

文章编号:1000-8055(2011)01-0223-05

复合喷管热结构耦合计算的一种策略

郑晓亚, 陈凤明, 蔡飞超
(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 基于流固耦合完成复合喷管流动换热、传热过程温度场的数值模拟, 编写了计算流体动力学 (CFD) 与有限单元法 (FEM) 的接口程序, 快速实现温度载荷和机械载荷数据的传递, 提出了复合喷管热结构耦合计算一种策略. 利用直接约束法考虑了复合喷管部件界面间高温碳化带来的边界非线性因素. 计算结果表明耦合方法得到的复合喷管温度场是合理的, 高温下界面间结构功能退化问题对于变形特征以及应力场影响很显著.

关 键 词: 复合喷管; 流固耦合; 耦合传热; 温度场; 边界非线性

中图分类号: V435

文献标识码: A

Strategy of thermo-structure coupled computation for composite nozzle

ZHENG Xiao-ya, CHEN Feng-ming, CAI Fei-chao

(School of Astronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Temperature field on flow and heat transfer process for composite nozzle was simulated based on fluid-structure coupled method. While the interface program of computational fluid dynamics (CFD) and finite element method (FEM) were complied, the temperature load and mechanical data transfer was realized rapidly. Then a strategy of thermo-structure coupled computation for composite nozzle was put forward. Direct constraint procedure solved the boundary nonlinear problem caused by carbonization of component interfaces under high temperature. The results show that temperature field computation by coupled method is reasonable and the boundary nonlinear problem has strong influence on the deformation character and stress fields.

Key words: composite nozzle; fluid-structure coupled; coupled heat transfer; temperature field; boundary nonlinearity

未来的战术导弹趋向于采用固体火箭发动机, 主要原因是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], 非常适合现代战争的需要, 成为现代战争的主要的动力装置. 喷管作为固体火箭发动机的关键组件之一, 热结构完整性一直是设计中重点关注的内容^[2-3]. 现在普遍采用多层结构的复合材料喷管, 要求内层耐高温、耐烧蚀、耐冲刷, 外层隔热(或绝热), 使

外壁面与其相连的部件处于合适的热环境中.

目前复合喷管热结构耦合计算的策略是由一维等熵流或者计算流体动力学(CFD)流场分析, 通过经验公式——巴兹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, 进行热结构的耦合计算^[4-7]. 这种策略存在以下的问题:

收稿日期:2009-11-23; 修订日期:2010-04-08

基金项目:2009 年航天支撑基金

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

1) 喷管工作过程中,流动换热以及结构的传热是紧密耦合的过程,将其解耦显然不合适。

2) 喷管部件界面间的黏结胶在高温下碳化,界面间的结构功能已经退化,忽略其接触状态不能反映结构真实的应力场。

本文提出了复合喷管热结构耦合计算的一种策略,基于流固耦合完成流动换热与传热过程温度场的数值模拟,编写流场域与结构域的接口程序,将流场域计算结果数据传递给结构域,实现考虑界面接触状态下的热结构耦合计算。

1 基于流固耦合的复合喷管温度场计算

1.1 计算模型

对复合喷管和内流场进行二维离散,计算域见图1,计算网格见图2。

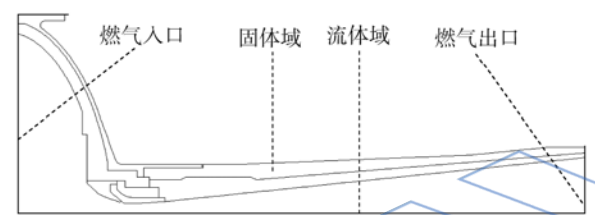


图1 复合喷管一体化计算域
Fig.1 Integrative computation field of composite nozzle

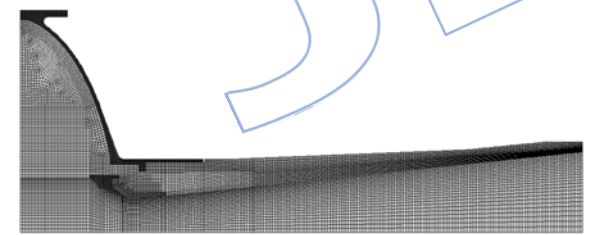


图2 复合喷管计算域网格
Fig.2 Computation grid of composite nozzle

1.2 控制方程及求解

着眼于喷管的宏观流动特征,既不考虑燃烧过程和燃气组分变化,也无加质和能量源项,即将燃气简化为理想气体。CFD算法为时间推进的有限体积法,控制方程选用强守恒型的 Navier-Stokes(N-S)方程。按张量形式描述如下^[8-9]:

连续方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho E u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\lambda_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} - p u_i + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] \quad (3)$$

式中 i, j 指标取值范围是 $(1, 2, 3)$, ρ 为密度, p 为静压, T 是静温, E 为总能量, u_i 为平均速度矢量的分量, u'_i 为脉动速度矢量的分量, λ_{eff} 为有效导热系数, $(\tau_{ij})_{\text{eff}}$ 为有效黏性应力张量的分量。

由于式(2)中雷诺应力 $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ 项的出现,导致雷诺平均 N-S 方程不封闭,为使之封闭,必须建立雷诺应力项模型,建立脉动项与平均项之间的关系。本文采用的是标准的 $k-\epsilon$ 模型,该模型是目前使用最广泛的湍流模型。在标准的 $k-\epsilon$ 模型中,引入了湍动能 k 和湍动耗散率 ϵ 。

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_g + G_b - \rho \epsilon - Y_m + S_k \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_g + G_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (5)$$

其中 G_g 是由于平均速度梯度引起的湍动能 k 的产生项, G_b 是由于浮力引起的湍动能 k 的产生项, Y_m 代表可压湍流中脉动扩张的贡献, $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$ 和 $C_{3\epsilon}$ 为经验常数, σ_k 和 σ_ϵ 分别是与湍动能 k 和耗散率 ϵ 对应的 Prandtl 数, S_k 和 S_ϵ 是用户定义的源项。

$$\mu_t = \rho C_\mu \left(\frac{k^2}{\epsilon} \right)$$

在标准 $k-\epsilon$ 模型中,根据 Launder 等的推荐值及后来的实验验证,模型常数 $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$, C_μ , σ_k 和 σ_ϵ 的取值为 $C_{1\epsilon} = 1.44$, $C_{2\epsilon} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$ 和 $\sigma_\epsilon = 1.3$ 。

在处理接近壁面的区域,常用的有两种解法:壁面函数法和低雷诺数的 $k-\epsilon$ 模型。本文采用了壁面函数来做近壁面处理,采用壁面函数可节省计算资源,此外该算法稳定性好,精度也合理。

1.3 耦合传热热边界计算

对流场的传热计算将求解式(3)的能量方程。固壁内的传热方式以导热为主,不考虑辐射换热

的影响,求解的能量方程形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho h) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} h) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) \quad (6)$$

式中 ρ 为密度, h 为焓, λ 为导热系数, 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^[10-11].

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

$$T_w|_I = T_w|_{II} \quad (7)$$

- 2) 耦合边界上的第三类条件

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right) \Big|_I = \beta(T_w - T_f) \Big|_{II} \quad (8)$$

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温度分布,利用方程(3)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,以之为边界条件,应用式(6)和式(8)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) 在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.

1.4 温度场计算结果

本文给出的发动机为单室双推力发动机,5 s 转级.在前 5 s 喷管结构承受的机械载荷最为严重,并且在这段时间内,喷管结构受热不均匀,结构内部的温度梯度大,热应力严重.图 3 给出第 5 s 时刻的整个喷管温度场云图.图 4 给出扩张段内外壳体界面间前 5 s 的温度变化曲线.

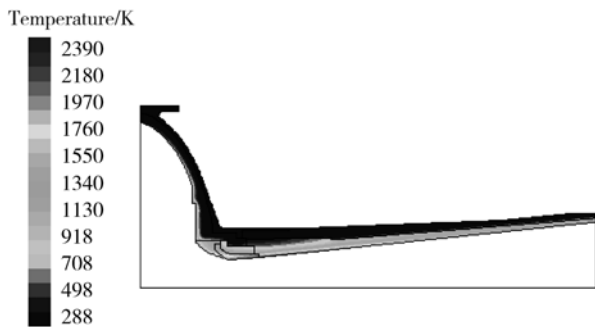


图 3 5 s 时刻整个喷管的温度分布

Fig. 3 Temperature contour at the fifth second

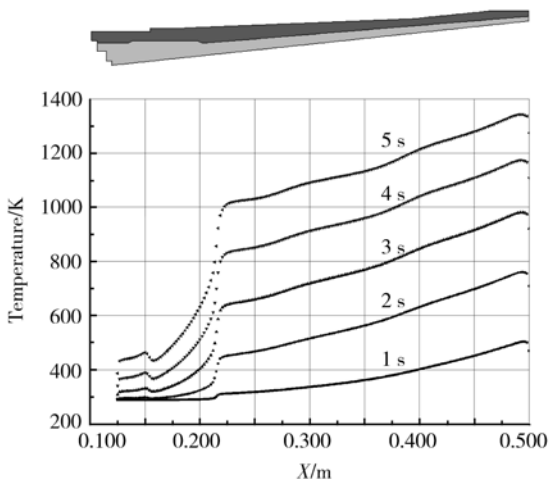


图 4 不同时刻喷管扩张段内外壳体界面间的温度变化

Fig. 4 Temperature curves of divergence cone interface

按照流固耦合分析,提取前 30 s 中五个特征时刻的喷管内壁面的热流密度,见图 5.

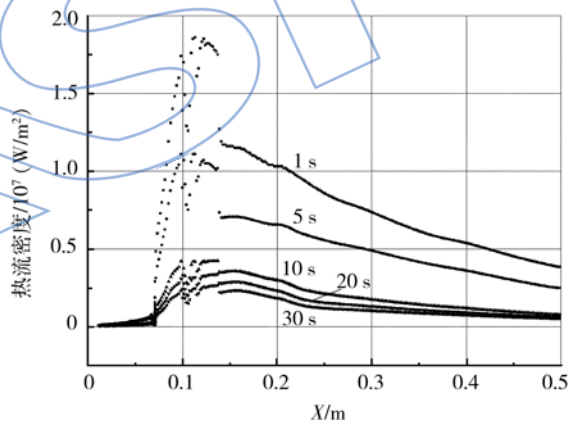


图 5 热流密度沿内壁面分布

Fig. 5 Curves of the heat flux along internal wall

1.5 流动换热特征

- 1) 热流先从后部穿透内外壳体界面,然后逐渐向前传播.相对于前部而言,复合喷管外壳内侧限位凹槽后部斜面首先达到高温,并且从此部位沿轴向向前,温度迅速下降,梯度很大.

- 2) 在喷管扩张段内外两层壳体界面上,前部温度低,而后部温度高,3 s 后限位凹槽后部斜面处温度超过 600 K,4 s 后该处温度已超过 800 K,5 s 后则超过 973 K.高温环境下,扩张段内外两层壳体之间界面的结构功能已经退化,甚至于失效.

- 3) 从热流密度变化曲线可以看出,在喷管工作过程中,在前 10 s 热流密度的变化是比较剧烈

的, 10 s 之后变化的幅度较小, 热流密度基本趋于稳定。

2 复合喷管热应力计算

2.1 计算流程

热结构耦合分析的计算流程见图 6, 通过编写接口文件, 快速实现了耦合传热载荷数据的提取, 方便热应力分析。

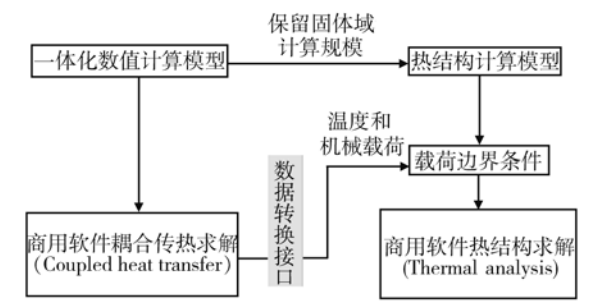


图 6 热结构耦合计算流程

Fig. 6 Coupled computation procedure

2.2 边界非线性数值模拟

基于直接约束法, 考虑高温下界面碳化带来的边界接触非线性问题。目前文献中常提到的接触算法——直接约束法, 优点是实时跟踪可能发生接触的几何体, 通过空间的几何构形来判断是否发生接触, 当接触发生时便将所需的运动约束(法向无相对运动, 切向可滑动)和节点力(切向摩擦力)作为边界条件直接施加到发生接触的节点上。该方法不增加系统的自由度数, 只是由于接触关系的变化而增加系统矩阵的带宽。由于不需要定义特殊的接触单元, 边界非穿透动态实现, 较其他方法有很大的优势^[12]。以轴对称四节点单元为例, 说明直接约束法如何引入约束的。如图 7 所示, 接触体 M 的节点 A 与接触体 N 的 BC 边发生接触, 于是沿 BC 边法向可建立如下约束关系:

$$\Delta v_A = \frac{1}{2}(1 - \xi_A)\Delta v_B + \frac{1}{2}(1 + \xi_A)\Delta v_C \quad (9)$$

其中 v 为接触段 BC 边的法向位移分量, ξ 为 BC 边的自然坐标。需要考虑接触体间摩擦时, 可根据摩擦的类型引入 BC 边切向约束。

2.3 热应力计算结果

复合喷管在 5 s 时刻的变形特征见图 8。为了反映出界面非线性对结构应力的影响, 给出扩张段的 Von Mises 应力状态, 见图 9。

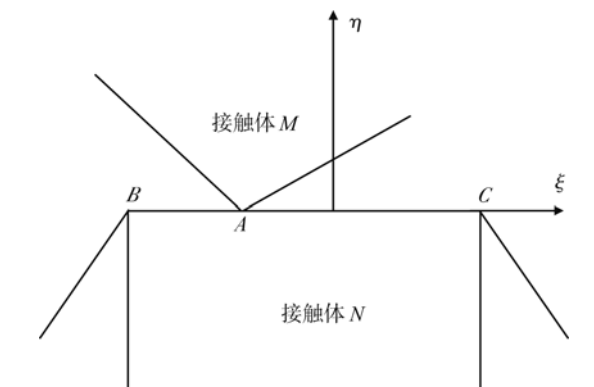


图 7 接触约束

Fig. 7 Contact constraint

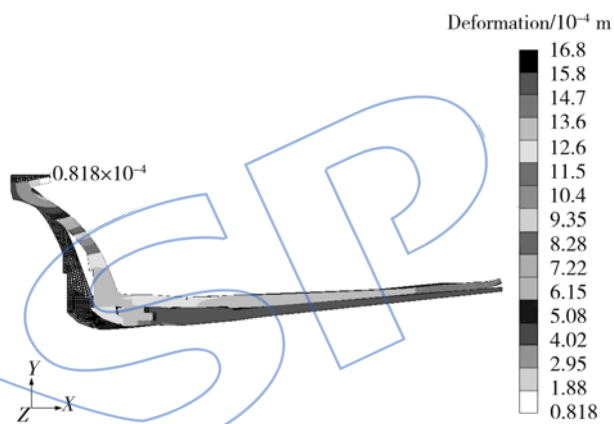


图 8 复合喷管结构位移变形特征(放大 50 倍)

Fig. 8 Deformation character of composite nozzle (magnified 50 times)



图 9 扩张段内外层壳体的 Von Mises 应力

Fig. 9 Von Mises stress of divergence cone

2.4 变形与应力特征

1) 由图 8 可以看出, 喉衬在机械载荷和热载荷作用下, 推挤扩张段内壳向后移, 但限位凹槽的后斜面却阻止内壳向后座。在两者共同作用下, 内壳与外壳只能沿限位凹槽后斜面的面内相对错移。在限位凹槽后部斜面的附近区域, 变形特征显

著体现为:该处内壳被向内推挤,受压变形;而该处外壳被向外推挤,鼓胀变形。

2) 由图8还可以看出,扩张段内外两层壳体界面脱开后,扩张段外壳后部较薄,且先热透,受热严重,外壳有向外弯的趋势,承载成局部特征。

3) 由图9可以看出,扩张段内外两层壳体界面脱开后,扩张段应力状态呈现局部效应。除了扩张段与金属壳体连接区域的高应力区外,位于限位凹槽后部的斜面附近区域,不仅成为一个新的高应力区,且挤压和剪切效应很强。另外,扩张段外壳后部薄壁结构也成为一个新的高应力区。

3 结 论

1) 温度场结果可以看出热流在喷管内部的传播路径,首先是扩张段的后缘受热,逐渐向前缘扩散。更显著的特点,在扩张段的限位凹槽前后有很明显的温度梯度,发动机工作3s之后,扩张段限位凹槽后部斜面处温度超过600K,足以使黏结胶失效。这是固体火箭发动机喷管在高温、高压和大流量工作环境下出现的新问题。从这点上来说喷管的热结构耦合计算必须要考虑界面的黏结胶碳化带来界面接触非线性问题。

2) 喷管内壁面的热流密度变化曲线可以看出,在喷管工作过程中,内壁面的热流密度是逐渐减小的。在前10s,热流密度降低的幅度是很大的,变化是很剧烈的。从这点上可以说明在进行喷管的热结构耦合计算时,基于流固耦合模拟复合喷管的流动换热、传热是必要的。

3) 从喷管的变形来看,结构整体的变形量在2mm左右,如果不考虑烧蚀和接触热阻因素,对于整个流场特性以及传热特性的影响是微不足道。从这点上可以进一步说明对于喷管的热结构耦合计算中,流动换热和传热是紧密耦合的,而对于结构分析可以解耦。

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] 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 integrity of solid rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2005, 28(3): 180-183. (in Chinese)
- [3] Goyal V K, Rome J I, Schubel P M. Structural analysis of solid rocket motor[R]. AIAA 2008-2110, 2008.
- [4] 相升海, 孙菊芳. 喷管结构变形过程仿真[J]. 推进技术, 1995, 16(4): 40-44.
XIANG Shenghai, SUN Jufang. Imitation of deforming process of nozzle structure[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(4): 40-44. (in Chinese)
- [5] 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)
- [6] 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)
- [7] 张小英, 蔡国彪, 朱定强. 火箭发动机喷管辐射及壁温的计算研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 195-200.
ZHANG Xiaoying, CAI Guobiao, ZHU Dingqiang. Numerical calculation of the radiative heat transfer and wall temperature of the rocket nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(1): 195-200. (in Chinese)
- [8] Fluent Inc. Fluent 5 user's guide[M]. Lebanon, NH: Fluent Inc., 1998.
- [9] 苏铭德, 黄素逸. 计算流体力学基础[M]. 北京: 清华大学出版社, 1997.
SU Mingde, HUANG Suyi. Basic of computational fluid dynamics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1997. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 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)
- [12] MSC Software Corporation. Marc: Volume A—Theory and user information[M]. USA: MSC Software Corporation, 2001.