

文章编号: 1000-8055(2024)11-20240087-10

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20240087

跨声速压气机转子叶栅变静压比实验方法

魏巍, 任思源, 李学臣, 时培杰, 马护生

(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: 针对跨声速压气机平面叶栅变静压比实验问题, 采用改变实验叶栅模型叶片数和调节背压的方式开展跨声速压气机转子叶栅实验方法研究, 并基于计算流体力学(CFD)预测的叶片表面等熵马赫数分布发展了一种来流场马赫数标定方法, 并指导 L030-4 压气机转子叶栅近设计点的高静压比实验。研究结果表明减小叶片数和调节背压相结合的方法成功实现压气机叶栅变静压比的实验目的, 模型 7 个叶片时可获得较好的实验效果; 基于 CFD 的来流场马赫数标定方法实现了 L030-4 压气机叶栅近设计点高静压比实验, 获得的叶栅总压损失、静压比、出口气流角和轴向密流比参数同国外风洞实验数据相比, 相对偏差均小于 4%, 验证了标定方法的合理性。

关 键 词: 压气机; 跨声速; 超声速; 转子叶栅; 静压比

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experimental method of varying static pressure ratio for a transonic compressor rotor cascade

WEI Wei, REN Siyuan, LI Xuechen, SHI Peijie, MA Husheng

(Aerospace Technology Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: The study focused on addressing the experimental challenge of increasing the static pressure ratio for transonic compressor rotor cascades. To this end, various experimental methods were investigated, including altering the blade numbers of the cascade model and adjusting the back pressure in a variable density plane cascade wind tunnel. A calibration method was developed to estimate the Mach number of the flow field, by utilizing the predicted isentropic Mach number distributions of blade surfaces obtained from computational fluid dynamics (CFD). This method effectively guided the high static pressure ratio experiments conducted near the design point of the rotor cascade of the L030-4 compressor. The results demonstrated the success of the combined approach, involving the reduction of blade numbers and adjustment of back pressure in achieving the desired high static pressure ratio conditions with seven blades. Furthermore, the Mach number calibration method based on CFD facilitated the realization of high static pressure ratio experiments near the design point of the L030-4 compressor cascade. The obtained parameters, including total pressure loss, static pressure ratio, exit flow angle, and axial density velocity ratio of the cascade, were compared with the experimental data from foreign wind tunnel experiments. The relative deviations were all below 4%, validating the rationality of the calibration method.

Keywords: compressor; transonic; supersonic; rotor cascade; static pressure ratio

收稿日期: 2024-02-20

作者简介: 魏巍(1987—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事叶轮机械气动热力学方面的研究。E-mail: nwtu@163.com

通信作者: 李学臣(1981—), 男, 工程师, 博士, 主要从事叶轮机械流动显示与测试方面的研究。E-mail: xuechen810@126.com

引用格式: 魏巍, 任思源, 李学臣, 等. 跨声速压气机转子叶栅变静压比实验方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20240087. WEI Wei, REN Siyuan, LI Xuechen, et al. Experimental method of varying static pressure ratio for a transonic compressor rotor cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20240087.

压气机作为航空发动机、燃气轮机的核心部件,在过去近 80 年的发展历程中经历了由亚声速向跨、超声速流动的设计转变,级负荷系数由最初不到 0.2 提高至 0.25~0.28,叶尖相对马赫数由低于 1.0 发展至 1.3~1.5 之间^[1]。跨、超声速设计概念的引入促进风扇/压气机级压比不断提升,推动系列先进叶型设计方法和掠型叶片设计技术的进步,但同时也带来了超声速流场起动、多激波干涉、激波/边界层干涉等复杂物理现象^[2-3],对高效组织压气机内部流动,发展无分离或有限分离、准确评定流场损失的设计方法提出了极大挑战^[1,4]。另一方面,由于通道激波的可运动以及跨超声速压气机叶栅所具有的唯一攻角特性和变静压比特性,使得相同进口气流角和进口马赫数时仍对应着不同的静压比状态,在平面叶栅实验过程中需准确界定流场进口气流角、马赫数和静压比参数,并录取不同静压比时的叶栅气动性能,才能获得齐备的跨超声速压气机叶栅实验数据。

平面叶栅实验是验证和测试压气机叶栅气动性能的主要手段。文献调研发现,国外在 20 世纪六七十年代就已经建成多座跨超声速平面叶栅风洞^[5-6],并完成 L030-4^[7]、SAV16^[8]、ARL-SL19^[6,9]、PAV-1.5^[10]等多套跨、超声速压气机平面叶栅实验,发展了计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)与实验数据相结合的跨声速压气机叶栅进口气流角标定方法^[11]。由于跨超声速实验过程中流动现象和调控参数复杂,近几年国外依然对叶栅实验方法开展研究工作。Tian 等^[12]对比了 3 种超声速压气机叶栅实验方案,发现独立泄流方案可以获得最佳的栅后流场周期性,而相同出口背压方案可以通过调节栅后挡板来获得更好的流场周期性。Louda 等^[13]采用多孔壁板模型模拟了跨声速压气机叶栅、超声速涡轮叶栅在风洞中的流场,获得了较好的数值模拟和实验吻合结果,加深了对风洞内超声速叶栅流场的认识。Gan 等^[14]实验研究了一进口马赫数为 1.2 的可控扩散压气机叶型的变背压气动性能,但遗憾的是通道激波系未能退出叶栅槽道,仍处于流场堵塞状态。由此可见,虽然国外已有成功的跨、超声速平面叶栅实验案例,但其中的调节和实验原理并不清晰,许多实验未能实现叶栅由堵塞至近失速状态的变静压比过程。

国内王宏娟等^[15]于 1997 年就采用实验的方式研究超声速压气机叶栅中的激波/边界层干扰

现象,但受限于实验平台的调控措施,获得的实验数据均为堵塞状态的通道双激波系流场。2010 年兰发祥等^[16]在中国燃气涡轮研究院 SB301 风洞上完成了跨/超声速吸附式压气机平面叶栅实验,进口马赫数达到 1.29,但未见变静压比实验数据。近 30 年内,国内学者对跨、超声速压气机叶栅设计方法^[17-20]和流场激波系特征^[21-23],喉道位置^[24]、进口预旋^[25]等参数影响,抽吸气^[26]、鼓包^[27]和等离子激励^[28]等流动控制技术,前缘加工误差^[29-30]等开展了大量的研究工作,凸显了超声速压气机叶栅研究的重要意义;但遗憾的是以上研究均以数值模拟方法展开,未见跨、超声速流动时的变静压比实验验证。

本文基于中国空气动力研究与发展中心(CARDC)建设的亚、跨、超声速变密度平面叶栅风洞开展 L030-4 跨声速压气机转子叶栅的变静压比实验方法研究,通过调节实验模型叶片数和变背压的方法实现了压气机叶栅变静压比的目的;通过基于 CFD 预测叶片表面等熵马赫数分布发展了一种进口马赫数标定方法,指导并实现了 L030-4 压气机叶栅近设计点高静压比实验,验证了实验方法的可行性。

1 研究对象与实验方法

1.1 研究对象

本文研究对象为 L030-4 跨声速压气机转子叶型^[7],该叶型取自于一跨声速压气机转子叶片 45% 叶展截面,叶型设计进口马赫数(Ma_1)为 1.09,气流折转角为 12.5°。叶型采用多圆弧叶片设计方法进行造型^[31],叶片弯角为 14.9°,最大厚度与弦长之比为 0.05,稠度为 1.61。叶型几何结构及近设计点主要流场特征如图 1 所示,其中栅距 S 为 55.8 mm,弦长 L 为 90 mm,进口气流角 β_1 为 58.5°,叶型安装角 β_k 为 48.51°。超声速来流在叶片前缘附近会产生两道激波,其中外伸激波向上排叶片及进口方向延伸,通道激波位于两个叶片之间。不同静压比时通道激波位置会发生显著变化,存在着由斜激波、近似正激波向脱体激波变化的过程。近设计点时通道激波处于叶片唇口附近,气流经过近似正激波的激波系以后存在显著减速增压,超声速气流降低至亚声速,静压比明显增加,压气机叶栅处于高效率的工作状态。

1.2 实验方法

本文实验在 CARDC 的变密度平面叶栅风洞

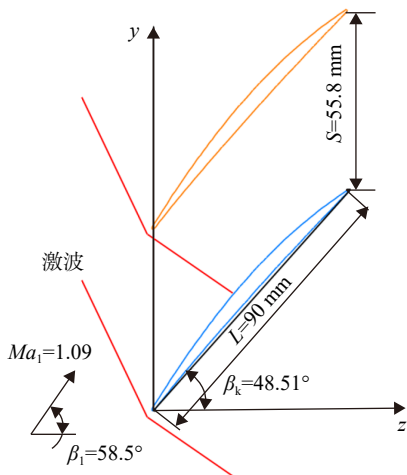


图 1 L030-4 跨声速压气机转子叶型及主要流场特征

Fig. 1 L030-4 transonic compressor rotor profile and flow filed characteristics

上完成(见图 2)。该风洞可以模拟真实压气机和涡轮平面叶栅内部的复杂流动,具有独立控制马赫数和雷诺数的实验能力,可以开展变马赫数、雷诺数、攻角、进口湍流度、轴向密流比和涡轮冷却换热等相关实验。风洞采用半柔壁喷管技术调节进口马赫数(Ma_1),可实现亚声速至马赫数 1.8 的来流场调节;通过引射技术调节实验舱内压力,可快速实现压气机叶栅背压调节和超声速起动压比调节。风洞配备上/下驻室抽吸和栅前边界层抽吸,可有效降低风洞四壁附面层厚度对超声速流场起动的影响;实验件测试区设置有端壁附面层抽吸,可进一步调节叶栅近端区流动,实现轴向密流比的有效调控。叶栅实验件出口采用四自由度移测机构带动多孔气动探针测量叶片尾迹参数分布,获得准确的出口总压、静压、气流角等参数,其中总压传感器检定测量精度为 0.02%,模型表面压力测量精度为 0.05%,总温测量偏差不大于 0.55 K,出口角度测量偏差不大于 0.5°。更

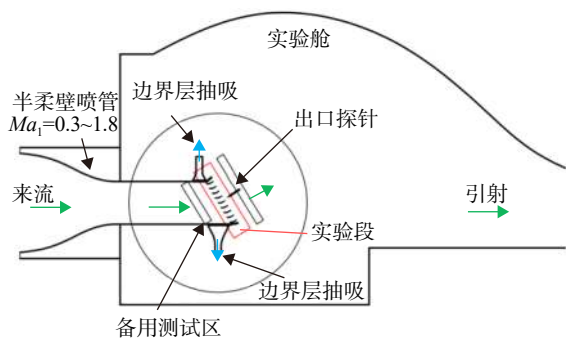


图 2 变密度平面叶栅风洞截面图

Fig. 2 Cross section of the variable density cascade wind tunnel

详细的风洞介绍参见文献 [32]。

文中 L030-4 跨声速压气机平面叶栅实验件叶片弦长为 90 mm,叶展高度为 190 mm,展弦比为 2.1。实验件栅板采用光学有机玻璃制造,可通过纹影仪系统测量叶栅通道激波系分布,不能开展轴向密流比调节。实验件共计有 9 个叶片,其中叶片表面压力分布测量通道位于实验件叶展中部,栅后尾迹测量位置距离尾缘额线 0.5 倍栅距,栅前壁面静压测量位置距离前缘额线 0.73 倍栅距。实验控制马赫数采用风洞进口总压和测量通道栅前平均壁面静压计算获得,实验静压比由多孔气动探针测量静压与栅前壁面静压之比进行确定。

为了研究跨/超声速压气机平面叶栅实验方法,本文固定实验进口气流角为 58.5°,实验控制马赫数为 1.1。考虑到叶片几何堵塞会影响到超声速流场的有效流通面积,本文设置了叶片数 9、7、5 这 3 种方案进行流场测试,每次叶片数均取消实验件两侧叶片,始终保持测量通道位于流场中间位置。叶片数高于 5 片也满足跨超声速平面叶栅实验行业标准 [33]。由于实验马赫数刚超过声速,外伸激波撞击至风洞多孔壁板不会产生强烈的激波反射。当叶片数降低时,超声速有效流通面积会明显增加,喷管出口马赫数会降低,此时需要进一步调节实验控制马赫数至目标值,待流场稳定以后完成实验数据录取工作。

2 数值模拟方法

本文采用 MAP 程序 [34] 对 L030-4 压气机叶栅中间截面流场进行稳态数值模拟和流场辅助分析。该程序基于有限体积法求解积分形式的雷诺平均 Navier-Stokes 方程,对流项采用 LDFSS (low-diffusion flux-splitting scheme) 格式 [35] 和 MUSCL (monotone upstream-centered schemes for conservation laws) 方法进行求解,其中 LDFSS 格式属于 AUSM (advection upstream splitting method) 系列格式,可高效求解黏性流和激波流场;MUSCL 方法可确保多块网格间高精度数据传递。扩散项采用 2 阶中心差分格式,时间项采用隐式离散算法。数值模拟时选取 shear stress transport (SST) 双方程湍流模型和 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型,该组合模型在计算 T3 系列平板、S809 低速翼型、亚声速压气机叶型、PAK-B 涡轮叶型等平面叶栅流场 [36-37] 中获得了较好的模拟结果。

本文计算域进口距离叶片前缘额线 1 倍弦长,

出口距离叶片尾缘额线 1.5 倍弦长。周向采用周期性边界条件,叶片表面采用无滑移绝热壁面条件,进口给定总温、总压和气流角,出口给定静压。叶片区域内流向网格数为 141,周向网格数为 81,叶片表面第 1 层网格法向厚度尺寸为 0.005 mm,近壁面 $y^+ \approx 1.0$,详细网格及边界条件如图 3 所示。进口总温和总压设定为实验条件,出口给定背压,进口湍流度为 1%。计算过程中通过改变背压、流片厚度和初始进口马赫数来得到预期的模拟工况。

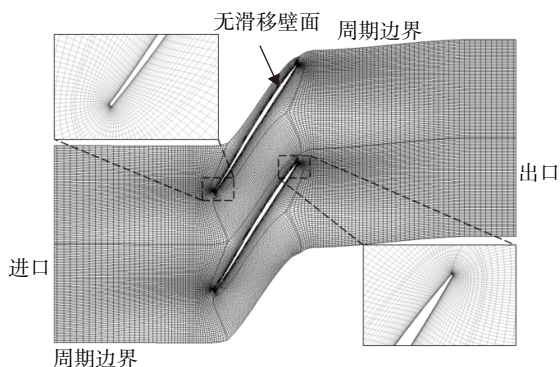
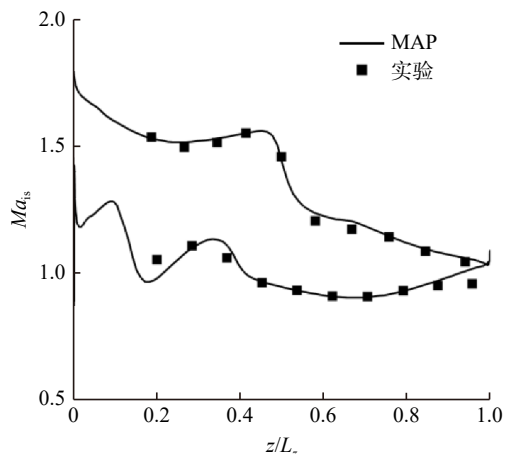


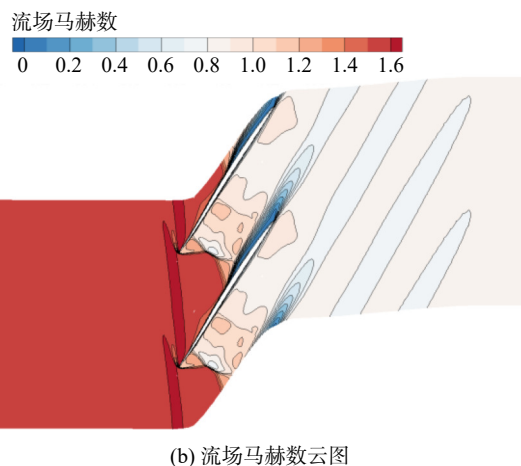
图 3 MAP 程序网格及边界条件分布图

Fig. 3 Computational grid and boundary conditions for MAP

为校验以上网格及边界条件设置的合理性,采用以上网格设置预测了 Ma_1 为 1.58,静压比(π)为 2.41 的 ARL-SL19 超声速压气机叶栅^[6-9]流场。图 4 给出了 MAP 程序预测的叶片表面等熵马赫数同实验测量值对比,以及流场马赫数云图分布。其中静压比 π 和叶片表面等熵马赫数 Ma_{is} 如式(1)和式(2)所示, p_{t1} 表示进口总压, p 表示静压, κ 表示等熵指数;下标 1 表示进口,下标 2 表示出口,“—”表示参数平均;图 4(a)中 z/L_z 表示轴向弦长比例,图 4(b)中云图表示流场马赫数。



(a) 表面等熵马赫数



(b) 流场马赫数云图

图 4 MAP 程序预测 ARL-SL19 超声速叶栅流场
($Ma_1=1.58, \pi=2.41$)

Fig. 4 Supersonic flow field of ARL-SL19 cascade predicted by MAP ($Ma_1=1.58, \pi=2.41$)

$$\pi = \overline{p_2} / \overline{p_1} \quad (1)$$

$$Ma_{is} = \sqrt{2[(p_{t1}/p)^{(\kappa-1)/\kappa} - 1]/(\kappa-1)} \quad (2)$$

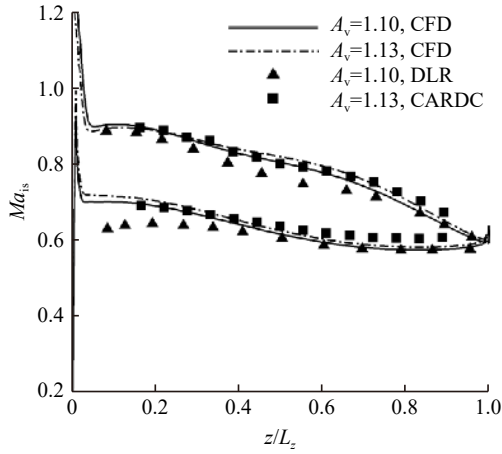
由图 4 可知, MAP 程序准确捕捉了通道激波及根部 λ 波对叶片表面压力的影响,验证了 MAP 程序预测超声速压气机叶栅流场的准确性。

3 研究结果与讨论

3.1 亚声速流场校验

本文针对 L030-4 跨声速压气机叶栅进口气流角为 58.5° ,控制马赫数为 1.1 工况开展变静压比实验方法研究。控制马赫数定义式如式(2)所示,当 p 表示为栅前壁面平均静压时,计算得到的等熵马赫数即为实验的控制马赫数。为了验证当前实验模型安装的合理性,检测栅后流场的周期性,本文在超声速平面叶栅实验之前首先对 L030-4 压气机叶栅马赫数为 0.82 的亚声速工况进行了对比较验,此时压气机叶栅叶片数为 9 片,对比实验数据来源于德国宇航院(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR)跨声速平面叶栅风洞^[26]。考虑到风洞结构尺寸、模型展弦比等因素的影响,两座风洞的实验数据可能存在一定差异,而这种差异往往表现为不同的轴向密流比参数^[32,38]。因此本文采用 MAP 程序,通过调节计算域进口至出口的流片厚度对两座风洞不同轴向密流比(A_v)工况进行数值模拟。

图 5 给出了进口马赫数 0.82 时 MAP 程序预

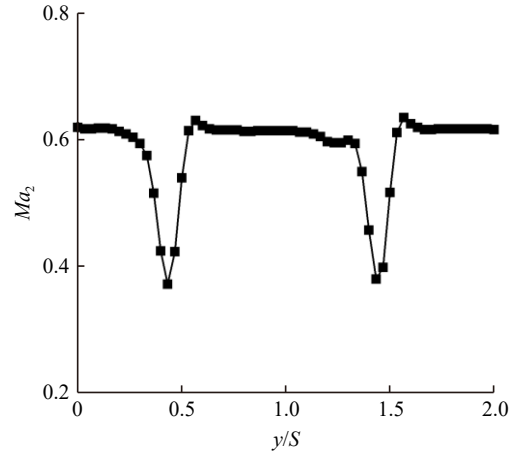
图 5 叶片表面等熵马赫数分布图($Ma_1=0.82$)Fig. 5 Blade surface isentropic Mach number distributions
($Ma_1=0.82$)

测的叶片表面等熵马赫数和两座风洞实验数据对比图。由图可知, CARDIC 风洞实验轴向密流比 DLR 叶栅风洞高 0.03, 导致 CARDIC 风洞叶栅出口等熵马赫数稍高。在轴向密流比 1.13 时, MAP 程序预测结果表明 CFD 结果同 CARDIC 风洞实验数据吻合得更好, 较为准确地捕捉了通道内的减速扩压流动。而在轴向密流比 1.1 时, 压力面 40% 弦长之前 CFD 预测值同 DLR 叶栅风洞数据存在较大差异; 同时, 吸力面 30%~70% 弦长位置实验测量值同样存在较 CFD 预测值偏低的情况。由于轴向密流比 1.13 工况已经验证了 MAP 程序模拟的可靠性, 使得研究人员不得不怀疑是否还存在其他因素影响 DLR 压气机平面叶栅的实验结果。

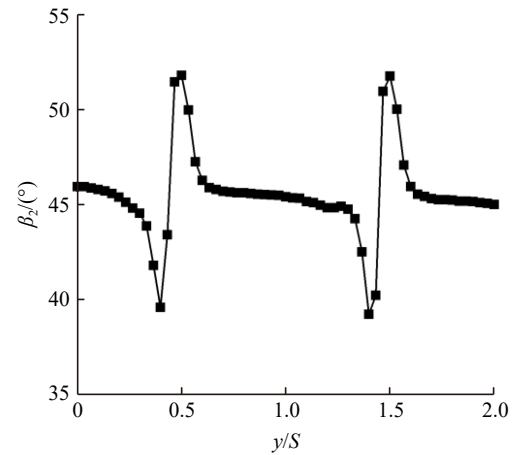
图 6 进一步给出了 CARDIC 风洞叶栅出口马赫数 Ma_2 和出口气流角 β_2 沿周向的双栅距参数分布图, 其中横坐标 y/S 为栅距比例。由图可知, 实验工况尾迹参数周期性良好, 证实了 CARDIC 风洞在叶栅实验模型安装和流场参数测量上的可靠性。表 1 给出了该工况所对应的叶栅气动性能参数分布, 其中总压损失 ω_t 定义如式(3)所示。

$$\omega_t = (p_{t1} - \overline{p_{t2}}) / (p_{t1} - p_1) \quad (3)$$

表 1 数据表明两座叶栅风洞测试的叶栅总压损失、出口气流角和 MAP 预测值吻合度较好, CARDIC 叶栅风洞轴向密流比更高, 出口气流角更大, 符合常规压气机叶栅气动参数变化规律, 也进一步验证了栅后多孔探针测量的准确性。DLR 叶栅风洞静压比偏高则是图 5 中 40% 弦长之前叶片载荷更高的直接体现, 可能由于压力面



(a) 出口马赫数



(b) 出口气流角

图 6 CARDIC 风洞双栅距尾迹参数分布图($Ma_1=0.82$)Fig. 6 Wake parameter distributions of CARDIC wind tunnel among two pitches ($Ma_1=0.82$)表 1 叶栅气动参数分布表($Ma_1=0.82$)Table 1 Aerodynamic parameters of experimental cascade
($Ma_1=0.82$)

数据来源	总压损失 ω_t	静压比 π	出口 气流角 $\beta_2/(^\circ)$	出口 马赫数 Ma_2
CARDIC	0.035 4	1.21	45.76	0.586
DLR	0.034 2	1.25	45.15	
MAP	0.032 4	1.22	45.05	0.583

一侧处于非设计进口气流角所致。

3.2 不同叶片数实验对比分析

超声速流场的起动问题与叶栅有效流通面积息息相关; 当叶栅通道内流场处于完全起动状态时, 可通过改变叶栅栅后背压的方式获得跨、超声速压气机平面叶栅的不同静压比实验工况, 此时叶栅保持恒定的超声速进口条件。实际风洞实验中, 往往采用不同的调控措施降低进口附面层厚度, 增大叶栅通道内有效流通面积, 从而建立

超声速叶栅流场。本文从减小叶栅实验区的几何堵塞出发,通过改变模型叶片数的方式改变风洞气流流动路径上的有效流通面积,期望获得较好的跨超声速平面叶栅实验效果。实验模型叶片数由 9 片减少至 7 片和 5 片,开展不同叶片数的性能对比实验,并采用 MAP 程序预测平面叶栅通道内流场,在叶片数减少时叶片弦长和叶片稠度均保持不变。

不同叶片数时,MAP 程序始终计算的是有限流片厚度单通道近似二维流场,通过调节进口参数和流片厚度去匹配实验结果。图 7 给出了 MAP 程序预测的叶片表面等熵马赫数同实验数据对比图,其中 3 个实验工况对应的叶栅总压损失、静压比、轴向密流比参数如表 2 所示,进一步的实

验纹影图和 MAP 预测的流场马赫数云图如图 8 所示。由图 7 和图 8 可知,MAP 程序比较准确地预测了 7 个叶片和 5 个叶片的通道内部流动,叶片表面等熵马赫数同实验值吻合得较好,CFD 流场马赫数云图表现出的通道激波系分布同实验的纹影图吻合度较高,通道激波根部的 λ 波结构也有明显体现,验证了 MAP 程序计算方法的可靠性。而在 9 个叶片工况,CFD 预测的激波系总体分布同纹影结果吻合较好,在叶片表面等熵马赫数分布细节上存在一定差异,主要原因在于该工况处于堵塞状态,存在叶片前缘激波和通道激波的相互影响,叶栅通道波系结构更为复杂,CFD 预测难度更大所致。

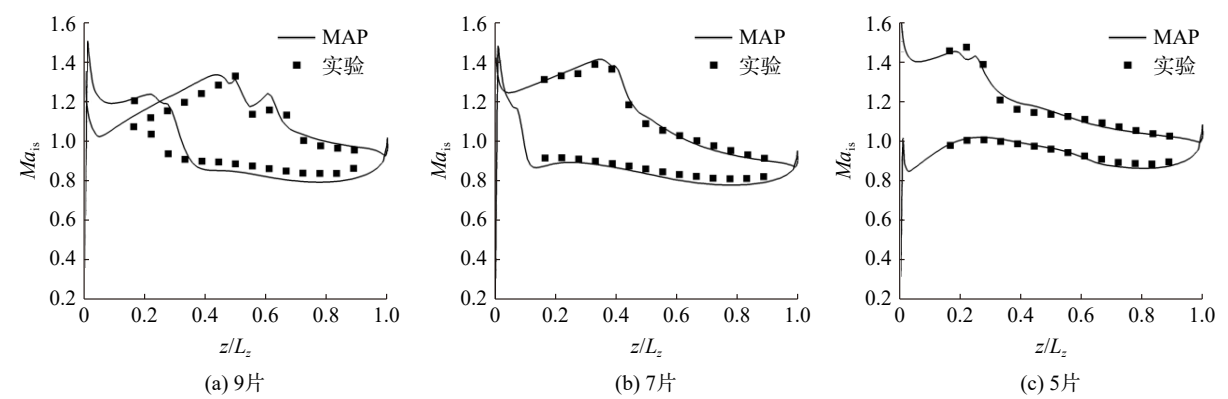


图 7 不同叶片数时叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 7 Blade surface isentropic Mach number distributions with different blade numbers

表 2 实验与 CFD 参数对比表			
Table 2 Parameter comparisons between experiments and CFD			
参数	9 片叶片	7 片叶片	5 片叶片
实验控制马赫数 Ma	1.1	1.1	1.1
实验总压损失 ω_t	0.143	0.111	0.198
实验静压比 π	1.40	1.38	1.34
实验轴向密流比 A_v	1.04	1.1	1.0
CFD 计算马赫数 Ma	1.05	1.20	1.29
CFD 总压损失 ω_t	0.12	0.112	0.189
CFD 静压比 π	1.34	1.65	1.72
CFD 轴向密流比 A_v	1.05	1.1	1.0
实验静压比修正值 π	1.32	1.58	1.69

进一步分析可知,在保持叶栅实验控制马赫数不变,叶片数由 9 片减少至 7 片、5 片过程中,叶片通道激波系经历了由堵塞状态的双激波系分布至通道单激波处于槽道唇口位置、通道激波退

出槽道的近失速完整过程,叶片 20% 弦长之前也经历了由负载荷到较小正载荷、近失速工况时集中叶片大部分气动载荷的历程,实现了超声速压气机叶栅变背压调节的实验目的。

结合表 2 实验数据分析可知,当叶片数由 9 片减少至 7 片和 5 片,叶栅通道激波系逐步退出槽道的过程中,实验获得的静压比不断降低,这与超声速压气机叶栅激波增压原理相违背,与叶片表面等熵马赫数和纹影图所反映出的物理规律相矛盾。由于静压比值取决于栅后探针测量的准确性和栅前壁面平均静压,而探针测量准确性在文中第 3.1 节亚声速流场校验中已经得到了验证,因此,实验测量静压比的误差可能来源于栅前壁面静压。实际实验过程中,为了获得通道激波系退出槽道时所对应的近设计点高负荷工况,栅后背压必须维持在一个较高的水平,但由于风洞附面层厚度及实验区几何堵塞的影响,在不对进口

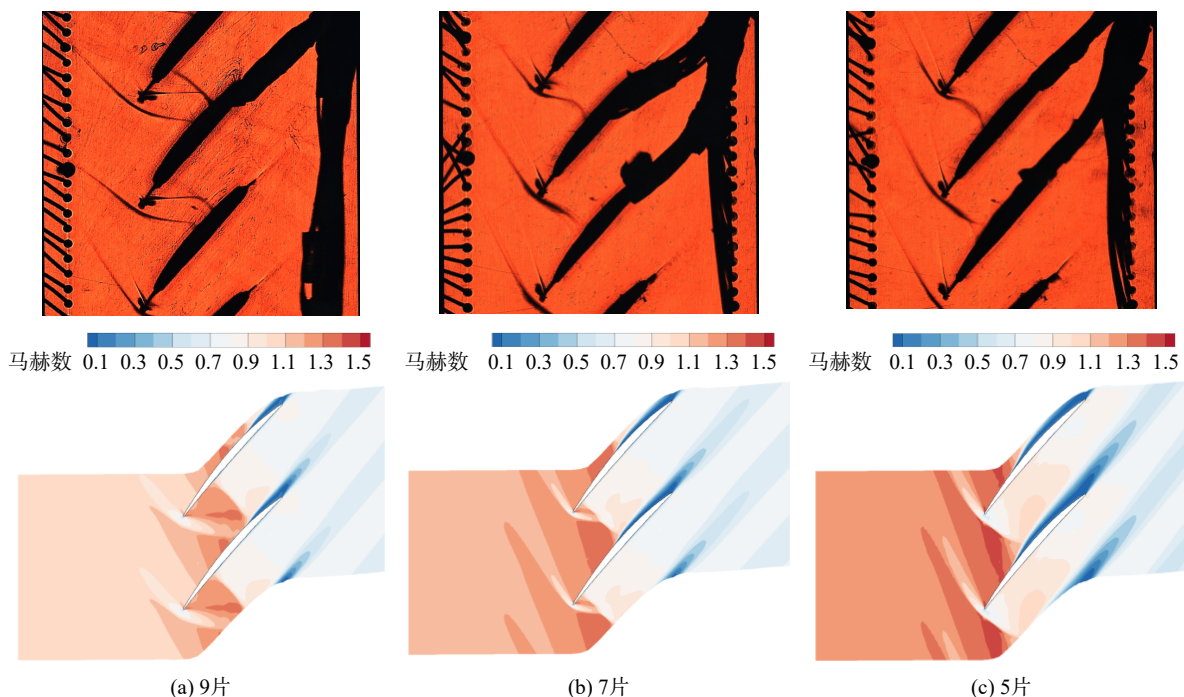


图 8 不同叶片数时实验与 CFD 预测马赫数云图分布

Fig. 8 Experimental schlieren pictures and CFD predicted Mach number contours with different blade numbers

附面层做减薄处理的情况下很难达到预期马赫数。因此, 必须启动边界层抽吸和栅前抽吸(见图 2)等方式降低进口附面层厚度, 提高实验区的有效流通面积, 进而达到实验马赫数的目的。但抽吸减薄附面层的同时可能会影响抽吸带之后的壁面静压分布, 导致实验控制马赫数对应的壁面静压与核心流静压存在偏差, 从而致使实际流场静压比与实验测量静压比并不一致。为了验证这个物理现象, 本文在 CFD 流场计算时, 尽可能保持实验轴向密流比, 通过适当调节进口马赫数来匹配实验叶片表面等熵马赫数分布(见图 7), 获得了较好的效果。通过 CFD 预测的叶片进口马赫数和实验进口总压获得修正的进口静压, 并采用实验测量得到的栅后静压与修正后的进口静压进行计算, 并得到修正的静压比, 其结果如表 2 所示。由表可知, 经修正后的静压比满足超声速压气机叶栅激波增压原理的发展规律, 修正值同 CFD 预测偏差很小, 验证了修正方法的可行性。

3.3 近设计点实验对比分析

以上实验表明开启栅前抽吸和边界层抽吸以后会影响壁面静压分布, 导致实验控制马赫数与核心流马赫数存在差异, 可以通过 CFD 校核叶片表面等熵马赫数对进口马赫数进行修正, 但获得的实验工况往往会偏离需求马赫数工况值。为了获得更准确的 L030-4 压气机叶栅近设计点叶栅

实验数据, 本文选取了 7 个叶片布局进行进一步的平面叶栅实验, 依据表 2 中实验控制马赫数与 CFD 预测进口马赫数之间的差异, 拟将控制马赫数 1.1 降低至 1.01, 期望获得实际进口马赫数为 1.1, 高增压比的近设计工况的压气机叶栅实验数据, 并同 DLR 跨声速平面叶栅实验数据进行对比, 校核预估方法的可行性。

图 9 给出了该工况对应的双栅距叶栅尾迹参数分布, 表明 7 个叶片时叶栅栅后流场参数仍然具有良好的周期性。表 3 给出了近设计点两座风洞实验数据及 MAP 程序预测的叶栅气动性能参数对比。由表 3 可知, 两座风洞测量得到的叶栅总压损失、静压比、出口气流角和轴向密流比的相对偏差均小于 4%, CARDIC 叶栅风洞轴向密流比稍高, 静压比偏低。MAP 程序预测的总压损失较实验值偏低约 20%; 损失较低, 流场内流动分离区域较小, 出口气流角更小, 静压升更高, 符合常规叶栅气动参数的分布规律。

图 10 给出了进口马赫数 1.1 时 MAP 程序预测的叶片表面等熵马赫数同两座风洞实验值对比图。由图可知, 两座风洞的叶片表面等熵马赫数比较接近, 验证了采用如上预估方法去逼近设计工况的合理性。等熵马赫数分布主要差异在于通道激波位置, CARDIC 风洞的叶栅通道激波位置更靠前, DLR 叶栅风洞实验数据更靠后, 而 MAP

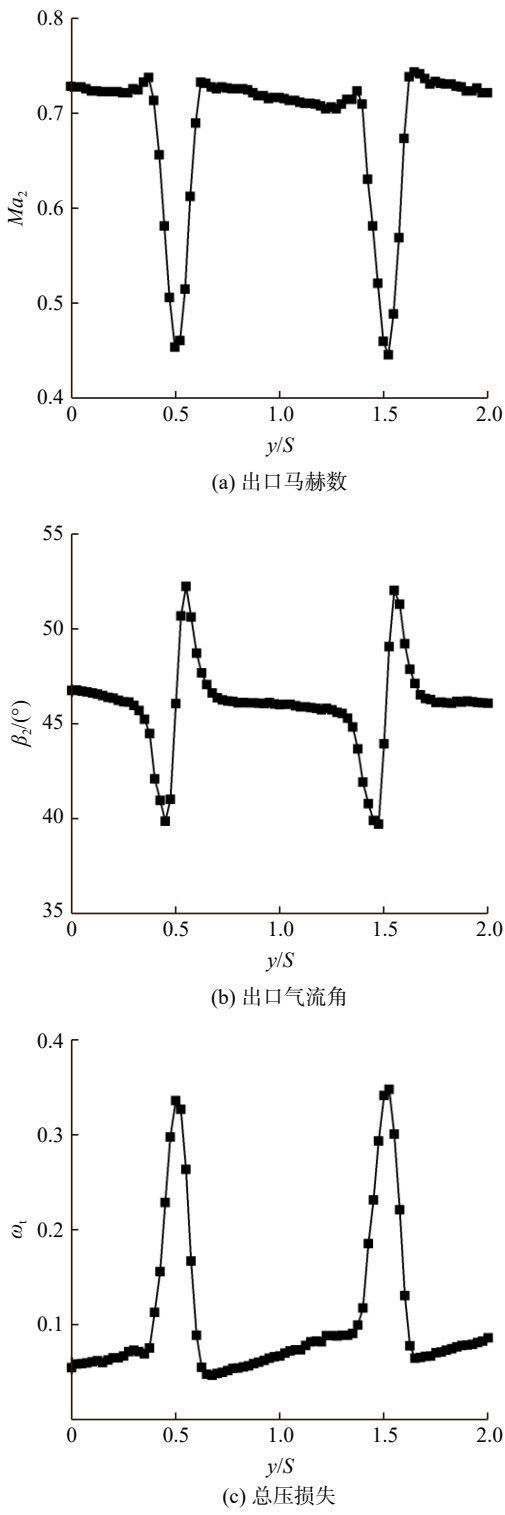


图 9 近设计点双栅距叶栅尾迹参数分布
($Ma_1=1.1, \pi=1.48$)

Fig. 9 Cascade wake parameter distributions among two pitches on near design condition ($Ma_1=1.1, \pi=1.48$)

预测值则处于之间。差异的原因在于实验时背压调控的精度,不可能完全复现其他风洞的准确背压条件。图 11 进一步给出了 MAP 预测的流场马赫数同 CARDIC 风洞纹影图对比,图中显示了

表 3 近设计工况参数对比表			
Table 3 Parameter comparisons on near design condition			
参数	CARDIC	DLR	MAP
进口马赫数 Ma_1	1.1	1.1	1.1
总压损失 ω_t	0.088	0.085	0.068
静压比 π	1.48	1.52	1.54
出口气流角 $\beta_2/(\circ)$	46.2	45.5	43.6
轴向密流比 A_v	1.16	1.15	1.15

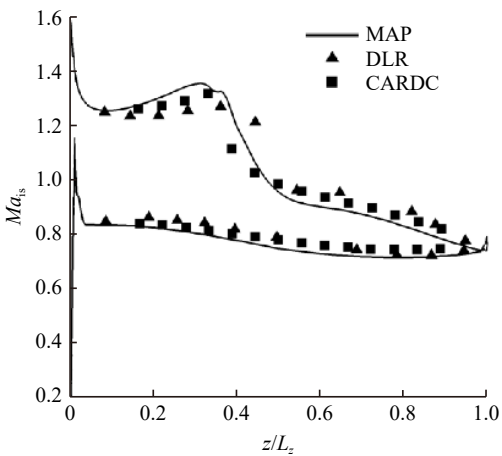
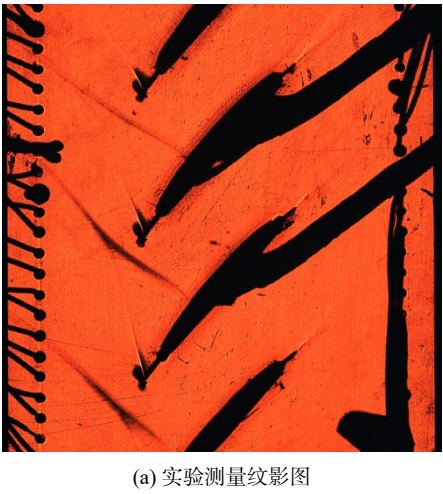


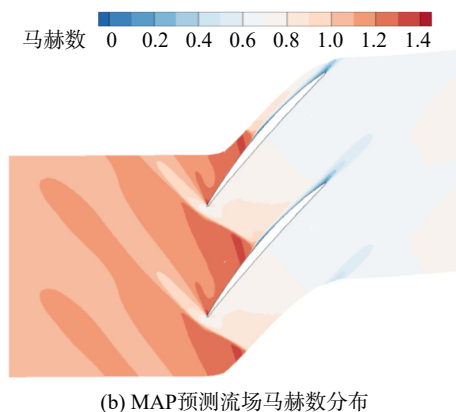
图 10 近设计点叶片表面等熵马赫数
($Ma_1=1.1$)

Fig. 10 Blade surface isentropic Mach number distributions on near design condition ($Ma_1=1.1$)

MAP 预测的叶栅通道激波系分布同实验结果吻合较好,此时通道激波处于叶栅槽道唇口位置, CARDIC 叶栅风洞实现了 L030-4 压气机转子叶栅近设计点的对比验证工作,为进一步的其他超声速叶栅实验奠定了基础。

以上数据分析表明,由于栅前抽吸减薄附面层而影响壁面静压与核心流场静压一致性的问题,通过经详细校验过的 CFD 软件对进口马赫数进





(b) MAP预测流场马赫数分布

图 11 近设计点实验纹影图与 MAP 预测马赫数云图

Fig. 11 Experimental schlieren picture and MAP predicted Mach number contour on near design condition

行标定解决,并进一步指导了变静压比实验,验证了方法的合理性。

4 结 论

本文通过开展国内外模型对比实验,并采用数值和实验方法相结合的方式对 L030-4 跨声速压气机转子叶栅开展变静压比叶栅实验方法研究,获得如下结论:

1) 本文通过降低叶片数和调节栅后背压的方式实现了 L030-4 压气机叶栅由堵塞状态的双激波系分布至通道单激波处于槽道唇口、通道激波退出槽道的近失速完整变化过程,实现了变静压比的跨声速压气机平面叶栅实验;验证了减少实验模型叶片数可提高实验区流通面积,有利于建立超声速压气机叶栅流场,但过少的叶片数会导致流场接近失速,本文 7 个叶片适用于近设计点工况的性能测试。

2) 针对超声速叶栅实验时栅前及边界层抽吸导致的壁面静压与核心流静压不一致的问题,采用经详细校核过的 MAP 程序预测了叶片表面等熵马赫数分布并校正实验进口马赫数,经修正后的静压比同 CFD 预测值吻合较好。

3) 基于 CFD 标定实验进口马赫数的结果成功指导 L030-4 近设计点的高静压比跨声速压气机平面叶栅实验,获得的叶栅总压损失、静压比、出口气流角和轴向密流比参数同国外风洞实验数据相比,相对偏差均小于 4%,验证了标定方法的合理性。

参考文献:

[1] 刘永泉,刘太秋,季路成.航空发动机风扇/压气机技术发

展的若干问题与思考[J].航空学报,2015,36(8):2563-2576.

LIU Yongquan, LIU Taiqiu, JI Lucheng. Some problems and thoughts in the development of aero-engine fan/compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2563-2576. (in Chinese)

[2] 张庆典,马宏伟,杨益,等.平面叶栅气动试验研究进展与展望[J].力学学报,2022,54(7):1755-1777.

ZHANG Qingdian, MA Hongwei, YANG Yi, et al. Progress and prospect of aerodynamic experimental research on linear cascade[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2022, 54(7): 1755-1777. (in Chinese)

[3] LICHTFUSS H J, STARKEN H. Supersonic cascade flow[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1974, 15: 37-149.

[4] LIU Baojie, SHI Hengtao, YU Xianjun. A new method for rapid shock loss evaluation and reduction for the optimization design of a supersonic compressor cascade[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(13): 2458-2476.

[5] LICHTFUSS H J, STARKEN H. Supersonic exit flow of two-dimensional cascades[R]. ASME Paper 72-GT-49, 1972.

[6] TWEEDT D L, SCHREIBER H A, STARKEN H. Experimental investigation of the performance of a supersonic compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(4): 456-466.

[7] SCHREIBER H A, STARKEN H. Experimental cascade analysis of a transonic compressor rotor blade section[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 288-294.

[8] FUCHS R, STARKEN H. Experimental investigations of supersonic cascades designed for high static pressure ratios[R]. ASME Paper 77-GT-37, 1977.

[9] SEROVY G K, OKIISHI T H. Performance of a compressor cascade configuration with supersonic entrance flow: a review and comparison of experiments in three installations[J]. Journal of Turbomachinery, 1988, 110(4): 441-449.

[10] SCHREIBER H A, STARKEN H. An investigation of a strong shock-wave turbulent boundary layer interaction in a supersonic compressor cascade[R]. ASME Paper 91-GT-92, 1991.

[11] STEINERT W, FUCHS R, STARKEN H. Inlet flow angle determination of transonic compressor cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(7): 487-493.

[12] TIAN Simeng, PETRIE-REPAR P, GLODIC N, et al. CFD-aided design of a transonic aeroelastic compressor rig[J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(10): 101003.

[13] LOUDA P, PŘÍHODA J. Study on the numerical model of transonic wind tunnel test section[J]. Journal of Thermal Science, 2021, 30(1): 231-241.

[14] GAN Jiuliang, WATANABE T, HIMENO T. Effect of shock wave behavior on unsteady aerodynamic characteristics of oscillating transonic compressor cascade[R]. ASME Paper GT2021-59416, 2021.

[15] 王宏娟,蔡可军,余申.超声速压气机叶栅中激波、边界层相互作用的基本现象及被动式控制的研究[J].流体力学实验与测量,1997,11(2):60-64.

WANG Hongjuan, CAI Kejun, YU Shen. Some preliminary experimental results on passive control of shock wave boundary layer interaction in supersonic cascades[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 1997, 11(2): 60-64. (in Chinese)

[16] 兰发祥,周拜豪,梁德旺,等.跨、超声速吸附式压气机平面叶栅试验[J].航空动力学报,2010,25(5):1123-1128.

LAN Faxiang, ZHOU Baihao, LIANG Dewang, et al. Experiments

- tal investigation of transonic and supersonic aspirated compressor cascades[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(5): 1123-1128. (in Chinese)
- [17] 王松涛, 胡应交. 基于超声速冲动式转子的下游静叶气动设计方法研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(8): 1035-1041.
WANG Songtao, HU Yingjiao. Study of aerodynamic design method for downstream stator based on supersonic impulse rotors[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(8): 1035-1041. (in Chinese)
- [18] 王松涛, 胡应交, 王仲奇. 低反动度高负荷超声速轴流压气机气动设计方法[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(6): 1322-1332.
WANG Songtao, HU Yingjiao, WANG Zhongqi. Aerodynamic design method of high loaded supersonic axial-compressor with low reaction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(6): 1322-1332. (in Chinese)
- [19] 邱名. 高级压比轴流压气机转子通道内激波组织研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
QIU Ming. Investigation of shock organization in axial compressor passages of high pressure ratio[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [20] 张疏影, 周玲, 季路成. 通道参数对超声速叶栅性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2022, 37(4): 836-847.
ZHANG Shuying, ZHOU Ling, JI Lucheng. Effects of passage parameters on performance of supersonic cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(4): 836-847. (in Chinese)
- [21] 查戈成, 严汝群. 超音速多圆弧 (MCA) 叶型叶栅的研究[J]. *航空动力学报*, 1987, 2(2): 113-116, 184-185.
ZHA Gecheng, YAN Ruqun. Investigation of supersonic multiple circular arc (MCA) airfoil cascade of axial-flow compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1987, 2(2): 113-116, 184-185. (in Chinese)
- [22] 项林, 马继华, 陶德平. 超音速扩压叶栅激波结构与流动特征分析[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 1999, 12(1): 1-6.
XIANG Lin, MA Jihua, TAO Deping. Analysis of shock wave structure and flow characteristics of supersonic compressor cascade[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 1999, 12(1): 1-6. (in Chinese)
- [23] 邱名, 陈逸, 王子维, 等. 超声速压气机叶栅研究进展[C]// 第三届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 中国航空学会, 2017: 357-375.
- [24] 江雄, 邱名, 范召林. 喉道对压气机超声叶栅流态及性能的影响[J]. *航空学报*, 2017, 38(3): 120308.
JIANG Xiong, QIU Ming, FAN Zhaolin. Effect of supersonic compressor cascade throat on flow pattern and cascade performance[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(3): 120308. (in Chinese)
- [25] 郝颜, 邱名, 江雄, 等. 进口预旋对预压缩叶栅性能影响研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(12): 2725-2733.
HAO Yan, QIU Ming, JIANG Xiong, et al. Investigation of inlet pre-swirl influence on performance in precompression cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(12): 2725-2733. (in Chinese)
- [26] 李清华, 曹志远, 胡骏. 端壁吸/吹气对超声速压气机叶栅流场影响机理的对比研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(9): 1991-2002.
LI Qinghua, CAO Zhiyuan, HU Jun. Comparison between effects of endwall suction and air injection on flow field of a supersonic compressor cascade[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(9): 1991-2002. (in Chinese)
- [27] 刘永振, 徐强仁, 马英群, 等. 超声速压气机叶栅前缘通道激波损失的鼓包控制研究[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(10): 2294-2304.
LIU Yongzhen, XU Qiangren, MA Yingqun, et al. Investigation on the first passage shock loss with bump control inside a supersonic compressor cascade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(10): 2294-2304. (in Chinese)
- [28] 盛佳明, 张海灯, 吴云, 等. 电弧放电等离子体激励控制超声速压气机叶栅激波/边界层干扰仿真研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(10): 2228-2236.
SHENG Jiaming, ZHANG Haideng, WU Yun, et al. Simulation study of arc discharge plasma actuator for supersonic compressor cascade shock wave/boundary layer interaction control[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(10): 2228-2236. (in Chinese)
- [29] 陈为雄, 王掩刚, 马峰, 等. 超声速来流基元叶型前缘加工误差气动敏感性分析[J]. *推进技术*, 2019, 40(10): 2235-2242.
CHEN Weixiong, WANG Yangang, MA Feng, et al. Aerodynamic sensitivity analysis of manufacturing errors for leading edge of supersonic elementary blade profile[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2235-2242. (in Chinese)
- [30] 陈卓远, 耿少娟, 刘帅鹏, 等. 轮廓度误差对超声速压气机叶栅气动性能的影响[J]. *中国舰船研究*, 2024, 19(2): 197-206.
CHEN Zhuoyuan, GENG Shaojuan, LIU Shuaipeng, et al. Effects of profile variability on aerodynamic performance of supersonic compressor cascade[J]. *Chinese Journal of Ship Research*, 2024, 19(2): 197-206. (in Chinese)
- [31] FROST G R, HEARSEY R M, WENNERSTROM A J. A computer program for the specification of axial compressor airfoils[R]. Springfield, US: Aerospace Research Laboratories ARL 72-0171, 1972.
- [32] 魏巍, 马护生, 周晓刚, 等. 变密度平面叶栅风洞的设计与实现[J]. *实验流体力学*, 2022, 36(5): 24-33.
WEI Wei, MA Husheng, ZHOU Xiaogang, et al. Design and actualization of the variable density plane cascade wind tunnel[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2022, 36(5): 24-33. (in Chinese)
- [33] 中国航空工业第一集团公司. 跨超音速平面叶栅试验方法: HB 20145-2014 [S]. 北京: 国家国防科技工业局, 2014: 1-14.
- [34] NING Fangfei. MAP: a CFD package for turbomachinery flow simulation and aerodynamic design optimization[R]. ASME Paper GT2014-26515, 2014.
- [35] EDWARDS J R. A low-diffusion flux-splitting scheme for Navier-Stokes calculations[J]. *Computers & Fluids*, 1997, 26(6): 635-659.
- [36] 杜磊, 宁方飞. 基于 S-A 湍流模型和间歇因子输运方程的转捩流数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(10): 2450-2461.
DU Lei, NING Fangfei. Numerical simulation of transition flows based on S-a turbulence model and intermittency transport equation[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(10): 2450-2461. (in Chinese)
- [37] ZHANG Shuying, ZHOU Ling, JI Lucheng. Investigation of hysteresis loop in the starting process of supersonic cascade[J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(4): 2685-2693.
- [38] KIOCK R, LEHTHAUS F, BAINES N C, et al. The transonic flow through a plane turbine cascade as measured in four European wind tunnels[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1986, 108(2): 277-284.

(编辑: 陈 越)