

文章编号: 1000-8055(2010)04-0768-06

高温燃气热环境模拟方案仿真研究

姚 峰, 董素君, 王 浚

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 提出了利用亚声速高温燃气流进行近空间高超声速飞行器气动热环境地面模拟的试验方法, 在试验装置试验段, 亚声速高温燃气流引射常温空气, 使试验中头锥温度分布符合某高超声速飞行状态下气动热分布的规律; 应用 FLUENT 对 12 种试验工况进行了数值分析, 计算结果表明此设备方案下头锥驻点温度低于燃气温度, 改变设备引射比可以实现试件后部区域温度的大范围调节, 设备可以在一定精度内对高超飞行器相关部件进行气动热环境模拟。

关 键 词: 近空间; 高超声速飞行器; 热环境模拟; 气动热; 高温燃气; 数值仿真

中图分类号: V216.5⁺1

文献标识码: A

Numerical analysis of subsonic high-temperature-gas thermal environment simulation

YAO Feng, DONG Su-jun, WANG Jun

(School of Aeronautic Science and Technology,

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

Abstract: The article introduced an experimental method using subsonic high-temperature-gas flow to simulate aerodynamic thermal environment of near space hypersonic vehicle. In the test section of the experiment equipment, the subsonic high-temperature gas flow ejected the room temperature air to make the heat distribution of the experimental condition in line with that of the real flight condition on the surface of the cap. Twelve experimental conditions were analyzed using FLUENT. The numerical analysis shows the temperature of the stagnation will below that of the gas flow, the inject ratio change of the facility can make a wide temperature change in the back region of the nose cone, so the facility is efficient to simulate the aerothermal environment of the hypersonic vehicle in a certain accuracy.

Key words: near space; hypersonic vehicle; thermal environment simulation; aerothermal; high-temperature-gas; numerical simulation

高超声速远程飞行器在 30~70 km 近地空间飞行过程中将要遭遇到极其严重的气动加热^[1], 其气动热具有温度高、热流密度大以及总的气动热量大等特点^[2], 给其热防护系统材料及结构设计等关键技术的研究提出了全新的技术挑战^[3-4]。

为了避免气动热造成的表面高温给飞行器带

来的破坏^[5], 必须进行热环境模拟试验, 对结构的承热能力进行分析、测试^[6], 针对高超气动热展开研究。高超声速飞行器热防护系统的防热研究大体可分为地面热环境研究与热防护研究两种类型^[7], 热防护研究根据热环境研究的结论来进行热环境模拟, 从而进行热防护系统的整体布置以及防热材料与防热结构的选择, 对防热材料进行

收稿日期: 2009-05-14; 修订日期: 2010-02-05

作者简介: 姚峰(1982-), 男, 山东泰安人, 博士, 主要从事环境模拟技术研究。

筛选审核,对耐热结构进行评估。热防护研究的一个重要的地面试验设备是电弧加热设备,此外还有燃气式设备和静态辐射加热设备,这些传统的结构热环境地面模拟试验系统存在着最高模拟温度受限、在超高温范围内工作系统安全可靠低、试件尺寸受限以及系统工作时间短等不足;发展高温、高热流密度、大尺寸、长时间及高可靠性稳定工作的热环境地面模拟试验系统对于高超声速飞行器热防护技术的进步具有重大意义。

本文针对高温燃气引射常温空气方式进行高超声速气动热环境模拟方案进行了数值仿真分析从而得出了方案的部分工作特点,分析表明此种试验方案是可行的。

1 燃气热环境模拟方案

本文提出的热环境模拟方案利用航空发动机燃烧室产生的高温燃气,经过高温管道由燃气喷口喷出引射试验间内常温常压空气,冷热气流通过动量交换混合后对试件进行加热,试验尾气经过降温处理后进入消声塔降噪后排入室外大气。系统示意图如图1所示。

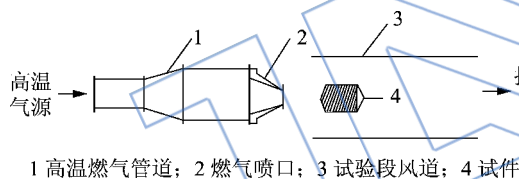


图1 设备流程

Fig. 1 Equipment flowsheet

此试验设备方案侧重于模拟大尺寸部件的表面温度分布,可进行头锥及机翼等大尺寸部件的耐热结构试验,气流马赫数不作为主要模拟参数。该试验设备相对于电弧加热风洞、高温结构风洞等高超声速气流热防护试验设备,存在试验段内亚声速的高温燃气流马赫数低,试验中不能对高温结构部件准确呈现气动力与气动热耦合作用的特点;但由于存在气流与试验部件的相互作用,较辐射加热设备的静态试验更能体现飞行器气动热与气动力耦合的实际飞行状况。

2 模拟方案仿真分析

本文针对头锥形试件列出了12种不同的试验工况,利用数值模拟的方法对图2中试验段风道内三维引射流场及温度场进行了研究,证实了模拟方案的可行性。

2.1 物理问题描述

高温燃气热环境模拟设备试验段部分主要由燃气喷口、试验段风道及试件头锥等组成。试验段筒壁为直径 D 为1000 mm,长度 L 为2000 mm的圆柱形区域;试件模型为中轴线长度 l 为400 mm,尾部直径 D' 为580 mm的头锥;燃气喷口直径 d 及头锥与喷口间距 l 的尺寸随试验工况不同而变化;头锥位于试验筒壁的中心区域,其中轴线与燃气喷口及筒壁中轴线重合,试验段计算流场区域如图2所示。

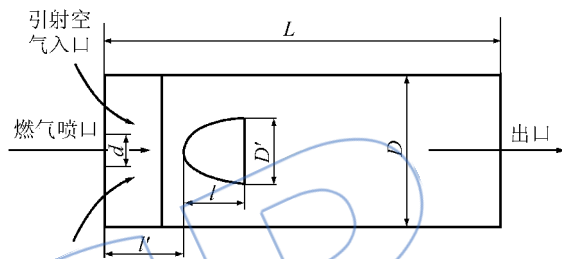


图2 引射流场计算区域

Fig. 2 Computational ejecting flowfield

2.2 数学模型及计算方法

2.2.1 气体流动换热模型

本试验方案模拟用燃气流为亚声速气流。燃气某一组分的质量守恒方程^[8]为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_j) + \text{div}(\rho u_i Y_j) = \text{div}[\rho D_{j,m} \text{grad}(Y_j)] \quad (1)$$

式中 Y_j 为组分 j 的体积分数, $D_{j,m}$ 为组分 j 的扩散系数。

惯性(非加速)坐标系中动量方程的形式为

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \text{div}(\rho u_i u_i) = \text{div}(\mu \text{grad} u_i) - \frac{\partial p}{\partial x_i} + S_i \quad (2)$$

式中 u 为流体微团速度矢量, u_i 为速度分量通量, x_i 为笛卡尔坐标轴方向通量, μ 为动力黏度, S_i 为动量方程广义源项通量。

能量方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \text{div}[u_i(\rho E + P)] = \text{div}[\kappa_{\text{eff}} \text{grad} T - \sum h_j J_j' + u_j(\tau_{ij})_{\text{eff}}] + S_h \quad (3)$$

能量方程(3)中 κ_{eff} 为有效导热率, τ_{ij} 为流体微团

应力张量, S_h 为热源项. 燃气与被引射常温空气的组分混合过程中焓传递影响用能量方程 (3) 右侧第二项 $\text{div}\left(\sum h_j J_j'\right)$ 进行表述, h_j', J_j' 分别为燃气组分 j 的焓值与扩散通量.

辐射传热采用 DTRM(离散传播辐射模型), 辐射强度 I 沿射线行程 s 变化的微分方程为

$$\frac{dI}{ds} + aI = \frac{\sigma T^4}{\pi} \tag{4}$$

a 为燃气的辐射吸收(发射)系数, σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常数 ($5.672 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$).

引射流场湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型.

2.2.2 计算方法

本文利用 FLUENT 软件对流场进行稳态仿真模拟. 由于计算区域为轴对称结构, 为缩短计算时间, 沿对称面取流场的一半进行计算.

图 3 是采用结构化网格对三维流动区域的划分情况, 在试件及试验筒壁对网格进行加密, 网格数约为 20 万; 头锥及筒壁设为壁面边界类型, 燃气入口设为速度入口, 引射空气入口及试验段出口设置为压力出口.

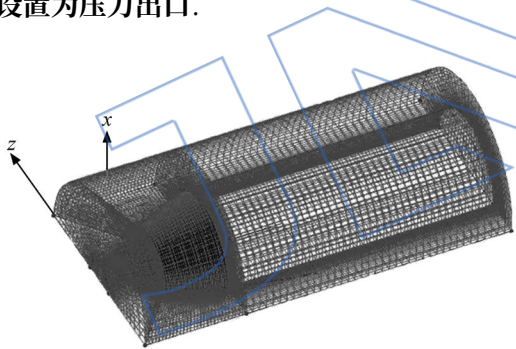


图 3 流场网格离散

Fig.3 Discretization grid of the flowfield

采用具有二阶精度的二阶迎风格式对流动换热方程进行离散, 采用耦合显式求解方案对离散后的控制方程进行线性化处理和数值迭代求解.

假定航空煤油完全燃烧, 所产生燃气中各组分所占质量分数如表 1 所示.

表 1 燃气组分

Table 1 Gas components

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

燃气与被引射空气混合组分的密度属性采用不可压理想气体模型; 流体介质的比热容为温度的分段多项式函数

$$c_p T = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4 \tag{6}$$

各组分比热容对应多项式系数见文献[9].

基于流场计算的稳态属性及试验段筒壁与外界大气换热对试验段内温度场(主要是对头锥表面温度分布)的影响, 头锥与试验段筒壁皆设置为绝热壁面; 为了更好的吸收燃气辐射提高头锥试件表面温度, 对试件表面进行涂黑, 试验段筒壁采用 304 号不锈钢, 试件表面及试验筒壁内表面发射率 ε 分别设为 0.97, 0.3; 燃气喷口、被引射空气入口及试验段出口按黑体处理, 黑体表面温度为对应流体温度; 引射入口氧气与氮气组分质量分数分别设为 0.233, 0.767.

2.3 模拟结果与分析

模拟主要针对不同的燃气喷口的直径(工况 1, 2, 7)、燃气流速度(工况 5, 6, 7)、燃气温度(工况 7, 8, 9)及喷口与头锥距离(工况 3, 4, 7)等 12 种工况进行了数值分析, 如表 2 所示.

表 2 模拟状态参数

Table 2 Parameters of the simulation case

工况	喷口直径/ mm	燃气温度/ K	燃气流速/ (m/ s)	喷口头锥间距/ mm
1	100	1500	200	150
2	150	1500	200	150
3	200	1500	200	100
4	200	1500	200	200
5	200	1500	100	150
6	200	1500	300	150
7	200	1500	200	150
8	200	1600	200	150
9	200	1800	200	150
10	220	1800	200	150
11	300	1600	200	150
12	400	1600	200	150

模拟工况 7 物理模型对称面气流温度与试件表面温度分布云图如图 4 所示.

由工况 7 的温度分布云图可以看出, 头锥表

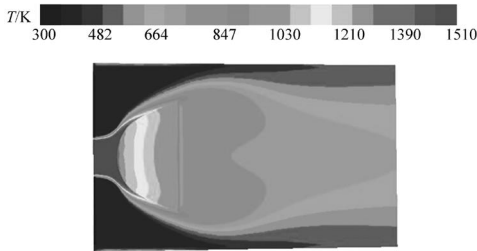


图 4 温度分布云图

Fig. 4 Contours of temperature distribution

面温度低于燃气温度,且温度随着迎风曲线长度的增加而不断降低.

2.3.1 不同燃气温度工况

三种不同燃气温度工况(工况 7,8,9)下头锥迎风曲线上的温度分布数据对比如图 5.

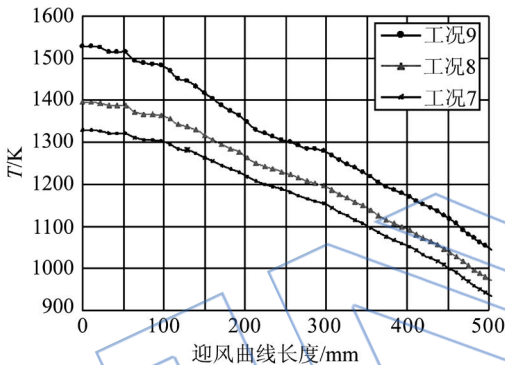


图 5 工况 7,8,9 下的温度对比

Fig. 5 Temperature comparison in case 7, 8, 9

由图 5 可以看出,在三种不同燃气温度工况下,头锥迎风曲线温度近似呈平行线性下降分布;最高温度(头锥驻点温度)分别是 1527,1396 K和 1330 K,最低温度分别是 1036,962 K 和 926 K. 各工况最高温度分别低于其相应模拟用燃气温度 1800,1600 K 和 1500 K, 温度差为 273,204 K 和 170 K. 可见随着燃气温度的不断升高,单位试件表面温升所需要的燃气温升也不断加大. 表 3 是三种工况下燃气与被引射空气的流量表.

表 3 工况 7,8,9 下的燃气和引射空气流量

Table 3 Flow rate of gas and ejecting air in case 7, 8, 9

工况	燃气流量/(kg/ s)	引射流量/(kg/ s)	引射比
7	0. 731	4. 45	6. 1
8	0. 686	4. 26	6. 2
9	0. 609	3. 93	6. 5

燃气温度升高对应燃气密度的不断下降和燃气分子的自由运动剧烈程度不断增强,其与被引

射空气的动量交换效果也不断加强,由表 4 可见,随着燃气温度的升高,燃气流量降低,被引射空气流量降低,而引射器的引射比却逐渐增大,这意味着燃气空气混合气体中常温空气所占份额和燃气温降的增大,故随着燃气温度的不断升高,单位试件表面温升所需要的燃气温升也不断加大.

表 4 工况 5,6,7 下的燃气和引射空气流量

Table 4 Flow rate of gas and ejecting air in case 5, 6, 7

工况	燃气流量/(kg/ s)	引射流量/(kg/ s)	引射比
5	0. 366	2. 15	5. 9
6	1. 09	6. 76	6. 15
7	0. 731	4. 45	6. 1

2.3.2 不同燃气流速工况

三种不同燃气流速工况(工况 5,6,7)下头锥迎风曲线上的温度分布数据对比如图 6.

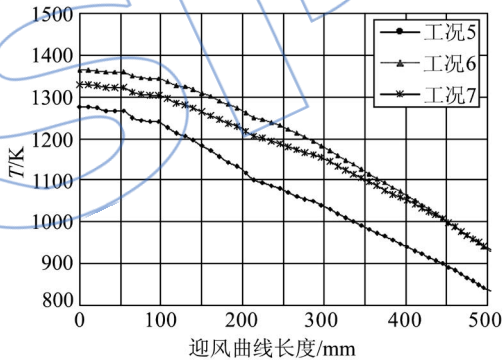


图 6 工况 5,6,7 下的温度对比

Fig. 6 Temperature comparison in case 5, 6, 7

三种工况下头锥迎风曲线上的温度也近似呈平行线性下降分布,随着燃气流速的增加,各工况温度曲线将逐步接近;头锥驻点最高温度分别为 1365,1329,1277 K,头锥试件迎风曲线上最高温度及平均温度分布工况 6 > 工况 7 > 工况 5.

由表 4 可见,随着燃气流速增大,燃气流量、引射流量及引射比也随之增大;百米增速下,引射比工况 7 比工况 5 增大了 0.2,工况 6 比工况 7 只增大了 0.05,可见随着燃气流速的不断增大,单位燃气流速增加量引起的引射比的增大量将逐渐减小,引射比差距的减小导致了图 7 中迎风温度曲线重合程度工况 6 与 7 较之工况 5 的加剧.

2.3.3 不同喷口头锥间距工况

三种不同喷口头锥间距工况(工况 3,4,7)下头锥迎风曲线上的温度分布数据对比如图 7.

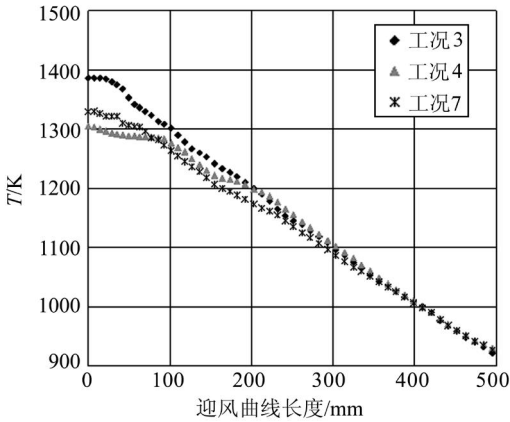


图 7 工况 3,4,7 的下温度对比

Fig. 7 Temperature comparison in case 3, 4, 7

在工况 3,4,7 三种工况下头锥驻点温度分别为 1386,1306,1330 K,燃气喷口与试件间距越小,头锥驻点温度越高;沿着迎风曲线长度的增加对应头锥位置上温度差距逐渐减小,几近重合.三种工况下燃气与被引射空气流量见表 5.

表 5 工况 3,4,7 下的燃气和引射空气流量

Table 5 Flow rate of gas and ejecting air in case 3, 4, 7

工况	燃气流量/(kg/s)	引射流量/(kg/s)	引射比
3	0.731	4.74	6.5
4	0.731	4.37	6.0
7	0.731	4.45	6.1

燃气喷口与头锥间距越小,头锥前燃气与常温空气进行动量和能量交换的空间越小,燃气的温降越小,对应头锥驻点温度则越高;由于三种工况下引射比的变化不大,所以沿着迎风曲线经过一段距离(约 250 mm)燃气空气经过较充分混合后头锥表面温度差距变得不再明显,如图 7 所示.

2.3.4 不同喷口直径工况

三种不同喷口直径工况(工况 1,2,7)下头锥迎风曲线上的温度分布数据对比如图 8.

在工况 1,2,7 三种工况下头锥驻点温度分别为 1283,1335,1330 K,工况 2 与工况 7 差别较小,工况 2,7 与工况 1 差距较大;与图 7 所示 3,4,7 三种工况迎风曲线上温度分布相反,不同燃气喷口直径的三种工况沿迎风曲线长度增加温度差距越来越大.

对比工况 1,2,7 两种工况燃气喷口直径,燃气流量较大,引射比较小,头锥驻点温度受引射空气影响较小,工况 1 喷口直径较小而引射比较大,故头锥驻点受引射空气影响较大从而温降较大;

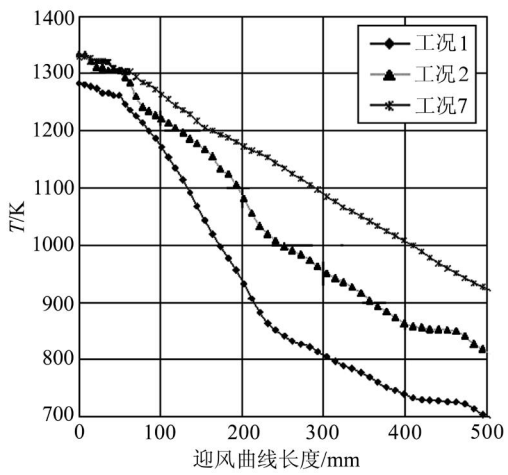


图 8 工况 1,2,7 下的温度对比

Fig. 8 Temperature comparison in case 1, 2, 7

三种工况下喷口直径越大,引射面积越小,必然造成燃气流量越来越大而引射比越来越小,如表 6 所示,燃气在混合气体中所占比重增大.随着迎风曲线长度的增加冷热气流混合越来越充分,从而出现了在试件后部温度差距逐渐增大的现象.

表 6 工况 1,2,7 下的燃气和引射空气流量

Table 6 Flow rate of gas and ejecting air in case 1, 2, 7

工况	燃气流量/(kg/s)	引射流/(kg/s)	引射比
1	0.183	2.36	12.9
2	0.411	3.45	8.4
7	0.731	4.45	6.1

2.3.5 飞行工况和工况 9~12

图 9 是试验头锥部件在飞行高度为 33 400 m,飞行速度为 $Ma=6.5$,零攻角飞行状态下,利用高速气流流动计算软件计算出的部件蒙皮表面温度分布(壁面发射率 0.8)云图.

由图 9 可以看出,高超声速飞行状态下气动加热现象严重,头锥部件高温区域集中在驻点附近区域(与文献[10-11]结论一致),且蒙皮温度随迎风曲线长度的增加而迅速降低.工况 11,12 较前 10 种工况,燃气喷口直径进行了大幅度加大改动,头锥在工况 9~12 与在图 9 所示真实飞行工况下迎风曲线上温度分布对比如图 10 所示.

四种模拟工况与实际飞行工况头锥驻点温度相差不大;工况 11,12 与工况 9,10 相比较在较低燃气温度(1600 K)的情况下取得了较高的头锥驻点温度.工况 9,10 在驻点后区域温度下降速度较实际工况快,工况 11,12 迎风曲线前 250 mm 温度下降较飞行工况快,在 250 mm 后下降速度明

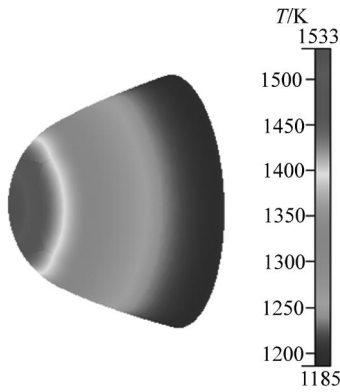


图 9 头锥表面温度

Fig. 9 Temperature of the nose cone surface

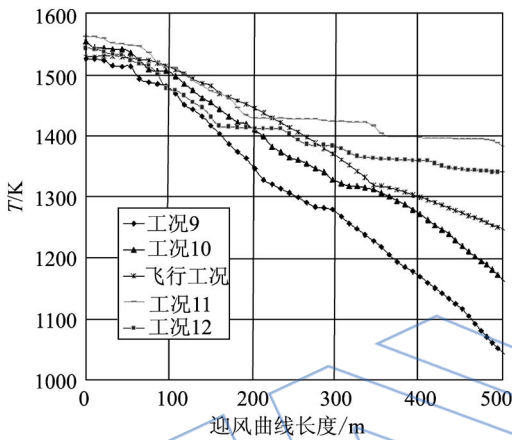


图 10 工况 9~12 和实际飞行工况温度对比

Fig. 10 Temperature comparison in case 9~12 and the real flight state

显减慢且温度高于实际工况,由工况 9~12 四种不同燃气喷口直径工况的温度变化曲线可以得出,增大燃气喷口直径以改变引射空气入口与燃气喷口面积比,并对燃气温度、燃气流速度等参数进行修改后试验工况下头锥迎风曲线温度分布将与实际飞行工况下的温度分布逐步吻合。

3 结 论

1) 亚声速燃气流 + 引射冷气流热环境模拟方案可以实现对高超声速飞行器相关部件在一定精度范围内的热环境模拟。

2) 通过改变燃气喷口与引射空气入口的面积比可大范围的调节亚声速燃气流 + 引射冷气流热环境模拟设备的引射比,可以实现试件后部区域温度的大范围调节。

3) 亚声速燃气流 + 引射冷气流的热环境模拟的试验方案下,头锥试件表面最高模拟温度将

低于模拟用燃气温度。

参考文献:

- [1] 王佩广,刘永绩,王浚.高超声速飞行器综合热管理系统方案探讨[J].中国工程科学,2007,9(2):44-48.
WANG Peiguang,LIU Yongji,WANG Jun. A study of integral thermal management system scheme for hypersonic aircraft [J]. Engineering Sciences,2007,9(2):44-48. (in Chinese)
- [2] 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.
JIE Fayu,LI Gang,XU Zhongchang. The concept and development of hypersonic vehicle[J]. Winged Missiles Journal,2004(5):27-31. (in Chinese)
- [3] 周华,韩莹.高超音速地面模拟设备的研究进展[J].飞行力学,1999,17(4):6-10.
ZHOU Hua,HAN Ying. The research progress of hypersonic ground simulation test facilities[J]. Flight Dynamics,1999,17(4):6-10. (in Chinese)
- [4] 吴大方,房元鹏,张敏.高速飞行器瞬态气动热试验模拟系统[J].航空计测技术,2003,23(1):9-11.
WU Dafang,FANG Yuanpeng,ZHANG Min. Experimental simulation system of transient aerodynamic heating for high-speed flight vehicle [J]. Aviation Metrology and Measurement Technology,2003,23(1):9-11. (in Chinese)
- [5] Ho S Y,Paul A. Coupled thermal structural and vibrational analysis of a hypersonic engine for flight test [J]. Aerospace Science and Technology,2006,10(5):420-426.
- [6] 王乐善,王庆盛.结构热试验技术的新发展[J].导弹与航天运载技术,2000(2):7-13.
WANG Leshan,WANG Qingsheng. The recent trends of thermal-test technique of structure [J]. Missile and Space Vehicles,2000(2):7-13. (in Chinese)
- [7] 刘初平.电弧风洞钝楔试验技术及其应用研究[D].长沙:国防科技大学,2004.
LIU Chuping. A study of blunted-wedge holder and its application in CARDs arc-hated wind tunnel [D]. Changsha:National University of Defense Technology,2004.
- [8] 王福军.计算流体力学分析[M].北京:清华大学出版社,2004.
- [9] Beesley W G. Space shuttle entry thermal testing techniques [R]. AIAA 78-1628,1978.
- [10] 蒋友娣,董薇,陈勇.高超声速飞行器瞬态表面热流和温度的工程计算[J].能源技术,2007,28(6):316-318.
JIANG Youdi,DONG Wei,CHEN Yong. Transient surface heat flux and surface temperature engineering prediction of hypersonic vehicle[J]. Energy Technology,2007,28(6):316-318. (in Chinese)
- [11] Palmer G,Polksky S. A heating analysis of the nose cap and leading edges of the X-34 vehicle[C]//Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,36th. Reno,NV:AIAA,1998.