

文章编号: 1674-8190(2024)01-069-10

超声速变马赫数风洞流场参数线性变化验证

黄开诱¹, 田立丰¹, 杨瑞², 丁浩¹, 姜婷¹

(1. 中山大学 航空航天学院, 深圳 518107)

(2. 国防科技大学 空天科学学院, 长沙 410073)

摘要: 旋转喷管型面使超声速变马赫数风洞在单次运行过程中可连续调节实验区的马赫数, 便于研究飞行器机动过程、进气道起动过程中的气动问题。在控制喷管型面旋转过程中, 流场参数能否线性变化是衡量超声速变马赫数风洞性能的一个重要指标。分析变马赫数风洞实验区流场参数的线性变化规律, 利用弹簧光滑的动网格技术建立数值仿真模型, 验证喷管位于马赫数3.041~3.215范围所对应的位置时, 实验区流场参数是否满足线性变化规律。结果表明: 通过对喷管型面旋转的控制实现了风洞实验区流场参数的线性变化, 动态计算结果与预期实验区流场参数线性变化规律吻合良好; 在不同加速度的流场参数线性变化过程中, 各时刻实验区的平均参数与预期参数之间的偏差均小于0.13%。

关键词: 超声速; 变马赫数; 动网格技术; 线性变化

中图分类号: V211.1; V211.74

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.01.08

Linear change verification of flow field parameters in supersonic continuously variable Mach number wind tunnel

HUANG Kaiyou¹, TIAN Lifeng¹, YANG Rui², DING Hao¹, JIANG Ting¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China)

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

Abstract: Rotating nozzle profile enables the supersonic variable Mach number wind tunnel to continuously adjust the Mach number of the experimental area during a single operation, which is important for studying the aerodynamic problems in the maneuvering process of the aircraft and the starting process of the inlet. In the process of controlling the nozzle profile rotation, whether the flow field parameters can change linearly is an important criterion to measure the performance of supersonic variable Mach number wind tunnel. Therefore, the linear variation law of flow field parameters in the experimental area of variable Mach number wind tunnel is analyzed in this paper, and a numerical simulation model is established using the spring smoothing dynamic grid technique to verify whether the flow field parameters in the experimental area meet the linear variation law when the nozzle is located at the corresponding position of Mach number 3.041~3.215. The results show that the linear change of the flow field parameters in the wind tunnel experimental area is achieved by controlling the rotation of the nozzle profile, and the dynamic calculation results are in good agreement with the expected linear change law of the flow field parameters in the experimental area. In the linear change process of flow field parameters with different accelerations, the deviation between the average parameters of the experimental area and the expected parameters at each time is less than 0.13%.

Key words: supersonic; variable Mach number; dynamic grid technique; linear change

收稿日期: 2022-12-23; 修回日期: 2023-04-24

通信作者: 田立丰(1979-), 男, 博士, 副教授。E-mail: tianlf5@mail.sysu.edu.cn

引用格式: 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]. 航空工程进展, 2024, 15(1): 69-78.

HUANG Kaiyou, TIAN Lifeng, YANG Rui, et al. Linear change verification of flow field parameters in supersonic continuously variable Mach number wind tunnel[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(1): 69-78. (in Chinese)

0 引言

超声速飞行器的研制离不开超声速风洞,风洞作为空气动力学领域重要的实验装置,不仅可以研究超声速等复杂流动的机理,而且为超声速飞行器的设计提供气动力和气动热所依赖的流场数据^[1]。传统的单马赫数超声速风洞每次运行只能模拟一个固定的马赫数,难以满足飞行器机动飞行中马赫数变化对流场影响的研究需求。相比于单马赫数风洞,变马赫数风洞在不用更换喷管的情况下,可提供飞行器在不同马赫数下的气动数据,这在很大程度上提高了经济性和运行效率^[2]。同时,变马赫数风洞更能胜任飞行器在飞行过程中的动态模拟,可用于研究飞行器在加减速飞行过程中出现的进气道不起动问题^[3-4]和组合式发动机在模态转换过程中出现的流动模式转变问题^[5]等。

在变马赫数方案设计上,目前两种主流的变马赫数设计方案分别是滑块式喷管技术和柔壁式喷管技术。但这两种方案都存在不足之处:滑块式喷管技术受滑块尾迹影响,出口流场品质一般不高^[6];柔壁式喷管技术加工和控制困难、成本高^[7-8]。国外典型的超声速连续变马赫数风洞实验技术来自美国的“HPTC”(高超声速推进试验能力)计划,其目标是具有实时可变马赫数的飞行机动模拟能力,马赫数变化范围可从亚声速到大于8马赫,使在全尺寸航空推进系统、组件和结构上进行瞬态高超声速飞行模拟地面试验成为可能,为此还提出了十多种变马赫数方案^[9-12]。国内变马赫数风洞研究中,彭强等^[13]将半柔壁喷管应用于风洞,实现风洞实验区流场马赫数连续变化;徐惊雷等^[14-15]研究了一种喷管型面旋转可调的变马赫数风洞,实验区流场品质符合国军标要求;周健等^[16]在二维超声速喷管出口之后安装一块楔型激波板,其与来流存在夹角时前缘会产生二维楔面激波,使得波后流动马赫数和方向发生改变,通过改变激波板与来流的夹角可以连续改变斜激波的强度,进而实现波后马赫数的连续调节;赵玉新等^[17-18]提出了连续消波变马赫数的喷管设计,并将该变马赫数喷管应用于一种超声速连续变马赫数风洞设计中。

风洞系统除了马赫数单次可变,实验区流场马赫数等参数的变化也必须连续可控,才能开展飞行器连续变马赫数的地面模拟试验。美国启动的“先进仪器、数据和控制系统(AIDACS)计划”中^[11],实时响应的动态试验体系能够使风洞系统在实时更新的环境模拟中对飞行器不断变化的条件做出反应,满足变马赫数的地面试验需求。齐伟呈等^[19]对马赫数为2.0~4.0的型面旋转变马赫数风洞喷管进行动态非定常数值计算,得出其动态计算结果与出口流场平均马赫数线性变化规律吻合,平均偏差均小于1%,说明该风洞喷管可以得到连续可控的变马赫数流场;周健等^[16]在吸气式飞行器连续变马赫数风洞试验技术的流场校测中,控制马赫数连续变化得到不同马赫数下的瞬时流场品质满足国军标要求,可以开展连续变马赫数风洞实验。

在开展飞行器连续变马赫数的地面模拟试验前,需要研究变马赫数风洞实验区流场参数按照特定规律变化的机理。王颖澎^[20]分析了超声速连续变马赫数风洞实验区流场参数线性调节规律的实现方式,但未对流场参数是否能够随喷管的旋转角度同步变化展开研究。鉴于此,本文采用动网格技术建立数值仿真模型,研究风洞喷管的消波段快接近最低马赫数对应的极限位置时,风洞实验区对应的流场参数是否满足线性变化规律,结合实验研究的需要,本文研究的马赫数变化范围是3.041~3.215。通过研究喷管旋转过程中的流场参数,验证实验区流场平均马赫数、速度及静压的变化规律,以为该变马赫数风洞的安装校测和相关实验研究提供相应的数据支撑。

1 变马赫数风洞原理

1.1 喷管收缩段型线和扩张段型线设计

本文风洞的喷管设计采用超声速连续变马赫数风洞喷管型线设计原理^[17]。喷管的上壁面绕圆弧膨胀面的圆心旋转,最终实现实验区马赫数在一定范围内的连续变化,如图1所示。该变马赫数喷管在型面旋转过程中具有连续消波的特点,而且实验区流场均匀,具有其他种类喷管不具备的优势,但是风洞可实验区域相对较小。喷管马赫

数理论变化范围是3.0~4.5,当马赫数为4.5时,喷管相对于 $Ma=3.0$ 时旋转了 22.07° ,具体如图1所示。喷管收缩段的作用是使来自稳定段的气流均匀加速,从而提高实验段的流场品质,降低湍流速度。为了使实验区的流场品质达到要求,喷管收缩段上型面采用五次方曲线设计,该曲线的解析表达式如式(1)所示,下型面采用双圆弧曲线设计。喷管扩张段由消波壁面和膨胀壁面组成,消波壁面是特定设计的曲线,膨胀壁面是半径一定的圆弧,型面的旋转角度和马赫数之间的关系满足普朗特—迈耶函数,并且为双射关系,普朗特—迈耶函数如式(2)所示。

$$\frac{y_1 - y_2}{y_1 - y_2} = 1 - 10(x/L)^3 + 15(x/L)^4 - 6(x/L)^5 \quad (1)$$

$$\theta = \frac{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \arctan\left(\sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \cdot \sqrt{Ma^2-1}\right) - \arctan\sqrt{Ma^2-1}}{\arctan\sqrt{Ma^2-1}} \quad (2)$$

式中: x 、 y 为横、纵坐标; y_1 为收缩段入口高度; y_2 为收缩段喉部高度; L 为收缩段长度。

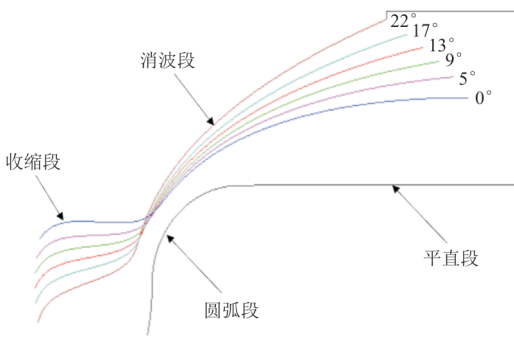


图1 变马赫数喷管工作原理图

Fig. 1 Working principle diagram of variable Mach number nozzle

实际过程中由于膨胀壁面和消波壁面边界层发展的影响,会存在超声速来流膨胀不足的问题,最终在有效实验区处马赫数的真实值小于理论值。在传统喷管设计中,为了解决该问题需要边界层厚度修正,一般通过求解动量积分关系式进行边界层位移厚度修正^[21-22],工程上常用的边界层修正方法经验性较强,可通过基于重启全局最优化方法和高斯过程模型对边界层修正方法进行优化,提高流场品质^[23];而对于该种喷管可以采用简

单的措施进行边界修正,就是将喷管在理论对应位置的基础上额外旋转一定角度,使之与理论值相互匹配,则可以解决由于边界层在膨胀壁面和消波壁面的发展而使膨胀不足的问题。

1.2 变马赫数风洞实验区流动参数调节规律

该风洞在变马赫数过程中,其实验区的压力、速度和温度等参数也随之变化。在喷管入口总压和总温不变的情况下,上述参数是马赫数的单值函数,因为马赫数随着喷管型面转动而改变,所以上述参数也随着喷管的转动而改变。在变马赫数过程中,流场重新建立速度快,假设流场参数与喷管型面转动同步变化,由普朗特—迈耶函数给出对应参数调节规律的实现方式^[20]如下。

1.2.1 有效实验区气流马赫数随时间 t 变化关系

$$Ma = C_m t + Ma_0 \quad (3)$$

式中: C_m 为马赫数的调节系数,由人为控制; Ma_0 为喷管位于初始位置时对应的马赫数。

实现实验区气流马赫数线性调节规律对应的喷管的旋转角速度为

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = \frac{\sqrt{(C_m t + Ma_0)^2 - 1}}{1 + \frac{\gamma-1}{2}(C_m t + Ma_0)^2} \cdot \frac{C_m}{C_m t + Ma_0} \quad (4)$$

式中: ω 为旋转角速度; γ 为空气的比热比。

1.2.2 实验区气流速度随时间的变化关系

$$v = C_v t + v_0 \quad (5)$$

式中: C_v 为速度的调节系数,由人为控制; v_0 为喷管位于初始位置时对应的来流速度。

实现实验区气流速度线性调节规律对应的喷管的旋转角速度为

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = \frac{C_v}{C_v t + v_0} \sqrt{\frac{2(C_v t + v_0)^2}{2\gamma R T_0 - (\gamma-1)(C_v t + v_0)^2} - 1} \quad (6)$$

式中: T_0 为总温; R 为空气的气体常数。

1.2.3 有效实验区内气流静压随时间 t 变化关系

$$p = C_p t + p_{\text{initial}} \quad (7)$$

式中: C_p 为压力调节系数,由人为控制; p_{initial} 为喷管位于初始位置时对应的压力。

实现实验区气流静压线性调节规律对应的喷管的旋转角速度为

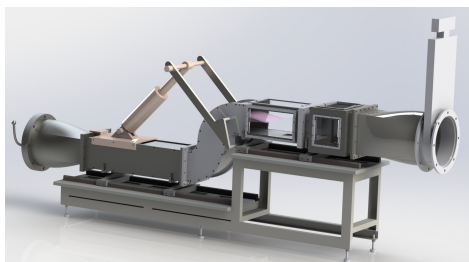
$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = - \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_0}{C_p t + p_{\text{initial}}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}} \cdot \frac{C_p}{\gamma (C_p t + p_{\text{initial}}) \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{p_0}{C_p t + p_{\text{initial}}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]}} \quad (8)$$

式中： p_0 为总压。

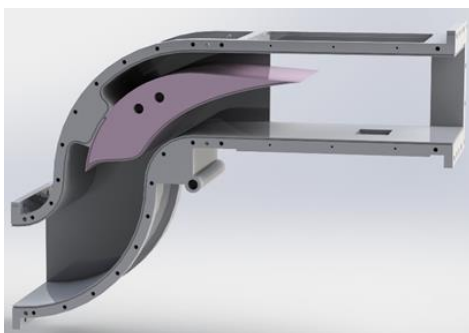
2 数值模拟

2.1 二维几何模型

该超声速变马赫数风洞的整体结构、喷管实验段的实际流道如图 2 所示,风洞总长 3.85 m,流道宽 0.3 m,实验段截面尺寸为 0.2 m×0.3 m。由于实际流道结构复杂,考虑到网格生成、动网格技术和计算收敛等问题,对实际模型进行合理的简化。



(a) 风洞整体结构图



(b) 喷管实验段结构

图 2 变马赫数风洞模型图

Fig. 2 The supersonic continuously variable Mach number wind tunnel

模型选用二维模型,研究喷管流场与实验区的流场,对喷管段、实验区上方凹腔和下游流场并不关心,并且在超声速流场中下游的扰动并不会向上游传播^[24],故简化模型取消喷管段和实验段的凹腔,如图 3 所示。

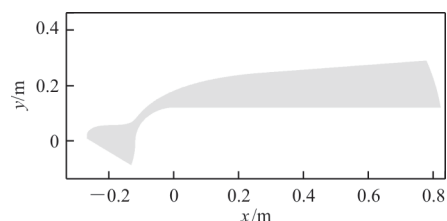


图 3 风洞喷管段和实验段的简化模型

Fig. 3 Simplified model of wind tunnel nozzle section and experimental section

2.2 数值模拟方法及边界条件设置

湍流模型采用 $k-\epsilon$ RNG 模型, $k-\epsilon$ RNG 模型适用于风洞喷管的数值模拟^[14],近壁面处理方法是标准壁面函数法,模型为可压缩流模型。喷管的入口和实验区出口的边界条件分别是压力入口和压力出口,上下壁面均设置为无滑移和绝热壁边界条件,具体如图 4 所示,入口总压 $P_0=1$ atm ($1 \text{ atm}=101\,325 \text{ Pa}$),总温 $T_0=300 \text{ K}$,在非定常模拟中,采用双时间步隐式时间离散方法^[25],其中 Transient Formulation 选择 First Order Implicit,数值模拟收敛要求的残差小于 10^{-5} 。模型的旋转设置是 Wall 1 和 Pressure Outlet 1 以原点 $(0,0)$ 为中心进行顺时针旋转,因为马赫数变化范围是 $3.041\sim 3.215$,喷管消波面顺时针旋转角度为 3° 左右,所以模型采用弹簧光滑的动网格技术。

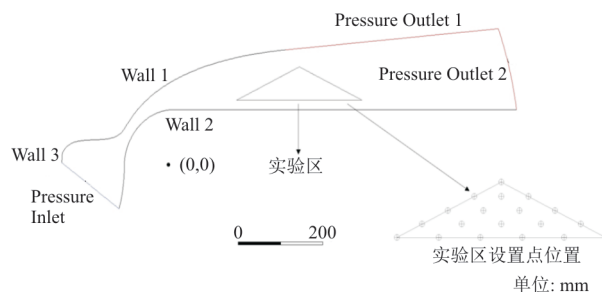


图 4 计算域的边界条件设置和监测区域

Fig. 4 Boundary condition setting and monitoring area of calculation domain

2.3 监测区域和线性调节系数设置

监测区域如图 4 所示,风洞实验区形状是三角

形,三角形三个顶点分别对应图 3 中的坐标是 (0.15, 0.14), (0.45, 0.14), (0.30, 0.21)。监测实验区 19 个设置点的 Point-surface 上马赫数、速度和静压值的 Area-Weighted Average。在动态数值模拟过程中,根据实现实验区流场参数线性调节规律的喷管旋转角速度公式来编译 UDF(User-Defined Functions),达到对喷管型面旋转的控制。

对 Wall 1 和 Pressure Outlet 1 以原点(0,0)为中心进行顺时针旋转的参数设置如表 1 所示。

表 1 调节系数设置表
Table 1 Rotation parameter setting table

序号	调节规律	流场参数	监测对象
1	$C_m = -0.1$	Ma	实验区设置点
	$C_m = -0.2$	Ma	实验区设置点
	$C_m = -0.4$	Ma	实验区设置点
	$C_m = -0.8$	Ma	实验区设置点
2	$C_v = -5$	v	实验区设置点
	$C_v = -10$	v	实验区设置点
	$C_v = -20$	v	实验区设置点
	$C_v = -40$	v	实验区设置点
3	$C_p = 200$	p	实验区设置点
	$C_p = 400$	p	实验区设置点
	$C_p = 800$	p	实验区设置点
	$C_p = 1\ 600$	p	实验区设置点

3 网格无关性验证和时间独立性验证

3.1 网格无关性验证

在数值模拟之前,需要验证网格数量对数值模拟结果的影响,利用网格划分工具划分 3 套网格,网格数量分别为 22 950、46 053 和 91 936,分别命名为 A、B、C,增长率为 2,网格采用结构性网格,其中 B 套网格生成如图 5 所示。模型壁面第一层网格高度为 0.3 mm,网格层增长率为 1.15,第一层网格高度基本满足第一层网格 y^+ 要求,同时模型在瞬态计算的过程中,模型壁面处网格的法向尺度随着型面顺时针旋转而压缩减小。

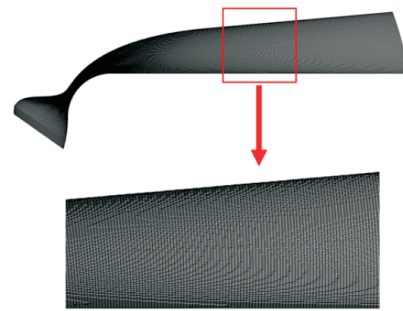


图 5 计算模型的结构网格
Fig. 5 Structured grid of computing model

利用 3 套网格完成计算后,分别提取实验区的流向位置 $x=0.267\ 04\ \text{m}$ 和法向位置 $y=0.121\ 27\sim 0.239\ 48\ \text{m}$ 处的马赫数、速度和静压的分布,对比 3 套网格计算结果的偏差,如图 6~图 8 所示,可以看出:在 B 套和 C 套网格计算结果中,马赫数的最大偏差小于 0.75%,速度的最大偏差小于 0.83%,静压的最大偏差小于 0.61%。定义计算结果偏差小于 1% 时, B 套网格满足精度要求,因此模型选择 B 套网格,网格数量为 46 053。

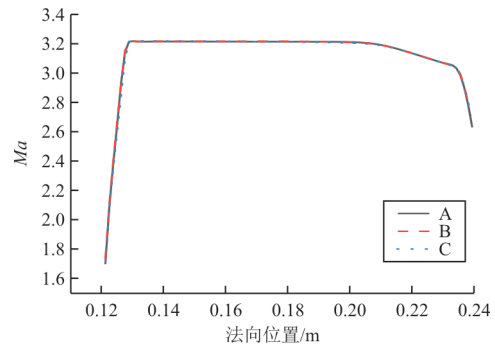


图 6 网格无关性验证的马赫数结果图
Fig. 6 Mach number results of grid independence verification

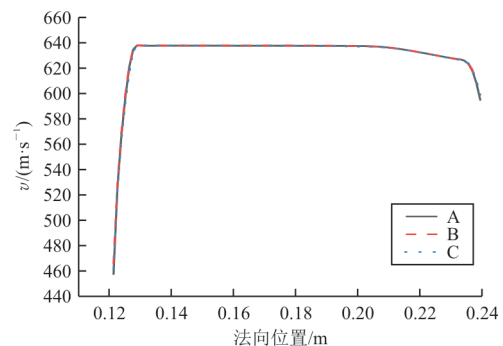


图 7 网格无关性验证的速度结果图
Fig. 7 Velocity results of grid independence verification

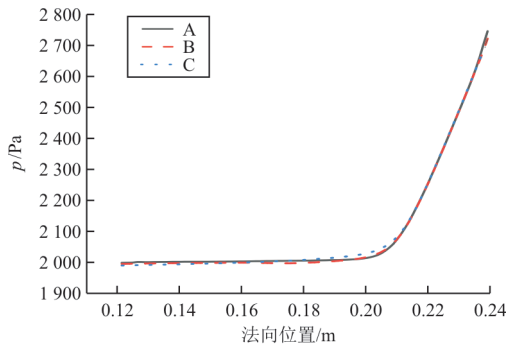


图8 网格无关性验证的静压结果图
Fig. 8 Static pressure results of grid independence verification

3.2 时间独立性验证

以网格数量B为模型网格,马赫数的线性调节系数 $C_m = -0.8$,速度的线性调节系数 $C_v = -40$,静压的线性调节系数 $C_p = 1600$ 。按照时间步长为 0.001、0.000 1 和 0.000 01 s 对模型网格进行时间独立性验证,时间步长分别命名为 a、b 和 c。在时间独立性验证的瞬态模拟中,采用双时间步隐式时间离散方法,为了保证每一步的 Time Step 计算收敛,Max Iterations 设置为 60。取实验区法向某一线段点(0.30, 0.14)至点(0.30, 0.17),监测该线段的 Line-surface 上马赫数、速度和静压的 Area-Weighted Average, 计算结果如图 9~图 11 所示。

时间独立性验证结果如表 2 所示,可以看出:当时间步长达到一定程度后对结果影响不大,因此,为了兼顾计算效率和精度,瞬态计算选择时间步长为 0.000 1 s, Max Iterations 设置为 60。

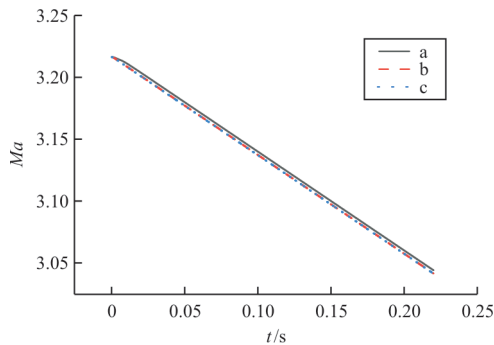


图9 时间独立性验证的马赫数结果图
Fig. 9 Mach number results of time independence verification

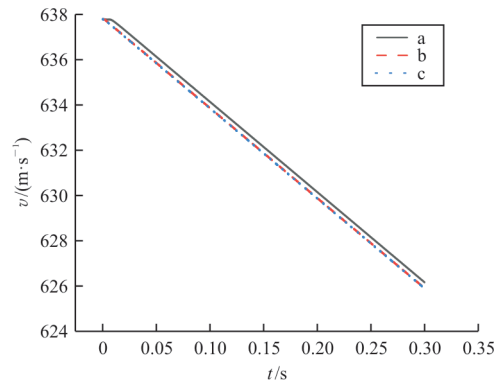


图10 时间独立性验证的速度结果图
Fig. 10 Velocity results of time independence verification

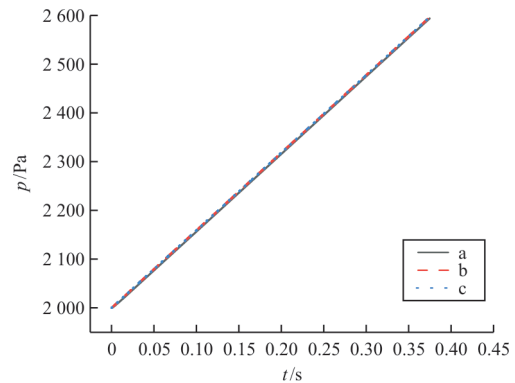


图11 时间独立性验证的静压结果图
Fig. 11 Static pressure results of time independence verification

表2 时间独立性验证结果
Table 2 Time independence verification results

时间步长	0.22 s 时 Ma	0.3 s 时 $v/(m \cdot s^{-1})$	0.375 s 时 p/Pa
a(0.001 s)	3.044 25	626.153	2 593.43
b(0.000 1 s)	3.041 65	625.895	2 596.10
c(0.000 01 s)	3.041 55	625.882	2 596.15

4 模拟结果与数据分析

4.1 计算结果

旋转前后的马赫数、速度和静压云图如图 12~图 17 所示,可以看出:实验区的流场均匀,由于膨胀壁面和消波壁面上边界层发展的影响,会存在超声速来流膨胀不足的现象,与设计的预想结果一致。当控制喷管上型面绕着原点向下顺时针旋转时,对应的“普朗特-迈耶”角减小,实验区的马赫数也随之减小,由等熵流关系可知,马赫数

减小,对应的速度减小,静压增大。监测实验区中心点(0.30,0.16)的 Point-surface 上马赫数、速度和静压的 Area-Weighted Average 可知,马赫数变化范围是 3.041~3.215,对应的速度变化范围是 625.88~637.77 m/s,静压变化范围是 1 999.73~2 596.71 Pa。

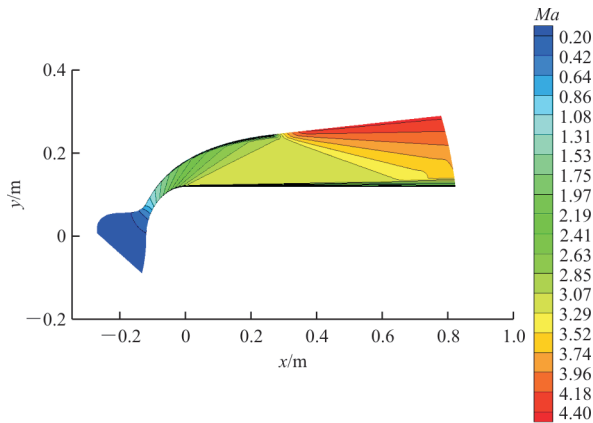


图 12 型面旋转前的马赫数云图
Fig. 12 Mach contour before profile rotation

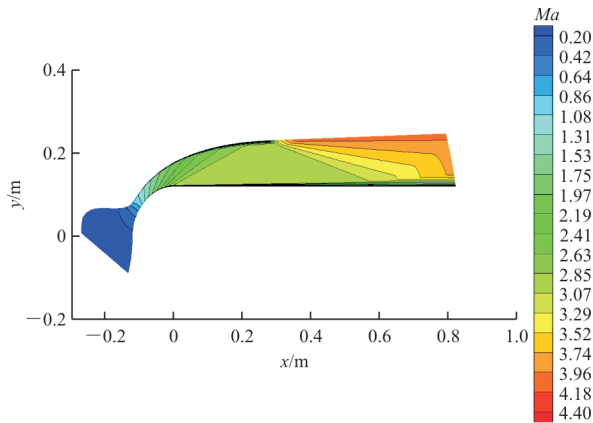


图 13 型面旋转后的马赫数云图
Fig. 13 Mach contour after profile rotation

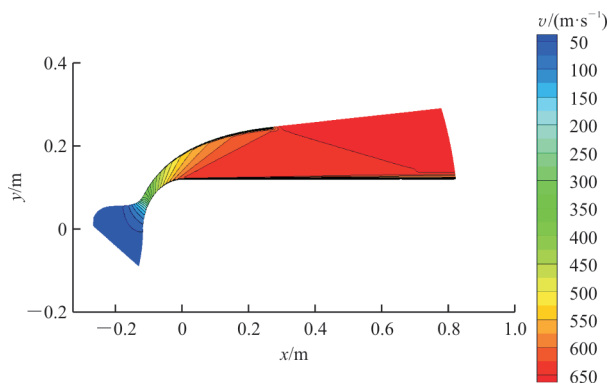


图 14 型面旋转前的速度云图
Fig. 14 Velocity contour before profile rotation

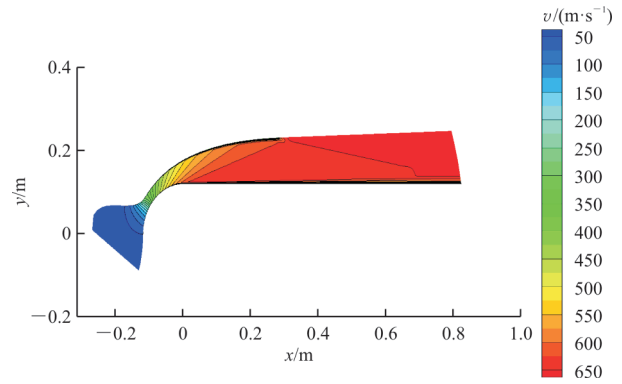


图 15 型面旋转后的速度云图
Fig. 15 Velocity contour after profile rotation

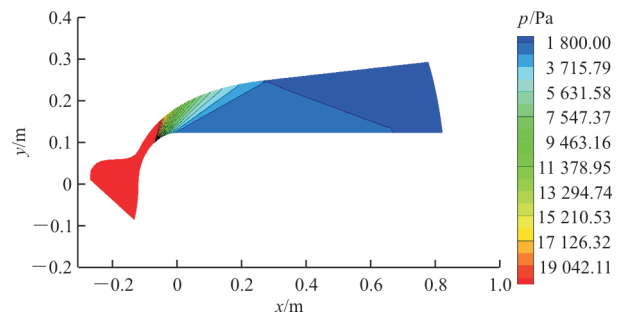


图 16 型面旋转前的压力云图
Fig. 16 Pressure contour before profile rotation

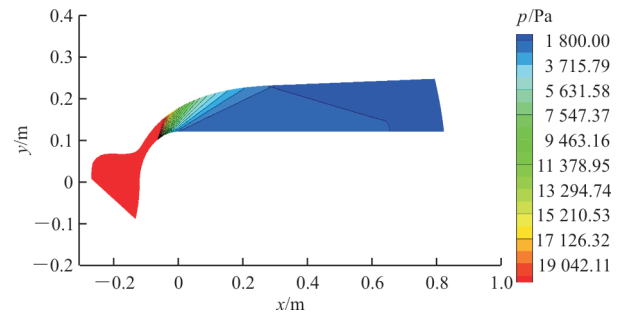


图 17 型面旋转后的压力云图
Fig. 17 Pressure contour after profile rotation

4.2 计算结果分析

变马赫数喷管的高精度运动控制对变马赫数风洞的建设很重要^[26],因此,在该超声速变马赫数风洞的研究过程中,通过控制喷管型面的旋转实现对实验区的马赫数、速度和静压的调节。

4.2.1 实验区流场参数的线性调节验证

在 Fluent 软件瞬态计算中,通过 UDF 来控制型面绕着原点(0,0)旋转,监测实验区 19 个设置点的 Point-surface 上马赫数、速度和静压的 Area-Weighted Average,取 19 个设置点参数的平均值,得到实验区的平均马赫数、速度和静压随时间变

化如图 18~图 20 所示,实线是模拟结果,虚线是预期结果。可以看出:模拟结果与实验区流场参数线性变化的预期结果吻合良好,由于喷管边界层发展和计算机误差等因素也会影响控制精度,模拟结果与预期结果存在一定的偏差。在不同加速度的流场参数线性变化过程中,马赫数预期结果和模拟结果的最大偏差为 0.103%,速度预期结果和模拟结果的最大偏差为 0.019%,静压预期结果和模拟结果的最大偏差为 0.126%。表明风洞的 Ma 在 3.041~3.215 范围内,实验区流场参数很好地满足线性变化规律,流场参数与喷管的转动角度基本同步变化。

因此,在该变马赫数风洞实验中,通过控制变马赫数喷管型面的旋转,能够模拟飞行器在飞行过程中的流场变化,使飞行器在风洞中的实验环境更接近真实的飞行环境,该风洞可用于冲压发动机动态特性的研究评估^[27]等。

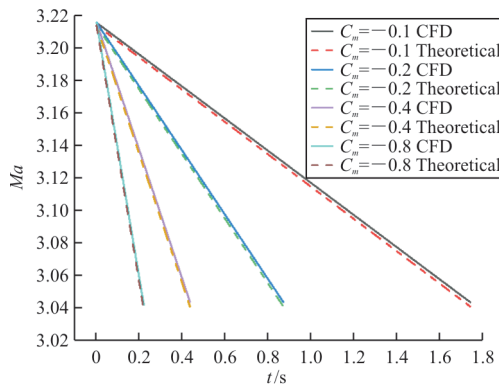


图 18 模拟结果与预期结果的马赫数变化值
Fig. 18 Mach number variation values of simulation and predicted values

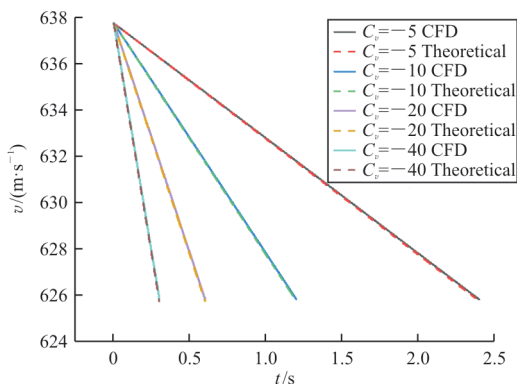


图 19 模拟结果与预期结果的速度变化值
Fig. 19 Velocity variation values of simulation and predicted values

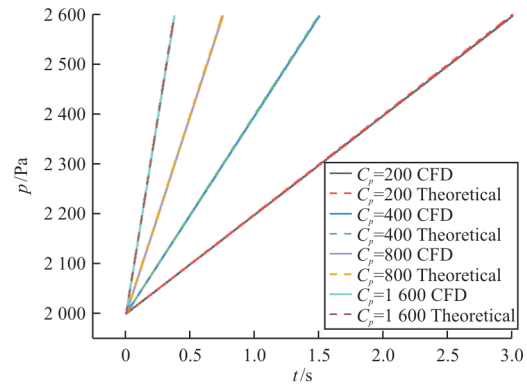


图 20 模拟结果与预期结果的静压变化值
Fig. 20 Static pressure variation values of simulation and predicted values

4.2.2 动态模拟过程实验区流场品质变化

监测实验区设置点的马赫数在不同时刻的变化值,根据平均马赫数和马赫数分布均方根偏差,观察马赫数在连续变化过程中的流场品质,具体结果如图 21 所示,可以看出:随着时间推移,喷管型面顺时针旋转,实验区的马赫数降低,流场品质提高。由模拟结果可知,马赫数在不同线性调节的状态下,实验区设置点马赫数的均方根偏差均满足国军标(GJB 1179A—2012)^[28]要求,流场品质良好。

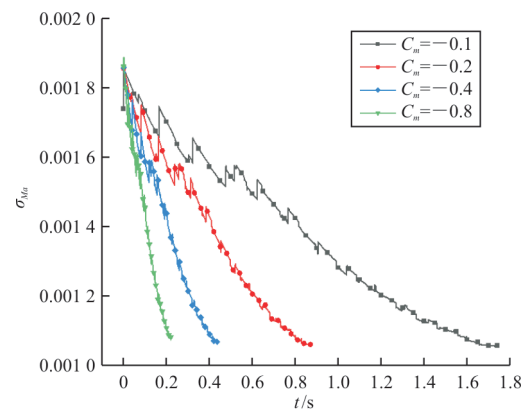


图 21 瞬态计算过程实验区马赫数的均方根偏差随时间变化图

Fig. 21 Root mean square deviation of Mach number with time in experimental area during transient calculation

定义马赫数的平均值为

$$\overline{Ma} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n Ma_i \quad (9)$$

马赫数分布均方根偏差为

$$\sigma_{Ma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \left[\sum_{i=1}^n (Ma_i - \overline{Ma})^2 \right]} \quad (10)$$

5 结 论

1) 通过对喷管型面旋转的控制实现实验区流场参数的线性变化,实验区流场马赫数、速度和静压线性调节的动态计算结果与预期结果的线性变化规律吻合良好,表明实验区流场的对应参数与喷管的转动角度基本能够同步变化。

2) 在不同加速度的流场参数线性变化过程中,各时刻实验区的平均马赫数、平均速度和平均静压与预期结果之间的偏差均小于 0.13%。在不同加速度的马赫数线性变化过程中,实验区的瞬态流场品质满足国军标要求。

参 考 文 献

- [1] 罗月培, 孙宗祥, 孙杭义, 等. 美国高超声速风洞试验能力发展综述[J]. 飞航导弹, 2021(6): 33-41.
LUO Yuepei, SUN Zongxiang, SUN Hangyi, et al. Review of the development of hypersonic wind tunnel test capability in the United States [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2021(6): 33-41. (in Chinese)
- [2] ROSEN J. The design and calibration of a variable Mach number nozzle [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(7): 484-490.
- [3] CHEN Pengfei, WU Feng, XU Jinglei, et al. Design and implementation of rigid-flexible coupling for a half-flexible single jack nozzle [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(6): 1-12.
- [4] YU K K, XU J L, LI R, et al. Experimental exploration of inlet strat process in continuously variable Mach number wind tunnel[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 75-84.
- [5] 赵丽凤, 王逊, 刘小兵, 等. 涡轮-冲压组合发动机模态过渡段性能模拟和概念探讨[J]. 工程热物理学报, 1999(1): 9-12.
ZHAO Lifeng, WANG Xun, LIU Xiaobing, et al. Performance simulation and conceptual investigation of turbo ramjet engine in transition period [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1999(1): 9-12. (in Chinese)
- [6] LYU Zheng, XU Jinglei, WU Feng, 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.
- [7] SIEGFRIED F, ERDMAN N. A new economic flexible nozzle for supersonic wind tunnels [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(1): 58-60.
- [8] MACDERMOTT W N. The correction of flexible plate supersonic nozzle contours by influence methods [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(5): 289-296.
- [9] GARRARD D, SEELY J, ABEL L. An analysis of alternatives to provide a varying Mach number test capability at AP-TU [C] // AIAA/AHI Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference. [S.l. : s.n.], 2006: 1-11.
- [10] MONTGOMERY P, GARRARD D. Test and evaluation of hypersonic aeropropulsion systems along flight trajectories in a time-varying flight environment [C] // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona: AIAA, 2005: 2514-2519.
- [11] 钟萍. 国外高超声速飞行加速地面模拟能力研究进展 [J]. 飞航导弹, 2014(6): 10-15.
ZHONG Ping. Research progress on ground simulation capability of foreign hypersonic flight acceleration [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(6): 10-15. (in Chinese)
- [12] 钟萍, 陈丽艳, 王颖. 国外高超声速技术焦点领域及相关设备改造综述 [J]. 飞航导弹, 2011(10): 17-22.
ZHONG Ping, CHEN Liyan, WANG Ying. Review of the focus areas and related equipment renovation of foreign hypersonic technology [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2011(10): 17-22. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 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)
- [15] 范志鹏, 徐惊雷, 吕郑, 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, LYU Zheng, 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] 周健, 张江, 陈强, 等. 吸气式飞行器连续变马赫数风洞试验技术 [J]. 实验流体力学, 2023, 37(6): 76-85.
ZHOU Jian, ZHANG Jiang, CHEN Qiang, et al. Wind tunnel test technique of continuous varying Mach number for air-breathing vehicle [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2023, 37(6): 76-85. (in Chinese)
- [17] 赵玉新, 马志成, 刘红阳. 连续消波变马赫数喷管设计 [C] // 第八届全国高超声速科技学术会议. 北京: 中国力学学会, 2015: 18-24.
ZHAO Yuxin, MA Zhicheng, LIU Hongyang. Design of continuous wave elimination and variable Mach number nozzle [C] // The 8th National Academic Conference on Hyper-

- sonic Technology. Beijing: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2015: 18-24. (in Chinese)
- [18] 王颖澎, 赵玉新. 一种超声速连续变马赫数风洞设计[C]//第十二届全国实验流体力学学术会议论文集. 长沙: 中国力学学会, 2021: 1209-1218.
WANG Haopeng, ZHAO Yuxin. Design of a supersonic continuously variable Mach number wind tunnel [C]// Proceedings of the 12th National Academic Conference on Experimental fluid mechanics. Changsha: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2021: 1209-1218. (in Chinese)
- [19] 齐伟呈, 徐惊雷, 吕郑, 等. $Ma2-Ma4$ 连续可调风洞动态数值研究[C]//第八届全国高超声速科技学术会议. 北京: 中国力学学会, 2015: 18.
QI Weicheng, XU Jinglei, LYU Zheng, et al. Dynamic numerical research on continuously adjustable wind tunnel with Mach number 2 to 4[C]// Abstracts of the 8th National Academic Conference on Hypersonic Technology. Beijing: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2015: 18. (in Chinese)
- [20] 王颖澎. 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)
- [21] 刘政崇, 廖达雄, 董谊信. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
LIU Zhengchong, LIAO Daxiong, DONG Yixin. Aerodynamic and structural design of high and low speed wind tunnels[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [22] 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)
- [23] 吴盛豪, 房詠柳, 陈吉明, 等. 超声速喷管性能优化研究与应用[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2139-2144.
WU Shenghao, FANG Yongliu, CHEN Jiming, et al. Application research on supersonic nozzle performance optimization[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2139-2144. (in Chinese)
- [24] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2012: 133.
TONG Binggang, KONG Xiangyan, DENG Guohua. Aerodynamics[M]. Beijing: Higher Education Press, 2012: 133. (in Chinese)
- [25] 钱宇, 蒋皓. 基于动网格的 NACA0012 翼型动态失速仿真计算[J]. 计算机仿真, 2020, 37(4): 44-47, 297.
QIAN Yu, JIANG Hao. Dynamic stall simulation of NACA0012 airfoil based on dynamic grid[J]. Computer Simulation, 2020, 37(4): 44-47, 297. (in Chinese)
- [26] 李东霞. 变马赫数高超声速喷管型面设计与控制方案研究[C]//第七届全国流体力学学术会议论文摘要集. 桂林: 中国力学学会, 2012: 200.
LI Dongxia. Research on profile design and control scheme of hypersonic variable Mach number nozzle[C]// Abstracts of the 7th National Academic Conference on fluid mechanics. Guilin: Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics, 2012: 200. (in Chinese)
- [27] 史超. 冲压发动机地面试验技术及试验能力述评[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 1-12.
SHI Chao. Review of ramjet ground-test facilities and relevant technology development[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 1-12. (in Chinese)
- [28] 中国人民解放军总装备部. 低速风洞和高速风洞流场品质要求: GJB 1179A—2012[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2012.
General Armament Department of the People's Liberation Army of China. Requirement for flow quality of low and high speed wind tunnels: GJB 1179A—2012[S]. Beijing: Military Standard Publishing and Distribution Department for General Armament Department of PLA, 2012. (in Chinese)

(编辑:马文静)