

激光推进发射微小卫星弹道仿真与分析^{*}

樊忠泽^{1,2}, 张明亮²

(1. 西安交通大学 电子与信息工程学院, 陕西 西安 710049; 2. 中国酒泉卫星发射中心, 甘肃 酒泉 732750)

摘 要: 建立了初步的激光大气传输模型和光船的三维运动模型, 通过对单站大气盘旋入轨模式下的推进弹道仿真分析可知, 单站推进模式下激光在稠密大气层中行程较大, 激光传输衰减严重。针对上述问题, 以激光推进发射微小卫星为应用目标, 提出了基于过顶接力和等光程接力两种方式下三站入轨的推进模式, 给出并分析了相应的仿真结果, 并利用等光程接力方式分析了激光推进发射微小卫星的运载能力。结果表明, 三站等光程接力方式可以有效的解决激光传输问题, 减小了激光在稠密大气层中的传输距离和激光的传输损失, 提高入轨质量。

关键词: 激光推进; 三站接力入轨; 弹道仿真

中图分类号: TN249 V439 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2007) 05-0590-05

Trajectory simulation and analysis for laser propulsion launching microsat

FAN Zhong-ze^{1,2}, ZHANG Ming-liang

(1. Coll. of Electron and Information Engineering Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049 China

2. Jiuquan Satellite launching Center Jiuquan 732750 China)

Abstract The laser atmosphere propagation model and three-dimensional model of lightcraft are proposed. The propulsion trajectory under single-station-circling-to-orbit mode is simulated and the result shows that laser energy decays evidently due largely to long laser travel length in dense atmosphere. Under application target that launch microsat using laser thruster the three-station-relay-to-orbit modes with two different relay schemes are given and the trajectory simulation results are obtained the ability of laser propulsion launching microsat is studied. The results show laser transmission problem can be resolved effectively and both travel length and energy decays are reduced in dense atmosphere and final mass can also be increased under three-station-relay-to-orbit modes.

Key words Laser propulsion Three-station-relay-to-orbit Trajectory simulation

1 引 言

激光推进发射微小卫星必然涉及光束的长距离传输问题, 因此设计不同发射方式和飞行轨道, 减小激光传输光程和传输衰减是激光推进走向工程化需要解决的重要问题之一。在光船弹道设计方面, W Edward Humble 和 Bion L pierson 研究了双脉冲烧蚀推进模式下的飞行器构型和性能参数, 计算了用激光发射飞行器的最优轨道^[1,2]。基于激光大气传输的两种模型, 他们提出了用一台功率是 300 MW, 波长

为 10.6 μm 的 CO_2 激光器把初始质量为 1900 kg 的飞行器发射到近地轨道的总体构想。由于激光的传输损失, 飞行器必须在尽可能短的路程内入轨。这要求飞行器必须尽可能绕激光器飞行, 以获得尽可能多的能量。基于这种考虑, 设计了一种先向后上升然后向前加速的独特发射弹道。Claude R Phipps 等人提出了在无大气影响和有大气影响下的弹道优化方法, 并用 1 MW 激光模拟了 20 kg 左右光船由地基激光发射入轨的飞行程序和飞行弹道, 得出的结论是能将 6.1 kg 的质量发射进入近地轨道^[3]。

* 收稿日期: 2007-04-25; 修订日期: 2007-06-12。

基金项目: 国家“九七三”项目 (61328)。

作者简介: 樊忠泽 (1968—), 男, 博士生, 研究领域为计算智能与数据挖掘。

2 激光大气传输模型

激光推进发动机的推进功率不仅与激光器发射功率有关,还取决于激光传输过程中的能量损耗。

2.1 大气衰减

大气衰减的程度与激光波长、大气条件和在大气中的传输方向、距离等因素有关。大气衰减包括分子和气溶胶的吸收与散射。大气中的气溶胶吸收随波长的变化比较平缓,而大气分子对辐射能的吸收具有选择性,即对于不同波长的激光,其在大气中的衰减规律和程度是不同的。为减小大气吸收的影响,激光推进所用激光的辐射波长应处于大气窗口区中吸收作用最小的“微窗口”,波长 $10.6 \mu\text{m}$ 的 CO_2 激光位于大气窗口。根据布格尔吸收定律,当考虑衰减系数随激光传播路径非均匀变化时,有

$$dI/I = -\mu(h) ds \quad (1)$$

式中 h 为高度, I 是辐射强度, s 为激光传输距离。

根据文献 [4] 给出的中纬度地区夏季高能能见度天气条件下高度 50 km 以下的衰减规律,给出中纬度地区冬季的高能见度天气条件下大气层传输的衰减系数模型。 $\lambda = 10.6 \mu\text{m}$ 激光在大气层中竖直向上传播衰减系数 μ 变化如式 (2) 所示。

$$\mu(h) = \begin{cases} 0.1165 \left| \frac{0.0048}{0.1165} \right|^{h/8} & 0 < h \leq 8 \\ 0.0048 & 8 < h \leq 48 \\ 0.0048 \left| \frac{10^{-6}}{0.0048} \right|^{(h-46)/34} & 46 < h \leq 80 \\ 10^{-6} & h > 80 \end{cases} \quad (2)$$

根据式 (2) 计算大气吸收和散射作用引起的激光功率衰减,可得光船当前位置的激光束功率

$$P_{V1} = P_{V0} \exp \left| - \int_{s_0}^s \mu(h) ds \right| \quad (3)$$

式中 P_{V0} 是高度 H_0 处的激光束功率, P_{V1} 是到达 H 处的透射功率, s 为激光传输距离, $\mu(h)$ 则应该是对应光程点海拔高度的衰减系数。

2.2 光束行程与衍射损耗

由于衍射效应,激光束远场中央光斑 (汇聚总功率的 84%) 的直径随传播距离增大而不断扩大,当中央光斑的直径大于光船激光接收镜的直径时,造成部分激光束功率泄漏,产生额外的损失。这里引入特征参数—激光束射程 R_{ch} , 来定量刻画衍射损失的大小^[5]。

激光光束行程定义为光束远场中央光斑的直径开始大于接收器直径的距离。它依赖于激光波长 λ , 发射望远镜主镜的直径 D , 接收镜直径 d , 以及自适应光学系统补偿光束发散的能力—用 Strehl 比来表示, 简称为 Str 。对于经望远镜扩束的发射激光束, 用平面波衍射近似其射程

$$R_{ch} = \frac{dD \sqrt{Str}}{2.44\lambda} \quad (4)$$

如果仅仅考虑由于衍射使光斑变大而造成的激光功率泄漏, 则有光船的激光入射功率满足下式

$$\begin{cases} P_V = P_{V0} \exp \left| - \int_{s_0}^s \mu(h) ds \right| & L \leq R_{ch} \\ P_V = P_{V0} \exp \left| - \int_{s_0}^s \mu(h) ds \right| \cdot \left| \frac{dD \sqrt{Str}}{2.44\lambda} \right|^2 & L > R_{ch} \end{cases} \quad (5)$$

式中 P_V 为光船接收功率, d 为接收镜直径, L 为激光传输距离。

取光船的冲量耦合系数为 C_m , 取激光器能量为 P_0 , 考虑大气传输衰减及衍射造成的功率泄漏, 则光船的推力 P 满足下式

$$\begin{cases} P = P_{V0} C_m \exp \left| - \int_{s_0}^s \mu(h) ds \right| & L \leq R_{ch} \\ P = P_{V0} C_m \exp \left| - \int_{s_0}^s \mu(h) ds \right| \cdot \left| \frac{dD \sqrt{Str}}{2.44\lambda} \right|^2 & L > R_{ch} \end{cases} \quad (6)$$

3 光船三维运动模型

发射坐标系中光船质心动力学方程为

$$\frac{d(\mathbf{V}_k)_l}{dt} = (\mathbf{g})_l + \frac{(\mathbf{P})_l + (\mathbf{A})_l}{m} - 2(\omega_E)_l^\times (\mathbf{V}_k)_l - (\omega_E)_l^\times (\omega_E)_l^\times (\mathbf{r})_l \quad (7)$$

在发射坐标系中光船质心的运动学方程为

$$\left| \frac{dx_l}{dt} \frac{dy_l}{dt} \frac{dz_l}{dt} \right|^T = [\mathbf{V}_{kxl} \ \mathbf{V}_{kyl} \ \mathbf{V}_{kzl}]^T \quad (8)$$

在航迹坐标系中光船的动力学方程可以表示为

$$\frac{d(\mathbf{V}_k)_k}{dt} + (\omega_{ke})_k^\times (\mathbf{V}_k)_k = -\frac{\mu}{r^3} (\mathbf{r})_k + \frac{1}{m} [(\mathbf{P})_k + (\mathbf{D})_k] - 2(\omega_E)_k^\times (\mathbf{V}_k)_k - (\omega_E)_k^\times (\omega_E)_k^\times (\mathbf{V}_k)_k$$

航迹坐标系相对于地球的角速度 ω_{ke} 由两项合成, 即当地铅垂坐标系 S_u 相对于地球的角速度 ω_{ue} 与 S_k 相对于 S_u 的角速度 ω_{ku} 的矢量和, ω_{ke} 的表达式为

$$(\omega_{ke})_k = L_{ku} \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}_{\mathcal{S}_k} + \begin{vmatrix} 0 \\ -\phi \\ 1 \end{vmatrix}_{\mathcal{S}_u} + \begin{vmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{vmatrix}_{\mathcal{S}_e} =$$

$$\begin{vmatrix} \lambda \cos \phi \cos \gamma \cos X - \phi \cos \gamma \sin X + \lambda \sin \phi \sin \gamma - \lambda \sin \gamma \\ - \lambda \cos \phi \sin X - \phi \cos X + \gamma \\ \lambda \cos \phi \sin \gamma \cos X - \phi \sin \gamma \sin X - \lambda \sin \phi \cos \gamma + \lambda \cos \gamma \end{vmatrix}$$

式中 λ ϕ 为发射点的经度和地心纬度, 包含的 $d\lambda/dt$ 和 $d\phi/dt$ 要利用下面的关系消去, 即

$$r\dot{\phi} = V_k \cos \gamma \cos X - r \cos \phi \dot{\lambda} = V_k \cos \gamma \sin X$$

把 $(V_k)_k$ 、 $(\omega_{ke})_k$ 、 $(r)_k$ 、 $(\omega_E)_k$ 、 $(P)_k$ 和 $(A)_k$ 代入航迹坐标系中的动力学方程, 展开并化简后有

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= \frac{V_k \tan \phi_c \cos \gamma \sin X}{r} + \frac{C}{m V_k \cos \gamma} - \\ &\frac{2\omega_E (\cos \phi \sin \gamma \cos X - \sin \phi \cos \gamma)}{\cos \gamma} + \frac{\omega_E^2 r \sin \phi \cos \phi \sin X}{V_k \cos \gamma} \\ \frac{dY}{dt} &= \frac{V_k \cos \gamma}{r} - \frac{\mu \cos \gamma}{V_k r} + \frac{P \sin(\beta - \gamma)}{m V_k} + \frac{L}{m V_k} + \\ &2\omega_E \cos \phi \sin X + \frac{\omega_E^2 r (\cos^2 \phi \cos \gamma + \sin \phi \cos \phi \sin \gamma \cos X)}{V_k} \end{aligned} \tag{9}$$

质量变化方程

$$dm/dt = -P/N_{eq} \tag{10}$$

式 (9) 和式 (10) 加上光船的动力学方程 (7) 和运动学方程 (8) 共 9 个方程, 包含 V_{kxb} V_{kyb} v_{kzb} x_b y_b z_b γ 和 m 共 9 个独立未知量, 其余量可通过 9 个独立未知量求得。

3 激光推进发射微小卫星弹道仿真

3.1 单站大气盘旋推进方式弹道仿真

在地面发射口径的限制下, 激光的射程很难超过 1000 km, 因此必须设计一种飞行弹道, 使光船尽量靠近激光器飞行^[6]。为此将光船设计成升力体, 利用空气动力所产生的升力和侧力, 在大气层内采用大气吸气推进方式, 使光船在无工质消耗的情况下在大气中围绕激光器盘旋上升并充分加速, 当光船到达一定高度, 转换推进方式并停止盘旋, 斜飞上升进入目标轨道。仿真初始条件如表 1 所示, 表中所取冲量耦合系数偏保守。

大气盘旋方式可以在无工质消耗的条件下, 使光船在大气层内充分加速。随着光船速度的增加, 盘旋半径也相应增加, 这样会增加激光在稠密大气层中的

行程, 从而增加了激光的传输损失表 2 为单站条件下的仿真结果, 在单站推进条件下, 仿真结果表明:

Table 1 Simulation initial value for single-station-circling-to-orbit mode

Laser power	60 MW
Initial mass	350 kg
Lightcraft cross-sectional area	0.7853 m ²
Transition altitude for the propulsion mode	20 km
Momentum coupling coefficient of air-breathing mode	150 N/MW
Momentum coupling coefficient of rocket mode	200 N/MW
Jet velocity	7200 m/s

(1) 大气盘旋推进方式不能有效地减小激光行程, 反而会使入轨剩余质量有所下降, 见图 1。

(2) 大气盘旋推进方式会使盘旋半径很快增大, 激光光束的仰角很快减小见图 2~3。此时激光光束在大气层内 (尤其是稠密大气层内) 的行程偏大, 激光的传输衰减严重, 吸气模式推进效率大大降低见图 4。

(3) 模式转换后, 由于大气层中的激光光束行程急剧增加, 能量衰减损失严重, 火箭模式的加速性也会大大降低。

3.2 三站接力推进方式弹道仿真

仿真结果表明: 单站条件下, 无论是直接斜飞上升还是大气盘旋上升方式, 要想获得入轨速度, 激光行程都会超过 1000 km, 这对于地面发射系统口径的压力是不言而喻的; 另一方面由于轨道高度有限 (350 km), 而激光行程很大, 因此在推进的后半段, 激光器到光船的仰角 (高低角) 很小, 光束在大气中穿行距离很长, 激光的传输衰减损失严重。针对单站条件下发射入轨所存在的不足, 提出了三站接力条件下, 过顶切换和等光程切换两种不同接力方式的发射入轨方案。

3.2.1 过顶切换推进方式

三站过顶切换接力推进方式下, 激光器沿光船的星下点等距离布设, 首站与发射点重合, 站与站之间的距离为 240 km, 激光器的布站高度都为 1.0 km, 当光船过顶时进行接力转换, 接力过程示意图见图 5。

Table 2 Simulation result of single-station-circling-to-orbit

	Flight time/s	Injection altitude/km	Injection velocity/km/s	Injection mass/kg	Optical path/km	Final propulsion force/N
No circling-to-orbit	416.9200	402.9449	7.6355	116.8800	1245.7502	2471.2566
Circling-to-orbit	818.6800	387.8008	7.6528	110.6200	1374.1988	1636.9831

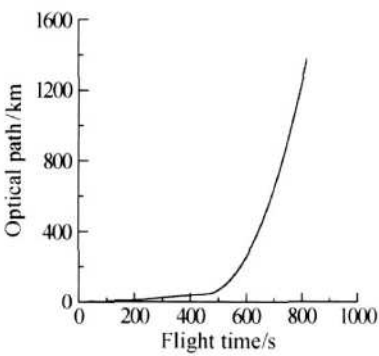


Fig. 1 Optical path curve

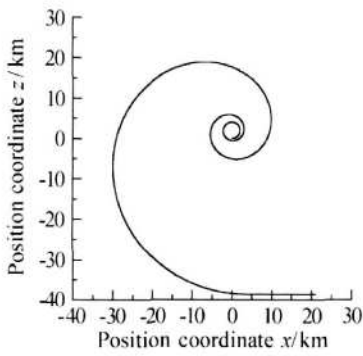


Fig. 2 Position coordinate (x-z)

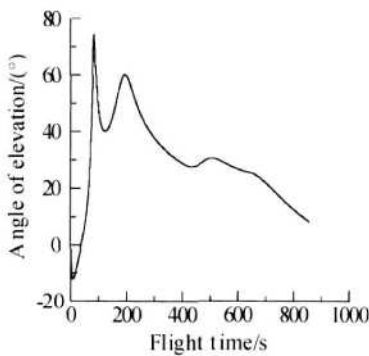


Fig. 3 Laser elevation angle curve

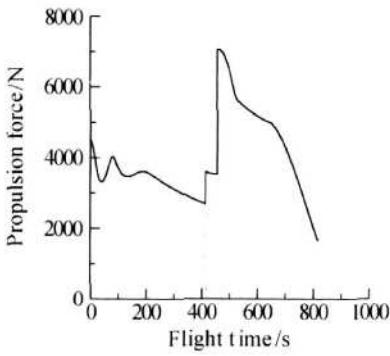


Fig. 4 Propulsion force curve

(3)过顶接力方式可以避免激光器仰角过小,推力也可以维持在较高的水平。

3.2.2 等光程切换推进方式

三站等光程接力推进方式下,激光器沿光船的星下点等距离布设,首站与发射点不重合,站与站之间不等距分布,首站的激光器布站高度为 1.0 km,站点二和站点三的高度取 2.0 km,当光船距当前站和下一站距离相等时,进行切换接力,两站工作时间不重合,接力过程示意图如图 6所示,仿真结果见表 4。

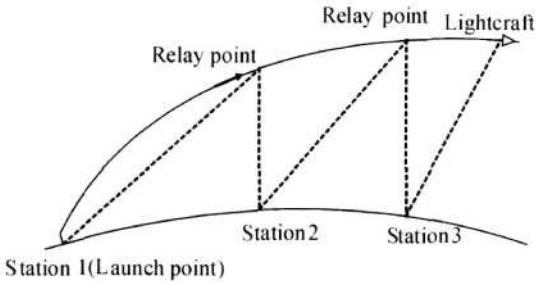


Fig. 5 Schematic diagram of crossing-vertex-relay mode

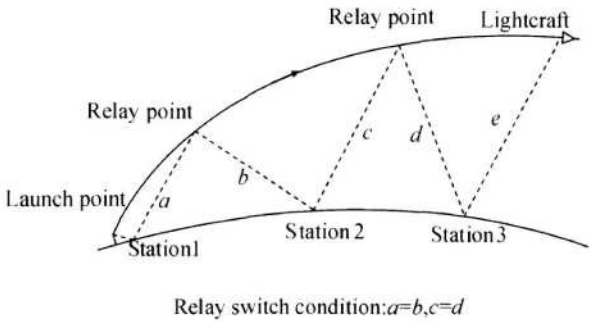


Fig. 6 Schematic diagram of identical optical path-relay mode

表 3为三站过顶接力条件下的仿真结果,仿真结果表明:

Table 3 Crossing-vertex-relay mode of simulation results				
Flight time/s	Injection altitude/km	Injection velocity/km/s	Injection mass/kg	Optical path/km
438 780000	300 195145	7. 753733	115. 025545	441. 773039

(1)三站过顶接力推进方式将最大光程降至 500 km 以下,降低了对地面发射系统口径的要求。

(2)在能量利用效率取 84% 时(单站模式取 100%),三站过顶接力推进方式将入轨剩余质量从 110. 6200 kg提高到 115. 0255 kg 因此三站过顶接力可以显著的提高入轨剩余质量。

Table 4 Identical optical path-relay mode simulation results

Propulsion time/s	Injection altitude/km	Injection velocity/km/s	Injection mass/kg	optical path/km
374 1000	321 8467	7. 7288	116 6129	326 837975

图 7~ 图 10为过顶接力推进方式和三站等光程接力推进方式的仿真结果对比,通过对比图 7~ 图 10 可以得出:

(1)三站等光程接力推进方式可以进一步减小最大光程。(2)等光程接力推进方式下的激光器仰角在大部分时间都大于过顶接力推进方式下的仰角,平均推力要高于过顶接力方式。(3)同样起飞质量

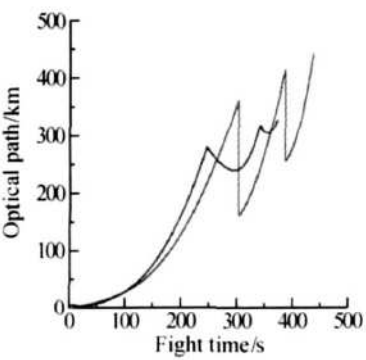


Fig. 7 Optical path curve

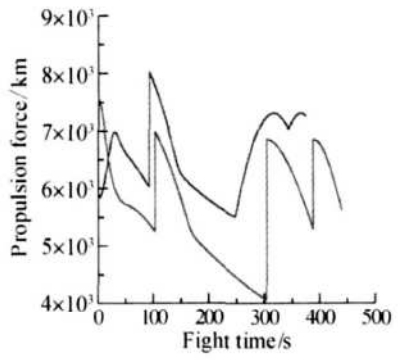


Fig. 8 Propulsion force curve

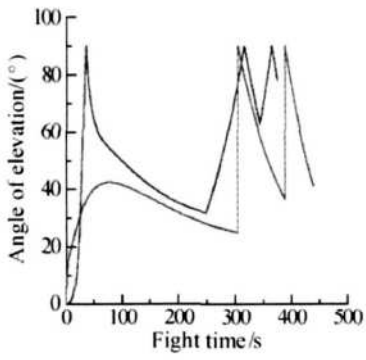


Fig. 9 Laser elevation angle curve

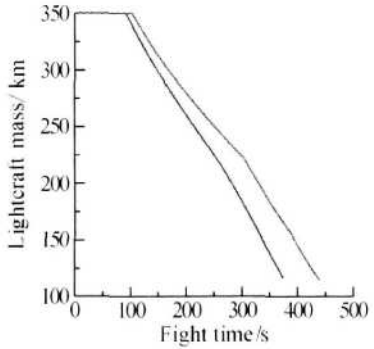


Fig. 10 Lightcraft mass curve

5 结 论

对于能量与 350 km 圆轨道相等的近圆目标轨道,三站接力发射入轨方式下,激光最大传输距离不大于 380 km,可以有效的缩短激光的最大传输距离,有效解决了因为衍射而造成的激光射程问题;三站接力方式下,光船的相对于单个激光器的行程有限,因此光束与激光器所在地水平面的夹角不至过小,有效的减小了激光在稠密大气层中的传输距离和激光的传输损失;提高入轨质量,并且减小发射入轨的推进时间。

参考文献:

[1] Kantrow itz A R. Propulsion to orbit by ground-based lasers[J] . *Astronautics and Aeronautics*, 1972, 10(5).

[2] Humble W Edward, Pierson B ion L. Maximum-payload trajectories for a laser-propelled launch vehicle[J] . *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1995, 18(6).

[3] Phipps Claude R, Reilly James P, Campbell Jonathan W. Laser launching a 5-kg object into low earth orbit[J] . *High Power Laser Ablation* ④ Vol. 4065 (2000) .

[4] 杨 洋, 赵 远, 乔立杰, 等 . 1.06激光的大气传输特性[J] . *激光与红外工程* . 1999(1): 15~ 35.

[5] 龚知本 . 激光大气传输研究若干问题进展 . 量子电子学报[J]. 1998, 15(2): 114~ 133

[6] Zuu-Chang Hong, ChiY iChang. Laser propulsion system performance requirements for single-stage to GEO launch [C] . *45th congress of the International Astronautical Federation*, October 9-14, 1994.

(编辑: 朱立影)

条件下,等光程接力推进方式的推进时间明显小于过顶接力推进方式。

4 激光推进运载能力仿真分析

结合目前激光器的发展水平,给出 5 MW, 10 MW, 20 MW 和 60 MW 功率激光器在三站等光程接力条件下发射应用的仿真计算结果如表 5所示。

Table 5 Injection mass for different laser power

Laser Power/MW	Initial mass/kg	Injection mass/kg	Flight time/s
5	30	9 487 397	411 000 000
10	60	18 151 528	443 900 000
20	130	42 828 982	385 660 000
60	360	119 800 858	386 500 000

在可预期的未来,激光器功率可以达到兆瓦乃至十几兆瓦,起飞质量和入轨质量十分有限。因此,必须尽可能降低光船结构质量、控制系统质量、光学系统质量等非有效载荷,提高有效载荷比,才能使激光推进发射微小卫星具有实用价值。