

文章编号: 1000-8055(2006)02-0336-06

超燃冲压发动机支板热环境 及热防护方案

孙 冰, 郑力铭

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 在超燃冲压发动机工作过程中, 支板前缘的热环境非常恶劣。本文研究了超燃冲压发动机支板前缘的热环境, 得到了热载荷分布。提出了支板前缘金属结构再生冷却方案、耐烧蚀材料热防护方案和气体喷射热防护方案, 并对这三种方案的热防护效果进行了数值模拟。数值模拟的结果表明, 金属结构再生冷却方案无法对支板进行有效的热防护; 耐烧蚀材料方案可以在飞行马赫数8以下起到很好的热防护效果; 而当马赫数大于8时, 则只有气体喷射方案可以实现有效的热防护。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 超燃冲压发动机; 热环境; 热防护

中图分类号: V 235. 21

文献标识码: A

Research of Scram jet Strut Thermal Environment and Thermal Protection Scheme

SUN Bing, ZHENG Liming

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The thermal environment of the scram jet strut leading edge is rigorous. In this paper, the thermal environment was studied, and the heat load distribution was obtained. Based on the thermal environment, three thermal protection schemes were put forward, i.e. regeneration cooling scheme, C/SiC thermal protection scheme and gas jet thermal protection scheme. Numerical simulation was employed to obtain the thermal protection effectiveness of these three schemes. The results show that the regeneration cooling scheme can't protect strut leading edge from destruction; C/SiC thermal protection scheme works well up to flight mach number not exceeding 8, and only gas jet thermal protection scheme can protect strut leading edge from destruction up to Mach 8 and higher.

Key words: aerospace propulsion system; scram jet; thermal environment;
thermal protection

超燃冲压发动机工作中, 其支板前缘承受着非常严重的气动加热。支板前缘驻点附近的热流密度极大, 非常容易被烧蚀。而超燃冲压发动机工

作过程中支板不能有较大变形, 否则会严重影响发动机的性能。因而支板的热防护是超燃冲压发动机热防护技术中的一个重要问题。

收稿日期: 2005- 05- 17; **修订日期:** 2005- 10- 13

作者简介: 孙冰(1960-), 女, 黑龙江佳木斯人, 北京航空航天大学宇航学院教授, 主要从事冲压和火箭发动机热防护方面的研究

国外已经就支板的热防护问题进行了一些相关研究[1], 对支板前缘的热防护方案^[1,2]、结构材料^[3,4]和耐烧蚀效果进行了相应的计算和试验^[5], 并对燃料喷注组件和支板结构的组合方案进行了研究^[6,7], 另外, 对高超声速飞行器头部和翼前缘的热防护也提出了一些方案^[8,9]。而国内目前还未有这方面的研究内容公开发表。

1 支板前缘热环境计算

1.1 计算模型

要进行支板前缘热防护方案研究, 首先要了解支板上的热载荷分布情况, 这需要对支板前缘的热环境进行数值模拟。

文中支板前缘热环境的数值模拟采用 Numeca 流体力学计算软件。并应用了二维 N-S 湍流控制方程, B-L 湍流模型。

支板热环境计算实体模型外形尺寸为: 厚度 10 mm, 楔形夹角 20°。前缘圆角半径 1 mm。

超声速气流中, 通常采用后掠前缘以减轻前缘驻点附近的局部大热流, 但是在超燃冲压发动机中尚无法确定后掠支板对其他部位的热影响, 且尚无法确定恰当的支板后掠角度, 所以研究中没有采用后掠支板结构。

表1 边界条件

Table 1 Boundary condition

工 况	来流参数			支板壁面
	马赫数	静温/K	静压/M Pa	
1	2.99	650	0.061	绝热, 1 250 K
2	3.245	1 007	0.058	绝热, 1 250 K

文中分别就飞行马赫数 6, 高度 24.5 km 和飞行马赫数 8, 高度 30 km 两种工况的支板前缘的流场进行了计算。高马赫数空气来流经过了发动机进气道压缩, 马赫数降低, 温度和压力升高。表 1 中列出了支板热环境计算的来流的马赫数、温度和压力参数以及支板壁面边界条件。来流空气比热比为 $\gamma = 1.4$ 。计算中忽略支板各部分间热传导。

1.2 计算结果与分析

图 1~ 图 4 是飞行器在马赫数为 6 的飞行条件下发动机支板前缘的热环境状况, 图中, 温度的单位为 K, 热流的单位为 W/m^2 。可以看出, 结构最高绝热温度处于前缘驻点处, 温度已接近 1 670

K。支板其它位置壁面的绝热温度大约在 1 600 K 左右。若假定采用某种主动冷却可以维持支板壁

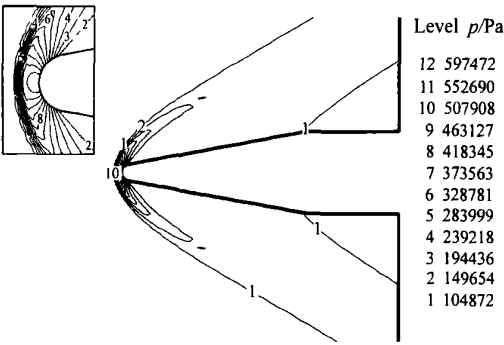


图1 支板前缘流场压力分布

Fig 1 Pressure distribution in flow field

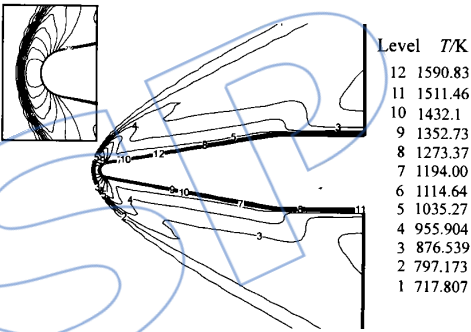


图2 支板前缘流场温度分布

Fig 2 Temperature distribution in flow field

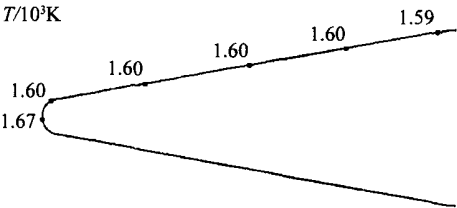


图3 支板绝热壁面温度分布

Fig 3 Temperature distribution in adiabatic wall

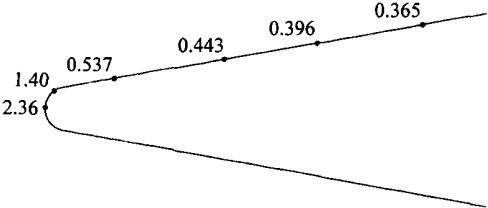


图4 壁面温度为 $T_w = 1\,250\,K$ 时的壁面热流

Fig 4 Heat flux distribution in wall when $T_w = 1\,250\,K$

面温度不超过1 250 K(金属结构许用温度范围),此时计算得到的支板前缘驻点处热流密度高达 $2.3 \times 10^6 \text{ W/m}^2$ 。若支板壁面材料采用高温耐烧蚀材料,使支板壁面可承受1 670 K 以上的温度时,支板前缘的热防护则不成问题。但为了适应发动机长时间工作的需要,要求支板前缘的结构有良好的隔热措施。

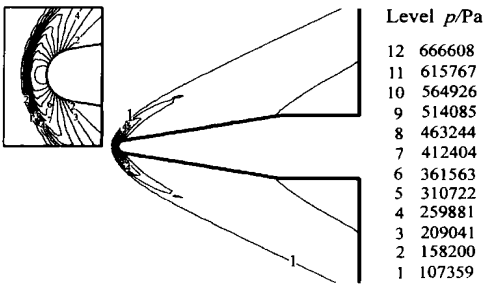


图5 支板前缘流场压力分布

Fig 5 Pressure distribution in flow field

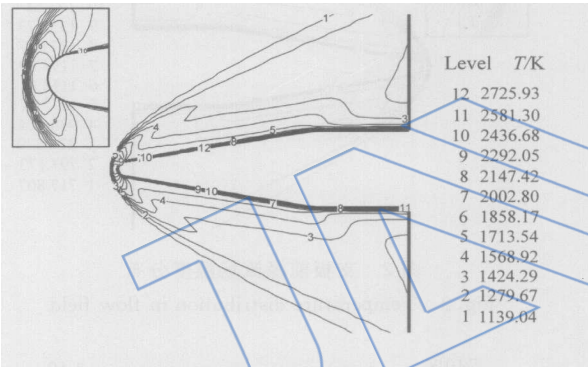


图6 支板前缘流场温度分布

Fig 6 Temperature distribution in flow field

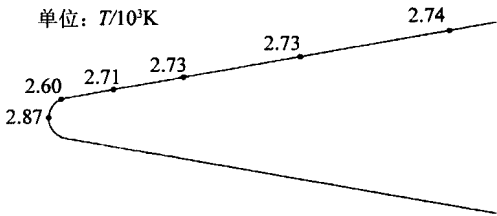


图7 支板绝热壁面温度分布

Fig 7 Temperature distribution in adiabatic wall

图5~ 图8是飞行器在马赫数为8,工况二的飞行条件下支板前缘的热环境状况,此时发动机前缘壁面的绝热温度已经达到2 800 K 以上。能够在空气中承受如此高温的耐烧蚀材料目前很难找到,因此被动热防护很难实现长时间稳定的热防护。若假定采用某种主动冷却方式维持壁面温度为1 250 K,那么图6中显示的支板前缘驻点处壁

面热流密度将高达 $9.7 \times 10^6 \text{ W/m}^2$,目前航空航天领域中各种主动冷却方式和结构都难以承受这样高的热流。

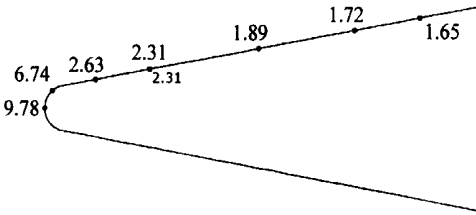


图8 壁面温度为 $T_w = 1\,250\text{ K}$ 时的壁面热流

Fig 8 Heat flux distribution in wall when

$T_w = 1\,250\text{ K}$

图1、图5的流场压力分布和图2、图6的流场温度分布显示,支板前缘驻点附近形成了一个局部的高温高压流场区域,流场的高温高压相应的强化了流场和壁面之间的换热作用。热流计算结果也显示,支板前缘驻点附近形成了一个局部大热流区域,而区域外壁面热流则大大降低。

2 支板前缘热防护方案

基于上述支板的热环境计算结果,提出了3种热防护方案,并对这3种支板前缘热防护方案进行研究比较,以找出可行的热防护途径。

2 1 再生冷却结构方案

再生冷却结构方案如图9所示,这是在金属支板结构内部设置冷却通道。冷却剂从冷却通道一端进入,通过通道,然后从另一端排出,以冷却支板结构。

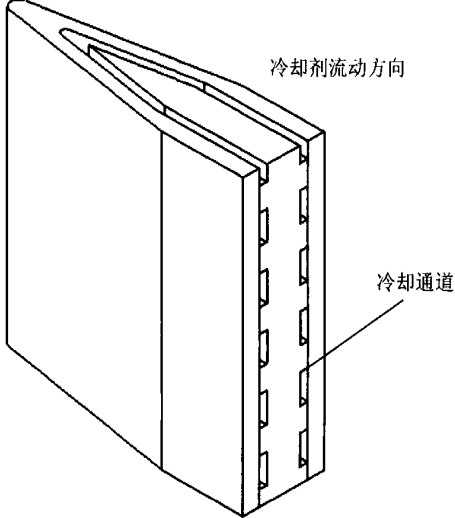


图9 再生冷却结构方案

Fig 9 Sketch of cooling strut

2 2 耐烧蚀材料结构方案

C/SiC 材料具有优良的耐烧蚀性能, 可以作为支板前缘热防护材料, 图10显示的是一种耐烧蚀支板前缘结构, C/SiC 材料和金属基体的连接方法如图所示。

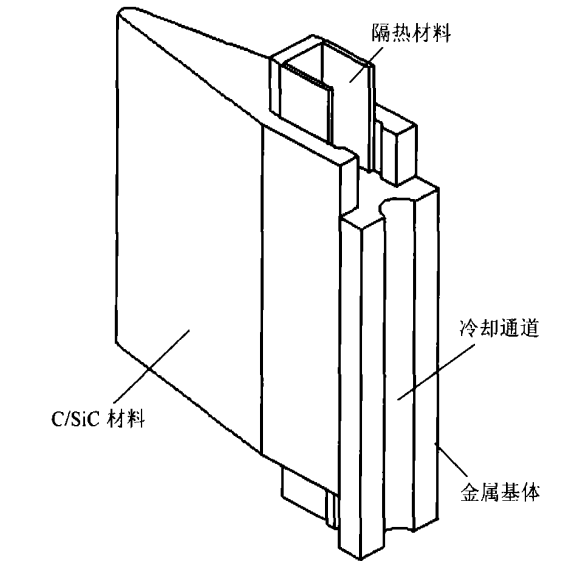


图10 耐烧蚀材料结构方案
Fig 10 Sketch of C/SiC strut

这种连接方法可以不需要暴露在高温气体中的金属连接件, 保护了内部金属结构。由于C/SiC材料也具有较高的导热系数, 因而在C/SiC材料和金属基体之间加置了具有低导热系数的隔热材料。并在金属基体上设置有低强度换热的再生冷却通道, 以适应发动机长时间的工作要求。

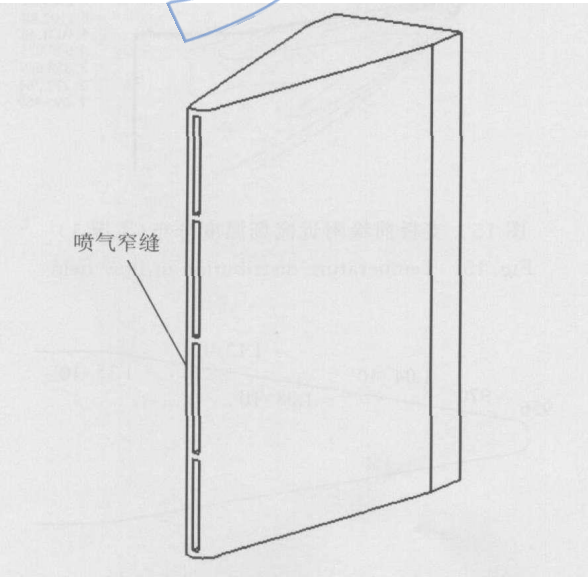


图11 气体喷射热防护方案
Fig 11 Sketch of gas jet strut

2 3 气体喷射热防护方案

支板气体喷射热防护方案是在支板前缘驻点处迎着气流方向开一条一定宽度的窄缝(如图11所示)。发动机工作时, 一定温度和压力的气体经过窄缝向外喷射。喷出来的气体把前缘处的高温高换热系数的区域推离支板前缘壁面, 解决了支板前缘驻点附近高热流区域的耐烧蚀问题, 然后喷射气体在来流的作用下沿着支板壁面向后流动, 在支板壁面上形成一层温度较低的气体保护膜。

这种热防护方式的优点在于, 喷射出来的气体在支板壁面形成的气膜阻止了高温气体与支板壁面的接触, 直接阻隔了高温气流向支板壁面的高强度对流传热。

3 3种热防护方案的数值计算

为了解前述3种支板热防护结构的热防护效果, 对它们分别进行了数值计算。又为便于比较和说明问题, 计算中3种支板结构采用与1.1节相同的外形尺寸。计算中涉及的材料参数见下表2。

表2 材料性能

Table 2 Characteristic of materials

材料种类	温度/ $^{\circ}\text{C}$	导热系数/ $\text{W}/(\text{m}^2\cdot\text{K})$	上限温度/ $^{\circ}\text{C}$
镍基合金 GH 1140	500	20.9	900
	600	21.2	
	700	23.4	
	800	25.1	
	900	26.4	
隔热材料	—	0.9	1 800
C/SiC	—	8	2 200

隔热材料和C/SiC材料的制备工艺直接影响其导热性能, 因而计算中取用其一个常用参数。

3 1 再生冷却结构方案

对如图9所示支板热防护结构进行温度场计算。计算工具为ANSYS有限元计算软件, 计算中把支板结构简化为二维形式, 采用表1所列的工况一边界条件。支板材料采用高温镍基合金GH 1140。冷却剂为水。

温度场计算结果图12表明, 结构温度在支板顶点处最高, 向后逐渐降低。虽然在靠近支板前端

的冷却通道处的冲击作用大大加强了冷却换热,可是支板前缘的温度仍然达到1 600 K,计算中还可以通过调整冷却剂流速来改变对流换热系数且进行了多种情况的试算,结果显示冷却效果并无明显变化。这说明在这个结构区域内,再生冷却的效果很差。也说明了实际中这种结构是不合理的。

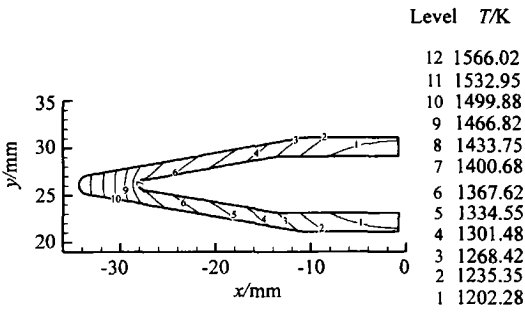


图12 支板结构温度场分布
Fig 12 Temperature map

3 2 耐烧蚀材料结构方案

对图8所示支板结构进行了有限元分析,计算工具为ANSYS 计算软件,同样把支板结构简化为二维形式,并采用了表1中工况一的边界条件。计算结果如图13所示。

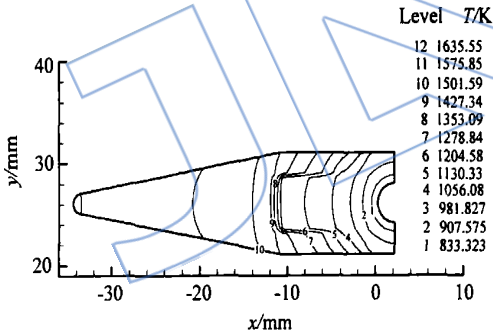


图13 $M a=6$ 时支板结构温度场分布
Fig 13 Temperature map when $M a=6$

可以看到, C/SiC 材料部分的温度很高,这一部分有效地承担了来流的高温气动加热。在中间层隔热材料处,温度迅速下降,而最内层的镍基高温合金基体部分的温度已经基本低于材料的许用温度。这说明,在 $M a=6$ 的飞行工况下,这种支板的结构可以满足热防护要求。

另外从图3和图13可以看出,支板前缘驻点结构温度与绝热温度只有几十度之差,那么在 $M a=8$ 的飞行工况下,这种支板结构前缘驻点的温度将要接近2 800 K,即使扣除辐射的影响,支板前缘驻点的结构温度也已经达到了C/SiC 材料在空气中的使用上限,所以如果飞行马赫数达到8以

上,这种支板结构将无法应用。

3 3 气体喷射热防护方案

对图11所示支板热防护结构进行了计算,计算中前缘处窄缝宽度为0.5 mm。计算工具为Numeca 流体计算软件,采用了二维N-S 方程,B-L 湍流模型。

计算采用表1中所列两种工况,窄缝喷射气体为空气,比热比 $\gamma=1.4$,总温1 000 K,总压0.8 MPa。计算结果如图14~ 图19所示。

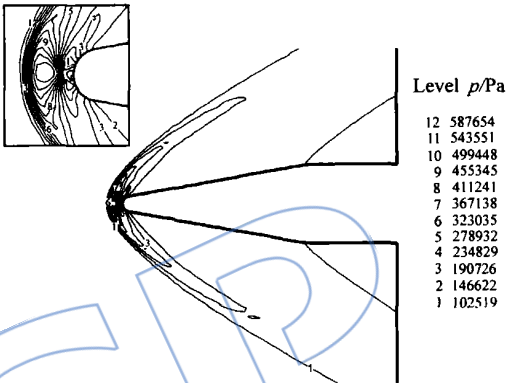


图14 支板前缘附近流场压力分布(工况1)
Fig 14 Pressure distribution in flow field

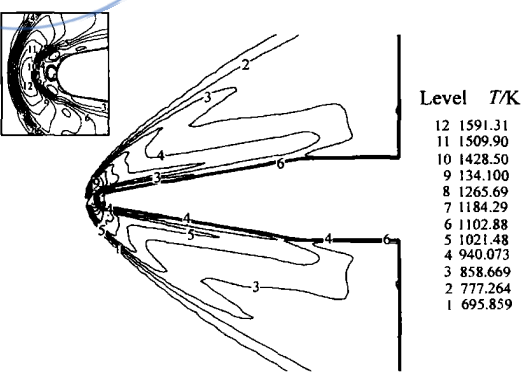


图15 支板前缘附近流场温度分布(工况1)
Fig 15 Temperature distribution in flow field

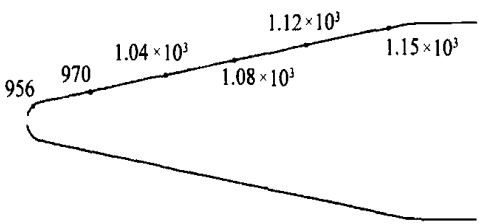


图16 支板前缘绝热壁面温度分布(工况1)
Fig 16 Temperature distribution in adiabatic wall

由图15和图18可以看出,当气流从窄缝喷出后,由于气压下降,气体迅速的膨胀,致使喷射气体出口处的温度迅速降低,形成一个明显的低温区。它把流场中的最高温度区域推离了支板前缘壁面。喷出的气体在来流的作用下,在支板壁面上形成一层非常明显的气膜,这层气膜内的温度要明显低于气膜外部气体的温度。由图16和图3的比较以及图19和图7的比较可以看出,支板壁面上的绝热温度明显降低,并且马赫数8飞行工况的降温幅度明显强于马赫数6飞行工况的降温幅度,说明这种气体喷射支板热防护方案在高飞行马赫数下效果尤为显著。

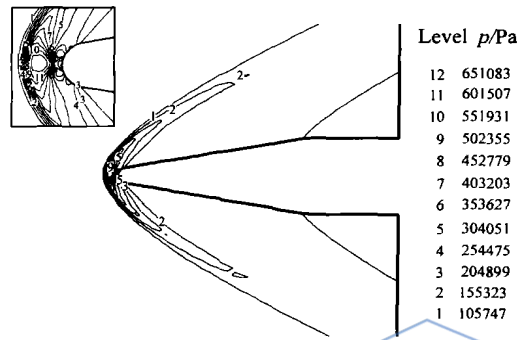


图17 支板前缘附近流场压力分布(工况1)

Fig 17 Pressure distribution in flow field

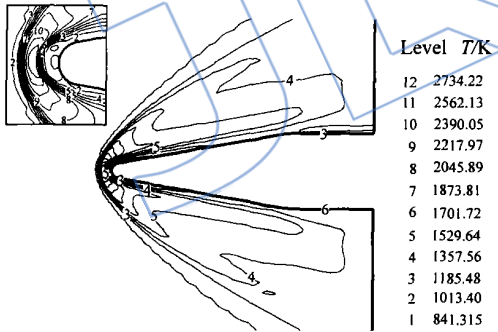


图18 支板前缘附近流场温度分布(工况2)

Fig 18 Temperature distribution in flow field

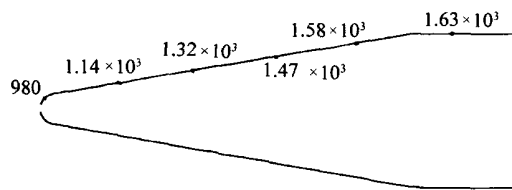


图19 支板前缘绝热壁面温度分布(工况2)

Fig 19 Temperature distribution in adiabatic wall

采用气体喷射支板结构则需要对喷射气体介

质的来源进行考虑,如采用空气涡轮的废气,或者对空气进行一定程度的预冷却。

4 结 论

由上面的叙述可以得到以下结论:

(1) 支板前缘的热环境非常苛刻而复杂,随着飞行马赫数的提高,支板前缘热环境的恶劣程度急剧上升。特别是支板前缘驻点,是一个极易烧蚀的部位,需要进行重点热防护。

(2) 由于结构的限制,金属再生冷却结构无法实现有效的热防护。

(3) 在一定马赫数以下,作为被动热防护方式,C/SiC耐烧蚀材料前缘支板结构可以起到有效的热防护作用。

(4) 当飞行马赫数更高时,C/SiC耐烧蚀材料前缘支板结构无法满足要求,需要采用气体喷射前缘支板结构方案。

参考文献

[1] Clément Bouquet, Agnès LU, Brett Hauber, Jacques Thebault Validation of a Leak-Free C/SiC Heat Exchanger Technology[R]. AIAA 2003- 6918

[2] Noboru Motoyama, Ken Mihara, Ryo Miyajima, Tadaharu Watanuki, Hirotohi Kubota Thermal Protection and Drag Reduction with Use of Spike in Hypersonic Flow [R]. AIAA 2001- 1828

[3] Marc Bouchez, Georges Cahuzac, Steffen Beyer PTAH-SOCAR Fuel-Cooled Composite Materials Structure in 2003[R]. AIAA 2003- 6919

[4] Felix F Chen, William F Tan, Nancy R Shimp, Richard B Norris An Innovative Thermal Management System For a Mach 4 to Mach 8 Hypersonic Scramjet Engine[R]. AIAA 98- 3134

[5] Bouquet R Fischer, Larrieu J M, Uhrig G, Thebault J. Composite Technologies Development Status for Scramjet Applications[R]. AIAA 2003- 6917.

[6] Rocci Denis S, Kau H P, Brandstetter A. Experimental Study on Transition Between Ramjet and Scramjet Modes in a Dual-Mode Combustor[R]. AIAA 2003- 7048

[7] Adam Sieberhaas, Mel Buhnan, Richard Norris, Michael Thompson Development and Testing of the Aerojet Strutjet Combustor[R]. AIAA - 99- 4868

[8] Sandra P Walker, Brian J Sullivan Sharp Refractory Composite Leading Edges on Hypersonic Vehicles[R]. AIAA 2003- 6915

[9] David E Glass, Ronald Merski N, Christopher E Glass Airframe Research and Technology for Hypersonic Airbreathing Vehicles[R]. AIAA - 2002- 5137