

文章编号: 0258-7025(2006)06-0739-04

聚光系统构形对激光推力器推进性能的影响

崔村燕^{1,2}, 洪延姬², 王 军², 何国强¹

(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, 北京 101416)

摘要 在喷管与聚光系统一体化设计时, 聚光系统因其同时承担聚光和喷管两项功能而成为激光推力器的重要组成部分。通过改变聚光系统内表面的母线方程, 可以改变点火区的大小、形状、点火区与聚光系统内表面的距离及喷管长度等参数, 而这些参数都会对激光推力器的推进性能产生影响。针对不同的聚光系统构形建立了相应的点火模型, 数值计算与实验结果一致, 即当注入能量不超过 60 J 时, 在喷管出口直径相同的条件下, 抛物形喷管点聚焦方式比环聚焦方式所获得的冲量耦合系数大, 可达 $38.84 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s/J}$; 而冲量耦合系数对点火区与聚光系统内表面的距离及喷管长度等参数并不十分敏感。研究结果对于吸气式激光推力器的喷管构形设计具有指导意义。

关键词 激光技术; 激光推力器; 聚光系统; 喷管; 耦合系数

中图分类号 TN 249 文献标识码 A

Influence of Focusing System Structure on Propulsion Performance of Laser Thruster

CUI Cun-yan^{1,2}, HONG Yan-ji², WANG Jun², HE Guo-qiang¹

(¹ College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)
² Academy of Equipment Command & Technology, Beijing 101416, China)

Abstract Focusing system is one of the most important components of laser thruster when it is also used as a nozzle at the same time. Such parameters change with generatrix equation of inner surface of focusing system as the shape and the size of ignition zone, nozzle length and the distance between ignition zone and inner surface of nozzle. All these parameters have effects on the propulsion performance of laser thruster. Four kinds of ignition modes are set up according to different nozzle structures. The results of numerical calculation and experiment are coincident. When injecting energy is not larger than 60 J and the diameter of nozzle exit is constant, the impulsion performance of laser thrusters with a parabolic focal point is found better than that of those owing a round one, and the coupling coefficient of the former is about $38.84 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s/J}$. And the impulse coupling coefficient is not sensitive to nozzle length and the distance between ignition zone and inner surface of nozzle. The results are very useful to design nozzle structure of laser thruster that works in air-breathing mode.

Key words laser technique; laser thruster; focusing system; nozzle; coupling coefficient

1 引 言

1972 年, Kantrowitz 首次提出激光推进的概念以来, 激光推进以其巨大的优势吸引了国内外众多学者的关注^[1]。美国、德国和日本等国家起步较早, 数值计算和实验都已有大量积累, 对激光推进机制及构形设计都有较深入的认识^[2~5]。国内起步较

晚, 近年来在借鉴国外经验的基础上, 数值计算和实验都有较大的发展, 主要研究了激光与物质的相互作用、吸气模式下大气高度和激光脉冲频率对激光推力器推进性能的影响等^[6~8]。自 2000 年开始, 装备指挥技术学院激光推进实验室在旋转抛物形激光推力器推进性能优化方面已经开展了许多工作^[9~11]。在上述研究工作的基础上, 本文通过数值

收稿日期: 2005-11-04; 收到修改稿日期: 2006-02-15

基金项目: 国家 973 计划(53128)和新世纪优秀人才支持计划资助项目。

作者简介: 崔村燕(1977—), 女, 安徽省怀远县人, 西北工业大学博士研究生, 讲师, 主要从事推进技术研究。E-mail: ccy6655@126.com

计算和实验结果的对比,研究了喷管构形的几何参数对其推进性能的影响。

2 激光推力器推进性能参数

工作于吸气模式的激光推力器,其推进性能参数主要有冲量 I 和冲量耦合系数 C_m ,其中

$$I = \bar{F} \Delta t = \int F(t) dt = m \Delta v, \quad (1)$$

$$C_m = I/E, \quad (2)$$

式中 \bar{F} 为平均推力; Δt 为推力持续时间; $F(t)$ 为描述推力加载过程的时间函数; m 为推力器的质量; Δv 为推力器的速度增量; E 为入射激光能量。

设旋转抛物形喷管内表面母线方程为

$$(y-a)^2 = 2px, \quad x > 0 \quad (3)$$

式中 a 为影响点火区形状的几何参数, $2p$ 为点火区与聚光系统内表面的距离。这两个参数的变化势必会导致喷管长度 x 与出口直径 $2|y|$ 的变化,从而使喷管构形发生改变。

在激光脉宽确定的条件下,聚光系统与喷管一体化设计时,忽略光束质量和加工精度的影响,推力

器的冲量耦合系数可表示为

$$C_m = f(2p, x, 2|y|, a, m, E). \quad (4)$$

实验所研究的喷管材料均为 LY 12,密度确定,所以 m 只与喷管几何参数有关。又因为所设计的喷管出口直径都与入射激光光束的直径相同,即 $2|y| = 50 \text{ mm}$,根据式(3), x 是 $2p$ 和 a 的函数。所以,(4) 式中的独立变量只有三个,即

$$C_m = f(2p, a, E). \quad (5)$$

3 实验研究

为了获得激光推力器的推进性能参数,必须测试入射激光的能量和推力器的冲量。采用分光的方法实现能量测试和冲量同步测试,会使工作光束的能量降低,影响实验效果。所以在进行各个喷管的冲量测试之前完成对能量的测试。能量测试系统由加拿大 Gentec 公司生产的 ED-500LR⁺ 探头和 SOLO PE 监视器组成,测试精度可达 95%。由表 1 给出的实验数据可以看出,在整个实验过程中,激光器的能量变化不超过 10%。

表 1 实验结果

Table 1 Experimental results

Nozzle number $2p\text{-}a/\text{mm}$	First experiment			Second experiment		
	E/J	$I/(\times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s})$	$C_m/(\times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}/\text{J})$	E/J	$I/(\times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s})$	$C_m/(\times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}/\text{J})$
16-0	14.24	447.14	31.4	56	2175	38.84
19.5-0	12.52	401.39	32.06	59.4	2170	36.53
26.45-0	11.75	292.34	24.88	55.8	1675	30.02
26.45-1.5	11.45	265.64	23.2	58.2	1640	28.18
26.45-2.5	—	—	—	53.9	1645	30.52
26.45-4	—	—	—	56	1450	25.89

冲量测试是在激光推进技术实验室自行研制的冲击摆测试系统上完成的,其测试精度可达 95%。有关冲击摆装置及实验,已有相关文献报道^[11]。实验中冲量测试数据的重复性误差不超过 5%,表 1 中所给出的冲量都是三次测试数据的平均值。

根据误差传递理论

$$\left| \frac{\Delta C_m}{C_m} \right| = \left| \frac{\partial \ln C_m}{\partial I} \cdot \Delta I \right| + \left| \frac{\partial \ln C_m}{\partial E} \cdot \Delta E \right|, \quad (6)$$

所以 C_m 的计算误差不超过 20%。表 1 中获得的 C_m 值与国外文献给出的相关研究结果接近,说明实验方法正确,实验数据可信^[2~4]。

从表 1 的数据可以看出:

1) 对于同一种喷管构形,增大入射激光能量有

助于激光推力器推进性能的提高。这与文献[10]的数值计算规律一致。

2) 对于点聚焦喷管,当 $10 \text{ J} < E < 15 \text{ J}$ 时, C_m 在 $2p = 19.5$ 附近有一个峰值。当 $50 \text{ J} < E < 60 \text{ J}$ 时, C_m 有随 $2p$ 减小而增大的趋势。

3) 对于环聚焦喷管,当 $10 \text{ J} < E < 15 \text{ J}$, $a \geq 2.5$ 时,因聚焦区的能量达不到击穿阈值而无法点火。当 $50 \text{ J} < E < 60 \text{ J}$ 时, C_m 在 $a = 2.5$ 附近有一个峰值,但从能量的测试数据分析,激光器输出能量不稳定是造成这种结果最可能的原因。

4) 在 $E < 60 \text{ J}$ 的条件下,点聚焦喷管比环聚焦喷管推进性能好。

4 数值计算研究

4.1 点火模型

令空气的光学击穿阈值为 I_{th} , 等离子体的体积为 V , 表面积为 S , 脉冲宽度为 t_p , 空气的密度为 ρ , 比内能为 e , 且入射激光能量以确定的能量转化效率 η 转化为等离子体内能, 则有

$$\frac{E \times \eta}{S \times t_p} = I_{th}, \quad (7)$$

$$\rho \times e \times V = E \times \eta, \quad (8)$$

在完全气体状态下, 空气单位质量的内能, 即比内能 e 和温度 T 之间的关系为

$$e = c_v T = 5RT/2, \quad (9)$$

其中 $c_v = 5R/2$, 为双原子气体的定容比热; $R = 287 \text{ J/kg} \cdot \text{K}$, 为空气的气体常数。

当 $a = 0$ 时, 旋转抛物形喷管为点聚焦喷管。对于此种构形, 当击穿半径 $r \leq p/2$ 时, 可以把点火区理想化为球形, 如图 1(a) 所示, 因而点火区的表面积和体积可以表示为

$$S_1 = 4\pi r^2, \quad V_1 = \frac{4}{3}\pi r^3. \quad (10)$$

当 $r > p/2$ 时, 点火区域与壁面相交, 如图 1(b) 所示, 则点火区的表面积和体积可以表示为

$$S_2 = 2\pi r p + \frac{2\pi}{3} \sqrt{p} [(2r)^{3/2} - p^{3/2}],$$

$$V_2 = \pi p (r - \frac{p}{2})^2 + \frac{\pi}{3} p^2 (3r - p). \quad (11)$$

当 $a \neq 0$ 时, 推力器模型如图 1(c) 所示, 为环聚焦旋转抛物形推力器, 等离子体在空间是圆环胎形

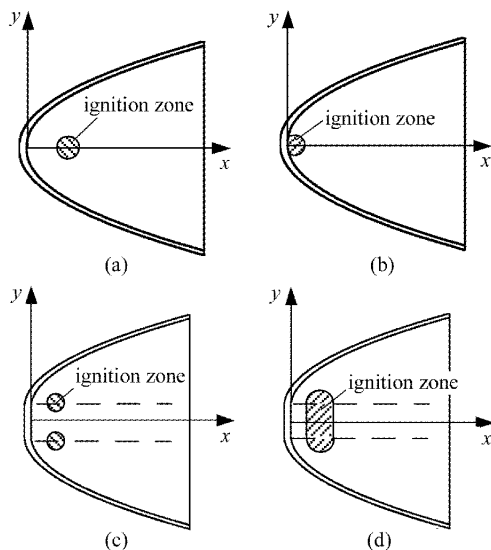


图 1 不同喷管构形所对应的点火区

Fig. 1 Shape of ignition zones of different nozzles

状, 其截面中心(也即焦点)可连成一根环线, 称之为聚焦环线

$$S_3 = 4\pi^2 ar, \quad V_3 = 2\pi^2 ar^2. \quad (12)$$

利用式(7)~(9)及式(12), 如果计算出击穿半径 $r \leq a$, 则可在 Gambit 中按照图 1(c) 所示边界画网格, 若 $r > a$, 等离子体的形状已经不再是环形轮胎状, 其体积和面积计算也不再满足式(12)。由于等离子体传播速度极快, 所以可以假设重叠部分的等离子体迅速传播, 形成如图 1(d) 所示的点火区。则等离子体的面积和体积计算公式为

$$S_4 = 4\pi r^2 + 4\pi r a, \quad V_4 = \frac{4}{3}\pi r^3 + 2\pi r^2 a. \quad (13)$$

4.2 数值计算结果分析

假设激光器的单脉冲能量为 30 J, 能量利用率为 25%, 空气击穿阈值为 $2.5 \times 10^7 \text{ W/cm}^2$, t_p 为 200 ns。计算工具为 Fluent6.2.16, 计算模型与文献[10]中的相同。为使规律更加明显, 数值计算时增加了喷管 12-0 和 22-0。表 2 给出了数值计算获得的不同喷管构形对应的推进性能参数对比。

表 2 数值计算结果

Table 2 Results of numerical calculation

Nozzle number	$I / (\times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s})$	$C_m / (\times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s/J})$
12-0	1173.2	39.1
16-0	1160.7	38.7
19.5-0	1207.5	40.3
22-0	1287.4	42.9
26.45-0	1090.7	36.35
26.45-1.5	980.7	32.7
26.45-2.5	733.4	24.4
26.45-4	681.3	22.7

表 2 的数据显示, 数值计算的结果与实验结果基本吻合, 这一方面说明了数值计算的正确性, 另一方面也有助于剔除实验中的异常数据。为便于分析, 图 2 和图 3 中给出了数值计算获得的推力曲线。

不同喷管构形所获得的推力曲线的特征都较相似, 大致可以分为两个阶段。从推力产生到推力开始缓慢下降, 形成“推力尖峰”, 持续时间约 $10 \sim 15 \mu\text{s}$, 产生的冲量只占总冲量的 40% 左右; 60% 以上的冲量是推力开始缓慢下降时形成的“推力平台”产生的。

对于点聚焦喷管, 虽然 $2p$ 值越小, 推力峰值越大, 但是“推力平台”较“低”, 因而, $2p$ 值最小的喷管, 推进性能并不是最优的; 当 $2p$ 增大时, “推力平台”也会增“高”, 与此同时, “推力平台”持续的时间

也减小,所以,喷管的推进性能并不随着 $2p$ 值的增大而提高。

对于环聚焦喷管,由于 a 值越大,能量密度越小,点火区压强也越低,在推力曲线上就表现为推力较小,推进性能较差。

从数值计算的结果还可以看出,第二组实验中 26.45-2.5 喷管获得的推进性能参数异常,其最可能的原因是激光器输出能量不稳定所致。

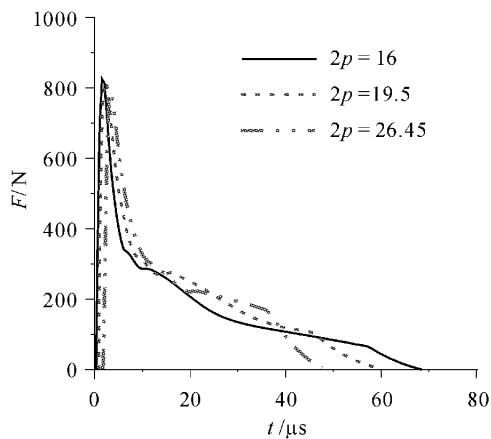


图 2 $a = 0$ 时不同 $2p$ 值对应的推力曲线

Fig. 2 Thrust curve of different thruster when the value of a is zero and that of $2p$ is changed

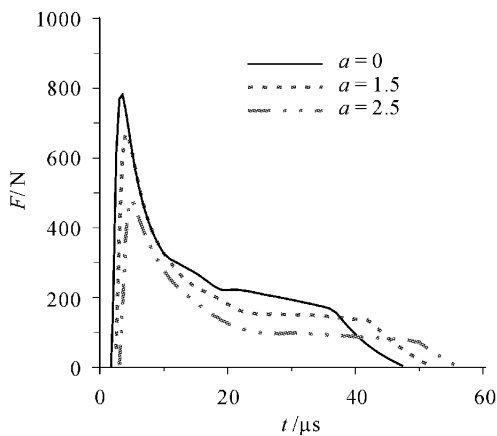


图 3 $2p = 26.45$ 时不同 a 值对应的推力曲线

Fig. 3 Thrust curve of different thruster when the value of $2p$ is 26.45 and that of a is changed

5 结 论

通过数值计算结果与实验结果的比对,在能量低于 60 J 的条件下,开展聚光系统与喷管一体化设计时:1) 点聚焦方式的激光推力器推进性能优于环聚焦方式;2) 母线参数的选择可令 $a = 0, 2p \approx 22$ 。

由于研究的过程中限制了喷管出口直径,所以

喷管长度对其推进性能的影响无法分析。从图 2 中可以看出,喷管增长,推力持续时间也会随之增加,理论上应该有助于推进性能的提高。但增长喷管的同时又会存在两个弊端:其一是在能量较低时,由于喷管太长和冲击波的衰减,致使冲击波波振面在没有传至喷管出口时,由于喷管顶部真空区而产生的反向推力已经大于正向推力;其二是喷管长度加大会带来质量的增加,文献[3]指出,激光推力器的质量增大会使其冲量耦合系数下降。

可见,旋转抛物形喷管构形的设计还与能量和质量有着密切的关系,只有通过改变能量开展大量的研究,才能建立起公式(4)给出的函数关系。

参 考 文 献

- Kantrowitz A. Propulsion to orbit by ground-based lasers [J]. *Astronautics and Aeronautics*, 1972, 10(5):74~76
- Leik N. Myrabo, Donald G. Messitt, Franklin B. Mead. Ground and flight tests of a laser propelled vehicle [C]. AIAA, 98-1001
- W. O. Schall, W. L. Bohn, H. A. Eckel *et al.*. Lightcraft experiments in Germany [C]. *SPIE*, 2000, 4065:472~480
- Ten-See Wang, Yen-Sen Chen, Jiwen Liu *et al.*. Advanced performance modeling of experimental laser lightcrafts [C]. AIAA, 2001-0648
- Masayuki Niino. Activities of laser propulsion in Japan [C]. *First International Symposium on Beamed Energy Propulsion*, 2003, 71~78
- Zheng Yijun, Gong Ping, Tan Rongqing *et al.*. Experimental study of coupling coefficients for air-breathing mode laser propulsion [J]. *Chinese J. Lasers*, 2005, 32(7):889~893
- 郑义军, 龚平, 谭荣清等. 大气模式激光推进耦合系数的实验研究[J]. *中国激光*, 2005, 32(7):889~893
- Jin Xing, Hong Yanji, Cui Cunyan *et al.*. Measure method of impulse coupling-coefficient of laser propulsion [J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2004, 16(7):861~864
- 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
- Shen Ruiqi, Ye Yinghua, Tu Jian. Effects of plasma and ablation on ignition processes of energetic materials under pulsed laser [J]. *Chinese J. Lasers*, 2004, 31(11):1323~1326
- 沈瑞琪, 叶迎华, 涂建. 激光等离子体和烧蚀对含能材料的激光点火过程的影响[J]. *中国激光*, 2004, 31(11):1323~1326
- Hong Yanji, Cui Cunyan, Wang Peng *et al.*. Design method of ring focusing lightcraft for air-breathing laser propulsion [J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2003, 14(2):102~104
- 洪延姬, 崔村燕, 王鹏等. 吸气式激光推进环聚焦光船设计方法[J]. *装备指挥技术学院学报*, 2003, 14(2):102~104
- Cao Zhengrui, Hong Yanji, Li Qian *et al.*. Influence of laser pulse energy on propulsion performance of lightcraft [J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2005, 4(2):183~188
- 曹正蕊, 洪延姬, 李倩等. 单脉冲能量对光船推进性能的影响[J]. *热科学与技术*, 2005, 4(2):183~188
- Wang Jun, Hong Yanji, Wen Ming *et al.*. A method study on the measurement of minute impulse with an impact pendulum [J]. *Journal of the Academy of Equipment Command & Technology*, 2004, 15(1):106~109
- 王军, 洪延姬, 文 明等. 用冲击摆测量微小冲量的方法研究[J]. *装备指挥技术学院学报*, 2004, 15(1):106~109