

文章编号:1674-8190(2017)02-154-08

初始运行条件对空间飞行器飞行影响研究

刘赞¹, 朱德龙²

(1. 南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

(2. 南昌陆军学院 政工教研部, 南昌 330103)

摘要: 某试验型微小空间飞行器用于检测空间探测技术, 通过对该飞行器运动轨迹及姿态变化的研究, 对比分析空间探测技术的实时响应和检测精度。针对发射过程中, 扰动会改变空间飞行器自由飞行过程的初始运行条件的问题, 建立计及环境因素的空间飞行器轨道动力学和基于欧拉方程的姿态动力学模型, 并对飞行器在不同初始运行条件下的运动过程进行数值研究。结果表明: 改变初始条件, 飞行器运动过程将产生不同程度的变化; 入轨初速度越大, 飞行器轨道离心率和周期越大; 非零发射角将引起轨道偏移和旋转, 俯仰发射角主要引起俯仰角变化, 偏航发射角主要影响滚转角和偏航角, 并且角度越大, 幅度越大; 自转角速度越大, 姿态角变化越小。

关键词: 空间飞行器; 轨道运动; 姿态; 空间环境

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2017.02.007

Research on the Spacecraft under Different Initial Operation Conditions

Liu Yun¹, Zhu Delong²

(1. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

(2. Department of Political Work, Nanchang Military Academy, Nanchang 330103, China)

Abstract: The testing micro spacecraft detects the space exploration technology. By studying the trajectory and attitude change, the real-time response and accuracy is compared and analyzed. As the disturbance of launching process will change initial operation conditions, the orbital dynamic model considering the environmental factors, and attitude dynamic model based on Euler equation are developed, and a numerical calculation about operation process is carried out under different initial operation conditions. The results indicate that the motion situation of spacecraft will change when initial operation condition changes; orbital eccentricity and period will increase with the increase of initial orbit entry velocity; nonzero launching angle will cause orbit displacement and rotation; pitch launching angle mainly cause the variation of pitch angle; yaw launching angle mainly effects roll angle and yaw angle, and the greater the angle, the greater the range; the attitude angle decreases when the spin angular velocity increases.

Key words: spacecraft; orbit motion; attitude; space environment

0 引言

为了减小空间飞行器在正常工作中的扰动影响,使其满足一定的工作条件,国内外在制导控制

方面进行了大量工作^[1-3]。对于姿态控制系统没有正常工作的空间飞行器,或者某些简易的微小空间飞行器,由于没有主动调整能力,其运动处于自由飞行状态,仅受空间环境的影响。这类飞行器在发射过程或者星箭分离过程由于扰动的作用,运动状态受到影响,初始运动参数并不能达到理想条件,即具有初始扰动。初始扰动是影响系统运行精度的重要因素,会对飞行器的初始运行条件造成较大

干扰,过大的扰动会使飞行器严重偏离轨道、扰乱飞行姿态等。刘馨心等^[4]、徐伟国等^[5]和徐万和^[6]研究了通过采用缓冲装置以减小系统扰动的影响,对飞行器的运动性能具有调节作用;陈红永等^[7]和赵成功等^[8]分别对不同初始扰动条件下的飞行器的运动性能及扰动影响进行了研究;而对飞行器的轨道运动特征和姿态变化的分析、讨论仍然是研究重点^[9-11],不同的约束条件限制了飞行器的运动性能。

初始运行条件对无控制或简易控制类飞行器的运行性能具有重要影响,为了完成特定任务或保证正常工作,初始运行参数均需要进行严格的设计和计算。本文研究采用不同初始运行条件下某低轨自旋微小空间飞行器的轨道运动和姿态变化情况,并采用两套欧拉转换角度对新型探测技术的实时性和灵敏性进行检测,以期为将来掌握飞行器工作中可能出现的运动状态、分析扰动裕度、进行姿态控制等提供参考。

1 数理模型

1.1 主要坐标系定义

空间飞行器的运动主要分为轨道运动和姿态运动,本文通过建立相应的坐标系来描述飞行器的运动情况。建立以飞行器质心为原点,固连于惯性轴的本体坐标系及以地心为原点的赤道惯性系,它们之间的平移运动表示飞行器的轨道运动;同时,建立轨道坐标系,以飞行器相对轨道坐标系的角运动表示姿态变化。

赤道惯性系(以下简称惯性系) $Ox_i y_i z_i$ 记为 e_i ,如图 1 所示。原点 E 在地球中心, $E x_i$ 轴在赤道平面内,指向春分点方向; $E z_i$ 轴垂直地球赤道平面,指向北极; $E y_i$ 轴在赤道平面内,与另外两轴构成右旋正交系。

轨道坐标系 $Ox_o y_o z_o$ 记为 e_o ,如图 1 所示。原点 O 固联于飞行器质心, O 点到地心 E 的连线为 $O z_o$,指向地心为正; $O x_o$ 垂直轨道平面指向前方为正; $O y_o$ 轴在赤道平面内,与另外两轴构成右旋正交系。

同时建立地球旋转坐标系 $Ox_c y_c z_c$ 记为 e_c ,如图 1 所示。飞行器固联坐标系 $Ox_g y_g z_g$ 记为 e_g ,飞行器本体坐标系 $Ox_b y_b z_b$ 记为 e_b ,飞行器不做自旋运动时, e_b 与 e_g 完全一致。 $O x_k$ 为自旋轴, ω_k 为飞行器的自旋角速度, t 为时间,三轴均为飞行器的惯性主轴,成右旋正交系。

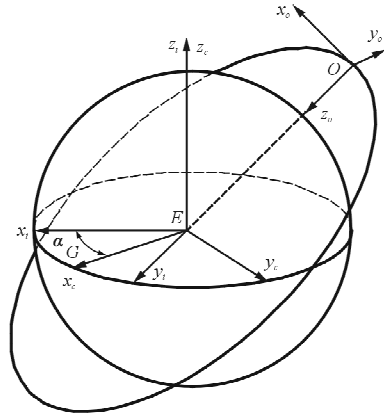


图 1 惯性系和轨道坐标系

Fig. 1 Inertial frames and orbital coordinate system

1.2 轨迹运动动力学模型

采用直观性强的 Cowell 方法,建立惯性系 e_i 下空间法飞行器自由飞行过程中的质心运动方程:

$$\frac{dr_i}{dt} = v_i \quad (1)$$

考虑到地球为均质椭球,其势函数为

$$U_i = -\frac{\mu}{R} \left[1 + \frac{\alpha}{5} \left(\frac{b}{R} \right)^2 (1 - 3\sin^2 \epsilon) \right] \quad (2)$$

式中: μ 为地球引力常量; R 为卫星质心到地心的距离; α 为地球椭球率,其值为 $1/298.257$; b 为极半轴距离; ϵ 为纬度角。

通常,作用力和势函数的关系为^[12]

$$F_{gi} = -m \text{grad} U_i = -m \left(\frac{\partial U}{\partial x_i} i + \frac{\partial U}{\partial y_i} j + \frac{\partial U}{\partial z_i} k \right) \quad (3)$$

式中:grad 为梯度算子符号; i, j, k 为惯性系三个坐标轴的单位矢量。

将式(3)写为坐标分量形式:

$$\mathbf{F}_{gi} = -m \begin{bmatrix} \frac{\partial U}{\partial x_i} \\ \frac{\partial U}{\partial y_i} \\ \frac{\partial U}{\partial z_i} \end{bmatrix} = -m \begin{bmatrix} \frac{\mu x_i}{R^3} + \frac{3}{5} \mu \alpha b^2 \frac{x_i}{R^5} - 3 \mu \alpha b^2 \frac{z_i^2 x_i}{R^7} \\ \frac{\mu y_i}{R^3} + \frac{3}{5} \mu \alpha b^2 \frac{y_i}{R^5} - 3 \mu \alpha b^2 \frac{z_i^2 y_i}{R^7} \\ \frac{\mu z_i}{R^3} + \frac{3}{5} \mu \alpha b^2 \frac{z_i}{R^5} - 3 \mu \alpha b^2 \frac{z_i^3}{R^7} \end{bmatrix} \quad (4)$$

常用的气动阻力表达式为

$$\mathbf{F}_{ai} = \frac{C_D}{2} (\rho v_R^2 A_P) \mathbf{m}_i \quad (5)$$

式中: C_D 为阻力系数, 取值范围一般为 2.2~2.6; v_R 为大气相对飞行器的速度; A_P 为垂直于来流方向的卫星横截面积, 又称迎留面面积; \mathbf{m}_i 为来流方向的单位矢量。

飞行器表面的动量交换形式分为完全吸收、完

全漫反射和完全镜面反射三类, 工程实用中, 通常按照完全镜面反射进行计算, 则:

$$\mathbf{F}_s = 2 \frac{f_e}{c} \cos^2 \gamma_i A_i \mathbf{n}_i \quad (6)$$

式中: f_e 为太阳辐射通量; c 为光速; γ_i 为太阳辐射入射角; A_i 为受晒面积; \mathbf{n}_i 为内法向单位矢量。

综合考虑上述环境力的作用, 得到空间飞行器的动力学方程坐标分量形式为

$$\begin{bmatrix} dv_{x_i}/dt \\ dv_{y_i}/dt \\ dv_{z_i}/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\mu x_i}{R^3} - \frac{3}{5} \mu \alpha b^2 \frac{x_i}{R^5} + 3 \mu \alpha b^2 \frac{z_i^2 x_i}{R^7} \\ -\frac{\mu x_i}{R^3} - \frac{3}{5} \mu \alpha b^2 \frac{x_i}{R^5} + 3 \mu \alpha b^2 \frac{z_i^2 y_i}{R^7} \\ -\frac{\mu x_i}{R^3} - \frac{3}{5} \mu \alpha b^2 \frac{x_i}{R^5} + 3 \mu \alpha b^2 \frac{z_i^3}{R^7} \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} \frac{C_D}{2} (\rho v_R^2 A_P) m_{x_i} - 2 \frac{f_e}{c} \cos^2 \gamma_i A_i n_{x_i} \\ \frac{C_D}{2} (\rho v_R^2 A_P) m_{y_i} - 2 \frac{f_e}{c} \cos^2 \gamma_i A_i n_{y_i} \\ \frac{C_D}{2} (\rho v_R^2 A_P) m_{z_i} - 2 \frac{f_e}{c} \cos^2 \gamma_i A_i n_{z_i} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: m 为飞行器的质量; m_{x_i} 、 m_{y_i} 、 m_{z_i} 、 n_{x_i} 、 n_{y_i} 和 n_{z_i} 为单位矢量 \mathbf{m}_i 、 \mathbf{n}_i 在惯性系下的坐标分量。

1.3 姿态运动模型

根据角速度叠加原理^[13], 空间飞行器的绝对角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 由四部分组成: 地球旋转坐标系 \mathbf{e}_c 相对于惯性系 \mathbf{e}_i 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{ic}$, 轨道坐标系 \mathbf{e}_o 相对于地球旋转坐标系 \mathbf{e}_c 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{oc}$, 固联坐标系 \mathbf{e}_g 相对于轨道坐标系 \mathbf{e}_o 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{og}$ 和本体坐标系 \mathbf{e}_b 相对于固联坐标系 \mathbf{e}_g 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{gb}$, 可用矢量式表达为

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_{ic} + \boldsymbol{\omega}_{oc} + \boldsymbol{\omega}_{og} + \boldsymbol{\omega}_{gb} \quad (8)$$

由坐标系定义可知角速度 $\boldsymbol{\omega}_{ic}$ 即为地球自转速度, 记作 $\boldsymbol{\omega}_c$; 将 \mathbf{e}_g 相对于 \mathbf{e}_o 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{og}$ 记作 $\boldsymbol{\omega}_r$, 称为相对角速度; 将绝对角速度表示为在 \mathbf{e}_g 中

的分量式, 则相对角速度为

$$(\boldsymbol{\omega}_r)_g = \boldsymbol{\omega}_g - \mathbf{A}^{og} [(\boldsymbol{\omega}_c)_o + (\boldsymbol{\omega}_{oc})_o] - \boldsymbol{\omega}_{gb} \quad (9)$$

其中, 地球旋转角速度 $\boldsymbol{\omega}_c$ 在 \mathbf{e}_c 的分量列阵为

$$(\boldsymbol{\omega}_c)_c = [0 \quad 0 \quad \omega_c]^T \quad (10)$$

轨道坐标系 \mathbf{e}_o 相对于地球旋转坐标系 \mathbf{e}_c 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{oc}$ 是由经度 λ 、纬度 ϵ 和转换角 β 的变化率引起的, 用 i 、 j 、 k 表示坐标轴的单位矢量, 记第一次坐标转化得到坐标系 \mathbf{e}_u , $\boldsymbol{\omega}_{oc}$ 可表示为

$$\boldsymbol{\omega}_{oc} = \dot{\lambda} \mathbf{k}_c - \dot{\epsilon} \mathbf{j}_u + \dot{\beta} \mathbf{k}_o \quad (11)$$

本体坐标系 \mathbf{e}_b 相对于固联坐标系 \mathbf{e}_g 的角速度 $\boldsymbol{\omega}_{gb}$ 为

$$\boldsymbol{\omega}_{gb} = [\omega_0 \quad 0 \quad 0]^T \quad (12)$$

可以得到相对角速度 $\boldsymbol{\omega}_r$ 在固联坐标系 \mathbf{e}_g 中的坐标分量形式为

$$\begin{bmatrix} \omega_{rxg} \\ \omega_{ryg} \\ \omega_{rzg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{xg} \\ \omega_{yg} \\ \omega_{zg} \end{bmatrix} - \mathbf{A}_{gb} \begin{bmatrix} (\omega_c + \dot{\lambda}) \cos \beta \cos \epsilon - \dot{\epsilon} \sin \beta \\ -(\omega_c + \dot{\lambda}) \sin \beta \cos \epsilon - \dot{\epsilon} \cos \beta \\ -(\omega_c + \dot{\lambda}) \sin \epsilon + \dot{\beta} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega_0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

空间飞行器的姿态运动学方程是姿态的变化率和角速度分量相联系的,一方面空间飞行器角速度在固联坐标系 e_g 中有角速度分量 ω_{xg} 、 ω_{yg} 、 ω_{zg} ; 另一方面飞行器的角速度是由姿态角变化率 $d\phi/dt$ 、 $d\theta/dt$ 、 $d\psi/dt$ 造成的, 即:

$$\omega_{rg} = \dot{\phi}i_g - \dot{\theta}j_u + \dot{\psi}k_o \quad (14)$$

将式(14)写成坐标分量形式并求解, 可得姿态运动方程为

$$\begin{bmatrix} d\phi/dt \\ d\theta/dt \\ d\psi/dt \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{rxg} + \tan\theta(\omega_{ryg} \sin\phi + \omega_{rzg} \cos\phi) \\ \omega_{ryg} \cos\phi - \omega_{rzg} \sin\phi \\ (\omega_{ryg} \sin\phi + \omega_{rzg} \cos\phi) / \cos\theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

从式(15)可以看出: 当俯仰角 $\theta=90^\circ$ 时, 方程存在奇异性, 此时偏航角是不存在的, 因此采用双欧法解决奇异问题^[14], 同理, 建立反欧拉模型。根据欧拉方程建立空间飞行器在本体坐标系 e_b 下的姿态动力学方程, e_b 中各坐标轴与惯性主轴重合, 则空间飞行器系统姿态动力学方程为

$$I_b(d\omega_b/dt) + \omega_b I_b \omega_b = M_w + M_a + M_s \quad (16)$$

式中: I 为转动惯量张量; M_w 、 M_a 、 M_s 分别为重力梯度力矩、气动力矩和太阳辐射力矩^[15]。

2 计算结果与分析

某低轨自旋微小空间飞行器的入轨轨道为 1 000 km 高空, 初始时刻位于春分点上空, 假设此时恰好位于 0° 经度。为了便于理解, 本文飞行器运动轨迹坐标按照惯性坐标系设置。为了避免正反欧拉角转换中出现奇异, 将滚转角和偏航角采用正反欧拉角描述, 以下图 3、图 5~图 6 中虚线包络区内字母“r”表示该区域内为反欧拉角。

2.1 初始运行速度对运动的影响

空间飞行器的入轨速度由两部分组成: 发射母体速度和飞行器发射速度, 任何一种速度的改变都可能引起飞行器自由飞行速度的变化。设计速度为 7 350 m/s, 对初始运行速度分别为 7 250、7 350 和 7 450 m/s 进行数值仿真, 得到飞行器系统的运动轨迹如图 2 所示。

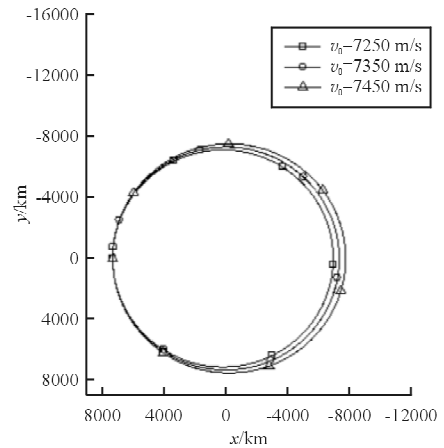
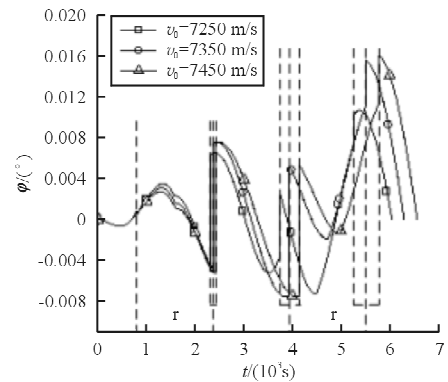


图 2 不同初速下运动轨迹

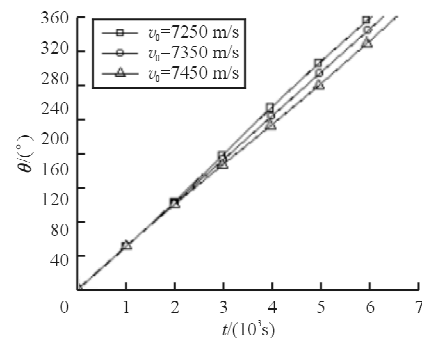
Fig. 2 The track under at different initial speed

从图 2 可以看出: 随着初始运行速度的增大, 空间飞行器的运行周期依次增大, 分别为 6 043.7、6 291.1、6 559.3 s; 运动轨迹近似为圆形, 不同的是初始运行速度小于 7 350 m/s 时, 运动轨迹为 x 方向略扁的椭圆, 大于 7 350 m/s 时, 为 y 方向略扁的椭圆; 三种初始运行速度下, 飞行器运行一周后轨道高度分别增加 4.96、4.66 和 4.39 km。

不同初始运行速度下, 姿态角随时间历程如图 3 所示。



(a) 滚转角



(b) 俯仰角

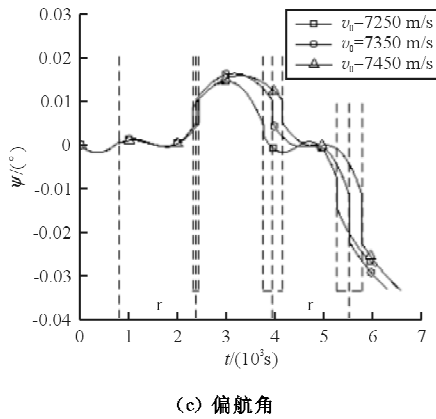


图 3 不同初速度下姿态角随时间历程
Fig. 3 The attitude time history under different initial speed

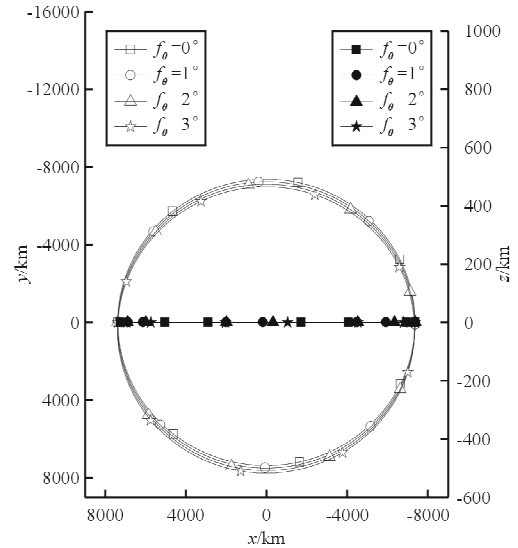
从图 3(a)可以看出:随着初始运行速度的增大,滚转角的变化范围增大,但运动趋势一致,运行一周后回到零值附近;从图 3(b)可以看出:俯仰角随时间逐渐增大,由于初始运行速度引起周期的变化,使得不同初始运行速度下飞行器俯仰角的变化斜率不同,速度越大,运行路程越长,绕地球一周的时间也越长;从图 3(c)可以看出:不同初始运行速度下,偏航角的变化趋势一致,变化范围随初始速度的增大而增大,运行一周后,偏航角达到最大值,分别为 $-2.78 \times 10^{-2} (^{\circ})$ 、 $-3.31 \times 10^{-2} (^{\circ})$ 和 $-3.33 \times 10^{-2} (^{\circ})$ 。综上所述,姿态角均满足自由飞行的姿态要求,俯仰角周期改变,滚转角和偏航角的变化范围均小于 $\pm 0.05^{\circ}$ 。

2.2 入轨角度对运动的影响

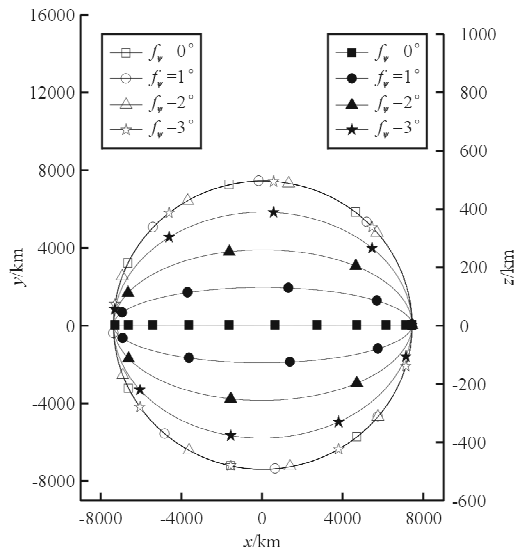
定义飞行器的初始速度方向与固联坐标系的 Ox_g 轴重合, Ox_g 轴在初始轨道坐标系 x_o, Oy_o 面上的投影与 Oy_o 轴的夹角为俯仰入轨角 f_{θ} , Ox_g 轴在初始轨道坐标系内 y_o, Ox_o 面上的投影与 Oy_o 轴的夹角为偏航入轨角 f_{ϕ} 。选择理想自由飞行模型,改变飞行器俯仰入轨角和偏航入轨角,其他条件不变,得到的轨道运动曲线如图 4 所示。

入轨角不为 0,使得空间飞行器在其他惯性轴上产生速度分量,运动轨迹发生变化。从图 4(a)可以看出:不同的俯仰入轨角下两极平面内的轨迹为一条保持零值的直线,表明俯仰入轨角仅改变飞行器赤道面上的轨道运动,使飞行器轨道发生偏移,俯仰入轨角为正值时,飞行器轨道上半周期运

动轨迹远离地心,下半周期运动轨迹靠近地心,且角度越大,轨迹偏移越明显;从图 4(b)可以看出:偏航入轨角使空间飞行器产生向两极的旋转运动,因此在赤道平面和两极平面上都有运动轨迹,偏航入轨角为正值时,飞行器轨道上半周期的运动轨迹在北半球,下半周期的运动轨迹在南半球,且角度越大,两极平面的轨道运动越靠近两极。综上所述,小幅度的入轨角引起轨道周期的变化不大,俯仰入轨角为 $1^{\circ}, 2^{\circ}, 3^{\circ}$ 相应周期为 6 290.9、6 290.8、6 290.7 s,偏航入轨角为 $1^{\circ}, 2^{\circ}, 3^{\circ}$ 的运动周期为 6291.1 s。



(a) 俯仰入轨角轨道运动

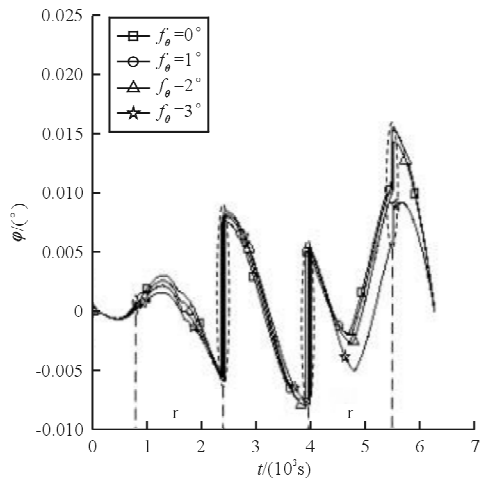


(b) 偏航入轨角轨道运动

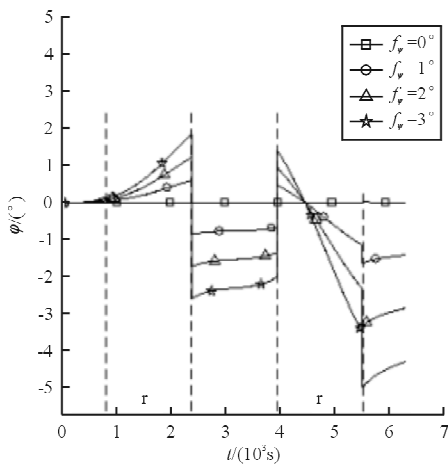
图 4 不同入轨角轨道运动

Fig. 4 The track under different injection angles

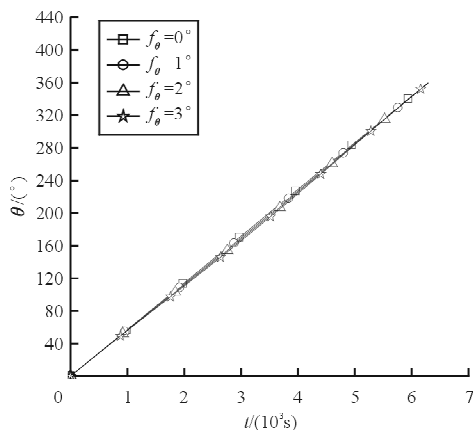
不同入轨角下飞行器的姿态运动情况如图 5 所示。



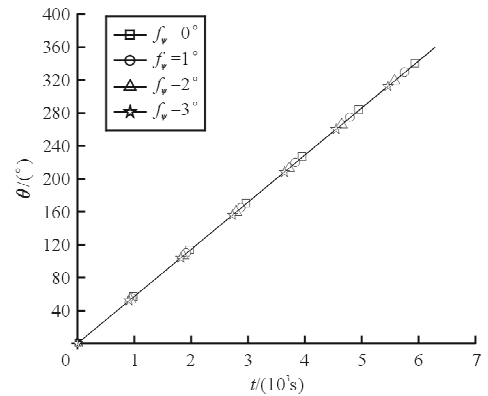
(a) 不同俯仰入轨角下的滚转角



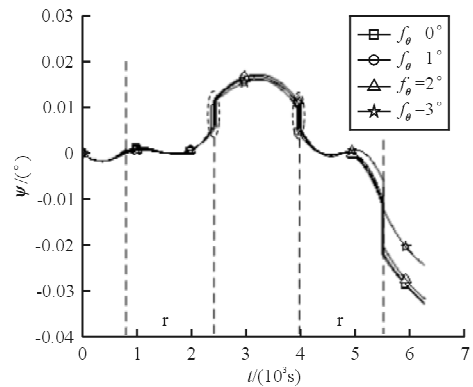
(b) 不同偏航入轨角下的滚转角



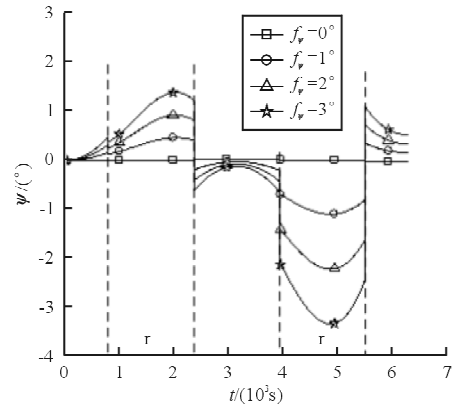
(c) 不同俯仰入轨角下的俯仰角



(d) 不同偏航入轨角下的俯仰角



(e) 不同俯仰入轨角下的偏航角



(f) 不同偏航入轨角下的偏航角

图 5 不同入轨角姿态运动

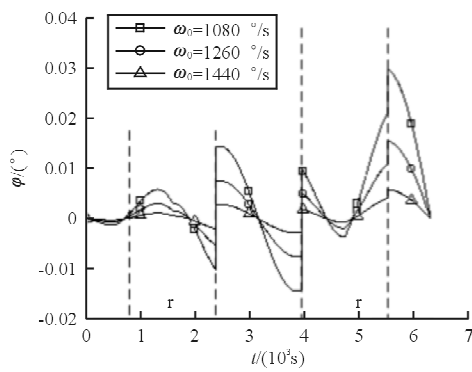
Fig. 5 The attitude time history under different injection angles

从图 5(a)可以看出:随着俯仰入轨角的增大,滚转角微幅增大,小角度入轨角下正反滚转角的变化范围为(-0.01°~0.02°);从图 5(b)可以看出:随着偏航入轨角的增大,滚转角变化范围增大,0°偏航入轨角的偏航角变化范围为(-0.04°~0.02°),3°偏航入轨角的偏航角变化范围为

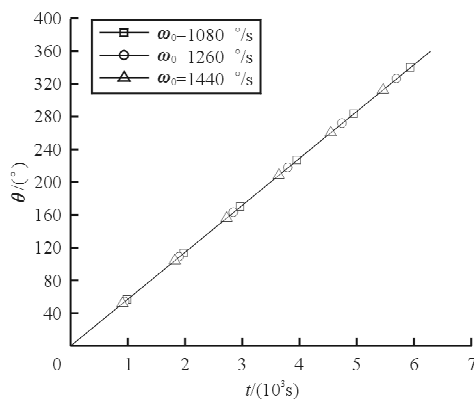
($-5.50^{\circ} \sim 2.00^{\circ}$), 在俯仰角的周期变化中, 俯仰入轨角会改变飞行器俯仰角的变化速率; 从图 5(c) 可以看出: 俯仰入轨角使飞行器的俯仰角上半周期增速较小, 并在半周期时与 0° 入轨角相差最大, 下半周期俯仰角增速较大, 一周后与无入轨角时重合, 表明系统的总运行周期基本没有变化; 从图 5(d) 可以看出: 偏航入轨角的改变并未影响俯仰角的运动情况; 从图 5(e) 可以看出: 偏航角受入轨角的影响, 其变化情况与滚转角类似, 俯仰入轨角仅微幅改变飞行器的偏航角, 正反偏航角的变化范围为 ($-0.35^{\circ} \sim 0.20^{\circ}$); 从图 5(f) 可以看出: 偏航入轨角越大, 飞行器偏航角偏离 0° 入轨角曲线越远, 偏航角变化幅度随入轨角的增大而增大, 变化范围最大的 3° 偏航入轨角对应正反偏航姿态角的变化范围为 ($-3.50^{\circ} \sim 2.00^{\circ}$)。

2.3 自旋角速度对运动的影响

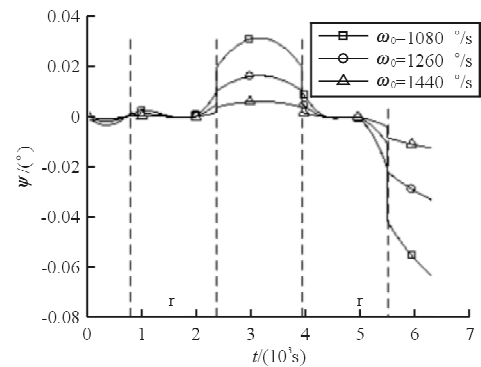
空间飞行器的初始自旋速度设计值为 $1260^{\circ}/s$, 通过自旋产生的陀螺效应保持空间指向, 采用 1080 和 $1440^{\circ}/s$ 的自旋速度对飞行器的运动情况进行研究, 如图 6 所示。



(a) 滚转角



(b) 俯仰角



(c) 偏航角

图 6 自旋角速度对飞行器姿态影响

Fig. 6 The attitude time history under different spin velocity

从图 6(a) 可以看出: 滚转角的变化幅度随着转速的增大而减小, 转速为 $1440^{\circ}/s$ 时, 对应的滚转角变化范围最小为 ($-0.005^{\circ} \sim 0.010^{\circ}$); 从图 6(b) 可以看出: 俯仰角随时间逐渐增大, 在一个周期结束时俯仰角近似达到 360° ; 从图 6(c) 可以看出: 正反偏航角的变化幅度随着转速的增大而减小, 转速为 $1440^{\circ}/s$ 时, 对应的偏航角变化范围最小为 ($-0.02^{\circ} \sim 0.01^{\circ}$)。

3 结论

(1) 改变空间飞行器的初始运行速度, 可导致飞行器运动轨迹发生变化, 入轨角使运动轨迹产生偏移, 且入轨角越大, 偏移越明显; 初始转速对姿态具有修正调节作用。

(2) 本文所建立的某微小空间飞行器在自由飞行过程中轨道运动和姿态变化的模型, 能够描述该空间飞行器的自由飞行过程, 并能够获取有利于后期研究的主要运动参数, 还可预测飞行器的轨道运动和相对姿态运动过程。研究结果可为某空间探测技术提供理论指导, 同时可为同类飞行器的研究提供一定参考。

参考文献

- [1] Liu Z L, Svoboda J. A new control scheme for nonlinear systems with disturbances[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2005, 14(1): 176-181.
- [2] Shneydor N A. Comments on defending a moving target against missile or torpedo attack[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 13(3): 321-327.
- [3] 耿洁, 刘向东, 王亮. 高超声速飞行器的动态滑模飞行控制

- 器设计[J]. 兵工学报, 2012, 32(3): 307-312.
- Geng Jie, Liu Xiangdong, Wang Liang. Dynamic sliding mode control of a hypersonic flight vehicle[J]. Acta Armamentarii, 2012, 32(3): 307-312. (in Chinese)
- [4] 刘馨心, 褚福磊, 徐宏斌. 缓冲装置对某导弹系统初始扰动的影响研究[J]. 兵工学报, 2013, 34(2): 154-161.
- Liu Xinxin, Chu Fulei, Xu Hongbin. Influence of buffer device on initial disturbance of missile system[J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(2): 154-161. (in Chinese)
- [5] 徐伟国, 毕世华, 陈阵. 发射装置支撑刚度对火箭弹初始扰动的影响[J]. 兵工学报, 2008, 29(6): 709-712.
- Xu Weiguo, Bi Shihua, Chen Zhen. Study on the influence of the launcher support stiffness on rocket initial disturbances[J]. Acta Armamentarii, 2008, 29(6): 709-712. (in Chinese)
- [6] 徐万和. 高初速榴弹发射器动力学特性仿真研究[J]. 南京理工大学学报: 自然科学版, 2006, 30(4): 429-433.
- Xu Wanhe. Dynamics characteristics emulation of high initial velocity grenade launcher[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2006, 30(4): 429-433. (in Chinese)
- [7] 陈红永, 陈海波. 近空间飞行器再入段载荷特性分析[J]. 飞行力学, 2013, 31(5): 443-446.
- Chen Hongyong, Chen Haibo. Load analysis of near-space vehicle in reentry stage[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(5): 443-446. (in Chinese)
- [8] 赵成功, 王聪, 孙铁志, 等. 初始扰动对射弹尾拍运动及弹道特性影响分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(10): 71-76.
- Zhao Chenggong, Wang Cong, Sun Tiezhi, et al. Analysis of tail-slapping and ballistic characteristics of supercavitating projectiles under different initial disturbances[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(10): 71-76. (in Chinese)
- [9] Urschl C, Beutler G, Gurtner W, et al. Contribution of SLR tracking data to GNSS orbit determination[J]. Advances in Space Research, 2007, 39(10): 1515-1523.
- [10] Lejba P, Schillak S, Wnuk E. Determination of orbits and SLR stations' coordinates on the basis of laser observations of the satellites Starlette and Stella[J]. Advances in Space Research, 2007, 40(1): 143-149.
- [11] 高明周, 王志瑾, 南英. 临近空间飞行器基于气动力热约束的飞行轨迹控制优化研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(2): 1-7.
- Gao Mingzhou, Wang Zhijin, Nan Ying. Trajectory control optimization study of near space vehicle based on aerodynamic thermal constraints[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(2): 1-7. (in Chinese)
- [12] 肖业伦. 航空航天器运动的建模[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2003.
- Xiao Yelun. Aerospace vehicle motion modeling[M]. Beijing: Beihang University Press, 2003. (in Chinese)
- [13] 刘瞰, 赵钧. 空间飞行器动力学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2005.
- Liu Tun, Zhao Jun. Spacecraft dynamics[M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2005. (in Chinese)
- [14] 李跃军, 阎超. 飞行器姿态角解算的全角度双欧法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(5): 505-508.
- Li Yuejun, Yan Chao. Improvement of dual-Euler method for full scale Eulerian angles solution of aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 505-508. (in Chinese)
- [15] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2001.
- Tu Shancheng. Satellite attitude dynamics and control[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2001. (in Chinese)

作者简介:

刘赞(1984—),女,博士,讲师。主要研究方向:飞行动力学、飞行器结构设计等。

朱德龙(1984—),男,硕士,讲师。主要研究方向:飞行器临近空间气动特性、流场数值仿真。

(编辑:马文静)