

高来流马赫数单列叶栅改串列叶栅 性能对比试验

向宏辉^{1,2}, 葛宁¹, 侯敏杰², 马昌友², 杨荣菲¹, 杨泳³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空发动机集团有限公司 中国燃气涡轮研究院
航空发动机高空模拟技术重点实验室, 四川 江油 621703;

3. 中国民航飞行学院 飞行技术学院, 四川 广汉 618307)

摘 要: 基于某高负荷轴流风扇高临界来流马赫数静叶改型设计的需求, 对原型单列叶栅和改型串列叶栅开展性能对比试验研究, 通过详细分析两型叶栅内部流场参数, 量化评估了串列叶栅在高来流马赫数条件下的改进设计效果。结果表明: 串列叶栅比单列叶栅在降低流动损失, 提升增压能力方面具有显著优势。相比单列叶栅, 设计状态下串列叶栅总压损失系数降低了19%, 静压比提高了3.1%, 基本缓解了单列叶栅原有设计状态的流动堵塞现象。串列叶栅前排叶片对后排叶片吸力面附面层发展会产生抑制作用, 使得后排叶片具有较好的工作性能。

关 键 词: 单列叶栅; 串列叶栅; 总压损失系数; 静压比; 等熵马赫数

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Performance contrast experiment of prototype single cascade and redesign tandem cascade at high inlet Mach number

XIANG Hong-hui^{1,2}, GE Ning¹, HOU Min-jie²,
MA Chang-you², YANG Rong-fei¹, YANG Yong³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory on Aero-engine Altitude Simulation Technology,
China Gas Turbine Establishment,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Jiangyou Sichuan 621703, China;

3. Department of Flight Technology,
Civil Aviation Flight University of China, Guanghan Sichuan 618307, China)

Abstract: Based on the redesign requirement of stator blade with high critical inlet Mach number of a highly-loaded axial flow fan, the performance contrast experiment of prototype single cascade and redesign tandem cascade was presented. The improvement effect of tandem cascade at high inlet Mach number was also evaluated by analyzing the internal flow field parameters of both types of cascade. Results show that the tandem cascade has significant advantages in reducing flow loss and increasing compression capacity than the single cascade. Compared with the single cascade, the total pressure loss coefficient and the static

收稿日期: 2016-01-25

基金项目: 江苏省普通高校研究生科研创新计划项目(KYLX15_0260)

作者简介: 向宏辉(1979—), 男, 湖南沅陵人, 高级工程师, 博士生, 主要从事叶轮机性能评定与试验技术方面的研究。

pressure ratio of the tandem cascade reduced by 19% and enhanced by 3.1%, respectively. Accordingly, the flow blockage phenomena of the single cascade at original design condition are eased basically. The front blade can restrain the boundary layer development on suction surface of the rear blade of the tandem cascade, thus the rear blade has good operating performance.

Key words: single cascade; tandem cascade; total pressure loss coefficient; static pressure ratio; isentropic Mach number

先进高推质比航空发动机对压缩部件的负荷与效率指标提出了更高要求. 研究具有气流转折角大、总压损失小和工作范围广的先进叶片造型设计技术,是提高航空发动机工作性能的有效途径,对未来高效率、高推质比与低耗油率高性能发动机研制有重要价值.

在高负荷跨声速叶片设计技术中,串列叶片因其具有大转折角和低总压损失的特点而备受国内外研究人员关注,已经开展了大量有关高负荷串列转子和弯角串列静子的研究工作,特别是在轴流压气机末级静子上得到了工程实际应用^[1-5]. Nezym 等^[6]采用相关性统计方法研究了串列叶栅几何参数对总压损失系数的影响,发现前后两排叶片的弦长比、叶型弯角比和相对稠度对串列叶栅总压损失系数有较大影响. Trehan 等^[7]对3种可变弯度串列叶栅开展了流场显示试验,评估了串列叶栅在不同来流攻角和叶型弯角下的气动性能. Tesch 等^[8]对某单级压气机串列静子流场结构试验测量结果进行了详细分析,表明所设计的串列静子在不同流动条件下均可正常工作. Dehkharghani 等^[9]对某串列叶栅在不同进气攻角下的损失系数变化进行了数值研究,指出后排叶片吸力面的动量迁移会减小尾缘分离区,降低损失系数. Schneider 等^[10]对2种轴流压气机串列叶栅在非设计大攻角下的流场破坏机制进行了数值研究,结果表明前后两排叶片重叠区域所形成的间隙流通面积对串列叶栅负攻角特性具有重要影响,亚声速条件下间隙区流量亏损会导致串列叶栅后排叶片流动恶化,而对于跨声速串列叶栅而言,激波影响占主导地位.

国内近年来有关串列叶栅的研究工作主要集中在数值模拟方面,李绍斌等^[11]通过数值模拟研究了串列叶栅后排静叶周向位置对压气机级性能的影响,发现后排静叶周向位置改变使得低能流体在叶栅流动中重新分布,有效改善了端壁流动. 陈美宁等^[12]对某风扇串列叶栅匹配特性进行了非定常数值模拟,计算结果表明设计效率较低的

串列叶栅根部载荷随时间波动剧烈. 姚思楠^[13]计算了某风扇级串列叶栅后排叶排周向和轴向位置对性能的影响,当后排静叶处于最佳位置时,能够增大2.1%的流量和提升1.6%的等熵效率. 沈淳等^[14]开展了轴向相对位置对串列叶栅气动性能影响的数值研究,指出在保证栅距相对位置不变的情况下,合理配置前后排叶片轴向相对位置,能够加强叶排之间狭缝的射流作用. 魏巍等^[15]计算分析了大弯角串列叶栅的间隙流动,认为低展弦比串列叶栅性能对间隙尺寸变化敏感,随着间隙增大,叶尖区域堵塞加强,损失加大. 在试验研究方面,刘志刚等^[16]对某亚声速串列叶栅进行了吹风试验,试验结果表明前排叶片的存在能够降低后排叶片对来流攻角的敏感性,并使后排叶片吸力面马赫数峰值降低5%.

已有研究充分表明,串列叶栅通过前后排叶片的合理布局实现了对气流的被动控制,从而达到抑制气流分离,提高气动载荷,降低流动损失的效果. 相比常规单列叶栅,串列叶栅具有较多的设计自由度和性能优化潜力,在未来高负荷高效率压气机研制中仍是值得关注的研究方向. 本文基于某高负荷轴流风扇高临界来流马赫数静叶改型设计的需求,对原型单列叶栅和改型串列叶栅开展性能对比试验研究,通过详细分析两型叶栅内部流场参数,量化评估串列叶栅在高来流马赫数条件下的工作特性,为验证改进设计效果与判定气动设计质量提供技术支持.

1 试验方法介绍

1.1 试验装置

试验在中国燃气涡轮研究院超、跨声速平面叶栅试验器上进行. 该试验器是一座暂充吹入大气式超、跨声速平面叶栅风洞,能进行亚、跨、超声速压气机和涡轮平面叶栅吹风试验. 试验段风口尺寸为300 mm(高)×160 mm(宽). 风洞主要由闸阀、快速阀、调压阀、稳压段、喷管段、试验段、收

集器、坐标架、引射器、抽气装置和尾板等组成(如图 1 所示). 试验器由气源站供给高压空气, 空气经净化、干燥后贮存于总容积为 $1\,000\text{ m}^3$ 的 9 个贮气罐中. 风洞与高压贮气罐相接, 最大质量流量为 22 kg/s , 稳定工作时间大于 4 min , 压力波动不大于 0.3% . 快速阀为电动控制阀, 从关闭至全开只需 3 s . 叶栅试验件安装在试验器圆盘上, 叶栅进口气流角通过手动转动试验段工作圆盘实现, 气流角可调范围为 $20^\circ\sim 90^\circ$, 调节精度达 0.02° . 角度变化时, 通过更换驻室中间段来调整上、下驻室的长度, 试验前根据进口气流角的试验范围选择合适中间段安装到驻室中. 原型单列叶栅和改型串列叶栅均采用定制叶型造型方法进行设计, 其主要设计参数如表 1 所示. 图 2 为叶栅试验件结构示意图.

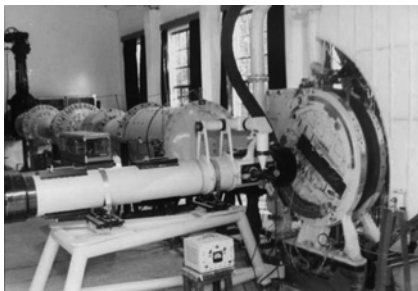


图 1 超、跨声速平面叶栅试验器

Fig. 1 Photo of supersonic and transonic plane cascade experiment facility

表 1 叶栅主要设计参数

Table 1 Primary design parameters of cascade

设计参数	单列叶栅	串列叶栅	
		前排	后排
叶片弦长 b/mm	101.84	52.46	51.7
轴向弦长 b_{ax}/mm	88.46	38.41	47.79
叶栅栅距 t/mm	36	36	36
叶片安装角 $\gamma/^\circ$	60.34	47.02	67.62
进口马赫数 Ma_1	0.844	0.853	0.603
出口马赫数 Ma_2	0.457	0.602	0.459
进口气流角 $\beta_1/^\circ$	37	37.43	49.41
出口气流角 $\beta_2/^\circ$	77.62	49.28	77.69
轴向速度密流比 Ω	1.126	1.059	1.053

1.2 测试方案

试验测试系统主要由 PSI9816 电子扫描阀系统、VXI 总线数据采集系统、数据采集计算机等

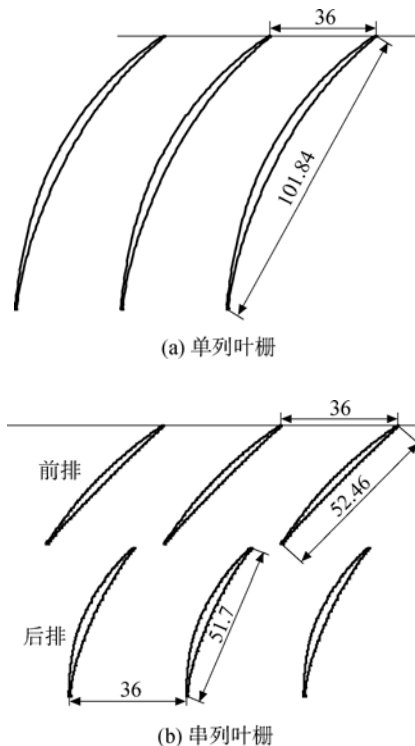


图 2 试验叶栅结构示意图(单位: mm)

Fig. 2 Sketch of experimental cascade structure (unit: mm)

组成, 测量参数及测点布置如图 3 所示. 在试验器稳压箱内测取来流总压 p_{1t} 、总温 T_{1t} ; 栅前静压 p_{1wi} 由开在叶栅前缘栅板上的静压孔测取(下标 i 表示沿额线方向的测量点数, 下同), 栅后静压 p_{2wi} 由开在叶栅尾缘栅板上的静压孔测取; 在叶栅中间通道两个测压叶片上测取叶片表面压力; 在叶栅出口距离叶栅尾缘额线 $0.45t$ 处, 用楔形三孔探针在叶栅中间通道沿额线方向每间隔 1.5 mm 测取 1 个点(一个栅距内共测取 25 点), 利用探针校准曲线插值求出各点出口总压 p_{2ti} 、出口静压 p_{2i} 、出口气流角 β_{2i} 和出口马赫数 Ma_{2i} , 同时利用连续方程和能量方程, 将测量平面数据处理成下游均匀平面的数据 p_{2t} , p_2 , β_2 和 Ma_2 . 三孔探针由计算机控制的步进电动机驱动, 移动精度达

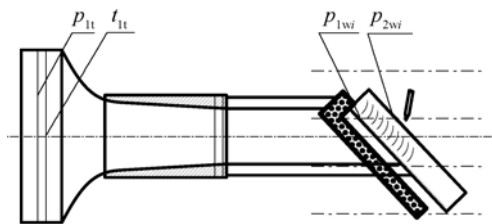


图 3 测点布置示意图

Fig. 3 Sketch of experimental measurement positions

0.01 mm. 所有被测参数均由数采计算机进行实时采集和处理,为得到更细致的流场信息,还采用油流法对典型状态点叶栅流场进行可视化显示.

1.3 数据处理

试验中叶栅出口存在由大尺度尾迹旋涡诱发的负压区,负压区相对于三孔压力探针的偏移角度会超出探针校准范围($\pm 18^\circ$),无法正常计算性能参数^[17]. 为便于试验结果分析,本文将尾迹区中低于环境大气压力的测量点均设置为当前大气压,使得计算出的叶栅损失系数要比实际损失值偏小,但不影响两型叶栅流场特性的对比.

2 试验结果与分析

2.1 进口流场周期性

进口流场周期性是评定平面叶栅吹风试验结果真实性的重要前提条件,借助于栅前沿额线方向开设的栅板壁面静压孔可以评估叶栅进口流场周期性参数^[18-21]. 图4给出了单列叶栅和串列叶栅在不同进口气流角时设计进口马赫数沿4个连续栅距的变化情况,图中 Ma_{i1} 表示进口马赫数沿额线方向的分布. 由图可见,进口气流角对两型叶栅进口马赫数沿栅距分布规律具有一定影响,当进口气流角大于 37° 时,两型叶栅进口马赫数沿栅距分布比较均匀,流场周期性保持较好;当进口气流角减小至 33° 时,进口马赫数沿栅距分布的均匀性恶化,并且进口气流角越小,流场周期性越差. 这是因为随着进口气流角减小,试验器上下驻室段长度差异增大,使得叶栅进口上下附面层厚度增长幅度不同所致. 同时,由于本文研究对象设计进口马赫数较高,随着进口气流角减小,即攻角增大,导致扩压叶栅的逆压梯度增大,下游对上游的势扰动作用随之增强. 由于试验参数测量区域主要集中在叶栅中间两个栅距内,进口流场周期性变化特征基本满足试验要求.

2.2 变工况损失特性

图5给出了单列叶栅和串列叶栅在设计进口马赫数 Ma_1 下,叶栅总压损失系数 ω 随进口气流角 β_1 的变化. 从图中可以看出,由于来流马赫数较高,流动环境恶劣,叶栅流动损失较为严重. 随着进口气流角增大,两型叶栅总压损失系数不断增大,变化趋势上基本一致. 改型后的串列叶栅的总压损失系数明显低于单列叶栅,设计状态下串列叶栅损失系数比单列叶栅降低了19%,表明串列叶栅在抑制气流分离,降低流动损失方面具有

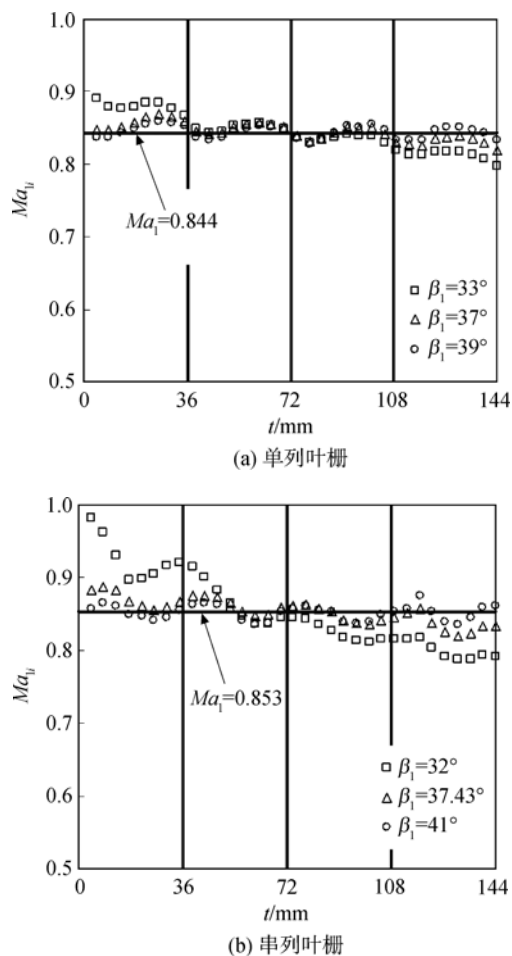


图4 叶栅进口流场周期性

Fig. 4 Periodicity of inlet flowfield of cascade

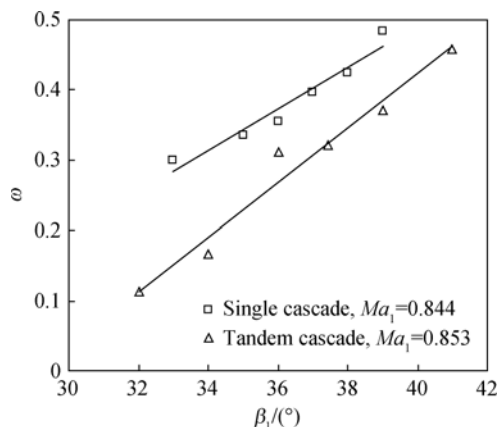


图5 总压损失系数随进口气流角变化

Fig. 5 Total pressure loss coefficient versus inlet flow angle

显著优势. 图6给出了两型叶栅在设计进口气流角 β_1 下,总压损失系数随进口马赫数 Ma_1 变化,由图可知,两型叶栅总压损失系数对进口马赫数的变化非常敏感,当进口马赫数增加时,叶栅总压损失系数会急剧增长,使得设计状态下的损失程

度显著提高. 相比单列叶栅, 串列叶栅在试验进口马赫数变化范围内仍具有明显优势.

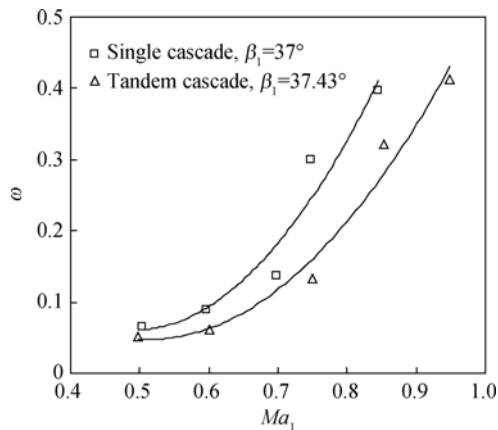


图 6 总压损失系数随进口马赫数变化

Fig. 6 Total pressure loss coefficient versus inlet Mach number

2.3 静压比特性

图 7 给出了两型叶栅在设计进口马赫数 Ma_1 下静压比 π 随进口气流角 β_1 的变化情况, 由图可知, 两型叶栅静压比均随着进口气流角的增大而降低, 当进口气流角增大到一定程度时, 叶栅静压比小于 1.0, 说明此时流动形成堵塞, 叶栅失去扩压能力. 相比单列叶栅, 串列叶栅静压比在试验进口气流角变化范围内均有提高, 设计状态下静压比提高了 3.1%, 基本缓解了设计状态下原型单列叶栅流动堵塞现象. 图 8 给出了两型叶栅在设计进口气流角 β_1 下静压比随进口马赫数 Ma_1 的变化, 如图所示, 随着进口马赫数增大, 两型叶栅静压比先增后减, 当进口马赫数低于 0.65 时, 两型叶栅静压比曲线基本重合, 当进口马赫数高于 0.65 时, 串列叶栅静压比大于单列叶栅, 并且马

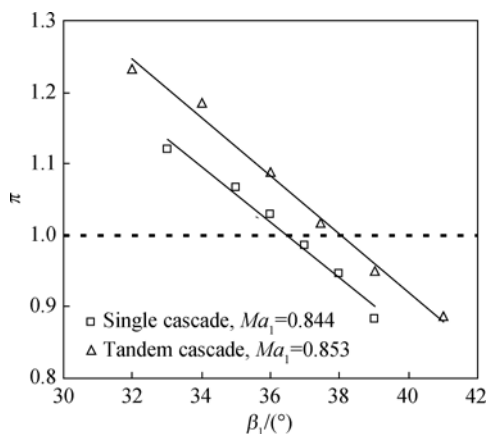


图 7 静压比随进口气流角变化

Fig. 7 Static pressure ratio versus inlet flow angle

赫数越高, 增长幅度越大, 表明串列叶栅在高来流马赫数条件下具有更好的增压能力, 更有利于在高负荷扩压环境中工作.

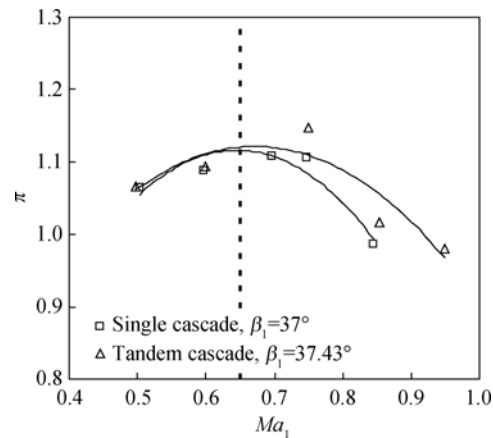
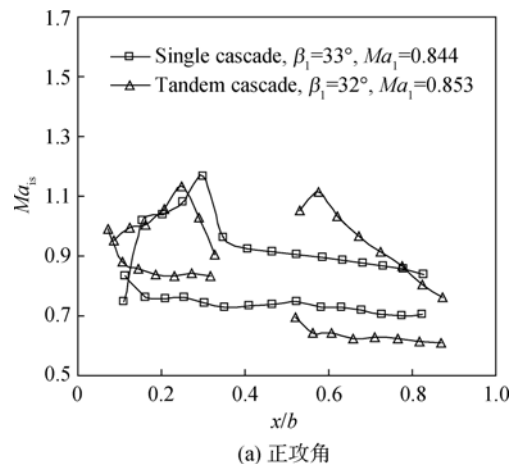


图 8 静压比随进口马赫数变化

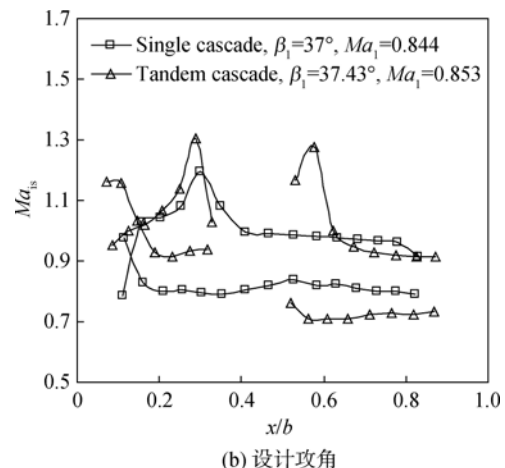
Fig. 8 Static pressure ratio versus inlet Mach number

2.4 叶表马赫数分布

叶片表面等熵马赫数分布是评价叶型设计质量的重要依据. 图 9 给出了设计进口马赫数 Ma_1 下, 单列叶栅与串列叶栅叶表等熵马赫数 Ma_{is} 分



(a) 正攻角



(b) 设计攻角

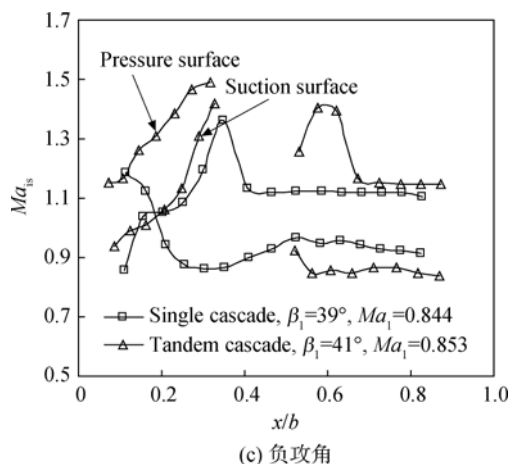


图9 设计进口马赫数下叶片表面等熵马赫数分布
Fig. 9 Distribution of blade surface isentropic Mach number at design inlet Mach number

布在不同进口气流角时的对比情况,图中横坐标 x/b 表示叶片表面测压孔位置与叶片弦长之比。由图9(a)可知,当进口气流角较小时,叶栅处于正攻角,单列叶栅吸力面前缘气流加速后,在30%弦长位置达到等熵马赫数峰值,受通道激波影响,等熵马赫数随后迅速降低,从约35%弦长位置开始直到尾缘,气流平缓地减速扩压。相比单列叶栅,相近工况下的串列叶栅前排叶片吸力面前缘膨胀加速程度与等熵马赫数幅值略有减弱,同时提前至25%弦长位置达到等熵马赫数峰值,之后同样受到激波干扰,波后等熵马赫数急剧下降。由于受到前排叶片影响,气流在后排叶片前缘重新膨胀加速,并在约57.5%弦长位置产生了一道激波,由于波后减速扩压段较短,流向逆压梯度

增大。从图9(a)中还可发现,串列叶栅后排叶片压力面等熵马赫数明显低于单列叶栅,使得后排叶片具有较强的加功能力。从图9(b)中可知,设计状态下单列叶栅叶片吸力面等熵马赫数从约41%弦长位置开始直至接近尾缘,等熵马赫数分布较为平坦,几乎没有扩压能力。相比之下,串列叶栅前排叶片吸力面等熵马赫数峰值明显提高,激波强度增强,加大了对后排叶片的影响作用,后排叶片表现出更强的扩压能力。从图9(c)中可知,当进口气流角进一步增大后,叶栅处于负攻角,流道有效流通面积进一步减小,单列叶栅吸力面从约41%弦长位置开始直到尾缘,等熵马赫数基本维持不变,并且数值超过了当地声速,单列叶栅压力面在约30%~53%弦长范围内为明显的加速流动区域,表明单列叶栅此时流道堵塞严重,增压能力进一步减弱。相比之下,串列叶栅前排叶片压力面等熵马赫数沿弦长分布不断升高,其表面等熵马赫数甚至超过了吸力面等熵马赫数,表明该状态下前排叶片已完全失去增压能力,损失急剧增加。后排叶片吸力面由于受到通道强激波干扰(等熵马赫数峰值达到1.4),吸力面附面层从约67%弦长位置开始分离。

通过详细分析不同状态下单列叶栅与串列叶栅叶表等熵马赫数变化情况可知,与单列叶栅相比,串列叶栅前排叶片的存在,影响了后排叶片的工作特性,使得后排叶片具有较好的加功增压能力。

2.5 端壁流场显示

图10给出了两型叶栅在设计进口马赫数下

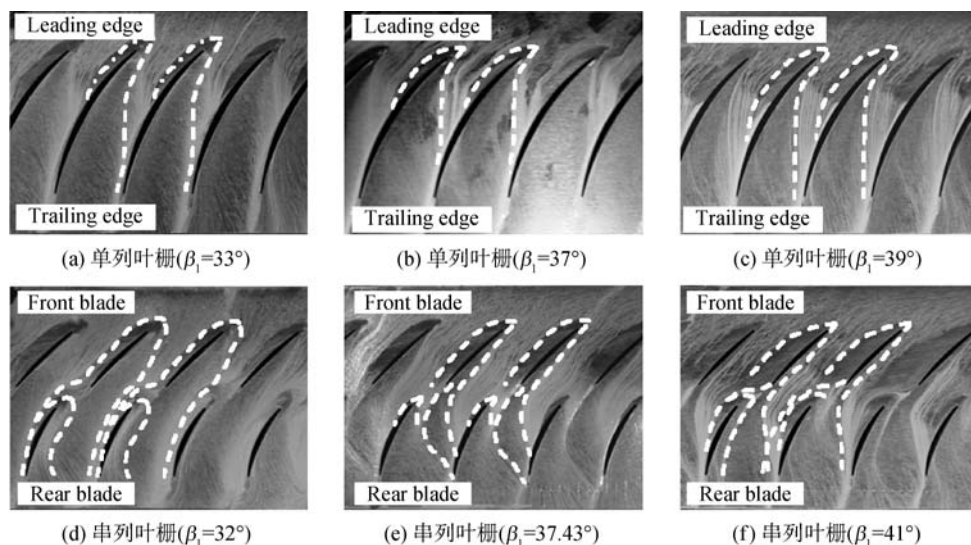


图10 设计进口马赫数下叶栅端壁区油流显示图

Fig. 10 Oil flow picture of the end-wall region of cascade at design inlet Mach number

端壁区油漆示踪结果,为了更直观显示流场特征结构,图中用辅助曲线进行了标注.从图中发现,随着进口气流角增大,单列叶栅吸力面油漆附着起始点逐渐后移,说明叶栅吸力面前缘膨胀加速区不断扩大,中后部减速扩压段不断减小.相比单列叶栅,串列叶栅前排叶片整个吸力面表面在不同进口气流角下均未出现油漆沉积现象,即没有低能流体堆积,表明前排叶片流向逆压力梯度较小,减速增压作用较弱,气流流动加速,叶片表面附面层不容易分离.观察后排叶片可见其吸力面表面油漆沉积现象随进口气流角变化非常明显,当进口气流角 $\beta_1 = 32^\circ$ 时,前排叶片吸力面高速气流对后排叶片吸力面表面附面层起到了很强的抑制作用(类似于射流),使得后排叶片整个吸力面表面附面层基本没有发生分离,气流平缓的减速.当 $\beta_1 = 37.43^\circ$ 时,随着来流攻角减小,前排叶片吸力面气流对后排叶片吸力面表面附面层发展的抑制作用有所减弱,后排叶片吸力面中部位置出现油漆沉积,表明此时叶表附面层已经发生了局部流动分离.当进口气流角进一步增大至 41° 时,由于通道横向压力梯度减小,油漆流迹进一步远离前排叶片吸力面表面,前排叶片表面气流进一步加速流动,前排叶片压力面部分高速气流甚至绕过尾缘直接作用到后排叶片吸力面前缘,增大了后排叶片吸力面气流速度,使得油漆沉积位置进一步后移.

3 结 论

1) 由于来流马赫数较高和气流转折角较大,两型叶栅总体流动损失较为严重.相比单列叶栅,串列叶栅在抑制气流分离,降低流动损失方面具有显著优势.设计状态下串列叶栅总压损失系数降低了 19%.

2) 串列叶栅比单列叶栅在高来流马赫数条件下具有更好的增压能力.设计状态下串列叶栅的静压比提高了 3.1%,基本缓解了单列叶栅原设计状态的流动堵塞现象.

3) 串列叶栅前排叶片流向逆压力梯度较小,叶片表面附面层不容易分离.前排叶片的存在对后排叶片吸力面附面层发展会产生抑制作用,使后排叶片具有较好的工作性能.

参考文献:

- [1] 吴国钊. 串列叶栅理论[M]. 北京:国防工业出版社,1996.
- [2] QIAN Yuping, LI Zhiping, LU Yajun, et al. Flow mechan-

ics in tandem rotors[R]. ASME Paper GT2012-69665, 2012.

- [3] McGlumphy J, Ng W F, Wellborn S R, et al. Numerical investigation of tandem airfoils for subsonic axial-flow compressor blades[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2): 021018. 1-021018. 8.
- [4] Saha U K, Roy B. Experimental investigations on tandem compressor cascade performance at low speeds[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1997, 14(3): 263-276.
- [5] Saha U K, Roy B. Effect of tip clearance on blade midspan flowfield in variable camber tandem compressor cascade[R]. International Society for Air Breathing Engines, ISA-BE-2013-1224, 2013.
- [6] Nezym V Y, Polupan G P. A new statistical-based correlation for the compressor tandem cascade parameters effects on the loss coefficient[R]. ASME Paper GT2007-27245, 2007.
- [7] Trehan S, Sodhi J S, Roy B. Cascade studies of tandem blades for axial flow compressors/fans[R]. AIAA-2008-4698, 2008.
- [8] Tesch A, Ortmanns J. An experimental investigation of a tandem stator flow characteristic in a low speed axial research compressor[R]. ASME Paper GT2014-26104, 2014.
- [9] Dehkharghani A S, Boroomand M, Eshraghi H. A numerical investigation of loss coefficient variation in various incidence angles in tandem blades cascade[R]. ASME Paper IMECE2014-39881, 2014.
- [10] Schneider T, Kozulovic D. Flow characteristics of axial compressor tandem cascades at large off-design incidence angles[R]. ASME Paper GT2013-94708, 2013.
- [11] 李绍斌, 王松涛, 冯国泰, 等. 串列叶栅后排静叶周向位置对压气机性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6): 943-945.
- LI Shaobin, WANG Songtao, FENG Guotai, et al. Numerical investigation on the compressor performances under different circumferential positions of the rear blades of tandem stator[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(6): 943-945. (in Chinese)
- [12] 陈美宁, 朴英, 王大磊. 某型航空发动机风扇串列叶栅的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1117-1122.
- CHEN Meining, PIAO Ying, WANG Dalei. Numerical simulation of tandem cascades in an aero-engine fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1117-1122. (in Chinese)
- [13] 姚思楠. 串列叶栅对跨音速风扇性能的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- YAO Sinan. Effect of tandem cascade on performance of transonic fan[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 沈淳, 腾金芳. 轴向相对位置对串列叶栅气动性能影响的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(5): 1671-1815.
- SHEN Chun, TENG Jinfang. Numerical investigation of axial displacement effect on tandem cascade[J]. Science

- Technology and Engineering, 2013, 13(5): 1671-1815. (in Chinese)
- [15] 魏巍, 刘波, 李俊. 大弯角串列叶栅间隙效应数值研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 443-449.
WEI Wei, LIU Bo, LI Jun. Numerical study on the clearance effects of a high-turning tandem cascade [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 443-449. (in Chinese)
- [16] 刘志刚, 梁俊, 凌代军, 等. 串列叶栅流场特性的试验与数值模拟[J]. 热能动力工程, 2013, 28(5): 449-454.
LIU Zhigang, LIANG Jun, LING Daijun, et al. Experimental and numerical study of the flow field characteristics of a tandem cascade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2013, 28(5): 449-454. (in Chinese)
- [17] 侯安平, 阙晓斌, 熊劲松, 等. 压气机内有效滞止压力概念及其应用探索[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1689-1694.
HOU Anping, QUE Xiaobin, XIONG Jinsong, et al. Investigation on the concept and application of available stagnation pressure in the compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(9): 1689-1694. (in Chinese)
- [18] Steinert W, Eisenberg B, Starken H. Design and testing of a controlled diffusion airfoil cascade for industrial axial flow compressor application [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 583-590.
- [19] Steinert W, Fuchs R, Starken H. Inlet flow angle determination of transonic compressor cascades [J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(3): 487-493.
- [20] McFarland E R, Chima R V, Wood J R. On flowfield periodicity in the NASA transonic flutter cascade [R]. ASME Paper 2000-GT-0572, 2000.
- [21] Song B, Gui X, Li S M, et al. Flow periodicity improvement in a high speed compressor cascade with a large turning-angle [J]. AIAA-2002-3539, 2002.

(编辑: 王碧琚)