

单自由度调节的连续变马赫数风洞设计方法及马赫数校测

靳佳慧¹, 喻 煌¹, 赵玉新^{1*}, 杨 瑞¹, 赵一龙¹, 马志成^{1,2}, 王颢澎¹

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073;

2. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621000)

摘要:针对研制宽速域飞行器的实验需求,对马赫数范围是3~4.5的超声速变马赫数风洞开展研究,提出一种连续变马赫数喷管方案并进行超声速变马赫数风洞设计和流场校测。基于普朗特-迈耶(Prandtl-Meyer, P-M)膨胀理论,设计单一自由度调节喷管以实现连续变马赫数。采用数值计算和校测实验对变马赫数方案进行验证。数值计算结果表明,变马赫数喷管的流场在不同马赫数工况下呈均匀分布。喷管中心线马赫数校测实验给出了马赫数均方根、最大马赫数偏差和马赫数误差,连续变马赫数喷管出口马赫数和膨胀角度的关系符合P-M理论。超声速连续变马赫数风洞通过控制喷管旋转角达到连续改变马赫数,同时保证高品质实验流场的设计目标,为超声速变马赫数流动的实验研究设备提供一种简化方案。

关键词:喷管设计;单一自由度;变马赫数风洞;普朗特-迈耶膨胀;流场品质

中图分类号:V211.74 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2026)03-201-10

Design method and Mach number calibration of supersonic continuous variable Mach number wind tunnel based on single-degree-of-freedom adjustment

JIN Jiahui¹, YU Huang¹, ZHAO Yuxin^{1*}, YANG Rui¹, ZHAO Yilong¹, MA Zhicheng^{1,2}, WANG Haopeng¹

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Aerospace Technology Research Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: To meet the experimental requirements for developing wide-speed range aircraft, research on a supersonic continuous variable Mach number wind tunnel with a Mach number range of 3 to 4.5 was conducted. A scheme of a continuous variable Mach number nozzle was proposed, followed by the design of the supersonic continuous variable Mach number wind tunnel and the calibration of its flow field. Based on P-M (Prandtl-Meyer) expansion theory, a nozzle with single-degree-of-freedom adjustment was designed to achieve continuous variable Mach number. Numerical calculations and calibration experiments were adopted to verify the variable Mach number scheme. Numerical calculation results show that the flow field of the variable Mach number nozzle is uniform at different Mach number. The nozzle centerline Mach number calibration gave the Mach number root mean square, maximum deviation and error. The exit Mach number-expansion angle relation fits P-M theory. The supersonic continuous wave-damping variable Mach number wind tunnel achieves the design goal of continuously changing the Mach number by controlling the nozzle rotation angle while ensuring a high-quality experimental flow field, providing a simplified scheme for experimental research equipment of supersonic variable Mach number flow.

Keywords: nozzle design; single degree of freedom; variable Mach number wind tunnel; Prandtl-Meyer expansion; flow field quality

宽速域飞行器研制技术的发展^[1-3],对能够模拟不同飞行速度的地面实验设备提出了迫切需求。变马赫数风洞是一种能有效实现流场参数变

化的地面实验设备,无须更换喷管就能获得不同马赫数的实验流场。变马赫数风洞还可用于模拟宽速域飞行器的加减速过程^[4-5],以研究其中进

收稿日期:2026-01-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(12472242, 12272405)

第一作者:靳佳慧(1998—),女,河南项城人,博士研究生,E-mail:835609047@qq.com

*通信作者:赵玉新(1980—),男,吉林舒化人,教授,博士,博士生导师,E-mail:zhaoyuxin@nudt.edu.cn

引用格式:靳佳慧,喻煌,赵玉新,等.单自由度调节的连续变马赫数风洞设计方法及马赫数校测[J].国防科技大学学报,2026,48(3):201-210.

Citation: JIN J H, YU H, ZHAO Y X, et al. Design method and Mach number calibration of supersonic continuous variable Mach number wind tunnel based on single-degree-of-freedom adjustment [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2026, 48(3): 201-210.

气道的起动特性^[6-7]等技术问题以及来流马赫数变化下激波-边界层干扰等流动机理问题^[8-10]。

构建连续变马赫数风洞的关键在于选择变马赫数方案和喷管设计。变马赫数喷管根据作动机构可分为三类:滑动调节壁面,单、多支点调节柔性壁,旋转调节壁面。

滑动调节壁面的变马赫数方案是固定喷管一侧型面,通过调整喷管下型面或者中心塞沿着流动均匀区的轴线方向移动,改变喉部面积实现连续变马赫数。Burbank 和 Byrne^[11]设计了马赫数范围是 1.27~2.75 的滑块式喷管,为确保喉部声速线是直线,该喷管在有限距离内滑动下壁面,马赫数范围较小。滑动调整喷管滑块位置远离设计点,喉部声速线变为非直线,造成喷管出口流场不均匀。Deng 等^[12]研究了滑块式喷管不同喉部面积比的流场马赫数,数值结果表明,在固定压比条件下,喷管出口马赫数范围为 3.5~4.0,继续减小喉部面积,测试段出现正激波,造成风洞壅塞。滑块式喷管实现高马赫数所需喉部面积比大,因此需要更大压比,消耗功率也随之增大。这种方案不适用于设计马赫数大于 4 的喷管。

滑动调节壁面喷管的优点是连续变马赫数,缺点则是马赫数范围小,偏离设计点运行时流场品质较差。后来的研究致力于发展可调壁面的变马赫数喷管,以解决喷管出口流动受到上游扰动、实验流场不均匀的问题^[13]。在柔性壁面上方设置铰支点,可以精确控制点附近的壁面曲率以符合各个马赫数所需型线。Amick 等^[14]提出的一种非对称变马赫数喷管的工作马赫数范围是 1.3~4.0,该马赫数变化范围具有优势。然而,喷管流动均匀区受到可调柔性壁面型线曲率的影响。熊波等^[15]基于高马赫数喷管的菱形区长、作动支点增加的问题,研究了不同数量、位置作动撑杆对柔性壁曲线和均匀区马赫数的影响关系,结果表明,该喷管作动机构调节柔性壁变形在不同马赫数工况下对均匀区影响范围均不同,在计算调节量时需要考虑多个马赫数工况。Liu 等^[16]采用可调中心锥与运动执行器相结合的方式,设计马赫数范围为 1.8~2.2 的滑动式变马赫数喷管。数值研究结果表明,在固定马赫数下的中心锥附近流场均匀度小于 0.015。

Laguard 等^[17]在宽速域吹气式风洞 TST-27^[18]中研究了变马赫数来流下激波相互作用模式转换过程,结果说明,改变马赫数导致模式转换发生迟滞。该风洞具备宽速域的工作能力,但是由于采用多支点调节的柔壁喷管,存在调节过程

中壁面曲率变化对流场造成扰动的问题,并不能真正连续改变来流马赫数。

多支点柔性壁喷管方案不能连续变马赫数,而单支点柔性壁调节方案仅需固定喉部、喷管出口位置,设置作动机构使喷管出口、喉道绕支点转动以改变面积比,实现马赫数连续变化。Kitamura 等^[19]研究并校测了一种单支点旋转柔性壁的变马赫数喷管,这是一种绕出口支点旋转柔性壁面的变马赫数喷管,设计点马赫数为 2.9。校测实验表明,喷管位置偏离设计点,出口截面的马赫数分布波动增大。这是因为柔性壁旋转过程中会出现扩张段壁面曲率不连续的情况,这导致喷管中部存在压缩波。齐伟呈等^[20]也采用单支点柔性壁喷管方案,喷管设计点马赫数为 3.86,在远离设计点工况,由于喷管型线位置偏差,相对应地,远离设计点工况的流场品质有所下降。张博等^[21-22]应用流场反设计方法和壁面弹性反设计方法,通过借助单个千斤顶,将喷管型面变形为不同马赫数对应的理想消波型面,从而获得连续变马赫数的均匀流场。

柔性壁变马赫数方案作动机构调节相对复杂,其中多支点调节柔性壁变马赫数喷管方案根据实验马赫数预先调整喷管,不能很好地满足连续变来流马赫数实验需要。单支点柔性壁和滑动调节壁面方案存在喷管偏离设计点导致流场品质降低的问题。

区别于前两种变马赫数方案,一种型面旋转式变马赫数喷管同时兼顾了连续变马赫数和非设计点流场均匀的实验需求。Evvard 和 Wyatt^[23]报道了旋转膨胀壁面的变马赫数喷管设计原理,马赫数范围是 1.75~2.65。实验研究发现不同膨胀角工况下马赫数分布存在变化。他们认为这是膨胀壁面曲率不连续所导致的,膨胀角“变形”使得流动分离或边界层突起。这种型面旋转的方案还存在随马赫数改变需要调整实验段壁面的问题。

将马赫数为 3~4 量级的连续变马赫数超声速风洞的运行马赫数上限提升至 4.5,可有效拓宽传统超声速连续变马赫数风洞的工作速域,具备重要的学术研究与工程应用价值。在吸气式超声速风洞向高超声速速域拓展的工程实践中发现:出口马赫数为 4 和 4.5 的喷管截面面积比分别为 10.7 和 16.6,马赫数增加 0.5,面积比相应增加 55%,导致喷管型面的机械调节结构设计难度增加。而且在高马赫数工况下,喷管的核心设计难点是需要保障实验段马赫数分布的均匀性,

以及消波型面能否在宽超声速工作区间内实现全工况有效消波。但现有变马赫数风洞若要同时实现宽速域工作与全工况连续消波,需配备高精度、快响应的复杂作动机构,系统结构复杂度与控制难度显著提升。因此,研发具备低复杂度调节机构、可实现宽速域连续消波的变马赫数风洞,已成为该领域重要的研究方向与核心技术攻关目标。

本文基于普朗特-迈耶(Prandtl-Meyer, P-M)膨胀理论,以单一自由度调节、连续改变马赫数作为设计目标,提出一种超声速连续变马赫数喷管设计方案。针对超声速连续变马赫数风洞(supersonic continuous variable Mach number wind tunnel, SCV-WT)的气动特性、总体结构、喷管型面进行设计,用数值计算和校测实验获得喷管流

场的马赫数,并用实验结果验证喷管出口马赫数-膨胀角的理论关系。

1 风洞设计

1.1 风洞总体方案

风洞总体布局如图1所示。蝶阀控制风洞过渡段与大气连通。稳定段布置多层蜂窝器与纱网,作用是降低气流湍流度^[24]。喷管段采用旋转式连续变马赫数喷管,喷管固块旋转过程中喷管出口马赫数连续变化,同时保证流场均匀。喷管下游是实验段,开有4个观察窗,用来进行流动显示和定量成像测量。实验段下游为扩压段,与真空罐连接。

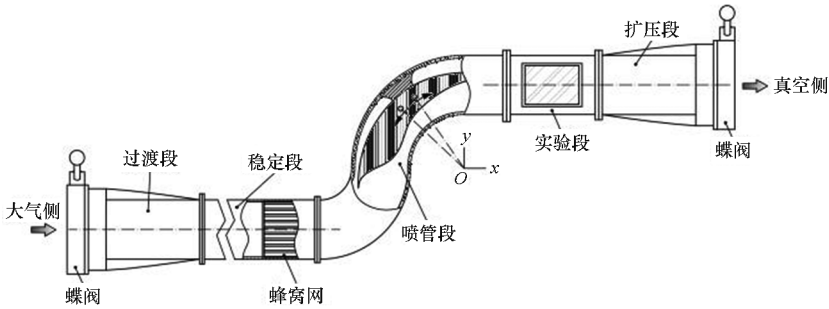


图1 超声速连续变马赫数风洞总体结构示意图

Fig. 1 Schematic of overall structure of the SCV-WT

风洞运行时,打开上游蝶阀,在压差的作用下,大气经稳定段整流后进入变马赫数喷管,在实验段实现超声速均匀流场。当调整喷管段固块的旋转角度时,气流通过喷管喉部到结束膨胀时的总膨胀角随之改变,由此改变最后一道膨胀波后的马赫数。喷管旋转过程中,喷管扩张段内的膨胀波与消波壁面始终维持匹配,能确保喷管内流场没有扰动,从而实现有效区流场均匀。

1.2 风洞气动设计

在超声速变马赫数风洞启动过程中,风洞上下游的压差基本不变,不同马赫数的运行工况可以分为多个固定马赫数的定常流动,因此可以用准一维定常流动模型进行气动设计。根据风洞实际运行情况,设置来流总压为101 325 Pa,总温为273 K,采用一维流等熵关系式(1)和式(2)计算各个马赫数工况实验段静压 p 和静温 T 。

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

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

其中: p_0 为总压; T_0 为总温; γ 为空气的比热比,

取值为1.4。

根据风洞的马赫数工作范围,计算得到连续变马赫数风洞真空系统静压要求,如表1所示。

随着马赫数变化,风洞启动和正常工作所需的背压也随之改变,运行时间会有所不同^[25]。风洞的运行时间取决于压力比和风洞的流量,根据流量计算公式^[26]以及等熵关系式可以得到气体质量流量 q_m 的计算式(3)和式(4)。

$$q_m = K \frac{p_0}{\sqrt{T_0}} (Ma) \times \left\{ \frac{2}{\gamma+1} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} (Ma)^2 \right] \right\}^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} S \quad (3)$$

$$K = \left(\frac{\gamma}{R} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

式中: R 为空气的气体常数, $R=287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$; S 为喉道面积。

将喉道处 $Ma=1$ 代入式(3)得到喉道流量 q_m^* 。真空罐内气体总质量为 m ,如式(5)所示。

$$m = \frac{pV}{RT} \quad (5)$$

式中: V 为真空罐的容积, $V=1000 \text{ m}^3$ 。

当真空罐内压力达到该马赫数下的来流静压

时,风洞将停止工作的临界压力等于固定马赫数工况下实验段的静压 p 。假设风洞开始运行时真空罐内压力为 0 Pa,根据式(6)计算运行时间 t 。

$$t = \frac{V}{KR \sqrt{T_0} S} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} (Ma)^2 \right]^{-\frac{1}{\gamma-1}} \times \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (6)$$

变马赫数喷管喉道面积 $S = 0.024 \times 0.12 \text{ m}^2$, $T_0 = 273 \text{ K}$,风洞运行时间见表 1。

表 1 风洞真空静压要求和运行时间
Tab.1 Wind tunnel vacuum static pressure requirement and operating time

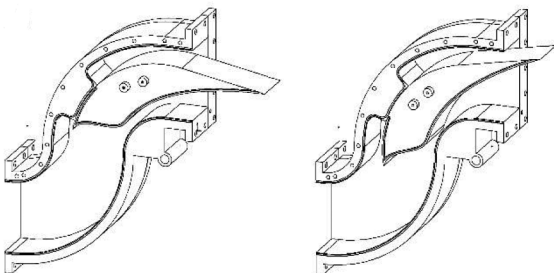
马赫数	静压/Pa	静温/K	运行时间/s
3.0	2 758.1	97.5	142.1
3.5	1 328.5	79.1	84.3
4.0	667.3	65.0	51.6
4.5	350.1	54.1	32.5

风洞固定在最高马赫数工况的运行时间为 32.5 s。在风洞中还设置了扩压段,调试实验表明风洞实际运行时间最短约为估算时间的 1.5 倍。

1.3 风洞结构设计

在吸气式风洞结构中,核心部件是喷管段,重要部件有稳定段、实验段和扩压段,其他部件有过渡段和阀门等。

喷管段是一段截面收缩-扩张的管道,满足一定进出口压比条件以获得喷管出口超声速气流。如图 2 所示,变马赫数喷管采用了型面旋转的结构,喉道面积固定,与圆弧下壁面相切连接的实验段平板固定,旋转喷管时气流偏转角增大,马赫数连续增大;从大于设计马赫数工况的位置顺



(a) 低马赫数工况 (a) Lower Mach number condition
(b) 高马赫数工况 (b) Higher Mach number condition

图 2 喷管段结构图

Fig. 2 Structure of nozzle section

时针旋转喷管,马赫数随着喷管角度变化而减小。图 2 展示了出口气流分别为低马赫数工况和高马赫数工况的喷管滑块相对位置。

喷管型线的曲率连续,加工精度要求高,型面光洁度达到镜面。要求喷管型线设计满足连续消波、出口气流均匀的条件。

变马赫数喷管的调节方式如图 3 所示,红色箭头标注了喷管滑块结构的旋转方向,红色圆圈“1”和“2”标注的位置用连杆固定。当风洞系统操作“1”和“2”的连杆将喷管滑块绕着旋转轴逆时针旋转,可以达到喷管的出口截面面积增加、出口气流的马赫数增大的目的。调节减小马赫数时,将喷管的连杆带动“1”和“2”绕着旋转轴顺时针旋转。

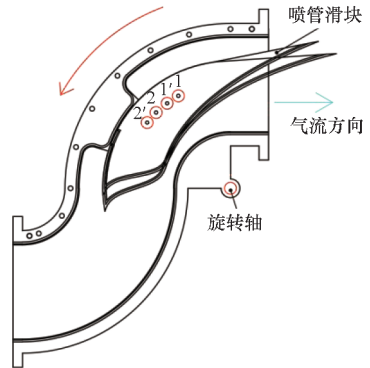


图 3 喷管调节示意图

Fig. 3 Adjustment scheme of nozzle

由于设计喷管为二元喷管,连接喷管段的稳定段、实验段设计为方形。采用圆形蝶阀控制风洞开闭,需要一个由圆形截面过渡到方形截面的过渡段,置于稳定段上游。考虑到节能和降低功率损耗,过渡段圆转方结构设计为一个略微收缩的管道,以便增大管内流速,而且过渡段的长度设计尽量短^[1]。

稳定段可以提升来流均匀度,减小风洞入口阀门下游产生的分离。稳定段下游安装多孔板减小流动分离和能量损失。多孔板采用横截面为蜂窝状的结构,既能保证通过稳定段的气流的均匀度,也能实现较好的整流效果。

实验段要达到能安装合适尺寸的实验模型且不影响流场品质的要求,并且能为光学观测、压力测量提供合适的观测窗口以及符合要求的流场质量。如图 1 所示,实验段尺寸与喷管出口形状有关,实验段高度决定均匀实验区的高度。

扩压段可以对实验段的超声速来流增压减速,尽可能减小风洞启动的压强比,延长风洞在不同马赫数下工作的运行时间。考虑到和真空罐管

道连接,其横截面形状为由方形向圆形过渡的扩张管道。

1.4 风洞喷管设计

1.4.1 收缩段

喷管收缩段对亚声速气流进行等熵加速,超声速喷管需要在收缩段结束的喉部位置形成声速截面。收缩段的设计参数是收缩比和收缩段长度。选择合理的收缩段长度能防止喷管内发生流动分离、提高喷管内的流场均匀度。目前已经有多种常规设计方法,比如双圆弧曲线、Witoszynski曲线、双三次曲线、五次方曲线^[27]等。

变马赫喷管收缩段上型线采用五次方曲线,如图4所示,式(7)是五次方曲线表达式。收缩段的长径比为1,收缩比为4,收缩段上型线长度 $l = 192 \text{ mm}$, R_i 为收缩段入口半径, R_o 为喉部一维面积。

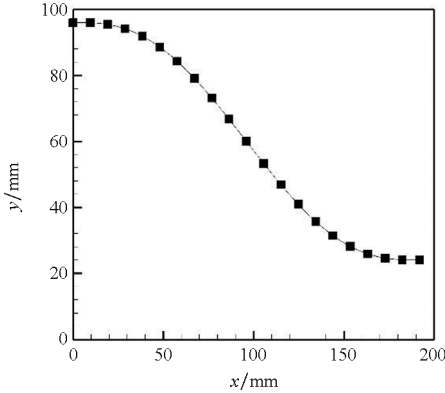


图4 收缩段上型线

Fig. 4 The higher contour of the contraction section

$$y(x) = R_i - (R_i - R_o) [6(x/l)^5 - 15(x/l)^4 + 10(x/l)^3] \quad (7)$$

式中: $y(x)$ 代表上型线点的纵坐标; x 代表上型线点的横坐标。

下型面喉部附近采用双圆弧曲线,当出口马赫数大于设计值时,喉部仍然位于圆弧上,保证了最大马赫数工况下喉部面积不变,而且此圆弧的一部分还可以作为收缩段,半径为120 mm。考虑到喷管的对称性,下型面入口圆弧曲线半径为320 mm。

1.4.2 扩张段

变马赫数喷管扩张段壁面的设计依据超声速气流的膨胀理论。超声速喷管运行时,喷管扩张段起始、喉部的气流速度为声速,此处 $Ma = 1$, $\nu(1) = 0$ 。P-M 膨胀理论给出了将马赫数作为气流偏转角的单一变量的流动关系式(8),气流流过凸曲面,流动方向随之改变,流速增大。气流每

加速偏转一次,就有对应的直线马赫波,即马赫线,马赫线与凸曲面切线的夹角为马赫角。这一理论方法在简化喷管设计过程中经常被使用^[28],在马赫线后气流方向发生偏转。

$$\nu(Ma) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arctan \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} [(Ma)^2 - 1]} - \arctan \sqrt{(Ma)^2 - 1} \quad (8)$$

式中: $\nu(Ma)$ 为P-M膨胀角,等于气流偏转角。

$$\sin\mu = \frac{1}{Ma}, \quad Ma > 1 \quad (9)$$

式中: μ 为马赫角。

最后气流平行于实验段壁面,膨胀过程结束,气流偏转角等于P-M膨胀角。喷管扩张段内气流膨胀几何关系如图5所示。

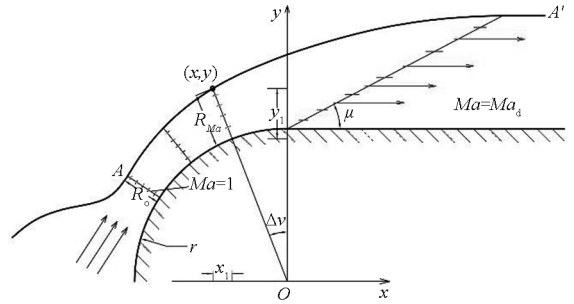


图5 扩张段气流膨胀几何关系

Fig. 5 Geometrical relationship of flow expansion in the nozzle

扩张段上壁面设计取凸曲面上任意几点作出各点的马赫线,并将马赫线的端点连起来得到一系列连续的流线AA',以流线AA'和膨胀凸曲面作为喷管扩张段的一对型线。任意一条马赫线的长度可以根据一维等熵流动关系式(10)计算。对凸曲面切线做马赫波的正交投影,根据一维流关系式,投影面积必须等于该马赫数下的截面面积。根据喉道面积可以得到唯一一条流线作为无黏型面。

$$\frac{R_{Ma}}{R_o} = \frac{1}{\sin\mu} \times \frac{1}{Ma} \left\{ \frac{2}{\gamma+1} \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} (Ma)^2 \right] \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (10)$$

式中: R_{Ma} 为马赫线的长度。

膨胀壁面的几何形状采用圆弧曲线,通过控制膨胀角度这一单一变量实现马赫数变化。在图5中,取笛卡儿坐标系坐标原点O为圆心,从y轴开始逆时针方向绘制半径为r的1/4圆弧。x轴为水平方向,实验段的底壁面与膨胀壁面相切且平行于x轴。最后一道膨胀波后平行流的流动偏转角为0°。可得扩张段任意一点流动的相对流动偏转角。

$$\Delta\nu = \nu(Ma_2) - \nu(Ma_d) \quad (11)$$

式中： $\Delta\nu$ 为扩张段任意一点流动的相对流动偏转角； Ma_2 为气流膨胀过程中任意一条马赫线后气流的马赫数； Ma_d 为设计点马赫数，即图 5 中最后一道膨胀波后的马赫数，变马赫数喷管的设计值 $Ma_d = 3$ 。

对于扩张段内的流动，任意一条马赫线的长度投影在 x 轴、 y 轴的长度为：

$$\begin{cases} x_1 = R_{Ma} \cdot \cos(\mu - \Delta\nu) \\ y_1 = R_{Ma} \cdot \sin(\mu - \Delta\nu) \end{cases} \quad (12)$$

式中： x_1 为马赫线在 x 轴的投影长度； y_1 为马赫线在 y 轴的投影长度。

流线 AA' ，即扩张段上型面的所有点坐标 (x, y) ，可用式 (13) 表示。

$$\begin{cases} x = r\sin(\Delta\nu) + x_1 \\ y = r\cos(\Delta\nu) + y_1 \end{cases} \quad (13)$$

式中： r 为扩张段凸曲面的半径。

1.4.3 边界层修正

前面的设计方法给出了无黏情况下喷管的截面积之比，还需要考虑壁面边界层带来的黏性影响。边界层的存在会导致无黏设计得到的实际喷管出口马赫数偏离设计马赫数^[29]。喷管扩张段壁上边界层沿流向发展，到喷管出口时壁面边界层具有一定厚度，这会导致无黏主流的流量减小，造成喷管出口的气流速度偏低。

边界层修正的基本原理是增大喷管出口的截面积，以抵消边界层的厚度带来的影响。固定马赫数喷管的边界层修正的方法是，计算喷管沿程边界层的位移厚度^[30]，无黏型线和黏性修正后的型线之间的偏置距离为 δ^* 。

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e}\right) dy \quad (14)$$

式中， δ 为边界层厚度， ρ 为边界层内流体的密度， u 为边界层内流体的速度，下标 e 代表喷管出口无黏主流的参数。

改变喷管滑块旋转角度可以增加或减小喷管截面积。如图 6 所示，根据计算得到喷管出口的边界层“3”和位移厚度，将无黏型面“1”逆时针旋转角度 ν_{vis} ，使喷管出口的截面积增加，形成黏性修正后的喷管型面“2”。

黏性修正后进行了喷管流场数值计算，得到的马赫数分布如图 7 所示。

数值计算的喷管出口马赫数随法向距离的变化如图 8 所示，从壁面到竖直距离 0 ~ 80 mm 范围内马赫数基本无波动，流场均匀性良好。

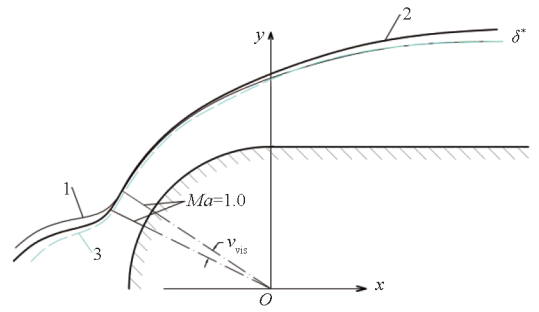


图 6 变马赫数喷管边界层分布以及型面修正示意图
Fig. 6 Schematic of boundary layer distribution and profile correction for variable-Mach-number nozzle

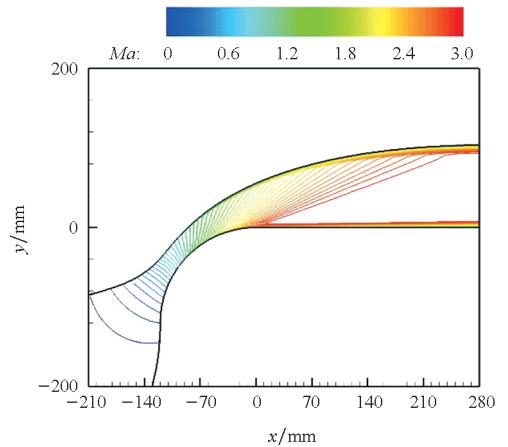


图 7 黏性修正后喷管内的马赫数等值线图
Fig. 7 Mach number contour plot inside the nozzle after viscous correction

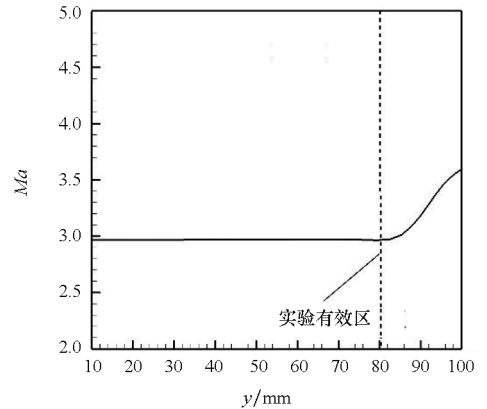


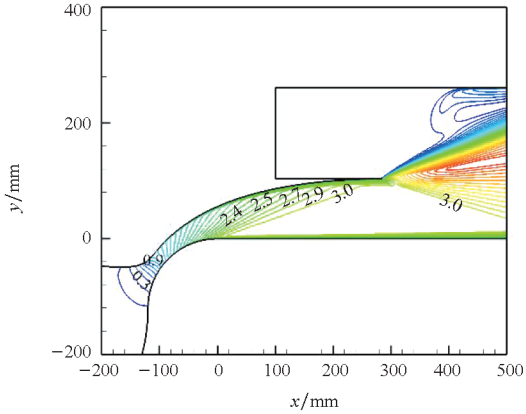
图 8 黏性修正后的喷管出口马赫数剖面
Fig. 8 Mach number profile at nozzle exit after viscous correction

1.5 数值计算验证

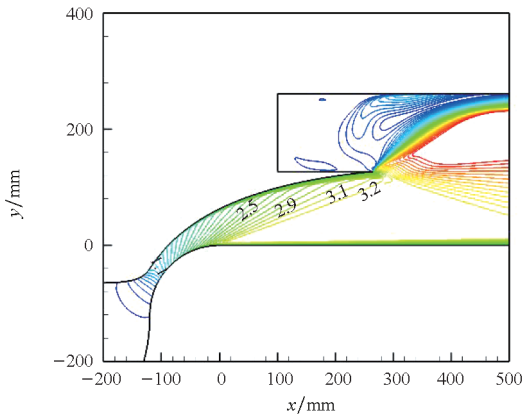
为了验证喷管设计方法，开展了关于喷管旋转不同角度的数值模拟验证。控制方程为质量加权平均的 N-S 方程，湍流模型为 SA 模型。气体假设为理想气体，空间差分采用 Roe 通量差分分裂格式。图 9 为变马赫数喷管在 Ma 分别为 3.0、

3.2、3.5、4.0、4.5 下的数值验证马赫数等值线结果,相邻等值线的数值间隔为0.1。从图9中可以看到喷管中波系均为直线的区域为膨胀波区,气流在凸曲面转为水平壁面的位置经过最后一道膨胀波进入了均匀流动区,在此区域内的流动方向保持和壁面平行、流速大小不变(边界层除外)。以图9中工况 $Ma = 3.0$ 的流场为例,上壁面完全消波,在喷管上壁面出口后缘有一族膨胀扇。

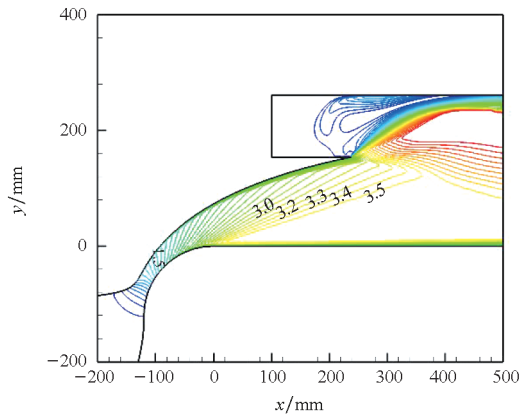
如图10中的虚线框所示,设计点 $Ma = 3.0$ 工况的实验有效区形状为三角形,因为设计喷管为



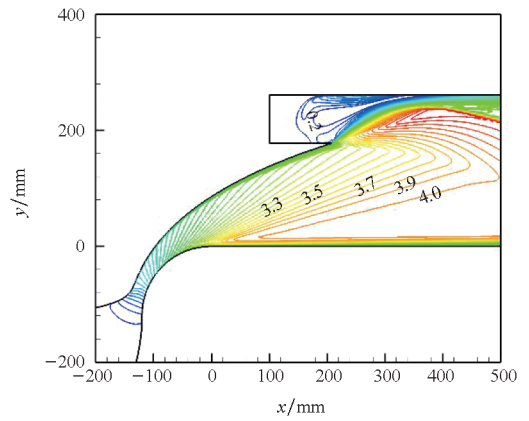
(a) $Ma = 3.0$



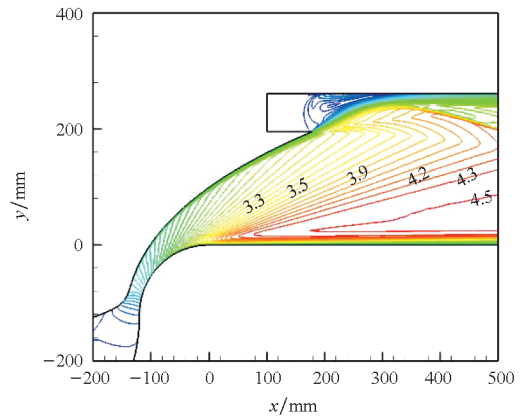
(b) $Ma = 3.2$



(c) $Ma = 3.5$



(d) $Ma = 4.0$



(e) $Ma = 4.5$

图9 不同马赫数下的流场马赫数等值线图

Fig. 9 Mach number contour plots of the flow field at different Mach number

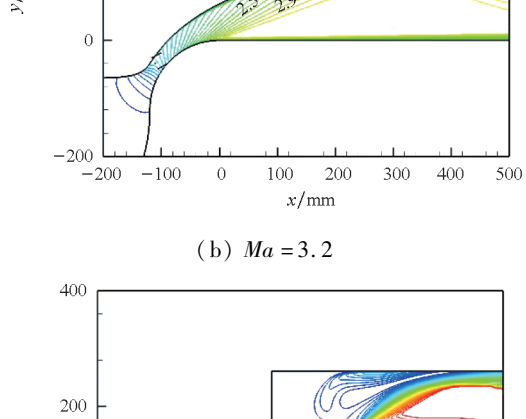


图10 有效实验区示意图

Fig. 10 Schematic of effective test area

单边膨胀的非对称喷管,均匀流动区是对称喷管均匀流动菱形区的一半。

超声速连续变马赫数风洞在不同工况下,实验有效区均为三角形,尺寸列于表2。 L 是三角形底边长度, H 是三角形高度。

表 2 不同工况下实验有效区的尺寸

Tab. 2 Dimensions of the effective test area under different operating conditions

Ma	L/mm	H/mm
3.0	492	79
3.2	495	82
3.5	571	81
4.0	594	78
4.5	662	84

2 实验系统和测量结果

2.1 测量方法、结果和误差分析

采用单排布局的总压靶测量喷管出口径向中心线的马赫数分布。测点测量波后的气流总压 p_{02} 。吸气式风洞的来流总压 p_{01} 为 101 325 Pa。根据一维正激波关系式(15),可以计算测点得到的出口 Ma ,式(15)中 γ_i 为理想气体的比热比,取值为 1.4。

$$\frac{p_{02}}{p_{01}} = \left\{ 1 + \frac{2\gamma_i}{\gamma_i + 1} [(Ma)^2 - 1] \right\}^{\frac{1}{\gamma_i - 1}} \left[\frac{(\gamma_i + 1)(Ma)^2}{(\gamma_i - 1)(Ma)^2 + 2} \right]^{\frac{\gamma_i}{\gamma_i - 1}} \quad (15)$$

测点位置主要根据数值计算得到的边界层厚度和有效区高度确定。测点的坐标位置见表 3,相邻测点中心高度间隔为 4 mm,测压管的外径为

表 3 变马赫数喷管出口竖排总压测点布置

Tab. 3 Vertical total pressure tap arrangement at the variable Mach number nozzle exit

测点编号	x/mm	y/mm
1	200	6
2	200	10
3	200	14
4	200	18
5	200	22
6	200	26
7	200	30
8	200	34
9	200	38
10	200	42
11	200	46
12	200	50
13	200	54
14	200	58
15	200	62

2 mm。数值计算得到 $Ma = 3.0$ 工况下底壁面 $x = 200$ mm 的边界层厚度 δ 约为 3 mm,此时 1 号测点位于主流区域;表 2 中 $Ma = 4.0$ 工况有效区的高度为 78 mm,测点距离壁面最远的 15 号测点也位于有效区内。

变马赫数喷管出口中心线的实验马赫数测量结果如图 11 所示。采集了喷管出口一共 15 个测点的总压,经式(15)计算得到喷管出口的实际马赫数,双点划线代表理论设计值。

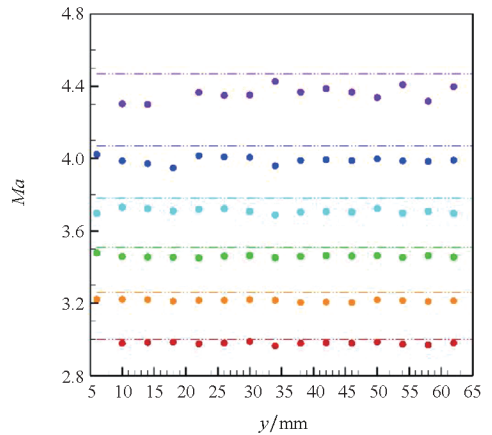


图 11 喷管出口马赫数分布

Fig. 11 Mach number distribution at nozzle exit

实验校测最大马赫数偏差 ΔMa_{max} 和马赫数均方根 σ ,表达式见式(16)和式(17)。喷管出口的马赫数实验值及误差结果见表 4。

$$\Delta Ma_{max} = |\Delta Ma_i|_{max} = |Ma_i - \overline{Ma}|_{max} \quad (16)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_n (\Delta Ma_i)^2} \quad (17)$$

其中: \overline{Ma} 为测点 1~15 测得的马赫数平均值; n 为测点总数,取值为 15;下标 i 代表测点序号。

表 4 中马赫数误差 $\overline{Ma} - Ma$ 反映了实验测得的平均马赫数偏离理论值的水平。

表 4 超声速连续变马赫数风洞喷管出口马赫数误差

Tab. 4 Mach number error at nozzle exit in the SCV-WT

理论马赫数	实验平均马赫数	最大马赫数偏差	马赫数均方根	马赫数误差
3.00	2.98	0.014	0.006	-0.02
3.26	3.21	0.011	0.006	-0.05
3.51	3.46	0.018	0.007	-0.05
3.78	3.71	0.022	0.012	-0.07
4.07	3.99	0.042	0.020	-0.08
4.47	4.37	0.098	0.047	-0.10

大 Ma 工况下实验值偏离测量值更多,是由

边界层的可压缩效应造成。文献[22]中指出,在 $Ma > 4.0$ 时,边界层厚度会随着马赫数增加明显增大。在高马赫数工况下边界层厚度大于低马赫数工况,造成喷管超声速段流道的无黏主流流量进一步减小,此时喷管出口喉部面积比低于设计值,导致了喷管出口的马赫数低于理论值。

2.2 膨胀角-喷管出口马赫数关系

喷管变马赫数方案核心是控制单一变量喷管滑块的偏转角来达到出口气流连续变马赫数的目标,校测实验和P-M流动理论得出的马赫数随膨胀角变化趋势如图12所示。

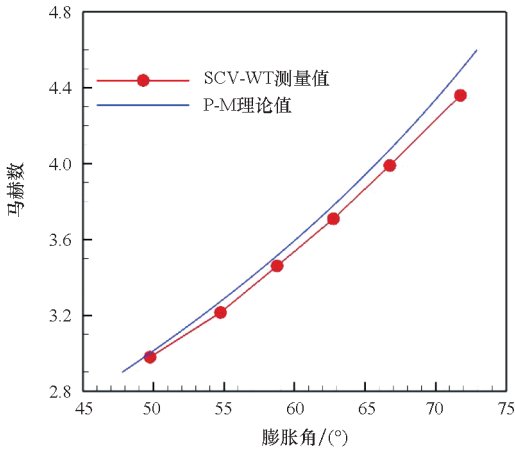


图12 理论马赫数和变马赫数风洞实验校测的马赫数随膨胀角的变化

Fig. 12 Variation of theoretical and calibrated experimental Mach numbers with expansion angle in wind tunnel laboratory test

理论上马赫数随着膨胀角增大而增大,从图12中可以看到,连续变马赫数风洞流场校测实验结果验证了这一关系,而且实验结果与P-M理论保持一致。

3 结论

本文提出一种超声速连续变马赫数风洞的总体结构和各部件的设计方案,工作范围是马赫数3.0~4.5。

1) 风洞包括过渡段、稳定段、喷管段、实验段和扩压段等结构部件。喷管设计是风洞设计的核心部分,超声速连续变马赫数喷管采用型面旋转的运动形式和圆弧形膨胀壁的结构。这种喷管设计方法确保膨胀壁面曲率连续,只改变喷管旋转角度就可以实现连续改变喷管出口马赫数。超声速连续变马赫数风洞喷管为单侧膨胀,因此均匀流动区是对称喷管菱形区的一半,其形状为三角形。

2) 通过数值仿真模拟了喷管出口流场,开展

了喷管在 Ma 分别为3.0、3.2、3.5、4.0、4.5下的流场马赫数校测。每个工况下的数值结果表明,变马赫数喷管出口流动均匀区内无激波,流场均匀。

3) 采用校测实验标定不同马赫数工况下的喷管出口马赫数分布,得到喷管出口中心线的最大马赫数偏差、马赫数均方根和马赫数误差。根据P-M膨胀理论,理论马赫数与实验校测马赫数随着膨胀角的变化趋势基本一致。还分析了高马赫数工况下实验马赫数误差产生的原因。

超声速连续变马赫数风洞可以通过控制单个变量——喷管偏转角度实现在马赫数3.0~4.5范围内连续改变喷管出口马赫数,实验流场均匀度较高,为超声速连续变马赫数流动实验研究提供一种简单、可靠的平台支撑。

参考文献 (References)

- [1] GARRARD D, SEELY J, ABEL L. An analysis of alternatives to provide a varying Mach number test capability at APTU [C]//Proceedings of the 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006: AIAA 2006-8044.
- [2] PINZÓN GIL C. Diseño de una tobera supersónica de geometría adaptable para un túnel de viento trisónico [D]. Cali: Universidad del Valle, 2017.
PINZÓN GIL C. Design of a variable-geometry supersonic nozzle for a trisonic wind tunnel [D]. Cali: University of Valle, 2017. (in Spanish)
- [3] LUO S B, SUN Y H, TIAN J Q, et al. Air-breathing wide-range vehicle configuration concepts with double-sided inlet based on the waverider theory [J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 162: 110259.
- [4] WANG Y, CHEN F, MENG Y, et al. Numerical study on flow and combustion properties of oblique detonation engine in a wide speed range [J]. Acta Astronautica, 2025, 226 (Part 1): 637-647.
- [5] SHENG X Y, LU X G, ZHANG J S, et al. Investigation on the flow and loss mechanism of supersonic through-flow variable-pitch tandem cascade under extremely wide-speed range conditions [J]. Journal of Turbomachinery, 2026, 148(1): 011006.
- [6] LI H T, QU Z M, LUO F T, et al. Performance modeling and numerical verification of two-dimensional TBCC inlet in a wide speed range [J]. Aerospace Science and Technology, 2026, 168: 110816.
- [7] YU K K, XU J L, LI R, et al. Experimental exploration of inlet start process in continuously variable Mach number wind tunnel [J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 75-84.
- [8] KOSTAK H, BOWERSOX R D, MCKIERNAN G, et al. Freestream disturbance effects on boundary layer instability and transition on the AFOSR BOLT geometry [C]//Proceedings of the AIAA Scitech 2019 Forum, 2019.
- [9] LAGUARDA L, HICKEL S, SCHRIJER F F J, et al. Dynamics of unsteady asymmetric shock interactions [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2020, 888: A18.

- [10] LUI H F S, WOLF W R, RICCIARDI T R, et al. Mach number effects on shock-boundary layer interactions over curved surfaces of supersonic turbine cascades [J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2024, 38(4): 451–478.
- [11] 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; NACA TN 2921 [R]. Washington: NACA, 1953.
- [12] DENG Z T, QIAN X Q, PETT D, et al. Prediction of chamber pressure for a Mach 4 supersonic wind tunnel [J]. *International Journal of Modern Engineering*, 2012, 13(1): 45–50.
- [13] SHEN J M, DONG J G, LI R Q, et al. Integrated supersonic wind tunnel nozzle [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(11): 2422–2432.
- [14] AMICK J L, LIEPMAN H P, REYNOLDS T H. Development of a variable Mach number sliding block nozzle and evaluation in the Mach number range 1.3 to 4.0: No. 55–88 [R]. State of Michigan: University of Michigan, 1955.
- [15] 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 B, LIN X D, YANG Y, 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)
- [16] LIU J L, ZHANG J, MA C L, et al. Research on structural design and numerical simulation of variable Mach number wind tunnel nozzles [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2025, 164: 110459.
- [17] LAGUARDA L, SANTIAGO PATTERSON J, SCHRIJER F F J, et al. Experimental investigation of shock-shock interactions with variable inflow Mach number [J]. *Shock Waves*, 2021, 31(5): 457–468.
- [18] BANNINK W J, BAKKER P G. Bepaling van het getal van Mach van de transsonne stroming in de TST 27 wind tunnel met dichte wanden; M-324 [R]. Delft: Technische Hogeschool Delft, 1979.
- BANNINK W J, BAKKER P G. Determination of Mach number for transonic flow in the TST 27 closed-wall wind tunnel; M-324 [R]. Delft: Delft University of Technology, 1979. (in Dutch)
- [19] KITAMURA E, MITANI T, SAKURANAKA N, et al. Variable nozzles for aerodynamic testing of scramjet engines [C]// *Proceedings of ICIASF 2005 Record International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 2005: 348–354.
- [20] 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): 120155.
- QI W C, XU J L, FAN Z P, 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): 120155. (in Chinese)
- [21] ZHANG B, YI S H, ZHAO Y X, et al. Theoretical validation and experimental calibration of a variable Mach number tunnel with continuous wave-elimination [J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(12): 121705.
- [22] ZHANG B, YI S H, ZHAO Y X, et al. Novel design of variable Mach number nozzle operated by a single jack [J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(7): 076102.
- [23] EVVARD J C, WYATT D D. Investigation of a variable Mach number supersonic tunnel with nonintersecting characteristics; NACA-RM-E8J13 [R]. Washington, D. C.: NACA Research Memorandum, 1948.
- [24] 伍荣林, 王振羽. 风洞设计原理 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1985: 150–155.
- WU R L, WANG Z Y. *Wind tunnel design principle* [M]. Beijing: Aeronautical Institute Press, 1985: 150–155. (in Chinese)
- [25] VOLLUZ R J. Handbook of supersonic aerodynamics: section 20, wind tunnel instrumentation and operation [M]. Washington, D. C.: U. S. Bureau of Ordnance, U. S. Naval Ordnance Laboratory, 1961.
- [26] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学 [M]. 2 版. 北京: 高等教育出版社, 2012.
- TONG B G, KONG X Y, DENG G H. *Aerodynamics* [M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2012. (in Chinese)
- [27] BELL J H, MEHTA R D. Contraction design for small low-speed wind tunnels; NASA-CR-177488 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1988.
- [28] 王洪悦, 吕旻, 郭永博, 等. 偏转角度表与计算机辅助联合设计超声速风洞喷管 [J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2025, 46(3): 550–557.
- WANG H Y, LYU Y, GUO Y B, et al. Combined deflection angle table and computer-aided design of supersonic wind tunnel nozzles [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2025, 46(3): 550–557. (in Chinese)
- [29] MAXWELL J R. Scaling effects on flow quality for a cold adjustable supersonic wind tunnel [C]// *Proceedings of the 33rd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 2017.
- [30] 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 Q, DENG X G, LIAO D X, et al. The primary parameters research on the aerodynamic designing of semi-flexible nozzle [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(1): 39–46, 84. (in Chinese)