

技术报道

激光推进原理与技术*

辜建辉 徐启阳 李再光 陈殊殊

(华中理工大学激光技术国家重点实验室, 武汉, 430074)

摘 要: 激光推进是激光技术与航空航天技术同时得到较大发展后, 于 70 年代初提出的一种全新的推进方式。激光推进可以同时克服化学推进中自然燃烧极限的限制和核能推进中推力/质量比率低的缺点, 可以获得约 $20000 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$ 的比推力, 推力/质量比率为化学推进的典型值。文中报道了激光推进的基本原理与技术、发展概况、主要问题及应用前景等。

主题词: 激光, 推进, 高温等离子体

分类号: TN248, V435

FUNDAMENTAL THEORY AND TECHNOLOGY
OF LASER PROPULSION

Gu Jianhui Xu Qiyang Li Zaiguang Chen Shushu

(National Laboratory of Laser Technology, HUST, Wuhan, 430074)

Abstract: Laser propulsion is a new propulsion technology raised in the early 70's when both laser technology and astronautics and aeronautics technology had been well developed. Both the limitation of combustion temperature in chemical propulsion and the disadvantage of lower ratio of thrust to mass in nuclear propulsion can be overcome by using laser propulsion. Its specific impulse can reach $20000 \text{ N} \cdot \text{s/kg}$, and the ratio of thrust to mass is typical as that of the chemical propulsion. Introduction, fundamental theory and technology, applications and existing problems of laser propulsion were reported in the paper.

Subject terms: Laser, Propulsion, High temperature plasma

1 引 言

随着大能量、高功率激光器件的研制成功和进一步发展, 为了满足现代航空航天技术的需要, 人们马上注意到激光技术应用于航空航天领域将出现令人振奋的局面。现代的无线电

* 本文 1994 年 6 月 17 日收到

技术已经顺利地实现了地球与遥远的空间飞行器之间的通信,而相干辐射的激光的波长比微波短得多,衍射损失小,这种高方向性和高相干性的激光辐射的传输距离将比微波远得多。如果能与信息以无线电波传输的方式一样,将能量以激光的形式传送出去,那么航空航天飞行器就可以不必要自己携带燃料,而靠地面或者空间轨道上的激光器供给能源,即可实现激光推进。

人们对火箭发动机的理论和实际应用的深入研究发现,化学火箭发动机由于燃料中氧化剂的分子质量大和自然燃烧的火焰温度的限制,其比推力上限仅为 $4000 \sim 5000 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 。而比推力较大 ($\sim 10000 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$) 的核能火箭发动机,由于受核电装置重量的限制,其推力/质量比率只有 $10^{-2} \sim 10^{-4} \text{ N}/\text{kg}^{[1]}$,因此,为了克服传统的火箭发动机在这两个方面的限制,必须寻求新的推进技术。

火箭发动机要产生更大的推力和比推力,必须显著地提高发动机排出的气体的速度,同时在单位时间内排出尽可能多质量的气体。其中后一种因素很难有显著的改善,因为推进器携带的质量是有限的,携带更多的推进剂势必要减少有效载荷的重量,所以更实际的有效途径就是提高其排出气体的速度。对于一定压力和温度的气体,当然可以通过改善它的气体动力学特性来提高其排出气体的速度,但从工程技术角度来讲,这种方法也受到一定限制,因为喷气道的压缩比不可能无限提高。因此必须通过大大提高气体的温度和压力才能显著提高排出气体的速度。

现代化学火箭理论上可以达到的最高气体温度只有 $4,000 \sim 5,000 \text{ K}^{[2]}$,而激光推进剂中利用高能激光与物质相互作用,可以将极轻的推进剂(如氢)加热到高温等离子体状态,得到远远超过自然燃烧极限的气体温度,这种高温等离子体的温度往往可达到 $20,000 \text{ K}^{[3]}$ 。

因而激光推进具有独特的优点,激光能量可以从远处传输给火箭发动机,火箭发动机本身不必携带燃料(氧化剂),因此可大大减轻整个飞行器的质量,有利于提高其推力/质量比率。另外,通过对激光能量的有效吸收,可形成 $10,000 \sim 20,000 \text{ K}$ 的高温等离子体,从而获得很高的比推力,如可达 $20,000 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}^{[4]}$ 。激光推进虽然在世界上已提出二十多年,但对于航空航天技术仍然是一个全新的概念,有必要引起重视。

2 激光推进的发展概况

美国和前苏联的航空航天技术都很发达,其激光技术的发展也在世界上处于领先地位,正因为如此,激光推进技术也较早地得到了深入而广泛地研究。

60年代中期,在美国就开始了相干辐射的激光能量与固体靶之间动量和动能的转换研究,用Q开关的红宝石激光作用在金属靶面上得到了每焦耳激光能量 $(2 \sim 10) \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}$ 的冲量转换和高达 2000 eV 的离子动能。当功率密度更高时 ($> 10^7 \text{ W}/\text{cm}^2$),还能引起气体物质的离解、激发并形成等离子体。1971年 Kantrowitz A R 首次提出激光推进方法^[5],之后进行了大量的理论和实验研究,1981年在美国弗吉尼亚州举行的空间激光推进研究专题讨论会上,详细报道了激光推进的研究情况及其应用前景。从近几年的报道来看,美国一直在进行与激光推进有关的激光参数、激光产生的等离子体、激光束的发射与接收以及推进剂的选择等方面的基础研究和激光推进的实验研究,并预备使用陆基激光器将小的实验性有效载荷以激光推进的方式送入轨道^[6]。美国伦塞莱尔理工大学的研究结果表明,以激光推进的航天飞行

器用于近地轨道运输其发射费用仅为航天飞机的0.1%，这种飞行器使用空气爆破联合循环发动机能使飞行器准确进入轨道的不同阶段，激光器使用空基自由电子激光器，系统工作效率为40%。另外美国伊利诺斯大学国家航空航天局马歇尔飞行中心分别利用10kW和30kW的连续CO₂激光器进行了激光火箭发动机方面的原理试验^[7]。

前苏联也是从60年代即开始大量研究强激光与各种靶材相互作用产生的等离子体及其动力学过程，于70年代中后期相继报道激光空气喷气发动机和大气中的激光推进等研究结果，利用脉冲CO₂激光的空气光学击穿产生冲击波，获得 $5 \times 10^{-4} \text{ N/W}$ 的能量耦合系数，到80年代进一步研究激光喷管中等离子体的磁场问题^[8]。这之后的公开报道甚少。

日本在激光推进方面的理论与模型实验研究也有公开报道。日本航空宇宙技术研究所流体力学部与大阪府立大学工学部联合进行的激光推进模型船的试验获得成功^[9]，他们利用Nd:YAG激光束在喷管中发生空气击穿产生激光推力使小船沿激光束入射方向行驶。

由于激光推进在航空航天领域的应用是一种全新的原理和技术，故国外非常重视，其研究将为已经发展得比较完善的传统的化学推进等向更高层次发展提供一定的可能性。

3 激光推进的基本原理与类型

激光是一种相干性、单色性、方向性和强度均极高的辐射能量源。激光推进的基本原理是将激光能量经过远距离传输来加热火箭发动机中中性的推进剂，这种中性推进剂可以是固体、气体或液体，激光加热使其温度急剧上升，形成高温高压气体或等离子体，然后从适当的喷管中喷射出来，从而产生推力，如图1所示。

一般来说当高功率密度激光与固体材料相互作用时，能使材料表面迅速汽化产生蒸气，若其功率密度高于一定的阈值($10^8 \sim 10^9 \text{ W/cm}^2$)，蒸气会产生显著的原子激发和离化，这种已部分电离的蒸气将通过逆韧致辐射机制强烈吸收后续激光辐射能量而进一步电离，形成高温等离子体，其温度可达几千乃至上万度，其等离子体芯处的温度往往达到20,000K^[7]。这种可用于激光推进的固体推进剂材料一般选用富氢材料(如塑料、冰块等)。

当高功率密度激光与气体相互作用时，强激光能量能使气体发生光学击穿，气体分子剥离出电子，形成等离子体。气体特别是氢气是最具有吸引力的一种激光推进剂，因为氢的分子量最轻，并能在最低的温度水平上获得最大的焓增量和比推力^[2]。

激光推进的实质就是激光与物质相互作用，但是其类型却是多种多样的，一般常用两种分类方法。

(1) 按照其使用的推进剂物质的不同可分为固体、液体和气体三种推进方式。它们的基本特征前面已进行了介绍，其中固体推进方式由于受固体材料气体温度的限制(大部分固体材料的气化温度在1000~5000K之间)，往往必须有对固体推进剂生产的蒸气进行进一步加热的机构，以便将其加热到更高的温度。

(2) 根据激光器的不同工作方式可将其分为连续激光推进和脉冲激光推进。^[3]

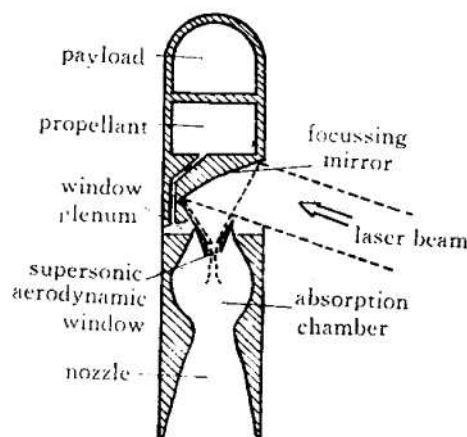


Fig. 1 Schematic for laser propulsion

连续激光推进又称为稳态激光推进,就是在将推进剂的势能转化为排出气体的动能时,激光束连续不断地给这一过程提供能源,同时激光推力保持常值。连续激光推进有两个方面的局限:一是由于等离子体在高温下会产生很大的辐射能量损失,并传给喷管壁大量的热能,因此发动机壁要采用特殊耐热材料和冷却措施以防止其在高温(6000K)下被熔化;另一方面是由于等离子体的屏蔽效应将把激光束与推进剂隔离开。而脉冲激光推进方式看来在解决这些问题方面要有效些。

脉冲激光推进方式就是将高能脉冲激光在气体中或者固体表面聚焦,产生迎着激光束传播的高温高压等离子体。当激光脉冲足够窄时,激光作用期间高压气体将留在固体表面或喷管附近,从而成为一种有效的推进机制。图2所示为一种双脉冲推进示意图。双脉冲推进方式对使用固体或液体推进剂的火箭发动机更为有效,第一个脉冲为低通量激光脉冲,其作用是在推进剂表面通过烧蚀而获得一定量的精确喷气量;第二个脉冲为高通量激光脉冲,它进一步加热上述气体并产生爆炸波,将气体推进剂加热到高温等离子体状态。

4 激光推进的关键技术及发展前景

激光推进的实现,首先依赖于高能激光器的发展,其输出功率范围应达 $10^6 \sim 10^9 \text{ W}$,同时应具有大范围的功率可调性,并能实现高的运行效率,这些也都是现代激光技术的研究发展方向。因此激光推进能否最终成为实际的空间轨道推进技术最主要取决于激光技术的发展,激光推进涉及到的其它关键技术有以下几方面。

(1) 大尺寸的光学发射和传输镜的制造技术。发射镜的口径越大,则其传输效率越高,而目前要制造大于10m直径的反射镜,需要有重大的镜面加工技术的突破。另外还必须解决好镜面的冷却问题,因为吸收激光推进的极强激光束的部分能量将传给镜面大量的热,从而引起镜面畸变^[10]。

(2) 高精度的瞄准和跟踪技术。因为激光能量是从远距离给高速运动的目标,对光斑的尺寸和入射角度均有严格的要求。目前激光雷达在这一领域的应用是一个发展方向^[10]。

(3) 强激光的大气传输与自适应光学技术。强激光束在大气中传输时将由于大气的吸收、散射、湍流及热晕等线性和非线性效应的影响,而使光束的能量衰减和发散,使波前发生漂移和畸变^[11,12],从而严重影响激光推进。自适应光学技术是补偿波前畸变的一种有效手段。

(4) 高温等离子体的控制技术。聚焦的强激光束在焦点处将产生温度高达20000K的等离子体芯,如不采取适当的控制措施,喷管壁将在几秒钟内被熔化,因此必须寻找特殊的耐热材料作喷管壁和适当的等离子体屏蔽控制措施,使喷管壁上的温度维持在几千度^[7]。

总之,尽管激光推进在技术上有一定难度,但与传统的化学火箭推进相比,以其诱人的技术和经济上的优势,以及可能标志着传统火箭技术的先进基本原理革命性的转折而显示出有一定的发展前景,国外一直没有放松对这一原理和技术的研究,因此激光推进技术值得重视。

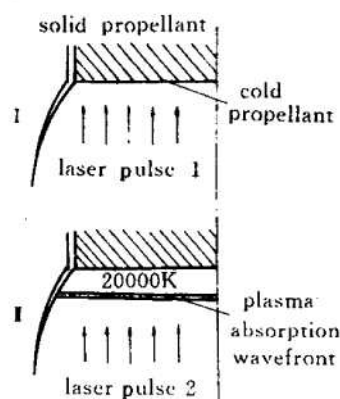


Fig. 2 Illustration for double-pulse laser propulsion

- I Low intensity laser pulse vaporizes the cold propellant
- II High intensity laser pulse heats the vapor

参考文献

- [1] Hertzberg A, Billman K W. Widening Horizons for High-Power Laser Applications. *Astronautics and Aeronautics*, 1979, 17 (3): 16
- [2] Legher H H, D-Hanilton D H. CW Laser Propulsion. AIAA 10th Fluid and Plasmadynamic Conference, Albuquerque, N. Mer., June 27~29, 1977: 77~657
- [3] Weiss R F, Pirri A N, Kemp N H. Laser Propulsion. *Astronautics and Aeronautics*, 1979, 17 (3): 50
- [4] Levitt M R. Laser Propulsion Testing Begins. *Laser Focus*, 1981 17 (10): 36
- [5] Kantrowitz A. Propulsion to Orbit by Ground-Based Lasers. *Astronautics and Aeronautics*, 1972, 10 (5): 74
- [6] 林敏华. 以激光推进航天飞行器. *国外激光*, 1991 (2)
- [7] Novak Z. Laser Propulsion. *Optics and Laser Technology*, 1985, 17 (3): 116
- [8] Gorbunov V A, Nrkulskaga L S, Petrukhin A I, et al. Magnetic Field Structure of a Laser Jet Plasma at Low Radiation Density. *Sov. J. Quant. Electr.*, 1984, 14 (2): 238
- [9] 国月. 航技研用激光推进小船模型试验成功. *国外激光*, 1992, (11): 35
- [10] 淡洪. 气动激光技术, 北京: 国防工业出版社, 1977
- [11] 宋正方. 应用大气光学基础, 北京: 气象出版社, 1990
- [12] Ban C N. Power from Space by Laser. *Astronautics and Aeronautics*, 1977, 15 (3): 18

(上接第66页)

3.3 SS与 x^v/f 相关性的分析讨论

有机炸药的感度无疑是由其分子结构决定的。根据现有理解, 炸药的感度主要受制于分子结构中的特定基团, 如 $N-NO_2$, $C-NO_2$, $O-NO_2$ 等等, 但若仅考虑这些所谓“引发”基团, 并不能得到结构与感度的良好相关性。若在此基础上同时考虑整个分子对“引发”基团的“稀释”作用, 即分子中的其它部分对“引发”基团的影响, 则可使相关性明显得到改善。因此定性地讲, 要寻求感度与结构的良好相关性, 就必须在分子结构的数值化(经验的或理论的)同时反映上述两方面的影响。

从 x_i^v 计算式看出, 当 $m=0$ 时, 考虑的重点是分子图中各顶点点价(δ_i)的贡献, 即考虑构成分子的原子组成及其数目; 而 δ_i 从本质上来看, 反映了在分子骨架图中顶点原子上的电子结构。因此, $^0x^v$ 中无疑包含了分子结构中的一些成键信息。同时, 这些信息也必将反映到感度性质中, 因为炸药的起爆本质上是一种物理化学过程。当 $m=1$ 时, 所得 $^1x^v$ 包含的信息, 除分子图中原子类型与数量(即考虑顶点的贡献)外, 还考虑了分子图中的边(即包含了分子中各原子间的邻接关系)。因此 $^1x^v$ 较 $^0x^v$ 所含信息量要大, 且对结构的分辨率较高。从上述相关结果来看, SS与 $^1x^v/f$ 的相关性均较 $^0x^v/f$ 要高。

必须指出, 在进行结构与性能相关研究时, 不能指望某一种拓朴指数能与所有性质相关良好, 因为一种拓朴指数所包含的结构信息毕竟有限, 且有所侧重。因此应根据所关联的性质的特点适当选择适宜的拓朴指数。

参考文献

- [1] Politzer P. Shock-Sensitivity Relationships for Nitramines and Nitroaliphatics. *Chem Phys Letters*, 1991, 181: 78~82