

doi: 10.7690/bgzdh.2021.02.023

固体火箭发动机喷管组件过盈装配强度分析

郭进勇¹, 张群兴², 李全俊¹, 李昂¹, 杨治林¹, 余瑶¹, 龙毅¹

(1. 中国兵器装备集团自动化研究所有限公司智能制造事业部, 四川 绵阳 621000;

2. 驻重庆地区第七军代室, 重庆 400060)

摘要: 为使各个组件间的间隙大小和均匀度得到保障, 对固体火箭发动机喷管组件过盈装配强度进行分析。基于工程应用背景, 对某标准试验发动机喉衬与喷管座过盈压配过程进行仿真分析, 采用有限元模拟方法, 对喷管体在加热和不加热两种情况下进行动力学和热力学分析。结果表明: 采用对喷管体先加热后装配的方法, 其装配面接触应力更小, 更利于控制装配过盈量, 保证喷管组件的装配质量。

关键词: 喷管组件; 过盈装配; 强度; 有限元

中图分类号: V435⁺.23 **文献标志码:** A

Strength Analysis on Interference Assembling of Solid-propellant Rocket Engine Nozzle Component

Guo Jinyong¹, Zhang Qunxing², Li Quanjun¹, Li Ang¹, Yang Zhilin¹, Yu Yao¹, Long Yi¹

(1. Department of Intelligent Manufacture, Automation Research Institute Co., Ltd. of

China South Industries Group Corporation, Mianyang 621000, China;

2. No. 7 Military Representative Office in Chongqing Region, Chongqing 400060, China)

Abstract: In order to ensure the clearance and uniformity of the components, the interference assembly strength of the nozzle components of the rocket engine was analyzed. Based on the background of engineering application, the process of interference mounting between nozzle body and throat liner of certain type standard test engine is simulated and analyzed. Carry out the dynamic and thermodynamic analysis of the nozzle components under the conditions of heated and unheated by finite element method. The results show that the contact stress of the assembly surface is smaller, which is more conducive to control the assembly interference and ensure the assembly quality of the nozzle assembly if the nozzle body is heated before assembling.

Keywords: nozzle components; interference assembling; strength; finite element

0 引言

喷管组件作为发动机的关键部件, 通过喷喉面积来控制燃气的流量, 以达到控制燃烧室内燃气压力的目的^[1], 其结构的完整性是保障发动机安全的重要条件之一。通常的固体发动机喷管组件由喷管体、收敛段绝热层、背衬、扩张段和喉衬 5 部分装配而成^[2]。在喷管组件套装中, 不可避免地存在间隙。这些间隙是造成发动机工作成败的关键因素。发动机工作过程中喷管组件受热膨胀率不同, 接触面过盈量会发生变化, 如果过盈量太小, 间隙变大, 会形成燃气通道, 导致“穿火”; 反之, 过盈量太大, 间隙变小, 会造成接触应力过高, 导致喷管组件挤压破坏。因此, 进行喷管设计时, 必须合理控制喷管组件套装中的各个组件之间的过盈量。

控制喷管组件套装中各个组件之间的过盈量有

多种方法, 主要通过加压手段来实现。一般采用普通压制机器或螺栓工装等手段对所套装的喷管组件进行加压^[3], 例如采用“千斤顶”进行加压。普通加压工装不能反映下压距离, 更不能保证间隙的均匀性, 从而影响各组件之间间隙的大小及均匀度。

笔者基于工程应用背景, 对某标准试验发动机喉衬与喷管座过盈压配过程进行仿真分析, 根据热胀冷缩原理, 在压配前通过对喉颈过盈处预热来控制装配过盈量, 从而准确控制待压配的喷管组件和喉衬体的加工尺寸, 能更好地保证各组件之间间隙的大小及均匀度, 提高装配质量。

1 瞬态动力学分析^[4-5]

采用六面体为主导的结构化网格, 内衬的网格尺寸控制为 4 mm, 外模的尺寸控制为 8 mm, 划分后共计 278 539 个节点, 61 846 个单元, 其离散化

收稿日期: 2020-09-16; 修回日期: 2020-10-20

作者简介: 郭进勇(1985—), 男, 陕西人, 硕士, 高级工程师, 从事高危产品多学科协同设计与仿真分析研究。E-mail: hzfdgijy@163.com。

结构见图 1，外模底部简化为固支约束。

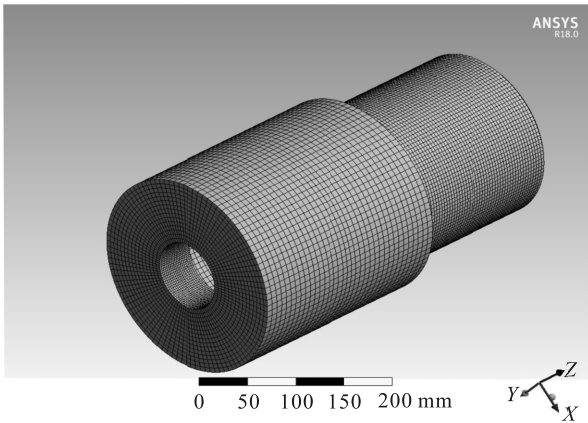


图 1 离散化装配结构

喷管体材料选用 45#钢，内衬选用石墨 T705，其相关材料参数如表 1 所示。由于压入力与过盈量

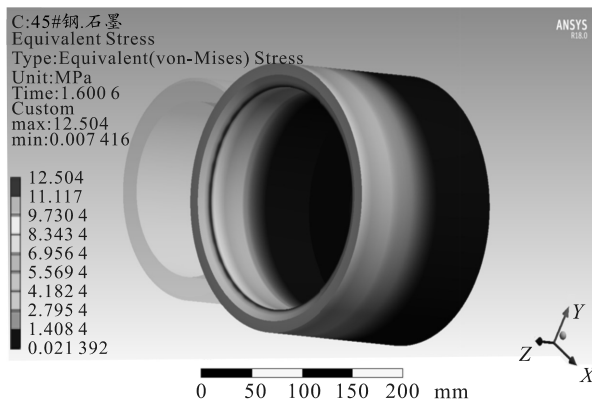


图 2 45#钢最大等效应力云

正相关，过盈量取最大为 0.05 mm，过盈装配相关尺寸参数见表 2。

表 1 材料参数

名称	密度/ (kg/m ³)	杨氏模量/ GPa	泊松比	屈服极限/ MPa	抗拉极限/ MPa
钢 45#	7 890	209.0	0.269	355.0	600.00
石墨 T705	1 880	8.7	0.200	25.7	52.15

表 2 过盈配合参数

配合	配合直径	配合长度	过盈公差	内径	外径
钢-石墨	190	193	0.05	150	230

图 2、图 3 分别为喷管座和喉衬体在装配过程中出现最大等效应力时刻的应力分布云图。整个装配体的应力分布具有显著的轴对称性，最大等效应力为 12.5 MPa，出现在喷管座内环顶部。最小等效应力为 6.62 MPa，位于内衬内壁面底部。

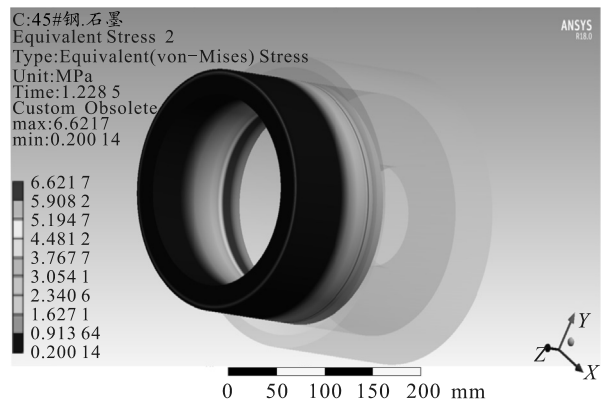


图 3 石墨等效应力云

最大等效应变云图(如图 4)中外模应变比内衬的应变小约 2 个数量级，由于钢的刚度远高于石墨材料的刚度，所以整个过盈装配过程主要通过石墨材料(内衬)受挤压内缩完成。相对于石墨内衬，钢材(外模)仅有轻微外胀变形。最大等效应变出现在内衬内壁面，最大值为 7.61×10^{-4} 。此外，由于最大等效应力明显低于 2 种材料的弹性极限，压装过程均在弹性范围内完成，未产生塑性变形。

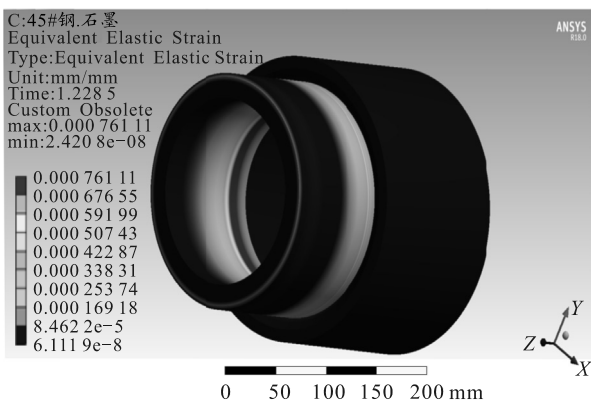


图 4 等效弹性应变云图

图 5 给出了装配过程最后时刻配合接触面的压应力云图，最大接触应力约为 2.83 MPa，出现在接触面顶部，绝大部分区域处于黑色色块(0.87~1.18)区间内，平均接触应力为 1.1 MPa。图 6 给出了装配过程中最大接触应力的时程曲线，2 个部件开始接触时产生了最大接触应力约为 9.97 MPa。整个时程最大接触应力的平均值约为 7 MPa。

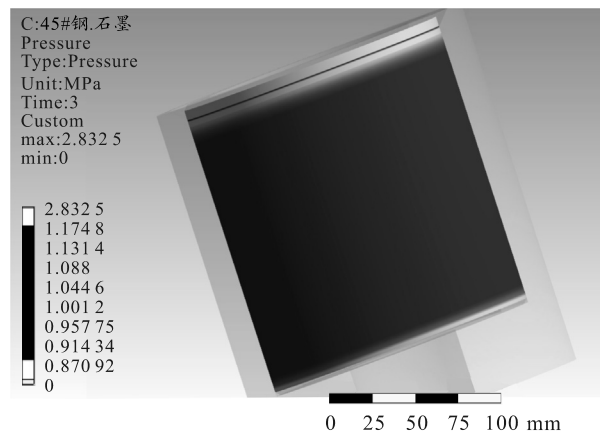


图 5 接触压应力云图

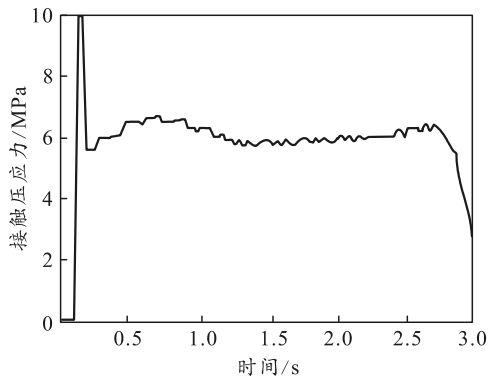


图 6 最大接触应力时程

图 7 为底部固支处作用反力的时程曲线，即压机的压入力。0.182 5 s 时部件开始接触，产生作用反力，之后所需压入力随压入深度逐渐递增。最大作用反力出现在最后时刻，为 $F_{re}=13.12$ kN。

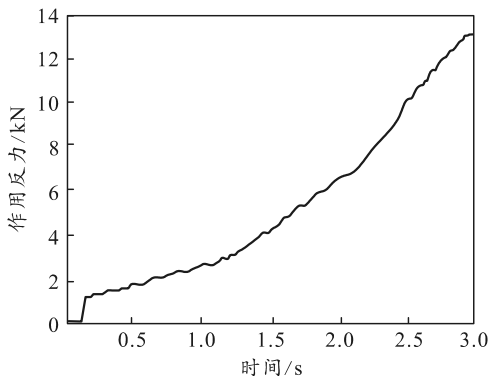


图 7 作用反力时程

2 理论计算

过盈量 Δ 与接触压应力 P 之间存在以下关系：

$$\Delta = Pd \left(\frac{C_1}{E_1} + \frac{C_2}{E_2} \right) \quad (1)$$

其中： d 为配合公称直径； $C_1 = (d^2 + d_1^2) / (d^2 - d_1^2) - \mu_1$ ，

$C_2 = \frac{d^2 + d_2^2}{d_2^2 - d^2} - \mu_2$ ， μ_1 分别为被包容件（石墨衬套）杨氏模量与泊松比， d_1 为被包容件内径， E_2 、 μ_2

分别为包容件（钢外套）杨氏模量与泊松比， d_2 为包容件外径。

由式(1)可得：

$$P = [(C_1/E_2 + C_2/E_2)d]^2 \cdot \Delta \quad (2)$$

代入表 1 中对应的材料参数，可算得过盈量为 0.05 mm 时，接触应力为 0.53 MPa。

所需的最大压入力 F 可由下式计算：

$$F = f\pi dLP \quad (3)$$

其中： f 为配合面摩擦系数； d 为配合公称直径； L

为配合长度； P 为配合接触压力。摩擦系数 f 根据经验取 0.1，有润滑时可取更低一些。

将式(2)计算的压应力代入式(3)，用于初步估算压入力，计算结果如表 3 所示。

表 3 理论计算结果

Δ /mm	L /mm	D /mm	d_1 /mm	d_2 /mm	C_1 /mm	C_2 /mm	P /MPa	F /kN
0.05	193	190	150	230	4.11	5.03	0.53	6.1

由表可知，无论是接触压应力还是压入力，理论计算结果均低于有限元模拟结果，主要由以下原因所致：有限元模型中为防止压入过量，外模底部有一挡肩结构，在一定程度上抑制了外模的变形，从而使由式(2)计算所得的接触应力值小于模型的真实接触应力值(式(2)仅适用于标准的圆柱结构)，导致由式(3)计算得到的压入力也偏低。而有限元分析结果的平均接触应力 1.1 MPa，若以此值为因变量代入式(3)计算所得的压入力为 12.7 kN，与有限元分析结果的 13.1 kN 吻合，误差在 5% 以内，侧面说明了有限元结果的可靠性。

3 热力学分析^[6]

实际装配生产中，通常采用热胀冷缩原理对装配体进行预热处理，从而减小压装力和控制装配精度，接下来采用热力学分析方法对预热后装配过程进行定量分析。

由于喷管组件的形变量很小，结构变形对温度分布几乎无影响，于是采用热与结构顺序耦合的方式，先进行热分析，再将热分析的温度结果作为结构载荷条件导入结构分析中进行瞬态动力学计算。

根据先前条件，首先将底部喷管座加热至 40 °C，其稳定后喷管温度分布见图 8。喷管温度由顶部向下缓慢降低，等温区域面积逐渐增大，最低温度为 36.5 °C^[7]。如图 9，径向最大形变位置出现在喷管座外表面中下部位，最大位移为 0.022 mm。

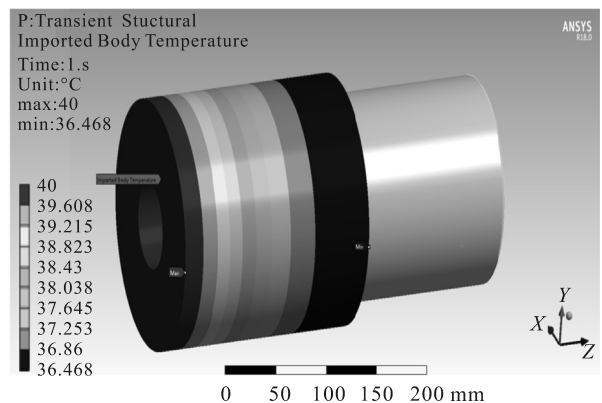


图 8 喷管座温度分布

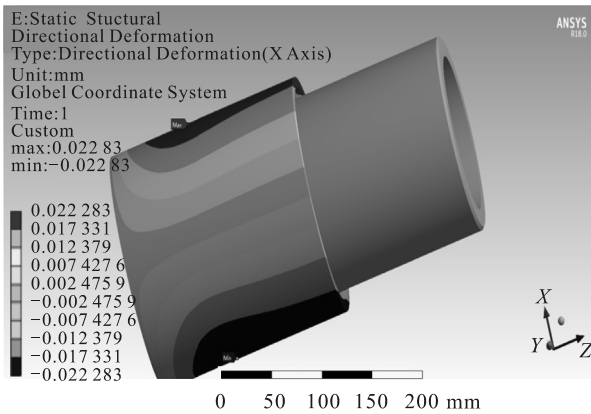


图 9 径向受热变形分布

其次，对加热后的喷管组件进行瞬态动力学分析，其最大接触压力云图及时程曲线如图 10 和图 11。在喷管座预热后过盈装配过程中，2 个部件开始接触时产生的最大接触应力下降到 7.07 MPa，整个时程最大接触应力的平均值约为 4.5 MPa，最后时刻配合接触面的压应力为 2.3 MPa。整个装配过程中，最大接触应力出现在 2 个部件开始接触时，最大作用反力为 $F_{re}=11.30$ kN。将上述结果与喷管座底部不加热结果进行对比，具体数值如表 4 所示。

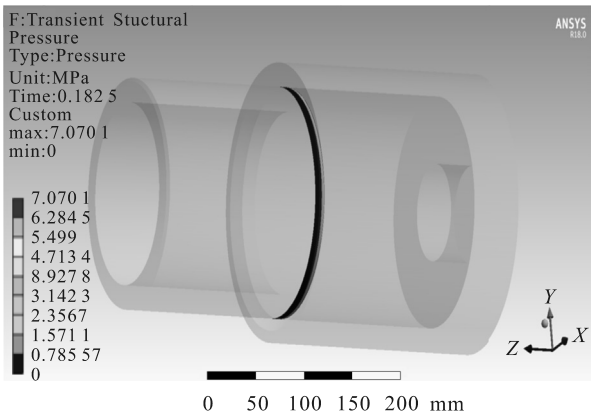


图 10 最大接触压力分布

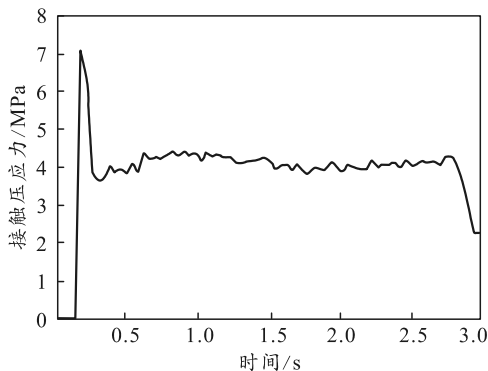


图 11 最大接触压力时程

表 4 加热和不加热情况下喷管底座受力情况对比

	加热情况	不加热	加热
开始接触时最大接触应力/MPa	9.97	9.97	7.07
时程最大接触应力平均值/MPa	7.00	7.00	4.50
最后时刻配合接触面压应力/MPa	2.83	2.83	2.30
装配过程最大接触应力/MPa	9.97	9.97	7.07
最大反作用力/kN	13.12	13.12	11.30

由表可知：对喷管座底部加热后，整个装配过程中最大接触应力平均值下降 35.7%，最大接触应力、最后时刻配合接触面压应力以及最大反作用力均有一定程度的降低。这是由于喷管座受热膨胀，导致与喉衬配合内径变大，配合面过盈量减小，从而使整个装配过程的接触应力减小，有利于进行装配过程。通过此方法在装配前能准确地控制喷管组件的装配过盈量，误差小、精度高，从而有效保证装配质量。

4 结论

笔者采用有限元模拟方法，结合理论计算，对火箭发动机喷管组件过盈装配过程进行了热力耦合分析。主要结论如下：

1) 接触应力与压入力的模拟结果与理论计算结果一致，误差小于 5%，证明了有限元模拟的可靠性；

2) 采用对喷管座底部先加热后装配的方法，可以将装配过程中最大接触应力平均值降低 35.7%，更有利于装配精度的保证。

参考文献：

- [1] 唐金兰, 刘佩进. 固体火箭发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 5-6.
- [2] 鲍福廷, 郭大庆, 赵飞, 等. 固体火箭发动机喷管集成设计分析技术研究[J]. 固体火箭技术, 2004, 27(3): 169-172.
- [3] 孙丽, 苗秀银, 祁涛, 等. 固体火箭发动机喷管组件套装加压装置: 201820058014.2[P]. 2018-07-27.
- [4] 李志刚, 周珊, 王华. 某型运载火箭单喷管轴对称模型数值模拟[J]. 兵工自动化, 2018, 37(6): 93-96.
- [5] 付鹏, 王雪坤. 发动机工作过程中喷管热结构瞬态响应分析[C]. 北京: 中国航空学会, 2006: 189-194.
- [6] 郭大庆, 鲍福廷. 固体火箭单发动机热应力分析[C]. 北京: 中国宇航学会, 2004: 203-208.
- [7] 徐桐, 贺剑, 曹立军, 等. 刚柔耦合的火箭炮高低调炮动力学仿真[J]. 兵工自动化, 2019, 38(9): 44-48.