

典型尖楔结构燃气流热试验工况确定方法

齐 玢¹, 董素君², 石 泳¹, 左 光¹, 王 浚²

(1. 中国航天科技集团有限公司 中国空间技术研究院

北京空间技术研制试验中心, 北京 100094;

2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在传统冷壁热流模拟方法的基础上,进一步提出以热壁温度及热流密度的时序变化曲线为控制目标的燃气流热试验工况确定方法,即利用壁温控制目标与实测值的偏差对热壁热流控制目标做一定修正,以尽可能消除和弥补前期试验误差,同时利用 300 K 冷壁边界热流密度数据库插值迭代方法,快速确定一定气动热模拟所需燃气流温度,解决了沿飞行轨迹瞬态热试验技术难题之一。利用 CFD 数值模拟方法,建立了典型尖楔结构高/中温双路燃气流组合热试验 300 K 冷壁边界热流密度数据库,并针对典型尖楔结构沿某飞行轨迹 9 个典型状态气动热模拟需求,确定相应双路燃气流热模拟参数。相关数值计算结果显示,驻点区域热流密度平均模拟偏差为 4.5%,平板区热流密度平均模拟偏差为 4.6%,两者最大模拟偏差均不大于 8%,满足工程试验精度要求。同时,瞬态热分析结果显示第 45 s 时,距驻点 1 mm 处最大温度梯度达到 21 K/mm,距驻点 10.1 mm 处最大温度梯度达到 18 K/mm,满足气动热大温度梯度效应需求。

关 键 词: 热试验; 气动热; 尖楔结构; 高温燃气; 瞬态热模拟

中图分类号: V216.5

文献标志码: A

Determination method for thermal test condition of the tip wedge structure heated by high temperature gas flow

QI Bin¹, DONG Sujun², SHI Yong¹, ZUO Guang¹, WANG Jun²

(1. Institute of Manned Space System Engineering,

China Academy of Space Technology,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100094, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering,

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

Abstract: In view of to the traditional thermal test method based on the cold wall heat flux, a determination method based on the curves of the hot wall temperature and heat flux varying with time was proposed. Certain modification to the heat flux was made based on the deviation between the target and measured wall temperatures, in order to eliminate and remedy the test error during the earlier stage. And it determined the temperature of gas flow exactly and rapidly by interpolation in the database of the 300 K cold wall heat flux, which solved one of the problems of transient thermal test along the trajectory. The heat flux data-

收稿日期: 2017-06-14

基金项目: 国家自然科学基金(11102010)

作者简介: 齐玢(1986—),男,工程师,博士,主要从事飞行器总体技术研究。

通讯作者: 董素君(1972—),女,研究员,博士,主要从事飞行器热分析、热控制及热模拟试验技术研究。E-mail: dsj@buaa.edu.cn

引用格式: 齐玢,董素君,石泳,等. 典型尖楔结构燃气流热试验工况确定方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 911-918. QI Bin, DONG Sujun, SHI Yong, et al. Determination method for thermal test condition of the tip wedge structure heated by high temperature gas flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 911-918.

base of tip wedge structure with variant gas flow rate and temperature was set up by CFD numerical analysis. The aerodynamic heating required for simulation of 9 typical conditions along a hypersonic flight trajectory was obtained and proved to be quite accurate for the requirements of engineering test by numerical simulation with the average error of heat flux of 4.5% in the stagnation point region, 4.6% in the rear plate region, and both maximum error of no more than 8%. The precision meets the requirements of engineering test. Moreover, transient thermal analysis results show that in forty-fifth seconds the biggest temperature gradient is 21 K/mm and 18 K/mm separately at 1 mm and 10.1 mm distance from the stagnation point, meeting the demand of high temperature gradient effect of aerodynamic heat.

Key words: thermal test; aerodynamic heating; tip wedge structure; high temperature gas flow; transient thermal simulation

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高超声速飞行器头锥、机翼以及进气道前缘等部位^[1-3]。高超声速飞行工况下,尖楔前缘结构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,进而使尖楔结构前端面临严重的应力超标问题,需进行全尺度结构热试验^[4-5]。然而,传统石英灯和石墨热模拟设备受其本身加热材料限制,在模拟温度或连续工作时间方面存在不足;电弧风洞受其工作原理和功率限制,无法满足全尺度前缘结构热试验需求^[6-11]。

文献[12-13]提出亚声速高温燃气流热模拟试验思想,并通过数值模拟和试验研究详细论述了马赫数为0.5、2100 K高温燃气流能够满足高度为24 km、马赫数为6驻点区域高温/大热流密度模拟需求,且高温燃气流具有功率大、气流温度高、工作时间长、瞬态调节特性好、经济性好等特点,不失为高超声速飞行器大尺寸部件热试验提供了一种有效的解决途径。

但由于亚声速高温气流加热与高超声速气动热两者流体流动特性本质上的不同,使得无论怎样调节单股燃气流参数都无法模拟出尖楔结构表面沿气流方向大的热流密度分布梯度。为此,文献[14]进一步针对典型尖楔前缘结构,提出低速高/中温双路气流组合热试验方法,并利用数值模拟结果验证了该方法通过合理确定两股气流参数,可以同时模拟驻点区域及后段平板区域两种热流密度分布,进而满足一定超声速飞行工况下尖楔前缘结构沿气流方向大温度分布梯度的热模拟需求。同时,这种高/中温双路气流组合搭配方式可以大大降低所需高温气源发生功率,若推广应用于电弧风洞可极大拓展其热试验范围。

目前,针对这种组合加热方式尚没有合适的表面传热系数经验公式可以借鉴,如何针对一定超声速飞行工况准确确定所需高温燃气流试验工况成为亟待解决的关键问题。为此,本文提出以热壁温度及热流密度的时序变化曲线为控制目标,利用高温燃气流300 K冷壁热流密度数据库插值的方法,快速确定双路燃气流流量及温度模拟参数方法,满足沿飞行轨迹瞬态热试验需求。

1 双路燃气流组合热试验方法

美国X-43飞行器前缘选用了典型的二维轴对称圆柱头尖楔结构(如图1所示)^[15],其在高超声速飞行条件下头部区域热流密度(q)呈快速下降趋势,直至后段平板区域热流密度不足1 MW/m²(如图2所示),这种大梯度热流密度分布使得尖楔结构头部产生较大热应力(S)(如图3所示)。

为此,文献[14]提出一种高/中温双路气流组合热试验方法如图4所示,即中心采用宽度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,两股气流分别对尖楔结构头部区域及后段平板区域进行加热。相关数值分析结果验证了典型尖楔前缘结构沿气流方向温度分布梯

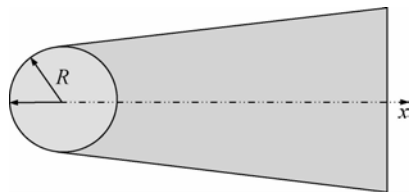


图1 典型圆柱头尖楔结构外形图

Fig. 1 Geometry model of typical tip wedge structure with cylinder head

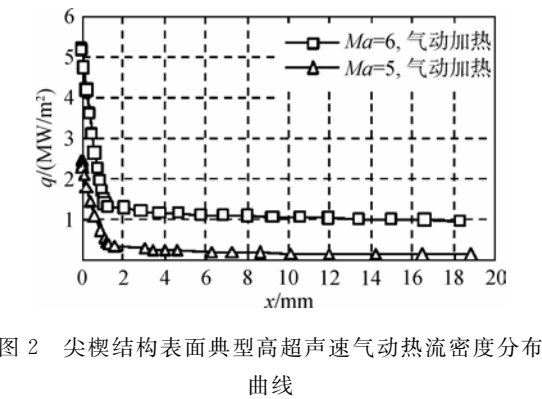


图 2 尖楔结构表面典型高超声速气动热流密度分布曲线

Fig. 2 Aerodynamic heat flux distribution on tip wedge structure surface under hypersonic flow

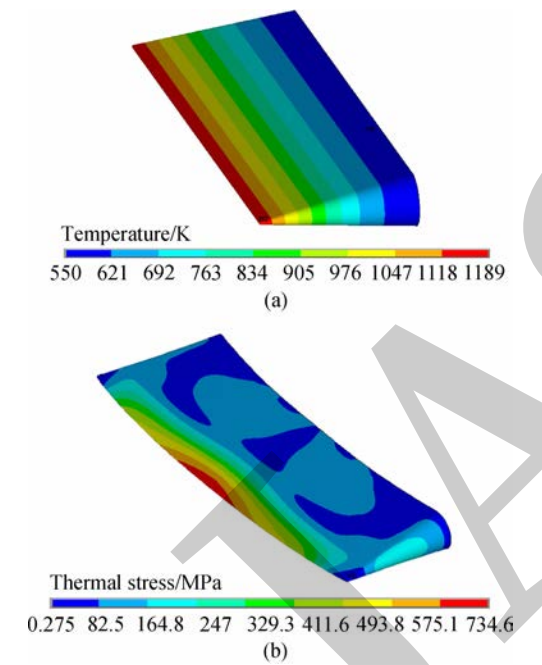


图 3 典型高超声速条件下尖楔结构温度及热应力分布

Fig. 3 Distribution of temperature and thermal stress of tip wedge structure under hypersonic flow

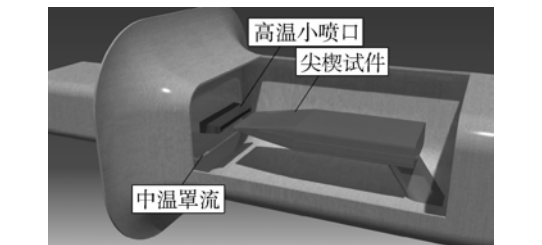


图 4 高/中温双路气流组合热试验方案示意图

Fig. 4 Schematic of high/low temperature dual gas flow combined thermal test method

密度具体分布的影响很小,采用 1 000 K、马赫数为 0.3 中温罩流及 1800 K、马赫数为 0.5 小喷口燃气流双路组合加热条件,就能很好地模拟出高度为 24 km、马赫数为 6 高超声速飞行工况下表面热流密度分布。图 5 为 300 K 壁温条件下尖楔结构双路气流组合燃气加热与气动加热热流密度分布对比曲线。

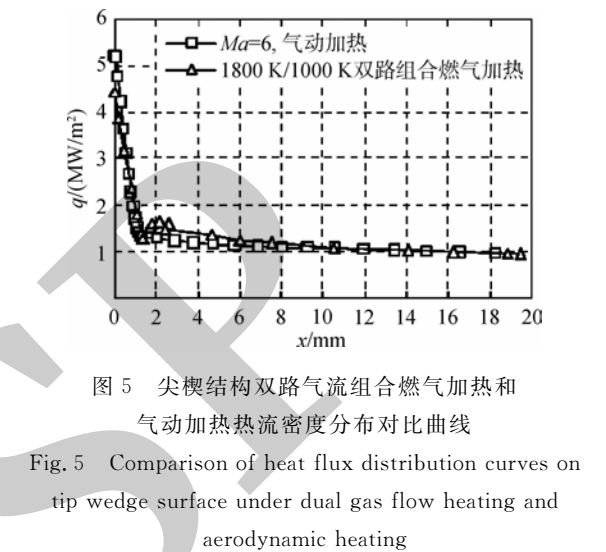


图 5 尖楔结构双路气流组合燃气加热和气动加热热流密度分布对比曲线

Fig. 5 Comparison of heat flux distribution curves on tip wedge surface under dual gas flow heating and aerodynamic heating

2 热试验模拟方法

结构气动热试验按照模拟边界的不同主要分为外壁温度和热流密度两种方法。其中,由于试件表面温度响应存在较大延迟,热流密度边界模拟方法相对能够实现更准确的瞬态控制,且目前主要使用基于气动热冷壁热流的模拟方法。

气动热冷壁热流就是假设结构表面在受气动加热时,表面温度恒定于初始温度不变,而单纯依靠气动计算得到的热流密度。它与结构的热响应无关,因此在飞行器研制阶段就可以根据飞行轨迹计算出较为准确的冷壁热流及气体恢复温度,并在模型的风洞试验中加以验证。

实际飞行过程时,每个时刻的瞬态温度场取决于此时刻之前热输入的累积效应,且每时刻热流密度边界与当前壁面温度紧密相关。将这种考虑了结构热响应在特定壁面温度条件下的热流密度称为气动热热壁热流。

研究表明,同一结构同一飞行工况下,气动热冷壁热流和热壁热流之间存在以下换算关系式^[16]:

$$\frac{q_b}{q_c} = \frac{q_w + q_r}{q_c} = \frac{h_f - h_w}{h_f} \approx \frac{T_r - T_w}{T_r} \quad (1)$$

度大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,受头部区域内热流

其中 q_h 为外表面总热流密度, q_w 为传入结构的净热流密度(即热壁热流), q_r 为高温壁面外辐射热流密度, q_c 为冷壁热流密度, T_r 和 T_w 分别为气体恢复温度和固体表面温度, h_f 和 h_w 分别为气体恢复温度和固体表面温度对应的气体质量焓值。工程上在马赫数不高的情况下, 气体质量焓比值可以近似用对应温度比值代替。

这样, 结构气动热试验时主要基于冷壁热流及气流恢复温度, 利用实测壁面温度代入式(1)计算实时热壁热流作为控制目标, 与热流密度计实测热壁热流值相比较, 通过控制算法输出控制信号、调节加热功率, 实现闭环自动控制(如图 6 所示)。

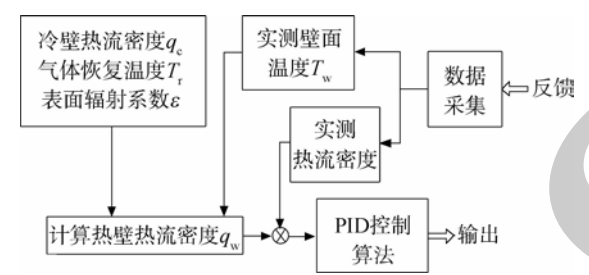


图 6 基于冷壁热流密度边界的热试验模拟方法示意图
Fig. 6 Simulation flow chart of thermal test based on cold wall heat flux

但上述闭环控制试验方法主要适用于石英灯、石墨等基于功率控制的电加热设备, 对于电弧风洞或高温燃气流热试验设备, 则需要进一步将所需热壁热流等效换算成气流温度及流速, 并以此作为控制目标调控电弧或燃气发生设备^[17]。同时, 上述试验方法中, 热壁热流控制目标实时更新依赖于实测壁面温度, 进而不可避免地会将试验误差带到整个控制过程, 并引起一定累积效应, 引起较大的试验偏差。

随着 CFD 气固热耦合分析技术的不断发展, 已经可以利用应用软件准确完成已知结构沿一定飞行轨迹瞬态热分析, 并获得结构表面温度及热壁热流时序变化曲线^[18]。为此, 本文针对燃气流气动热模拟试验, 提出基于结构表面温度及热壁热流时序控制目标, 保持燃气流流量不变, 通过调节燃气流温度满足瞬态热试验的方法。其中, 燃气流量可依据喷口处马赫数低于 0.5 进行设置, 以避免产生激波对试件造成危害。基于热壁热流边界的燃气流温度控制流程如图 7 所示。

图 7 所示方法的核心是根据壁面温度控制目标与实测值的偏差对热壁热流控制目标做一定修

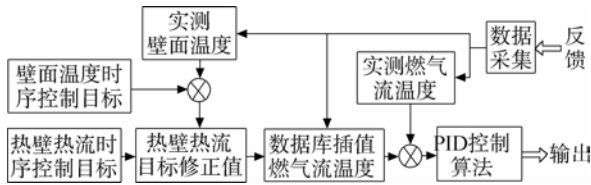


图 7 基于热壁热流边界的燃气流热试验模拟方法
Fig. 7 Simulation flow chart of gas flow heating test based on hot wall heat flux

正, 以尽可能消除和弥补前期试验误差, 同时参考气动热冷壁热流和热壁热流换算思想, 利用 CFD 数值模拟方法建立指定结构在 300 K 冷壁边界、采用不同流量及温度的高温燃气流加热时主要工况下的热流密度数据库, 进而可以利用数据库插值的方法, 快速获得一定壁温及热壁热流模拟需求所需燃气流流量和温度。

3 热流密度数据库及插值方法

下面主要利用 Fluent 软件, 针对典型尖楔结构, 建立 300 K 冷壁边界, 采用不同流量和温度的双路组合燃气流加热时, 驻点热流密度及后段平板区域平均热流密度数据库。

建立典型尖楔结构双路组合燃气流加热过程数值计算模型。按表 1 所示烃类化合物航空煤油完全燃烧产生的混合气体组分设定工质物性参数, 并将壁面设为 300 K 恒定温度, 采用 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型, 通过改变来流流量及温度, 获得不同燃气流参数条件下的试件表面温度分布情况(如图 8 所示)。

表 1 航空煤油完全燃烧产生的高温燃气组分表
Table 1 High temperature gas components produced by complete combustion of aviation kerosene

组分	CO ₂	H ₂ O	O ₂	N ₂
质量分数/%	14.8	6.7	5.6	72.9

分别选取头部驻点热流密度及后段平板区域平均热流密度随气流流量($\dot{m}$)及温度(T)变化情况建立其数据库, 主要数据曲线如图 9 所示。从中可以看出, 尖楔结构使用燃气流双路组合加热时, 头部圆柱区域及后部平板区域平均热流密度随流量及温度均近似呈线性变化, 为通过调节燃气流温度控制热流密度奠定了基础。

忽略壁温对表面传热系数的影响, 则燃气流流量一定时, 同一燃气流温度、不同壁温条件下热流密度满足如下换算关系式:

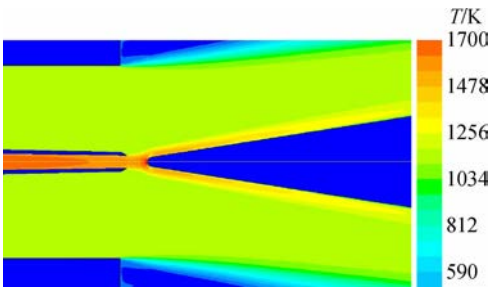


图 8 尖楔结构燃气流双路组合加热温度分布云图
Fig. 8 Temperature distribution contour around tip wedge structure heated by dual gas flow

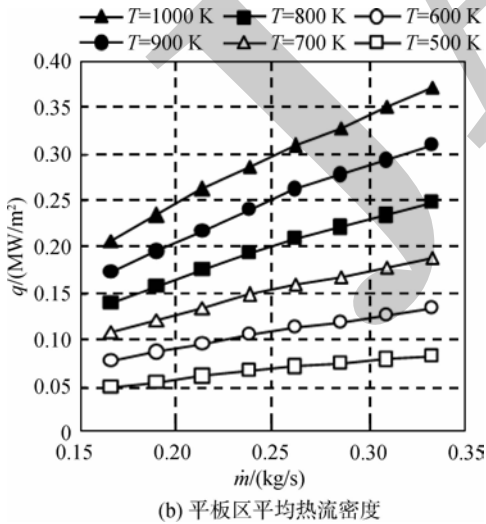
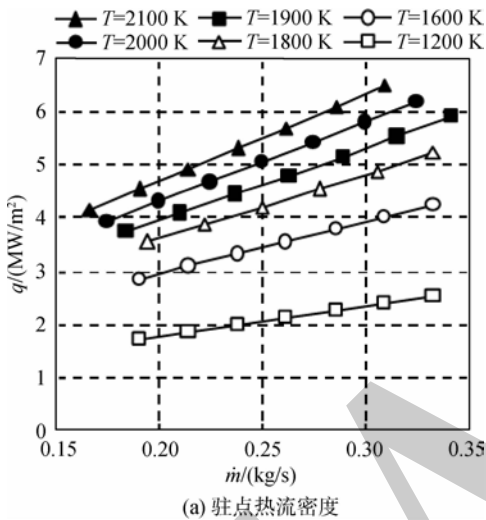


图 9 尖楔结构 300 K 冷壁热流随燃气流量及壁面温度变化曲线
Fig. 9 Curves of the heat flux on the cold wall of tip wedge structure at 300 K varying with the gas flow rate and temperature

$$\frac{q_w}{q'_c} = \frac{T_g - T_w}{T_g - 300} \tag{2}$$

其中 T_g 为燃气流温度, q_w 、 q'_c 分别为该燃气流条件下,当前壁温及 300 K 壁温所对应热流密度。

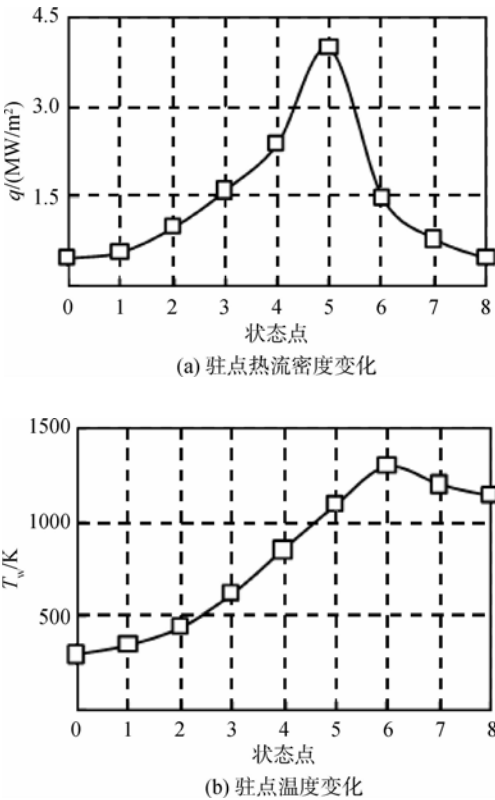
这样,针对不同壁温及热流密度模拟需求,即可基于高温燃气流 300 K 冷壁热流数据库,通过编程实现反复迭代及插值方法,获得所需燃气流温度。

4 算例分析

下面进一步利用数值分析方法对所建数据库及插值算法的准确性进行一定验证。

从尖楔前缘结构沿某飞行轨迹的气固热耦合瞬态热分析结果中,选取 9 个典型状态点的热流密度及壁面温度(T_w)如图 10 所示。其中,最严酷状态点 5 具有最大热流密度。首先针对状态点 5,按最高 2100 K 中心燃气流温度及 1000 K 外围中温罩流温度,通过数据库插值的方法,可确定所需双路燃气流流量($\dot{m}$)分别为 0.15 kg/s 及 0.291 kg/s。进一步参考喷口尺寸,确保该流量下喷口处流动马赫数小于 0.5。然后,假设流量保持恒定,通过高温燃气 300 K 冷壁热流数据库迭代插值算法即可逐一求出各状态点所需双路气流温度,如表 2 所示。

进一步利用尖楔结构双路组合燃气流加热过程数值计算模型,设置双路燃气流流量分别为



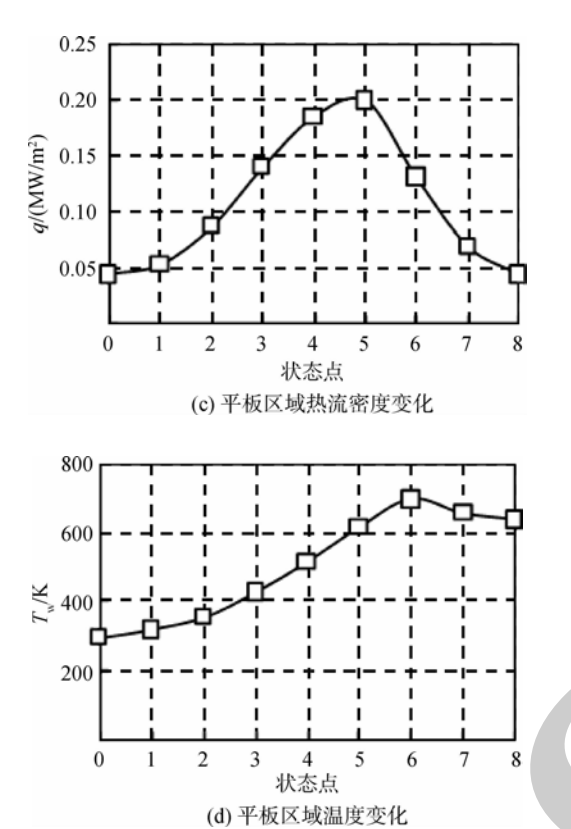


图 10 尖楔结构沿某飞行轨迹各状态点温度及热流密度需求

Fig. 10 Temperature and heat flux of each state of tip wedge structure along a flight trajectory

0.15 kg/s 及 0.291 kg/s, 气流温度按表 2 所示工况设置。通过稳态数值计算, 获得各状态对应燃气流加热条件下驻点及平板区域平均热流密度, 并与气动热模拟目标对比, 如图 11 及表 3 所示。

表 2 各状态点所需双路燃气流温度

Table 2 Temperature of dual gas flow required for each state

状态点	中心气流温度/K	外围罩流温度/K
0	875	428
1	926	463
2	1119	574
3	1445	735
4	1893	888
5	2100	1000
6	1901	945
7	1552	798
8	1386	729

从表 3 中可以看出: 驻点区域热流密度平均误差为 4.5%, 平板区热流密度平均误差为 4.6%, 两者最大误差不大于 8%, 满足模拟试验精度要求, 验证了基于 300 K 冷壁热流数据库插值方法的可行性。

忽略飞行器下降阶段, 取上述第 0~5 个状态点对应模拟目标及所需燃气流温度沿飞行轨迹的时序展开, 利用气固热耦合瞬态热分析方法获取双路组合燃气流加热条件下, 尖楔结构驻点及平板区域 $x=150\text{ mm}$ 处温度沿时间 (t) 变化曲线如图 12 所示, 不同时刻试件表面沿中心气流方向温度分布曲线如图 13 所示, 距驻点不同位置处温度梯度变化情况如表 4 所示。

从表 4 中可以看出: 燃气流加热工况下尖楔结构各项特征温度可以较好地跟随沿飞行轨迹变化情况: 在第 45 s 时, 距驻点 1 mm 处最大温差达到 21 K/mm, 距驻点 10.1 mm 附近最大温度梯度达到 18 K/mm, 满足气动热大温度梯度效应需求。

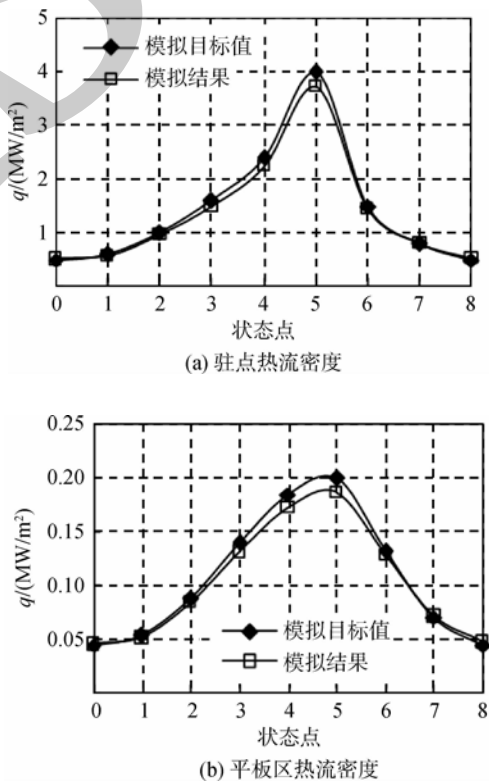


图 11 高温燃气流加热热流密度模拟结果与目标对比曲线

Fig. 11 Comparison curves of heat flux of gas flow heating between simulation results and targets

表 3 高温燃气流加热热流密度模拟结果与目标对比数据

Table 3 Comparison of heat flux data of gas flow heating between simulation results and targets

状态点	驻点热流密度/(MW/m ²)		误差/%	平板区热流密度/(MW/m ²)		误差/%
	目标值	仿真结果		目标值	仿真结果	
0	0.5	0.51	2.0	0.044	0.045	2.3
1	0.6	0.58	3.3	0.053	0.051	3.8
2	1.0	0.96	4.0	0.088	0.084	4.5
3	1.6	1.50	6.3	0.14	0.131	6.4
4	2.4	2.24	6.7	0.185	0.172	7.0
5	4.0	3.73	6.8	0.2	0.187	6.5
6	1.5	1.46	2.7	0.131	0.128	2.3
7	0.8	0.81	1.3	0.07	0.071	1.4
8	0.5	0.54	8.0	0.044	0.047	6.8

表 4 不同时刻各位置点温度梯度

Table 4 Temperature gradient on different positions at different times

距驻点 位置/mm	试件表面温度梯度/(K/mm)						
	35s	40s	45s	50s	55s	60s	100s
1.0	4	10	21	16	14	13	11
4.2	5	10	17	12	10	9	7
10.1	5	10	18	14	12	10	7
20.2	4	10	17	15	13	11	7
30.6	4	9	15	15	13	11	7
50.5	3	7	12	13	12	11	7
101.3	2	4	8	9	9	9	6

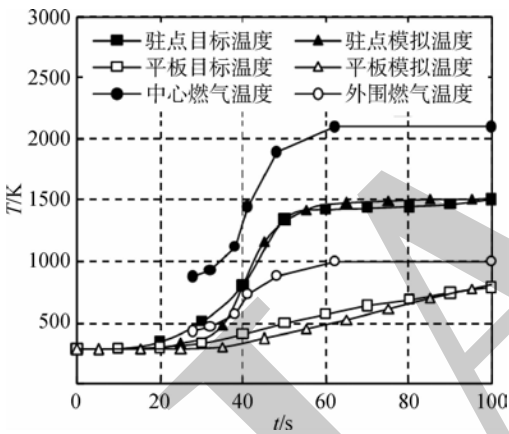


图 12 双路气流组合热试验主要温度曲线
Fig. 12 Curves of main temperature during dual gas flow combined thermal test

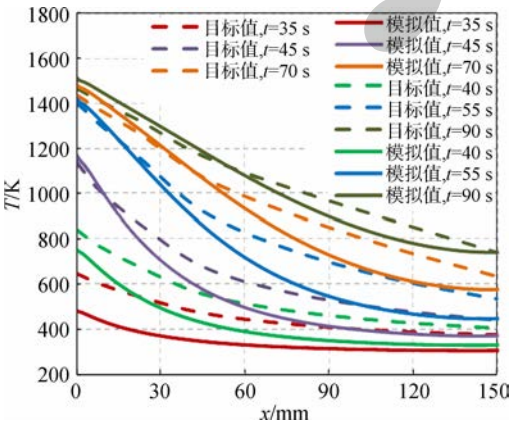


图 13 不同时刻,尖楔结构沿气流方向温度分布曲线
Fig. 13 Temperature distribution curves of tip wedge structure along gas flow direction at different moments

5 结 论

高/中温双路燃气流组合热试验方法通过合理确定两股气流参数,可以同时模拟典型尖楔结构驻点区域及后段平板区域两种热流密度分布,进而满足一定超声速飞行工况下尖楔前缘结构沿气流方向大温度分布梯度模拟需求。要进一步实现沿飞行轨迹瞬态热模拟,需要解决高温燃气流模拟参数确定方法。

本文提出以热壁温度及热流密度的时序变化曲线为控制目标的燃气流参数确定方法。该方法利用壁面温度控制目标值与实测值的偏差对热壁热流控制目标做一定修正,以尽可能消除和弥补前期试验误差,同时通过高温燃气流 300 K 冷壁边界热流密度数据库插值迭代方法,可快速确定

所需燃气流温度。针对尖楔结构沿某飞行轨迹 9 个典型状态的模拟结果显示,驻点区域热流密度平均误差为 4.5%,平板区热流密度平均误差为 4.6%,两者最大误差不大于 8%,满足工程试验精度要求。同时瞬态热分析结果也显示与沿飞行轨迹变化情况吻合得较好,在第 45 s 时,距驻点 1 mm 处最大温差达到 21 K/mm,距驻点 10.1 mm 处最大温度梯度达到 18 K/mm,满足气动热大温度梯度效应需求。

研究成果需进一步利用试验进行验证,并可进一步推广到电弧风洞热试验领域。

参考文献:

[1] JOYCE P, POMROY J B. The Hyper-X launch vehicle: challenges and design considerations for hypersonic flight testing[R]. AIAA-2005-3333, 2005.

[2] RONDEAU C M, JORRIS T R. X-51A scramjet demonstrator program: waverider ground and flight test[R]. Armed Services Technical Information Agency Documents, ADA593742, 2013.

[3] 罗金玲,周丹,康宏琳,等. 典型气动问题试验方法研究的综述[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(2): 600-609.

LUO Jinling, ZHOU Dan, KANG Honglin, et al. Summarization of experimental methods associated with typical aerodynamic issues[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2): 600-609. (in Chinese)

[4] GRANT P, SUSAN P. A heating analysis of the nose cap and leading edges of the X-34 vehicle[R]. AIAA 98-0878, 1998.

[5] DINESH K P. X-33 aerothermal environment simulations and aerothermo-dynamic design[R]. AIAA 98-0868, 1998.

[6] 吴大方,周岸峰,郑力铭,等. 瞬态热冲击环境下金属蜂窝板结构的热防护特性[J]. 航空动力学报, 2014, 29(6): 1261-1270.

WU Dafang, ZHOU Anfeng, ZHENG Liming, et al. Thermal protection performances of metallic honeycomb panel structure at transient thermal shock environment[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(6): 1261-1270. (in Chinese)

[7] 吴大方,王岳武,商兰,等. 1 200 °C 高温环境下板结构热模态试验研究与数值模拟[J]. 航空学报, 2016, 37(6): 1861-1875.

WU Dafang, WANG Yuewu, SHANG Lan, et al. Test research and numerical simulation on thermal modal of plate structure in 1 200 °C high-temperature environments[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(6): 1861-1875. (in Chinese)

[8] JEFFREY S H, STEPHEN F H. Test capabilities and recent experiences in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel[R]. AIAA-2000-2646, 2000.

[9] LAWRENCE D H, KENNETH E R, DAVID W W, et al. Hyper-X engine testing in the NASA Langley 8-foot high temperature tunnel[R]. AIAA-2000-3605, 2000.

[10] YOSHIKI M, SEBASTIANO C. Thermal responses of a large nose cap model tested at Scirocco[R]. AIAA-2005-174, 2005.

[11] NORMAN E. Future requirements for hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic facilities[R]. AIAA 92-3903, 1992.

[12] 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)

[13] 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)

[14] 董素君,李志杰,王浚. 尖楔结构低速高/中温双路气流组合热试验方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 290-296.

DONG Sujun, LI Zhijie, WANG Jun. Combined heating method of low speed and high/middle temperature gas flow for thermal test of tip wedge structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 290-296. (in Chinese)

[15] JOHN J B, RUSSEL M C. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2006, 38(1): 129-157.

[16] 王智勇,巨亚堂,黄世勇. 结构热试验中冷壁热流边界模拟方法研究[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(1): 33-35.

WANG Zhiyong, JU Yatang, HUANG Shiyong. The cold-wall heat flux boundary condition simulation for the thermal-structure experiment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(1): 33-35. (in Chinese)

[17] 梁强,许泉,阳华. 红外头罩电弧风洞试验状态的量化新判据[J]. 上海航天, 2013, 30(3): 11-15.

LIANG Qiang, XU Quan, YANG Hua. A new quantified criterion to arc heated wind tunnel test of infrared dome[J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(3): 11-15. (in Chinese)

[18] 聂涛,刘伟强. 高超声速飞行器前缘流固耦合计算方法研究[J]. 物理学报, 2012, 61(18): 287-293.

NIE Tao, LIU Weiqiang. Study of coupled fluid and solid for a hypersonic leading edge[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(18): 287-293. (in Chinese)