

超声速湍流导管烧蚀流场稳定性研究

张友华 陈连忠

(中国航天空气动力技术研究院 北京 100074)

文 摘 对超声速湍流导管烧蚀流场进行理论计算,选取了初始面积比为 2.0 和 3.0 的超声速导管,得到了在绝热指数为 1.1、1.2 和 1.3 三个典型状态下总焓、马赫数、导管内压力、静焓及恢复焓随导管截面加大的计算结果。研究表明:试验过程中总焓不变,但由于试验材料烧蚀导致导管的截面面积加大将引起其余流场参数的变化,马赫数随导管的截面面积加大而加大,其余参数随导管的截面面积加大而降低,在导管截面面积增大 20% 时,马赫数增幅在 9% 以内,导管内压力降幅在 20% 以上,静焓降幅在 8% 以内,恢复焓降幅在 1% 以内,绝热指数的上升将引起导管参数增幅或降幅加大,初始面积比加大,将引起导管参数增幅或降幅减小。

关键词 超声速湍流导管,烧蚀流场,稳定性

Stability of Ablative Flow Field of Supersonic Turbulent Duct

Zhang Youhua Chen Lianzhong

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074)

Abstract The calculation was carried out on flow field of supersonic turbulent duct. Two supersonic turbulent ducts with initial area ratios 2.0 and 3.0 were calculated at three specific heat ratios: 1.1, 1.2 and 1.3. The results included the changes of total enthalpy, Mach number, pressure in duct, static enthalpy and recovery enthalpy with increase of the cross area of duct. It shows the total enthalpy is constant in tests, but other parameters change with the increase of cross area of duct due to test materials ablation. Mach number increases with the increase of cross area, the other parameters decrease. When cross area of duct increases by 20%, Mach number increasing amplitude is less than 9%, the pressure decreasing amplitude in duct exceeds 20%, the decreasing amplitudes of static enthalpy and recovery enthalpy are within 8% and 1%. The increasing or decreasing amplitudes of parameters in duct are higher with specific heat ratio increasing and lower with initial area ratio increasing.

Key words Supersonic turbulent duct, Ablative flow field, Stability

1 引言

同超声速射流烧蚀试验技术、钝楔试验技术和亚声速包罩烧蚀等试验技术一样,由电弧加热器提供高温来流的超声速湍流导管试验技术在航天飞行器的热防护材料考核中被广泛应用^[1],美国 NASA 的 AMES 研究中心 Jet Propulsion Laboratory (JPL) 试验室建造了 2 inch × 9 inch 的超声速矩形湍流导管^[2],使用该导管模拟火星探测器再入火星大气层时的气动热环境,对拟采用的 SLA-561V 隔热材料的烧蚀性能、热匹配性能、粘接工艺、修补工艺及抗热剪切性能等进行了

广泛研究^[3],中国航天空气动力技术研究院拥有不同尺度的超声速矩形湍流导管,结合不同功率的电弧加热器开展了高超声速飞行器耐热涂层材料考核筛选^[4]、碳酚醛复合材料烧蚀性能评估^[5]及发动机喷管内壁防/隔热材料性能考核^[6]等研究工作。

超声速矩形湍流导管在使用过程中,由电弧加热器加热的高温气流由超声速拉瓦尔喷管加速,拉瓦尔喷管段为内外夹层水冷结构,由亚声速段、声速段及超声速段组成,加速后的高温气流在导管段形成湍流试验流场并对耐热材料进行烧蚀试验,湍流导管为整

体水冷结构,其入口尺寸与拉瓦尔喷管出口一致,导管的一面开口,放置流场测试模型或试验模型,其余三面为固壁,采用打孔水冷的方式进行冷却。虽然每次试验前均对试验流场参数进行测试,但测试模型为水冷结构,受热表面不发生烧蚀,导管的其余三面也为水冷结构,因此导管内的高温气流通道截面积(导管截面积)保持不变,但实际试验过程中试验模型受热表面发生烧蚀将使导管截面积增大,导致流场参数与测试时存在差别,有必要对变化过程进行分析并评估试验过程中的流场参数变化情况。

以往的研究基本认为导管内流场参数与试验前测试结果一致,本文主要研究理论计算导管的截面积增大对流场参数的影响,并定量给出计算结果。

2 计算方法

超声速矩形湍流导管流场参数主要包括总焓、马赫数、导管内压力、静焓、恢复焓及热流密度等。

超声速矩形湍流导管的主要特征量为材料烧蚀前导管截面积(A)与超声速拉瓦尔喷管喉道截面积(A^*)之比,定义为初始面积比,同一初始面积比下状态的高低变化可以由绝热指数(γ)表征,本文研究初始面积比 $\frac{A}{A^*}$ 分别为2.0和3.0的两套超声速矩形湍流导管,在绝热指数 $\gamma=1.1$ 、1.2和1.3三个典型状态下总焓、马赫数、导管内压力、静焓及恢复焓随导管截面积变化的情况,考虑到实际使用情况, A 的变化量为0-20%。

设定超声速矩形湍流导管来流条件为一维等熵平衡流动。

总焓的计算公式如下^[7]:

$$H_0 = K (p_0 A^* C_d / G)^{2.519} \quad (1)$$

式中, K 为常数, p_0 为加热器弧室压力(来流总压), A^* 为喷管喉道截面积, G 为气体质量流率, C_d 为流量系数。由于材料烧蚀试验前对试验流场测试时已固定(1)式右边所有参数,所以试验过程中总焓不变。

马赫数的计算公式如下:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{1+\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

式中, M 为马赫数。

由(2)式可以分析 A 变大后 M 的变化情况,将 A^* 、 γ 设为常量,两边求微分得:

$$dA = -A^* \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{1+\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}} dM + A^* \left[\frac{2}{1+\gamma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{(\gamma+1)}{2(\gamma-1)}-1} dM \quad (3)$$

将(2)式代入并化简得:

$$\frac{dA}{A} = \left[-1 + \frac{(\gamma+1)M^2}{2+(\gamma-1)M^2} \right] \frac{dM}{M} \quad (4)$$

导管内压力的计算公式如下:

$$\left(\frac{A}{A^*} \right)^2 = \frac{\gamma-1}{2} \cdot \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}}}{\left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{2}{\gamma}}} \quad (5)$$

式中, p 为导管内压力,由于试验状态确定后, p_0 为定值,所以 $\frac{p}{p_0}$ 的变化代表导管内 p 的变化,故对(5)进

行分析时将 $\frac{p}{p_0}$ 看成一项以 p_1 表示,省略中间推导过程得到 p_1 随 A 变化关系式如下:

$$\frac{dA}{A} = \left[-\frac{1}{\gamma} + \frac{\gamma-1}{2\gamma} \cdot p_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \cdot (1-p_1^{\frac{\gamma-1}{\gamma}})^{-1} \right] \frac{dp_1}{p_1} \quad (6)$$

静焓的计算由下式导出:

$$\frac{T}{T_0} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{-1} \quad (7)$$

式中, T 为导管内气流静温, T_0 为来流总温,(7)式左边分子、分母同乘定压比热容 c_p ,整理即得静焓表达式如下:

$$H_e = H_0 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{-1} \quad (8)$$

式中, H_e 为导管内气流静焓, H_0 为来流总焓。

由(8)式和(4)式推导得静焓随导管截面积的变化关系如下:

$$\frac{dH_e}{H_e} = \left[-1 + \frac{(\gamma+1)M^2}{2+(\gamma-1)M^2} \right]^{-1} \cdot \left[\frac{2M^2(1-\gamma)}{2+(\gamma-1)M^2} \right] \frac{dA}{A} \quad (9)$$

恢复焓计算公式如下:

$$H_r = H_e + \frac{R}{2} u^2 \quad (10)$$

式中, H_r 为恢复焓, u 为来流速度, R 为湍流恢复系数(0.89)。为研究恢复焓随导管截面积变化,需引进下式:

$$H_0 = H_e + \frac{1}{2} u^2 \quad (11)$$

由(10)、(11)式推导出:

$$H_r = R H_0 + (1-R) H_e \quad (12)$$

由于 H_0 为定值,对(12)式求导并代入(8)、(9)式得:

$$\frac{dH_r}{H_r} = \left[-1 + \frac{(\gamma+1)M^2}{2+(\gamma-1)M^2} \right]^{-1} \cdot \left[\frac{2M^2(1-\gamma)}{2+(\gamma-1)M^2} \right] \cdot \left[\frac{2-2R}{2+(\gamma-1)M^2 R} \right] \cdot \frac{dA}{A} \quad (13)$$

3 计算结果及分析

代表 $\gamma = 1.1, 1.2$ 和 1.3 。

计算结果见图 1 ~ 图 4, 所有图中曲线①-③分别

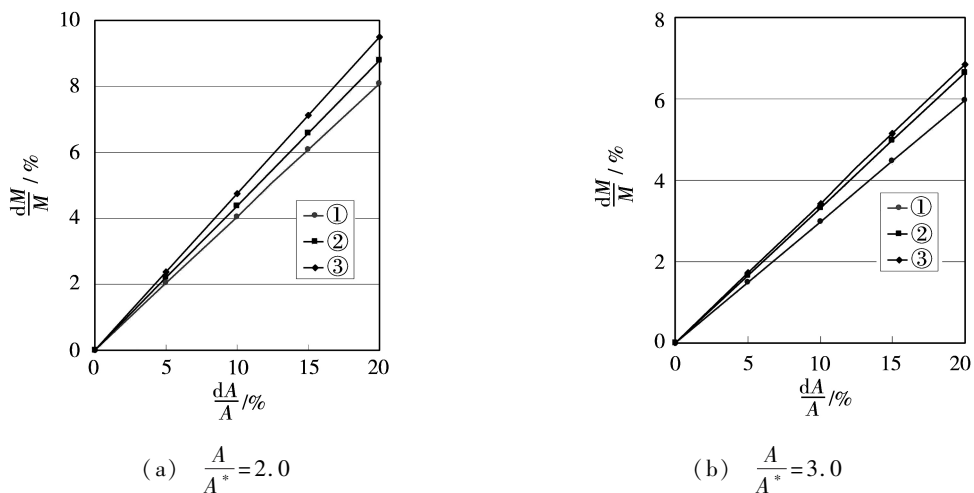


图 1 马赫数随导管截面积变化计算结果

Fig. 1 Calculation results of $DM/M-DA/A$

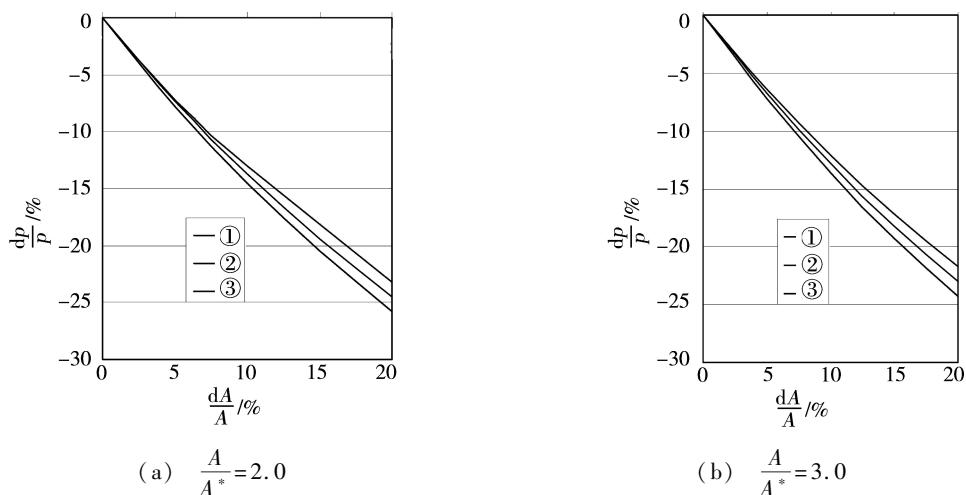


图 2 压力随导管截面积变化计算结果

Fig. 2 Calculation results of $Dp/p-DA/A$

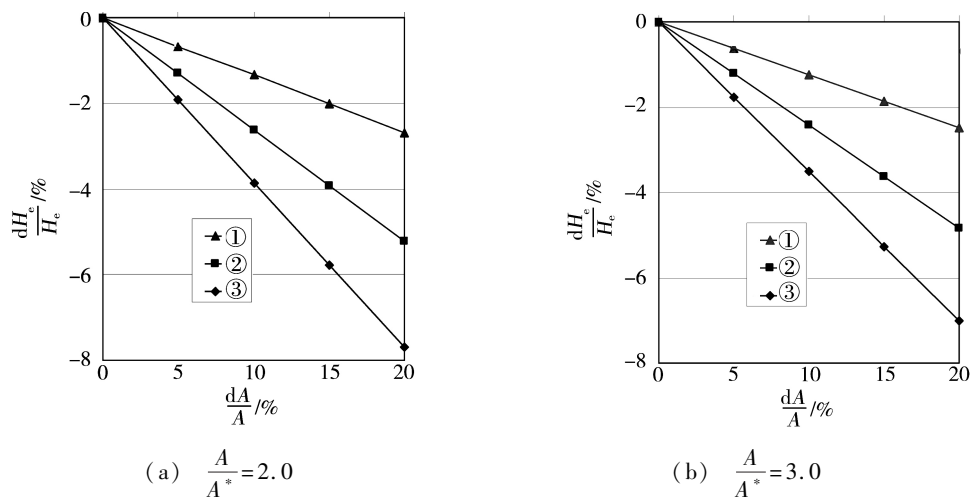


图 3 静焓随导管截面积变化计算结果

Fig. 3 Calculation results of $DHe/He-DA/A$

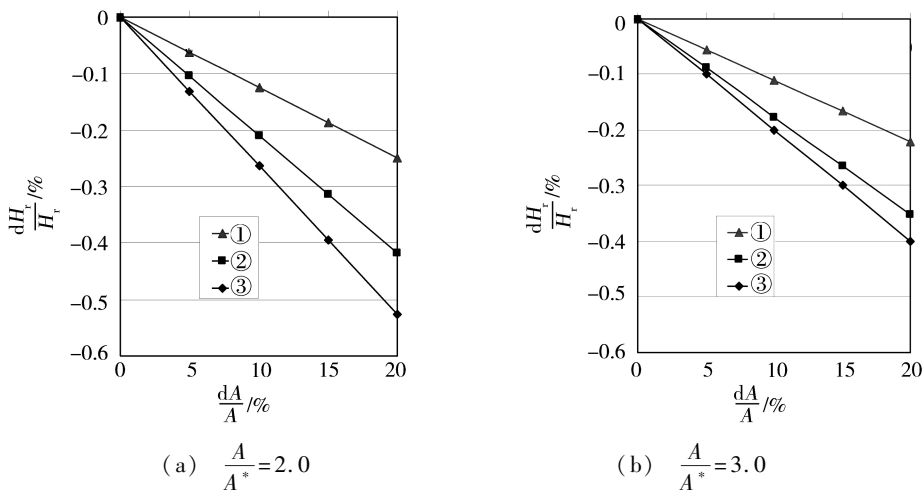


图4 恢复焓随导管截面积变化计算结果
Fig.4 Calculation results of $DH_r/H_r-DA/A$

计算结果显示:对于同一初始面积比,随着 A 不断增大,导管马赫数随之加大,导管内压力、静焓和恢复焓随之降低; γ 的上升将引起导管参数增幅或降幅加大;初始面积比加大,将引起导管参数增幅或降幅减小。

从具体数值来看,在 $\frac{A}{A^*} = 2.0$ 时,当 A 增大 20% 时,对应 $\gamma = 1.1$ 、1.2 和 1.3 三个状态下的马赫数分别增大 7.0%、7.8% 和 8.5%;导管内压力分别降低 23.1%、24.5% 和 25.8%;静焓分别降低 2.7%、5.2% 和 7.7%;恢复焓分别降低 0.25%、0.42% 和 0.53%。

在 $\frac{A}{A^*} = 3.0$ 时,当 A 增大 20% 时,对应 $\gamma = 1.1$ 、1.2 和 1.3 三个状态下的马赫数分别增大 6.0%、6.6% 和 6.9%;导管内压力分别降低 21.7%、23.0% 和 24.3%;静焓分别降低 2.5%、4.8% 和 7.0%;恢复焓分别降低 0.22%、0.35% 和 0.40%。

4 结论

(1) 超声速湍流导管在试验过程中总焓不变,但由于试验材料烧蚀导致导管的截面积加大将引起其余流场参数的变化。

(2) 对于同一初始面积比,随着 A 不断增大,导管总焓不变,马赫数随之加大,导管内压力、静焓和恢

复焓随之降低; γ 的上升将引起导管参数增幅或降幅加大;初始面积比加大,将引起导管参数增幅或降幅减小。

(3) 在本研究范围内,当 A 增大 20% 时,导管马赫数变化在 9% 以内,导管内压力随导管截面积的变化最为明显,在 20% 以上,静焓变化在 8% 以内,恢复焓变化在 1.0% 以内。

参考文献

[1] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京:国防工业出版社,2003:268-284

[2] Peterson A B, Nichols F, Mifsud B. Arc jet testing in NASA ames research center thermophysics facilities. AIAA Paper 92-5041, 1992

[3] Tauber Michael, Tran Huy. Ames research center shear tests of SLA-561V heat shield material for mars-pathfinder. NASA-TM-110402, 1996

[4] 张友华,刘德英,杨汝森,等. 涂层材料长时间气动加热实验研究[J]. 宇航材料工艺,2007,37(4):70-71

[5] 刘德英,王岳广,张友华,等. 碳/酚醛复合材料烧蚀性能的实验研究[J]. 宇航材料工艺,2004,34(1):59-61

[6] 涂建强,刘德英,陈连忠,等. 内流热环境的热流模拟方法[J]. 宇航材料工艺,2009,39(2):30-33

[7] 张志成. 高超声速气动热和热防护[M]. 北京:国防工业出版社,2003:261-262

(编辑 李洪泉)