

文章编号:1000-8055(2012)09-2122-06

固体火箭发动机喷管热结构一体化计算

郑晓亚¹, 王卫祥², 蔡飞超¹, 陈凤明¹

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072;

2. 中国航天科工集团 第九总体设计部, 武汉 430040)

摘 要: 基于 user-defined function(UDF)技术将固体火箭发动机喷管热结构计算程序嵌入到 FLUENT 软件中,通过 UDF 宏命令实现 FLUENT 耦合传热结果数据的提取.编写了接触边界的自动识别程序,采用直接约束法模拟喷管界面间的接触非线性问题,实现了固体火箭发动机喷管热结构的一体化计算.

关 键 词: 航空航天推进系统; 固体火箭发动机喷管; 热结构; 耦合传热; 接触非线性

中图分类号: V435

文献标志码: A

Thermo-structure integrative computation for nozzle in SRM

ZHENG Xiao-ya¹, WANG Wei-xiang², CAI Fei-chao¹, CHEN Feng-ming¹

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The 9th Designing of China Aerospace Science Industry, Wuhan 430040, China)

Abstract: The thermo-structure computation procedure of nozzle in SRM (solid rocket motor) was embedded in software FLUENT based on user-defined function(UDF). It realized coupled heat transfer data picked using UDF macro commands. Contact boundary identify procedure was complied and direct constraint method was applied to solve boundary nonlinear problem. Then it achieved thermo-structure integrative computation for nozzle in SRM.

Key words: aerospace propulsion system; solid rocket motor nozzle; thermo-structure; coupled heat transfer; contact nonlinearity

固体火箭发动机具有结构简单、紧凑,燃烧稳定,可靠性高、反应快等优点^[1],成为未来战术导弹主要的动力装置.随着军事需求的不断提高,装填分数和燃烧室的工作压强也不断地提高,使得喷管使用环境条件急剧恶化,喷管作为固体火箭发动机的关键组件之一,其热结构完整性是设计中重点关注的内容.

目前固体火箭发动机喷管热结构计算的一般方法是由一维等熵流和巴兹经验公式得到喷管内壁面的表面传热系数,利用商用软件的热结构耦合分析模块,将表面传热系数作为喷管的热边界

条件,进行热结构计算^[2-4].作者提出了喷管热结构计算一种新的策略^[5],但在考核喷管热结构完整性问题时,每一个特征时刻点都需要手动调用流固耦合接口程序,同时高温下界面碳化带来的接触边界也需要根据界面温度人为进行判断.本文在上述计算方法的基础上进行改进,对 FLUENT 软件进行了二次开发,基于 UDF(user-defined function)技术将热结构计算程序嵌入到 FLUENT 软件中,根据界面温度自动识别界面的接触状态,实现了固体火箭发动机喷管热结构的一体化计算.

收稿日期:2011-09-26

网络出版地址:<http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120921.1251.027.html>

基金项目:装备预研基金项目(9140A28010112HK03320);2009 年航天支撑技术基金

作者简介:郑晓亚(1980—),女,湖北孝感人,讲师,博士,主要从事结构完整性方面的研究.

1 计算模型与边界条件

1.1 计算模型

以某固体火箭发动机喷管作为计算案例. 喷管内外流场和结构的一体化计算域见图 1, 二维计算网格见图 2.

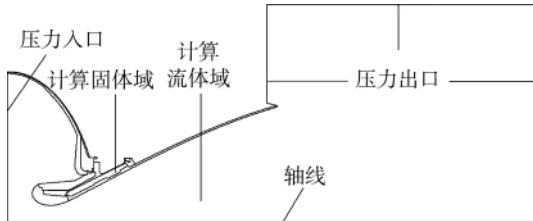


图 1 喷管一体化计算域

Fig. 1 Integrative computation field of nozzle

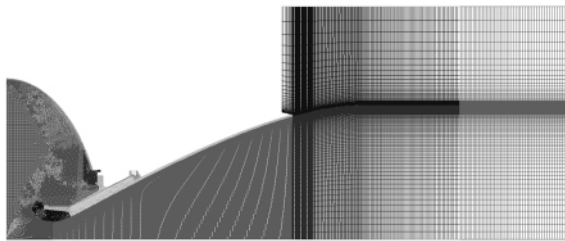


图 2 喷管计算域网格

Fig. 2 Computation grid of nozzle

1.2 边界条件

1) 压力入口: 参照发动机试车时实测的压力变化曲线, 进口压力简化成分段线性的变化规律, 如图 3 所示, 总温 3500 K, 燃气参数见表 1.

2) 压力出口: 指定压强 101 325 Pa, 静温 288 K.

3) 壁面条件: 喷管外表面给定对流换热和热

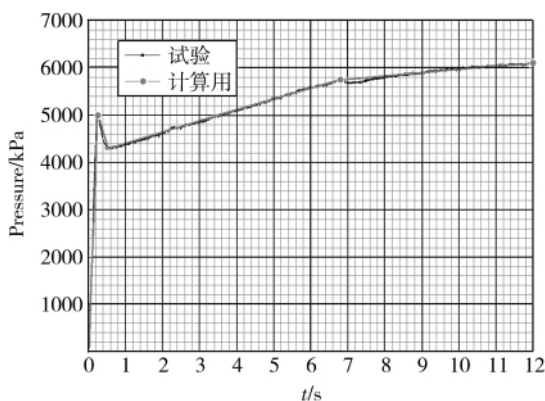


图 3 喷管进口压力

Fig. 3 Inlet pressure of nozzle

辐射条件壁面, 喷管内壁面为流固耦合传热壁面.

表 1 燃气参数

Table 1 Gas parameters

相对 分子质量	黏度/ (kg/(m·s))	比定压热容/ (J/(kg·K))	热导率/ (W/(m·K))
19.4	1.789×10^{-5}	3713	0.0242

2 基于耦合传热的喷管温度场计算

2.1 控制方程及耦合传热边界

采用时间推进的有限体积法, 离散格式选用 2 阶迎风插值格式, 控制方程选用非定常可压缩 Navier-Stokes(N-S) 方程, 湍流模型采用 Realizable 的 $k-\epsilon$ 模型^[6-7] 时均化 N-S 方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\phi) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j\phi) = \frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_j} - \overline{\rho u'_j\phi'}\right) + S \quad (1)$$

其中 ϕ 为通用变量, $\phi=1, u, E$ 分别对应于连续方程、动量方程和能量方程; Γ_ϕ 为与 ϕ 相对应的广义扩散项; $\overline{\rho u'_j\phi'}$ 为紊流脉动能附加项; S 为广义源项.

固壁内的传热方式以导热为主, 不考虑辐射换热的影响, 求解能量方程形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) \quad (2)$$

式中 ρ 为密度, h 为焓, λ 为热导率, T 为温度. 对于流场与壁面间的对流换热, 无法预知温度分布、热流分布或者壁面温度与热流密度间的依变关系, 因此必须作为耦合传热问题处理^[8-9]. 针对流场与喷管壁面间的耦合边界, 给定如下条件:

1) 耦合边界上温度连续

$$T_w|_I = T_w|_{II} \quad (3)$$

2) 耦合边界上的第三类条件

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right) \Big|_I = \beta (T_w - T_f) \Big|_{II} \quad (4)$$

这里假定区域 I 为喷管固壁区域, 区域 II 为喷管流场区域, 解算过程如下:

(1) 设定耦合边界上一个初始温度分布, 利用能量方程(1)对喷管流场区域进行求解, 结合壁面函数, 可得到耦合边界上局部热流密度和温度梯度.

(2) 得到耦合边界上的局部热流密度和温度梯度后, 以此为边界条件, 应用式(2)和式(4)对喷管固壁区域进行求解, 可得到耦合边界上新的温

度分布.

(3) 再以此温度分布作为喷管流场区域的输入,回到步骤 1),重复迭代直至收敛.

2.2 温度场分布特性

6 s 和 12 s 喷管结构温度场分布见图 4 和图 5. 4 个特征时刻点沿喷管喉衬和扩张段内壁面温度分布规律见图 6.



图 4 6 s 喷管温度场分布

Fig. 4 Temperature of nozzle at 6 s



图 5 12 s 喷管温度场分布

Fig. 5 Temperature of nozzle at 12 s

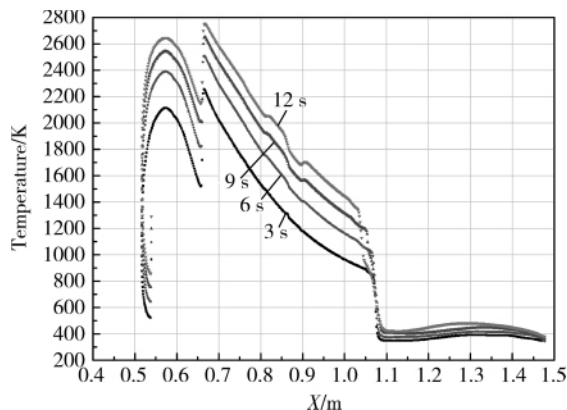


图 6 沿喉衬和扩张段内壁面喷管温度场分布规律

Fig. 6 Temperature curve along internal wall of throat and divergence cone

从图 4~图 6 可以看出:

1) 喷管内壁面温度在喉部($X=0.58\text{ m}$)和扩张段前缘($X=0.66\text{ m}$)最高. 喷管喉部以后扩张段前缘,壁面向外转折角度加大,靠近壁面附近区域气流迅速膨胀加速,对壁面的对流换热效果显著.

2) 扩张段温度分布整体呈前高后低的趋势变化,前段受热强烈,温度高,越往后温度下降越多.在气流分离点附近($X=1.1\text{ m}$),扩张段温度沿轴向迅速下降,即此处轴向温度梯度较大.在气流分离点以后,扩张段结构与环境温度基本相同.

3 喷管热结构计算程序

热结构计算程序包括三部分模块:计算时间控制、载荷数据匹配和热应力计算.

3.1 计算时间控制

使用 RP_Get_Real 宏获得流动的时间,控制喷管热结构计算的特征时刻.本案例选取的特征时刻点为 3 s, 6 s, 9 s 和 12 s,程序代码如下:

```
DEFINE_EXECUTE_AT_END(Result)
{
    real time;
    real flow_time=RP_Get_Real("flow_time");
    if (int(10 * flow_time) % 30 == 0)
    {
        ..... // 载荷数据匹配
        ..... // 热应力计算
    }
}
```

3.2 载荷数据匹配

载荷数据匹配模块是将耦合传热获得的喷管温度场数据和喷管内壁面的机械载荷数据提取出来,并匹配到结构域计算网格上.使用 C_CENTROID 宏找到单元网格中心的坐标以及 C_T(c, t) 宏、C_P(c, t) 宏得到单元中心点温度和压力^[10-11].提取单元网格中心点温度和压力的程序代码如下:

```
Domain *d;
Thread *tf1;
..... // 变量定义
thread_loop_c(tf1,d)
{
    begin_c_loop(c,tf1)
    {
        C_CENTROID(xt,c,tf1)
        ccc[s][0]=xt[0]; // 单元中心点坐标
        ccc[s][1]=xt[1];
        ccc[s][2]=0;
        DD[s]=C_T(c,tf1); // 单元温度
        PP[s]=C_P(c,tf1); // 单元压力
    }
}
```

```

s++;
}
end_c_loop(c,tf1);
}

```

利用 UDF 宏命令只能得到单元平均温度和单元中心点坐标信息. 为了把温度数据匹配给结构域网格, 需要做两步工作:

第 1 步, 读入结构域单元节点数据, 包括单元编号和此单元的 4 个节点编号, 获得单元中心点坐标信息.

第 2 步, 将单元中心点温度赋给单元节点, 搜索整个网格文件中每个节点出现的次数, 加权平均得到节点的温度载荷.

同理, 利用 UDF 宏命令得到单元中心点处的压力. 首先, 将单元中心点处坐标与结构域内壁面单元边中心点坐标比较, 若距离最小则将此单元中心处压力赋给结构域内壁面单元边中心点; 其次, 将内壁面单元边中心处压力转换成单元节点力.

3.3 热应力计算

热应力计算程序主要包括三部分内容: 一是读输入 Nastran 数据文件, 转换成热应力计算程序需要的数据格式; 二是利用 UDF 宏命令提取喷管耦合传热计算结果, 获得节点温度和机械载荷数据, 识别接触边界; 三是求解全结构变形特征和节点应力.

对于界面接触问题程序编写的思想来源于直接约束法. 对于一个已经离散化的喷管有限元模型判断界面是否相互接触等价判断: 一个节点是否和一个平面单元的边接触, 一旦这种接触发生就在该节点和单元该边(面)的节点之间引入多点约束. 考虑到喷管的变形属于小变形, 几何非线性问题并不突出, 因此, 在解决喷管界面非线性的热结构分析中, 吸取了直接约束法的思想并加以改进, 使之更适合界面非线性的喷管热结构分析.

当界面节点对 (i, j) 平均温度超过允许的最高温度 $T_{\max}$, 则节点对 (i, j) 处于接触状态, 反之, 处于黏接状态. 如图 7 所示, 在局部坐标 $\xi\eta$ 系下, 节点对 (A, E) 和节点对 (B, F) 在黏接状态可建立如下的约束关系:

$$\begin{cases} \Delta V_A = \Delta V_E \\ \Delta V_B = \Delta V_F \end{cases} \quad (5)$$

其中 $T_{\max}$ 为黏接剂碳化温度, 文中定义为 488.15 K. 将法向矢量作为投影方向, 数组 S 记录节点对

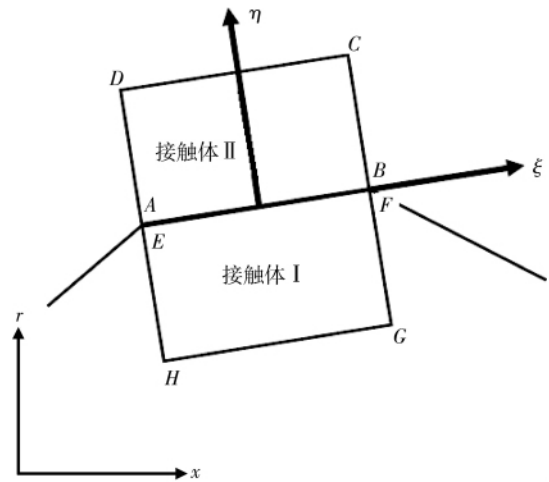


图 7 施加接触约束改进

Fig. 7 Improved contact constraint

(i, j) 的法向相对位移, 且作为接触判断准则. 数组 M 标识当前的接触状态, 当 $M=1$ 表示接触; $M=-1$ 表示未接触. 接触判断准则见表 2.

表 2 接触判断准则

Table 2 Contact judgment rule

迭代前 接触状态	判断准则	迭代后 接触状态	程序修正
$M=-1$	法向距离	$M=-1$	无
$M=1$	$S \leq 0$	$M=-1$	修正刚度矩阵
$M=-1$	法向距离	$M=1$	修正刚度矩阵
$M=1$	$S > 0$	$M=1$	无

在法向接触力的计算与施加方法中, 采用罚函数法与直接约束法相结合的办法, 用罚函数法计算法向接触力, 用直接约束法将运动约束作为边界条件直接施加到发生接触的节点上.

罚函数法中, 法向接触力由变形体节点相对穿透量 δ 和罚因子 K_n 确定, 即

$$F_n = -K_n \cdot \delta \quad (6)$$

接触力的计算关键采用罚函数方法, 计算的关键在于罚因子. 罚因子值的选取采用以下方法^[12]:

$$K_n = \max |K_{ij}| \times 10^4 \quad (7)$$

其中 K_{ij} 为刚度矩阵的元素.

4 喷管热结构一体化计算

4.1 热结构一体化计算流程

喷管热结构一体化计算流程见图 8. 计算结果为 .out 文本文件, 采用自编的后处理软件转换

到 Patran/Nastran 显示位移和应力云图。

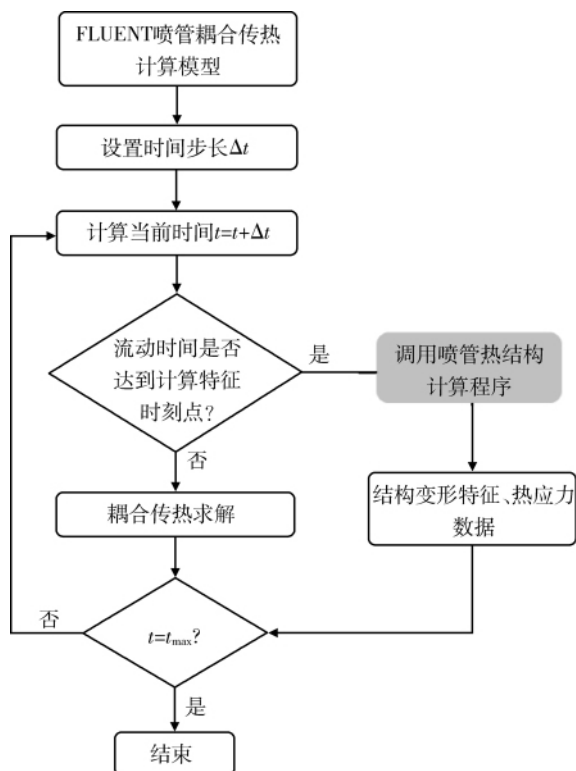


图 8 喷管热结构一体化计算流程

Fig. 8 Integrative computation flow chart of nozzle

4.2 变形与热应力计算结果

12 s 喷管结构变形特征见图 9, VonMises 应力云图见图 10, 喉衬和扩张段的 VonMises 应力云图见图 11。

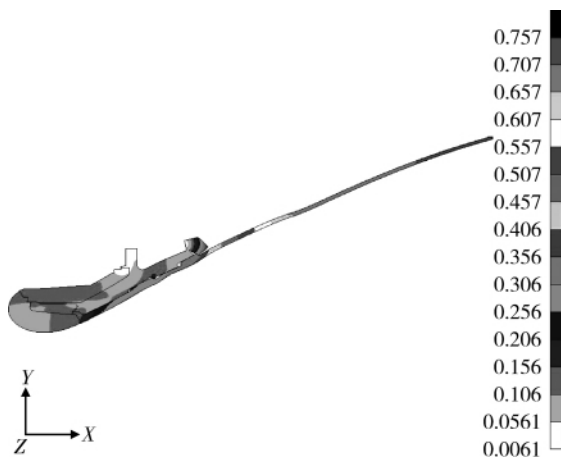


图 9 12 s 喷管变形特征(放大 30 倍)(单位:mm)

Fig. 9 Deformation character at 12 s
(magnified 30 times)(unit:mm)

从图 9~图 11 可以看出:

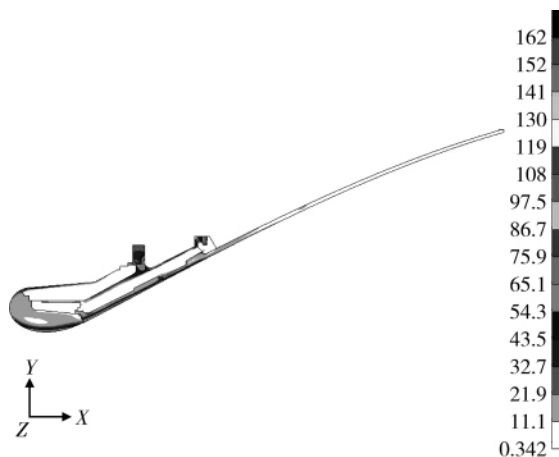


图 10 12 s 喷管 VonMises 应力(单位:MPa)

Fig. 10 VonMises stress of nozzle at 12 s(unit:MPa)

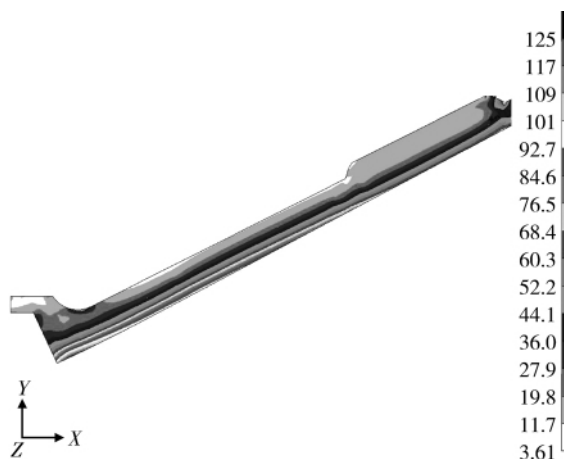


图 11 12 s 扩张段前缘 VonMises 应力(单位:MPa)

Fig. 11 VonMises stress of front divergence
cone at 12 s(unit:MPa)

1) 作用在喉衬上的机械载荷推挤扩张段后移,在扩张段和扩张段背衬绝热层之间的限位槽处有间隙出现,其他部件之间紧密接触。

2) 喷管内壁面受热严重,最高的应力区出现在喉衬和扩张段入口处,最高的 VonMises 应力为 125 MPa. 对于整个结构,在金属支撑件存在倒角区域有应力集中,最高的 VonMises 应力为 162 MPa.

从计算结果看出喷管应力水平远低于材料的破坏强度,结构完整性能够保证,通过试验也证明喷管满足设计要求。

5 结 论

本文基于 UDF 技术实现了喷管热结构一体化计算,相对于以往的计算方法,本文方法的优点:一是通过耦合传热完成喷管的流动和传热紧

耦合过程,更符合实际工况;二是对于接触边界条件的判断更加方便,文中采用黏接剂允许的最高温度作为边界接触的判据,除此以外,界面剪切也可能引起界面脱黏,可将黏接剂允许的最高温度和界面剪切应力作为边界接触的联合判据,通过本文的方法可以方便地实现。

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] 沈勇. 碳/碳固体火箭发动机柔性喷管热及热-结构耦合作用研究[D]. 武汉:华中科技大学,2004.
SHEN Yong. Thermal analysis and thermal-structure coupled analysis of the carbon-carbon nozzle in solid rocket motor[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology,2004. (in Chinese)
- [3] 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)
- [4] 熊永亮,郜冶. 喷管温度与应力场的数值研究[J]. 哈尔滨工程大学学报,2007,28(8):852-855.
XIONG Yongliang, GAO Ye. Numerical study of temperature and stress fields of nozzles[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2007, 28(8): 852-855. (in Chinese)
- [5] 郑晓亚,陈凤明,蔡飞超. 复合喷管热结构耦合计算的一种策略[J]. 航空动力学报,2011,26(1):223-227.
ZHENG Xiaoya, CHEN Fengming, CAI Feichao. Strategy of thermo-structure coupled computation for composite nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 223-227. (in Chinese)
- [6] Tuncer C, Shao J P, Kafyeke F, et al. 工程计算流体力学[M]. 符松,译. 北京:清华大学出版社,2008.
Tuncer C, Shao J P, Kafyeke F, et al. Computational fluid dynamics for engineerings[M]. FU Song, translate. Beijing: Tsinghua University Press, 1997. (in Chinese)
- [7] Anderson J D. 计算流体力学基础及其应用[M]. 吴颂平,刘赵森,译. 北京:机械工业出版社,2008.
Anderson J D. Computational fluid dynamic [M]. WU Songping, LIU Zhaomiao, translate. Beijing: China Machine Press, 2008. (in Chinese)
- [8] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,2001.
TAO Wenquan. Numerical heat transfer[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001. (in Chinese)
- [9] 黄宏艳,王强. 轴对称喷管内外流场与结构温度场耦合计算[J]. 推进技术,2008,29(2):194-198.
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Coupled numerical study of flow field and heated structure for axisymmetric nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 194-198. (in Chinese)
- [10] 温正,石良辰,任毅如. FLUENT 流体计算应用教程[M]. 北京:清华大学出版社,2009.
- [11] 朱红均,林元华,谢龙汗. FLUENT 流体分析及仿真实用教程[M]. 北京:人民邮电出版社,2010.
- [12] 曾攀. 工程中的有限元方法[M]. 北京:清华大学出版社,2006.