

## 燃烧室压力对潜入式喷管喉衬热应力的影响\*

龚建良, 胥会祥

(西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065)

**摘要:**为了研究燃烧室压力对固体火箭发动机潜入式喷管热应力影响规律的问题,采用商业流体软件,基于压力求解器,求解了喷管纯气相的流场,确定了燃气温度、压力、壁面对流换热系数;采用有限元软件,依据流场计算的非均匀壁面压力与非均匀对流换热,求解了燃烧室压力为6 MPa下的潜入式喷管热结构问题;通过地面点火试验验证了仿真模型与数值方法的有效性;采用相同计算模型与数值方法,求解了在燃烧室压力为9 MPa、12 MPa下的喷管热结构问题,揭示了燃烧室压力对喉衬热应力的影响规律。结果表明:整个工作过程,喉衬环向应力最大值为103.9 MPa,位于内表面,且随时间增大,先增大后减小;喉衬环向拉应力也随时间先增大后减小;随压力增大,对流换热系数增大,喉衬温度升高,喉衬环向拉应力增大,喉衬环向压应力减小。

**关键词:**固体火箭发动机;潜入式喷管;热防护材料;数值模拟;热应力

中图分类号: V435 文献标志码: A 开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号: 1001-2486(2021)03-045-07



听  
音  
音  
聊  
科  
研  
与  
作  
者  
互  
动

## Influence of chamber pressure on thermal stress for submerged nozzle insert throat

GONG Jianliang, XU Huixiang

(Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** In order to study the influence of chamber pressure on thermo-structural response for the submerged nozzle of solid rocket motor, a simulation was carried out. By means of the commercial fluid software, based on the pressure solver, the flow field of pure gas in the nozzle was conducted and the temperature, pressure, and wall convective heat coefficients were obtained in the nozzle; according to the non-uniform pressure and non-uniform heat transfer coefficients obtained from the above flow field, using the finite element software, the thermo-structural problem of the submerged nozzle was solved at the pressure 6 MPa. Then, the ground firing test of solid rocket motor with the submerged nozzle was carried out, and the proposed numerical method is effective and accurate. By means of the same model and numerical method, the thermo-structural response of the submerged nozzle was solved at the pressure 9 MPa and 12 MPa, and the influence of combustion pressure on the thermal stress of throat insert was obtained. The simulation results show that during the entire operation process of solid rocket motor, the maximum hoop stress of throat insert is 103.9 MPa, which locates on the inner surface, and increases at first and then decreases with time; the hoop tensile stress increases at first and then decreases with the increasing of time for the throat insert, as well; with the increasing of pressure, the convective heat coefficients, the temperature and the hoop tensile stress increases, and the hoop compressive stress decreases for the throat insert.

**Keywords:** solid rocket motor; submerged nozzle; thermal protective material; numerical simulation; thermal stress

固体火箭发动机推力的产生过程主要包括固体推进剂在燃烧室的燃烧过程,及其燃气在喷管内部的流动过程,是一种近似密闭高温高压的燃烧流动过程,采用当前的测试设备与实验技术,获取发动机内部详细参数基本很难<sup>[1-2]</sup>。然而,固体火箭发动机数值仿真已经在固体火箭发动机设计中作为一种辅助手段,在发动机研制过程中得到广泛应用,且仿真方法具有成本低、获取数据方便、周期短的优点,为发动机设计提供校核与理论

指导<sup>[3-4]</sup>。固体火箭发动机仿真计算为发动机安全评估的重要依据,包括了壳体结构强度计算评估、复杂药型的结构完整性评估、绝热层传热过程分析、喷管热结构计算等<sup>[5-7]</sup>。喷管热结构计算为固体火箭发动机喷管安全设计提供依据,是固体火箭发动机进行试验前必须开展的数值仿真。

一般,为了缩短导弹或者运载火箭的固体火箭发动机长度,喷管结构采用潜入式,由结构支撑件与不同的热防护材料组成。潜入式喷管工作环

\* 收稿日期:2019-11-02

作者简介:龚建良(1985—),男,福建福安人,副研究员,博士研究生,E-mail:271373251@qq.com

境极为严酷,有边界层热化学烧蚀、融化态高温粒子侵蚀、高温燃气持续热载荷、高速气流冲刷等<sup>[8-9]</sup>。在高温高压主流燃气载荷下潜入式喷管内部形成巨大的温差,然而喷管内部各材料的热膨胀系数差异,导致不同部件的不同形变,从而热防护材料界面相互发生挤压或分离,并在材料界面发生碳化、热解,对喷管的工作可靠性造成安全隐患。如果喷管各部件材料选择不当或者界面设计不合理,可能发生异常烧蚀或高温燃气窜火,以及热防护材料结构强度失效。

国内外已经开展喷管的传热、结构强度与失效分析。文献[10]研究了复合喷管在热与力学材料载荷下的热应力,引入与温度特性相关的材料性能参数,表明与单纯力学载荷对比,温度载荷对热应力场的影响是主要的。文献[11]采用商业有限元软件,研究了复合材料喉衬在热与力联合载荷下的动态响应过程,研究表明热应力的稳态结果与动态结果具有明显的差异。文献[12-13]针对固体火箭发动机浅潜入式喷管,建立了三维有限元模型,采用点-点接触单元模拟不同材料界面的接触,分析了喷管结构缝隙数值与界面接触应力的变化趋势,最终为缝隙设计提供理论指导。文献[14]针对固体火箭发动机喷管喉衬的热应力问题,考虑了表面烧蚀、界面接触热阻、背壁热解因素,建立相关模型展开计算,结果表明其方法的计算结果符合工程实际情况。文献[15]针对固体火箭发动机碳/碳喉衬的热应力问题,建立了考虑接触热阻、烧蚀边界和界面脱黏因素下的热结构模型,研究了喉衬力学失效行为。文献[16]针对锥形套连接碳/碳扩张段的热应力问题,采用非稳态方法,热应力研究表明,与螺纹连接方式比较,锥形套连接是一种较优化的结构方式。文献[17]针对中型固体发动机的复合喷管热应力问题,建立了考虑界面间隙的有限元模型,研究表明界面摩擦可以减小热应力。文献[18]针对长尾喷管的热应力问题,考虑了不同界面间隙设计值,研究表明合理的界面间隙可以降低热应力的数值。

可知,针对固体火箭发动机喷管的热应力问题,国内外学者采用不同方法,已经展开相关研究,获取相关的成果。但是,针对固体火箭发动机潜入式喷管在不同压强下的热应力变化规律的研究还不足,需要开展潜入式喷管在不同压强下的热应力研究。本文针对潜入式喷管,采用三维有限元程序,分析了热防护材料内部温度场与应力场分布,详细讨论了燃烧室压力对潜入式喷管喉

衬热应力的影响规律。

## 1 喷管模型与边界条件

### 1.1 结构模型及网格划分

由于喷管不同部位工作环境的差异,为了充分发挥材料的优势,采用复合喷管结构,由多种不同热防护材料胶接而成。喷管的承力部件采用金属壳体,一般为轻质高强度的金属材料;喷管前段热防护材料为高硅氧酚醛绝热层,中部热防护材料为细编穿刺碳/碳喉衬与高硅氧酚醛背衬,后段热防护材料为高硅氧酚醛扩散段绝热层,与燃气接触的喷管内表面符合气动性能最优的型面设计要求<sup>[19-20]</sup>。

针对固体火箭发动机潜入式喷管几何设计模型,建立了三维有限元数值模型。由于边界条件与几何模型对称特性,取 1/12 模型,采用圆柱坐标系,在对称面上施加对称约束。结构化网格具有计算精度高、网格数量少、计算规模小的优点,采用结构化网格,如图 1 所示。为了便于分析与喉衬相关的各搭接面挤压与分离情况,首先对其接触界面编号,如图 2 所示,通过喷管总长将坐标无量纲化。依据工程间隙设计要求,图 2 中潜入式喷管喉衬前界面间隙  $AB$  与  $BC$  取 0.05 mm,  $CD$  界面为黏接界面取 0 mm,喉衬后界面间隙  $DE$  与  $EF$  取 0.05 mm,保持与装配过程喉衬界面间隙控制要求一致。

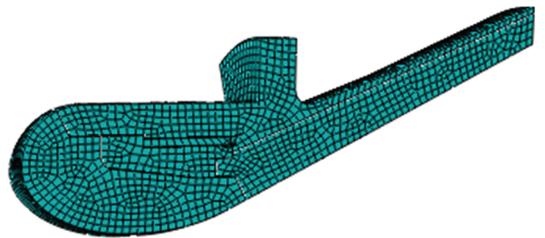


图 1 喷管网格划分

Fig. 1 Mesh generation of nozzle

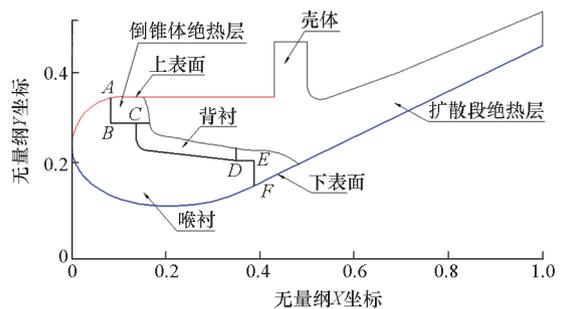


图 2 潜入式喷管接触面编号

Fig. 2 Interface number for submerged nozzle

### 1.2 热与力边界条件

由于喷管内流是稳态流动的,设置喷管内壁

面热边界为第三类边界条件。

$$-\lambda \left( \frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = h_c (T - T_f) \quad (1)$$

式中: $h_c$ 为对流换热系数, $T_f$ 为喷管内流的燃气温度, $h_c$ 和 $T_f$ 由稳态流动计算结果给出; $T$ 为喷管内壁温度<sup>[4]</sup>。忽略喷管壳体外表面散热,喷管外表面设置为绝热条件。采用流动分析软件,基于压力求解器,湍流模型是RNG  $k - \varepsilon$ 模型,采用压力入口与压力出口边界条件,通过迭代计算,以流入流量与流出流量差小于0.5%为条件,判定达到收敛。通过流动计算,图3给出固体火箭发动机稳态内流场的温度分布。由图3可知,流场品质良好,符合流动规律。其次,依据稳态的压力流场计算结果,如图4所示,在喷管内壁面施加非均匀布燃气压力。

图5给出了在6 MPa、9 MPa、12 MPa下潜入式喷管上表面与下表面的对流换热系数沿轴向的变化。由图5可知,对流换热系数最高值都是位于喉部稍微上游,由于从收敛段开始,边界层将逐渐减薄,传热速率不断增大,而在喉部稍微上游某处,边界层外缘将达到声速,该处边界层最薄<sup>[21]</sup>。其次,随压力增大,对流换热系数增强,压力越高,分子与壁面之间的热交换作用越强。

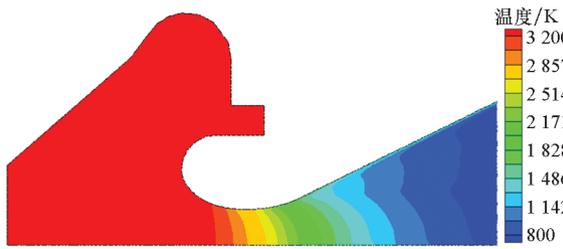


图3 6 MPa下温度分布

Fig. 3 Temperature distribution at pressure 6 MPa

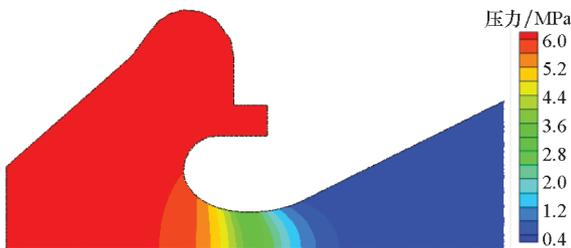


图4 6 MPa下压力分布

Fig. 4 Pressure distribution at pressure 6 MPa

## 2 数值结果与分析

### 2.1 潜入式喷管热应力分析

针对固体火箭发动机的三维潜入式喷管,在持续的温度与压力联合载荷下,获取了在工作时

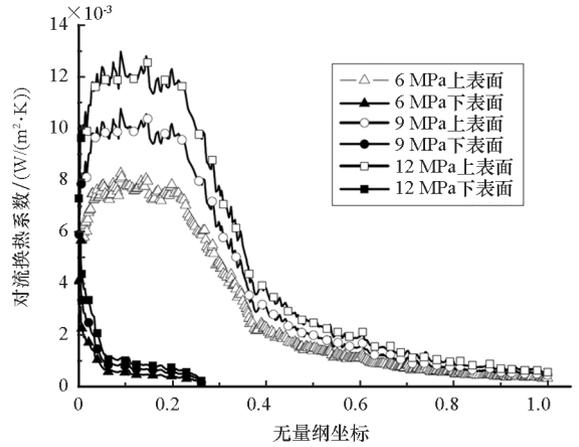


图5 喷管内表面对流换热系数分布

Fig. 5 Distribution of convective heat transfer coefficient on the inner surface of nozzle

间28 s时刻喷管的温度分布,如图6所示。燃烧室滞止温度为3 200 K,燃烧室压力为6 MPa。由图6可知,相比其他部件,整个碳/碳喉衬温升较大,最大值为2 851 K,在喉部前段处。因为碳/碳喉衬导热系数高,热流密度大,喉部前段温度高于喉部后段。其次,壳体温度几乎为环境温度,由于高硅氧材料导热系数较低与绝热厚度大,热量还来不及传到壳体,起到隔热作用。在28 s时喷管 Mises 应力分布,如图7所示,最大值为176.90 MPa,位于壳体圆柱段前部,远小于结构材料失效强度数值。

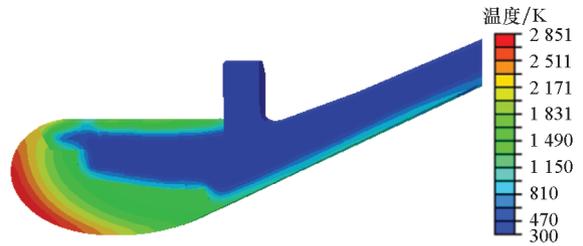


图6 在联合载荷下28 s时潜入式喷管温度场分布

Fig. 6 Temperature distribution of submerged nozzle under combined loading at 28 s

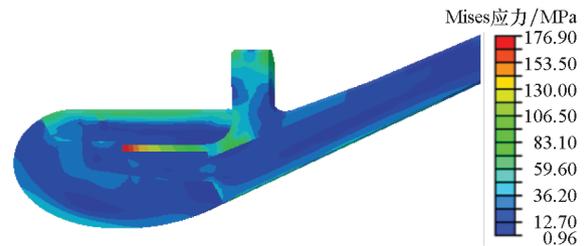


图7 在联合载荷下28 s时潜入式喷管 Mises 应力分布

Fig. 7 Mises stress distribution of submerged nozzle under combined loading at 28 s

图8给出了在不同时刻喉衬环向应力分布云图。由图8可知,在整个工作过程中,联合载荷下

喉衬最大压应力为 103.9 MPa, 满足碳/碳喉衬强度使用要求。图 9 给出喉衬表面路径标识记。图 10 与图 11 给出喉衬表面环向应力分布随时间变化趋势。喉衬环向应力最大部位在收敛段喉部上游, 数值为负, 表示处于压应力状态, 由于喉部上游对流换热系数最大, 与喉衬初始温差大, 喉衬

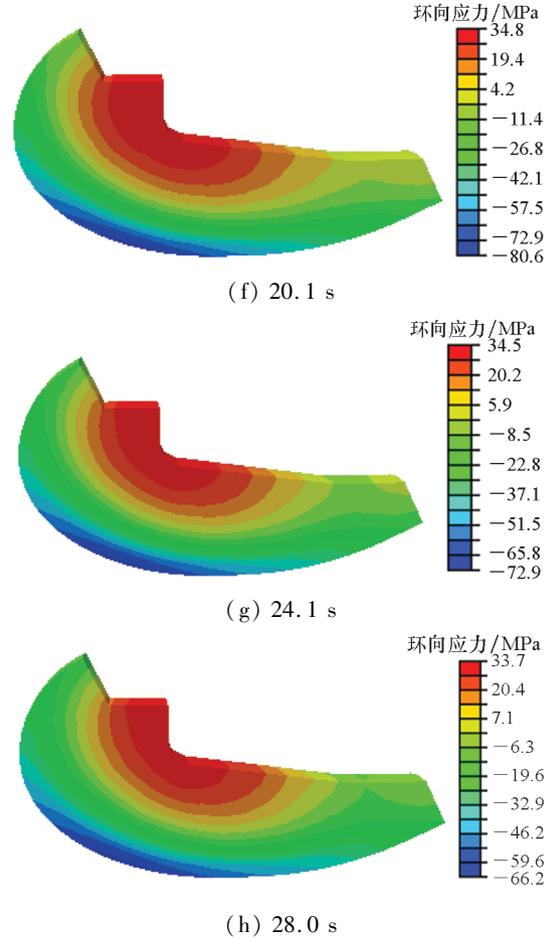
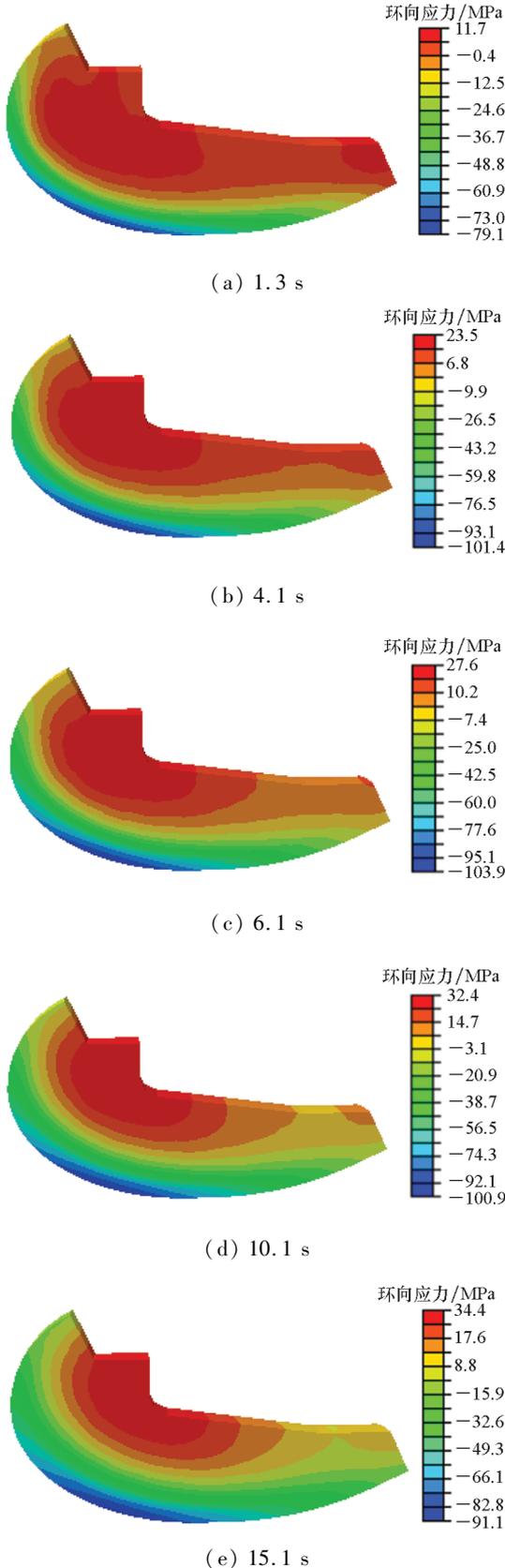


图 8 在不同时刻喉衬环向应力分布  
Fig. 8 Hoop stress distribution of throat insert at different times

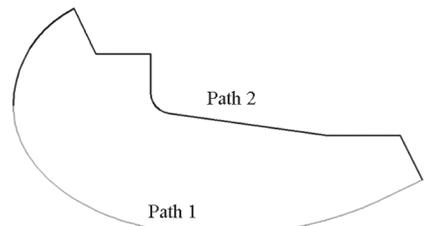


图 9 喉衬路径标识  
Fig. 9 Path mark of insert throat

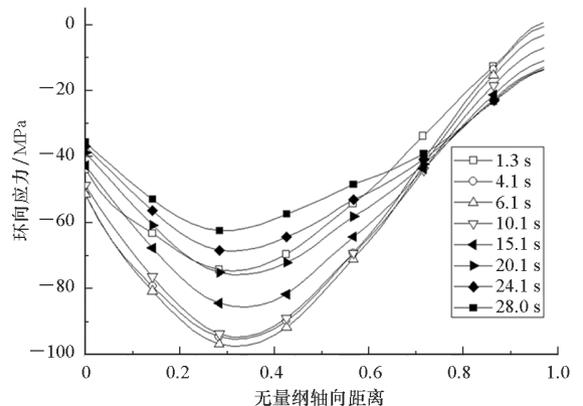


图 10 不同时刻喉衬沿 Path 1 环向应力变化  
Fig. 10 Hoop stress of insert throat along Path 1 at different times

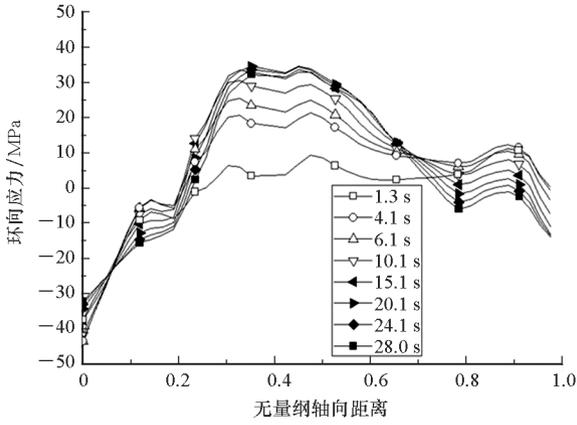


图 11 不同时刻喉衬沿 Path 2 环向应力变化  
Fig. 11 Hoop stress of insert throat along Path 2 at different time

热膨胀变形大,喉衬环向热应力最大。同时,由图 10与图 11 可知,喉衬内表面在整个工作时间内,数值都为负,表明喉衬内表面处于压应力状态,且最大压应力随时间增加,先增大后减小。其次,由图 11 可知,喉衬与倒锥体绝热、背衬接触的表面,环向应力为正值,表示处于拉应力状态,拉应力最大部位为喉衬锥面倒圆处。最后,由图 8 与图 11 可知,喉衬环向拉应力随时间增加,先增大后减小。

### 2.2 潜入式喷管喉衬完整性的试验验证

图 12 给出某固体火箭发动机潜入式喷管试验后喉衬残骸,设计压力 6 MPa,设计时间为 28 s,喉衬结构强度满足材料强度要求,喉衬结构完整。同时,由于应变值测试较为方便,在金属壳体外表面大口端部贴环向应变片。图 13 中 A 点的测试值为  $1\ 258\ \mu\epsilon$ ,图 13 仿真计算结果为  $1\ 164\ \mu\epsilon$ ,两者误差为 7.5%。可知,通过潜入式喷管地面热试车,验证了本文计算模型与数值方法的有效性与准确性。

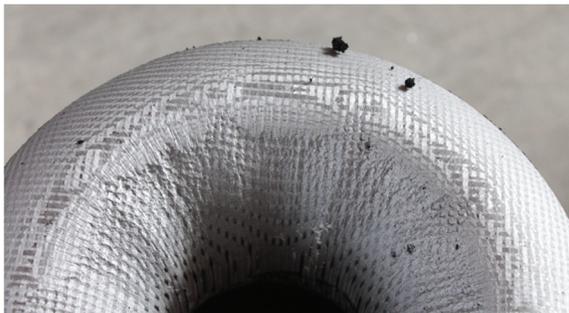


图 12 碳/碳喉衬残骸  
Fig. 12 Debris of C/C throat insert

### 2.3 燃烧室压力对喉衬温度场与应力场影响分析

为了分析燃烧室压力对潜入式喷管喉衬温度

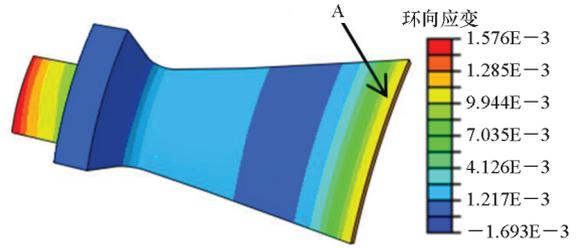
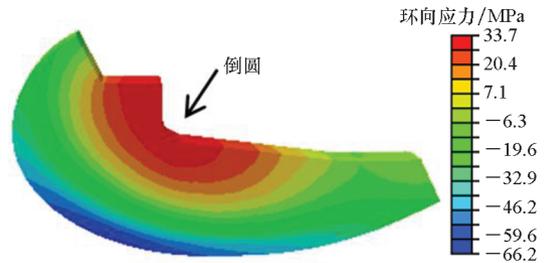


图 13 金属壳体环向应变分布

Fig. 13 Hoop strain distribution of metal case

场与压力场的影响规律,采用与上节相同的计算模型与数值方法,开展了典型压力工况 6 MPa、9 MPa、12 MPa 下喷管热结构计算,图 14 ~ 16 分别为 6 MPa、9 MPa、12 MPa 压力下的喉衬环向应力分布与温度分布。图 17 给出了在 6 MPa、9 MPa、12 MPa 压力下喉衬最大压应力与拉应力。随燃烧室压力增大,主流燃气与喷管内表面对流换热系数增大,喉衬内表面温度升高。喉衬的拉应力最大部位都是倒圆处,喉衬拉应力最大部位为喉衬上游内表面,在不同压力下,喉衬危险部位是一致的。随压力增大,喉衬环向拉应力增大,环向压应力减小,在高压下喉衬更容易在倒圆处产生裂纹,增大喉衬发生断裂的风险。



(a) 环向应力分布  
(a) Hoop stress distribution



(b) 温度分布  
(b) Temperature distribution

图 14 压力 6 MPa 时喉衬温度与环向应力分布  
Fig. 14 Temperature and hoop stress distribution of throat insert at pressure 6 MPa

为了进一步研究喉衬环向拉应力、压应力与燃烧室压力的关系,依据图 17 获取的数据,进行线性拟合,获取了拉应力与燃烧室压力的线性关系,如式(2)所示;压应力与燃烧室压力的线性关

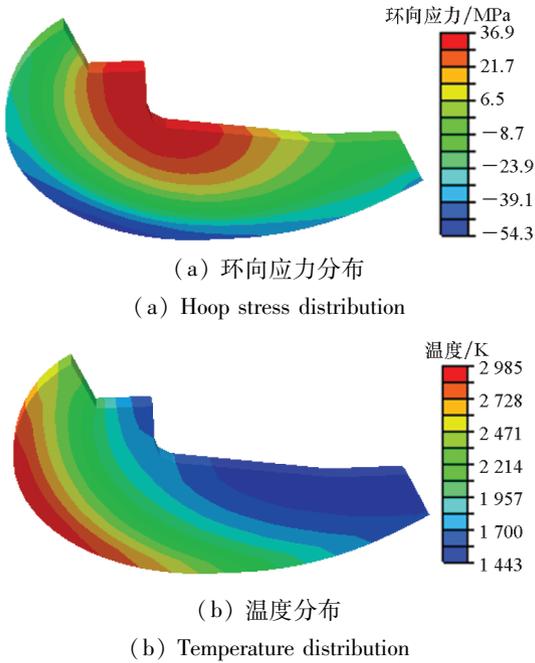


图 15 压力 9 MPa 时喉衬温度与环向应力分布  
Fig. 15 Temperature and hoop stress distribution of throat insert at pressure 9 MPa

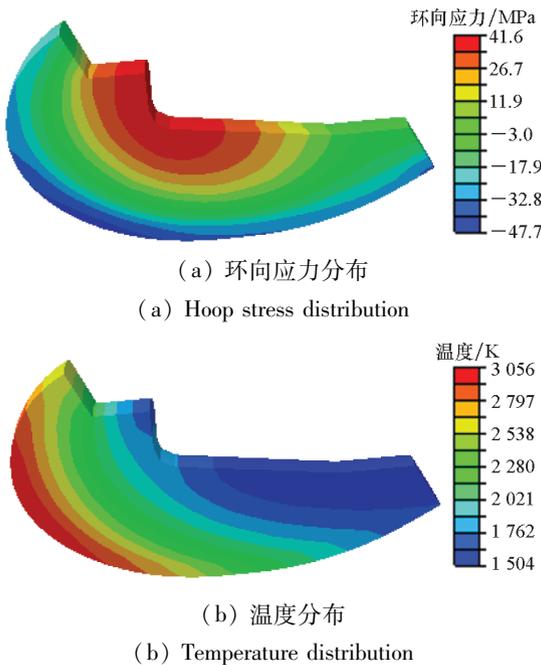


图 16 压力 12 MPa 时喉衬温度与环向应力分布  
Fig. 16 Temperature and hoop stress distribution of throat insert at pressure 12 MPa

系,如式(3)所示。由图 17 可知,压应力、拉应力拟合曲线与数据吻合较好,精度较高。

$$\sigma_t = 1.32P + 25.52 \quad 6 \text{ MPa} \leq P \leq 12 \text{ MPa} \quad (2)$$

$$\sigma_p = 3.10P - 83.90 \quad 6 \text{ MPa} \leq P \leq 12 \text{ MPa} \quad (3)$$

其中: $\sigma_t$  为拉应力,单位为 MPa; $\sigma_p$  为压应力,单

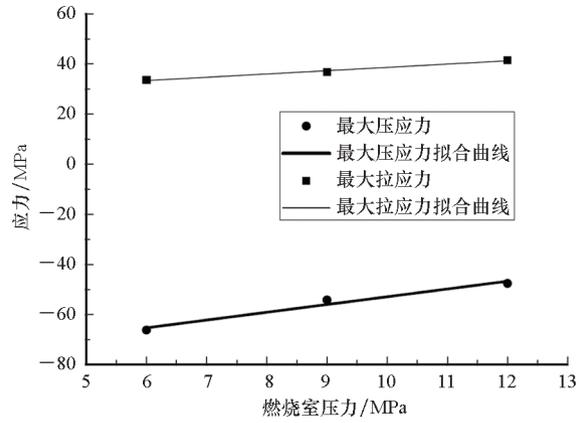


图 17 不同燃烧室压力下喉衬最大压应力与拉应力  
Fig. 17 Maximum compressive stress and tensile stress of throat insert under different chamber pressures

位为 MPa; $P$  为燃烧室压力,单位为 MPa。

### 3 结论

针对固体火箭发动机潜入式喷管的热应力问题,分析了在不同压力下喉衬温度与应力分布,并通过潜入式喷管热试车,验证了本文计算方法的有效性 with 准确性。分析结果表明,喉衬环向应力最大值为压应力,位于内表面,且随时间增大,先增大后减小。其次,随压力升高,喉衬危险部位保持一致,而喉衬环向压应力增大,环向拉应力减小。本文热应力计算结果,为潜入式喷管设计与试车安全性分析提供理论指导,保证了发动机潜入式喷管工作过程的安全性 with 可靠性。

### 参考文献 (References)

[1] 武晓松, 陈军, 王栋. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 兵器工业出版社, 2011.  
WU Xiaosong, CHEN Jun, WANG Dong. Principle of solid rocket motor[M]. Beijing: Weapons Industry Press, 2011. (in Chinese)

[2] JUSTIN S, STEPHEN H, JAMES M. Experimental program to assess erosive burning in segmented solid rocket motors[C]//Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Colorado, 2009.

[3] 陈汝训. 固体火箭发动机设计与研究[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.  
CHEN Ruxun. Design and research of solid rocket motor[M]. Beijing: Aerospace Publishing House, 1991. (in Chinese)

[4] BIANCHI D, FAVINI B, NERI A. Performance reconstruction of VEGA solid rocket motors; VERTA flights experience[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy Forum, 2018.

[5] 郑亚, 陈军, 鞠玉涛. 固体火箭发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.  
ZHENG Ya, CHEN Jun, JU Yutao. Heat transfer of solid rocket motor[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)

- [6] LI Q, LIU P J, HE G Q. Fluid-solid coupled simulation of the ignition transient of solid rocket motor [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 110(3): 180–190.
- [7] BIANCHI D, NERI A. Numerical simulation of chemical erosion in Vega solid-rocket-motor nozzles [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(2): 482–498.
- [8] LI J, GUO M F, LYU X, et al. Erosion characteristics of ethylene propylene diene monomer composite insulation by high-temperature dense particles [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 145(2): 293–303.
- [9] LIU Y, GUAN Y W, LI J, et al. Insulator ablation modes in different impact conditions of alumina droplets onto wall surfaces[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 153(6): 138–145.
- [10] KUMAR R R, VINOD G, RENJITH S, et al. Thermo-structural analysis of composite structures [J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2005, 412(1/2): 66–70.
- [11] MOROZOV E V, DE LA BEAUJARDIERE J F P. Numerical simulation of the dynamic thermostructural response of a composite rocket nozzle throat [J]. *Composite Structures*, 2009, 91(4): 412–420.
- [12] 田四朋, 唐国金, 李道奎, 等. 固体火箭发动机喷管结构缝隙设计[J]. *推进技术*, 2005, 26(5): 448–451.  
TIAN Sipeng, TANG Guojin, LI Daokui, et al. Gap design of solid rocket motor nozzle structures[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(5): 448–451. (in Chinese)
- [13] 田四朋, 唐国金, 李道奎, 等. 固体火箭发动机喷管结构完整性分析 [J]. *固体火箭技术*, 2005, 28(3): 180–183.  
TIAN Sipeng, TANG Guojin, LI Daokui, et al. Analysis on nozzle structure integrality of solid rocket motors[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2005, 28(3): 180–183. (in Chinese)
- [14] 李书良, 张飞, 熊波, 等. 固体火箭发动机喉衬热结构影响因素分析[J]. *强度与环境*, 2013, 40(2): 56–63.  
LI Shuliang, ZHANG Fei, XIONG Bo, et al. Influences factor analysis of thermal structure on motor throat [J]. *Structure and Environment Engineering*, 2013, 40(2): 56–63. (in Chinese)
- [15] 郑权. 碳/碳复合材料喉衬热结构分析及失效行为研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.  
ZHENG Quan. Thermo-structural analysis and failure behavior of C/C composite throat [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [16] 胡江华, 孟松鹤, 常新龙, 等. 锥形套式连接 C/C 喷管扩张段温度场与应力场分析 [J]. *固体火箭技术*, 2012, 35(1): 64–68.  
HU Jianghua, MENG Songhe, CHANG Xinlong, et al. Temperature and stress field analysis of conical trapped joint C/C nozzle divergent section [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012, 35(1): 64–68. (in Chinese)
- [17] SUN L, BAO F T, ZHANG N, et al. Thermo-structural response caused by structure gap and gap design for solid rocket motor nozzles[J]. *Energies*, 2016, 9(6): 1–21.
- [18] YU X J, YU S, WANG Y, et al. Thermo-structure coupled computation for the influence of fit clearance on the stress distribution of composite nozzle [C]// *Proceedings of AIAA Propulsion and Energy Forum*, 2018.
- [19] 龚建良, 樊学忠, 李宏岩, 等. 固体火箭发动机喷管在联合载荷下数值分析[J]. *弹箭与制导学报*, 2018, 38(1): 7–10.  
GONG Jianliang, FAN Xuezhong, LI Hongyan, et al. Numerical analysis of solid rocket motor nozzle under combined load[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2018, 38(1): 7–10. (in Chinese)
- [20] 龚建良, 胥会详, 张正泽, 等. 潜入式喷管喉衬界面间隙优化设计[J]. *推进技术*, 2021, 42(2): 415–420.  
GONG Jianliang, XU Huixiang, ZHANG Zhengze, et al. Optimal design for interfacial gap for submerged nozzle throat insert[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2): 415–420. (in Chinese)
- [21] 张晓光, 王长辉, 刘宇, 等. 固体火箭发动机喉衬流场及热结构耦合分析[J]. *固体火箭技术*, 2011, 34(5): 579–583.  
ZHANG Xiaoguang, WANG Changhui, LIU Yu, et al. Coupled fluid, thermal and structural analysis of nozzle inserts in solid rocket motors [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2011, 34(5): 579–583. (in Chinese)