

缩比推力室甲烷传热试验研究

高翔宇, 孙纪国, 田 原
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了研究火箭发动机推力室冷却通道内的甲烷传热和流阻特性, 研制了缩比推力室甲烷传热试验系统, 并以推力室挤压热试验的形式进行了 5 次超临界甲烷传热试验和 2 次亚临界甲烷传热试验研究。超临界甲烷传热试验燃烧室压力为 5.5~7.5 MPa, 燃烧室氢氧混合比约为 6.8, 甲烷温度为 128~230 K, 甲烷冷却剂流量为 5~7 kg/s, 甲烷冷却剂入口压力为 8.3~11.7 MPa。亚临界甲烷传热试验的室压约为 4 MPa, 氢氧混合比 2.8, 甲烷温度为: 128~189 K, 甲烷冷却剂流量约为 2.9 kg/s, 甲烷入口压力为 3~3.5 MPa。通过试验研究获得了液态甲烷在推力室冷却通道内超临界压力状态和亚临界压力状态下的传热和流阻特性。

关键词: 甲烷; 对流换热; 推力室; 液体火箭发动机

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 04-0019-05

Experimental study on methane heat transfer test system

GAO Xiang-yu, SUN Ji-guo, TIAN Yuan

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: A methane heat transfer test system was built to investigate the methane heat transfer and flow resistance characters in the coolant channel of thrust chamber in liquid rocket engine. Five supercritical hot fire tests and two subcritical hot fire tests for methane heat transfer study were performed in trust chamber extrusion heat test. The conditions of supercritical methane heat transfer tests are combustion chamber pressure of 5.5~7.5 MPa, O/H mixture ratio of about 6.8, methane temperature of 128~230 K, methane coolant mass flow of 5~7 kg/s, methane coolant inlet pressure of 8.3~11.7 MPa. The conditions of subcritical methane heat transfer tests are combustion chamber pressure of about 4 MPa, O/H mixture ratio of about 2.8, methane temperature of 128~189 K, methane coolant mass flow of about 2.9 kg/s, coolant inlet pressure of 3~3.5 MPa. The heat transfer and flow resistance characters of liquid methane in trust chamber cooling channels were obtained in supercritical and subcritical pressure states by experimental study.

Keywords: methane; heat convection; thrust chamber; liquid rocket engine

收稿日期: 2012-08-24; 修回日期: 2013-06-05

基金项目: 国家 863 项目 (2006AA722067)

作者简介: 高翔宇 (1980—), 男, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计

0 引言

随着航天技术的迅速发展, 卫星发射业务日趋频繁, 市场竞争激烈。降低发射成本, 提高运载能力, 提高工作可靠性, 减小环境污染等手段已成为提高火箭竞争能力的主要技术途径。与之相适应采用无毒、无污染、来源广、价格低及高性能的推进剂已成为液体火箭发动机发展的必然趋势, 液氢/液氧、液氧/甲烷和液氧/煤油为推进剂的发动机是近年来研究的重点, 4种推进剂物性如表1所示^[1]。甲烷来源广泛、价格低廉, 有着无毒无污染、使用维护方便、高性能、冷却性能好及不易结焦积碳等众多先天优势^[2-3], 与其他烃类燃料相比甲烷更适合重复使用, 是重复使用运载器最佳的推进剂之一^[4]。

表1 推进剂物理性能

Tab. 1 Physical properties of propellants

	液氧	液氢	煤油	甲烷
密度(液态)/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	1 140	70	836	422
冰点/K	54.4	13.95	226	90.65
沸点/K	90.2	20.38	466~547	112
临界温度/K	154.8	33.23	658	190
临界压力/MPa	5.08	1.32	1.82	4.6
定压比热/ ($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	1 700	15 000	1 980	3 480
结焦温度/K	无	无	589	978

注: 表中密度、定压比热为常用液态状态值

自上世纪 80 年代起, 包括美国、俄罗斯、日本、中国及欧洲在内的多个航天国家, 都开展了甲烷推进剂的应用研究工作, 包括甲烷传热、结焦及积碳特性等^[5]。甲烷传热试验大多以电热管传热试验的形式开展, 获得了甲烷在电热管中的传热特性, 并各自总结了甲烷对流换热准则关系式^[6-8]。D. Preclik 等开展了甲烷在大深宽比燃烧室冷却通道中的传热特性数值模拟研究^[7], 研

究结果表明: 甲烷在高深宽比冷却通道内产生热分层现象, 热分层因素对推力室内壁气壁温计算结果影响较大, 并且随着深宽比的增大, 热影响越明显, 当通道深宽比 (h/b) 为 9.2 时一维和三维传热计算结果相差达到 20%, 气壁温三维计算值高于一维计算值。康玉东等研究结果表明: 甲烷比定压热容、黏度及导热系数在冷却通道截面出现极值, 阻碍其热量交换, 流场分层和流速非对称明显^[9]。由此可见甲烷在电热管内的传热情况与推力室再生冷却通道内的流动换热情况有着较大的差异, 电热管受热是对称均匀的, 推力室冷却通道结构为附有肋效应的单侧大热流的热传导形式, 冷却通道中甲烷的流动对流换热呈强烈的非对称性, 图1为典型铣槽式冷却通道结构和换热原理图。因此这些由电热管试验所获得的经验关系式在推力室冷却通道内应用存在一定的误差和局限性。本文以量热式推力室热试验的形式研究了超临界压力 (≥ 4.6 MPa) 状态下甲烷和亚临界压力 (≤ 4.6 MPa) 状态下甲烷在推力室冷却通道中的传热特性, 在较宽范围内获得了甲烷在大热流铣槽式冷却通道结构中的对流换热特性, 总结了超临界甲烷对流准则经验关系式。

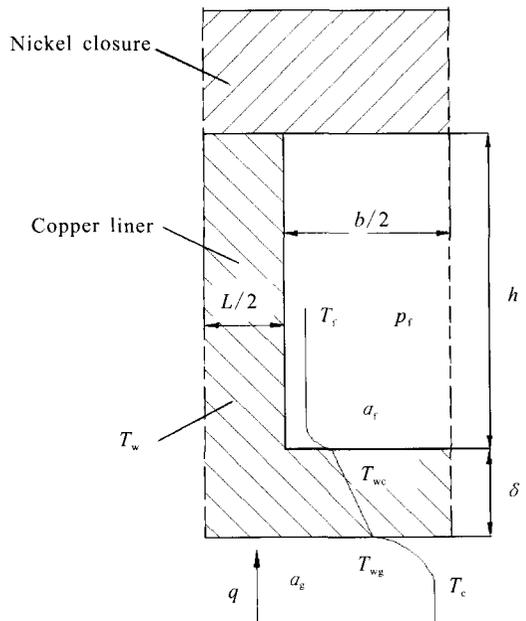


图1 典型铣槽式冷却通道换热原理图

Fig. 1 Heat transfer principle for typical groove-type cooling channel

1 试验装置

甲烷传热试验以量热式缩比推力室挤压热试验形式开展, 量热式推力室结构示意图如图 2 所示。考虑到燃烧室工况变化和冷却剂侧工况变化之间相互不受影响, 方便传热试验研究, 试验装置采用头部、身部相互独立的推力室设计结构, 各推进剂路由独立挤压系统供应。量热式推力室主要由火药点火器、头部喷注器及传热身部 3 大部分组成, 各部分之间采用法兰连接, 石墨密封圈密封, 头部喷注器采用液氧、气氢为燃料, 喷注器为三底两腔结构, 液氧、气氢通过喷注器内的同轴直流式喷嘴组织喷注燃烧, 为传热试验提供高压大热流热源环境。传热身部为铣槽电铸结构, 以液态甲烷为冷却剂, 甲烷冷却剂从身部喷管尾端集合器进入身部冷却通道, 由身部前端的集合器流出。

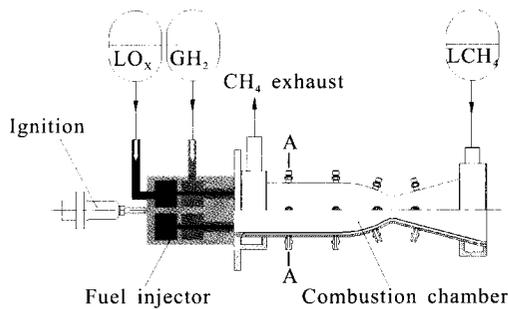


图 2 甲烷传热试验量热式推力室结构示意图
Fig. 2 Schematic of calorimetric thrust chamber structure for methane heat transfer test

除推力室热试验的一些常规测点 (如室压、氢氧喷前压力及温度等) 外, 在传热身部轴向不同位置布置了 4 组测点以研究甲烷再生冷却对流换热特性, 每组测点间相隔约 100 mm, 每组测点包括燃烧室内壁气壁温测点 T_{wg} , 内壁肋条温度测点 T_w , 冷却通道内冷却剂温度测点 T_f , 冷却通道内冷却剂压力测点 p_f , 各测点的结构形式如图 3 所示。

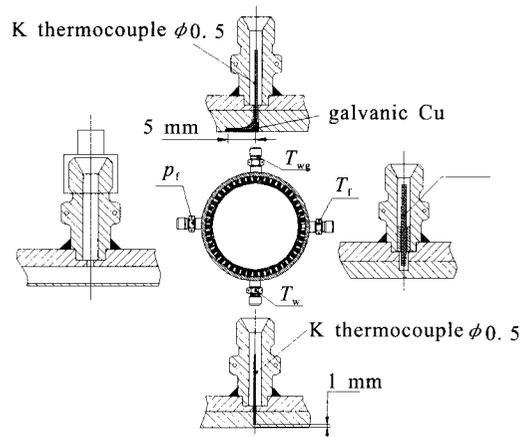


图 3 量热式推力室身部 A-A 剖面测点结构示意图
Fig. 3 Measuring point structure of A-A section of calorimetric thrust chamber

2 试验系统

甲烷传热试验为高压低温系统挤压热试验。图 4 为甲烷传热试验系统示意图, 试验系统中液氧和液态甲烷采用高压气体挤压低温储箱的方式供给, 气氢由高压氢气瓶直接供给。冷却剂甲烷路由双路并联设计, 甲烷主路可供给 5~7 kg/s 的液态甲烷, 甲烷副路可供给约 1 kg/s 的液态甲烷。可以在试验程序中间时刻关闭甲烷副路, 减少冷却剂甲烷流量, 达到一次试验 2 种传热工况的目的。对流经传热身部后的甲烷采用排空处理。图 5 为试验系统现场照片。

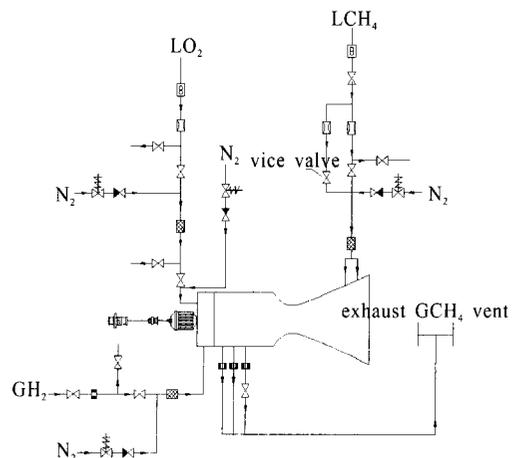


图 4 甲烷传热试验系统示意图
Fig. 4 Schematic of methane heat transfer test system

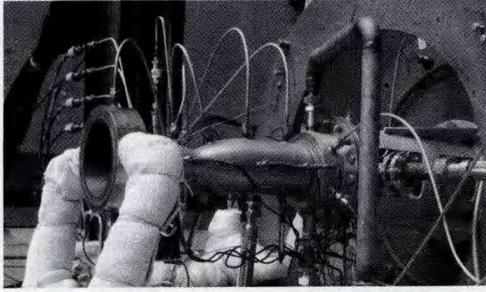


图5 甲烷传热试验系统现场照片

Fig. 5 Picture of methane heat transfer test system

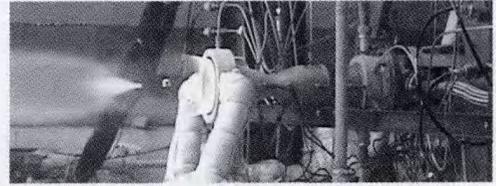


图6 甲烷传热试验

Fig. 6 Hot fire test for methane heat transfer

3 试验结果与分析

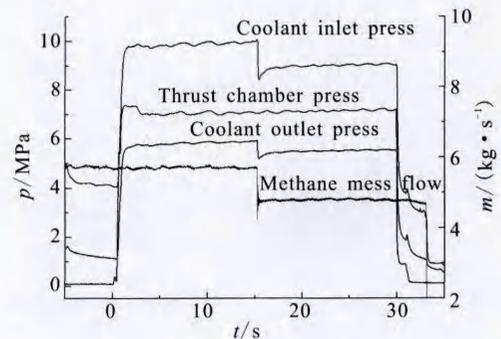
本文对2台不同冷却通道结构的量热式推力室共进行了5次超临界甲烷传热试验和2次亚临界甲烷传热试验,各次试验均获得成功,试验后检查推力室内壁完好无裂纹,推力室内壁在试验工况下获得了可靠的冷却保护。2台推力室身部喷管内形面相同,推力室1的身部冷却通道肋高 h 为3.5~4.5 mm,喉部深宽比 h/b 为3.8,进行了3次超临界及2次亚临界甲烷传热试验;推力室2的身部冷却通道肋高 h 为2.8~3.7 mm,喉部深宽比 h/b 为3.1,进行了2次超临界甲烷传热试验。试验参数如表2所示,图6为典型传热试验照片。

表2 甲烷传热试验参数

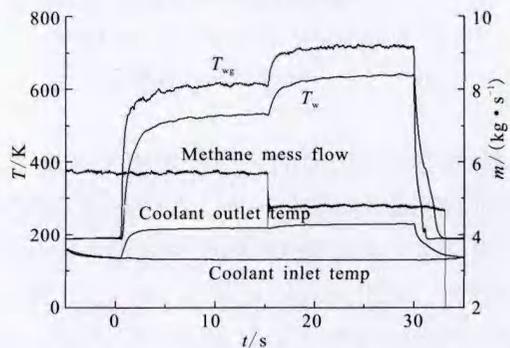
Tab. 2 Conditions of methane heat transfer test

试验参数	超临界传热	亚临界传热
燃烧室压力/MPa	5.5~7.5	4
混合比	6.8	2.8
喉部热流(计算值)/(MW·m ⁻²)	51~64	35
甲烷流量/(kg·s ⁻¹)	5~7	2.7~3.1
甲烷入口压力/MPa	8.3~11.7	3.0~3.5
甲烷出口压力/MPa	5.3~10.6	2.5~3.0
甲烷入口温度/K	128	128
甲烷出口温度/K	211~230	170~190

超临界甲烷传热试验共进行5次,图7为典型超临界甲烷传热试验曲线图。每次试验时间30 s,为了一次试验获得更多的数据信息,在试验中间时刻关闭甲烷冷却剂流路的副控阀,保持燃烧室工况不变化。推力室身部冷却剂进出口接管嘴内设有节流元件,甲烷冷却剂流量的减少使得推力室身部冷却剂进出口集合器内的压力都有所降低,而且冷却剂入口集合器内压力比出口压力降低得更多,说明冷却通道流阻降低。冷却剂减少使得燃烧室气壁温及燃烧室沟槽内壁的肋条温度明显升高,冷却剂出口温度略有升高。



(a) 压力-流量曲线



(b) 温度-流量曲线

图7 超临界甲烷传热试验曲线

Fig. 7 Test data curves of supercritical methane heat transfer

对超临界传热试验数据进行无量纲化处理, 获得冷却通道内甲烷换热无量纲数据范围: Re 范围 $7 \times 10^5 \sim 27 \times 10^5$, Nu 范围 $7.5 \times 10^2 \sim 31 \times 10^2$ 。一般低温冷却剂在冷却通道非流向截面上存在明显的温度分层现象, 这一现象在大深宽比、大热流冷却通道内尤为明显, 贴近换热壁侧的流体温度高于中心主流温度, 因此流体的热力学性质在同一通道截面上存在较大差异。通常当冷却剂主流温度与换热壁面温度差大于 50 K 时, 就需要在换热准则关系式中引入 $(T_f / T_w)^n$ 或 $(\mu_f / \mu_w)^n$ 来考虑温度分层所带来的不均匀物性场对换热的影响, 推力室冷却通道内的壁温与甲烷冷却剂主流温度的差值远大于 50 K。以 $Nu = a Re^{0.8} p_r^{0.4} (T_f / T_w)^m (\mu_f / \mu_w)^n$ 形式的对流换热准则关系式为基准, 拟合获得了超临界甲烷在铣槽式冷却结构内的对流换热准则关系式 (2), 图 8 为试验数据公式拟合曲线图。将 Nu 试验结果与该准则关系式计算结果进行了比较, 经验公式计算值与试验值偏差分布散度较小, 如图 9 所示。亚临界甲烷传热试验结果表明, 甲烷在亚临界压力状态下也具有一定的传热能力, 在试验工况状态下不会导致推力室内壁烧蚀。

$$Nu = 0.018 Re^{0.8} p_r^{0.4} (T_f / T_w)^{0.3} (\mu_f / \mu_w)^{0.15} \quad (1)$$

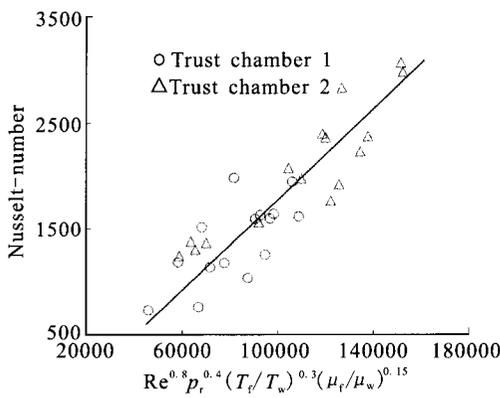


图 8 试验数据公式拟合曲线图

Fig. 8 Formula fitting curves of test data

和 (3) 中的粗糙度 ε 大小区分计算冷却通道内壁面的粗糙和光滑特性, 分别用粗糙壁面模型和光滑壁面模型对通道流阻进行了计算, 如图 10 所示, 光滑壁面模型的计算结果与试验结果更接近。试验表明超临界甲烷在推力室冷却通道内流阻较小。相比沿程损失, 冷却通道的进出口存在较大的局部损失。

$$\Delta p = \frac{2 \xi \rho V^2}{d_e \cos \theta} \Delta x \quad (2)$$

$$\frac{1}{\sqrt{\xi}} = \left[-4 \lg \left(\frac{\varepsilon}{3.7 d_e} + \frac{1.255}{Re \sqrt{\xi}} \right) \right] \left[Re \left(\frac{d_e}{2 R_f} \right)^2 \right]^{-0.05} \quad (3)$$

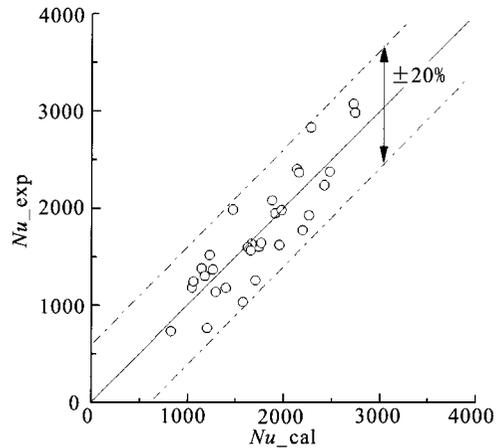


图 9 Nu 试验值与本文总结公式计算值比较

Fig. 9 Nu test values vs. calculated values by proposed formula

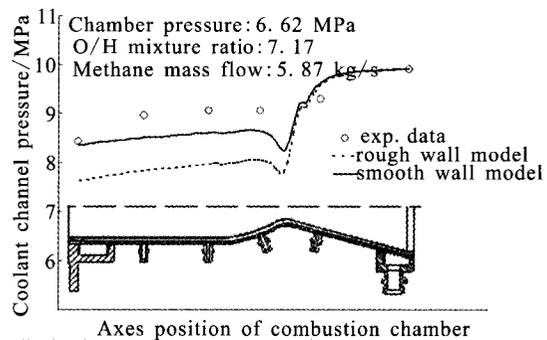


图 10 冷却通道压力计算值与试验结果对比

Fig. 10 Comparison of calculated value and measured result in pressure test in coolant channel

在试验中测得了冷却通道内压力沿程分布情况, 以 Colebrook-White 流阻系数经验关系式 (2)

4 换向阀生产、试验情况

换向阀在后续的生产过程中阀座高度改为 1.5 mm, 改进后的换向阀进行了多台次的生产和试验, 试验过程中阀芯、阀座口密封性满足要求, 阀芯无卡滞现象, 试验后分解观察, 换向阀阀芯、阀座无明显的塑性变形, 只是在阀座的内外圈有较浅的压痕, 与图 6 所示的塑性应变基本类似, 表明改进后的换向阀满足使用要求。

5 结论

阀芯撞击阀座的过程是一个复杂的过程, 涉及能量交换、材料特性影响等, 尤其是应力波的影响比较特别和复杂, 是现在撞击研究的热点。本文采用有限元分析软件对换向阀阀芯/阀座的撞击特性进行仿真研究, 得到以下结论:

1) 阀芯撞击阀座是多次撞击过程, 每个撞击周期里会有两个应力波导致的撞击峰值。

2) 阀座高度影响着换向阀撞击特性, 阀座高度增加对减少塑性变形效果明显, 但在实际设计过程中还需要综合考虑其密封性。

参考文献:

- [1] 田阿利. 柔性杆结构重复撞击瞬态动力学研究[D]. 南京理工大学, 2008.
- [2] 宋卫东, 栗建桥, 刘海燕. 超高速撞击下钛基复合材料动力学行为研究[J]. 高压物理学报, 2011 (5): 435-443.
- [3] 孙炜海. 锥头弹丸正撞击下金属靶板破坏模式的理论和数值模拟研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2009.
- [4] 彼得·艾伯哈特, 胡斌. 现代接触动力学[M]. 南京: 东南大学出版社, 2003.
- [5] 尚晓江, 苏建宇. ANSYS/LS-DYNA 动力分析方法与工程实例[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2008.
- [6] 尤裕荣, 杜大华, 袁洪滨, 等. 电爆阀启动过程的响应特性与活塞撞击变形分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(3): 49-53.

(编辑: 王建喜)

(上接第 23 页)

4 结束语

本文以量热式推力室热试验的形式进行了超临界压力和亚临界压力下的甲烷传热试验研究, 研究分析了超临界甲烷在高压大热流铕槽式矩形冷却通道内的换热特征, 获得了铕槽式推力室冷却通道内超临界甲烷对流换热经验关系式。并进行甲烷冷却通道流阻计算, 光滑壁面模型下冷却通道流阻计算结果与试验结果吻合较好。亚临界甲烷传热试验结果表明, 甲烷在亚临界压力状态下也具有一定的传热能力, 在试验工况状态下不会导致推力室内壁烧蚀。

参考文献:

- [1] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
- [2] 王维彬, 孙纪国. 航天动力发展的生力军——液氧甲烷火

箭发动机[J]. 航天制造技术, 2011 (2): 3-6.

- [3] COOK R T. Advanced cooling techniques for high pressure hydrocarbon-fueled rocket engines, AIAA 80-1266 [R]. USA: AIAA, 1980.
- [4] 张小平, 丁丰年. 我国载人登月重型运载火箭动力系统讨论[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 1-6.
- [5] HIGASHINO K. Fundamental study on coking characteristics of LNG rocket engines, AIAA 2008-4753[R]. USA: AIAA, 2008.
- [6] COOK R T. Methane heat transfer investigation, NASA CR-171199[R]. USA: NASA, 1984.
- [7] PRECLIK D. LOX/hydrocarbon preparatory thrust chamber technology activities in Germany, AIAA 2005-4555 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [8] LIANG Ke-ming, YANG Bao-e, ZHANG Zhong-li. Investigation of heat transfer and coking characteristics of hydrocarbon fuels[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 789-796.
- [9] 康玉东, 孙冰. 再生冷却通道跨临界甲烷流动传热研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2493-2497.

(编辑: 马杰)