

文章编号:1000-8055(2012)07-1659-06

液体火箭发动机推力室可重复使用技术

康玉东, 孙 冰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了验证液体火箭发动机推力室可重复使用技术,采用流-固耦合方法对推力室内壁材料、外壁厚度、冷却通道高宽比等影响推力室内壁寿命的因素进行了数值模拟.通过计算,得到了推力室内壁在不同内壁材料、不同外套厚度、不同冷却通道高宽比下单循环各阶段的应力、应变分布,对计算结果进行后处理,得到了内壁损伤.结果表明,采用高强度及延展性内壁材料、低刚性外套、大冷却通道高宽比可以减小推力室内壁损伤,延长推力室内壁使用寿命.

关 键 词: 液体火箭发动机; 推力室; 可重复使用技术; 流-固耦合; 数值模拟

中图分类号: V434.14

文献标志码: A

Reusable technology for liquid rocket engine thrust chamber

KANG Yu-dong, SUN Bing

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: To validate the reusable technology for liquid rocket engine thrust chamber, the fluid-structural coupling method was adopted to simulate the effect of thrust chamber inner wall material, closeout thickness and regenerative cooling channel aspect ratio on the usable life of thrust chamber inner wall. Through computation, the stress and strain distribution of thrust chamber wall at different stage of each cycle under different inner wall materials, closeout thicknesses and cooling channel aspect ratios were obtained, and a post processing method was applied to predict the damage of the thrust chamber inner wall. The results show that the use of high yield strength inner wall material with reasonable ductility, low-stiffness closeout and high aspect ratio cooling channel can decrease the damage of thrust chamber inner wall and extend the usable life the thrust chamber.

Key words: liquid rocket engine; thrust chamber; reusable technology; fluid-structural coupling; numerical simulation

可重复使用运载器可以大幅降低空间运输的费用,满足空间活动商业化和产业化的要求^[1-4],作为其动力装置的液体火箭发动机也应具有可重复使用性^[5].推力室是液体火箭发动机的重要部件,因此,有必要开展推力室可重复使用技术研究.

火箭发动机推力室典型的制造技术是在高导热率内壁上铣槽,然后在外壁焊或电铸镍^[6],作用在推力室内壁上交变的热和机械载荷限制了其使

用寿命,能延长推力室内壁使用寿命的技术称为可重复使用技术.推力室壁面材料、作用在推力室内壁上的载荷影响其使用寿命,国外对延长推力室内壁寿命的技术进行了研究,文献^[7-9]认为可重复使用推力室内壁材料应具有大的导热系数、高的机械强度、高的蠕变强度;文献^[10-11]研究发现大高宽比冷却通道能够减小推力室壁面温度,从而减小作用在内壁上的热载荷.以上对推力

收稿日期:2011-07-29

网络出版地址:http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1659_031.html

作者简介:康玉东(1985—),男,江西赣州人,博士生,研究方向为火箭发动机热防护及结构分析.

室可重复使用技术的研究仅限于概念研究和初步的试验和数值计算,未能建立合理的数理模型进行数值计算,未能得到可重复使用技术和其延寿量的关系。

为了准确评估推力室内壁材料、外壁厚度、冷却通道高宽比对推力室内壁可重复使用寿命的影响,本文采用流-固耦合方法对以上影响因素进行数值模拟。

2 物理模型和计算方法

2.1 流-固耦合

流-耦合模型包括流-热耦合和热-固耦合。流-热耦合模型采用文献[12]建立的模型,对燃气在推力室内的流动换热、通过室壁的导热、冷却剂在冷却通道内的流动换热进行三维耦合计算。经过对比研究,该模型能以较高的精度模拟推力室耦合传热过程^[13]。本文流-热耦合计算时采用文献[12]建立的数值模型。

热-固耦合采用顺序耦合方法,即先由流-热耦合提供进行热分析所需的边界条件进行热分析,以热分析计算所得的温度场作为结构分析的体载荷。结构非线性分析时,推力室总应变包括弹性应变、塑性应变、热应变和蠕变应变,热-固耦合的基本方程参见文献[14]。

2.2 边界条件

2.2.1 热分析边界条件

推力室典型的工作循环包括预冷、工作、后冷、松弛四个阶段。在工作阶段,耦合边界温度由耦合传热计算所得,即

$$T = \bar{T}$$

$$(\forall x \in \Gamma_h, \forall x \in \Gamma_c) \quad (1)$$

在预冷、后冷和关机阶段,耦合边界给定第三类边界条件,即

$$h_f(T_{\text{bulk}} - T_{\text{wall}}) = n \cdot \lambda \nabla T_{\text{wall}}$$

$$(\forall x \in \Gamma_c) \quad (2)$$

式中 Γ_h 是燃气与内壁耦合边界; Γ_c 是冷却剂与冷却通道耦合边界。 T_{wall} 是壁面温度, h_f 是表面传热系数, T_{bulk} 是流体主流温度。

2.2.2 结构分析边界条件

以热分析得到的推力室壁温度场作为推力室结构非线性分析的体载荷,初始阶段壁温为 300 K,预冷后壁温为 40 K,工作阶段温度由流-热耦合计算得到,后冷后室壁温度为 120 K,松弛后室

壁温度为 300 K,各阶段间的温度场通过线性插值得到。压力边界加载各耦合面上,包括冷却剂与冷却通道、燃气与内壁的耦合面,冷却剂和燃气压力由流-热耦合计算得到,各阶段过渡间压力值通过线性插值得到。

2.3 计算方法

采用单向耦合法进行推力室流-固耦合计算,即不考虑室壁的变形对冷却剂、燃气流场计算的影响。编写流-热耦合模块向热-固耦合模块传递耦合边界载荷的接口程序,以流-热耦合计算得到流-固耦合面的温度和冷却剂、燃气的压力分布作为室壁结构分析的热载荷边界条件和机械载荷边界条件。采用 ANSYS 对推力室壁结构进行结构非线性有限元分析,屈服准则采用 Von Mises 屈服准则,采用等向强化准则定义材料进入塑性变形后的后继屈服面的变化。对计算结果进行后处理,得到了推力室内壁危险点的损伤以评估内壁使用寿命。

3 计算结果与讨论

3.1 不同内壁材料

为了使壁温最低,热应变最小,要求一种具有高导热率的材料。最大的循环寿命需要一种具有高延展性的材料。所以为了满足对材料高导热率和高延展性的要求,就必须选择一种合适的铜基

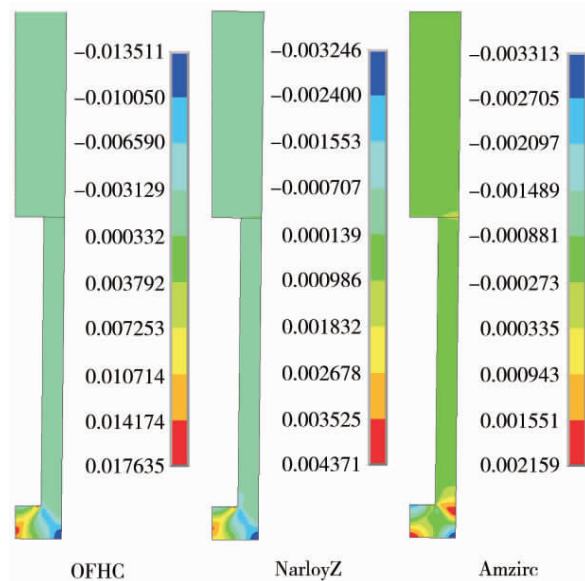


图 1 松弛阶段切向应变分布

Fig. 1 Tangential total strains distribution of relaxation

合金. 专门为高性能火箭发动机推力室研究了高温强度和蠕变强度较好的铜合金, 典型的有 OFHC, NarloyZ 和 Amzirc. OFHC 铜是无氧铜; NarloyZ 含有 3% 的银和 0.5% 的锆; Amzirc 含有 0.15% 的锆^[15].

图 1 为推力室残余应变分布. 在相同温度下, 屈服强度 $OFHC < NarloyZ < Amzirc$, 屈服强度表征材料抵抗变形的能力的大小, 因此, 在相同的热和机械载荷下, 推力室内壁残余应变 $OFHC > NarloyZ > Amzirc$.

图 2 为三种推力室内壁材料 D 点单循环应力-应变曲线. 由图 2 可知, 在相同的循环过程, 内壁应力 $Amzirc > NarloyZ > OFHC$. 根据 Von-Mises 屈服准则, 当材料的应力大于屈服应力时, 内壁发生屈服, 工作阶段推力室内壁在大的热和机械载荷作用下出现屈服, 屈服应力 $Amzirc > NarloyZ > OFHC$, 因此在相应的循环过程, Amzirc 内壁的应力最大.

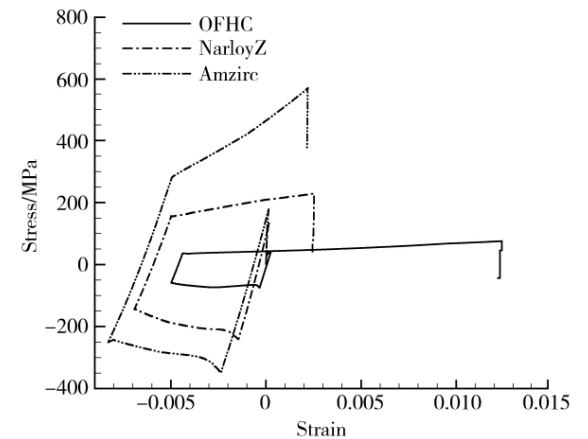


图 2 D 点切向应力-应变曲线
Fig. 2 Tangential stress-strain curve of point D

图 3 为 D 点的有效应变一个循环内变化. 由图可知, 对于 Amzirc 和 NarloyZ 内壁, 有效应变在工作阶段达到最大, 在后冷和松弛阶段逐渐减小, 由于 OFHC 的屈服强度低, 在工作阶段已严重变形, 因此有效应变在后冷和松弛阶段大.

表 1 为不同内壁材料 D 点损伤, 总损伤为低周疲劳损伤、棘轮损伤与蠕变损伤之和, 由于蠕变损伤相对较小, 计算时忽略其影响, 计算方法参见文献^[10]. 低周疲劳损伤与有效应变幅及材料屈服强度有关, 棘轮损伤跟残余应变及材料延展性有关. 由表 1 可知, 内壁使用高强度铜合金可以极大得提高推力室内壁寿命, OFHC 内壁的损伤

最大, 寿命最低, 虽然 NarloyZ 的低周疲劳损伤比 Amzirc 大, 但由于 NarloyZ 的延展性比 Amzirc 好, 因此 NarloyZ 的寿命长, 因此推力室内壁材料在高温下应具有高的强度和合适的延展性.

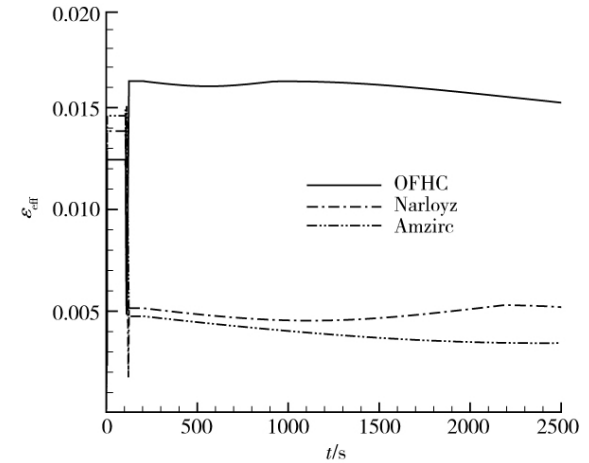


图 3 D 点有效应变分布
Fig. 3 Effective strain of point D

	内壁材料		
	OFHC	NarloyZ	Amzirc
D_{lcf}	0.1465	0.0073	0.006
D_{ratch}	0.1084	0.0283	0.03456
D_{total}	0.2549	0.0356	0.04056

3.2 不同外壁厚度

火箭发动机推力室典型的制造技术是在高导热率内壁上铣槽, 然后在外壁焊或电铸镍, 这样导致内壁和外壁材料在物理性质、力学性能上差别巨大. 对寿命有重要影响的是工作和后冷过程, 此时气壁面和外壁面温差最大, 起动时, 气壁侧温度升高导致的膨胀被大刚性外壁限制, 内壁发生大的压缩应变; 后冷时, 内壁发生大的拉伸应变.

外壁刚性定义为外壁材料的弹性模量与外壁厚度的乘积. 图 4~图 6 分别为不同厚度外壁松弛后推力室应变分布、D 点单循环应力-应变曲线、D 点单循环有效应变曲线.

由图 4 可知, 减小推力室外壁刚性可以减小内壁残余应变. 由图 5 可知, 减小推力室外壁刚性可以减小内壁在工作和后冷阶段的应变水平. 由图 6 可知, 减小推力室外壁刚性可以减小内壁有

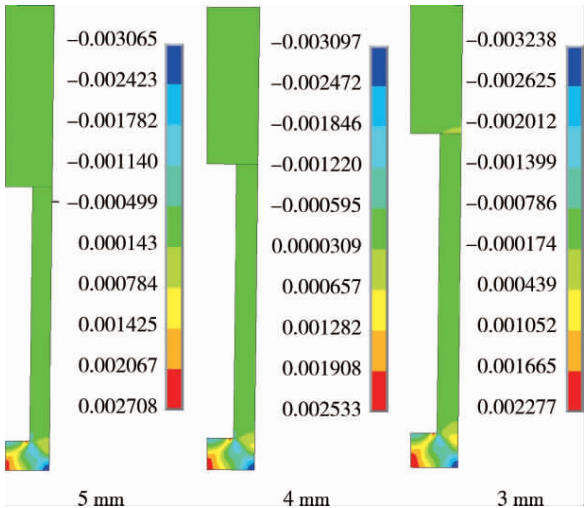


图 4 松弛阶段切向应变分布

Fig. 4 Tangential total strains distribution of relaxation

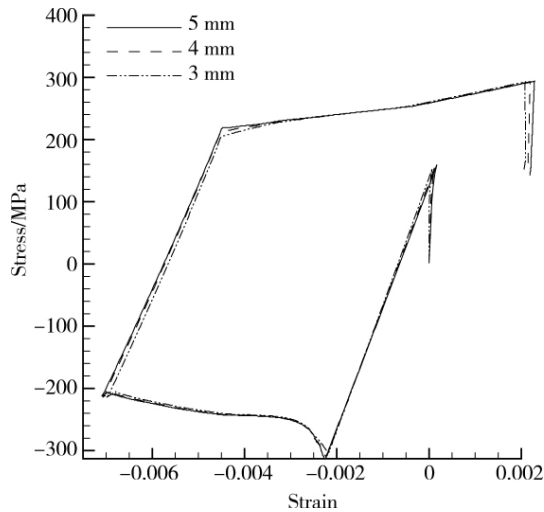


图 5 D 点切向应力-应变曲线

Fig. 5 Tangential stress-strain curve of point D

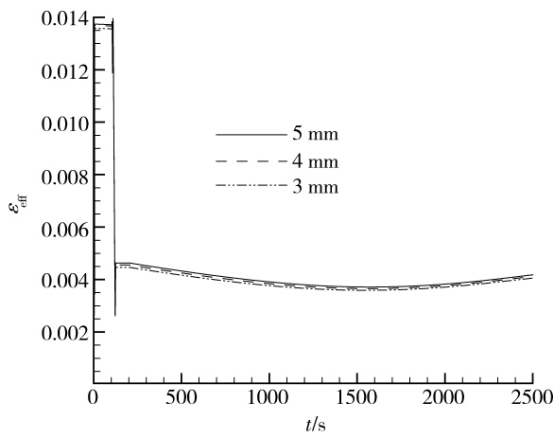


图 6 D 点有效应变

Fig. 6 Effective strain of point D

效应应变.表 2 为不同外壁厚厚度 D 点损伤,由表 2 可知,减小外壁刚性可以减小内壁低周疲劳损伤及棘轮损伤,从而延长推力室内壁寿命,但增加的幅度不大.

表 2 不同外壁厚厚度 D 点损伤
Table 2 Damage of point D for various closeout thickness

	外壁厚厚度		
	5 mm	4 mm	3 mm
D_{icf}	0.0073	0.0071	0.0069
D_{ratch}	0.0283	0.0274	0.0265
D_{total}	0.0356	0.0345	0.0334

3.3 不同冷却通道高宽比

喉部区域是推力室失效区域,因此应减小喉部区域的热和机械载荷.图 7 为不同冷却通道高宽比下流-热耦合计算结果.由图 7 可知,增加冷却通道高宽比可以减小壁温,但会增加冷却剂压力损失,这是由于大高宽比增加了冷却剂与冷却通道的接触面积,使壁温降低及压力损失增加;同时由于存在延伸的肋,肋能提高冷却效率,使壁温降低.

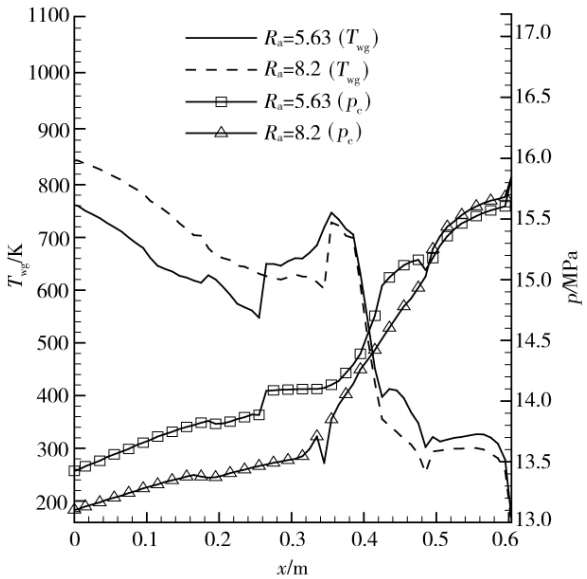


图 7 流-热耦合计算结果

Fig. 7 Fluid-thermal coupling results

图 8、图 9 分别为不同高宽比冷却通道推力室残余应变分布、 D 点应力-应变分布,由图可知,

大高宽冷却通道会减小推力室内壁残余应变。

图 10 为不同高宽比冷却通道 D 点有效应变分布,由图可知,大高宽比冷却通道会减小工作、后冷及松弛阶段的有效应变。这是由于在工作阶段,大高宽比会减小气壁温及减小冷却剂与燃气

间的压力差,从而减小作用在内壁上的热和机械载荷,减小有效应变;在后冷及松弛阶段,对于大高宽比冷却剂通道,由于工作阶段壁温和冷却剂压力小,在接下来的后冷阶段,载荷下降梯度小,因此后冷及松弛阶段有效应变小。

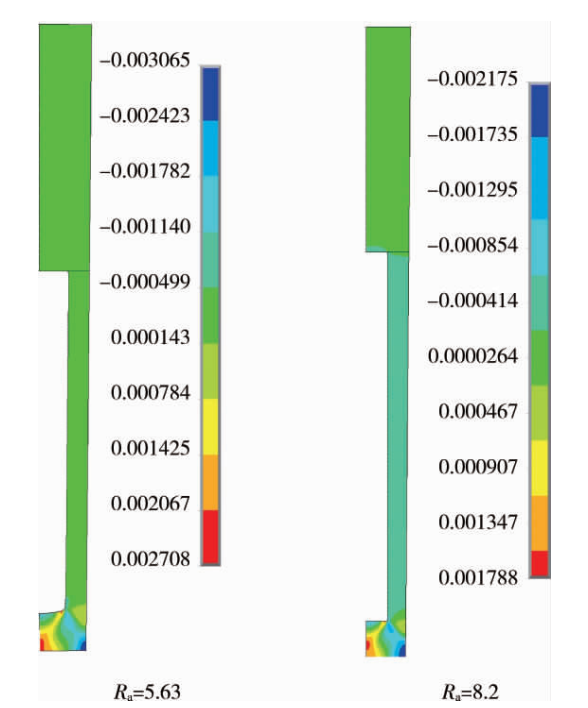


图 8 松弛阶段切向应变分布
Fig. 8 Tangential total strains distribution of relaxation

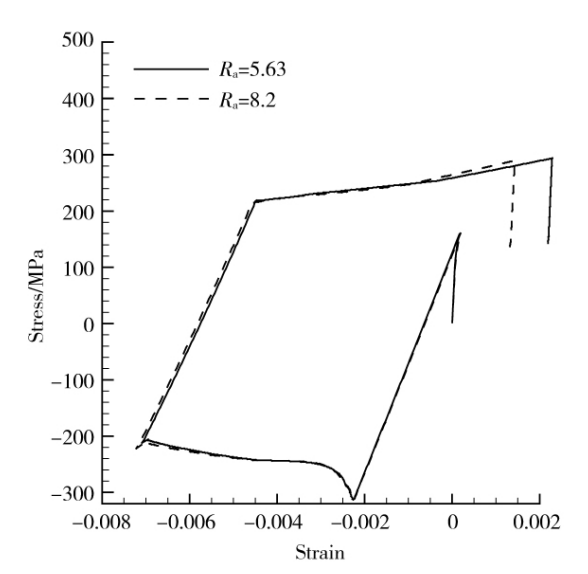


图 9 D 点切向应力-应变曲线
Fig. 9 Tangential stress-strain curve of point D

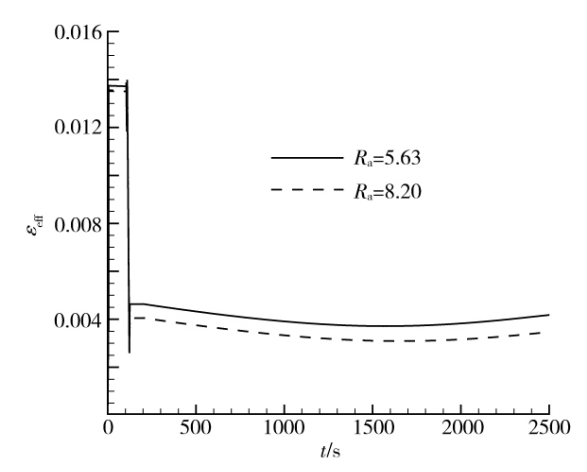


图 10 D 点有效应变
Fig. 10 Effective strain of point D

表 3 为不同高宽比 D 点损伤。由表 3 可知,大高宽比冷却通道可以减小 D 点损伤,延长推力室内壁寿命。

表 3 不同高宽比 D 点损伤
Table 3 Damage of point D for various ARs

	高宽比 R_a	
	5. 63	8. 2
D_{lef}	0. 007 3	0. 003 4
D_{ratch}	0. 028 3	0. 017
D_{total}	0. 035 6	0. 020 4

4 结 论

本文采用流-固耦合方法对可重复使用技术进行数值验证,主要结论如下:

- 1) 推力室内壁材料应具有高的强度,合理延展性和导热系数。
- 2) 采用低刚性外套可以提高推力室内壁寿命,但增加幅度较小。
- 3) 大高宽比冷却通道可以提高推力室内壁使用寿命,但冷却剂压降大。

参考文献:

[1] Dumbacher D. NASA’s second generation reusable launch

- vehicle program introduction, status and future plans[R]. AIAA 2002-3613, 2002.
- [2] Accettura A G, Mascanzoni F, Ierardo N. Investigations and considerations about reusable LOX/HC engines as key technologies for future launch vehicles[R]. AIAA 2002-3846, 2002.
- [3] 张登成, 唐硕. 美国重复使用运载器的发展历史、现状及启示[J]. 导弹与航天运载技术, 2003, 265(5): 20-27.
ZHANG Dengcheng, TANG Shuo. Development history, current status and revelation of RLV in USA[J]. Missiles and Space Vehicles, 2003, 265(5): 20-27. (in Chinese)
- [4] 才满瑞. 可重复使用空间往返运输系统的最新发展[J]. 航天控制, 2004, 22(4): 21-25.
CAI Manrui. New development of reusable space transportation system[J]. Aerospace Control, 2004, 22(4): 21-25. (in Chinese)
- [5] 丁丰年, 张恩昭, 张小平, 等. 论我国重复使用运载器推进系统方案[J]. 火箭推进, 2004, 30(3): 13-18.
- [6] Wagner W R, Shoji J M. Advanced regenerative cooling techniques for future space transportation systems[R]. AIAA 75-1247, 1975.
- [7] Hannum N P, Quentmeyer R J, Kasper H J. Some effects of cyclic induced deformation in rocket thrust chambers[R]. AIAA 79-0911, 1979.
- [8] Quentmeyer R J. Rocket combustion chamber life-enhancing design concepts[R]. AIAA 90-2116, 1990.
- [9] Popp M, Schmidt G. Rocket engine combustion chamber design concepts for enhanced life[R]. AIAA 96-3303, 1996.
- [10] Carlile J, Quentmeyer R J. An experimental investigation of high aspect ratio cooling passages [R]. AIAA 92-3154, 1992.
- [11] Wadel M F, Meyer M L. Validation of high aspect ratio cooling in a 89 kN thrust combustion chamber[R]. AIAA 96-2584, 1996.
- [12] 康玉东, 孙冰. 燃气非平衡流再生冷却流动传热数值模拟[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 119-124.
KANG Yudong, SUN Bing. Numerical simulation of regenerative cooling flow and heat transfer with nonequilibrium flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 119-124. (in Chinese)
- [13] KANG Yudong, SUN Bing. Numerical simulation of liquid rocket engine thrust chamber regenerative cooling [J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(1): 155-164.
- [14] Riccius J R, Zametaev E B. Stationary and dynamic thermal analyses of cryogenic liquid rocket combustion chamber walls[R]. AIAA 2002-3694, 2002.
- [15] Esposito J J, Zabora R F. Thrust chamber life prediction Volume I: mechanical and physical properties of high performance rocket nozzle materials[R]. NASA CR-134806, 1975.