

# 火箭末级离轨系统中电动力绳系释放 条件分析与控制设计

张 峰, 王小锭, 王书廷, 吴胜宝, 高朝辉

(中国运载火箭技术研究院研究发展部, 北京 100076)

**摘 要:** 绳系释放过程是电动力绳系火箭末级离轨技术的关键, 开展了绳系释放条件分析及控制方案设计。首先, 基于“珠式”思想, 建立离轨系统绳系释放过程的刚-柔耦合动力学模型。随后, 基于数值仿真开展绳系释放条件分析。仿真结果分析发现, 释放时火箭末级初始姿态对绳系释放稳定性影响较大, 仅靠绳系拉力控制, 系统稳定裕度较小, 很难保证绳系释放稳定性。据此, 进一步提出了一种绳系稳定释放控制方案, 并通过数值仿真验证了控制方案的有效性。

**关键词:** 电动力绳系离轨; 火箭末级; 绳系释放条件; 控制方案设计

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 02-0001-06

## Requirement Analysis and Control Design for Tether Deployment of Electrodynamic Tethered Upper-Stage Deorbit System

ZHANG Feng, WANG Xiaoding, WANG Shuting, WU Shengbao, GAO Zhaohui

(Research and Development Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Tether deployment is key to the electrodynamic tethered deorbit process for the removal of abandoned upper-stages. This paper studies the requirements and control design for the tether deployment phase. Based on "bead" philosophy, a rigid-flexible coupling dynamics is firstly formulated. Further, the requirement analysis of the initial attitude of upper-stage is developed via numerical simulations, which dedicates that the attitude control for the upper-stage is necessary. Then, a control scheme is proposed to ensure a stable deployment. Finally, numerical simulations show the effectiveness of the proposed scheme.

**Key words:** Electrodynamic tethered deorbiting; Upper-stages; Tether deployment requirement; Control scheme design

### 0 引言

空间碎片清理已成为国际航天领域非常关注的重大课题。对于火箭而言, 一子级及助推器在使用后往往采用落区控制<sup>[1]</sup>、伞降<sup>[2]</sup>或主动回收<sup>[3]</sup>

等方式完成回收, 确保不会对大气层内资源造成危害。目前, 对于入轨的火箭末级或上面级, 往往采用主动的推力离轨方法, 这种离轨方式尽管简单有效, 但耗能大、成本较高, 且不利于提升火箭的利用率。相比之下, 随着空间柔性结构技

收稿日期: 2021-01-07; 修日期: 2021-03-02

基金项目: 国家自然科学基金项目 (61703437)

作者简介: 张峰 (1985-), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器与空间机械臂控制。

E-mail: jimmyzf2004@126.com

术的发展,以电动力绳系、增阻帆为代表的被动离轨方式近年来逐渐受到关注。

电动力绳系离轨技术是通过飞行器释放一根千米级的导电绳系,其在地球磁场中运动时,由于切割磁力线而在绳系中产生电动势,当绳系和大气电离层中的自由电子和离子构成闭合回路时,便能在绳系中产生电流,电流和地球磁场相互作用会在绳系上产生洛仑兹力。洛仑兹力与飞行器运动方向相反,形成离轨阻力,实现快速离轨<sup>[4-6]</sup>。与传统使用推进剂进行主动离轨的方式相比,电动力绳系离轨技术不需要或只需很少的推进剂消耗,可以大大减小离轨系统的质量,显著节约发射成本,具有高效率、低质量的优点<sup>[7]</sup>。同时,相较于离轨帆技术受限于飞行器规模及轨道高度,电动力绳系离轨技术适用范围更广,更适用于火箭末级、上面级为代表的大规模飞行器<sup>[8-9]</sup>。

绳系释放阶段是电动力绳系离轨过程的关键阶段,根据事件发生顺序,该过程包含两个子阶段<sup>[10]</sup>:首先是初始弹射段,它是实现载荷分离的必要手段,弹射方向、时机等因素都将对随后的释放过程造成显著影响。其次是主动释放段,弹射后绳系将经过一段时间的飞行,继而进入释放展开阶段。目前绳系释放阶段的研究主要集中在主动释放段,并通过最优控制<sup>[11]</sup>、“拉力与喷气”复合控制策略<sup>[12]</sup>以及“电流与拉力”复合控制策略<sup>[13]</sup>实现绳系的主动释放。余本嵩等<sup>[10]</sup>建立了绳系释放控制过程的半实物仿真验证平台。

然而,针对任务末期的火箭末级或上面级,绳系释放时刻对应的末级姿态并非处于高稳定度的三轴姿态稳定状态,甚至由于姿控系统不再工作,往往处于较差的姿态条件,不利于绳系的稳定释放。因此,有必要开展绳系释放过程对火箭末级初始姿态条件需求分析,并据此有针对性地完成控制策略设计。

基于上述分析,本文针对绳系释放阶段火箭末级姿态开展了需求分析,并研究提出了一种有效的绳系稳定释放控制方案。首先,基于柔性绳系珠点化离散思想,完成绳系末级系统的刚-柔耦合动力学模型,并据此基于数值仿真手段,针对释放阶段火箭末级初始姿态开展需求分析,根据分析结论,设计提出了一种实用性的绳系稳定释放控制方案,并通过数值仿真验证了该方案的有效性。

## 1 绳系释放过程柔性动力学模型

研究火箭末级(R)通过柔性绳系对一质量载荷(M)进行释放,如图1所示。其中, $O_1-XYZ$ 为惯性坐标系,原点为地心 $O_1$ , $X$ 轴指向升交点, $Z$ 轴垂直于赤道平面, $O_2-xyz$ 为轨道坐标系, $x$ 轴由地球质心指向系统质心, $y$ 轴指向系统飞行方向。另外,火箭末级本体坐标系 $O-X_1Y_1Z_1$ 的3轴分别指向箭体的3个惯性主轴。

火箭末级R与质量载荷M的质量分别为 $m_R^0$ 和 $m_M^0$ ,视火箭末级为长度为 $l$ 的圆柱体,其相对质心的转动惯量为 $J$ ,将质量载荷视为质点,由刚度为 $EA$ 、线密度为 $\mu_L$ 、原始长度为 $L$ 的黏弹性柔绳连接。火箭末级设置绳系收放机构用于对绳系进行卷绕收放,不失一般性,该机构置于火箭末级底面中心。

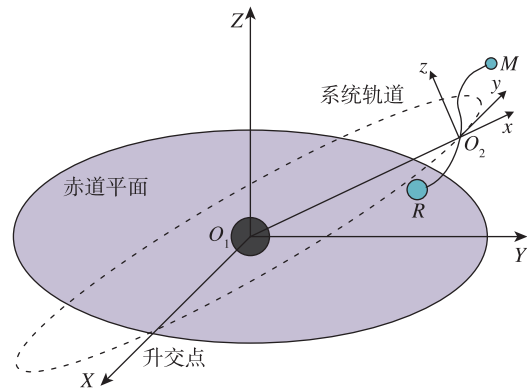


图1 绳系火箭末级刚-柔耦合模型

Fig. 1 Rigid-flexible coupling model for tethered deorbiting upper-stages

基于电动力绳的火箭末级动力学模型主要包含两部分:绳系子系统动力学模型以及火箭末级子系统姿态动力学模型。

### (1) 绳系子系统

为确保较高的模拟精度,本文采用“珠式模型”描述绳系动力学。将柔性绳系均匀分为 $n$ 个质点单元,两端分别与火箭末级和载荷相连,并设绳系质量分布于各质点中心。为便于表述,记火箭末级为结点0,沿火箭末级至载荷方向将绳单元的集中质量点依次记为结点1,2,⋯, $n$ ,记载荷为结点 $n+1$ ,在火箭末级和质量载荷内分别还有 $n_R$ 和 $n_M$ 个绳结点,如图2所示。

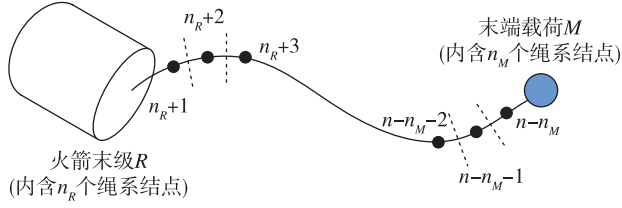


图 2 离散的绳系单元

Fig. 2 Discrete tether nodes

依据牛顿第二定律, 可分别列出火箭末级和质量载荷的质心动力学方程表达式

$$(m_R^0 + m_e n_R) \ddot{\mathbf{r}}_R = \mathbf{F}_R + \mathbf{T}_R + \mathbf{P}_R \quad (1)$$

$$(m_M^0 + m_e n_M) \ddot{\mathbf{r}}_M = \mathbf{F}_M + \mathbf{T}_M + \mathbf{P}_M \quad (2)$$

式中,  $\mathbf{r}_R$ ,  $\mathbf{r}_M$  分别为火箭末级和质量载荷质心的位移矢量, 单位  $m$ ;  $\mathbf{F}_R$ ,  $\mathbf{F}_M$  分别为火箭末级和质量载荷受到的地球万有引力主矢, 单位  $N$ ;  $\mathbf{T}_R$ ,  $\mathbf{T}_M$  分别为火箭末级和质量载荷受到的绳系拉力, 单位  $N$ ;  $\mathbf{P}_R$ ,  $\mathbf{P}_M$  分别为火箭末级和质量载荷受到的外界摄动力, 单位  $N$ 。

火箭末级 (载荷) 外部绳结点的动力学方程为  $m_i \ddot{\mathbf{r}}_i = \mathbf{F}_i + \mathbf{T}_i + \mathbf{P}_i$ ,  $i = n_R + 1, \dots, n - n_M$  (3)

$$\mathbf{T}_i = \mathbf{T}_{i,i-1} + \mathbf{T}_{i,i+1} \quad (4)$$

$$T_{i,i-1} = EA(\eta_{i,i-1} + \alpha_d \dot{\eta}_{i,i-1}) \quad (5)$$

式中,  $\mathbf{T}_{i,i-1}$ ,  $\mathbf{T}_{i,i+1}$  分别表示结点  $i$  的前端结点  $i-1$  和后端结点  $i+1$  对其的拉力, 单位  $N$ ;  $\eta_{i,i-1}$  为结点  $i$  与结点  $i-1$  间的绳系延伸率, 无量纲;  $\mathbf{F}_i$  为各结点受到的万有引力主矢, 单位  $N$ ;  $\mathbf{P}_i$  为各结点受到的外界摄动力, 单位  $N$ ;  $\alpha_d$  为绳系的阻尼耗散因数, 无量纲。

外界摄动力通常包括大气阻尼、引力摄动及由导电绳系切割地球磁感线产生的电动力等, 但由于绳系释放过程远小于系统离轨过程时间, 因此外力摄动的时间累积非常微弱, 故在释放过程不考虑以上外力摄动。

## (2) 火箭末级子系统

为避免奇异性, 采用四元数描述火箭末级姿态, 假设离轨系统运行于一圆轨道, 轨道角速度为  $\omega_O$ , 那么火箭末级本体姿态相对于轨道坐标系的运动学方程可描述为

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{N}(\boldsymbol{\omega} - \mathbf{R}_O^b \boldsymbol{\omega}_O) \quad (6)$$

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中,  $\mathbf{q}$  为火箭末级姿态四元数的矢量部分,  $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ , 无量纲;  $q_0$  为火箭末级姿态四元数的标量部分, 无量纲;  $\boldsymbol{\omega}$  为火箭末级惯性角速度,  $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ , 单位  $\text{rad/s}$ ;  $\boldsymbol{\omega}_O$  为系统轨道角速度矢量,  $\boldsymbol{\omega}_O = [0 \ 0 \ \omega_O]^T$ , 单位  $\text{rad/s}$ ;  $\mathbf{R}_O^b$  为轨道坐标系到火箭末级本体坐标系的坐标旋转矩阵, 由姿态四元数  $\mathbf{q}$  表征, 无量纲。

火箭末级本体姿态相对惯性系的动力学方程可描述为

$$\mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_T \quad (8)$$

$$\mathbf{M}_T = -\mathbf{d} \times \mathbf{T}_{n_R(n_R+1)} \quad (9)$$

式中,  $\mathbf{M}$  为控制力矩,  $\mathbf{M} = [M_x \ M_y \ M_z]^T$ , 单位  $N \cdot m$ ;  $\mathbf{M}_T$  为释放过程中绳系对火箭末级本体的反作用力矩, 单位  $N \cdot m$ ;  $\mathbf{d}$  为绳系释放点相对于火箭末级质心的相对位置矢量, 单位  $m$ ;  $\mathbf{T}_{n_R(n_R+1)}$  为火箭末级与相邻的绳系结点的作用力, 单位  $N$ 。

式 (1) ~ (9) 为描述电动力绳系火箭末级离轨系统绳系释放过程的动力学模型。需要说明的是, 随着绳系收放, 绳结点进入/移出火箭末级本体, 系统自由度随时间变化, 因此该动力学系统为时变的高维刚-柔耦合非线性动力学系统, 需要不断对系统质量阵、阻尼阵和刚度阵以及结点等进行更新。

## 2 绳系释放阶段初始姿态需求分析

为保证绳系释放过程的稳定性, 不仅需要绳系的摆动幅值在合理范围之内, 而且需要火箭末级本体不发生大幅翻转。针对前一需求, 需要通过控制绳系张力来实现, 而针对后一需求, 有必要研究绳系释放初始时刻火箭末级姿态条件, 是否可以不采用主动姿态控制, 即可实现绳系稳定释放。本节即针对这一需求开展分析。

### 2.1 绳系释放控制算法

在主动释放段, 采用常用的 Kissel 控制算法<sup>[6]</sup>对绳系进行释放, 其拉力反馈控制由下式确定  $T(s(t)) = 0.02(s(t) - s_c(t)) + 2\dot{s}(t) + 3m_M^0 s(t) \omega_O^2$  (10)

$$s_c(t) = s_0 + s_f \cdot \left\{ 1 - \exp\left[-t \cdot \frac{\ln(s_f/s_0)}{t_f}\right] \right\} \quad (11)$$

式中,  $s(t)$  为当前火箭末级外部绳系长度, 单位  $m$ ;  $s_c(t)$  为参考绳系长度, 单位  $m$ ;  $s_0$  为初始时刻火箭末级外部绳长, 单位  $m$ ;  $s_f$  为结束时刻火箭末级外部绳长, 单位  $m$ ;  $t_f$  为控制律的控制时

间长度, 单位  $s$ 。

可以看出, Kissel 控制律是一类 PD 控制律, 通过时刻计算出  $s_c(t)$  的数值再代入到拉力  $T(s(t))$  的计算式(10)中, 其中末项  $3m_M^0 s(t)\omega_0^2$  是维持系统静平衡的前馈项。

在调整控制参数时, 为了保持稳定展开, 绳系释放速度不能过大, 应尽量避免绳系拉力的剧烈变化, 并对拉力上限进行限幅以避免绳系冲击和松弛。Kissel 控制律设定的绳系长度变化目标曲线十分光滑, 当释放时间越长时最终的绳系摆幅也更小。

## 2.2 仿真分析

设系统位于 700 km 的赤道圆轨道, 绳系全长 5 km, 刚度  $EA=10^5$  N, 阻尼系数  $\alpha=0.05$ , 载荷质量为 40 kg。设置初始弹射速度 1 m/s, 弹射方向斜向前角度设置为  $\pi/8$  弧度, 取绳系离散单元总数为 10, Kissel 控制律作用时间  $t_f=30\ 000$  s。初始弹射阶段终止时刻为绳系弹射飞行至当地垂线位置。

火箭末级质量为 4 000 kg, 长度为 11 m, 直径为 3.35 m, 转动惯量为

$$J_x = 1.3 \times 10^4 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (12)$$

$$J_y = J_z = 6.5 \times 10^4 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 \quad (13)$$

基于上述控制方案, 通过设置含不同释放初始条件(火箭末级本体纵轴与当地垂线的偏差角  $\theta$  与火箭末级角速度)的仿真工况, 针对释放初始时刻火箭末级姿态需求开展分析。需要说明的是, 在释放过程中, 当火箭末级纵轴与当地垂线的偏角超过  $90^\circ$  时, 易发生绳系缠绕等情况, 进而引起系统失稳, 绳系无法继续释放, 以此作为释放过程稳定与否的依据。

图 3 给出了释放过程中火箭末级纵轴偏离当地垂线的最大值与释放初始时刻火箭末级姿态的变化曲线。其中, 横坐标为初始时刻偏差角  $\theta$ , 对应于初始末级姿态为

$$\mathbf{q}_0 = \left[ \cos \frac{\theta}{2} \quad 0 \quad 0 \quad \sin \frac{\theta}{2} \right]^T \quad (14)$$

通过对仿真结果进行分析可知, 在给定的动力学模型(见第 1 节)以及所关注的边界条件(火箭末级纵轴与当地垂线偏角)下, 绳系释放初始时刻火箭末级的姿态稳定度对绳系释放过程的稳定性影响较大, 若稳定边界条件设定为  $90^\circ$ (火箭

末级纵轴与当地垂线偏角大于  $90^\circ$ , 认为箭体发生大幅翻转, 释放不再稳定), 火箭末级初始稳定度越差, 绳系释放越难以稳定。特别是当火箭末级初始角速度大于  $0.2$  ( $^\circ$ )/s, 无论偏差角多少, 绳系释放过程均无法稳定。因此, 若不对火箭末级进行姿态控制, 系统的稳定裕度很小, 对火箭末级初始姿态要求较高。

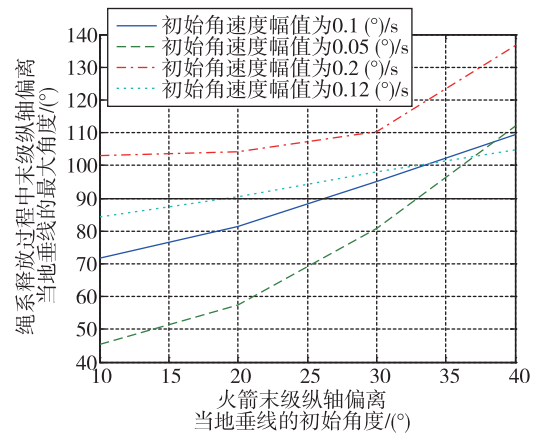


图 3 绳系释放初始时刻对火箭末级姿态需求分析图

Fig. 3 Impact of initial upper-stage attitude on tether deployment stabilization

## 3 控制方案设计与分析

### 3.1 控制方案设计

基于上述分析, 为避免火箭末级初始姿态稳定度对绳系释放形成干扰, 在电动力绳系弹射释放阶段(特别是弹射飞行阶段)有必要对火箭末级进行姿态控制。因此, 针对绳系释放的两个阶段, 提出下述释放控制方案:

1) 绳系初始弹射段: 绳系系统无控, 火箭末级本体进行姿态控制;

2) 绳系主动释放段: 绳系系统采用 Kissel 释放控制律, 火箭末级本体进行姿态控制。

其中, Kissel 控制算法可参见第 2 节, 火箭末级姿态控制算法介绍如下。

火箭末级采用 4 台 300 N+4 台 150 N 喷管配置方案(如图 4 所示)进行姿态控制, 姿控发动机均安装在末级氧化剂箱后短壳上, 其中 4 台 300 N 喷管垂直于火箭末级纵轴、安装在象限线上, 用于俯仰、偏航通道控制; 4 台 150 N 喷管沿切线布局, 靠近 I、III 象限线安装, 用于滚动通道控制, 其中, 1#~4#为 300 N 喷管, 5#~8#为 150 N 喷管。



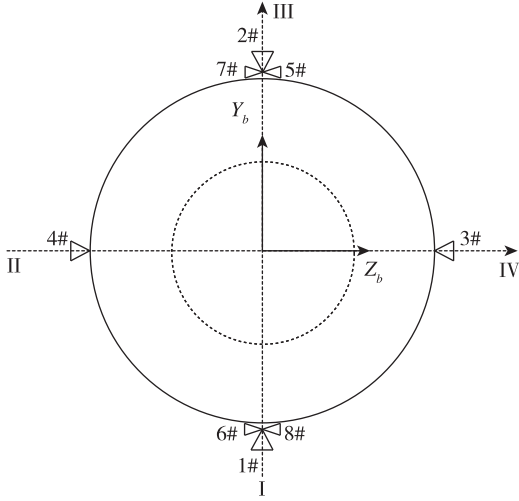


图 4 姿控喷管配置图 (尾视图)  
Fig. 4 RCS configuration (rear view)

喷管开启指令采用相平面控制算法计算, 如下所示

$$k_q = \begin{cases} 1, & e \geq \theta_{Dq} \\ 1, & e \geq (1-h)\theta_{Dq}, \dot{e} < 0 \\ 0, & -\theta_{Dq} < e \leq (1-h)\theta_{Dq}, \dot{e} < 0 \\ 0, & -(1-h)\theta_{Dq} \leq e < \theta_{Dq}, \dot{e} > 0 \\ -1, & e < -(1-h)\theta_{Dq}, \dot{e} > 0 \\ -1, & e \leq -\theta_{Dq} \end{cases} \quad q = \gamma, \psi, \varphi \quad (15)$$

$$e = q + k_{qd}\dot{q}, \quad q = \gamma, \psi, \varphi \quad (16)$$

式中,  $\theta_{Dq}$ ,  $h$  为可调门限参数, 无量纲;  $k_q$  ( $q = \gamma, \psi, \varphi$ ) 为各通道的姿控喷管开启指令, 无量纲;  $k_{qd}$  ( $q = \gamma, \psi, \varphi$ ) 为各通道的角速度反馈系数, 无量纲。

### 3.2 仿真分析

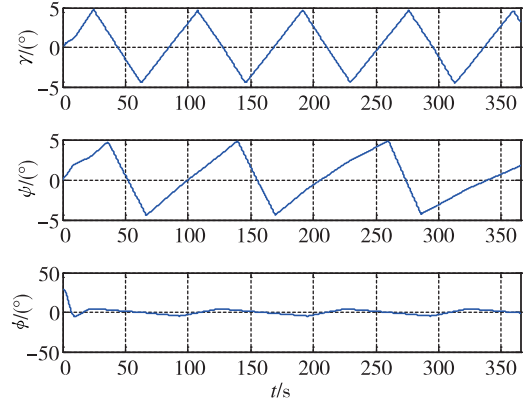
#### 3.2.1 初始弹射段

系统参数设置同前, 并取火箭末级四元数和相对角速度初值为

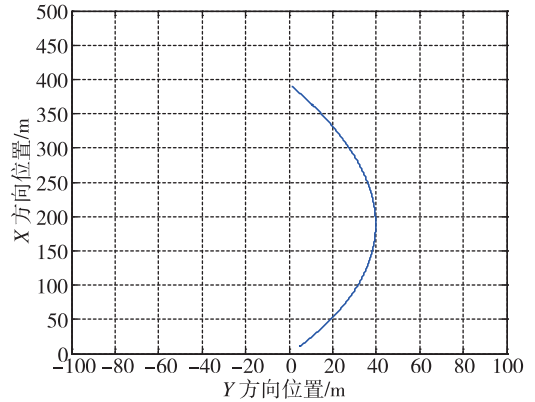
$$\mathbf{q}_0 = \left[ \cos \frac{\pi}{12} \quad 0 \quad 0 \quad \sin \frac{\pi}{12} \right]^T \quad (17)$$

$$\boldsymbol{\omega}_0 = [0.2 \quad 0.2 \quad -0.2]^T (^\circ)/s \quad (18)$$

初始弹射段火箭末级四元数时间历程和末端载荷飞行轨迹在轨道坐标系  $xy$  平面内投影如图 5 所示。通过仿真可以看出, 末端载荷在约 370s 时间内运动至本地垂线位置, 在弹射后火箭末级在姿控作用下能够稳定, 且向目标值迅速趋近。



(a) 火箭末级姿态角变化曲线



(b) 末端载荷在轨道面内运动轨迹

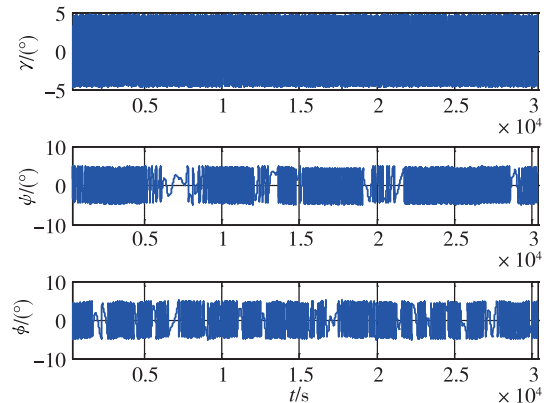
图 5 初始弹射段仿真结果

Fig. 5 Simulation results for initial ejection stage

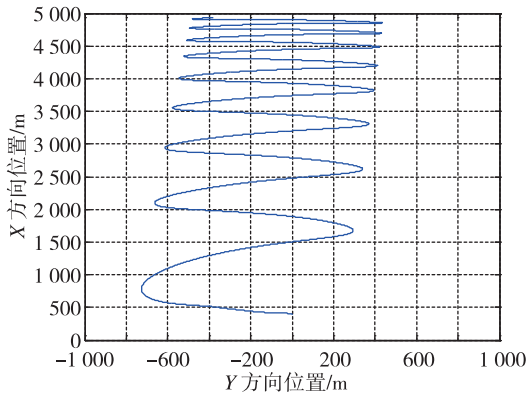
#### 3.2.2 主动释放段

在主动释放过程中限制最大拉力为 2 N, 其他参数设置同上。

主动释放段火箭末级四元数时间历程和载荷飞行轨迹在  $xy$  平面内投影如图 6 所示。图 7 给出了释放过程中火箭末级本体纵轴与地心径间夹角的时间历程。



(a) 火箭末级姿态角变化曲线



(b) 末端载荷在轨道面内运动轨迹

图6 主动释放段仿真结果

Fig. 6 Simulation results for deployment stage

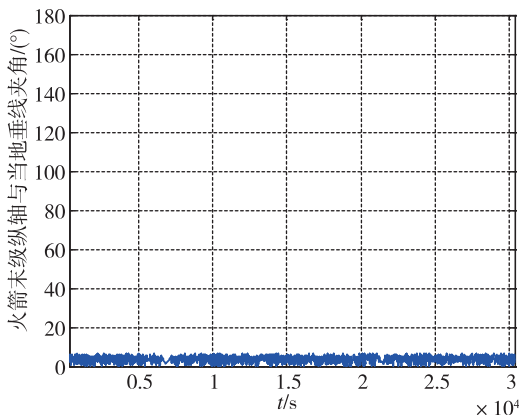


图7 主动释放阶段火箭末级纵轴与当地垂线夹角变化曲线

Fig. 7 Time history of bias angle between longitude and local vertical during deployment stage

通过仿真可以看出,在 Kissel 控制律作用下,绳系在摆动过程中逐步达到全长,经估算摆动幅度范围在  $6^\circ$  左右,同时,火箭末级本体姿态不会发生翻滚,且能够稳定在期望姿态,能够确保绳系释放稳定性。

#### 4 结论

电动力绳系火箭末级离轨技术是一项新颖的离轨技术。本文针对绳系释放阶段,首先建立了绳系系统的刚柔耦合动力学模型。随后,针对释放阶段火箭初始姿态开展需求分析可知,火箭初始姿态对绳系释放稳定性影响较大,若火箭末级在绳系释放过程中不进行姿态控制,系统稳

定裕度很小,仅靠绳系拉力控制,很难保证绳系释放稳定性。据此,进一步提出了一种绳系稳定释放控制方案:在初始弹射段,仅进行火箭末级姿态控制;在绳系主动释放段,不仅火箭末级进行姿态控制,而且绳系采用 Kissel 释放控制律。最后,通过数值仿真验证了控制方案的有效性。

#### 参考文献

- [1] 周天帅,张博俊,周桃.残骸落区对火箭构型影响论证[J].宇航总体技术,2020,4(2):41-45.
- [2] 徐倩,郭凤明,苏玲.运载火箭助推器伞控回收方案及安全性分析[J].宇航总体技术,2017,1(3):9-15.
- [3] 宋征宇,王聪.运载火箭返回着陆在线轨迹规划技术发展[J].宇航总体技术,2019,3(6):1-12.
- [4] Forward R L, Hoyt R P. Application of the terminator tether electrodynamic drag technology to the deorbit of constellation spacecraft [R]. AIAA 98-3491,1998.
- [5] Aslanov V, Yudintsnev V. Dynamics of large space debris removal using tethered space tug[J].Acta Astronautica, 2013, 91(10): 149-156.
- [6] Wen H, Jin D P, Hu H Y. Advances in dynamics and control of tethered satellite systems[J].Acta Mechanica Sinica, 2008, 24(3): 229-241.
- [7] 王小锭,张烽,申麟,等.空间平台电动力绳系离轨装置技术研究[J].空间碎片研究,2020,20(2):22-31.
- [8] 张烽,申麟,吴胜宝,等.电动力绳系离轨技术性能与任务适应性分析[J].导弹与航天运载技术,2017(3): 6-11.
- [9] 王小锭,张烽,董晓琳,等.基于电动力绳的火箭末级离轨系统设计及效能分析[J].导弹与航天运载技术,2018(2):13-19.
- [10] 余本嵩,文浩,金栋平,等.空间电动力绳系统理论与实验研究[J].力学进展,2016,46:226-266.
- [11] Stevens R E, Baker W P. Optimal control of a librating electrodynamic tether performing a multirevolution orbit change[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2009, 32(5): 1497-1507.
- [12] 刘新建,郑杰匀.绳系拖曳离轨模型及脉冲喷气控制策略的可行性[J].宇航总体技术,2017,1(1):13-20.
- [13] 黄静,刘刚,朱东方,等.电动力绳系离轨系统电流与拉力混合展开控制[J].航空学报,2018,39(2):321464.

引用格式:张烽,王小锭,王书廷,等.火箭末级离轨系统中电动力绳系释放条件分析与控制设计[J].宇航总体技术,2021,5(2):1-6.

Citation: Zhang F, Wang X D, Wang S T, et al. Requirement analysis and control design for tether deployment of electrodynamic tethered upper-stage deorbit system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 1-6.