

文章编号: 1001-1455(2009)03-0255-06

# 抛物面型激光推力器的热力冲击响应\*

许仁萍, 唐志平, 蔡建, 胡晓军, 李莉萍

(中国科学技术大学近代力学系, 安徽 合肥 230026)

**摘要:** 通过实验、机理分析和数值模拟系统地分析了大气模式激光推进中抛物面型推力器的热力冲击问题。在分析激光推进中存在的 4 种热载荷(入射、辐射、透射和运流)的基础上, 建立了相应的热力耦合动态计算方法。多脉冲推进的计算温升与实验结果吻合。计算表明, 入射吸收和高温辐射是造成抛物面型激光推力器温升的主要原因, 并预测推力器在熔化前首先发生拉伸破坏, 揭示了激光推进中热力冲击破坏的机理和严重性。

**关键词:** 爆炸力学; 热力冲击; 激光推进; 激光推力器

**中图分类号:** O383; TN249

**国标学科代码:** 130 · 3520

**文献标志码:** A

## 1 引言

激光推进的基本原理是, 利用推进剂吸收脉冲激光能量形成的高温高压等离子体气流进行驱动, 其中心区瞬时温度可达数万度以上, 远高于传统的化学火箭发动机或航空发动机。对激光推力器而言, 长期处于如此高温高压和脉冲式工作的环境中, 所面临的热力冲击程度是十分严峻的。L. N. Myrabo<sup>[1]</sup>在美国白沙靶场进行了大气模式激光垂直推进实验, 发现当光船升高至 30 m(工作时间 4 s 或 100 个激光脉冲)以上时, 即发生熔化或解体。这一实验充分说明了激光推进中热力冲击破坏的严重性。该实验所用脉冲 CO<sub>2</sub> 激光器的平均功率是 10 kW, 单脉冲能量 400 J, 重复频率 25 Hz。对于将来可以将微小卫星送入近地轨道的激光推力器而言, 激光平均功率将和工作时间将分别达数兆瓦和数百秒以上, 是该实验的数百倍。因此, 热力冲击问题将是激光推力器研制中不可回避的关键技术问题之一。

目前激光推进尚处于实验室研究阶段, 还未见有关热力冲击破坏机理的研究报道。中国科学技术大学激光推进实验室进行了抛物面型推力器的热力冲击实验研究, 针对烧蚀模式和大气模式分别进行了壁面的温升和冲击应力测量, 其中烧蚀模式的部分实验结果见文献[2]。本文中主要总结大气模式的实验结果, 并结合理论分析和数值模拟, 分析抛物面型激光推力器所受的热力冲击响应规律和主要控制因素。

## 2 大气模式热力冲击的实验研究

### 2.1 实验设置

采用中科院长春光机所的大功率脉冲 TEA-CO<sub>2</sub> 激光器作为光源, 波长 10.6 μm, 单脉冲能量 20 J, 频率在 66~150 Hz 可调。激光放电波形表明, 主脉冲脉宽在 200 ns 以内, 能量分布在 1 μs 以内。

实验布置如图 1 所示, 入射平行脉冲激光经抛物面反射在焦点 O 处击穿空气点燃等离子体, 由此形成的激波和高温高压气流对推力器内壁产生推进作用。采用 2 种抛物型推力器模型 A 和 B, 模型均由 LY12 铝合金制成, 经测定, 内壁反射率大于 0.9。G1、G2 和 G3 是粘贴在推力器内壁上的 3 个 PVDF 压电薄膜传感器(并联 50 kΩ 电阻), 测量内壁压强。传感器总宽 5 mm、长 30 mm、厚 100 μm, 频响大于 1 MHz, 其中压电元件(PVDF 薄膜)的直径 3 mm、厚 28 μm。传感器外层覆盖铝箔, 保护 PVDF 薄膜不被入射激光烧毁, 又不影响抛物面的反射性能。3 路 PVDF 传感器信号由数字示波器记录。采用 NEC 公司

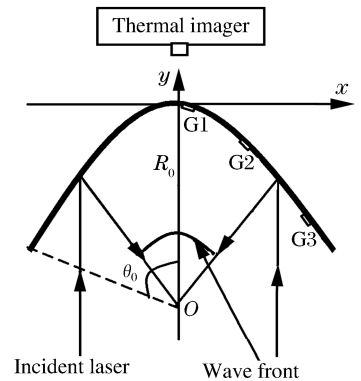


图 1 压强、温度测试实验示意图  
Fig. 1 Schematic of pressure and temperature measurement

\* 收稿日期: 2008-01-22; 修回日期: 2008-03-31

基金项目: 国家 973 计划项目(61328)

作者简介: 许仁萍(1981—), 女, 博士研究生。

TH51 型红外热像仪对激光加载后的外壁温度场进行记录,仪器测温范围 0~200 °C,分辨精度 0.2 °C。激光推力器参数和测试点位置见表 1, $x_0$ 为开口半径, $R_0$ 为焦距, $\theta_0$ 为半张角, $h$ 为平均厚度, $m$ 为自身质量, $M$ 为配支架后总质量。

表 1 激光推力器参数和测试点位置

Table 1 Parameters of laser thrusters and locations of measurement

| 推力器 | $x_0$ /mm | $R_0$ /mm | $\theta_0$ /( $^\circ$ ) | $h$ /mm | $m$ /g | $M$ /g | $x_{G1}$ /mm | $x_{G2}$ /mm | $x_{G3}$ /mm |
|-----|-----------|-----------|--------------------------|---------|--------|--------|--------------|--------------|--------------|
| A   | 25        | 5         | 136                      | 0.25    | 2.1    | 65.6   | 1.65         | 11.54        | 18.50        |
| B   | 32        | 10        | 116                      | 1.50    | 16.0   | 84.9   | 3.78         | 9.89         | 25.23        |

2.2 温升实验结果

由于单个激光脉冲引起推力器的温升有限,因此温升测试的实验采用多脉冲加载,每次 49 个脉冲(频率 66 Hz),加载时间约 0.74 s。热像仪在第 1 个激光脉冲出光时开始拍摄,每隔 1 s 记录 1 幅温度场图像,连续跟踪 20 s 余。图 2 是推力器 A 激光加载刚结束时的红外图像(象素 512×512),通过热像仪配套软件,可读出各点温度。图 3 是经过处理后的推力器 A、B 外壁对应于 G1、G2、G3 等 3 测试点的温度时程曲线。

图 3(a)表明推力器 A 各点温度都是在加载结束后达到最高,然后缓慢下降。G1 最高温度达到 94.6 °C。G2 和 G3 由于距离焦点的位置较远,温升比 G1 小很多。图 3(b)显示推力器 B 各点温升较低,G1 最高温度只有 48 °C,而且持续时间短。由于推力器 B 上 G1 距离焦点比推力器 A 远一倍,加上推力器 B 壁面厚度是推力器 A 的 5 倍,造成推力器 B 温升显著低于推力器 A。对比两图还发现,推力器 A 上 G1 的温度始终高于 G2、G3,而且温度衰减比推力器 B 缓慢得多。这一现象主要和推力器的构型有关:推力器 A 的半张角大,焦点深,高温气团的逃逸需要较长的时间,因而能和壁面发生较充分的热交换,各点的温度衰减相对缓慢一些。

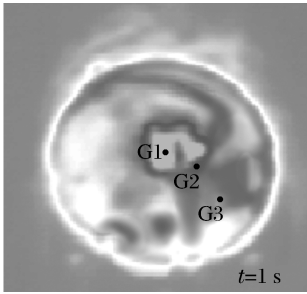


图 2 推力器 A 的红外记录图像  
Fig. 2 Infrared photo of thruster A

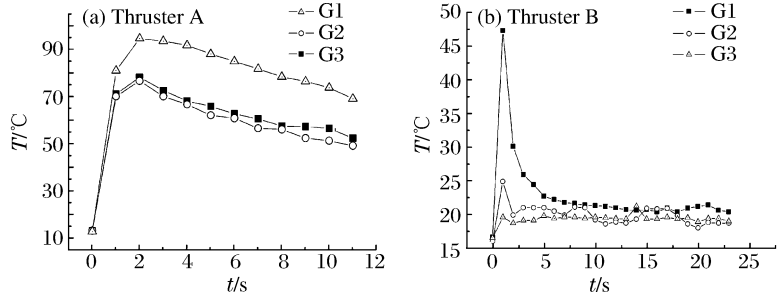


图 3 推力器外壁面温度变化曲线  
Fig. 3 Temperature evolution on the outer walls of thrusters

2.3 内壁压强的测试结果

图 4 是在单个激光脉冲作用下 PVDF 压电传感器测量的推力器 A 和 B 内壁压强的波形。根据传感器到焦点的直线距离  $s$ ,以激光器出光作为时间起点,可以求出冲击波到达各个传感器的平均波速  $v$ 。实验得到的各传感器处峰值压强  $p$ 、作用时间  $\tau$  见表 2。由图 4 和表 2 可见,波速  $v$  随传播距离呈现非线性衰减,G1 离焦点最近,冲击波最先到达,对壁面产生的压强最大。图 4(a)中 G1 波形出现了双

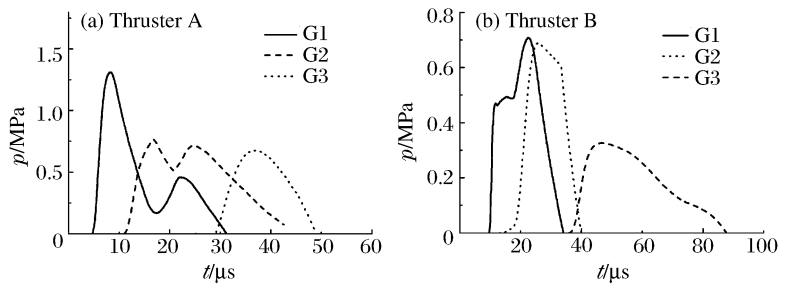


图 4 抛物面推力器内壁压强的测试波形  
Fig. 4 Experimental pressure-time curves on the inner walls of thrusters

表 2 传感器实验结果

Table 2 Results of pressure experiment

| 推力器 | 传感器 | $s$ /mm | $v$ /(m/s) | $p$ /MPa | $\tau$ / $\mu$ s | 推力器 | 传感器 | $s$ /mm | $v$ /(m/s) | $p$ /MPa | $\tau$ / $\mu$ s |
|-----|-----|---------|------------|----------|------------------|-----|-----|---------|------------|----------|------------------|
| A   | G1  | 5.13    | 1168       | 1.30     | 27               | B   | G1  | 10.32   | 1083       | 0.71     | 24               |
|     | G2  | 11.7    | 1114       | 0.76     | 32.5             |     | G2  | 14.8    | 1049       | 0.68     | 26               |
|     | G3  | 18.4    | 620        | 0.67     | 49               |     | G3  | 26.0    | 730        | 0.32     | 50               |

峰结构,第 1 个峰值是冲击波阵面和壁面初次作用产生的,随后来自 G1 侧壁面的反射波传播到 G1 可能形成 2 次加载。对比可见,推力器 A 中各传感器峰值压强均高于推力器 B,而且顶点附近(G1、G2)高压作用时间较长,这与推力器的构形紧密相关,由于推力器 A 的半张角大、焦点深,高温高压等离子气团能保持较长时间。

### 2.4 实验小结

在 49 个激光脉冲作用下(频率 66 Hz,单脉冲能量 20 J),推力器外壁的最高温升为约 80 °C,假若线性外推,在约 400 个脉冲作用下温度将达到铝合金的熔化温度(660 °C),由于脉冲产生的最高冲击压强达到 1.3 MPa,推力器在熔化前就可能由于热力联合作用而破坏。这一结果可以定性解释文献[1]的实验结果。同时多次实验后发现,推力器内壁的光洁度下降,并产生轻微变形,这一结果能使热力破坏加剧。

## 3 激光推进热载荷分析

激光推力器壁面一般存在 4 种热载形式<sup>[3-4]</sup>:(1)激光入射吸收;(2)等离子体高温辐射吸收;(3)激光透过等离子体的透射吸收;(4)高温高压气体与壁面接触产生的运流换热。

入射吸收热功率密度

$$q_i = \alpha P \cos\theta \tag{1}$$

式中: $P$  为垂直入射至壁面的激光功率密度, $\alpha$  为吸收因数, $\theta$  是光束与壁面法向的夹角。

辐射吸收热功率密度

$$q_r = \int_{\sigma} \frac{J \cos\beta}{r^2} d\sigma \tag{2}$$

式中: $J$  为单位体积的辐射功率, $r$  为辐射中心与壁面的距离, $\beta$  为  $r$  与壁面法向的夹角, $\sigma$  为壁面上的面元。

透射吸收热功率密度

$$q_t = \tau \alpha P \cos\theta \tag{3}$$

式中: $\tau$  为激光穿过等离子体的透射率,其余同式(1)。

运流传热热功率密度

$$q_c = h(T_s - T_i) \tag{4}$$

式中: $T_s$  为壁面温度, $T_i$  的接触气体温度, $h$  为运流传热系数。

## 4 控制方程和计算方法

### 4.1 热力冲击控制方程<sup>[3,5-6]</sup>

计算针对上述推力器 A,以推力器顶点为坐标原点、以  $y$  轴为对称轴建立轴对称柱坐标系(见图 1),以径向坐标  $x$  和轴向坐标  $y$  为自变量,以激光入射开始为初始时刻,施加在壁面各单元的温度、热流和压力分别为  $f_i(t)$ 、 $q_i(t)$  和  $p_i(t)$ , $i$  表示加载的单元标号, $r_i$  和  $R_i$  为各加载单元内壁面和外壁面半径。抛物面厚度为 0.25 mm,内壁面方程为  $y = \frac{1}{20}x^2$ ,外壁面方程  $y = \frac{x^2}{20.57} + 0.25$ , $x$ 、 $y$  单位为 mm。

对于均质、各向同性热弹性体,可以从 Fourier 热传导定律和平衡微分方程、几何方程以及本构关系出发,导出第  $i$  个加载单元的以  $T(x_i, y_i, t)$  表示的热传导控制方程以及相应的初边值条件

$$\beta T \frac{\partial \epsilon_v}{\partial t} + \rho c \frac{\partial T}{\partial t} - \lambda \left( \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial T}{x \partial x} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) = 0 \tag{5}$$

$$\begin{cases} T|_{t=0} = T_0 & r_i \leq x_i \leq R_i \\ -\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x_i=r_i} = q_i(t) + h[T(x_i, y_i, t) - f_i(t)] \end{cases} \tag{6}$$

式中: $\beta$  为应力温度系数, $\epsilon_v$  为体积应变, $\rho$  为密度, $c$  为比热容, $\lambda$  为导热系数, $h$  为表面传热系数。

以第  $i$  个加载单元的径向位移  $u_x(x_i, y_i, t)$  和轴向位移  $u_y(x_i, y_i, t)$  表示的轴对称热弹性动力学位移平衡方程和相应的初边值条件分别为

$$\begin{cases} \frac{E}{2(1+\nu)} \left( \frac{1}{1-2\nu} \frac{\partial \Theta}{\partial x} + \nabla^2 u_x - \frac{u_x}{x^2} \right) = \rho \frac{\partial^2 u_x}{\partial t^2} + \beta \frac{\partial T_i}{\partial x} \\ \frac{E}{2(1+\nu)} \left( \frac{1}{1-2\nu} \frac{\partial \Theta}{\partial y} + \nabla^2 u_y \right) = \rho \frac{\partial^2 u_y}{\partial t^2} + \beta \frac{\partial T_i}{\partial y} \end{cases} \tag{7}$$

$$\begin{cases} u_x|_{t=0} = 0, & \frac{\partial u_x}{\partial t}|_{t=0} = 0 \\ u_z|_{t=0} = 0, & \frac{\partial u_z}{\partial t}|_{t=0} = 0 \\ u_x|_{x=0} = 0 \\ \left[ \frac{E}{1+\nu} \left[ \frac{1-\nu}{1-2\nu} \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\nu}{1-2\nu} \frac{u_x}{x} + \frac{\nu}{1-2\nu} \frac{\partial u_y}{\partial y} - \beta T \right] \right] \Big|_{x=r_i} = p_i(t) \end{cases} \quad (8)$$

式中:  $\nabla^2 = \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{1}{x} \frac{\partial}{\partial x} + \frac{\partial^2}{\partial y^2}$ ,  $\Theta = \frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{u_x}{x} + \frac{\partial u_y}{\partial y}$ ,  $E$  为弹性模量,  $\nu$  为泊松比。

## 4.2 计算方法

从抛物面构型分析,入射、运流和辐射主要作用在头部(即顶点区域),而透射指向开口部位,实验中发现温升主要出现在抛物面的头部,因此在本文计算中着重分析入射、运流和辐射 3 种加载产生的热响应。

GONG Ping 等<sup>[7]</sup>、许仁萍等<sup>[8]</sup>通过商业软件 FLUENT 对抛物面型推力器的激光等离子体流场演化过程进行了系统计算,给出与壁面接触气体的温度和压力分布,为推力器壳体的运流换热和力冲击计算提供了边界条件,给出的流场内部高温气体参数可以为高温辐射提供数据。入射热流则通过激光参数时空分布、壁面入射角度和材料表面吸收因数进行计算。根据上述热载条件和热力耦合方程,运用商业软件 ABAQUS 建立了激光推力器热力冲击计算平台,并对推力器 A 进行了具体计算和分析。设激光脉冲光斑直径 25 mm,脉宽 1  $\mu$ s,能量的注入在空间和时间上均匀分布。

## 5 计算结果和分析

LY12 铝合金的材料参数分别为<sup>[9]</sup>:密度 2.7 t/m<sup>3</sup>,热膨胀系数  $6.7 \times 10^{-5}$  m<sup>3</sup>/K,导热系数 167 W/(m·K),比热容 896 J/(kg·K),弹性模量 69 GPa,泊松比 0.33,其初始温度 289 K。分别进行了单脉冲和多脉冲计算,单脉冲时计算不同热载单独作用和联合作用的影响,着重了解机理,多脉冲计算与实验进行对比。实验测得抛物面的内壁反射率大于 0.9,但不同部位反射率并不相同,在单脉冲计算中设材料表面吸收因数为 0.05,多脉冲计算中则采用 0.05 和 0.10 等 2 种吸收因数。

### 5.1 单脉冲计算结果

单脉冲能量 20 J,计算时间 1 ms。

图 5 为入射、运流、辐射 3 种载荷单独加载和联合加载的温升曲线,曲线取自各种作用下计算结束时的最高温升点,图 6 为联合加载计算 1 ms 时壁面的温升分布。由图 5 可见:(1)入射吸收的总热量最大,但作用范围也大,作用时间很短(1  $\mu$ s),温升高但迅速衰减,最高温度达 295.2 K,最高温升出现在顶点,计算结束时最高温度 290.127 K,温升 1.127 K。(2)高温气体辐射作用时间约 330  $\mu$ s,最高温度达 291.031 K,最大温升出现在头部  $x=$

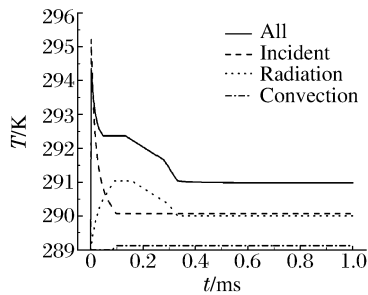


图 5 单独加载和联合加载的温升变化  
Fig. 5 Temperature evolution for three single pulses and their coupled-pulse loadings

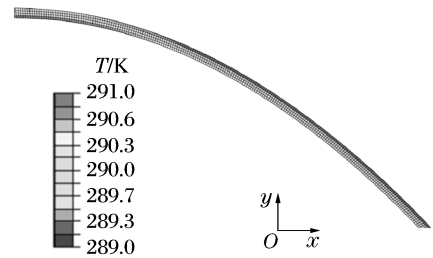


图 6 联合加载计算 1 ms 时的温度分布图  
Fig. 6 Temperature distribution for the coupled thermal loading

0.34 mm 处,1 ms 时最高温度 290.001 K,温升 1.001 K。由于辐射强度跟距离的平方成反比,因此辐射温升集中在头部附近。(3)运流换热作用时间最长,接近 1 ms,但是热交换缓慢,温升并不明显,最大温升仅 0.122 K,出现在头部  $x=3.40$  mm 处,结束时温升几乎没有变化。(4)联合加载下,最大温升 295.200 K 出现在顶点,但时间很短,至 330  $\mu$ s 辐射作用结束时,温度趋于平缓,计算结束时最高温度 290.978 K,温升 1.978 K,距离顶点的位置  $x=0.34$  mm,图 5 中实线是  $x=0.34$  mm 处的温升曲线,其最高温度 294.350 K。从单脉冲计算结果看,对于抛物面推力器,产生温升的主要因素是入射吸收和热辐射作用,运流的作用可以忽略,联合加载最高温升出现的位置与热辐射结果相同。

### 5.2 多脉冲计算结果

结合多脉冲实验进行了热、力冲击响应的计算,每个脉冲激光能量为 20 J,频率 66 Hz,脉冲数 49。图 7 为 49 个脉冲加载过程中 G1、G2 对应位置壁面外侧的温度时间关系,吸收因数分别取为 0.05 和 0.10。图 8 为 49 个脉冲加载结束时的温升分布(吸收因数 0.05)。

由图 7 可见,外壁面 G1、G2 处温升近似双线性(拐点出现在约 33 个脉冲处),经过对计算过程中温升分布的观察,出现拐点的原因可能在于初始加载时热量主要集中在加热区并沿壁厚方向传导,温升较快较均匀,之后热量沿壁面方向向非加热区扩散的影响显现出来,造成头部附近 G1、G2 处温升速率降低。图 8 表明头部计算结束时(0.735 s)头部温度最高,沿壁面逐渐递减。

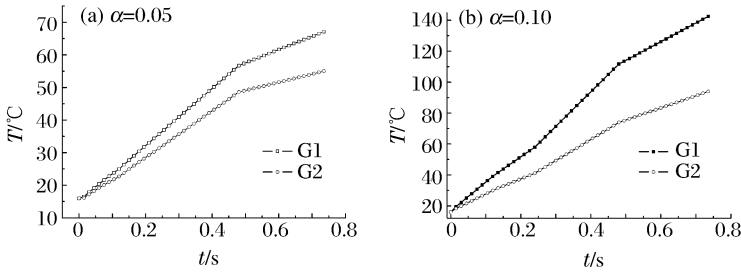


图 7 多脉冲加载温升时间关系

Fig. 7 Temperature evolution for multi-pulse loadings

实验中测到的温度最高时刻出现在 2.000 s 而不是在加载结束时(0.735 s),可能是由于仪器响应的延迟引起的(热像仪最高拍摄频率  $1\text{ s}^{-1}$ )。由于推力器 A 的表面反射率在不同部位并不相同,实测平均反射率达到了 0.90,局部达到 0.95,平均吸收因数应介于 0.05~0.10 之间。因此在计算中采用了 2 种吸收因数  $\alpha=0.05, 0.10$ ,实验与计算得到的最高温升比较见表 3,实验温升介于 2 种吸收因数之间,计算结果和实验很好吻合,同时也说明表面光洁度对推力器的热响应影响很大。随着脉冲数的增多,壁面光学性能将逐渐劣化,造成吸收因数增大,在进一步的计算中需要考虑这一因素。

### 5.3 应力应变的计算结果

激光推力器壁面除了热冲击外,还受到脉冲流场的周期性力冲击作用。图 9 为计算得到的 49 脉冲结束时等效塑性应变和最大拉应力分布图,最大拉应力和塑性应变都出现在头部的外表面,出现了超过 300 MPa 的拉应力区,虽然尚未达到该温度下铝合金材料的抗拉强度,但随着脉冲数和温度的不断升高和相应抗拉强度的降低,推力器将在熔化之前在热和力的联合冲击作用下被破坏,这与前面实验的推测是一致的。

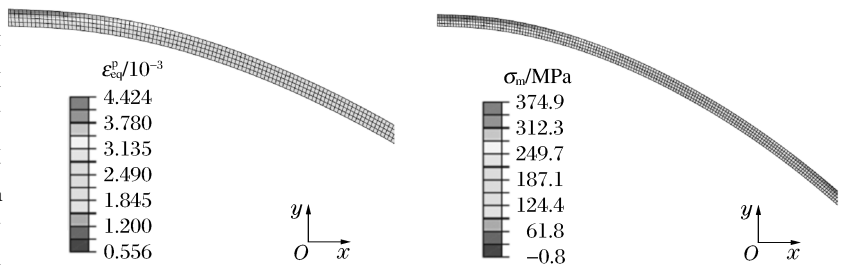


图 9 49 脉冲结束时的等效塑性应变分布和最大应力分布

Fig. 9 Equivalent plastic strain and maximum tension distributions at the end of the 49-pulse loading

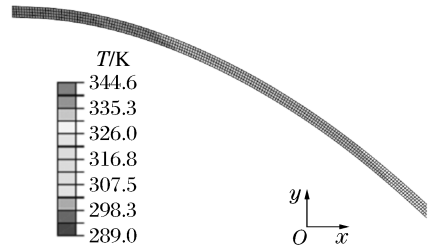


图 8 49 个脉冲加载结束时的温度分布图

Fig. 8 Temperature distribution at the end of the 49-pulse loading

表 3 温升比较

Table 3 Temperature increase

| 传感器 | 实验   | 计算            |               |
|-----|------|---------------|---------------|
|     |      | $\alpha=0.05$ | $\alpha=0.10$ |
| G1  | 94.6 | 67.12         | 141.12        |
| G2  | 76.6 | 55.00         | 93.16         |

## 6 结论

针对大气模式下抛物面推力器的热力冲击响应进行了实验和数值模拟,较系统地分析了激光推进中的热冲击问题。通过采用 PVDF 薄膜压电传感器和热像仪对推力器的内壁压强和外壁温度的定量测量,揭示了热力冲击的严重性。通过对激光推进过程的分析 and 单、多脉冲的数值模拟,给出 4 种热载荷形式:入射吸收、高温辐射吸收、透射吸收和远流传热,对于抛物面型激光推力器而言,前 2 种起主导作用。多脉冲热力冲击计算得到了与实验相吻合的温升结果,热力联合作用的计算表明,推力器在达到熔化温度之前将由于热力联合作用而被破坏。激光推进过程中产生的高温会加速内壁面的氧化,使反射率下降,使更多的激光能量以热能的形式沉积在内壁面,降低内壁镜面的光学特性。另外,由于反射能量减少,引起推力器的推进性能下降。因此,如何设计、优化推力器结构,有效避免热、力冲击对推力器的破坏是未来激光推进技术走向实用必须面对和解决的问题。



## 参考文献:

- [1] Myrabo L N. World record flights of beam-riding rocket lightcraft: Demonstration of “disruptive” propulsion technology[R]. AIAA-2001-3798, 2001.
- [2] 蔡建, 胡晓军, 唐志平. 烧蚀模式激光推进的实验研究[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 371-376.  
CAI Jian, HU Xiao-jun, TANG Zhi-ping. Experimental investigation on ablation mode of laser propulsion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 371-376.
- [3] 孙承伟. 激光辐照效应[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [4] 卞阴贵, 徐立功. 气动热力学[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1997.
- [5] 陆明万, 罗学富. 弹性理论基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 1997.
- [6] 丁升, 王建国, 王玉恒, 等. 激光辐照热力耦合问题的相似性[J]. 强激光与粒子束, 2005, 17(9): 1331-1334.  
DING Sheng, WANG Jian-guo, WANG Yu-heng, et al. Similarity of thermo-mechanical effect induced by high energy laser beam[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2005, 17(9): 1331-1334.
- [7] GONG Ping, TANG Zhi-ping. Numerical simulation for laser propulsion of air breathing mode considering moving boundaries and multi-pulses[C]// Beamed energy propulsion: Fourth international symposium on beamed energy propulsion. AIP, 2006: 87-94.
- [8] 许仁萍, 唐志平. 大气模式下多脉冲激光推进的数值模拟[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(3): 369-372.  
XU Ren-ping, TANG Zhi-ping. Numerical simulation for laser propulsion of air breathing mode considering multi-pulses[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2007, 19(3): 369-372.
- [9] 王祝堂, 田荣璋. 铝合金及其加工手册[M]. 第 2 版. 长沙: 中南大学出版社, 2005.

## Response of parabolic laser thrusters under impulsive thermomechanical loading

XU Ren-ping<sup>\*</sup>, TANG Zhi-ping, CAI Jian, HU Xiao-jun, LI Li-ping

*(Department of Modern Mechanics, University of Science and Technology of China,  
Hefei 230026, Anhui, China)*

**Abstract:** The experiment, mechanism analysis and numerical simulation were conducted to systematically explore impulsive thermomechanical response of parabolic laser thrusters for air-breathing mode laser propulsion. Based on analysis on the four thermal loads of incident, radiation, transmission and convection consisting in laser propulsion, the corresponding thermal mechanical coupling and dynamic computational method was established. The temperature rises of thrusters loaded by multi-pulses agree well with the experimental results. The computational results indicate that the incident absorption and high-temperature radiation are the prime reasons for the temperature rise of the parabolic laser thrusters. Researches show that the thrusters will go through the tensile failure before their melting, which open out the mechanism and the severity of the thermal-mechanical shock damage.

**Key words:** mechanics of explosion; thermal-mechanical loading; laser propulsion; laser thruster

\* Corresponding author: XU Ren-ping

E-mail address: rpxu@mail. edu. cn