

主动冷却燃烧室燃烧与传热耦合过程迭代 分析设计方法*

王新竹, 张泰昌, 陆 阳, 范学军

(中国科学院 力学研究所/高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 为了对主动冷却超燃冲压发动机进行研究与设计, 采用实验与计算相结合的方法, 对主动冷却超燃冲压发动机燃烧室内传热与燃烧的耦合过程进行了分析。该方法采用燃烧室静压分布的测量值作为输入条件, 开展燃气-结构-燃料耦合传热分析, 获得经过冷却系统后燃料的状态参数; 将燃料的状态参数作为实验参数, 开展直联式超声速燃烧实验, 得到新的静压分布, 如此反复迭代, 直至燃料状态不再变化, 最终确定主动冷却燃烧室的各种传热与燃烧特性参数。利用该分析方法, 初步开展了不同飞行马赫数条件下主动冷却燃烧室闭环运行状态研究, 得到了冷却煤油温度与燃烧室壁温同飞行马赫数的关系。

关键词: 超燃冲压发动机; 主动冷却; 碳氢燃料; 耦合传热; 闭环运行

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2014) 02-0213-07

An Iterative Analysis and Design Method for Study of Coupling Processes of Combustion and Heat Transfer in Actively-Cooled Scramjet Combustor

WANG Xin-zhu, ZHANG Tai-chang, LU Yang, FAN Xue-jun

(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics/Institute of Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: To study and design actively-cooled scramjet, an iterative analysis and design method has been developed to study the coupling processes of combustion and heat transfer in an actively-cooled scramjet combustor. The method uses the measured static pressure distribution along the combustor as the input of an integrated thermal analysis code to calculate the fuel properties after cooling, which in turn are used as the fuel conditions for a direct-connected combustion test to obtain the updated static combustion pressure. This process continues until the fuel state no long varies and the final values of the characteristics of combustion and heat transfer in the actively-cooled scramjet combustor could be determined. Following the approach, the states of a close-loop-cooled scramjet combustor were studied for conditions corresponding to different flight Mach numbers and the cooling fuel temperature and structure temperature distribution at different flight Mach numbers were obtained.

Key words: Scramjet; Active cooling; Hydrocarbon fuel; Coupled heat transfer; Close loop

* 收稿日期: 2013-03-26; 修订日期: 2013-06-25。

基金项目: 国家自然科学基金重大研究计划重点支持项目 (91016005); 国家自然科学基金创新群体项目 (10621202)。

作者简介: 王新竹 (1987—), 男, 硕士生, 研究领域为超燃冲压发动机主动冷却分析方法。

E-mail: wxzbuaa@126.com

1 引言

采用机载碳氢燃料作为冷却剂的再生主动冷却技术是超燃冲压发动机热防护的主要手段之一^[1]。由于牵涉到复杂的流动、传热与燃烧等耦合过程,针对主动冷却发动机的分析与设计非常困难,至今还缺乏比较系统、有效的手段。

研究主动冷却燃烧室燃烧与流动耦合过程比较理想的方法是采用长时间热平衡试验,例如 X-51A 发动机 SJX61 所进行的一系列地面试验^[2],但这样的试验难度较大,费用也很高,不适宜在燃烧室的分析与设计过程中大量开展。国内外通常的做法是把燃烧与冷却过程分开来研究。研究燃烧过程时,即使考虑燃料状态的变化对燃烧性能的影响^[3,4],一般也没有把燃烧用燃料的状态与不同条件下冷却用燃料的实际状态一一对应起来。另一方面,研究燃烧室与燃料的耦合传热过程时,一般是给定燃烧室壁面热流或壁温边界条件^[5],或者通过简化的理论模型^[6]或燃烧反应动力学机理^[7-9]计算燃烧室热环境参数,这些方法目前还很难准确反映不同状态燃料燃烧性能的差异对发动机热环境的影响。

针对这些问题,本文提出了一种将短时间直联式燃烧实验与耦合传热理论分析方法相结合的迭代分析与设计方法,用来研究主动冷却燃烧室中燃烧与传热的耦合过程,并通过长时间热平衡试验结果验证方法的适用性。在此基础上,初步开展了飞行走廊内典型条件下的闭环运行主动冷却燃烧室的工作状态研

究。

2 燃烧与冷却耦合过程迭代分析方法

本方法通过实验与计算相结合的方式将主动冷却过程中的燃烧过程与传热过程紧密联系在一起。首先,给定燃料的初始状态,通过短时间直联台超声速燃烧实验获得燃烧室静压分布,作为下一步耦合传热分析的输入条件;其次,采用下节中介绍的流-固耦合传热过程分析方法,计算得到流经冷却通道后冷却燃料的温度、压力等状态参数,将其作为下一步燃烧实验的燃料条件,以获得新的燃烧静压分布,如图 1 所示不断迭代实验与计算过程,直至燃料状态不再发生变化,最终获得燃烧与冷却耦合作用下燃烧室与燃料的特性参数,以此模拟主动冷却燃烧室的实际工作状态。图 1 中 h_{tc} 代表对流换热系数, T 代表温度, q 代表热流密度, p 代表压力,下标 $f, w1, w2, aw$ 分别代表燃烧室内燃气的参数、冷却通道内冷却油的参数、燃烧室内壁面参数、冷却通道壁面参数、绝热壁面的参数。

2.1 流-固耦合传热过程分析方法

主动冷却超燃冲压发动机燃烧室传热过程是一个涉及燃气、燃烧室壁面、冷却剂三者相互作用的耦合传热过程,由于耦合传热问题的复杂性,如果采用耦合的、全三维的数值模拟将会耗费大量的计算时间。所以,本文对实际的主动冷却超燃冲压发动机燃烧室的耦合传热问题进行了解耦处理,将传热过程分解为燃烧室内燃气的流动与传热过程、冷却通道内冷

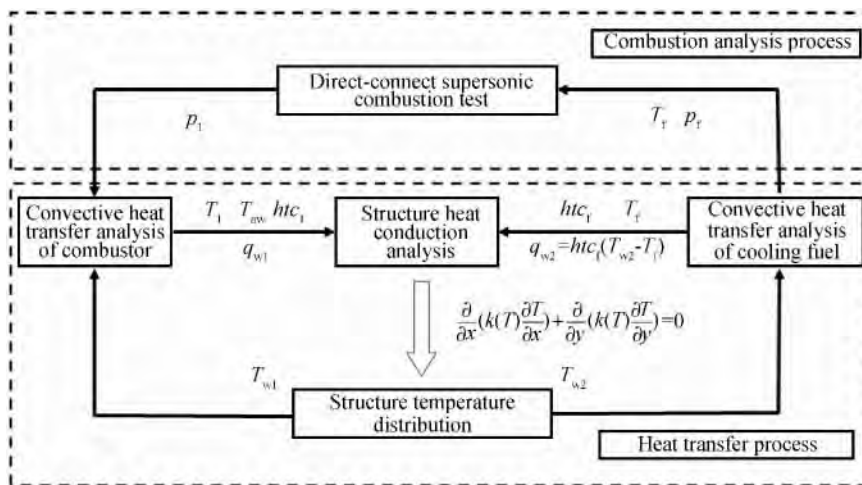


Fig. 1 Iteration processes for integrated combustion and heat transfer analysis of an actively-cooled scramjet combustor

的变化对燃烧性能的影响,在直联式超声速燃烧室实验台进行实验的过程中,采用煤油二级加热装置对冷却煤油的状态进行模拟^[3]。煤油二级加热与运输系统如图4所示,其中,第一级采用储热式加热方式,可以把约0.8kg煤油加热到约570K而不产生结碳;第二级加热器采用流动加热方式,可以将煤油加热到最高900K,用以制备超临界态或热裂解态煤油。

2.3 迭代分析方法的验证

分析方法的验证实验在力学所长时间直联式超声速燃烧实验台上进行,以闭环冷却的方式运行70s。实验过程中燃烧室的入口马赫数为3.0,气体

总温为1558K,总压为1.4MPa,流量为2.363kg/s,燃料当量比为1.5,燃烧用油与冷却用油流量相同。实验过程中燃烧室外壁温与冷却煤油温度都已达到平衡。图5给出了煤油出口温度、燃烧室外壁温分布测量值与前述迭代分析方法计算值的比较情况,其中相同流向位置多个外壁温对应不同的展向测点。为了与一维分析结果作比较,图中也给出了外壁温沿轴向的平均值。比较结果表明,迭代分析计算结果与冷却油出口温度、燃烧室外壁面平均温度分布的相对误差约10%。

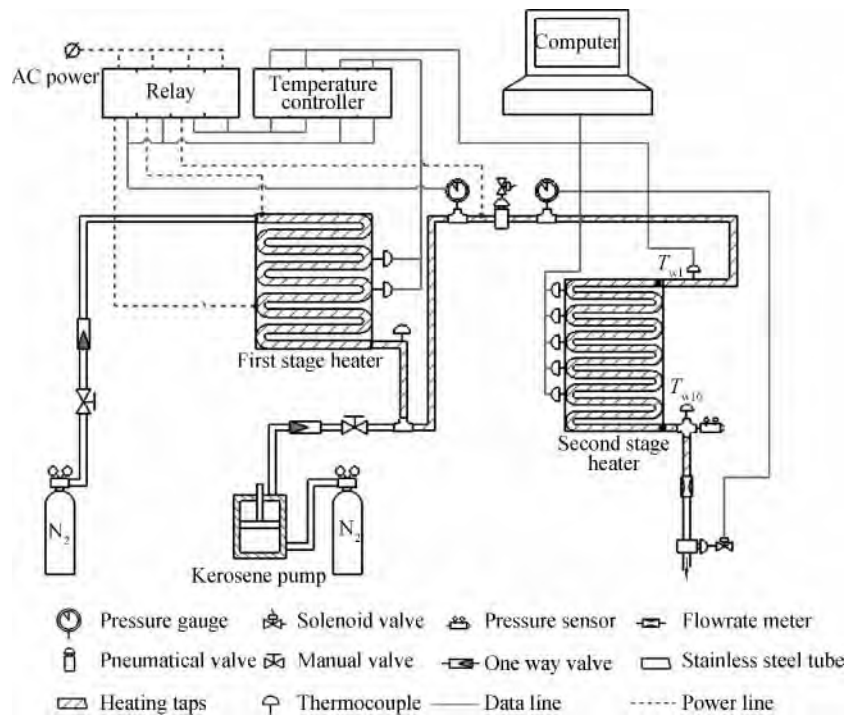


Fig. 4 Schematic of kerosene heating and delivery system^[3]

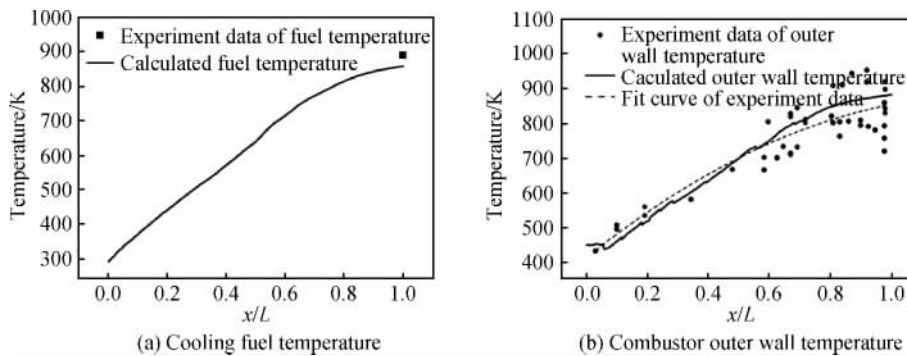


Fig. 5 Comparison of the calculated results with the measured values for an actively-cooled scramjet combustor

3 燃烧与冷却耦合过程迭代分析初步算例

采用本文发展的燃烧实验与传热分析相结合的迭代分析方法,对飞行走廊内典型条件下的闭环运行主动冷却燃烧室的工作状态进行了单次迭代研究。

3.1 飞行通道内典型工作状态点的选择

根据文献 17 中超燃冲压发动机在高超声速飞行器飞行走廊内工作状态点的数据^[17],结合前面所述的直联台加热器所能达到的实验参数范围,确定了实验与计算中所采用的 7 个典型发动机工作状态点,如表 1 所示。表中相同燃烧室入口马赫数对应飞行通道内相同的飞行马赫数,不同的燃烧室入口的总温、总压对应飞行通道内不同的等动压线。迭代分析中,煤油初始温度设为 750K,达到超临界态。

Table 1 Combustor entry conditions^[17]

Experiment No.	Ma_0	Altitude /km	Ma	Total temperature /K	Total pressure /MPa
01	4.0	19	2.0	890.0	0.69
02	5.5	31	2.5	1386.0	0.58
03	5.5	26	2.5	1358.0	1.16
04	5.5	23	2.5	1344.0	1.69
05	5.5	21	2.5	1332.0	2.34
06	7.0	34	3.2	2163.0	1.84
07	7.0	30	3.2	2100.0	3.63

3.2 实验结果

本文采用短时间直联式超声速燃烧室实验台模拟表 1 所示的 7 个典型飞行状态点。实验中所采用的模型燃烧室如图 6 所示,该燃烧室已经包含隔离段。燃烧室长 1500mm,进口宽度 70mm,高度 50mm,采用对侧相对位置可调的双凹腔喷油方式,静压测点布置在燃烧室的侧面板。

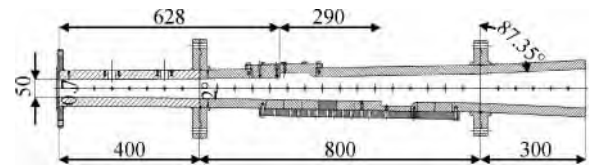


Fig. 6 Schematic of the supersonic model combustor (unit: mm)

实验所达到的燃烧室来流条件与喷油条件如表 2 所示,由于设备能力的限制,来流总温与来流总压较高时,燃烧室实验所达到的入口参数与表 1 所示的燃烧室入口参数有所偏差,但不失规律性。不同来流条件对应的燃烧室静压分布实验结果如图 7 所示,图中的静压编号对应表 1 与表 2 中的实验编号,1-1 与 1-2 表示实验中所采用的两个燃料喷注位置。

Table 2 Experimental combustor entry conditions

Experiment No.	Ma	Total temperature /K	Total pressure /MPa	p_t /MPa	T_t /K
01	2.0	892.0	0.69	4.5	752
02	2.5	1327.0	0.71	3.67	755
03	2.5	1299.0	1.14	3.71	753
04	2.5	1325.0	1.54	4.71	753
05	2.5	1260.0	1.83	5.67	754
06	3.2	1989.0	1.8	3.78	756
07	3.2	1882.0	2.82	3.56	753

3.3 计算结果与分析

结合实验得到的燃烧室静压分布数据与本文发展的超声速燃烧室主动冷却过程分析方法,对燃冲压发动机燃烧室进行了主动冷却耦合传热的计算,计算中冷却煤油流量与燃烧油流量相等。

在对燃烧室热壁面厚度、冷却通道排布密度与冷却通道尺寸进行优化计算后,确定了计算中所采用的图 3 所示的冷却通道外形尺寸与分布方式,见表 3。

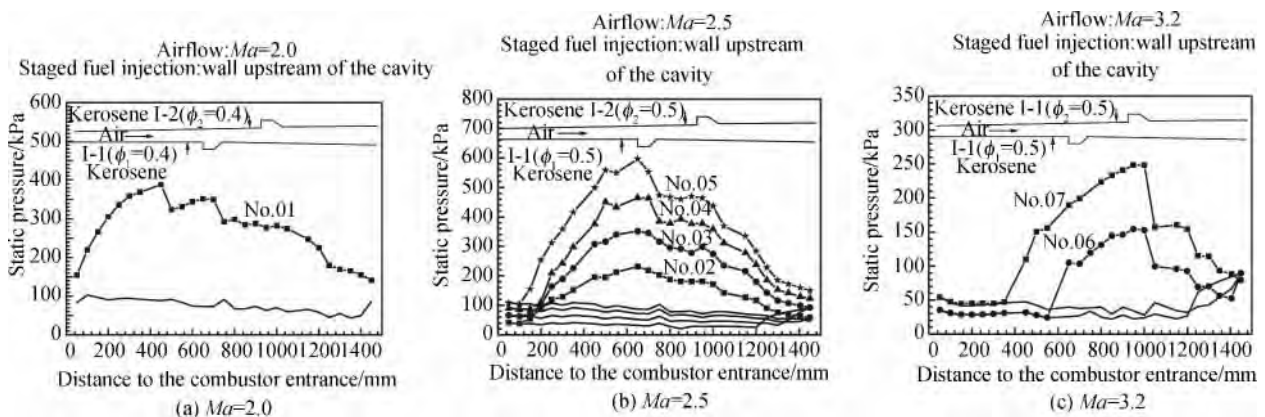


Fig. 7 Static pressure distribution at different combustor entry Mach numbers

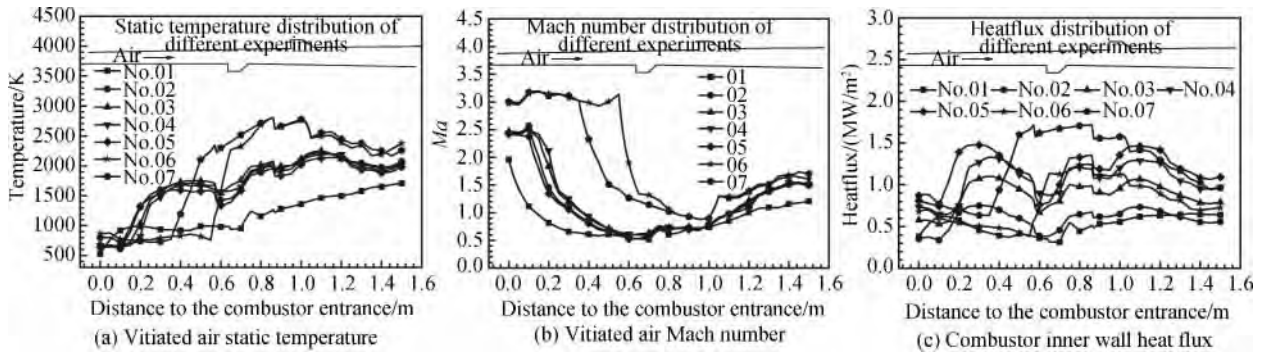


Fig. 8 Calculated thermal environment parameters distribution along the combustor

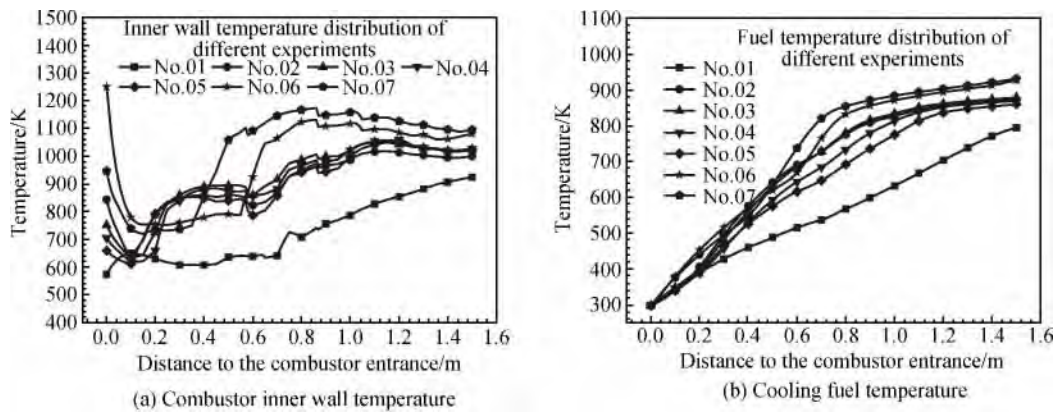


Fig. 9 Calculated cooling parameters distribution along the combustor

Table 3 Geometry parameters of cooling structure

t_1 /mm	t_2 /mm	w /mm	H /mm	d /mm
1.5	4.0	2.0	2.0	2.5

图8是计算得到的不同实验条件下燃烧室内气流静温、马赫数与壁面热流密度沿流向的分布。注意到静温与热流密度在燃料喷注点出现突变，造成这一现象的原因是程序中采用了简单添质假设，没有考虑煤油质量分布模型。

图9是计算得到的不同实验条件下燃烧室内壁面温度与冷却煤油温度沿流向的分布，冷却煤油的入口温度均为298K。

图10给出了对应表2中飞行通道内典型状态来流条件下，通过一次迭代计算得到的燃料闭环运行出口油温变化范围。从图中可知，相同马赫数条件下，不同动压对应的冷却油出口温度变化不大。这主要是由闭环运行下冷却煤油流量与不同动压所对应的空气流量成正比以及大气平流层内气温基本相等所决定的。另外，由于液态煤油在超声速条件下，点火与稳定燃烧较为困难，实际飞行过程中首先采用乙烯等作为辅助燃料，将冷却煤油预热至超临界状态后，

再喷入燃烧室进行燃烧。而本工作也可以用来为燃料切换点的选取提供参考。例如，若燃料切换温度设置在750K，则计算对应的飞行马赫数约为4.0。

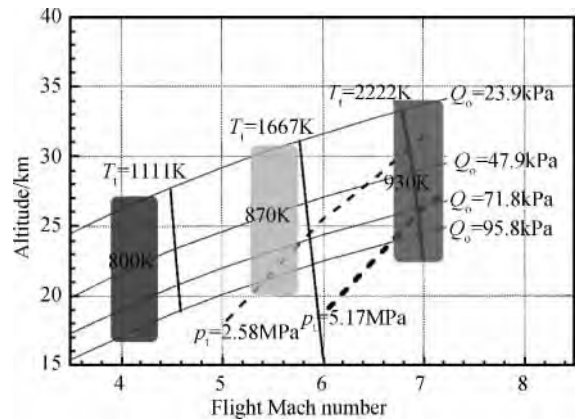


Fig. 10 Calculated exit cooling fuel temperature in the typical flight corridor

4 结论

(1) 本文提出了一种研究主动冷却超燃冲压发

动机燃烧室传热与燃烧耦合过程的迭代分析设计方法,并通过长时间主动冷却燃烧室热平衡试验验证了该方法的有效性。验证结果表明:该方法的计算精度在10%之内。

(2)采用本文提出的迭代分析设计方法研究了飞行通道内典型状态点闭环主动冷却燃烧室的工作状态,获得了燃烧与冷却耦合作用下燃烧室结构与燃料的特性参数。研究表明:飞行走廊内,飞行高度对主动冷却效果影响较小,飞行马赫数4.0、5.5、7.0对应冷却油温度分别为800K、870K、930K。

致谢:感谢孟令谨、魏雪松等同事在实验方面的帮助。

参考文献:

- [1] Bergholz R, Hitch B. Thermal Management Systems for High Mach Airbreathing Propulsion [R]. AIAA 92-0515.
- [2] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program [R]. AIAA 2008-2540.
- [3] 范学军,俞刚. 超临界煤油超声速燃烧特性实验[J]. 推进技术, 2006, 27(1): 79-82. (FAN Xue-jun, YU Gang. Experiments on Supersonic Combustion of Supercritical Kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1): 79-82.)
- [4] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Combustion and Ignition of Thermally Cracked Kerosene in Supersonic Model Combustors [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(2): 317-324.
- [5] Lu Y, Li L, Fan X J. A Thermal Analysis Method for Fuel-Cooled Combustor Structure Based on Heat Flux Measurement [R]. AIAA 2012-5878.
- [6] 仲峰泉,范学军,俞刚. 带主动冷却的超声速燃烧室传热分析[J]. 推进技术, 2009, 30(5): 513-517. (ZHONG Feng-quan, FAN Xue-jun, YU Gang. Heat Transfer Analysis for Actively Cooled Supersonic Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2009, 30(5): 513-517.)
- [7] Traci R M, Farr J L, Jr, Laganelli T. A Thermal Management Systems Model for the Nasa Gtx Rbcc Concept [R]. NASA/CR-2002-211587.
- [8] Bouchez M, Dufour E, Daniau E. Semi-Empirical and CFD Analysis of Actively Cooled Dual-Mode Ramjets: 2006 Status [R]. AIAA 2006-8073.
- [9] 蒋劲. 超燃冲压发动机燃烧室再生冷却研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [10] 李龙. 高温热流传感器及其在超燃冲压发动机热环境测量中的应用[D]. 北京: 中国科学院大学, 2012.
- [11] 张鹏,俞刚. 超燃燃烧室一维流场分析模型的研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17(1): 88-92.
- [12] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic Airbreathing Propulsion [M]. Washington DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [13] McBride B, Gordon S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications [R]. NASA-RP-1311.
- [14] Ely J F a H, M L. Nist Standard Reference Database 4-Nist Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database: Version 3.2 [M]. Gaithersburg: National Inst. of Standards, 1990.
- [15] 蒋榕培. 微通道内碳氢燃料高压热裂解吸热过程的基础研究[D]. 天津: 天津大学, 2012.
- [16] Thornton E A. A Finite Element Program for Steady-State Thermal Analysis of Convectively Cooled Structures [R]. NASA-CR-145069.
- [17] Gruber M, Donbar J, Jackson K, et al. Newly Developed Direct-Connect High-Enthalpy Supersonic Combustion Research Facility [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1296-1304.

(编辑: 史亚红)