

# 基于 Abaqus 的喷管喉衬强度仿真

范婕,王悦凝

中国空空导弹研究院,河南洛阳 471009

**摘要** 应用有限元仿真软件对结构进行强度分析时,要求仿真结果与结构实际情况相符合。在对结构进行建模时,要保证模型简化方式与结构实际情况一致,以减小模型简化对仿真结果造成的影响。喷管喉衬是固体火箭发动机中的重要零件之一,在发动机工作过程中起到压缩燃气的作用,因此对喉衬进行强度仿真十分重要。本文基于 Abaqus 仿真计算软件,以某固体火箭发动机的喷管喉衬为例,建立喉衬的 3 种有限元简化模型,分别进行有限元强度计算,并对仿真结果进行对比讨论。结果表明不同的简化模型可能会对仿真结果造成重大影响。因此,在采用有限元仿真分析时,应针对具体情况进行分析,以保证计算结果的精准度。

**关键词** 有限元分析; 固体火箭发动机喉衬; Abaqus 软件

中图分类号 V435

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.33.009

## Simulation of Strength for the Throat-insert of a SRM Nozzle Based on Abaqus

FAN Jie, WANG Yuening

China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, Henan Province, China

**Abstract** The simulation results should be consistent with the actual situation of structure, when the finite element simulation software is used to analyze the structural strength. In order to reduce the influence of the simulation result, the simplified models should be identical with the structure. Throat-insert of a SRM nozzle is one of the most important parts, which compresses gas in the process of motor working. It is very important to make strength analysis on throat-insert of a SRM nozzle. In this paper, a throat-insert of SRM was taken as an example. Three structure finite element throat models were created and calculated by the Abaqus software, and the three simplified methods are commonly used in the strength analysis of SRM. At last, the strength results were compared and discussed. The results show that different simplified models may have a significant impact on the results. Therefore, the specific situation should be analyzed according to the particular request in the finite element simulation, in order to ensure the accuracy of calculation results.

**Keywords** FEA; throat-insert of SRM; Abaqus software

### 0 引言

在应用有限元方法进行结构强度仿真时,首先要进行有限元建模。为了使仿真结果尽可能接近实际要求,有限元模型的建立应尽可能符合实际情况。有限元模型包括几何模型、材料参数、网格划分、载荷和边界条件,当几何模型、材料模型、网格划分和载荷都一致时,仿真结果受边界条件简化方式的影响。本文应用 Abaqus 软件<sup>[1-3]</sup>,以某固体火箭发动机喷管喉衬为例,通过建立 3 种不同的简化模型对喉衬进行强度分析,并根据分析结果对 3 种简化模型进行讨论。

### 1 仿真模型

#### 1.1 有限元计算方法

本文涉及有限元计算方法<sup>[3-6]</sup>的轴对称模型和接触模型。

(1) 轴对称模型采用圆柱坐标系,基本方程如下。

单元刚度方程:  $F=K\delta^e$

单元刚度矩阵:  $K^e=2\pi \int_0^L B^TDBrdrdz$

应力:  $\sigma=[\sigma_r, \sigma_z, \sigma_\theta, \tau_{rz}]^T$

收稿日期: 2013-04-25; 修回日期: 2013-06-13

作者简介: 范婕,工程师,研究方向为固体火箭发动机结构设计和强度仿真,电子信箱: fanjie1088@163.com

$$\text{应变 } \boldsymbol{\varepsilon} = \begin{bmatrix} \varepsilon_r \\ \varepsilon_z \\ \varepsilon_\theta \\ \gamma_{rz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u}{\partial r} \\ \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{u}{r} \\ \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial z} \end{bmatrix} \mathbf{B}\boldsymbol{\delta}^e$$

应力/应变关系  $\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{D}\boldsymbol{\varepsilon}$

其中,  $\mathbf{B} = [\partial]N$ ,  $N$  为形状函数,  $\mathbf{D}$  为材料弹性矩阵,  $F^e$  为节点所受外力,  $\boldsymbol{\delta}^e$  为在外力作用下的节点位移, 积分范围为单元内部,  $e$  表示单元。

(2) 本文采用 Abaqus/Standard 接触算法, 它是围绕 Newton-Raphson 方法建立的, 在每个增量步开始时, 检查所有接触对的相互作用状态, 以判定从属节点是开放还是闭合。而 Newton-Raphson 法用下列方程迭代求解:

$$\mathbf{K}_T \Delta u = \mathbf{F} - \mathbf{F}_{nr}$$

其中,  $\mathbf{K}_T$  为切向刚度矩阵,  $\Delta u$  为位移增量,  $\mathbf{F}$  为外载荷矢量,  $\mathbf{F}_{nr}$  为内力矢量(单元应力的和)。

### 1.2 几何模型及边界条件

根据某固体火箭发动机喷管<sup>[7-9]</sup>组件结构尺寸建立几何模型。由于喷管为轴对称结构, 为了简化计算, 增加计算速度和计算精度, 取喷管轴截面的 1/2 为计算模型, 建立轴对称几何模型(图 1)。假设喷管组合承受 15MPa 的内压, 分别采用 3 种模型对喉衬进行强度分析, 3 种模型均采用四边形轴对称线性完全积分单元 CAX4 进行网格划分, 并控制网格最大尺寸为 1mm。

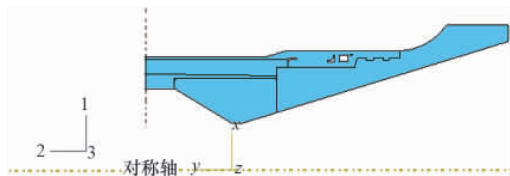


图 1 喷管组合轴对称模型

Fig. 1 Axisymmetric model of nozzle

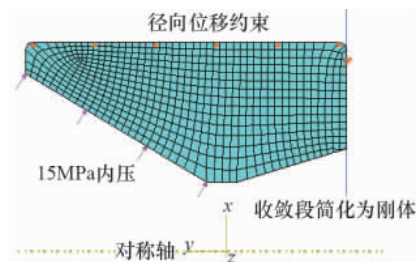
3 种喉衬简化模型的仿真模型如下。

**模型 1** 几何模型为石墨喉衬, 仅建立一个 part; 将扩散段简化为刚体(以下简称刚体扩散段), 对刚体扩散段施加位移全约束, 在喉衬后端面与刚体扩散段之间建立面面接触模型; 将喉衬外缘面与碳纤维内衬的接触简化为喉衬外缘面的径向位移约束。对喉衬收敛部位施加 15MPa 的内压, 具体模型及网格划分见图 2(a)。

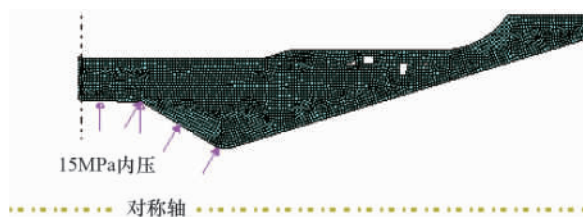
**模型 2** 几何模型为喷管组件(包括收敛段壳体、高硅氧内衬、碳纤维内衬、石墨喉衬), 仅建立一个 part, 忽略各接触面之间的间隙, 即相互接触的各零件共用同一个几何边界; 在喷管收敛段壳体卡块槽施加轴向位移约束, 对喷管组合内表面施加 15MPa 的内压, 具体模型及网格划分见图 2(b)。

**模型 3** 几何模型为喷管组件, 与模型 2 相同, 对喷管组

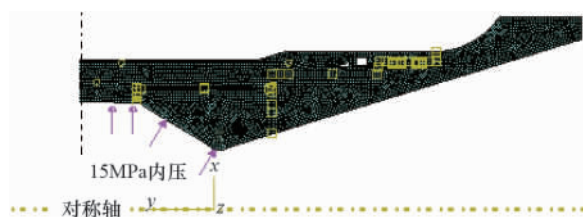
合各个零件建立相互独立的 part, 考虑接触面之间的间隙, 在各零件相互接触面之间建立面面接触模型, 其压力载荷和位移边界条件与模型 2 相同, 接触模型及网格划分见图 2(c)。



(a) 模型 1  
(a) Model 1



(b) 模型 2  
(b) Model 2



(c) 模型 3  
(c) Model 3

图 2 3 模型中喉衬的几何模型、网格划分及边界条件  
Fig. 2 Geometric model grid and boundary condition of throat-insert in three models

### 1.3 材料参数

某固体火箭发动机喷管组件各零件材料特性见表 1, 壳体为弹塑性, 塑性应力-应变曲线见图 3。

表 1 喷管各零件材料特性

Table 1 Characteristic of elements for nozzle

零件材料	弹性模量 E/GPa	泊松比 λ
收敛段壳体	195	0.272
扩散段高硅氧	8	0.4
内衬碳纤维	5.9	0.13
喉衬石墨	9	0.23

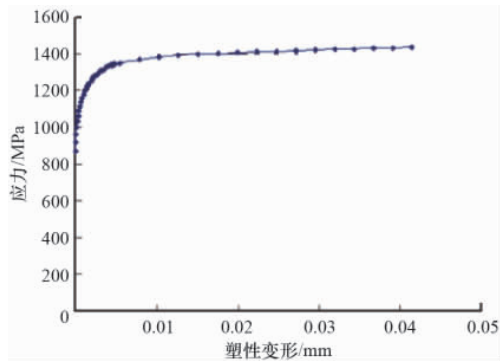
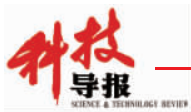
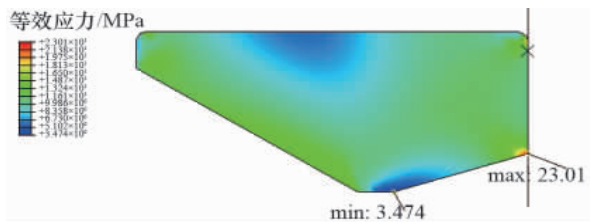


图3 壳体材料的塑性应力-应变曲线  
Fig.3 Stress-strain curve of shell

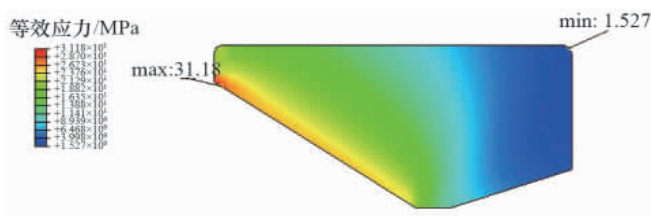
## 2 计算结果及分析

### 2.1 各喉衬模型强度计算结果

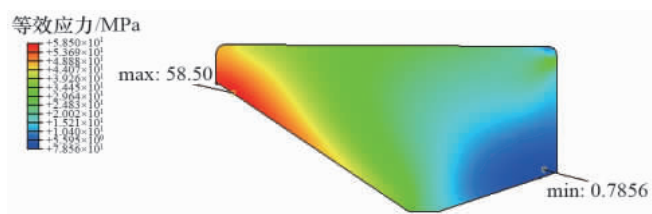
对3种模型的喉衬(喷管组合)进行强度分析,得到各个模型下喉衬的等效应力分布情况见图4,喉衬的变形见图5。各模型下喉衬的应力及位移分布、等效应力及位移对比结果见表2。



(a) 模型1  
(a) Model 1



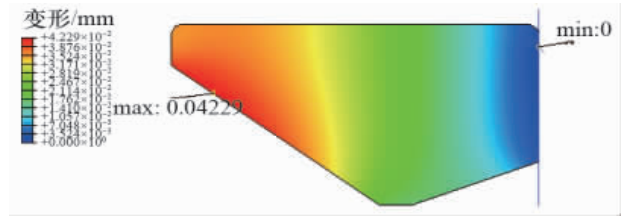
(b) 模型2  
(b) Model 2



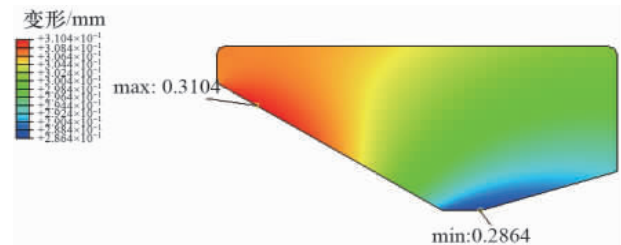
(c) 模型3  
(c) Model 3

图4 3模型喉衬的等效应力分布

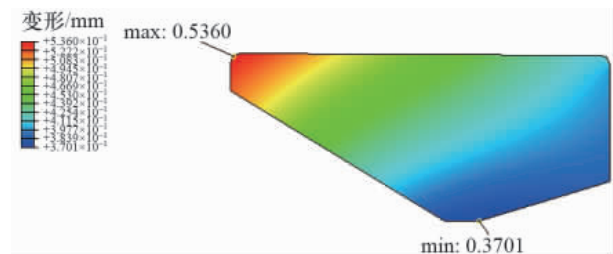
Fig.4 Mises stress of throat-insert in three models



(a) 模型1  
(a) Model 1



(b) 模型2  
(b) Model 2



(c) 模型3  
(c) Model 3

图5 3模型喉衬的变形

Fig.5 Displacement of throat-insert in three models

表2 3种模型的应力及位移计算结果比较

Table 2 Results comparison of stress and displacement for three schemes

模型	等效应力/MPa			喉衬位移/mm	
	喷管组合最大	喉衬最大	喉衬最小	最大	最小
1	—	23.01	3.474	0.04229	0
2	739.2	31.18	1.527	0.3104	0.2864
3	727.7	58.50	0.7856	0.5360	0.3701

结合表2和图4、图5可得:模型1喉衬最大等效应力值最小,而喉衬最小等效应力值最大,模型3则相反,由此可见模型1喉衬的应力梯度最小,而模型3喉衬的应力梯度最大;位移结果受等效应力影响,3个模型的喉衬位移梯度与等效应力梯度趋势一致;模型1中喉衬受到与之接触的刚体扩散段的影响,最大应力出现在喉衬后端面靠近内缘处,应力、位移的分布情况与模型2和3不一致;模型2和3相比,喷管组合应力分布情况一致,最大应力相对误差仅为1.6%,喉衬的应力、位移的分布情况基本一致,喉衬最大应力和位移都出

现在喉衬收敛区靠近喉衬外缘处;由于模型3考虑了喉衬与碳纤维内衬之间的装配间隙,所以计算得到的应力值较大。

## 2.2 分析

根据强度计算结果,对3个模型进行以下分析:

(1) 模型1结构简单,只有一个 part,计算时间短;由于喷管扩散段被简化为刚体,强化了喉衬与喷管扩散段之间的接触刚度,喉衬位移轴向比实际接触情况小;对喉衬外缘施加径向位移约束,替代喉衬与碳纤维内衬之间的接触,计算应力偏小;应力位移分布情况与模型2、模型3差别较大。

(2) 模型2忽略喷管各个零件之间的面面接触关系,简化了计算模型,计算时间较短;由于不考虑接触间隙,相互接触的各零件共用同一个几何边界,因此加强了各个零件之间相互作用,使得受拉伸部位应力结果偏小,应力和位移的分布情况与模型3基本一致。

(3) 模型3考虑了喷管各个零件之间的面面接触关系,考虑了喉衬与碳纤维内衬之间的接触间隙,可以反映出喷管各个零件间相互作用关系,计算结果精确度较高,但由于该模型进行接触分析并考虑了接触间隙,计算模型为高度非线性,所以与模型2相比计算时间较长。

综合考虑,可以采用模型1进行简单估算;若模型可以不考虑接触间隙,并且比较复杂,不能进行轴对称简化只能采用三维模型,推荐采用模型2;若计算必须考虑接触间隙的影响,模型为轴对称模型(包括几何模型、边界条件),为得到更为精确的强度计算结果,推荐采用模型3。

## 3 结论

影响喉衬计算强度的参数很多,包括材料、载荷、网格划分、模型简化方式等。本文以某固体火箭发动机喷管喉衬为例,仅讨论模型简化的方式对喉衬计算强度的影响,通过建立3种不同简化模型的有限元分析模型,对喉衬(喷管组合)进行强度计算,并根据结果,对3种模型的可行性和适用性进行分析。就本文喷管喉衬算例而言,模型3考虑了各零件之间的面面接触情况,同时考虑了喉衬与内衬的安装间隙,其简化模型与喉衬实际工作情况最为接近。

在结构仿真时,模型的简化方式十分重要,不同的简化方式可能会对仿真结果造成重大影响。在进行有限元仿真分析时,务必具体情况具体分析,尽量保证计算精度。

## 参考文献 (References)

- [1] 石亦平,周玉蓉. ABAQUS有限元分析实例详解[M]. 北京:机械工业出版社,2008.  
Shi Yiping, Zhou Yurong. Examples and solutions of the ABAQUS finite element analysis[M]. Beijing: China Machine Press, 2008.
- [2] 庄卓,张帆,岑松. ABAQUS非线性有限元实例[M]. 北京:科学出版社,2006.  
Zhuang Zhuo, Zhang Fan, Cen Song. ABAQUS nonlinear finite element analysis and examples[M]. Beijing: Science Press, 2006.
- [3] 张玉峰,朱以文,丁宇明. 有限元分析系统ABAQUS中的特征技术[J]. 工程图学报,2006,27(5):142-148.  
Zhang Yufeng, Zhu Yiwen, Ding Yuming. Journal of Engineering Graphics, 2006, 27(5):142-148.
- [4] 高德平. 机械工程中的有限元法基础[M]. 西安:西北工业大学出版社,1993.  
Gao Deping. Basis of finite element method in mechanical engineering [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1993.
- [5] Bathe K J. Finite element procedures[M]. Englewood Cliffs, New Jersey: Prentice-Hall Inc, 1996.
- [6] 张斌兴. 某固体火箭发动机热结构的ANSYS有限元分析[J]. 上海航天,2007,24(5):62-64.  
Zhang Binxing. Aerospace Shanghai, 2007, 24(5):62-64.
- [7] 付鹏,蹇泽群,张钢锤,等. 发动机喷管喉衬烧蚀及热结构工程计算[J]. 固体火箭技术,2005,28(1):15-19.  
Fu Peng, Jian Zequn, Zhang Gangchui, et al. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(1):15-19.
- [8] 竺润祥,张铎,刘伟,等. 复合结构喷管热强度有限元分析[J]. 宇航学报,1995,16(4):89-93.  
Zhu Runxiang, Zhang Duo, Liu Wei, et al. Journal of Astronautics, 1995, 16(4):89-93.
- [9] 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,2008,28(3):180-183.  
Tian Sipeng, Tang Guojin, Li Daokui, et al. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 28(3):180-183.

(责任编辑 侯澄芝,马宇红)

## 《科技导报》征集“封面文章”

为快速反映中国最新科技研究成果,《科技导报》拟利用刊物最显著位置——封面将最新科研成果第一时间予以突出报道。来稿要求:研究成果具创新性或新颖性;反映该领域中国乃至世界前沿研究水平;可以图片形式予以反映,图片美观、清晰、分辨率超过300dpi;文章篇幅不限,要说明研究的背景、方法、取得的结果,以及结论。在线投稿:www.kjdb.org。