

doi: 10.7690/bgzdh.2013.04.005

## 基于参考轨迹的失效卫星相对位姿建模与控制

姚小松<sup>1</sup>, 熊智<sup>1</sup>, 郁丰<sup>2</sup>, 刘伟霞<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学高新技术研究院, 南京 210016)

**摘要:** 以追踪星对非合作失效卫星的超近距离巡视为背景, 对基于参考轨迹的失效卫星相对位姿建模与控制进行研究。根据非合作失效卫星在空间定轴慢旋的特性, 通过在失效卫星表面确定一个兴趣区域, 建立便于相对位姿动力学模型设计的参考坐标系与兴趣坐标系, 从而便于位置与姿态 2 个方面的参考轨迹指令的实时计算; 基于 Hill 方程和姿态动力学模型, 推导基于非合作目标表面参考点的近似耦合相对位姿动力学模型; 在此基础上, 设计相对位姿耦合控制方法, 并进行 Simulink 仿真实验验证。仿真结果表明: 基于参考轨迹推导的相对位姿动力学模型简洁有效, 设计的位姿耦合控制方法使系统具有较高的控制精度, 相对位置控制精度为 0.1 m, 相对姿态控制精度为 0.15°。

**关键词:** 失效卫星; 超近距离巡视; 参考轨迹; 相对位姿; 建模与控制

**中图分类号:** TJ86 **文献标志码:** A

## Modeling and Control of Relative Position and Attitude of Failed Satellite Based on Reference Trajectory

Yao Xiaosong<sup>1</sup>, Xiong Zhi<sup>1</sup>, Yu Feng<sup>2</sup>, Liu Weixia<sup>1</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Academy of Frontier Science, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The super-close distance perambulation of the chaser satellite with respect to the non-cooperative satellite is taken as the background. Research is conducted on the modeling and control of the relative position and attitude for the non-cooperative failed satellite based on the reference trajectory. According to the fixed-axis, slowly rotating characteristics of the non-cooperative satellite, an interest field is determined on the surface of the failed satellite, and the reference frame and interest frame are established for the model design of the relative position and attitude. It's convenient for the real-time calculation of the reference trajectory instruction. According to Hill equation and attitude dynamic model, an approximate coupling relative position and attitude dynamic model is proposed based on the reference point of the non-cooperative target. On this basis, the relative position and attitude coupled control method is designed, and the simulation is verified. The simulation analysis has showed that the proposed relative position and attitude dynamic model based on the reference trajectory is simple and valid, and the designed coupled control method has high control precision whose control precision of relative position is 0.1 meter and relative attitude is 0.15 degree.

**Key words:** failed satellites; super-close distance perambulation; reference trajectory; relative position and attitude; modeling and control

### 0 引言

近年来, 随着空间目标接近与捕获技术的不断发展, 非合作目标卫星的接近与捕获研究引起各国重视。由于燃料耗尽、系统故障等问题都可能导致卫星失效, 一般来说, 这些失效卫星大多数都属于非合作目标。利用小卫星对非合作目标卫星的在轨操作, 现已取得了初步进展。例如, 美国的 XSS-11 试验项目<sup>[1-2]</sup>和 SUMO 计划<sup>[3-4]</sup>, 德国 DLR 开展的 DEOS 项目<sup>[5-6]</sup>以及欧洲的 TECSAS 项目<sup>[7]</sup>。

为保证卫星交会对接与在轨捕获的安全与可靠<sup>[8-9]</sup>, 非合作目标的相对位姿动力学建模与控制技术研究已受到重视。苏晏针对悬停状态, 构建了基于 C-W 方程的相对轨道动力学模型, 并利用推

力器开关机阈值进行控制律的设计, 以避免系统出现颤振现象<sup>[10]</sup>; Shuichi Matsumoto 等针对失控卫星的捕获问题, 提出了一种轨迹算法并设计出相应的自主接近和捕获方法<sup>[11]</sup>; 李元凯在视线坐标系下建立了相对运动模型用于交会的精度分析, 以及基于四元素建立了相对姿态动力学模型用于推导姿态控制方法<sup>[12]</sup>。但用上述方法进行模型建立时, 暂未考虑到位置、姿态耦合的情况。Wong H 等用向量法建立了追踪航天器本体系下的相对位置和相对姿态耦合的动力学模型<sup>[13]</sup>; 刘智勇和何英姿基于轨道动力学方程和姿态动力学方程构建了相对位姿耦合模型, 并设计了位姿耦合的自抗扰控制器<sup>[14]</sup>; 李九人等针对目标逼近过程, 构建了耦合相对动力学模型,

收稿日期: 2012-10-17; 修回日期: 2012-11-11

基金项目: 国家自然科学基金(61203197); 江苏省高校青蓝工程资助项目; 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 中央高校基本科研业务费专项资金资助; 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目资助

作者简介: 姚小松(1987—), 男, 江苏人, 硕士研究生, 从事卫星自主导航与控制研究。

并设计了自适应滑膜控制<sup>[15]</sup>；卢伟等考虑了控制指令相互耦合的因素，建立了相应的耦合模型<sup>[16]</sup>；高有涛等也建立了耦合动力学模型，并设计了基于指数趋近的控制律<sup>[17]</sup>，但上述推导的相对位姿动力学模型都是基于两航天器质心间的相对关系而建立的。笔者在超近距离巡视过程中，结合失效卫星本身的特点，从空间工程实现的角度出发，建立了基于失效卫星表面的相对位姿动力学模型，并通过仿真实验验证了该控制方法的有效性。

### 1 控制坐标系的建立

大部分卫星在控制系统失效后便会在空间自由翻滚，并最终围绕惯量主轴慢慢旋转，其动量矩的方向在空间保持惯性稳定。笔者设想利用观测相机对失效卫星在轨拍照，通过图像处理，在失效卫星表面确定一个兴趣区域；根据追踪星与失效卫星上兴趣区域的关系、失效卫星的运动规律，建立相对于失效卫星表面局部区域的相对位姿动力学模型。

设定失效卫星经过太阳帆板挠性振动、空间摄动等因素的作用下，最终围绕惯量主轴  $X$  以角速度  $\omega$  旋转，并且保持惯性稳定。在不失一般性的情况下，假定兴趣区域所在的平面与旋转轴垂直，追踪星从  $X$  轴方向接近兴趣区域，并实现对旋转兴趣区域较长时间的跟踪。为便于相对位姿动力学模型的推导，定义参考坐标系和兴趣坐标系如下：

#### 1) 参考坐标系。

考虑到一个长期失效卫星的旋转轴在空间基本保持惯性稳定，原点(参考点)为旋转轴与失效卫星表面的交点。 $x$ 轴为失效卫星的旋转轴，可利用追踪星上观测相机拍到的一定数量图片与追踪星的惯性姿态计算出失效卫星旋转轴的惯性指向；选择一颗参考恒星，根据其赤经与赤纬计算其在惯性系中的方向矢量  $y'$ ， $x$ 轴与  $y'$ 又乘为  $z$ 轴， $y$ 轴根据右手定则确定。参见图 1 的坐标系  $oxyz$ 。该坐标系的各轴指向在惯性空间稳定，可认为是惯性定向坐标系：其原点与失效卫星表面直接相关，可以将兴趣区域的运动很方便地描述在该坐标系下，有利于后续的控制处理。

#### 2) 兴趣坐标系。

为了描述兴趣区域在跟随失效卫星旋转时相对于参考坐标系的姿态变化，建立兴趣坐标系。原点(兴趣点)为兴趣区域内的某个显著的自然特征点， $x_1$ 轴与参考坐标系的  $x$ 轴平行， $z_1$ 为兴趣点指向参考点的方向矢量， $y_1$ 轴的建立符合右手定则。参见

图 1 的坐标系  $o_1x_1y_1z_1$ 。由于兴趣坐标系与卫星本体直接固连，它的建立有利于控制追踪星相对于旋转运动的兴趣区域的姿态。

为了保证失效卫星在超近距离巡视过程中的安全与可靠，采用参考轨迹跟踪法对兴趣点进行跟踪控制。在建立好参考坐标系和兴趣坐标系后，利用观测相机观察兴趣点在参考坐标系中的运动，通过多个时刻的观测信息计算出兴趣点的运动轨迹。笔者设计的参考轨迹方法如下：

① 根据兴趣点相对于参考坐标系的线运动，采用追踪星接近目标并进行悬停及同步旋转来构成线轨迹参考指令；

② 采用追踪星本体相对参考系的姿态构成姿态轨迹参考指令。

为了便于工程实现，笔者设计的参考轨迹方法能够很好地便于实施相对位姿动力学建模与控制，有利于达到简化设计，改善效果的作用。

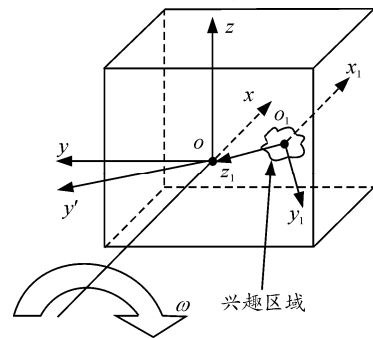


图 1 参考坐标系及兴趣坐标系示意图

### 2 相对耦合控制模型

#### 2.1 相对位置动力学模型

不考虑轨道摄动时，基于 Hill 方程，在失效卫星轨道系中描述的相对位置动力学模型<sup>[18]</sup>如下：

$$\ddot{\rho}_L + A_2 \dot{\rho}_L + A_1 \rho_L = a_L \tag{1}$$

其中： $\rho_L = [x, y, z]^T$ 为追踪星质心相对失效卫星的位置矢量； $a_L = [a_x, a_y, a_z]^T$ 为作用在追踪星上的控制加速度  $a$ ； $n$ 为失效卫星的轨道角速度。

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & n^2 & 0 \\ 0 & 0 & -3n^2 \end{bmatrix}, \quad A_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2n \\ 0 & 0 & 0 \\ 2n & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Hill 方程建立的模型是基于两卫星质心间的相对位置模型。然而，在超近距离巡视过程中，失效卫星本身不能再当作点质量模型处理，需要作为分布质量模型处理，而且考虑到失效卫星的非合作性，即未能提供目标表面相对于质心的位置、姿态等信息，为了便于超近距离巡视的工程实际应用，笔者

结合上述设计的参考轨迹, 并根据追踪星与失效卫星上兴趣区域的关系、失效卫星的运动规律, 对式(1)进行变换, 建立相对于失效卫星表面的相对位姿动力学模型。

$$\boldsymbol{\rho}_L \text{ 与 } \boldsymbol{\rho}_r \text{ 的关系: } \boldsymbol{\rho}_L = \mathbf{C}_r^t \boldsymbol{\rho}_r + \mathbf{C}_b^t \boldsymbol{\rho}_\chi^b \quad (2)$$

$$\mathbf{a}_L \text{ 与 } \mathbf{a}_r \text{ 的关系: } \mathbf{a}_L = \mathbf{C}_r^t \mathbf{a}_r \quad (3)$$

其中:  $\mathbf{C}_r^t$  为参考系到失效卫星轨道系的姿态转换矩阵;  $\boldsymbol{\rho}_r$  为追踪星相对于参考点在参考系中的位置矢量;  $\boldsymbol{\rho}_\chi^b$  为参考点在失效卫星本体系中的位置矢量;  $\mathbf{C}_b^t$  为失效卫星本体系到失效卫星轨道系的姿态转换矩阵;  $\mathbf{a}_r$  为  $\mathbf{a}$  在参考系中的表达。将式(2)和式(3)代入式(1), 并化简可得

$$\mathbf{C}_r^t \ddot{\boldsymbol{\rho}}_r + (\mathbf{A}_2 - 2\boldsymbol{\omega}_n^{ik}) \mathbf{C}_r^t \dot{\boldsymbol{\rho}}_r + [\mathbf{A}_1 - \mathbf{A}_2 \boldsymbol{\omega}_n^{ik} + (\boldsymbol{\omega}_n^{ik})^2] \mathbf{C}_r^t \boldsymbol{\rho}_r - \quad (4)$$

$$[(\boldsymbol{\omega}_{bt}^{ik})^t \mathbf{C}_b^t (\boldsymbol{\omega}_{bt}^{ik})^2 \mathbf{C}_b^t + \mathbf{A}_2 \boldsymbol{\omega}_{bt}^{ik} \mathbf{C}_b^t - \mathbf{A}_1 \mathbf{C}_b^t] \boldsymbol{\rho}_\chi^b = \mathbf{C}_r^t \mathbf{a}_r$$

其中:  $\boldsymbol{\omega}_n^t$  为失效卫星轨道系相对于参考系的角速度在失效卫星轨道系下的投影;  $\boldsymbol{\omega}_{rt}^{ik}$  为  $\boldsymbol{\omega}_n^t$  的斜对称矩阵;  $\boldsymbol{\omega}_{bt}^t$  为失效卫星轨道系相对于失效卫星本体系的角速度在失效卫星轨道系下的投影;  $\boldsymbol{\omega}_{bt}^{ik}$  为  $\boldsymbol{\omega}_{bt}^t$  的斜对称矩阵。

由于参考坐标系是惯性定向的, 显然,  $\boldsymbol{\omega}_n^t = \boldsymbol{\omega}_n^i = [0 \quad -n \quad 0]^T$ , 轨道半径为 6 800 km 的低轨卫星, 其轨道角速率仅为 0.001 1 rad/s, 随着轨道高度的增加, 该数值会进一步减小。由此可知,  $(\boldsymbol{\omega}_n^{ik})^2$  可看作小量,  $\boldsymbol{\rho}_\chi^b$  因为卫星包络尺寸较小, 也是一个小量, 所以在短时间的控制中均可忽略。

令  $\mathbf{M} = (\mathbf{C}_r^t)^{-1}$ ,  $\mathbf{B}_1 = \mathbf{M}(\mathbf{A}_1 - \mathbf{A}_2 \boldsymbol{\omega}_n^{ik}) \mathbf{C}_r^t$ ,  $\mathbf{B}_2 = \mathbf{M}(\mathbf{A}_2 - 2\boldsymbol{\omega}_n^{ik}) \mathbf{C}_r^t$ , 对式(4)两边同时左乘  $\mathbf{M}$ , 得

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}}_r + \mathbf{B}_2 \dot{\boldsymbol{\rho}}_r + \mathbf{B}_1 \boldsymbol{\rho}_r = \mathbf{a}_r \quad (5)$$

由于追踪星的推力器是沿着本体安装的; 因而, 推力控制加速度有如下关系式

$$\mathbf{a}_r = \mathbf{C}_c^r \mathbf{a}_c \quad (6)$$

其中:  $\mathbf{a}_c$  为  $\mathbf{a}$  在追踪星本体系中的表达;  $\mathbf{C}_c^r$  为追踪星本体系到参考系的姿态转换矩阵。将式(6)代入式(5)得

$$\ddot{\boldsymbol{\rho}}_r + \mathbf{B}_2 \dot{\boldsymbol{\rho}}_r + \mathbf{B}_1 \boldsymbol{\rho}_r = \mathbf{C}_c^r \mathbf{a}_c \quad (7)$$

由式(7)可见, 相对轨道动力学与卫星的姿态存在控制输入耦合。

## 2.2 相对姿态动力学模型

结合参考轨迹方法中姿态轨迹参考指令, 笔者建立了追踪星本体相对参考系姿态动力学模型。

定义追踪星本体相对参考系的姿态四元数  $\mathbf{q}$  和姿态角速度  $\boldsymbol{\omega}$  分别为:

$$\begin{cases} \mathbf{q} = \mathbf{q}_c^* \otimes \mathbf{q}_r \\ \boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_c - \mathbf{C}_r^c \boldsymbol{\omega}_r \end{cases} \quad (8)$$

其中:  $\mathbf{q}_c$ 、 $\boldsymbol{\omega}_c$  分别为追踪星本体的姿态四元数和姿态角速度;  $\mathbf{q}_r$ 、 $\boldsymbol{\omega}_r$  分别为参考系相对惯性系姿态四元数和姿态角速度;  $\mathbf{C}_r^c$  为参考系到追踪星本体系的姿态转换矩阵。由于参考系是惯性定向的, 显然,  $\boldsymbol{\omega}_r = 0$ , 所以追踪星相对参考系姿态动力学方程为

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_c = -\mathbf{I}_c^{-1}(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}_c \boldsymbol{\omega}) + \mathbf{I}_c^{-1} \mathbf{T}_c \quad (10)$$

其中:  $\mathbf{I}_c$  为追踪星的转动惯量矩阵;  $\mathbf{T}_c$  为追踪星的控制力矩。追踪星本体相对参考系姿态运动学方程为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes [0 \quad \boldsymbol{\omega}^T]^T \quad (11)$$

## 2.3 基于参考轨迹的相对位姿耦合控制律设计

笔者基于参考轨迹下的相对位姿动力学模型设计了相应的追踪星姿轨控制律, 使  $\boldsymbol{\rho}_r \rightarrow \boldsymbol{\rho}_d$ ,  $\mathbf{q} \rightarrow [1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$ ,  $\boldsymbol{\omega} \rightarrow 0$ , 其中  $\boldsymbol{\rho}_d$  为参考系下描述的追踪星相对参考点的位置跟踪指令。由于  $q_0^2 + q_v^2 = 1$ , 即姿态四元数的 4 个元素不独立; 因此, 在进行姿态控制时, 只需对姿态四元数的矢部进行控制。结合式(10), 对式(11)求导, 取相对姿态四元数矢部的二阶形式, 描述追踪星本体相对参考系姿态动力学方程为

$$\ddot{\mathbf{q}}_v = \mathbf{f}_v + \mathbf{G} \mathbf{T}_c \quad (12)$$

其中:  $\mathbf{f}_v = -\frac{1}{4}(\boldsymbol{\omega}^T \boldsymbol{\omega}) \mathbf{q}_v + \frac{1}{2} \mathbf{Q}_v \mathbf{f}(\boldsymbol{\omega})$ ;  $\mathbf{G} = \frac{1}{2} \mathbf{Q}_v \mathbf{I}_c^{-1}$ ;

$$\mathbf{Q}_v = \begin{bmatrix} q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{f}(\boldsymbol{\omega}) = -\mathbf{I}_c^{-1}(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}_c \boldsymbol{\omega})$$

选取状态  $\mathbf{x} = [\boldsymbol{\rho}_r^T, \mathbf{q}_v^T]^T$ , 则相对位置姿态一体化耦合动力学方程可描述为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) + \mathbf{B} \mathbf{u} \quad (13)$$

其中:  $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \begin{bmatrix} -\mathbf{B}_2 \dot{\boldsymbol{\rho}}_r - \mathbf{B}_1 \boldsymbol{\rho}_r \\ \mathbf{f}_v \end{bmatrix}$ ,  $\mathbf{u} = [\mathbf{a}_c^T, \mathbf{T}_c^T]^T$ ,  $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_c^r & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{G} \end{bmatrix}$ 。

为了保证追踪星对失效卫星超近距离巡视的安全与可靠, 基于上述参考轨迹的相对位姿动力学模型, 设计了如下的控制律。定义状态误差为

$$\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\rho}_r - \boldsymbol{\rho}_d \\ \mathbf{q}_v \end{bmatrix} \quad (14)$$

其中,  $x_d = [(\rho_d)^T, 0_{3 \times 1}]^T$  为期望的状态量。

设计追踪星的姿轨控制律, 使  $e \rightarrow 0$ , 为保证系统稳定, 设计如下的非线性相对位姿耦合控制律<sup>[16]</sup>

$$u = -B^{-1}(K_p e + K_D \dot{e} + f(x, \dot{x})) \quad (15)$$

其中,  $K_p, K_D \in I_{6 \times 6}$  为正定对称矩阵。设期望的状态为  $x_d = [(\rho_d)^T, 0_{3 \times 1}]^T$ , 则控制系统的目标为设计追踪星的轨道姿态控制律, 使  $x \rightarrow x_d$ 。

笔者基于参考轨迹与相对位姿动力学模型设计的控制方法简单易行, 便于空间在轨操作工程实现。

### 3 系统仿真

#### 3.1 参考轨迹

为验证算法的准确性与有效性, 基于 Simulink 搭建了仿真系统。

笔者采用参考轨迹跟踪控制法, 根据失效卫星本身的特性及超近距离巡视的特点, 设计出相应的参考轨迹。该参考轨迹具体分成 3 步:

- 1) 控制追踪星接近至失效卫星附近;
- 2) 对追踪星进行悬停控制;
- 3) 跟踪兴趣点并同步旋转。

#### 3.2 仿真条件

将追踪星的三轴转动惯量、质量均假设成单位 1。初始时刻, 追踪星位于失效卫星正后方 200 m, 失效卫星的初始瞬时姿态为三轴对地, 同时失效卫星绕 X 轴具有 2(°)/s 的角速度, 无力矩作用于该自由漂浮体, 此时失效卫星的 X 轴惯性定向。追踪星初始瞬时姿态为三轴对地, 控制策略首先是引导追踪星接近目标, 在目标表面 1 m 处悬停, 然后跟踪兴趣点做盘旋机动, 但距离失效卫星表面的距离不变。参考点位于失效卫星本体系中的  $[-1 \ 0 \ 0]$  m, 兴趣点位于失效卫星本体系中的  $[-1 \ 1 \ 0]$  m, 具体控制时失效卫星距离参考坐标系 1 m。测量噪声为随机噪声, 其均方差设为控制误差的 0.1。为了削弱系统噪声的干扰, 节约噪声干扰带来的燃料消耗, 最终  $K_p, K_D$  参数选择如下:

$$K_p = \text{diag}(0.01 \ 0.01 \ 0.01 \ 1 \ 1 \ 1)$$

$$K_D = \text{diag}(0.2 \ 0.2 \ 0.2 \ 2 \ 2 \ 2)$$

#### 3.3 仿真结果

从图 2~图 4 的仿真曲线可以看出, 追踪星从 200 m 接近至距目标表面参考系原点 1 m 处后, 跟踪兴趣点进行同步旋转。在 X 轴方向上, 100 s 后, 追踪星迅速接近到目标的附近; 100~150 s 追踪星

稳定地悬停在失效卫星附近; 150 s 后追踪星启动兴趣点跟踪控制算法, 此时 Y、Z 轴上的相对位置输出为正弦曲线。X 轴上的最大误差相对于参考坐标系中的坐标  $[-1 \ 0 \ 0]$  m 约为 0.02 m; Y 轴与 Z 轴上的实际控制出来的位置正弦曲线的幅值都约为 0.9 m, 与线轨迹的参考指令幅值 1 m 相比约为 0.1, 具有较高的控制稳定精度。

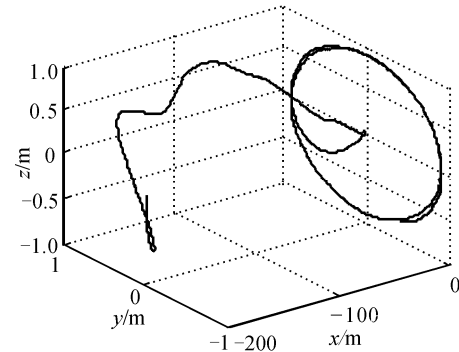
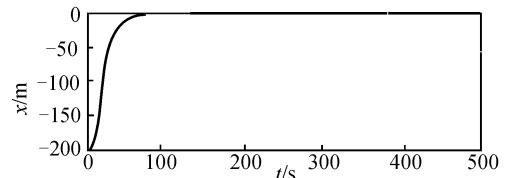
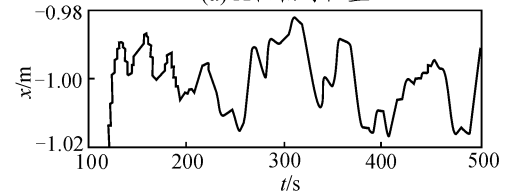


图 2 相对位置三维轨迹

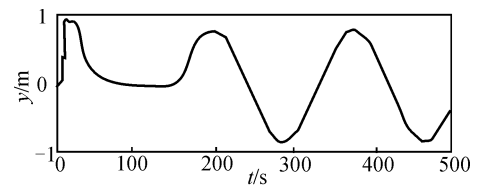


(a) X轴相对位置

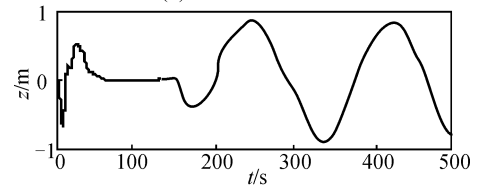


(b) X轴相对位置局部放大图

图 3 X 轴向相对位置



(a) Y轴向相对位置



(b) Z轴向相对位置

图 4 Y、Z 轴向相对位置

从图 5 的相对速度曲线放大图上看, X 轴向最大速度达到 8.1 m/s, 150 s 后, 相对位姿耦合控制中 X 轴上的最大误差约为 0.004 m/s; Y 轴与 Z 轴上的实际控制出来的速度正弦曲线幅值误差都约为

0.003 m/s, 与线轨迹的参考指令幅值 0.035 m/s 相比约为 0.086。

由图 6 与图 7 可见, 相对姿态与角速度控制精度较高; 从图 8 与图 9 可见, 完成该控制过程的速度总增量为 19 m/s。

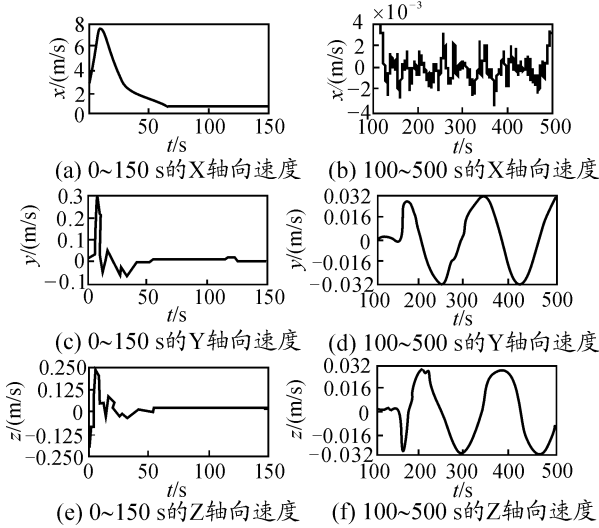


图 5 相对速度

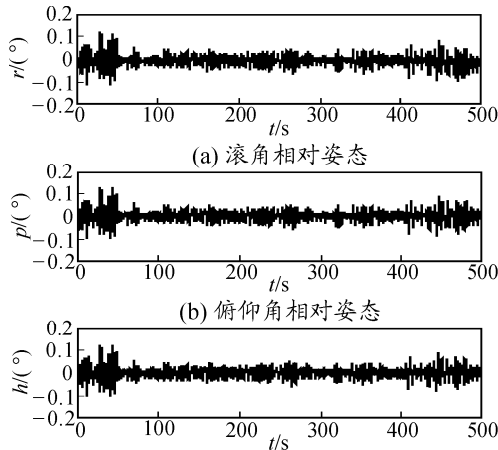


图 6 相对姿态

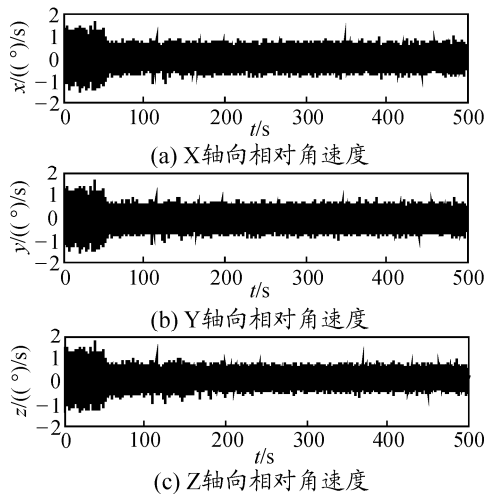


图 7 相对角速度

由仿真曲线图可以发现: 笔者所推导的近似耦合相对位姿动力学模型准确有效; 设计的相对位姿耦合控制方法控制精度较高。

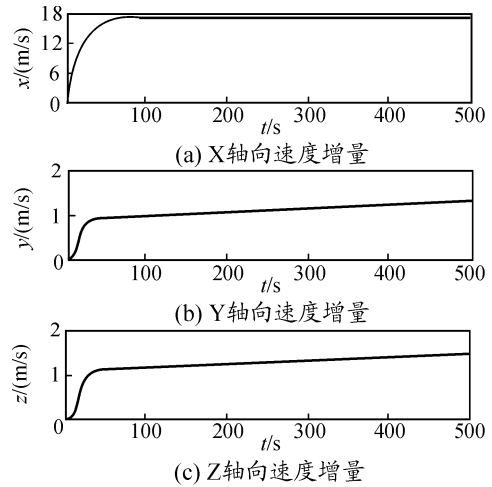


图 8 速度增量

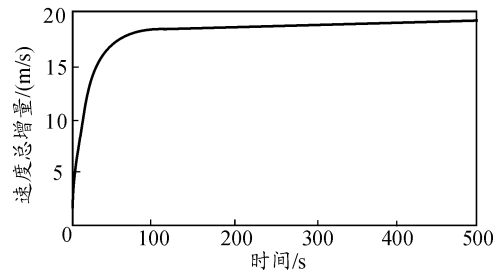


图 9 速度总增量

### 4 结论

笔者开展了超近距离巡视下的非合作慢旋失效卫星的控制方法研究与数学仿真验证。仿真实验结果表明: 该控制策略与方法正确有效, 能够有效实现对失效卫星表面的巡视控制。后续研究拟采用参考轨迹指令粗控, 并结合视觉补偿残留误差等技术路线, 以进一步提高精度或者克服其余干扰因素。

### 参考文献:

- [1] 林来兴. 四十年空间交会对接技术的发展[J]. 航天器工程, 2007, 16(4): 70-77.
- [2] David L. Military Micro-Sat Explores Space Inspection, servicing technologies[EB/OL]. [http://www.space.com/business/technology/050722\\_XSS-11\\_test.html](http://www.space.com/business/technology/050722_XSS-11_test.html).
- [3] Lennon J A, Henshaw C G. An Architecture for Autonomous Control of a Robotic Satellite Grappling Mission[C]. Honolulu: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Aug, 2008: 18-21.
- [4] Tasker F, Henshaw C G. Managing Contact Dynamics for Orbital Robotic Servicing Missions[C]. San Diego: AIAA SPACE Conference & Exposition, Sep, 2008: 9-11.
- [5] Rupp T, Boge T, Kiehling R, et al. Flight Dynamics Challenges of the German On-Orbit Servicing Mission DEOS[C]. Toulouse: 21st International Symposium on Space Flight Dynamics, Sep 28-Oct 2, 2009: 123-135.

[6] D'Amico S, Spurmann J. Formation Flying Concept for DEOS[EB/OL]. [http://www. weBlab.dlr.de/rbrt/pdf/ TN\\_1007.pdf](http://www.weblab.dlr.de/rbrt/pdf/TN_1007.pdf).

[7] Éric Martin, Érick Dupuis, Jean-Claude Piedboeuf, et al. THE TECSAS MISSION FROM A CANADIAN PERSPECTIVE[C]. Munich: 8th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space(i-SAIRAS), Sep, 2005: 603-610.

[8] 蔡洪亮, 高永明, 邴启军, 等. 国外空间非合作目标抓捕系统研究现状与关键技术分析[J]. 装备指挥技术学院学报, 2010, 21(6): 71-77.

[9] 徐文福, 梁斌, 李成, 等. 空间机器人捕获非合作目标的测量与规划方法[J]. 机器人, 2010, 32(1): 61-69.

[10] 苏晏, 李克行, 黎康. 非合作目标追踪与相对状态保持控制技术研究[J]. 空间控制技术与应用, 2010, 36(6): 51-55.

[11] Masumoto S, Dubowsky S. Fly-By Approach and Guidance for Uncontrolled Rotating Satellite Capture[C]. USA: AIAA Guidance, Navigation, and Control

conference and Exhibit Texas, Aug, 2003: 11-14.

[12] 李元凯. 空间非合作目标自主随动跟踪与控制研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2010.

[13] Wong H, Pan H Z, Kapila V. Output Feedback Control for Spacecraft Formation Flying with Coupled Translation and Attitude Dynamics[C]. Portland: American Control Conference, Jun, 2005: 2419-2426.

[14] 刘智勇, 何英姿. 相对位置和姿态动力学耦合航天器的自抗扰控制器设计[J]. 航天控制, 2010, 28(2): 17-22.

[15] 李九人, 李海洋, 唐国金. 对无控旋转目标逼近的自适应滑膜控制[J]. 宇航学报, 2011, 32(4): 815-821.

[16] 卢伟, 耿云海, 陈雪芹, 等. 在轨服务航天器对目标的相对位姿耦合控制[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 857-865.

[17] 高有涛, 陆宇平, 徐波. 非合作目标编队飞行耦合动力学建模与六自由度模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(2): 159-165.

[18] 荆武兴, 吴瑶华, 王学孝. 关于 Hill 方程的一点思考[J]. 哈尔滨工业大学学报, 1994, 26(2): 120-123.

\*\*\*\*\*

(上接第 7 页)

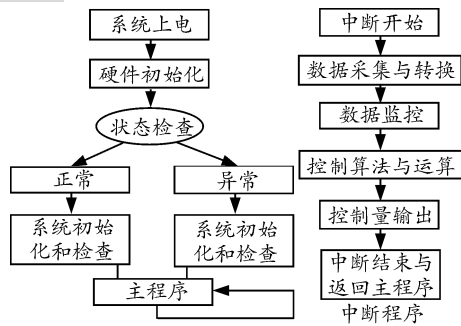


图 6 控制系统软件流程

### 3.3 半实物仿真试验

在发动机控制系统研制现阶段，主要任务是完成其时序起动和功率提取，故进行半实物仿真试验。在仿真试验中，设定转速信号，以及通过仿真软件设定加载和卸载过程，实时的模拟发动机真实试车过程，如图 7、图 8。

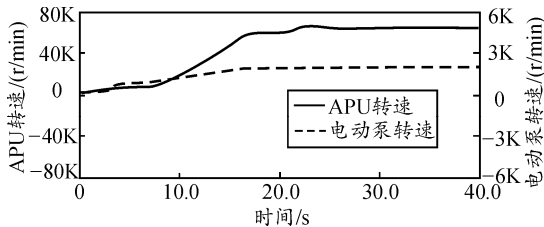


图 7 时序起动控制仿真

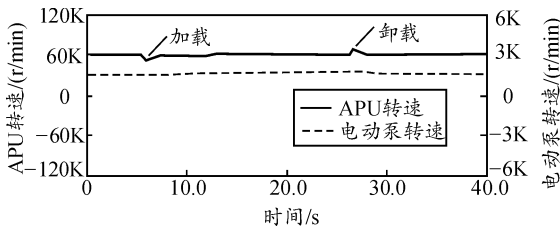


图 8 稳态加载、卸载仿真

半实物仿真试验结果表明：发动机数字电子控制器可以按要求完成时序起动，在闭环过程中没有出现超调，且可以提取功率，没有震荡，从而避免喘振的产生。

### 4 结束语

相对于采用机械液压式的控制器而言，采用数字电子控制器可使发动机推进系统具有更高的性能和控制精度。多次的试验结果表明：该控制系统实时性好，可靠性高，能满足发动机的性能要求。

### 参考文献:

[1] 杨育武. 某型小涡喷发动机数控系统设计及试验[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 526-529.

[2] 贺尔铭. 民用航空发动机控制原理及典型系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 12-76.

[3] 管彦深, 张加桢. 航空动力装置控制(系统部分)[M]. 北京: 国防工业出版社, 1985: 35-78.

[4] 姚华, 王国祥. 航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 247-253.

[5] 许春生, 马乾焯. 航空发动机电子控制[M]. 北京: 中国民航出版社, 1999: 81-83.

[6] 闫咏春, 张绍基, 等. 航空发动机模型参考自适应控制初探[J]. 航空发动机, 2000(2): 52-55.

[7] 张绍基. 航空发动机控制系统的研发与展望[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 375-382.

[8] 金茂贤. 航空发动机先进控制概念及最新进展[J]. 航空科学技术, 2005, 1(3): 24-27.

[9] 类雨鹏. 某型发动机全权限数控系统试飞报告[R]. 西安: 中国试飞院, 2002.

[10] Volponi A J. Gas turbine parameter corrections[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1999, 12(1): 613-621.