

doi: 10.11823/j.issn.1674-5795.2016.05.05

超音速校准风洞中的喷管设计

荆卓寅, 赵俭, 李海燕

(中航工业北京长城计量测试技术研究所, 北京 100095)

摘 要: 随着航空技术的发展, 需要建设超音速校准风洞, 以满足传感器的相关校准需求。本文根据超音速喷管设计的一般原则和特征线理论以及附面层修正的方法, 进行固定马赫数的超音速喷管设计, 并对设计的喷管形面进行了数值仿真, 结果表明该方法能够实现设计要求, 满足超音速校准风洞的使用要求。

关键词: 超音速喷管; 特征线法; 附面层修正

中图分类号: TB942

文献标识码: A

文章编号: 1674-5795(2016)05-0018-05

Design of Nozzles in a Supersonic Calibration Wind Tunnel

JING Zhuoyin, ZHAO Jian, LI Haiyan

(Changcheng Institute of Metrology & Measurement, Beijing 100095, China)

Abstract: With the development of the aviation technology, it is necessary to construct a supersonic calibration wind tunnel which meets the needs of dynamic calibration of sensors. According to the general principle of supersonic nozzle design, the characteristic line theory and the method of boundary layer correction, the design of supersonic nozzle with fixed Mach number is carried out. Surface shape and design of the nozzle numerical simulation results show that this method can achieve the design requirements, and meet the requirements of a supersonic wind tunnel calibration.

Key words: supersonic nozzle; characteristic line theory; method of boundary layer correction

0 引言

现代飞机对机载温度传感器的设计、试验提出了很高的要求, 而传感器的设计除了一定的经验和理论分析外, 主要依据来自于试验研究分析。由于现行的温度传感器静态校准与传感器实际使用情况相差太远, 必须进行模拟气流环境下的校准, 因此建立相应的稳态与动态校准试验装置是非常必要的。

目前, 在役或在研的高速歼击机或歼击轰炸机, 其飞行马赫数为 2 或更高, 机载温度传感器需要测量的温度范围从低温(高空大气温度 $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$)至高温(发动机出口温度 $1800\text{ }^{\circ}\text{C}$), 气流的速度也由低速($50\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$)至高速($1000\text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$), 温度测试难度较大。特别是作为作战飞机, 其飞行状态变化大、变化快, 再考虑到武器发射的影响, 温度测量的难度更大。

中航工业计量所现有的校准风洞速度覆盖了亚音

速范围, 温度从常温到 2300 K 。为满足国防科技发展的需要, 增加跨超音速条件下的温度传感器校准能力, 建造了超音速校准风洞。本文所介绍的就是为该风洞配套的固定马赫数的超音速喷管的设计方法及仿真验证。

1 超音速校准风洞结构简介

超音速校准风洞是一座连续直流式亚跨超声速热风洞, 主要承担各种温度传感器性能的热校准试验。洞体采用全不锈钢结构。洞体总长 14.4 m , 标高 1.5 m 。该设备可作为亚音速高温风洞或超音速常温风洞使用。作为常温风洞时, 其马赫数调节为: 跨声速范围 $\text{Ma}: 0.6\sim 1.2$, 超声速以固定式超音速喷管的马赫数为准。在亚音速条件下工作时, 其试验段温度可达 $1700\text{ }^{\circ}\text{C}$, 超音速时为常温。

风洞主体结构主要由 18 个部段组成, 沿气流方向分别为: 进气管路、扩散段、冷调节旁路、辅燃烧加热器、主燃烧加热器、大开角扩散段、稳定段、收缩段、喷管段、试验段、超扩段、亚扩段、喷水段、排气消声段、热调节旁路、调压阀、水冷系统及相应过渡管路组成, 如图 1 所示。

收稿日期: 2016-07-07

作者简介: 荆卓寅(1982-), 男, 工程师, 硕士, 从事特殊条件下的温度测量与校准技术工作。

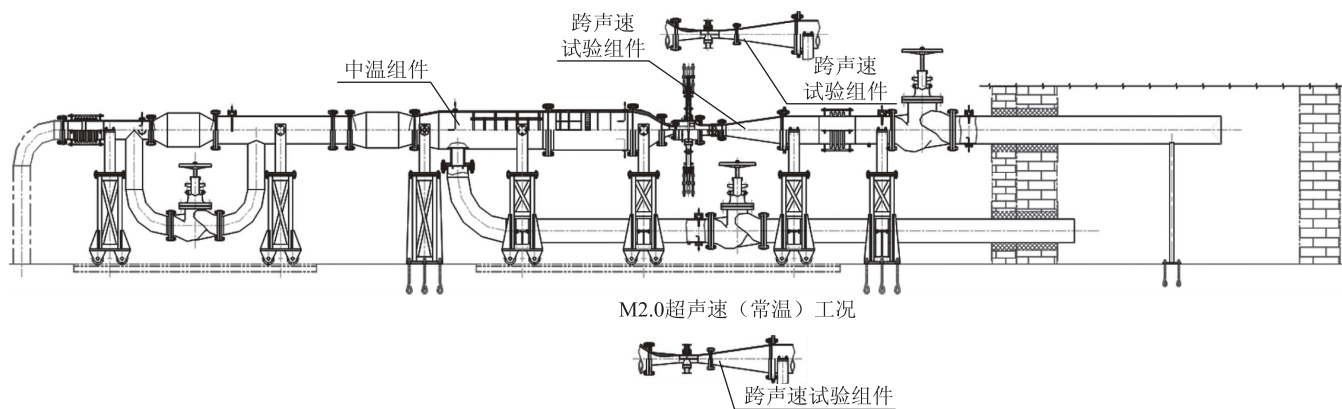


图1 超音速风洞结构示意图

2 超音速喷管设计

为满足不同工况的校准需求,实现风洞试验段气流马赫数的调节功能,需要设计系列化的固定式喷管来提供不同的气流马赫数,本次分别设计了马赫数为1.4, 1.6, 1.8的超音速喷管、试验段等零部件。本文以 $Ma=1.4$ 的超音速部件为例进行介绍。

本次超音速喷管设计基于特征线理论,首先计算得到喷管的位流型面,然后根据实际情况对位流型面进行附面层修正,最终得到真实的型面。

为获得超音速气流,常采用收缩-扩张的拉伐尔喷管,气流经拉伐尔喷管后变为超音速,在试验段的位置得到满足一定气流马赫数和品质要求的流场。典型的拉瓦尔喷管分为收缩段、初始段和扩张段三部分(如图2),下文将分别介绍每部分的设计思路和计算方法。

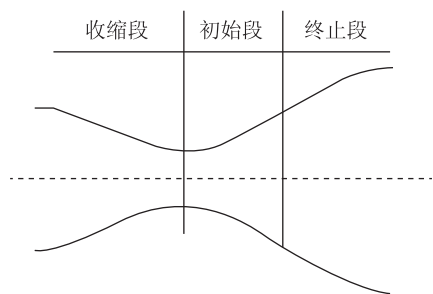


图2 拉瓦尔喷管结构示意图

特征线法是设计超音速喷管常用的理论方法,其基本原理是:在超声速流场中,顺平面的气流遇到内弯的折角将产生压缩波,遇到外弯的折角将产生膨胀波。按照极限概念,可以把喷管分割成无限多个短的折线段,每两个相邻的线段之间有一个无限小折角。在初始段,因每个折角都是向外弯的,所以折角处产生一个无限微弱的膨胀波。而在终止段,每个折角都

是向内弯的,因此在折角处产生一个无限微弱的压缩波。如果在初始段处是匀直的超声气流,则可以设计终止段曲线,以使初始段所产生的膨胀波全部被终止段产生的压缩波抵消,这样,则可在喷管出口获得均匀的超声速流场。但特征线方法不适用于亚声速情况,设计只能从喉道的声速流开始。

2.1 收缩段设计

亚音速收缩段是将稳定段来的气流均匀加速至音速。根据超音速喷管的设计要求,到达喉部的音速流必须是均匀的。经验表明,如果稳定段来流是均匀的,只要有一条光滑连续而又渐变的收缩曲线就能基本满足要求^[1]。风洞试验段马赫数不同,喉部面积也不同,因而收缩比是随马赫数而变化的,马赫数越高,收缩比越大。从国内外风洞收缩段统计数据得到,对于较小的收缩比(如 $n=8\sim 9$)的风洞,收缩段的长径比一般取 $L/D=0.70\sim 0.75$;对于较大一些的收缩比(如 $n=12\sim 13$)的风洞,收缩段的长径比一般取 $L/D=0.75\sim 0.95$;对于大收缩比(如 $n=13\sim 20$)的风洞,收缩段的长径比一般取 $L/D=0.85\sim 1.3$ 。不考虑成本的话,选择适当长些的收缩段是有利的。拥有合理长径比的收缩段加上与位于其上游稳定段内的整流网、蜂窝器等装置组合设计,可以得到令人满意的效果。

由于风洞收缩段尺寸和形状已经固定,所以仅针对喷口收缩段进行型面设计。喷管喉部尺寸直接影响超音速喷管出口尺寸,经过计算确定各喷管喉部尺寸;考虑风洞收缩段长度,同时参考现有马赫数1.5和2.0的喷管长度,设计的喷管收缩段长度取200 mm。稳定段出口直径400 mm,喷口收缩段出口直径33 mm,收缩型面长度535 mm,收缩比12,长径比1.3。

收缩段常采用的设计方法有维托辛斯基曲线公式、双三次曲线和五次方曲线等方法,根据以往设计及试

验结果,本次采用维托辛斯基曲线公式法。当收缩段入口、喉部尺寸以及收缩段长度给定后,维托辛斯基曲线形状即已确定,可通过移轴的方式控制曲线形状。维托辛斯基公式是在理想不可压轴对称流的情况下推导出来的,即

$$r = \frac{r_0}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{r_0}{r_1} \right)^2 \right] \frac{(1 - 3x^2/a^2)^2}{(1 + x^2/a^2)^3}}} \quad (1)$$

维托辛斯基公式说明图如图3所示。

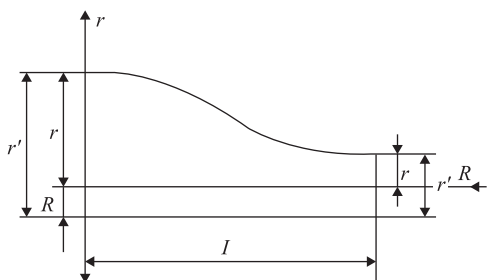


图3 维托辛斯基公式说明图

式中: r 为收缩段曲线半径; r_1 为收缩段曲线起始点半径; r_0 为收缩段曲线结束点半径; $a = \sqrt{3}e$; l 为收缩段曲线长度; x 为离收缩段曲线起始点的距离。

经验表明,当 $r_1 > 2r_0$ 时,需要移轴处理。取

$$r_1 + R = 2(r_0 + R) \quad (2)$$

因此,移轴距离为

$$R = r_1 - 2r_0 \quad (3)$$

则移轴后

$$r'_1 = r_1 + R = 2(r_1 - r_0) \quad (4)$$

$$r'_0 = r_0 + R = r_1 - r_0 \quad (5)$$

维托辛斯基公式变换为

$$r' = \frac{r'_0}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{r'_0}{r'_1} \right)^2 \right] \frac{(1 - 3x^2/a^2)^2}{(1 + x^2/a^2)^3}}} \quad (6)$$

$$r = r' - R \quad (7)$$

按照维托辛斯基曲线公式设计喷管收缩段型面如图4所示,同时将移轴前后的型线进行对比,移轴后的曲线整体分布较移轴前均匀。

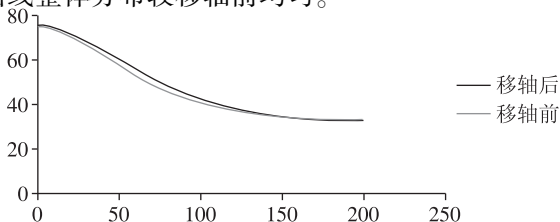


图4 $Ma=1.4$ 喷管收缩段型线

2.2 初始段设计

初始段和终止段都属于喷管扩张段,扩张段曲线如图5所示。曲线 ABC 为扩张型线,在 B 点处有最大的斜率, B 称为转折点,转折点 B 以前的曲线称初始段,以后的曲线为终止段。 A 点为喷管扩张段曲线的起始点, C 点为终止点。

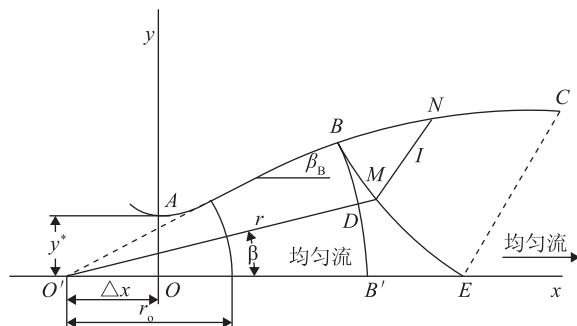


图5 喷管扩张段示意图

初始段曲线的设计是为了把喉部的音速来流变成转折点处的源流(流动源点位于喷管轴线上,以源点 O' 为中心,通过 BB' 圆弧上有相同的马赫数,且气流方向沿半径方向,如图6所示)。喷管型面初始段设计多为经验公式或工程简化方法,如圆弧加直线法、Foelsch 法等。

本设计采用 Foelsch 法进行设计。该方法是假设气流经过初始段后在末端 BB' 线上形成均匀源流,经验表明,可在喉部与转折点之间用一条解析曲线,使能够在转折点得到近似的源流。该设计方法需要先确定转折点 B ,其纵向位置与选择的最大膨胀角 β_B 有关,同时与喷管出口马赫数有关,在 $Ma < 5$ 时, Foelsch 建议采用

$$\beta_B = \frac{1}{2} \nu_1 \left(\frac{y^*}{h} \right)^{\frac{2}{9}} \quad (8)$$

式中: ν_1 为设计马赫数的普朗特-迈耶角,可查表得到; y^* 为喉部半径; h 为喷管出口半径。

转折点 B 的坐标 x_B , y_B 可根据式(9), (10) 计算得到

$$x_B = \frac{3(y_B - y^*)}{2 \tan \beta_B} \quad (9)$$

$$y_B = r_B \sin \beta_B \quad (10)$$

r_B 可通过源流区控制方程确定,即

$$\left(\frac{r_B}{r_0} \right)^{1+\sigma} = \frac{1}{Ma_B} \left[\left(\frac{2}{\gamma+1} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_B^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (11)$$

式中: r_0 为源流半径, $r_0 = \frac{y^*}{\beta_B}$; σ 为对于轴对称喷管 $\sigma=1$, 二维喷管 $\sigma=0$; Ma_B 为 B 点处马赫数; γ 为气体比热容比, 空气为 1.4, 燃气为 1.33。

Ma_B 可由对应普朗特-迈耶角 ν_B 查表得, ν_B 可依照式(12)求得

$$\nu_B = \frac{\nu_1 - \beta_B}{1 + \sigma} \quad (12)$$

Foelsch 方法没有从理论上确定一条曲线, 保证在转折点处满足源流条件, 而是采用一条经验曲线, 方程如下

$$y = y^* + \left(\frac{\tan \beta_B}{x_B} \right) x^2 \left(1 - \frac{x}{3x_B} \right) \quad (13)$$

2.3 终止段设计

喷管初始段曲线的设计保证了气流达到转折点 B 处已形成完全的源流, 则终止段曲线 BC 的设计在于把这个超声速源流转变成需要的均匀的平行于轴线的流动。

为了要在喷口出口得到具有一定马赫数且平行于风洞轴线的均匀流, BC 段壁面必须要消除每一条达到其上的膨胀波, 使其不反射。根据极限的概念, 把 BC 线分割为无限多个无限短的折线段, 每个折角产生的都是无限微弱的压缩波。在超声速流场中, 一切微弱扰动都是沿马赫线传播的, 微弱波也是一条马赫线。在超声速流动中, 特征线与马赫线处处重合, 故特征线就是马赫线。由 B 点发出的右行特征线与喷管轴线交于 E , 显然 BC 段曲线的影响只能在 BE 线的下游, 在 $BEB'B$ 区域内流动仍然是源流, 当然 BE 线不是直线。

在源流区, 根据面积比关系有

$$\left(\frac{r}{r_0} \right)^{1+\sigma} = \frac{1}{Ma} \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} Ma^2 + \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (14)$$

在终止段, 气流绕外钝角流动时, 转折角与 Ma 的关系为

$$\nu = \frac{1}{1+\sigma} \left(\sqrt{\frac{r+1}{r-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{r-1}{r+1}} (Ma^2-1) - \tan^{-1} \sqrt{Ma^2-1} \right) \quad (15)$$

在 $\beta=0$ 时, $Ma = Ma_1$, Ma_1 为设计马赫数, 相应 $\nu = \nu_1$, 因而

$$\beta = \frac{1}{1+\sigma} (\nu_1 - \nu) \quad (16)$$

式(16)表明对于 M 点的气流, 再转折 β 角后, 可变为平行于风洞轴, 并且达到试验段马赫数的均匀气

流。由于 β 在 $0 \leq \beta \leq \beta_B$ 的范围内变化, 给定 β 就可以得到 ν , BE 线上相应的马赫数和 r 也就确定了, 因而 BE 线上的每一点都是确定的。

对于轴对称喷管, 由于通过 E 点的左行特征线为直线, 此特征线上的马赫数为设计马赫数, 因此特征线端点 C 根据质量守恒定律定出, 将 BE 、 EC 作为边界条件, 利用三元特征线理论结合质量守恒定律确定 BC 点的型面曲线。

2.4 内流型面

通过以上设计和计算, 可以得到喷管的内流型面如图 6 所示。

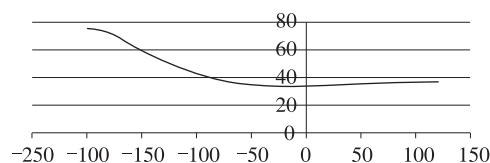


图 6 $Ma=1.4$ 喷管内流型面示意图

2.5 附面层修正

在物面附近, 存在着一薄层流体, 粘性力和惯性力对它的运动是同等重要的, 因为直接和壁面接触的那些流体微团的速度必定为零(假定物体静止), 而离壁面稍远处的流体速度相对来说很大, 这样在壁面的法向必然有很大的速度梯度, 因此必定有很可观的粘性力作用。这一层粘性力不可忽略的流体层, 我们称为附面层(或边界层)。

这样在实际有粘性存在的流体流动的情况下, 喷管内流场与无粘性流场就不同。空气粘性对喷管流场的影响表现为: ①喷管壁附近气流形成附面层。附面层厚度沿喷管壁的分布影响了喷管的实际流动, 从而占据一些流路切面, 这样势必减小喷管出口马赫数, 在喷管的出口得到设计的马赫数。②喷管内波系与喷管壁上的附面层发生相互干扰。这种干扰不但对附面层内的流动有影响, 而且改变了喷管壁上波系的发生和反射。因此, 不能实现位流设计中完全消除膨胀波反映的要求, 有必要对附面层进行修正。

附面层厚度的修正方法可以采用理论方法、经验方法和数值方法确定。在型面设计时一般采用前两种方法, 在喷管流场分析时采用数值方法。

喷管附面层起始点的判定比较困难, 假设的起始点与实际起始点之间往往有较大差距。有试验结果表明, 当亚声速段收缩比较大, 或者喷管出口马赫数 $Ma < 3$ 时, 喉道处的附面层可以略去不计, 一般认为边界层是从喉道开始发展的。

为了避免求解复杂的偏微分方程,工程上常采用一种相对简便的修正方法,它认为附面层位移厚度 δ^* 沿轴向是线性发展的^[1],即存在

$$\delta^*(x) = x \tan \alpha \quad (17)$$

式中: δ^* 为 x 点的附面层位移厚度; α 为线性修正角,是设计马赫数的函数,可参考表1取值。

表1 不同马赫数下附面层修正角的取值

设计马赫数	1.5-4	6	8	10
$\alpha/(^\circ)$	0.5	0.7	1.5	2.0

根据设计马赫数,内流型面附面层修正角取 $\alpha = 0.5^\circ$,附面层修正厚度最大为1.09 mm。修正后尺寸如图7所示。

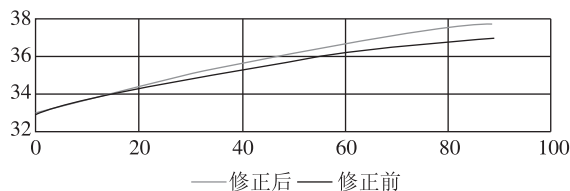


图7 $Ma=1.4$ 喷管附面层修正示意图

3 数值仿真验证

为了验证设计的喷管内腔形面是否满足校准风洞的要求,进行了简单的数值仿真。仿真模型如图8所示。



图8 喷管几何示意图

计算求解时可以将模型简化为二维轴对称问题,边界条件为:入口压力 $P_{in} = 500$ kPa,入口温度为 $T_{i0} = 300$ K,出口静压 $P_o = 100$ kPa。采用FLUENT14.0作为计算平台对喷管内流场的进行数值模拟。流体设定为理想气体,密度满足理想气体规律,粘性系数满足sutherland假设;采用基于压力的定常、隐式求解器,采用轴对称的方法。采用收敛速度较快和精度较高的SIMPLEC算法,进行计算。结果如图9。

从仿真结果看,该喷管内气流压力均匀,速度平稳,气流在通过喷管后速度达到了474 m/s,在常温下实现了马赫数1.4。实现了设计要求,满足了校准风洞的要求。

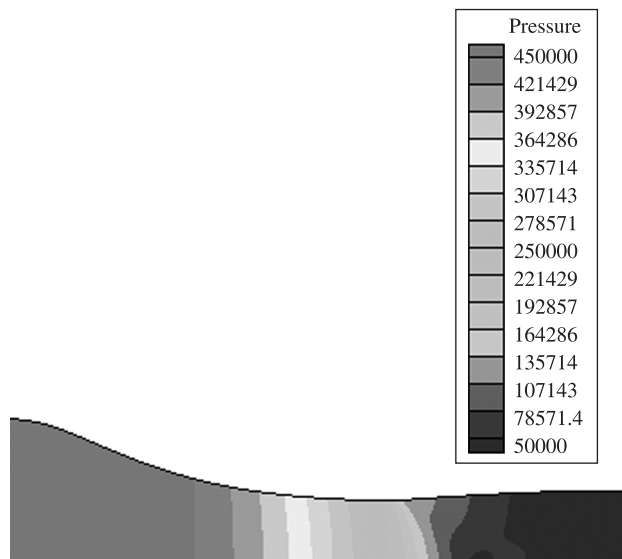


图9 压力云图

4 结论

通过对设计的喷管模型进行仿真计算,认为喷管出口的气流马赫数和均匀性均满足了设计要求,该方法能够实现超音速喷管的设计。但是,超音速喷管在实际的加工装配中会与设计尺寸有所差异,需要根据喷管的实际情况进行反复试验和调整,最终才能达到设计水平。

参考文献

- [1] 王海涛,席德科.用于气流粉碎机的超音速喷管设计研究[D].西安:西北工业大学学报,2004.
- [2] 潘锦珊.气体动力学基础[M].北京:国防工业出版社,1980.
- [3] 洛洪亮.Laval 喷管内激波/湍流边界层干扰的数值模拟[D].鞍山:辽宁科技大学,2007.



计量测控微信

微信号: cnjlck

微信名称: 计量测控

计量测控微信公众平台由计测传媒亲情打造,隶属中航工业北京长城计量测试技术研究所(航空304所),为广大粉丝推送最热、最新的计量资讯,提供各种计量检测类信息咨询服务,教学视频等。