0254-6124/2018/38(2)-255–06 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

GAO Dong, CUI Feng, HAN Peng, LIU Cheng, BIAN Chunjiang. Kunpeng-1B sounding rocket nutation analysis and simulation after separation (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2018, **38**(2): 255-260. DOI:10.11728/cjss2018.02.255

鲲鹏-1B 火箭头体分离后章动运动分析与仿真 *

高 东[1,2] 崔 峰[1] 韩 鹏[1] 刘 成[1] 卞春江[1]

1(中国科学院国家空间科学中心 北京 100190)

2(中国科学院大学天文与空间科学学院 北京 100049)

摘 要 2016 年 4 月鲲鹏-1B 探空火箭在海南儋州台站发射. 箭头与箭体分离之后, 瞬间进入大章动运动状态, 超出预期设计的技术指标范围. 基于这种运动现象, 分析了鲲鹏-1B 头体分离后箭头章动可能的产生原因, 建立了稀薄大气下准刚体箭头的姿态动力学方程, 并通过数字仿真方法模拟了箭头的章动运动. 与实际飞行姿态进行对比, 得出了导致章动发散的主要原因, 为后续探空火箭的设计提供理论参考.

关键词 探空火箭, 章动运动, 数字仿真

中图分类号 V 221.25

Kunpeng-1B Sounding Rocket Nutation Analysis and Simulation after Separation

GAO Dong[1,2] CUI Feng[1] HAN Peng[1] LIU Cheng[1] BIAN Chunjiang[1]

1(*National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100190)

2(*School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100049)

Abstract Kunpeng-1B sounding rocket was launched successfully by the National Space Science Center of Chinese Academy of Sciences at Danzhou, Hainan on April 27, 2016. The attitude of the payload service system fell into nutation mode after being separated from the launching vehicle, which is beyond the designing limits. In this paper the possible factors triggering the nutation movement are analyzed, the attitude dynamics equations of the payload service system are set up, and the nutation movement is reproduced by numerical simulation. By comparing the simulating nutating results with the real flying nutation, the main elements triggering the nutation are obtained. The results can provide reference for the follow-up sounding rocket designing.

Key words Sounding rocket, Nutation movement, Numerical simulation

* 国家高技术研究发展计划 863-703 课题项目资助 (2013AA7033045)

2017-03-20 收到原稿, 2017-07-20 收到修定稿

E-mail: gaodong@nssc.ac.cn

0 引言

中国航天事业起步时就开展了火箭探空技术的研究, 较早达到了国际水平和进入实用阶段 [1]. 开展近地空间环境探测和近地空间资源利用的火箭称为探空火箭. 探空火箭提供了低成本、高效率的亚轨道飞行平台, 是进行近地空间 40~300 km 高度原位探测的唯一手段, 也是临近空间 (高度 20~100 km) 探测的重要手段之一 [2,3].

箭头是探空火箭的有效载荷部分, 在实现任务探测时需要与箭体进行分离, 而后开展既定任务的探测. 2016 年 4 月 27 日 02:00:00 LT, 中国科学院国家空间科学中心在海南儋州站发射了空间环境垂直探测任务的第二发探空火箭鲲鹏-1B. 鲲鹏-1B 起飞 38 s 后进行头体分离, 飞行高度为 55 km, 飞行速度为 7 Ma. 与箭体分离后, 箭头章动角迅速发散, 在 40~41 s 达到 80° 的最大值, 严重超出了任务设计的技术指标范围.

本文针对鲲鹏-1B 探空火箭头体分离后的运动发散现象, 分析造成章动角发散的可能原因, 对箭头的高精度姿态动力学进行建模, 并通过仿真的方式重现探空火箭头体分离后的章动运动现象, 验证章动运动发散产生的原因, 为后续探空火箭任务有效规避章动运动发散提供设计依据.

1 章动运动发散原因分析

探空火箭头体分离后, 由于存在伸杆挠性部件, 因此箭头为准刚体. 其挠性部件的相对运动会产生能量耗散, 而箭头绕纵轴 (最小转动惯量轴) 的旋转是一种不稳定的运动, 能量耗散导致旋转向最大转动惯量轴转移, 造成章动角的发散.

探空火箭头体分离前, 由于在探空火箭尾部安装了 4 片大面积的尾翼, 探空火箭的压心位于质心之后, 此时整箭属于静稳定体, 而且尾翼为箭体提供了稳定力矩, 因此箭体的姿态运动稳定. 火箭头体分离后, 箭头没有稳定尾翼, 处于准刚体自由运动状态, 在稀薄大气中高速运动, 压心位于质心之前, 属于静不稳定体; 并且在箭头高速运动时, 稀薄大气产生较大的干扰力矩, 也会造成章动角的发散.

2 坐标系定义及转化

(1) 本体坐标系

箭头本体坐标系与箭头本体固联, 其 x, y, z 轴的指向如图 1 所示. 图 1 中坐标原点为箭头质心; Ox_{b} 轴沿箭头本体纵轴指向头部; Oy_{b} 轴在箭头的纵对称面内, 与 Ox 轴垂直, 其按水平发射状态时指向上为正, 并依据此轴定义箭头的 Ⅰ, Ⅲ 象限; Oz_{b} 轴与 Ox 和 Oy 轴组成右手直角坐标系, 并依据此轴定义箭头的 Ⅱ, Ⅳ 象限.

(2) 准本体坐标系

探空火箭箭头准本体坐标系 $Ox_{\mathrm{b1}}y_{\mathrm{b1}}z_{\mathrm{b1}}$ 的原点为箭头质心; Ox_{b1} 沿探空火箭箭头纵轴, 指向头部; Oy_{b1} 取在通过箭头纵轴的铅垂平面内, 垂直于 Ox_{b1}, 向上为正; Oz_{b1} 按照右手螺旋定则确定. 该坐标系与本体坐标系的区别为, 箭头绕纵轴做滚转运动时, 本体坐标系随箭头一起滚转, 而准本体坐标系不会随本体做滚转运动.

(3) 准速度坐标系

箭头准速度坐标系 $Ox_{\mathrm{v}}y_{\mathrm{v}}z_{\mathrm{v}}$ 原点在箭头质心上, Ox_{v} 与箭头速度方向相同; Oy_{v} 位于通过箭头纵轴的铅垂面内, 垂直于 Ox_{v} 轴, 向上为正; Oz_{v} 按照右手螺旋定则确定.

准速度坐标系向准本体坐标系的转化矩阵由攻角 α^* 和侧滑角 β^* 确定 [4], 有

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{b1}\nu}=\begin{bmatrix}\cos\alpha^*\cos\beta^* & \sin\alpha^* & -\cos\alpha^*\sin\beta^*\\ -\sin\alpha^*\cos\beta^* & \cos\alpha^* & \sin\alpha^*\sin\beta^*\\ \sin\beta^* & 0 & \cos\beta^*\end{bmatrix}. \tag{1}$$

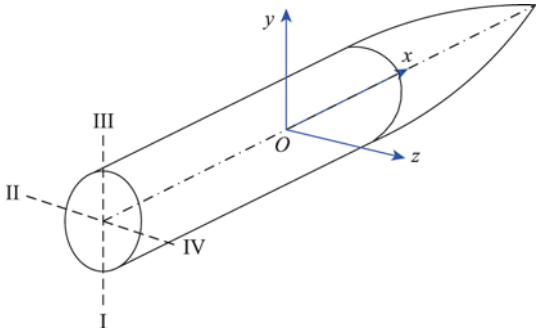


图 1 箭头本体坐标系

Fig. 1 Body fixed coordinate of the rocket head

准本体坐标系向本体坐标系的转化矩阵

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{bb1}}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos\phi & \sin\phi\\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\end{bmatrix}. \tag{2}$$

其中 ϕ 为滚转角.

3　箭头姿态动力学

箭头作为刚体自由运动时, 箭头的姿态动力学方程可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}=-\boldsymbol{\omega}\times(\boldsymbol{J}\cdot\boldsymbol{\omega})/J. \tag{3}$$

式中, $\boldsymbol{\omega}$ 为箭头的姿态角速度, $\boldsymbol{J}$ 为箭头转动惯量. 但是, 箭头存在柔性电场伸杆和朗缪尔探针等非刚性部件, 因此箭头是准刚体. 当箭头作为准刚体进行自由运动时, 伸杆相对箭体的运动会造成一定的能量耗散, 因此其自由运动状态的姿态动力学方程可表示为具有能量耗散因子的形式. 考虑主轴转动惯量, 将式 (3) 写成分量形式, 并参考文献 [5−7] 进行推导. 根据第 2 节中定义的坐标系, 具有能量耗散的准刚体箭头姿态动力学方程可表示为

$$\begin{cases}\dot{\omega}_x=\dfrac{J_y-J_z}{J_x}\omega_y\omega_z-\\ \qquad\dot{T}\dfrac{J_y^2\omega_y^2+J_z^2\omega_z^2}{\omega_x J_x[(J_yJ_x-J_y^2)\omega_y^2+(J_zJ_x-J_z^2)\omega_z^2]},\\ \dot{\omega}_y=\dfrac{J_z-J_x}{J_y}\omega_z\omega_x+\\ \qquad\dot{T}\dfrac{\omega_y}{[J_y-J_y^2/J_x]\omega_y^2+(J_z-J_z^2/J_x)\omega_z^2}\\ \dot{\omega}_z=\dfrac{J_x-J_y}{J_z}\omega_x\omega_y+\\ \qquad\dot{T}\dfrac{\omega_z}{[(J_y-J_y^2/J_x)\omega_y^2+(J_z-J_z^2/J_x)\omega_z^2]}.\end{cases} \tag{4}$$

在上述方程中, J_x, J_y, J_z 和 ω_x, ω_y, ω_z 分别为箭头分量形式的转动惯量和姿态角速度, 等号右边第一项为刚体运动项, 第二项为能量耗散引起的干扰力矩, 其中 $\dot{T}$ 为能量耗散的速率, $\dot{T}=-\lambda\delta^2$. 这里 δ 为章动角,

$$\delta=\arctan(J_{\mathrm{t}}\omega_{\mathrm{t}}/J_x\omega_x).$$

其中:$J_{\mathrm{t}}\omega_{\mathrm{t}}$ 为横向的角动量; λ 为能量耗散因子, 是与飞行器自旋角速度相关的一个变量, 可以反映能量耗散的不同程度.

箭头在稀薄大气中飞行时, 由于能量耗散, 导致其攻角和侧滑角均不为零, 这样气动力就会对箭头产生力矩 [8], 即空气动力矩, 此力矩会影响箭头的姿态运动. 空气动力在准速度坐标系下计算, 可表示为

$$\begin{cases}X=-c_xqS_{\mathrm{M}},\\ Y=c_y(\alpha^*)qS_{\mathrm{M}},\\ Z=-c_z(\beta^*)qS_{\mathrm{M}}.\end{cases} \tag{5}$$

式中: c_x 为阻力系数; $c_y(\alpha^*)$ 为升力系数; $-c_z(\beta^*)$ 为侧向力系数, 某些情况下 $c_y(\alpha^*)$ 和 $c_z(\beta^*)$ 可以近似视为攻角和侧滑角的线性函数; q 为动压, $q=0.5\rho\nu^2$, 其中 ρ 为大气密度, ν 为箭头速度; S_{M} 为箭头的特征参考面积.

利用坐标转化矩阵式 (1) 将空气动力投影到箭头准本体坐标系下, 可以得到

$$\begin{cases}Y_{\mathrm{b1R}}=c_xqS_{\mathrm{M}}\sin\alpha^*\cos\beta^*+\\ \qquad c_y^{\alpha^*}\alpha^*qS_{\mathrm{M}}\cos\alpha^*-\\ \qquad c_z^{\beta^*}\beta^*qS_{\mathrm{M}}\sin\alpha^*\sin\beta^*,\\ Z_{\mathrm{z1R}}=-(c_xqS_{\mathrm{M}}\sin\beta^*+c_z^{\beta^*}\beta^*qS_{\mathrm{M}}\cos\beta^*).\end{cases} \tag{6}$$

由式 (2) 将控制动力投影到本体坐标系下, 有

$$\begin{bmatrix}X_{\mathrm{b}}\\ Y_{\mathrm{b}}\\ Z_{\mathrm{b}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0\\ Y_{\mathrm{b1R}}\cos\phi+Z_{\mathrm{b1R}}\sin\phi\\ -Y_{\mathrm{b1R}}\sin\phi+Z_{\mathrm{b1R}}\cos\phi\end{bmatrix}. \tag{7}$$

在箭体坐标系中, 空气动力矩的分量形式可表示为

$$\begin{bmatrix}M_{x\mathrm{R}}\\ M_{y\mathrm{R}}\\ M_{z\mathrm{R}}\end{bmatrix}=(X_z-Y_y)\begin{bmatrix}0\\ Z_{\mathrm{b}}\\ Y_{\mathrm{b}}\end{bmatrix}. \tag{8}$$

式中, X_y 为箭头理论尖点到压心的距离, X_z 为箭头理论尖点到质心的距离.

结合式 (4) 与式 (8) 可以得到箭头在稀薄大气

中飞行的姿态动力学方程为

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \dfrac{J_y - J_z}{J_x}\omega_y\omega_z - \\ \qquad \dot{T}\dfrac{J_y^2\omega_y^2 + J_z^2\omega_z^2}{\omega_x J_x[(J_y J_x J_y^2)\omega_y^2 + (J_z J_x J_z^2)\omega_z^2]}, \\ \dot{\omega}_y = \dfrac{J_z - J_x}{J_y}\omega_z\omega_x + \\ \qquad \dot{T}\dfrac{\omega_y}{[(J_y - J_y^2/J_x)\omega_y^2 + (J_z - J_z^2/J_x)\omega_z^2]} + \\ \qquad \dfrac{M_{y\mathrm{R}}}{J_y}, \\ \dot{\omega}_z = \dfrac{J_x - J_y}{J_z}\omega_x\omega_y + \\ \qquad \dot{T}\dfrac{\omega_z}{[J_y - J_y^2/J_x\omega_y^2 + (J_z - J_z^2/J_x)\omega_z^2]} + \\ \qquad \dfrac{M_{z\mathrm{R}}}{J_z}. \end{cases} \tag{9}$$

从式 (9) 中可以看出, 空气动力矩主要影响箭头的俯仰轴和偏航轴, 对滚转轴没有影响. 而能量耗散则对三个轴均有影响.

4 箭头章动运动仿真

章动的发生时间为发射后 38~41 s. 在 41 s 后箭头姿态控制系统开始工作, 章动角在姿态控制系统的作用下逐渐减小. 为了分析章动角发散的原因, 数字仿真的时间段定为发射后 38~41 s.

根据章动原因分析, 有两种因素会导致章动角发散, 即能量耗散和控制动力矩. 为研究其主要成因, 这里针对两种情况分别进行仿真: ①只有能量耗散条件下的章动运动仿真; ②能量耗散和空气动力矩共同作用下的章动运动仿真. 仿真初始条件设置列于表 1.

利用鲲鹏-1B 探空火箭箭头姿态控制系统的实际飞行遥测数据进行反演, 可以得到探空火箭头体分离后箭头实际章动角随时间的变化曲线, 如图 2 所示. 由图 2 可以看出, 箭头的章动角在 2 s 内迅速发散到 70° 以上, 严重偏离了预定姿态.

由于箭头在头体分离后绕最小惯量轴旋转, 运动不稳定, 而且箭头尾部伸出两根碳纤维伸杆, 会造成能量耗散. 在只考虑能量耗散的情况下, 利用本文所建立的姿态动力学方程对箭头的章动角进行仿真, 其随时间的变化如图 3 所示.

从图 3 可以看出, 当只考虑能量耗散时, 章动角发散缓慢, 与实际章动角的变化相差较大, 所以能量

表 1 初始仿真条件

Table 1 Initial parameters of simulation

仿真参数	数值
仿真时间/s	37.5
飞行高度/km	55
飞行速度/Ma	7
阻力系数	0.2
升力系数	0.1
侧向力系数	0.1
特征参考面积/m^2	0.13
压心与质心距离/m	0.8
转动惯量 (三轴)/(kg·m^2)	5, 80, 80
轴向旋转角速度/[(°)·s^{-1}]	200
大气模型	指数模型

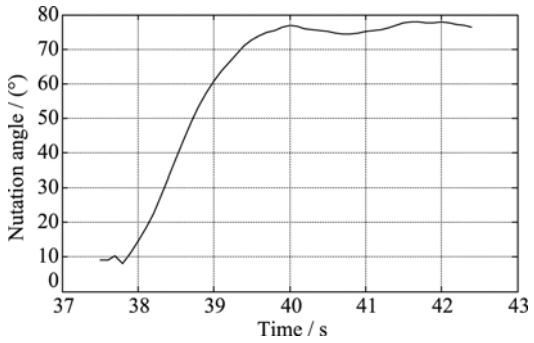


图 2 鲲鹏-1B 章动角实际值随时间的变化

Fig. 2 Variations of real nutation angle of Kunpeng-1B with time

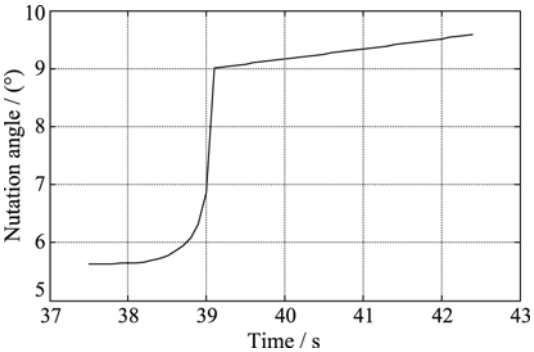


图 3 只考虑能量耗散时章动角仿真结果随时间的变化

Fig. 3 Variations of simulated nutation angle when considering energy dissipation only

耗散虽然能够造成章动角发散, 但不是导致章动角发散的主要原因.

鲲鹏-1B 头体分离时, 飞行高度为 55 km, 箭头处于大气层中, 需要加入大气对箭头造成的干扰力矩, 即空气动力矩. 在综合考虑能量耗散和空气动力矩的情况下, 箭头章动角的变化曲线如图 4 所示.

从图 4 看出, 在加入空气动力矩的情况下, 章动角在 1 s 内发散到 70° 以上, 与实际飞行状态相符, 因此可以认为空气动力学是造成章动角发散的主要原因. 图 5 为数字仿真的章动角与实际飞行章动角的对比.

由图 5 可以看出, 利用本文建立的箭头姿态模型仿真得到的章动角变化与箭头实际章动角变化比较吻合, 很好地能够再现鲲鹏-1B 探空火箭头体分离

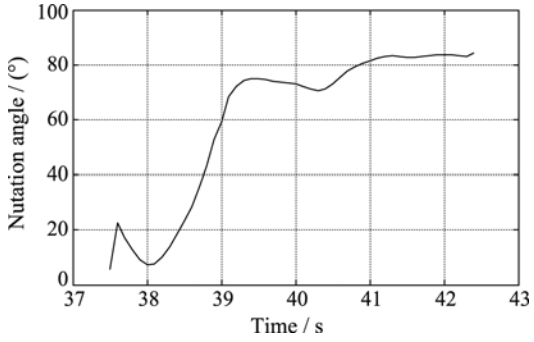


图 4　综合考虑能量耗散和空气动力矩情况下章动角仿真结果随时间的变化

Fig. 4　Variations of simulated nutation angle considering both energy dissipation and aerodynamics moment

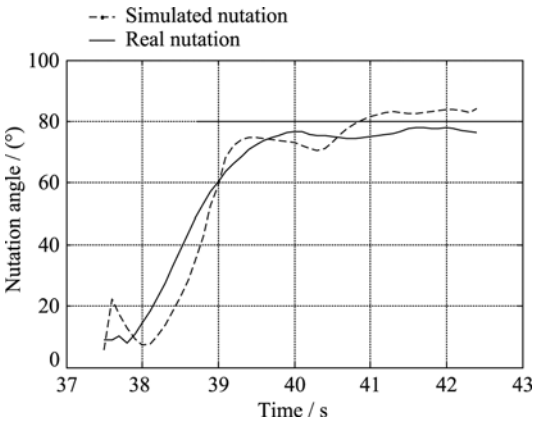


图 5　章动角仿真结果与实际值的变化对比

Fig. 5　Comparison of real and simulated nutation angle variations

后箭头的姿态运动. 这表明本文建立的箭头姿态动力学模型可以正确描述箭头在大气层中的姿态运动情况, 同时也说明, 造成箭头分离后章动运动迅速发散的原因为稀薄大气形成的空气动力矩. 在后续任务中, 为避免此种情况继续发生, 应尽可能减小稀薄大气所形成的空气动力矩. 根据空气动力矩的形成原因, 提出如下改进措施.

(1) 提高分离高度

将头体分离的高度提高至 100 km 以上. 此处空气密度为 55 km 处的千分之一, 依据大气阻力力矩计算公式, 空气动力矩对箭头的干扰也变为原来的千分之一, 空气动力矩大幅减小, 可以避免箭头章动运动快速发散的现象. 但是这种措施会减小箭头的有效探测时间.

(2) 减小空气动力作用力臂

空气动力的作用力臂即压心到质心的距离是形成空气动力矩的主要因素之一. 通过合理设计箭头质心的位置, 使空气动力的作用力臂减小, 减弱空气动力矩对箭头姿态的影响. 此种措施不会减小箭头的有效探测时间.

(3) 提前姿态控制系统的工作时间

鲲鹏-1B 任务运行过程中, 头体分离时间为点火后第 38 s, 姿态控制系统的开启时间为第 41 s. 头体分离前, 整箭存在固定尾翼, 箭体被动稳定; 头体分离后, 箭头被动稳定力矩消失, 章动角在 39.5 s 发散到最大. 后续任务中, 可以将头体分离与姿控系统起控进行无缝切换, 将控制作用时间提前, 更好地抑制章动角发散.

为了保障探空火箭的有效探测时间, 提高探空火箭有效探测时间与飞行时间的比例, 建议采用后两项改进措施.

5　结论

分析了鲲鹏-1B 探空火箭头体分离后可能导致箭头章动角发散的原因, 建立了箭头的姿态动力学模型, 并通过仿真的方法再现了鲲鹏-1B 头体分离后的章动角运动情况. 通过仿真分析, 得到导致章动角发散的主要原因为稀薄大气所形成的空气动力矩对箭头的作用.

通过对探空火箭箭头的章动建模与仿真研究, 认为引起箭头章动运动快速发散的主要因素为稀薄大

气造成的空气动力矩, 而细长体的不稳定性因素虽然可以导致章动运动发散, 但是此发散过程是一个缓变过程, 因而其是次要作用. 为此, 在后续火箭探空任务中, 需要重点考虑稀薄大气对箭头运动的影响.

参考文献

[1] LI Dayao, LI Linfan. Chinese rocket sounding in the 20th Century [J]. *Aerospace China*, 2001, (4): 16-18 (李大耀, 李林藩. 20 世纪的中国火箭探空 [J]. 中国航天, 2001, (4): 16-18)

[2] JIANG Xiujie, LIU Bo, YU Shiqiang, *et al*. Development status and trend of sounding rocket [J]. *Sci. Technol. Rev.*, 2009, **27**(23): 101-110 (姜秀杰, 刘波, 于世强, 等. 探空火箭的发展现状及趋势 [J]. 科技导报, 2009, **27**(23): 101-110)

[3] BIAN Chunjiang, LIU Cheng, GAO Dong, *et al*. The payload service system of KUNPENG-1B sounding rocket [C]//29th National Symposium on Space Exploration. Lhasa: Chinese Society of Space Research, 2016 (卞春江, 刘成, 高东, 等. "鲲鹏 1B" 探空火箭箭头平台系统 [C]//第 29 届全国空间探测学术研讨会. 拉萨: 中国空间科学学会, 2016)

[4] CHEN Shinian. Design of Control System [M]. Beijing: China Astronautic Publishing, 1996 (陈世年. 控制系统设计 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1996)

[5] XU Rui, CUI Hutao, CUI Pingyuan, *et al*. The active nutation control of the small lunar explorer [J]. *High Technol. Lett.*, 2001, **11**(3): 82-84, 87 (徐瑞, 崔祜涛, 崔平远, 等. 小型月球探测器主动章动控制 [J]. 高技术通讯, 2001, **11**(3): 82-84, 87)

[6] LIN H S. Spin-Down and Active Nutation Controller (SDANC) for the Galileo Project [R]. AIAA80-1734. NASA, 1980

[7] LIU Ping'an, GAO Ye, WANG Ge. Influential analysis of the parameter variation of spacecraft system on nutation process [J]. *J. Solid Rocket Technol.*, 2012, **35**(6): 716-721 (刘平安, 郜冶, 王革. 飞行器系统参数变化对章动过程的影响分析 [J]. 固体火箭技术, 2012, **35**(6): 716-721)

[8] TANG Xiaoping. Simulation and Analysis on Flight Dynamics for the Launch Vehicle's Ascend Stage [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013 (唐小平. 运载火箭上升段飞行动力学仿真及分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013)

会 讯

中国卫星导航学术年会

第九届中国卫星导航学术年会将于 2018 年 5 月在中国哈尔滨召开. 会议由中国卫星导航系统管理办公室学术交流中心主办, 涵盖学术交流、高端论坛、展览展示和科学普及等内容. 主要议题包括: 卫星导航应用技术, 导航与位置服务, 卫星导航信号及抗干扰技术, 卫星轨道与钟差, 精密定位技术, 时空基准与时频技术, 卫星导航增强技术, 测试评估技术, 用户终端技术, 多源融合导航技术, PNT 新概念、新方法及新技术, 政策法规、标准化及知识产权. 优秀论文 (英文) 将在施普林格 (Springer) 知名丛书《Lecture Notes in Electronic Engineering》中结集出版, 并被 EI 检索. 部分优秀论文 (英文) 将在《Advances in Space Research》期刊发表, 被 SCI 检索.

会议网址: http://www.beidou.org

会议邮箱: csnclw@beidou.org