

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-11

# 超声速变马赫数风洞喷管设计研究进展

王澳, 丁浩, 田立丰

(中山大学 航空航天学院, 深圳 518107)

**摘要:** 超声速变马赫数风洞可在单次运行期间实现马赫数连续调节, 对于研究超声速机动过程和超燃冲压发动机起动等问题具有独特的优势。超声速变马赫数喷管是风洞运行期间调节马赫数的核心部件, 其设计质量直接决定实验段的流场品质。本文综述了近些年国内外超声速变马赫数风洞喷管设计的研究进展, 介绍了 4 种典型的变马赫数风洞喷管方案(全柔壁、半柔壁、型面旋转、非对称)构型设计及其数值模拟和实验标定结果, 总结了不同变马赫数喷管方案设计中重点考虑的问题, 并对变马赫数喷管在具体实验上的应用进行了展望。

**关键词:** 变马赫数风洞喷管; 全柔壁; 半柔壁; 型面旋转; 非对称

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

## Research progress in nozzle design for supersonic variable Mach number wind tunnel

WANG Ao, DING Hao, TIAN Lifeng

(School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-Sen University, Shenzhen 518107, China)

**Abstract:** The supersonic variable Mach number wind tunnel can operate at multiple Mach numbers during a single operation, which has unique advantages for studying supersonic maneuvering process and scramjet ramjet starting. The supersonic variable Mach number nozzle is the core component for adjusting Mach number during wind tunnel operation, and its design quality directly determines the flow field quality of the experimental section. The research progress of nozzle design in supersonic variable Mach number wind tunnels both domestically and internationally in recent years is reviewed in this paper, and four typical variable Mach number wind tunnel nozzle schemes (flexible wall, semi-flexible wall, profile rotation, asymmetric) are introduced, as well as their numerical simulation and experimental calibration results. The key considerations in the design of different variable Mach number nozzle schemes are summarized, and the application of variable Mach number wind tunnel nozzle in specific tests is prospect.

**Key words:** variable Mach number wind tunnel nozzle; flexible wall; semi-flexible wall; profile rotation; asymmetric

收稿日期: 2023-06-09; 修回日期: 2023-08-13

基金项目: 国家级装备预研重点实验室基金资助项目(6142703180211)

通信作者: 田立丰, tianlf5@mail.sysu.edu.cn

引用格式: 王澳, 丁浩, 田立丰. 超声速变马赫数风洞喷管设计研究进展[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-11.

WANG Ao, DING Hao, TIAN Lifeng. Research progress in nozzle design for supersonic variable Mach number wind tunnel[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-11. (in Chinese)

## 0 引言

风洞是研究空气动力学的重要设备之一,被称为飞行器的“摇篮”,型号飞行器的诞生往往要经历上万个小时的风洞试验验证。喷管作为超/高超声速风洞的核心部件,其设计好坏直接影响风洞实验段的气流品质。对于传统的超/高超声速风洞试验,一般采用固壁喷管来产生特定马赫数的均匀流场<sup>[1]</sup>,要改变实验段流场马赫数,大多通过更换喷管来实现,这种方法效率低、耗时长、成本高,而且不能真实模拟飞行器的加减速过程。特别对于现代超/高超声速飞行器,机动飞行中遇到的问题越来越多,比如高超声速飞行器加速过程中的进气道起动问题<sup>[2]</sup>,组合发动机的动态响应问题<sup>[3]</sup>等。因此,迫切需要能提供马赫数连续变化的变马赫数风洞喷管<sup>[4]</sup>。

传统的固壁喷管设计理论和方法,在20世纪70年代已经发展的较为成熟。1929年,Prandtl等<sup>[5]</sup>提出基于特征线的喷管设计方法(Method of Characteristics,简称MOC),奠定了现代喷管设计的理论基础,许多超/高超声速风洞喷管的扩张段也是采用MOC方法设计。由于MOC方法求解轴对称喷管计算量大,当时的研究主要针对二维喷管展开。到了20世纪四五十年代,图解法<sup>[6-8]</sup>开始广泛用于高速喷管型面的设计。这种方法相对简单,但是流场精度不高。随着对流场品质要求的进一步提高,Foelsch<sup>[9-10]</sup>发展了基于泉流假设的解析方法,Cresci<sup>[11]</sup>和Sivells<sup>[12-14]</sup>在其基础上对消波区进行优化,利用MOC方法计算得到喷管型面。其中,Sivells提出的基于轴向马赫数分布的设计方法,能够得到较均匀的出口流场,被广泛应用于喷管设计中,沿用至今。很多喷管优化方法,大多基于Sivells方法设计初始型面,通过CFD程序进行优化和验证。

早期的变马赫数风洞喷管,采用全柔壁或半柔壁的形式,通过作动机构改变柔壁型面,以达到变马赫数的目的,但这种方案的总体结构复杂,加工成本高,控制系统设计困难,并且受限于结构响应时间,变马赫效果一般。现代变马赫数喷管方案以型面旋转喷管为代表,该方案仅采用一个喷管型面,通过作动机构使型面绕出口支点旋转,从而改变出口马赫数,控制系统和结构复杂度都有所降低。但由于单个型面很难在所有试验马赫数

条件下都具有良好的消波效果,所以此种喷管方案的设计难度也相对较高<sup>[15]</sup>。

为满足工程实际,在流场品质符合要求的前提下,要尽量选择响应快、成本低、方便控制的变马赫数喷管方案,这就要求对变马赫数风洞喷管的设计理论和方法进行更深入的研究。本文从变马赫数喷管调节方式出发,重点介绍不同变马赫数喷管方案的构型设计以及标定结果;总结了不同方案设计过程中的重点问题,并对未来的发展方向进行展望,以为变马赫数喷管的进一步发展提供一定的理论和应用参考。

## 1 喷管设计原理

固壁Laval喷管型面,如图1所示。

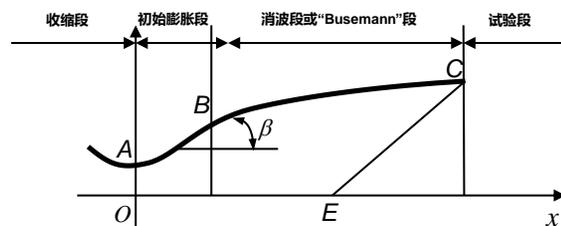


图1 喷管型面图

Fig. 1 Nozzle profile

图1中OA为喷管喉道, $\beta$ 为喷管扩张段曲线上任一点的倾斜角,在B点处 $\beta$ 达到最大值, $\beta_B$ 称为最大膨胀角,B称为拐点或转折点。在设计过程中,需要满足<sup>[16]</sup>:

$$\beta_B \leq \frac{v_1}{2} \quad (1)$$

式中: $v_1$ 为出口马赫数对应的Prandtl-Meyer角。

气流进入喷管后,经收缩段加速,在喉道达到声速,之后沿着AB段向外偏转,并产生一系列膨胀波,直到B点。BC段膨胀角慢慢减小,流动沿着BC曲线产生一系列压缩波,以抵消上游产生的膨胀波,逐渐增大核心均匀区。气流在CE曲线完成膨胀加速过程,流动方向与轴线平行,并且出口马赫数达到设计要求。出口马赫数与面积比(喷管出口与喉道面积之比)的关系如下:

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

式中: $A^*$ 为喉道面积; $A$ 为喷管出口面积; $Ma$ 为出口马赫数; $\gamma$ 为气体比热比。

对于变马赫数喷管的设计,离不开固壁喷管设计的理论基础。伍荣林<sup>[17]</sup>、易仕和等<sup>[16]</sup>详细描述了喷管设计特征线理论、图解法和解析设计法等,汪运鹏<sup>[18]</sup>等也对这些方法进行了归纳总结,本文不再赘述。

在风洞喷管设计中,一般以菱形均匀区或者核心区平均马赫数的偏差 $\sigma$ 验证喷管出口流场均匀度。对于变马赫数喷管,这些指标需要在设计马赫数范围内满足国军标的要求<sup>[19]</sup>, $\sigma$ 计算公式如下:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_1^N (Ma_{ij} - Ma_{ave})^2} \quad (3)$$

$$Ma_{ave} = \frac{1}{N} \sum_1^N Ma_{ij} \quad (4)$$

式中: $(i, j)$ 为菱形区或核心区内节点坐标; $N$ 为节点总数目; $Ma_{ij}$ 为节点 $(i, j)$ 处的马赫数。

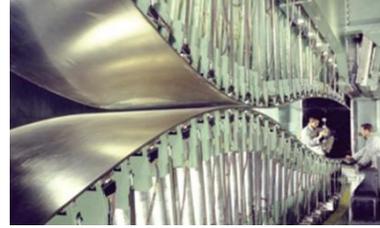
## 2 变马赫数风洞喷管设计研究

### 2.1 全柔壁风洞喷管

20世纪50年代,柔壁喷管设计取得突破。因其能实现较宽的马赫数范围,所以国内外的很多超声速风洞都装备了全柔壁风洞喷管<sup>[20-22]</sup>,如美国空军阿诺德发展中心(AEDC)于1954年建设的A号风洞<sup>[23]</sup>,中国空气动力研究与发展中心(CARDC)于1979年建造的FL-24风洞(如图2所示)等。全柔壁喷管上下曲面均采用柔性材料,并与数个液压千斤顶连接。在执行过程中,千斤顶改变作动行程使喷管面积比改变,从而获得不同马赫数的出口流场。为了满足流场品质要求,千斤顶的数量一般都很多,如图2(a)所示的A号风洞装配的全柔壁喷管,由28对液压作动筒确定喷管型面<sup>[24]</sup>。理论上来说,全柔壁喷管型面与实际的气动型面不可能完全吻合,但是通过良好的设计和千斤顶分配,喷管型面和气动型面的误差在实际使用过程中可以接受,出口流场品质也能满足实验要求。

1970年,S. S. Desai<sup>[25]</sup>将曲率匹配应用于NAL三声速风洞全柔壁喷管设计中,该方法的最终目标是使喷管型面曲率分布与气动型面曲率分布的误差最小。在实际操作中,计算出物理型面和气动型面在 $K$ - $S$ 图上的误差( $K$ 为曲率, $S$ 为沿

喷管轴线的距离),再利用最小二乘法求解出最小误差对应的物理型面 $K$ 分布即可。



(a) AEDC的A号风洞



(b) CARDC的FL-24风洞

图2 全柔壁变马赫数风洞<sup>[23]</sup>

Fig. 2 Flexible variable Mach number wind tunnel<sup>[23]</sup>

对于全柔壁喷管的设计,不仅需要考虑出口流场品质和作动器配置等问题,还需要考虑壁板结构强度以及整个系统的控制问题,针对这两个问题,中国空气动力研究与发展中心的聂旭涛等<sup>[26]</sup>基于ADAMS对柔壁喷管进行了动力学仿真及优化,分析了推杆位移对柔壁结构强度的影响关系;马列波等<sup>[27]</sup>针对柔壁喷管控制运行特点,对某风洞控制系统进行了设计。

### 2.2 半柔壁风洞喷管

1955年,J. Rosen<sup>[28]</sup>在全柔壁喷管基础上设计了半柔壁喷管,和全柔壁喷管不同的是,半柔壁喷管在喉道处使用固块,这样处理不仅降低了结构复杂性,并且缩短了喷管长度,降低了边界层发展对出口流场品质的影响<sup>[29-31]</sup>。大量研究<sup>[32-40]</sup>表明,半柔壁喷管出口气流的均匀性和准确度是符合试验要求的。单支点半柔壁喷管结构如图3所示,出口端固定,上下型面与作动装置连接,作动行程变化时,喉块绕支点旋转,喉道截面积变化,以此改变出口流场马赫数。目前,国内装配半柔壁喷管的超声速风洞极少,国外应用的较多,如法国航空航天研究院S3MA风洞喷管<sup>[41]</sup>。

为了得到良好的出口流场品质,单个喉块需要匹配设计马赫数范围内的不同膨胀段型面,这

就要求对型线的良好设计和优化。彭强<sup>[39-40]</sup>等利用数值模拟方法对半柔壁喷管气动设计中的关键参数进行了研究,包括最大膨胀角 $\theta_A$ 、半消波区分布控制参数 $m$ 以及喷管半消波区长度控制参数 $\theta_B$ 等,通过对比不同参数下的马赫数分布情况,得到所选范围内的最佳值。确定最终型面后,加工出喷管,并将其装配在0.3 m跨超风洞中进行实验。 $Ma=3.0$ 下试验段轴线马赫数分布和截面马赫数均方根偏差如图4所示。改变撑杆位移,测量变马赫数过程中均匀性变化情况,结果表明,半柔壁喷管出口流场指标,满足国军标要求,并且在合适的型面变化速度下,实验段流场均匀性与固壁喷管相当。

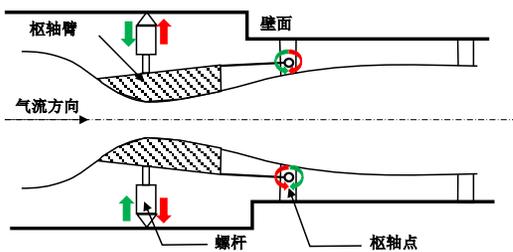
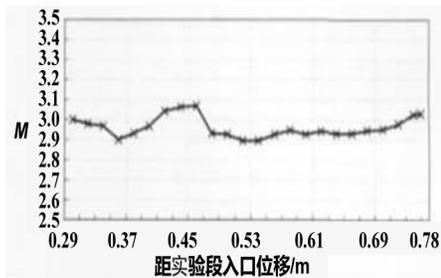
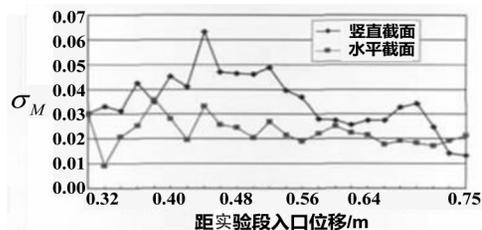


图3 单支点半柔壁喷管结构示意图  
Fig. 3 Structural diagram of single-jack semi-flexible wall nozzle



(a) 轴向马赫数分布



(b) 截面马赫数均方根偏差

图4 半柔壁风洞喷管出口马赫数<sup>[40]</sup>  
Fig. 4 Mach number at nozzle outlet of semi flexible wind tunnel<sup>[40]</sup>

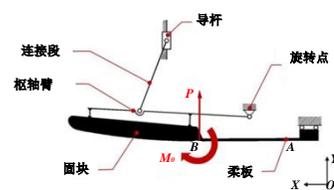
Yu C<sup>[42]</sup>等将单支点半柔壁喷管装配在0.3 m低温风洞中,不同雷诺数和马赫数下的喷管型面通过不完全椭圆积分进行建模和求解,然后结合低温特性进行修正。利用材料力学中挠度、转角、力矩和力等关系式,结合边界条件,在计算柔性板的中性曲线的坐标和偏转角后,可以通过曲线偏移来求解内部流动轮廓的坐标和偏转角,其表达式如下:

$$\begin{cases} x = \frac{\sqrt{2}}{\alpha} (A + B) - x' - \frac{h}{2} \sin \theta_x \\ y = \frac{\sqrt{2}}{\alpha} \frac{C}{\lambda} + \frac{h}{2} \cos \theta_x \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} A = \sqrt{k - \sin \theta_B} \\ B = \sqrt{\sin \theta_x + k - \sin \theta_B} \\ C = f' + (A^2 + 1) e' \end{cases} \quad (6)$$

式中:  $\alpha = \sqrt{P/EI}$ ;  $k = M_0^2 / (2PEI)$ ;  $\lambda = \sqrt{\sin \theta_B - k - 1}$ ;  $f' = F(\gamma_1', t) - F(\gamma_2', t)$ ;  $F, E$  分别为第一类和第二类不完全椭圆积分;  $\gamma_1, \gamma_2$  为关于 $\theta_B$ 和 $k$ 的函数;  $P, M_0, \theta_B$  分别为拐点处的集中力、力矩和转角。

喷管结构示意图和0.3 m低温风洞实物图如图5所示,经过以上设计的单支点半柔壁喷管,在低温和高温风洞实验下,喷管菱形区马赫数均方根偏差均满足国军标要求(如图6所示)。



(a) 喷管结构示意图



(b) 0.3 m低温风洞图

图5 半柔壁喷管和0.3 m低温风洞<sup>[42]</sup>  
Fig. 5 Semi-flexible nozzle and 0.3 m low-temperature wind tunnel<sup>[42]</sup>

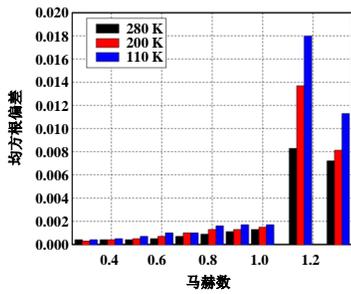


图 6 三种温度条件下对应的核心区马赫数均方根偏差<sup>[42]</sup>

Fig. 6 The root-mean-square deviation of Mach number in the core region under three temperature conditions<sup>[42]</sup>

### 2.3 型面旋转风洞喷管

型面旋转变马赫数喷管方案最早由 E. Kitamura<sup>[43]</sup>于 2006 年提出,如图 7 所示,这种方案只采用一种喷管型线,工作时,由作动器牵引型线绕出口支点旋转,改变喉道截面积,以此得到变马赫数出口流场。这种方案结构简单,调节方便,许多数值模拟和试验结果都证明了其可行性<sup>[15,44]</sup>,具有很大的发展潜力。由于需要得到不同马赫数下的均匀流场,所以初始喷管型线(基线)的选择十分重要,一般选择设计马赫数范围内的某个马赫数(称为设计点马赫数)对应的喷管型线作为基线,设计点马赫数选择较小会使高马赫数流场均匀性降低,较大则会使得喷管变长,边界层过度发展。

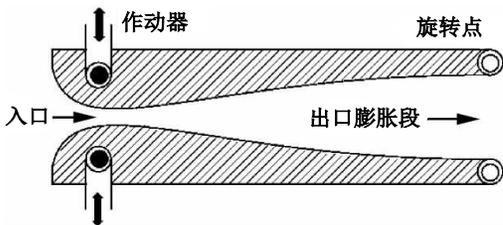


图 7 型面旋转喷管示意图<sup>[43]</sup>

Fig. 7 Schematic diagram of profile rotating nozzle<sup>[43]</sup>

范志鹏等<sup>[15]</sup>在相关研究<sup>[45-46]</sup>的基础上,对型面旋转变马赫数喷管进行了优化设计,优化流程如图 8 所示。采用数值模拟方法,湍流模型选择 RNG  $k-\epsilon$  模型<sup>[47]</sup>,设计马赫数范围 2~4,整个变马赫数流场以马赫数 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0 的工况代替。

对于优化问题,首先明确目标函数,结合设计变量的限制范围,最后通过算法得到最优解。在变马赫数喷管设计中,目标函数可以描述为在设计马赫数范围内出口流场的马赫数均方根偏差最

小,设计变量包括决定喷管膨胀段型线的参数  $a$ 、 $b$ ,边界层修正变量  $L$ 、 $U$  和设计点马赫数范围。优化问题描述如式(7)所示。

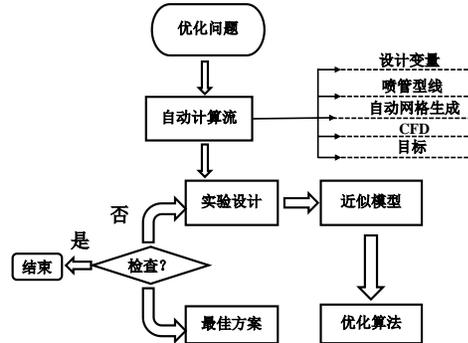


图 8 设计优化流程图<sup>[15]</sup>

Fig. 8 Design optimization flow chart<sup>[15]</sup>

$$\begin{aligned} & \min \{sd20, sd25, sd30, sd35, sd40\} \\ & \text{s.t.} \begin{cases} 6.51 \times 10^{-5} \leq a \leq 9.51 \times 10^{-5} \\ 0 \leq b \leq 2.5 \times 10^{-5} \\ 0.45 \leq L \leq 0.50 \\ 0.50 \leq U \leq 0.55 \\ 2.6 \leq Ma \leq 4.0 \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $sd20, sd25, sd30, sd35, sd40$  分别为马赫数 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0 对应的出口流场马赫数均方根偏差。

构建该优化问题的 Kriging 近似模型,结合优化算法 NS-GA II 得到最优解对应的设计点马赫数为 3.864 8。对应型面在整个设计马赫数范围内的三维出口流场品质如表 1 所示,均匀区内马赫数偏差均满足国军标的合格指标,流场均匀性良好,验证了优化设计的可行性。

表 1 不同马赫数工况下均匀区参数(CFD)<sup>[15]</sup>  
Table 1 Parameters of uniform region under different Mach number conditions(CFD)<sup>[15]</sup>

$Ma_0$	$Ma_{ave}$	Mean( $\alpha$ )	Mean( $\beta$ )	Max( $Ma_d$ )	$\sigma$
2.0	2.151 8	-0.324 4	-0.069 5	0.038 1	0.010 4
2.5	2.598 7	-0.069 1	-0.031 1	0.050 9	0.016 0
3.0	3.069 5	0.126 9	-0.038 8	0.069 8	0.020 7
3.5	3.557 0	0.116 5	-0.043 7	0.055 2	0.014 3
4.0	4.046 3	-0.063 0	-0.060 3	0.093 3	0.021 4

根据以上的喷管设计和优化,2017 年,齐伟呈等<sup>[44]</sup>设计加工了国内公开的首台装配型面旋转喷管的变马赫数射流风洞(如图 9 所示),并且进行了

标定实验,确定了均匀区的大小,不同马赫数下的均匀区流场参数如表 2 所示,其中  $Ma_E$ 、 $\sigma_E$  和  $dMa_E/dX$  分别代表均匀区流场平均马赫数、马赫数偏差和轴向马赫数梯度,  $\sigma$ (GJB) 代表国军标对于风洞流场均匀区内马赫数偏差的要求。从表 2 可以看出:均匀区内马赫数偏差均满足国军标的要求,流场均匀性良好,验证了优化设计的可行性。

表 2 不同马赫数工况下均匀区参数(实验校测)<sup>[44]</sup>  
Table 2 Parameters of uniform region under different Mach number conditions (experimental)<sup>[44]</sup>

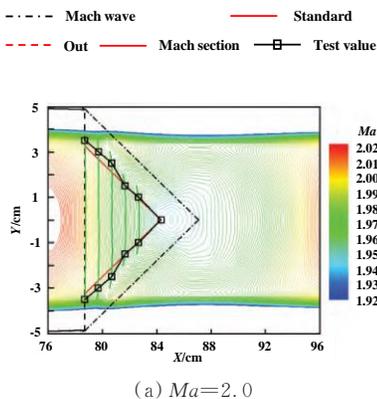
$Ma$	$Ma_E$	$\sigma_E$	$\sigma$ (GJB)	$dMa_E/dX$
2.0	2.014 5	0.003 4	0.014 0	-0.668 7
2.5	2.507 4	0.008 7	0.016 0	-0.087 7
3.0	3.004 3	0.005 4	0.018 0	0.068 6
3.5	3.509 1	0.013 6	0.020 0	0.013 6



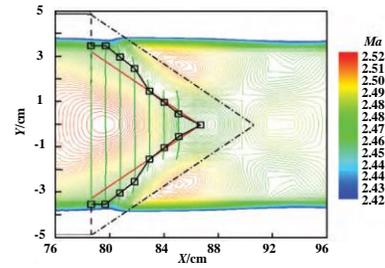
图 9 试验台实物图<sup>[44]</sup>

Fig. 9 Physical picture of test bench<sup>[44]</sup>

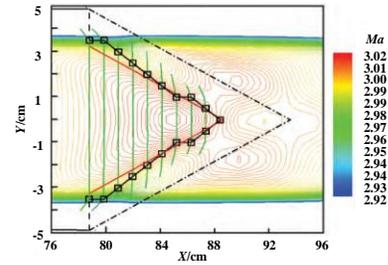
对于变马赫数喷管的设计,均匀区内流场指标和均匀区大小都需要满足国军标要求。对图 9 所示的装配型面旋转喷管的变马赫数风洞进行均匀区测量,不同马赫数下 CFD 结果、实验校测结果和理论核心区(菱形区的 2/3)对比如图 10 所示。



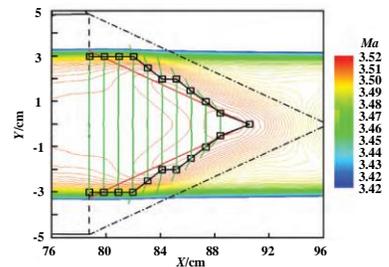
(a)  $Ma=2.0$



(b)  $Ma=2.5$



(c)  $Ma=3.0$



(d)  $Ma=3.5$

图 10 均匀区大小<sup>[44]</sup>

Fig. 10 Size of uniform region<sup>[44]</sup>

从图 10 可以看出:随着马赫数增大,风洞流场均匀区也在增大,并且大于菱形区的 2/3,满足国军标要求。

## 2.4 非对称变马赫数风洞喷管

1951 年, P. B. Burbank 等<sup>[48]</sup>设计并验证了单边滑块式变马赫数喷管,此种类型喷管上壁面固定,下壁面可沿流场出口轴线方向移动(如图 11 所示),以此改变喉道面积达到变马赫数的效果<sup>[49]</sup>。实验结果表明,实验段内马赫数偏差和流动角度偏差均满足实验要求。滑块式喷管在上世纪五六十年代被很多国家采用,比如法国莫当研究中心的 S2MA 风洞、美国兰利中心的统一发展计划风洞(UPWT)<sup>[50]</sup>等。

2014 年,赵玉新等<sup>[51]</sup>提出了一种非对称型面

旋转变马赫数喷管方案,如图 12 所示,非对称喷管上壁面可绕原点  $O$  整体旋转,以达到变马赫数的作用。和滑块式喷管相比,这种喷管的出口流场品质较好;和柔壁喷管相比,具有结构简单,易调控的优势。

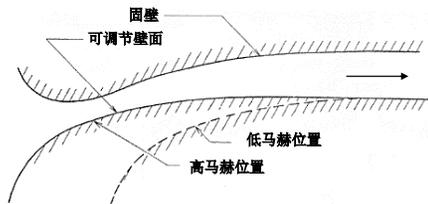


图 11 非对称滑块式变马赫数喷管示意<sup>[49]</sup>  
Fig. 11 Asymmetric sliding block variable Mach number nozzle<sup>[49]</sup>

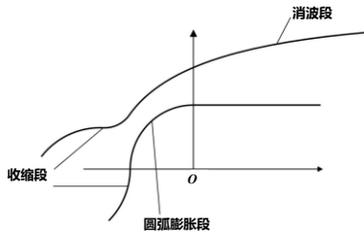
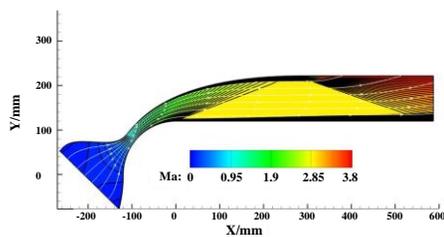
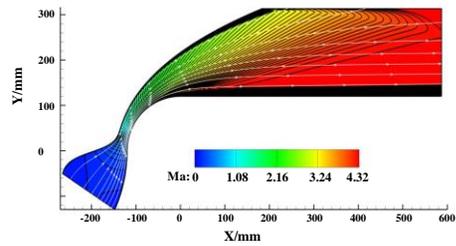


图 12 非对称变马赫数喷管型面<sup>[51]</sup>  
Fig. 12 Asymmetric variable Mach number nozzle<sup>[55]</sup>

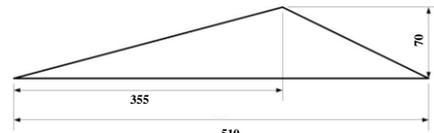
2021 年,王颖澎<sup>[52]</sup>对这种类型喷管进行了数值模拟和实验研究。数值模拟用来初探喷管和实验段的流场结构、初步确定设计马赫数范围下的流场均匀区(实验区)、初步验证实验区内部的流场品质等,为变马赫数风洞的加工打好基础。数值模拟中,采用结构网格离散,选择 RNG  $k-\epsilon$  湍流模型,计算工况  $Ma$  分别为 3.0, 3.5, 4.0 和 4.5, 得到不同工况下的有效实验区。公共实验区为最低马赫数和最高马赫数有效试验区的重合部分,如图 13 所示。对公共实验区内的流场品质进行校核,不同工况下实验区内马赫数平均值偏差和标准差均小于 0.01<sup>[52]</sup>,流场品质较好,满足国军标要求。



(a)  $Ma=3.0$



(b)  $Ma=4.5$

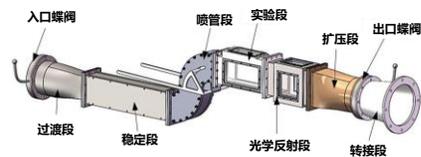


(c) 公共实验区

图 13 喷管段和实验段马赫数等值线图和流场图以及公共实验区<sup>[52]</sup>

Fig. 13 Mach number contour map and flow field map of nozzle section and experimental section and common experimental block<sup>[52]</sup>

在数值模拟后,进行风洞实验验证,用于实验的变马赫数风洞如图 14 所示。测量设备选择 NPLS 系统<sup>[53]</sup>和 PIV 系统,分别在风洞中进行圆锥的绕流实验与 PIV 实验、椭球体的变马赫数绕流实验,两个实验均验证了此种类型变马赫数喷管设计可行性。



(a) 三维模型图



(b) 实物图

图 14 变马赫数风洞<sup>[52]</sup>

Fig. 14 Variable Mach number wind tunnel<sup>[52]</sup>

2023 年,黄开诱等<sup>[54]</sup>对此非对称面旋转喷管的调节过程进行了研究,采用动网格技术,对马赫数 3.041~3.251 范围内的实验区流场参数是否满足线性变化规律进行了验证。结果表明,通过

对喷管型面的旋转控制,实验区各参数的动态结果满足线性变化规律,符合实验要求。

### 3 研究总结与展望

#### 3.1 研究总结

不同的喷管方案适用于不同的实验条件,从应用来看,这些喷管方案各有优点,但也都存在一定的限制。全柔壁喷管的可调节马赫数范围相对较大,但受驱动机构的影响,结构复杂度也较高;半柔壁喷管和型面旋转喷管相对全柔壁喷管而言,调节机构较简单,但是设计难度也较高;非对称变马赫数喷管在运行中只需要控制单边的调节机构,但由于其本身的非对称性,流场均匀区的位置和大小需要精心设计,实验标定也较为困难。

对于变马赫数喷管的设计理论和方法已经相对成熟,但装配变马赫数喷管的风洞仍相对较少。一方面,对于变马赫数喷管的设计难度较高,需要在设计马赫数范围内具有良好的出口流场品质,同时还需要满足超声速温度、压力的要求。另一方面,对于变马赫数喷管的控制系统设计,需要满足结构复杂度和结构响应时间要求,保证变马赫数过程中的流场品质。对于不同类型的变马赫数喷管方案,在设计中重点考虑的问题也不同,全柔壁喷管设计过程中需要重点考虑控制系统设计和结构复杂度、柔壁壁面强度刚度等问题,而对于半柔壁、型面旋转喷管和非对称喷管,则需要重点考虑设计马赫数范围内的消波效果等问题。除此之外,非对称喷管均匀区的位置和大小也需要重点考虑。

#### 3.2 研究展望

为进一步促进变马赫数喷管在具体实验上的应用,未来需要着重解决的关键问题主要有以下三点。

1) 控制系统方面:为达到良好的变马赫数效果,需要开发快速、准确的作动控制系统。柔壁喷管和型面旋转喷管都需要作动系统来工作,特别是在超声速实验下,喷管所受气动力和本身的重量较大,如何能够快速、准确的控制喷管型面的变

化和旋转,以满足实验要求,是未来的研究重点。

2) 设计方面:通过数值模拟技术和深度学习的结合,降低喷管设计时间,发展更多可行的变马赫数喷管方案。型面旋转喷管和半柔壁喷管的一般都需要精心设计,以满足消波效果的要求,耗时耗力。将深度学习和数值模拟相结合,能够简化设计流程,降低设计时间,同时对于参数设计、结构优化等问题的处理也更加简单。

3) 材料方面:将先进的变形材料应用于柔壁喷管。柔壁喷管一般采用曲率匹配设计,使得喷管物理型面和气动型面的误差最小,但相应的控制点位也较多。因此,未来可采用先进的变形材料,在满足结构强度、刚度的要求下,能够降低控制系统的复杂度,提升变马赫数能力。

### 4 结束语

超声速变马赫数风洞是研究变马赫问题的关键工具,而喷管作为其核心部件一直是研究人员重点关注的对象。随着对变马赫数问题的研究深入,装配变马赫数喷管的超声速风洞会越来越多,同时,对于原先的变马赫数喷管方案的优化也会更加完善。

本文对超声速变马赫数风洞喷管的研究现状进行了归纳总结,提出了不同喷管方案的设计问题并进行了展望,可以为变马赫数风洞喷管的下一步发展提供一定的理论和应用参考。

#### 参考文献

- [1] VARNER M O, SUMMERS W E, DAVIS M W. A review of two-dimensional nozzle design techniques[R]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1982.
- [2] AGRAWAL R K. A generalized mathematical model to estimate gas turbine starting characteristics: ASME-81-GT-102[R]. New York: ASME, 1981.
- [3] LAM D W. Use of PARC code to estimate the off-design transonic performance of an over/under turbo ramjet nozzle: AIAA-1995-2616[R]. Reston: AIAA, 1995.
- [4] FETTERJPFF T P, BIRFOTT J W. Overview of the advanced propulsion test technology hypersonic aero propulsion clean air testbed[R]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [5] PRANDTL L, BUSEMANN A. Naherungsverfahren zur

- zeichnerischen ermittlung von ebenen strömungen mit überschallgeschwindigkeit[R]. S. l. : Füssli Verlag, 1929.
- [6] Gasdynamik BUSEMANN A. . handbuch der experimentalphysik [J]. Akademische Verlagsgesellschaft, Leipzig, 1931, 4: 341-460.
- [7] PREISWERK E. Application of the methods of gas dynamics to water flows with free surface I: flows with no energy dissipation[R]. [S. l. : s. n. ], 1940.
- [8] PUCKETT A E. Supersonic nozzle design[J]. Journal of Applied Mechanics, 1946, 13:A265-A270.
- [9] FOELSCH K. A new method of designing two-dimensional Laval nozzles for a parallel and uniform jet[M]. US: North American Aviation, Incorporated, Engineering Department (Thermodynamics Section), 1946.
- [10] FOELSCH K. The analytical design of an axially symmetric Laval nozzle for a parallel and uniform jet[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1949, 16(3): 161-166.
- [11] CRESCI R J. Tabulation of coordinates for hypersonic axisymmetric nozzles [M]. US: Wright Air Development Div. , 1958.
- [12] SIVELLS J C. Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind tunnel nozzles [C] // 4th Aerodynamic Testing Conference. US: AIAA, 1969: 328-337.
- [13] SIVELLS J C. Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1970, 7(11): 1292-1299.
- [14] SIVELLS J C. A computer program for the aerodynamic design of axisymmetric and planar nozzles for supersonic and hypersonic wind tunnels[R]. US: Arnold Engineering Development Center Arnold AFB TN, 1978.
- [15] 范志鹏, 徐惊雷, 吕邦, 等. 型面旋转变马赫数风洞喷管的优化设计[J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1216-1225.  
FAN Zhipeng, XU Jinglei, ZhengLYU, et al. Optimization design of variable Mach number wind tunnel nozzle by rotating profile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1216-1225. (in Chinese)
- [16] 易仕和, 赵玉新, 何霖, 等. 超声速与高超声速喷管设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.  
YI Shihe, ZHAO Yuxin, HE Lin, et al. Supersonic and hypersonic nozzle design[M]. Beijing: National Defense Industry Press. (in Chinese)
- [17] 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1985.  
WU Ronlin, WANG Zhenyu. 1985. Wind tunnel design principles[M]. Beijing: Beijing Aviation Institute Press. (in Chinese)
- [18] 汪运鹏, 姜宗林. 高超声速喷管设计理论与方法[J]. 力学进展, 2021, 51(2): 257-294.  
WANG Yunpeng, JIANG Zonglin. A review of theories and methods for hypersonic nozzle design [J]. Advances in Mechanics, 2021, 51(2): 257-294. (in Chinese)
- [19] 中国人民解放军总装备部. 低速风动和高速风动流物品质要求; GJB 1179A—2012[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2012.  
People's Liberation Army General Armaments Department. Requirement for flow quality of low and high speed wind tunnels: GJB 1179A—2012 [S]. Beijing: People's Liberation Army General Armaments Department, 2012. (in Chinese)
- [20] Kenney J T, Webb L M. A summary of the techniques of variable Mach number supersonic wind tunnel nozzle design [M]. US: North Atlantic Treaty Organization, Advisory Group for Aeronautical Research and Development, 1954.
- [21] DHAWAN S, ROSHKO A. A flexible nozzle for a small supersonic wind tunnel[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1951, 18(4): 253-258.
- [22] RIISE H N. Flexible-plate nozzle design for two-dimensional super-sonic wind tunnels[J]. Jet Propulsion Laboratory Report, 1954, 74: 1-6.
- [23] ABBOTT C D, MICKLE E J, BROOKS W K. Status of AEDC transonic, supersonic, and hypersonic wind tunnel improvement programs [C] // 28th Aerodynamics Measurement Technology, Ground Testing, Flight Testing Conference. US: AIAA, 2012: 3172-3180.
- [24] BISHOP R M. New AEDC wind tunnel capabilities [C] // 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. US: AIAA, 2000: 1-8.
- [25] DESAI S S, JAIN R K. A method of curvature matching for two dimensional flexible plate wind-tunnel nozzles [J]. AIAA Journal, 1970, 8(11): 2105-2106.
- [26] 聂旭涛, 郭隆德, 刘伯林. 基于 ADAMS 风洞柔壁喷管动力学仿真分析[J]. 实验流体力学, 2011, 25(2): 73-76.  
XutaoLIE, GUO Longde, LIU Bolin. Dynamic simulation analysis of flexible nozzle in wind tunnel based on ADAMS [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(2): 73-76. (in Chinese)
- [27] 马列波, 陈海峰, 高鹏, 等. 某风洞全柔壁喷管安全运行控制策略设计[J]. 测控技术, 2022, 41(3): 90-94.  
MA Liebo, CHEN Haifeng, GAO Peng, et al. Control strategy of safety operation for flexible nozzle in wind tunnel [J]. Measurement and Control Technology, 2022, 41(3): 90-94. (in Chinese)
- [28] ROSEN J. The design and calibration of a variable Mach number nozzle [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(7): 484-490.
- [29] LIU P Q. A general theory of fluid mechanics[M]. Beijing: Science Press Beijing and Springer, 2021.
- [30] LYU Z, XU J, WU F, et al. Design of a variable Mach number wind tunnel nozzle operated by a single jack [J].

- Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 299-305.
- [31] 崔晓春, 张刃, 李庆利, 等. 半柔壁喷管型面设计与校准方法研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(5): 915-926.
- CUI Xiaochun, ZHANG Ren, LI Qingli, et al. Research on design and calibration method of semi-flexible nozzle contour [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(5): 915-926. (in Chinese)
- [32] ORLIN W J, HEINS A, DOUGLAS B. A new type symmetrical two-dimensional variable Mach number nozzle[R]. [S. 1]: ARO Inc., 1953.
- [33] ORLIN W J. The semi-flexible supersonic nozzle[R]. [S. 1]: ARO Inc., 1953.
- [34] MCGARRY J B. The development of a variable Mach-number effuser[R]. US: Aeronautical Research Council, 1958.
- [35] ERDMANN S F. A new economic flexible nozzle for supersonic wind tunnels[J]. Journal of Aircraft, 1969, 8(1): 58-60.
- [36] 204 实验研究室.  $M=1.6\sim 2.6$  单支点半柔壁喷管的超音速进气道风洞的设计与调试[J]. 南京航空航天大学学报, 1978(2): 129-146.
- GroupInlet 204 Laboratory. The design and calibration of a single jack, semi-flexible nozzle supersonic intake wind-tunnel for Mach number 1.6 to 2.6[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1978(2): 129-146. (in Chinese)
- [37] DOZIER J L, DOZIER J L. Determination of the operating characteristics of a variable Mach number supersonic wind tunnel[R]. US: University of Arizona, 1964.
- [38] EMMERT T G. A flexible plate nozzle design for an operating Mach number range of 1.4 to 2.0[R]. US: Thesis Collection, 1995.
- [39] 彭强, 邓小刚, 廖达雄, 等. 半柔壁喷管气动设计关键控制参数研究[J]. 空气动力学学报, 2011, 29(1): 39-46, 84.
- PENG Qiang, DENG Xiaogang, LIAO Daxiong, et al. Research on key control parameters of aerodynamic design of semi-flexible nozzle[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2011, 29(1): 39-46, 84. (in Chinese)
- [40] 彭强, 廖达雄, 秦红岗, 等. 半柔壁喷管初步实验研究[J]. 实验流体力学, 2012, 26(3): 101-106.
- PENG Qiang, LIAO Daxiong, QIN Honggang, et al. The primary experimental research on the aerodynamic designing of semi-flexible nozzle[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(3): 101-106. (in Chinese)
- [41] BRUNO C, JEAN D, PATRICK G, et al. Experimental aerodynamics[M]. US: Springer, 2020.
- [42] Yu C, Zhang Z, Wang N, et al. Design and validation of a single-jack variable Mach number nozzle in a cryogenic transonic wind tunnel[J]. Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 60(4): 719-732.
- [43] KITAMURA E, MITANI T, SAKURANAKA N, et al. Variable nozzles for aerodynamic testing of scramjet engines [C]// International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities. US: IEEE, 2006: 1-6.
- [44] 齐伟呈, 徐惊雷, 范志鹏, 等. 马赫数 2~4 连续可调风洞数值模拟及静态标定试验[J]. 航空学报, 2017, 38(1): 91-99.
- QI Weicheng, XU Jinglei, FAN Zhipeng, et al. Numerical simulation and experimental calibration of continuously adjustable wind tunnel with Mach number 2 to 4 [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(1): 91-99. (in Chinese)
- [45] 张敏莉, 李廷林, 易仕和, 等. 超声速喷管优化设计与研究[C]// 第一届近代实验空气动力学会议. 银川: 中国空气动力学学会, 2007: 31-34.
- ZHANG Minli, LI Tinlin, YI Shihe, et al. Aerodynamic design optimization technique of supersonic nozzle [C]// The First Modern Experimental Aerodynamics Conference. Yinchuan: CARS, 2007: 31-34. (in Chinese)
- [46] 熊波, 林学东, 杨洋, 等. 挠性壁喷管撑杆单位影响曲线相关性研究及其在  $2\text{ m}\times 2\text{ m}$  超声速风洞中的应用[J]. 实验流体力学, 2013, 27(4): 88-91.
- XIONG BO, LIN Xuedong, YANG Yang, et al. Jack's unit influence curve association study of the flexible plate nozzle and application in  $2\text{ m}\times 2\text{ m}$  supersonic wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(4): 88-91. (in Chinese)
- [47] 全志斌, 徐惊雷, 李斌, 等. 超燃冲压发动机尾喷管非均匀进口的冷流试验与数值模拟[J]. 航空学报, 2013, 34(10): 2308-2315.
- QUAN Zhibin, XU Jinglei, LI Bin, et al. Cold flow experiment and numerical study on nonuniform entrance of scramjet nozzle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2308-2315. (in Chinese)
- [48] Burbank P B, Byrne R W. The aerodynamic design and calibration of an asymmetric variable Mach number nozzle with a sliding block for the Mach number range 1.27 to 2.75 [R]. US: NACA, 1953.
- [49] ALLEN H J. The asymmetric adjustable supersonic nozzle for wind-tunnel application [R]. US: NACA, 1953.
- [50] CHEN P F, WU F, XU J L, et al. Design and implementation of rigid-flexible coupling for a half-flexible single jack nozzle [J]. Chinese Journal of Aeronautics. 2016, 29(6): 1477-1483.
- [51] 赵玉新, 马志成, 王振国. 二维变马赫数喷管及使用该喷管的超声速变马赫数风洞: CN104316287A [P]. 2015-09-23.
- ZHAO Yuxin, MA Zhicheng, WANG Zhenguo. Two-di-

- mensional variable Mach number nozzle and supersonic variable Mach number wind tunnel using the nozzle: CN104316287A[P]. 2015-09-23. (in Chinese)
- [52] 王颢澎. 超声速连续变马赫数风洞试验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.  
WANG Haopeng. Experimental investigations in supersonic continuously variable Mach number wind tunnel[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021. (in Chinese)
- [53] 易仕和, 赵玉新, 田立丰, 等. 超声速流场 NPLS 精细测试技术及典型应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.  
YI Shihe, ZHAO Yuxin, TIAN Lifeng. NPLS fine measurement technology for supersonic flow field and its typical applications[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [54] 黄开诱, 田立丰, 杨瑞, 等. 超声速变马赫数风洞流场参数线性变化验证[J/OL]. 航空工程进展:1-10[2023-07-30]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.v.20230428.1603.002.html>. (in Chinese)
1603. 002.html.  
HUANG Kaiyou, TIAN Lifeng, YANG Rui, et al. Linear change verification of flow field parameters in supersonic continuously variable Mach number wind tunnel [J/OL]. Advances in Aeronautical Science and Engineering: 1-10[2023-07-30]. <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1479.v.20230428.1603.002.html>. (in Chinese)

#### 作者简介:

王 澳(2001—),男,硕士研究生。主要研究方向:超声速实验空气动力学等。

丁 浩(1997—),男,博士研究生。主要研究方向:湍流边界层、超声速实验空气动力学等。

田立丰(1979—),男,博士,副教授,主要研究方向:实验空气动力学、气动光学。

(编辑:丛艳娟)