

## 空间翻滚目标激光消旋概念及天基应用分析

胡朝斌<sup>1</sup>, 金星<sup>2</sup>, 常浩<sup>2</sup>

(1. 探月与航天工程中心, 北京 100089;  
2. 解放军航天工程大学, 北京 101416)

**摘要:** 大量废弃的空间目标在失控状态下, 由于残余角动量以及光压等摄动影响会处于翻滚状态, 对其直接捕获之前进行消旋控制是较为安全的方式。介绍了国内外典型空间目标的消旋操控技术, 提出了空间目标激光小光斑近距离辐照操控消旋的概念, 分析了激光消旋操控的主要特点, 并基于脉冲激光烧蚀冲量耦合效应, 完成了典型柱状空间目标天基激光消旋操控应用分析。分析结果表明: 激光操控方式可精确控制空间目标的运动姿态, 有效降低翻滚空间目标的旋转角速度, 所提出的天基激光操控方式可为翻滚空间目标消旋控制提供一种新的解决方法。

**关键词:** 激光消旋; 空间目标; 天基激光; 激光辐照

**中图分类号:** V416.5; TN249      **文献标志码:** A      **DOI:** 10.3788/IRLA20200203

## Concept of laser de-tumbling and its space-based application for space-based spinning target

Hu Zhaobin<sup>1</sup>, Jin Xing<sup>2</sup>, Chang Hao<sup>2</sup>

(1. Lunar Exploration and Space Engineering Centre, Beijing 100089, China;  
2. Space Engineering University of PLA, Beijing 101416, China)

**Abstract:** As a large number of abandoned space objects are out of control, they will be in a tumbling state due to the perturbation effects, such as residual angular momentum, light pressure and so on. De-tumbling control of the space objects is probably a safer way before directly capturing them. De-tumbling control techniques for typical space objects at home and abroad was introduced, the concept of de-tumbling by close irradiation of laser with a small spot was proposed, and the main characteristics of laser de-tumbling control were also analyzed. Moreover, based on the pulsed laser ablation impulse coupling effect, the concept of space-based laser de-tumbling analysis was carried out with the typical cylindrical space targets. The results indicate that the laser control method can precisely control the motion posture of the space target. The space-based laser control method proposed in this paper can provide a new method for the de-tumbling control of the spinning space target.

**Key words:** laser de-tumbling; space object; space-based laser; laser irradiation

收稿日期: 2020-06-08; 修订日期: 2020-07-09

基金项目: 国家自然科学基金 (11502301)

作者简介: 胡朝斌 (1971-), 男, 高级工程师, 硕士, 主要研究方向为航天发展战略与空间规划、空间碎片、月球与深空探测工程。

Email: huzhb@263.net.cn

## 0 引言

空间碎片是指人类航天活动中产生在空间的各种废弃物,例如,火箭和卫星的部件与喷射物、爆炸和碰撞产生的碎片、其他航天器的废弃物<sup>[1]</sup>。空间碎片主要分布在 1 200 km 以下低轨区域,轨道为小偏心率和较大倾角。随着人类航天活动的不断增加,空间碎片的数量也在迅速增加,对空间站、飞船和卫星等造成严重的撞击威胁<sup>[2]</sup>。空间碎片对航天器撞击的影响,已成为影响航天器寿命的主要因素之一,因此,空间碎片的主要移除技术是国内外航天领域的研究热点<sup>[3]</sup>。国内外学者提出了多种可能的解决办法,比如通过机械臂抓捕<sup>[4]</sup>、飞网网捕<sup>[5]</sup>、太阳能帆阻力增加<sup>[6]</sup>、电力缆绳<sup>[7]</sup>等多种方法解决空间碎片危害。但是,大量空间碎片目标由于残余角动量,以及重力梯度、光压摄动等影响,且自身已丧失姿态调整能力,往往会出现自由翻滚运动<sup>[8]</sup>。因此,针对这类非合作的空间碎片目标在轨捕获清除难度极大,一种可行的思路是在空间碎片目标捕获前进行消旋处理,即对空间碎片的自由翻滚运动进行减速处理,直至其处于静止状态,再利用机械臂等方式进行直接捕获,从而进行清除。在空间碎片目标捕获前进行消旋处理,能够有效提高抓捕控制效率、避免飞网缠绕等诸多优势,因此翻滚空间目标的消旋研究已经成为空间碎片清除的一个关键环节<sup>[9]</sup>。

20 世纪 90 年代,美国 NASA 率先提出了激光清除空间碎片的概念,主要利用激光烧蚀冲量耦合效

应,使空间碎片减速降轨进入大气层烧毁达到清除的目的<sup>[10]</sup>。在激光烧蚀冲量耦合效应基础上,英国 Strathclyde 大学先进空间概念实验室 Massimo 等人<sup>[11]</sup>提出了激光消旋概念,利用天基激光烧蚀消旋系统近距离对失效废弃物进行消旋操控,并基于目标姿态动力学仿真验证了激光消旋的可行性。

文中首先针对翻滚空间目标消旋问题开展综述,介绍了接触式和非接触式两种消旋技术;在此基础上,介绍了激光消旋翻滚空间目标的概念及主要特点,最后,以典型圆柱体空间目标为例,基于激光烧蚀力和激光烧蚀力矩分析,以及天基激光平台与空间目标飞行轨道动力学基本方程,仿真分析了激光消旋效果,验证了天基激光消旋的基本可行性。

## 1 翻滚空间目标消旋技术发展现状

目前对于空间碎片消旋处理方法,分为接触式和非接触式两种。典型的接触式方法主要是减速刷、弹性小球碰撞消旋;典型的非接触式方法主要有电磁力、离子束等。日本国家航空航天实验室的 Satomi 等人<sup>[12]</sup>,提出了一种机械脉冲力消旋的方法,具体如图 1 所示,其原理是利用弹性小球碰撞方式,施加重复机械脉冲力以减小在轨非合作目标的角动量,仿真结果显示在施加一系列机械脉冲力后,可有效减小目标章动或滚转运动。尽管机械脉冲力可以提供很好的消旋效果,但是增加了与空间目标碰撞产生二次碎片的风险,且施加机械脉冲力后自身平台姿态也会受一定的影响。

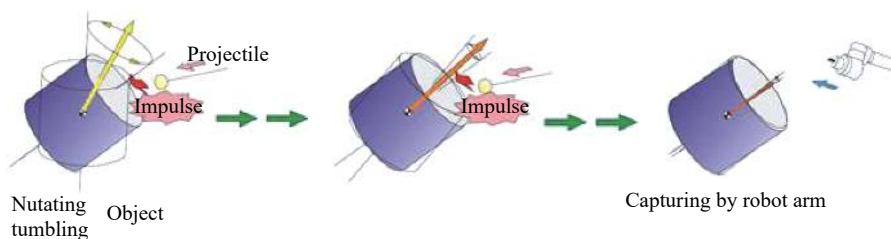


图 1 施加机械脉冲力示意图

Fig.1 Schematic diagram of applied mechanical pulse force

JAXA 的 Shin-Ichiro 和 Satomi<sup>[13]</sup>提出了一种利用 PTF 材质柔性毛刷降低空间碎片自旋速度的方法,实物图如图 2 所示,目的是将 3~30 (°)/s 自旋的空间非合作目标的旋转速度降低到 3 (°)/s 以下,以方便进行下一步的空间碎片抓捕,通过控制机械臂末端的弹

性毛刷与空间非合作目标表面进行接触,利用摩擦阻力衰减目标自旋速度。

可以看出,接触式消旋技术不仅容易对自身平台产生影响,导致平台姿态失稳,而且,接触式方式容易在消旋过程中产生二次碎片,因此,接触式消旋技术



图 2 毛刷实物图

Fig.2 Actual picture of brush

需要克服上述难题才能进一步走向工程应用。

对于典型非接触式消旋技术而言,西班牙马德里科技大学的 Bombardelli 和 Pelaez<sup>[14]</sup> 提出了一种利用推进器喷射的离子束进行消旋的概念,如图 3 所示,在航天器上安装两个离子束推力器,其中一个推力器通过喷射的离子束进行空间碎片消旋,另一个推力器负责稳定航天器自身的姿态。通过离子束冲击空间碎片来进行动量交换的方法进行消旋操作,该方法同时可以对空间碎片进行降轨清除。

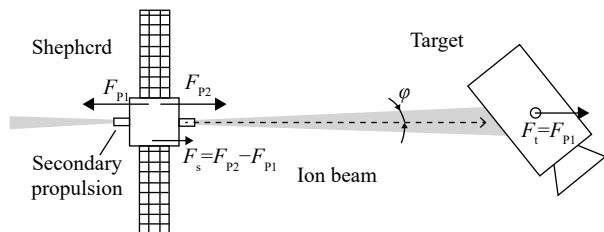


图 3 离子束消旋示意图

Fig.3 Diagram of ion beam de-tumbling

日本东北大学的 Fumihito、Satoko 等人<sup>[15]</sup> 提出了一种利用涡电流对空间碎片进行消旋的方法,如图 4 所示,通过将线圈置于机械臂执行端,线圈产生磁场,多数失效卫星等空间碎片由于具有导电性且相对于产生的磁场具有相对速度,因此目标碎片表面切割磁感线产生涡电流,涡电流和磁场的相互作用产生阻力矩,以此衰减目标卫星的旋转速度。由于该方法实施的前提是目标碎片具有导电性,因此对空间碎片的材质有一定要求,不具备普遍适用性。

英国南安普顿大学的 Gomez 和 Walker<sup>[16]</sup> 提出了一种涡电流制动系统对废弃目标进行消旋,如图 5 所示,通过涡电流消旋过程中产生的不均匀磁场进行目标操控,并分析了线圈距离目标不同距离时的消旋效果。

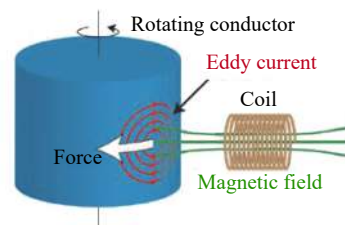


图 4 涡电流消旋原理图

Fig.4 Schematic diagram of eddy current de-tumbling

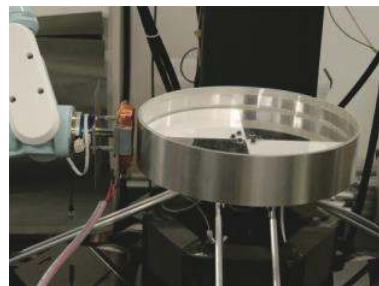


图 5 涡电流制动系统

Fig.5 Eddy current braking system

国内哈尔滨工业大学的赵一鸣<sup>[17]</sup> 研究了基于库仑力的非接触消旋技术,如图 6 所示,通过追踪航天器向目标碎片发射电子使其带负电荷,该航天器同时可以向空间喷射正离子或者电子以达到控制自身带电荷的正负和电荷量的目的。带有负电荷的空间非合作目标由于自旋和形状的不规则,使得电荷不均匀分布在其表面,当其在追踪航天器形成的电场中自旋时,受到库仑力产生的阻力矩作用,使旋转速度得到衰减。

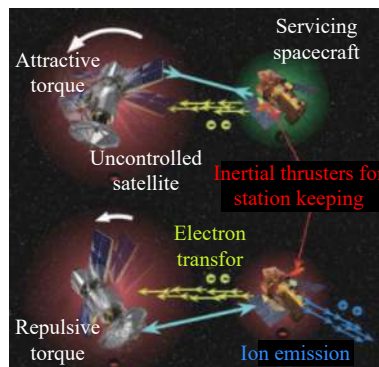


图 6 静电消旋示意图

Fig.6 Schematic diagram of electrostatic racemization

综上所述,非接触式消旋的方法有效减少了碰撞风险,在安全距离外即可进行消旋,但是静电、电磁消旋对空间碎片的材料有一定的要求,如电磁消旋的目

标必须是铝合金等导电材料等,因而也具有一定的局限性。在非接触式消旋方法中,激光烧蚀作用产生烧蚀力和力矩使空间目标消旋作为一种新的概念也引起了学者的关注。2015年,美国 Maryland 大学的 Kumar 等<sup>[18]</sup>团队对激光烧蚀消旋方法开展了初步分析(图 7),利用激光烧蚀消旋系统近距离对失效火箭典型圆柱体废弃物进行消旋操控,采用碎片姿态动力学和运动学方法仿真研究表明,当圆柱体轴向、径向角速度为 1、10 (°)/s,冲量耦合系数为 21 μN·s/J 的条件下,利用 250 W 平均功率的激光,在 2.5 d 内能够对碎片进行消旋,验证了激光消旋的可行性。

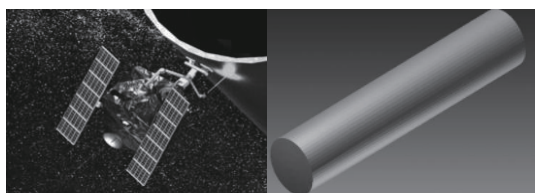


图 7 激光烧蚀消旋系统及典型废弃目标形状

Fig.7 Laser ablation de-tumbling system and typical abandoned target shape

## 2 激光消旋翻滚空间目标概念

激光消旋翻滚空间目标利用脉冲激光烧蚀冲量耦合效应,英国 Strathclyde 大学先进空间概念实验室 Massimo 等<sup>[11]</sup>给出了天基激光近距离消旋的概念图示意,如图 8 所示,具体为:采用小光斑点覆盖方式,辐照并烧蚀空间碎片表面局部一点,产生激光烧蚀力的力矩。在激光卫星平台近距离伴飞下,在目标旋转运动状态可辨识状态下,对较大尺寸空间碎片进行激光操控,目的是利用激光烧蚀力所产生的力矩,操控碎片的运动姿态。

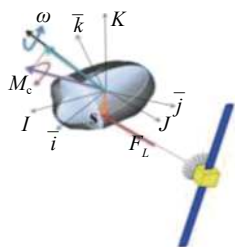
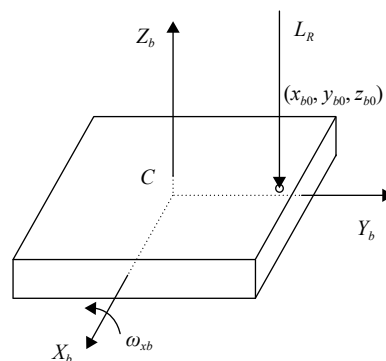


图 8 天基激光消旋概念示意图

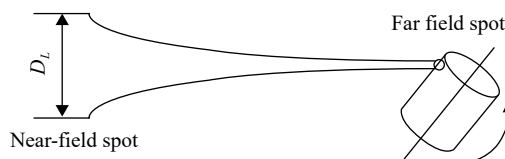
Fig.8 Schematic diagram of space-based laser de-tumbling concept

以薄板碎片为例,说明激光操控消旋的主要特点。图 9(a)所示为薄板碎片,质心为 C,以质心为原点

建立体固联坐标系  $X_b Y_b Z_b$ ,  $(a, b, c)$  为碎片沿着  $X_b$  轴、 $Y_b$  轴和  $Z_b$  轴的尺寸,薄板碎片围绕  $X_b$  轴的转动角速度为  $\omega_{xb}$ ,为了消减角速度  $\omega_{xb}$ ,施加激光烧蚀力(激光辐照方向为  $L_R$ ),使其所产生的激光烧蚀力的力矩与角速度  $\omega_{xb}$  方向相反,激光辐照点为  $(x_{b0}, y_{b0}, z_{b0})$ 。其中,“近距离”是指平台在近距离伴飞,能够辨识碎片姿态运动状态,并且按照所产生的反向力矩要求,施加激光烧蚀力。例如,在施加激光烧蚀力之前,能够辨识碎片的角速度  $\omega_{xb}$  的方向,根据碎片转动特点,施加激光烧蚀力,使得碎片获得反向角速度,达到降低碎片角速度的目的。“小光斑”是指激光光斑尺寸远小于碎片表面的几何尺寸。例如,激光光斑半径  $r_L$ ,满足  $r_L \ll a$  和  $r_L \ll b$ 。“点覆盖”是指激光光斑尺寸远小于碎片表面几何尺寸,激光光斑尺寸相对碎片几何尺寸可忽略不计,认为激光光斑作用在碎片表面一点上。图 9(b)为近距离、小光斑、点覆盖激光操控典型圆柱体碎片目标方式的概念,主要特点是近距离发射激光,采用小光斑点覆盖方式,辐照并烧蚀空间碎片表面局部一点,使得所形成激光烧蚀力对其质心产生激光烧蚀力矩,主要应用场景是,在天基激光平台近距离伴飞下,在对碎片旋转运动状态可识别的基础上,对较大尺寸空间目标进行激光操控消旋。



(a) 小光斑、点覆盖激光操控  
(a) Small spot, point coverage laser control



(b) 近距离、小光斑、点覆盖激光操控消旋方式概念  
(b) Concept of close-range, small spot and point coverage laser control

图 9 激光消旋概念特点及概念示意

Fig.9 Concept characteristics and its diagram of laser de-tumbling

### 3 天基激光操控消旋应用分析

在激光操控空间碎片的运动姿态中,是采用小光斑激光、点覆盖碎片表面局部一点情况下进行的,激光烧蚀力产生对碎片质心的力矩,所以,激光烧蚀力的力矩影响碎片运动姿态,并且激光烧蚀力还影响目标的运动轨道。在给出有无激光烧蚀力作用下的轨道分析方法的基础上,以典型圆柱体碎片为例,提出激光烧蚀力作用下的空间碎片运动姿态分析方法,并建立了天基激光平台消旋碎片目标分析方法,进一步分析典型碎片姿态运动和轨道运动的变化规律。

#### 3.1 激光烧蚀力和力矩

图 10 所示为圆柱体碎片的底面半径为  $R$ , 高度为  $H$ , 质心为  $C$ , 在体固联坐标系  $X_b Y_b Z_b$  中(以质心为原点), 碎片平台位置矢量为  $\mathbf{r}_{DS, X_b}$ , 激光辐照点为  $\mathbf{r}_{b0} = (x_{b0}, y_{b0}, z_{b0})^T$ , 由于碎片存在初始角速度  $\omega_{xb,0}$ , 利用激光烧蚀力施加反向力矩以达到降低转动角速度的目的。

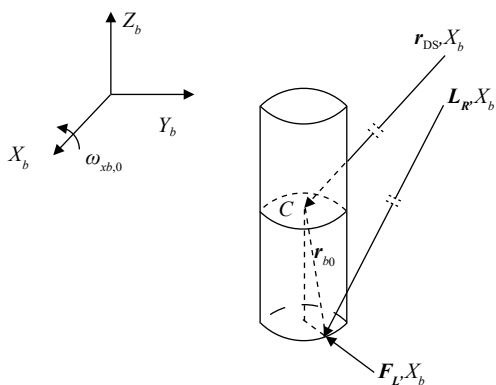


图 10 圆柱体碎片的激光辐照方向与激光烧蚀力方向

Fig.10 Laser irradiation direction and laser ablation force direction with cylindrical debris

激光辐照方向矢量  $\mathbf{L}_{R, X_b}$  为:

$$\mathbf{L}_{R, X_b} = \mathbf{r}_{DS, X_b} + \mathbf{r}_{b0} \quad (1)$$

在赤道惯性坐标系  $XYZ$  中, 在任意时刻, 空间碎片位置矢量为  $\mathbf{r}_{deb, X} = (r_{deb, x}, r_{deb, y}, r_{deb, z})^T$ , 空间平台位置矢量为  $\mathbf{r}_{sta, X} = (r_{sta, x}, r_{sta, y}, r_{sta, z})^T$ , 碎片平台位置矢量为:

$$\mathbf{r}_{DS, X} = \mathbf{r}_{deb, X} - \mathbf{r}_{sta, X} = \begin{bmatrix} r_{deb, x} - r_{sta, x} \\ r_{deb, y} - r_{sta, y} \\ r_{deb, z} - r_{sta, z} \end{bmatrix} \quad (2)$$

在体固联坐标系  $X_b Y_b Z_b$  中, 碎片平台位置矢量  $\mathbf{r}_{DS, X_b}$  为:

$$\mathbf{r}_{DS, X_b} = \mathbf{Q}_{X_b, X} \mathbf{r}_{DS, X} \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{Q}_{X_b, X}$  为用欧拉角表示的坐标旋转变换矩阵。

激光辐照方向矢量  $\mathbf{L}_{R, X_b}$  为:

$$\mathbf{L}_{R, X_b} = \mathbf{r}_{DS, X_b} + \mathbf{r}_{b0} = \mathbf{Q}_{X_b, X} \mathbf{r}_{DS, X} + \mathbf{r}_{b0} \quad (4)$$

在激光辐照点  $\mathbf{r}_{b0} = (x_{b0}, y_{b0}, z_{b0})^T$  处, 圆柱体表面法向单位矢量  $\hat{\mathbf{n}}_{X_b} = (\hat{n}_{xb}, \hat{n}_{yb}, \hat{n}_{zb})^T$  为:

$$\hat{\mathbf{n}}_{X_b} = (x_{b0}/R, y_{b0}/R, 0)^T \quad (5)$$

激光辐照方向矢量为  $\mathbf{L}_{R, X_b} = (L_{R, xb}, L_{R, yb}, L_{R, zb})^T$ , 激光能够辐照点  $\mathbf{r}_{b0} = (x_{b0}, y_{b0}, z_{b0})^T$  的条件为:

$$\hat{\mathbf{n}}_{X_b} \cdot \mathbf{L}_{R, X_b} = \frac{x_{b0}}{R} L_{R, xb} + \frac{y_{b0}}{R} L_{R, yb} < 0 \quad (6)$$

单脉冲激光烧蚀冲量为:

$$\mathbf{F}_{L, X_b} \tau'_L = -C_m I_L \tau_L A_L |\cos(\hat{\mathbf{n}}_{X_b}, \mathbf{L}_{R, X_b})| \hat{\mathbf{n}}_{X_b} \quad (7)$$

式中:  $\mathbf{F}_{L, X_b}$  为单脉冲平均激光烧蚀力;  $C_m$  为碎片材料的冲量耦合系数;  $I_L$  为激光功率密度;  $\tau_L$  为激光脉宽;  $\tau'_L$  为激光烧蚀力的作用时间;  $r_L$  为激光光斑半径; 激光光斑的横截面面积为  $A_L = \pi r_L^2$ ;  $R, H$  分别为圆柱体的半径和高, 并且  $r_L \ll R$  和  $r_L \ll H$ 。

碎片目标单位质量的激光烧蚀冲量为:

$$\mathbf{f}_{L, X_b} \tau'_L = -\frac{C_m I_L \tau_L A_L |\cos(\hat{\mathbf{n}}_{X_b}, \mathbf{L}_{R, X_b})|}{\pi R^2 H \rho} \hat{\mathbf{n}}_{X_b} \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{f}_{L, X_b}$  为碎片目标单位质量的激光烧蚀力;  $\rho$  为碎片材料密度。

单脉冲激光烧蚀冲量矩(激光烧蚀冲量  $\mathbf{F}_{L, X_b} \tau'_L$  的冲量矩)为:

$$\mathbf{L}_{X_b} \tau'_L = \mathbf{r}_{b0} \times (\mathbf{F}_{L, X_b} \tau'_L) \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{L}_{X_b} = \mathbf{r}_{b0} \times \mathbf{F}_{L, X_b}$  表示单脉冲激光烧蚀力矩。

#### 3.2 有激光烧蚀力时碎片目标运动轨道分析方法

已知空间碎片轨道参数为  $(a, e, i, \Omega, \omega, M)$ , 分别为轨道半长轴、偏心率、倾角、升交点赤经、近地点幅角、平近角, 在小偏心率条件下, 以轨道参数  $(a, i, \Omega, \xi = e \sin \omega, \eta = e \cos \omega, \lambda = M + \omega)$  表示。在坐标系  $STW$  中, 空间碎片的单位质量激光烧蚀力为  $\mathbf{f}_{L, S} = (f_{L, S}, f_{L, T}, f_{L, W})^T$ , 激光烧蚀力作用时间为  $\tau'_L$ , 碎片目标单位质量激光烧蚀产生的速度增量为:

$$\begin{cases} \Delta v_{L, S} = f_{L, S} \tau'_L \\ \Delta v_{L, T} = f_{L, T} \tau'_L \\ \Delta v_{L, W} = f_{L, W} \tau'_L \end{cases} \quad (10)$$

式中: 碎片单位质量的激光烧蚀冲量为  $\mathbf{f}_{L, S} \tau'_L = (f_{L, S} \tau'_L, f_{L, T} \tau'_L, f_{L, W} \tau'_L)^T$ 。

如果认为激光烧蚀力瞬间作用,在该时刻轨道参数改变量为:

$$\Delta a = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \left[ \Delta v_{L,S}(e \sin f) + \Delta v_{L,T} \left( \frac{p}{r} \right) \right] \quad (11)$$

$$\Delta i = \frac{r \cos u}{na^2 \sqrt{1-e^2}} \Delta v_{L,W} \quad (12)$$

$$\Delta \Omega = \frac{r \sin u}{na^2 \sqrt{1-e^2} \sin i} \Delta v_{L,W} \quad (13)$$

$$\Delta \xi = -\eta \cos i \Delta \Omega + \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[ \begin{array}{l} -\Delta v_{L,S} \cos u + \Delta v_{L,T} (\sin u + \sin \tilde{u}) \\ + \Delta v_{L,T} \frac{\eta(e \sin E)}{\sqrt{1-e^2}(1 + \sqrt{1-e^2})} \end{array} \right] \quad (14)$$

$$\Delta \eta = \xi \cos i \Delta \Omega + \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[ \begin{array}{l} \Delta v_{L,S} \sin u + \Delta v_{L,T} (\cos u + \cos \tilde{u}) \\ - \Delta v_{L,T} \frac{\xi(e \sin E)}{\sqrt{1-e^2}(1 + \sqrt{1-e^2})} \end{array} \right] \quad (15)$$

$$\Delta \lambda = n\tau'_L - \cos i \Delta \Omega - \frac{2r}{na^2} \Delta v_{L,S} + \frac{\sqrt{1-e^2}}{na(1 + \sqrt{1-e^2})} [-\Delta v_{L,S}(e \cos f) + \Delta v_{L,T} \left( 1 + \frac{r}{p} \right) (e \sin f)] \quad (16)$$

式中:  $p = a(1 - e^2)$ ;  $u = \omega + f$ ;  $\tilde{u} = \omega + E$ ;  $n$  为平均角速度;  $E$  为偏近点角。

### 3.3 无激光烧蚀力时碎片目标运动轨道分析方法

只有地球中心引力场作用,无激光烧蚀力作用时,根据碎片轨道摄动方程,可得:

$$\frac{d\lambda}{dt} = n \quad (17)$$

即轨道参数  $(a, i, \Omega, \xi = e \sin \omega, \eta = e \cos \omega, \lambda = M + \omega)$  中,只有  $\lambda$  变化,具体为:

$$\lambda = \lambda_0 + n(t - t_0) \quad (18)$$

式中:  $t = t_0$  时,初始条件为  $\lambda = \lambda_0$ 。

在给定  $(\xi, \eta, \lambda)$  条件下,根据开普勒方程迭代求解  $\tilde{u}$ ,并进而计算  $\sin \tilde{u}$  和  $\cos \tilde{u}$ 。采用迭代方法求解开普勒方程时可令:

$$\tilde{u} = \lambda + \eta \sin \tilde{u} - \xi \cos \tilde{u} \quad (19)$$

### 3.4 激光操控窗口和判据

在赤道惯性坐标系  $XYZ$  中,空间碎片目标位置矢量为  $\mathbf{r}_{deb,X} = (r_{deb,x}, r_{deb,y}, r_{deb,z})^T$ ,空间平台速度矢量为  $\mathbf{v}_{sta,X} = (v_{sta,x}, v_{sta,y}, v_{sta,z})^T$ ,空间平台位置矢量为  $\mathbf{r}_{sta,X} = (r_{sta,x},$

$r_{sta,y}, r_{sta,z})^T$ ,碎片与平台位置矢量为  $\mathbf{r}_{DS,X} = \mathbf{r}_{deb,X} - \mathbf{r}_{sta,X}$ ,激光操控窗口和判据为:

$$r_{DS,X} \leq r_{L,max} \quad (20)$$

$$\begin{cases} \gamma_{L,max} \geq \arccos \frac{\mathbf{v}_{sta,X} \cdot \mathbf{r}_{DS,X}}{|\mathbf{v}_{sta,X}| |\mathbf{r}_{DS,X}|} \\ \frac{\mathbf{v}_{sta,X} \cdot \mathbf{r}_{DS,X}}{|\mathbf{v}_{sta,X}| |\mathbf{r}_{DS,X}|} \geq 0 \end{cases} \quad (21)$$

$$r_{DS,X} \geq r_{DS,min} \quad (22)$$

式中:  $r_{L,max}$  为最大激光作用距离,  $0 \leq \gamma_{L,max} < \pi/2$  为最大激光发射角(激光辐照方向与平台当地速度方向之间夹角)。天基平台操控空间目标需要满足以下条件<sup>[19-20]</sup>: (1) 探测、捕获、跟踪、瞄准、发射等综合能力的要求; (2) 碎片在平台前方运动且在激光发射角以内的要求; (3) 碎片与天基平台防止碰撞的要求。

### 3.5 计算分析

假设天基平台激光的重频为 10 Hz,脉宽为 10 ns,激光烧蚀力作用时间为 100 ns,激光功率密度为  $10^{13} \text{ W/m}^2$  ( $10^9 \text{ W/cm}^2$ )。空间目标在天基平台前方,两者之间的相对距离为 425 m。以典型铝质碎片为例,当碎片目标在激光小光斑辐照下时,其冲量耦合系数受激光功率密度影响,典型数值来源于参考文献 [21]。圆柱体碎片的底面半径为  $R$ ,高度为  $H$ (轴线方向尺寸),则主轴转动惯量为:

$$\begin{cases} I_{bx} = I_{by} = \frac{1}{4} \left( R^2 + \frac{H^2}{3} \right) M \\ I_{bz} = \frac{R^2}{2} M \end{cases} \quad (23)$$

式中:  $M = \pi R^2 H \rho$ 。

假设薄壁圆筒碎片目标,其尺寸为  $(R, r, H) = (25, 24, 50)$ (单位: cm),在体固联坐标系  $X_b Y_b Z_b$  中,碎片的初始角速度为  $\omega_{xb,0} = 1 \text{ rad/s}$ 。远场激光光斑半径为  $r_L = 1 \text{ cm}$ ,激光器平均功率为  $3.141 593 \times 10^2 \text{ W}$ (激光单脉冲能量为  $3.141 593 \times 10 \text{ J}$ )。按照激光烧蚀消旋策略,对薄壁圆筒碎片施加激光烧蚀力矩。薄壁圆筒转动惯量为外圆柱体转动惯量与内圆柱体转动惯量之差。碎片初始欧拉角和角速度为:

$$(\varphi_0, \theta_0, \psi_0, \dot{\varphi}_0, \dot{\theta}_0, \dot{\psi}_0) = (\pi/4, \pi/4, \pi/4, 1, 0, 0) \quad (24)$$

碎片和天基平台轨道高度为 400 km,碎片相对平台同向运动,轨道倾角、升交点赤经和近地点幅角,分别为:

$$i_{deb,0} = i_{sta,0} = \pi/2, \Omega_{deb,0} = \Omega_{sta,0} = \pi/2 \quad (25)$$

$$\omega_{sta,0} = \pi/2, \omega_{deb,0} = \pi/2 + \Delta\omega_{deb,0} \quad (26)$$

式中:  $i_{deb,0}$ ,  $i_{sta,0}$  分别为碎片目标和天基平台的初始轨道倾角;  $\Omega_{deb,0}$ ,  $\Omega_{sta,0}$  分别为初始升交点赤经;  $\omega_{deb,0}$ ,  $\omega_{sta,0}$  分别为碎片目标和平台的初始近地点幅角,  $\Delta\omega_{deb,0}$  表示碎片在平台的前方运动。近距离伴飞、可辨识碎片姿态运动的距离为  $r_{DS,iden}$ , 则有:

$$\Delta\omega_{deb,0} = \frac{r_{DS,iden}}{R_0} \quad (27)$$

式中:  $R_0$  为地球半径。图 11 所示为薄壁圆筒碎片角速度  $\omega_{xb}$  随着时间的变化, 由于反向激光烧蚀力矩的作用, 碎片角速度  $\omega_{xb}$  不断减小, 最后减小为  $1.547134 \times 10^{-4}$  rad/s, 耗时 450.2 s, 此时,  $\omega_{yb} = \omega_{zb} = 0$ 。可以看出, 由于天基平台在近距离下烧蚀消旋碎片目标, 相比较于两者的轨道高度而言, 两者之间的相对距离变化较小, 因此远场激光功率密度基本保持不变, 同时由于烧蚀反喷方向为烧蚀表面法向方向, 因此产生的烧蚀力矩方向保持不变。综上, 产生的激光消旋烧蚀力及力矩基本保持不变, 因此角速度变化率基本保持不变。

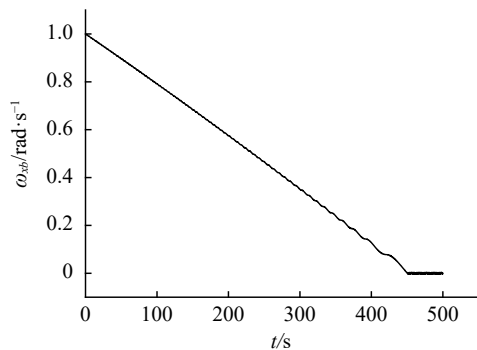


图 11 碎片尺寸为 25 cm/24 cm/50 cm 下碎片角速度  $\omega_{xb}$  的变化  
Fig.11 Changes of angular velocity  $\omega_{xb}$  of debris with the size of 25 cm/24 cm/50 cm

图 12 所示为薄壁圆筒碎片欧拉角  $\varphi$  随着时间的变化, 由于反向激光烧蚀力矩的作用, 碎片转动周期不断增大, 欧拉角约为  $\varphi \approx 4^\circ$  时  $\omega_{xb} = 0$ , 此时,  $\theta = \psi = 45^\circ$  不变。

在整个碎片消旋过程中, 激光能量的能耗为  $1.414345 \times 10^5$  J。图 13 所示为薄壁圆筒碎片半长轴、远地点和近地点半径的变化, 近地点半径基本不变(蓝线), 远地点半径(红线)和半长轴(黑线)有所变化, 整个激光操控过程结束时, 远地点半径增大

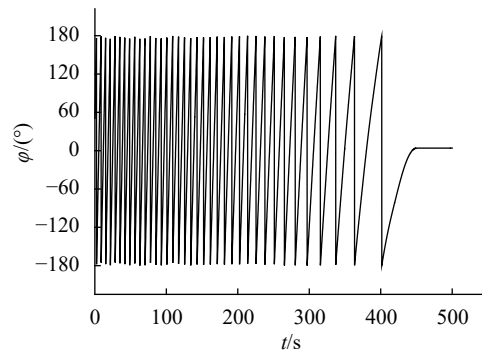


图 12 碎片尺寸为 25 cm/24 cm/50 cm 下碎片欧拉角  $\varphi$  的变化  
Fig.12 Changes of Euler angle  $\varphi$  of the debris with the size of 25 cm/24 cm/50 cm

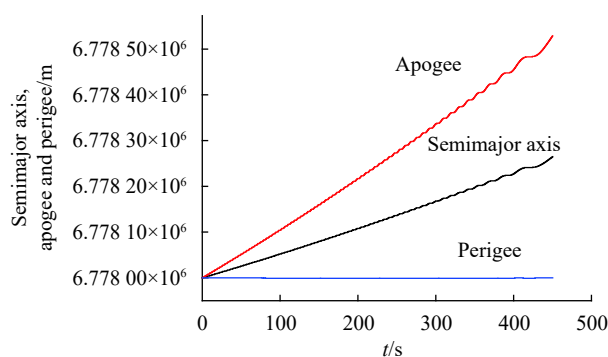


图 13 碎片尺寸为 25 cm/24 cm/50 cm 下半长轴、远/近地点半径的变化  
Fig.13 Variation trend of semimajor axis, apogee and perigee with the debris size of 25 cm/24 cm/50 cm

500 m, 半长轴增大约 250 m。

图 14 所示为碎片平台距离和碎片矢径差的变化, 整个激光操控过程结束时, 碎片平台距离变化小于 40 m, 碎片矢径差(碎片矢径与操控前矢径之差)变化为  $-1.25 \sim 2$  m。

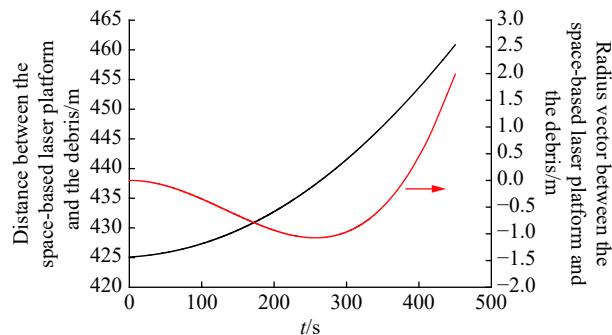


图 14 碎片尺寸为 25 cm/24 cm/50 cm 下碎片与天基平台距离和矢径差的变化  
Fig.14 Variation trend of the distance and the radius vector between the space-based laser platform and the debris with the debris size of 25 cm/24 cm/50 cm

图 15 为碎片升交点赤经、轨道倾角和偏心率的 变化,碎片升交点赤经(上方黑线)增大  $3 \times 10^{-4}$  (°), 轨道倾角基本不变(下方黑线), 偏心率增大为  $4 \times 10^{-5}$ 。可以看出,升交点赤经、轨道倾角有一定的折现变化, 主要是因为激光累积作用的结果,由于累积的激光烧蚀力的作用,使升交点赤经、倾角等参数在一定时间 累积后出现了显著变化。

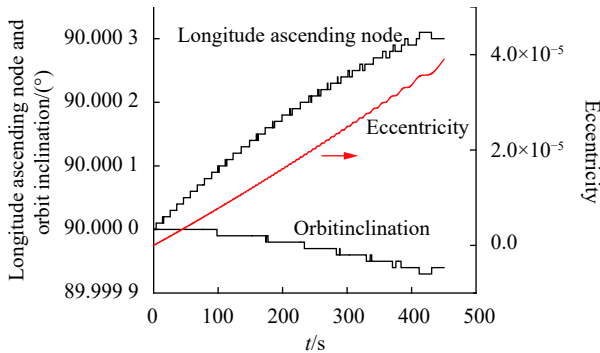


图 15 碎片尺寸为 25 cm/24 cm/50 cm 下碎片升交点赤经、倾角和偏 心率的变化

Fig.15 Variation trend of longitude ascending node, orbit inclination and eccentricity with the debris size of 25 cm/24 cm/50 cm

#### 4 结束语

翻滚空间碎片目标消旋技术是捕获目标前的关键 环节,文中介绍了国内外典型的接触式和非接触式 消旋技术,其中激光非接触式消旋技术具有不产生 二次碎片,对平台自身无作用影响等优点,激光消旋 技术利用的是激光烧蚀冲量耦合效应,在分析激光消旋 的主要特点的基础上,以天基激光平台为例,分析典 型圆柱体碎片目标激光消旋分析方法,并建立基本模 型,圆柱体碎片目标激光消旋模型不仅要考虑目标的 姿态变化,而且需要考虑其轨道变化的影响,仿真分 析表明了激光消旋的可行性,可为大尺寸翻滚类空间 目标消旋提供一种新的方法。

#### 参考文献:

[1] Mark C P, Kamath S. Review of active space debris removal methods [J]. *Space Policy*, 2019, 47: 194-206.  
 [2] James T Early, Camille Bibeau, Claude Phipps. Space debris de-orbiting by vaporization impulse using short pulse laser[C]// High-Power Laser Ablation V, Proceedings of SPIE, 2004, 5448(PART1): 441-449.

[3] Flores-Abad A, Ou M, Pham K, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, 68(8): 1-26.  
 [4] Nishida S, Kawamoto S, Okawa Y, et al. Space debris removal system using a small satellite [J]. *Acta Astronautica*, 2009, 65(1-2): 95-102.  
 [5] 陈小前, 袁建平, 姚雯. 航天器在轨服务技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009: 94-95.  
 [6] Borja J A, Dionisio T. De-orbiting process using solar radiation force [J]. *AIAA Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 3(43): 685-687.  
 [7] Iki K, Kawamoto S, Morino Y. Experiments and numerical simulations of an electrodynamic tether deployment from a spool-type reel using thrusters [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 94(1): 318-327.  
 [8] Gómez N O, Walker S J I. Earth's gravity gradient and eddy currents effects on the rotational dynamics of space debris objects: Envisat case study [J]. *Advances in Space Research*, 2015, 56(3): 494-508.  
 [9] Lu Yong, Liu Xiaoguang, Zhou Yu, et al. Review of detumbling technologies for active removal of uncooperative targets [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(1): 33-45. (in Chinese)  
 路勇, 刘晓光, 周宇, 等. 空间翻滚非合作目标消旋技术发展综述[J]. *航空学报*, 2018, 39(1): 33-45.  
 [10] Phipps C R, Albrecht G, Friedman H, et al. ORION: Clearing near-Earth space debris using a 20-kW, 530-nm, Earth-based, repetitively pulsed laser [J]. *Laser & Particle Beams*, 1996, 14(1): 1-44.  
 [11] Vetrivano M, Thiry N, Vasile M. Detumbling large space debris via laser ablation[C]//2015 IEEE Aerospace Conference. IEEE, 2015: 1-10.  
 [12] Kawamoto S, Matsumoto K, Wakabayashi S. Ground experiment of mechanical impulse method for uncontrollable satellite capturing[C]//Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space (i-SAIRAS), 2001.  
 [13] Huang P, Zhang F, Meng Z, et al. Adaptive control for space debris removal with uncertain kinematics, dynamics and states: [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 128: 416-430.  
 [14] Bombardelli C, Pelaez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(3): 916-920.  
 [15] Sugai F, Abiko S, Tsujita T, et al. Detumbling an uncontrolled satellite with contactless force by using an eddy current



- brake[C]/2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. IEEE, 2013: 783-788.
- [16] Gómez N O, Walker S J I. Eddy currents applied to de-tumbling of space debris: Analysis and validation of approximate proposed methods [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 114: 34-53.
- [17] Zhao Yiming. Research on contact attitude control based on the coulomb force[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016. (in Chinese)  
赵一鸣. 基于库仑力的非接触式目标消旋研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016.
- [18] Kumar R, Sedwick R J. Despinning orbital debris before docking using laser ablation [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, 52(4): 1129-1134.
- [19] Kang Bokun, Jin Xing, Chang Hao. Modeling and simulation of space based laser centimeter orbital debris detection [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(S2): S229003. (in Chinese)
- 康博琨, 金星, 常浩. 天基激光探测厘米级空间碎片建模仿真研究[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(S2): S229003.
- [20] Hong Yanji, Jin Xing, Chang Hao. Discussion of key problems in space based laser centimeter orbital debris removal [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(2): 0229001. (in Chinese)  
洪延姬, 金星, 常浩. 天基平台激光清除厘米级空间碎片关键问题探讨[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45(2): 0229001.
- [21] Lin Zhengguo, Jin Xing, Chang Hao. Analysis of the impulse coupling characteristics of space debris irradiated by pulsed laser with big spot [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(12): 1243001. (in Chinese)  
林正国, 金星, 常浩. 脉冲激光大光斑辐照空间碎片冲量耦合特性研究[J]. *红外与激光工程*, 2018, 47(12): 1243001.