的方位穿越分支线. 本文采用脉冲推进给出一个能保证自旋转换后的最终方向的控制策略. 从而可保证航天器姿态实现最终的预期方向.

## 1 耦合系统动力学方程

本文采用了单刚体航天器动力学模型,航天器内部有球形燃料贮腔并考虑液体燃料粘性边界层效应.  $\omega_1, \omega_2$  和  $\omega_3$  分别表示航天器绕大轴,中轴和小轴旋转的三个角速度. 燃料采用以转动惯量为的球形块模型,它被粘性液体层包围. 燃料块相对于航天器的角速度为  $\sigma_1, \sigma_2$  和  $\sigma_3$ . 由此可得系统的运动方程:

$$(I_1 - J)\dot{\omega}_1 = (I_2 - I_3)\omega_2\omega_3 + \Delta\sigma_1 + T_1 \quad (1a)$$

$$(I_2 - J)\dot{\omega}_2 = (I_3 - I_1)\omega_1\omega_3 + \Delta\sigma_2 + T_2 \quad (1b)$$

$$(I_3 - J)\dot{\omega}_3 = (I_1 - I_2)\omega_1\omega_2 + \Delta\sigma_3 + T_3 \quad (1c)$$

$$\dot{\sigma}_1 = -\dot{\omega}_1 - \frac{\Delta\sigma_1}{J} - \omega_2\sigma_3 + \omega_3\sigma_2 \quad (1d)$$

$$\dot{\sigma}_2 = -\dot{\omega}_2 - \frac{\Delta\sigma_2}{J} - \omega_2\sigma_1 + \omega_3\sigma_3 \quad (1e)$$

$$\dot{\sigma}_3 = -\dot{\omega}_3 - \frac{\Delta\sigma_3}{J} - \omega_2\sigma_2 + \omega_3\sigma_1 \quad (1f)$$

其中  $\Delta$  是液体的粘性阻尼系数;  $I_1, I_2$  和  $I_3$  是包含燃料块的航天器的转动惯量;  $T_1, T_2$  和  $T_3$  是关于主轴的力矩. 系统总角动量和总动能可以表示为

$$h_v^2 = (I_1\omega_1 + J\sigma_1)^2 + (I_2\omega_2 + J\sigma_2)^2 + (I_3\omega_3 + J\sigma_3)^2 \quad (2)$$

$$2T_v = (I_1 - J)\omega_1^2 + (I_2 - J)\omega_2^2 + (I_3 - J)\omega_3^2 + J[(\omega_1 + \sigma_1)^2 + (\omega_2 + \sigma_2)^2 + (\omega_3 + \sigma_3)^2] \quad (3)$$

刚体模型的角动量  $h$  和转动能量  $T$  可表示为

2007-04-30 收到第1稿,2007-08-11 收到修改稿.

\* 国家自然科学基金资助项目(10572022,10772026)

$$h^2 = I_1^2 \omega_1^2 + I_2^2 \omega_2^2 + I_3^2 \omega_3^2 \tag{4}$$

$$2T = I_1 \omega_1^2 + I_2 \omega_2^2 + I_3 \omega_3^2 \tag{5}$$

其中燃料块的角动量和能量被忽略. 角速度在随体坐标轴中的运动轨迹由角动量椭球方程(4)和能量椭球方程(5)相互确定, 这个轨迹叫做本体迹, 如果航天器中没有能量耗散,  $h$  和  $T$  是常数, 此时本体迹是与航天器的某一章动相对应的封闭曲线. 如果有能量耗散,  $T$  将减少, 能量椭球将随时间减少. 这将导致如图 1 显示那样本体迹为非封闭曲线, 而是一围绕小轴向外的螺旋线, 穿越分支线最终围绕大轴旋转. 本体迹究竟从哪一侧穿越分支线将依赖于初始条件和航天器的能量耗散特征参数. 在这些参数之间的一个微小变化就能改变本体迹穿越分支线的方向, 从而改变最终的旋转极性, 捕获这两个方向都有 50% 的几率, 但是我们无法事先预测航天器将从分支线的哪一侧实现穿越, 在某些外激励下, 航天器甚至出现如图 2 所示的混沌运动.

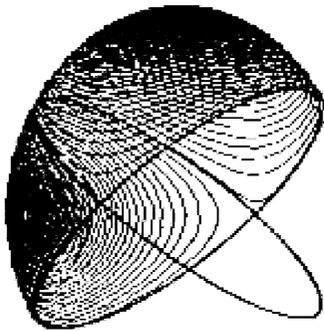


图 1 某一初值所确定的本体迹姿态转换; 角速度矢量从正轴最终定向到负大轴

Fig. 1 Polhode for a typical spin transition. the path of the angular velocity vector in body axis coordinates starts with a positive minor axis spin and finishes with a negative major axis spin

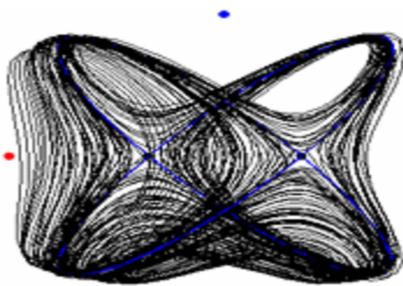


图 2 在外周期力矩扰动情况下, 航天器姿态运动出现混沌

Fig. 2 The path of the angular velocity vector in body axis coordinate starts with a positive minor axis spin and finishes with chaotic spin when spacecraft subject to periodic perturbation

## 2 实现航天器预期最终旋转极性的控制策略

图 3 显示了关于航天器自旋变换速率的时间响应, 航天器开始于围绕正小轴自旋, 最终将围绕负大轴自旋. 当绕小轴自旋的速率改变符号时, 本体迹穿越了分支线, 因此, 小轴旋转速度符号的改变可航天器是否穿越分支线的保守判断准则. 同时, 在穿越分支线之后, 大轴旋转速度将保持确定的符号而中轴旋转速度的周期将开始减小. 如果这个符号与所设想的航天器自旋方向一致, 航天器将结束姿态机动. 如果符号的极性与实际需要相反, 则航天器必须重新定位. 实现航天器姿态再定向, 需要采取两次脉冲推进去改变旋转极性. 这两次推进中的每一次都是用来使本体迹按我们预期的方向穿越分支线. 定义特征参数  $I$  用来测量本体迹和分支线之间的距离

$$I = h^2 / 2T \quad (I_3 \leq I \leq I_1) \tag{6}$$

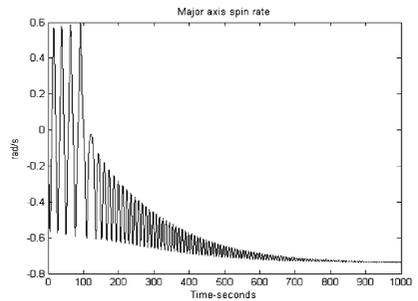


图 3 大轴角速度 在航天器自旋机动过程中的时间响应

Fig. 3 Time response of spacecraft rate during maneuver of spinning spacecraft

显然当系统能量减少时,  $I$  将随之增大. 在本体迹穿越分支线时, 从图 4 可以观察到  $I = I_2$ . 特征参数可以把姿态机动定性地分类为绕小轴的旋转 ( $I < I_2$ ) 和绕大轴的旋转 ( $I > I_2$ ). 定义  $K$  为推进的等效增益:

$$I^+ = KI \tag{7}$$

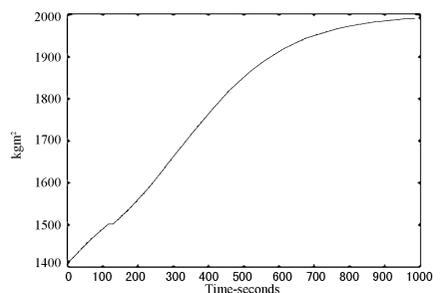


图 4 大轴角速度 在自旋航天器姿态机动过程中的时间响应

Fig. 4 Time response of characteristic parameter during maneuver of spinning spacecraft

而  $I^+$  是点火后的特征参数. 如果  $I < I_2$  并且航天器本体迹穿越分支线, 则选择  $K > 1$ , 由此有  $I^+ > I_2$ , 这时称为穿入分支线推进. 对于穿出分支线时,

$$K = \frac{h^2 + 2(h_1 i_1 + h_2 i_2 + h_3 i_3) + i_1^2 + i_2^2 + i_3^2}{h^2 + 2[(I_2/I_1)h_1 i_1 + h_2 i_2 + (I_2/I_3)h_3 i_3] + (I_2/I_1)i_1^2 + i_2^2 + (I_2/I_3)i_3^2} \quad (8)$$

而  $h_1, h_2$  和  $h_3$  是点火之前角动量的组成成分. 对于大多数实际情况, 对于给定  $K$ , 启动关于小轴的脉冲推进将消耗最少的推进燃料. 把  $\omega_2 = 0, i_1 = 0$  和  $i_2 = 0$  代入方程(8)可以计算这个脉冲的大小, 而解出  $i_3$ :

$$i_3 = -h_3 + \text{sgn}(h_3) \sqrt{h_3^2 - \frac{I_3 h^2 (1-K)}{I_3 - KI_2}} \quad (9)$$

参数  $K$  按使本体迹穿越分支线的要求被用来计算脉冲推进, 为了确保第一次的推进能迫使本体迹穿出分支线, 它必须对损失的能量补偿直到本体迹穿入分支线, 在最坏的情况下, 本体极迹在从  $\omega_3 = 0$  穿入分支线用了半个周期, 而  $\omega_2 = 0$ , 助推器被点燃时, 本体迹行进了  $3/4$  周期. 指定  $\Delta t$  为从  $\omega_3 = 0$  到  $\omega_2 = 0$  的时间, 在最坏的情况下, 第一次推进时的  $I$  值为

$$I = I_2 + 3\Delta t \left( \frac{\partial I}{\partial t} \right)_{\text{separatrix}} \quad (10)$$

我们所期望  $I^+$  应足够大, 以确保  $1/4$  周期后当  $\omega_1 = 0$  时, 本体迹没有穿入分支线, 即

$$I^+ = I_2 - \Delta t \left( \frac{\partial I}{\partial t} \right)_{\text{separatrix}} \quad (11)$$

把方程(10)和(11)代入(7)再利用方程(6), 得到

$$K = \frac{1 + \Delta t [(1/T) (\partial/\partial t)]_{\text{separatrix}}}{1 - 3\Delta t [(1/T) (\partial/\partial t)]_{\text{separatrix}}} \quad (12)$$

图5显示了采取脉冲推进控制策略后航天器姿态转换速率的时间响应. 航天器开始于围绕正小轴自旋, 最终将围绕正主轴自旋. 图6显示特征参数  $I$  的变化时间历程, 从图中可清晰观测到, 两次脉冲推进的时间、大小及推进方式. 具有和图1相同初始条件和性质下, 图7显示了在给定控制策略下航天器旋转变换的模拟路径. 本体迹首先在1点穿过分支线. 当  $\omega_3$  是零的时候(在2点),  $\omega_1$  是小于零的. 当  $\omega_2$  穿过零的时候(在3点), 推进器被点火, 本体迹穿出在4点的分支线. 下一步, 当  $\omega_1$  穿过零的时候(在5点), 表明本体迹成功穿越

选择  $K < 1$ . 假设采用脉冲推进, 则等效增益可以由推进脉冲  $i_1, i_2$  和  $i_3$  计算. 把文献[5]中的方程(41)和(42)代入方程(7), 再联合(6)得

分支线. 在6点,  $\omega_2$  穿过零, 第二次点火增加  $I$ , 本体迹将被捕获到所预期的最终状态.

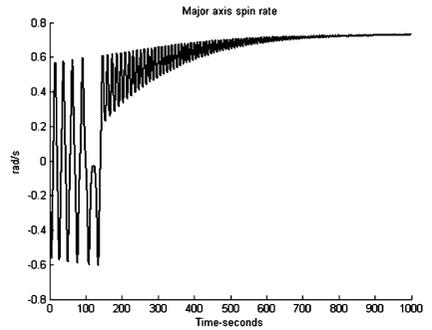


图5 大轴角速度在航天器自旋机动过程中的时间响应  
Fig. 5 Time response of spacecraft rate during maneuver of spinning spacecraft

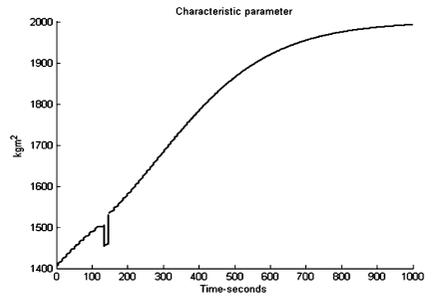


图6 特征参数在航天器自旋机动过程中的时间响应  
Fig. 6 Time response of characteristic parameter during maneuver of spinning spacecraft

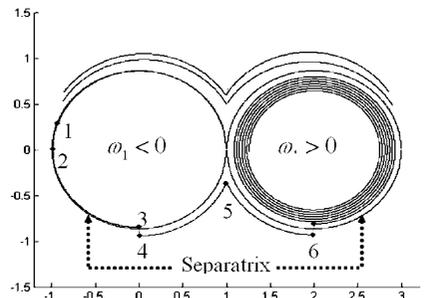


图7 采取控制策略后的本体迹仿真:  
为了表明正和负的最终自旋极性, 将三维相空间投影到平面坐标系, 其中横轴表示中轴, 纵轴表示小轴  
Fig. 7 Polhode path simulation with spin polarity control.  
The plot is projected onto a plane showing both the positive and negative final spin polarity region

### 3 结论

本文研究充液自旋航天器全局姿态机动, 对液体燃料采用刚性旋转假设, 引进边界层粘性效应. 推导了耦合系统方程, 确定了航天器穿越分支线完成预期姿态定向的脉冲推进控制方案. 数值仿真结果表明, 由于存在能量耗散, 航天器进行全局姿态机动时, 依初始条件及所受到的外激励不同, 本体轨迹将沿不同的方位穿越分支线甚至出现混沌姿态. 本文采用脉冲推进提供了一个提前预测并控制航天器最终旋转极性的控制策略.

### 参 考 文 献

- Likins PW. Effects of Energy Dissipation on the free body motions of spacecraft. NASA TR, 1966; 32 ~ 860
- Thomson WT. Introduction to Space Dynamics. Wiley, New York, 1961; 220 ~ 227
- Leliakov IP and Barba PM. Damping spacecraft nutation by means of a despun antenna. AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Vail, 1973
- Hubert C. Spacecraft attitude acquisition from an arbitrary spinning or tumbling state. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1981, 4(2): 164 ~ 170
- Hughes P C. Spacecraft attitude dynamics. Wiley, New York, 1986; 104 ~ 108
- 王照林, 刘延柱. 充液系统动力学. 北京: 科学出版社, 2002 (Wang Zhaolin, Liu Yanzhu. Dynamics of liquid-filled system. Beijing: Chinese Science Press, 2002 (in Chinese))
- Yue Baozeng. Chaotic attitude maneuvers in spacecraft with a completely liquid-filled cavity. *Journal of Sound And Vibration*, 2007, 302(4-5): 643 ~ 656
- Yue Baozeng. Global chaotic dynamics of liquid-filled spacecraft with appendage. Beijing: Proceedings of the Second International Conference on Dynamic Vibration and Control (ICDVC-2006), 2006: 363 ~ 364
- 朱金林, 岳宝增. 部分充液卫星的非线性稳定性和动力学分析. *动力学与控制学报*, 2004, 2(3): 1 ~ 5 (Zhu Jinlin, Yue Baozeng. Nonlinear stability and dynamics of a satellite with partially filled liquid. *Journal of Dynamics and Control*, 2004, 2(3): 1 ~ 5 (in Chinese))

## SPIN TRANSITION AND CONTROL FOR LIQUID-FILLED SPINNING SPACECRAFT\*

Yue Baozeng

(School of Science, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract** The model for the liquid-filled spacecraft was established, where the viscous boundary layer model was developed to predict energy dissipation rates and liquid damping in fully-filled tank of spacecraft. The equivalent gain for the torques feedback was carried out, and the control logic was decided to determine when the separatrix has been crossed and when thrusters must be fired. Spacecraft spinning about its minor axis in the presence of energy dissipation is directionally unstable. Correspondingly, the spacecraft can end up with either a positive or a negative major axis spin due to the energy lost in fuel sloshing and vibration, which cannot be determined a priori. The results presented demonstrate that the reorientation maneuver can be completed by pulse thrust, which provides a desired final orientation.

**Key words** liquid-filled spacecraft, global attitude maneuver, reorientation, pulse thrust