



# 大尺度高焓激波风洞喷管设计研究

唐蓓<sup>1,2</sup>, 汪运鹏<sup>1,2\*</sup>, 姜宗林<sup>1,2</sup>

1. 中国科学院力学研究所, 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

\*联系人, E-mail: wangyunpeng@imech.ac.cn

收稿日期: 2018-12-24; 接受日期: 2019-02-22; 网络出版日期: 2019-05-07

国家自然科学基金(编号: 11672357)资助项目

**摘要** 激波风洞是开展高超声速飞行器气动力实验的重要地面试验设备, 喷管是形成激波风洞试验流场的关键部件。针对大尺度高焓激波风洞, 展开轴对称型面喷管设计方法的研究。喷管设计包括无粘型线设计和边界层修正两部分。无粘型线确定后会对其进行边界层位移厚度的修正。由于喉道处边界层位移厚度相较于特征长度(喷管喉道半径)是一个小量, 传统的无粘型线设计方法在进行边界层修正时一般将其忽略。这一假设适用于很多超声速及高超声速喷管。但是大尺度高马赫数喷管需要考虑喉道处边界层的影响。对于高焓激波风洞, 高温气体效应以及化学非平衡的影响较大, 在喷管设计中不可忽略。本研究对高温气体效应以及边界层进行必要修正, 并在数值模拟中考虑化学非平衡的影响。在特征线法的基础上, 比热比等特征区关键参数取决于CFD数值模拟的结果。比热比可根据组分信息通过NASA拟合曲线来计算。然后通过叠加计算得到的边界层位移厚度进行迭代的边界层修正。本文利用改进的Sivells法设计 $Ma17$ 喷管, 并对其进行CFD数值模拟。喷管出口高度为2.5 m, 总温和总压分别为7400 K, 30 MPa。

**关键词** 超高速高焓激波风洞, 喷管设计, 边界层修正, 高温气体效应, CFD

**PACS:** 47.11.+j, 47.40.-x, 47.27.-I, 47.70-n

## 1 引言

航空航天技术是新世纪人类对自然做出重大改造的技术, 是对人类社会最具影响力的技术之一, 航空航天技术的发展水平也是一个国家综合实力的重要体现。由于航空航天所涉及的飞行器气动设计和空气动力学研究的复杂性, 很多问题我们很难单纯依靠理论或解析方法得到解决, 需要通过大量的实验找出其中

的规律, 结合理论研究才能解决实际问题。而风洞是进行空气动力学实验的基本设备。因此航空航天技术的发展与风洞的发展息息相关。

从1871年第一个低速风洞被建造开始, 风洞不断发展、完善和多样化, 逐渐从低速风洞发展到高速风洞、跨声速风洞、超声速风洞甚至是高超声速风洞<sup>[1]</sup>。近年来, 航空航天的发展更加注重于高超声速飞行的研究。为了研究高超声速飞行所涉及的一系列复杂问

**引用格式:** 唐蓓, 汪运鹏, 姜宗林. 大尺度高焓激波风洞喷管设计研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 074701

Tang B, Wang Y P, Jiang Z L. Nozzle design for a large-scale high-enthalpy shock tunnel (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 074701, doi: 10.1360/SSPMA2018-00414

题,人们建造了各种类型的高超声速风洞.其中,激波风洞由于其高焓高温、试验时间长的特点成为开展高马赫数下的气动力、气动热研究的重要设备.

在高超声速风洞中,喷管是气流膨胀加速并形成均匀流的重要部件<sup>[2]</sup>.喷管的设计方法直接影响风洞的流场品质.1929年,Prandtl和Busemann提出了特征线法<sup>[3]</sup>,为喷管设计奠定了理论基础.1948年,Foelsch提出了一种近似方法,假设喷管某一区域为源流,采用经验公式设计初始膨胀段,并利用特征线法过渡到均匀区.但由于源流假设的局限性,这种方法设计的喷管一般很长,而且源流区与均匀区直接相接造成轴向速度梯度不连续,流场品质不高<sup>[4,5]</sup>.1958年,Cresci<sup>[6]</sup>通过在型面中设置一个部分消波区对Foelsch系列方法进行了改进,但是这种方法的初始膨胀段仍然是采用经验公式进行设计,喷管很难进行优化.1970年,Sivells在Hall跨声速理论<sup>[7]</sup>的基础上,提出了基于轴向马赫数分布的喷管设计方法<sup>[8-16]</sup>,此方法可得到比较均匀的流场.在这几种方法的基础上,近年来还发展了多种无粘型线设计方法,其相应设计思路与前述方法类似,这里不多赘述.高超声速喷管由于其设计马赫数决定的菱形区长度较长,导致最终的喷管总长过长,出口边界层很厚,有必要对无粘型线进行边界层修正.传统的边界层修正方法是基于冯-卡门动量方程解的边界层修正方法.由于高超声速流动的复杂性,在求解过程中引入了Stewartson和一系列经验公式,因此传统方法存在一定的局限性.

超高速激波风洞具有高总温、高总压、高焓等特点,大部分工况下,喷管入口及喉道附近初始膨胀区域都是高温高压流动.标准大气压下温度达到2000 K时氧气开始分解,在4000 K时基本完全分解为氧原子,同时氮气开始分解为氮原子.对于高温高压流动,如果继续使用完全气体假设来处理将会导致较大的误差,因此有必要考虑高温气体效应.本文在进行超高速喷管设计时考虑了非平衡流组分和气体比热比的变化对喷管型线的影响.

随着计算机的不断发展,CFD技术也越来越多地应用在高超声速问题的研究中.针对传统边界层计算方法存在的问题,本文提出了一种迭代型线修正方法,主要利用高精度非平衡CFD数值模拟结果,更精确地给出特征区的参数,从而迭代修正喷管边界层和高温气体效应引起的影响.本文验证了基于CFD的迭代型

线修正方法的可行性,该方法能够保证设计最终结果更接近喷管设计参数,同时能够得到比较均匀的试验段气流.

现有的高焓风洞喷管尺度一般较小,受风洞尺寸限制,一体化飞行器全尺度模型的地面试验难以展开,地面试验往往采用缩比模型.常规高超声速风洞模拟的主要参数马赫数、静压与真实飞行条件相同,但静温、总焓偏小.有研究表明<sup>[9]</sup>,采用缩比模型以及静温偏低会影响实验数据,造成与真实飞行条件下的数据存在一定差异.因此建造大尺度高焓激波风洞是十分必要的.本研究针对大尺度爆轰驱动超高速高焓激波风洞设计出口高度为2.5 m的Ma17喷管,其总温、总压分别为7400 K, 30 MPa.

## 2 设计方法

根据喷管结构可分为收缩段和扩张段两部分设计,本文针对扩张段设计提出修正和迭代优化方法.

喷管扩张段的设计,一般假设喷管内的流动是无黏流动,然后在此基础上修正黏性的影响.因此,扩张段的设计可以分为两步<sup>[17]</sup>:

- (1) 计算喷管的位流型面(即无粘型面);
- (2) 根据位流型面进行边界层修正.

### 2.1 基于CFD非平衡气体组分信息的高温效应修正

本文在进行无粘型线设计时采用Sivells法. Sivells法通过设置合理的轴线马赫数分布而得到了具有连续曲率的型面,极大地改善了流场品质,尤其在高马赫数条件下仍然可以得到较好的结果<sup>[17]</sup>.

如图1所示, Sivells法将喷管分为四个区域. TIEG为初始膨胀区(特征区1),在此区域内,气流逐渐膨胀并在左行特征线EG上形成源流; EGAB为源流区, GA是倾角为 $\omega$ (最大膨胀角)的直线; ABCD为消波区(特征区2),在此区域内,气流逐渐偏转并在左行特征线CD上形成均匀流; 直线段CD下游区域即均匀流区.设计时先求解两个特征区流场参数,然后通过调整GA段来匹配面积比.

国际上主流采用的Sivells法是基于完全气体假设提出的,求解特征线方程时认为比热比为常数,即 $\gamma = 1.4$ .但是在高温条件下,由于振动、离解等现象

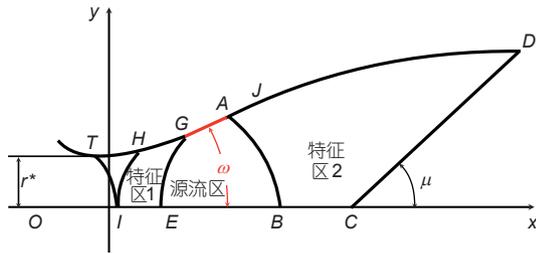


图 1 (网络版彩图)Sivells法型线设计示意图  
Figure 1 (Color online) Diagram of the Sivells method.

的影响,完全气体假设会带来较大偏差,需考虑高温气体效应修正.本文对JF12风洞Φ=1.5 m, Ma6的拟设计喷管分别在完全气体状态和真实气体状态下进行了CFD数值模拟计算.

如图2所示,在理想气体状态下喷管出口处均匀区内的平均马赫数为6.6,而真实气体状态下出口平均马赫数为6.2,两者偏差较大.因此在设计型线是需要考虑高温气体效应对实际出口马赫数及流场均匀性的影响.

为进行高温气体效应修正,传统方法以Sivells法为基础提出了一种相对简化的变比热比喷管设计方法,即不考虑气体比热比γ随温度的变化,而是在计算特征区(TIEG区域和ABCD区域)流场时,比热比分别选用区域平均值.如图3所示,喷管内部气流膨胀到下游时,气体比热比基本不发生变化,因此ABCD区域计算流场时比热比可选取区域平均值. TIEG区域靠近喉道,马赫数、温度变化剧烈,气体组分及比热比均发生较大改变,此时选取区域平均值进行计算将会带来较大偏差.

求解特征区时,特征线方程和相容关系<sup>[18-20]</sup>为

$$\lambda_{\pm} = \left( \frac{dy}{dx} \right)_{\pm} = \tan(\theta \pm \mu), \quad (1)$$

$$\frac{dW_{\pm}}{W} \mp \tan\mu d\theta_{\pm} - \frac{\sin\theta \sin^2\mu}{\cos\mu \cos(\theta \pm \mu)} \frac{dx_{\pm}}{dy} = 0,$$

其中,  $\bar{x}$ ,  $\bar{y}$  为所求点的无量纲坐标,  $\theta$ 为气流偏转角,  $\mu$ 为取决于当地马赫数Ma的马赫角,  $W$ 为特征速度(当地速度与喉道声速之比).  $Ma$ 与 $W$ 满足以下关系:

$$W^2 = \frac{(\gamma+1)Ma^2}{2+(\gamma-1)Ma^2}, \quad (2)$$

特征线方程的求解受气体比热比γ的影响.同时,计算

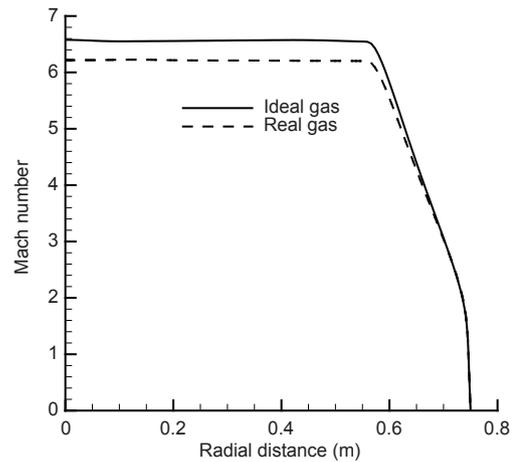


图 2 不同状态下出口马赫数分布对比  
Figure 2 Comparison of Mach number distributions at cross section of nozzle exit.

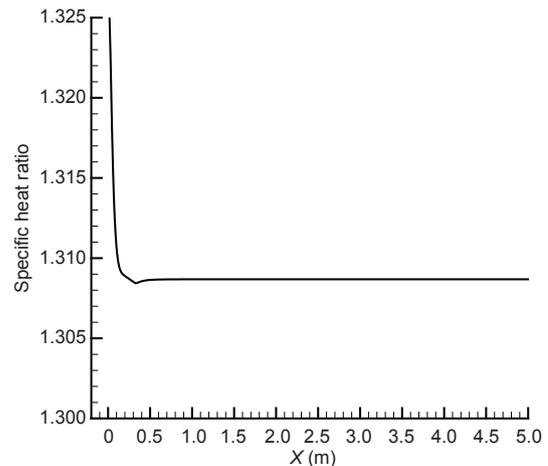


图 3 Ma17喷管轴线比热比分布  
Figure 3 Specific heat ratio distribution along Ma17 nozzle axial line.

喷管面积比也需考虑高温气体效应的影响,计算公式<sup>[21]</sup>为

$$\frac{A^*}{A} = \left( \frac{A^*}{A} \right)_p F(T_0, Ma), \quad (3)$$

其中,  $A^*$ ,  $A$ 分别为喷管喉道以及出口面积,  $T_0$ 为总温,  $Ma$ 为设计马赫数,  $\left( \frac{A^*}{A} \right)_p$ 为完全气体喷管面积比.考虑高温气体效应时,  $F(T_0, Ma)$ 计算公式为

$$F(T_0, Ma) = 1 + D_4 \left( \frac{\beta}{T_0}, Ma \right) \left( \frac{\beta}{T_0} \right) e^{-\left( \frac{\beta}{T_0} \right)}, \quad (4)$$

其中,  $\beta$ 为振动特征温度, 受气体组分影响.

本文在进行高温气体效应修正时, 不仅考虑比热比的变化, 还考虑非平衡流动组分的变化影响. 对于ABCD区域, 由于比热比基本不发生变化, 选取区域平均值进行计算. 对于TIEG区域, 计算流场时考虑比热比 $\gamma$ 随温度的变化. 随温度变化的比热比 $\gamma$ 可以采用多项式拟合的方法来计算. 人们发展了多种用于计算定压比热的拟合多项式, 本文采用NASA拟合多项式进行计算<sup>[22]</sup>:

$$\gamma = a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 T + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4, \quad (5)$$

通过查表可得到多项式(5)中各个组分的系数, 组分信息则通过高精度非平衡流CFD计算提取. 计算面积比时需要用到振动特征温度, 它也会受到气体组分变化的影响, 本文通过CFD结果提取出相应区域组分计算振动特征温度来计算面积比. 这里的最初CFD数据信息是通过传统方法较为粗略计算无粘型线得到的喷管流场提取的. 在后续的数次迭代计算中, 流场参数将渐渐收敛.

由于面积比的计算公式是针对平衡流动的, 非平衡计算所得实际的出口马赫数与设计马赫数存在一定偏差. 为了得到更准确的无粘流场, 本文对喷管面积比进行修正.

图4中三角点为各马赫数下用式(3)计算所得面积比, 方块点为该面积比在非平衡计算中对应的实际出口马赫数. 利用面积比与其实际出口马赫数的关系进行曲线拟合, 在拟合曲线中提取出各马赫数所对应的面积比重新设计型线, 经过多次迭代计算后, 得到最终的面积比, 使设计马赫数与实际马赫数一致.

## 2.2 高焓流动边界层修正方法

在实际喷管流动中, 因为黏性的作用壁面附近存在边界层流动. 边界层的存在会对喷管流动产生影响, 主要表现在两方面<sup>[17]</sup>:

(1) 边界层沿喷管壁面的发展会影响喷管的截面积分布, 相应地会影响轴向马赫数的分布;

(2) 边界层会与喷管内的波系发生相互干扰, 影响流场的均匀性.

严格来说, 喷管边界层修正应进行流量损失修正和波系与边界层相互干扰的修正两部分. 但是实际上波系与边界层相互干扰的修正很难进行, 因此实际的

修正是对型面进行流量损失修正.

边界层厚度对喷管有效截面积分布的影响, 可以用边界层位移厚度 $\delta^*$ 来进行修正, 即如图5所示, 把喷管位流型面沿壁面法向向外移动一个 $\delta^*$ 值.

传统的边界层修正方法是基于冯-卡门动量方程解的修正方法<sup>[23,24]</sup>, 引入一系列经验公式来求解该方程, 得到位移厚度. 求出位移厚度之后, 按图5所示, 将位移厚度以法向叠加到原位流型面上就可以得到喷管的物理型面.

传统的边界层修正方法是利用一种较为粗略的边界层估算结果, 并且一般不考虑非平衡流动对边界层的影响. 此外, 该方法一般认为在喷管喉道处的边界层厚度是可以忽略不计的. 对于高超声速喷管而言, 喉道处的细微变化会引起喷管出口流场均匀区来流参数分布的变化, 尤其是针对超大尺度的喷管流动. 如

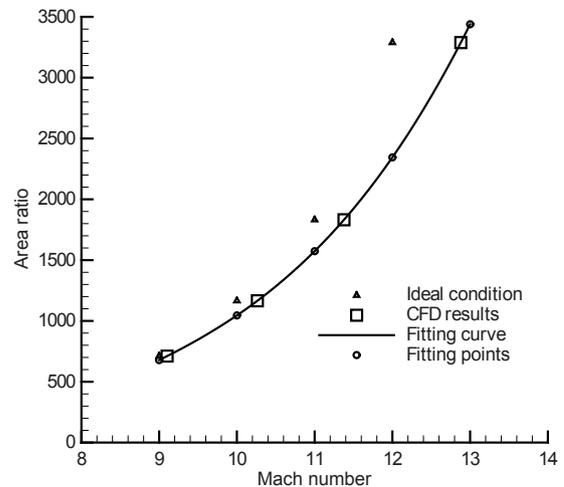


图4 马赫数与面积比关系

Figure 4 The relationship between the Mach number and the area ratio.

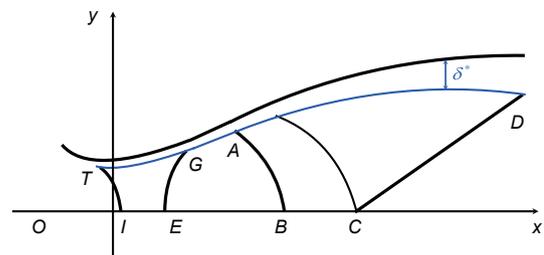


图5 (网络版彩图)边界层修正示意图

Figure 5 (Color online) Diagram of displacement thickness correction.

表1所示, 对于JF12激波风洞的 $Ma_6$ ,  $\Phi 1.5$  m喷管, 其喉道处的边界层厚度约占喉道半高的5.67%, 实际面积比(出口面积与喉道面积之比)约为57.84. 若忽略喉道处的边界层厚度, 其实际的面积比约为51.31. 喉道处的边界层厚度会对实际的面积比产生较大的影响, 从而影响出口马赫数. 针对大尺度的高超声速喷管的设计, 我们需要考虑喉道附近边界层的影响. 此外, 传统的边界层计算方法并不能考虑到高温气体效应以及非平衡流动对于边界层发展的影响.

为了改善传统边界层修正方法, 本文提出了一种新的边界层修正技术: 基于CFD的喷管边界层修正优化技术. 根据目前计算机技术、高精度数值模拟计算的发展情况, 我们有理由相信: 与采用传统经验公式修正边界层的结果相比, 目前应用CFD技术可以得到更加准确的边界层厚度. 因此, 目前的研究是以高精度CFD数值模拟结果为基础, 计算喷管边界层厚度和位移厚度, 进而对无粘喷管型线进行黏性影响修正, 并进一步优化结果.

新型边界层计算方法是基于高精度CFD数值模拟进行的. 首先对无粘型线进行高精度非平衡CFD计算, 得到喷管全流场参数. 边界层内从物面(当地速度为零)开始, 沿法线方向至速度为当地自由流速度 $u_e$ 的99%(即 $u=0.99u_e$ )的位置之间的距离, 为边界层厚度. 根据喷管出口处的速度分布确定边界层外缘所在位置, 如图6所示.

在该点处作一条流线, 以流线上的参数作为主流区的参数来进行边界层的搜索. 图7所示为喷管壁面、流线和搜索得到的边界层位置. 以边界层到喷管壁面的最短距离作为边界层厚度, 并以该距离做速度积分得到位移厚度.

基于扣除边界层位移厚度的出口尺寸重新设计无粘型线, 并将计算得到的位移厚度以法向叠加得到物理型线. 一般来说, 第一次修正喷管长度变化较大, 计算得到的边界层位移厚度与实际的位移厚度存在一定的偏差, 因此需要在此基础上进行优化.

### 2.3 喷管型线的CFD迭代优化

前两节已经介绍了无粘型线设计方法和边界层修正方法, 本节将介绍喷管型线设计的完整流程, 如图8所示.

首先, 基于目前方法设计一条出口半高为 $y_1$ 的无

表 1 JF12激波风洞 $Ma_6$ ,  $\Phi 1.5$  m喷管喉道及出口参数

Table 1 Throat and exit parameters of  $Ma_6$ ,  $\Phi 1.5$  m nozzle

喉道半高 (m)	喉道边界层厚度 (m)	出口半高 (m)	出口边界层厚度 (m)
0.086	0.005	0.746	0.130

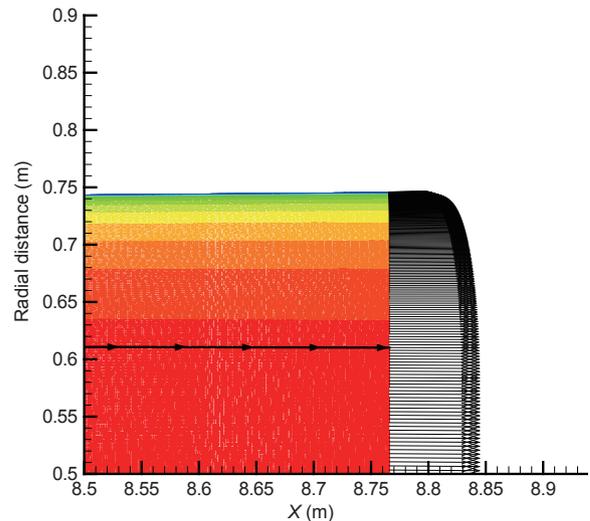


图 6 (网络版彩图)速度分布和流线

Figure 6 (Color online) Distribution of velocity and streamline.

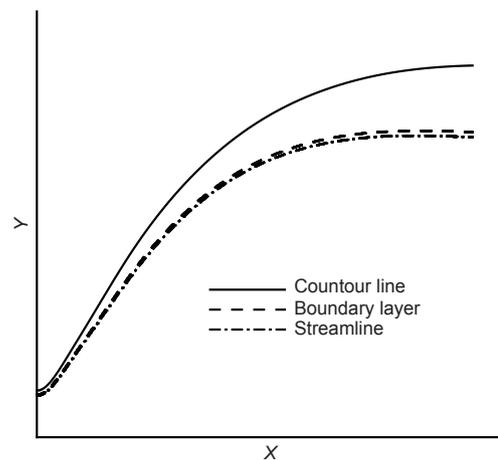


图 7 喷管型线、流线和边界层边缘线

Figure 7 Nozzle contour, streamline and boundary-layer edge.

粘型线, 对其进行非平衡高精度数值模拟. 根据CFD结果提取出特征区域的关键设计信息, 即组分信息及比热比. 根据提取出的信息重新设计无粘型线, 再次进行计算以确保区域信息无误, 同时对面积比进行

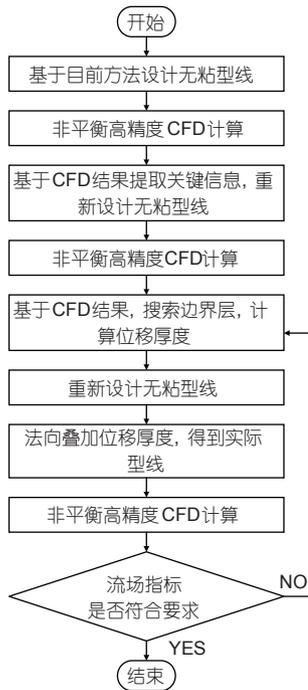


图8 基于CFD的迭代修正方法流程图

Figure 8 Flow chart for CFD based iterative correction method.

修正。

根据CFD结果搜索边界层外缘所在位置, 计算边界层位移厚度, 出口处的位移厚度为 $\delta^*$ 。基于扣除边界层位移厚度的出口尺寸( $y_2=y_1-\delta^*$ )重新设计无粘型线, 这里无粘型线的设计需要进行多次计算迭代。将计算得到的位移厚度以法向叠加到新的无粘型线上得到实际型线。对实际型线进行CFD计算判断其流场指标是否符合要求, 若不符则再次进行边界层修正优化, 直到流场指标符合要求为止。

根据国军标GJB 3477-1998<sup>[25]</sup>对激波风洞流场的要求, 我们选取最大马赫数偏差 $\Delta Ma_{\max}$ 、出口马赫数分布相对均方根 $\sigma_{Ma}$ 和轴向马赫数梯度 $\frac{dMa}{dx}$ 三个参数作为流场均匀性的判断标准:

$$\Delta Ma_i = Ma_i - \overline{Ma}, \quad (6)$$

$$\Delta Ma_{\max} = |\Delta Ma_i|_{\max}, \quad (7)$$

$$\sigma_{Ma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\Delta Ma_i)^2}, \quad (8)$$

$$\frac{dMa}{dx} = \frac{m \sum_{j=1}^m x_j Ma_j - \sum_{j=1}^m x_j \sum_{j=1}^m Ma_j}{m \sum_{j=1}^m x_j^2 - \left( \sum_{j=1}^m x_j \right)^2}. \quad (9)$$

由于高马赫数下喷管无粘型线长度较长, 与修正后实际型线的长度及边界层厚度有较大差异, 第一次修正时流场均匀性受到较大的影响, 需进行多次迭代优化计算。同时, 在叠加位移厚度时, 由于长度的差异不能直接叠加全尺度的位移厚度, 需根据新的无粘型线进行适当调整。

### 3 结果分析

在设计出喷管型面之后, 需要对其进行流场校测, 以检验其流场品质是否能达到设计要求。考虑到经济性和耗时等因素, 无法将喷管放入实际风洞中进行实验, 因此对其进行数值模拟验证。

#### 3.1 JF12激波风洞Ma6, $\Phi 1.5$ m喷管算例验证

在计算前, 首先利用已有的JF12复现飞行条件激波风洞直径 $\Phi=1.5$  m, Ma6的喷管进行程序验证, 以确保计算条件及设计方法无误。本节对三种不同的设计模型做了CFD数值模拟, 并进行了详细的对比分析。第一个模型是JF12激波风洞的Ma6,  $\Phi 1.5$  m在用喷管; 第二个模型是按传统方法设计和边界层修正的Ma6,  $\Phi 1.5$  m喷管; 第三个模型是按本文提出的型线设计方法设计的Ma6,  $\Phi 1.5$  m喷管。

计算初始条件是静压10 Pa、静温288 K; 驻室条件总温1746 K、总压1.12 MPa; 壁面设置为绝热壁面; 湍流模型为S-A模型。图9分别是3个喷管出口马赫数分布。

对比三个模型计算得到的流场, 参考表2中流场均匀性参数, 模型3按新型方法优化修正的喷管型线, 在此工况下得到的流场品质较好, 喷管出口流场均匀区马赫数更接近设计马赫数, 且流场均匀性更好, 能够得到较高品质的试验段气流。

#### 3.2 大尺度高焓Ma17喷管设计

本文针对Ma17,  $\Phi 2.5$  m喷管进行了高温效应影响下无粘型线设计并对边界层进行了迭代修正。在设计

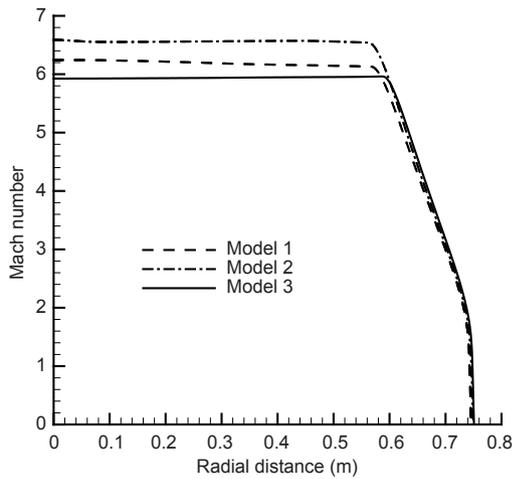


图9 喷管出口马赫数分布对比  
Figure 9 Comparison of Mach number distributions at cross section of nozzle exit.

表2 喷管流场均匀性参数

	长度 (m)	出口平均马赫数	最大马赫数偏差	马赫数分布均方根
模型1	8.72	6.24	0.076	0.039
模型2	6.22	6.70	0.038	0.013
模型3	17.94	5.96	0.025	0.010

无粘型线时, 考虑气体组分变化对型线的影响.

本研究数值模拟计算量大, 要求计算程序鲁棒性好、收敛快且结果可靠. 因此本研究采用CFD++数值模拟软件进行喷管定常流动计算. 考虑到高温效应影响, 计算采用化学非平衡双温度模型, 湍流模型为Spalart-Allmaras(S-A)模型<sup>[26,27]</sup>. 初始条件为压力10 Pa、温度288 K; 驻室条件为总压30 MPa、总温7400 K; 壁面为绝热壁.

图10为非平衡CFD流场的马赫数分布图. 无粘型线的长度为33.1 m, 边界层厚度展导致出口马赫数严重偏离设计状态. 由于出口处边界层厚度发展过厚, 流场在喷管后半段被压缩, 导致轴线马赫数在出口附近下降. 本研究按2.3节所提方法, 对Ma17喷管进行高焓流动的边界层修正. 同时, 考虑了喷管设计中随着型线的优化收敛过程, 其喷管长度相应改变导致的边界层厚度变化问题. 修正时取20 m处的边界层位移厚度来计算新的无粘型线的出口尺寸. 第一次修正后型线长

度为19.9 m, 与选取位移厚度的长度相差较小. 此时, 出口马赫数接近设计状态, 但是如表3所示, 流场均匀性不理想, 再次进行边界层修正优化. 图11为三条型线

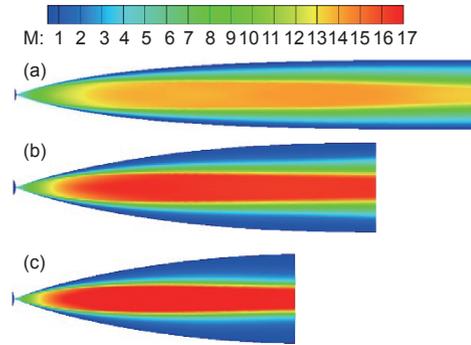


图10 (网络版彩图)Ma17喷管马赫数分布图. (a) 无粘型线计算得到的初值流场; (b) 第一次高温效应与边界层修正结果; (c) 第二次高温效应与边界层修正结果  
Figure 10 (Color online) Mach number distributions of Ma17 nozzle. (a) Initial flow field of inviscid contour; (b) result of first correction; (c) result of second correction.

表3 Ma17喷管流场均匀性参数

	长度 (m)	出口平均马赫数	最大马赫数偏差	马赫数分布均方根
无粘型线	33.1	13.3	0.8417	0.1783
第一次修正	19.9	16.4	0.0949	0.0248
第二次修正	15.7	16.9	0.0700	0.0163

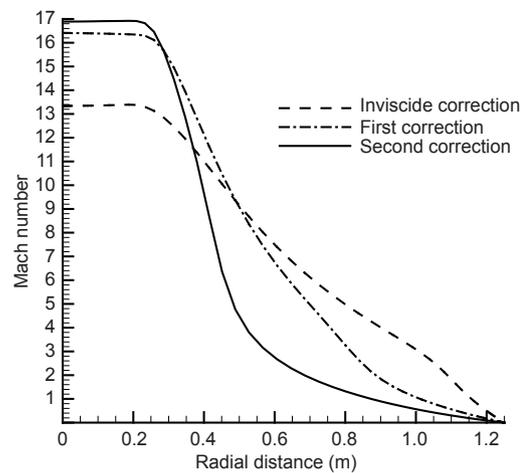


图11 Ma17喷管出口马赫数分布对比  
Figure 11 Comparison of Mach number distributions at cross section of Ma17 nozzle exit.

出口马赫数的对比. 经过两次修正优化后, 喷管型线长度大幅缩减, 达到短化目的, 同时出口马赫数与设计状态基本一致, 流场均匀性尚可.

## 4 结论

本文针对大尺度高焓超高速流动下的激波风洞喷管设计, 提出了一套基于CFD模拟数据的高温气体效应和高温边界层的迭代修正和优化方法. 在高焓喷管设计和优化过程中, 通过提取前次计算数据, 设置喷

管特征区流场组分参数, 更加准确地得到该区域比热比参数变化. 在边界层设计中, 基于非平衡条件CFD计算, 同时利用S-A湍流模型模拟高焓喷管膨胀区壁面边界层, 通过2-3次以上迭代修正和优化过程, 得到高温气体效应下更为接近设计参数的喷管型线.

该方法通过力学所JF12复现飞行条件激波风洞的Ma6喷管性能进行了验证, 得到了更为接近设计参数的喷管型线, 确认了方法的可行性. 该方法应用在出口直径2.5 m, Ma17高焓激波风洞喷管设计中, 从CFD数值模拟分析中可以看出设计结果较为理想.

## 参考文献

- 1 Wu R L, Wang Z Y. Wind Tunnel Design Principles (in Chinese). Beijing: Beijing Aviation Institute Press, 1985 [伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理. 北京: 北京航空学院出版社, 1985]
- 2 Gong H M. 0.6 m Shock Tunnel Mach 8 Nozzle Design and CFD Simulation (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Chongqing: Chongqing University, 2015 [龚红明. 0.6米激波风洞马赫数8喷管设计及数值计算. 硕士学位论文. 重庆: 重庆大学, 2015]
- 3 Sauer R. General characteristics of the flow through nozzles at near critical speeds. Tech Memos Nat Adv Comm Aeronaut, 1947, 1947: 1147
- 4 Foelsch K. The analytical design of an axially symmetric laval nozzle for a parallel and uniform jet. Int J Orthod, 1949, 20: 39-40
- 5 Zhao Y L, Zhao Y X, Wang Z G, et al. Designing method of supersonic nozzle with controllable contour (in Chinese). J Nat Univer Defense Tech, 2012, 34: 1-4 [赵一龙, 赵玉新, 王振国, 等. 超声速型面可控喷管设计方法. 国防科技大学学报, 2012, 34: 1-4]
- 6 Cresci R J. Tabulation of coordinates for hypersonic axisymmetric nozzles. Part- I - analysis and coordinates for test section Mach number of 8, 12, and 20. TN 58-300, 1958.10
- 7 Hall I M. Transonic flow in two-dimensional and axially-symmetric nozzles. Quarterly J Mech Appl Math XV, 1962, 4: 487-508
- 8 Shope F L. Contour design techniques for super/hypersonic wind tunnel nozzles. In: Proceedings of the 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences. San Francisco: AIAA, 2006. AIAA 2006-3665
- 9 Korte J J. Inviscid design of hypersonic wind tunnel nozzles for a real gas. In: Proceedings of the 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, 2000
- 10 Korte J J. Flow quality of hypersonic wind-tunnel nozzles designed using computational fluid dynamics. J Spacecraft Rockets, 1995, 32: 569-580
- 11 Zeng J. MOC of supersonic nozzle design (in Chinese). Experim Res Gas Turbine, 1989, 2: 19-25 [曾军. 超声速风洞喷管壁面型线设计的特征线法. 燃气涡轮试验与研究, 1989, 2: 19-25]
- 12 Huang B X, Jia Y S, Sun Y T, et al. Comparison of design methods for hypersonic axial-symmetrical nozzle (in Chinese). In: Proceedings of the Eighth National Symposium on Experimental Hydrodynamics. Guangzhou, 2010 [黄炳修, 贾英胜, 孙勇堂, 等. 高超声速风洞轴对称喷管设计方法的比较. 见: 全国实验流体力学学术会议. 广州, 2010]
- 13 Hu Z Z, Li Z Q, Shi Y L, et al. Design of nozzle inviscid contour based on axial Mach number distribution (in Chinese). J Experim Fluid Mech, 2016, 30: 97-104 [胡振震, 李震乾, 石义雷, 等. 基于轴线马赫数分布的喷管扩张段无粘型面设计. 实验流体力学, 2016, 30: 97-104]
- 14 Schmidt F W. Computational fluid mechanics and heat transfer. Int J Heat Fluid Flow, 1986, 7: 27
- 15 Sivells J C. A computer program for the aerodynamic design of axisymmetric and planar nozzles for supersonic and hypersonic wind tunnels. Report. AEDC-TR-78-63, 1978
- 16 Sivells J C. Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles. J Spacecraft Rockets, 2012, 7: 1292-1299
- 17 Yi S H. Supersonic and Hypersonic Nozzle Design (in Chinese). Beijing: National Defense Industry Press, 2013 [易仕和. 超声速与高超声速喷管设计. 北京: 国防工业出版社, 2013]
- 18 Baines M J. Numerical Methods for Fluid Dynamics VI. New York: Springer, 2010
- 19 Tong B G, Kong X Y, Deng G H. Aerodynamics (in Chinese). Beijing: Higher Education Press, 1990 [童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学. 北

- 京: 高等教育出版社, 1990]
- 20 Zhuang L X, Yin X Y, Ma H Y. Fluid Mechanics (in Chinese). Hefei: China University of Science and Technology Press, 1991. 368–971 [庄礼贤, 尹协远, 马晖扬. 流体力学. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1991. 368–971]
  - 21 Eggers Jr A J. One-dimensional flows of an imperfect diatomic gas. NACA TN No.1861. Ames Aeronautical Laboratory, Moffett Field, 1949
  - 22 McBride B J, Gordon S, Reno M A. Coefficients for calculating thermodynamic and transport properties of individual species. Technical Report. TM-4513, NASA, 2002
  - 23 Sun Q Z. Mach Number Seven and Eight Nozzle Design of the Diameter One Meter Hypersonic Wind Tunnel and Flow Field Testing (in Chinese). Dissertation for Master Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2005 [孙启志.  $\Phi$ 1米高超声速风洞M7, 8喷管设计及流场校测. 硕士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2005]
  - 24 Stratford B S. The prediction of separation of the turbulent boundary layer. J Fluid Mech Digital Archive, 1959, 5: 16
  - 25 People's Republic of China General Equipment Department. GJB3477-1998 requirement for flow quality of shock tunnel (in Chinese). People's Republic of China National Military Standards. 1998 [中国人民解放军总装备部. GJB3477-1998激波风洞流场品质要求. 中华人民共和国国家军用标. 1998]
  - 26 Candler G V, Perkins J N. Effects of vibrational nonequilibrium on axisymmetric hypersonic nozzle design. In: Proceedings of the 29th Aerospace Sciences Meeting. Reno, 1991
  - 27 Wang Y P, Hu Z M, Liu Y F, et al. Starting process in a large-scale shock tunnel. AIAA J, 2016, 54: 1240–1249

## Nozzle design for a large-scale high-enthalpy shock tunnel

TANG Bei<sup>1,2</sup>, WANG YunPeng<sup>1,2\*</sup> & JIANG ZongLin<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>2</sup> School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

The shock tunnels are the important ground-test facilities to perform high-speed aerodynamic experiments, and the nozzle is the key component to generate uniform flow in the shock tunnel test. In this paper, the design method for the axisymmetric contoured nozzles is studied for a large-scale high-enthalpy shock tunnel. The design method includes the design of inviscid contour line and the correction of viscous boundary-layer. Once the inviscid nozzle lines are determined, the corrections for the displacement thickness of boundary layer are performed. The traditional design methods for the hypersonic nozzle ignore the displacement thickness at the throat section, which is small compared to the characteristic length (radial distance at the throat section). This assumption has been applied successfully to many supersonic and hypersonic nozzles. However, the correction of displacement thickness at the throat should be taken into consideration for the large-scale nozzles at the high Mach number. In the high-enthalpy shock tunnels, the real-gas effects and the chemical non-equilibrium are obvious and cannot be ignored. In this study, the necessary corrections for the high-temperature effects and the viscous boundary-layer were carried out using the Navier-Stokes solver, where the effects of chemical non-equilibrium are considered in the simulations. Based on the method of characteristics (MOC), the parameters of characteristic grid region, such as the specific-heat-ratio  $\gamma$ , are determined by results of CFD simulations. Specific-heat-ratio can be calculated by NASA's fitting method using the present numerical gas individual species. Then, the boundary-layer corrections are performed by using the calculated displacement-thickness iteratively. In this paper, a nozzle for Mach 17 was designed using the improved Sivells's method and was analyzed based on the computational fluid dynamics (CFD) simulations. The diameter at the nozzle exit is 2.5 m, the total temperature and total pressure are 7400 K and 30 MPa, respectively.

**high-enthalpy hypervelocity shock tunnel, nozzle design, boundary-layer correction, real-gas effects, CFD**

**PACS:** 47.11.+j, 47.40.-x, 47.27.-I, 47.70-n

**doi:** 10.1360/SSPMA2018-00414