

文章编号: 1000-8055(2010)10-2346-06

基于非协调单元的液体火箭发动机 推力室热结构分析

张建伟, 孙 冰, 郑力铭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 用巴兹公式和发动机的热力计算数据, 得到了推力室内的燃气壁面对流传热系数和燃气温度的分布, 并用有限单元法计算了推力室的温度场. 在温度场计算基础上, 采用 Wilson 非协调单元, 对推力室的应力场进行了计算, 其中位移函数采用二阶形式, 将计算精度提高到二阶. 结果表明: 相比常规单元, Wilson 非协调单元在计算结构比较复杂, 温度梯度比较大的结构时, 精度比较高, 结果合理.

关 键 词: 液体火箭发动机; 推力室; 温度场; 应力场; 非协调单元; 有限元法

中图分类号: V435.3

文献标识码: A

Thermal structure analysis of liquid rocket engine thrust chamber based on non-coordinated element

ZHANG Jian-wei, SUN Bing, ZHENG Li-ming

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Heat exchange coefficient of gas in thrust chamber and distribution of gas temperature were obtained from Baz formula with data of thermal calculation, and the temperature of thrust chamber was calculated by finite element method. Based on calculation of temperature, the stress of thrust chamber was carried out by Wilson non-coordinated element, in which displacement function was quadratic form. The result shows that, compared with typical element, using Wilson non-coordinated element can get higher calculation precision and more reasonable result in the analysis of high temperature gradient and complex thermal structure of thrust chamber.

Key words: liquid rocket engine; thrust chamber; temperature field; stress field; non-coordinated element; finite element method

液体火箭发动机是运载火箭和各种航天器上都广泛应用的动力装置, 在航天领域发挥了重要的作用. 随着探索太空的步伐不断深入, 对于液体火箭发动机的要求也越来越高^[1]. 发展高效、高可靠性的发动机是必然要求. 其中对推力室的热防护和强度要求也越来越高. 为了使发动机推力室具有可靠的结构强度以及热防护能力, 通常推力室采取再生冷却方式以及铣槽结构^[2-6]. 推力室室

壁比较薄, 温度梯度比较大, 因此, 准确计算温度场和应力比较复杂^[7-11], 尤其是应力分布. 在工程设计中, 主要凭经验估算其应力值, 而通常的有限元仿真计算中, 位移函数采用一阶形式, 对于复杂结构以及温度梯度比较大的结构体, 很难得到准确的热应力场分布, 因此, 在发动机推力室的设计时无法提供有效的参考. 基于此, 文章首先计算了推力室的温度分布, 在此基础上, 用有限单元法计

收稿日期: 2009-08-20; 修订日期: 2009-11-20

作者简介: 张建伟(1976-), 男, 河南浚县人, 博士, 主要从事火箭发动机结构分析的研究.

算推力室热应力分布, 计算单元采用 Wilson 非协调单元^[12], 其中位移函数采用二阶形式, 将计算精度提高到二阶。

1 有限元方程及 Wilson 非协调单元

由 4 节点平面线性等参元模拟的位移函数为

$$u = \sum_{i=1}^4 N_i u_i, \quad v = \sum_{i=1}^4 N_i v_i$$
$$N_i = (1 + \xi \xi)(1 + \eta \eta) \quad (1)$$

式(1)中 u, v 为位移函数, N_i 为形函数, 所表示的位移中只包含了 $1, \xi, \eta$ 和 $\xi\eta$ 等项, 不是完整的二次多项式, 即缺少 ξ^2 和 η^2 项, 这就是引起误差的原因。

为了提高单元的计算精度, 威尔逊(Wilson)建议取单元位移函数如下:

$$u = \sum_{i=1}^4 N_i u_i + \alpha_1(1 - \xi^2) + \alpha_2(1 - \eta^2)$$
$$v = \sum_{i=1}^4 N_i v_i + \alpha_3(1 - \xi^2) + \alpha_4(1 - \eta^2) \quad (2)$$

式(2)中, 形函数与式(1)相同, 而 $\alpha_1 \sim \alpha_4$ 是新增加的 4 个自由度, 在 4 个节点上 $\alpha_i = 0$, 所以 α 是内部自由度。增加这 4 项以后, 形函数中包含了完整的二次多项式, 可提高计算精度, 但在相邻单元之间, 位移是不连续的, 因此称为非协调单元。现在单元共有 12 个自由度, 为了不增加整体平衡方程组中变量的个数, 在单元计算阶段, 通过静力凝聚消去 $\alpha_1 \sim \alpha_4$ 等内部自由度。

对于液体火箭发动机推力室热结构分析, 单元采用八节点六面体等参单元, 这种单元几何映射到局部坐标的空间为八节点正方形单元。如图 1 所示。

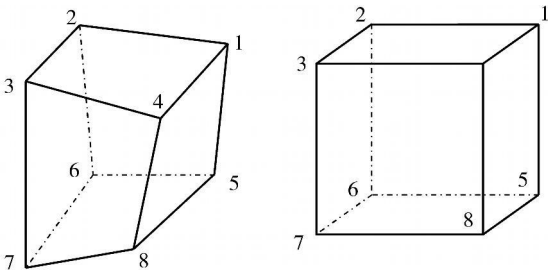


图 1 单元几何映射
Fig.1 Element geometry mapping

在等参单元的位移函数中增加类似的非协调位移形式, 可得到八节点三维非协调单元的位移函数

$$u = \sum_{i=1}^8 N_i u_i + \alpha_1(1 - \xi^2) + \alpha_2(1 - \eta^2) + \alpha_3(1 - \zeta^2)$$
$$v = \sum_{i=1}^8 N_i v_i + \alpha_4(1 - \xi^2) + \alpha_5(1 - \eta^2) + \alpha_6(1 - \zeta^2)$$
$$w = \sum_{i=1}^8 N_i w_i + \alpha_7(1 - \xi^2) + \alpha_8(1 - \eta^2) + \alpha_9(1 - \zeta^2) \quad (3)$$

2 结构模型

多数液体火箭发动机的推力室身部采用铣槽结构, 本研究中也是针对铣槽结构构造模型。考虑到推力室结构的对称性, 沿轴向抽取半个冷却槽和半个肋条作为求解区域, 见图 2。

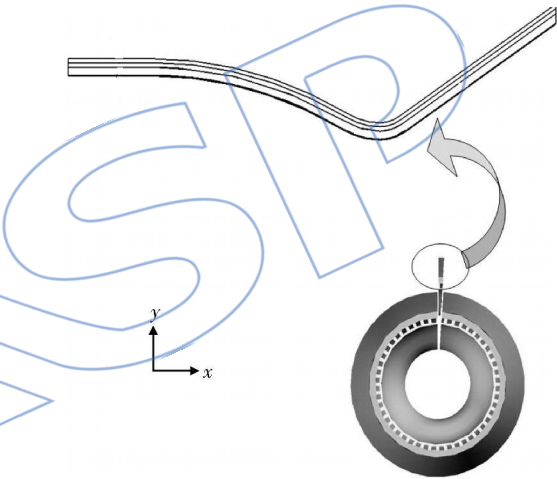


图 2 结构示意图
Fig.2 Structure sketch map

发动机工作参数: 再生冷却介质是超临界气氢, 冷却通道内流体进口温度为 40 K。燃烧室总压为 10 MPa。

3 温度场计算

利用巴兹公式和发动机的热力计算数据, 得到了推力室内的燃气壁面表面传热系数和燃气温度的分布, 如图 3 和图 4 中所示。由于推力室内喉部面积最小, 流速最大, 因此, 燃气壁面表面传热系数在喉部最大。

利用冷却剂在冷却通道内的换热研究得到了氢在冷却通道内的换热参数, 因为冷却通道内压力很大, 远远超过氢的临界压强, 因而换热过程中氢冷却剂一直处于超临界状态。得到的冷却通道内参数如图 5 和图 6 所示。由于冷却剂是从推力室尾部向头部流动的(x 轴反方向), 所以冷却通

道内氢温度沿流动方向由于不断吸热而升高. 冷却通道内氢传热系数在喉部最大, 在 $x = 0.2$ 和 0.5 处, 由于通道面积分别出现突然减少和扩大, 因此传热系数出现突变.

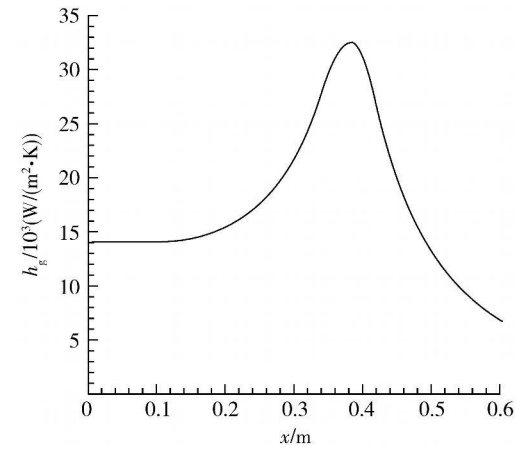


图 3 燃气壁面表面传热系数

Fig. 3 Gas wall convective heat transfer coefficient

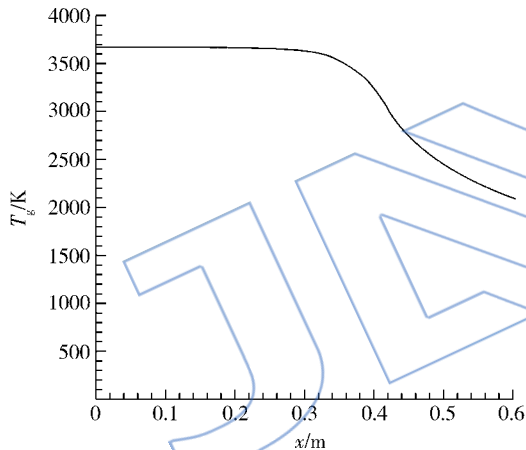


图 4 燃气温度

Fig. 4 Gas temperature

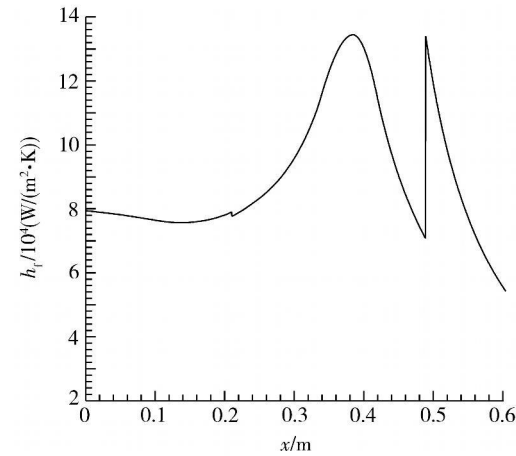


图 5 冷却通道内氢传热系数

Fig. 5 Heat transfer coefficient of H in cooling channel

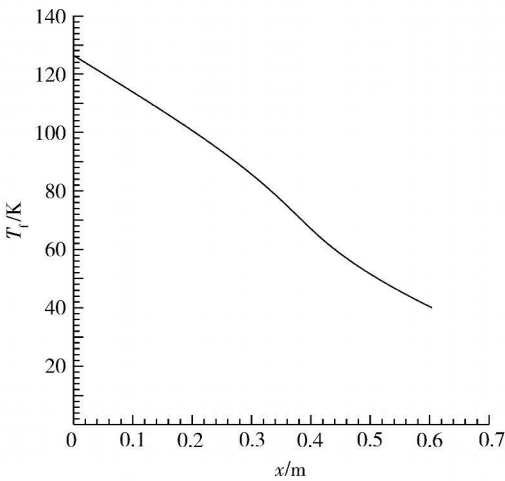


图 6 冷却通道内氢温度

Fig. 6 Temperature of H in cooling channel

利用推力室内壁和冷却通道得到的数据, 用有限元法对推力室进行温度场计算, 结果如图 7 和图 8 所示.

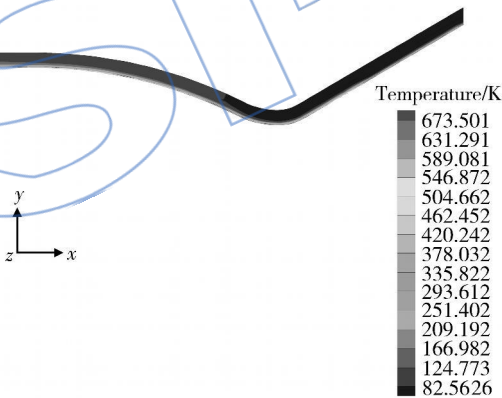


图 7 温度场分布

Fig. 7 Temperature distribution

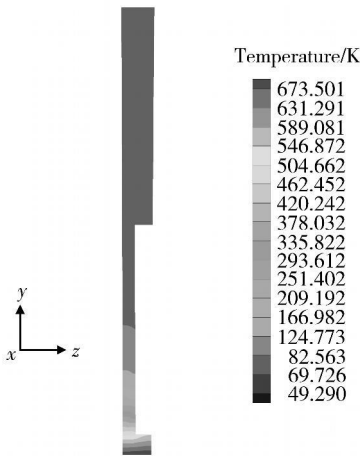


图 8 喉部截面温度分布

Fig. 8 Temperature distribution at throat section

从温度场结果可以看出, 整体结构的温度场在发动机喉部内壁面最大, 达到接近 700 K 的温度, 这个温度还处于内壁面材料的许用温度范围内. 从推力室横截面看, 内壁面温度最高, 内壁面具有很大的温度梯度, 外壁面温度最低, 温度场的分布是比较合理的.

4 应力场计算结果及分析

发动机结构强度的计算是在传热分析的基础上进行的, 强度计算中需要输入传热分析得到的温度场计算结果, 因而强度分析的计算网格和传热分析中所使用的是相同的.

利用经验公式和冷却通道内的冷却剂流动过程分析, 得到燃烧室内压强分布和冷却通道内压强分布. 如图 9 和图 10 所示. 由于喷管膨胀, 燃烧室内压强从喉部以后急剧降低. 冷却通道内压强

沿流动方向不断降低, 这是由于冷却通道内的沿程损失和局部损失造成的.

输入传热分析计算得到的温度场参数和压力边界条件, 计算得到应力场结果, 如图 11~ 图 14 所示.

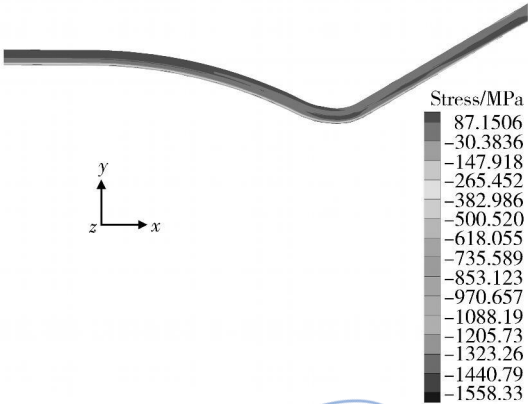


图 11 x 向应力分布
Fig. 11 Stress distribution in x direction

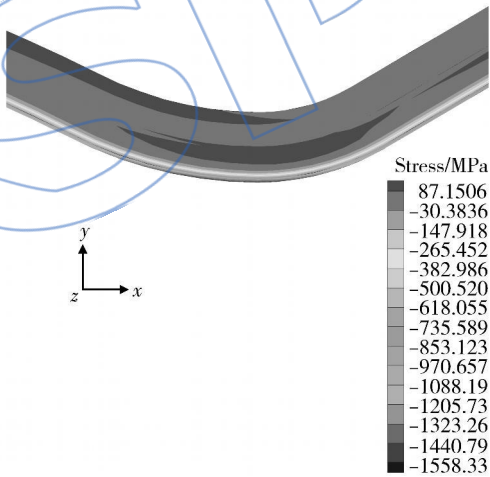


图 12 x 向喉部应力分布
Fig. 12 Stress distribution in x direction at throat section

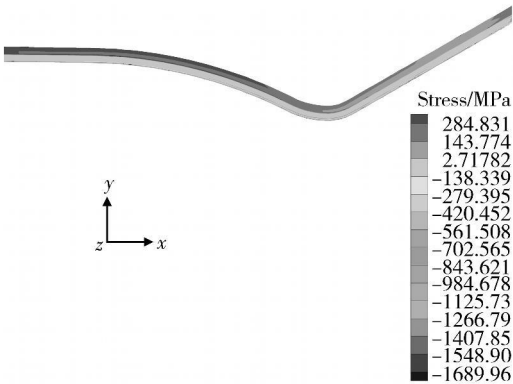


图 13 z 向应力分布
Fig. 13 Stress distribution in z direction

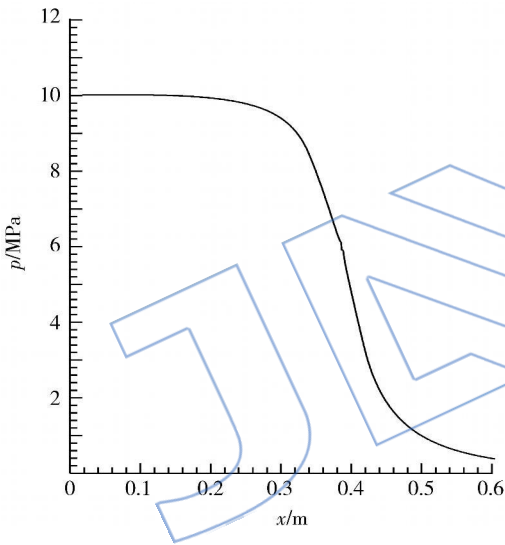


图 9 燃烧室内压强分布
Fig. 9 Pressure in combustion chamber

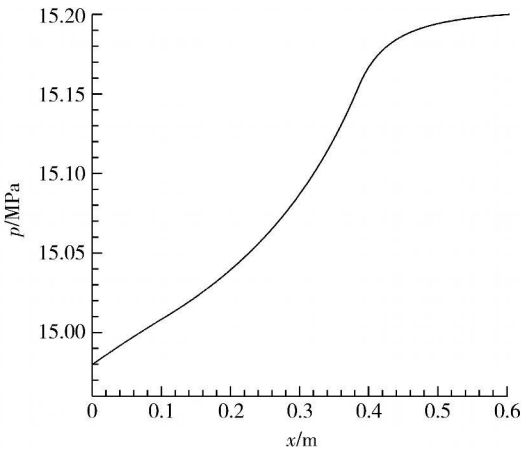


图 10 冷却通道内压强分布
Fig. 10 Pressure in cooling channel

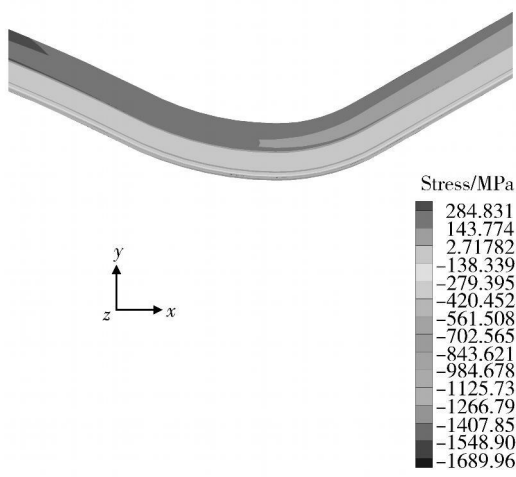


图 14 z 向喉部应力分布

Fig. 14 Stress distribution in z direction at throat section

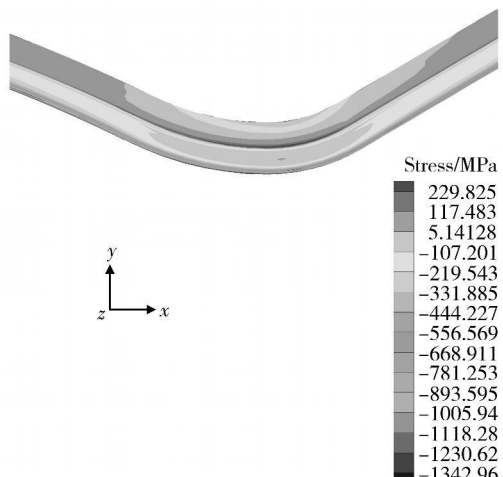


图 16 x 向喉部应力分布

Fig. 16 Stress distribution in x direction at throat section

结果分析: 可以看出, 发动机内壁面承受压应力, 这一点比较符合实际情况, 因为内壁面的温度相对外壁面高很多, 因而膨胀的程度也要高很多, 在外壁结构的限制下, 产生较大的压应力. 而在喉部附近, 内壁面承受的压应力最大, 已经接近内壁面材料的强度极限, 所以在结构设计中应该对喉部的结构强度进行谨慎校验.

在前面的计算中用了 Wilson 非协调单元, 为了比较, 采用同样网格, 给出了采用常规单元得到的计算结果. 对于温度场计算, 常规单元和 Wilson 非协调单元计算结果基本一致, 因此这里只列出了应力场比较结果. 图 15 和图 16 为常规单元得到的 x 向应力分布, 图 17 为喉部截面常规单元和非协调单元应力场结果对比.

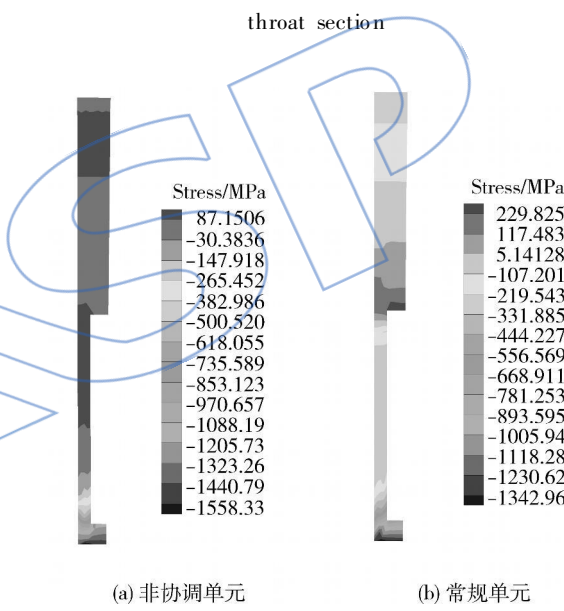


图 17 喉部截面 x 向应力分布

Fig. 17 Stress distribution in x direction at throat section

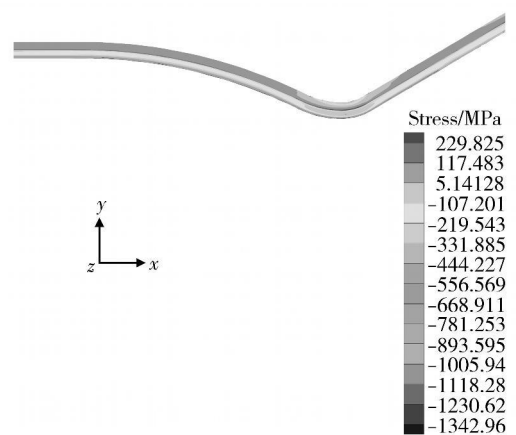


图 15 x 向应力分布

Fig. 15 Stress distribution in x direction

对比 Wilson 非协调单元和常规单元的计算结果, 可以看出: ①从结构分析来看, 由于应力场计算结果是以温度场计算为基础的, 因此, 应力场的分布应与温度场的分布具有相似性, 图 17(a)所示的非协调单元得到的应力场分布结果明显与图 8 所示的温度场分布相似, 而常规单元得到的应力场分布与温度场具有很大的差异; ②常规单元得到的应力场结果分布比较粗糙, 梯度不明显, 如果要得到比较均匀的应力场分布, 就必须增加网格的密度, 这样势必增加计算量. 因此, 相比常规单元, Wilson 非协调单元在计算结构比较复杂, 温度梯度比较大的结构时, 精度比较高, 结果

合理.

5 结 论

通过对液体火箭发动机推力室温度场和应力场的计算分析, 得到如下结论:

- 1) 再生冷却后的温度分布在喉部最高, 外壁面温度最低, 和工程部门结合, 温度场分布合理;
- 2) 应力场计算得到的喉部附近的应力偏高, 超出了材料的许用应力, 存在危险, 有烧穿可能;
- 3) 采用 Wilson 非协调单元的计算结果能有效计算应力场分布, 相比常规协调单元, Wilson 非协调单元结果更合理.

参考文献:

[1] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993: 1-7, 67-73, 303-350.

[2] 董飞, 何国强. 铣槽结构液体火箭发动机推力室壳体热应力分析[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 43-46.

DONG Fei, HE Guoqiang. Thermal stress analyses of liquid propellant thruster chamber wall with milled slots[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(3): 43-46. (in Chinese)

[3] 吴峰, 曾敏, 王秋旺, 等. 通道深宽比对液体火箭发动机推力室再生冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 114-118.

WU Feng, ZENG Min, WANG Qiuwang, et al. Effect of aspect ratio on heat transfer and fluid flow in regenerative cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 114-118. (in Chinese)

[4] 康玉东, 孙冰, 高翔宇. 液体火箭发动机推力室冷却通道温度分层数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1904-1910.

KANG Yudong, SUN Bing, GAO Xiangyu. Numerical investigations of thermal stratification in cooling channel of liquid rocket engine thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1904-1910. (in Chinese)

[5] 李军伟, 刘宇. 一种计算再生冷却推力室温度场的方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 550-556.

LI Junwei, LIU Yu. Method of computing temperature field in regeneratively cooled thrust chamber[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 550-556. (in Chinese)

[6] 张宏伟, 陶文铨, 何雅玲, 等. 再生冷却推力室耦合传热数值模拟[J]. 航空动力学报, 2006, 21(5): 930-935.

ZHANG Hongwei, TAO Wenquan, HE Yaling, et al. Numerical study on coupled heat transfer of thrust chamber with regenerative cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(5): 930-935. (in Chinese)

[7] 刘伟强, 姜春林, 周进, 等. 气氧/煤油发动机水冷推力室壁热分析[J]. 国防科技大学学报, 1999, 21(2): 13-16.

LIU Weiqiang, JIANG Chunlin, ZHOU Jin, et al. Thermal analysis of GO₂/Kerosene rocket thrust chamber wall[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1999, 21(2): 13-16. (in Chinese)

[8] Thomas M-H, Wolfgang W K. Computation of wall heat fluxes in cryogenic H₂/O₂ rocket [R]. AIAA 2002-3693, 2002.

[9] Jorg R R, Evengy B Z. Stationary and dynamic thermal analyses of cryogenic liquid rocket combustion chamber walls [R]. AIAA 2002-3694, 2002.

[10] Mary F-W. Comparison of high aspect ratio cooling channel designs for a rocket combustion chamber[R]. AIAA 1997-2913, 1997.

[11] Detlef K, Alexander W, Oskar J H. Coupled heat transfer and stress analysis of rocket combustion chambers [R]. AIAA-98-3373, 1998.

[12] 朱伯芳. 有限单元法原理与应用[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 1998.