

文章编号:1000-8055(2013)09-1956-06

单相液体发汗冷却规律实验

熊宴斌^{1,2}, 祝银海¹, 姜培学¹, 黄 拯¹, 刘元清²

(1. 清华大学 热能工程系 热科学与动力工程教育部重点实验室, 北京 100084;

2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 以超燃冲压发动机内支板结构的热防护问题为背景, 制备了全烧结金属多孔介质支板结构, 并对以液态水为冷却工质的发汗冷却特性进行了实验研究. 实验结果表明: 液态水发汗冷却能有效地减少支板壁面和高温流体之间的换热, 当注入率为 2% 时, 冷却效率可以高达 93%; 随注入率增大, 发汗冷却的冷却效率趋近于 100%, 增幅逐渐减小; 在该实验所采用的两种不同主流温度条件下, 相同注入率、相同位置的冷却效率近似相等. 对发汗冷却的冷却剂停止供应后的支板表面温度响应特性进行了初步研究, 根据支板内液态水蒸发的过程分 3 个阶段进行了分析.

关 键 词: 热防护; 单相液体; 发汗冷却; 风洞实验; 超燃冲压发动机支板

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment of transpiration cooling rules of single phase liquid

XIONG Yan-bin^{1,2}, ZHU Yin-hai¹, JIANG Pei-xue¹,
HUANG Zheng¹, LIU Yuan-qing²

(1. Key Laboratory for Thermal Science and Power Engineering of Ministry of Education, Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Beijing Institute of Astronautical System Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Sintered metal porous media strut of the scramjet combustion chamber was manufactured to provide thermal protection for the scramjet. Transpiration cooling using water as coolant was studied experimentally. The experimental results show that the heat transfer between the mainstream and the strut wall can be effectually reduced. The cooling efficiency reaches 93% when blowing ratio of 2%. Cooling efficiency increases with the rising coolant blowing ratio, and tends to be 100%. Under two mainstream temperatures, the cooling efficiency at the same measuring points and blowing ratios varies little. Thermal response of the surface temperature of strut after stopping coolant supply was also studied. Water evaporation process was analyzed in three stages.

Key words: thermal protection; single phase liquid; transpiration cooling; wind tunnel experiment; scramjet strut

超燃冲压发动机是为未来高超声速飞行器提供动力的极具发展潜力的发动机系统. 超燃冲压

发动机燃烧室内气体以超声速流动, 燃料在其中的滞留时间很短, 只有几毫秒, 因此需要有效的装

收稿日期: 2012-08-23

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.1956_021.html

基金项目: 基础研究计划(B1420110113); 国家自然科学基金(50736003)

作者简介: 熊宴斌(1986—), 男, 河北沧州人, 博士生, 主要从事发汗冷却技术研究.

通讯作者: 姜培学(1964—), 男, 山东烟台人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事热防护、对流换热等方面的研究.

E-mail: jiangpx@tsinghua.edu.cn

置提供燃料的喷注,来实现燃料与高速主流之间的掺混。支板是燃烧室内一种常见的实现燃料和主流有效掺混的装置,燃料从支板内喷出,与主流混合,克服壁面入射穿透深度小的缺点,并且支板的存在会对超声速主流环境产生影响,产生激波,降低支板后的流速,有利于燃料的充分燃烧。已有的研究主要集中在支板对燃料混合、流场结构以及点火燃烧等方面的影响^[1-6]。超燃冲压发动机燃烧室内为高温高速环境,气动热非常严重,因此支板尤其是支板前缘很容易发生烧蚀破坏。有一些学者专门针对支板的热防护进行了研究,Motoyama等^[7]建议通过在钝体头锥前段设置一个尖劈来改变其前端流场,在钝体前段滞止点区域产生回流区,从而降低热流密度。Bouchez等^[8]介绍了法国 PATH-SOCAR (paroitissée application hypersonique-simple operational composite for advanced ramjet)计划在双模冲压发动机内利用燃料冷却 C/SiC 复合材料的实验和数值模拟工作。孙冰等^[9]数值计算了再生冷却结构, C/SiC 耐高温材料和气膜冷却对支板的热防护效果,计算结果表明:对高马赫数流动,再生冷却结构和 C/SiC 耐高温材料不能很好地对壁面进行保护,需要气体喷射方案来实现有效的热防护。

发汗冷却被认为是一种最有可能解决热环境极度苛刻的液体火箭推力室以及高超声速飞行器关键部件热防护的冷却技术。该冷却技术利用冷却剂由高压气仓从烧结多孔介质层或层板结构中溢出,在受热壁面形成一层连续相继且分布均匀的膜结构,将高温主流与受保护壁面隔绝开,使之不被烧毁。与传统的对流冷却、冲击冷却及膜冷却相比,发汗冷却借助于多孔介质内部比表面积大、冷却剂的入射速度较膜冷却低等优秀的传热传质特点,具有更高的冷却效率。较少的冷却剂即可实现良好的冷却效果,其最大冷却能力可达 $6 \times 10^7 \sim 1.4 \times 10^9 \text{ W/m}^2$,因此可将此技术应用于超燃冲压发动机燃烧室内支板的热防护。目前,已有部分学者和组织对发汗冷却在超燃冲压发动机上的应用进行了研究^[10-12]。相比于气体冷却剂,对于以液体为冷却工质的发汗冷却相关研究很少。Bellettre等^[13]和 Wang等^[14]在低温低速风洞中进行的平板发汗冷却研究表明:液态介质作为冷却剂,利用其相变潜热,冷却效果远远优于气体工质。德国宇航中心在 L2K 风洞中开展的水发汗冷却实验表明:液态水发汗的冷却效果远远高于氮气发汗^[15-17],发现了主流来流的总温达 2000 K

(1727℃)条件下,钝体表面形成了冰壳层的现象。未来超燃冲压发动机如果采用液氢燃料,那么采用液体工质进行发汗冷却的研究具有很大的价值。但是上述发汗冷却的研究目前主要集中在平板发汗冷却研究,或者以飞行器前缘和头锥为研究背景的钝体发汗冷却研究。采用发汗冷却结构来进行支板结构的热防护,除了在一些国际专利中有所涉及外^[18-22],很少有相应的学术研究报告。

本文针对支板结构采用发汗冷却主动热防护方案,设计并加工了采用全烧结金属多孔介质的支板结构,利用低速风洞实验台,采用水为冷却工质,对支板的发汗冷却过程进行了实验研究,分析和研究了主流温度和注入率对支板结构的多孔壁面温度的影响规律,并且对发汗冷却的停止时刻下支板的热响应特性进行了初步研究。

1 实验装置及测量方法

1.1 支板结构

本文实验中采用的全烧结金属多孔介质支板结构如图 1 所示,支板体全部为多孔介质,采用注射成型的方法加工而成,不锈钢粉末采用平均颗粒直径为 $30 \mu\text{m}$ 的粉末。支板内部空腔加肋,一方面可以增强支板的强度,另一方面可以通过将腔内分割成两个腔体,分别控制支板前段和后段的流量,以达到冷却工质的合理分配。在本文实验中,暂时没有考虑不同腔体的质量流量分配,冷却水从一个进口流入支板腔体,因此将冷却水进口处的肋打断,以实现两个腔内的压力一致。在实验过程中,将支板水平横放,头部头锥正对来流方向。

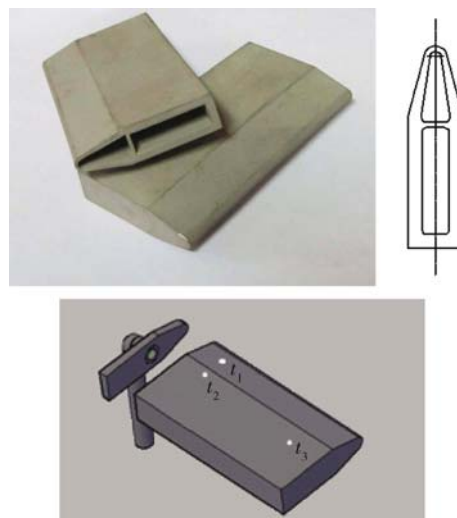


图1 支板结构图

Fig. 1 Schematic chart of strut

1.2 发汗冷却实验系统

本文中采用的实验系统如图2所示,主流气体由最大体积流量为 $3\,197\text{ m}^3/\text{h}$ 的离心风机供气,并配备变频范围为 $0\sim 50\text{ Hz}$ 的变频器,通过改变风机频率实现主流体积流量的连续变化.主流流体通过离心风机,进入长为 0.8 m 、扩张角为 15° 的扩张段,平稳减速后经过蜂窝状整流栅进入加热段.加热段由三级加热功率分别为 20 kW 的加热器并联而成,3个加热器的电压由 380 V 三相电经过比例-积分-微分(proportional-integral-derivative, PID)调节器后提供.每个加热器下游位置均布置一个测温热电阻,可根据具体实

验工况通过PID调节系统控制加热功率,并精确控制流经实验段的主流温度,偏差小于 0.5°C .加热后的空气经过长为 200 mm 、格栅大小为 $10\text{ mm}\times 10\text{ mm}$ 的蜂窝状整流栅后流入收缩段,再经两层整流网进入长 $L=490\text{ mm}$ 、截面积 $A=100\text{ mm}\times 100\text{ mm}$ 的钢架结构实验段.冷却水采用压水法提供.氮气气瓶提供高压环境,并通过减压阀和阀门控制气瓶出口压力.高压氮气进入直径为 300 mm 、高为 300 mm 的圆柱形水罐,将冷却水从其内压出.水流经科氏力质量流量计测量质量流量和温度,通过压力表测量压力后进入支板,并通过多孔表面流出冷却多孔壁.

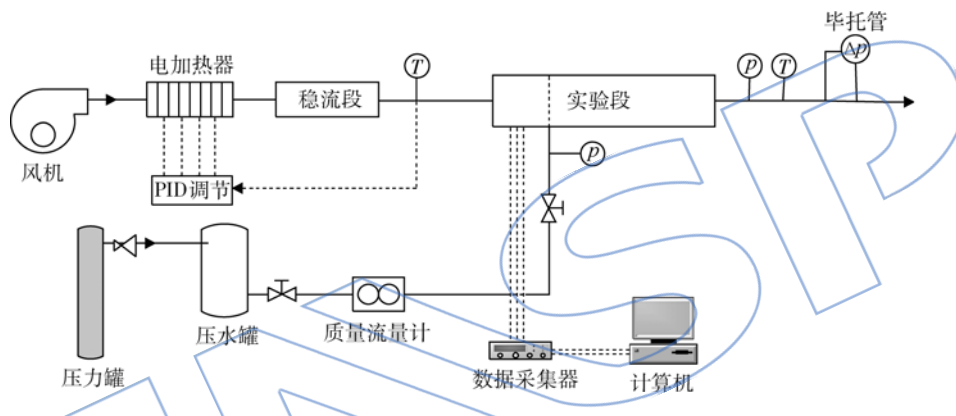


图2 实验系统示意图

Fig.2 Schematic chart of experimental system

1.3 测量方法

主流温度由3支布置于同一主流流道截面位置的铂电阻温度计测量得到.主流速度通过放置于实验段下游位置处的毕托管测量得到,毕托管采集的动、静压传送给微差压变送器(量程为 $0\sim 2\text{ kPa}$,精度为 0.5 级),则速度可以通过式(1)计算得到.主流通道中的压力相对大气压为负压,通过差压计的测量发现其和大气压的差值小于 1 kPa ,因此近似认为主流压力为大气压.

$$u = k \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (1)$$

其中 k 为毕托管的校准系数,经过标定后确定为 0.99 ; ρ 为密度.

支板表面焊接3根单股直径为 0.127 mm 的T型铜-康铜I级热电偶.经过对该热电偶的标定,在本文测量温度范围内,其测温误差为 $\pm 0.1^\circ\text{C}$.热电偶布置位置如图1所示,一根放置在支板前段斜坡中间,一根放置在支板体平面开始处,另一根放置在支板体平面中间位置.

2 实验结果与分析

在发汗冷却研究中,通常用注入率来衡量冷却剂注入量的大小,其定义为冷却剂与主流质量流速的比值

$$F = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \quad (2)$$

其中 ρ_c 为冷却剂密度, u_∞ 为主流速度.冷却剂在多孔介质内的平均速度 u_c 为达西速度.主流的密度 ρ_∞ 通过上述测量到的温度压力查询美国国家标准与技术研究院(National Institute of Standards and Technology, NIST)的 REFPROP 7.0 物性程序得到.冷却流的质量流速通过冷却剂质量流量和流经支板的平均面积得到($M = \rho v A$).支板为非平面结构,其内壁面面积和外壁面面积不同,因此采用其内、外壁面的算术平均面积进行计算.

发汗冷却的冷却效率用无量纲温度定义为

$$\eta = \frac{t_\infty - t_w}{t_\infty - t_c} \quad (3)$$

其中 t_w 为受保护壁面温度, t_∞ 为主流来流温度, t_c 为冷却剂温度. 冷却效率范围为 $0\% \sim 100\%$, 数值越大, 冷却效果越好.

2.1 注入率对发汗冷却的影响

本文测量了注入率为 $0\% \sim 2\%$ 条件下的支板发汗冷却效果, 其中主流速度为 15 m/s , 主流温度分别为 98°C 和 120°C . 壁面温度随注入率变化的曲线如图 3 所示.

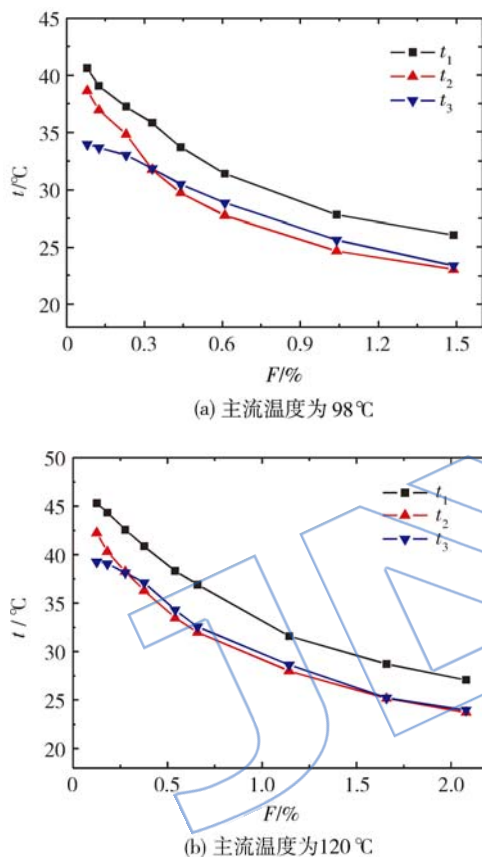


图3 壁面温度随注入率变化曲线

Fig. 3 Curves of wall temperature varying with blowing ratio

从图 3 中可以看出, 实验中发汗冷却可以达到非常好的冷却效果, 当主流温度为 120°C 时, 其最大温降可以达到 85°C 左右. 对于两种不同主流温度下的壁面温度, 其壁面温度都随着注入率的增加而下降. 支板前端尖端斜面中心处的热电偶温度 t_1 最高, 这是因为其位于发汗区壁面的前端, 由之前的发汗冷却相关研究可以知道, 由于冷却剂在壁面的积聚作用, 壁面温度会呈沿流向逐渐降低的趋势. 而且本文中支板前段壁面为斜面, 与流向有 15° 的夹角, 因此会更加增加前段测点的温度. 在本文实验的两种主流温度条件下, 温度 t_2 和 t_3 比较接近. 原因可能有两种, 首先是因为

在做主流温度为 98°C 和 120°C 的实验时, 由于 t_2 的位置处于 t_1 焊点的正后方, t_1 的热电偶会使得其位置后方壁面出现少量的局部水的“滞留区”, 这样就增强了 t_2 位置处的保护效果. 其次, 在实验中为了固定支板结构及定位, 支板的另一顶端焊接了一个不锈钢金属薄片, 并用螺丝固定在底板上, 在实验时, 金属薄片的温度近似主流温度, 并通过导热将部分热量传递给支板底部, 这样便增加了 3 处测点的温度, 使得即使 t_3 测点处于 t_2 后方, 仍然保持相对较高的温度. 在这 3 种情况的温度曲线图中, t_1 和 t_2 的温度都是随着注入率的增加, 温度下降幅度逐渐减小. t_3 的情况稍微有些不同, 在实验中测量的小注入率下, 温度随注入率的变化相对不大. 这可能是因为虽然冷却剂质量流量减小, 但由于 t_3 位于支板后部平直段的中间位置, 在其附近存在着上游出流积累的冷却水, 这样就保证了对壁面的冷却效果, 因此温度上升并不多. 这提示在支板冷却剂质量流量优化设计中, 也许可以将支板后部设计成金属实体结构, 只利用上游发汗流体在壁面的积累作用以及支板内部的对流换热, 就可以达到较好的冷却效果. 这样能将更多的冷却剂用于支板前段的冷却, 达到冷却剂的优化利用.

图 4 表示了不同主流条件下冷却效率随注入率变化的曲线图. 从前面对温度的变化分析可以知道, 不同测点处的冷却效率都随着注入率的增加而增加. 当注入率为 2% 时, 冷却效率可以高达 93% , 并且随着注入率不断增大, 增幅逐渐减小, 冷却效率趋近于 100% . 在不同主流温度条件下, t_1 处的冷却效率要明显小于 t_2 和 t_3 , 而后两者的冷却效率相差不大. 在不同主流温度条件下, 相同

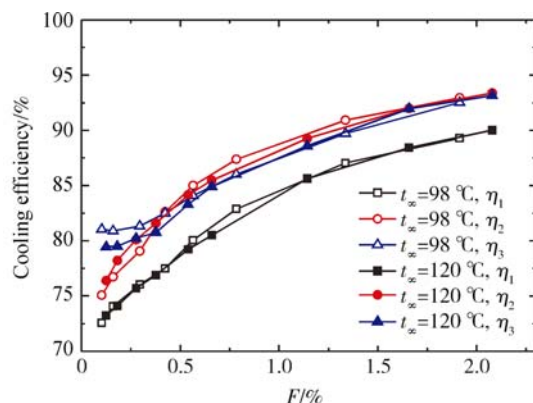


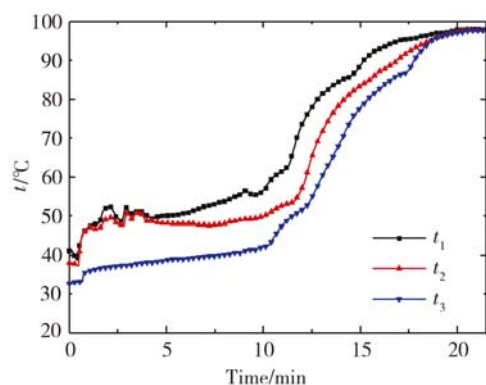
图4 不同注入率下冷却效率曲线图

Fig. 4 Curves of cooling efficiency varying with different blowing ratios

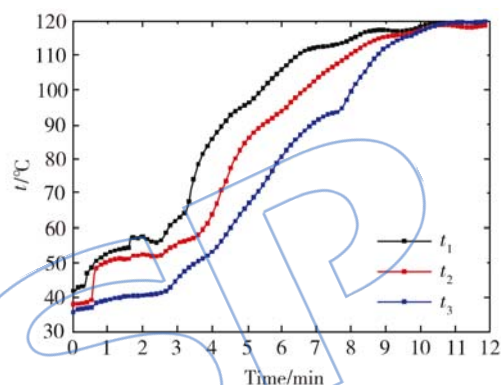
注入率下相同位置冷却效率近似相同,这表明用注入率和冷却效率来衡量单相液体发汗冷却效果是合理的.已有的对气态工质的发汗冷却研究表明:当来流条件不变时,冷却效率主要受注入率的影响,本文实验中两种工况下的结果也表明了这一点.因此进一步增加温差,仍然可以维持本文实验工况的高冷却效率,并且当来流温度进一步提高,发汗工质水发生相变,汽化吸热,冷却效率会进一步提高.

2.2 支板结构的热响应特性

实验还记录了冷却剂质量流量变为 0 g/s 的情况下壁面温度随时间变化的曲线.不同主流温度下,冷却剂停止注入后壁面温度随时间变化的规律如图5所示.从图中可以看出,当在高温环境下关闭冷却剂供应时,壁面温度逐渐升高,最后达到主流温度.从这两幅图中可以看到壁面温度升高主要存在两个增幅比较大的时间区域.当主流温度为 98°C 时,冷却剂停止注入后的 1 min 左右,3个测点的温度存在明显的阶跃.对主流温度为 120°C ,此阶跃发生在冷却剂停止注入后的 10 s 左右.这是因为当冷却剂质量流量不为 0 g/s 时,在支板壁面能形成一层薄薄的水膜,保护多孔壁面.当壁面水被吹到下游或者蒸发时,新的冷却剂会由内部继续提供,保证水膜稳定存在.当关闭冷却剂供应时,壁面水膜迅速被蒸干,壁面热电偶直接接触主流高温气体,因此测量值存在一个较大的跳跃.但是由于支板多孔材料内仍然被冷却剂占据,多孔壁高温侧水不断蒸发,水蒸气从多孔壁面溢出,形成保护气膜.并且支板多孔骨架内存在温度较低、比热容很大的液态水,液态水和固体骨架的换热良好,因此壁面温度仍然保持与主流温度有较大的温差.此阶段多孔介质内为部分水+部分气的三相状态,随着多孔介质内部水经过蒸发不断减少,壁面温度也在缓慢地增加.主流温度为 98°C 条件下,在 11 min 左右,温度增加量逐渐增加,出现了第2个温度阶跃区.主流温度为 120°C 时,此温度阶跃在第 5 min 左右出现.这是因为多孔介质内保留的冷却剂被完全蒸干,多孔壁内为水蒸气和多孔骨架的两相状态,这样支板退化为水蒸气的发汗冷却状态.水蒸气冷却效果明显比液态水要差,因此温度迅速升高.由于重力的作用,腔体内的残留水只能从下多孔壁面慢慢溢出.随着腔内液态水逐渐消失,测点温度逐渐升高,直至达到主流气体温度.主流温度为 98°C 条件下,此过程需要进行 22 min ,而主流温度为 120°C 条



(a) 主流温度为 98°C



(b) 主流温度为 120°C

图5 冷却剂停止注入后壁面温度随时间变化的曲线

Fig. 5 Curves of surface temperature varying with time after stopping coolant supply

件下,此过程较快,需要 12 min 完成.

3 结 论

本文通过实验方法研究了液态水作为冷却剂对烧结不锈钢粉末多孔支板结构的发汗冷却效果,研究了不同主流温度下壁面温度随注入率变化的情况,并将结果转化成无量纲温度即冷却效率的形式,主要结论如下:

1) 以水作为冷却剂的发汗冷却能提供很好的冷却效果,当主流温度为 120°C 、注入率为 2% 时,壁面温度与主流温度差值最大为 85°C ,冷却效率可达 93% .

2) 对本文所用3个测点,支板前段斜坡中间 t_1 的温度在不同主流温度和注入率条件下均为最高.在较小注入率条件下, t_3 小于 t_2 ;当注入率较大时, t_2 和 t_3 差别不大.当注入率较小时,由于 t_3 测点处水膜的良好积累,使得 t_3 随注入率减小变化不大,因此在结构优化设计中,可以考虑将后半段设计成实心壁面以进行冷却剂的优化利用.

3) 在文中测量的两种不同主流温度下,相同

注入率下相同位置的冷却效率近似相等。

4) 当关闭冷却水供应时,壁面温度在升高到主流温度的过程中,经历了两次较明显的阶跃,这分别对应与外壁面水膜的蒸干和多孔介质内保持的冷却水蒸干阶段。

在本文实验的主流工况下,多孔支板表面存在一层水膜,未发生相变。当主流温度继续增加时,相变会在多孔区内发生,从而导致冷却剂流出壁面时已经为气态水蒸气,能充分利用水的潜热,进一步提高冷却效率。在实际的超声速气流中,水膜破碎会引起对发动机结构的冲击,有很大的破坏作用,因此在未来的研究中,需要对高温高速主流条件下的液体相变发汗冷却进行研究。

参考文献:

- [1] Tani K, Kanda T, Kudou K. Aerodynamic performance of scramjet inlet models with a single strut[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(4): 905-912.
- [2] Tetlow M R, Doolan C J. Comparison of hydrogen and hydrocarbon-fueled scramjet engines for orbital insertion[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(2): 365-373.
- [3] Masuya G, Komuro T, Murakami A, et al. Ignition and combustion performance of scramjet combustors with fuel injection struts[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(2): 301-307.
- [4] Sullins G, Anderson J, Drummond J. Numerical investigation of supersonic base flow with parallel injection[R]. AIAA 82-1001, 1982.
- [5] Pandey K M, Sivasakthivel T. CFD analysis of mixing and combustion of a scramjet combustor with a planer strut injector[J]. *International Journal of Environmental Science and Development*, 2011, 2(2): 102-108.
- [6] Bayley D, Hartfield R. Experimental investigation of angled injection in a compressible flow [R]. AIAA 95-2414, 1995.
- [7] Motoyama N, Mihara K, Miyajima R, et al. Thermal protection and drag reduction with use of spike in hypersonic flow[R]. AIAA-2001-1828, 2001.
- [8] Bouchez M, Cahuzac G, Beyer S. PTAH-SOCAR fuel-cooled composite materials structure in 2003[R]. AIAA-2003-6919, 2003.
- [9] 孙冰, 郑力铭. 超燃冲压发动机支板热环境及热防护方案[J]. *航空动力学报*, 2006(2): 336-341.
- [10] Kulkarni P S, Ravi B R, Reddy K. Two dimensional Navier-Stokes solutions for transpiration cooling at hypersonic Mach numbers[J]. *Shock Waves*, 2004, 13(6): 497-500.
- [11] Reddy N M. Numerical simulation of transpiration cooling over blunt bodies at hypersonic Mach numbers[R]. AIAA 95-2082, 1995.
- [12] Foreest A V, Sippel M, Klevanski J, et al. Transpiration cooling to handle the aerothermodynamic challenges of the spaceliner concept[R]. Brussels, Belgium: The 2nd European Conference For Aerospace Sciences (Eucass), 2007.
- [13] Bellettre J, Bataille F, Lallemant A, et al. Studies of the transpiration cooling through a sintered stainless steel Plate[J]. *Experimental Heat Transfer*, 2005, 18(1): 33-44.
- [14] Wang J H, Messner J, Stetter H. An experimental investigation on transpiration cooling: Part II comparison of cooling methods and media[J]. *International Journal of Rotating Machinery*, 2004, 9(10): 355-363.
- [15] Schindel L, Driftmyer R. Surface cooling by transpiration of a freezing liquid[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1992, 6(1): 158-160.
- [16] Van Foreest A, Sippel M, Güelhan A, et al. Transpiration cooling using liquid water[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2009, 23(4): 693-702.
- [17] Van Foreest A, Sippel M, Güelhan A, et al. Transpiration cooling methods for the spaceLiner[J]. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2008, 98(1): 170-185.
- [18] Henry C L, Delametter J E. Scramjet fuel injection system having independent fuel supplies for supersonic and hypersonic operation; United States, 5660040[P]. 1997-08-26.
- [19] Bulman M J. Transpiration cooling for a vehicle with low radius leading edge; United States, 5452866 [P]. 1995-09-26.
- [20] Chevalier A, Bouchez M. Fuel-injecting apparatus for ramjet engine cooled by transpiration; United States, 6164061 [P]. 2000-12-26.
- [21] Bouchez M, Chevalier A. Transpiration cooled fuel injector bar for a ramjet engine; Europe, EP0846920 B1[P]. 2003-06-11.
- [22] Bulman M J. Transpiration cooling for a vehicle with low radius leading edges; United States, 5351917 [P]. 1994-10-04.
- [23] thermal environment and thermal protection scheme[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006(2): 336-341. (in Chinese)

SUN Bing, ZHENG Liming. Research of scramjet strut