

文章编号: 1001- 2486(2007) 03- 0011- 05

基于激光推进的光船发射任务设计与参数优化分析*

何 振, 吴建军

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 针对发射初始质量为 100kg 的光船到近地圆轨道的任务, 研究了激光平均功率、激光大气传输特性、光船激光接收面面积、发动机比冲、发动机能量转化效率等参数之间的相互关系及光船飞行任务的优化问题。针对激光发射光船的具体要求, 由功率估算公式计算出激光平均功率, 从激光作用范围估算出光船的激光接收面的最小面积; 基于光船飞行动力学模型, 结合估算的参数, 应用序列二次规划方法优化计算出光船飞行的最优弹道。计算结果表明, 光船入轨质量可达到 35.5kg, 最优比冲为 8140m/s。

关键词: 激光推进; 光船; 最优弹道; 优化设计

中图分类号: V239 文献标识码: A

An Investigation of Lightcraft Launching Task Design and Optimum Parameter Analysis Based on Laser Propulsion

HE Zhen, WU Jianjun

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

Abstract: In order to launch objects into low-earth circular orbit using an earth-based laser and a lightcraft with 100kg initial mass, the relationships among the concerned parameters such as the laser average power, the characteristics of laser propagation in atmosphere, light receiver size of lightcraft, the specific impulse of engine, and the energy conversion efficiency of engine were investigated. Meanwhile, the optimal trajectory for such a task was also studied. The necessary average laser power was estimated from the initial acceleration of the lightcraft. The minimum size of the lightcraft's light receiver was derived from laser range. Based on the flight dynamic model of lightcraft and the estimated parameters, the optimum trajectory from the ground to low-earth orbit was computed. The results show that the maximum mass to orbit is up to 35.5kg, and the optimum specific impulse is 8140m/s.

Key words: laser propulsion; lightcraft; optimum trajectory; optimal design

当前所采用的航天发射技术成本较高, 如使用一次性运载火箭将有效载荷从地面发射到近地轨道的成本一般都超过 10 000 美元/kg^[1]。高昂的发射成本限制了人类开发和利用太空的能力, 因此发展新型、廉价的航天发射和运输技术一直是人们十分关注的重要发展方向。随着激光技术和激光推进技术的发展, Myrabo 等人提出了基于激光推进技术发射光船的概念^[1]。在这种概念中, 光船在大气中飞行时采用吸气式激光推进模式, 飞出大气层后则可采用基于激光的火箭推进模式。Phipps 等人研究表明, 基于激光推进的光船, 采用一组优化的发射任务参数, 可以将发射近地轨道微卫星的费用降低为传统发射方式的 1%^[2]。影响光船推进性能的因素主要有激光功率、激光大气传输特性、发动机比冲、发动机能量转化效率、光船气动力、飞行弹道等。在光船的飞行任务优化设计过程中, 上述各种参数之间将互相影响, 有必要从中找出一组优化的参数, 使光船能发挥最大的效能。本文主要针对发射初始质量为 100kg 的光船到近地圆轨道的任务, 研究了上述参数之间的相互关系及光船飞行任务的优化问题。

* 收稿日期: 2006- 12- 09

基金项目: 国家部委基金资助项目

作者简介: 何振(1979-), 男, 博士生。

1 激光功率与激光大气传输特性

1.1 激光功率估算

获得高平均功率的激光是实现激光推进的关键。激光平均功率越大,光船发动机功率就越大,光船运载能力也相应增大。Douglas Feikema 曾提出用 100MW 激光将直径为 2m、初始质量为 1000kg 的光船发射到近地轨道的方案,其入轨的有效载荷为 150kg^[3]。然而,目前激光器能提供的功率与发射光船所用的激光推进要求还有一定差距。连续波激光平均功率达到了 MW 级,但脉冲激光的平均功率还只有数十 kW。脉冲激光在大气中传输性能较好,能够使光船发动机内产生爆轰波,同时,采用脉冲激光可简化发动机构型,因此,国内外的研究工作中一般都将脉冲激光作为光船的能源。

由于可以得到的激光功率有限,因而严重限制了发射入轨的有效载荷质量。如果使质量为 m_f 的有效载荷得到速度增量 Δv ,所需要的脉冲激光平均功率 P 可由式(1)作初步估算^[4]:

$$P = \frac{1}{2} m_f a_0 v_e \exp \frac{\Delta v}{v_e} = \frac{1}{2} m_0 a_0 v_e \quad (1)$$

式中, a_0 是发射点的初始加速度, m_0 是初始质量, v_e 是推进剂喷气速度。例如,当 $m_0 = 100\text{kg}$, $v_e = 8\text{km/s}$ 和 $a_0 = 2g_0$ 时, $P = 8\text{MW}$ 。如果光船发动机将入射激光能量转化为推进剂动能的效率为 0.4,那么激光平均功率要达到 20MW 才能满足要求。

1.2 激光大气传输

激光大气传输包括各种线性效应和非线性效应。在激光功率较低时,起主导作用的是各种线性效应,包括大气分子的吸收、大气分子的散射和大气气溶胶的衰减等。当激光功率过大时,则有可能出现热晕、大气湍流、大气击穿等非线性效应,这显然是要极力避免的。

对于波长为 1.06 μm 的激光来说,几乎不存在分子吸收,分子散射也可以忽略,主要的衰减是气溶胶的散射和吸收。许多测量结果证实^[5], 1.06 μm 激光的衰减系数 β 可表示为:

$$\beta = (3.91/V) \times (\lambda/0.55)^{-q} \quad (2)$$

式中, V 为能见度(km), λ 为激光波长(μm), q 为与波长和能见度密切相关的常数。当 V 取 30km 时,可以计算出衰减系数 β 约为 0.0138 km^{-1} 。这个数值非常小,假如整个光路性质相同,按照比尔法则计算激光传输 30km 的透过率为 0.66,也就是说,激光传输 30km 损失 34% 的能量。

1.3 激光作用范围估算

光船发射时,需要用—个传输望远镜将激光束聚焦在 500~1000km 处光船的接收面上。由于各种非线性效应,激光束穿过大气时会有较大的波前畸变。自适应光学系统可以对由于热晕和大气湍流产生的波前畸变进行补偿,从而使激光保持较好的光束质量。

激光作用范围是指激光光斑直径等于光船接收面直径时激光传输的距离。作用范围(Z)依赖于激光波长(λ)、传输望远镜直径(D)、光船接收面的直径(d)和自适应光学系统补偿大气对光束影响的能力(由 Strehl ratio 表示, Str)。在 $d \ll D$ 时,可以用雷利范围方程对激光作用范围作如下近似估算:

$$Z = \frac{dD \sqrt{Str}}{2.44 \lambda} \quad (3)$$

对于发射轨道高度不超过 400km 的卫星, Z 接近 1000km 是必要的^[4]。因此,短波长的激光和直径大的传输镜对发射光船任务而言是十分必要的。如果采用波长为 10.6 μm 的 CO_2 激光器,则光束必须由相阵列镜合成。要不然,在 $Str = 0.3$ 和 $Z = 1000\text{km}$ 时,望远镜主镜面直径将会达到不切实际的 47m^[4]。

2 光船发动机性能参数与光船接收面选择

2.1 光船发动机能量转化效率

激光能量转化为工质动能的转化效率 η 为:

$$\eta = \frac{\Delta m V_c^2}{2E} \quad (4)$$

式(4)中, η 表示能量转化效率, $\Delta m V_c^2/2$ 表示单位时间喷出推进剂的动能, E 为单位时间入射到发动机内的激光能量。C. W. Larson 和 F. B. Mead 研究了以空气、聚甲醛树脂等作为推进剂的 Myrabo 光船的能量转化效率^[7], 研究表明, 有大约 30%~50% 的入射激光能量转化为推进剂的动能。

2.2 光船接收面大小的确定

从式(3)可以看出, 光船接收面的直径越大, 那么激光的有效作用范围也越大, 有利于减小光船轨道设计的难度。但是, 光船接收面直径越大, 光船在大气中飞行时所受的空气阻力也越大, 这限制了光船在吸气飞行段的加速能力, 对激光能量造成不必要的浪费。综合两方面的考虑, 光船接收面直径的选择应该在满足光船入轨的最小激光有效作用范围条件下, 接收面直径越小越好。根据初步的光船发射入轨分析, 激光的有效作用范围达到 1000km 是必要的^[4]。

日本的昴星团望远镜(SUBARU)是目前世界上最大直径的单面反射镜, 其直径达 8.3m; 美国正在建造的“大麦哲伦”望远镜的主观测镜片直径为 8.4m。随着技术的进步, 将来望远镜的单个镜片有可能达到 10m 以上。假设传输望远镜的直径 D 为 10m, $Z = 1000\text{km}$, 当激光波长 λ 采用 $1.06\mu\text{m}$ 时, 可由式(3)计算出光船接收面直径 d 为 0.37m。

3 最优弹道计算与最优比冲

3.1 光船气动力模型与动力学模型

假定光船与激光器之间的最大距离限制在 1000km 以内, 同时假设光船在二维平面内发射, 由于光船发射时间和飞行距离均较短, 因此忽略地球旋转影响且不考虑地球曲率。

将光船简化为一个锥体, 用 θ 表示锥体顶角的 1/2, 这也是激光束与光船主轴线的最大夹角, 当夹角超过此限度时激光烧蚀光船壳体。发动机产生的推力一般是与光船主轴平行的, 但在激光能量分布不均匀时, 发动机内表面各处产生的等离子体所携带的能量也将有差别, 因而发动机喷气速度分布也不均匀。可以用控制激光束的能量分布来控制光船的推力方向偏移, 同样可以用控制激光束能量分布来控制光船主轴与激光束的夹角, 进而控制推力方向。

设飞行任务为将初始质量为 100kg 的光船发射到 200km 的近地轨道。由式(1)估算出激光功率为 20MW, 由式(3)得出光船锥体底面积 A_{vhl} 为 0.1256m^2 。

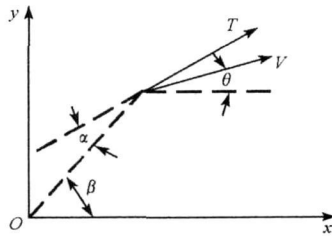


图 1 光船发射示意图

Fig. 1 Two dimension model for trajectory analysis

图 1 为光船发射示意图。图 1 中, β 为光船与激光器的连线与水平面的夹角, α 为光船和激光器的连线与飞行器主轴的夹角, θ 为速度方向与水平方向的夹角。

用 D 表示气动阻力, L 表示升力, 升力系数和阻力系数分别用 C_{axial} 和 C_{norm} 表示, 那么, 光船的气动阻力、升力可以分别表示为:

$$D = \frac{1}{2} \rho(y) (V_x^2 + V_y^2) A_{vhl} [C_{norm} \sin(\beta - \alpha - \theta) + C_{axial} \cos(\beta - \alpha - \theta)] \quad (5)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho(y) (V_x^2 + V_y^2) A_{vhl} [C_{norm} \cos(\beta - \alpha - \theta) + C_{axial} \sin(\beta - \alpha - \theta)] \quad (6)$$

$$C_{axial} = 2\sin^2\theta_s + \sin^2(\beta - \alpha - \theta)(1 - 3\sin^2\theta_s) \quad (7)$$

$$C_{norm} = \sin[2(\beta - \alpha - \theta)]\cos^2\theta_s \quad (8)$$

光船在二维平面的动力学模型为:

$$\dot{x} \geq V_x \quad (9)$$

$$\dot{y} \geq V_y \quad (10)$$

$$m \geq -\frac{T}{V_e} \quad (11)$$

$$T = \frac{2\eta Pa}{V_e} \quad (12)$$

$$\dot{V}_x = [T\cos(\beta - \alpha) - D\cos\theta + L\cos(90^\circ + \theta)]/m \quad (13)$$

$$\dot{V}_y = [T\sin(\beta - \alpha) + m\frac{V_x^2}{y + R_e} - mg - D\sin\theta + L\sin(90^\circ + \theta)]/m \quad (14)$$

式(5)~(14)中, R_e 表示地球半径, η 表示发动机的能量转化效率, 取值为 0.4。计算中使用的大气参数以标准大气表为依据, 采用拟合的大气参数计算公式计算得到。

3.2 光船飞行中的限制条件与发动机性能参数的选择

光船在飞行过程中主要控制 α 角来控制飞行弹道。 α 在整个飞行过程中不能超过 θ_s , 即

$$|\alpha| < \theta_s \quad (15)$$

光船要发射到 200km 的圆轨道, 因此光船的入轨条件为:

$$V_x = \sqrt{\frac{\mu}{R_e + h}} = 7788\text{m/s} \quad (16)$$

$$V_y = 0 \quad (17)$$

$$y = 200\text{km} \quad (18)$$

在计算中, 限定光船的水平位移小于 900km, 这样可保证光船在激光作用范围(1000km)内入轨并有一定的余量, 因此, 限定 $x < 900\text{km}$ 。

光船发动机的比冲是决定其他各项参数的关键参数, 比冲过高或过低都不能完成发射任务。因此, 比冲也作为优化参数之一。假定整个飞行任务中, 比冲值恒定, 由 SQP 程序寻找最优比冲。具体算法见文献[8]。

3.3 计算结果及分析

光船先采用吸气式推进, 飞行高度达到 25km 后转换为火箭模式推进。光船初始质量为 100kg, 发射前光船位于发射坐标原点, 速度和位置坐标均为 0。

图 2 和图 3 是光船与激光器之间的最大距离限制在 1000km 内的最优弹道曲线和控制量 α 曲线。光船按照图 2 所示的最优弹道飞行时能达到的入轨质量为 35.54kg, 光船飞行时间为 376.14s, 比冲为 8140m/s。而在没有重力或者短距离飞行时, Phipps 等人经过优化计算得出最优排气速度仅为 4900m/s, 最优的有效载荷比仅为 0.203^[2]。

计算得到的最优比冲为 8140m/s, 入轨时刻光船的水平位移 x 达到了 882.5km。在预先设定比冲作优化计算时发现, 当比冲较小时, 入轨时刻 x 也较小。比如在其他条件不变的情况下, 比冲设定为 5500m/s 时对应的 $x = 395.6\text{km}$; 比冲为 6500m/s 时, $x = 573.4\text{km}$ 。在激光有效作用范围进一步增大时, 计算得到的最优比冲可进一步增大。

根据齐奥尔科夫斯基公式, 当 $\Delta v = 7788\text{m/s}$, $v_e = 8140\text{m/s}$, $m_0 = 100\text{kg}$ 时, 终质量 $m_f = 38.41\text{kg}$, 而优化计算结果为 35.54kg, 其与理论值相当接近。然而, 利用齐奥尔科夫斯基公式得到的结果是在假定没有大气阻力和重力的条件下得到的, 而优化计算中考虑了大气阻力与重力, 为什么结果还如此相近呢? 一个主要的原因是光船在垂直高度为 25km 内的大气层内采用吸气式飞行。吸气式飞行不需要消耗光船所携带的推进剂, 而且在吸气式飞行段结束时光船达到了一定的速度。优化计算中, 光船达到 25km

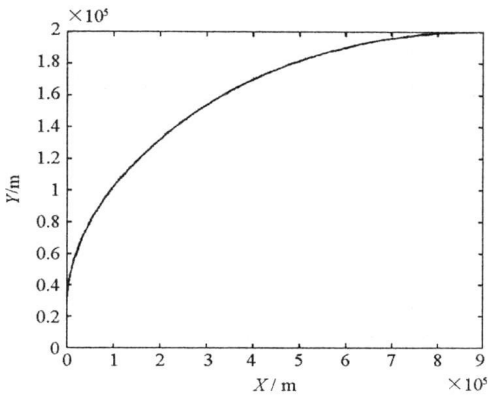


图 2 最优弹道曲线
Fig. 2 Optimal trajectory

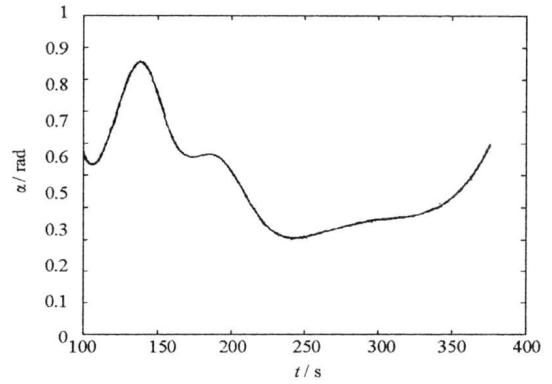


图 3 控制量 α 随时间变化曲线
Fig. 3 Control parameter α versus time

高度时其垂直方向上速度达到了 550m/s 。另一个原因是在 25km 之上空气稀薄, 而光船截面积较小, 因而空气阻力随高度增加很快减小, 气动力对整个飞行过程的影响小。最后一个原因是所计算的最优弹道在光船加速到入轨速度与克服重力之间保持恰当的平衡, 因而使重力对发射的影响减小。

4 结论

(1) 用光船发射轨道高度不超过 400km 的卫星, 当激光作用范围为 1000km 、激光波长为 $1.06\mu\text{m}$ 时, 光船最小接收面的直径为 0.37m 。

(2) 在激光平均功率为 20MW 、光船初始质量为 100kg 的条件下, 经弹道优化计算程序计算得到光船进入 200km 近地轨道时质量达 35.5kg , 发射所用时间为 376s , 最优比冲为 8140m/s ; 在激光平均功率和激光作用范围加大的条件下, 最优比冲数值会更大。

参考文献:

- [1] Phipps C R, Reilly J P, Campbell J W. Laser Launching a 5-kg Object into Low Earth Orbit [C]//Proceedings of SPIE, 2000, 4065: 502- 510.
- [2] Phipps C R, Reilly J P, Campbell J W. Optimum Parameters for Laser-launching Objects into Low Earth Orbit [C]//LPB, February 10, 2001.
- [3] Douglas F. Analysis of the Laser Propelled Lightcraft Vehicle [C]// 31st AIAA Plasmadynamics and Lasers Conference, Denver, June 19- 22, 2000.
- [4] Eckel H A, Schall W O. Concept for a Laser Propulsion Based Nanosat Launch System [C]//CP664, First International Symposium on Beamed Energy Propulsion, 2003.
- [5] 蓝信钜. 激光技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.
- [6] Humble W E, Pierson B L. Maximum-payload Trajectories for a Laser-propelled Launch Vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(6).
- [7] Larson C W, Mead F B. Energy Conversion in Laser Propulsion [C]// 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 8- 11 January, 2001.
- [8] 何振, 吴建军. 用地基激光器发射微卫星的方案设计与弹道优化计算 [C]// 飞行力学与飞行试验学术交流年会论文集, 2004: 342- 347.