

文章编号:1000-8055(2013)02-0290-07

尖楔结构低速高/中温双路气流组合热试验方法

董素君, 李志杰, 王 浚

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院

人机工效与环境控制重点学科实验室, 北京 100191)

摘 要: 在典型高超声速飞行工况下, 数值模拟分析了高温合金尖楔前缘结构沿气流方向大温度分布梯度将带来严重的热强度问题, 产生大温度分布梯度的根本原因是尖楔结构头部区域平均热流密度与后段平板区域平均热流密度之差, 而受头部区域热流密度具体分布的影响不大; 进而提出了一种低速高/中温双路气流组合热试验方案, 并通过数值模拟方法证明了该方案具有两股气流参数可以独立调节分别满足尖楔结构头部驻点区域及后段平板区域大、小两种热流密度的优点, 进而解决单喷口低速高温燃气流热模拟试验难题, 满足尖楔结构高超声速飞行工况下大温度梯度模拟要求。同时, 该方案通过高/中温气源的合理组合搭配可以大大降低尖楔结构热试验所需高温气源发生功率, 推广应用于电弧风洞可拓展其热试验范围。

关 键 词: 高超声速; 气动热; 高温燃气; 热试验; 数值模拟

中图分类号: V216.5

文献标志码: A

Combined heating method of low speed and high/middle temperature gas flow for thermal test of tip wedge structure

DONG Su-jun, LI Zhi-jie, WANG Jun

(Fundamental Science on Ergonomics and Environment Control Laboratory,

School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The big temperature gradient in hypersonic tip wedge structure was calculated and simulated, and key thermal simulation parameters were presented. Since the single spout heating method can not simulate the heat flux density satisfactorily on the rear plate, a dual-mode heating method was developed to solve this problem, covering a high temperature flow with small spout in the center enveloped by a lower temperature flow. A typical hypersonic condition was simulated using CFD method. It shows that this new heating method can accurately simulate the hypersonic heat flux distribution of the tip wedge by effectively meliorating the heat flux distribution on the rear plate and maintaining the high heat flux density on the stagnation zone. The simulation of transient temperature distribution and big temperature gradient in the interior of tip wedge structure also gets very good results to support this strategy. Meanwhile, the dual-mode heating method can not only greatly reduce the spout size and speed of high temperature flow, but also greatly improve the test ability of electric arc wind tunnel to satisfy larger size of tip wedge structure.

收稿日期: 2012-08-29

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.290_008.html

基金项目: 国家自然科学基金(11102010)

作者简介: 董素君(1972—), 女, 河南郑州人, 副教授, 博士, 主要从事地面热模拟试验技术研究。

Key words: hypersonic; aerodynamic heating; high-temperature-gas flow; thermal test; numerical simulation

面对近地空间高超声速飞行器长时间、高温/大热流密度气动热环境^[1-3]提出的更高温度、更大热流密度、更大尺寸、更长时间及沿弹道瞬态等更高水平的综合热试验指标^[4-6],地面热试验设备研制成为亟待解决的关键技术.文献^[7]通过数值模拟和试验研究详细论述了所建低速高温燃气流加热试验设备能够满足高度为24 km、马赫数为6.0典型高超声速飞行工况驻点区域高温/大热流密度气动热试验要求,进而为高超声速地面热试验问题提出了一种新的研究思路.

但是,由于低速高温气流加热与高超声速气动热两者加热流体流动特性本质上的不同,势必造成试件表面沿气流方向热流密度分布存在一定差别.这种差别不仅受低速高温气流温度、速度及喷口相对尺寸、距试件距离等参数影响,且与试件具体结构形式有很大关系.

文献^[8]针对高超声速典型钝头锥结构,提出新型“低速高温燃气流+引射冷气流”加热方式,并通过对不同燃气流温度、速度、喷口尺寸等多种组合方式的数值模拟对比研究,较好地模拟出了钝头锥结构马赫数为6.0的高超声速气动热表面高温及热流密度分布.

为了减小气动阻力,由头部小半径圆柱和后部平板区两部分组成的尖楔形结构广泛应用于近地空间高超声速飞行器头锥、机翼及进气道前缘等部位^[9-11].本文主要详细分析了典型高温合金尖楔前缘结构^[12-14]在马赫数为6.0的高超声速飞行器工况下气动热特点及沿气流方向大温度分布梯度的主要原因,进而提出了一种新型“低速高/中温双路气流组合热试验”方案,中心采用与尖楔结构前端圆弧直径相当的小喷口低速高温气流,外面包覆另一股与尖楔结构后段宽度相当的低速中温气流,2股气流从相互嵌套的2个喷口喷出对试件进行加热试验.相关数值模拟结果显示:该方案通过独立调节2股气流参数分别满足尖楔结构头部驻点区域及后段平板区域大、小两种热流密度,进而改善单喷口低速高温气流热试验方案的不足,满足尖楔结构高超声速飞行工况沿气流方向大温度分布梯度的模拟需求,并为进一步实现尖楔结构沿飞行包线瞬态热应力试验奠定基础.同时,该方案通过高/中温气源的合理组合搭

配可以大大降低尖楔结构热试验所需的高温气源发生功率,若推广应用于电弧风洞可拓展其热试验范围.

1 尖楔前缘结构气动热特点

1.1 几何模型

参照美国X-43高超声速飞行器总体结构^[15],选取尖楔前缘结构为某高温合金材料,如图1所示,头部驻点曲率半径约为3 mm,三棱柱角约为20°,沿气流方向长度为150 mm.

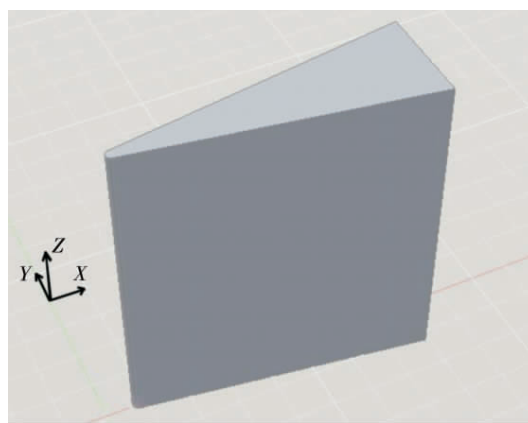


图1 尖楔前缘结构几何模型

Fig. 1 Geometry model of tip wedge structure

1.2 气动热特点

采用美国ESI-FASTAN高超声速气动热专业CFD软件,沿对称面取尖楔前缘结构半模并划分网格如图2所示,选择可压缩流、非轴对称结构、理想空气、B-L(Baldwin-Lomax)湍流模型、Roe高阶通量格式及经典MinMod限制器,获得高度为24 km、马赫数为6.0的典型高超声速飞行工况气流温度场如图3所示,300 K和1000 K两种等温壁面沿气流方向热流密度分布曲线如图4所示.

从图4中可以看出:典型尖楔前缘结构在高度为24 km、马赫数为6.0的典型高超声速飞行工况下,冷/热壁驻点气动热热流密度分别在 5.0 MW/m^2 和 3.0 MW/m^2 左右,后段平板区热流密度为 $0.5 \sim 1.0 \text{ MW/m}^2$,具有头部区域热流密度沿弧面呈现快速下降的大梯度分布特点.

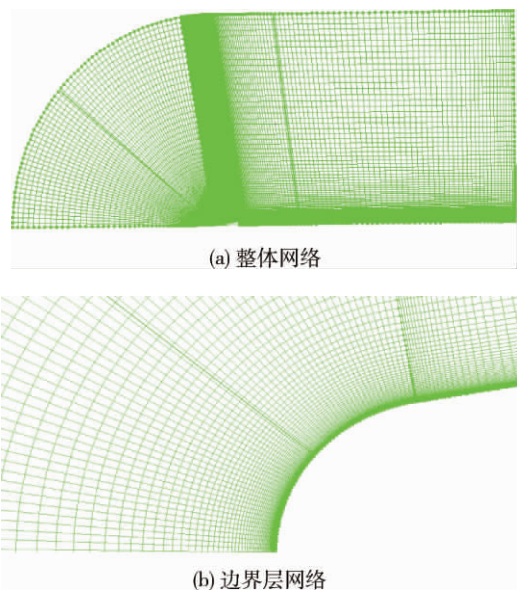


图 2 尖楔前缘结构半模计算网格

Fig. 2 Grid for half of tip wedge structure

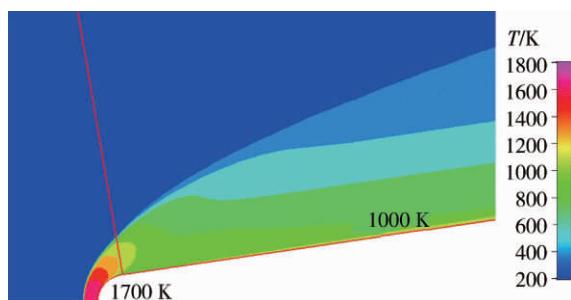


图 3 尖楔前缘结构外典型高超声速流温度场

Fig. 3 Temperature distribution of hypersonic flow around tip wedge structure

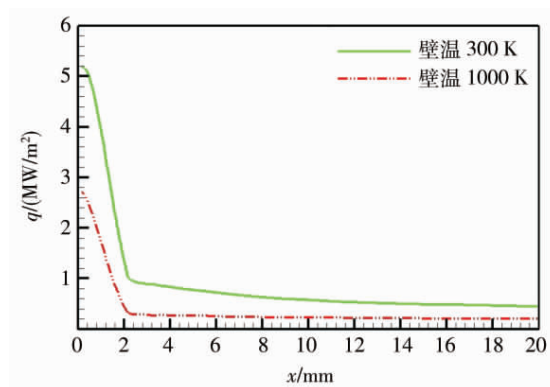


图 4 尖楔前缘结构等温壁面典型高超声速热流密度分布

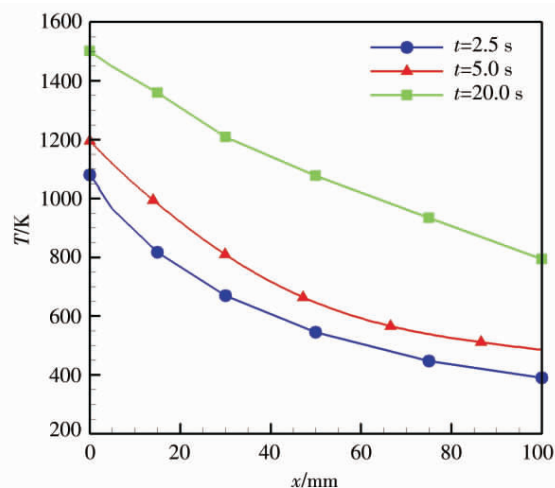
Fig. 4 Heat flux distribution of tip wedge structure with isothermal wall condition under hypersonic flow

1.3 热应力特点

以上述高度为 24 km、马赫数为 6.0 的典型

高超声速飞行工况下尖楔前缘结构外表面气动热热流密度值为边界条件,假设初始温度为 300 K、材料为某高温合金,获得不同时刻尖楔前缘结构沿气流方向温度分布曲线及第 5 s 时应力分布云图分别如图 5(a)和图 5(b)所示。

从图 5 中可以看出:高超声速飞行工况下,高



(a) 不同时刻沿气流方向温度分布曲线

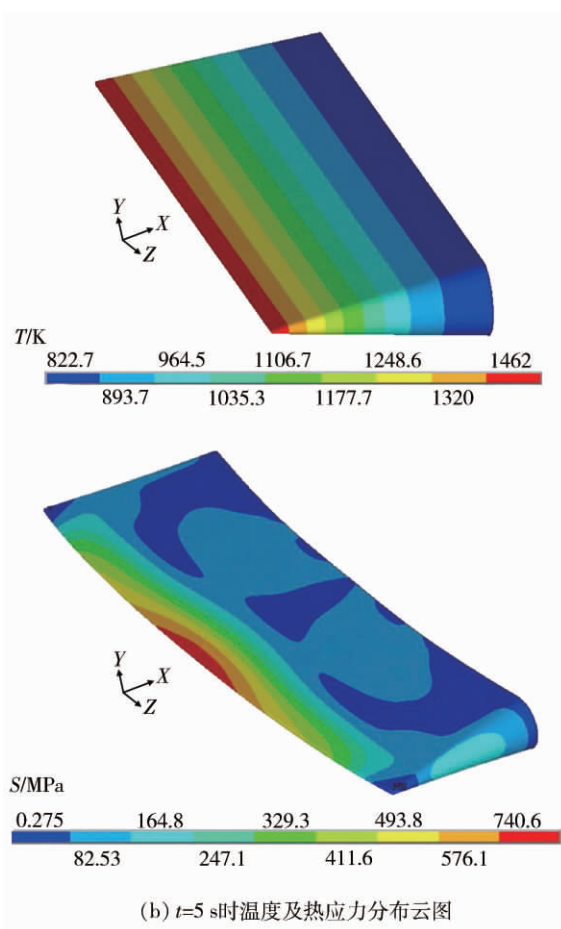
(b) $t=5$ s 时温度及热应力分布云图

图 5 尖楔前缘结构高超声速气动热温度及热应力分布

Fig. 5 Distribution of temperature and stress of tip wedge structure under hypersonic flow

温合金尖楔前缘结构内沿气流方向形成很大的温度梯度,并在前端高温区产生很大热应力,而高温合金材料的强度极限随温度的升高快速下降,进而使尖楔结构前端面临严重的应力超标问题,必须进行全尺度热强度试验,且热强度试验的主要模拟参数应为尖楔结构沿气流方向大温度梯度。

2 大温度梯度主要影响因素

仔细分析高超声速飞行工况下典型高温合金材料尖楔结构内沿气流方向温度分布曲线可以发现,其大温度梯度区域的转折点远远超出其头部圆弧区域,并随气动热作用时间逐渐向试件后端推移。为此,头部区域大热流密度分布梯度很可能不是整个尖楔结构沿气流方向大温度梯度的主要影响因素。

参照高超声速气动热分布特点,假设高温合金尖楔结构头部区域热流密度分别为线性分布(最高为 3 MW/m^2)和恒定值(1.87 MW/m^2)两种,保证两者头部区域总热流相同,后段平板区域均为 0.5 MW/m^2 (如图6所示),利用数值模拟方法获得两种情况下高温合金尖楔结构驻点温升曲线及不同时刻沿气流方向温度分布曲线分别如图7、图8所示。

从图7、图8中可以看出:头部区域热流密度线性分布或恒定值两种加载方式下,尖楔前缘结构驻点温升曲线及不同时刻沿气流方向温度分布曲线几乎完全重合,只是头部区域热流密度线性分布加载方式下,尖楔结构驻点温度及头部区域温度分布梯度(22 K/mm)略高于头部区域恒定热流密度加载方式下驻点温度及头部区域温度分布梯度(14 K/mm)。

由此可见:头部区域热流密度具体分布形式

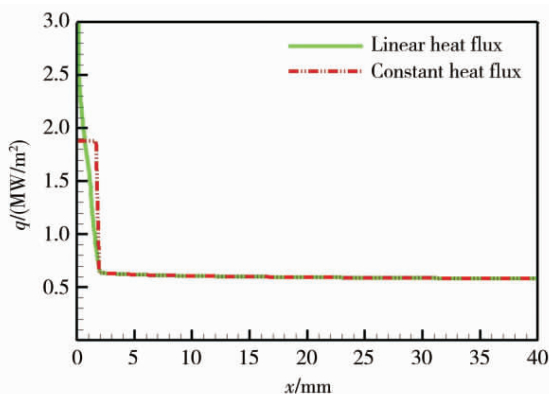


图6 尖楔结构热模拟两种热流加载方式

Fig. 6 Two modes of heat flux loading on tip wedge structure surface

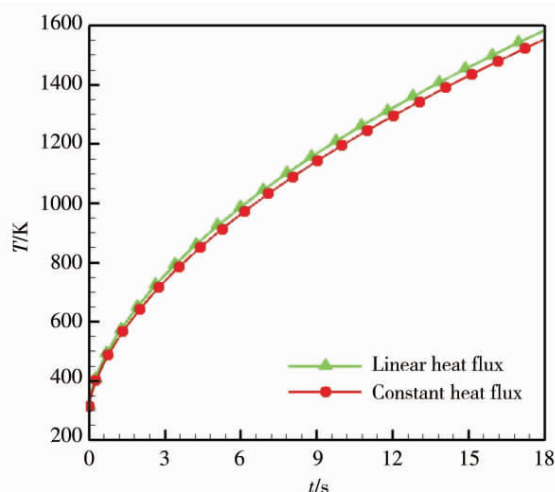


图7 头部区域两种热流密度加载方式驻点温升曲线

Fig. 7 Temperature variation of stagnation point with two heat flux loading modes

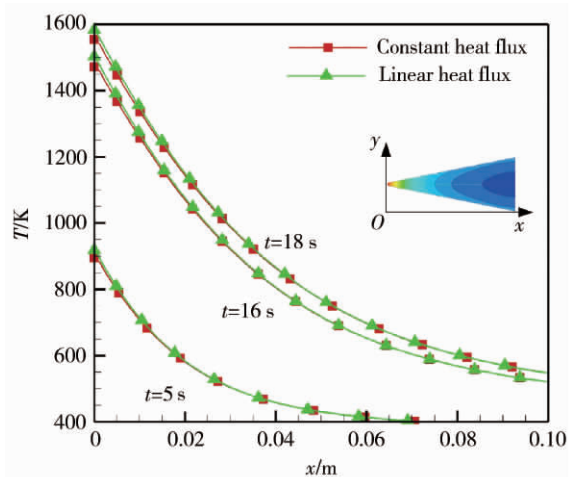


图8 两种热流加载方式下尖楔结构表面温度分布

Fig. 8 Temperature variation on surface of specimens with two heat flux loading modes

对整个尖楔结构沿气流方向温度分布梯度影响很小,只要分别模拟出头部区域平均热流密度和后段平板区域平均热流密度,即可实现整个尖楔结构沿气流方向大温度分布梯度模拟。

3 单喷口低速高温燃气流加热方案

采用单喷口低速高温燃气流加热方式时,试件表面温度及热流密度的主要影响因素为:燃气流温度、速度、口径及距试件距离等。

进一步数值模拟结果显示:这些参数对典型尖楔结构表面热流密度分布的影响与钝头锥类似^[7],即前缘结构头部圆弧区域热流密度的下降程度与来流速度有最直接关系,随着燃气流速度的提高,头部热流密度及其分布梯度同时增加。但

是,当来流速度达不到某种超声速并产生类似斜激波,尖楔结构头部区域及后段平板区域外气流温度就不可能像高超声速飞行工况那样产生很大差别,也就很难准确模拟出头部及后段平板区域大热流密度差.尤其是尖楔结构头部区域尺寸太小,且前后宽度差别太大.当高温气流喷口尺寸略大时,整个尖楔结构即被高温气流包围(如图 9 所示),进而在满足驻点区域热流密度时,后段平板区域热流密度总是偏高.当高温气流喷口尺寸与尖楔结构头部区域相当或更小时,则由于燃气流流量太小,沿试件表面温度快速下降,很难对后段平板区域形成有效加热.

图 10 给出了 40 mm 和 3 mm 两种喷口尺寸 d

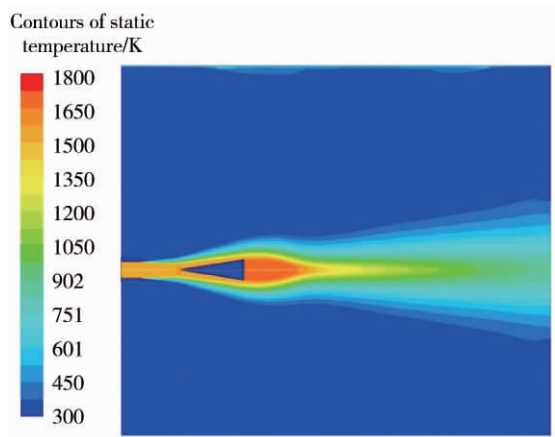


图 9 尖楔结构周围燃气温度分布

Fig. 9 Distribution of temperature of gas flow around tip wedge structure

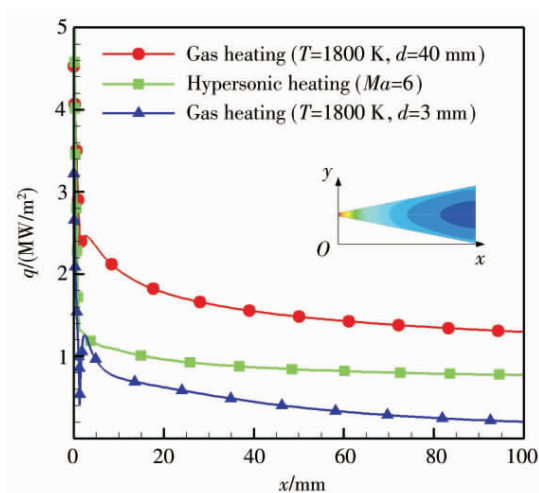


图 10 高温燃气加热与高超声速气动热得到的结构表面热流密度分布

Fig. 10 Distribution of heat flux density on tip wedge surface under high-temperature-gas heating and hypersonic aerodynamic heating

的低速高温燃气流 (700 m/s, 1 800 K) 加热方案下,尖楔结构表面热流密度与高度为 24 km、马赫数为 6.0 的典型高超声速飞行工况气动热流密度对比曲线.从图中可以看出,单喷口低速高温燃气流加热方案的准确性存在很大困难.

4 低速高/中温双路气流组合方案

针对典型高温合金尖楔结构气动热特点及单股低速高温燃气流热试验难题,本文提出一种新型“低速高/中温双路气流组合”热试验方案,即中心采用与尖楔结构前端圆弧直径相当的小喷口低速高温气流,外面包覆另一股与尖楔结构后段宽度相当的低速中温气流,2 股气流从相互嵌套的 2 个喷口同时喷出,分别对尖楔结构头部区域及后段平板区域进行加热.具体结构如图 11 所示.

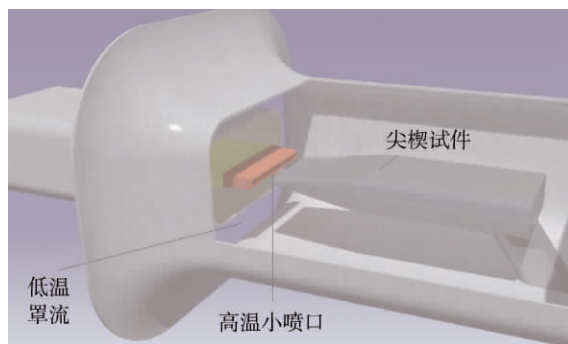


图 11 低速高/中温双路气流组合热试验方案示意图

Fig. 11 Schematic of low speed and high/middle temperature gas flow combined heating method

双路气流组合热试验方案的主要优点是可以通过独立调节 2 股气流参数分别实现尖楔结构头部区域大热流密度及后段平板区域小热流密度模拟,进而解决单喷口低速高温燃气流热试验难题,满足尖楔结构高超声速飞行工况下大温度梯度模拟要求.

根据高度为 24 km、马赫数为 6.0 典型高超声速飞行工况下气动热分布特点,设定双路气流组合热试验方案中小喷口低速高温气流温度为 1800 K、马赫数为 0.7,外面包覆中温气流温度为 1000 K、马赫数为 0.3.利用数值模拟方法获得该加热方案下典型尖楔结构外表面热流密度与高度为 24 km、马赫数为 6.0 典型高超声速飞行工况下气动热对比曲线如图 12 所示.

从图 12 中可以看出:与高超声速气动热相比,上述低速高/中温双路气流组合热试验方案中,尖楔结构距头部为 5 mm 区域热流密度稍大,正好可以弥补其在驻点位置热流密度的不足,保

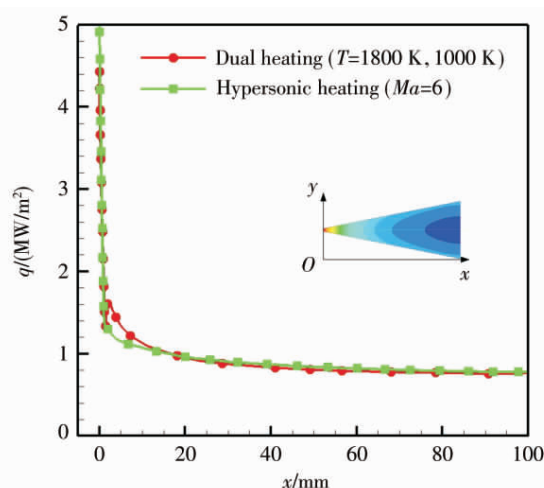


图12 冷罩流双路组合加热与高超声速气动热得到的结构表面热流密度分布

Fig. 12 Distribution of heat flux density on tip wedge surface under dual flow heating and hypersonic heating

证整个头部区域平均热流值近似相等.同时,该方案通过合理设置中温气流参数实现了尖楔结构后部平板区域小热流密度模拟,进而有效弥补单喷口低速高温燃气流加热方式的不足,同时模拟出了高超声速飞行工况下尖楔结构头部区域大热流密度和后部平板区域小热流密度,满足沿气流方向大温度分布梯度模拟需求.

假设初始温度为300 K,利用数值模拟方法获得高温合金材料尖楔结构在上述低速高/中温双路气流组合热试验及典型高超声速飞行两种工况下不同时刻沿气流方向温度分布曲线如图13所示.

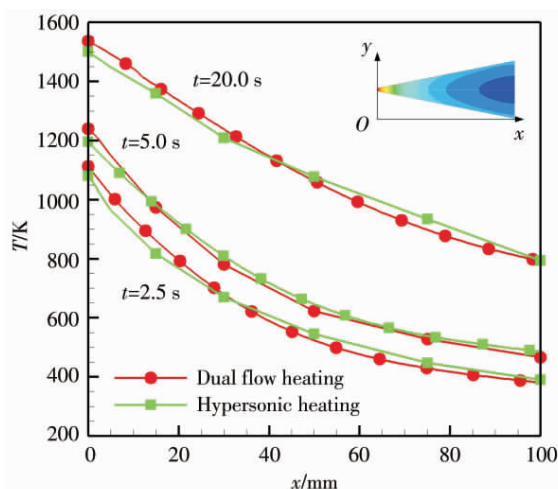


图13 定工况燃气加热下前缘试件表面沿轴线温度分布与高超声速气动热对比

Fig. 13 Transient temperature distribution on tip wedge surface under high-temperature-gas heating and hypersonic aerodynamic heating

从图13中可以看出:两种工况下,整个尖楔结构沿气流方向温度分布曲线吻合得非常好.只是低速高/中温双路气流组合热试验时,尖楔结构头部总的热流值偏大,使前端温度整体稍有偏高;同时,头部区域热流密度分布梯度较小,使头部区域的温度分布梯度较小.这种差别对尖楔结构热强度方面影响有待进一步详细研究.

5 结 论

1) 利用数值模拟方法,指出高超声速飞行器典型高温合金尖楔前缘结构外表面气动热呈现头部区域热流密度沿弧线快速下降、头部区域及后部平板区域平均热流密度差别非常大的特点,使尖楔结构沿气流方向产生很大的温度梯度,进而带来严重的应力超标问题,必须进行全尺度热强度试验,且热强度试验的主要模拟参数应为尖楔结构沿气流方向大温度梯度.

2) 进一步通过数值模拟方法,指出高超声速飞行工况下典型高温合金尖楔前缘结构沿气流方向大温度分布梯度的根本原因是头部区域平均热流密度与后段平板区域平均热流密度之差,而受头部区域内热流密度具体分布的影响很小.

3) 提出了一种新型低速高/中温双路气流组合热试验方案.相关数值模拟结果表明:该方案具有2股气流参数可以独立调节分别满足尖楔结构头部驻点区域及后段平板区域大、小两种热流密度的优点,进而解决单喷口低速高温燃气流热模拟试验难题,满足尖楔结构高超声速飞行工况下大温度梯度模拟要求.同时,该方案通过高/中温气源的合理组合搭配可以大大降低尖楔结构热试验所需高温气源发生功率,推广应用于电弧风洞可拓展其热试验范围.

4) 本文提出并验证了低速高/中温双路气流组合热试验方案的可行性,下一步将详细分析该方案温度梯度模拟误差对热强度校核的影响,以及如何根据高超声速飞行包线合理确定双路组合方案中两种流体温度随时间变化曲线,即热模拟准则的研究,进而实现沿飞行包线瞬态热模拟及热强度校核试验.

参考文献:

- [1] LIU Shuang, ZHANG Boming. Effects of active cooling on the metal thermal protection systems[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(7): 526-533.
- [2] Grallert H, Keller K. Metallic thermal protection system design for aerospace structures[J]. Thin-walled Structures,

- 1991, 11(2):105-127.
- [3] Davis J B, Marshall D B, Oka K S, et al. Ceramic composites for thermal protection systems[J]. Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(4):483-488.
- [4] Norman E. Future requirements for hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic facilities[R]. AIAA-92-3903, 1992.
- [5] 解发瑜, 李刚, 徐忠昌. 高超声速飞行器概念及发展动态[J]. 飞航导弹, 2004(5):27-31.
XIE Fayu, LI Gang, XU Zhongchang. The concept and development of hypersonic vehicle[J]. Winged Missiles Journal, 2004(5):27-31. (in Chinese)
- [6] 王乐善, 王庆盛. 结构热实验技术的新发展[J]. 导弹与航天运载技术, 2000, 29(2):7-13.
WANG Leshan, WANG Qingsheng. The recent trends of thermal-test technique of structure[J]. Missile and Space Vehicles, 2000, 29(2):7-13. (in Chinese)
- [7] 董素君, 齐玢, 李志杰, 等. 低速高温燃气流热模拟试验方法和设备[J]. 航空动力学报, 2012, 27(5):961-968.
DONG Sujun, QI Bin, LI Zhijie, et al. Approach and facility for aerodynamic thermal test by lower speed and high-temperature gas flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5):961-968. (in Chinese)
- [8] 姚峰, 董素君, 王浚. 高温燃气热环境模拟方案仿真研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4):768-773.
YAO Feng, DONG Sujun, WANG Jun. Numerical analysis of subsonic high-temperature-gas thermal environment simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4):768-773. (in Chinese)
- [9] Bityurin V A, Bocharov A N, Baranov D S. Experimental and theoretical study of MHD interaction in hypersonic ionized air over a wedge[R]. AIAA 2004-1195, 2004.
- [10] Papamoschou D, Vu A, Johnson A. Aerodynamics of wedge-shaped deflectors for jet noise reduction[R]. AIAA 2006-3655, 2006.
- [11] WANG Xiaowen, ZHONG Xiaolin. Receptivity of a supersonic boundary layer over a sharp wedge to wall blowing/suction[R]. AIAA 2004-254, 2004.
- [12] YAO Caogen, LU Hongjun, JIA Zhonghua, et al. A study on metallic thermalprotection system panel for Reusable Launch Vehicle[J]. Acta Astronautica, 2008, 63(1/2/3/4):280-284.
- [13] Nesbitt J A. Thermal response of various thermal barrier coatings in a high heat flux rocket engine[J]. Surface and Coatings Technology, 1990, 43/44(1):458-469.
- [14] Wieting A R, Holden M S. Experimental study of shock wave interference heating on a cylinder leading edge[R]. AIAA-87-1511, 1988.
- [15] John J B, Russel M C. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38(1):129-157.