

# 高焓高压空气加热器壁面传热过程数值计算\*

冯军红, 沈赤兵, 赵芳

(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**以高焓高压空气加热器为研究对象,对其冷却通道的流动和传热进行了三维数值仿真,冷却剂采用液态水,燃烧室和喷管分别采用不同的壁面材料,考虑壁面材料物性随温度的变化,并通过加热器热试验验证了数值仿真结果的正确性。在此基础上,对比分析了气体辐射、冷却通道结构以及冷却水的流动方式对壁面换热的影响。结果表明:气体辐射对加热器燃烧室段壁面换热影响较大,对喷管壁面换热无明显的影响。在传热计算中,忽略气体辐射会引起较大的误差;冷却通道数和宽度存在最优组合,使得壁面换热量最大。冷却水的流动方式对燃气侧壁面温度影响较小,但对冷却液侧壁面温度的影响较大。

**关键词:**空气加热器;数值仿真;传热;辐射;冷却通道

**中图分类号:** V435 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2013)01-0033-06

## Numerical simulation of heat transfer process in the wall of a high enthalpy and pressure air heater

FENG Junhong, SHEN Chibing, ZHAO Fang

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Three dimensional turbulent fluid flow and heat transfer in the cooling channels of high enthalpy and pressure air heater were numerically investigated. The liquid water was employed as the coolant, and the materials of combustor and nozzle wall were steel and copper respectively, whose thermo physical properties vary with temperature. The hot-fire tests of the facility were performed to validate the simulation results. The influences of gaseous radiation, the channel configuration and cooling routing on the wall heat transfer were discussed and analyzed. The result shows that the heat transfer of combustor wall is affected obviously by the gaseous radiation which has little effect on the nozzle wall. The result will lead to significant error if the gas radiation is neglected. The heat transfer rate of wall is largest if the number and the width of channel was optimized. The flow mode of coolant has a great effect on the coolant side wall temperature but a little impact on the hot-gas side wall temperature.

**Key words:** air heater; numerical simulation; heat transfer; radiation; cooling channel

为能在地面模拟超燃冲压发动机的来流条件,须建造相应的试验设备<sup>[1]</sup>。空气加热器由于可提供相应的来流条件,因而成为超燃冲压发动机地面试验的关键设备。目前,国内外常见的加热方式有蓄热加热、电阻加热、电弧加热、激波加热以及燃烧加热等<sup>[2-4]</sup>。其中,燃烧型空气加热器由于试验成本低,试验周期短,启动迅速以及结构紧凑等优点而得到广泛的应用<sup>[5-6]</sup>。

高焓高压空气加热器主要应用于超燃冲压发动机自由射流试验系统中,其具有总温、总压、马赫数高以及尺寸大等特点。随着超燃冲压发动机技术的发展,能够提供高的总温、总压以及长时间工作的空气加热器成为发展的需要,但这种类型的加热器存在壁面热流大,难以防热等困难。本文以一种基于液体火箭发动机结构的燃烧型空气

加热器为研究对象,这种加热器喷注器均布气液同轴式喷嘴,燃烧室采用圆柱形结构,具有燃烧效率高、燃烧稳定、启动迅速以及工作时间长等优点。但在具体试验中,高焓高压空气加热器壁面热流较大,同时由于考虑成本,在设计中加热器燃烧室采用导热性差但成本较低的材料,因此对于这种长时间工作加热器的防热提出了更高的要求,本文以此为背景,对一种加热器进行了壁面传热计算和分析。

目前,针对加热器这种气、固、液耦合传热计算的方法,国内外研究较多,主要关注于再生冷却结构的传热可靠性,即加热器或发动机正常工作。文献[7-8]研究了冷却通道结构以及真实气体效应对发动机壁面换热的影响,文献[9-10]研究了冷却通道温度分层对传热计算结果的影响以

\* 收稿日期:2012-05-12

作者简介:冯军红(1987—),男,山西临汾人,博士研究生,E-mail:56771857@163.com;

沈赤兵(通信作者),教授,博士,博士生导师,E-mail:cbshen@nudt.edu.cn

及冷却剂不同流动方式对壁面换热的影响。文献 [11] 研究了气体辐射对加热器喷管段的壁面换热影响。本文采用数值仿真技术研究了气体辐射、冷却通道结构以及冷却水流动方式对加热器壁面换热的影响。

## 1 空气加热器冷却通道构型

本文研究的空气加热器采用液体火箭发动机结构,由喷注器、燃烧室与喷管组成。喷注器安装两圈气液同轴式喷嘴,燃烧室是燃料燃烧、燃气掺混的腔体,喷管用于加速气流,提供必要的来流条件,针对燃烧室和喷管壁面高的热流条件,仿制液体火箭发动机的再生冷却结构,采用铣槽结构,冷却剂采用液态水。冷却通道的结构可见图 1,包括外壁、冷却通道、肋以及内衬等结构。冷却通道采用等截面矩形结构。肋连接内衬和外壁以强化换热。在计算中,可假定燃气侧壁面传出的热量全部被冷却剂带走,因此外壁可设为绝热壁面,冷却液侧的壁面为耦合壁面,燃气侧壁面为热流输入壁面。

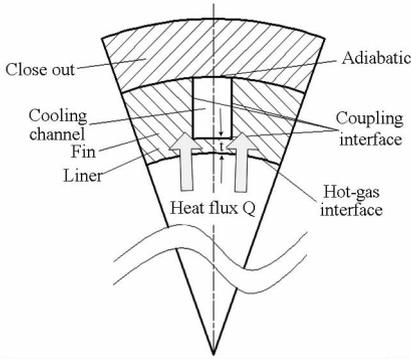


图 1 冷却通道横截面示意图

Fig. 1 Typical cooling channel cross section

## 2 计算模型及边界条件

### 2.1 计算模型

在实际试验中,加热器燃烧室与喷管不同段的冷却通道参数均不同,它们之间采用集液腔进行连接。为数值计算方便,整个冷却通道的简化模型可见图 2,计算中忽略了加热器不同段的集液腔结构,将燃烧室和喷管的冷却通道数分别统一为 100 和 60,并且燃烧室与喷管的冷却通道深度、宽度均不同。燃烧室与喷管之间采用自行设计的集液腔相连,根据加热器结构对称性,取加热器周向的 1/18 为计算模型。加热器通过燃烧酒精加热空气,并补充一定的氧气保证喷管出口氧含量与实际空气中相同,其总温可达 1500K,总压为 6MPa。具体参数可见表 1,可知加热器燃烧室

和喷管冷却系统采用不同的壁面材料。喷管的热力计算采用一维冻结流,并假定燃烧室与喷管内部燃烧完全,主要组分为  $N_2$ 、 $O_2$ 、 $H_2O$  和  $CO_2$ ,其中  $H_2O$  和  $CO_2$  的质量分数由热力计算给出,分别为 7.0% 和 11.5%。

表 1 加热器数值计算模型参数

Tab. 1 The parameters of air heater

Parameters	Combustor	Nozzle
Total temperature (K)	1500	
Total pressure (MPa)	6	
Coolant flow rate (kg/s)	25	
Material	Steel	Copper
channel numbers	100	60



图 2 加热器传热计算简化模型

Fig. 2 Computational model of air heater

### 2.2 数值模型

计算中所采用的控制方程是以三维湍流流动的连续、动量、能量守恒以及固体热传导为基本的微分方程。在计算中,燃烧室内部参数按热力计算结果选取,可假定喷管内部为冻结流动。燃气侧的对流换热系数可按照 Bartz 经验公式计算<sup>[12]</sup>:

$$h_g = \left[ \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left( \frac{P_c g}{c^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma$$

式中,  $D_t$  为加热器喉部直径;  $R$  为喷管喉部处的曲率半径;  $P_c$  为燃烧室压力;  $g$  为重力加速度;  $c^*$ 、 $C_p$  均为气体的特征速度和定压比热容;  $A$  为沿推力室轴线的截面积。  $\sigma$  为边界层横向气体性质变化的修正系数。冷却液侧则采用数值计算方法处理。

由于燃烧产物为辐射力较强的  $CO_2$  和水蒸气,须建立气体辐射换热模型。根据文献 [13],燃气侧辐射换热可按均份的气体成分向壁面辐射计算,即:

$$q_{rad} = 5.67 \left[ \varepsilon_g \left( \frac{T_g}{100} \right)^4 - \alpha_g \left( \frac{T_{wg}}{100} \right)^4 \right]$$

式中,  $\varepsilon_g$  为气体的有效黑度;  $\alpha_g$  为气体的吸收率。  $T_g$  为燃气温度;  $T_{wg}$  为壁面温度。

燃烧室内部  $CO_2$  和水蒸气的有效黑度一般通过半经验公式得到,本文计算混合气体的有效黑度采用 A. M. 古尔维奇提出的半经验公式<sup>[14]</sup>:

$$\varepsilon_g = 1 - e^{-\kappa_g p_g l}$$

式中,  $p_g$  为燃烧室中  $CO_2$  和水蒸气的分压总和;

$\kappa_g$  为气体对其沿波长的辐射谱重叠而产生的气体辐射衰减有效系数;  $l$  为射线的有效行程。吸收率可根据文献[15]中提供的方法计算:

$$\alpha_g / \varepsilon_g = (T_g / T_{wg})^{1.5}$$

## 2.3 边界条件

数值计算中需要的边界条件由如下方式给出:

燃气侧边界条件:按第二类边界条件给定,即边界热流  $Q$  为对流换热热流和辐射换热热流之和。

入口边界条件:给定入口冷却水的流量,静压以及相应的湍流强度(4%)。

出口边界条件:给定出口环境的静压,湍流模型给定出口的湍流强度。

外壁面边界条件:按照绝热、无滑移壁面处理。

固液耦合壁面边界条件:按照耦合壁面给定,耦合壁面即要求固液耦合面上满足连续条件,即耦合壁面温度相同,热流相同。

对称边界条件:沿对称面所有变量梯度为零。

## 2.4 计算方法

整个计算模型采用结构化的六面体网格,在流动和温度变化剧烈的区域进行网格加密,采用标准  $k-\varepsilon$  模型模拟湍流流动,壁面附近采用标准壁面函数进行处理,无量纲量  $y^+ = 30 \sim 300$ 。对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式,速度与压力的耦合计算采用 SIMPLE 算法。燃气侧热流边界条件通过用户自定义函数输入,气壁材料可根据线性插值处理物性与温度的关系。

## 3 仿真结果与分析

### 3.1 计算结果验证

图3为加热器燃气侧壁面热流密度分布曲线,图中横坐标采用无量纲处理,即  $x$  为距喷注面板的距离,  $d$  为燃烧室直径。可知,燃烧室热流密度基本恒定,保持在  $1.8 \text{ MW/m}^2$ ,燃烧室前端区域由于直径相对较小,导致对流换热系数较大而引起壁面热流密度较大造成的。在喷管段,热流密度迅速上升,在喷管喉部达到最大值,为  $8.7 \text{ MW/m}^2$ ,随后又迅速下降。该热流分布形式相同于文献[16],同时,根据文献[12]一维计算的喉部热流为  $8.8 \text{ MW/m}^2$ ,二者相差1%。这说明计算结果基本正确。

由于设计的加热器的燃烧室与喷管采用两种不同的壁面材料,因此,应分别分析燃烧室与喷管

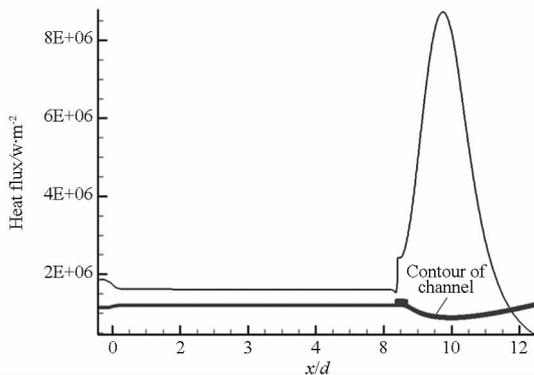


图3 燃气侧壁面热流密度分布曲线

Fig. 3 Distribution curve of hot-gas side wall heat flux

的壁面传热效果。图4为燃烧室最危险冷却通道截面(燃气侧壁面温度最高)的温度分布图,由于燃烧室壁面采用不锈钢材料,图中包括冷却剂通道、肋以及内衬等结构的温度分布。最高温度约为631K,小于不锈钢材料的允许温度。图5为喷管最危险截面的(位于喷管喉部)温度分布图,可知,燃气侧壁面温度最高为440K,远小于紫铜的允许温度,且在靠近内衬的冷却通道附近,等温线较密,且说明靠近内衬的附近温度变化较为剧烈。这表明,加热器在最危险的部分温度均未超出材料的允许温度,加热器能可靠工作,加热器的热试结果已表明这一点。通过计算可得冷却水的平均温升为11.4K。对该工况进行了加热器的热试车,冷却水的温升为12.8K,与计算的平均温升相差1.4K,计算误差为12%,分析原因有二点:一是该工况的计算没有考虑气体辐射的影响;二是计算模型简化的误差,主要对加热器冷却结构进行了一定的简化。

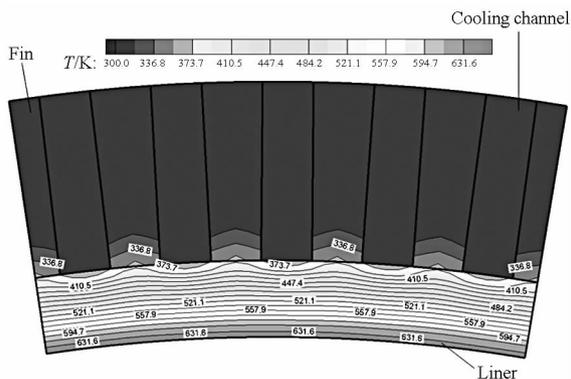


图4 燃烧室冷却通道截面温度分布图

Fig. 4 Temperature contour in the cross section of chamber

### 3.2 气体辐射对壁面换热的影响

为分析是否是由于未考虑气体辐射而造成的计算误差,对加热器进行了辐射热流的计算,对比了加热器没有辐射和有辐射的两种工况的计算结果,图6~图7分别为考虑气体辐射的燃气侧和

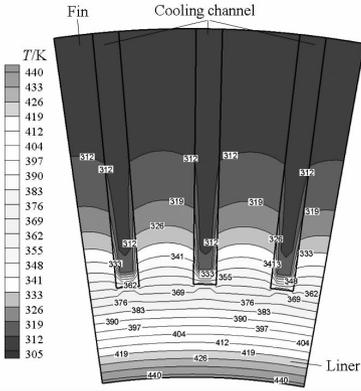


图 5 喷管喉部温度分布图

Fig. 5 Temperature contour in the throat region of nozzle

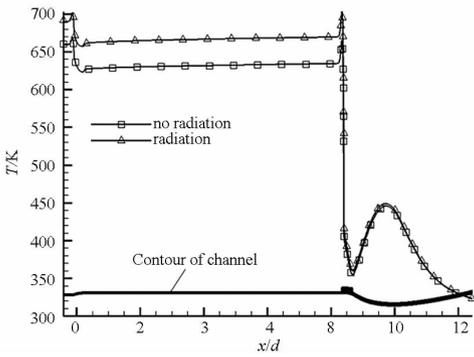


图 6 考虑气体辐射的燃气侧壁面温度分布曲线

Fig. 6 Distribution curves of hot-gas side wall temperature with gas radiation

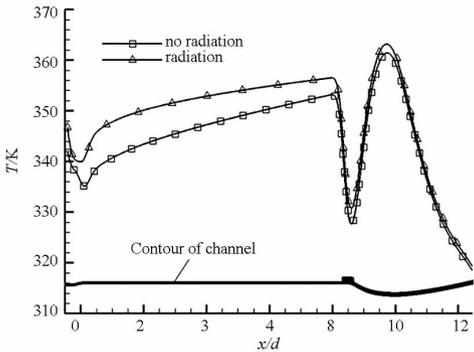


图 7 考虑气体辐射的冷却液侧壁面温度分布曲线

Fig. 7 Distribution curves of coolant side wall temperature with gas radiation

冷却液侧壁面温度分布曲线,可知,在燃烧室段,最危险的截面位于燃烧室末端集液腔内,这是由于液体流速的降低影响了壁面换热。此外,由于燃烧室采用不锈钢结构,使得燃烧室的壁面温度高于喷管,但燃烧室最高温度不超过 700K,小于材料的允许温度。

此外,含有辐射模型工况的燃烧室壁面温度高于没有气体辐射的计算工况,同样,冷却液壁面温度高于没有气体辐射的计算工况,在喷管段,两种计算工况的燃气侧和冷却液侧壁温相差不大。这说明,气体辐射对燃烧室段影响较大,高于没有气体辐射的约 11%。在喷管段,气体辐射几乎没有影响,这是因为喷管段燃气温度降低导致气体辐射减弱。表 2 为两种计算工况的冷却剂的温升值,可看出,为考虑气体辐射时,计算误差为 12%,考虑气体辐射,计算误差降至 3%。这说明在传热计算中,不考虑气体辐射会引起很大的计算误差。

表 2 两种计算工况的冷却水温升值

Tab. 2 The temperature increase of coolant with two different computational cases

Computational cases	Temperature increase of coolant (K)		Error (%)
	Computational value	Test result	
No radiation	11.4	12.8	12
Radiation	12.4	12.8	3

### 3.3 冷却通道结构对壁面换热的影响

在加热器设计中,为节省加工费用,一般以最少的冷却通道结构保证最大的壁面换热量,以此为目的,研究了保证冷却剂流通体积不变,增大或减小冷却通道宽度对壁面换热的影响,具体结构参数可见表 3。表中 configuration-1 为计算的基准工况, $\omega_c$  与  $\omega_n$  分别表示基准工况下燃烧室和喷管冷却通道的宽度。

表 3 三种冷却通道构型的设计参数值

Tab. 3 The parameters of three different configurations of channel

Configuration cases	The number of channel		The width of channel	
	Combustor	Nozzle	Combustor	Nozzle
Configuration-1	100	60	$\omega_c$	$\omega_n$
Configuration-2	80	40	$1.25\omega_c$	$1.50\omega_n$
Configuration-3	120	80	$0.84\omega_c$	$0.63\omega_n$

图 8、图 9 分别给出了三种通道结构的燃气侧与冷却液侧的壁面温度分布曲线图,可以看出,燃烧室段,三种结构的燃气侧壁面温度基本相同,而冷却液侧壁面温度相差较大,configuration-1 的

冷却液壁面温度最高,configuration-2 最低。在喷管段,configuration-2 的燃气侧壁面温度和冷却液壁面温度最高,而 configuration-1 的温度最低。在喷管段可以明显看出增大或减小通道宽度都会引

起壁面温度的上升。这是由于在保证冷却液的流通体积不变的情况下,改变通道宽度必然导致冷却通道数的改变,通道宽度增大,加热器冷却通道的肋的数量减少,从而减小了固体的导热热阻,这有利于加热器的换热,但同时这又减小了冷却液与固体之间的换热面积,这不利于加热器的对流换热,其基本原理与肋片的结构优化原理相同。而在燃烧室段,设计的基准工况结构并未达到最大的换热效果,但由于冷却水流量较大,使得三个结构的燃气侧壁面温度相差不大。这说明,通道数与通道宽度存在一定的最优组合,使得加热器的壁面换热量最大。

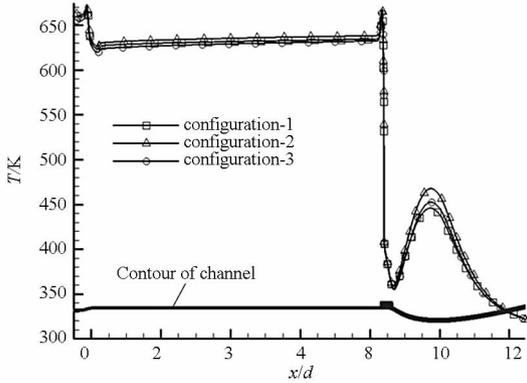


图 8 不同通道结构的燃气侧壁面温度分布曲线  
Fig. 8 Distribution curves of hot-gas side temperature with different configurations of channel

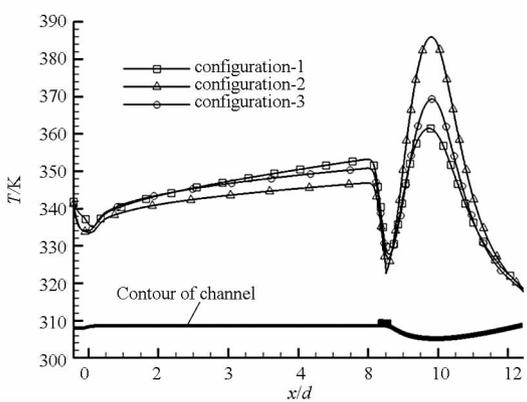


图 9 不同通道结构的冷却液侧壁面温度分布曲线  
Fig. 9 Distribution curves of coolant side wall temperature with different configurations of channel

### 3.4 冷却水流动方式对壁面换热的影响

冷却水的流动方式是指冷却水在冷却通道内的流动方向不同,顺流:冷却水流动方向与燃气方向相同;逆流:冷却水流动方向与燃气方向相反。图 10 与图 11 分别为不同流动方式的燃气侧壁面温度分布曲线,图中 mode-1 为顺流,mode-2 为逆流。由图 10 可看出,两种流动方式的燃气侧温度相差较小,mode-2 的燃烧室段的燃气侧壁面温度变化较大,靠近喷管处温度较低,靠近喷注面板附

近,温度较高,这显然是由于冷却水的温度不同所引起的。但从图 11 看出,两种方式的冷却液壁面温度相差较大,燃烧室段,mode-2 的壁面温度较高,喷管段,mode-1 的壁面温度较低,但两种方式最高温度均小于当地压力的水的沸点。对于该加热器,单从传热角度考虑,两种方式均可应用。但两种流动方式对冷却液壁面温度影响较大。

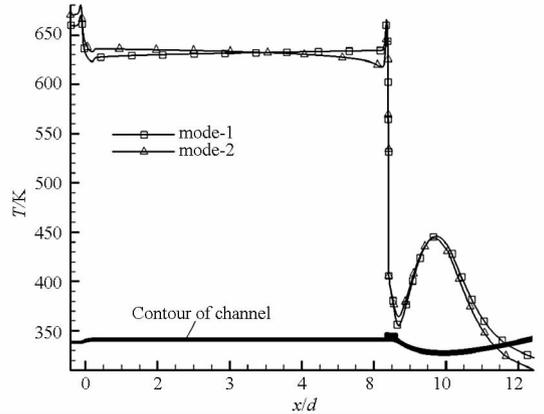


图 10 不同流动方式的燃气侧温度分布曲线  
Fig. 10 Distribution curves of hot-gas side wall temperature with different flow modes

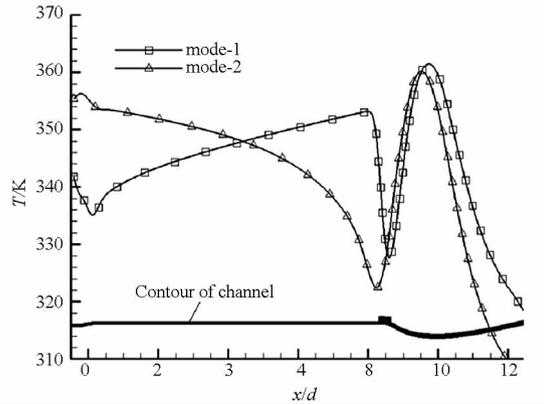


图 11 不同流动方式的冷却液侧壁面温度分布曲线  
Fig. 11 Distribution curves of coolant side wall temperature with different flow modes

## 4 结论

(1) 高焓高压空气加热器的燃烧室最危险的截面位于燃烧室末端,喷管最危险的截面位于喉部,但通过仿真和热试,设计的加热器的冷却通道均可可靠冷却。

(2) 燃气辐射对加热器燃烧室壁面换热影响较大,对喷管壁面换热影响较小,针对高焓高压空气加热器,在传热计算中,若忽略燃气辐射,会引起较大的计算误差。

(3) 加热器冷却通道数与通道宽度存在一个最佳组合,使得加热器的壁面换热量最大。

(4) 加热器冷却水流动方式对加热器燃气侧壁面温度影响较小,但对冷却液侧壁面温度影响

较大,采用顺流方式导致喷管段壁面温度较高,采用逆流方式导致燃烧室段壁面温度较高。

## 参考文献 (References)

- [1] 邢建文. 化学平衡假设和火焰面模型在超燃冲压发动机数值模拟中的应用[D]. 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.  
XING Jianwen. Applications of chemical equilibrium and flamelet model for the numerical simulation of scramjet [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [2] Chang X, Chen L, Yu G, et al. Development of the facility for model scramjet testing[R]. AIAA 2001-1857, 2001.
- [3] 刘敬华. 超燃冲压发动机试验研究的国外动态[J]. 推进技术, 2002(3): 46-48.  
LIU Jinghua. Foreign progress of experimental research for the scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002(3): 46-48. (in Chinese)
- [4] 刘友朋. 低总温空气加热器数值仿真与试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学研究生院, 2010.  
LIU Youpeng. Numerical simulation and experimental research on an air-heater of low total temperature [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2010. (in Chinese)
- [5] Wayne G, Clayton R, Richard L, et al. The NASA langley scramjet test complex[R]. Hampton: NASA Langley Research Center, 1995.
- [6] Francois F, Jean M, Bruno N. METHYLE-long endurance test facility for dual-mode ramjet combustor technologies [R]. AIAA 2009-7378, 2009.
- [7] Bucchi A, Bruno C. Continuity cooling performance in lox/methane liquid fuel rocket engines[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(3): 476-486.
- [8] Bail F, Popp M. Numerical analysis of high aspect ratio cooling passage flow and heat transfer[R]. AIAA 93-1829, 1993.
- [9] 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, 2009, 24(8): 1905-1910.  
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): 1905-1910. (in Chinese)
- [10] 韩非, 刘宇. 冷却剂不同流动方式对膨胀循环推力室再生冷却换热的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1116-1122.  
HAN Fei, LIU Yu. Heat transfer characteristics of expander cycle thrust chamber with different cooling routing [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1116-1122. (in Chinese)
- [11] 陈超群, 徐旭. 加热器喷管热-流耦合传热分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(5): 592-595.  
CHEN Chaoqun, XU Xu. Three dimension numerical simulation of flow/solid coupled heat transfer in heater nozzle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(5): 592-595. (in Chinese)
- [12] 朱宁昌, 葛李虎, 李斌, 等译. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003.  
ZHU Ningchang, GE Lihu, LI Bin, et al. Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engine [M]. Beijing: China Astronautic Press, 2003. (in Chinese)
- [13] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.  
YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat transfer [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006. (in Chinese)
- [14] 什维留克. 液体火箭发动机的设计理论基础[M]. 包雨相, 等译. 上海: 上海科学技术出版社, 1963.  
BAO Yuxiang. Theory for design of liquid-propellant rocket engine [M]. Shanghai: Shanghai Science and Technology Press, 1963. (in Chinese)
- [15] 李军伟, 刘宇. 三维数值模拟再生冷却喷管的换热[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 111-115.  
LI Junwei, LIU Yu. Three dimension numerical simulation of heat transfer in regeneratively cooled nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 111-115. (in Chinese)
- [16] 吴峰, 王秋旺, 罗来勤, 等. 液体火箭发动机推力室冷却通道传热优化计算[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 197-200.  
WU Feng, WANG Qiuwang, LUO Laiqin, et al. Numerical optimization simulation on heat transfer in cooling channel of H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> liquid rocket engine thrust chamber [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 197-200. (in Chinese)