

文章编号 :1001 - 2486(2006)03 - 0015 - 04

激光推进发动机与激光发射弹道主要参数分析*

何 振,吴建军,鄢昌渝

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南 长沙 410073)

摘要 :激光推进是一种应用前景广阔的先进推进技术。讨论了激光推进发动机性能参数,飞行器在无大气阻力并忽略地球曲率和自转条件下发射与入轨所要求的最佳比冲,激光平均功率与电网能量消耗等问题。指出用激光发射微小卫星可以得到高质量比,激光推进发动机最优的比冲为 12 240m/s。

关键词 :光盘 ;冲量耦合系数 ;比烧蚀能 ;激光推进

中图分类号 :V239 **文献标识码** :A

Analysis of Main Parameters of Laser Propulsion Engine and Launch Trajectory Based on Laser Propulsion

HE Zhen, WU Jian-jun, YAN Chang-yu

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :Laser propulsion is an advanced technology with the prospect of wide application. In this paper the main performance parameters of laser propulsion engine was analyzed. Such problems as the optimum specific impulse, the average laser power and the energy consumption of electric current for launching in 2D plane without air drag were addressed. The results show that higher mass ratio can be obtained by utilizing laser propulsion technology while the optimum specific impulse is 12240m/s.

Key words :lightcraft ; momentum coupling coefficient ; ablation energy ratio ; laser propulsion

激光推进是用激光束的能量来加热推进剂,可以使发动机内工质温度达到 $10\ 000 \sim 20\ 000\text{K}^{[1]}$,从而成为等离子体。这种高温高压的等离子体具有很强的作功能力,发动机比冲可达 $10\ 000\text{m/s}$ 以上^[1]。激光推进具有比冲高、发射准备时间短、发射费用低等优点,将来有可能用于大批量发射微小卫星。

激光推进使用重复脉冲激光传输能量。激光脉冲作用在发动机尾部,高强度辐射引起少量推进剂的电离,形成高温且快速膨胀的等离子体。等离子体膨胀过程类似于超音速爆轰波,它们快速向后喷射,产生反作用力。等离子体的喷射速度及所产生的推力由发动机机构型与激光脉冲能量等因素决定。基于脉冲激光的激光推进及发射需要确定推力、比冲等性能参数的可选范围以及相互之间的约束关系。

1 激光功率与发动机性能参数

激光推进的性能由吸收的激光功率 P_a ,比冲 I_{sp} ,冲量耦合系数 C_m 和比烧蚀能 Q^* 等参数决定。冲量耦合系数是在推进过程中飞行器获得的冲量增量 $m \cdot \Delta v$ 与消耗的激光能量 W 之比,即

$$C_m = \frac{m \cdot \Delta v}{W} \quad (1)$$

在烧蚀过程中,比烧蚀能定义为烧蚀单位质量工质所消耗的激光能量,即

$$Q^* = \frac{W}{\Delta m} \quad (2)$$

对于一个理想的一维排气流,设发动机平均排气速度为 V_e ,根据动量守恒有 $m \cdot \Delta v = \Delta m \cdot V_e$,由式(1)(2)可得, C_m 和 Q^* 的积仅与比冲有关,即:

$$C_m \cdot Q^* = V_e = I_{sp} \quad (3)$$

* 收稿日期:2005-11-21

基金项目:国防科技大学创新研究资助项目(CX04-01-02);国家部委预研基金资助项目(51420060304KG0126)

作者简介:何振(1979-),男,博士生。

由式(3)可见,因为烧蚀过程必须遵守动量守恒定律, I_{sp} 、 C_m 和 Q^* 并不独立,不能任意选择其值。

设发动机将入射的激光能量转化为工质动能的效率为 η ($\eta < 1$)。由式(1)~(3)可得如下关系式:

$$2 \cdot \eta = \Delta m \cdot Ve^2 / W = Cm^2 \cdot Q^* = Cm \cdot Ve = Cm \cdot I_{sp} \quad (4)$$

C_m 、 I_{sp} 与能量吸收率 η 之间的关系如图1所示。

从图1中可以看出,当发动机能量转化效率一定时, C_m 与 I_{sp} 成反比变化。图中 $h=1$ 的曲线代表了激光推进中 I_{sp} 与 C_m 组合的边界,在这条线之下才是实际可能的。据报道,用空气作为推进剂发动机能量转化效率可达40%^[2],当烧蚀聚甲醛树脂时能量转化效率可达54%^[3]。

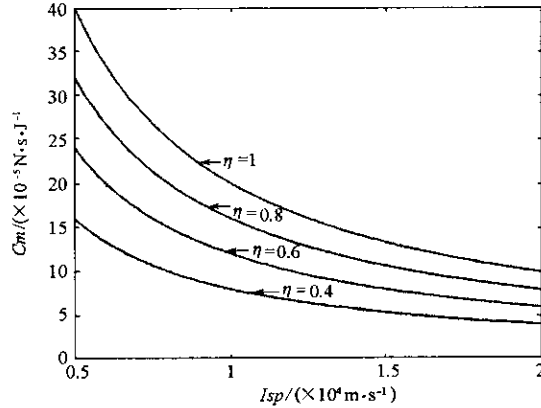


图1 I_{sp} 与 C_m 变化规律

Fig.1 Relations between I_{sp} and C_m

设 P_a 为入射到发动机内的激光功率,发动机推力为 T ,有

$$\dot{m} = \frac{P_a}{Q^*} \quad (5)$$

$$T = \dot{m} \cdot Ve = P_a \cdot Cm \quad (6)$$

由式(4)和式(6)可得到

$$T = \frac{2 \cdot \eta \cdot P_a}{Ve} = \frac{2 \cdot \eta \cdot P_a}{I_{sp}} \quad (7)$$

由式(7)可知,在 η 与 P_a 一定的情况下, T 与 I_{sp} 成反比。假设 $P_a = 20\text{MW}$, I_{sp} 的可变范围为2000~16000m/s,那么最大推力即为 C_m 最大(也即 I_{sp} 最小)时。当 $I_{sp} = 2000\text{m/s}$ 时,设 η 为40%,可得最大推力为8000N,这个推力限制了最大起飞重量。从 C_m 角度看,此时 C_m 的数值相当可观,其值为 $40 \times 10^{-5}\text{N} \cdot \text{s} / \text{J}$ 。但由于 I_{sp} 过小,推进剂将很快烧蚀完毕,飞行器无法达到预定的速度。因此不能单纯追求性能参数的最大,必须考虑到发射任务的要求来综合选取发动机性能参数。

2 在真空与存在重力条件下发射任务分析

在发射中不考虑激光大气传输损失并假设没有大气阻力,只有重力作用,而且由于飞行弹道很短,可以假设地球为平面。为了对发射进行分析,我们把飞行过程理想化为两个阶段。第一阶段为垂直上升段,在此阶段飞行器垂直加速上升,飞行器被加到一定的高度和速度,在此高度和速度下靠飞行器的惯性飞行就能达到轨道高度;第二阶段为水平推进段,将飞行器一直加速到入轨。两段之间由一小段自由滑行段衔接,以便在发动机最后关机时垂直速度为0。

首先考虑垂直上升段,发射的预定轨道是高度为200km的圆轨道。假设 η 为40%, P_a 为20MW,在每次发射过程中比冲保持不变。

由式(3)和式(5)可得

$$\dot{m} = \frac{P_a \cdot Cm}{Ve} = \frac{2 \eta \cdot P_a}{Ve^2} \quad (8)$$

从式(7)和式(8)可以看出,当 V_e 确定时,可以确定推力和推进剂烧蚀速率。

用 V 表示飞行器速度, M 表示飞行器质量, g 表示重力加速度, S 表示飞行器距地面的高度。地球自转忽略不计,在地面发射坐标系中,飞行器垂直向上加速运动,可列出飞行器运动微分方程组:

$$M \frac{dV}{dt} = T - Mg = \frac{2\eta \cdot Pa}{V_e} - Mg \quad (9)$$

$$\frac{dM}{dt} = -\frac{2\eta \cdot Pa}{V_e^2} \quad (10)$$

$$\frac{dS}{dt} = V \quad (11)$$

给定初始条件 $V_0 = 0\text{m/s}$, $M_0 = 100\text{kg}$, $S_0 = 0\text{m}$, 并取重力加速度 $g = 10\text{m/s}^2$, 然后限定垂直上升段发动机关机条件为 $S + V^2/(2g) = 200 \times 10^3$ (此时飞行器依靠自身惯性能达到预定的轨道高度)。用四阶 Runge-Kutta 方法可以计算得到在不同的 I_{sp} 时满足关机条件的推进时间 T_c 和关机时飞行器质量。

从图2中可以看出, I_{sp} 过小时推进剂消耗过快, 当比冲为 2000m/s 时, 在垂直上升段消耗推进剂为 65kg 以上, 而后续阶段的速度增量要求在 7km/s 以上, 这样入轨的质量将很小, 发射任务无法完成。比冲过大则推进时间过长, 推力过小, 要消耗有限的推进剂来抵抗重力的作用, 结果消耗的推进剂反而增多。另外, 比冲大于 16000m/s 时, 飞行器发动机产生的推力不足以克服飞行器本身的重力。由图2可知, 在垂直上升段比冲与发动机关机时飞行器质量有一对应关系, 用线性搜索的优化方法计算得到飞行器发动机比冲的最优值为 12240m/s , 此时飞行器关机质量达到最大, 最大值为 74.6kg 。

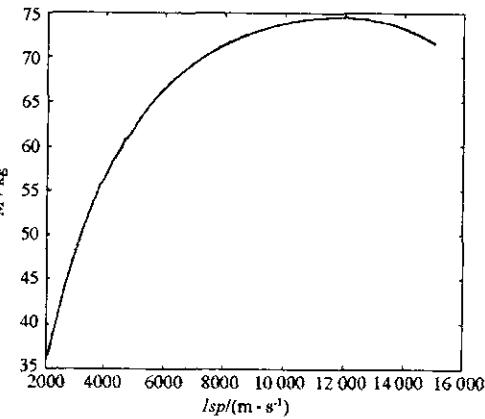


图2 垂直上升段剩余质量随 I_{sp} 变化关系

Fig.2 Remain mass versus I_{sp}

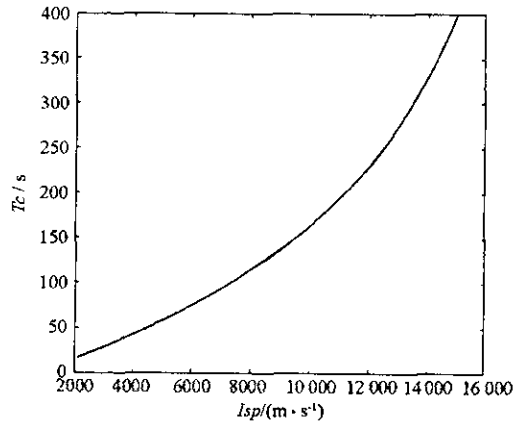


图3 T_c 随 I_{sp} 变化关系

Fig.3 Propulsion time versus I_{sp}

图3给出了发动机工作时间 T_c 与 I_{sp} 的变化关系。从图可以看出, 随着比冲的增大, T_c 也一直在增大。 $T_c \cdot Pa$ 即为垂直上升段发动机吸收的激光总能量, 如果激光器能量转化效率为 5% 且不考虑激光传输损失, 那么 T_c 每增加 1s 消耗的电能为 $4 \times 10^8\text{J}$ 。如果要求提供 20MW 的激光功率, 电网的功率至少达到 400MW 。

考虑水平加速段。设 $\Delta V = 7.8\text{km/s}$, 根据火箭基本运动方程:

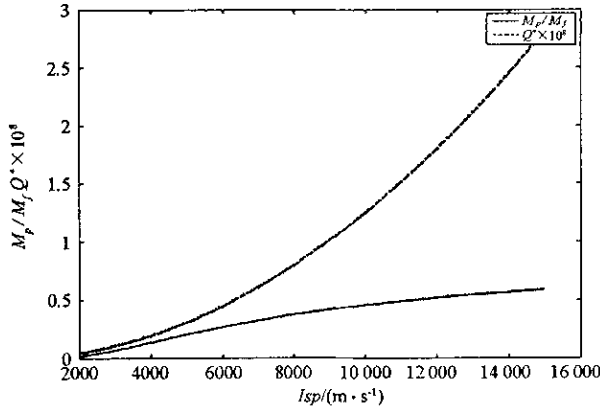
$$\frac{M_p}{M_f} = \exp\left(-\frac{\Delta V}{V_e}\right) \quad (12)$$

式(12)中, M_p 是入轨质量, M_f 为垂直上升阶段的终质量。此阶段由于只考虑水平加速而不考虑重力的影响, 因此不考虑所用时间。飞行器质量比与比冲的关系如图4所示。

若已知 I_{sp} , 可以根据式(3)和式(4)确定比烧蚀能 Q^* ,

$$Q^* = \frac{V_e^2}{2\eta} \quad (13)$$

图4也显示了 Q^* 与 I_{sp} 之间的关系。从式(13)和图4可以看出, 比烧蚀能与比冲的平方成比例。

图4 质量比、 Q^* 与 I_{sp} 关系Fig.4 Payload ratio and Q^* versus I_{sp}

当比冲大于8000m/s后比烧蚀能迅速增加,而质量比没有显著增加,因而对激光能量是一种浪费。

综合两飞行段可以计算出当 $I_{sp} = 5000m/s$ 时,整个发射的质量比为0.13;在 $I_{sp} = 12000m/s$ 时,质量比为0.39。随着 I_{sp} 的增大,质量比一直增大。这个质量比是相当高的,美国航天飞机加上25000kg的有效载荷送到200km高度,其入轨质量与初始质量之比是0.0479;如果仅考虑这25000kg有效载荷,其有效载荷比仅为 $0.013^{[5]}$ 。

3 结论

本文以发射近地轨道微小卫星任务为背景,从能量和可行性方面考虑了发射任务对激光功率与激光推进发动机性能参数的要求,得到以下结论:

- (1)激光推进发动机的比冲和能量耦合系数成反比,受发动机能量效率与激光功率的制约;
- (2)不考虑激光的大气传输损失,用地基激光发射微小卫星可获得较大的质量比;
- (3)发动机适宜的比冲为12240m/s左右。

参考文献:

- [1] 吴刚,张育林,程谋森. 微型卫星激光推进剂发射及其关键技术[J]. 上海航天, 2002(2): 47-52.
- [2] Bohn W L, Schall W O. Laser Propulsion Activities in Germany[A]. First International Symposium on Beamed Energy Propulsion[C], 2003.
- [3] Larson C W, Mead F B. Energy Conversion in Laser Propulsion III[A]. High-power Laser Ablation IV, Proceedings of SPIE[C], 2002, 4760: 887-889.
- [4] Phipps C R, Reilly J P, Campbell J W. Optimum Parameters for Laser-launching Objects into Low Earth Orbit[R]. LPB, February 10, 2001.
- [5] Phipps C R, Reilly J P, Campbell J W. Laser Launching a 5-kg Object into Low Earth Orbit[A]. High-power Laser Ablation III, Proceedings of SPIE[C] 2000: A065.

