

跨声速压气机叶栅流动状态的试验和数值研究

孟凡杰¹, 宫超玄¹, 唐洁¹, 李景银¹, 魏巍², 郭朋华¹

(1. 西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安;

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

摘要: 针对跨声速压气机叶栅风洞试验过程中存在的唯一冲角问题, 通过开展不同来流马赫数以及不同背压条件下的平面叶栅风洞试验测量和数值模拟研究, 阐明了高亚声和超声来流条件下跨声速压气机叶栅前流场唯一性不同的形成机制, 分析了静压比对叶栅流动状态和激波结构的影响机制。研究表明: 跨声速叶栅在低背压条件下叶栅内激波结构为双激波模式, 表现为前缘脱体激波和通道正激波, 随着背压的增加, 通道激波位置逐渐前移并最终与脱体激波合并, 形成单激波模式。超声速来流条件下, 栅前流场参数受激波-膨胀波波系的影响呈现出波浪分布, 其测量位置至少应距离叶栅前缘线 50% 弦长。理论分析结果表明: 跨声速叶栅的唯一冲角现象可扩展到高亚声速状态, 但其物理机制有所不同, 超声速状态下进口气流角取决于来流马赫数和叶栅入口几何形状, 而亚声速状态下进口气流角取决于来流马赫数和叶栅喉部面积。随着静压比的提高, 跨声速叶栅运行状态经历堵塞状态-溢出状态-设计状态的转变, 在来流马赫数为 1.10 时总压损失系数由 0.175 递减为 0.082, 降幅超过 50%。叶栅变背压试验结果表明, 静压比超过 1.379 时流场三维效应增强, 影响到叶栅流动的周期性, 并且栅后节流板会干扰到尾迹参数的测量。该研究结果有助于理解跨声速叶栅运行状态、激波结构以及栅前流场唯一性机制, 同时可对跨声速叶栅试验起到指导作用。

关键词: 压气机叶栅; 激波; 唯一冲角; 静压比

中图分类号: TK05 **文献标志码:** A

DOI: 10.7652/xjtuxb202407002 **文章编号:** 0253-987X(2024)07-0013-13

Experimental and Numerical Investigation of the Flow State of a Transonic Compressor Cascade

MENG Fanjie¹, GONG Chaoxuan¹, TANG Jie¹, LI Jingyin¹, WEI Wei², GUO Penghua¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China; 2. Institute of Air and Space Technology, China Aerodynamic Research and Development Centre, Mianyang, Sichuan 621000, China)

Abstract: For the unique incidence problem in the wind tunnel experiments of the transonic compressor cascade, by conducting experimental measurements and numerical simulations under different inflow Mach number and back pressure condition, this study elucidates the formation mechanism of the uniqueness in the inlet flow field of the cascade under the subsonic and supersonic inflow conditions, and analyzes the impact mechanism of the static pressure ratio on the cascade flow states and shock wave structures. The research results indicate that under low back pressure conditions, the shock wave within the transonic cascade exhibits a dual shock wave pattern, characterized by a leading edge detached shock wave and a passage normal shock wave.

收稿日期: 2024-01-16。 作者简介: 孟凡杰(1995—),男,博士生;李景银(通信作者),男,教授,博士生导师。 基金项目: 国家科技重大专项资助项目(2017-II-0007-0021)。

网络出版时间: 2024-04-19

网络出版地址: <https://link.cnki.net/urlid/61.1069.T.20240417.1602.013>

As the back pressure increases, the position of the passage shock wave gradually moves forward and eventually merges with the detached shock wave to form a single shock wave pattern. Under supersonic inflow conditions, the inlet flow field parameters are influenced by shock wave-expansion wave systems and present a wave distribution. The measuring position of the inlet flow parameters should be at least 50% chord length distance from the leading edge of the cascade. Theoretical analysis reveals that the unique incidence phenomenon of the transonic cascade can be extended to high subsonic inflow conditions, but with different physical mechanisms. In supersonic states, the inlet airflow angle depends on the inflow Mach number and the geometric shape of the cascade inlet, whereas in subsonic states, the angle depends on the inflow Mach number and the throat area of the cascade. As the static pressure ratio increases, the transonic cascade operation undergoes the transition from a blocked state to a spilling state and eventually to a design state, with the total pressure loss coefficient decreasing monotonically from 0.175 to 0.082 at the incoming Mach number of 1.10, with a decrease of more than 50%. The results of the cascade variable back pressure experiments indicated that the three-dimensional effects of the flow field were enhanced when the static pressure ratio exceeded 1.379, which affected the periodicity of the cascade flow, and the cascade trailing edge throttle plate interfered with the measurement of wake parameters. These findings aid in comprehending the variations in the transonic compressor cascade's operation state, shock wave structure, and unique incidence flow field. They can also serve as guidance for transonic cascade experiments.

Keywords: compressor cascade; shock wave; unique incidence; static pressure ratio

现代飞机发动机和燃气轮机中轴流压气机的前几级一般为跨声级,其对整机的性能有着重大影响^[1-2]。因此,了解跨声速叶栅内部的流动状态并设计出稳定运行工况范围较宽且总压损失较低的跨声速叶型,是开发高效跨声速轴流压气机的关键^[3-4]。跨声速叶栅进口马赫数在0.8~1.2范围内,涵盖了亚声速和超声速流动,流动情况复杂。跨声速叶栅复杂的激波结构以及激波边界层干涉现象^[5],使得叶栅流场结构和特性与亚声速叶栅发生明显改变^[6-8],受到国内外研究人员的广泛关注。

与亚声速叶栅不同的是,跨声速叶栅具有不同的运行状态,研究人员根据来流速度以及叶栅通道内速度将跨声速叶栅分为4种不同的运行状态:未启动状态、未启动和堵塞状态、轴向速度为亚声速的启动状态以及轴向速度为超声速的启动状态^[9]。在轴向速度为亚声速的启动状态下,跨声速叶栅前流场存在唯一冲角现象,又称为唯一冲角状态^[10]。Lichtfuss和Starken^[11]通过理论分析介绍了这种现象的产生机制以及激波计算方法。阮志坤^[12]将单翼脱体激波的Moeckel激波模型进行修改以适用叶栅的情况。然而,当跨声速叶栅运行在亚声速状态下,叶栅进口流场是否存在唯一冲角现象仍是未知的。此外,跨声速叶栅在亚声速状态和超声速状态下,叶栅运行状态随背压的转变机制以及内部激

波结构和叶栅性能随背压的变化规律仍需开展进一步的研究。

叶栅试验是掌握叶栅性能以及内部流动状态的重要手段。由于跨声速叶栅复杂的运行状态以及跨声速风洞对风洞流场品质和试验调控要求较高等原因^[13],使得国内外跨声速叶栅试验数据较少。德国宇航中心(DLR)^[14]系统地开展了跨声速叶栅试验。Schreiber等^[15]借助DLR跨声速风洞对跨声速压气机叶栅进行了来流马赫数范围为0.82~1.10的叶栅性能测量。Fuchs等^[16]同样借助DLR跨声速风洞对来流马赫数范围为0.82~1.15的跨声速叶栅性能进行了试验和理论分析。兰发祥等^[17]借助中国燃气涡轮研究院超、跨声速平面叶栅风洞对超、跨声速吸附式压气机平面叶栅进行了试验测量,研究了抽气位置、抽气量对叶栅性能的影响。孙鹏等^[18]研究了上下端壁抽吸和尾缘安装尾板对跨声速流场品质的提升。2019年,中国空气动力与发展中心建成的变密度平面叶栅风洞具备0.3~1.8马赫数下的试验能力,为跨声速叶栅的研究奠定了基础^[19]。随着计算流体动力学(CFD)的发展,通过数值计算分析叶栅性能并精确捕捉跨声速叶栅内部的激波结构成为可能^[20-21]。Wang等^[22]采用剪切应力传输(SST- $k\omega$)模型研究了抽吸方法控制激波结构的演化和参数分布。同样地,Petha Sethuraman

等^[23]采用 SST- $k\omega$ 湍流模型研究了喷气发动机中激波的振荡问题。

本文以跨声速叶栅为研究对象,采用理论分析和试验测量的手段,分别对高亚声速和超声速状态下的跨声速叶栅内部激波结构进行了对比分析,同时分析了高亚声和超声来流栅前流场参数的差异,并对亚声速状态下栅前流场的唯一性机制进行了分析。最后,通过理论分析和试验验证,揭示了静压比对跨声速叶栅性能和激波结构的影响以及跨声速叶栅运行状态的转换机制。

1 研究对象及试验设置

1.1 研究对象

本文以 DLR 发表的跨声速压气机叶栅为研究对象^[15],叶栅参数的定义如图 1 所示。该叶栅提取自跨声速压气机转子叶片的 45% 高度处,叶型弦长 c 为 90 mm,弯角 f 为 14.9° 。设计进口马赫数 M_1 为 1.09,设计进口气流角 β_1 为 148.5° ,设计状态下进口来流超声轴向分量亚声,叶栅进口流场存在唯一冲角现象,跨声速叶栅主要参数见表 1。

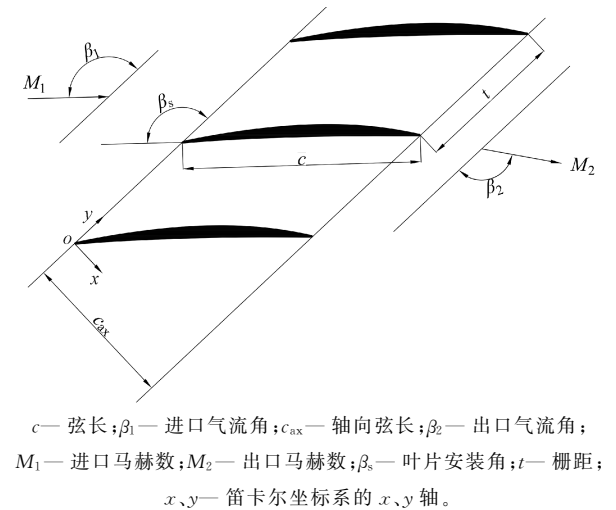


图 1 跨声速压气机叶栅参数的定义
Fig. 1 Definition of transonic compressor cascade parameters

表 1 跨声速叶栅主要参数

Table 1 Transonic compressor cascade major parameters	
参数	数值
弦长 c/mm	90
稠度 $c \cdot t^{-1}$	1.61
叶片弯角 $f/(\circ)$	14.9
叶片安装角 $\beta_s/(\circ)$	138.5
设计进口气流角 $\beta_1/(\circ)$	148.5
设计进口马赫数 M_1	1.09
最大厚度与弦长的比	0.05

1.2 叶栅试验设置

图 2 给出了变密度平面叶栅风洞及试验件安装图。跨声速叶栅试验是依托中国空气动力研究与发展中心的变密度平面叶栅风洞完成的,它是一座下吹引射暂冲式亚跨超声速平面叶栅风洞,其主要由进气系统、试验舱、引射系统、附面层抽吸系统、测控系统等组成。风洞配备了一个可调节的半柔性壁喷管,可使试验段马赫数在 0.3~1.8 之间连续变化。



(a) 变密度平面叶栅风洞



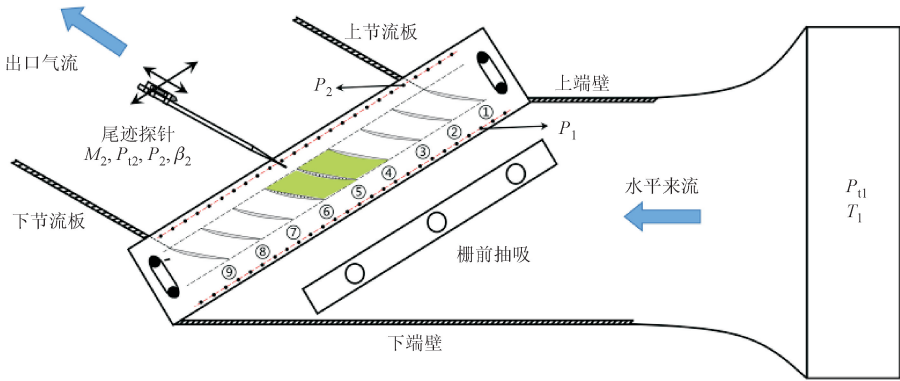
(b) 试验舱试验件安装图

图 2 变密度平面叶栅风洞及试验件安装图
Fig. 2 Variable density linear cascade wind tunnel and test cascade in capsule

试验舱如图 2(b)所示,为了降低来流附面层的影响,栅前左右两端配备了抽吸系统。试验过程中,通过旋转圆盘来控制来流气流角,通过进口压力调节阀控制来流总压,跨声速叶栅风洞参数见表 2。为了详细介绍试验过程中参数的测量,图 3 给出了试验件测量简图。为了确保叶栅的周期性流动,叶栅试验件设置了 9 个叶片,编号为 1~9,叶栅试验件测试简图如图 3 所示。在试验过程中,使用稳定段的总压探针和 T 型铠装热电偶探针测量了入口总压和总温。在叶栅上游 45% 弦长位置处沿额线方向上均匀分布了 79 个端壁静压探针,其中 6 个用于控制叶栅进口马赫数。叶栅尾迹参数,包括出口马赫数、出口总压、出口静压和出口气流角,由五孔探针在叶片 4~6 通道的中间截面测得,位置距离叶

片尾缘 31%弦长。其中叶片 5、6 分别用于测量叶片吸力面和压力面的静压值,用于分析叶片载荷特性。此外,使用纹影仪(如图 2(a)所示)来捕捉叶栅通道中的激波。本文测量了来流马赫数为 0.95、1.10和 1.20,进口气流角为 148.5° 下叶栅的性能以及激波的波系结构。

为了研究静压比对跨声速叶栅性能的影响,在 1 号叶片和 9 号叶片尾缘分别加装了上下节流板,如图 3 所示。上下节流板尾部分别有两个位移机构控制节流板的开度,从而实现不同的节流效果,进而达到控制背压的目的,叶栅试验件节流系统如图 4 所示。



P_1 —进口静压; P_2 —出口静压; P_{11} —进口总压; P_{12} —出口总压; T_1 —稳流段中测量的进口总温。

图 3 叶栅试验件测试简图

Fig. 3 Schematic diagram of test cascade



图 4 叶栅试验件节流系统

Fig. 4 Throttle system of the test cascade

表 2 跨声速叶栅风洞试验参数

Table 2 Transonic cascade wind tunnel parameters

参数	数值
进口马赫数 M_1	0.95~1.20
来流总压 P_t /kPa	128~157
来流总温 T /K	286~288
叶片弦长雷诺数 $Re/10^6$	1.75~2.26
叶片数	9
弦长 c /mm	90
展弦比 $h \cdot c^{-1}$	2.1

2 数值方法及验证

2.1 数值计算方法

由于叶栅试验测试结果的轴向密流比 A_v 接近于 1,因此本文采用商业软件 Ansys Fluent 求解双精度二维定常雷诺平均纳维-斯托克斯方程。计算域和网格如图 5 所示。网格采用 O4H 拓扑结构,并在叶片表面设置了 60 层边界层网格,以提高网格的正交性,并且壁面第一层网格尺度满足 $y^+ < 1$ 。由图 5 可以看出,计算域进出口距离叶片前尾缘各 1.5 倍弦长。此外,在计算域上下边界采用周期性边界。

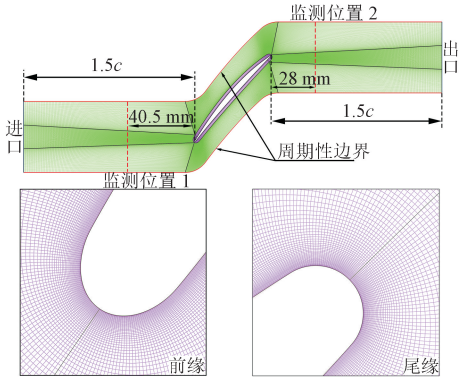


图 5 计算域和网格

Fig. 5 Schematic diagram of computation domain and grid

网格无关性验证在保证静压比相同的情况下考

察叶栅总压损失系数随网格数的变化,其中总压损失系数 ω 和静压比 π 的定义如下

$$\omega = \frac{P_{t1} - P_{t2}}{P_{t1} - P_1} \tag{1}$$

$$\pi = \frac{P_2}{P_1} \tag{2}$$

表 3 5 种不同网格的网格无关性验证

Table 3 Five different grids for grid independence study

参数	数值				
	网格 1	网格 2	网格 3	网格 4	网格 5
叶型节点数	200	400	600	800	900
第一层网格高度/mm	0.002 0	0.001 5	0.001 0	0.001 0	0.001 0
边界层网格数	40	45	50	60	60
总网格数/ 10^5	1.0	2.0	3.0	4.0	4.5
π	1.328	1.327	1.327	1.327	1.327
ω	0.138	0.135	0.134	0.133	0.133

在低背压状态下,跨声速叶栅进口流场不受出口流场参数的影响,并且在来流超声且轴向速度亚声的情况下,叶栅进口流场满足超声速黎曼关系^[11]

$$\beta + v(Ma) = C \tag{3}$$

式中: β 和 $v(Ma)$ 分别为叶栅进口流场的气流角和Prandtl-Meyer 激波角。因此,计算过程中进口边界条件难以给定准确的马赫数和进口气流角。对于这种情况,进口采用压力远场边界条件是较为合适的,给定初始马赫数、静温和气流角,出口采用压力出口边界条件,给定平均静压。计算过程中调节进口气流角使得进口马赫数为约定值,随后调节出口背压以获得不同背压下的流场结果,并且约定叶栅进口流场开始受到背压影响时的状态为跨声速叶栅的“溢出点”^[24]。

2.2 计算结果校核

为了验证计算方法的有效性,本文将数值计算结果与试验结果进行了对比。首先,为了验证数值方法对于激波特征捕捉的准确性,在相同网格数和质量下对比了湍流模型 SA (Spalart-Allmaras) 和 SST- $k\omega$ 对于叶表压力系数的预测精度,如图 6 所示。其中压力系数定义如下

$$C_p = \frac{P_{t1} - P}{P_{t1} - P_1} \tag{4}$$

图 6 中试验结果是在叶栅风洞中入口马赫数为 0.95、进口气流角为 146°、静压比为 1.25 时获得的。从图 6 中可以看出,叶片吸力面存在两道激波,分别位于 40%弦长和 60%弦长位置处。并且 SA 湍流模型对于第 2 道激波(通道激波)预测偏差较大,而 SST- $k\omega$ 湍流模型能较好地预测激波的强度,因此后

通过调整叶型周围网格节点密度进行了 5 种不同网格的网格无关性验证,见表 3。从表 3 可以看出,在相同静压比下叶型总压损失系数从网格 4 开始趋于稳定,因此本文选取网格 4 作为计算网格。

续数值计算结果均采用 SST- $k\omega$ 湍流模型。

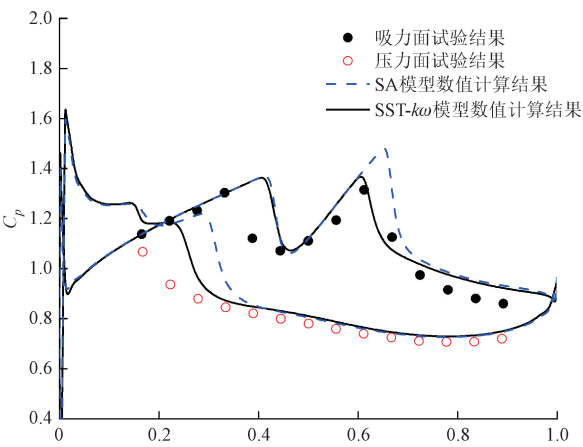


图 6 不同湍流模型下叶表压力系数分布
Fig. 6 Blade surface pressure coefficient distribution with different turbulence models

3 跨声速叶栅试验和数值结果分析

3.1 跨声速叶栅性能及激波结构分析

跨声速叶栅性能试验和数值计算结果对比见表 4。从表 4 中可以看出,在相同静压比下,试验结果和 CFD 结果吻合较好,相对误差均在 5% 以内。值得注意的是,进口马赫数从亚声速到超声速过渡时,叶栅总压损失系数急剧增加,从高亚声来流($M_1 = 0.95$)到超声来流($M_1 = 1.10$)增加了一倍。这是因为来流超声速后叶栅内部形成了强激波,产生了较高的激波损失,同时较强的激波与叶片表面边界层相互干涉使得叶型损失也相应增加。此外,表 4 中试验

表 4 跨声速叶栅性能试验和数值计算结果对比

Table 4 Comparison of experimental and numerical calculation results of transonic cascade performance

Ma	总压损失系数			静压比	
	试验结果	数值计算结果	相对误差 %	试验结果	数值计算结果
0.95	0.082	0.085	3.7	1.26	1.25
1.10	0.173	0.175	1.2	1.33	1.33
1.20	0.195	0.189	3.1	1.39	1.39

结果的 A_v 在来流马赫数为 0.95、1.10 和 1.20 时分别为 1.09、1.00 和 0.97,这表明试验结果基本接近二维结果。因此,本文采用二维数值计算方法来预测叶栅性能是可行的。

为了分析跨声速叶栅在低背压条件下流场内部的激波结构,图 7 给出了不同马赫数下的试验激波纹影图、CFD 数值纹影图和叶表压力系数分布。可以看到,CFD 预测的激波形态、强度和位置都与试验结果保持了较好的一致性。在亚声速堵塞($M_1=0.95$)和超声速启动($M_1=1.10$ 和 1.20)两种流动状态下,叶栅内的激波形态既有相似性也有差异性。相同的是叶栅通道内均有两道激波,

分别是前缘脱体激波和通道正激波,导致吸力面压力系数表现为“双峰”形式,并且在 $M_1=1.20$ 时,脱体激波位置与通道正激波位置几乎重合;不同的是亚声速堵塞情况下,前缘脱体激波还未形成,表现为一道弱正激波,而超声速启动状态下前缘脱体激波表现为两部分,一部分表现为通道斜激波交于下部相邻叶片的吸力面 60% 弦长处,另一部分表现为外伸脱体激波延伸到上部叶片的上游,此外,通道正激波在相邻叶片的吸力面和压力面都形成 λ 激波脚。这是因为此时强通道激波与吸力面压力面边界层干涉,引起边界层分离从而形成 λ 激波结构^[7]。

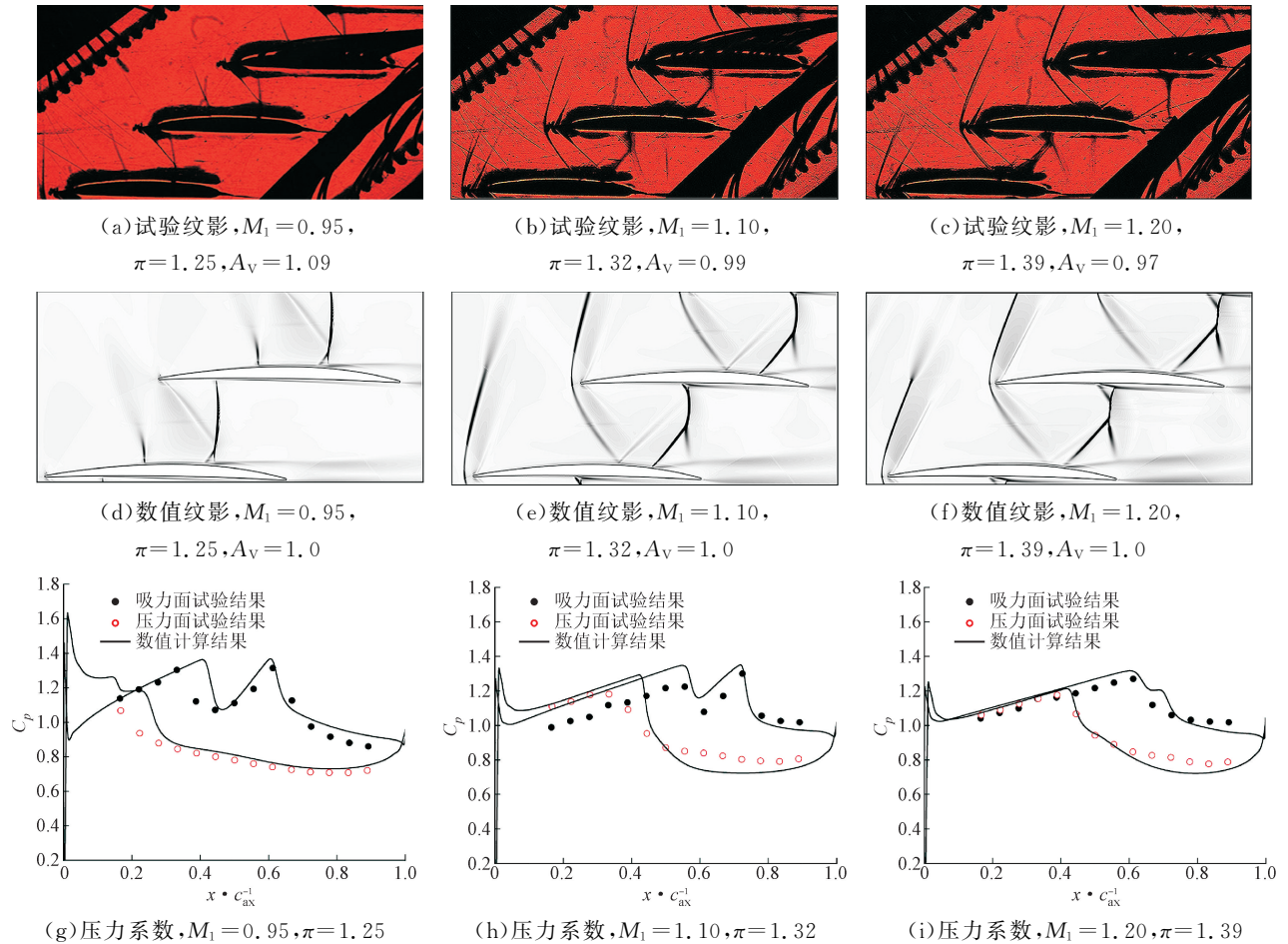


图 7 不同马赫数下的跨声速叶栅激波结构和叶表压力系数分布

Fig. 7 Transonic cascade shock patterns and blade surface pressure coefficient distribution at different Mach numbers

3.2 跨声速叶栅进口流场参数分析

3.1 节研究结果表明,在亚声速堵塞状态和超声速启动状态下,跨声速叶栅进口流场不受背压的影响。为了研究跨声速叶栅在这两种状态下的进口流场参数分布,同时指导跨声速叶栅试验,图 8 定义了跨声速叶栅前流场参数的监测位置。图 8 中线 A 垂直于叶栅前额线,用于监测叶栅来流参数的变化;图 8 中线 0~4 用于监测一个栅距内栅前 0、10、20、30 和 40.5 mm 位置处的参数变化情况,其中线 4 为试验过程中栅前静压测量位置,如图 5 中监测位置 1 所示,用以控制试验过程中的来流马赫数。

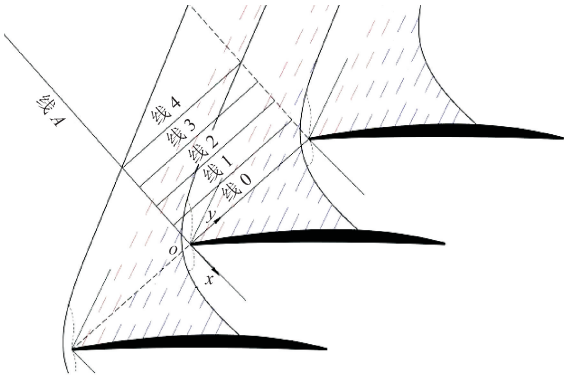
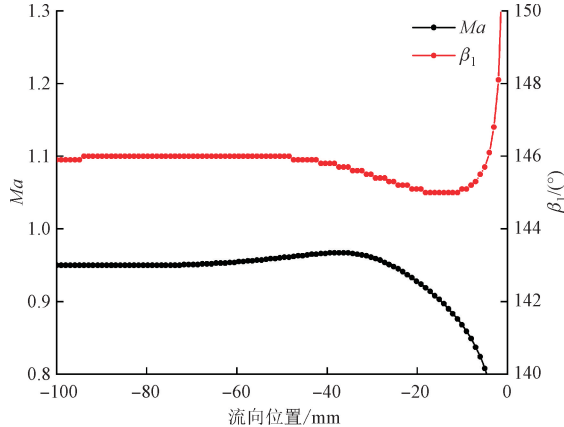


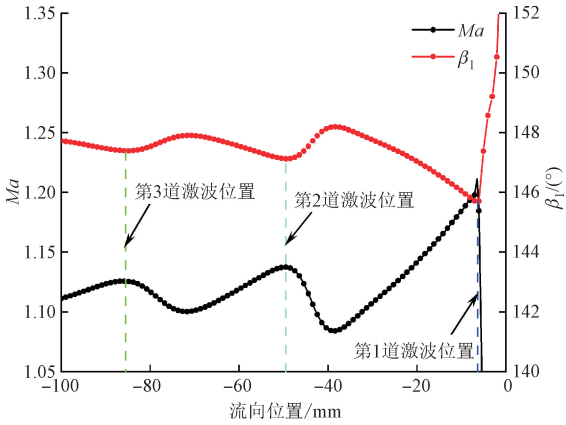
图 8 栅前监测位置定义

Fig. 8 Definition of the measurement locations in front of the cascade

图 9 给出了两种流动状态下叶栅进口马赫数和气流角沿 x 轴的分布(图 8 中线 A)。从图 9(a)中可以看出,在亚声速状态下栅前均匀来流在叶栅前缘约 40 mm 位置处开始受到叶栅的影响,来流马赫数逐渐降低,气流角则先减小后增大。当来流超声时,情况则更加复杂,栅前均匀性来流在到达叶栅进口时经过了多道激波-膨胀波波系,使得来流马赫数和气流角经历波浪式的变化,如图 9(b)所示。



(a) 亚声速状态下 $M_1 = 0.95$



(b) 超声速状态下 $M_1 = 1.10$

图 9 两种流动状态下栅前流场参数的变化

Fig. 9 Variation of inlet flow field parameters for two flow configurations

图 9 显示了叶栅来流在栅前 100 mm 内经历了 3 道激波,第 1 道激波是当前叶片产生的脱体激波,激波强度较强,经过后气流大小和方向发生剧烈变化;第 2 道和第 3 道激波是叶栅上游叶片产生的脱体激波,由于距离逐渐增加导致脱体激波到达该叶片前缘时强度逐渐降低,对气流的影响也逐渐减小。因此超声来流叶栅试验栅前参数的测量应规避第 1 道激波带来的影响。

通过图 9 可知,叶栅在超声速进口条件下栅前流场参数受到激波的影响而变得不均匀,试验过程中栅前参数的测量位置将决定叶栅试验结果的准确性。试验过程中一般选取测试通道栅前一个栅距内的静压平均值控制试验来流马赫数,因此栅前流场参数沿栅距方向的分布情况同样影响试验结果的准确性。图 10 给出了超声速($M_1 = 1.10$)来流时栅前不同位置处马赫数沿栅距方向的分布,图 10 中线 0~4 位置如图 8 所示。从图 10 中可以看出,来流马赫数沿栅距方向的分布并不是均匀的,沿栅距方向气流经过激波-膨胀波波系,在经过激波时马赫数发生突降,经过膨胀波时马赫数又逐渐增大,并且这种现象随着栅前距离的增加而逐渐降低,如图 10 中线 0~3 所示,此时测量栅前参数的平均值控制试验马赫数会产生较大误差,而且激波强度和位置发生变化也会导致试验马赫数不稳定。当栅前测量位置脱离第 1 道脱体激波的影响时,马赫数沿栅距分布趋于平稳,如图 10 中线 4 所示。此时激波-膨胀波波系对于气流的干扰较弱,来流马赫数沿栅距的平均值与均匀来流已基本相当。考虑到栅

前测量位置受限于试验件和试验台尺寸,栅前测量位置距叶栅前额线的距离无法一直增加,以该

叶栅试验件来说,栅前流场参数应在距离叶栅前额线 50%弦长处测量。

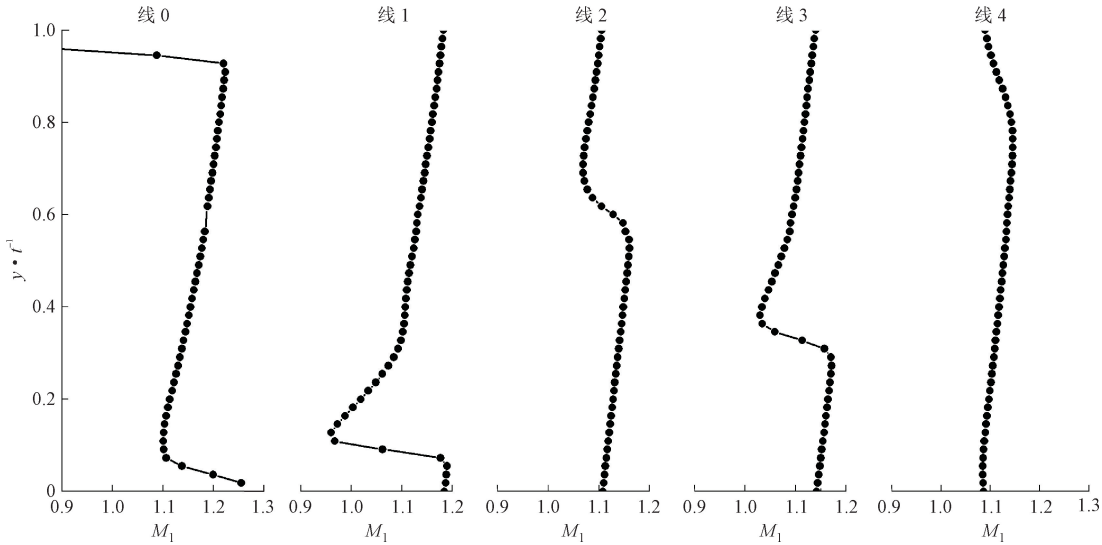
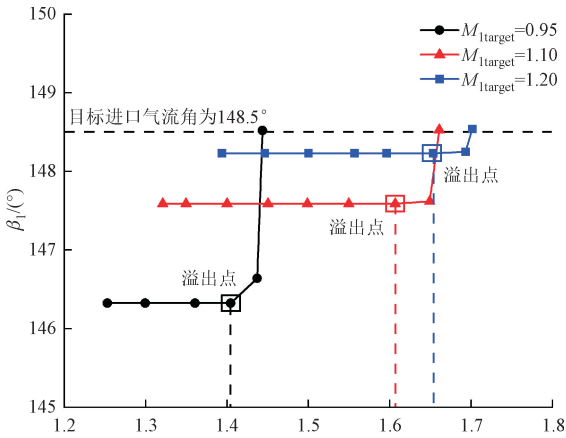


图 10 超声速进口状态下栅前不同位置处流场参数沿栅距方向的分布

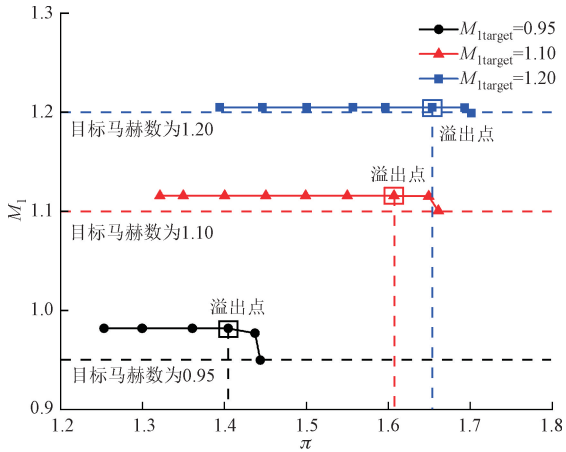
Fig. 10 Distribution of flow field parameters along the pitchwise direction at different locations in the supersonic inlet flow

3.3 跨声速叶栅进口流场唯一性分析

在亚声速堵塞状态和超声速叶栅启动状态下,叶栅进口流场是独立的,不受出口流场的影响。当来流速度为超声速且轴向速度为亚声速时,叶栅进口 M_1 和 β_1 是相互关联的,称为唯一冲角关系^[14]。为了验证跨声速叶栅在亚声速来流时进口流场是否存在唯一冲角关系并分析二者的物理机制,在两种来流条件下开展了变背压计算。数值计算时进口边界条件固定不变,进口马赫数和气流角分别给定目标值 $M_{1target} = 0.95, 1.10, 1.20, \beta_{1target} = 148.5^\circ$, 初始出口背压给定一个较低值,确保叶栅进口流场独立于背压,逐渐增加背压获得不同静压比下的叶栅流场结果,直到叶栅进口马赫数和气流角与给定目标值一致。图 11 给出了跨声速叶栅在亚声速和超声速来流时叶栅进口流场参数随背压的变化情况。从图 11 可以看出,跨声速叶栅进口流场在亚声速和超声速来流时具有相同的表现形式。随着背压逐渐增加,叶栅进口 M_1 和 β_1 先保持不变,达到临界静压比(溢出点)之后,逐渐变为进口边界条件给定的目标值。跨声速叶栅在不同马赫数下溢出点状态所对应的临界静压比分别为 1.40 ($M_1 = 0.95$)、1.61 ($M_1 = 1.10$)和 1.65 ($M_1 = 1.20$)。由此可见,跨声速叶栅在亚声速来流条件下进口流场同样存在唯一冲角特征。



(a)进口气流角



(b)进口马赫数

图 11 跨声速叶栅进口流场参数随静压比的变化
Fig. 11 Variation of transonic cascade inlet flow field parameters with static pressure ratio

由 3.2 节可知,跨声速叶栅在亚声速来流时进口流场与超声速来流是不同的,所以二者进口流场唯一性的物理机制有所不同。为了分析跨声速叶栅在亚声速和超声速来流条件下的进口唯一性的物理机制,图 12 给出了跨声速叶栅内部流场更为详细的激波结构。当来流亚声速时($M_1=0.95$),气流在叶片吸力面上得到加速,形成一个局部的超声速区,该超声速区最终由一道弱正激波终止,气流速度变为亚声速并且继续加速,在叶栅喉部位置处重新达到声速,并形成一道声速线,此时叶栅具有最大的质量流量。同时,在叶栅前缘压力面侧形成一道唇波^[25],最终超声速气流在下游经过一道通道激波后变为亚声。当来流超声速($M_1=1.10, 1.20$)时,叶栅前缘形成脱体激波,该激波一部分进入叶栅通道内部表现为通道斜激波并在叶片吸力面形成反射波,一部分传播到叶栅上游表现为脱体外伸激波。由于来流超声速且轴向速度为亚声速,此时脱体激波的外伸分支可以传播到叶栅上游并改变均匀来流,如图 9(b)所示。气流在经过叶片吸力面时产生 Prandtl-Meyer 膨胀波^[26],这些膨胀波同样分为两部分:一部分延伸到叶栅内部与通道斜激波发生干涉,如图 12 中蓝色虚线所示;一部分延伸到叶栅上游,如图 12 中红色虚线所示,进一步改变上部叶片来流速度的大小和方向。与亚声速来流不同的是,超声速来流时叶片前缘吸力侧跟压力侧均产生唇波,并且通道正激波同时引起叶片吸力面跟压力面边界层发生分离并形成 λ 激波,在 $M_1=1.20$ 时由于吸力面边界层分离情况较为严重,导致通道正激波后形成了二次激波^[7]。通过上述分析可知,亚声速来流和超声速来流进口流场唯一性物理机制不同的根本性原因是激波结构不同。超声速来流时,进口流场参数由激波-膨胀波波系所决定^[11],因此进口气流角取决于来流马赫数和叶栅入口几何形状,如叶片安装角、前缘厚度和吸力面曲率分布等。亚声速来流时,激波无法影响上游均匀来流,但是此时叶栅喉部处达到声速,由一维流管理论^[10]可知,此时叶栅具有最大的质量流量,来流马赫数无法继续增大,因此进口气流角取决于来流马赫数和叶栅喉部面积。

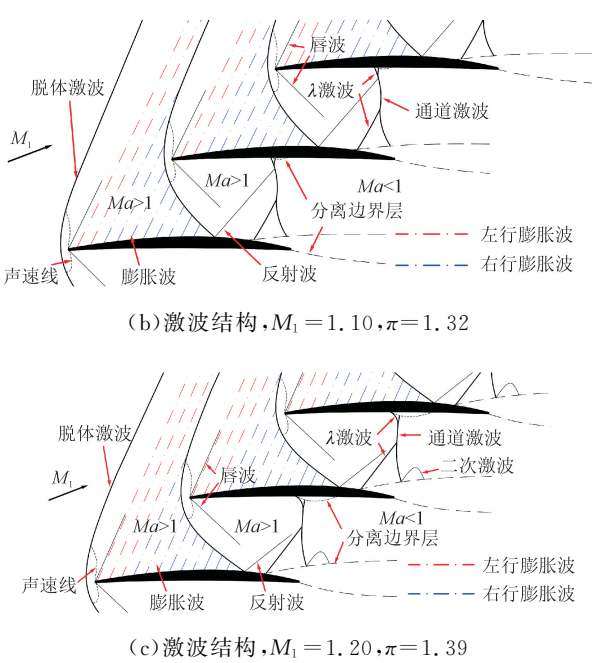
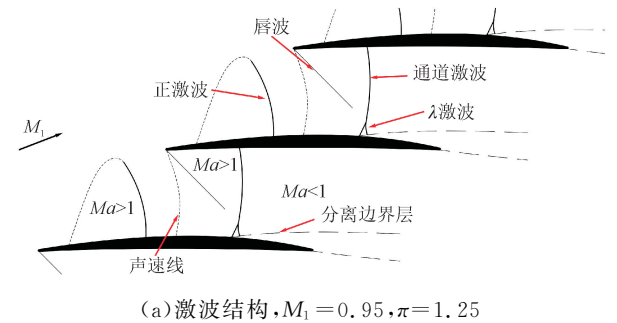


图 12 跨声速叶栅在亚声速和超声速来流条件下激波结构示意图

Fig. 12 Schematic diagram of the shock structure of the transonic cascade under subsonic and supersonic incoming flow conditions

图 13 给出了本文所研究的跨声速叶栅在不同马赫数下的进口气流角边界曲线。图 13 中黑色虚线为叶栅亚声速堵塞线,黑色实线为超声速唯一冲角线,黑色圆点为 Schreiber 等^[15]的试验结果。叶栅的进口气流角范围只能在曲线及曲线上方区域,并且叶栅进口气流角边界与叶片外形和叶栅几何参数(如安装角、稠度)有关。从图 13 可以看出,叶栅亚声速堵塞线和超声速唯一冲角线以 $M_1=1.0$ 为

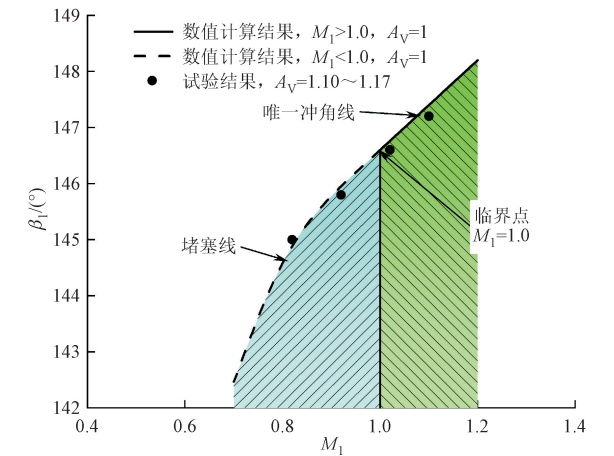


图 13 跨声速叶栅在不同马赫数下的进口气流角边界

Fig. 13 Inlet flow angle boundaries at different Mach numbers for the transonic cascade

临界点。当 $M_1 > 1.0$ 时,唯一冲角线是线性的,这是因为进口气流角和马赫数满足超声速黎曼关系式。当 $M_1 < 1.0$ 时,进口气流角和马赫数已不再适合超声速黎曼关系式,而是与叶栅喉部面积有关,因此亚声速堵塞线呈二次曲线分布。虽然,在亚声速来流和超声速来流时跨声速叶栅进口流场的唯一性机制有所不同,但是叶栅运行在该曲线上时叶栅进口 M_1 和 β_1 存在一一对应的关系。因此,跨声速叶栅在亚声速和超声速来流时进口流场均存在唯一冲角现象。

3.4 跨声速叶栅性能和激波结构随静压比的变化

图 14 给出了跨声速叶栅性能随静压比的变化。从图 14 可以看出,不同马赫数下叶栅的总压损失系数和出口气流角随静压比的变化是单调递减的,在设计状态下达到最小值。为了探索叶栅损失系数和出口气流角随背压的变化机制,选取了 3 种代表性背压下的流场结构进行分析,分别为堵塞状态(启动状态)、溢出状态和设计状态(未启动状态)。图 15

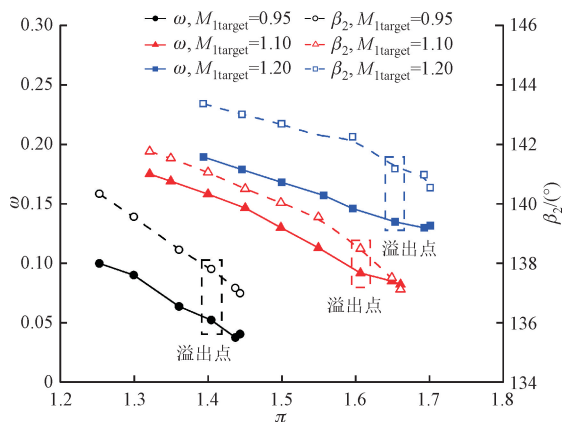


图 14 跨声速叶栅总压损失系数和出口气流角随静压比的变化

Fig. 14 Variation of total pressure loss coefficient and outlet flow angle with static pressure ratio for transonic cascade

给出了来流马赫数 $M_1 = 1.10$ 时 3 种流动状态下激波结构、总压损失系数以及叶表载荷随静压比的变化。从激波结构上来看:在溢出状态之前,随着背压的升高,通道正激波位置逐渐前移,而通道正激波上游的激波结构保持不变,这是因为通道正激波阻隔了下游压力信息前传,这也是栅前流场具有唯一性的根本原因。在溢出状态下,通道正激波位于叶栅前缘附近,并且通道正激波与叶栅前缘激波逐渐合并为一道激波。在溢出状态之后,通道正激波完全脱离叶栅通道并且与前缘激波完全合并,位于叶栅通道前方,由叶表压力系数可以看出,该激波位置均位于叶片吸力面 30% 弦长处。从叶表压力系数分布来看:随着激波的合并,叶片吸力面压力系数由双峰变为单峰,叶片的载荷特性也随着激波位置的前移由中部加载变为前部加载,这对叶片前部的厚度和强度提出了更高要求。

二维跨声速叶栅中的损失主要分为两类:一类是由激波造成的无黏激波损失;一类是由边界层分离造成的黏性叶型损失^[7]。从图 15 叶栅总压损失分布云图可以看出:一方面,叶栅中的无黏激波损失以通道正激波损失为主,前缘脱体激波造成的波阻损失则较少,随着背压的升高,通道正激波逐渐前移并脱离叶栅通道,造成的波阻损失也逐渐降低;另一方面,随着通道正激波的前移,激波与叶表边界层干涉发生了改变,主要表现为激波强度降低和叶表边界层抵抗逆压梯度的能力增强,因此激波引起的尾缘边界层分离情况减弱,气流转折角增大,所以叶栅出口气流角和黏性叶型损失也逐渐降低。综上,叶栅总压损失和出口气流角随背压升高而降低的机制为:通道正激波逐渐前移,无黏激波损失逐渐降低,激波与叶表边界层干涉强度降低,边界层分离情况减弱,气流转折角增大,因此出口气流角和叶型损失降低。



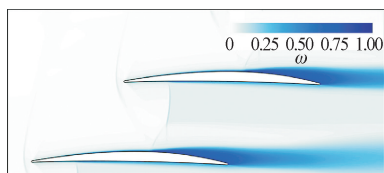
(a) 数值纹影, $M_1 = 1.12$, $\pi = 1.50$, 启动状态



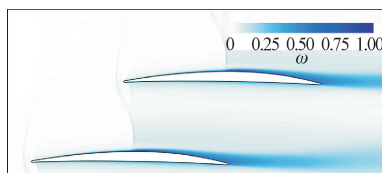
(b) 数值纹影, $M_1 = 1.12$, $\pi = 1.61$, 溢出状态



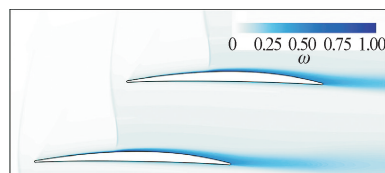
(c) 数值纹影, $M_1 = 1.10$, $\pi = 1.66$, 溢出状态



(d) 损失云图, $M_1 = 1.12$, $\pi = 1.50$, $\omega = 0.117$



(e) 损失云图, $M_1 = 1.12$, $\pi = 1.61$, $\omega = 0.084$



(f) 损失云图, $M_1 = 1.10$, $\pi = 1.66$, $\omega = 0.077$

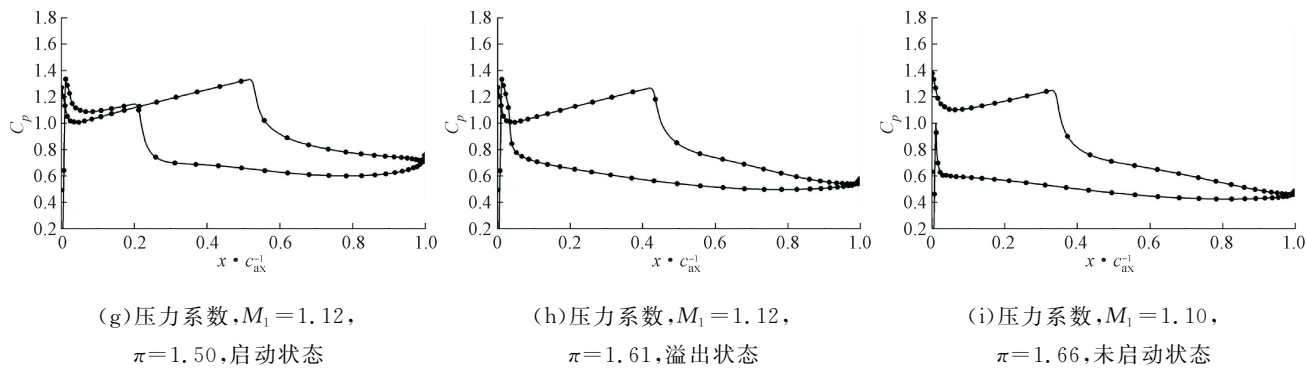


图 15 来流马赫数 $M_1 = 1.10$ 时静压比对激波结构、总压损失系数和叶片载荷的影响

Fig. 15 Effects of static pressure ratio on shock patterns, total pressure loss coefficient and blade loading at $M_1 = 1.10$

本文采用节流系统开展了来流马赫数为 1.10 时的变背压试验,图 16 给出了试验过程中不同静压比下的激波纹影图、叶表压力系数分布和尾迹总压损失系数分布。从图 16(a)和图 16(b)可以看出,随着静压比的升高通道激波位置前移,尾迹宽度变窄,叶型总压损失系数降低,出口气流角减小,与上述理论分析结果相一致。然而,随着静压比的进一步提升,尾迹宽度又逐渐变宽,叶栅总压损失系数也逐渐升高,如图 16(c)和图 16(d)所示。经过分析可知,叶栅总压损失系数升高主要由两方面原因导致:一方

面是流场的 3D 效应(也是主要原因),由于激波是三维的,在栅板侧壁存在边界层,较高的背压下,下游的压力可以绕过激波通过栅板侧壁的边界层传到上游,从而影响栅前流场的周期性,这一点可以从纹影图中得到验证;另一方面,随着静压比的进一步提升,节流板的开度需要增大,使得节流板对栅后流场干扰作用较大,致使尾迹变宽,损失上升。因此,要想进行高背压下的跨声速叶栅试验,还需增加栅板侧壁边界层抽吸,从而降低三维效应带来的影响,同时降低栅后节流板带来的扰动。

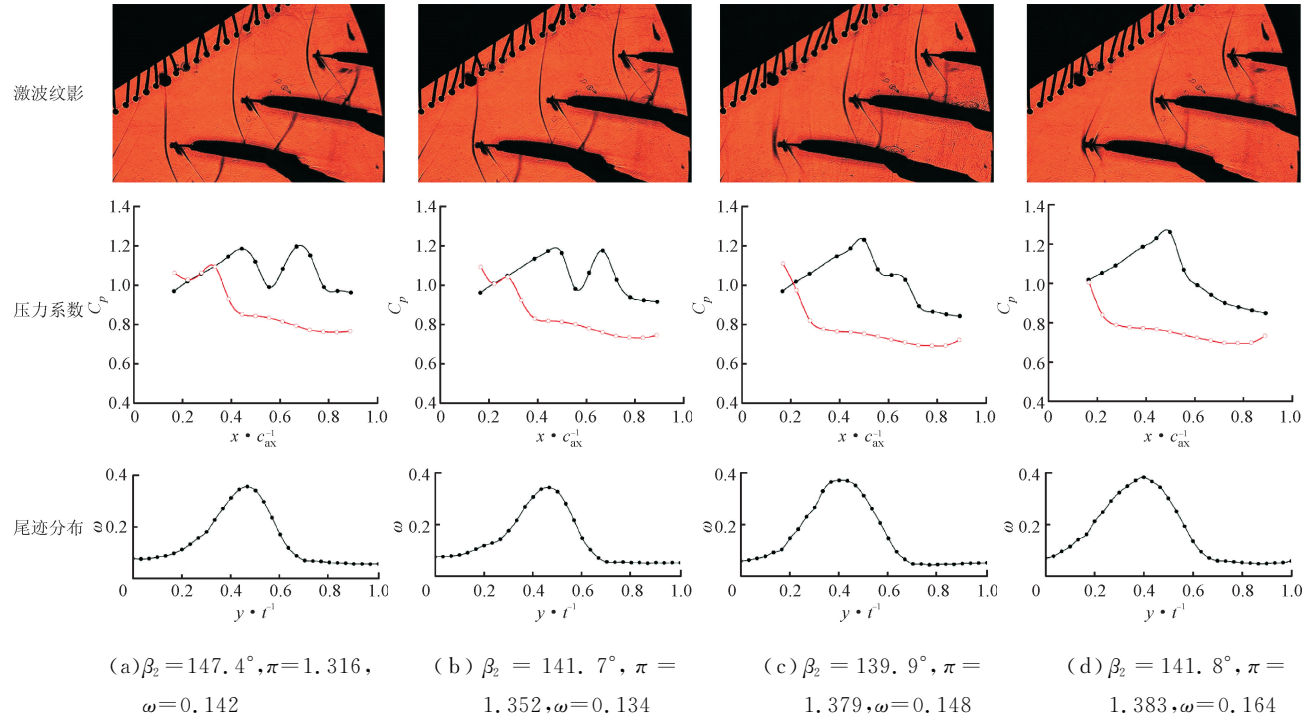


图 16 $M_1=1.10$ 时不同静压比下的试验激波纹影、叶表压力系数和尾迹总压损失系数

Fig. 16 Experimental shock schlieren images, blade pressure coefficient and wake total pressure loss coefficient for different static pressure ratios at $M_1 = 1.10$

4 结 论

本文针对跨声速压气机叶型,采用试验测量和数值计算方法研究了跨声速叶栅在不同运行状态下的性能和激波结构,同时分析了栅前流场参数的分布以及栅前流场唯一性的物理机制,最后通过数值计算和叶栅试验,研究了静压比对跨声速叶栅性能和流场激波结构的影响,得到主要结论如下。

(1)跨声速叶栅在低背压条件下具有特定的激波结构。叶栅主要激波结构表现为前缘脱体激波和通道正激波,吸力面压力系数呈现“双峰”形式,同时还存在前缘唇波、吸力面反射激波以及二次激波等次要激波结构。在超声速状态下,通道激波增强,引起叶片吸力面和相邻叶片压力面分离并形成 λ 激波结构,使得叶栅损失明显高于亚声速状态。

(2)跨声速叶栅栅前流场参数分布在亚声速和超声速状态下明显不同。在亚声速状态下,激波对栅前均匀来流的影响限制在一定范围内(距叶栅前缘线约40 mm);在超声速状态下,激波-膨胀波波系可以传播到叶栅上游更远处,使得栅前流场参数呈波浪分布,并且距离叶栅越近栅前流场参数在栅距方向上分布越不均匀。因此,跨声速叶栅在进行超声来流试验时,栅前流场参数的测量应规避当前叶片所产生的脱体激波,对于该跨声速叶栅来说栅前流场参数应在距离叶栅前缘线50%弦长处测量。

(3)跨声速叶栅的唯一冲角现象可扩展到高亚声速状态下,并且超声速状态和高亚声速状态下进口流场的唯一性机制是不同的。超声速状态下,叶栅 M_1 和 β_1 的关系是线性的,受栅前激波-膨胀波波系的影响,此时进口气流角取决于来流马赫数和叶栅入口几何形状(叶片安装角、前缘厚度和吸力面曲率分布);亚声速状态下,叶栅 M_1 和 β_1 的关系是非线性的,呈二次曲线分布,此时进口气流角取决于来流马赫数和叶栅喉部面积。

(4)静压比决定跨声速叶栅的运行状态和叶栅性能。随着静压比的升高,跨声速叶栅依次经历堵塞状态、溢出状态和设计状态3种关键状态。溢出状态之前,通道正激波位置逐渐前移而叶栅前缘激波不变;溢出状态时,通道正激波与前缘激波开始合并;溢出状态之后,通道正激波脱离叶栅通道,激波完全合并,激波结构由双激波模式变为单激波模式。此外,叶片边界层分离程度逐渐减小,叶栅总压损失系数和出口气流角逐渐降低,叶片载荷由中部加载变为前部加载。跨声速叶栅节流变背压试验结果表

明:在一定背压下试验结果与理论分析结果一致;随着背压的升高叶栅流动的三维效应逐渐增强,影响到叶栅流动的周期性,并且栅后节流板会干扰到尾迹参数的测量,这些影响因素在跨声速叶栅试验中必须认真考虑。

参考文献:

- [1] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 56: 1-18.
- [2] TYACKE J, VADLAMANI N R, TROJAK W, et al. Turbomachinery simulation challenges and the future [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2019, 110: 100554.
- [3] 高宇, 钟兢军, 李晓东, 等. 跨声速压气机动叶平面叶栅实验 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(5): 1178-1185.
GAO Yu, ZHONG Jingjun, LI Xiaodong, et al. Experiment on rotor plane cascade of transonic compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(5): 1178-1185.
- [4] HERGT A, KLINNER J, WELLNER J, et al. The present challenge of transonic compressor blade design [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(9): 091004.
- [5] GAITONDE D V. Progress in shock wave/boundary layer interactions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72: 80-99.
- [6] SONG Bo, NG W, SONODA T, et al. Loss mechanisms of high-turning supercritical compressor cascades [J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(3): 416-423.
- [7] BABINSKY H, HARVEY J. Shock wave-boundary-layer interactions [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2011.
- [8] HUANG Wei, WU Han, YANG Yanguang, et al. Recent advances in the shock wave/boundary layer interaction and its control in internal and external flows [J]. Acta Astronautica, 2020, 174: 103-122.
- [9] HIRSCH C. Advanced methods for cascade testing: AGARD-AG-328 [R]. AGARD, 1993.
- [10] 李俊超, 余文龙. 轴流压缩机原理与气动设计 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1987.
- [11] LICHTFUSS H J, STARKEN H. Supersonic cascade flow [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1974, 15: 137-149.
- [12] 阮志坤. 平面叶栅栅前激波的改进模型 [J]. 工程热物理学报, 1984, 5(4): 338-341.
RUAN Zhikun. An improved model of shock waves in front of two-dimensional cascades [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 1984, 5(4): 338-341.
- [13] 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.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] FUCHS R, STEINERT W, STARKEN H. Transonic compressor rotor cascade with boundary-layer separation: experimental and theoretical results [C]//ASME 1993 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. New York, USA: ASME, 1993: V03CT17A066.
- [17] 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. Experimental investigation of transonic and supersonic aspirated compressor cascades [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(5): 1123-1128.
- [18] 孙鹏, 张益智, 傅文广, 等. 跨声速平面叶栅试验器流场品质改善研究 [J]. *推进技术*, 2022, 43(12): 100-110.
- SUN Peng, ZHANG Yizhi, FU Wenguang, et al. Flow field quality improvement of transonic linear cascade test device [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(12): 100-110.
- [19] 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.
- [20] CUI Cui, ZHOU Zhenggui, ZHANG Jinhuan, et al. Influence of key geometric parameters on the aerodynamic performance of a supersonic compressor cascade [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2018, 232(12): 2338-2348.
- [21] MAZAHARI K, KHATIBIRAD S. Using a shock control bump to improve the performance of an axial compressor blade section [J]. *Shock Waves*, 2017, 27(2): 299-312.
- [22] WANG Ziao, CHANG Juntao, LI Yunfei, et al. Investigation of shock wave control by suction in a supersonic cascade [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 108: 106382.
- [23] PETHA SETHURAMAN V R, KIM T H, KIM H D. Control of the oscillations of shock train using boundary layer suction [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 118: 107012.
- [24] VENTURELLI G, BENINI E. Kriging-assisted design optimization of S-shape supersonic compressor cascades [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 275-297.
- [25] HERGT A, KLINNER J, GRUND S, et al. On the importance of transition control at transonic compressor blades [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2021, 143(3): 031007.
- [26] YORK R E, WOODARD H S. Supersonic compressor cascades: an analysis of the entrance region flow field containing detached shock waves [J]. *Journal of Engineering for Power*, 1976, 98(2): 247-254.

(编辑 武红江)