

文章编号:1000-8055(2013)09-1921-06

超燃冲压发动机典型部件热防护

蒋 劲^{1,2}, 张若凌^{1,2}, 杨 样², 刘伟雄^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心 超高速空气动力研究所

高超声速冲压发动机技术重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 通过在电弧加热器上的试验考核,对进气道唇口前缘、注油支杆等发动机典型被动热防护部件的材料选择和热结构设计进行了研究. 发展了主动冷却燃烧室热结构计算评估方法,将经过试验验证的热分析程序应用于燃烧室主动冷却结构的材料配置研究. 材料 C1 和 C2 的进气道唇口前缘经过 60 s 试验后情况良好;材料 Z1 的注油支杆经历 50 s 试验后情况良好;将主动冷却燃烧室热分析计算程序应用于冷却面板试验,温度测量值与计算值最大相差 55 K,表明计算与试验符合较好,计算程序可为主动冷却燃烧室结构材料配置的设计研究提供可信的参考数据. 研究所获得的经验和技术可应用于全流道超燃冲压发动机的设计与验证.

关 键 词: 热结构设计; 唇口前缘; 注油支杆; 主动冷却燃烧室; 材料配置; 试验考核; 热结构分析

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Thermal protection of scramjet typical components

JIANG Jin^{1,2}, ZHANG Ruo-ling^{1,2}, YANG Yang², LIU Wei-xiong^{1,2}

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory,

Hypervelocity Aerodynamics Institute, China Aerodynamic Research and Development Center,
Mianyang Sichuan 621000, China;

2. Airbreathing Hypersonic Technology Research Center,

China Aerodynamic Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The material selections and thermal-structural designs for the typical passive thermal protection components, such as the cowl leading edges and fuel injection struts, were investigated by the tests on the electric arc heater instrument. The method of thermal-structural analysis for the actively cooled combustor was developed, and the thermal evaluation code validated by the experiments was applied to the combustor material coupon. The cowl leading edges made of materials C1 and C2 were in good condition after 60 s test. The fuel injection struts made of material Z1 were in good condition after 50 s test. The actively cooled combustor thermal analysis and calculation procedures were applied to the cooling panel tests. The maximum temperature difference between the measurement value and the calculated value was 55 K, showing good agreement of the calculation and experiment. So, the calculation program can provide credible reference data for the material configuration design of the actively cooled combustor. The experience and technology learned from the approach will be incorporated into the design and demonstration of complete free jet engine.

收稿日期: 2012-09-17

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.1921_006.html

作者简介: 蒋劲(1979—),男,四川简阳人,助理研究员,博士,研究方向为航空宇航推进理论与工程.

Key words: thermal-structural design; cowl leading edge; fuel injection strut; actively cooled combustor; material coupon; test demonstration; thermal-structural analysis

超燃冲压发动机是吸气式高超声速技术的核心技术之一. 对于长时间飞行试验和地面自由射流试验的发动机来说, 全流道超燃冲压发动机部件必须能经受住长时间恶劣热环境的考核^[1-2].

在美国空军高速声速技术(HyTech)计划的支持下, P&W公司进行了应用于飞行马赫数为4.5~6.5的燃油冷却超燃冲压发动机的关键部件研究^[3]; 通过对关键部件的研究, 可以分步骤渐进理解发动机的加工与设计, 有助于降低技术风险; 这些研究包括材料配置、全尺寸发动机部件和冷却面板的加工生产等; 从这些研究中所学到的经验和技术, 可应用于单个完全自由射流式的超燃冲压发动机^[4-5]. 2007年7月, X-51A验证机的首台样机SJX61-1发动机在NASA的Langley 8-FT高温风洞上完成了地面自由射流试验^[6]. SJX61-1发动机闭环运行共40多次, 总试验时间累计超过1000 s, 对应飞行马赫数为4.6, 5, 6.5. 随后全部采用飞行试验设备的SJX61-2发动机也在该高温风洞上进行试验, 在马赫数为4.6的条件下进行了8次试验, 在马赫数为5的条件下进行了11次试验, 燃烧时间累计共11.4 min. 2010年5月26日, X-51A首次飞行试验成功飞行了200多秒^[7]. 地面自由射流试验与飞行试验的成功进行, 说明了美国超燃冲压发动机部件热结构设计是可行的.

发动机工作时, 恶劣的热环境对进气道唇口前缘、注油支杆和主动冷却燃烧室的热结构性能提出了很高的要求, 需要进行重点的热结构设计和试验考核. 近年来, 中国空气动力研究与发展中心围绕超燃冲压发动机长时间地面自由射流试验, 对全流道超燃冲压发动机部件热结构开展了研究. 研究内容包括典型被动热防护部件、主动冷却燃烧室的材料配置和热结构设计, 其中典型被动热防护部件包括进气道唇口前缘、注油支杆等. 本文围绕以上研究内容, 介绍了近期的研究结果与进展.

1 被动热防护部件热结构研究

1.1 进气道唇口前缘的材料选择与试验考核

进气道唇口前缘的位置在超燃冲压发动机隔

离段入口处. 进气道唇口前缘驻点最高总温为1900 K, 驻点冷壁热流密度高达 12 MW/m^2 . 在如此严酷的热环境下, 唇口前缘的材料选择与长时间试验考核研究显得非常重要.

唇口前缘在试验考核中安放在电弧加热器出口. 电弧加热器提供了与唇口工作热环境相对应的高温模拟气流. 研究了C1和C2两种材料.

完成了一系列的材料考核试验, 结果如下:

材料C1加涂层, 前缘半径为1.3 mm, 在马赫数为2.67、总温为1900 K、总压为 $2.5325 \times 10^6 \text{ Pa}$ 的高温气流条件下, 60 s后材料一切正常, 图1为试验考核结束后的唇口前缘.



图1 试验考核后的唇口前缘

Fig.1 Cowl leading edge after test

材料C2加涂层, 前缘半径为0.5 mm, 在马赫数为2.67、总温为1900 K、总压为 $2.5325 \times 10^6 \text{ Pa}$ 的高温气流条件下, 60 s后材料一切正常.

材料C2加涂层, 前缘半径为1.3 mm, 在马赫数为2.67、总温为1900 K、总压为 $2.5325 \times 10^6 \text{ Pa}$ 的高温气流条件下, 100 s后材料一切正常.

试验验证了唇口前缘热结构设计是可行的.

1.2 注油支杆的材料选择与试验考核

注油支杆位于超燃冲压发动机隔离段出口附近, 不仅外部承受绕流, 最高总温为1900 K, 冷壁热流密度高达 5 MW/m^2 , 而且内部还要承受约7 MPa的燃油压力. 根据以往应用经验, 有涂层的材料Z1在2073 K的环境里可长期使用, 因此选择材料Z1作为注油支杆材料.

在电弧加热器设备上进行了注油支杆材料考核试验, 开车时序是:

1) 马赫数为2.67、总温为1900 K、总压为 $2.5325 \times 10^6 \text{ Pa}$ 的气流正对支杆吹38 s.

2) 从第 39 s 开始注油,维持试验状态 7 s,45 s 停止注油;

3) 继续开车 5 s 后停车.

试验前后的支杆见图 2,图 2 中左侧为有涂层的支杆,右侧为无涂层的支杆.两种支杆均成功经受了试验考核,试验后的支杆情况良好.



图 2 试验考核后的支杆
Fig. 2 Struts after tests

试验后,对注油支杆试验件进行了金相分析.如图 3,无涂层支杆断面最外层、最内层均有疏松结构;如图 4,有涂层保护的支杆合金结构较无涂层保护的金相组织致密、均一,说明涂层有效抵制

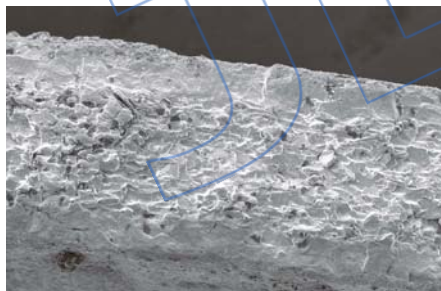


图 3 无涂层支杆的金相分析
Fig. 3 Metallographic analysis of strut without coating

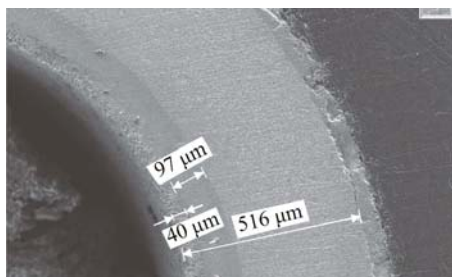


图 4 有涂层支杆的金相分析
Fig. 4 Metallographic analysis of strut with coating

了合金的氧化,且与合金结合紧密.

试验验证了支杆热结构设计是可行的.

2 主动冷却燃烧室热结构研究

2.1 主动冷却燃烧室热结构计算评估方法

初样设计出的主动冷却燃烧室模型如图 5 所示.由图可见,燃烧室由上板、两个侧板及下板构成,每个板内铣有许多微小的冷却通道,在燃烧室工作时利用燃油来冷却固壁.

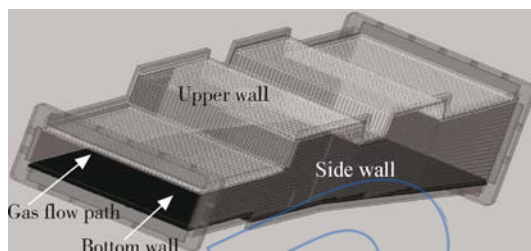


图 5 初样设计的主动冷却燃烧室模型
Fig. 5 Preliminary actively cooled combustor model

本文发展的主动冷却燃烧室热结构分析方法,其流程如图 6 所示.该方法首先利用软件 AHL3D (Airbreathing Hypersonic Laboratory 3-D)^[8-10]对燃烧室三维内流场进行数值模拟,获得详细的燃烧室三维内流场数据;然后将燃烧室三维内流场计算结果作为输入条件,使用再生冷却热分析程序完成燃烧室的传热计算分析,获得热平衡后的燃烧室热环境及冷却通道内的热/力环境;最后以燃烧室热/力环境、冷却通道内的热/力环境作为输入条件,使用有限元程序完成燃烧室的结构强度评估.

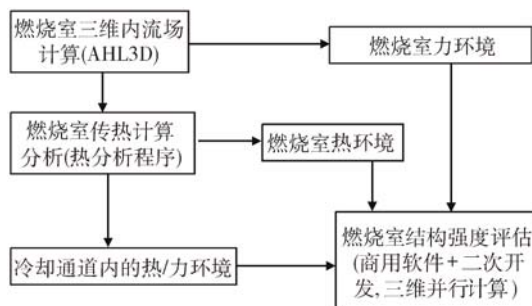


图 6 主动冷却燃烧室热结构分析流程图
Fig. 6 Flow chart of thermal-structure analysis of actively cooled combustor

热分析计算方法详细介绍见文献[11],通过再生冷却超燃冲压发动机燃烧室传热试验^[12]及燃油冷却面板传热特性试验^[13]对热分析程序进

行了验证.

主动冷却燃烧室沿燃气流动方向(x 向)被细分成了许多的站,如图7.在100#试验中,发动机采用水冷,试验中发动机不点火,运行了30 s.图8是100#试验燃烧室R段和K段的左壁面中心线的计算和试验的温度分布比较,计算结果和试验的测量值吻合较好.14#试验采用煤油冷却,发动机不点火,运行30 s.图9是14#试验燃烧室R段右壁面中心线的计算和试验的温度分布比较,测量值与计算值非常接近.

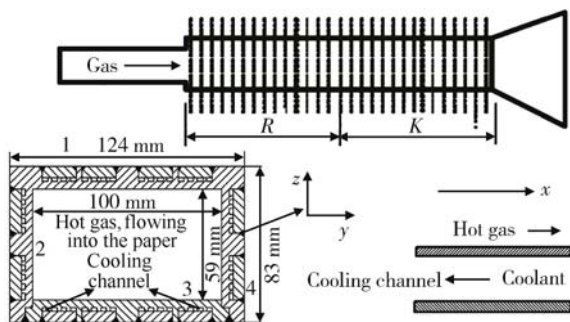


图7 主动冷却燃烧室模型、燃烧室横截面和冷却通道示意图

Fig. 7 Sketch of actively cooled combustor, cross section of combustor and cooling channel

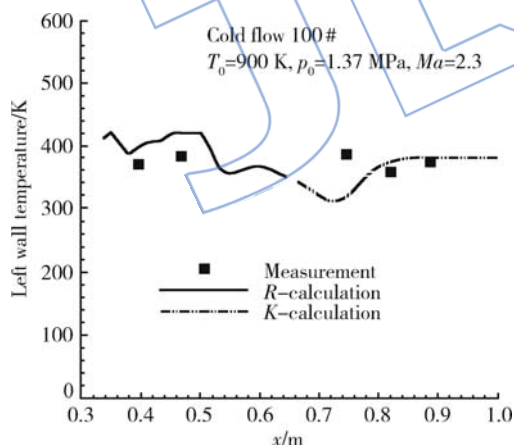


图8 100#试验燃烧室R段和K段左壁面中心线温度

Fig. 8 Left wall temperature along middle line of combustor sections of R and K in test 100#

图10为燃油冷却面板在电弧加热器出口的安放位置及6个热电偶的布置情况.试验中研究了3种不同构型的冷却面板,进行了共计19次燃油冷却面板传热特性试验.采用马赫数为2.3的喷管,试验高状态对应平均冷壁热流密度为

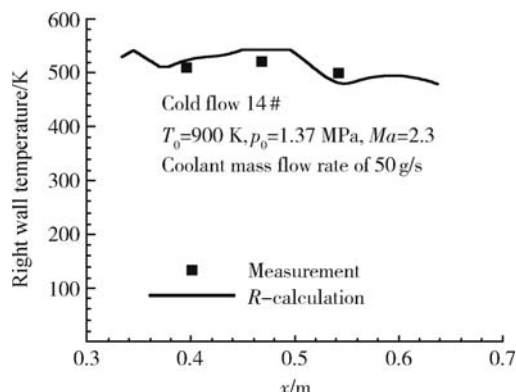


图9 14#试验燃烧室R段右壁面中心线温度

Fig. 9 Right wall temperature along middle line of combustor section of R in test 14#

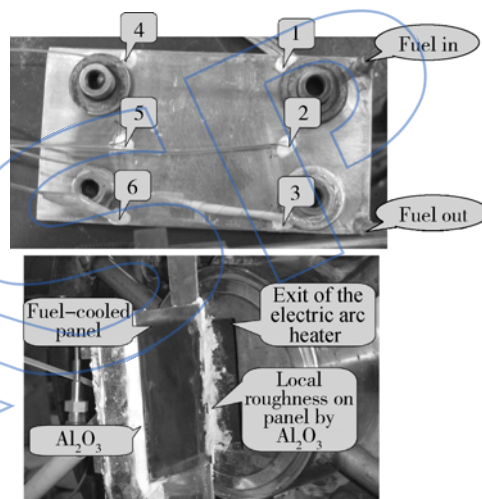


图10 燃油冷却面板背部焊接的热电偶编号及冷却面板的安装

Fig. 10 Serial number of thermocouple welded on back of fuel-cooled panel and setup of fuel-cooled panel

1.6 MW/m^2 ,低状态对应平均冷壁热流密度为 1.1 MW/m^2 .用于冷却的燃油质量流量为 $1.8 \sim 5.8 \text{ g/s}$.试验后各面板状况良好.试验验证了冷却面板设计、加工可行.

在65#试验中,电弧加热器提供的流场条件如下:总压为 1.3 MPa ,总焓为 2.4 MJ/kg ,总温为 2084 K ;冷却燃油质量流量为 2.49 g/s ,入口燃油压力为 7.0 MPa ,入口燃油温度为 283 K ;冷却面板试验时间为 40 s .图11为65#试验值与计算值的比较,横坐标 s 为沿冷却剂流动路径的距离.测点1试验比计算数据低 50 K ;测点4试验比计算数据低 27 K ;测点2试验比计算数据低 19 K ;测点5试验比计算数据低 44 K ;测点6试验比计算数

据低 45 K;测点 3 试验比计算数据低 55 K. 计算与试验结果存在差异的一个很重要的原因是该车试验运行 40 s,各测点温度并未达到热平衡,如图 12,这与计算模型采用稳态传热模型是有差异的. 因此,当测点温度再进一步达到热平衡后,试验与计算的差距会减小. 燃油出口温度计算值为 940 K,裂解燃油质量分数计算值为 23%,靠近燃油出口的测点 3 的外壁温度测量值为 912 K,计算值为 967 K,面板试验时间约为 40 s,燃油可能有少量结焦,但由于试验时间短,结焦对试验与计算值的比较结果影响小. 计算与试验符合较好,表明热分析计算方法是可信的.

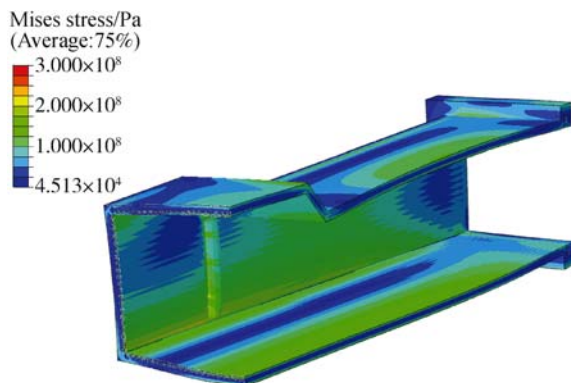


图 13 燃烧室局部应力分布与变形情况
Fig. 13 Local stress distribution and distortion of combustor

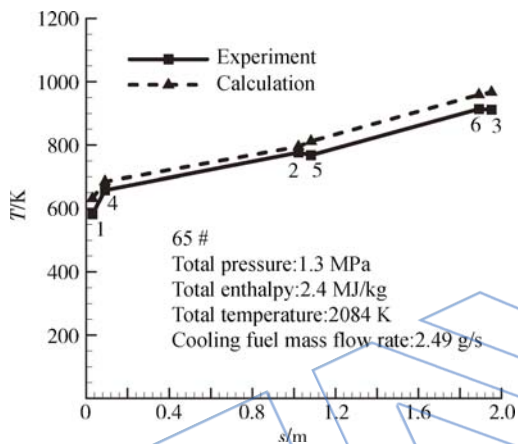


图 11 65 # 试验值与计算值比较
Fig. 11 Comparison of experiments and calculations in test 65 #

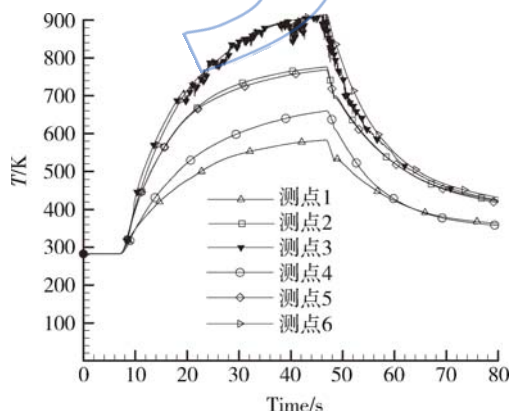


图 12 65 # 试验温度测量值随时间变化情况
Fig. 12 Measurements of temperature varying with time in test 65 #

图 13 为典型工况条件下计算得到的燃烧室局部应力分布和变形情况,大面积区域最高应力不超过 200 MPa,说明所选燃烧室材料与冷却结构满足目前的发动机工作需求.

2.2 主动冷却燃烧室材料配置研究

2.2.1 有无隔热涂层

方案 I 发动机飞行马赫数为 6.5,隔离段入口来流质量流量为 2.2 kg/s,自由来流总温为 2089 K,飞行攻角为 0°.用于冷却的煤油质量流量为当量燃油质量流量的 2 倍,即为 280 g/s.燃油为某碳氢燃料.固壁材料为不锈钢(1Cr18Ni9Ti).

方案 II 不同于方案 I 之处是在金属基体不锈钢(1Cr18Ni9Ti)上喷涂了 0.3 mm 的隔热涂层^[14].表 1 为有无隔热涂层对燃烧室传热特性的影响研究结果.可见,有隔热涂层的金属基体最大气壁温度降低了 79 K,最大冷却油温度降低了 65 K,最大燃油裂解质量分数降为 1.07%.

表 1 隔热涂层对燃烧室传热特性的影响

Table 1 Influence of thermal barrier coating on heat transfer characteristic of combustor

配置序号	最大气壁温度/K	最大冷却油温度/K	最大燃油裂解质量分数/%
方案 I	1080	948	16.97
方案 II	1001	883	1.07

2.2.2 不同金属基材料

金属基材料的选择与配置是主动冷却燃烧室能否成功的关键.下面就 3 种不同的材料配置方案对燃烧室传热特性的影响进行比较研究.

方案 I:通道及外层材料均为 1Cr18Ni9Ti.

方案 III:其他条件与方案 I 相同,通道及外层材料均为 GH3128.

方案 IV:其他条件与方案 I 相同,通道材料为 GH5188,外层材料为 GH4169.

由表2可见,3种材料配置方案虽然不同,最大气壁温度、最大冷却油温度及最大燃油裂解质量分数基本相当.要保证燃烧室能在最大安全裕度下工作,可选择高温性能更优越的GH5188或GH3128作为燃烧室金属基材料^[15].

表2 不同材料配置对燃烧室传热特性的影响

Table 2 Influence of different metallic material schemes on heat transfer characteristic of combustor

配置序号	最大气壁温度/K	最大冷却油温度/K	最大燃油裂解质量分数/%
方案I	1080	948	16.97
方案III	1104	946	15.28
方案IV	1080	948	16.64

3 结 论

1) 开展了进气道唇口前缘材料选择与试验考核研究,材料C1加涂层和材料C2加涂层在考核试验结束后结构完好,表明唇口前缘的材料选择与热结构设计可行.

2) 注油支杆选择材料Z1,有无涂层的注油支杆均经受住了试验考核;涂层有效抵制了合金的氧化,有涂层保护的支杆合金结构较无涂层保护的金相组织致密、均一.

3) 发展了主动冷却燃烧室热结构计算评估方法,计算与试验符合较好,表明热分析计算方法是可信的,经过验证的热分析程序为主动冷却燃烧室的热结构研究奠定了基础.

4) 对主动冷却燃烧室材料配置进行的研究表明:隔热涂层能有效降低主动冷却燃烧室金属基体的温度,GH5188或GH3128较1Cr18Ni9Ti的高温性能更优越,能保证燃烧室在更大的安全裕度下工作.

致谢:

电弧加热器的试验由中国空气动力研究与发展中心隆永胜、杨远剑、李宏斌等组织完成.本文工作一直得到乐嘉陵院士的直接关心和指导,在此对他们的辛勤劳动表示衷心感谢.

参考文献:

[1] Seebass A R. Review and evaluation of the air force hypersonic technology program[R]. AFSB-J-97-01-A, 1998.
[2] Killackey J J, Katinszky E A, Vuigner A A, et al. Thermal-structural design study of an airframe-integrated scramjet

final report[R]. NASA-CR-159039, 1980.

- [3] Boudreau A H. Status of the U. S air force HyTech program[R]. AIAA-2003-6947, 2003.
[4] Wishart D P, Fortin T B, Guinan D, et al. Design, fabrication and testing of an actively cooled scramjet propulsion system[R]. AIAA-2003-0015, 2013.
[5] Boudreau A H. Status of the U. S air force HyTech program[R]. AIAA-2003-6947, 2003.
[6] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA 2008-2540, 2008.
[7] Mutzman R, Murphy S. X-51 development: a chief engineer's perspective[R]. San Francisco, US: 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011.
[8] 赵慧勇. 超燃冲压整体发动机并行数值研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2005.
ZHAO Huiyong. Parallel numerical study of whole scramjet engine[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamic Research and Development Center, 2005. (in Chinese)
[9] 杨顺华. 碳氢燃料超燃冲压发动机数值研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2006.
YANG Shunhua. Numerical study of hydrocarbon fueled scramjets[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamic Research and Development Center, 2006. (in Chinese)
[10] 王兰. 超燃冲压发动机整机非结构网格并行数值模拟研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
WANG Lan. Parallel numerical simulations of whole scramjet engine flowfields on unstructured grids[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamic Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
[11] 蒋劲, 张若凌, 乐嘉陵. 再生冷却超燃冲压发动机整机稳态热分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2649-2654.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, LE Jialing. Steady thermal analysis of regeneratively cooled scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2649-2654. (in Chinese)
[12] 蒋劲, 张若凌, 乐嘉陵. 超燃冲压发动机再生冷却热结构设计的计算工具[J]. 实验流体力学, 2006, 20(3): 1-7.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, LE Jialing. The calculational tool of thermal structure design for regeneratively cooled scramjet[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(3): 1-7. (in Chinese)
[13] 蒋劲, 张若凌, 乐嘉陵, 等. 燃油冷却面板传热特性试验与计算分析研究[J]. 实验流体力学, 2011, 25(1): 1-6.
JIANG Jin, ZHANG Ruoling, LE Jialing, et al. The investigation on heat transfer characteristic tests and thermal evaluation of fuel-cooled panels experimental fluid mechanics[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(1): 1-6. (in Chinese)
[14] 曹学强. 热障涂层材料[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
[15] 中国航空材料手册编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中国标准出版社出版, 1988.