

带主动冷却的超声速燃烧室传热分析*

仲峰泉, 范学军, 俞 刚

(中国科学院 力学研究所 高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 介绍了流体、固体传热耦合的一维分析方法, 对带主动冷却系统的马赫数 2.5 超声速燃烧室进行了传热分析。该分析以实验测量的燃烧室壁面静压以及超临界煤油换热特性数据为基础, 考虑了燃气的高温离解效应, 燃烧特性以及碳氢燃料的高温热物理特性, 对不同燃烧状态、冷却条件下的主动冷却过程进行了分析。结果表明有燃烧时壁面热流可高达 1 MW/m^2 以上, 是无燃烧时的 2~3 倍。当煤油流量较小时 (当量比为 0.45), 冷却后的壁面温度仍偏高, 而且冷却壁内温度分布不均匀。随着煤油流量的增加, 冷却效果明显提高, 冷却壁内温度分布趋于均匀; 并且煤油的出口温度也显著减小。

关键词: 超声速燃烧室; 主动冷却; 传热分析; 超临界态; 煤油替代模型

中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2009) 05-0513-06

Heat transfer analysis for actively cooled supersonic combustor

ZHONG Feng-quan, FAN Xue-jun, YU Gang

(Key Lab. of High Temperature Gas Dynamics/Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100190, China)

Abstract A method of one-dimensional heat transfer analysis, dealing with the coupling effect of the combustion flow, coolant flow and combustor wall, has been developed for the study of an regenerative fuel cooling system for Mach 2.5 supersonic combustor. The analysis includes the air dissociation effect at high temperature, combustion characteristics of kerosene and thermophysical properties of the supercritical kerosene. Based on the measured static pressure along the combustor wall and heat transfer characteristics of supercritical kerosene, the analysis is applied to investigate the cooling process and cooling effect at different combustion and cooling conditions. The analysis shows that the wall heat flux with combustion can exceed 1 MW/m^2 , which is 2~3 times the value of that without combustion. Under cooling conditions with a relatively low coolant flow rate, high temperature regions and large temperature variations exist on the hot-side combustor wall. With increase in the coolant flow rate, the cooling effect is improved significantly and the fuel exit temperature decreases.

Key words Supersonic combustor; Active cooling; Heat transfer analysis; Supercritical state; Kerosene surrogate

1 引 言

飞行器结构的热防护一直是高超声速飞行的关键性问题之一。当飞行马赫数大于 6 时, 燃烧室内燃气总温可高达 3 000 K。对于这样的高温环境, 热防护需要考虑以碳氢燃料为冷却剂的主动冷却系统^[1,2], 即在燃烧室固壁内构造冷却通道, 导入冷却剂, 利用小管道流动的对流换热机制, 吸收壁内的热量, 将壁温控制在一定范围内。同时, 作为冷却剂的

燃料吸热升温后将注入燃烧室燃烧, 使其吸收的热量得以回收利用。

碳氢燃料的主动冷却是一个较复杂的流动、传热过程。在实际高超声速工况下 (压力一般高于燃料的临界压力 $\sim 2.2 \text{ MPa}$), 燃料的吸热升温可以从常温一直到最高工作温度 (约 1 000 K)。在此温度变化范围内, 燃料将不再由液态经过两相区到达气态, 而是由液态直接进入超临界态, 继续升温后出现热裂解反应, 进入裂解态^[2~4]。同时, 燃料的吸热过程受

* 收稿日期: 2008-09-01; 修订日期: 2008-12-18。

基金项目: 国家自然科学基金 (10672169, 10742003)。

作者简介: 仲峰泉 (1977—), 男, 博士, 副研究员, 研究领域为超声速燃烧, 实验和计算传热, 流体力学等。

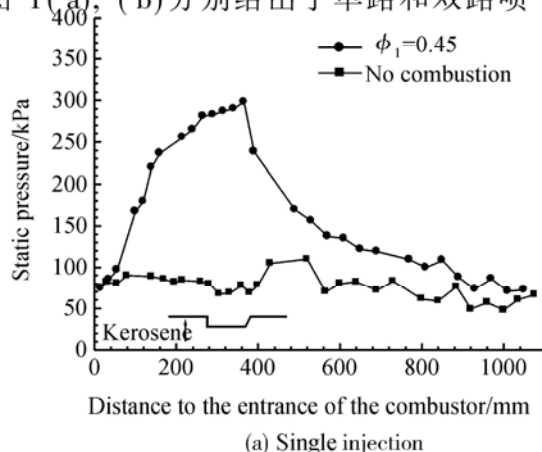
E-mail: fzhong@imech.ac.cn

到燃气主流、壁面材料以及冷却结构等多种因素的影响,是一个典型的流体、固体多耦合问题。其中,主要影响因素包括:(1)燃气的流动特征;(2)燃气的高温离解;(3)燃烧特性;(4)冷却剂的流动与换热特性;(5)冷却剂的高温热物理特性;(6)冷却通道的几何结构。因此,从数值计算的角度来看,进行全耦合的流动与传热计算,模拟上面提到的6种过程将是非常复杂的,并且需要大规模计算能力。目前,关于碳氢燃料主动冷却系统的多维、全耦合计算的相关研究很少。因此,为了配合工程设计需要,本文基于煤油的超声速燃烧实验以及超临界态煤油传热实验^[5,6],结合了用于研究气体高温离解作用的NASA CEA软件包^[7]和用于研究碳氢化合物高温热物理特性的NIST Supertrapp数据库^[8],提出了流固耦合的一维传热分析。该分析包括了上面提到的6个因素,可以对不同燃烧状态和冷却条件下煤油的主动冷却过程进行分析,给出热壁、冷壁和冷却剂温度的变化,以及壁面热流分布,为冷却结构设计提供参考数据。

2 马赫数 2.5 燃烧室实验结果

煤油超声速燃烧实验是以马赫数 2.5 直联式超声速燃烧试验台为基础进行。该试验台已成功地进行氢气、液态煤油,超临界态以及裂解态煤油超声速燃烧特性方面的系统性研究^[5,9,10]。该试验台通过空气加热器以烧氢补氧的方式获得高温来流,经测量,空气的流量 m 为 1.2 kg/s ,总温 T_0^* 约为 1800 K ,燃烧室入口马赫数约为 2.5。

直联式超声速燃烧室以及用于稳定火焰的凹腔结构、尺寸可以参见文献[9,10]。本文研究的燃烧条件包括两类:单路喷油和双路喷油。单路喷油时,喷油孔位于凹腔上游。双路喷油时两组喷油孔均位于凹腔内。图 1(a)、(b)分别给出了单路和双路喷



油时燃烧室壁面静压分布,以及凹腔和喷油孔位置。其中,图 1(a)给出的是单路喷油模式下,超临界态煤油在当量比约为 $\phi_1 = 0.45$ 时喷注燃烧的壁面静压分布。作为比较,无燃烧时超声速气流的静压分布也在图中给出。从图 1(a)可见,由于燃烧释热,壁面静压有显著提高。同时,燃烧区域(大致为 $200 \text{ mm} \leq x \leq 400 \text{ mm}$,主要集中在凹腔区)的静压分布并不均匀。这和氢气燃烧时出现的静压近似为等压分布有较大不同。因此燃烧室流动分析中常用的等压燃烧假设^[9,11]就不再适用。本文对燃烧室流动分析将基于实验测量的静压分布,从而避免了等熵假设、等压燃烧假设等一系列假设,可以提高分析的准确性。图 1(b)给出的是具有双凹腔结构,超临界态煤油从两个喷油点分别以当量比 $\phi_2 = 0.51$ 和 $\phi_3 = 0.38$ 注入燃烧时的壁面静压分布。

3 流固耦合的一维传热分析

基于已有的实验结果,超临界态煤油的燃烧效率可假设为 90%,利用 CEA 软件^[7]可以计算出考虑离解作用时燃气总温 T_0^* 。对于燃烧区域内的总温分布,本文采用了 Heiser 与 Pratt 提出的适用于超声速燃烧的经验公式^[11]

$$T_0(x) = T_0^* \left[1 + \left(\frac{T_0^*}{T_0^*} - 1 \right) \frac{\theta x}{1 + (\theta - 1)x} \right] \quad (1)$$

式中 $x = \frac{x - x_b}{x_e - x_b}$, x_b 是燃烧起始位置, x_e 是燃烧区域结束位置。控制参数 θ 反映了燃烧的释热速度,对于煤油, θ 可设为 3。公式(1)中 x_b 取煤油喷射位置。而 x_e 则由静压分布确定,取值为静压开始迅速下降的位置,如图 1(a)所示,即 $x = 380 \text{ mm}$ 作为 x_e 的取值。

当总温及静压分布确定后,考虑稳态的一维变截面的可压缩流动方程以及物性方程

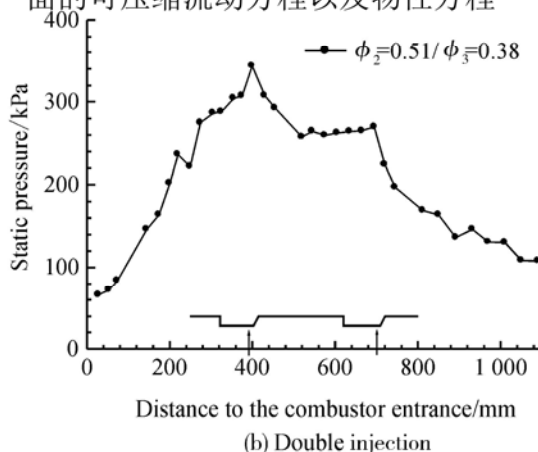


Fig 1 Distribution of wall pressure

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho u A = m\dot{V} \\ h + \frac{1}{2}u^2 = h_0 \\ P = z\rho RT \end{array} \right. \quad (2)$$

式中 $m\dot{V}$ 是燃气流量; h_0 为燃气总焓分布; z 是气体压缩因子。考虑到高温离解作用, h 不再是简单的温度的线性函数, 通过 CEA 确定 h , γ 及 z 等气体参数。

壁面热流分布通过参考焓值法确定。该方法由 Eckert 等人^[12] 提出并完善, 适用于高速流动问题的壁面热流计算。公式为

$$q_w = St^* \dot{\rho} U_e (h_{aw} - h_w) \quad (3)$$

式中 h_{aw} 是绝热壁焓值, St^* 为湍流斯坦顿数; 星号* 表示参考点, 该点由式 (4) 确定

$$h^* = \frac{h_e + h_w}{2} + 0.22r \frac{U_e^2}{2} \quad (4)$$

式中 r 为恢复系数, 对于湍流, 取值为 $r = \sqrt[3]{Pr^*}$ 。

同时, 热流率 q_w 的确定还取决于 h_w , 即热壁温度 T_{w1} 的确定。本文将综合考虑燃气主流、冷却壁以及冷却剂流动的耦合传热, 通过迭代方法, 计算出燃烧室热壁 T_{w1} 和冷壁 T_{w2} 的温度分布。

主动冷却结构采用了如图 2(a) 所示的矩形通道。这些通道沿展向均匀分布在燃烧室壁面内, 并沿燃烧室流向延伸。实际的带冷却通道的燃烧室壁由两部分组成; 如图 2(b) 所示: (1) 具有冷却槽道的厚壁; (2) 盖板 (冷却薄壁)。厚壁与盖板可以通过钎焊连接, 形成带通道的燃烧室壁。

假设壁面内一维传热, 则有

$$q_w = k_w \frac{T_{w1} - T_{w2}}{t} \quad (5)$$

同时, 热流率 q_w 也可以通过煤油在冷却通道内的传热来确定

$$q_w = \lambda_f (T_{w2} - T_f) \quad (6)$$

式中 λ_f 为煤油的对流换热系数。将 λ_f 无量纲化为努赛尔数 $Nu = \frac{\lambda_f k_f}{d}$, Nu 可以通过煤油的管道传热实验

来确定^[13]。根据实验结果, 超临界煤油传热的拟和公式为

$$Nu = 0.0065 Re_d^{0.89} Pr^{0.4} \left(\frac{\mu_f}{\mu_w} \right)^{0.1} \quad (7)$$

冷却通道内的流动可以通过求解一维稳态的质量、能量方程以及物性方程, 即

$$\left\{ \begin{array}{l} (\rho u A)_f = m\dot{V} \\ m\dot{V} \frac{d(h + \frac{1}{2}u^2)_f}{dx} = q_w L \\ h_f = h_f(T, P), \rho_f = \rho_f(T, P) \end{array} \right. \quad (8)$$

式中 $m\dot{V}$ 是冷却剂的流量; L 是冷却通道横截面周长, $L = \pi d$; d 为等效直径。

方程组 (2) 结合公式 (1)、(3), 公式 (5), 以及方程组 (8)、公式 (6), 可以联立求解, 从而获得壁面热流, 热壁、冷壁温度以及煤油温度分布。

需要指出的是煤油是一种含有上百种碳氢化合物的混合物, 其热力学特性 (如方程组 (8) 中的煤油焓值, 密度等) 变化复杂, 很难用简单的经验公式来描述。所以对于煤油物性参数的确定, 可以根据煤油的成分, 用多组分的碳氢混合物作为煤油的替代模型并利用 NIST Supertrapp 数据库^[18] 进行计算。本文根据大庆 3 号煤油的成分分析, 使用了 10 组分的替代模型, 模型包括了直链烷, 环烷, 苯类以及萘类组分, 能较好地模拟大庆 3 号煤油的高温热物理特性。模型的组分及性能可参见文献 [13]。

如图 2 所示, 影响冷却的主要参数包括: 冷却壁材料属性 (本文分析采用了不锈钢材料); 盖板厚度 t (本文取 1.5 mm); 冷却孔尺寸 $l_1 \times l_2$ (1.5 × 1.5 mm) 以及冷却孔间距 s (取 3 mm); 煤油的初始温度 T_0 (本文取 373 K)、压力 p_0 (5 MPa) 等等。其中, 煤油的初始温度高于常温, 这是考虑到实际工况下, 隔离段的长度要比实验中采用的长约 200 mm, 燃料需要额外吸收一定热量。根据本文提出的方法估算, 油温将上升 50~100 K。

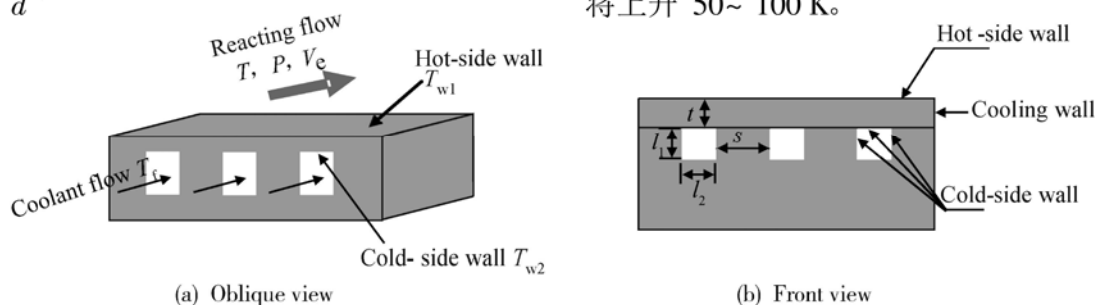


Fig 2 Schematic diagram of the cooling configuration

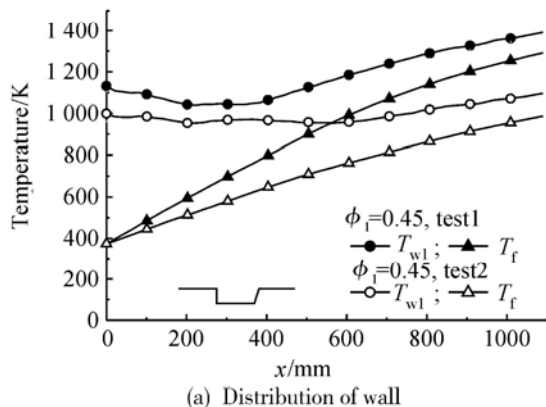
4 结果与讨论

本文给出了单路喷油和双路喷油的四个算例,需要说明的是对于煤油的主动冷却过程,分别考虑了闭合式及开放式冷却方式。闭合式冷却指:所有用于冷却的煤油都将注入燃烧室燃烧,所以一旦给定燃料的燃烧当量比,冷却剂的流量就已经给定。而开放式冷却不存在这样的限制,冷却剂的用量可以根据冷却要求来改变。

4.1 单路喷油

针对单路喷油的实验条件(图 1(a)),图 3(a)给出了闭合式和开放式冷却条件下热壁、冷壁以及油温的一维分布。对于闭合式冷却(test1),冷却剂的流量 $m_{\dot{\gamma}}$ 根据当量比 $\phi_1 = 0.45$ 确定为 45 g/s 开放式冷却(test2)所用冷却剂流量设定为闭合式的 2 倍,即 $m_{\dot{\gamma}} = 90 \text{ g/s}$ 。从图 3(a)可见,当煤油用量仅为 45 g/s 时,热壁的最高温度可达 1400 K ,一般材料已难以承受。同时,热壁内的温度差异达到 400 K ,这样的壁面温差将产生较大的热应力,使结构受损。同时,煤油通过冷却系统后,温度从 373 K 迅速增加到 1100 K 。当油温超过 1000 K 后,由于热裂解产生的结碳急剧增加,可能导致冷却通道堵塞或者壁面局部过热,甚至整个冷却系统的失败。因此,主动冷却系统在设计时应尽量使最高工作油温不超过 1000 K 。这里还需要说明的是,当煤油温度超过 $800 \sim 820 \text{ K}$,热裂解效应将显著起来。因此,本文所用的 10 组分模型需要进行相应的修正,以考虑裂解吸热反应带来的额外吸热(化学吸热)。由于热裂解过程受到温度、压力、驻留时间等多种因素的影响,问题比较复杂。但可以肯定的是,煤油的吸热能力因为热裂解将有所提升。

对于 test2 煤油用量提高了一倍,壁面冷却效果得到明显改善。热壁的最高温度下降为 1100 K ,且



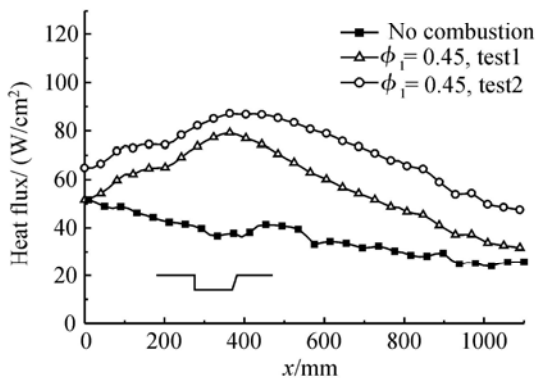
(a) Distribution of wall

壁面内温度差异也缩小到 150 K 。同时,出口油温减小到 990 K 。基本在工作温度范围内。图 3(b)是两种冷却条件下壁面热流分布,以及没有燃烧时,假定恒温壁 $T_{w1} = 1100 \text{ K}$,热流的分布。比较有无燃烧的结果可以看出,由于燃烧释热使燃气总温上升,壁面热流显著增加,尤其在凹腔区域,热流超过无燃烧时热流的两倍。本文给出的无燃烧时热流平均值($\sim 35 \text{ W/cm}^2$)与 Heiser & Pratt^[11]针对马赫 6 飞行条件下,计算的无燃烧热流值($\sim 38 \text{ W/cm}^2$)很接近。

图 4给出的是开放式冷却下(test2),燃气比热比 γ 以及煤油在冷却通道中雷诺数 Re_d 的分布。从图中可知,由于高温离解作用, γ 并非常数,其最大值约为 1.33 最低值约为 1.28 而且与通常所取的常数 1.4 有较大差别。冷却通道流动的雷诺数随着煤油的升温迅速增加,增加幅度有近两个数量级。此外煤油的普朗特数等物性参数在冷却通道中也发生剧烈变化。煤油热物理特性的复杂性以及冷却过程中流动参数的剧烈变化都使得煤油冷却过程的多维数值计算具有较大的挑战性。如果再包括燃气主流与冷却壁的流/固传热耦合,问题则更为复杂,计算量也相当巨大。本文采用的一维分析,虽然忽略了三维传热效应,但影响冷却的主要因素均考虑在内(燃气流动、高温离解,煤油高温特性,超临界煤油传热,流/固传热耦合),因此不失为一种简单、有效的传热分析工具。

4.2 双路喷油

与单路喷油相比,多路喷油可以优化燃烧、增加推力。因此,多路喷油是超声速燃烧常用的方式。图 5(a)给出了闭合式(test3)和开放式(test4)冷却条件下壁温、油温的分布。闭合式条件下冷却剂的用量根据燃烧当量比 $\phi_2 = 0.51$ 及 $\phi_3 = 0.38$ 可确定为约 90 g/s 开放式冷却煤油的用量同样是闭合式的两



(a) Wall heat flux for test1, test2 and no combustion

Fig 3 Results of the heat transfer analysis for test1 and test2

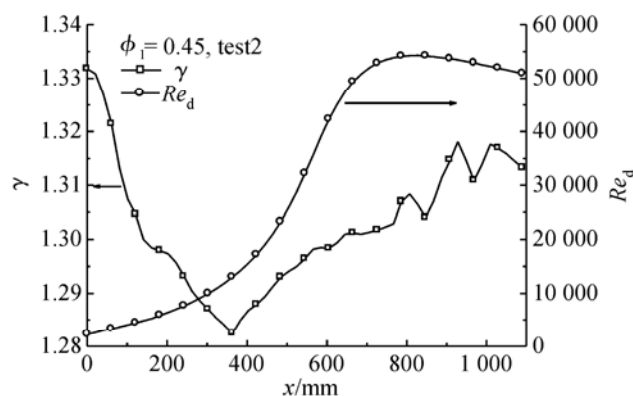
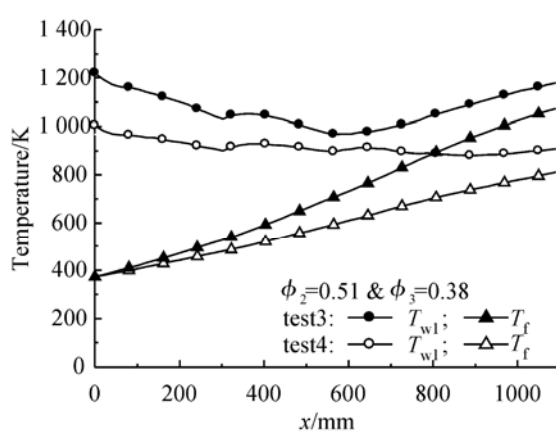
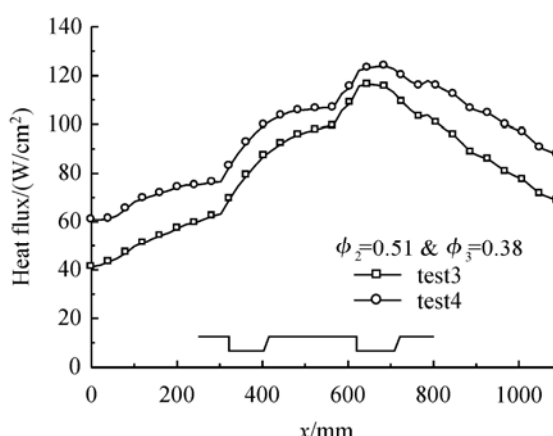


Fig 4 Distribution of specific heat ratio (γ) and Reynolds number of coolant flow (Re_d) for test2



(a) Wall and fuel temperature



(b) Wall heat flux

Fig 5 Results of test3 and test4 with dual injections

比较单路喷油与双路喷油方式下的冷却效果 (test1, test3) 发现, test3 给出的冷却效果总体要好于 test1。虽然双路喷油提高了燃烧当量比, 使得燃气总温增加, 从而壁面热流增加, 但同时冷却剂的用量也相应增加, 提高了对流传热性能, 因此, 冷却效果有所提高。

5 结 论

本文提出了一种流固耦合的一维传热分析方法, 结合了超声速燃烧室及超临界态煤油传热的相关实验数据, 考虑了燃气的高温离解作用、燃烧特性, 以及冷却剂 (煤油) 的高温热物理性质, 对带有主动冷却的马赫 2.5 燃烧室进行传热分析, 给出了热壁、冷壁、煤油温度分布以及壁面热流分布。结果表明, 有燃烧时壁面热流可高达 1 MW/m^2 以上, 是无燃烧时的 3 倍。当煤油流量较小时 (如当量比为 0.45), 冷却后的壁面温度仍偏高 (最大温度约 1400 K), 并有较大的壁内温度差异, 同时煤油的出口温度也偏高,

倍。闭合式冷却条件下, 热壁的最高温度约为 1200 K。较单路喷油的热壁温度有所降低, 但仍然偏高, 且温度分布不均匀, 温差达到 250 K。开放式冷却条件下, 由于冷却剂用量增加了一倍, 传热性能得到提高, 热壁温度最高也仅有 1000 K, 且壁面内温差减小到 130 K。同时, 出口油温也有明显下降, 约为 820 K, 基本无裂解现象。图 5(b) 给出了壁面热流分布。由于多路喷油的燃烧总当量比提高, 使得燃气总温进一步上升, 壁面热流比单路喷油时有明显增加。其中, 开放式冷却条件下热流最大值可达 125 W/cm^2 , 而且热流的较大值均集中在第二个凹腔区域。

达到 1100 K。随着煤油流量的增加, 冷却效果将明显提高, 热壁温度可控制在 1000 K 以内, 而且煤油的出口温度也可以控制在 1000 K 以内。研究还发现煤油在冷却通道中由于吸热升温, 其热力学及流动特性将发生剧烈变化, 这给多维数值模拟带来困难。本文的研究方法将为高超声速飞行条件下主动冷却系统的设计、优化提供初步参考。

参考文献:

- [1] Bergholz R F, Hitch B D. Thermal management systems for high Mach airbreathing propulsion [R]. AIAA 92-0515
- [2] Sobel D R, Spadaccini L J. Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion [J]. *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1997, 119(2).
- [3] Edwards T. Liquid fuels and propellants for aerospace propulsion 1903-2003 [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(6).

(下转第 532 页)

- lation of strongly swirling confined flow with large density gradients [J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 1989, 10(1): 16~ 27.
- [3] Zhang J Nieh S Zhou L X. A new version of algebraic stress model for simulating strongly swirling turbulent flows [J]. *Numerical Heat Transfer B*, 1992, 22(1): 49 ~ 62
- [4] Lei Y, Zhang J Zhou L X. Simulation of swirling turbulent flows of coaxial jets in a combustor [J]. *Numerical Heat Transfer A*, 2000, 37(2): 189~ 199
- [5] Zhang J Lei Y, Zhou L X. Simulation of coaxial jet interaction in a swirl combustor [J]. *Combustion Science and Technology*, 2004, 176(1): 23~ 43
- [6] Rodi W. A new algebraic relation for calculating the Reynolds stresses [J]. *Z Angew Math Mech*, 1976, 56(2): 219~ 221
- [7] Patankar S V. *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow* [M]. Washington DC: Hemisphere, 1980
- [8] Ahmed S A, So R M C, Mongia H C. Density effects on jet characteristics in confined swirling flow [J]. *Experiments in Fluids*, 1985, 3(4): 231~ 238
- [9] Ahmed S A, So R M C. Concentration distributions in a model combustor [J]. *Experiments in Fluids*, 1986, 4(2): 107~ 113

(编辑:梅 瑛)

(上接第 517 页)

- [4] 范学军, 俞 刚. 大庆 RP-3 航空煤油热物性分析 [J]. 推进技术, 2006, 27(2). (FAN Xue-jun, YU Gang Analysis of thermophysical properties of Daqing RP-3 aviation kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2).)
- [5] 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). (FAN Xue-jun, YU Gang Experiments on supersonic combustion of supercritical kerosene [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(1).)
- [6] Fan X J Yu G, Li J G, et al Investigation of vaporized kerosene injection and combustion in a supersonic model combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(1).
- [7] Gordon S M McBride B. Computer Program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications [R]. NASA 1994-1311.
- [8] Ely J F, Huber M L. NIST standard reference database 4- NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures [R]. *National Inst of Standards Gaithersburg, MD*, 1990
- [9] Yu G, Li J G, Zhang X Y, et al Experimental investigation of flameholding mechanism and combustion performance in hydrogen-fueled supersonic combustors [J]. *Combustion Science and Technology*, 2002, 174(10).
- [10] 俞 刚, 李建国, 赵 震, 等. 超声速模型燃烧室中气化煤油喷注研究 [J]. 推进技术, 2005, 26(2). (YU Gang LI Jian-guo ZHAO Zhen, et al Investigation of vaporized kerosene injection in a supersonic model combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(2).)
- [11] Heiser W H, Pratt D T. Hypersonic airbreathing propulsion [R]. *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, Washington, DC*, 1994
- [12] Eckert E R G. Engineering relations for heat transfer and friction in high-velocity laminar and turbulent boundary layer flow over surfaces with constant pressure and temperature [R]. *Transactions of the ASME*, 1956
- [13] Zhong F Q, Fan X J Yu G, et al Heat transfer of aviation kerosene at supercritical conditions [R]. *AAA 2008-4615*

(编辑:梅 瑛)