

文章编号: 1001-4322(2005)03-0363-06

激光推进器概念设计研究现状及发展趋势*

李修乾^{1,2}, 洪延姬², 何国强¹, 姚宏林²

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2. 装备指挥技术学院 基础部, 北京 101416)

摘 要: 激光推进器技术是激光推进技术的关键技术之一,也是其核心技术,而激光推进器概念设计是开展激光推进器技术研究的首要任务。在对国内外文献综合调研的基础上,总结给出了激光推进器概念设计的研究现状。通过对比分析给出了各种激光推进器构形的优缺点,并就激光推进器概念设计的发展趋势进行了分析讨论。

关键词: 激光推进; 激光推进器; 缩比实验模型

中图分类号: O439 TN249 **文献标识码:** A

激光推进技术是国内外非常关注的几种先进推进技术之一。激光推进是一种利用全新的推进机理将远处高能激光束能量转化为飞行器动能的全新航天推进技术,激光推进按激光器的工作方式分类可以分为连续波激光推进和脉冲激光推进。激光推进的突出特点是比冲大、成本低、快速机动。

无论是连续波激光推进还是脉冲激光推进,激光与工质相互作用并将激光能量转化为飞行器动能的过程是实现激光推进最关键的一个过程。激光与工质相互作用的过程是发生在推进器内部的,因此激光推进器技术在激光推进技术研究领域起着举足轻重的作用。激光推进器概念设计毫无疑问是开展激光推进器技术研究的首要任务。

自从 Arthur Kantrowitz 于 1972 年提出激光推进的概念以来,研究人员已经在激光推进器概念设计以及用缩比实验模型对其性能进行实验测试研究方面做了大量卓有成效的工作,这些研究工作主要集中在美国、德国、日本和俄罗斯。20 世纪 90 年代以来国内在这一领域也做了大量突破性工作。

1 脉冲激光推进器

1.1 塞式激光推进器

在整个 70 年代和 80 年代的大部分时间里,美国 NASA 和空军研究实验室等单位开展了冲量耦合特性等方面的基础研究。80 年代末至 90 年代初,随着小卫星技术和激光技术的进一步发展,激光推进首先在美国再次引起了高度重视。美国伦塞勒工学院的 Myrabo 等人^[1,2]提出并发展了一种塞式激光推进器结构,如图 1 所示。这种推进器的核心部件是向外侧突出的抛物形喷管,入射激光脉冲辐照到喷管壁面之上,喷管壁面将激光脉冲聚焦到环状整流罩附近将工质击穿,工质击穿之后形成等离子体,等离子体继续吸收激光能量升温并形成迅速膨胀

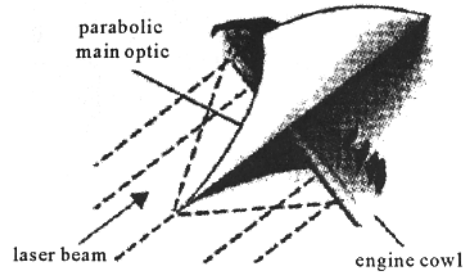


Fig. 1 Plug nozzle type laser thruster^[1]

图 1 塞式激光推进器^[1]

的爆轰波,爆轰波与推进器壁面流固耦合产生脉冲推力。实验测得的大气吸气式激光推进的冲量耦合系数为 $(10 \sim 14.3) \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$,烧蚀模式的冲量耦合系数为 $36 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$;文章指出大气吸气模式激光推进的比冲为无限大;作者还说明了用于制作推进器缩比实验模型的材料为 6061-T6 铝。

1.2 重复脉冲激光推进发动机(RPLPE)

美国 Physical Sciences Inc 的 Noebolsion 和 Pirri^[3]提出了一种重复脉冲激光推进发动机 RPLPE(Repetitive Pulsed Laser Propulsion Engine)结构,如图 2 所示,沿喷管轴线方向入射的脉冲激光束在壁面的聚焦作用下将焦点附近的工质击穿形成等离子体,等离子体继续吸收激光能量形成迅速膨胀的爆轰波,爆轰波沿着与入

* 收稿日期:2004-09-02; 修订日期:2005-01-19

基金项目:国家 973 项目资助课题

作者简介:李修乾(1977—),男,讲师,博士生,从事激光推进技术研究;北京 3380-86 信箱;E-mail:lixuqian@tom.com。

射激光方向相反的方向喷出喷管,从而形成推力。他们对推进器的比冲和冲量耦合系数进行了实验和理论研究,大气吸气模式的冲量耦合系数最高能达到 $50 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$,以氩气和氢气为推进剂,激光脉冲之间的时间为 $10 \mu\text{s}$ 时,其比冲的实验测量值达到了 $3000 \sim 5000 \text{ s}$ 。

Simons 和 Pirri^[4]就这种 RPLPE 喷管内部的流体力学问题进行了理论研究。从文献报道的数据来看,RPLPE 锥形喷管的冲量耦合系数优于抛物形喷管,圆锥顶角越小其耦合系数越大;存在一个使得冲量耦合系数取最大值的最优喷管尺寸;以石墨为推进剂时的冲量耦合系数较大;实验测得的几种推进剂的冲量耦合系数均随着辐照激光强度的增大而变大。计算结果表明大气吸气模式的比冲可以达到 800 s 。

1.3 铃形激光推进器

德国航空航天局技术物理研究所的 Bohn 等人^[6~8]就一种铃形激光推进器(Bell-Shaped Laser Thruster)进行了较为深入的研究,这种推进器的结构如图 3 所示。这种推进器的核心部件是一个抛物形喷管,其推力产生机理与重复脉冲激光推进发动机类似。他们用不同种类的推进剂对其缩比实验模型的推进性能进行了实验测试研究,实验结果表明大气吸气模式激光推进的冲量耦合系数为 $33.3 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$,烧蚀模式的耦合系数达到了 $61 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$;冲量耦合系数的大小与激光脉冲能量的高低密切相关,当压力降低到 $20 \sim 50 \text{ kPa}$ 时,冲量耦合系数没有明显变化,因此在 11 km 的高度范围内激光推进器可以以大气吸气模式工作。烧蚀模式的研究结果表明,聚甲醛树脂这种塑性材料是固体推进剂的首选,聚甲醛树脂的直径为 $\phi 8 \sim 10 \text{ mm}$,长度为 $8.5 \sim 17 \text{ mm}$ 时,推进器的性能比较好。而且他们还发现推进器的开口方式不同时其耦合系数也会有所不同。

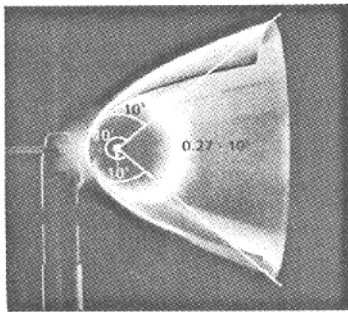


Fig. 3 Bell-shaped laser thruster^[7]

图 3 铃形激光推进器^[7]

1.4 管中激光加速器(LITA)和 OTV 发动机

日本的国家航天实验室,Tohoku 大学等单位^[9~10]提出了两种激光推进器——管中激光加速器(Laser-Driven In-Tube Accelerator)(如图 4 所示)和 OTV(Orbital Transfer Vehicle)发动机(如图 5 所示)。其中,LITA 的基本工作原理为:入射激光辐照到发射体(Projectile)之上,发射体的抛物形后部将激光束聚焦到加速管的管壁附近,聚焦激光束将管壁上的推进剂材料(或者是注入的推进剂气体)击穿形成高速膨胀的气体,从而产生推力。OTV 发动机实现了聚焦光学系统和气动系统(喷管)的分离。以单原子分子气体氩、氦和氙为推进剂进行的实验研究结果表明 LITA 的耦合系数高于 $30 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$;他们以水为推进剂用 OTV 发动机进行了一系列推力和冲量的实验测试研究;用碳和环氧树脂组成的双层靶材进行的激光推进机理的研究结果表明,其冲量耦合系数至少提高了 1 个数量级;他们还用对用磁场进行加速和用另外一束辅助激光进行加速的问题进行了研究。

1.5 航天激光推进发动机(ALPE)

俄罗斯光电装置与系统测试研究所的 Ageichik 等人^[11]提出了一种新型激光推进器概念——航天激光推进发动机(Aerospace Laser Propulsion Engine),如图 6 所示。这种推进器实现了聚焦光学系统和气动系统

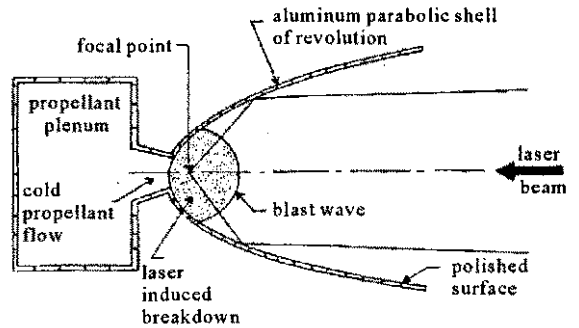


Fig. 2 Repetitive-pulsed laser propulsion engine^[2]

图 2 重复脉冲激光推进发动机^[2]

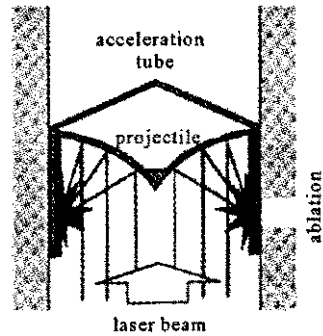


Fig. 4 Laser-driven in-tube accelerator^[9]

图 4 管中激光加速器^[9]

(喷管)的分离,这种推进器包括一个辅助光束收集系统、两个聚焦镜面(一个为抛物形,一个为双曲线形)、一个狭槽、一个冲击波脉冲接收器和一个喷管。入射激光首先经过辅助光束收集系统之后辐照到聚焦光学系统之上,聚焦后的激光束通过狭槽辐照到喷管内部将工质击穿。他们就冲量耦合系数与激光脉冲和推进器尺寸等参数的关系进行了实验研究,实验研究结果表明圆柱形喷管和收敛形喷管比扩展性喷管的效率更高;深度为 20 mm 的扁平状冲击波脉冲接收器的效率更高;狭槽的宽度为 7 mm 时冲量耦合系数更高;脉冲能量较高时冲量耦合系数才会随着脉宽的增加而明显变大。在大气吸气模式冲量耦合系数的实验测试研究中,其最大值和最小值相差 2 倍,最大值为 $25 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$ 。

1.6 国内的抛物形激光推进器

国内对激光推进的研究也很重视,从 90 年代开始开展了激光推进方面的研究工作。相关领域的研究人员提出并发展了一种抛物形激光推进器,并进行了光船一体化结构设计。而且研究人员还用自己设计的激光推进器和光船缩比实验模型成功得进行了国内首次大气吸气模式水平和垂直推进实验,其冲量耦合系数的实验测量值为 $25.5 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{J}^{-1}$ 左右^[12]。

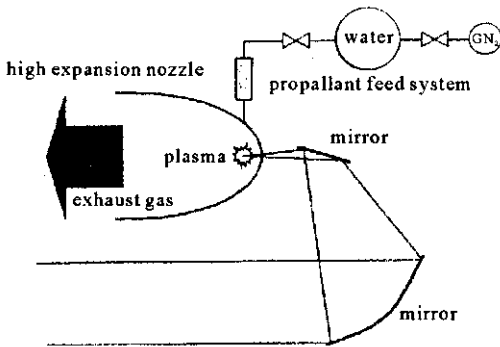


Fig. 5 OTV engine^[10]

图 5 OTV 发动机^[10]

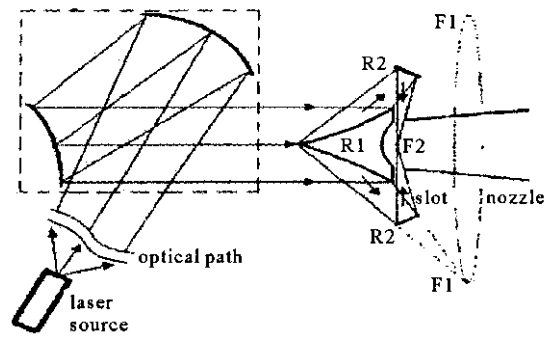


Fig. 6 Aerospace laser propulsion engine^[11]

图 6 航天激光推进发动机^[11]

2 连续波激光推进器

2.1 双流激光推进器

连续波激光推进中,稳态(或准稳态)等离子体通过逆韧致辐射吸收激光束的能量,加热推进剂气体至极高温度(15 000~20 000 K),高温气体喷出喷管形成推动飞行器前进的反推力。如果以氢作为工作气体,很容易获得 1 000~2 000 s 的比冲。氢等离子体的中心温度超过 15 000 K,如果等离子体充满整个吸收室,通过吸收室壁面的热损失将会很大,而且可能会破坏壁面。比较好的方法是采用双层流方案^[13],如图 7 所示。这一方案中,经聚焦透镜汇聚之后的激光束将焦点附近区域的工质击穿形成等离子体,等离子体继续吸收激光能量形成高温高压气体。吸收室的中心处是等离子体,等离子体周围是由壁面隔开的环形冷氢气流。等离子体的下游是热气体和冷气体的混合区,在喉部入口处冷热气体温度达到一致。冷气流既能阻止等离子体与壁面接触,又可以吸收等离子体辐射。

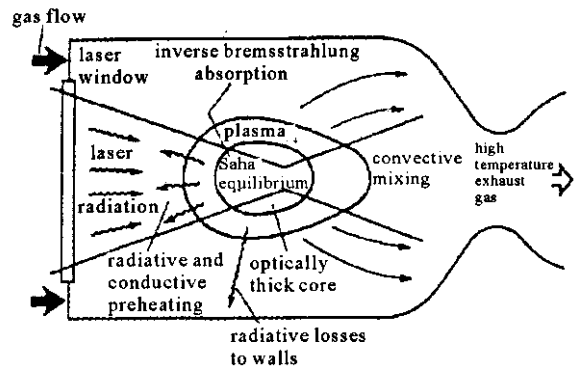


Fig. 7 Dual-flow thruster^[13]

图 7 双流推进器^[13]

2.2 分子吸收推进器

双流推进器存在吸收区域不稳定和吸收室中的气体温度过高从而可能会导致吸收室壁面被破坏等问题,为了解决这些问题,研究人员提出了分子吸收推进器^[5]的概念,其结构如图 8 所示。这一方案所用的推进剂是置入了种子物质的混合气体,混合气体的点火温度较低,激光束不必聚焦其强度就能够达到混合气体的击穿阈值。这一方案中激光束能够辐照吸收室的大部分空间,推进剂气体被均匀加热,这样以来高温气体的峰值温度就比双流推进器低得多。

2.3 双口连续波激光推进器

文献[3]还提出了一种结构比较复杂的连续波激光推进器概念,其结构如图9所示。这种设计中使用了专门的光学系统实现激光束的聚焦,激光束逆着喷管的喉部对推进器气体进行加热,因此从吸收室到出口平面,这种结构设计都与传统火箭发动机类似。

3 其它类型的激光推进器

3.1 组合循环模式发动机

最近 Myrabo 等人^[14~16]为了进一步提高激光推进器的性能,提出了一种采用脉冲爆轰推进和磁流体推进两种模式相结合的推进器概念,其结构如图10所示。飞行器垂直升空和落地时采用爆轰推进模式加速,飞行器以超音速飞行时以磁流体推进模式加速,这种推进器的比冲可以达到6 000~16 000 s,推进器所携带的推进剂仅占总重量的10%左右。

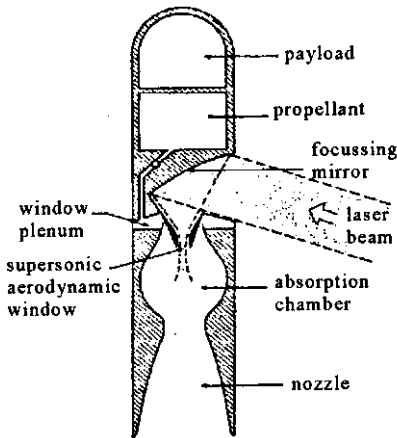


Fig. 9 Two port CW powered thruster^[3]

图9 双口连续波激光推进器^[3]

3.2 热交换推进器 (Heat exchanger thruster)

20世纪90年代末期,美国的 Kare^[17,18]提出了另外一种思路简单的推进器概念设计—热交换推进器,其比冲可以达到600 s左右。理论研究结果表明当激光功率达到100 MW时,能够用该推进器将100 kg的有效载荷发射进入近地轨道。图11给出热交换(HX)推进器的结构示意图,用增压泵将一个简易的液氢压力罐和一个平金属板连接在一起。热交换器吸收激光能量并把它传送给液氢,吸收激光能量之后的高温氢气通过一个或几个常规喷管喷出从而产生推力。

另外,以色列和英国在这一领域也做了一些工作,以色列的研究人员^[19]用光线追踪法研究了激光束的聚焦性能,对喷管内壁的粗糙度对激光能流分布的影响进行了研究。英国的研究人员^[20]对激光驱动飞行器轨道转移概念进行了研究,提出了一种发动机的布局结构概念设计。

4 对比分析

国内外的研究人员已经在激光推进器概念设计领域做了大量工作,目前提出的几种典型推进器都有其自身的优缺点。

连续激光推进器面临吸收区域不稳定的问题,同时还需要复杂的窗口和吸收室,而且其窗口必须能够很高的热负荷。虽然分子吸收推进器在一定程度上解决了高温气体峰值温度过高的问题,但是其比冲较低,而且其热

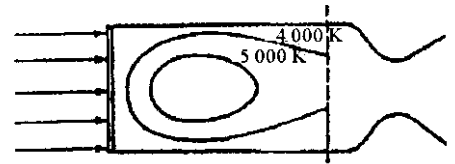


Fig. 8 Molecular absorption thruster^[5]

图8 分子吸收推进器^[5]

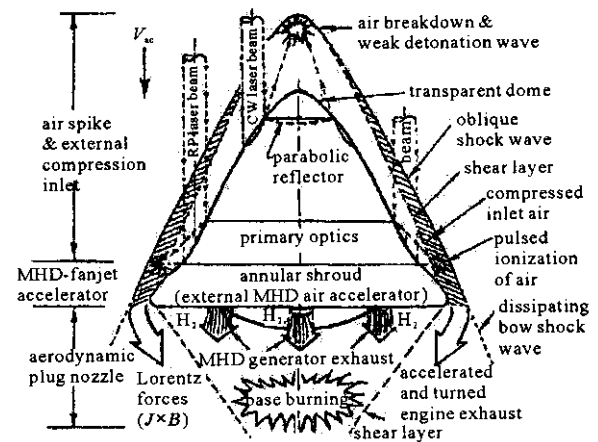


Fig. 10 Combined-cycle engine^[15]

图10 给合循环模式发动机^[15]

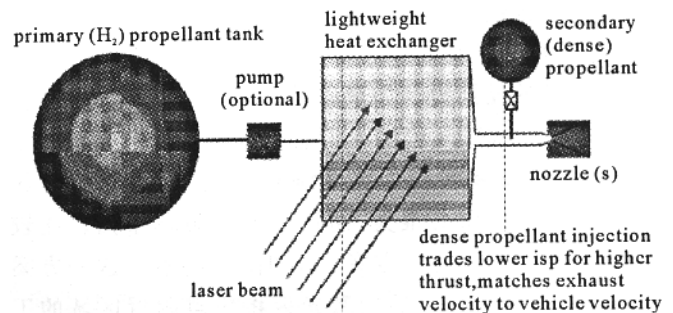


Fig. 11 Heat exchanger thruster^[18]

图11 热交换推进器^[18]

损失比双流推进器更大。另外两种推进器的效率都比较低。对连续波激光推进器的研究无论是其深度还是其广度都有待加强。

脉冲激光推进器没有连续波激光推进器所需要的吸收室和复杂的窗口等装置,其结构设计简单,可以安全的控制能量极高的激光束,其能量转化效率较高,但是这种推进器也还存在一些亟待解决的问题。

虽然 Myrabo 等人对塞式激光推进器进行了较为深入的机理研究,而且用缩比实验模型进行了性能测试实验,其工作性能也较为稳定,但是,从目前文献报道的数据来看,耦合系数的数值偏低。文献还报道了冲量耦合系数的大小与推进器的尺寸和几何形状有关,因此可以首先考虑通过改变其尺寸大小和将其几何形状略作修改的方法来优化其性能参数,从而提高这种推进器的性能。

就重复脉冲激光推进发动机、德国的铃形激光推进器和国内的抛物形激光推进器而言,喷管充当了聚焦光学系统和气动系统的双重角色,其设计思想简单,能量转化效率可以达到 40%~50%,但是,喷管处在高温高压环境之下,壁面需要承受冲击波和化学推进剂的强烈冲击作用,壁面在强烈的冲击作用下会导致自身的变形,还有可能会被损伤,因此壁面材料必须非常坚固;同时化学推进剂还会附着在反射壁面之上对其造成污染;激光束的入射方向和高温气体的喷出方向相反,激光和高温喷出气体的相互作用会使得光束质量变差,这些因素都会导致推进器效率的降低。

日本的 LITA 其实就是前面几种推进器结构的变形而已,文献中对很多问题都是简单提及,并没有进行较为详细的讨论,这一点对于相关领域的研究人员来说是很遗憾的。LITA 适合于实验测试研究,这种推进器的管子能够做多长,未来的实用性如何都还值得讨论。

OTV 发动机、双口连续波激光推进器和 ASLPE 的设计实现了聚焦光学系统和气动系统(喷管)的分离,这样一来可以相对独立的对聚焦光学系统和喷管的性能分别进行优化,从而提高推进器的性能。但是这种推进器结构比较复杂,从目前文献报道的数据来看,冲量耦合系数的数值偏小,其性能还不够理想,能否通过对各个部分参数的优化将其性能进一步提高,其性能参数能够提高的范围有多大等问题还需要研究人员付出大量艰辛的劳动对其进行深入研究。

对热交换推进器和组合循环模式发动机的研究还停留在概念研究阶段,目前并没有用缩比实验模型对其性能进行实验测试研究,而且组合模式推进器的结构略显复杂,还需要研究人员对其推进性能进行较为深入的研究。

5 结束语

国外在激光推进研究方面,基于系统的基础理论研究,提出了切实可行的长远规划。随着相关领域研究工作的逐步深入,激光推进的应用领域也越来越广泛。

在国际范围内,激光推进技术正面临崭新的历史发展机遇。由于需求的牵引和技术进步的强大推动,激光推进技术将逐步从机理研究和实验验证逐步走上实用化。发生在激光推进器内部的激光能量转化过程是实现激光推进最关键的一个过程,因此激光推进器性能的优劣直接影响着激光推进技术的进展。目前国内外提出的各种推进器都有其优点同时也都存在诸多的问题,比如:冲量耦合系数不够高,比冲还不够大,缩比实验模型能否按比例放大,按比例放大之后其性能是否稳定,等等。因此,还需要相关领域的研究人员付出大量艰辛的劳动对现有激光推进器的性能进行优化;同时,也需要继续发挥我们的聪明才智设计出效率更高、性能更为稳定的激光推进器。

参考文献:

- [1] Myrabo L N, Messitt D G, Mead F B Jr. Ground and flight tests of a laser propelled vehicle[R]. AIAA Paper, 98—1001.
- [2] Mead F B Jr, Myrabo L N, Messitt D G. Flight and ground tests of a laser-boosted vehicle[R]. AIAA Paper, 98—3735.
- [3] Nebolsine P E and Pirri A N. Laser propulsion: the early years[A]. First international symposium on beamed energy propulsion[C]. America, 2003. 11—21.
- [4] Simons G A, Pirri A N. The fluid mechanics of pulsed laser propulsion[J]. *AIAA Journal*, 1977, **15**(6): 835—842.
- [5] Glumb R J, Krier H. Concepts and status of laser-supported rocket propulsion[J]. *J Spacecraft*, 1984, **21**(1): 70—79.
- [6] Bohn W L. Laser lightcraft performance[A]. Proc of SPIE[C]. 2000, **3885**: 48—53.
- [7] Schall W O, Bohn W L, Eckel H A, et al. Lightcraft experiments in Germany[A]. Proc of SPIE[C]. 2000, **4065**: 472—481.
- [8] Bohn W L, Schall W O. Laser propulsion activities in Germany[A]. First International Symposium on Beamed Energy Propulsion[C]. Amer-

- ica, 2003. 79—91.
- [9] Niino M. Activities of laser propulsion in Japan[A]. First international symposium on beamed energy propulsion[C]. America, 2003. 71—78.
- [10] Torikai H, Urabe N, Kim S, et al. In-tube laser propulsion configuration[A]. First international symposium on beamed energy propulsion [C]. America, 2003. 454—460.
- [11] Ageichik A A, Egorov M S, Rezunkov Y A, et al. Experimental study on thrust characteristics of airspace laser propulsion engine[A]. Second international symposium on beamed energy propulsion[C]. Japan, 2004. 49—60.
- [12] 金星, 洪延姬, 崔村燕, 等. 激光推进冲量耦合系数的测量方法[J]. 强激光与粒子束, 2004, **16**(7):861—864. (Jin X, Hong Y J, Cui C Y, et al. Measure method of impulse coupling-coefficient of laser propulsion. *High Power Laser and Particle Beams*, 2004, **16**(7):861—864)
- [13] Birkan M A. Laser propulsion: research status and needs[J]. *J Propulsion and Power*, 1992, **8**(2):354—360.
- [14] Myrabo L N. Propulsion systems integration for a 'tractor beam' mercury lightcraft: liftoff engine[A]. First international symposium on beamed energy propulsion[C]. America, 2003. 683—694.
- [15] Myrabo L N, Rosa R J. Hypersonic MHD propulsion system integration for the mercury lightcraft[A]. Second international symposium on beamed energy propulsion[C]. Japan, 2004. 544—558.
- [16] Myrabo L N, Raizer Y P, Surzhikov. Air plasma formation in MHD slipstream accelerator for mercury lightcraft[A]. Second international symposium on beamed energy propulsion[C]. Japan, 2004. 534—543.
- [17] Kare J T. Near-term laser launch capability: the heat exchanger thruster[A]. First international symposium on beamed energy propulsion [C]. America, 2003. 442—453.
- [18] Kare J T. Development program for the heat exchanger thruster and HX laser launch system[A]. Second international symposium on beamed energy propulsion[C]. Japan, 2004. 251—262.
- [19] Aviad B, Yeshayahu L. Laser propulsion system for space vehicles[J]. *J Propulsion and Power*, 1998, **14**(2): 261—270.
- [20] Bond A, Martin A R, Bond R A. Concept studies for a laser powered orbital transfer vehicle[J]. *Acta Astronautica*, 1989, **19**(1): 73—86.

Status and development trend of concept studies on laser propulsion thruster

LI Xiu-qian^{1,2}, HONG Yan-ji², HE Guo-qiang¹, YAO Hong-lin²

(1, College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Department of Basic Theories, the Academy of Equipment Command and Technology, Beijing 101416, China)

Abstract: Laser propulsion technology is one of the advanced propulsion technologies that has been paid a great deal of attention to. Of all the laser propulsion technologies, laser thruster technology is an important technology, and it is also a vital one. Based on a thoroughly research on the home and foreign literatures, the status and development trend of concept studies on laser propulsion thrusters is summarized. The advantages and disadvantages of the thrusters are pointed out.

Key words: Laser Propulsion; Laser Thruster; Prototype