高超声速长时间风洞喷管设计

李东霞，仲峰泉,肖雅彬,岳连捷,陈立红,张新宇

（中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室（筹），北京海淀区 100190）

摘要 为了选择合适的喷管型式应用到高超声速长时间风洞，本文采用特征线方法设计了二维方形喷管、流线追踪三维方形喷管和轴对称圆形喷管，并对喷管进行了流场数值模拟和一维热流分析．结果表明，轴对称圆形喷管的出口流场均匀性相对最好，并且喉部附近热流密度相对较小，更适合作为高超声速长时间风洞的喷管方案．

关键词 高超声速，长时间，风洞，喷管设计

引 言

高超声速风洞是研究高超声速流动现象的重要地面模拟设备，世界各航天航空大国均建有地面风洞，并应用于飞行器的试验研究。风洞喷管是其中的关键部件，风洞中能否获得良好的气流品质，提供地面试验所需的特定马赫数的均匀高超声速气流，主要取决于风洞喷管的设计。

高超声速风洞喷管一般有三种型式：二维方形喷管，流线追踪三维方形喷管和三维圆形喷管。这里的二维和三维指的是喷管内气流的膨胀过程。二维方形喷管是气体在喷管中流动时，经历的是二维膨胀，喷管只有两面符合气动设计型面，另外两面一般采用了简单的直板的喷管型式。这种喷管出口形状一般是方形。流线追踪三维方形喷管的四个壁面均采用了气动设计型面，气体在喷管中进行三维膨胀流动。三维圆形喷管是轴对称气动设计型面的旋转体，它是应用最多的超声速风洞喷管型式。

对高超声速长时间喷管的设计，有两个方面需要特别考虑，一是在高超声速条件下，哪一种喷管型式更合适，二是长时间工作条件下，高超声速风洞喷管能否可靠冷却。

针对这两个问题，本文对三种喷管形式进行了型面设计和相应的流场数值模拟，并对计算结果进行了分析，比较了三种形式喷管的优缺点，为高超声速长时间风洞喷管最终方案的确定提供参考。

1 风洞喷管气动型线设计方法

对于风洞应用，其喷管设计目标是喷管出口马赫数是否达到设计值，气流参数是否分布均匀。风洞喷管的设计要求是：

a）出口气流是否达到了喷管的设计马赫数

b）喷管出口气流马赫数、压强等参数分布是否均匀；

c）喷管出口气流的方向是否与轴线平行；

因此我们采用能够产生均匀平行流的特征线方法设计喷管的扩张段内型面。喷管型线设计包括以下步骤：

(1)扩张段设计

a）估算喷管边界层的厚度。

喷管边界层的存在改变了喷管壁面的形状，使得波系在壁面上的反射情况也发生了变化，在出口处得不到均匀的气流，同时边界层还会使喷管的实际面积比变小，喷管达不到设计马赫数。因此需要对边界层的厚度进行估算以修正喷管型面。本文采用的边界层修正方法是工程上最常用的方法：

$$y = y + xtg\theta$$

其中 x 、y 是喷管型面坐标，θ 是修正角度。

b）假设喷管的流动是一维流动，利用泉流近似，设计出理论型线，又称位流型线。

扩张段可以分为前段和后段两部分，如图 1 所示。图中从 B 点到 C 点，认为喉道的音速

流已发展为完全的超声速泉流，CD 曲线的主要功能是吸收到达其表面的膨胀波。其中 C 点具有最大的气流膨胀角，C 点之前气流膨胀角逐渐由 0 增大，C 点之后膨胀角逐渐减小到 0。

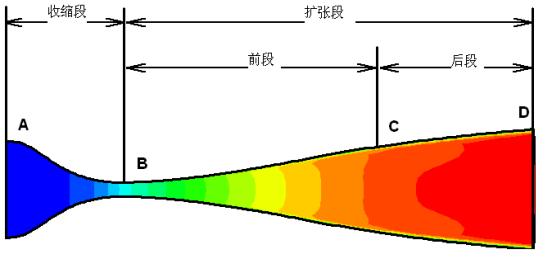

图 1 喷管型面设计示意图

c）将理想位流型线向外推移当地的有效边界层厚度，消除边界层的影响，得到世界的喷管型线。

(2)收缩段设计

收缩段的设计原测是：能光滑过渡，不造成气流分离，在型线上没有特殊的要求。可以采用一些常用的经验公式求得收敛段型面。譬如一维公式解析法、в ц м о щц н с к ц й 经验设计方法、直线加圆弧的方法等。

通过扩张段和收缩段的设计，我们就得到了特征线方法设计的喷管型面。

我们据此编制了相应的计算程序。有关特征线方法和喷管收缩段型线设计方法及喷管设计的其他详细资料，可以参考文献[1-4]等。

2 流场数值模拟控制方程和数值方法

为了对各个变马赫数方法进行筛选，我们首先采用数值模拟的方法对喷管不同马赫数下

$$\frac{\partial U}{\partial t}+\frac{\partial F}{\partial x}+\frac{\partial G}{\partial y}+\frac{\partial H}{\partial z}=\frac{\partial F_v}{\partial x}+\frac{\partial G_v}{\partial y}+\frac{\partial H_v}{\partial z}$$

的流场进行了数值计算，采用了多组分雷诺平均 NS 方程。控制方程：

开发了基于多组分雷诺平均 NS 方程的计算程序，在流场计算中考虑了气体粘性和比热比的变化。控制方程的求解采用了基于有限体积法的 LU 时间迭代方法和矢通量分裂方法，程序经过了多个算例的验证，计算结果可靠。

3 喷管型面设计

二维方形喷管的气动型面曲线的设计采用特征线方法，并进行了边界层修正。以马赫数 6 为设计条件，设计的二维方形喷管如图 2 所示：

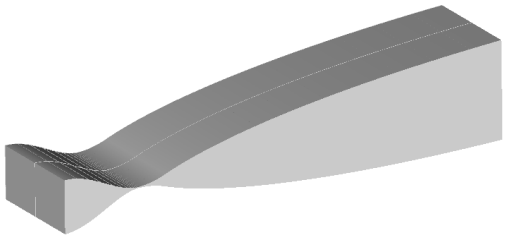

图 2 二维方形喷管型面

对二维喷管来说，由于气体在侧壁直板方向不能膨胀，喷管膨胀面积比取决于出口气动型面之间距离尺寸和喉部高度的比值，因此和三维喷管相比，相同的喷管出口尺寸需要更小的喉部高度。对当前出口 330mm×330mm 的二维喷管，喷管喉部高度是 3.6mm。

三维方形喷管的设计要包括以下几个过程：

a）采用轴对称特征线方法设计圆形喷管的型面曲线

b）计算该喷管的流场作为设计三维方形喷管的基准流场；

c）在基准流场的基础上，采用流线追踪的方法得到三维方形喷管型面；

我们采用以上方法，设计了马赫数 4，出口 330mm×330mm 的三维方形喷管。如图 3 所示。

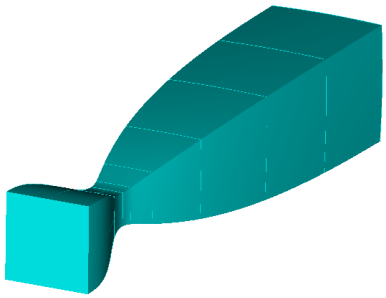

图 3 三维方形设计喷管

严格来说，三维方形喷管并不是在每个流动截面上都是严格的正方形，只有在进行流线追踪过程中作为起始点的截面是正方形。对当前的喷管设计，以喷管喉部作为设计起始点，喉部下游的喷管型面截面每条边都向流场外面凸起一定距离。

三维圆形喷管的喷管型面采用轴对称特征线方法设计，型线旋转得到三维圆形喷管。图 4 是设计的出口马赫数 6，直径 466mm 的圆形喷管（其内接正方形边长 330mm）。

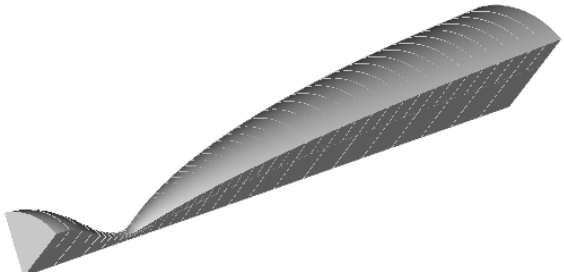

图 4 三维圆形喷管

4 喷管流场数值模拟

对喷管流场进行了数值模拟。

图 5-7 是三种型式喷管出口马赫数分布云图。从云图定性来看，马赫数的分布在喷管出口都比较均匀。

喷管出口核心区的形态各不相同。二维方形喷管出口核心区关于侧板中心线和膨胀型面中心线分别对称，核心区马赫数波动的最大马赫数并没有在喷管截面中心，而是出现在靠近喷管侧板的位置，同时在此位置有一个半圆形低马赫数区，这是二维喷管喉部下游膨胀过快造成的局部流场扰动，当设计的喷管型面扩张段圆弧半径增大到一定程度时，这个半圆形低马赫数区域就会消失。但是喷管扩张段圆弧半径过大，会使设计的喷管更长，从而喷管出口壁面边界层太厚，影响核心区的尺寸。目前设计的型面是尽量使喷管出口核心区是正方形的基础上得到的。

由于二维方形喷管和三维方形喷管出口流场核心区都是方形，因此在进行试验件截面方形的试验件时，更有利于风洞的有效利用。

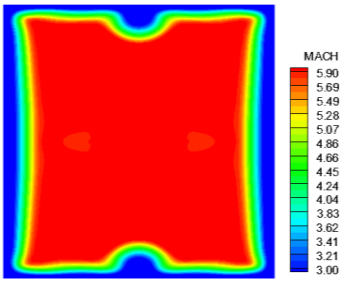

图 5 二维方形喷管出口马赫数分布云图

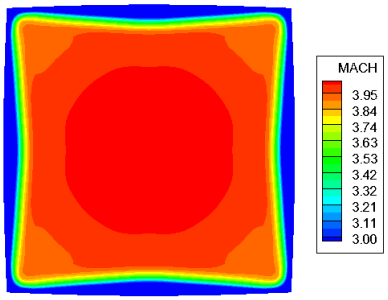

图 6 三维方形喷管出口马赫数分布云图

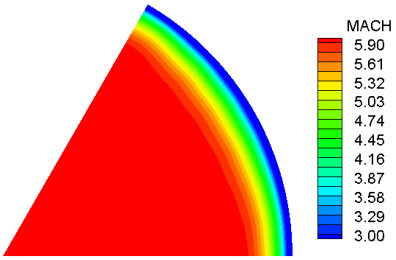

图 7 三维圆形喷管出口马赫数分布云图

图 8-10 给出的是三种型式喷管出口马赫数分布曲线。由于各个型式喷管的对称性不同，图 8 给出的是二维方形喷管型面方向中心线位置和 1/4 位置，以及侧壁直板方向中心线位置和 1/4 位置的马赫数分布，图 9 给出了喷管中心线位置和 1/4 位置的马赫数分布，图 10 则只给了喷管中心线上马赫数的分布。

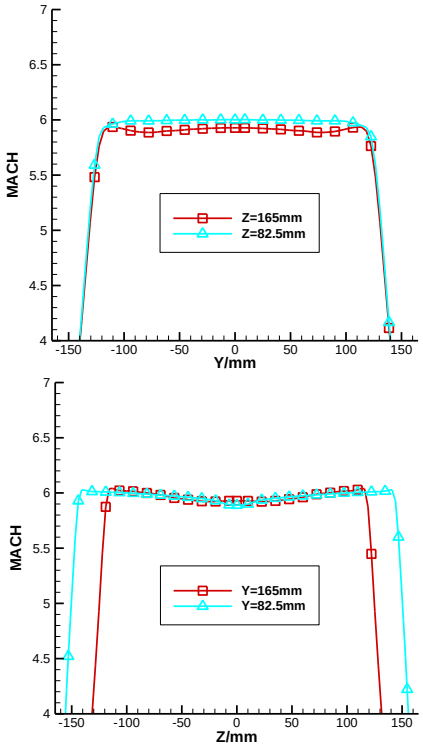

图 8 二维方形喷管出口马赫数分布曲线

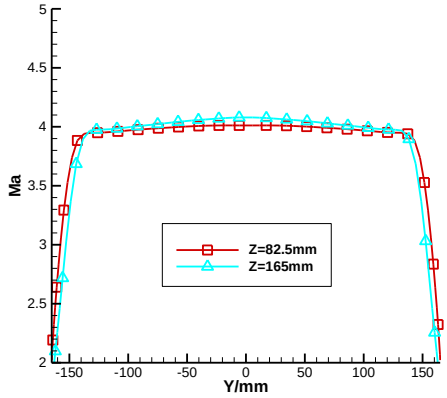

图 9 三维方形喷管出口马赫数分布曲线

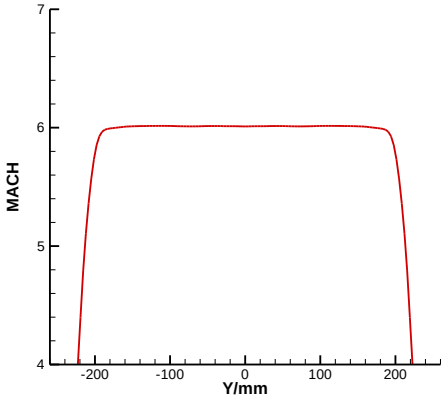

图 10 三维圆形喷管出口马赫数分布曲线

由计算的马赫数分布曲线可以看出，二维方形喷管的喷管平台区宽度和喷管出口宽度的比值约 75%，三维方形喷管和三维圆形喷管流场平台区边长约占喷管出口边长的 80%。从这一点来看，三种喷管型式都能达到 1991 年气动风洞军标标准，即平台区占长度大于或等于喷管出口边长长度的 2/3。

喷管出口马赫数的均匀性定性来看，三维圆形喷管更好。表 1 给出了各喷管出口气流核心区参数的定量统计结果。统计计算结果表明，在各自的出口流场平台区内，三维方形喷管的马赫数波动值较大（马赫数 4 条件下），二维方形喷管基本都能达到 1991 年气动风洞军标（军标规定的最大马赫数 4.5，这里外推）合格标准，而三维圆形喷管的计算结果达到了军标的优秀标准。

表 1 流场出口核心区流场一些参数的定量统计

	马赫数标准差	马赫数标准差率	核心区最大气流角
二维方形喷管	3.55×10-2	5.97×10-3	1.08E-2 度
三维方形喷管	3.69×10-2	9.24×10-3	1.35E-2 度
三维圆形喷管	9.97×10-3	1.66×10-3	4.88E-3 度

5 各喷管热流密度分析

建设风洞是一个系统工程，除了考虑喷管的气动性能，还要考虑其工程应用时的其他问题。在这里，主要还要考虑喷管使用时的冷却问题。

采用喷管气动热载荷的一维分析方法，通过求解喷管的一维可压缩流动方程，并采用参考焓值法获得喷管流动的马赫数分布、壁面热流及对流传热系数分布。同时，考虑了气流中水含量产生的热辐射效应，以及其对壁面热载荷的影响。

图 11 给出了设计马赫数 6 时喷管喉部附近换热系数的分布，其中，二维方形喷管和三维方形喷管出口尺寸 330mm×330mm，喷管进口总压和总温分别是 4.9MPa 和 1650K，三维圆形喷管出口直径 466mm（其内接正方形边长 330mm），喷管进口总压和总温分别是 5.1MPa 和 1650K。喷管壁面假设是 800K 的恒温壁面。

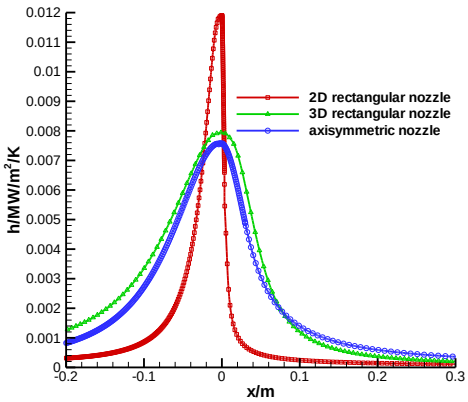

图 11 三种型式喷管喉部附近换热系数分布

从三种喷管喉部附近的换热系数分布看，三维方形喷管和三维圆形喷管的换热系数基本接近，二维方形喷管的最大热流密度约是前两者的 1.5 倍。

从以上的分析结果看，无论在喷管出口气流品质方面还是壁面热防护方面，圆形喷管都会有更好的表现。但是三维圆形喷管也有其缺点，如果风洞的试验件是方形截面时，相同尺寸的气流核心区条件下，采用圆形三维喷管会使单次试验的气体成本增加约 50%。

6 结论

通过对三种型式的高超声速风洞喷管的设计、计算和比较，得出的结论如下：

流场均匀性方面，三维圆形喷管的均匀性最好，二维方形喷管次之，也基本能够达到风洞建设均匀性标准，三维方形喷管的均匀性最差。喷管出口流场参数的平台区三维圆形喷管和三维方形喷管接近，二维方形喷管稍小。

冷却方面，对二维方形高马赫数喷管来说，喷管的喉部高度很小，风洞工作气体是高温气体时，喷管喉部热流密度大，冷却困难；三维方形喷管喉部流动截面基本是方形，和二维方形喷管相比，冷却时的喉部高热流压力减小很大，但是其四个膨胀面均是三维曲面，喷管的冷却问题相对圆形喷管复杂。三维圆形喷管喉部流动截面是和喷管出口截面的同心圆，喉部热流密度相对不大，同时因为喷管壁面是旋转体，喷管壁面的冷却问题相对简单。

应用方面，方形喷管的出口流场均匀区域是方形的，对于方形截面的试验件来说，流场利用率高，更经济，圆形喷管存在喷管出口均匀流场浪费问题，单次试验成本增加。

可以看出，三种喷管型式各有优缺点，需要根据实际情况进行选择。目前要建设的是高超声速长时间风洞，我们考虑到风洞流场品质的重要性和长时间风洞可靠冷却的重要性，最终选择了三维圆形喷管作为风洞喷管型式。

参考文献

[1] 风洞设计原理/伍荣林，王振羽编著，北京航空学院出版社,1985
[2] 风洞结构设计/刘政崇著 北京:中国宇航出版社,2005
[3]刘国球等，液体火箭发动机原理， 导弹与航天丛书，宇航出版社
[4]陈汝训等，固体火箭发动机设计与研究（下），导弹与航天丛书，宇航出版社

DESIGN OF LONG-TERM HYPERSONIC WIND TUNNEL

LI Dongxia ZHONG Fengquan XIAO Yabin YUE Lianjie CHEN Lihong ZHANG Xinyu
(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Rd, Beijing 100190, China)

Abstract To select an appropriate nozzle style of long-term hypersonic wind tunnel, using Characteristic Curve Method, a 2D rectangular nozzle, a 3D streamline rectangular nozzle and an axial symmetry circular nozzle were designed. Numerical simulation of the nozzles flow field and 1D thermo flux analysis were made. The results show that the axial symmetry circular nozzle style is more suitable for long-term hypersonic wind tunnel for its better outflow field and less heat flux density at the throat.

Key words hypersonic, long-term, wind tunnel, nozzle design