跨声速平面叶栅试验器流场品质改善研究*

孙 鹏1,张益智1,傅文广1,韩吉昂2

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院,天津 300300;2. 大连海事大学 船舶与海洋工程学院,辽宁 大连 116026)

摘 要:为改善平面叶栅风洞流场品质,获得准确度高、可靠性强的试验结果,以跨声速平面叶栅 试验器为研究对象,采用数值模拟方法研究了端壁抽吸和导流尾板的组合控制方法对A,B,C,D四种 不同叶型弯角平面叶栅流场品质的改善效果。研究结果表明:在叶栅前缘上下端壁进行抽吸和尾缘安装 导流尾板能够有效提升叶栅进口流场的均匀性和出口流场的周期性,使得各叶栅进口马赫数偏差<0.01, C和D叶栅进口气流角偏差<0.5°,A和B叶栅进口气流角偏差<1°;该控制方法能够保证各叶栅栅后流场 存在三个或三个以上相邻满足周期性要求的连续通道。

关键词:平面叶栅;抽吸;尾板;流场品质;数值模拟;均匀性;周期性 中图分类号: V231.1 文献标识码:A 文章编号: 1001-4055 (2022) 12-210731-11 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210731

Flow Field Quality Improvement of Transonic Linear Cascade Test Device

SUN Peng¹, ZHANG Yi-zhi¹, FU Wen-guang¹, HAN Ji-ang²

College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
 Naval Architecture and Ocean Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: In order to improve the flow field quality of transonic linear cascade and obtain highly accurate and reliable test results, numerical simulation were carried out for a transonic linear cascade test device to investigate the improvement effect of a method combined endwall aspiration and tailboard on the flow field quality of A, B, C, D four different camber linear cascades. The results show that the aspiration on the upper and lower side walls of the leading edge of cascade and tailboard installed on the trailing edge could remarkably improve the inflow uniformity and outflow periodicity of cascades. The difference between the inlet Mach number of each cascade and the set value is less than 0.01, the inflow angle deviation of cascade C and D is no more than 0.5° , the inflow angle deviation of cascade A and B is less than 1° . There are more than three outflow channels to meet periodic requirements by the control method.

Key words: Linear cascade; Aspiration; Tailboard; Flow field quality; Numerical simulation; Uniformity; Periodicity

^{*} 收稿日期: 2021-10-20; 修订日期: 2021-12-03。

基金项目:中央高校基本科研业务费中国民航大学专项(3122019170);中国民航大学科研启动基金(2020KYQD34)。

作者简介:孙 鹏,博士,教授,研究领域为发动机气动热力学。

通讯作者:傅文广,博士,讲师,研究领域为叶轮机械内部流动特性。

引用格式: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):210731. (SUN Peng, ZHANG Yi-zhi, FU Wen-guang, et al.Flow Field Quality Improvement of Transonic Linear Cascade Test Device[J]. Journal of Propulsion Technology,2022,43(12):210731.)

1 引 言

航空发动机被誉为现代工业皇冠上的明珠,作 为"明珠"核心之一的压气机更是重中之重^[1]。进入 21世纪,航空发动机技术蓬勃发展,为此也对压气机 提出了高压比、高效率、高可靠性的发展方向^[2]。压 气机设计通常依赖于完备的叶栅性能数据库,平面 叶栅通过吹风试验能够获得叶栅内部二维流动基本 情况和叶型性能参数^[3],因此在压气机设计研究中发 挥了重要作用,并且被广泛应用于叶片改型优化^[4-5]、 叶栅流场结构分析^[6-9]、流动控制方法研究^[10-12]等。

为保证平面叶栅试验数据准确可靠,叶栅流场 需要满足一定周期性要求。我国航空行业标准-超 跨声速平面叶栅试验方法^[13]对流场周期性制定了标 准,叶栅流场均匀区马赫数分布最大偏差 ΔMa= IMa_{max}-Ma_{min}|<0.03,马赫数均匀区不低于40%,栅后流 场分析马赫数、落后角、总压损失系数判断是否具有 周期性。凌代军等^[14]也提出根据叶栅试验相似原理 和准则,至少保证3个叶片通道具有较好的周期性, 从而实现在几何相似条件下确保平面叶栅流场的运 动相似和动力相似。

为改善平面叶栅流场品质,国内外科研人员采 用增加试验件叶片数、增大叶片展弦比、附面层抽 吸^[15-16]、安装可调尾板^[17]等方法。Lepicovsky等^[18]结 合试验和数值两种方法对跨声速叶栅内流动的均匀 性和周期性展开研究,发现端壁和尾板对流动周期 性产生重要影响,调节其相对位置能够改善流场的 不均匀性。Song等^[19]通过添加尾板、可调导叶和采 用下端壁抽吸对高亚声速平面叶栅风洞进行改造, 并对具有大折转角度(55°)的压气机叶栅在不同来流 马赫数下进行吹风试验,发现无论尾板还是端壁抽 吸都能有效改善叶栅内部流动周期性,并且二者同 时作用下,流场周期性改善效果更明显。DLR(德国 宇航院)^[20]在跨声速叶栅实验中,通过在上端壁开槽 进行附面层抽吸,进而控制流动周期性。蔡明等[21] 针对亚声速平面叶栅,设计了两种抽吸方案,研究了 抽吸槽位置和抽吸流量对进口流场均匀性以及出口 流场周期性的控制效果,发现不同抽吸位置对流场 品质的影响不尽相同并且抽吸流量存在临界值。杨 泳等[22]以跨声速压气机平面叶栅为对象,研究发现 下尾板角度对栅前流场周期性具有一定影响,上尾 板对流场改善效果不明显,改变靠近端壁通道的宽 度可以改善栅前流场周期性。

从已有文献研究可以发现,目前针对改善压气

机平面叶栅风洞流场品质的方法研究主要集中在单 一地使用抽吸、可调尾板等措施,并且都取得了一定 成果,但针对抽吸和尾板组合方法还未有学者对其 改善效果、作用机理以及该方法对不同叶栅控制规 律开展公开且细致的研究报道。在分别对有关端壁 抽吸^[21]和导流尾板^[22]两种方法的相关文献进行研究 后,发现二者作用机理不同,端壁抽吸可以平衡栅前 压力分布,而导流尾板能够调节栅后出口背压。本 文在此基础上,基于某型跨声速平面叶栅风洞,针对 不同叶型弯角平面叶栅,研究端壁抽吸和导流尾板 组合控制方法对平面叶栅流场品质的改善效果以及 该组合方法的普适性。

2 数值计算方法与试验系统

2.1 研究对象

本文基于如图1(a)所示的跨声速平面叶栅风洞 展开试验和数值研究,该风洞由离心式鼓风机提供 连续压缩空气,经过扩压段膨胀减速,流经稳流段, 随后进入收缩段加速,最后流入试验段。试验时,叶 栅试验件安装在转动圆盘上,通过转动圆盘调节叶 栅来流冲角。

依据图1的风洞和叶栅试验段结构,构建了如图 2所示的跨声速平面叶栅风洞试验段模型。为尽可 能减小计算误差,模拟叶栅试验器实际工作情况,在 1#和9#叶片前缘处设计抽吸腔,又添加进口与外域 部分,其中进口段长度约为12倍弦长,外域部分长 度、宽度和高度分别约为20倍、10倍和7倍叶高,导 流尾板安装于1#和9#叶片尾缘,长度为叶片2倍 弦长。叶栅内9个叶片沿上端壁到下端壁依次记为 1#~9#,各通道记作P₁~P₈。

计算网格借助 ICEM 结构化网格划分工具生成, 叶片采用 O4H 型网格拓扑,壁面第一层网格高度为 3μm,确保 y⁺值满足计算要求。叶栅进口段网格节点 数约为 550 万,总体计算域网格节点数约为 930 万, 试验段网格如图 3 所示。

本研究针对四种具有不同弯角的叶型,叶片模型高度与实际(100mm)保持一致,其具体参数如表1 所示。其中,A叶栅弯角为23°,本文将其作为基准, 开展试验和流场品质控制方法研究。为了探讨该方 法的通用性,本文又选取了较大弯角的B叶栅和C叶 栅,以及较小弯角的D叶栅。由表1可以看出:D叶栅 负荷最小;A,B叶栅负荷介于C,D叶栅之间。本文借 助A,B,C,D四套叶栅开展进一步研究是非常有实际 意义的。





(b) Cascade test piece Fig. 1 Schematic diagram of a transonic linear cascade wind tunnel



Fig. 2 Model of linear cascade wind tunnel test section



Fig. 3 Computational domain grid

2.2 数值方法

数值计算采用 ANSYS-FLUENT 流体计算软件求 解 Navier-Stokes 方程,选用 Spalart-Allmaras 湍流模型。叶片表面、抽吸腔内壁、上下壁面以及尾板设为

Table 1 Cascade parameters

Cascade type	Chord/mm	Camber/(°)	Diffusion factor
А	40	23	0.43
В	40	35	0.46
С	60	48	0.48
D	40	17	0.28

无滑移绝热边界条件;标定工况监控点与真实试验 一致,位于6#叶片栅前1倍弦长处;对于叶栅通道进 口的边界条件给定来流总温总压,外域给定大气压 力,上下抽吸腔出口设为压力出口边界条件,通过调 节上下抽吸腔出口静压控制抽吸流量。

2.3 叶栅风洞测量系统

平面叶栅气动参数利用五孔气动探针采用非对 向测试方法测得,栅前测量截面距离叶片前缘1倍弦 长,栅后测量截面距离叶片尾缘0.6倍弦长。测量 时,利用三维坐标位移机构带动五孔探针在测试截 面位置进行流场测量,栅前栅后截面测点如图4所 示,图4(a)中横坐标表示各叶片编号,下同。图中每 个网格节点对应一个测点,进口截面布置525个测 点,出口流道布置288个测点。

本试验中探针测得压力信号通过传感器控制柜 传输给计算机,最终获得的压力参数误差小于0.1%, 大气压力传感器精度为0.05%。探针位移系统的角度 位移精度为0.00135°,直线位移精度为6.25µm。试验 数据处理公式为 (1)马赫数

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_i}{p_s}\right)^{\frac{1-k}{k}} - 1 \right]}$$
(1)

式中 p_1 为五孔探针测得来流总压, p_s 为测点静压,空 气绝热常数k = 1.4。

(2)总压损失系数

(1)

$$= (p_{t0} - p_t) / (p_{t0} - p_{s0})$$
(2)

式中pto表示进口总压,pso表示进口静压。



3 计算与试验结果分析

3.1 原始流场品质分析

定义不使用任何控制措施的叶栅试验器为原始 方案(Ori),此外,为便于后文叙述分析,简称端壁抽 吸和导流尾板组合控制方法为ST(Suction and tailboard)方法。

图 5 为试验测得 A 叶栅在不同马赫数、冲角工况 的原始方案下栅前 1 倍弦长处相对静压分布(N5表示-5°,P7表示+7°)。由图 5 可知,在-5°~+10°冲角范 围内静压分布均存在偏差,并且静压梯度随叶栅冲 角增大而增大,静压梯度越大表明叶栅流场周期性 越差。本研究针对流场品质不佳的较大冲角工况进 行控制,设定标准来流工况为 Ma=0.7,冲角+7°。

针对A叶栅基于图2模型开展数值计算,总压损 失系数定义如式(2)所示。

图6为计算和试验所得P3~P7通道栅前一倍弦长



Fig. 5 Inlet relative static pressure



半叶高处 Ma/Ma_{max}云图(由于测量仪器限制,图6(b) 中0到约3mm叶高范围内气流参数无法测量)。观察 图6(a),(b),其相对马赫数变化范围基本一致,端壁 附面层厚度均保持在8mm左右,P₃和P₇通道马赫数 相差约10%,并且马赫数变化梯度比较相似,说明计 算与试验所得栅前气流参数比较吻合。此外,两图 都表现出来流马赫数沿节距分布偏差较大,表明叶 栅试验器栅前流场分布不均匀。

图 7 为 A 叶栅在来流马赫数为 0.7、冲角为+7°工 况下试验数据与数值计算结果对比。图 7(a)为栅后 0.6 倍弦长中径处总压损失系数分布。对比 P₄~ P₇通 道数值和试验结果,尾迹峰值较为吻合,都呈现先减 小后增大趋势,并且主流区范围也表现一致。观察 全通道数值结果,栅后各通道间总压损失差异较大, 尾迹峰值从 P₂~P₆通道逐渐减小,主流区范围沿节距 逐渐增大;图 7 的(b)和(c)为 P₆通道栅后 0.6 倍弦长 处半叶高总压损失系数云图,对比图 7 的(b)和(c), 试验和数值结果表现形式相同,损失变化趋势基本 相似,角区都存在高损失,高损失区损失强度和范围 基本一致,高损失区沿叶高方向约占 25% 叶高。



Fig. 7 Comparison of numerical and experimental results of linear cascade A

综上可知,本文所建立的计算模型和采用的数 值方法能够较好地模拟试验器的流场特征,可以用 来开展进一步的研究工作。另外,从当前试验和数 值结果也可看出,叶栅试验器流场品质较差,栅前进 口流场马赫数分布不均匀,栅后各通道间气动参数 存在偏差,因此本文开展的改善叶栅试验器流场品 质的研究是非常有必要的。

3.2 ST方法对A叶栅流场影响数值分析

通过分析平面叶栅风洞进口流场均匀性能够判断栅前流场品质。为便于分析叶栅流场品质,定义 栅前1倍弦长中径位置进口马赫数和进口气流角偏 差分别为

$$\Delta Ma = Ma_1 - Ma_0 \tag{3}$$

$$\Delta \beta = \beta_1 - \beta_0 \tag{4}$$

式中 Ma₀和β₀分别表示设定的来流马赫数和进气角, Ma₁和β₁分别表示栅前中径处测得的实际来流马赫 数以及气流角。

图 8 为 A 叶栅原始方案和 ST 控制方法下栅前进口流场分布。由图 8(a)可知, Ori流场中栅前马赫数

分布不均匀,通道间偏差较大, P_1 和 P_2 通道马赫数最 大偏差达到 0.08,只有 P_6 , P_7 通道马赫数偏差<0.01。 图 8(b)中 Ori曲线表明,Ori流场中来流气流角偏差 先增大后减小,在 P_3 和 P_4 通道时达到最大,最大偏差 约为 2.5°,此位置也对应图 8(a)中马赫数偏差分布斜 率最大的位置,也表明栅前静压分布不均匀。经过 ST方法控制后, $P_1 ~ P_4$ 通道栅前马赫数提高, $P_2 ~ P_7$ 通 道来流马赫数偏差<0.01,并且相应的进口全通道气 流角偏差在 0°~-1°,叶栅进口流场沿节距方向分布 均匀性显著提升,该控制方法能够改善叶栅试验器 马赫数分布不均匀和存在较大正气流角偏差的 情况。



Fig. 8 Inflow performance comparison of Ori and ST schemes

平面叶栅流场品质不仅仅局限于进口流场的均匀性,出口流场的周期性同样值得关注,它关系栅后 尾迹分布以及栅后数据测量的准确性。因此在评判 叶栅风洞流场品质时,既要保证进口流场均匀性,也 要保证出口流场周期性。

图 9 为 A 叶栅两种方案下栅后 0.6 倍弦长中径位 置的马赫数、落后角和总压损失系数沿节距方向分 布。原始方案下,栅后出口流场总压损失较高,受到 栅前流场沿节距分布不均匀影响,通道间周期性较 差,表现为 P₁~ P₄通道马赫数、落后角和总压损失系 数与其他通道偏差较大,并且通道内部气流参数也 差距较大,P₂通道内马赫数、总压损失系数和气流角 最大值与最小值相差约0.25,0.6和4°。各通道主流 区范围也不一致,从P₁~P₅通道呈现沿节距不断增大 趋势。经过ST方法控制后,叶栅出口流场总压损失 较原始方案显著降低、周期性得到明显提升,P₂~P₇ 各通道气流参数均匀分布,通道内参数差距减小,主 流区与尾迹区分布一致。



图 10为 ST 方法控制后叶栅出口 P₂~P₇各通道间 马赫数与落后角对比。以 P₅通道气流参数为基准, 依据中华人民共和国航空行业标准-超跨声速平面 叶栅试验方法^[13],设置了马赫数偏差为0.01、落后角 度偏差为0.5°的误差带。图 10(a)中 P₄, P₆通道在0~ 100% 相对节距内马赫数与 P₅通道偏差<0.01,图 10 (b)中 P₃~P₇五个通道落后角分布在误差带范围内。 综上,A叶栅流场经过 ST 方法控制后存在 P₄~P₆三个 连续通道满足误差要求,具有较好的周期性。

图 11 为 A 叶栅原始方案和 ST 方法下试验段马赫



Fig. 10 Mach number and deviation angle comparison between different flow channels

数分布云图。图中虚线表示理想来流条件下的流体 流向(平行于上下端壁),而实线则表示叶栅中实际 的气流流向。图 11(a)中栅前马赫数和栅后尾迹分 布不均匀,流体在 1#~3#叶片吸力面处发生分离,流 线向下偏移导致来流产生正气流角偏差。

造成图 11(a) 中流动现象的原因如图 12 所示, 叶



栅试验件安装在风洞转盘上时其额线与水平方向存 在一定夹角,导致靠近风洞上端壁的叶片要先于下 端壁叶片接触风洞来流。而来流静压低于外界大气 压,靠近上端壁的风洞来流首先感受到叶片的势场 作用而减速增压,导致风洞来流截面流量重分配,并 且产生了从上端壁向下的压力梯度。而且由于流体 从进口流入后,附面层沿端壁不断叠加,端壁附近存 在大量低能流体,更加剧了这种效应。叶栅上部通 道流体减速扩压,通道内产生堵塞和流动分离。靠 近上端壁部分流体由于压力梯度的存在沿节距方向 向下偏移,从而在中间通道处产生正气流角偏差,表 现为图中实线脱离虚线向下偏移。这几种影响相互 作用,最终导致原始方案下流场品质较差。

由图 11(b)可知,经过 ST方法控制后,叶栅流场 均匀性和周期性明显改善,来流气流角偏差减小,真 实来流方向几乎与上下端壁平行,中间流道马赫数 与尾迹呈现周期性分布。导流尾板使叶片下游高压 区向后移动,风洞来流更晚与其接触,端壁抽吸不仅 能够吸除端壁部分低能流体,缓解端壁通道堵塞,而 且调节抽吸腔进口处上下端壁压力,改善栅前压力 不均匀分布情况,减小从上端壁到下端壁压力梯度 作用,P₁~P₃通道进口静压降低,流体流速提升,通道 内分离现象随之消除,叶栅流场品质整体得到 提升。



Fig. 12 Schematic diagram

图 13为原始方案和 ST方法下的 2#~8#叶片全叶 高吸力面静压系数和极限流线分布。静压系数定 义为

$$C_{p} = (p_{s} - p_{s0}) / (p_{t0} - p_{s0})$$
(5)

从图 13(a)中可以发现,2#和 3#叶片全叶高范围 内发生回流,这是由于流体在 P₂,P₃通道内发生流动 分离(如图 11 所示)。在 Ori流场中,各叶片吸力面静 压系数和极限流线分布差别较大,角区范围从 4#~ 8#叶片逐渐减小。对比图 13(b),经过 ST 方法控制 后,2#和 3#叶片回流得到抑制,3#~7#叶片角区范围 基本一致,均小于 2#和 8#叶片,并且经过端壁抽吸 后,3#~7#叶片角区范围被控制在 30% 叶高内,主流 区范围明显增加,平面叶栅二元性得到提升。这是 由于靠近端壁通道大量低能流体被吸除,栅前静压 均匀分布,缓解了因叶栅试验器固有结构造成的通 道堵塞。此外3#~7#叶片吸力面静压系数分布范围 和极限流线近乎一致,周期性较原始方案明显 提升。



Fig. 13 Limiting streamlines and static pressure coefficient of suction surface of each blade

3.3 ST方法对不同叶栅流场控制效果分析

上文着重分析了ST控制方法对A叶栅流场品质 的改善效果,为探究该方法的普适性,选取具有不同 弯角的B,C,D叶栅开展进一步数值计算研究,其中B 和D叶栅来流条件与A保持一致,文献[24]中指出C 叶栅设计冲角是-6°,在0°冲角下该叶栅损失较大,本 研究取0°作为C叶栅的较大损失来流冲角。定义抽 吸流量为

$$S_1 = m_1 / m_0 \tag{6}$$

$$S_2 = m_2/m_0 \tag{7}$$

式中m₁,m₂分别表示上下抽吸腔抽吸流量,m₀为叶栅进口流量。

各叶栅具体抽吸流量如表2所示。由表2可知, 随着叶型弯角逐渐增大,抽吸流量也随之增大,这是 由于叶型弯角增大,栅前流体扩压减速加剧,需要更 低的负压平衡栅前压力,为达到更低负压则需要抽 吸更多的流量。

图 14为A,B,C,D四种叶栅两种方案下栅前1倍 弦长处中径位置的来流马赫数偏差和气流角偏差分 布。对比发现,在原始方案下四种叶栅栅前流场都

Table 2 Cascade control parameters

	_		
Cascade type	$S_1 / \%$	$S_2^{}/\%$	
С	0.54	1.43	
В	0.41	1.33	
А	0.36	1.31	
D	0.12	0.82	

呈现马赫数偏差逐渐增大至稳定和气流角偏差先增 大后减小的趋势,而D叶栅叶型弯角较小,Ori流场要 优于其余三种叶栅。图14(a)中C叶栅马赫数偏差最 大值与最小值相差约0.1,从A~D差距逐渐减小;图 14(b)中A,B,C叶栅气流角最大偏差都位于P₄,P₄通 道附近,均达到约2.5°,D叶栅最大值为1°。ST方法 控制后,各叶栅栅前流场均匀性都得到提升,进口马 赫数偏差均<0.01,C和D叶栅气流角偏差<0.5°,B和 A叶栅气流角偏差<1°。以上分析表明,针对不同叶 型弯角平面叶栅通过端壁抽吸和导流尾板的组合控 制方法能够获得较为理想的来流品质,但是对于来 流气流角的控制,不同弯角叶栅之间存在差异。

图 15 为 B, C, D 三种叶栅出口 P₂~P₇各通道间马



Fig. 15 Mach number and deviation angle comparison among different flow channels



Ρ, Ρ, Ρ. Ρ. Р

Ρ. Р

(b) Inlet flow angle

Fig. 14 Inflow performance comparison between different cascades of Ori and ST schemes



2022 年

赫数和落后角对比,依据 P_3 通道气流参数设置误差 带。观察图 15的(a)和(d),B叶栅存在 $P_3 ~ P_7$ 五个通 道满足马赫数和落后角误差带要求;由图 15(b),(e) 可知,C叶栅出口流场中 $P_4 ~ P_6$ 通道落后角接近一 致, P_3 和 P_7 通道偏差也在 0.5°范围内,而 P_2 通道不能 满足要求, $P_4 ~ P_6$ 通道马赫数在 0~100% 节距内偏差 小于 0.01;D叶栅中, $P_2 ~ P_7$ 六个通道落后角都能满足 误差带要求,但只有 $P_4 ~ P_6$ 三个通道马赫数分布在误 差带内,所以只存在 $P_4 ~ P_6$ 三个通道满足要求。综上 ST 控制方法能够使得三个叶栅出口流场存在三个或 三个以上连续通道,满足周期性要求。

图 16 为四个叶栅原始方案和 ST 方法下各通道 流量分布。由图可知在 A, B, C 叶栅 Ori 流场中, 从 P₁~P₇通道流量呈现递增趋势, 各通道间分布不均 匀, 最大偏差约占进口流量的 3%, P₁和P₈通道靠近上 下端壁存在堵塞, 通道流量明显较中间流道偏低。 而 D 叶栅叶型弯角偏小, Ori 流场品质较好, P₂~P₇通 道流场几乎均匀分布。

如图 16 所示,经过 ST 方法控制后,D 叶栅通道流 量分布变化不大,P₁和P₈通道由于抽吸作用流量仍低 于其他通道。A,B,C 三个叶栅通道流量分布情况有 所好转,P₁和P₈通道流量变化规律与D 叶栅一致, P₁~P₃通道流量得到显著提升,中间通道流量均匀分 布,各通道基本保持在13%,表明堵塞现象得到改善, 平面叶栅风洞流场品质显著提升。

本研究中四种叶栅在原始方案下流场表现出相同变化规律,对于进口流场,A和B叶栅改善后栅前均匀性相较于C,D叶栅表现较差,进口气流角偏差



存在 0.5°差距。原因如下:A,B,D叶栅来流冲角都 为+7°,而D叶栅因为叶型弯角较小、叶片负荷较低, 栅前压力梯度强度较弱,Ori流场品质较好,只需对其 稍做控制就能达到比较好效果。

上文中提到,由于叶栅试验器固有结构,导致风 洞来流会先于下端壁叶片接触上端壁的叶片,从而 在栅前形成从上端壁到下端壁的压力梯度,最终导 致栅前流场分布不均匀。图17中绿色部分代表进口 冲角为+7°的A,B叶栅,棕色部分为0°冲角的C叶栅, 对比二者可以发现,进口冲角不同造成上下端壁沿 来流方向距离不同,导致风洞来流相较于C叶栅会更 晚接触A,B叶栅,从而A,B叶栅的栅前压力梯度会 强于C叶栅,并且其影响范围更广,所以0°冲角下C 叶栅栅前流场相较于+7°冲角的A,B叶栅易于控制。

对比栅后流场,发现图 10 及图 15 中各叶栅马赫 数从 P₂通道到 P₇通道逐渐降低,导致满足周期性误 差要求通道数减少,这是因为导流尾板会改变栅后 静压分布,后续针对尾板结构需要进一步细致 研究。

3.4 ST方法对AVDR的影响

平面叶栅风洞基于二维流动,理想的平面叶栅 具有典型的二元性。轴向密流比(Axial velocity density ratio, AVDR)反映了叶栅真实流动与理想二维平 面叶栅的偏差,是平面叶栅流场二元性及数据有效 性的重要判据^[12]。

图 18 为根据数值结果计算所得 A, B, C, D 四种 叶栅 P₂~P₇各通道间轴向密流比分布,其中图 18(a)为 采用与试验结果处理相同的方法计算得到的轴向密



Fig. 16 Mass flow rate of different channels



流比,即采用栅前一个测点的气流参数替代整体,该 方法记作 Method E。图 18(b)为栅前各通道数据节

距平均计算所得轴向密流比,记为Method S。

在原始方案下,平面叶栅栅前流场分布不均匀, 栅后流场不具有周期性,各通道间马赫数、气流角偏 差较大,栅前一点气流参数不能替代整体,采用Method E方法计算 AVDR 会造成结果产生较大误差,影响 其真实性,表现为图 18 中四种叶栅在原始方案下两 种方法所得轴向密流比存在差异(Ori曲线存在差 异)。但是,当采用 ST方法改善流场品质后,同样采 用此方法计算得到的轴向密流比是真实可信的。通 过观察图 18 中的 ST 曲线,二者分布规律一致,也说 明了这一点,即 ST 控制方法能够保证采用与试验结 果处理相同的方法计算所得轴向密流比是真实可靠 的,进一步表明 ST 方法能够有效提升叶栅流场 品质。

由图 18 可知在两种方案下,轴向密流比呈现随 叶型弯角减小而减小的趋势。这是由于叶型弯角减 小,角区分离范围减小、主流区范围增大,最终导致



Fig. 18 AVDR distribution of each blade passage

轴向密流比减小。并且经过端壁抽吸后,各叶栅轴 向密流比均有所减小。

总体上看,ST方案通过平衡栅前压力分布以及 调节栅后出口背压能够提升本研究中四种叶栅的流 场品质,若要改善在本文选取叶型弯角范围内的叶 栅流场品质,只需改变相应抽吸流量,就能得到理想 的叶栅流场品质。

4 结 论

本文通过研究端壁抽吸和导流尾板组合方法对 平面叶栅流场的改善效果,得出如下结论:

(1)ST方法能够提高四种不同叶型弯角平面叶 栅在较大马赫数、极限冲角来流条件下的进口流场 均匀性,平均分配中间通道流量,使得各叶栅进口马 赫数与设定值偏差<0.01,C和D叶栅进口气流角偏 差<0.5°,A和B叶栅进口气流角偏差<1°。

(2)ST方法能够使得平面叶栅流场具有良好出 口周期性,存在三个或三个以上相邻的满足栅后流 场周期性误差要求的连续通道。

(3)对于不同叶型弯角平面叶栅,ST方法通过提升流场品质,保证采用与试验结果处理相同的方法 计算得到的AVDR真实可靠,并且能够降低各叶栅 AVDR。

致 谢:感谢中央高校基本科研业务费中国民航大学专 项和中国民航大学科研启动基金的资助。

参考文献

- [1] 焦华宾,莫 松.航空涡轮发动机现状及未来发展综述[J].航空制造技术,2015,57(12):62-65.
- [2] 孙晓峰,何 晨,刘小华,等.航空压气机流动稳定 性预测研究进展[J].推进技术,2017,38(10):2172-2185. (SUN Xiao-feng, HE Chen, LIU Xiao-hua, et al. Research Progress in Prediction of Flow Instability of Aero-Compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017,38(10):2172-2185.)
- [3] 胡 骏.航空叶片机原理[M].北京:国防工业出版 社,2014.
- [4] 屠宝锋,张 凯.鼓包前缘静叶在跨声速压气机中应用初探[J].推进技术,2016,37(7):1256-1262.
 (TU Bao-feng, ZHANG Kai. Preliminary Investigation on Tubercle Leading Edge Stator Blade in Transonic Compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37 (7):1256-1262.)
- [5] 蔡 明,高丽敏,刘 哲,等.亚声速压气机平面叶栅及其改型的吹风试验[J].实验流体力学,2021,35
 (2):36-42.

- [6] 钟兢军, 阚晓旭. 高负荷压气机叶栅内三维旋涡结构 及其形成机理的研究进展[J]. 推进技术, 2020, 41
 (9): 1946-1957. (ZHONG Jing-jun, KAN Xiao-xu. Research Progress on Three-Dimensional Vortex Structures and Formation Mechanism of High-Loaded Compressor Cascades[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(9): 1946-1957.)
- [7]梁田,刘波,矫丽颖.端壁抽吸对压气机叶栅间 隙泄漏流控制策略的研究[J].推进技术,2020,41
 (5):1031-1038. (LIANG Tian, LIU Bo, JIAO Liying. Research on Tip Leakage Flow Control Strategy for Compressor Cascade with Casing Aspiration[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(5):1031-1038.)
- [8] 孟庆鹤,陈绍文,刘宏言,等.直孔射流对压气机叶栅流场影响的实验研究[J].推进技术,2020,41(5): 1039-1045. (MENG Qing-he, CHEN Shao-wen, LIU Hong-yan, et al. Experimental Study for Effects of Straight Jets on Flow Field Structure in a Compressor Cascade [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020,41 (5):1039-1045.)
- [9] Kan Xiaoxu, Wang Songtao, Luo Lei, et al. Numerical Analysis of the Weight Distribution of Flow Losses in a Highly Loaded Compressor Cascade with Different Incidences [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 139: 552-561.
- [10] 徐文峰,孙 鹏,杨国刚.仿生翅室对跨声速扩压叶 栅角区分离流动影响研究[J].推进技术,2022,43
 (5):200766. (XU Wen-feng, SUN Peng, YANG Guo-gang. Effects of Bionic Chamber on Corner Separation Flow in a Transonic Compressor Cascade[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(5): 200766.)
- [11] 张博涛,刘 波,赵 航.叶顶抽吸对叶栅间隙泄漏 流动的控制研究[J].推进技术,2020,41(8):1701-1709. (ZHANG Bo-tao, LIU Bo, ZHAO Hang. Effects of Blade Tip Suction on Cascade Gap Leakage Flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020,41(8):1701-1709.)
- [12] 郭正涛, 楚武利, 杨晶晶, 等. 通道前缘小叶片对轴流压气机叶栅气动性能的影响研究[J]. 推进技术, 2021, 42(5): 1040-1052. (GUO Zheng-tao, CHU

Wu-li, YANG Jing-jing, et al. Effects of Little Blades at Leading Edge of Passage on Axial Compressor Cascade Aerodynamic Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(5): 1040-1052.)

- [13] HB20145-2014, 超跨声速平面叶栅试验方法[S].
- [14] 凌代军,代秋林,朱榕川,等.叶栅试验技术综述[J]. 实验流体力学,2021,35(11):30-38.
- [15] Loughery R, Hornjr R A, Trammp C. Single Stage Experimental Evaluation of Boundary Layer Blowing and Bleed Techniques for High Lift Stator Blades[R]. NASA-TP-54573, 1971.
- [16] Hubrich K, Bolcs A, Ott P. Boundary Layer Suction via a Slot in a Transonic Compressor-Numerical Parameter Study and First Experments[R]. ASME 2004-GT-53758.
- [17] 巩 吴,徐惊雷,陈 宇.开槽尾流板对跨声速涡轮 平面叶栅流场影响的实验[J].航空动力学报,2018, 33(12):3048-3056.
- [18] Lepicovsky J, Mcfarland E R, Chima R V. On Flowfield Periodicity in the NASA Transonic Flutter Cascade [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3): 501-509.
- [19] Song B, Gui X M, Li S M, et al. Flow Periodicity Improvement in a High Speed Compressor Cascade with a Large Turning-Angle[R]. AIAA 2002-3539.
- [20] 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.
- [21] 蔡 明,高丽敏,刘 哲,等.基于抽吸的亚声速平面叶栅风洞流场品质控制研究[J].推进技术,2021,42(9):1985-1992. (CAI Ming, GAO Li-min, LIU Zhe, et al. Flow Field Quality Control of Subsonic Linear Cascade Wind Tunnel Based on Suction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9):1985-1992.)
- [22] 杨 泳,徐开俊,李珊珊,等.平面叶栅周期性特性数值研究[J].液压与气动,2018(9):92-97.
- [23] 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.
- [24] 王 龙,陆华伟,郭 爽,等.凹坑排列方式对高负荷扩压叶栅的影响[J].工程热物理学报,2020,41 (11):2677-2686.

(编辑:朱立影)