

旋转电动帆推进性能指标分析*

张恒 文浩[†] 罗操群

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘要 电动太阳帆(简称电动帆, E-sail)是一种新兴的利用太阳风动能产生冲力, 实现无工质消耗的空间推进技术. 本文考虑由两颗微小卫星通过导线连接构成的电动帆系统, 关注传统电动帆推力模型研究中忽略的电动帆姿态对推力的影响, 采用旋转电动帆“哑铃”模型假设进行动力学建模. 最后, 针对日心非开普勒轨道环境开展算例仿真, 计入太阳风库仑力摄动的影响, 分析电动帆的推进性能指标. 仿真结果表明, 电动帆推进效率主要由导线长度、导线电势、卫星质量和相对于飞行方向的俯仰角决定.

关键词 电动帆, 推力模型, 太阳风, 库仑力

DOI: 10.6052/1672-6553-2019-018

引言

电动帆的概念首先由芬兰研究员 Janhunen 在地磁帆启发下于 2004 年提出^[1]. 作为一种无工质消耗的空间推进方式, 与地磁帆^[2]不同的是, 电动帆不需要通过构造人工磁场产生推力; 与更为熟知的太阳帆^[3]相比, 电动帆利用与太阳风中高速运动的带电粒子动量交换产生推力, 而不是太阳光压. 电动帆同时具备了比同等性能太阳帆质量轻、推力大、推力衰减慢、姿态易调节等优势. 传统电动帆航天器结构及飞行原理如图 1 所示, 其结构主要由数十上百根长度为 10km 至 20km 的细长导线构成, 形态与传统的绳系卫星相似^[4]. 这些导线通过中心航天器自旋展开, 航天器上加载的电子枪向外喷射电子, 使导线始终处于较高的正电势^[5]. 在导线电场影响范围内, 通过排斥来自太阳风的高速正电粒子实现动量交换, 从而推动航天飞行器完成空间飞行任务.

鉴于这一推进方式在深空探测领域的巨大潜力, 2010 年末, 欧盟组织召开电动帆项目启动会议, 于 2013 年完成了电动帆原理样机 (ESTCube-1 卫星) 的研制^[6,7], 但其在轨工作过程中, 释放导线失败. 美国宇航局 (NASA) 在创新先进概念项目 (NIAC) 资助下开展了电动帆技术的开发与测试工作.

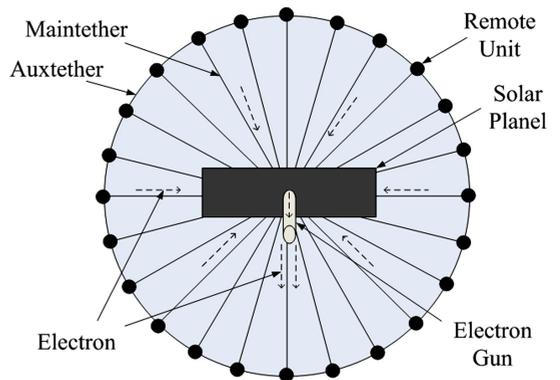


图 1 传统电动帆结构及飞行原理

Fig.1 The structure of traditional electric solar sail and flight principle

其中, 一期“日球层顶静电快速运输系统”(HERTS)计划, 用于太阳风顶层探测^[8]. 2015 年, NASA 授予 Janhunen 团队第二阶段创新先进概念奖, 将电动帆推进技术研究列为二期 NIAC 计划的研究项目之一. 其中, 概念技术示范任务 (TDM) 计划在地球磁层外, 利用两颗微小卫星释放展开总长度为 16km 的导线, 用来验证电动帆航天器推进原理并监测太阳活动对太空环境的影响^[9] (如图 2).

电动帆发展至今, 学者们针对电动帆推力矢量模型和空间任务轨道动力学及控制问题进行了广泛研究. 例如, Mengali 和 Quarta 等人以火星探测和太阳系外探测等任务为背景, 采用间接优化算法对

2018-10-09 收到第 1 稿, 2018-12-01 收到修改稿.

* 国家自然科学基金资助项目 (11772150)

[†] 通讯作者 E-mail: wenhao@nuaa.edu.cn

不同性能等级电动帆的探测轨迹进行优化^[10-12]; Niccolai 等针对日心悬浮非开普勒轨道保持展开研究,对探测日心极地活动具有重要意义^[13,14].但是,以上研究并未考虑电动帆姿态对推力幅值的影响.在国内,也有齐乃明与霍明英等人对电动帆姿轨耦合动力学^[15]和推力模型优化^[16,17]等问题做了深入分析,即针对不同飞行任务的航天器姿态要求,通过反馈线性化求得实现目的姿态所需的控制力矩,采用序列二次规划方法寻优,获得实时导线电压分布策略.但是,为解决更一般性的电动帆控制问题,其飞行原理和推进效率验证、姿态控制器设计和精确推力模型等研究依然必不可少.

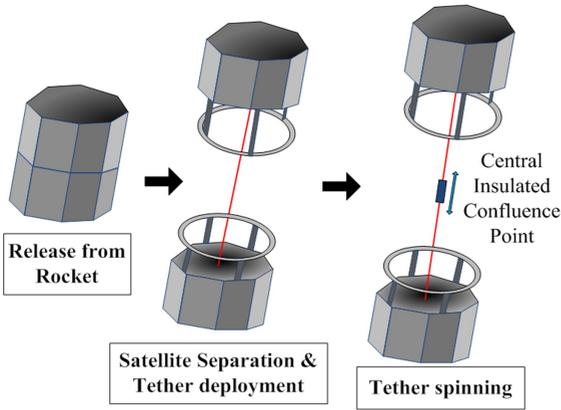


图2 TDM 电动帆概念航天器

Fig.2 TDM spacecraft based on electric solar sail

本文将参照 TDM 任务的实际电动帆航天器结构,研究由两颗微小卫星通过长导线连接构成的电动帆系统.特别地,关注电动帆在运动过程中的自旋运动,考虑传统研究中忽略的电动帆姿态对推力矢量的影响.基于“哑铃”模型进行动力学建模,计入太阳风库仑力摄动影响,以日心非开普勒轨道环境为算例,分析旋转电动帆的推进性能.同时,为电动帆推进技术的后续发展提供一定的理论依据和技术基础.

1 电动帆系统动力学建模

假设电动帆航天器主要由质量为 m_1 和 m_2 的两个微小卫星及连接两卫星的两根质量为 m_i 的均质细长导线构成.其中,导线间通过绝缘中心枢纽连接.本文涉及到的参照坐标系包括 J2000 日心黄道参考系、轨道参考系和体轴参考系,如图 3 所示.其中, J2000 日心黄道参考系 O_1-XYZ 的原点 O_1 位

于太阳中心. X 轴指向历元 J2000 时刻春分点方向, Z 轴垂直于黄道平面并指向黄道北极方向, Y 轴与 X 轴和 Z 轴构成右手正交坐标系.

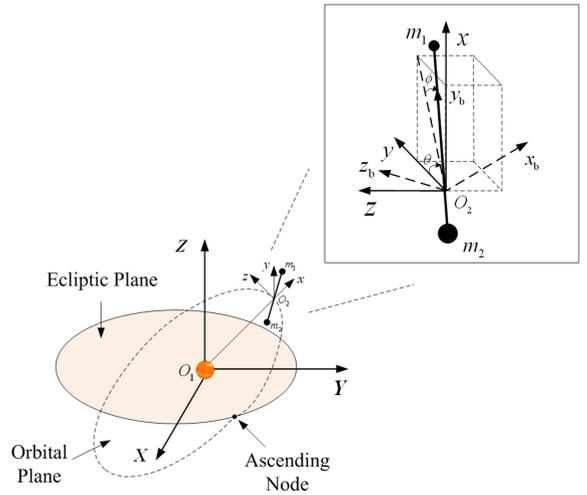


图3 参照坐标系及角参数示意图

Fig.3 Reference frame and angular parameters for dynamic modeling

轨道参考系 O_2-xyz 的原点 O_2 位于系统质心. x 轴由日心指向系统质心方向, y 轴指向系统飞行方向, z 轴由右手螺旋定则确定.

定义系统体轴参考系 $O_3-x_b y_b z_b$ 由轨道坐标系按照图 3 所示先后旋转 θ 和 φ 而得. 三轴分别与系统的三个转动惯量主轴重合, 旋转矩阵由 $A_{b_0}(\theta, \varphi)$ 确定.

航天器在轨运行的同时, 绕系统中心做自旋运动, 并可借助自旋运动进行导线释放. 通过将绝缘中心枢纽设置于导线连接处, 便于向两根导线提供不同的电势. 假设系统总质心始终位于日心轨道上, 且不计导线弹性, 忽略绝缘中心枢纽质量.

针对电动帆在日心轨道上运行的实际情况, 并考虑到导线直径长度仅为 20mm 至 50mm 之间^[18], 因此忽略太阳光压对导线的作用. 综合以上考虑, 基于电动帆“哑铃”模型假设, 将微小卫星视为质点, 考虑导线为质量均匀分布的刚性杆. 在轨道坐标系下, 建立系统动力学方程为:

$$m\mathbf{a}_{\text{total}} = \mathbf{F}_{\text{total}} + \mathbf{G} \quad (1)$$

其中, $m = m_1 + m_2 + 2m_i$ 为系统总质量; \mathbf{G} 表示太阳重力; $\mathbf{F}_{\text{total}} = \mathbf{F}_1 + \mathbf{F}_2$ 为系统受到的推力, 而 \mathbf{F}_1 和 \mathbf{F}_2 分别代表每根导线上产生的推力.

1.1 非奇异轨道动力学方程

当前已知的天体轨道运动描述方法中, 经常采

用经典轨道要素进行建模分析.当轨道存在扰动时,使用欧拉角描述轨道平面,会由于欧拉角的固有奇异性,导致轨道倾角 $i=0$ 或 $i=\pi$, 以及偏心率 $e=0$ (圆轨道) 时,引起某些轨道要素震荡,对方程积分运算产生困难.因此,为了避免这种奇异性,有必要使用一组非奇异轨道要素 $(p, \xi, \eta, h, k, L)^T$ 进行系统轨道动力学分析:

$$\begin{cases} p = a(1 - e^2), \xi = e \cos(\varpi + \Omega), \eta = e \sin(\varpi + \Omega) \\ h = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \cos\Omega, k = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \sin\Omega, L = \Omega + \varpi + \nu \end{cases} \quad (2)$$

其中, $a, e, i, \Omega, \varpi, \nu$ 分别表示系统质心轨道半长轴、轨道偏心率、轨道倾角、升交点黄道经度和近日点幅角和真近点角.

采用 Gauss 形式轨道摄动方程^[19]:

$$\begin{cases} p' = 2w^{-1} p \chi a_y \\ \xi' = \chi \left\{ a_x \sin L + [(w+1) \cos L + \xi] w^{-1} a_y - (h \sin L - k \cos L) w^{-1} \eta a_z \right\} \\ \eta' = \chi \left\{ -a_x \cos L + [(w+1) \sin L + \eta] w^{-1} a_y + (h \sin L - k \cos L) w^{-1} \xi a_z \right\} \\ h' = \chi (2w)^{-1} s^2 a_z \cos L \\ k' = \chi (2w)^{-1} s^2 a_z \sin L \\ L' = w^2 \zeta + w^{-1} \chi (h \sin L - k \cos L) a_z \end{cases} \quad (3)$$

式中,撇号表示对时间 t 的导数; a_x, a_y, a_z 表示摄动加速度在轨道坐标系下,三个主轴方向上的分量;且有

$$w = 1 + \xi \cos L + \eta \sin L, s^2 = 1 + h^2 + k^2 \quad (4)$$

以及

$$\zeta = \sqrt{\mu_s p^{-3}}, \chi = \sqrt{\mu_s^{-1} p} \quad (5)$$

其中, $\mu_s = 1.3275 \times 10^{20}$ 表示太阳引力常数.

通过此种非奇异轨道要素表示的轨道摄动方程,实现了将轨道摄动因素投影到轨道坐标系中 x, y, z 三轴表示.便于研究摄动力下,长时间内轨道要素变化.

1.2 推力矢量模型

基于 Janhunen 等人早期对电动帆工作机理的研究^[20],电动帆航天器单位长度导线产生的推力可表达为:

$$\frac{dF_i}{ds} = 0.18 \max(0, V_i - V_\omega) \left(\frac{r_\oplus}{r}\right) \sqrt{\varepsilon_0 m_p n_0} u_i^T \quad (6)$$

其中, V_i 为第 i 根导线电势,一般几千伏到几十千伏之间; V_ω 为太空中太阳风等离子体与带正电导线相互作用的基础电势; r_\oplus 为地球至太阳的距离, r 为系统质心到太阳的实时距离,即轨道半径; $\varepsilon_0 = 8.854 \times 10^{-12} \text{ F} \cdot \text{m}^{-1}$ 为真空介电常数; $m_p = 1.67 \times 10^{-27} \text{ kg}$ 为太阳风等离子体质量; $n_0 = 7.3 \times 10^6 \text{ m}^{-3}$ 为距离太阳 1AU 时的太阳风粒子浓度; u_i^T 表示太阳风矢量 u 垂直于导线的分量,如图 4 所示,则 u_i^T 在轨道参考系下可被写为:

$$u_i^T = u(s_i \times r) \times s_i = u[r - (s_i \cdot r)s_i] \quad (7)$$

式中, u 为太阳风速度,一般取平均值 $400 \text{ km} \cdot \text{s}^{-1}$; r 为太阳风矢量; s_i 为第 i 根导线的单位方向矢量.由参考系定义可知,太阳风方向矢量 r 在轨道坐标系下写为:

$$r = e_x = [1 \ 0 \ 0]^T \quad (8)$$

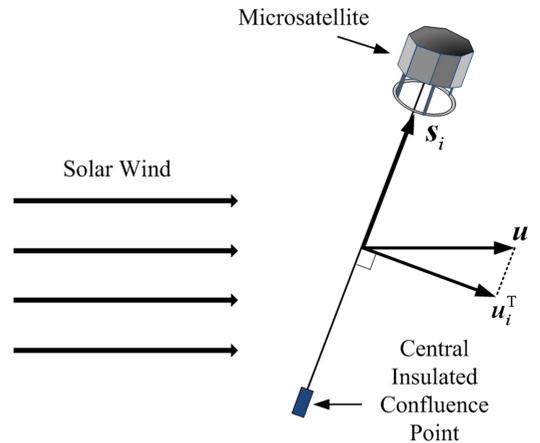


图4 太阳风矢量

Fig.4 Components of solar wind velocity

假设由质量为 m_1 的卫星释放展开的为第 1 根导线,质量为 m_2 的卫星释放展开的为第 2 根导线,则体轴坐标系下导线方向为 $[0 \ 1 \ 0]^T$ 或 $[0 \ -1 \ 0]^T$.根据轨道坐标系至体轴坐标系的旋转矩阵 $A_{bo}(\theta, \varphi)$:

$$A_{bo} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta \cos\varphi & \cos\theta \cos\varphi & -\sin\varphi \\ \sin\theta \sin\varphi & \cos\theta \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix}, A_{ob} = A_{bo}^T \quad (9)$$

导线单位方向矢量 s_i 在轨道坐标系下表示为:

$$s_1 = [\sin\theta \cos\varphi \ \cos\theta \cos\varphi \ -\sin\varphi]^T, s_2 = -s_1 \quad (10)$$

由导线匀质连续性假设,将(6)式在整根导线上积分,得第*i*根导线可产生的推力矢量表达式:

$$\mathbf{F}_i = l\sigma_{\oplus i} \left(\frac{r_{\oplus}}{r} \right) [\mathbf{r} - (\mathbf{s}_i \cdot \mathbf{r})\mathbf{s}_i], \quad i=1,2 \quad (11)$$

其中,*l*为单根导线长度,且有

$$\sigma_{\oplus i} = 0.18 \max(0, V_i - V_{\omega}) u \sqrt{\varepsilon_0 m_p n_0} \quad (12)$$

表示距离太阳 1AU 时,第*i*根电动帆导线单位长度推力 $d\mathbf{F}_i/ds$ 的最大模量.

由(11)和(12)式可以看出,电动帆推力矢量主要由三部分决定,即外部太阳风环境 $u(\varepsilon_0 m_p n_0)^{\frac{1}{2}}$ 项;电动帆系统决定的 *l* 和 $\max(0, V_i - V_{\omega})$ 项;以及电动帆位置及姿态决定的 r_{\oplus}/r 和 $(\mathbf{s}_i \times \mathbf{r}) \times \mathbf{s}_i$ 项.

结合(8)式与(10)式,并由导线对称性可知:

$$\mathbf{r} - (\mathbf{s}_1 \cdot \mathbf{r})\mathbf{s}_1 = \mathbf{r} - (\mathbf{s}_2 \cdot \mathbf{r})\mathbf{s}_2 \quad (13)$$

即太阳风等离子体与两根导线动量交换产生的库仑力矢量方向相同,故结合(11)式,两根导线产生的推力总矢量在轨道坐标系下可表示为:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{\text{total}} = l(\sigma_{\oplus 1} + \sigma_{\oplus 2}) \left(\frac{r_{\oplus}}{r} \right) & \left[(1 - \sin^2 \theta \cos^2 \varphi) \mathbf{e}_x - \right. \\ & \left. - (\sin \theta \cos \theta \cos^2 \varphi) \mathbf{e}_y + \sin \theta \sin \varphi \cos \varphi \mathbf{e}_z \right] \end{aligned} \quad (14)$$

系统整体产生的推力摄动加速度,可由 Newton 第二定律求得:

$$\begin{aligned} \mathbf{a} = \frac{l}{m} (\sigma_{\oplus 1} + \sigma_{\oplus 2}) \left(\frac{r_{\oplus}}{r} \right) & \left[(1 - \sin^2 \theta \cos^2 \varphi) \mathbf{e}_x - \right. \\ & \left. (\sin \theta \cos \theta \cos^2 \varphi) \mathbf{e}_y + \sin \theta \sin \varphi \cos \varphi \mathbf{e}_z \right] \end{aligned} \quad (15)$$

取导线的线密度为 $\rho = 6 \times 10^{-6} \text{ kg} \cdot \text{m}^{-1}$; \mathbf{e}_x 、 \mathbf{e}_y 、 \mathbf{e}_z 表示轨道坐标系对应三轴的单位方向矢量,即分别对应(3)式中,轨道摄动加速度投影到轨道坐标系下的 a_x 、 a_y 、 a_z 分量.

2 仿真算例

为有效评估电动帆推进技术应用于深空探测任务的发展潜力及影响因素,以日心轨道的推进飞行任务为算例,进行动力学仿真,探索改进后的电动帆推力矢量模型的实际推进效率.

其中,主要考虑“哑铃”电动帆系统物理参数和旋转帆面相对于飞行方向的俯仰角 θ 及自旋角 φ 对推力矢量的影响,考虑到工作帆面姿态需要维持稳定,假设帆面法向方向与太阳风方向间角度小于 70° ,即 $\theta \in (-70^\circ, 70^\circ)$.假设由经典轨道要素表

示的轨道初始条件为:

$$\begin{cases} a_0 = R_s + r_0, e_0 = 0^\circ, \Omega_0 = 0^\circ \\ \omega_0 = 0^\circ, \nu_0 = 0^\circ, i_0 = 0^\circ \end{cases} \quad (16)$$

其中, $R_s = 6.955 \times 10^8 \text{ m}$ 为太阳半径; $r_0 = 1 \text{ AU}$ 为初始轨道半径.

2.1 系统物理参数对推进效率的影响

由式(12)和式(15)可知,从电动帆系统来看,单根导线长度 *l*、微小卫星质量 m_i 及导线电势 V_i 对推力摄动加速度大小均有影响.为研究以上物理参数于为期 4 年的推进任务中,对推进效率的影响,固定电动帆姿态为:

$$\begin{cases} \theta = -45^\circ, \theta' = 0 \text{ rad/s} \\ \varphi' = 8 \text{ revs/day} \end{cases} \quad (17)$$

假设微小卫星质量 $m_1 = m_2 = 20 \text{ kg}$, 导线电势 $V_1 = V_2 = 20 \text{ kV}$, 保持其他参数不变,分析单根导线长度 *l* 对推进效率的影响.

图 5 描述了不同导线长度下,系统轨道偏心率及轨道半长轴参数的时间变化历程,可以看出,轨道周期约为 400 天,轨道偏心率呈周期性梯度增长趋势.从仿真结果来看,单根导线长度为 10km 时,最远推进距离为 0.70AU.

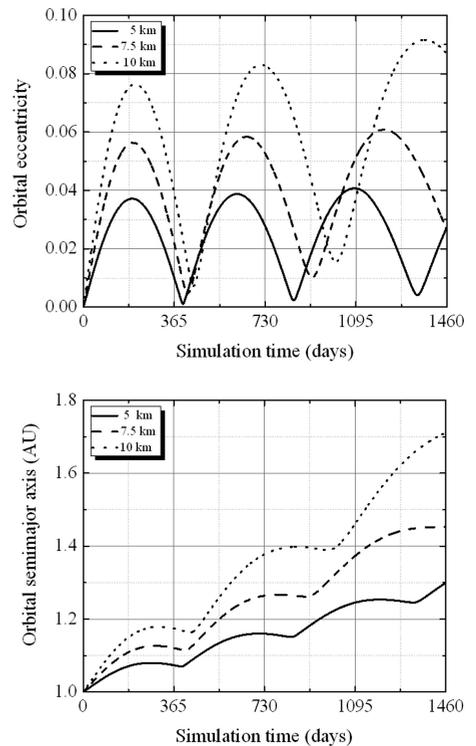


图 5 不同导线长度下的轨道参数变化

Fig.5 Time histories of the orbital elements with different lengths of tether

假设单根导线长度 $l = 10 \text{ km}$, 导线电势 $V_1 = V_2 =$

20kV,保持其他参数不变,分析卫星质量 m_i 对推进效率的影响.

图6描述了不同卫星质量下,系统轨道偏心率及半长轴参数变化.可以看出,当卫星质量 $m_i = 5\text{kg}$ 时,推进距离为 13.71AU,轨道偏心率最高可达 0.73.这与 Mengali 等学者和 NASA 的研究报告中,电动帆推进系统仅需 10 余年即可将航天器带入太阳风顶层的结论基本相符^[21].

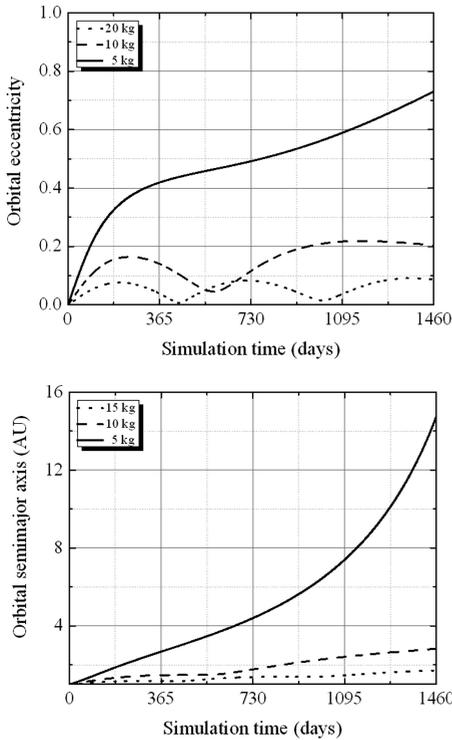


图6 不同卫星质量下的轨道参数变化

Fig.6 Time histories of the orbital elements with different masses of satellite

假设单根导线长度 $l = 10\text{km}$,微小卫星质量 $m_1 = m_2 = 20\text{kg}$,保持其他参数不变,分析导线电势 V_i 对推进效率的影响.

通过图7,对比不同导线电势下,系统轨道偏心率及轨道半长轴参数的时间变化历程.可以看出,导线电势取 40kV 时,系统最远推进距离约为 1.81AU;取 10kV 时,系统最远推进距离约为 0.32AU.由此可见,可以通过调节电子枪的开关和实际功率,实时控制导线电势变化,进而实现推进矢量的幅值及航天器姿态控制,达到实现各种空间飞行任务的目的.

但是,导线长度、导线电势和卫星质量对微小卫星一体化设计和集成度提出了更高要求,同时限制了卫星中加载的电子枪最大功率.若考虑实际工程

中卫星的体积和质量问题,可以通过协调导线长度、导线电势和卫星质量等参数,实现推进效率最大化.

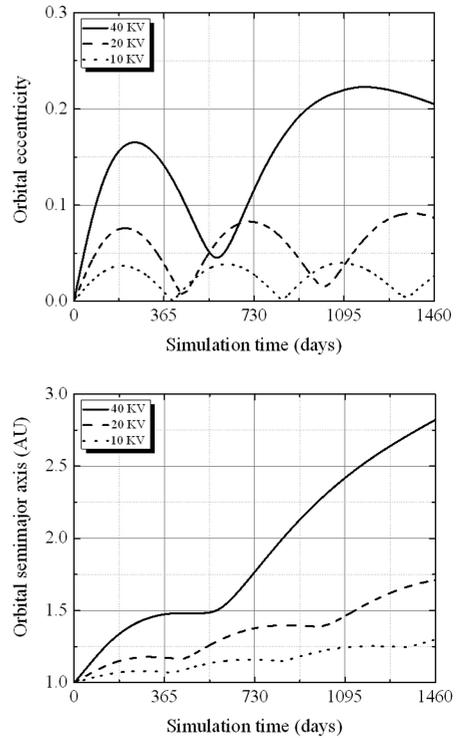


图7 不同导线电势下的轨道参数变化

Fig.7 Time histories of the orbital elements with different voltages of tether

2.2 电动帆姿态对推进效率的影响

电动帆姿态对推力矢量的方向和大小也有影响.为研究航天器姿态于为期 4 年的推进任务中,对推进效率的影响.假设电动帆系统物理参数为:

$$m_1 = m_2 = 20\text{kg}, l = 10\text{km}, V_1 = V_2 = 20\text{kV} \quad (18)$$

保持其他参数不变,分析电动帆航天器相对于飞行方向的俯仰角 θ 对推进效率的影响.

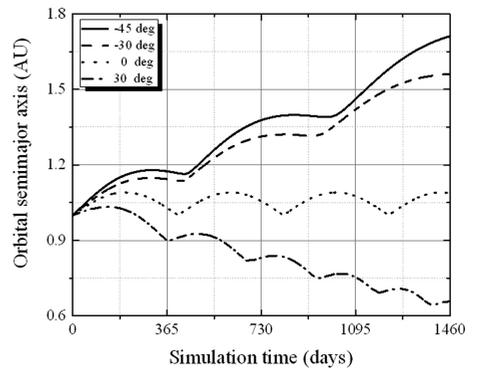


图8 不同俯仰角下的轨道半长轴 (AU)

Fig.8 Time histories of the orbital semimajor axis with different pitch angles

在电动帆系统物理参数不变情况下,决定航天器推进效率的为飞行方向加速度分量 a_y 项,因此,

由式(15)可知,当俯仰角 $\theta \in (-90^\circ, 0^\circ)$ 时,航天器向初始轨道外推进;当 $\theta \in (0^\circ, 90^\circ)$ 时,航天器向初始轨道内推进.在忽略自旋影响下,结合图8和前期 Toivanen 关于帆面稳定性的研究^[22],当俯仰角 $\theta = -45^\circ$ 时, a_y 取最大值,航天器向外推进效率最大;当俯仰角 $\theta = 0^\circ$ 时, a_y 取零,航天器不会推进,并维持在椭圆周期轨道上运转;当俯仰角 $\theta = 45^\circ$ 时, a_y 取最小值,航天器向内推进效率最大.

保持电动帆航天器相对于飞行方向的俯仰角 $\theta = -45^\circ$ 不变,分析电动帆航天器自旋角速率 φ' 对推进效率的影响.

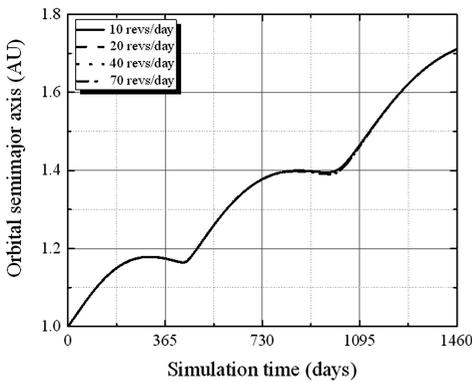


图9 不同自旋角速率下的轨道半长轴(AU)

Fig.9 Time histories of the orbital semimajor axis with different spin rates

图9表示,不同自旋角速率下,轨道参数变化几乎一致,即在长期的飞行任务中,固定航天器俯仰姿态下,自旋角速率对于航天器推进几乎无影响.由此可知,在电动帆自旋状态下,航天器推进效率主要由相对于飞行方向的俯仰角决定.

3 总结

本文以 TDM 空间任务为背景,基于电动帆“哑铃”模型假设,考虑传统电动帆推力模型中忽略的航天器姿态对推力矢量的影响.通过这一改进的推力矢量模型,结合非奇异轨道摄动方程,研究并分析在太阳风库仑力摄动下,电动帆航天器的实际推进效率.其中,系统物理参数和姿态不仅可以改变推力大小,后者还可以改变推力矢量的方向.仿真结果表明,在物理参数方面,卫星质量越大,实际推进效率越低;导线长度及电势越大,推进轨道半长轴和偏心率呈周期性梯度增长趋势,推进效率越高.在姿态方面,相对于飞行方向的俯仰角不仅影响推力大小,同时决定航天器是否推进以及向外或

向内推进,而航天器自旋角速率对推进效率几乎无影响.由于在建模过程中,主要考虑了相对于飞行方向的俯仰和自旋运动.故航天器轨道运动基本维持在初始轨道面内,系统轨道倾角几乎保持不变.这对于太阳系内,如小行星带探索等低倾角轨道飞行任务具有重要意义.

进一步来说,实际电动帆航天器由数目较多的导线和微小卫星构成,其推力完全由导线产生,推力矢量为所有导线叠加的结果,是所有带电导线推力的矢量求和.其建模和分析方法与本文研究的两根对称导线构成的旋转电动帆航天器类似,因此,本文结论对于多导线组合的电动帆结构仍然适用.

参 考 文 献

- 1 Janhun P. Electric sail for spacecraft propulsion. *Journal of Propulsion & Power*, 2004, 20(4): 763~764
- 2 Zubrin R. The use of magnetic sails to escape from low earth orbit. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2013, 46(46): 3~10
- 3 McInnes C R. Solar sailing: technology, dynamics, and mission applications. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2004, 23(4): 768
- 4 余本嵩,文浩,金栋平. 绳系卫星编队动力学及控制研究进展. *动力学与控制学报*, 2015, 13(5): 321~328 (Yu B S, Wen H, Jin D P. Advances in dynamics and control of tethered satellite formations. *Journal of Dynamics and Control*, 2015, 13(5): 321~328 (in Chinese))
- 5 Janhun P. Increased electric sail thrust through removal of trapped shielding electrons by orbit chaotisation due to spacecraft body. *Annales Geophysicae*, 2009, 27(8): 3089~3100
- 6 Janhun P, Toivanen P K, Polkko J, et al. Invited article: Electric solar wind sail: toward test missions. *Review of Scientific Instruments*, 2010, 81(11): 763
- 7 Envall J, Janhun P, Toivanen P, et al. E-sail test payload of ESTCube-1 nanosatellite. *Proceedings of the Estonian Academy of Sciences*, 2014, 63(2S): 210~221
- 8 Wiegmann B M. The heliopause electrostatic rapid transit system (HERTS) design, trades, and analyses performed in the first year of a two year investigation. *NASA Rept*, M16-5048, 2016
- 9 Montalvo C, Wiegmann B. Electric sail space flight dynamics and controls. *Acta Astronautica*, 2018, 148: 268~275
- 10 Quarta A A, Mengali G. Electric sail mission analysis for

- outer solar system exploration. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2010,33(3):740~755
- 11 Mengali G, Quarta A A. Optimal nodal flyby with near-Earth asteroids using electric sail. *Acta Astronautica*, 2014,104(2):450~457
- 12 Quarta A A, Mengali G. Minimum-time trajectories of electric sail with advanced thrust model. *Aerospace Science & Technology*, 2016,55:419~430
- 13 Niccolai L, Quarta A A, Mengali G. Electric sail elliptic displaced orbits with advanced thrust model. *Acta Astronautica*, 2016,138
- 14 Niccolai L, Quarta A A, Mengali G. Electric sail-based displaced orbits with a refined thrust model. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2016,232(3):423~432
- 15 Huo M, Liao H, Liu Y, et al. The coupled orbit-attitude dynamics and control of electric sail in displaced solar orbits. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2017,2017:1~12
- 16 霍明英,齐乃明,刘宇飞等. 电动帆改进推力模型及深空探测性能分析. *动力学与控制学报*, 2018,65(2):59~64 (Huo M Y, Qi N M, Liu Y F, et al. Refined thrust model of electric sail and analysis of deep space detection performance. *Journal of Dynamics and Control*, 2018,65(2):59~64 (in Chinese))
- 17 Huo M, Mengali G, Quarta A A. Electric sail thrust model from a geometrical perspective. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2017,41(3):1~7
- 18 Seppänen H, Kiprich S, Kurppa R, et al. Wire-to-wire bonding of μm -diameter aluminum wires for the electric solar wind sail. *Microelectronic Engineering*, 2011,88(11):3267~3269
- 19 Hintz G R. Survey of orbit element sets. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2015,31(3):785~790
- 20 Toivanen P K, Janhunen P. Spin plane control and thrust vectoring of electric solar wind sail. *Journal of Propulsion & Power*, 2013,29(1):178~185
- 21 Mengali G, Quarta A A, Janhunen P. Electric sail performance analysis. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2008,45(1):122~129
- 22 Toivanen P, Janhunen P, Envall J, et al. Electric solar wind sail control and navigation. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2012,145:275~285

ANALYSIS OF ROTATING ELECTRIC SOLAR SAIL FOR SPACECRAFT PROPULSION*

Zhang Heng Wen Hao[†] Luo Caoqun

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 29 Yudao Street, Nanjing 210016, China)

Abstract The electric solar sail (E-sail) is a new propulsion concept which can extract momentum from the solar wind almost without consuming any propellant. The dynamic characteristics of a E-sail system composed of two microsatellites connected each other by tethers were investigated. The E-sail system was modelled by adopting the dumbbell model assumption accounting for the attitude of electric solar sail, which was neglected in traditional models. Numerical simulations based on heliocentric non-kepler orbits were carried out to evaluate the propulsion performance under the coulomb force from the solar wind. The simulation results indicated that the propulsive efficiency of the E-sail was largely influenced by the lengths and voltages of the tethers, the masses of the satellites and the pitch angle with respect to the flight direction.

Key words electric solar sail, thrust model, solar wind, coulomb force