

防热试验用高温超声速燃气流场热环境分析

齐 斌^{1,2} 娄文忠¹ 田 宁² 邹样辉²

(1 北京理工大学机电学院,北京 100086)

(2 北京航天长征飞行器研究所,高超声速飞行器防隔热技术中心,北京 100076)

文 摘 对用于防热系统试验考核的高温超声速燃气流场的流场结构和热环境特性进行了计算和分析。将 CFD 模拟方法与工程计算方法相结合,对两类锥形喷管形成的燃气流场进行了数值模拟计算和流场结构分析,并与试验过程中高速拍摄的图片进行了比对。利用模拟得到的流场气动参数,计算了沿流场轴向位置球头驻点模型的热流和压力,并与试验测量数据进行了对比,结果吻合较好。锥形喷管形成压缩波和膨胀波交替的流场结构,导致流场气动参数与模型热流和压力形成正弦变化的特点。

关键词 防热试验,热环境,高温超声速燃气流场,流场结构

中图分类号:V416.5

DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.05.007

Thermal-Environment Analysis of High Temperature and Supersonic Flow Field for Thermal Protection System Test

QI Bin^{1,2} LOU Wenzhong¹ TIAN Ning² ZOU Yanghui²

(1 Beijing Institute of Technology, Beijing 100086)

(2 Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076)

Abstract The thermal-environment characteristics of high temperature and supersonic flow field are analyzed by combining CFD method with engineering method. The inside and outside flow field parameters of nozzle are calculated, and the field structure is analyzed, which is compared with test picture. Also, the heat flux and pressure of cone stagnation are calculated and compared with test data. Finally, the relationship among flow field structure, heat flux and pressure is analyzed.

Key words Thermal protection test, Thermal environment, High temperature and supersonic flow field, Flow field structure

0 引言

我国航天事业在迅速发展,防热技术一直是热点,其中就包括防热研究用的地面试验设备和试验技术。国内外防热研究用的地面试验设备主要有辐射加热设备、电弧加热器和燃气流试验设备几类。燃气流试验设备可以产生高温超声速燃气流场,流场面积大、试验费用低,常用于防热材料和防热产品的方案筛选、性能考核和产品验收试验。

本文基于 X1 和 X2 燃气流试验设备,分析其燃气流场热环境的特点。X1 和 X2 设备主要包括燃烧室和锥形喷管,可以生成压缩波和膨胀波交替变化的燃气流场,实现相同控制参数下流场不同位置热环境

强弱交替变化的试验状态,但流场波系多、结构复杂、气流参数变化大,增加了试验状态控制、试验应用和分析的难度。

本文将 CFD 模拟方法与工程计算方法相结合,对 X1 和 X2 设备的四个典型状态的试验外流场和沿外流场轴向位置球头驻点模型的热流和压力进行了计算,并与试验数据进行了对比。

1 燃气流场计算

1.1 计算模型

燃气流场的计算分为两部分,燃气发生器喷管内流场参数和试验外流场。喷管内流场参数为燃烧室和喷管出口处的燃气成分和气流参数,按燃气的组份完

收稿日期:2014-07-10

作者简介:齐斌,1981 年出生,高工,博士,主要从事防隔热及热控试验研究。E-mail:sunnybless@163.com

全达到化学平衡和能量平衡^[1],用燃烧化学反应计算管内流场参数。试验外流场指喷口后的燃气流场,采用 Fastran 软件按混合气体模型计算试验外流场。锥型喷管喷口处气流存在径向速度,难以设置试验外流场入口边界条件,因此选择燃气发生器的燃烧室与喷管收敛段交接处为外流场入口边界,该截面的燃气速度可忽略为零,设置定压和定温边界,并保证 Fastran 计算的喷口参数与化学平衡法计算得到的参数一致^[2-3]。

X1 和 X2 喷管和试验外流场计算外形采用二维轴对称模型,如图 1 和图 2 所示。

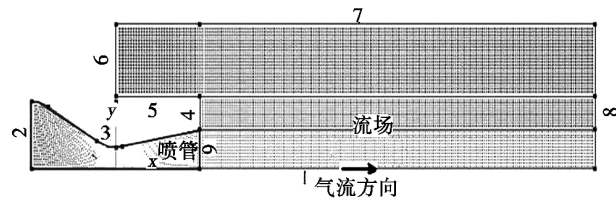


图 1 X1 空流场计算外形

Fig. 1 Model of flow field for X1

喷管包括收敛段、喉道和扩张段。X1 喷口直径 65 mm。X2 喷口直径 70 mm。边界 2 为喷管收敛段的燃气入口边界,交接面 9 为喷口,边界 4、5 为燃气发生器外壳体固壁,边界 6、7 分别为空气入口、入口/

出口边界,8 为气流出口外推边界。X1 计算外形区域为喷管出口轴向距离 400 mm,径向半径 120 mm,计算节点数 16 350。X2 试验外流场区域为喷管出口轴向距离 400 mm,径向半径 160 mm,计算节点数 34 770。

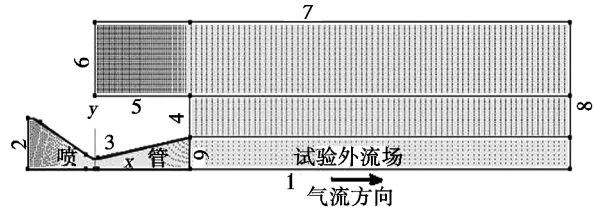


图 2 X2 空流场计算外形

Fig. 2 Model of flow field for X2

选用 X1 和 X2 燃气流试验中总计四个典型状态,采用 Fastran 求解器,按化学平衡计算的喷口燃气成分设置混合气体模型中的气体成分,环境背压 0.1 MPa。四个状态下两种方式计算得到的喷口参数如表 1 所列,其中 X1 两个状态分别为状态一、二,X2 两个状态分别为状态三、四。Fastran 计算的喷口马赫数比化学平衡条件的略大 3.5% ~ 7.7%。喷口气流静温误差 < 4.3%,静压误差 < 1%。

表 1 X1 与 X2 的燃气流场计算状态

Tab. 1 Calculation states of X1 and X2

| 状态 | 化学平衡 | | | | | Fastran 混和气 | | | | |
|----|------|--------|--------|----------|-------|-------------|--------|--------|----------|-------|
| | 室温/K | 室压/MPa | 喷口静温/K | 喷口静压/kPa | 喷口马赫数 | 室温/K | 室压/MPa | 喷口静温/K | 喷口静压/kPa | 喷口马赫数 |
| 一 | 3279 | 1.10 | 2409 | 87 | 2.240 | 4000 | 1.40 | 2409 | 87 | 2.412 |
| 二 | 3449 | 1.40 | 2722 | 100 | 2.248 | 4300 | 1.60 | 2676 | 101 | 2.400 |
| 三 | 3617 | 4.90 | 2320 | 95 | 2.959 | 4400 | 5.70 | 2234 | 96 | 3.063 |
| 四 | 3678 | 4.90 | 2662 | 115 | 2.822 | 4800 | 6.70 | 2547 | 116 | 3.032 |

燃料为航空煤油 $C_{10}H_{20}$ 和 O_2 。按一维等熵流动和分压平衡计算的喷口燃气成分^[3]见表 2。

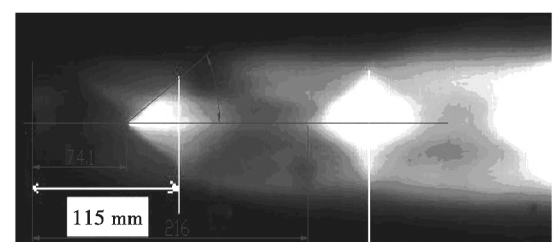
表 2 喷管出口燃烧产物质量分数

Tab. 2 Ingredient percentage at the outlet of nozzles

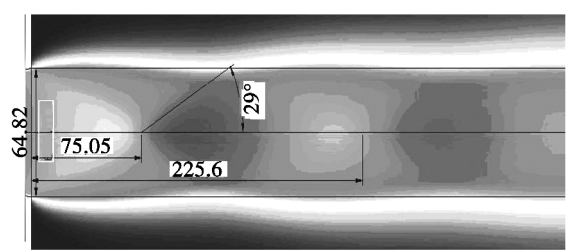
| 状态 | wt% | | | | | | | |
|----|---------------|-------------|--------|-------|------|-------------|--------|-------|
| | $O_2/10^{-3}$ | $O/10^{-3}$ | H_2O | H_2 | OH | $H/10^{-2}$ | CO_2 | CO |
| 一 | 5.88 | 5.08 | 24.94 | 1.83 | 0.16 | 3.79 | 20.57 | 52.46 |
| 二 | 380 | 160 | 27.58 | 0.96 | 1.16 | 9 | 29.52 | 40.15 |
| 三 | 7.76 | 3.35 | 28.23 | 1.02 | 0.13 | 2 | 32.07 | 38.53 |
| 四 | 77.0 | 160 | 28.77 | 0.49 | 1.13 | 5 | 41.52 | 27.12 |

1.2 计算结果

状态一和三的 Fastran 流场计算结果与对应状态下光学拍摄的流场图片如图 3 ~ 图 4 所示,计算的激波位置、激波角大小和菱形区形状与实拍图片基本吻合,尤其是第一道激波特征,如表 3 所示。



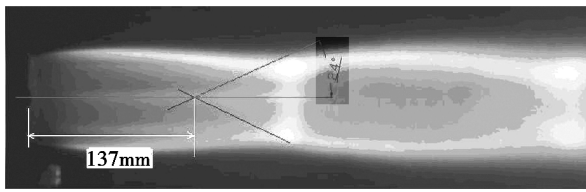
(a) 实拍



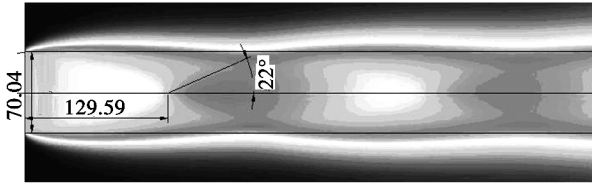
(b) 计算

图 3 状态一空流场实拍结果及计算结果

Fig. 3 Flow field photo and calculation result for the first state



(a) 实拍



(b) 计算

图4 状态三空流场实拍及计算结果

Fig. 4 Flow field photo and calculation result for the third state

表3 光学拍摄与计算的第一道激波参数

Tab. 3 Comparisons of the first shock wave for photos and calculations

| 状态 | 实拍激波点/mm | 计算激波点/mm | 实拍激波角度/(°) | 计算激波角度/(°) |
|----|----------|----------|------------|------------|
| 一 | 74.1 | 93.9 | 137.0 | 146.6 |
| 二 | 75.1 | 90.2 | 129.6 | 152.3 |
| 三 | 30 | 25 | 24 | 22 |
| 四 | 29 | 27 | 22 | 21 |

1.3 特性分析

锥形喷管喷口的气流速度存在径向分量。喷口静压小于或等于环境背压,出口均产生压缩波,区别为压缩波离开喷口的距离。压缩波到达气流边界上反射后形成膨胀波,膨胀波在气流边界上反射后再次形成压缩波,流场中形成交替的压缩波和膨胀波,如图5~图6所示。

当喷口气流静压大于环境背压时,出口出现弱的膨胀波,气流径向速度加快该膨胀过程。膨胀波在气流边界上反射后形成压缩波,压缩波在气流边界上反射后再次形成膨胀波,流场中形成交替的膨胀波和压缩波,如图7所示。因此,对于锥形喷管,无论怎样调节喷口气流参数,其产生的燃气流均形成自激振荡波模式。

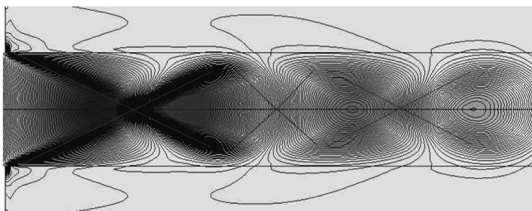


图5 状态一喷口静压 90 kPa 流场压力分布示意图

Fig. 5 Pressure distribution for the first state

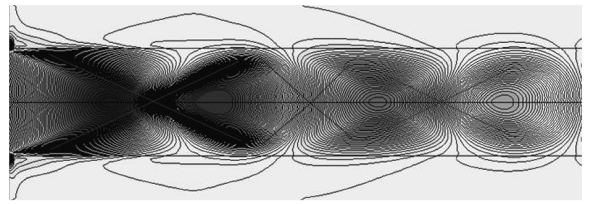


图6 状态二喷口静压 0.1 MPa 流场压力分布示意图

Fig. 6 Pressure distribution for the second state

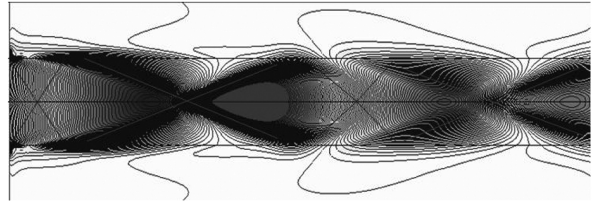


图7 状态四喷口静压 0.12 MPa 流场压力分布示意图

Fig. 7 Pressure distribution for the fourth state

燃气流场中的激波或膨胀波是由多道激波或膨胀波组成的波系,在激波点或膨胀波点处波系的作用最强,气流参数的变化率最大。状态一的温度、压力、马赫数沿流场轴向的变化梯度如图8所示,其中横坐标 x 为流场轴向位置,纵坐标 dy/dx 为温度、压力、马赫数在每个流场位置点的变化梯度值。压力、温度梯度第一次达到正向最大值时的位置为 7.5 cm,是激波系作用最强点,为第一个激波点,与拍摄和计算云图激波点位置相匹配。梯度值由正向最大减小到 0 值的位置为 0.104 m,为激波系作用结束点,温度和压力达到最大值。梯度值由 0 减小为负向最大的位置为 0.164 m,为膨胀波交点位置。梯度值由负向最大增加至 0 值的位置,为膨胀波系作用结束点,温度和压力达到最小值。第一个激波点至膨胀波交点之间的区域即为流场温度图像中的第一个菱形区。第一道激波系造成的气流参数的变化率远高于后续波系,经过第一道强激波系后,后续波系的强度迅速减弱。其余三个状态的参数规律与此类似,区别为变化率幅值和对应位置点。

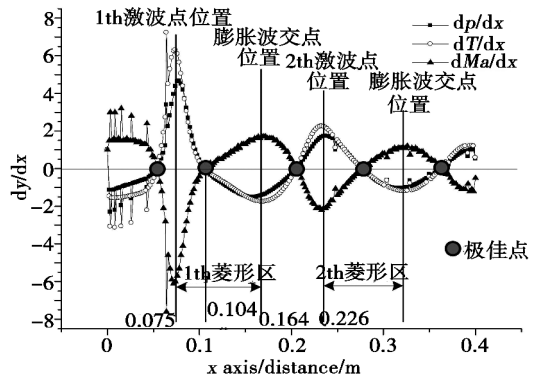


图8 状态一的状态参数沿流场轴向的梯度变化

Fig. 8 Gradient variety of parameters along the flow field axial for the first state

图9为状态一流场菱形区域内温度、压力、马赫数、气流密度、黏性系数的变化关系,为便于比较对各参数进行了无量纲化处理,比例因子分别为5 000 K、200 kPa、5 Ma、0.3 kg/m³、2×10⁻⁴ N/sm²。

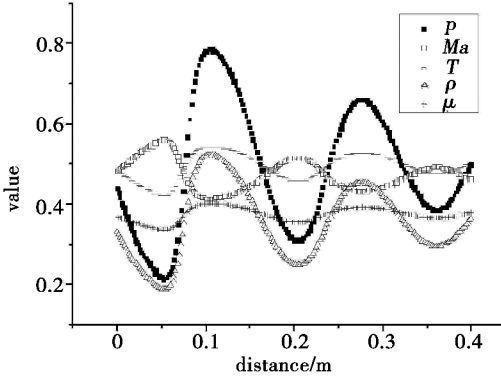


图9 状态一的状态参数变化

Fig.9 Parameters along the flow field axial for the first state

喷口后的气流经过激波系压缩,气流温度、压力、密度、黏性系数不断上升,马赫数下降,激波点是压缩过程中的中间状态,在激波点之后压力、温度、密度、黏性系数达到正向极值点。激波系经过气流边界折返后形成膨胀波系,压力、温度、密度、黏性系数迅速下降,在膨胀波交点之后气流参数达到负向极值点。菱形区前端为超声速燃气流形成的压缩波,后端为前端压缩波在气流边界上反射后形成的膨胀波。菱形区是从激波交点开始激波作用由强至弱,转变至膨胀波作用由弱至强的过程区,是激波交点与膨胀波交点之间的区域。菱形区内气流温度、压力、密度、黏性系数先增加后减小,为正弦变化的上半部分区域。马赫数先减小后增加,为正弦变化的下半部分。菱形区内参数极值点相互重合。

气流经过膨胀波交点之后,在膨胀波系的作用下,温度、压力、密度、黏性系数继续下降直至最低点,马赫数上升至最高点。膨胀波到达气流边界后折返形成激波,气流温度、压力、密度、黏性系数在激波系的作用下开始上升。菱形区与菱形区之间的气流温度最低,拍摄的温度图片上难以观测到气流,本文将该区域称作暗区。暗区的前端为膨胀波,后端为压缩波。暗区是从膨胀波交点开始膨胀波作用由强至弱,转变至激波由弱至强的过程区,是膨胀波交点与激波交点之间的区域。暗区内气流温度、压力、密度、黏性系数先减小后增加,为正弦变化下半部分区域。马赫数先增加后减小,为正弦变化上半部分区域。暗区内参数极值点相互重合。

2 热环境计算和分析

2.1 计算方法

端头驻点气流参数为来流经过正激波后的参数,正激波后的压力、马赫数公式^[4]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2k}{k+1} Ma_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \quad (1)$$

$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + \frac{2}{k-1}}{\frac{2k}{k-1} Ma_1^2 - 1} \quad (2)$$

式中, k 为燃气比热比,取值1.16; p 为燃气静压;下标1为波前参数,2为波后参数。

气流通过激波和膨胀波为绝能流动,总温保持不变,燃气总温按照平衡流计算的总温,计算正激波后的气流温度:

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{k-1}{2} Ma_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2} \quad (3)$$

式中, T 为燃气静温。

目前还没有针对燃气介质的球头驻点热流计算公式,本文使用空气介质的球头驻点热流计算公式(6)。

$$q_s = 0.763 Pr^{-0.6} (\rho_w \mu_w)^{0.1} (\rho_s \mu_s)^{0.4} \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx}\right)_s} (h_s - h_w) \quad (4)$$

$$\left(\frac{du_e}{dx}\right)_s = \frac{1}{R} \sqrt{\frac{2(p_s - p_0)}{\rho_s}} \quad (5)$$

式中, ρ_w 、 μ_w 和 h_w 分别为壁面燃气流密度、黏性系数和焓值, ρ_s 、 μ_s 和 h_s 为驻点燃气流密度、黏性系数和焓值,由燃气温度、压力和发动机余氧系数确定。燃气 $Pr=0.7$,球头半径 $SR=21$ mm。

端头驻点压力计算公式为:

$$\frac{p^*}{p_2} = \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma_2^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (6)$$

式中, p^* 为端头驻点压力。

2.2 计算结果

状态一的球头驻点热流、压力和气流参数的关系如图10所示,对所有参数进行了归一化。模型热流和总压与气流静压、静温、密度、黏性系数变化趋势一致,均呈现类似正弦变化的特点,各参数极值点位置相同。

状态二、状态一的球头驻点壁面温度分别按冷壁300和800 K计算的驻点热流如图11所示,平均热流约为20和18、17和15 MW/m²,波动幅值约为2、1.5 MW/m²。两个状态下的驻点压力如图12所示,平均驻点压力分别为0.60和0.55 MPa,波动幅值约为0.2 MPa。余氧系数和燃烧室压力越高,燃气总温和总压越高,流场中驻点热流和压力的平均值越高,状态二高于状态一。状态二的喷口静压高于状态一,流场内的激波向远离喷口的方向移动,状态二的驻点

热流和驻点压力相对远离喷口。

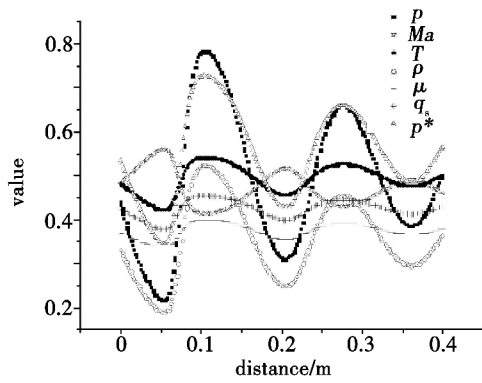


图 10 气流参数与模型驻点热流和驻点压力之间的关系
Fig. 10 Relationship among the field parameters, stagnation point heats and pressures

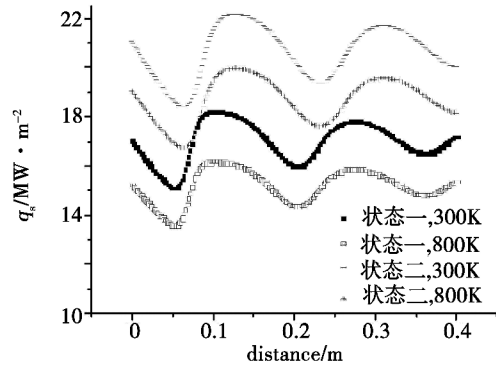


图 11 X1 设备状态一和状态二的驻点热流
Fig. 11 Stagnation point heats for the first state and the second state

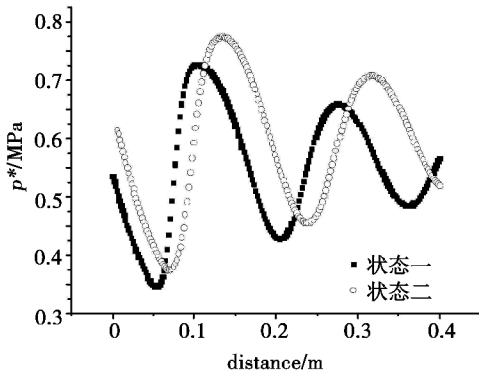


图 12 X1 设备状态一和状态二的压力
Fig. 12 Stagnation point pressures for the first state and the second state

状态四、状态三的驻点壁面温度分别按冷壁 300 和 800 K 计算的驻点热流如图 13 所示,平均热流约为 36 和 33、34 和 31 MW/m²,波动幅值约为 6、5 MW/m²。余氧系数越高,燃烧室温度越高,驻点热流值越高,因此状态四热流高于状态三。两个状态下的驻点压力如图 14 所示,平均驻点压力均为 1.0 MP,压力波动幅值均为 0.5 MPa。两个状态的燃烧室压

力相同,球头驻点压力具有相同的量值。状态四的喷口静压略高,驻点热流和驻点压力相对远离喷口。

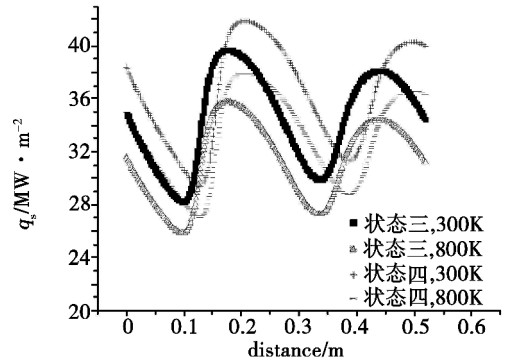


图 13 X2 设备状态三和状态四的热流
Fig. 13 Stagnation point heats for the third state and the fourth state

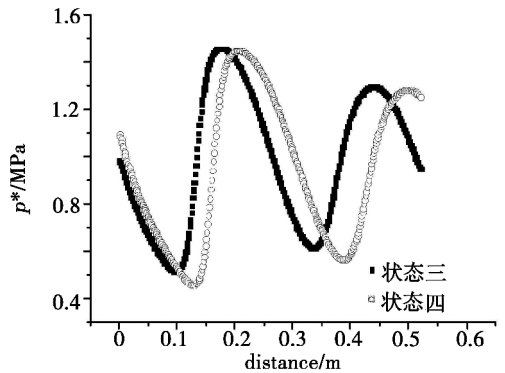


图 14 X2 设备状态三和状态四的压力
Fig. 14 Stagnation point pressures for the third state and the fourth state

2.3 实验结果

状态二的驻点热流和压力计算结果和实测结果如图 15 ~ 图 16 所示,热流分别按照冷壁温度 300 K 和 800 K 进行了计算。热流测量方式采用铜塞式热流计,试验时间 0.8 s,流场稳定时间 0.3 s 左右,测量时间 0.5 s。压力测量方式采用测压管和压力传感器。

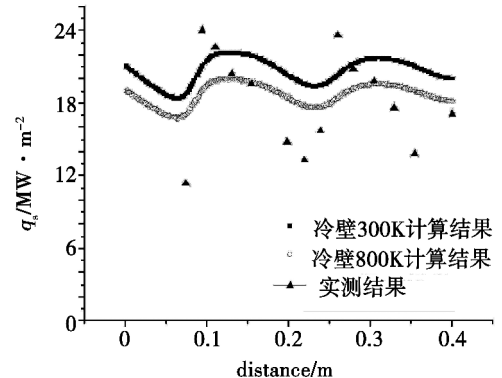


图 15 状态二的计算热流和实测热流
Fig. 15 Calculation results and test results of stagnation point heat for the second state

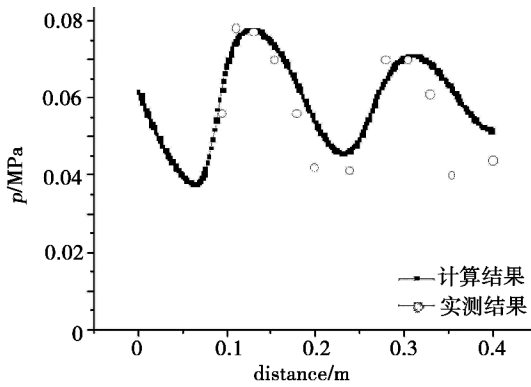


图 16 状态二的计算压力和实测压力

Fig. 16 Calculation results and test results of stagnation point pressure for the second state

对比结果表明,计算热流和实测热流的变化趋势基本一致,计算热流的波动幅值小于实测值,计算压力和实测压力基本重合。

3 结论

(1)采用 CFD 模拟方法与工程计算方法相结合的方式,可以用于燃气发生器产生的高温超声速燃气流场的计算,计算的流场结构与试验结果基本吻合;

(2)锥形喷管产生的燃气流场会形成交替的压

(上接第 24 页)

(3)研究了间隙率变化时对三轴向织物复合材料和平纹织物复合材料两种叠层方式的等效模量极曲线的影响,发现当 k 固定时,叠层方式 1 和叠层方式 2 等效模量极曲线随 k_2 的增加极性均减弱,当 k 和 k_2 固定时,叠层方式 2 比方式 1 的等效模量极曲线极性更强,而叠层复合后材料的弹性性能介于三轴向织物复合材料和平纹织物复合材料的弹性性能之间。

参考文献

[1] 益小苏. 先进复合材料技术研究与发展[M]. 北京:国防工业出版社, 2006

[2] 曹春晓. 一代材料技术,一代大型飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 701-706

[3] 郭金树. 复合材料件可制造性技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2009

[4] 杨振宇, 卢子兴. 三维四向编织复合材料弹性性能的理论预测[J]. 复合材料学报, 2004, 21(2): 134-141

[5] 王立朋, 燕瑛. 编织复合材料弹性性能的细观分析及试验研究[J]. 复合材料学报, 2004, 21(4): 152-156

[6] 孙颖, 李嘉禄, 亢一澜. 二步法三维编织复合材料弹性性能的有限元法预报[J]. 复合材料学报, 2005, 22(1): 108-112

缩波和膨胀波,形成自激振荡模式的燃气流场。在压缩波系和膨胀波系作用下,沿流场轴线的气流静温、静压、马赫数沿流场轴线围绕各自平均值做类似于正弦的变化,平均值和波动幅值随距离衰减;

(3)气流参数的变化导致沿流场轴向的驻点热流和压力也随之形成类似于正弦的变化,变化趋势与气流静温、静压一致,并体现与气流参数相同的极值点位置;

(4)文中采用的端头驻点的热流和压力计算方法所得到的计算结果与试验结果基本匹配,可以用于高温超声速燃气流热环境计算。

参考文献

[1] 什维留克. 液体火箭发动机的设计理论基础[M]. 上海:上海科学技术出版社, 1963: 12

[2] 周松柏, 郭政, 高松. 火箭发动机动态流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 118-121

[3] 费继友. 火箭发动机推力室粘性流场数值模拟及实验[J]. 大连交通大学学报, 2007, 28(3): 38-41

[4] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2006

(编辑 吴坚)

[7] 严雪, 许希武, 张超. 二维三轴编织复合材料的弹性性能分析[J]. 固体力学学报, 2013, 34(2): 140-151

[8] Xiong J, Shenoi R, Cheng X. A modified micromechanical curved beam analytical model to predict the tension modulus of 2D plain weave fabric composites [J]. Composites: Part B, 2009 (40): 776-783

[9] Cheng X, Xiong J. A novel analytical model for predicting the compression modulus of 2D PWF composites [J]. Composite Structures, 2009, 88(2): 296-303

[10] Cheng X, Xiong J, Bai J. Analytical solution for predicting in-plane elastic shear properties of 2D orthogonal PWF composites [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(4): 575-583

[11] 白江波, 熊峻江, 高军鹏, 等. 间隙率对三轴向织物复合材料弹性性能的影响分析[J]. 材料工程, 2013(3): 14-20

[12] Kueh A, Pellegrion S. Triaxial weave fabric composites [R]. European Space Contractor Report, Department of Engineering, University of Cambridge, 30 June 2007

(编辑 吴坚)