

# 采用多传感器相互校正的卫星入轨姿态计算方法\*

李笑月<sup>1,2</sup>, 熊淑杰<sup>1</sup>, 林宝军<sup>1</sup>

(1. 中国科学院光电研究院, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100190)

**摘要:**针对卫星与运载分离后,由于星上姿态测量传感器未开机或不具备工作条件而无法获悉初始入轨姿态的问题,设计了采用多传感器相互校正的入轨姿态计算方法。建立运动学方程,结合陀螺测量角速度信息和星传感器首次测量有效姿态,采用信赖域方法进行非线性优化求解,由后向前反向推算姿态;提出一种由模拟太阳传感器测量对日姿态到对地姿态转化的便捷方法,由模拟太阳传感器测量对日信息,采用本体系太阳矢量与星传感器测量信息建立联系,达到了利用太阳传感器测量信息校正星传感器推算姿态的目的,最终得到的火箭分离时卫星姿态信息能够与运载方信息吻合。将入轨后卫星真实姿态与地面模型仿真结果对比,验证了模型的正确性,为后续卫星设计和飞行程序设计与改进提供了重要依据。

**关键词:**姿态确定;信赖域方法;入轨姿态分析

**中图分类号:**V448.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2017)01-024-06

## Calculation of satellite's initial attitude using multi-sensor intercalibration

LI Xiaoyue<sup>1,2</sup>, XIONG Shujie<sup>1</sup>, LIN Baojun<sup>1</sup>

(1. Academy of Opto-Electronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

**Abstract:** After the satellite is separated from the upper stage, the initial attitude is not learned about since the attitude sensors are not valid for the measurement. In order to solve this problem, an initial attitude calculation method using multi sensors' intercalibration was designed. The kinematic equation was set firstly, and then the first available attitudes measured by star sensor as well as gyro's angular velocity were prepared. The nonlinear equation was solved by using the trust region algorithm; meanwhile the attitude was obtained from backward to forward; the analog sun vector detector's information was used to revise the deduction; a convenient method translating the attitude from the sun to the earth was put forward; sun vector was connected to star sensor's information. The deduction result is consistent with injection attitude of rocket. Simulation result on the ground was compared with the real attitude in orbit, validating the correctness of simulation model. The result provides support for the design of satellite and the procedure design and improvement of flight.

**Key words:** attitude determination; trust region method; initial attitude analysis

卫星随运载飞行入轨后火箭分离,由于卫星的姿态传感器未开机或不具备工作状态,并且运载方只能依据惯性导航测量给出自身的姿态而无法直接给出卫星的姿态,因此卫星方无法获得真实的入轨姿态。得到卫星真实的入轨姿态不仅可以验证运载与卫星分离时的姿态精度,并且由于初始入轨阶段卫星动作简单,根据卫星入轨后历经的惯性定向漂移、速率阻尼、对日定向模式的遥测信息下传可以实时与地面模型的仿真结果对比,从而验证地面仿真模型的正确性。若模型正确,姿态确定与控制的仿真工作就可以在地面上

更为可靠地开展,达到验证和优化设计的目的;尤其对故障诊断能够做出更全面的分析,提高飞行事件的保障;同时有助于研究人员对飞行程序关键节点进行把握,了解不同时间点和时间段下系统的状态变化,对于后续卫星设计和飞行程序的改进都有着至关重要的意义。

姿态确定的方法一般分为传感器组合定姿和状态估计法。常用来进行姿态确定的传感器组合有星传感器/陀螺组合、太阳传感器/陀螺组合、地球传感器/太阳传感器组合等,分别就对地姿态和对日姿态进行测量。张春青等<sup>[1]</sup>在研究对日姿

\* 收稿日期:2015-12-08

基金项目:国家重大专项资助项目(SYDH04)

作者简介:李笑月(1987—),女,吉林长春人,博士研究生,E-mail:lixiaoyue@aoe.ac.cn;

林宝军(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师,E-mail:linbj@nc.poac.ac.cn

态确定时考虑到姿态误差四元数是少量,以此为前提将姿态转换矩阵进行近似处理,计算得到本体太阳矢量作为太阳敏感器的输出信息;王炯琦、乔相伟等<sup>[2-6]</sup>对滤波算法进行了深入研究,但是对于滤波算法的状态初始化设置较为理想化,滤波时间周期也较长。对于本文情况,星箭分离时星体的初始角速度很大,无法等效成小角度直接对运动方程进行简化;运载长时间的运输震动致使星箭分离后难以对滤波算法的初始状态给出精确的描述;由于卫星入轨后姿态建立较快,相对而言滤波算法收敛时间较长。另外,对于利用太阳敏感器对日姿态转为对地姿态,目前鲜有研究给出便捷而又具有普适性的解决方法。因此有必要开展研究,为传感器互校正计算入轨姿态,也为故障情况下姿态确定提供一种新方法。

## 1 系统描述

### 1.1 系统组成

某卫星入轨初期采用陀螺、模拟太阳敏感器、星敏感器组合进行姿态确定。在速率阻尼模式下,由陀螺测量星体惯性系角速度信息;在对日定向模式下采用模拟太阳敏感器和陀螺进行姿态确定,由模拟太阳敏感器测量信息得到卫星本体太阳矢量,进而确定对日姿态;对地模式下采用星敏感器和陀螺进行姿态确定,由星敏感器确定星体惯性系姿态,所求入轨姿态即是定义在轨道系的对地姿态。

### 1.2 阶段划分

卫星入轨后阶段划分如图1所示,星箭分离发生于 $T_1$ 时刻,星箭分离后首先进行60 s轨道定向惯性漂移,此时传感器未开机,执行器无动作,记为阶段1;于 $T_2$ 时刻卫星开启姿态控制进程进入速率阻尼模式,由陀螺测量惯性系角速度、推力器阻尼星体角速度、记为阶段2;在 $T_3$ 时刻自主切入对日定向模式,由模拟太阳敏感器确定对日姿态(星体 $-Z_b$ 轴指向太阳),陀螺测量惯性系角速度,推力器作为执行器进行姿态控制,记为阶段

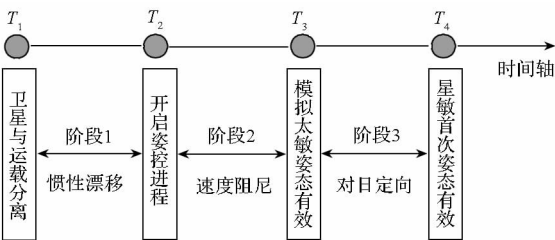


图1 系统阶段划分

Fig. 1 Division of the system operation stage

3;于 $T_4$ 时刻星敏感器经过全天区姿态捕获后首次输出有效测量姿态。本文即是以 $T_4$ 为起点重向前反推,最终得到入轨姿态。

## 2 数学模型

### 2.1 欧拉角姿态运动学方程

航天器的姿态运动学是从几何学的观点来研究航天器的运动,姿态运动学方程是姿态参数在姿态机动过程中变化的方程,从欧拉角转动顺序可得姿态欧拉角的运动方程<sup>[7-8]</sup>。设姿态相对参考坐标系 $Oxyz$ 的转速 $\omega$ 在卫星本体坐标系的投影表示为 $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ ,则根据欧拉角3-1-2坐标变换顺序和旋转关系可以得到角速度与欧拉角的矩阵关系如式(1)所示,设当前步姿态为 $(\varphi_n, \theta_n, \psi_n)$  ( $n \geq 0$ )。

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\cos\varphi\sin\theta \\ 0 & 1 & \sin\varphi \\ \sin\theta & 0 & \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{x(n+1)} \\ \omega_{y(n+1)} \\ \omega_{z(n+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta_{n+1} & 0 & -\cos\varphi_{n+1}\sin\theta_{n+1} \\ 0 & 1 & \sin\varphi_{n+1} \\ \sin\theta_{n+1} & 0 & \cos\varphi_{n+1}\cos\theta_{n+1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中,将姿态导数写成前后步的差分形式为:

$$\begin{cases} \dot{\varphi} = \varphi_{n+1} - \varphi_n \\ \dot{\theta} = \theta_{n+1} - \theta_n \\ \dot{\psi} = \psi_{n+1} - \psi_n \end{cases} \quad (3)$$

即:

$$\begin{bmatrix} \omega_{x(n+1)} \\ \omega_{y(n+1)} \\ \omega_{z(n+1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta_{n+1} & 0 & -\cos\varphi_{n+1}\sin\theta_{n+1} \\ 0 & 1 & \sin\varphi_{n+1} \\ \sin\theta_{n+1} & 0 & \cos\varphi_{n+1}\cos\theta_{n+1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_{n+1} - \varphi_n \\ \theta_{n+1} - \theta_n \\ \psi_{n+1} - \psi_n \end{bmatrix} \quad (4)$$

最终可以由式(4)求解前一步姿态 $(\varphi_{n+1}, \theta_{n+1}, \psi_{n+1})$ 。

### 2.2 姿态确定原理及模型

#### 2.2.1 对日姿态确定

对日姿态由模拟太阳敏感器确定,最终建立稳定的星体 $-Z_b$ 轴对日姿态。设其定姿的太阳矢量为 $S_b = [S_{bx}, S_{by}, S_{bz}]^T$ ,定义 $\varphi$ 为卫星本体系 $-Z_b$ 轴到本体系太阳矢量在 $Y_b O_b Z_b$ 面投影的角(转向 $+Y_b$ 方向为负), $\theta$ 为卫星本体系 $-Z_b$ 轴到

本体系太阳矢量在  $X_b O_b Z_b$  面投影的角(转向 +  $X_b$  方向为正),  $\varphi$  和  $\theta$  即为对日姿态。

$$\varphi = \begin{cases} -\pi + \arctan(S_{by}/S_{bz}), S_{by} \geq 0 \\ \pi + \arctan(S_{by}/S_{bz}), S_{by} < 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$\theta = \begin{cases} \pi - \arctan(S_{bx}/S_{bz}), S_{bx} \geq 0 \\ -\pi - \arctan(S_{bx}/S_{bz}), S_{bx} < 0 \end{cases} \quad (6)$$

由此可见,星体对日姿态与轨道系下的对地姿态无法直接转化,存在强非线性。

### 2.2.2 星敏感器测量模型

星敏感器测量输出传感器坐标系下的四元数。对于四元数  $q = q_1 i + q_2 j + q_3 k + q_4$ , 其对应的姿态矩阵为:

$$R_{si} = \begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix}$$

式中:

$$\begin{cases} l_{11} = q_4^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 \\ l_{12} = 2(q_1 q_2 + q_4 q_3) \\ l_{13} = 2(q_1 q_3 - q_4 q_2) \\ l_{21} = 2(q_1 q_2 - q_4 q_3) \\ l_{22} = q_4^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 \\ l_{23} = 2(q_2 q_3 + q_4 q_1) \\ l_{31} = 2(q_3 q_1 + q_4 q_2) \\ l_{32} = 2(q_3 q_2 - q_4 q_1) \\ l_{33} = q_4^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{cases} \quad (7)$$

$$R_{bi} = R_{bs} R_{si} \quad (8)$$

其中,  $R_{bs}$  为  $3 \times 3$  阶星敏感器安装矩阵,  $R_{bi}$  为卫星本体系到惯性系的姿态转换矩阵, 元素为  $r_{ii} (i = 1, 2, 3)$ , 按 3-1-2 顺序转动, 对应的三轴欧拉角(即滚动角  $\varphi$ 、俯仰角  $\theta$ 、偏航角  $\psi$ ) 为:

$$\begin{cases} \varphi = \arcsin r_{23} \\ \theta = \arctan(-r_{13}/r_{33}) \\ \psi = \arctan(-r_{21}/r_{22}) \end{cases} \quad (9)$$

## 3 算法设计与流程

本文的基本思路是首先由  $T_4$  时间点星敏感器测量姿态, 转为惯性系姿态  $(\varphi_4, \theta_4, \psi_4)$  与陀螺测得的角速度信息  $\omega_{bi} (\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ , 采用信赖域 Dogleg 单折线法求解式(4)运动学方程非线性优化问题, 计算得到前一步的姿态  $(\varphi_{n+1}, \theta_{n+1}, \psi_{n+1})$ , 进而得到姿态矩阵  $R_{bi}$ 。结合模拟太阳敏感器测量的对日姿态信息, 借助本体系太阳矢量作为桥梁, 根据已知的对日测量信息采用信赖域 Levenberg-Marquardt 算法求解四元数, 再更新三轴姿态, 即达到了对星敏感器推算姿态校正的目的, 如此循环往复迭代、修正、校正、更新, 最终得到星箭分离  $T_1$  时刻点姿态  $(\varphi_1, \theta_1, \psi_1)$ , 计算方法框图如图 2 所示。

### 3.1 基于信赖域非线性优化的反推姿态求解算法

求解非线性优化问题通常采用牛顿法和信赖域法。虽然牛顿法具有较好的局部收敛性和二次

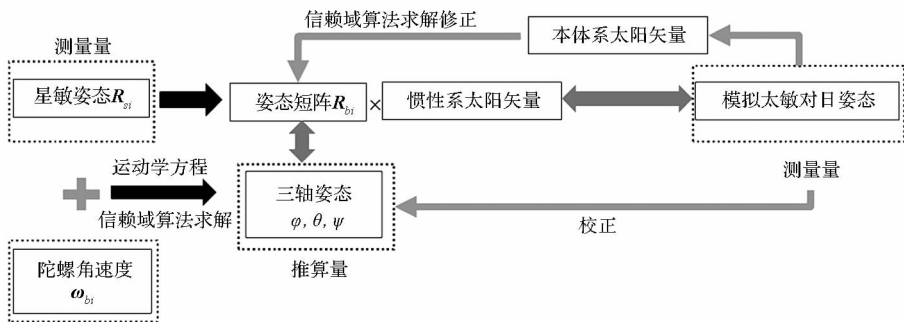


图 2 多传感器校正入轨姿态计算方法框图

Fig. 2 Block of initial attitude's calibration using multi-sensors

收敛速度,但是当 Hessian 矩阵为非正定矩阵时,只能在牛顿方向上进行线搜索,无法保证全局二阶收敛速度;当迭代点为鞍点时,用牛顿法解决问题会面临很多限制,精确的牛顿法在计算步长时计算量巨大。信赖域方法是给定一个算法的初始信赖域半径,并且把它作为本步长的上界,以当前迭代点为中心,以信赖域半径为半径,确定一个称

为“信赖域”的闭球区域。在这个闭球区域内求解子问题模型,进而确定下一个“位移”,它能够处理病态问题,并且具有极强的收敛性。鉴于牛顿法的诸多弊端,本文采用信赖域 Dogleg 单折线法。

由式(4)定义非线性函数:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{F}(\mathbf{x}) = & \\
 & \begin{bmatrix} \cos\theta_{n+1} & 0 & -\cos\varphi_{n+1}\sin\theta_{n+1} \\ 0 & 1 & \sin\varphi_{n+1} \\ \sin\theta_{n+1} & 0 & \cos\varphi_{n+1}\cos\theta_{n+1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varphi_{n+1} - \varphi_n \\ \theta_{n+1} - \theta_n \\ \psi_{n+1} - \psi_n \end{bmatrix} - \\
 & \begin{bmatrix} \omega_{x(n+1)} \\ \omega_{y(n+1)} \\ \omega_{z(n+1)} \end{bmatrix} \quad (10)
 \end{aligned}$$

求  $\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}$  的解。设代价函数:

$$\min_d f(d) = \mathbf{F}(\mathbf{x}_k + d)^T \mathbf{F}(\mathbf{x}_k + d) \quad (11)$$

其中初始  $\mathbf{x}_0 = (\varphi_4, \theta_4, \psi_4)$  为  $T_4$  时刻星传感器首次有效测量姿态。据此求前一步姿态  $\mathbf{x}_k = (\varphi_k, \theta_k, \psi_k)$ 。

对于非线性求解问题,将其转化为无约束优化问题:

$$\min_{\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n} f(\mathbf{x}) \quad (12)$$

其中  $f: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$  为设定的代价函数,是二次连续可微的,信赖域方法是在每次迭代中求解信赖域子问题的解  $\delta^{[9]}$ :

$$\begin{cases} \min q_k(\delta) = \mathbf{g}_k^T \delta + \frac{1}{2} \delta^T \mathbf{B}_k \delta \\ \text{s. t. } \|\delta\| \leq \Delta_k \end{cases} \quad (13)$$

式中,  $\mathbf{g}_k = \nabla f(\mathbf{x}_k)$ ,  $\mathbf{B}_k \in \mathbb{R}^{n \times n}$  是近似于 Hessian 阵  $\nabla^2 f(\mathbf{x})$  的对称矩阵,  $\Delta_k$  是信赖域半径<sup>[10-14]</sup>。求解信赖域子问题的最优解是通过构造各种折线法来近似求解,算法步骤如下。

Step1: 给定梯度  $\mathbf{g}_k$ , 正定矩阵  $\mathbf{B}_k$ , 设定初始信赖域半径  $\Delta_k = 1$ ;

Step2: 计算牛顿点  $\delta_{np}$ 、柯西点  $\delta_{cp}$ ,  $\delta_{np} = -\mathbf{B}^{-1} \mathbf{g}$ ,  $\delta_{cp} = -\beta_c \mathbf{g}$ ,  $\beta_c = \frac{\mathbf{g}^T \mathbf{g}}{\mathbf{g}^T \mathbf{B} \mathbf{g}}$ ,

Step3: 形成单折线  $\Gamma = [\zeta, \delta_{cp}, \delta_{np}]$  来近似优化曲线,  $\zeta$  为折线连接初始点;

Step4: 确定 Step2 的解  $\delta$ ;

Step5: 如果  $f(\mathbf{x}_k + \delta) < f(\mathbf{x}_k)$ , 则  $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \delta$ , 调整信赖域半径  $\Delta_k$ ;

Step6: 跳回 Step2 计算下一步;

Step7: 设置迭代误差容忍度  $\varepsilon = |f(\mathbf{x}_{k+1}) - f(\mathbf{x}_k)|$  为  $10^{-6}$ , 若达到门限, 则终止计算。

### 3.2 对日转对地姿态算法

结合模拟太阳传感器姿态确定信息, 利用本体系太阳矢量  $\mathbf{S}_b$  当作桥梁, 对星传感器反向推算出的姿态进行校准(由  $\mathbf{S}_b$  分量符号决定):

$$\begin{cases} \varphi = \pi + \arctan(S_{by}/S_{bz}) \\ \theta = -\pi - \arctan(S_{bx}/S_{bz}) \\ S_{bx}^2 + S_{by}^2 + S_{bz}^2 = 1 \end{cases} \quad (14)$$

由星传感器测量和惯性系太阳矢量  $\mathbf{S}_i$  得到:

$$\mathbf{R}_{bi} \mathbf{S}_i = \mathbf{S}_b \quad (15)$$

由模拟太阳传感器测量信息得到用于定姿的太阳矢量  $\mathbf{S}'_b = [S'_{bx}, S'_{by}, S'_{bz}]^T$ , 建立起星传感器推算姿态与模拟太阳传感器信息的联系:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{R}_{bi} \mathbf{S}_i = \mathbf{S}'_b \\
 \begin{bmatrix} r_{11} S_{ix} + r_{12} S_{iy} + r_{13} S_{iz} \\ r_{21} S_{ix} + r_{22} S_{iy} + r_{23} S_{iz} \\ r_{31} S_{ix} + r_{32} S_{iy} + r_{33} S_{iz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S'_{bx} \\ S'_{by} \\ S'_{bz} \end{bmatrix} \quad (16)
 \end{aligned}$$

将式(7)、式(8)、式(16)联立, 求由  $\mathbf{S}'_b$  校正后的四元数  $\tilde{q}_1, \tilde{q}_2, \tilde{q}_3, \tilde{q}_4$ 。

定义非线性函数:

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{R}_{bi} \mathbf{S}_i - \mathbf{S}'_b \quad (17)$$

求  $\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \mathbf{0}$  的解, 算法同 3.1 节转化为无约束优化问题, 由于矩阵非方阵, 可采用 Levenberg-Marquardt 信赖域算法, 得到校正后的  $\tilde{q}_1, \tilde{q}_2, \tilde{q}_3, \tilde{q}_4$ , 继而转成三轴姿态  $\tilde{\varphi}, \tilde{\theta}, \tilde{\psi}$ 。

## 4 分析结果与验证

### 4.1 卫星入轨精度结果

#### 4.1.1 算法推算结果

采用本文算法, 取出关键时间点下姿态校正前后结果, 如表 1 所示。

表 1 关键时刻点模拟太敏姿态校正前后结果

Tab. 1 Attitude results calibrated by analog sun sensor at key point

时刻	校正前姿态/(°)	校正后姿态/(°)
1	(46.064, 92.545, 119.929)	(45.858, 92.744, 120.089)
2	(44.572, 92.017, 114.417)	(44.770, 91.943, 114.673)
3	(44.619, 92.494, 114.545)	(44.651, 92.526, 114.641)
4	(42.916, 92.227, 109.427)	(42.978, 92.313, 109.564)
5	(39.925, 88.881, 111.922)	(39.966, 88.906, 112.051)

根据算法流程, 得到各个标志性事件处的三轴惯性系姿态, 如表 2 所示。

表 2 反推入轨姿态标志性事件处的三轴惯性系姿态

Tab. 2 Triaxial inertial attitude of the landmark in backstepping algorithm

时间点	标志性事件	三轴惯性系姿态/(°)
$T_4$	星传感器首次有效	46.064, 92.545, 119.929
$T_3$	进入对日定向模式	39.937, 88.892, 111.822
$T_2$	姿态控制进程开启	38.403, 88.224, 118.045
$T_1$	卫星初始进入轨道	31.011, 82.472, 162.749

最终得到卫星星箭分离时刻轨道系入轨姿态

为  $\varphi_1 = -0.5155^\circ, \theta_1 = 1.3194^\circ, \psi_1 = 176.0337^\circ$ 。

### 4.1.2 运载方验证结果

采用火箭运载方的信息对卫星反推入轨姿态进行验证。由于运载方的姿态定义方法与卫星方的不同,由运载方给出的星箭分离时的初始姿态必须进行多重坐标系的转换,方能与以上推算出的入轨姿态作比较与验证。计算流程如下:

**Step1:** 求得运载本体系相对发射惯性系的转换矩阵  $T_{fb}$ ;

**Step2:** 求得发射惯性系到地理北东地坐标系转换矩阵  $T_{ef}$ ;

**Step3:** 求得地理北东地坐标系到 J2000 惯性系转换矩阵  $T_{j2000}$ ;

**Step4:** 求得 J2000 惯性系到轨道系姿态转换矩阵  $T$ , 转为欧拉角则为入轨姿态。

已知卫星与运载分离时运载的惯性导航姿态为:  $X = 83.627^\circ, Y = 150.436^\circ, Z = 14.973^\circ$ , 经过以上转换, 得到运载入轨姿态为:  $\varphi_{y1} = 0.229^\circ, \theta_{y1} = 0.2869^\circ, \psi_{y1} = 179.72^\circ$ 。该结果与本文推算结果可以吻合, 在运载与卫星分离初始姿态精度范围内。

## 4.2 地面仿真模型验证

### 4.2.1 速率阻尼模式惯性系角速度

将以上计算方法得到的卫星入轨姿态作为初始条件输入到地面仿真模型中, 进行同步仿真。在地面仿真模型与真实在轨同步进行的仿真中, 两者在结束定向惯性漂移后, 同时进入速率阻尼模式, 在轨三轴初始惯性系角速度为  $0.618844^\circ/s, -0.33139^\circ/s, 0.065912^\circ/s$ , 地面模型仿真三轴初始惯性系角速度为  $0.613222^\circ/s, -0.318200^\circ/s, 0.064924^\circ/s$ , 推力器采用继电器控制算法进行速率阻尼, 在 18 s 结束, 自主转入对日定向模式, 得到两者速率阻尼模式下惯性系角速度比对曲线, 如图 3 所示。

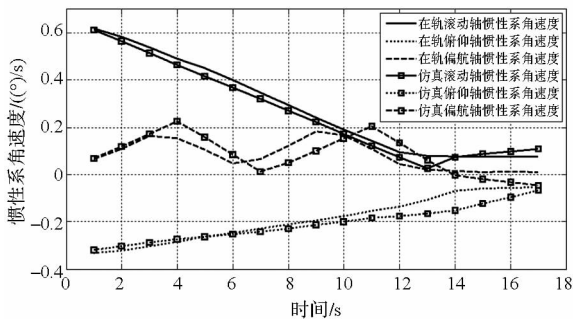


图 3 速率阻尼模式惯性系角速度

Fig. 3 Inertial angular velocity of resistance pattern

### 4.2.2 对日定向模式下对日姿态

地面仿真模型与真实在轨的同步仿真中, 两者同时自主进入对日定向模式, 在轨初始对日姿态为  $\varphi = 73.68^\circ, \theta = -73.68^\circ$ , 地面仿真模型初始对日姿态为  $\varphi = 72.81^\circ, \theta = -72.41^\circ$ 。推力器采用相平面控制算法搜寻太阳, 最终达到稳定的星体  $-Z_b$  轴对日状态, 如图 4 所示。

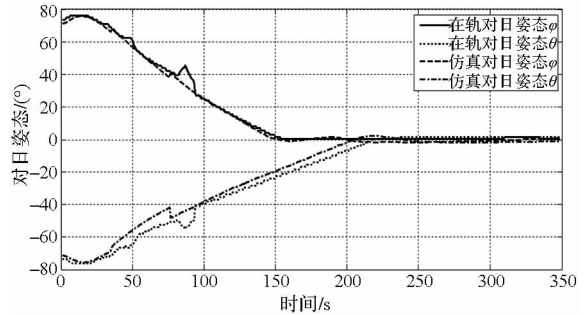


图 4 对日定向模式下对日姿态

Fig. 4 Attitude pointed to sun in sun capture pattern

### 4.2.3 入轨初期惯性系姿态

入轨初期包括惯性定向漂移阶段、速率阻尼阶段和对日定向阶段。由地面同步仿真得到入轨初期真实在轨情况与地面仿真模型的惯性系姿态比对曲线, 如图 5 所示。

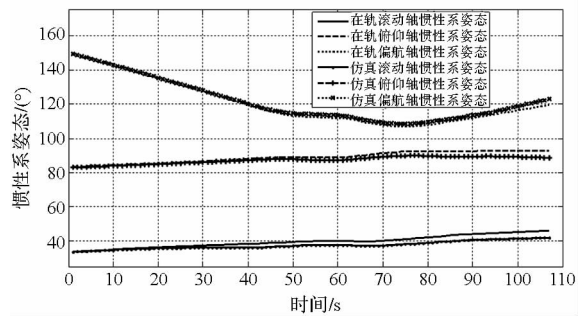


图 5 入轨初期惯性系姿态

Fig. 5 Inertial attitude in early stage

## 4.3 误差分析

### 4.3.1 反推入轨姿态方法的误差来源

1) 敏感器的测量误差: 作为反推算法初始姿态点  $(\varphi_4, \theta_4, \psi_4)$  的星敏感器首次有效姿态测量值、用于校正星敏感器的模拟太阳敏感器的测量值。

2) 算法容忍误差: 反推算法迭代时优化解的误差容忍阈值设置。

3) 运载姿态计算的误差: 星箭分离时刻轨道测量的误差、火箭发射方位角的误差。

### 4.3.2 地面仿真模型的误差

1) 在图 3 速率阻尼模式惯性系角速度图中,

由于地面仿真模型系统的时延与真实卫星控制器-传感器-执行器的闭环系统无法做到完全一致,因此在推力器动作时,地面仿真模型的时延略大于真实在轨情况;

2)在图4对日定向模式下对日姿态图中,由于模拟太阳传感器在地面模型仿真中的光照情况和建模情况与实际在轨的无法做到完全一致,并且模拟太阳传感器在轨数据下传时有丢数据的现象,因此仿真结果会有所差别;

3)在图5入轨初期惯性系姿态图中,由于在对日定向模式下模拟太阳传感器测量结果的差异,造成姿态控制结果也存在差异,因此惯性系姿态有所差别。

4)从分析结果看,仿真结果与卫星在轨真实结果基本一致,但存在一定误差,通过对误差进行校正和减小可以更接近真实姿态。

## 5 结论

针对卫星无法获得入轨姿态的问题,对初始入轨姿态进行反向推导,采用基于信赖域的方法求解运动学方程的非线性优化问题,由星传感器首次测量姿态层层反推前步姿态,利用模拟太阳传感器测量信息对星传感器推算结果进行校正。提出了一种由对日姿态转为对地姿态的普适性便捷方法,同时也为卫星故障情况下提供了一种姿态确定的新方法。推导过程历经了对日定向、速率阻尼、惯性定向漂移模式,最终得到卫星入轨时的姿态。卫星入轨姿态与运载给出的姿态比较能够吻合,并且将各模式下实际在轨结果实时地与地面模型仿真结果对照,验证了地面仿真模型的正确性,为今后飞行程序流程设计与改进提供了依据。

## 参考文献 (References)

- [1] 张春青,李勇,刘良栋. 卫星多传感器组合姿态确定系统中的信息融合方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(3): 314-320.  
ZHANG Chunqing, LI Yong, LIU Liangdong. Research on information fusion method in satellite multi-sensor attitude determination systems[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(3): 314-320. (in Chinese)
- [2] 王炯琦. 信息融合估计理论及其在卫星状态估计中的应用[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.  
WANG Jiongqi. Information fusion estimation theory and its applications in satellite state estimation [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [3] 乔相伟. 基于四元数非线性滤波的飞行器姿态确定算法研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学, 2011.  
QIAO Xiangwei. Attitude determination algorithm based on quaternion nonlinear filter for space-craft[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011. (in Chinese)
- [4] 邢艳军,王永富,陆亚东. 微小卫星鲁棒自适应姿态确定算法[J]. 中国空间科学技术, 2015, 35(1): 27-35.  
XING Yanjun, WANG Yongfu, LU Yadong. Robust adaptive filter for small satellite attitude estimation[J]. Chinese Space Science and Technology, 2015, 35(1): 27-35. (in Chinese)
- [5] 李鹏,唐健,段广仁,等. 基于自适应联邦滤波的卫星姿态确定[J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(2): 66-71.  
LI Peng, TANG Jian, DUAN Guangren, et al. Satellite attitude determination based on the adaptive federated Kalman filter[J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(2): 66-71. (in Chinese)
- [6] Gao S S, Zhong Y M, Li W. Robust adaptive filtering method for SINS/SAR integrated navigation system [J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(6): 425-430.
- [7] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998: 137-138.  
ZHANG Renwei. Orbital dynamic and control [M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 137-138. (in Chinese)
- [8] 周军. 航天器控制原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2001: 44-45.  
ZHOU Jun. The principle of spacecraft control [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001: 44-45. (in Chinese)
- [9] 赵英良,徐成贤. 解信赖域子问题的切线单折线法[J]. 数值计算与计算机应用, 2000, 21(1): 77-80.  
ZHAO Yingliang, XU Chengxian. Tangent single dogleg method for trust region subproblems [J]. Journal on Numerical Methods and Computer Applications, 2000, 21(1): 77-80. (in Chinese)
- [10] Conn A R, Gould N I M, Toint P L. Trust region methods[M]. SIAM Press, 2000.
- [11] Davidon W C. Variable metric method for minimization[R]. A. E. C. Research and Development Report, 1959.
- [12] Dennis J E. Nonlinear least-squares, state of the art in numerical analysis[M]. Academic Press, 1977: 269-312.
- [13] Nocedal J, Wright S. Numerical optimization [M]. 2nd ed. Berlin: Springer Verlag, 2006.
- [14] Powell M J D. A Fortran subroutine for solving systems of nonlinear algebraic equations [J]. Numerical Methods for Nonlinear Algebraic Equations, 1967: 115-161.