

文章编号:1000-8055(2012)06-1391-07

双脉冲固体发动机喷管传热烧蚀特性

张晓光, 刘 宇, 王长辉

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究双脉冲固体发动机喷管的传热烧蚀特性,由燃烧室压强及发动机推力试验曲线得到了喷管喉径的瞬变值,由 FLUENT 流体计算软件进行流固耦合传热烧蚀计算,得到了喷管瞬态温度分布、绝热材料热解炭化情况及碳/碳(C/C)喉衬瞬态烧蚀率,分析了脉冲工作过程及脉冲间隔时间对喷管传热烧蚀的影响。计算结果表明,脉冲工作过程中,绝热材料热解线、炭化线向材料内部扩展,喉衬烧蚀率不断增大;脉冲间隔时间内,喷管材料内部的导热使各处温差减小,温度趋于一致;第一脉冲的传热烧蚀与脉冲间隔的材料导热使第二脉冲工作时喉衬整体热沉小、内壁初始温度高、表面粗糙度大,从而导致较高烧蚀率。

关 键 词: 双脉冲固体发动机; 喷管; 传热; 烧蚀; 流固耦合

中图分类号: V435

文献标志码: A

Characterization of nozzle thermal and ablation response in dual-pulse solid rocket motors

ZHANG Xiao-guang, LIU Yu, WANG Chang-hui

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to investigate the nozzle thermal and ablation characteristics in dual-pulse solid rocket motors, the transient value of the throat diameter was obtained from the pressure and thrust measurements. Furthermore, the in-depth thermal response, pyrolysis/char profiles and surface recession of the nozzle assembly were predicted through fully coupled fluid-solid analysis using the commercial code FLUENT. Results show that during pulse operation, the insulation material pyrolysis/char profiles expand and the nozzle insert erosion rate increases. During pulse separation, heat conduction in the material leads to the decrease in the material temperature difference. The heat transfer and ablation processes of pulse 1 and pulse separation make the nozzle insert exhibit small heat sink, high surface temperature and large surface roughness, which would result in higher throat erosion rate when pulse 2 operates.

Key words: dual-pulse solid rocket motor; nozzle; heat transfer; erosion; fluid-solid coupling

双脉冲固体发动机通过硬质隔板或柔性隔层实现燃烧室间隔装药,将推力分段,并控制各段推力的大小、持续时间和间隔时间,从而改善固体推进系统的能量可控性,提高导弹武器的作战

能力^[1]。

喷管热防护是固体发动机设计的重要组成部分。与普通固体发动机不同,双脉冲固体发动机喷管热防护设计需要考虑脉冲工作过程及脉冲间隔

收稿日期:2011-07-04

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120704.1152.201206.1391_027.html

作者简介:张晓光(1986—),男,山西原平人,博士生,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。

时间的影响。

本文针对某双脉冲固体发动机喷管,通过喉径辨识、传热烧蚀计算等方法,对其工作过程及传热烧蚀特性进行了研究。由燃烧室压强及发动机推力测试曲线计算了喷管喉径的瞬变值;采用 FLUENT 流体计算软件进行流固耦合传热烧蚀计算,得到了喷管瞬态温度分布及热解炭化烧蚀情况,分析了脉冲工作过程及脉冲间隔时间对喷管传热烧蚀的影响。本文的研究结果可为双脉冲固体发动机喷管热防护设计提供参考。

1 喷管结构

图1为某双脉冲固体发动机喷管结构。喉衬材料为整体毡碳/碳(C/C)复合材料,收敛段绝热层、背衬材料分别为碳酚醛模压制品与高硅氧酚醛模压制品,壳体由45钢制成。

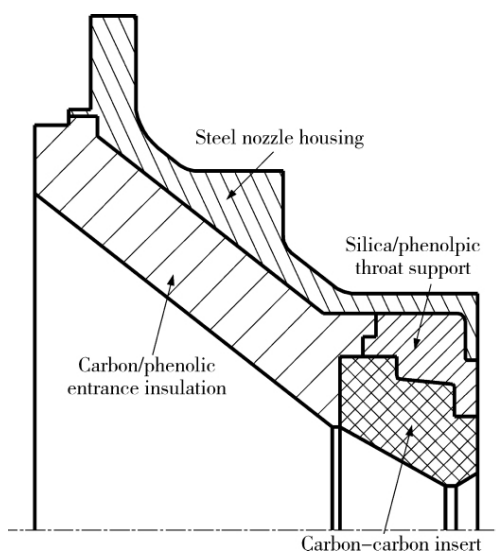


图1 喷管结构

Fig. 1 Nozzle configuration

2 喉径辨识

燃烧室压强为 p_c 、发动机推力 F 的试验曲线见图2,第一脉冲平均压强为4.02 MPa,工作时间为23.6 s,脉冲间隔为11.4 s,第二脉冲平均压强为4.66 MPa,工作时间为56.4 s。

由图2所示 p_c 、 F 测试曲线计算喷管喉径的瞬变值。

$$A_t = \frac{F}{\xi_n C_{fth} p_c} \quad (1)$$

$$C_{fth} = \Gamma \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} + \frac{A_e}{A_t} \left(\frac{p_c}{p_e} - \frac{p_a}{p_e} \right) \quad (2)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\sqrt{\kappa} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{\left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{1}{\kappa}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}} \quad (3)$$

式中 A_t 、 A_e 分别为喷管喉部面积和出口截面面积; p_e 、 p_a 分别为喷管出口截面压强及环境压强; C_{fth} 为理论推力系数; ξ_n 为喷管质量系数。此式仅适用于喷管满流的情况,若喷管内发生流动分离则不再适用^[2-4]。为简化计算,假定喷管出口截面面积保持不变。

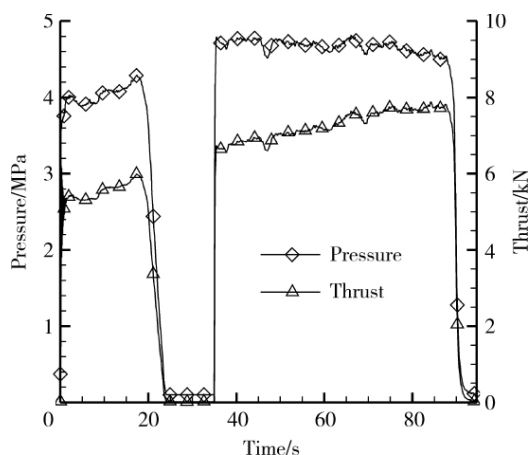


图2 压强及推力试验曲线

Fig. 2 Pressure and thrust traces

由式(1)~式(3)得发动机脉冲工作过程中喷管喉径随时间的变化曲线,见图3,图中标识出了在各脉冲拖尾段因压强下降而使喷管出现流动分离的时刻。

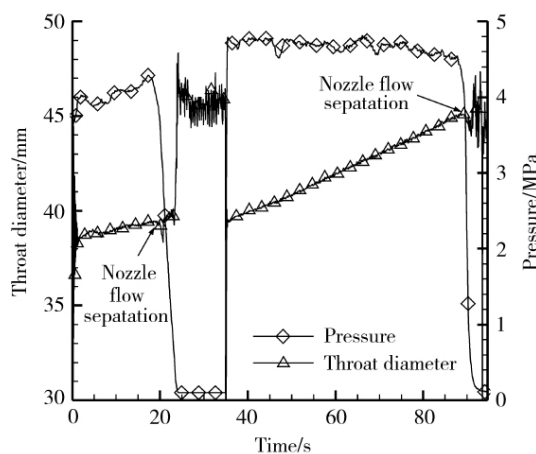


图3 喷管喉径瞬变曲线

Fig. 3 Throat diameter variation

试验前后喷管喉径测量值分别为 $d_{t0} = 38.5$ mm, $d_{tf} = 43.5$ mm。图3中第一脉冲初始喉径预示值与 d_{t0} 一致,而第二脉冲喷管流动分离前的喉

径预示值 44.98 mm 略大于 d_{if} , 这是由于 d_{if} 的测试受第二脉冲拖尾段 Al_2O_3 、炭黑等在喉部沉积的影响而比实际值偏小。另外, 喉径瞬变曲线的斜率即为喉部烧蚀率, 第二脉冲喉径曲线斜率较第一脉冲大, 说明第二脉冲喉部烧蚀率较大, 这主要是因为第二脉冲具有更高的燃烧室压强(两脉冲推进剂为同一配方), 同时也与第一脉冲与脉冲间隔的影响有关。

3 喷管传热计算

3.1 计算方法和参数

由 FLUENT 流体计算软件采用整场离散、整场求解的方法模拟燃气与固相材料间的非稳态流固耦合传热。计算区域包括燃气流动区与固相材料区, 各区域采用通用的控制方程, 区别仅在于广义扩散系数及广义源项的不同; 流固耦合界面成为计算区域的内部边界, 其表面传热系数由软件本身的计算得出, 而不再是分区求解时需要人为设定的外边界条件; 控制方程由有限体积法离散, 可保证流固耦合界面满足温度连续、热流密度连续条件^[5]。

喷管传热计算必须考虑脉冲工作过程及脉冲间隔时间的影响, 分 5 步顺序进行:

1) 第一脉冲流场计算

将喷管内壁设为绝热, 外壁及端面为环境温度, 以第一脉冲燃烧室压强 p_{c1} 、温度 T_{c1} 为入口条件作稳态流场计算。

2) 第一脉冲传热烧蚀计算

将喷管内壁设为流固耦合壁面, 允许燃气向固相材料传热, 分别将外壁与端面设为自然对流壁面与绝热壁面, 以 1) 中稳态流场计算结果为初场, 进行流固耦合传热的非稳态计算, 计算时间为第一脉冲工作时间 t_{a1} 。

3) 脉冲间隔传热计算

将喷管内壁设为绝热, 固相材料内部导热则继续进行, 计算时间为脉冲间隔时间 Δt 。

4) 第二脉冲流场计算

将内壁设为绝热, 以第二脉冲燃烧室压强 p_{c2} 、温度 T_{c2} 为入口条件作稳态流场计算。

5) 第二脉冲传热烧蚀计算

喷管内壁、外壁、端面设置与 2) 相同, 以 4) 中第二脉冲稳态流场计算结果为初场, 进行流固耦合传热的非稳态计算, 计算时间为第二脉冲工作时间 t_{a2} 。

建立喷管的二维轴对称计算模型, 考虑到入

口条件的真实性, 在喷管入口前增加了 10 mm 的流动区域。计算区域包括: 燃气区、碳酚醛收敛段绝热层、C/C 喉衬、高硅氧酚醛背衬、45 钢壳体。用四边形网格离散计算区域, 见图 4。湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 两方程模型, 近壁处理采用增强型壁面函数。在喉部附近沿轴向加密, 在内壁附近沿径向加密, 且使流场近壁面第一层网格 $y^+ < 1$, 以满足增强型壁面函数法的要求, 并更好地识别湍流边界层。

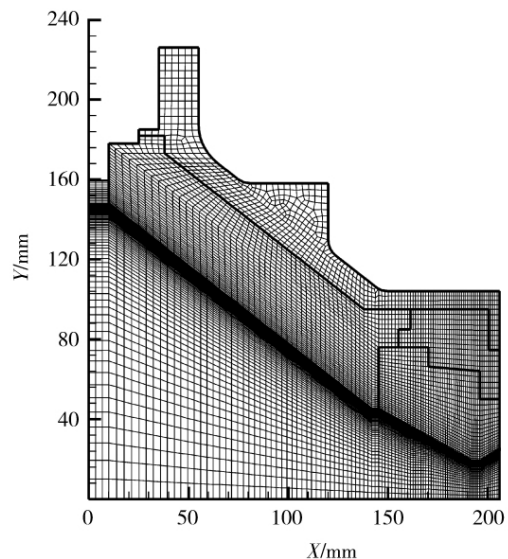


图4 喷管计算网格

Fig. 4 Nozzle computational grid

在本节的非稳态流固耦合传热计算中, 不计材料烧蚀热, 仅考虑绝热层及背衬的热解、炭化过程, 烧蚀计算在下节单独针对 C/C 喉衬进行。

碳酚醛与高硅氧酚醛为炭化烧蚀材料, 其在烧蚀过程中形成炭化层、热解层及原始材料层的分层结构, 各层对应不同的温度区间, 且物性差别较大。设 T_s 、 T_e 分别为热解起始和终止温度, 则原始材料层 $T < T_s$, 热解层 $T_s < T < T_e$, 炭化层 $T > T_e$ 。由于热解温度范围较宽 (573 ~ 1073 K), 因此可采用当量比热容法来模拟热解潜热的均匀释放^[6-7]

$$c'_p = c_p + \frac{\rho_3 - \rho_1}{\rho_2} \cdot \frac{L}{T_e - T_s}$$

式中 c'_p 为热解层当量比定压热容; c_p 为热解层真实比定压热容; ρ_1 、 ρ_2 、 ρ_3 分别为炭化层、热解层、原始材料层密度; L 为热解潜热。

表 1 为喷管材料物性参数, 表中以 * 标记的为材料热解层的当量比热容。

计算时, 不计燃气与壁面的辐射换热, 设置金

属壳体外壁为自然对流换热条件,环境温度 $T_{\text{amb}} = 305.15 \text{ K}$, 表面传热系数 $h = 10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$.

表1 喷管材料物性参数

Table 1 Thermal properties of nozzle material

材料	$\rho/$ (kg/m^3)	$c_p/$ ($\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$)	$\lambda/$ ($\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)
原始层	1600	1162	0.474
碳酚醛 热解层	1480	1031/1167*	0.79
炭化层	1360	900	1.1
原始层	1700	1005	0.779
高硅氧 热解层	1530	952.5/1139*	0.94
炭化层	1360	900	1.1
C/C	1900	1182	98.67
45 钢	7850	465	49.8

3.2 计算结果和分析

3.2.1 第一脉冲

第一脉冲工作结束后 ($t_1 = 23.6 \text{ s}$), 喷管组件的温度分布、收敛段绝热层及背衬的热解炭化情况见图5。由于高温高速燃气与喷管内壁面间强烈的对流换热, 在喷管径向方向形成明显的温度梯度。与收敛段绝热层及背衬高温区所占的比例很有限不同, 在第一脉冲末 C/C 喉衬整体已达到较高的温度水平, 这一方面是由于喉部区域换热最为严重, 另一方面则与 C/C 导热系数大、热扩散率大有关。

3.2.2 脉冲间隔

图6为脉冲间隔分别为6.4、11.4 s(实际试

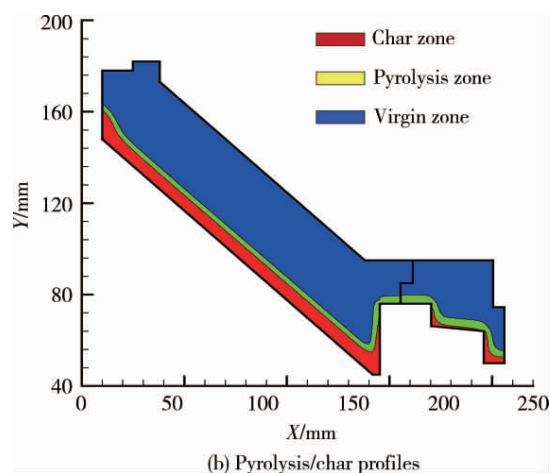
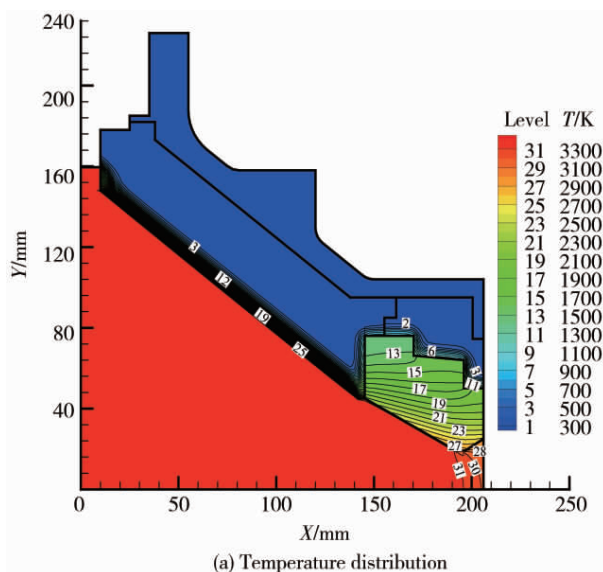


图5 第一脉冲结束喷管温度分布及热解炭化

Fig. 5 Nozzle temperature distribution and pyrolysis/char profiles at the end of pulse 1

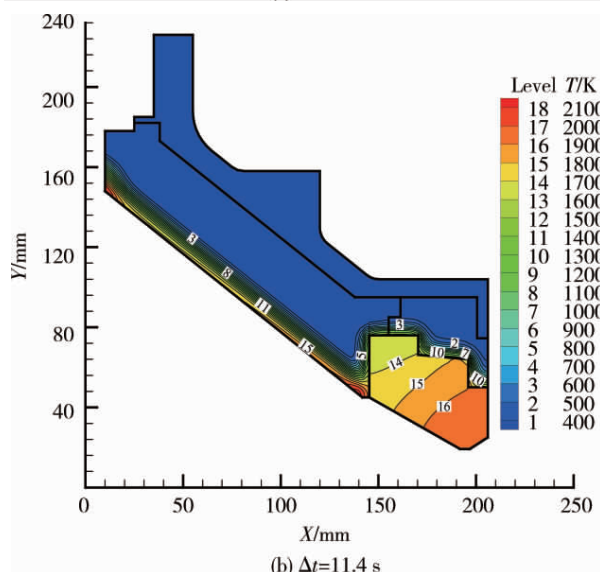
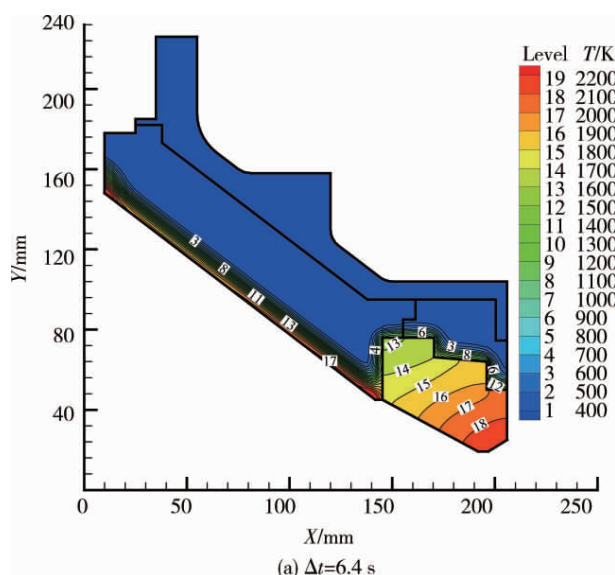


图6 不同脉冲间隔时间喷管温度分布

Fig. 6 Nozzle temperature distribution at various pulse separation times

验脉冲间隔时间)时刻的喷管温度分布.可见,在脉冲间隔时间内,由于不再有高温高速燃气与喷管内壁发生换热,而固相材料内部的导热又继续进行,因此喷管组件各处温差不断下降,温度逐渐趋于一致.脉冲间隔时间越长,材料内部温度扯平的现象越明显,且尤以热扩散率大的材料体现得更加显著,如 C/C 喉衬.

3.2.3 第二脉冲

图 7 为第二脉冲工作结束后($t_2 = 56.4$ s)的喷管温度分布及收敛段绝热层、背衬的热解炭化情况.在第二脉冲工作过程中,高温高速燃气再次与喷管内壁发生对流换热,喷管组件材料温度继续升高,绝热材料的热解线、炭化线继续向材料内部扩展.

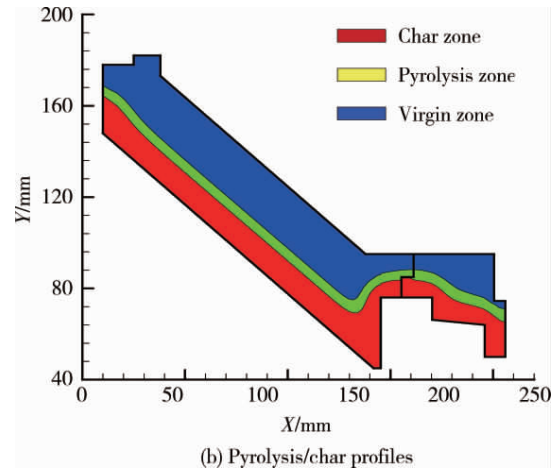
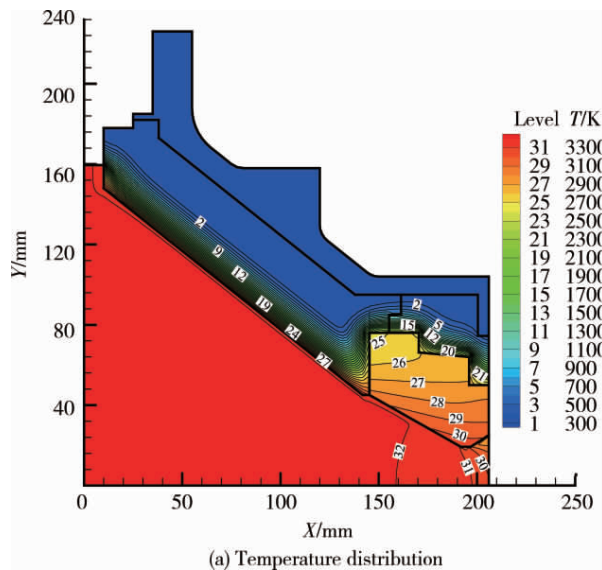


图 7 第二脉冲结束喷管温度分布及热解炭化

Fig. 7 Nozzle temperature distribution and pyrolysis/char profiles at the end of pulse 2

4 喉衬烧蚀计算

C/C 喉衬为非炭化烧蚀材料,其烧蚀计算依据热化学烧蚀理论,由 FLUENT 流体计算软件中的 Wall Surface Reaction 模型完成.热化学烧蚀理论认为,喉衬烧蚀由内壁面碳与燃气氧化性组分 H_2O 、 CO_2 等发生表面异相化学反应所致,反应速率遵循 Arrhenius 定律,而由反应所致的壁面退移速率就是烧蚀率^[8].

$$\dot{r} = \frac{1}{\rho_s} \sum_{j=1} A_j T_w^{\beta_j} \exp(-E_j/RT_w) p_{j,w}^{n_j}$$

式中 $\dot{r}$ 为烧蚀率; ρ_s 为喉衬材料密度; T_w 为内壁温度; p_w 为壁面分压; R 为通用气体常数; A , E , β , n 分别为指前因子、活化能、温度指数及压强指数.下标 j 代表某一氧化性组分.烧蚀反应方程式及其动力参数见表 2^[8].

表 2 C/C 烧蚀反应动力参数

Table 2 Chemical kinetics of carbon-carbon erosion reaction

烧蚀反应	$A/(kg/(m^2 \cdot s \cdot Pa^{0.5}))$	β	$E/10^5 (J/mol)$	n
$C_{(s)} + H_2O \rightarrow CO + H_2$	1500	0	2.9	0.5
$C_{(s)} + CO_2 \rightarrow 2CO$	28.3	0	2.8	0.5

图 8 为第一脉冲不同时刻喉衬内壁温度及烧蚀率沿轴向的分布.可见,壁温及烧蚀率在上升过程中呈现出上升速率逐渐减小的特点,这是由于随喉衬内壁温度升高,燃气向喉衬的对流换热不断减弱.喉衬内壁温度及烧蚀率的最大值均位于喉部入口处,这是由喉衬内壁热流密度的分布特性所决定的^[8-10].必须指出,由于考虑了烧蚀,因

此喉衬计算温度比图 5(a)低.

图 9 为第二脉冲不同时刻喉衬内壁温度及烧蚀率沿轴向的分布.由于第一脉冲传热烧蚀与脉冲间隔材料导热的影响,在第二脉冲工作时,喉衬整体热沉较小,内壁初始温度较高,表面粗糙度较大,这些因素都将导致在相同燃气条件下,第二脉冲喉衬烧蚀将更为严重^[11-12].但也应注意,燃烧

室压强仍是决定烧蚀率大小的首要因素。

对比图 9(a)与图 7(a),同样由于考虑了材料烧蚀热,图 9(a)喉衬计算温度比图 7(a)低。

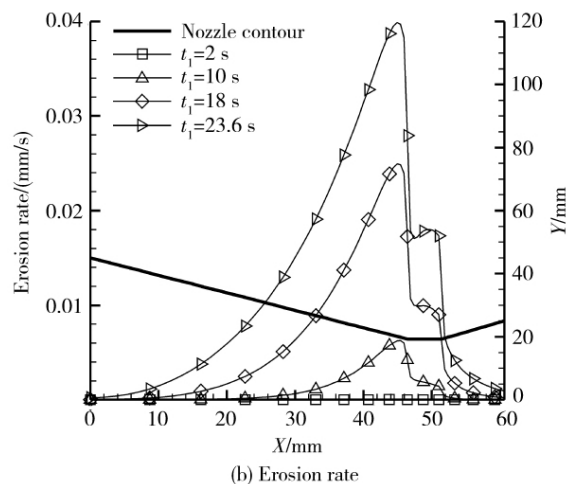
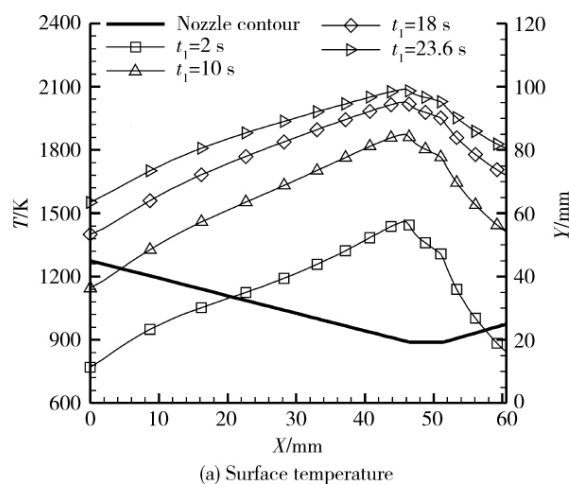


图 8 第一脉冲不同时刻喉衬内壁温度及烧蚀率轴向分布

Fig. 8 Axial distribution of throat insert surface temperature and erosion rate during pulse 1

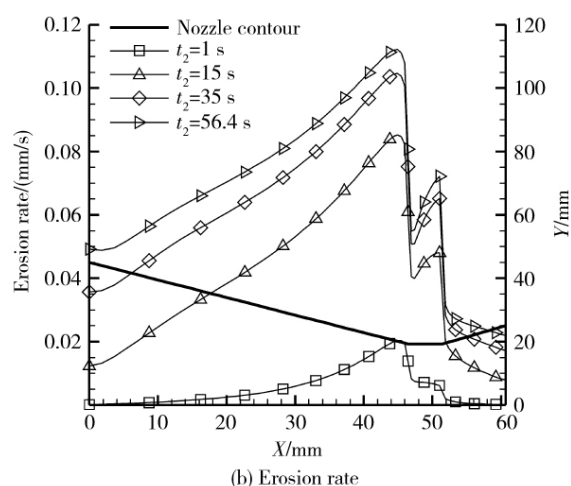
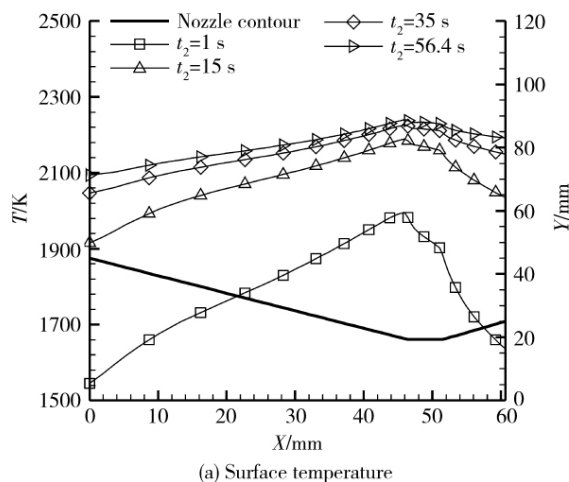


图 9 第二脉冲不同时刻喉衬内壁温度及烧蚀率轴向分布

Fig. 9 Axial distribution of throat insert surface temperature and erosion rate during pulse 2

5 结 论

1) 喷管传热烧蚀计算是流场-传热-烧蚀强耦合问题. 对于炭化烧蚀的绝热材料,通过设定依温区变化的物性参数可模拟“炭化-热解-原始材料”烧蚀分层结构的形成,采用当量比热容法可模拟热解潜热在热解温区内的均匀释放. 对于非炭化烧蚀的碳基材料喉衬,其烧蚀可按热化学烧蚀理论,应用 FLUENT 流体计算软件中的 Wall Surface Reaction 模型进行求解.

2) 发动机脉冲工作时,高温高速燃气与喷管内壁面间强烈的对流换热使喷管形成径向方向的温度梯度,喷管内壁温度上升,并向材料内部传递,热解线、炭化线在绝热材料内部扩展,喉衬烧蚀率也不断增大,最大烧蚀率发生在喉部入口处.

3) 在脉冲间隔时间内,由于不再有高温高速燃气与喷管内壁发生对流换热,而固相材料内部的导热又继续进行,因此喷管组件各处温差不断下降,温度逐渐趋于一致. 脉冲间隔时间越长,材料内部温度扯平的现象越明显,且尤以热扩散率大的材料体现得更加显著,如 C/C 喉衬.

4) 第一脉冲的传热烧蚀与脉冲间隔的材料导热,使第二脉冲工作时喉衬整体热沉较小,内壁初始温度较高,表面粗糙度较大,这些因素都将促使第二脉冲喉衬具有较高烧蚀率.

参考文献:

[1] 阎斌. 防空导弹固体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版

- 社,1993.
- [2] Myers J, Jordan F. Characterizing nozzle behavior as a function of materials and configuration[R]. AIAA 84-1310,1984.
- [3] 李宜敏,张中钦,张远君. 固体火箭发动机原理[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1991.
- [4] 余贞勇. 固体火箭发动机喷管喉径瞬变值的计算和预示[J]. 固体火箭技术,1993(4):27-33.
YU Zhenyong. The calculation and prediction of transient value of nozzle throat radius[J]. Journal of Solid Rocket Technology,1993(4):27-33. (in Chinese)
- [5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,2001.
- [6] 蔡体敏,王思民. 高硅氧增强塑料烧蚀模型中热解层厚度的探讨[J]. 推进技术,1989,2(1):10-13.
CAI Timin, WANG Simin. A discussion on the thickness of pyrolysis layer in the ablation model for silica-phenolics composite material[J]. Journal of Propulsion Technology, 1989,2(1):10-13. (in Chinese)
- [7] 蔡体敏. 固体火箭发动机工作过程的数值分析[M]. 西安:西北工业大学出版社,1991.
- [8] Thakre P, Yang V. Chemical erosion of carbon-carbon/graphite nozzles in solid-propellant rocket motors[J]. Journal of Propulsion and Power,2008,24(4):822-833.
- [9] Back L H, Massier P F, Gier H L. Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,1964,7(5):549-568.
- [10] Keizers H L J, Veraar R G. Analysis of heat transfer in nozzles[R]. AIAA 96-3290,1996.
- [11] Acharya R, Kuo K K. Numerical simulation of graphite nozzle erosion with parametric analysis[R]. AIAA 2010-6846,2010.
- [12] Thakre P, Yang V. Effect of surface roughness and radiation on graphite nozzle erosion in solid rocket motors[R]. AIAA 2009-5275,2009.