



·激光的热和力学效应·

## 脉冲激光烧蚀推进技术的航天应用进展\*

洪延姬, 毛晨涛, 冯孝辉

(航天工程大学 宇航科学与技术系 激光推进及其应用国家重点实验室, 北京 101416)

**摘 要:** 脉冲激光烧蚀推进技术具有比冲高和推力可精确控制的特点, 既可用于发射有效载荷也可用于星载动力, 甚至可用小行星表面物质作为推进剂使其偏转轨道, 因此, 在航天领域得到越来越多关注。围绕激光单级入轨发射、同步轨道和火星轨道运输; 激光微推力器用于航天器姿轨控, 以及激光与电组合推进; 激光烧蚀操控 cm 级空间碎片的轨道, 以及激光烧蚀操控较大尺寸碎片的姿态; 激光烧蚀偏转小行星轨道等方面, 对脉冲激光烧蚀推进技术在航天领域研究现状和进展, 进行了系统全面地归纳和总结, 并对激光平均功率、波长、脉宽和推进剂选材等关键问题, 进行了详细分析。

**关键词:** 激光推进; 脉冲激光烧蚀推进; 激光单级入轨发射; 激光等离子推力器; 激光烧蚀操控  
**中图分类号:** TN249 **文献标志码:** A **doi:** 10.11884/HPLPB202234.210275

## Status and progress of pulsed laser ablation propulsion technology in the field of aerospace

Hong Yanji, Mao Chentao, Feng Xiaohui

(State Key Laboratory of Laser Propulsion & Application, Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

**Abstract:** Pulsed laser ablation propulsion has the characteristics of high specific impulse and precise and controllable thrust. It can be used not only for launching payload, but also for satellite drive, even for deflecting the orbit of asteroid, whose surface material would be ablated as propellant. Therefore, pulsed laser ablation propulsion has attracted more and more attention in the aerospace field. Focusing on laser launch vehicle of single stage to orbit, transmission to geosynchronous orbit and Mars orbit; laser plasma thrusters for the attitude and orbit control of spacecraft, laser-electric hybrid acceleration systems; laser ablation for orbit manipulation of centimeter scale space debris and attitude manipulation of larger space debris; laser ablation for deflecting the orbit of asteroid, this paper systematically and comprehensively summarizes the research status and progress of pulsed laser ablation propulsion technology in the field of aerospace, and analyzes in detail the key problems such as the average power, wavelength, pulse width of laser and the selection of propellant.

**Key words:** laser propulsion; pulsed laser ablation propulsion; laser launch vehicle of single stage to orbit; laser plasma thruster; laser ablation manipulation

激光推进技术通常所指的是脉冲激光烧蚀推进技术, 激光推进技术广义上包括激光烧蚀推进技术、激光光压推进技术和激光光子推进技术等。1972 年, 美国 Kantrowitz 首先清晰地推出了激光烧蚀推进的概念<sup>[1]</sup>, 他指出: 一束高功率激光聚焦辐照和烧蚀靶材表面, 使其熔融、气化和离化, 形成高速反喷的等离子体羽流, 所产生的比冲远高于传统化学火箭推进。同年, Pirri 和 Weiss 等发表了有关抛物型反射面的连续波激光和脉冲激光烧蚀推进的实验研究报告<sup>[2]</sup>, 意味着激光推进的概念由激光光压和光子推进的设想, 转变为更加现实可行的激光烧蚀推进的概念。

激光烧蚀推进中, 脉冲激光烧蚀推进优于连续激光烧蚀推进的烧蚀性能。由于激光烧蚀靶材的功率密度阈值较高, 采用连续激光烧蚀靶材表面, 使其熔融、气化和离化, 所需激光平均功率很高, 因此, 激光烧蚀推进中所使用激光器为脉冲激光器。脉冲激光可在较小平均功率条件下, 实现高脉冲能量和高功率密度, 可烧蚀各种聚合物甚

\* 收稿日期: 2021-07-12; 修订日期: 2021-09-22  
基金项目: 国家自然科学基金项目(10672184)  
联系方式: 洪延姬, hongyanji@vip.sina.com.

至金属材料,即脉冲激光烧蚀推进中可使用各种聚合物甚至金属材料作为推进剂。

本文旨在介绍和讨论脉冲激光烧蚀推进技术在激光发射有效载荷进入空间、激光微推力器用于卫星姿轨控、激光操控空间碎片轨道和姿态、激光非接触偏转小行星轨道等航天应用的专题。关于激光推进技术的全貌性介绍和讨论可参考相关综述性文献 [3-5],以及激光推进技术的临近空间应用与激光远距离传输能量等可参考文献 [6-7]。

## 1 激光烧蚀推进技术的概念

### 1.1 激光烧蚀和冲量耦合效应

在激光辐照和烧蚀下,由于靶材表面熔融、气化和离化,形成高速反喷等离子体羽流,使得碎片获得冲量的现象,称为冲量耦合效应<sup>[3]</sup>。激光烧蚀靶材示意图如图 1 所示。

对于脉冲激光烧蚀靶材,设激光的单脉冲能量为 $E_L$ ,靶材所获得冲量为 $I_0$ ,冲量耦合系数 $C_m$ 为

$$C_m = \frac{I_0}{E_L} \quad (1)$$

式中:冲量耦合系数单位为 $N \cdot s/J$ 或 $N/W$ ,冲量耦合系数表示消耗单位激光能量所获得冲量,反映了消耗激光能量形成推力的能力或效率。

### 1.2 激光烧蚀推进的基本性能指标

激光烧蚀推进的基本性能指标有比冲、推功比和推进效率<sup>[8-9]</sup>。

#### 1.2.1 比冲

比冲是指消耗单位质量推进剂所产生的冲量,采用符号 $I_s$ 表示,为

$$I_s = \frac{\int_0^t F(t)dt}{\int_0^t \dot{m}(t)dt} \quad (2)$$

式中: $t$ 为工作时间, $F(t)$ 为激光烧蚀产生的推力, $\dot{m}$ 为推进剂的质量流率(单位时间内消耗推进剂质量),比冲单位为 $m/s$ 。因此,比冲表示消耗推进剂形成推力的能力或效率。

工程中,比冲定义为消耗单位重量推进剂所产生的冲量,为

$$I_{es} = \frac{\int_0^t F(t)dt}{g \int_0^t \dot{m}(t)dt} \quad (3)$$

式中: $g$ 为重力加速度,此时,比冲单位为 $s$ ,并且量值上缩小约 10 倍。

在工作时间 $t$ 内,平均推力为 $\bar{F}$ ,推进剂平均质量流率为 $\langle \dot{m} \rangle$ ,消耗推进剂质量为 $m = \langle \dot{m} \rangle t$ ,比冲为

$$I_s = \frac{\bar{F}t}{m} \quad (4)$$

如果烧蚀羽流的平均速度为 $\bar{v}$ ,则有 $\bar{F}t = m\bar{v}$ ,比冲可表示为

$$I_s = \frac{m\bar{v}}{m} = \bar{v} \quad (5)$$

即比冲也代表烧蚀羽流的平均速度。

#### 1.2.2 推功比(推力功率比)

推功比是指消耗单位电能量所产生的冲量,采用符号 $C_{FP}$ 表示,为

$$C_{FP} = \frac{\int_0^t F(t)dt}{\int_0^t P(t)dt} \quad (6)$$

式中: $t$ 为工作时间, $F(t)$ 为激光烧蚀产生的推力,消耗电功率为 $P(t)$ 。因此,推功比表示消耗电能量形成推力的能力或效率。

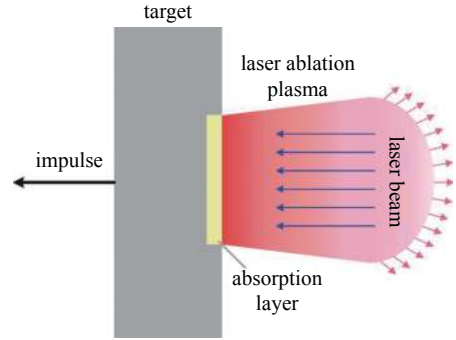


Fig. 1 Laser ablation impulse generation

图 1 激光烧蚀靶材示意图

在工作时间 $t$ 内,平均推力为 $\bar{F}$ ,平均电功率为 $\bar{P}$ ,推功比为

$$C_{FP} = \frac{\bar{F}t}{\bar{P}t} = \frac{\bar{F}}{\bar{P}} \quad (7)$$

因此,推功比可认为是消耗单位电功率所产生推力,单位为 $\text{N}\cdot\text{s}/\text{J}$ 或 $\text{N}/\text{W}$ 。由于有 $\bar{F}t = m\bar{v} = mI_s$ , $m$ 为烧蚀质量,推功比可表示为

$$C_{FP} = \frac{\bar{F}}{\bar{P}} = \frac{mI_s}{\bar{P}t} = \frac{mI_s}{E} \quad (8)$$

式中: $E = \bar{P}t$ 为消耗的电能。

设激光的单脉冲能量为 $E_L = \eta_{EL}E$ , $E$ 为所消耗电能量, $\eta_{EL}$ 为电光转化效率,推功比为

$$C_{FP} = \frac{\bar{F}t}{\bar{P}t} = \eta_{EL} \frac{\bar{F}t}{E_L} = \eta_{EL} C_m \quad (9)$$

说明推功比为电光转化效率与冲量耦合系数的乘积。

### 1.2.3 推进效率

推进效率是指消耗单位电能量所产生的羽流动能,采用符号 $\eta$ 表示,为

$$\eta = \frac{\frac{1}{2}m\bar{v}^2}{E} \quad (10)$$

消耗电能量为

$$E = \int_0^t P(t)dt = \bar{P}t \quad (11)$$

一般烧蚀羽流的速度平方的平均值与平均速度的平方近似相等,可认为 $\overline{v^2} \approx (\bar{v})^2 = (I_s)^2$ ,推进效率可近似表示为

$$\eta \approx \frac{mI_s^2}{2\bar{P}t} = \frac{mI_s^2}{2E} \quad (12)$$

由于推功比为 $C_{FP} = mI_s/E$ ,推进效率可表示为

$$\eta \approx \frac{1}{2}C_{FP}I_s = \frac{1}{2}\eta_{EL}C_mI_s \quad (13)$$

推进效率是描述电能量向烧蚀羽流动能转化效率的物理量,它与电能量利用效率和推进剂质量利用效率成正比。如果推进剂烧蚀过程中不释放化学能,烧蚀羽流动能全部来源于电能量,则有推进效率 $\eta < 1$ ,存在关系式

$$\eta \approx \frac{1}{2}C_{FP}I_s < 1 \quad (14)$$

此时,比冲越大,推功比越小。由于含能推进剂烧蚀过程中释放化学能,烧蚀羽流动能不但来源于电能量还来源于化学能,则可出现推进效率 $\eta \geq 1$ 。

### 1.3 激光烧蚀推进的基本特点

激光烧蚀推进的性能和特点取决于激光参数和靶材参数,以及激光烧蚀靶材的作用机理。激光烧蚀推进的基本特点为<sup>[8-9]</sup>:

(1)可采用各种聚合物和金属材料作为推进剂,可获得优良的推进性能。由于采用高功率密度激光烧蚀靶材,可烧蚀各种材料产生高速反喷等离子体羽流,甚至可烧蚀金、银、铜、铁、铝等,产生很高比冲(大于 3000 s)。通过激光参数调节和靶材材料选取,可获得很宽的推进性能范围。

(2)激光参数易于精细化控制,可实现比冲和推力的准确控制。激光参数不同(脉宽、波长、功率密度),激光烧蚀靶材机理不同,比冲不同,例如,在飞秒、皮秒、纳秒和毫秒级脉宽下,激光烧蚀机理不同可获得不同比冲;推力可采用调节激光重频方法,线性增大或减小推力。通过激光脉宽和重频的控制,可实现变比冲和变推力控制。

(3)与化学推进比较,比冲高和无污染。化学推进的比冲小于 500 s,难以实现单级入轨发射;激光烧蚀推进的比冲可在 600 s 以上,可实现单级入轨发射。并且烧蚀产物无污染。

(4)与电推进比较,可实现更大推力。电推进由于推重比小于 1,不能用于发射有效载荷,只能用于星载动

力。激光烧蚀推进既可用于发射有效载荷,又可用于星载动力。

总之,激光烧蚀推进基本特点为:一是,比冲接近电推进、大于化学推进;二是,推力大于电推进、小于化学推进;三是,比冲和推力可精确控制。

## 2 激光单级入轨发射、同步轨道和火星轨道运输

自从激光烧蚀推进的概念提出后,美国、德国和俄罗斯等国家的学者就开展了激光烧蚀推进发射有效载荷,进入近地轨道及同步轨道、甚至行星轨道的研究<sup>[3,10-14]</sup>。

### 2.1 光船飞行器

光船飞行器是激光烧蚀推进中特有的一个概念,为了获得高激光功率密度采用光束聚焦方式;在大气层中以大气为推进剂,减小推进剂携带量,称为吸气式推进;在太空中采用自身携带推进剂。

图2为抛物面聚焦装置示意图。工作原理为:首先,利用抛物面将入射激光聚焦在焦点上,得到高功率密度的激光光斑;其次,在焦点处激光击穿大气或烧蚀推进剂,形成反喷等离子体羽流,推动飞行器前行。

图3为光船飞行器示意图。光船的意思是指“乘光束、向前推进”。为了获得较大推力,利用两个抛物面聚焦,形成了环形聚焦圈,从进气口进入的大气在环形聚焦圈处击穿,形成高速反喷等离子体羽流,产生推力。1997年,在美国的白沙导弹靶场,采用10 kW脉冲CO<sub>2</sub>激光器,进行了一系列的光船飞行验证实验。在不同气压条件下,激光烧蚀大气实验表明,在地面高度35 km以下,冲量耦合系数变化不大,说明了这种光船飞行器在稀薄大气中仍能工作。

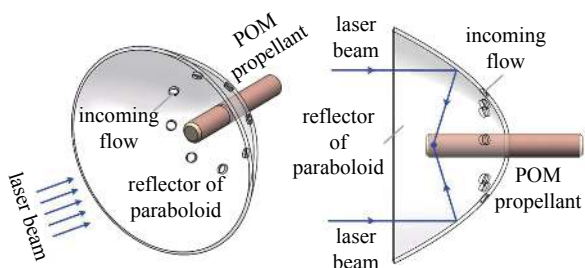


Fig. 2 Schematic diagram of the parabolic reflector

图2 抛物面聚焦装置示意图

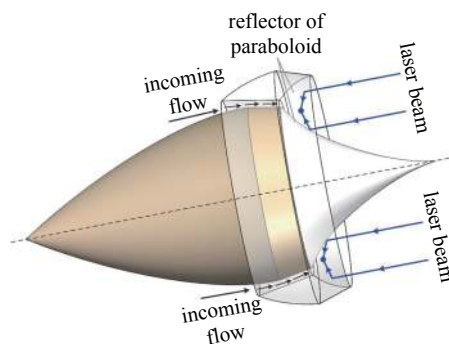


Fig. 3 Schematic diagram of the lightcraft vehicle

图3 光船飞行器示意图

在上述工作基础上,进一步提出了航天激光推进发动机的概念,如图4所示。首先,采用双抛物面聚焦激光束,将入射激光束通过狭缝聚焦在推进剂表面,产生等离子体羽流;其次,采用光束聚焦系统和推力室分离式设计,推力室包括抛物型承力曲面和喷管,将所产生高速等离子体羽流定向排放。航天激光推进发动机采用6 kW平均功率脉冲激光器、单脉冲能量为120 J、重频为50 Hz。该模型安装在实验框架上,通过轮子可沿着2条平行拉紧的引线运动。总质量为150 g,引线倾角为12°,沿着激光束方向飞行了3 s。一个20 mm的POM(聚甲醛)药柱放置在激光焦点处。在脉冲激光作用下,实现了最大速度3~4 m/s、最大加速度0.4~0.5 g、最大冲量耦合系数250 N/MW、最大推力1.3~1.5 N。

### 2.2 单级入轨发射进入近地轨道

2018年Phipps等人提出了利用激光烧蚀推进技术将球形飞行器发射进入近地轨道、同步轨道和火星轨道的设想。

激光烧蚀推进由于发射操作简单、周期短、费用低,可将二十公斤级有效载荷批量发射进入近地轨道,应用于微小卫星组网、应急发射等;可批量发射微小卫星进入同步轨道,应用于对地观测;可将火星探测器送入火星轨道。

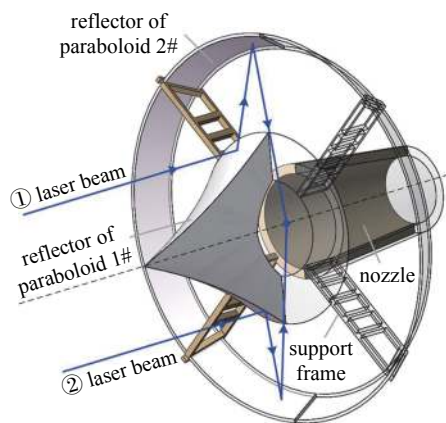


Fig. 4 The aerospace laser propulsion engine

图4 航天激光推进发动机



### 2.2.1 球形飞行器结构

图5为球形飞行器结构示意图。球形飞行器表面为推进剂，推进剂安装在烧蚀罩上，烧蚀罩安装在隔离罩上，有效载荷在隔离罩内部。利用小型气体充压和排放装置，造成球形飞行器在垂直激光辐照方向上的缓慢旋转运动，使得推进剂均匀烧蚀。推进剂烧蚀羽流喷射方向与激光辐照方向相反，所产生的激光烧蚀力方向与激光辐照方向相同。

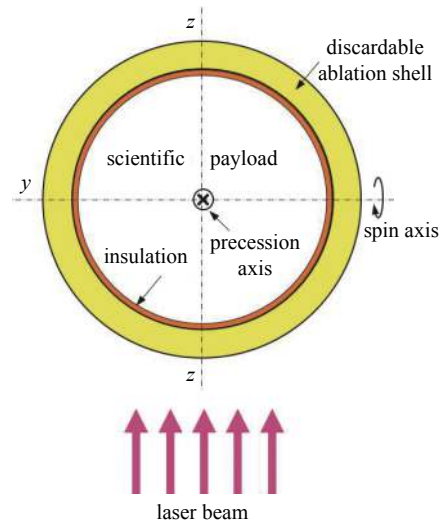


Fig. 5 Laser ablation propelled spherical flyer  
图5 激光烧蚀推进的球形飞行器

### 2.2.2 推进剂材料选取和设计

表1所示为推进剂材料和冲量耦合系数。激光脉宽不同，激光烧蚀推进剂的机理不同，造成冲量耦合系数不同。在400 fs激光辐照下，铝粉和POM粉烧蚀时冲量耦合系数分别为30 N/MW和125 N/MW，通过两种材料混合，获得冲量耦合系数变化范围为30~125 N/MW。同理，在80 ps激光辐照下，铝粉和POM粉烧蚀时冲量耦合系数分别为28 N/MW和773 N/MW，通过两种材料混合，获得冲量耦合系数变化范围为28~773 N/MW。

表1 推进剂材料和冲量耦合系数

Table 1 Propellant material and coupling coefficient

pulse width/fs	coupling coefficient/(N·MW <sup>-1</sup> )		energy fluence/(kJ·m <sup>-2</sup> )	
	Al	POM	Al	POM
400	30±5	125±12	50±10	32±6
80	28±5	773±70	30±6	40±8

### 2.2.3 单级入轨发射

激光烧蚀推进中，二十公斤级飞行器，单级入轨发射基本条件为推进剂比冲不小于600 s和激光器平均功率为MW级。POM掺杂铝粉是典型推进剂，比冲不小于600 s，可实现有效载荷单级入轨发射。除了比冲大于600 s还要考虑推力能够克服重力影响。取推重比为1.3，则平均推力 $\bar{F} = \eta_{EL} C_m \bar{P} \geq 1.3 mg$ ，飞行器质量为 $m = 25 kg$ ，激光器光电转化效率为 $\eta_{EL} = 0.5$ ，冲量耦合系数变化范围为 $C_m = (100 \sim 700) N/MW$ ，可得激光器平均功率为 $\bar{P} \geq (6.37 \sim 0.91) MW$ 。即二十公斤级飞行器的单级入轨发射，所需激光器平均功率为MW级。

如图6所示，激光发射有效载荷进入近地轨道方法为：首先，利用第一个激光器在稠密大气层中垂直发射到一定高度；其次，利用第二个激光器使其获得切向速度，进入预定轨道。单级入轨发射进入近地轨道的质量比大于50%。在稠密大气层中，也可采用气球、飞机等搭载发射。激光参数如表2所示，为了减小大气传输效应的影响，激光波长选取为1057 nm。

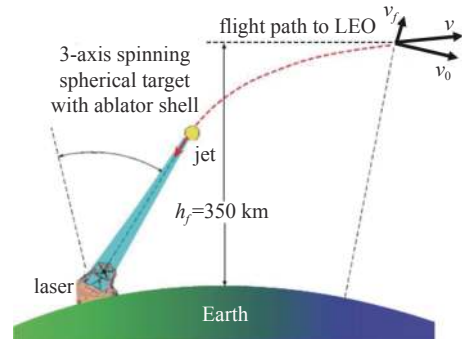


Fig. 6 Single stage to orbit launch vehicle  
图6 单级入轨发射

表2 激光和靶材参数

Table 2 Laser and target parameters

launch orbit	type	wavelength/nm	pulse duration/ps	pulse energy/kJ	pulse repetition rate/Hz	laser average power/MW	mirror diameter/m	coupling coefficient/(N/MW)
single stage to orbit	Nd: YAG	1057	100	5	1000~3000	5~15	6	100~150
from LEO into Mars orbit	Nd: YAG	355	100	5	250	1.25	3	70

### 2.3 近地轨道进入火星轨道

图7为飞行器由近地轨道发射进入火星轨道的示意图。在地球的近地轨道,部署天基激光站,跟踪和瞄准飞行器,发射激光使得球形飞行器获得速度增量。研究表明,进入火星轨道所需速度增量为3.6 km/s,激光烧蚀操控时间为18.5 min,质量比为73%,激光作用距离为1900 km。激光参数如表2所示,由于不用考虑大气传输效应影响,激光波长选取短波长为355 nm,可有效减小发射镜直径,发射镜直径减小为3 m。为了给高平均功率的天基激光站供电,需要大面积的太阳能板和高能储能装置。

### 2.4 由近地轨道进入同步轨道、再由同步轨道进入火星轨道

在天基部署 MW 级激光站是很困难的,为了减小对激光器平均功率的要求, Phipps 等人通过进一步深化研究,提出了利用两个百 kW 级天基激光器,发射飞行器由近地轨道进入同步轨道、再由同步轨道进入火星轨道的设计。

如图8所示,激光烧蚀操控系统组成为两个激光站,一个在近地轨道,一个在同步轨道。前者可提供1.5 km/s的速度增量,使得卫星由近地轨道进入同步轨道;后者可提供2.8 km/s的速度增量,使得卫星由同步轨道进入火星轨道。激光器的参数为:80 ps脉宽,5 kJ脉冲能量,355 nm波长,20 Hz重频。质量比达到43%~53%,可将13.2 kg质量送入同步轨道,或可将10.8 kg质量送入火星轨道。

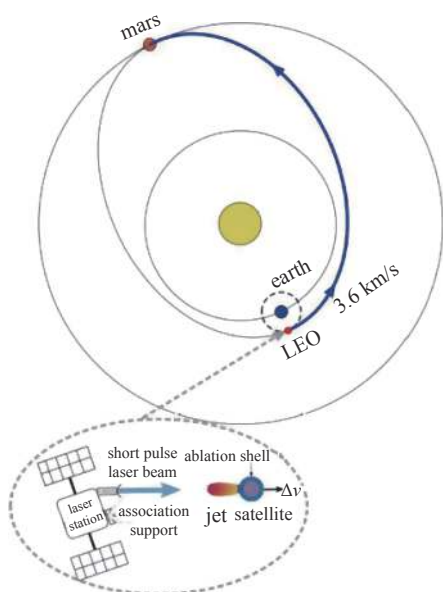


Fig. 7 Launch a flyer from LEO into a Hohmann transfer orbit touching Mars

图7 由近地轨道通过霍曼变轨进入火星轨道

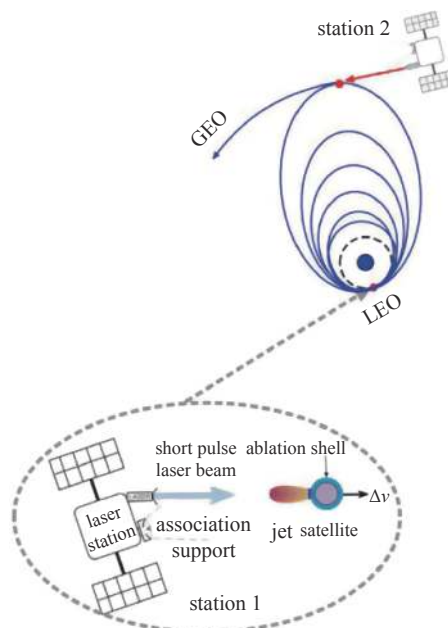


Fig. 8 Progressive orbits to GEO or interplanetary flight

图8 由近地轨道通过霍曼变轨进入同步轨道

由于激光器平均功率的限制,一次霍曼变轨不能提供足够的速度增量,利用8个回环椭圆轨道逐步增加远地点,直至进入同步轨道。采用轨道预测和闭环控制,解决地球扁平对轨道面和近地点漂移的影响。

## 3 激光微推力器用于航天器姿轨控

激光微推力器低功耗、小型化、轻质化的特点<sup>[15-23]</sup>,特别适合作为微小卫星的动力装置,有望在微小卫星姿轨控领域得到应用。激光与电组合推力器也是研究热点,利用高功率密度激光可烧蚀各种推进剂的特点产生等离子体羽流,再采用静电或电磁加速方法进一步加速羽流,可显著提高比冲。激光与电组合微推力器使用固体工质,因此不需要储箱、泵阀、管线等推进剂传输系统,推力器可实现结构简易化、小型化,同时,通过激光参数调节,可实现推进性能的良好可控性。

### 3.1 激光烧蚀微推力器

2006年, Phipps 等人,研制了两种激光烧蚀微推力器,一种是 ms 脉宽激光微推力器(ms-LPT),具有较大推力和较小比冲的特点;一种是纳秒脉宽激光微推力器(ns-LPT),具有较小推力和较大比冲的特点。如图9所示,激光微推力器利用固体靶带(透明基底上覆盖推进剂),可采用反射式烧蚀模式或透射式烧蚀模式,其中,透射式烧蚀模式具有防止烧蚀羽流污染激光器镜头的优点。

毫秒脉宽激光微推力器的脉宽为2 ms,推进剂为叠氮缩水甘油聚合物(GAP)掺杂纳米碳,冲量耦合系数为

1 kN/MW, 比冲为 218 s, 推力为 0.168 mN, 推进效率为 112%(由于采用含能 GAP 材料, 推进效率大于 1)。

纳秒脉宽激光微推力器的脉宽为 4~5 ns, 由于激光功率密度高, 可采用各种推进剂, 金作为烧蚀靶获得冲量耦合系数为 53 N/MW, 比冲为 3660 s, 推力 0.63  $\mu$ N, 推进效率为 96%。以粘性液体 GAP 作为推进剂, 获得冲量耦合系数为 73 N/MW 和比冲为 680 s。

如图 10 所示, 在激光烧蚀推进中, 根据所采用推进剂不同, 可分为气体、液体和固体推进剂等激光推进模式。在气体推进剂激光推进中, 需要采用连续激光器, 对平均功率要求较高; 在液体和固体推进剂激光推进中, 可采用脉冲激光器, 对平均功率要求较低, 有适合的激光器可选用。

### 3.2 激光与电组合微推力器

激光与电组合微推力器分为激光与静电组合微推力器、激光与电磁组合微推力器, 激光与电磁组合微推力器又分为同轴型组合微推力器和平板型组合微推力器。

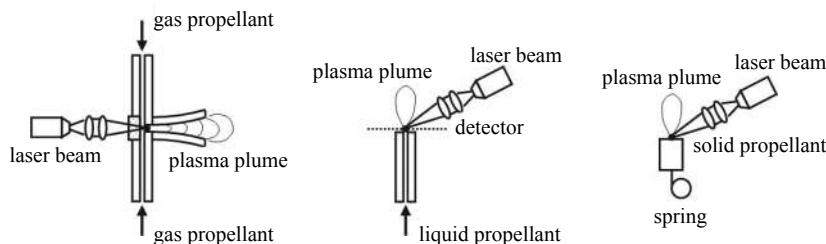


Fig. 10 Laser ablation propulsion of gas, liquid and solid propellant

图 10 气体、液体和固体推进剂等激光推进模式

#### 3.2.1 激光与静电组合微推力器

图 11 为激光与静电组合微推力器的示意图。铜靶作为推进剂和阳极, 带孔铜制加速电极与铜靶产生静电场。首先, 激光烧蚀铜靶产生高速反喷等离子体羽流; 其次, 静电场对等离子体羽流进一步加速。由于高速、定向激光等离子体羽流, 经过静电场再次静电加速, 使得等离子体羽流喷出速度很大, 因此比冲很高。

Horisawa 等人采用泵浦 Nd: YAG 微片激光器, 在 0.04 mJ 单脉冲激光能量下, 激光烧蚀铜靶, 离子平均速度为 14 km/s, 在偏置电压 100 V 和电极间距 18 mm 条件下, 最大离子速度为 23 km/s, 说明离子得到显著加速。

#### 3.2.2 激光与电磁组合的同轴型微推力器

图 12 为激光与电磁组合的同轴型微推力器的示意图。阳极为铜制圆筒形结构, 阴极为碳纤维杆状结构, 碳纤维同时作为推进剂, 阳极和阴极同轴安装构成同轴型电极构型, 阳极与阴极之间用绝缘体隔离。

基本工作原理: 首先, 激光烧蚀推进剂表面产生等离子体羽流, 并在两个电极之间导电区域形成电子放电; 其次, 随着放电电流增大, 等离子体电热加速, 同时由于电流沿着阴极轴心流动, 产生感生磁场, 使得等离子体在电磁场作用下进一步电磁加速。由于高速、定向激光等离子体羽流, 在电

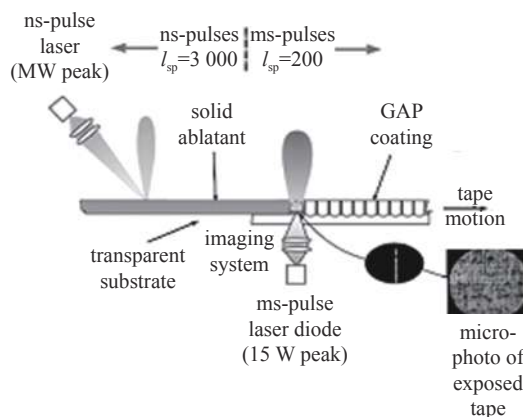


Fig. 9 Operating principles of the nanosecond and millisecond versions of the laser plasma thrusters

图 9 纳秒和毫秒脉宽激光微推力器的工作原理

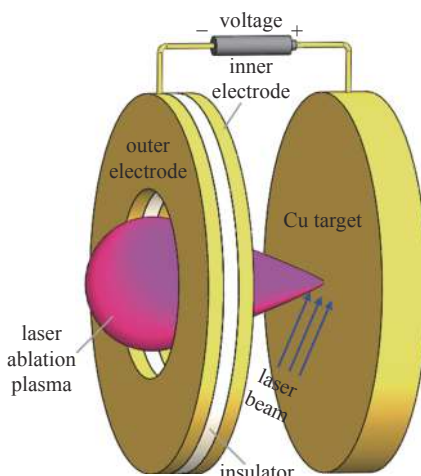


Fig. 11 Laser-electrostatic hybrid thruster

图 11 激光与静电组合微推力器

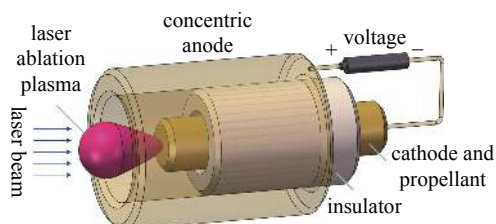


Fig. 12 Cylindrical laser electromagnetic hybrid thruster

图 12 激光与电磁组合的同轴型微推力器



磁场作用下,进一步电磁加速,可获得很高的等离子体羽流喷出速度。

为了提高推进性能,可采用耐热耐蚀的钨制阴极,氧化铝作为推进剂嵌入在铜制圆筒形阳极和钨制杆状阴极之间,同时起到绝缘作用。

Horisawa 等人实验研究表明,在放电能量 8.6 J 和激光单脉冲能量 120 mJ 条件下,激光烧蚀碳纤维时,元冲量为  $45 \mu\text{N}\cdot\text{s}$ ,冲量耦合系数为  $14 \mu\text{N}\cdot\text{s}/\text{J}$ ,比冲为 1400 s,推进效率为 5%;激光烧蚀氧化铝时,元冲量为  $60 \mu\text{N}\cdot\text{s}$ ,比冲为 6000 s,推进效率为 20%。

### 3.2.3 激光与电磁组合的平板型微推力器

如图 13 所示,为激光与电磁组合的平板型微推力器的示意图。基本结构与传统的脉冲等离子体电推力器相似,阳极和阴极为铜制矩形平板,阳极和阴极之间嵌入固体推进剂,采用恒力弹簧推挤输送推进剂。基本工作原理为:首先,激光烧蚀推进剂表面产生等离子体,并在两个电极之间导电区域形成电子放电;其次,随着放电电流增大,产生感生磁场,使得等离子体羽流在电磁场作用下进一步电磁加速。推进剂既可采用传统的特氟龙,也可采用氧化铝。有效地改善了传统脉冲等离子体电推力器的推进效率低、点火失效等问题。

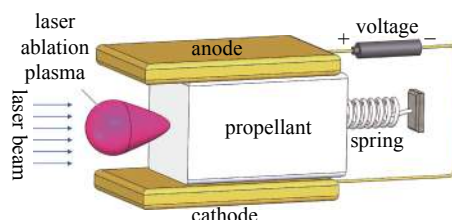


Fig. 13 Rectangular laser electromagnetic hybrid thruster

图 13 激光与电磁组合的平板型微推力器

Horisawa 等人实验研究表明,平板型组合微推力器的推进性能显著提高。采用氧化铝推进剂,在激光能量 0.16 J 和充电电能 8.65 J 下,元冲量达到  $38.1 \mu\text{N}\cdot\text{s}$ ,比冲达到 3791 s,推进效率为 8%,冲量耦合系数为  $4.3 (\mu\text{N}\cdot\text{s})/\text{J}$ 。显然,与同轴型微推力器比较,由于上下电极极板处于敞开状态,热损失较大,造成推进性能相对较低。

## 4 激光操控空间碎片轨道和姿态

伴随人类的航天活动、空间碎片数目急剧增多,其中 cm 级碎片和大尺寸废弃物等两类碎片亟待清除。cm 级空间碎片数目众多、难以规避,撞击航天器概率最大;大尺寸废弃物尽管数目不多但是撞击后果严重。

利用纳秒脉宽激光的冲量耦合效应,通过激光辐照和烧蚀空间碎片表面,在空间碎片表面形成高速反喷等离子体羽流,使得空间碎片获得激光烧蚀力或激光烧蚀力矩,对空间碎片的轨道和姿态进行控制<sup>[24-32]</sup>。

### 4.1 空间碎片的激光烧蚀操控方式

根据空间碎片的运动特点,激光操控空间碎片有两类基本操控方式,一类是对 cm 级碎片运动轨道的操控,另一类是对大尺寸碎片运动姿态的操控。

如图 14 所示,为远距离、大光斑、全覆盖激光操控方式,主要特点是远距离发射激光,采用大光斑全覆盖方式,辐照并烧蚀空间碎片,产生激光烧蚀力。主要用于碎片旋转运动状态无法识别的 cm 级空间碎片的轨道操控。

如图 15 所示,为近距离、小光斑、点覆盖激光操控方式,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。主要用于近距离伴飞下,碎片旋转运动状态可识别的较大尺寸碎片的姿态操控。例如,较大尺寸碎片的抓捕和网捕前,为了防止旋转脱手,事前采用激光近距离操控方式消除姿态旋转运动。

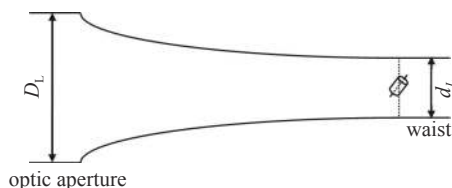


Fig. 14 Laser ablation manipulation model of focusing a laser beam to irradiate whole body of debris

图 14 远距离、大光斑、全覆盖激光操控方式

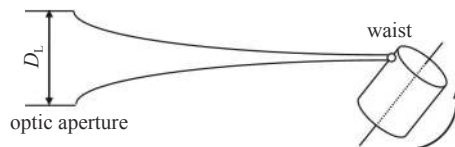


Fig. 15 Laser ablation manipulation model of focusing a laser beam to irradiate a point of debris' surface

图 15 近距离、小光斑、点覆盖激光操控方式

### 4.2 天基激光烧蚀操控 cm 级空间碎片的轨道

在天基部署激光站烧蚀操控 cm 级空间碎片的运动轨道,是激光烧蚀推进的重要应用之一。研究表明,在碎片和平台同面或异面、同向或反向飞行、上方/下方/迎面等飞行的各种条件下,激光操控 cm 级碎片运动轨道的效果



显著<sup>[31-32]</sup>。

下面以球体碎片同面/异面圆轨道、反向、迎面飞行情况为例，展示激光烧蚀操控 cm 级碎片轨道的效果。激光器平均功率为 200 kW，重频为 10 Hz，脉宽为 10 ns，激光最大作用距离为 200 km，远场激光光斑半径为 25 cm。球体碎片为铝材，半径为 5 cm(相当于 cm 级碎片的上限尺寸)，密度为 2700 kg/m<sup>3</sup>，冲量耦合系数取 5×10<sup>-5</sup> (N·s)/J。

如图 16 所示，为碎片同面圆轨道、反向、迎面飞行时碎片轨道参数的变化。碎片和平台为同面轨道，轨道高度为 400 km，约在 10 s 时碎片进入激光操控窗口，约在 20 s 时碎片飞出激光操控窗口(激光操控窗口的时间长度为 10 s)，半长轴逐渐减小 4 km(黑实线)，远地点半径基本不变(上方虚线)，近地点半径逐渐下降 8 km(下方虚线)，偏心率逐渐增大达到 0.0006(红实线)。

如图 17 所示，为碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行时半长轴变化。碎片和平台为异面轨道，轨道高度为 400 km，碎片轨道平面偏离平台轨道平面角度为 0°，20°，30°，60°，碎片和平台的轨道参数，分别为

$$(i_{deb,0}, \Omega_{deb,0}) = (\pi/2, 3\pi/2; \pi/2, 3\pi/2 + \pi/9; \pi/2, 3\pi/2 + \pi/6; \pi/2, 3\pi/2 + \pi/3)$$

$$(i_{sta,0}, \Omega_{sta,0}, \omega_{sta,0}) = (\pi/2, \pi/2, \pi/2)$$

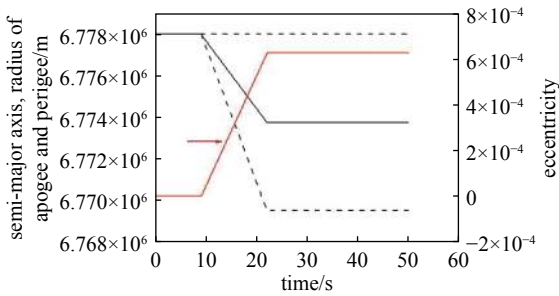


Fig. 16 Change of orbit parameters of circular orbital reverse flying debris

图 16 碎片同面圆轨道、反向、迎面飞行时轨道参数的变化

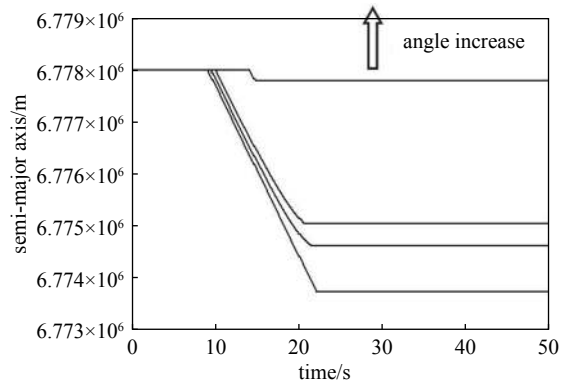


Fig. 17 Change of semi-major axis of non-coplanar circular orbital reverse flying debris

图 17 碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行时半长轴的变化

随着碎片偏离平台轨道平面的角度增大，半长轴改变量逐渐减小，激光操控窗口的时间长度也逐渐减小，当碎片轨道平面偏离 60°时，激光操控窗口的时间长度很小，激光操控效果显著减小。

图 18 为碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行时偏心率的变化。碎片和平台为异面轨道，轨道高度为 400 km，碎片轨道平面偏离平台轨道平面的角度为 0°、20°、30°、60°，随着碎片偏离平台轨道平面的角度增大，偏心率改变量逐渐减小，激光操控对碎片偏心率的影响显著减小。

图 19 为碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行时轨道倾角的变化。碎片和平台为异面轨道，轨道高度为 400 km，碎片与平台同面时轨道倾角没有变化；碎片与平台异面角度为 60°时轨道倾角很小；碎片与平台异面角度为 20°和

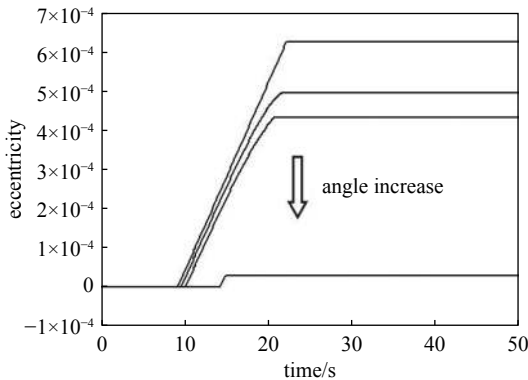


Fig. 18 Change of eccentricity of non-coplanar circular orbital reverse flying debris

图 18 碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行时偏心率的变化

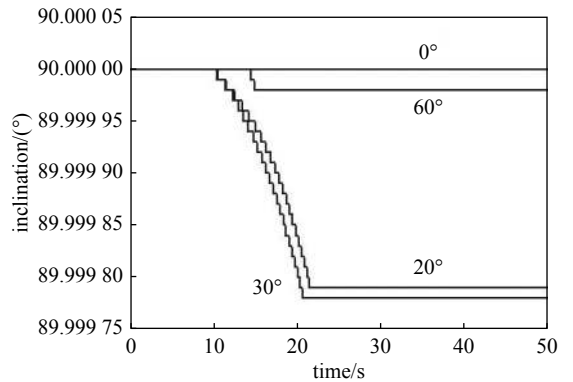


Fig. 19 Change of inclination of non-coplanar circular orbital reverse flying debris

图 19 碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行时轨道倾角的变化

30°时轨道倾角有一定变化,并且异面角度为30°时轨道倾角变化稍大。

如图20所示,碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行、激光烧蚀力重复作用下矢径大小的变化。碎片和平台轨道高度都为400 km,碎片轨道平面与平台轨道平面夹角为5°,由于碎片反向飞行,在一个平台运动周期  $T$  内出现2次激光操控窗口,偏心率波动变化,激光烧蚀力作用19次,矢径大小下降60 km。

如图21所示,碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行、激光烧蚀力重复作用下倾角和升交点赤经的变化。碎片和平台轨道高度都为400 km,碎片轨道平面与平台轨道平面夹角为5°,轨道面倾角逐渐下降,升交点赤经开始逐渐下降、之后又逐渐上升。

上述讨论说明,在200 kW 平均功率的天基激光站作用下,可有效控制 cm 级空间碎片的运动轨道。

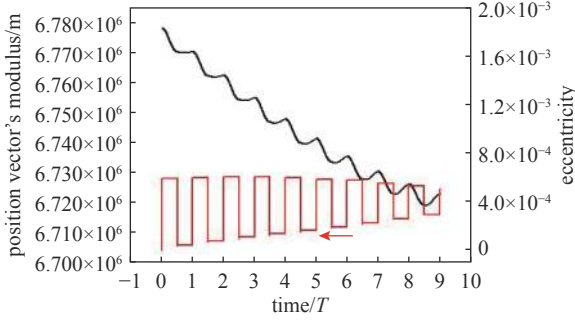


Fig. 20 Change of position vector's modulus of non-coplanar circular orbital reverse flying debris with repetitive pulsed laser

图20 碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行、激光烧蚀力重复作用下矢径的变化

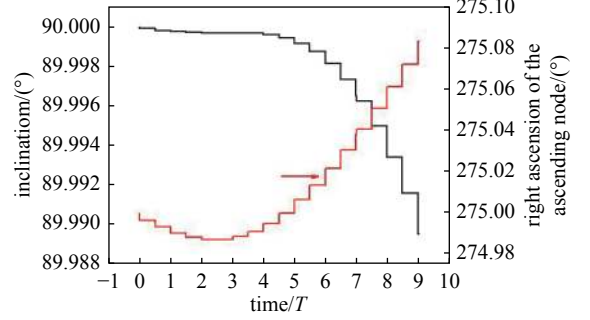


Fig. 21 Change of inclination and right ascension of the ascending node of non-coplanar circular orbital reverse flying debris with repetitive pulsed laser

图21 碎片异面圆轨道、反向、迎面飞行、激光烧蚀力重复作用下倾角和升交点赤经的变化

### 4.3 天基激光烧蚀操控大尺寸空间碎片的姿态

通过激光烧蚀消旋的基本规律研究表明<sup>[31-32]</sup>,激光烧蚀消旋方法,可有效消除大尺寸圆柱体、长方体和薄壁箱体等空间碎片的旋转运动状态。下面以薄壁箱体碎片的消旋为例,进行分析和说明。激光烧蚀消旋策略为:对薄壁箱体碎片,依次对其XYZ轴方向施加反向激光烧蚀力矩,降低碎片原有角速度,进行消旋。

激光器平均功率为 $3.141\ 593 \times 10^2$  W,重频为10 Hz,脉宽为10 ns,碎片为铝材,密度为 $2700\ \text{kg/m}^3$ ,冲量耦合系数取 $5 \times 10^{-5}$  (N·s)/J。碎片和平台轨道高度为400 km,薄壁箱体碎片尺寸为 $(a,b,c) = (40,50,60)$ (外长方体尺寸,单位:cm),壁厚为5 mm。远场激光光斑半径为 $r_L = 1$  cm。

碎片初始欧拉角和角速度为

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

在体固联坐标系 $X_b Y_b Z_b$ 中,碎片初始角速度为

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_b,0} \\ \omega_{y_b,0} \\ \omega_{z_b,0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sqrt{2}/2 \\ 0 & \sqrt{2}/2 & 1/2 \\ 0 & -\sqrt{2}/2 & 1/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 0.292\ 893 \\ 1.207\ 107 \\ -0.207\ 107 \end{bmatrix}$$

如图22所示,为激光烧蚀消旋过程中角速度 $\omega_{x_b}$ 随着时间的变化,由于首先对角速度 $\omega_{x_b}$ 消旋,在单脉冲激光烧蚀冲量矩重复作用下,该角速度逐渐减小,当激光作用时间约为800 s时,该方向角速度趋近于零消旋结束。

如图23所示,为激光烧蚀消旋过程中角速度 $\omega_{y_b}$ 随着时间的变化,在对角速度 $\omega_{x_b}$ 消旋过程中,角速度 $\omega_{y_b}$ 也逐渐减小,当激光作用时间约为800 s时,该方向角速度趋近于零消旋结束。

如图24所示,为激光烧蚀消旋过程中角速度 $\omega_{z_b}$ 随着时间的变化,在对角速度 $\omega_{x_b}$ 和 $\omega_{y_b}$ 消旋过程中,角速度 $\omega_{z_b}$ 震荡减小趋近于-1 rad/s,当激光作用时间约为820 s开始对该方向角速度消旋,当时间到达1400 s时该方向角速度趋近于零消旋结束。

如图25所示,为在整个激光烧蚀消旋过程中所经历的阶段,阶段1表示对角速度 $\omega_{x_b}$ 的消旋阶段(第一个水平段,经历0~820.3 s);阶段2表示对角速度 $\omega_{y_b}$ 消旋阶段(垂直上升段,经历820.4~823.6 s);阶段3表示对角速度 $\omega_{z_b}$ 消旋阶段(第二个水平段,经历823.7~1400 s)。显然,由于阶段1对角速度 $\omega_{x_b}$ 消旋过程中,角速度 $\omega_{y_b}$ 也逐渐减

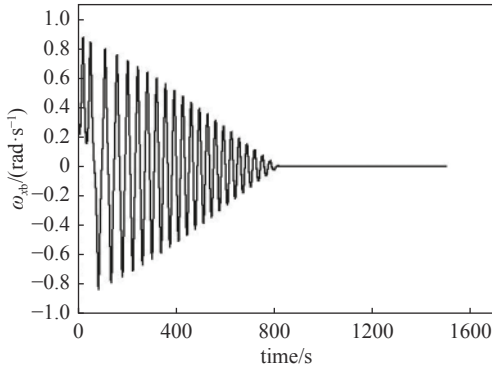


Fig. 22 Change of angular velocity  $\omega_{xb}$  of debris in volume 40 cm×50 cm×60 cm

图 22 碎片尺寸为 40 cm/50 cm/60 cm 下碎片角速度  $\omega_{xb}$  的变化

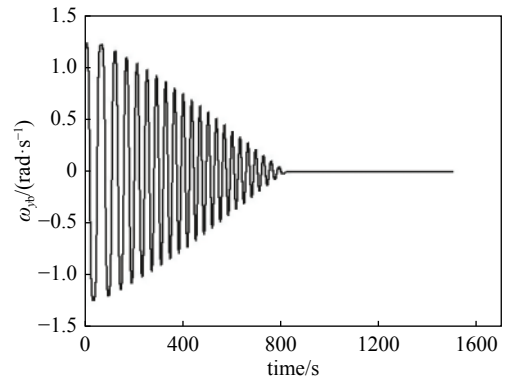


Fig. 23 Change of angular velocity  $\omega_{yb}$  of debris in volume 40 cm×50 cm×60 cm

图 23 碎片尺寸为 40 cm/50 cm/60 cm 下碎片角速度  $\omega_{yb}$  的变化

小到较小值,故阶段 2 对角速度  $\omega_{yb}$  消旋过程时间很短。

研究表明,相对碎片轨道的激光操控,碎片姿态的激光操控所需激光器平均功率较小,并且对碎片轨道影响较小。当碎片的初始角速度为  $\omega_{xb,0} = \omega_{yb,0} = \omega_{zb,0} = 1 \text{ rad/s}$  时,在 300 W 级激光器平均功率下,可对 40 cm×50 cm×60 cm 和壁厚 5 mm 以下薄壁箱体碎片进行激光消旋;在 1000 W 级激光器平均功率下,可对 80 cm×90 cm×100 cm 和壁厚 5 mm 以下薄壁箱体碎片进行激光消旋;在 8000 W 级激光器平均功率下,可对 100 cm×100 cm×200 cm 和壁厚 5 mm 以下薄壁箱体碎片进行激光消旋。并且,在激光消旋过程中,激光烧蚀力对碎片轨道影响较小。

上述分析说明,cm 级碎片轨道操控的激光器平均功率为 200 kW,而大尺寸碎片消旋所需激光器平均功率为 0.3~8 kW,从天基激光器的平均功率来看,大尺寸碎片激光烧蚀消旋的演示验证变成现实的可能性更大。

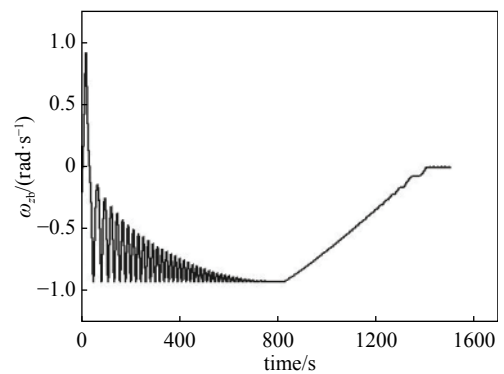


Fig. 24 Change of angular velocity  $\omega_{zb}$  of debris in volume 40 cm×50 cm×60 cm

图 24 碎片尺寸为 40 cm/50 cm/60 cm 下碎片角速度  $\omega_{zb}$  的变化

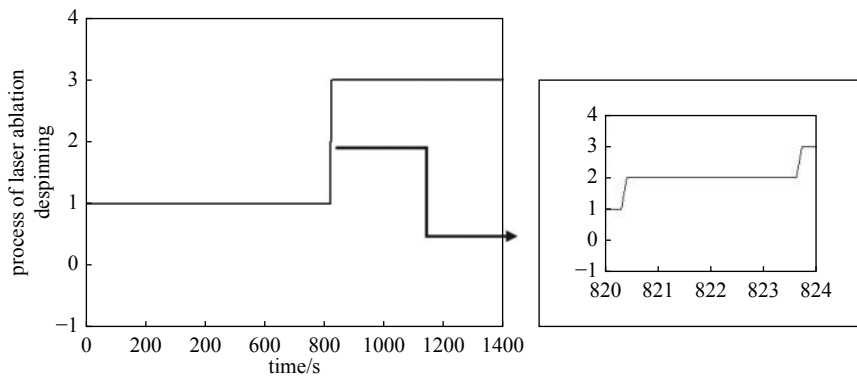


Fig. 25 Process of laser ablation despinning of debris in volume 40 cm×50 cm×60 cm

图 25 碎片尺寸为 40 cm/50 cm/60 cm 下激光烧蚀消旋阶段

## 5 激光偏转小行星轨道

近年来,小行星撞击地球风险引起了各个航天大国的关注<sup>[33-41]</sup>,研究人员提出了各种减缓小行星撞击地球风险的方法,可分为两种。一种是瞬间撞击方法,例如利用核动力拦截器或动能拦截器撞击小行星,使其瞬间获得速度增量并改变轨道,这种方法的特点是轨道改变精度预测难度较大、产生大量撞击碎片,但是可行性和有效性是显而易见的。一种是缓推方法,利用小推力缓慢、长时间操控,使其偏离轨道。缓推方法可实现轨道精确操控、不产生撞击碎片,但是,操控时间较长。

在所提出的各种缓推方法中,激光烧蚀偏转小行星轨道方法,是激光辐照并烧蚀小行星表面,使其气化和离子化,形成高速反喷等离子体羽流产生推力,利用这种推力,使得小行星偏离地球撞击轨道。特点是利用光子传递能量非直接接触、无反作用力,并且与重力牵引和离子束偏转小行星轨道方法比较,技术实现难度较小。激光烧蚀偏转小行星轨道方法,一方面采用太阳能板将太阳能转化为激光能量,可从太空源源不断获取能量;一方面将小行星表面材料作为推进剂,无需自身携带推进剂,解决了携带大量能源和推进剂的难题,被认为是最为有效的方法之一。

“光触”概念(LightTouch)和“激光蜂群计划”(The Laser Bees Project)是典型的激光烧蚀偏转小行星轨道的研究工作。例如,英国斯特拉思克莱德大学的研究人员提出了“光触”概念,设想在3年内,利用激光烧蚀方法,将4 m直径130 t的小行星轨道速度改变1 m/s。又如,“激光蜂群计划”是利用多个激光站烧蚀操控小行星,所提供激光烧蚀力较大,并且具有互为备份功能,某一个激光站失效不影响整体工作,如图26所示。

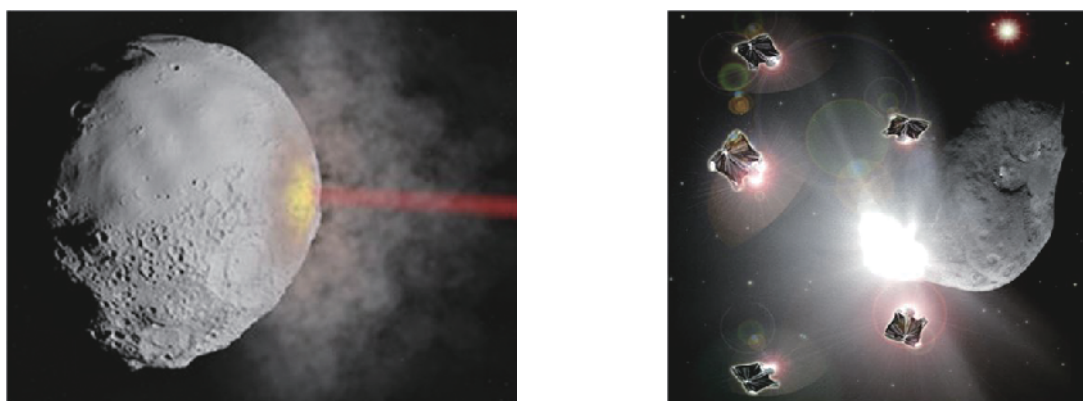


Fig. 26 Asteroid laser ablation manipulation and the Laser Bees Project

图 26 激光烧蚀小行星和“激光蜂群计划”

多激光站系统具有操控时间短、适应性强、可扩展功能的优点。多激光站系统所提供推力更大、偏转操控时间更短,如果发生某一个激光站失效情况可用备份激光站替代,同时植入新激光站补充修复,或植入新激光站扩展其功能。

激光烧蚀偏转小行星轨道技术有待进一步深化研究。小行星材质多样性和非均匀性、激光与物质作用模型、烧蚀羽流沉积和污染、小行星轨道探测、多激光站协同设计、小行星偏转效果预测和评估等,都需要通过大量实验和理论模型与数值仿真方法,进行可行性和有效性的分析和验证。

#### 参考文献:

- [1] Kantrowitz A. Propulsion to orbit by ground-based lasers[J]. *Astronautics and Aeronautics*, 1972, 10(5): 74-76.
- [2] Pirri A N, Weiss R F. Laser propulsion[C]//AIAA 5th Fluid and Plasma Dynamics Conference. Boston: AIAA, 1972.
- [3] Phipps C, Birkan M, Bohn W, et al. Review: laser-ablation propulsion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(4): 609-637.
- [4] 张楠, 徐智君, 朱晓农, 等. 激光推进技术[J]. *红外与激光工程*, 2011, 40(6): 1025-1037. (Zhang Nan, Xu Zhijun, Zhu Xiaonong, et al. Laser propulsion technology[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(6): 1025-1037)
- [5] 谭胜, 吴建军, 张宇, 等. 激光支持的空间微推进技术研究进展[J]. *推进技术*, 2018, 39(11): 2415-2428. (Tan Sheng, Wu Jianjun, Zhang Yu, et al. Research progress of laser-supported space micropropulsion technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(11): 2415-2428)
- [6] 洪延姬, 金星, 李小将, 等. 临近空间飞行器技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012. (Hong Yanji, Jin Xing, Li Xiaojiang, et al. Near space vehicle technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012)
- [7] 洪延姬, 李倩, 王殿恺, 等. 超声速飞行器的激光空气锥减阻方法[M]. 北京: 科学出版社, 2016. (Hong Yanji, Li Qian, Wang Diankai, et al. Laser air cone drag reduction method for supersonic aircraft[M]. Beijing: Science Press, 2016)
- [8] 洪延姬, 金星, 崔村燕, 等. 先进航天推进技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012. (Hong Yanji, Jin Xing, Cui Cunyan, et al. Advanced space propulsion technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012)
- [9] 洪延姬, 金星, 李倩, 等. 吸气式脉冲激光推进导论[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012. (Hong Yanji, Jin Xing, Li Qian, et al. Introduction to inspiratory pulsed laser propulsion[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012)
- [10] Myrabo L N, Messitt D G, Mead F B Jr. Ground and flight tests of a laser propelled vehicle[C]//36th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV: AIAA, 1998.
- [11] Phipps C, Bonnal C, Masson F, et al. Launching swarms of microsattellites using a 100 kW average power pulsed laser[J]. *Journal of the Optical Society of*



- America B, 2018, 35(10): B20-B26.
- [12] Phipps C R, Bonnal C, Masson F, et al. Transfers from Earth to LEO and LEO to interplanetary space using lasers[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146: 92-102.
- [13] Phipps C R, Boustie M, Chevalier J M, et al. Laser impulse coupling measurements at 400 fs and 80 ps using the LULI facility at 1057 nm wavelength[J]. *Journal of Applied Physics*, 2017, 122: 193103.
- [14] Phipps C R, Reilly J P, Campbell J W. Optimum parameters for laser launching objects into low earth orbit[J]. *Laser and Particle Beams*, 2000, 18(4): 661-695.
- [15] Phipps C R, Luke J R, Helgeson W, et al. Performance test results for the laser-powered microthruster[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2006, 830(1): 224-234.
- [16] Phipps C R, Luke J R, Helgeson W, et al. A ns-pulse laser microthruster[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2006, 830(1): 235-246.
- [17] Horisawa H, Igari A, Kawakami M, et al. Discharge characteristics of laser-electric hybrid thrusters[C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2004.
- [18] Horisawa H, Kawakami M, Kimura I, et al. Laser-assisted pulsed plasma thruster for space propulsion applications[J]. *Applied Physics A*, 2005, 81(2): 303-310.
- [19] Ono T, Uchida Y, Horisawa H, et al. Measurement of ion acceleration characteristics of a laser-electrostatic hybrid microthruster for space propulsion applications[J]. *Vacuum*, 2008, 83(1): 213-216.
- [20] Osamura A, Sakai T, Horisawa H. Development of a laser-electrostatic hybrid acceleration thruster[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH: AIAA, 2014.
- [21] Horisawa H, Sasaki Y, Funaki I, et al. Electromagnetic acceleration characteristics for a laser-electric hybrid thruster[C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford: AIAA, 2008.
- [22] Horisawa H, Mashima Y, Yamada O, et al. High ISP mechanism of rectangular laser-electromagnetic hybrid acceleration thruster[C]//32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, 2011.
- [23] Akashi N, Oigawa Y, Hosokawa H, et al. Plasma acceleration characteristic of a rectangular laser-electromagnetic hybrid thruster[C]//50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH: AIAA, 2014.
- [24] 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 and Particle Beams*, 1996, 14(1): 1-44.
- [25] Phipps C R, Baker K L, Libby S B, et al. Removing orbital debris with lasers[J]. *Advances in Space Research*, 2012, 49(9): 1283-1300.
- [26] Campbell J W. Project ORION: orbital debris removal using ground-based sensors and lasers[R]. Washington: NASA, 1996.
- [27] Phipps C, Reilly P. ORION: clearing near-earth space debris in two years using a 30 kW repetitively pulsed laser[C]//Proceedings of SPIE 3092, XI International Symposium on Gas Flow and Chemical Lasers and High-Power Laser Conference. 1997: 728-731.
- [28] Schall W O. Laser radiation for cleaning space debris from lower earth orbit[J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 2002, 39(1): 81-91.
- [29] 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: 021302. (Lu Yong, Liu Xiaoguang, Zhou Yu, et al. Review of detumbling technologies for active removal of uncooperative targets[J]. *Acta Aeronauticae Astronautica Sinica*, 2018, 39: 021302)
- [30] Kumar R, Sedwick R J. Despinning orbital debris before docking using laser ablation[J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 2015, 52(4): 1129-1134.
- [31] 洪延姬, 金星, 王广宇, 等. 激光清除空间碎片方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013. (Hong Yanji, Jin Xing, Wang Guangyu, et al. Laser method for removing space debris[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013)
- [32] 洪延姬, 金星, 叶继飞, 等. 天基激光烧蚀操控空间碎片方法[M]. 北京: 科学出版社, 2020. (Hong Yanji, Jin Xing, Ye Jifei, et al. Space-based laser ablation method for manipulating space debris[M]. Beijing: Science Press, 2016)
- [33] Vasile M, Gibbings A, Watson I, et al. Improved laser ablation model for asteroid deflection[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 103: 382-394.
- [34] Phipps C. Can lasers play a rôle in planetary defense?[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2010, 1278(1): 502-508.
- [35] Vasile M, Maddock C A. Design of a formation of solar pumped lasers for asteroid deflection[J]. *Advances in Space Research*, 2012, 50(7): 891-905.
- [36] Maddock C, Vasile M, Summerer L. Conceptual design of a multi-mirror system for asteroid deflection[C]//27th International Symposium on Space Technology and Science. 2009: 1-5.
- [37] Gibbings A, Vasile M, Watson I, et al. Experimental analysis of laser ablated plumes for asteroid deflection and exploitation[J]. *Acta Astronautica*, 2013, 90(1): 85-97.
- [38] Zhang Qicheng, Walsh K J, Melis C, et al. Orbital simulations for directed energy deflection of near-earth asteroids[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 103: 671-678.
- [39] Thiry N, Vasile M. Recent advances in laser ablation modelling for asteroid deflection methods[C]//Proceedings of SPIE 9226, Nanophotonics and Macrophotonics for Space Environments VIII. 2014: 922608.
- [40] Vasile M, Nicolas T. LightTouch3: a demo mission to test laser ablation for asteroid manipulation and exploitation[C]//15th Reinventing Space Conference. Glasgow, UK, 2017.
- [41] Sloane J B, Sedwick R J. Direct force measurement of pulsed laser ablation of asteroid simulants[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2020, 36(4): 551-559.