

激光推进火箭发动机吸收室的数值模拟*

郑力铭, 朱定强, 徐 旭, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 以轴对称非定常欧拉方程为基础, 建立了激光推进火箭发动机吸收室内纯气相单组分、以激光等离子体为内热源的流场模型。用 MacCormack 预测-校正格式编写了模拟计算程序; 并对连续波和连续脉冲两种激光输入方式的激光推进火箭发动机的内部流场分别进行了模拟计算, 得出了发动机相应的内部流场的温度、压强、流线及马赫数的分布情况。对计算结果进行了分析, 并讨论了单点聚焦加热方式对发动机性能的影响。为进一步的激光推进数值模拟研究奠定了基础。

关键词: 激光推进; 激光等离子体; 推力器; 流场仿真; 数值仿真

中图分类号: V237 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2002) 05-0387-04

Numerical simulation of flow in the absorption chamber of laser propulsion rocket engine

ZHENG Li-ming, ZHU Ding-qiang, XU Xu, CAI Guo-biao

(School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A gas flow model with laser plasma as heat source was developed based on axial symmetric Euler equations in the laser propulsion rocket engine absorption chamber. MacCormack predictor-corrector scheme was employed to simulate both CW laser propulsion flow and RP laser propulsion flow. The engines parameters such as temperature, pressure, stream trace distribution and mach number were gained. The results were analyzed and the influence of single-point focusing heating mode on the engine performance was discussed. Some groundwork for further study of laser propulsion numerical simulation were offered.

Key words: Laser propulsion; Laser plasma; Thruster; Flow field simulation; Numerical simulation

1 引 言

激光推进是比冲、冲质比、推力几项综合性能都很突出的推进方式^[1]。近年来高功率激光器的迅速发展也同时促进了激光推进技术的发展, 许多国家都在进行这方面的研究, 并取得了一系列重要成果。

激光推进有几种分类方式^[2], 根据所使用激光器的类型, 可分为连续波激光推进和连续脉冲激光推进。根据推进剂的类型, 又可分为固体、液体和气体三种方式。其中研究最多的是使用气体推进剂的连续波激光推进技术、连续脉冲激光推进技术和使用固体推进剂的双脉冲激光推进技术。

国外对激光推进的研究进行了较多实验和数值

模拟计算, 建立了多种计算模型。国内对激光推进的研究主要还停留在原理和初步的实验研究上, 数值模拟方面的研究尚未见报道。

本文以气体推进剂的激光推进火箭发动机吸收室内部流场为研究对象, 建立了轴对称坐标的计算模型, 模拟了吸收室内部流场。

2 控制方程

气体推进剂的激光推进火箭发动机的吸收室为轴对称结构, 工质通常为 H_2 , N_2 , Ar (试验用)、空气等, 其内部流场可采用轴对称坐标描述。因而对于单质气体为工质的激光推进发动机, 可以建立如下单组分、纯气相、轴对称非定常欧拉方程的计算模型, 其在

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: “八六三” 航天领域青年基金项目资助 (863-2-1-6-7)。

作者简介: 郑力铭 (1978—), 男, 硕士生, 研究领域为航天推进理论与工程。

物理域坐标系下的表达式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \mathbf{G} = \mathbf{S}$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho w \\ \rho^2 \\ (e+p)v \end{bmatrix}, \quad \mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \alpha_i / \rho - \dot{q}_{\text{rad}} \end{bmatrix}$$

式中 e 为气体总能: $e = \frac{p}{(\gamma-1)} + \frac{1}{2} \rho(u^2 + v^2)$, $\dot{q}_{\text{rad}}$ 为等离子体辐射热损失, I_i 为激光强度 (W/m^2)。

等离子体相对于入射激光存在一个临界密度 n_e , 即等离子体频率 ω_p 与入射激光频率 ω 相等时的电子密度。激光只能在低于临界密度的等离子体中传播, 否则激光将在次临界区和超临界区之间的临界面上被反射^[3], 反射出等离子体区的激光能量将被归为辐射热损失。激光在次临界密度的等离子体中传播时, 通过逆轫致吸收过程, 能量逐渐被等离子体吸收, 因而等离子体中的激光传播是一个衰减的过程, 并遵从如下关系^[4]:

$$dI_i/ds_i = -\alpha_i$$

其中 α 为逆轫致吸收系数 ($1/\text{m}$), 它是压强和等离子体温度等参数的函数。定义为: 激光束在介质中通过 $l = 1/\alpha$ 的距离后, 激光强度变为原来的 $1/e$, 此处的 e 为自然对数的底数。计算中对上述情况进行了部分简化, 没有考虑激光在临界面上的反射; 不影响计算结果的前提下, 假设 α 为常数。

3 数值模拟

3.1 数值方法

激光推进发动机吸收室内的流场内存在温度奇点, 因而模拟计算采用 MacCormack 预测-校正格式; 在激光汇聚点(等离子体区)附近温度、速度等参数变化剧烈, 计算时在此处进行网格加密。

经坐标变换, 得计算域控制方程:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \mathbf{G} = \mathbf{S}$$

ξ, η 为计算域横、纵坐标, “ $\wedge$ ”为计算域参数。

3.2 算例

算例一: 连续激光输入

采用氢气为工质。吸收室及喷管的型面参照液

体火箭发动机设计。模拟状况概图如图 1。

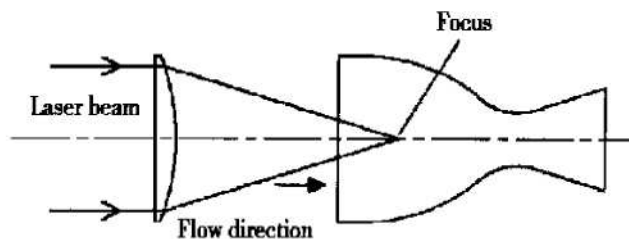


Fig. 1 Sketch of the configuration

连续激光输入。激光束在轴线上的一点汇聚。在焦点处氢气被击穿, 形成等离子体区, 氢气流过, 形成一个带有点加热源的流场。发动机吸收室半径 $R_c = 20 \text{ mm}$; 发动机总长 $L_c = 100 \text{ mm}$; 发动机喉部半径 $R_l = 10 \text{ mm}$; 输入激光功率 $P = 30 \text{ kW}$ 。

边界条件: 入口气流沿轴向以亚声速喷入, 径向速度 $v = 0$, 温度 $T = 300 \text{ K}$, 压强 $p = 5 \text{ MPa}$ 。出口气流以超声速流出。

算例二: 脉冲激光输入

算例二采用的发动机型面及边界条件与算例一相同, 仅改变了输入激光的形式, 采用的是脉冲激光输入, 激光峰值功率 $P = 500 \text{ MW}$; 激光脉冲宽度 $\Delta t = 0.7 \mu\text{s}$ 。只计算一个脉冲, 无需脉冲间隔时间。

3.3 计算结果与分析

算例一的数值计算区域为发动机的半个轴平面。计算结果包括从激光入射时刻起到建立稳定的等离子体区间的非定常流动和建立了稳定的等离子体之后的定常流动。

在吸收室内建立了稳定的冷流场后, 激光于 $t = 0$ 时入射, 图 2~4 依次为 $t = 1.15 \times 10^{-3} \text{ s}$ 时流场的温度、压力和流线的分布情况。

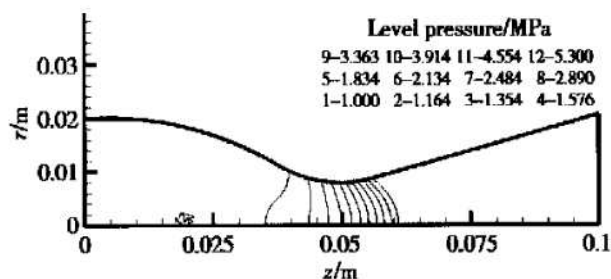


Fig. 2 $t = 1.15 \times 10^{-3} \text{ s}$ pressure in absorption chamber

激光入射后, 氢气被击穿, 形成一个高温等离子体区(图 3), 等离子体区内的气体受热向外膨胀, 在流场中相应位置形成一个相对于周围气体的高压区域(图 2), 从图 4 中可见, 此时在等离子体区的位置形

成一个以激光焦点为中心向周围辐射的“源”,工质的膨胀速度低于声速,说明此区域内产生了爆燃波。

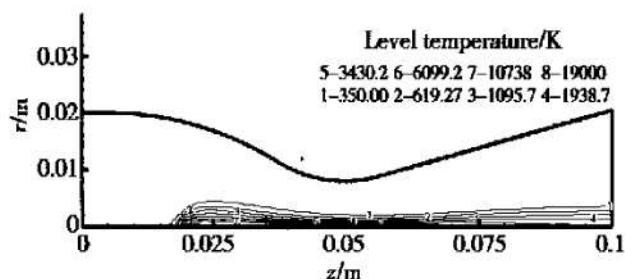


Fig. 3 $t = 1.15 \times 10^{-3} \text{ s}$ temperature distribution in absorption chamber

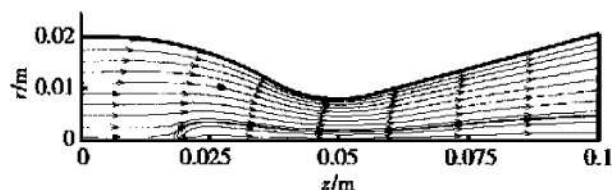


Fig. 4 $t = 1.15 \times 10^{-3} \text{ s}$ stream trace in absorption chamber

图5~7依次为 $t = 8.4 \times 10^{-2} \text{ s}$ 时流场的压力、温度和流线的分布。此时的流场已基本达到稳定状态。由图中可以看出,流场中壁面附近气体介质温度很低,而轴线附近介质温度很高,两者温度差异极大。轴线附近气流受等离子体区影响非常显著,而离轴线较远的气流受等离子体区影响非常小,除了等离子体辐射造成的发动机壁面温度升高外,接近发动机壁面处的气流已几乎不受等离子体区的影响了。

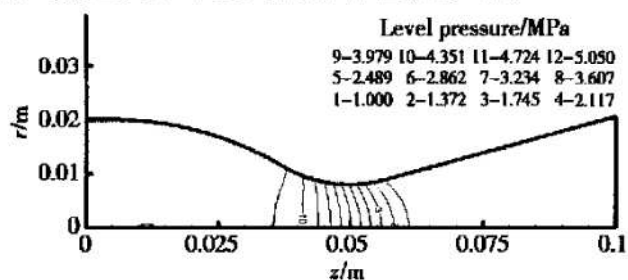


Fig. 5 $t = 8.4 \times 10^{-2} \text{ s}$ pressure in absorption chamber

这一计算结果,一方面是由于计算假设吸收室内为层流流动,没有考虑湍流换热,降低了工质对流换热的效果;更为重要的是,采用单点轴线聚焦加热方式,工质没有充分的时间进行热量交换。因而在较大推力的激光推进火箭发动机设计中,可采取吸收室内多点聚焦加热方式,使工质加热尽量均匀,把工质加热不均对发动机造成的性能影响降到最低。

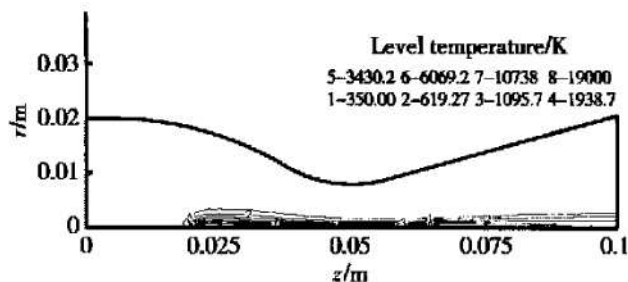


Fig. 6 $t = 8.4 \times 10^{-2} \text{ s}$ temperature distribution in absorption chamber

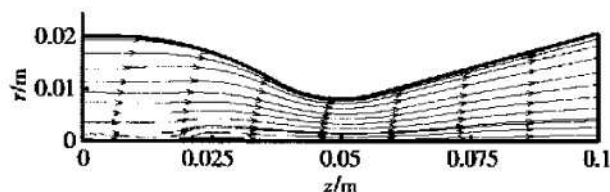


Fig. 7 $t = 8.4 \times 10^{-2} \text{ s}$ stream trace in absorption chamber

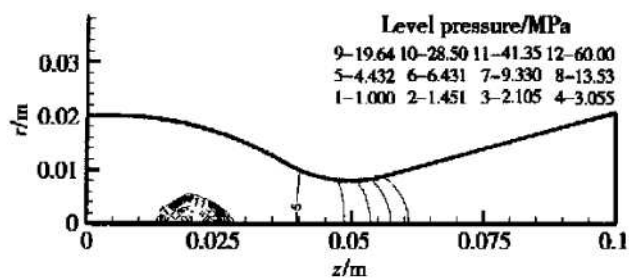
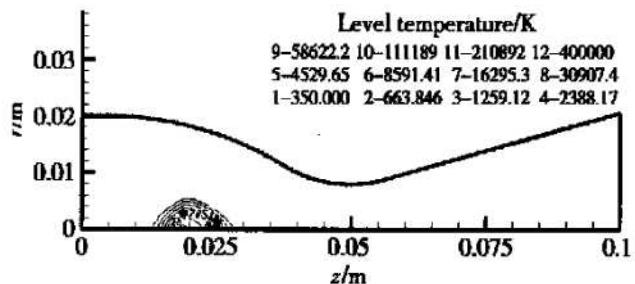
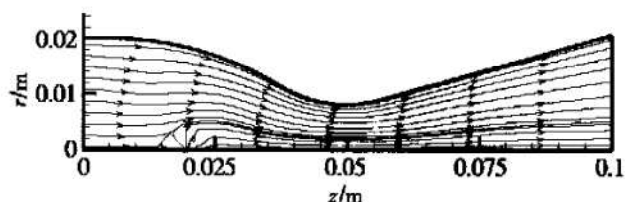
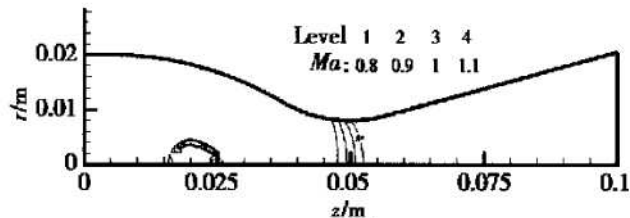
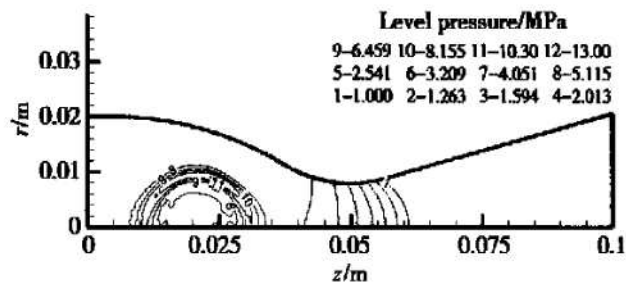
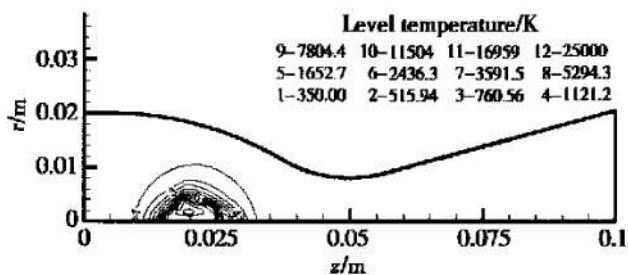
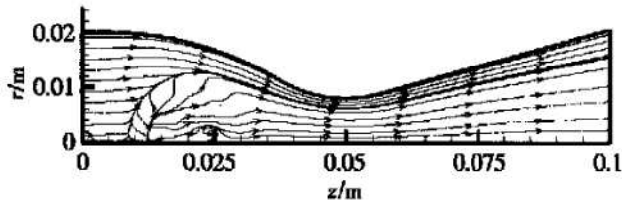
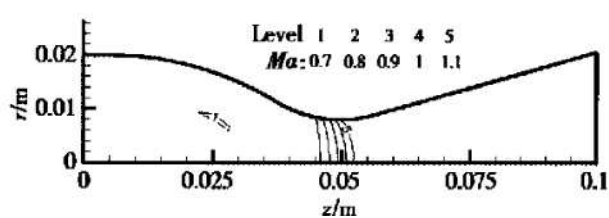
算例二的计算区域也为发动机的半个轴平面。进行了一个脉冲的计算,包括脉冲激光输入过程中和脉冲结束一段时间后某一时刻的流场分布情况。

图8~11描述的是脉冲激光输入过程中的流场情况。激光于 $t = 0$ 时入射, $t = 0.7 \mu\text{s}$ 时结束。由于脉冲激光的峰值功率大,输入强度远远超出了氢气的击穿阈值,氢气被瞬间击穿,并有高功率的能量输入。如图中所示,焦点区域的压力和温度都在极短的时间内发生极大地跃升。气体急剧膨胀,形成了一个以焦点区域为中心的“源”,图11中捕捉了声速附近的几条马赫线,可以看出,工质膨胀的波前马赫数已经大于1,说明此时发动机内产生了爆轰波。

图11~15描述的是 $t = 3.5 \mu\text{s}$ 时的流场情况。此时激光脉冲已经结束了4个脉冲的时间,等离子体区不再有能量输入,气体因惯性继续膨胀。温度和压强都已大大减弱,波前速度也衰减为亚声速。惯性膨胀导致等离子体中心区域温度迅速降低,加之轴向气流参与的影响,最高温度区域偏离了轴线。介质膨胀的“源”依然存在,但是强度已经大大的减弱,形状也发生了扭曲。随着时间的推进,“源”会逐渐衰减直至消失,直到下一个激光脉冲的输入。

4 结 论

(1) 模拟连续波激光输入、轴线单点聚焦加热的激光推进火箭发动机内部流场的结果表明:轴线单点聚焦加热方式存在着严重的工质加热不均匀问题,工

Fig. 8 $t = 6.3 \times 10^{-7} \text{ s}$ pressure in absorption chamberFig. 9 $t = 6.3 \times 10^{-7} \text{ s}$ temperature distribution in absorption chamberFig. 10 $t = 6.3 \times 10^{-7} \text{ s}$ stream trace in absorption chamberFig. 11 $t = 6.3 \times 10^{-7} \text{ s}$ Mach number distribution in absorption chamberFig. 12 $t = 3.5 \times 10^{-6} \text{ s}$ pressure in absorption chamberFig. 13 $t = 3.5 \times 10^{-6} \text{ s}$ temperature distribution in absorption chamberFig. 14 $t = 3.5 \times 10^{-6} \text{ s}$ stream trace in absorption chamberFig. 15 $t = 3.5 \times 10^{-6} \text{ s}$ Mach number distribution in absorption chamber

质得不到充分利用,影响发动机的性能,在发动机较大时影响尤为明显。

(2)模拟了脉冲激光输入的激光推进火箭发动机内部流场,可初步了解脉冲激光输入情况下流场的分布和变化规律。为进一步的激光推进数值模拟研究奠定了基础。

参考文献:

- [1] 辜建辉,徐启阳,李再光,等.激光推进原理与技术[J].推进技术,1995,16(2).

- [2] Brandstein Aviad, Levy Yeshayahu. Laser propulsion for space Vehicles[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(2).
- [3] 常铁强.激光等离子体相互作用与激光聚变[M].长沙:湖南科学技术出版社,1991.
- [4] Jeng Sarr Mou, Keefer Dennis R, Welle Richard, et al. Laser sustained plasmas in forced convective argon flow[J]. *AIAA Journal*, 1987, 25(9).
- [5] Birkan Mitat A. Laser propulsion: research status and needs[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(2).

(编辑:王居信)