

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.012

中弧线角度分布对跨音叶栅特性影响研究

王进春, 曹传军

(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 中弧线角度分布形式对压气机叶片表面等熵马赫数分布具有重要的影响。为了对比不同压气机叶型的流动特征, 采用数值模拟和平面叶栅试验相结合, 对两种中弧线角度分布形式的跨音叶型在不同来流工况下的气动特性展开了详细研究。结果表明: 在设计点, 前加载配合均匀加载的中弧线角度分布叶型能够消除叶片吸力面的局部超音区, 与前加载的中弧线角度分布叶型相比, 叶片表面等熵马赫数分布更加饱满。其次, 前加载配合均匀加载叶型能够推迟叶片吸力面的涡层失稳, 减弱了吸力面分离涡与端壁分离涡的耦合作用, 进而改善了端区的流动状况, 截面平均总压损失系数降低了 8.2%。最后, 对非设计工况下两种中弧线角度分布的气动特性进行了分析, 随着来流马赫数的降低, 两种中弧线角度分布叶型的损失差异逐渐减小, 均具有较优的气动性能。来流速度对叶片表面等熵马赫数、损失分布和分离面形状特征影响较小, 仅影响叶片表面等熵马赫数和损失数值大小。

关键词: 轴流压气机; 中弧线角度; 前加载; 数值模拟; 叶栅试验

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)04-0667-09

Effects of Metal Angle Distribution of Mean Camber Line on Aerodynamic Characteristics of Transonic Cascade

WANG Jinchun, CAO Chuanjun

(AECC Commercial Aircraft Engine Corporation, Shanghai 200241, China)

Abstract: The metal angle distribution of mean camber line has an important effect on the isentropic mach number distribution of compressor blade surface. In order to compare the flow characteristics of different compressor blade profiles, the aerodynamic characteristics of two transonic blade with different metal angle distribution under different inflow conditions are numerically and experimentally studied. The results show that: At the design point, compared with the front-loaded blade, the metal angle distribution blade with front loading and uniform loading has a fuller isentropic Mach number distribution on the blade surface, which can eliminate the local supersonic zone. Secondly, this kind of blade delays the instability position of the vortex layer on the suction surface, and weakens the coupling of the suction separation vortex and the end wall separation vortex. The corner separation is suppressed, and the flow in the corner area is improved. The average total pressure loss coefficient is reduced by 8.2%. Finally, the aerodynamic characteristics of the cascade under off-design conditions are analyzed. With the decrease of the inflow Mach number, the difference of the loss of the two metal angle distribution blades gradually decreases, and both have good aerodynamic performance.

Key words: axial compressor; metal angle of mean camber line; front-loaded; numerical simulation; cascade experiment

收稿日期: 2022-05-09; 修订日期: 2022-11-19

通信作者: 曹传军, 男, 研究员, E-mail: ccjnuaa@126.com。

引用格式: 王进春, 曹传军. 中弧线角度分布对跨音叶栅特性影响研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 667-675. WANG Jinchun, CAO Chuanjun. Effects of metal angle distribution of mean camber line on aerodynamic characteristics of transonic cascade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 667-675.

叶型设计是压气机气动设计过程中最为关键的环节之一。叶型好坏直接影响着压气机的损失特性和稳定工作范围。近些年来,随着压气机总压比的不断提升,压气机的单级负荷水平不断提高^[1-2]。在高压压气机前面级叶片设计过程中,来流马赫数逐渐从亚音提高到跨音,甚至超音。当来流马赫数接近音速,在叶片前缘的加速作用下,吸力面表面容易出现局部超音区域并产生激波。激波与附面层相互干扰会引起流动损失的增加,严重时产生分离,造成压气机流动失稳^[3-5]。因此,如何通过合理的叶型设计来控制叶片吸力面表面的超音流动是压气机设计中的一个难题。

可控扩散叶型是跨音压气机叶型设计中的重要研究内容^[6-9]。通过调整叶型中弧线和厚度分布形式,实现了在压气机叶型表面有局部超音区但没有激波存在,进而减小了激波损失。多级轴流压气机的试验结果表明采用可控扩散叶型设计可以提升压气机的喘振裕度,改善级间匹配特性^[10]。在可控扩散叶型设计中,叶片表面加载形式对消除叶片表面局部分离泡和控制激波形态、提升压气机叶型在高亚音速来流马赫数的气动性能具有重要的影响。王名扬等^[11]对比研究了载荷分布对分离泡结构和叶型流动损失的影响,结果表明采用前加载叶型能够促使转捩提前发生,同时降低流向逆压梯度,有效抑制了分离泡的形成和发展,改善了压气机叶型的气动性能。孔庆国等^[12]基于中弧线曲率控制方法,结合粒子群寻优算法对传统可控扩散叶型(Controlled diffusion airfoil, CDA)进行了优化研究。研究表明,在一定迎角范围内,叶型中弧线曲率峰值的前移能够将吸力面马赫数峰值前移,优化叶型在设计点的总压损失降低了约6.34%。屠宝锋等^[13]研究了鼓包前缘造型对跨音速压气机静子的影响,结果表明鼓包前缘可以改善流场流动情况,其产生的对涡结构有利于减小叶片表面的分离区范围,提升静叶的抗分离能力。魏巍等^[14]采用实验方法对比研究了可控扩散叶型和双圆弧叶型的表面马赫数、尾迹总压等特性,与双圆弧叶型对比,可控扩散叶型在设计点的总压损失减小近1倍,出口气流角减小了2.0°。

可控扩散叶型的核心在于控制叶片表面的超音流动,使其不产生强的激波损失,但通过调节中弧线角度分布形式,使得叶片吸力面全程保持亚音流动这方面的研究鲜有报道。中弧线角度分布形式决定了中弧线的形状,进而影响压气机叶片沿程的载荷和逆压梯度分布,对压气机吸力面等熵马赫数分布具有重要的影响。

本文结合数值模拟和平面叶栅试验,对两种不

同中弧线角度分布形式的压气机叶型的气动性能展开了研究,探索消除跨音叶片吸力面超音流动的设计方法。此外,对比分析了两套叶栅试验件在不同来流工况下的迎角损失特性、马赫数特性及尾迹特性,本文的研究将有助于为跨音速压气机叶型的优化设计提供参考。

1 数值计算与试验方法

1.1 叶栅造型参数

本文所研究的两种不同加载形式的高压压气机叶型基本参数见表1。在叶片造型时,将两种叶型的弦长、栅距、弯角、稠度和厚度分布保持一致,进而单独研究中弧线角度分布形式对跨音叶型气动性能的影响规律。无量纲中弧线弯角 $\tilde{\theta}$ 表示当前位置中弧线弯角与总弯角的比,其表达式为

$$\tilde{\theta} = \frac{\beta_i - \beta_{in}}{\beta_{out} - \beta_{in}} \quad (1)$$

式中: β_{in} 和 β_{out} 分别表示叶栅进出口几何角,中弧线角度规定为与轴线方向的夹角; β_i 表示为当前轴向位置的中弧线角度。

表1 叶栅设计主要参数

Table 1 Primary parameters of cascade

参数	1号叶栅	2号叶栅
弦长/mm	43.99	43.99
栅距/mm	36.14	36.14
稠度	1.22	1.22
进口几何角/(°)	61.34	61.34
出口几何角/(°)	50.12	50.12
叶栅叶片数	8	8
进口马赫数	0.84	0.84

图1给出了1号叶栅和2号叶栅的无量纲中弧线弯角分布规律对比图,可以看出1号叶栅和2号叶栅均采用了前加载的设计特征。其中1号叶栅的中弧线角度分布采用的是单一形式的前加载叶型设计,而2号叶栅则采用了前加载配合均匀加载的中弧线角度分布形式。2号叶栅在20%的轴向弦长位置达到31.3%的无量纲弯角,之后采用近似均匀加载的中弧线角度分布形式,其设计思想是将气流在叶片吸力面前缘持续快速加速到较高的马赫数水平,之后通过降低中弧线角度的变化程度使叶片吸力面的气流维持高亚音流动而不产生局部超音区域。

1.2 数值计算方法

数值计算软件采用商业软件 ANSYS CFX,湍流模型为 SST $k-\omega$ 模型。计算域选择为带端壁的三维平面叶栅计算模型,进口距离叶片前缘约1.5

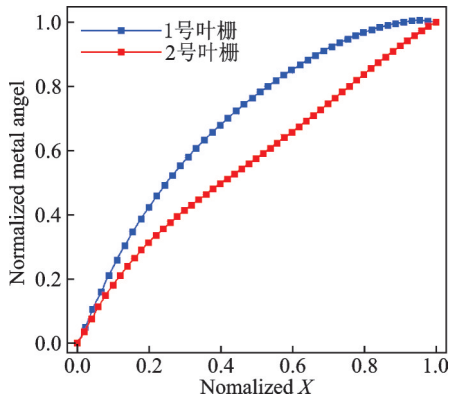


图1 无量纲中弧线弯角分布形式

Fig.1 Distribution of normalized metal angel

倍弦长,出口距离叶片尾缘约 2.5 倍弦长,采用结构化网格对其进行划分,在端壁和叶片表面对网格进行加密处理。计算网格如图 2 所示,总网格量约 220 万个。进口边界条件为给定来流总温总压边界,通过调整出口背压来实现来流马赫数的变化,两侧边界条件为周期性平移边界条件。数值计算方法的准确性将在 2.1 小节进行讨论。

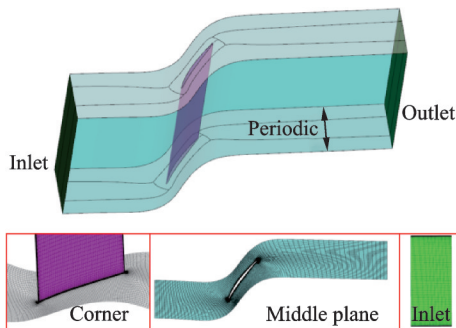


图2 平面叶栅计算模型与网格

Fig.2 Model and mesh of plane cascade

1.3 试验装置及方法

平面叶栅试验在大连海事大学船用小型燃气轮机技术重点实验室的高速平面叶栅风洞完成。试验装置如图 3 所示,由离心式鼓风机提供气源,气体在扩压段减速后进入稳压段,稳压段内整流器、蜂窝网使得来流大尺度旋涡破碎,湍流度降低后由收缩段加速流入实验段。风洞能够实现的来流马赫数稳定在 0.3~0.95 之间。实验叶片安装在可旋转的半圆盘上,实现不同气流迎角的调节。

叶栅出口气动性能采用五孔探针进行测量,轴向位置位于叶片尾缘约 0.5 倍弦长位置。叶片表面静压孔如图 4 所示,由于叶片较薄,为了避免加工静压孔打穿叶片,在第 4 个叶片的压力面和第 5 个叶片的吸力面各开设了 10 个静压孔。在设计迎角和马赫数的条件下进行了 2 号叶栅尾迹的周期

性测量,所测得尾迹的周期性结果如图 5 所示,其中横坐标 Y 为栅距方向的距离,纵坐标 C_{pt} 为总压损失系数,测试结果显示被测叶栅周期性良好。

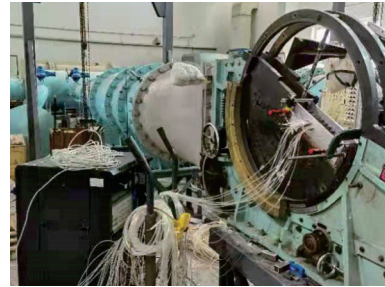
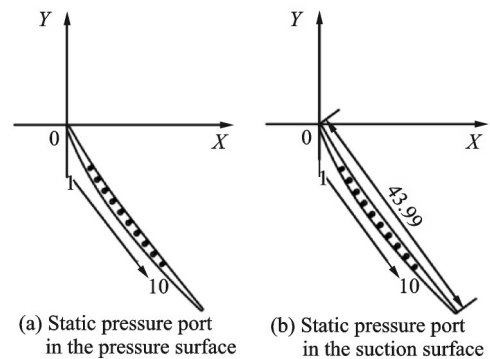


图3 高速平面叶栅风洞实验台示意图

Fig.3 Diagram of high speed plane cascade tunnel



(a) Static pressure port in the pressure surface (b) Static pressure port in the suction surface

图4 叶片表面静压孔示意图

Fig.4 Static pressure port in the blade surface

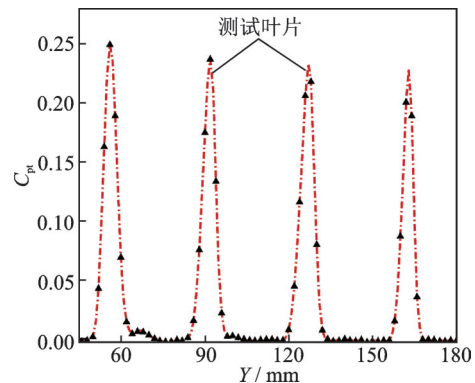


图5 平面叶栅周期性检测

Fig.5 Periodic detection of plane cascade

2 结果分析

2.1 设计点气动特性对比

图 6 给出了 1 号叶栅在设计工况下的叶中截面等熵马赫数分布图,来流马赫数为 0.84,叶片表面等熵马赫数计算公式为

$$Ma = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1} \left(\left(\frac{p_{in}^*}{p_s} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right)} \quad (2)$$

式中: p_{in}^* 表示来流总压; p_s 表示当前位置叶片表面

静压; κ 为比热比。

为了验证数值模拟的准确性,图6,7中将试验和数值模拟的结果进行了对比,其中红色虚线表示试验获得的叶片表面等熵马赫数,蓝色实线为数值模拟结果。可以看出,数值模拟的叶片表面马赫数分布与试验结果吻合较好,验证了本文数值模拟的准确性。试验和数值模拟结果显示,气流在吸力面持续加速至马赫数峰值,在叶片吸力面出现了局部超音区域,但马赫数峰值保持在较低的超音水平,类似于可控扩散叶型。马赫数峰值所在的位置约在26.5%的轴向位置,叶片吸力面表面最高马赫数为1.12(数值模拟结果)。在叶片压力面,等熵马赫数的分布较为平坦。

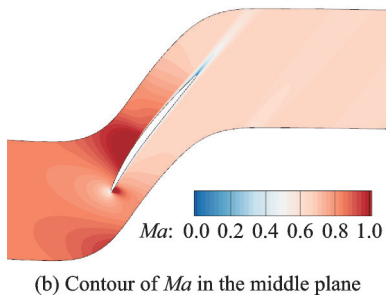
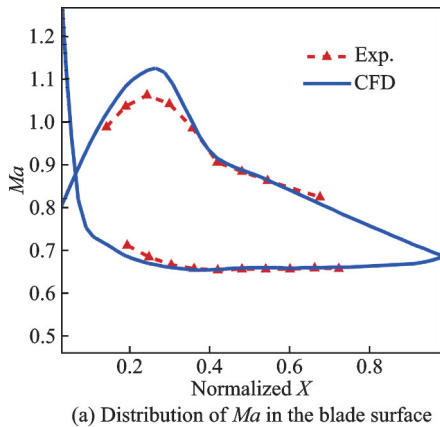


图6 叶中截面等熵马赫数分布(1号叶栅)

Fig.6 Distribution of isentropic Mach number in middle plane (No.1 blade)

图7给出了2号叶栅相同来流马赫数、相同密流比工况下的叶中截面等熵马赫数分布,其中红色虚线表示为试验获得的叶片表面等熵马赫数,蓝色实线为数值模拟结果。可以看出,数值模拟结果和试验结果较为一致。与1号叶栅明显不同的是,2号叶栅叶片表面没有出现超音区域,且在约16%至37%的轴向弦长位置,叶片吸力面表面等熵马赫数均保持较高水平,之后缓慢下降。2号叶栅基本实现了设计意图,使气流在叶片吸力面前缘持续快速加速到较高的马赫数水平,在马赫数峰值达到峰值位置通过降低中弧线角度的变化程度使得叶片吸力面不产生超音流动,吸力面马赫数出现一段

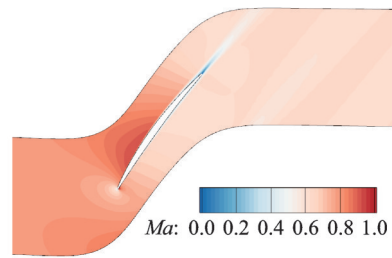
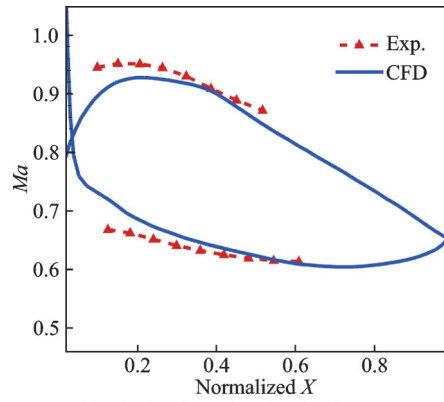


图7 叶中截面等熵马赫数分布(2号叶栅)

Fig.7 Distribution of isentropic Mach number in middle plane (No.2 blade)

“平台型”峰值分布,压力面和吸力面围成的马赫数形状整体更加饱满。

图8给出了1号和2号叶栅两个通道尾迹的试验测量结果以及CFD数值模拟结果,虚线表示的是试验测量获得的结果,实线为数值模拟结果,其中CFD采用的是单通道数值计算;另一个通道的结果通过周期性平移获得。可以看出,在尾迹宽度方面,CFD和试验结果较为接近,但是尾迹的损失峰值与试验结果有所差异,该差异可能主要由两方面原因构成:一方面为了简化,数值模拟中来流条件给定了均匀的总压入口边界条件,未考虑来流附面层的影响;另一方面可能是由于湍流模型的粘性耗散效应与真实的流动之间存在差异^[15-16]。从相对趋势上看,无论是数值还是试验结果均显示2号

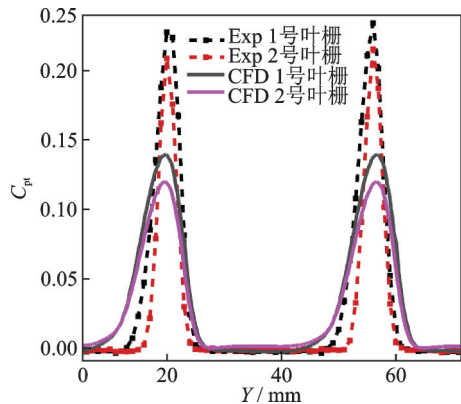


图8 尾迹损失系数对比

Fig.8 Comparison of loss coefficient in the wake

叶栅的尾迹宽度与1号叶栅相比有所减小,且损失的峰值降低。表2进一步给出了数值模拟叶片尾缘下游0.5倍轴向位置S3平面平均的总压损失系数,可以看出,2号叶栅的截面平均总压损失系数为0.097,与1号叶栅的0.106相比,总压损失系数降低了约8.2%,具备更好的气动性能,下面将对其机理进行进一步的解释。

表2 截面平均总压损失系数

Table 2 Average total pressure loss coefficient of cross section

参数	1号叶栅	2号叶栅
总压损失系数	0.106	0.097

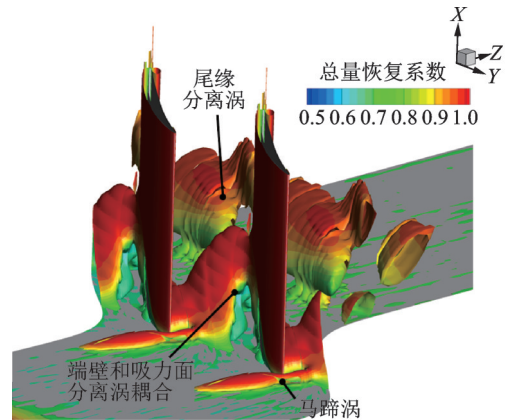
利用Q准则能够清晰给出流场中的涡系结果,Q准则的定义为

$$Q = \frac{\|\boldsymbol{\Omega}\|^2 - \|\mathbf{S}\|^2}{2} \quad (3)$$

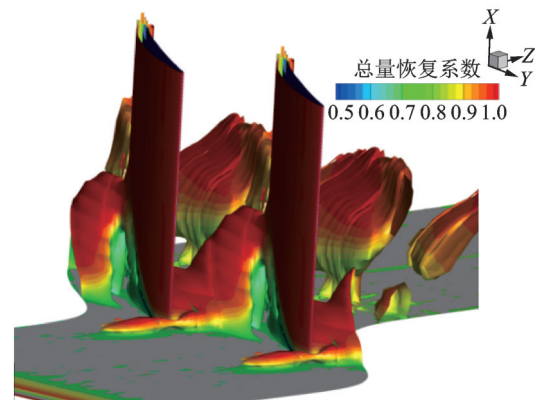
式中: $\boldsymbol{\Omega}$ 为涡量张量; \mathbf{S} 为应变率张量。在壁面附近,由于存在着强烈的气流剪切,涡量在壁面附近会出现较大的数值,利用涡量大小容易在壁面出现误判涡系的情况。Q准则与涡量相比,在近壁面处能更准确识别流场中涡系结构,因而被广泛用于捕获三维流场中的涡系结构^[17-19]。

图9给出了50%叶高以下的涡系结构图。从图中可以看出,无论是1号叶栅还是2号叶栅,在叶片前缘,均存在着马蹄涡结构。在叶片和端壁形成的通道中存在着壁面分离涡和吸力面分离涡两种涡系结构,两种涡系结构相互融合。在叶片的尾缘存在着尾缘脱落涡结构。其中,涡系结构的云图用总压恢复系数表示,总压恢复系数定义为当前位置总压与来流总压的比值,可以看出2号叶栅尾缘脱落涡的总压恢复系数明显比1号叶栅要高。

为了进一步对角区的涡系结构进行分析,图10给出了两种叶栅在角区的三维流线,流线上的颜色显示为流向速度。可以发现,在叶背和端壁形成的角区存在较大的低能回流区。在叶栅的端壁和叶片吸力面均发生了分离,且端壁分离涡的涡线与吸力面分离涡的涡线近似垂直,该涡线结构与Schulz^[20]提出的角区失速拓扑结构较为类似。对比可以发现2号叶栅的吸力面分离相对靠后,且吸力面分离涡尺度降低,低能流体聚集的区域明显减小。角区分离可以近似理解为叶片吸力面和端壁处的涡层在逆压梯度作用下发生失稳而诱发的三维拟序结构。由于2号叶栅与1号叶栅相比,加载偏靠后,推迟了叶片吸力面的涡层失稳,减弱了吸



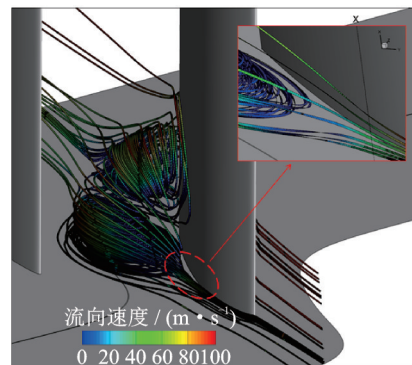
(a) Vortex structure in the cascade 1# (Q=2 000 000)



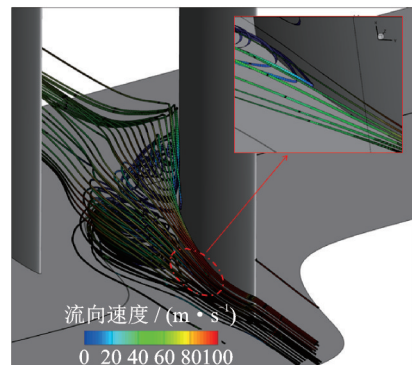
(b) Vortex structure in the cascade 2# (Q=2 000 000)

图9 叶栅角区涡系结构

Fig.9 Vortex structure in the corner region



(a) Three-dimensional streamline in the corner of cascade 1#



(b) Three-dimensional streamline in the corner of cascade 2#

图10 叶栅角区三维流线

Fig.10 Three-dimensional streamline in the corner region

力面分离涡与端壁分离涡的耦合作用,进而削弱了角区分离程度,改善了端区的流动状况。

图11给出了1号和2号叶栅总压恢复系数沿程的变化情况,进一步地,图12给出了叶栅尾缘S3平面的二维流线图。从图中可以看出,在30%的轴向弦长位置,1号叶栅靠近吸力面的端壁及其吸力面一侧已经开始出现了涡层的失稳,可以从图10局部放大图的流线出现了卷曲得到印证,而2号叶栅的流线在该轴向位置仍保持较好的分层流动,低损失区域被限制在一个较小的角区区域,端壁附近未出现明显的低能区域。到40%轴向弦长位置,1号叶栅吸力面和端壁分离相互耦合,形成了高损失的角区分离区域,该角区分离区域沿着下游逐渐扩展。2号叶栅的角区分离发展历程相似,但涡层失稳区域靠后,角区流动状况有所改善。从图12的流线分布可知,2号叶栅的分离区域在径向和周向上均有所减小,二次流的发展受到了抑制。

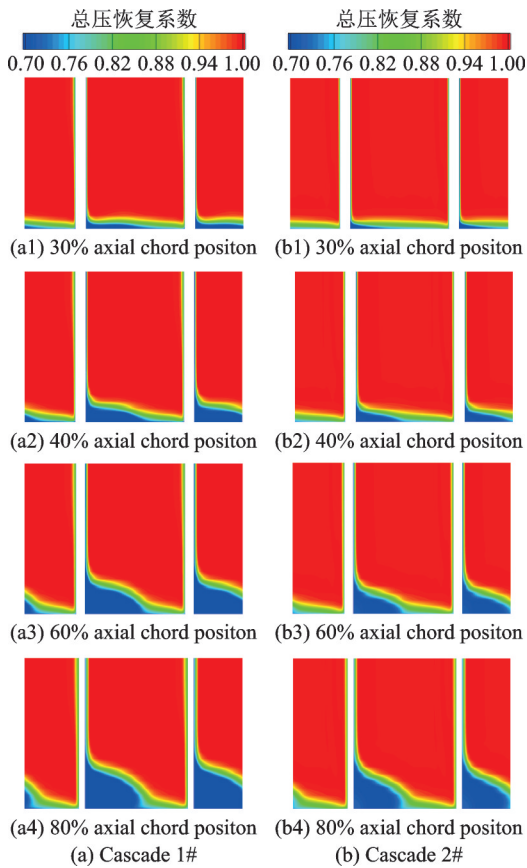


图11 总压损失云图沿程分布
Fig.11 Contour of total pressure recovery coefficient

2.2 非设计工况气动特性对比分析

本小节主要对比两种叶栅在非设计工况的气动性能。图13给出了来流马赫数0.84时,1号和2号叶栅叶中截面的迎角损失特性,其中横坐标*i*表示攻角。从图中可以看出,在设计点0°迎角下,2号叶栅叶中截面的总压损失系数与1号叶栅相比,

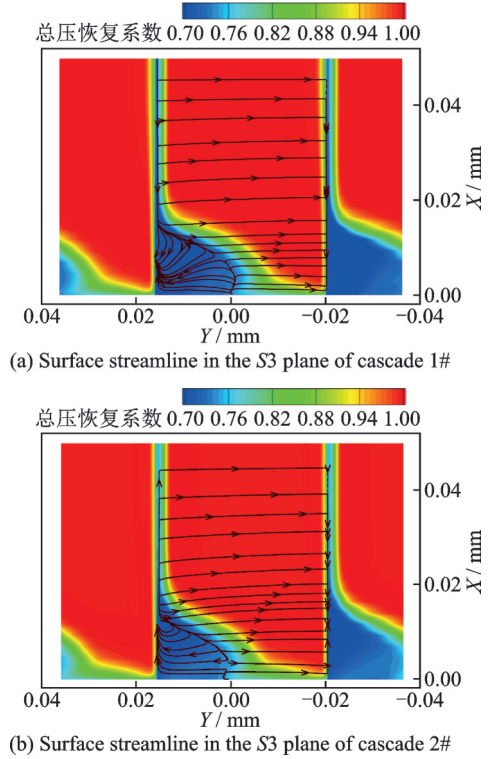


图12 尾缘S3平面二维流线分布图

Fig.12 Surface streamline in S3 plane of trailing edge

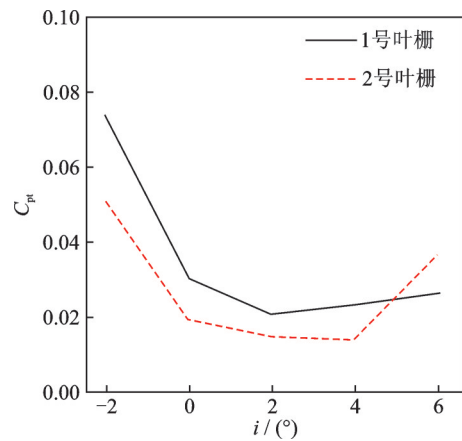


图13 迎角损失特性($Ma=0.84$)

Fig.13 Characteristics of loss coefficient and attack angle ($Ma=0.84$)

由0.03降低至0.02,在较宽的迎角范围内,均具有较低的总压损失系数。随着迎角的增加,1号和2号叶栅的总压损失系数呈现先降低后增加的趋势,类似于抛物线分布;在2°迎角工况下,叶栅的总压损失系数接近最低。

图14给出了1号和2号叶栅叶中截面试验获得的迎角落后角特性,其中横坐标*i*表示迎角,纵坐标 δ 表示落后角。从图中可以看出,随着迎角的增加,落后角呈现先增加后减小的变化趋势,与总压损失系数和迎角变化规律类似。与2号叶栅相比,1号叶栅落后角与迎角的变化更加敏感,在试

验工况内,1号叶栅的落后角有 2.3° 的变化幅度,而2号叶栅的落后角仅在 0.5° 范围内波动。且在较宽的迎角范围内($-2^\circ\sim 4^\circ$),2号叶栅落后角比1号叶栅落后角小 $2^\circ\sim 0.4^\circ$,落后角绝对值维持在 3.2° 以内,表明2号叶栅气体流动更加贴近叶片表面,流动状况得到了改善。

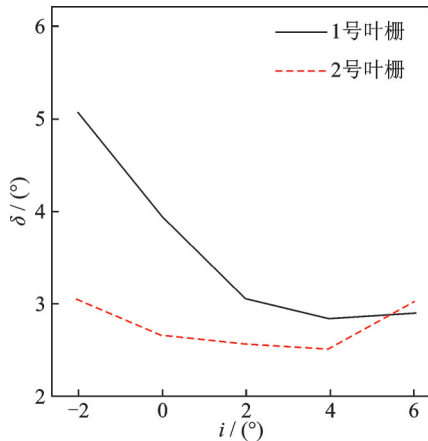


图 14 迎角落后角特性($Ma=0.84$)

Fig.14 Characteristics of deviation angle and attack angle ($Ma=0.84$)

为了进一步研究不同来流马赫数下,两种不同加载形式对叶栅气动性能的影响,图 15 给出了 0° 迎角下,不同来流马赫数下试验获得的1号和2号叶栅总压损失系数对比。随着来流马赫数的增加,气体流动摩擦损失会增加,两套叶栅的总压损失系数均呈现出增加的趋势。当来流为低亚音来流条件,前加载配合均匀加载的2号叶栅损失与单一前加载的1号叶栅相比,气动性能有所改善,但提升幅度不明显。一方面,与单一前加载叶型相比,前加载配合均匀加载叶型在前缘的吸力面峰值马赫数略有降低,对减小气体摩擦损失有益,但在约50%轴向弦长往后位置,叶片吸力面马赫数逐渐提升,增加了叶型后半段的流动摩擦损失。综合效果使得低亚音来流条件下两种加载形式的气动性能相当。而随着来流马赫数增加达到高亚音速来流如0.84时,2号叶栅的低损失特性逐渐明显。由前面分析可知,在高亚音来流条件下,2号叶栅通过降低峰值马赫数位置的中弧线角度变化程度,消除了叶片表面局部超音区,避免产生激波损失,因此具有较好的气动性能。

图 16 给出了不同来流马赫数下,试验获得的1号和2号叶栅的吸力面和压力面等熵马赫数分布。从图中可以看出,来流马赫数影响叶片表面等熵马赫数的数值大小。来流马赫数越高,叶片吸力面和压力面的马赫数也逐渐增加。但来流马赫数对叶

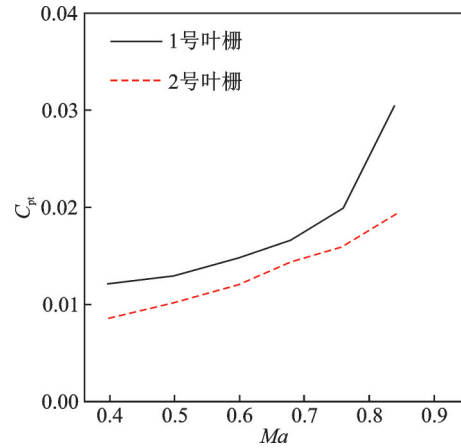


图 15 0° 迎角下不同马赫数下的叶中截面损失结果对比

Fig.15 Comparison of loss coefficient under different Mach number in the middle plane

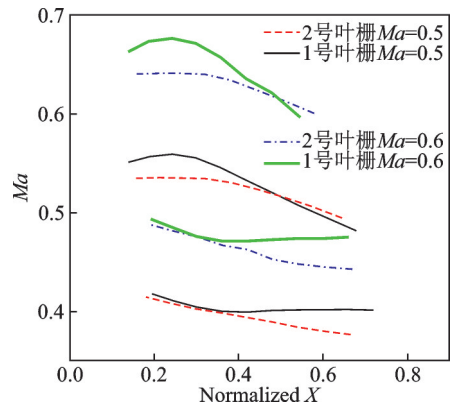


图 16 叶片表面等熵马赫数分布

Fig.16 Distributin of isentropic Mach number along blade surface

片表面等熵马赫数的分布规律影响较小,在较宽的来流马赫数范围内,2号叶栅均保持着一段“平台型”的马赫数分布特征。

图 17~20 给出了来流马赫数为0.6和0.5时数值模拟获得的总压恢复系数沿程分布和流向速度为零的等值面云图。从图 17 中可以看出,高损失的区域首先起始于吸力面和端壁形成的角区,向下游逐渐沿周向和径向方向扩展。与1号叶栅相比,2号叶栅高损失的区域范围有所减小,流动状况获得了改善。图 18 给出了叶栅通道中流向速度为零的等值面,等值面上的云图显示的是总压恢复系数。在叶栅通道中,由于逆压梯度作用,流向速度会逐渐减小,当气体的流向速度为零时,此时气体将发生分离。因此可以将流向速度为零的等值面近似看成是流体的三维分离面。从图 18 中可以看出,2号叶栅等值面的形态和1号叶栅几乎一致,分离发生在吸力面下游和端壁形成的角区区域。结合图 19,20 对比可以发现,随着来流马赫数减小至

0.5, 流动损失逐渐减小, 全场的总压恢复系数均在0.8以上。同时可以发现, 来流马赫数对平面叶栅的损失分布和分离面形状特征影响较小。

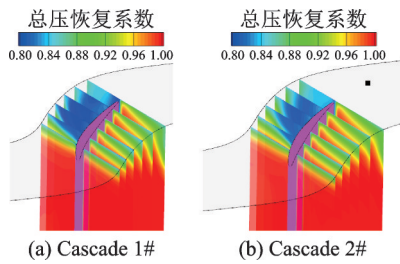


图17 总压恢复系数沿程分布云图($Ma=0.6$)

Fig.17 Contour of total pressure recovery coefficient along streamwise direction ($Ma=0.6$)

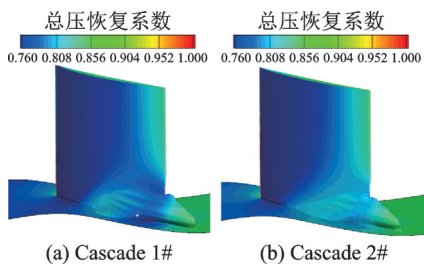


图18 流向速度为零等值面($Ma=0.6$)

Fig.18 Iso-surface of streamwise velocity equal to zero ($Ma=0.6$)

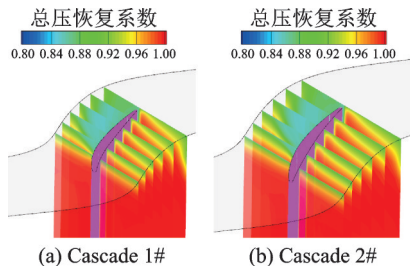


图19 总压恢复系数沿程分布云图($Ma=0.5$)

Fig.19 Contour of total pressure recovery coefficient along streamwise direction ($Ma=0.5$)

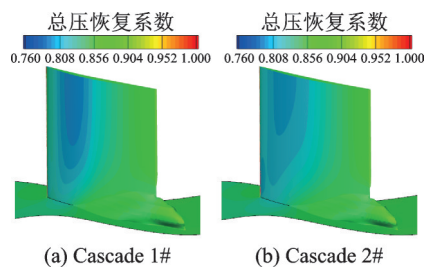


图20 流向速度为零等值面($Ma=0.5$)

Fig.20 Iso-surface of streamwise velocity equal to zero ($Ma=0.5$)

3 结 论

本文利用数值模拟和平面叶栅试验相结合的方法, 研究了两种中弧线角度分布形式对跨音速叶栅气动特性的影响, 主要结论有:

(1) 探索了一种通过降低马赫数峰值位置中弧线角度的变化程度以此消除叶片表面局部超音区的叶型设计方法。与单一前加载叶型相比, 前加载配合均匀加载的中弧线角度分布形式叶型的吸力面和压力面围成的等熵马赫数形状整体更加饱满, 同时马赫数在叶片吸力面呈现一段“平台型”分布。

(2) 在角区的涡系结构中, 吸力面分离涡和端壁分离涡涡线相互垂直。降低马赫数峰值位置中弧线角度的变化程度有利于推迟叶片吸力面的涡层失稳, 减弱吸力面分离涡与端壁分离涡的耦合作用, 进而削弱了角区分离程度, 改善端区流动状况, 截面平均总压损失系数降低了8.2%。

(3) 随着来流马赫数的降低, 两种中弧线角度分布叶型的叶型损失差异逐渐减小。来流速度对叶片表面等熵马赫数、损失分布和分离面形状特征影响较小, 仅影响叶片表面等熵马赫数和损失数值大小。

参考文献:

- [1] 陈懋章, 刘宝杰. 大涵道比涡扇发动机风扇/压气机气动设计技术分析[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 513-526.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design technology for high bypass ratio turbofan[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 513-526.
- [2] 陈懋章, 刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势——用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 961-975.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power 2008, 23(6): 961-975.
- [3] 马健词, 周玲, 季路成. 跨声叶栅角区激波/附面层干扰的开槽控制措施[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 1377-1387.
MA Jianci, ZHOU Ling, JI Lucheng. Control of blade end slot on shock wave/boundary layer interaction of transonic cascade corner[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1377-1387.
- [4] 曹志远, 宋澄, 贾军锋, 等. 基于曲率诱导“伪激波”的高负荷吸附式压气机叶片设计[J]. 推进技术, 2022, 43(3): 200548.
CAO Zhiyuan, SONG Cheng, JIA Junfeng, et al. Design of highly loaded aspirated compressor blade based on curvature induced “pseudo shock” [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(3): 200548.
- [5] 韩露, 周正贵, 陈劲帆. 宽裕度超声叶型气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2020, 35(6): 1247-1256.

- HAN Lu, ZHOU Zhenggui, CHEN Jinfan. Wide stability margin aerodynamic optimization design of supersonic profile[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(6): 1247-1256.
- [6] 钟兢军,王会社,王仲奇.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望(第一部分)——可控扩散叶型的设计与发展[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(3): 205-211.
- ZHONG Jingjun, WANG Huishe, WANG Zhongqi. Development and prospect of controlled diffusion airfoils for multistage compressor (Part 1)—Design and development of controlled diffusion airfoils[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(3): 205-211.
- [7] 王会社,钟兢军.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望(第二部分)——可控扩散叶型的实验与数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(1): 16-22.
- WANG Huishe, ZHONG Jingjun. Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application (Part 2)—Test and numerical simulation of controlled diffusion airfoils[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2002, 17(1): 16-22.
- [8] 李梦雪,周正贵.载荷分布对可控扩散叶型性能的影响[J]. *科学技术与工程*, 2020, 20(30): 12618-12629.
- LI Mengxue, ZHOU Zhenggui. Effects of load distribution on controlled diffusion airfoils aerodynamic performance[J]. *Science Technology and Engineering*, 2020, 20(30): 12618-12629.
- [9] MCMULLAN W A, PAGE G J. Large eddy simulation of a controlled diffusion compressor cascade[J]. *Flow, Turbulence & Combustion*, 2011, 86(2): 207-230.
- [10] HOBBS D E, WEINGOLD H D. Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, *Transactions of the ASME*, 1984, 106: 271-278.
- [11] 王名扬,赵胜丰,李紫良,等.低雷诺数下高亚声速压气机叶型流动损失机理研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(5): 1046-1054.
- WANG Mingyang, ZHAO Shengfeng, LI Ziliang, et al. Flow and loss mechanism of high subsonic compressor airfoil under low reynolds number conditions [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(5): 1046-1054.
- [12] 孔庆国,杜旭博,姜晓青,等.基于中弧线曲率控制的压气机叶型优化[J]. *推进技术*, 2020, 41(8): 1740-1747.
- KONG Qingguo, DU Xubo, QIANG Xiaoqing, et al. Compressor airfoil optimization based on camber curvature control[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(8): 1740-1747.
- [13] 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 Baofeng, ZHANG Kai. Preliminary investigation on tubercle leading edge stator blade in transonic compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(7): 1256-1262.
- [14] 魏巍,刘波,杜炜,等.可控扩散叶型与双圆弧叶型实验对比研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(1): 61-68.
- WEI Wei, LIU Bo, DU Wei, et al. Experimental comparison of controlled diffusion airfoils with double circle airfoils[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(1): 61-68.
- [15] LANGTRY R B, MENTER F R, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables—Part 1: Model formulation[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(3): 57-67.
- [16] LANGTRY R B, MENTER F R, LIKKI S R, et al. A correlation-based transition model using local variables—Part 2: Test cases and industrial applications[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2006, 128(3): 423-434.
- [17] 黄国平,张致远,洪树立,等.压气机叶栅端壁叶尖涡系结构非定常特性研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2017, 49(5): 676-683.
- HUANG Guoping, ZHANG Zhiyuan, HONG Shuli, et al. Transient tip vortex characteristics in compressor cascades[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2017, 49(5): 676-683.
- [18] LIU Y, YAN H, LU L, et al. Investigation of vortical structures and turbulence characteristics in corner separation in a linear compressor cascade using DDES[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2016, 139(2): 021107.
- [19] YAN H, LIU Y W, LI Q S, et al. Turbulence characteristics in corner separation in a highly loaded linear compressor cascade[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 75: 139-154.
- [20] SCHULZ H D. Three-dimensional separated flow field in the endwall region of an annular compressor cascade in the presence of rotor-stator interaction: Part 1—Quasi-steady flow field and comparison with steady-state data[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1990, 112(4): 669-678.