# 潜入式喷管喉衬界面间隙优化设计\*

龚建良1, 胥会详1, 张正泽1, 薛 瑞2, 王春光1

(1. 西安近代化学研究所, 陕西 西安 710065;

2. 西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 陕西 西安 710049)

摘 要:为了解决固体火箭发动机潜入式喷管喉衬在热载荷与内压联合作用下界面间隙优化问题, 数值模拟方法求解了喷管热结构响应。采用流体仿真软件,计算了潜入式喷管流动过程的稳态流场,获 取了高温燃气流动参数与固体壁面对流换热系数。并采用三维有限元结构计算平台,编写了非均布壁面 压力载荷与非均布对流换热系数子程序,求解了喉衬前后搭接界面间隙在0mm,0.05mm,0.10mm, 0.15mm,0.20mm下喷管热结构耦合问题,获取了材料内部温度场与应力场分布。结果表明,喉衬环向 压应力与拉应力都随时间增加,先增大后减小。其次,随间隙增大,喉衬拉应力先减小后增大,喉衬压 应力先增大后减小。再次,依据界面闭合与喉衬环向受力最小的准则,确定了喉衬前后间隙的相对最优 值,前间隙相对最优值0.10mm,后间隙相对最优值0.05mm。本文数值方法可为喷管热防护材料界面搭 接与喉衬界面间隙设计提供指导,也可应用于评估喷管热防护与结构强度安全余量。

关键词:固体火箭发动机;潜入式喷管;有限元方法;热应力;界面应力 中图分类号: V435.21 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 02-0415-06 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190417

## **Optimal Design for Interfacial Gap for Submerged Nozzle Throat Insert**

GONG Jian-liang<sup>1</sup>, XU Hui-xiang<sup>1</sup>, ZHANG Zheng-ze<sup>1</sup>, XUE Rui<sup>2</sup>, WANG Chun-guang<sup>1</sup>

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute, Xi'an 710065, China;2. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, School of Aerospace,

Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

**Abstract**: In order to solve the problem of the optimization of interfacial gap for submerged nozzle insert throat of solid rocket motor upon thermal loading and aerodynamic pressure, the simulation was performed to study the thermo-structural response of a submerged nozzle. By means of fluid simulation software, the steady flow field of nozzle flow was obtained, and the flow parameters of high temperature gas and convective heat coefficients of nozzle wall were obtained. Meanwhile, based on three-dimensional finite element software with the subroutine of non-uniform pressure and non-uniform heat transfer coefficients, the thermo-structural response of the submerged nozzle was solved, when the value of interfacial gap for throat insert is 0mm, 0.05mm, 0.10mm, 0.15mm, 0.20mm, respectively. The distribution of temperature field and stress field were obtained for the submerged nozzle. The results show that both the hoop compressive stress and tensile stress of throat insert increase at first and then increase of time. Secondly, with the increase of interfacial gap, the tensile stress of throat insert decreases at first and then increases, while the compressive stress first increases and then

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-06-18; 修订日期: 2020-01-08。

通讯作者:龚建良,博士生,副研究员,研究领域为固体火箭发动机设计与仿真。E-mail: 271373251@qq.com

**引用格式:** 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 Jian-liang, XU Hui-xiang, ZHANG Zheng-ze, et al. Optimal Design for Interfacial Gap for Submerged Nozzle Throat Insert[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(2):415-420.)

decreases. Thirdly, according to the criterion of interface closure and the minimum hoop stress, the relative optimal value of interfacial gap for throat insert is obtained. The relative optimal value of front gap is 0.1mm, and the relative optimal value of rear gap is 0.05mm. The analyses of gap design and join interface can be conducted by the present numerical method, and the margin about thermal protection and structural strength of the nozzle also can be determined, too.

Key words: Solid rocket motor; Submerged nozzle; Finite element method; Thermal stress; Interface stress

## 1 引 言

固体火箭发动机工作过程是一种高温高压的复杂物理化学过程,采用现有设备与实验平台,难以精确描述发动机工作全部过程<sup>[1-2]</sup>。借助于现代数值仿 真方法的快速发展,固体火箭发动机仿真计算作为 一种辅助设计手段,如结构计算、流场计算、多物理 场耦合计算等,在发动机设计中得到普遍使用。固 体火箭发动机结构计算作为发动机安全评估重要方 面,包括了联接强度校核计算、壳体强度分析、装药 结构完整性安全评估、喷管热结构计算等<sup>[3-6]</sup>。

一般,导弹或者运载火箭发动机采用潜入式喷 管实现发动机能量转化,潜入式喷管主要由壳体、倒 锥体绝热层、喉衬、背衬和扩散段绝热层胶接装配而 成。在高温主流燃气持续传热下潜入式喷管内部形 成温度差,产生热膨胀变形,热防护材料相互挤压或 分离,在高压流动燃气联合作用下,热防护材料可能 产生裂纹,或者材料界面发生软化、热解。如果热防 护材料界面搭接设计与间隙值不恰当,可能发生搭 接界面燃气窜火或者异常烧蚀,危及喷管安全工作, 导致发动机试车失败。

针对喷管热结构问题,国内外已经开展强度与 失效分析。通过研究复合喷管热与结构耦合分析, 表明温度场对热应力场具有重要影响<sup>[7]</sup>。文献[8]分 析了喷管喉衬动态响应过程。针对固体火箭发动机 潜入式复合喷管,采用三维有限元方法,燃气参数依 据一维等熵流确定,分析了喷管结构缝隙与接触应 力的变化趋势<sup>[9-10]</sup>。针对试验发动机喷管,分析了表 面烧蚀、界面接触热阻、背壁热解、界面脱粘对喉衬 温度场影响<sup>[11]</sup>。文献[12]分析了喉衬力学失效行 为。文献[13]分析了喷管扩散段联接方式对扩散段 应力场分布影响。针对中型复合喷管,分析了界面 摩擦对温度场与应力场影响<sup>[14]</sup>。针对小型发动机长 尾复合喷管,分析了界面间隙对喷管热应力影响,表 明了界面间隙不能改变喷管热应力分布场,但可以 改变热应力强度<sup>[15]</sup>。 影响潜入式喷管热结构安全的因素众多,其中 喉衬前后界面间隙对喷管热结构安全具有重要影 响,然而喉衬前后界面间隙值设计经常依赖于工程 经验,缺乏有效理论指导,因此需要开展潜入式喷管 喉衬热应力分析,并进行喉衬前后界面间隙设计优 化。本文针对潜入式喷管,采用流动分析软件获取 流动参数与固体界面对流换热系数,以其作为边界 条件,并采用三维有限元程序,分析了喉衬前后界面 间隙值对其内部温度场、应力场、界面闭合状态影响 规律,并给出了前后界面间隙的相对最优值。

### 2 喷管模型与边界条件

#### 2.1 结构模型及网格划分

潜入式喷管由多种不同材料胶接而成,金属壳 体为承力部件,采用热强度高的钛合金;喷管热防护 由高硅氧倒锥体绝热层、细编穿刺C/C喉衬和高硅氧 扩散段绝热层组成,内表面满足气动型面要求。由 于喉部是喷管热环境最为严酷部位,在其外表面铺 设隔热背衬,缓解了喉衬对扩散段绝热层挤压,对金 属壳体起到热防护作用。

依据喷管工作过程,考虑热结构主要影响因素, 对喷管物理模型做如下假设:(1)发动机喷管气流是 纯气相稳态,燃气参数(如温度与压力)不随时间而 变;(2)不考虑内壁面烧蚀退移;(3)不考虑辐射传热 与壁面粒子热增量。

针对潜入式喷管几何模型,建立了喷管三维数 值模型,为了降低计算规模,取1/12对称模型,采用 圆柱坐标系,在对称面上施加对称约束。采用结构 化网格划分喷管几何模型,喷管总网格数9453个,如 图1所示。为了便于分析潜入式喷管各搭接面挤压 与分离情况,对喉衬搭接界面进行编号,前界面AB, BC,后界面DE,EF,如图2,坐标为无量纲。

#### 2.2 热与力边界条件

燃气与喷管内壁对流换热采用第三类边界条 件为



Fig. 2 Interface mark and component of submerged nozzle

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n}\right)_{\rm m} = h_{\rm e} \left(T - T_{\rm f}\right) \tag{1}$$

式中h<sub>e</sub>(对流换热系数)与T<sub>r</sub>(主流燃气温度)由 流体计算软件确定;T为内壁温度<sup>[4]</sup>。忽略喷管外表 面的散热,采用绝热边界条件。图3给出了潜入式喷 管在燃烧室压力为6MPa下,上表面与下表面的对流 换热系数沿轴向变化,最大值为8.266kW/(m<sup>2</sup>·K);图 4给出固体火箭发动机稳态内流场的温度分布。图5 给出了固体火箭发动机稳态内流场的压力分布。



Fig. 3 Heat transfer coefficient of inner surface in submerge nozzle at pressure 6MPa



Fig. 4 Temperature distribution about the steady field of SRM at pressure 6MPa



Fig. 5 Pressure distribution about the steady field of SRM at pressure 6MPa

## 3 数值结果与分析

## 3.1 在前后界面间隙值都为0.05mm时喷管热应力 分析

针对三维潜入式喷管,设置界面间隙AB,BC, DE,EF都为0.05mm,施加温度与内压联合载荷,采用 有限元方法,获取了喷管在28s时的温度场分布,如 图6所示。可知,主流对喉衬加热非常明显,整个喉 衬温度都具有明显上升,因为C/C喉衬导热系数高, 热流密度大。其次,壳体外表面温度低,为环境温度 300K,由于背衬导热系数远低于喉衬的,背衬对壳体 起到隔热作用。倒锥体绝热层导热系数较低,传热 深度浅。扩散段绝热层主流燃气静温低,对流换热 系数低,热流密度低,传热深度浅。图6给出了在28s 时喷管 Mises 应力分布,可知,喷管最大应力部位是 壳体圆柱段前端,最大值176MPa,满足钛合金壳体强 度使用要求。



喉衬环向应力为喉衬热应力主要分量形式。图7



Fig. 7 Hoop stress distribution of throat insert at different times

给出了在不同时刻喉衬环向应力分布。可知,喉衬 最大应力部位在收敛段喉部上游,由于在喉部上游 处流换热系数最大,与喉衬初始温差大,喉衬热膨胀 变形大,喉衬热应力最大,数值为负,喉衬受到压应 力作用。其次,喉衬拉应力最大部位为喉衬斜坡倒 圆处,为了避免喉衬工作过程破坏,此处倒圆角半径 可以适当增大。再次,喉衬环向压应力与拉应力随 时间延长,先增大后减小。最后,在喷管工作过程, 喉衬最大压应力与拉应力满足喉衬强度要求,处于 安全范围内。

#### 3.2 界面间隙值对喉衬热应力影响分析

针对潜入式喷管,分析了喉衬前后界面间隙值 为0mm,0.05mm,0.10mm,0.15mm,0.20mm时,界面间 隙值对界面贴合状态、喉衬内部热应力影响。图8给 出了不同界面间隙值时,喉衬在28s时界面的间隙 值。图9给出了不同界面间隙值时,喉衬在28s时环 向应力分布。表1统计了不同界面间隙值,喉衬界面 贴合状态与环向应力极值分布。图8表明了在不同



Fig. 8 Interfacial open displacement of throat insert with various structure gap at 28s

界面间隙值,喉衬前界面都是闭合状态;在界面间隙 值大于0.15mm时,喉衬后界面是打开的,可能引起高 温燃气窜入界面内部,造成喷管结构失效。其次,图 9表明了随间隙增大,喉衬拉应力先减小后增大,喉 衬压应力先增大后减小。为了提高潜入式喷管在工 作过程安全性,需要给定喉衬前后界面相对最优间 隙值。依据界面闭合与喉衬环向受力最小的准则, 由表1可知喉衬前界面间隙在0.10mm时,喉衬环向 拉应力最小;喉衬后界面间隙在0.05mm时,界面闭合 效果较好。因此确定喉衬前界面间隙相对最优值 0.10mm,后界面间隙相对最优值0.05mm。

## 3.3 喉衬前后界面间隙优化分析

依据喉衬界面相对最优值,喉衬前间隙AB与BC



 Table 1
 State statistics of throat insert with various

interfacial gap				
Gap/mm	Forward interface	Afterward interface	Maximum tension stress/MPa	Maximum compressive stress/MPa
0.00	Close	Close	34.9	-63.8
0.05	Close	Close	33.7	-66.2
0.10	Close	Close	33.6	-65.6
0.15	Close	Open	33.7	-64.7
0.20	Close	Open	46.1	-55.8

为 0.10mm,后间隙 DE 与 EF 为 0.05mm,在内压与温 度联合载荷下,展开喉衬与界面贴合状态分析。图 10 给出了喉衬环向应力分布,环向拉应力最大值为 33.6MPa,环向压应力最大值为 65.2MPa,满足喉衬强 度使用要求。



Fig. 10 Hoop stress distribution of throat insert with forward gap 0.10mm and backward gap 0.05mm

图 11 给出了喉衬界面在不同时刻的界面贴合状态。喉衬前界面在 0.04s 开始闭合,喉衬后界面在 0.04s 开始闭合,喉衬后界面在 0.04s 开始闭合。由于喉衬前界面处于上游,主流燃 气温度高,热流密度大,温度上升高,喉衬变形大,喉 衬与倒锥体界面剧烈挤压,喉衬前界面闭合速度快。 喉衬后界面处于下游,主流燃气温度低,喉衬温升 小,热膨胀变形小,喉衬与扩散段存在轻微挤压。同 时,在整个工作过程,喉衬前界面完全闭合,喉衬后 界面部分贴合。因此,喉衬前后界面在整个工作过 程处于闭合状态,避免了高温燃气流入喷管内部,保 证了潜入式喷管结构安全。

#### 3.4 潜入式喷管地面试车

某固体火箭发动机,采用潜入式喷管设计,喉衬前后界面间隙值控制指标为0.05~0.12mm,在燃烧室压力为6MPa,工作时间为28s时,潜入式喷管工作可靠,各部件结构完整。图12给出潜入式喷管试验后喉衬残骸,可知,在喉衬上游内表面圆周方向均布有冲刷的痕迹,喉衬整体结构完整,表明了本文潜入式喷管热结构分析合理,喉衬结构设计与前后界面间隙值设计是合理的。



Fig. 11 Interface state of throat insert at different times



Fig. 12 Carbon-carbon throat insert of submerged nozzle after the ground hot firing test

## 4 结 论

本文研究了固体火箭发动机潜入式喷管喉衬前 后界面间隙相对最优值设计问题,得到了如下结论:

(1)在热载荷与燃气压力联合作用下,潜入式喷 管喉衬环向压应力与拉应力都随时间延长,先增大 后减小。

(2)在热载荷与燃气压力联合作用下,随界面间 隙增大,喉衬拉应力先减小后增大,喉衬压应力先增 大后减小。

(3)分析了在不同界面间隙工况下喉衬内部应 力与界面贴合状态,依据界面闭合与喉衬环向受力 最小的准则,确定了潜入式喷管喉衬前界面间隙相 对最优值0.10mm与后界面间隙相对最优值0.05mm, 为潜入式喷管喉衬界面间隙工程设计提供依据。

#### 参考文献

- [1] 陈汝训.固体火箭发动机设计与研究[M].北京:宇航 出版社,1991.
- [2] 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.
- [3]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.
- [4] 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.
- [5] Li J, Guo M F, Lv X, et al. Erosion Characteristics of Ethylene Propylene Diene Monomer Composite Insulation by High-Temperature Dense Particles[J]. Acta Astronautica, 2018, 145(2): 293-330.
- [6] Liu Y, Guan Y W, Li J. Insulator Ablation Modes in Different Impact Conditions of Alumina Droplets onto Wall Surfaces[J]. Acta Astronautica, 2018, 153(6): 138-145.
- [7] Kumar R R, Vinod G, Renjith S, et al. Thermo-Structural Analysis of Composite Structures [J]. Materials Science and Engineering A, 2005, 412(1): 66-70.
- [8] Morozov E V, Beaujardiere J. Numerical Simulation of the Dynamic Thermo-Structural Response of a Composite Rocket Nozzle Throat [J]. Composite Structures, 2009, 91(4): 412-420.
- [9] 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 Si-peng, TANG Guo-jin, LI Dao-kui, et al. Gap Design of Solid Rocket Motor Nozzle Structures[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(5): 448-451.)
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 郑 权. C/C复合材料喉衬热结构分析及失效行为研 究[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2011.
- [13] 胡江华,孟松鹤,常新龙,等.锥形套式连接C/C喷管 扩散段温度场与应力场分析[J].固体火箭技术, 2012,35(1):64-68.
- [14] 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.
- [15] 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]. Cincinnati: AIAA Propulsion and Energy Forum, 2018.