

亚声速压气机平面叶栅雷诺数影响试验

魏巍, 任思源, 马护生, 李学臣, 宗有海

(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: 采用降低试验压力减小试验叶栅弦长雷诺数的方法, 研究了 UKG030.3 压气机叶型叶片表面和尾迹区域气流随雷诺数、马赫数及攻角变化的流动特性, 获得了表面等熵马赫数、总压损失系数等参数随雷诺数的变化规律。试验结果表明: 弦长雷诺数减小到一定程度时, 叶片吸力面峰值马赫数位置之后会逐渐呈现流动分离气泡产生、分离气泡扩大至分离气泡破碎的过程; 长分离气泡出现以后尾迹宽度和叶型总压损失突然急剧增大, 但损失突增所对应的临界雷诺数并不一致; 叶型总压损失和弦长雷诺数经地面状态参数比值处理以后可以发现, 总压损失比突增位置处于 0.4 倍弦长雷诺数比附近。

关 键 词: 压气机; 平面叶栅; 雷诺数; 分离气泡; 总压损失

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment of Reynolds number effects on subsonic compressor plane cascade

WEI Wei, REN Siyuan, MA Husheng, LI Xuechen, ZONG Youhai

(Aerospace Technology Institute,

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

Abstract: The flow characteristics of the UKG030.3 compressor airfoil surface and the wake area were investigated in details with the varying Reynolds number, Mach number and the angle of incidences by means of decreasing the pressure of the test chamber. The surface isentropic Mach number and the total pressure loss coefficient of the airfoil with the changing Reynolds number were concluded. The experimental results showed that the whole developing process of the separation bubbles, which exhibited appearing, extending and bursting processes, came into sight behind the maximum Mach number location of the airfoil suction side with the test chamber pressure and Reynolds number decreasing. When the separation bubbles became long, the width of the wake area and the total pressure loss coefficient increased radically. However, the critical Reynolds number associated with the loss bursting was inconsistent under different conditions. When the total pressure loss coefficient and Reynolds number were divided by the corresponding coefficients of the atmosphere condition, it revealed that the location of the total pressure loss ratio bursting was near 0.4 times the ratio of the chord Reynolds number.

Key words: compressor; plane cascade; Reynolds number; separation bubble; total pressure loss

收稿日期: 2021-05-19

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研究。E-mail: nwtu@163.com

通信作者: 马护生(1968—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事流动显示与测量研究。E-mail: husheng_ma@163.com

引用格式: 魏巍, 任思源, 马护生, 等. 亚声速压气机平面叶栅雷诺数影响试验[J]. 航空动力学报, 2022, 37(5): 1020-1029. WEI Wei, REN Siyuan, MA Husheng, et al. Experiment of Reynolds number effects on subsonic compressor plane cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(5): 1020-1029.

随着以涡轮风扇发动机为动力的军用战斗机、高空长航时无人机等飞行器飞行高度的不断攀升,发动机在高空工作时遭遇低雷诺数状态的问题越来越突出,主要表现为发动机核心部件的流通能力下降、气动效率降低、整机稳定工作裕度降低,推力减小、耗油率增大等,严重影响飞行器的高空气动性能^[1-2]。

雷诺数对发动机整机及部件气动性能影响的试验研究由来已久。Wassell^[3]基于20台Rolls-Royce公司与英国国家燃气涡轮研究中心(NGTE)等单位的压气机试验台的变雷诺数试验数据总结出了部件效率、流量和失速压比随雷诺数变化的预测模型,表明雷诺数对压气机部件气动性能的影响不可忽略。Schäffler^[4]对某6级高压压气机的变雷诺数试验表明,当雷诺数由 8.4×10^5 降低至 1.0×10^5 ,第1~3级叶片会发生层流分离,高压压气机整机效率降低可达7%,稳定边界存在明显缩减。国外小型高空无人飞行器涡扇发动机AE3007H^[5]与PW545^[6]的高空模拟试验结果表明雷诺数是影响发动机高空性能的一个重要因素。

国外平面叶栅试验^[7-9]表明,在不同的雷诺数范围内,压气机和涡轮叶片表面均存在层流、湍流、层流/湍流分离以及层流-湍流之间转换的复杂流动状态。由于叶栅气动性能还受马赫数、气流攻角、压力梯度、来流湍流度、表面粗糙度等多种因素的综合影响,存在复杂的内部流动不稳定性和外部扰动触发转捩机制^[9-10],使得对该问题的认识和预测异常困难;当前的空气动力学理论和CFD数值模拟技术还不能够快速、准确、全面地刻画低雷诺数状态下叶轮机通道内的流动形态发展和损失产生过程,仍需依托试验的方法研究压气机和涡轮叶栅通道内的低雷诺数空气动力学问题,高效组织叶栅通道内流动的增压和膨胀过程,最终形成可靠有效的低雷诺数叶型设计方法,促进部件气动设计能力提升。

国内已经逐步关注到雷诺数对压气机叶型气动性能影响的问题,部分学者相继采用低速模拟^[11-12]、小特征尺寸和降密度^[13]的方法试验研究了雷诺数对叶型气动性能的影响规律,或基于CFD技术研究了低雷诺数状态下的压气机叶型流动特性和设计方法^[14-16],取得了一定成绩;但低速模拟研究未考虑气流压缩性影响,部分设计方法研究缺少高速试验验证。本文将对一跨声速压气机可控扩散静子叶型开展变雷诺数、变攻角、变马赫数

的气动性能试验研究,针对受雷诺数变化影响的叶片表面马赫数、尾迹及叶型损失进行详细分析,获取主要参数的雷诺数影响规律。

1 试验设备和试验方法

1.1 试验设备

试验在中国空气动力研究与发展中心(CARDC)变密度平面叶栅风洞(如图1所示)上完成,该风洞是面向航空发动机叶轮机叶型气动性能、雷诺数影响、叶片冷却与换热等系列基础问题而建设的一座马赫数和雷诺数独立调节的平面叶栅试验设备。



图1 变密度平面叶栅风洞

Fig.1 Variable density plane cascade wind tunnel

风洞为下吹引射式总体布局,采用体积为 $5.0 \times 10^4 \text{ m}^3$ 、压力为2 MPa的中压气源进行持续供气,可确保足够的气源压力和试验时间;采用引射器技术对试验舱内气流进行抽吸,可实现试验段内压力的连续调节,降低试验雷诺数;采用亚声速、超声速两个试验段互相更替的方式,可满足不同试验类型对壁板水平和高度方向调节的试验需求;其中超声速试验段采用半柔壁喷管技术,通过精确调整柔壁喷管型面理论上可实现最大试验马赫数范围内任意马赫数工况,同时提高了喷管更换效率。风洞抽吸系统由多台真空泵组成,可满足对试验段内上/下驻室、左/右栅板、栅前附面层等不同位置的气流抽吸调节试验需求。此外,风洞配备次流加热或冷却通道,可通过更换气体介质、启动加热器等方式实现次流支路的温度调节,等效模拟涡轮叶片换热流动过程。

风洞试验段横截面积为 $190 \text{ mm} \times 445 \text{ mm}$,试验马赫数调节范围为0.3~1.8,空风洞流场情况下试验段最低壁面静压可至2 kPa以下,在典型弦长(75 mm)情况下,弦长雷诺数模拟范围可达 $0.4 \times 10^5 \sim 2.2 \times 10^6$ 。图2给出了地面状态马赫数为0.9工况下三孔气动探针测量的风洞试验段半个叶片高度区域内核心流场马赫数和气流角分

布情况,其中 H 表示风洞445 mm高度方向, L 表示叶片190 mm高度方向, Ma 表示试验马赫数, Ma_1 表示进口位置进口马赫数(下标1表示进口位置), α 表示流场气流角。该气流角经过对称翼型角度测量试验^[17]对比校验,核心流角度测量误差不大于 0.1° ,风洞核心流平均气流偏角小于 0.3° ,核心流平均马赫数偏差不大于0.004,满足高速和低速风洞流场品质规范要求^[18]。

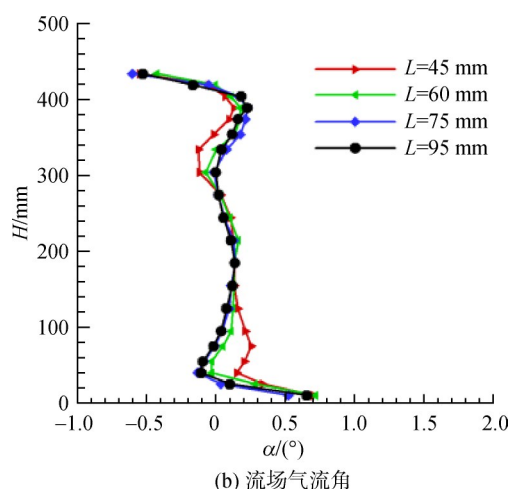
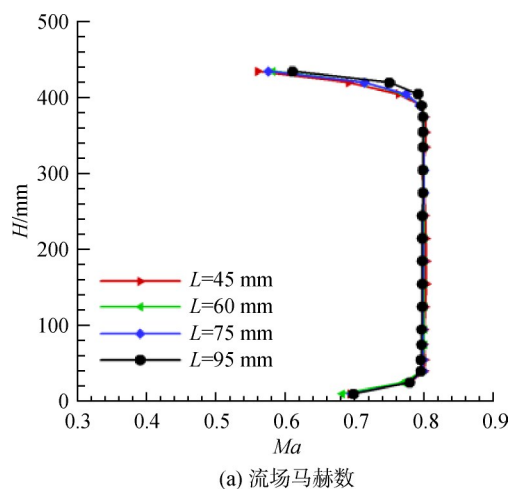


图2 风洞核心流气流参数分布($Ma_1=0.8$)

Fig.2 Flow field parameters distributions of the wind tunnel's core flow ($Ma_1=0.8$)

风洞平面叶栅试验主要测量气流总温、总压、壁面静压和气流角等参数。其中试验段进口总参数在稳定段进行测量,总温采用两支T型热电偶测量,在 $-40\sim 120^\circ\text{C}$ 温度范围内获得最大测温偏差为 0.55°C ;总压采用2支霍尼韦尔压力传感器进行测量,传感器检定测量精度为0.02%,算数平均测量参数获得来流总温和总压的平均值。进口

湍流度采用Dantec热线风速仪进行测量,其中模拟地面状态自由流湍流度不大于0.5%,模拟高空状态自由流湍流度不大于1.2%。风洞压力参数采用美国压力系统国际公司的9016电子压力扫描阀进行测量,测量误差不大于0.05%;叶栅试验件尾迹参数采用经过校准后的多孔气动探针进行测量,后文将进一步详述。

平面叶栅试验时,经过干燥处理的中压气源空气经进气阀门系统、稳定段、喷管段进入试验区域,然后通过引射系统和排气消声塔排入大气。试验过程中,通过调节三级引射器系统和进口调压装置来改变叶栅试验件来流总压和出口背压,进而改变试验马赫数和试验雷诺数;通过改变叶栅试验件额线与风洞来流轴线方向的夹角实现对试验件进口气流角的调节。

1.2 试验模型及测试方法

随着压气机叶型设计技术的发展,叶型设计已经由仿照机翼选用美国国家咨询委员会(NA-CA)系列标准叶型到发展出适应风扇/压气机的双圆弧、多圆弧叶型,后逐步转变为可以精细控制叶型表面压力梯度的可控扩散叶型或计算机优化叶型^[19]。为使研究更具代表性,本文选用了德国宇航院E/CO-4单级跨声速压气机50%叶展的可控扩散静子叶型UKG030.3^[20]作为研究对象,既可以对验证变密度平面叶栅风洞高雷诺数叶栅试验的准确性,又可以进一步认识典型可控扩散叶型的变雷诺数流动特征。该叶型设计马赫数为0.6,气流折转角为 38.6° ,稠度为1.282,轴向速度密流比为1.053。叶型坐标取自于文献[21],离散坐标经过缩放、样条拟合和局部曲率光滑处理,与原始UKG030.3叶型可能会存在一定差异。

叶栅试验件叶片弦长选取为75 mm,展弦比为2.53,可避免叶片过小导致表面测试孔加工难度增大、探针堵塞度对小通道流场干扰影响强的问题,也可利用高展弦比减弱端壁角区分离对核心流的影响,便于在中间测试截面形成近似二维流动。试验件上共分布9个叶片,多个叶栅通道容易减弱栅前非对称流场造成的参数非均匀性;同时通过对首个叶片与壁板之间进行放气,可进一步调节栅前来流均匀性。

叶栅试验件栅前、栅后壁面静压分别设置在试验件中部距离前缘额线、尾缘额线0.5倍栅距的位置,沿栅距方向共分布6个栅距,其中栅前壁面静压为 p_{b1} 、栅后壁面静压为 p_{b2} 。在试验件中部

区域第4、5号叶片分别测量叶片吸力面静压 p_{si} 和压力面静压 p_{pi} 。栅后叶片尾迹参数采用一支折转型五孔方向探针进行测量,探头直径为4 mm,测点位置距离叶片尾缘0.5倍栅距。

本文叶栅试验均在不采用端壁抽吸措施的情况下开展。由于风洞试验过程中发现探针地面校准试验数据库不能适用于高空低雷诺数流场的测量试验,尤其是当试验舱压力低于20 kPa以下时,地面校准试验数据库计算得到的总压偏差可能达到1%,流场马赫数预测偏差可达0.05。因此,本文在试验开始之前对文中关注的几个压力水平的试验工况分别进行了探针校准试验,并采用新的探针校准试验数据库计算对应压力水平的试验数据。探针校准马赫范围为0.3~0.8,校准角度范围为 $-18^{\circ}\sim 18^{\circ}$ 。

1.3 流场周期性及典型工况对比

试验流场周期性是检验平面叶栅试验有效性的重要判据,其中栅前来流以参数均匀性进行衡量,栅后由于存在叶栅尾迹而出现周期性参数分布。在风洞来流远场,总温、总压及气流角参数分布均匀性由空风洞流场品质决定;靠近模型区域由于试验件安装角度、流向堵塞度等因素的影响,气流角和速度等参数均会沿着额线方向存在一定偏斜,导致壁面静压分布也会随之发生变化。为确保试验数据的准确性,需要对来流流场进行调控处理,在叶栅进口和出口建立周期性流场。图3(a)给出了地面状态下试验马赫数为0.3、0.4、0.5、0.6、0.75工况,沿额线方向6个栅距的栅前壁面等熵马赫数分布,其计算公式见式(1),其中 p_{t0} 表示来流总压, p_s 表示静压, γ 为比热比;当静压选取为栅前壁面静压时计算得到的是栅前壁面等熵马赫数(Ma_{is});当静压选取为叶片表面静压时计算得到的是叶片表面等熵马赫数(Ma_{is})。横坐标pitch表示栅距比例。为表征高空模拟试验时来流的均匀性,图3(b)进一步给出了试验马赫数为0.6时不同弦长雷诺数状态的栅前壁面等熵马赫数分布。由图可知,叶栅进口流场均匀性在不同雷诺数、不同马赫数状态下均比较好。

$$Ma_{is} = \sqrt{2[(p_{t0} - p_s)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1]/(\gamma - 1)} \quad (1)$$

栅后流场参数周期性主要以多栅距尾迹参数分布进行表征,在越容易产生叶片表面流动分离的试验工况,越难以维持良好的流场周期性。图4给出了试验马赫数为0.6时,栅后2个栅距的流场马赫数分布,试验攻角范围达到 $-12^{\circ}\sim +4^{\circ}$

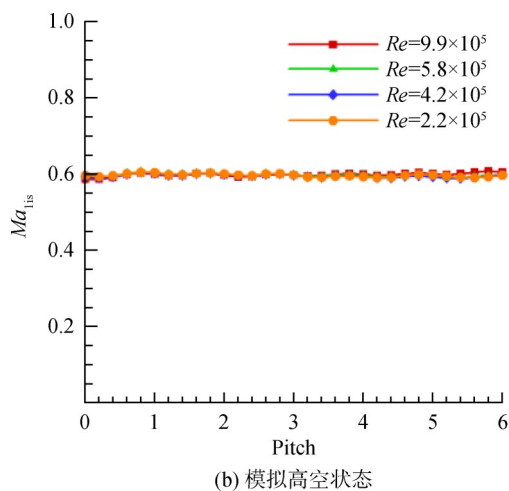
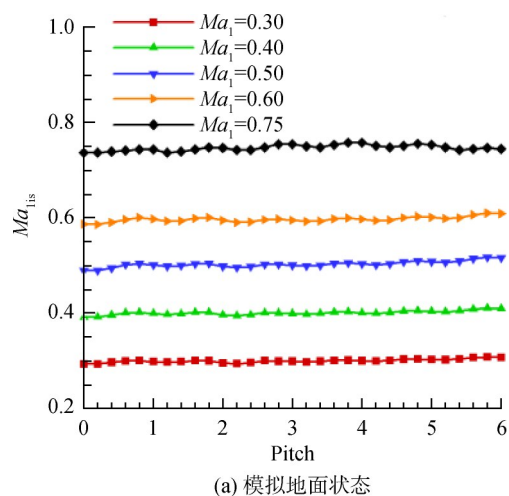


图3 栅前等熵马赫数沿额线分布

Fig.3 Isentropic Mach number distributions of the cascade's front line among the pitch

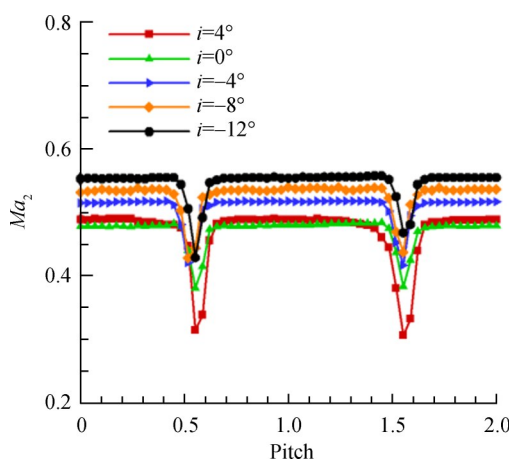


图4 栅后出口马赫数分布

Fig.4 Mach number distributions of the cascade' outlet among the pitch

其中 Ma_2 表示出口马赫数(下标 2 表示出口位置)。试验攻角 i 范围达到 $-12^\circ \sim 4^\circ$ 。由图可知, 栅后尾迹参数呈现出明显的周期性, 且能够在宽广试验攻角范围内得到良好保持, 表明试验流场周期性良好。

图 5 给出了地面状态, 设计马赫数和设计气流角时德国宇航院(DLR)风洞试验数据与中国空气动力研究与发展中心(CARDC)变密度平面叶栅风洞获得的叶片表面等熵马赫数分布, 其中 R_{avd} 表示轴向速度密度比, X/L 表示沿弦长比例, β_1 表示进口气流方向与额线夹角。试验工况轴向密流比为 1.08, 稍偏离设计工况; 但从图中可知两座风洞的叶片表面等熵马赫数分布数据吻合度很好, 进一步验证了试验数据的可靠性。

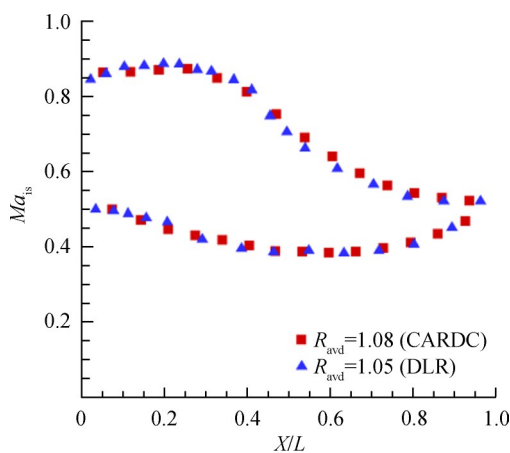


图 5 设计点叶片表面等熵马赫数分布
($\beta_1=51.5^\circ, Ma_1=0.6$)

Fig.5 Blade surface isentropic Mach number distributions of the design point ($\beta_1=51.5^\circ, Ma_1=0.6$)

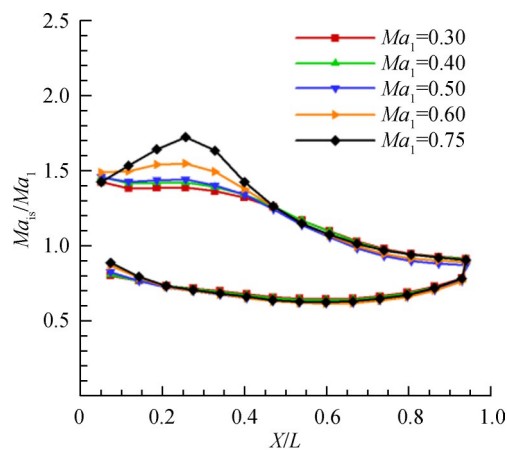
2 试验结果与分析

2.1 叶片表面等熵马赫数分布

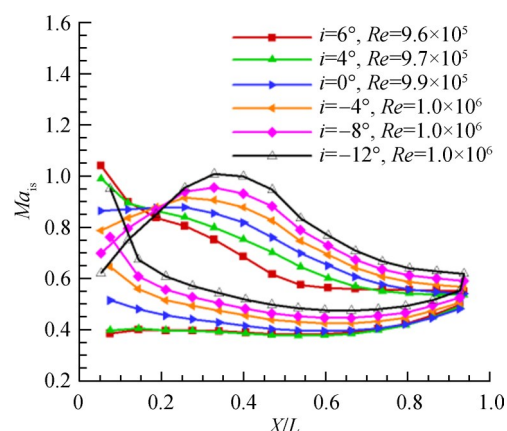
叶片表面等熵马赫数是认识叶栅通道内部流动的重要物理参数。通过等熵马赫数沿弦长分布可了解叶片近壁面区域的加减速流动、气流分离或再附着等物理现象, 进而评估叶型的气动性能。

一般认为高雷诺数($Re > 3.5 \times 10^5$)范围流动处于“自模化”区域, 叶片表面流动不再受雷诺数变化的影响, 在该范围内容易甄别试验数据是否符合常规可控扩散叶型的一些设计特征。图 6 给出了高雷诺数阶段 UKG030.3 压气机叶型表面等熵马赫数随试验攻角、试验马赫数的变化情况, 其中攻角为 0° 、不同试验马赫数工况的叶片表面等

熵马赫数采用了试验马赫数进行无量纲处理, 变量 i 表示攻角。由图可知, 试验获得的 UKG0303 叶型表面等熵马赫数分布规律性明显; 其中 0° 攻角状态的无量纲表面等熵马赫数绝大部分吸力面峰值均低于 1.5, 这与典型可控扩散叶型临界马赫数以下的表面等熵马赫数设计特征吻合较好。该叶型实际临界马赫数位于 0.73 附近, 在攻角为 0° 、试验马赫数为 0.75 以下吸力面均无明显流动分离现象, 减速扩压状况良好。设计马赫数为 0.6 的变攻角试验数据表明, 吸力面等熵马赫数曲线均交汇于 0.2 倍弦长附近, 该特征满足亚声速和超临界压气机叶型的变攻角气动特征^[22], 由叶栅通道内气流的喉道位置决定。由上可进一步确定高雷诺数 UKG030.3 叶栅试验数据规律性强、可靠性高。



(a) 0° 攻角



(b) 设计马赫数($Ma_1=0.6$)

图 6 高雷诺数阶段叶片表面等熵马赫数随试验马赫数、攻角的分布

Fig.6 Blade surface isentropic Mach number distributions on different test Mach numbers and incidences conditions of the high Reynolds

图7给出了 0° 攻角时不同马赫数工况叶片表面等熵马赫数随弦长雷诺数的变化图,其中图中

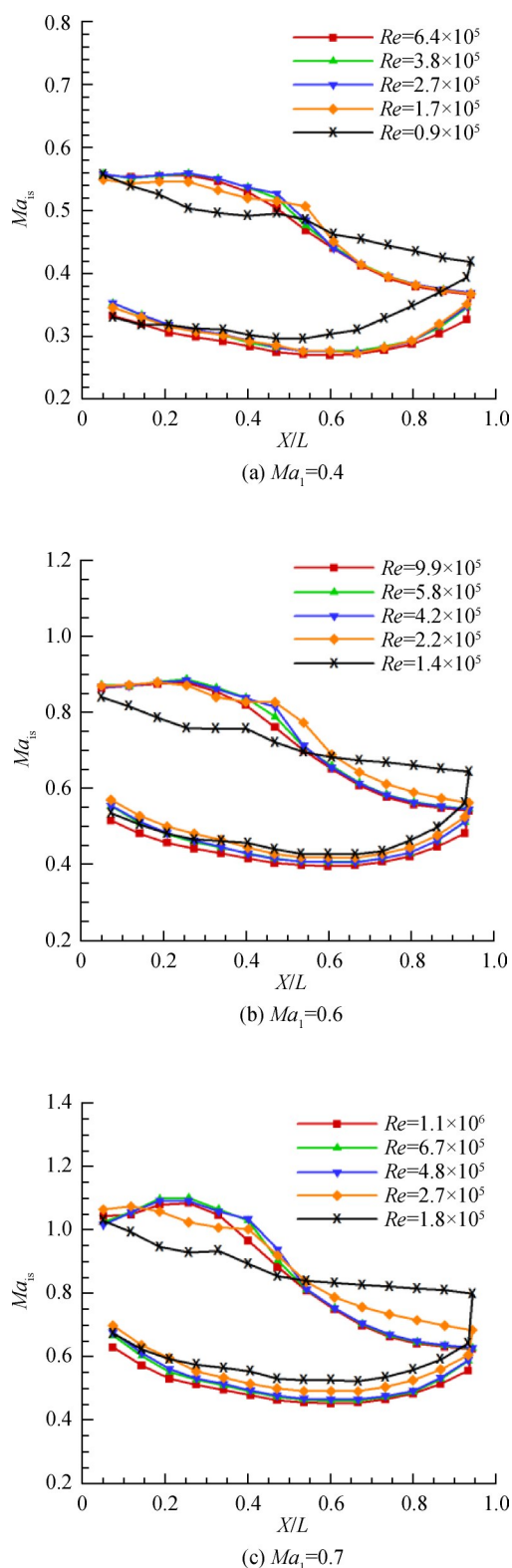


图7 不同马赫数和雷诺数时叶片表面等熵马赫数分布
Fig.7 Blade surface isentropic Mach number distributions on different Mach numbers and Reynolds numbers conditions

5个不同雷诺数水平分别代表了试验时壁面静压处于96、50、40、20、10 kPa的压力水平,当试验马赫数不同时,弦长雷诺数也不一致。由图可知,在不同马赫数工况下,地面状态(静压约为96 kPa)叶片等熵马赫数吸力面峰值之后均存在连续的减速扩压过程,无明显分离气泡产生的“压力凸包”现象。在壁面静压降低至50 kPa水平时,吸力面峰值马赫数之后出现明显分离气泡的“压力凸包”迹象,随着试验马赫数增大,分离气泡出现的位置更为靠前。壁面静压进一步降低至40 kPa水平,“压力凸包”存在扩大的趋势。壁面静压再一步降低至20 kPa水平,所有马赫数工况的“压力凸包”均向尾缘移动。马赫数为0.4工况的出口等熵马赫数还保持同高压水平一致;但马赫数为0.6、0.7工况压力面和吸力面出口马赫数均已出现明显的升高,叶型增压能力降低。值得注意的是,在壁面静压降低至20 kPa以下水平时,吸力面“压力凸包”前存在等熵马赫数分布“凹陷”的现象,且试验马赫数越高,“凹陷”现象越明显。壁面静压进一步降低至10 kPa水平,吸力面等熵马赫数分布“凹陷”现象更为剧烈,闭式分离气泡形成的“压力凸包”现象已经不再明显,可见分离气泡已经破碎,0.4倍弦长以后减速增压效果已经很小,预示着叶片吸力面流动分离现象已经大面积产生。

UKG030.3叶型地面状态的有效攻角范围约为 $-10^\circ \sim 4^\circ$,变攻角试验时选取 -8° 、 0° 、 4° 三个攻角状态进行变雷诺数的试验研究。图8给出了设计马赫数为0.6时不同气流攻角、雷诺数状态的叶片表面等熵马赫数分布,结合图7(b)可分析攻角变化对叶片等熵马赫数的影响。图8中4个雷诺数水平分别表示壁面静压为96、50、40、20 kPa水平。由图可知,正 4° 攻角状态壁面压力由96 kPa降低至20 kPa水平,弦长雷诺数降低约3/4,吸力面出口马赫数依然保持同高雷诺数相当,未出现明显出口马赫数升高;但是实际试验时进一步降低壁面压力水平,则会很快出现吸力面大面积流动分离,导致气动载荷急剧降低,出现如图7(b)中10 kPa状态($Re = 1.4 \times 10^5$)的类似等熵马赫数分布情况。

-8° 工况雷诺数降低对叶片表面等熵马赫数的影响规律同前讨论的规律是一致的,值得注意的是在压力降低至20 kPa,弦长雷诺数达到 2.3×10^5 后,压力面前缘出现载荷“凹陷”现象,表明该位置附近产生了流动分离气泡;而在压力面25%

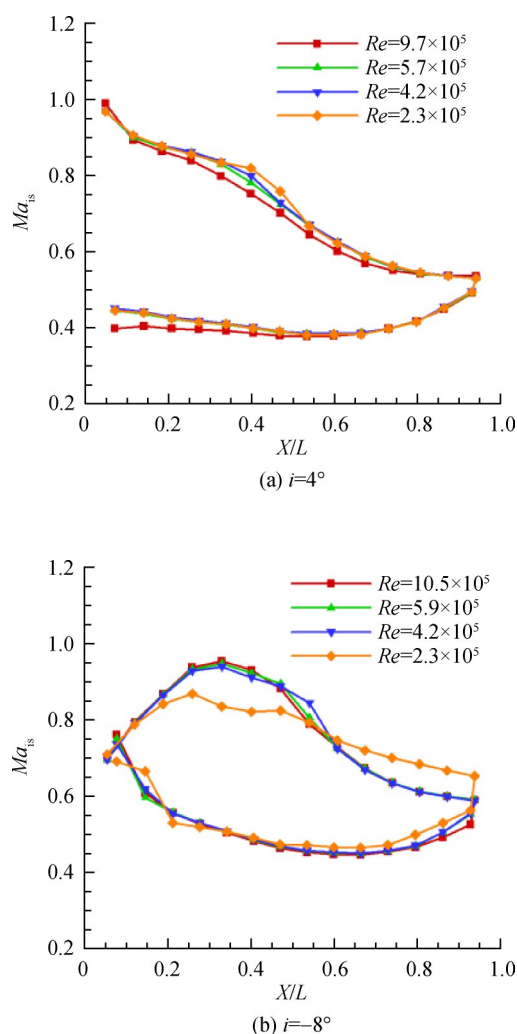


图 8 不同攻角和雷诺数时叶片表面等熵马赫数分布
Fig.8 Blade surface isentropic Mach number distributions
on different incidences and Reynolds
numbers conditions

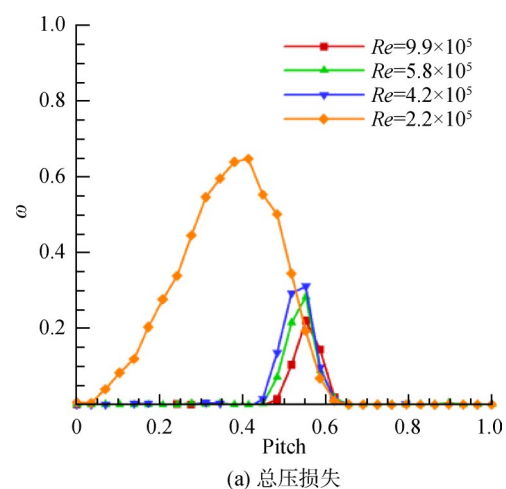
弦长位置时载荷同高雷诺数工况已经趋于一致,可见该分离气泡在此处已完成了再附着。

2.2 叶片尾迹参数分布

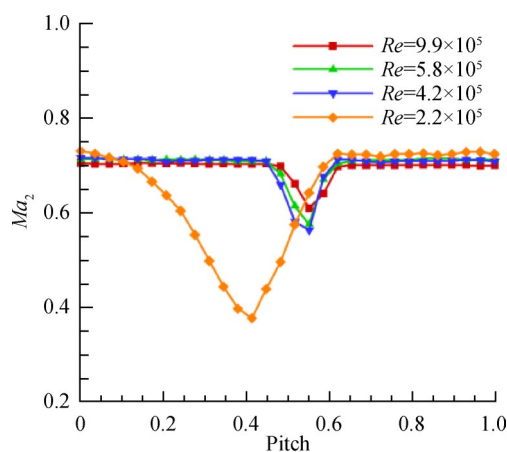
平面叶栅叶片尾迹参数常采用三孔探针或五孔探针进行测量,依据多个压力孔测量得到的压力值计算不同的压力校准系数,并在原始校准数据库中插值得到测量位置的总压、马赫数、气流角参数,进而计算总压损失系数、总压恢复系数等参数。受雷诺数变化影响,当雷诺数降低至一定程度时叶片表面会因为流动状态发生改变而出现附面层增厚、附面层分离再附、流动分离等现象,进而影响叶片的尾迹宽度。当叶片气流分离过于严重时,探针测量位置流场气流角可能会超出探针校准角度范围,导致无法预测出流场气流参数。文献[13]采用总压探针进行了尾迹总压的测量,

本文五孔探针在高空状态不同压力水平下进行了探针的校准试验,可以考虑雷诺数对探针校准数据库的影响,获得准确的尾迹总压、马赫数和气流角参数分布。由于不同马赫数、攻角状态下雷诺数对尾迹参数的影响定性规律一致,受限于篇幅,本文仅以 0° 攻角、设计马赫数下不同弦长雷诺数工况进行尾迹总压损失 ω 、出口马赫数 Ma_2 、出口气流角 β_2 参数的分析,如图9所示。

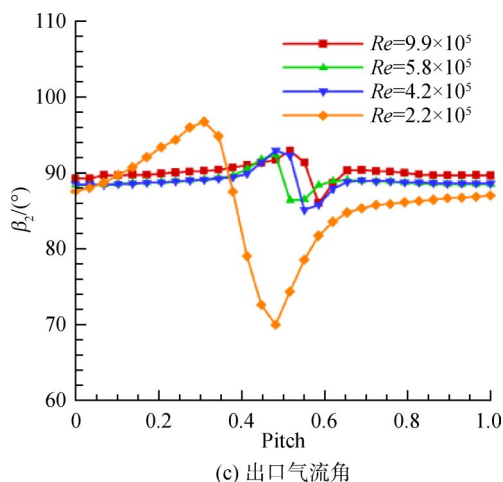
由图9可知,随着试验壁面压力水平降低,叶栅弦长雷诺数降低,在弦长雷诺数高于 4.2×10^5 时,叶片尾迹宽度和尾迹区总压损失均存在一定程度增加,这主要是由于雷诺数降低导致叶栅通道附面层增厚、黏性损失增大所致。整体而言,雷诺数降低导致了非尾迹区出口马赫数适当增大;由于弦长雷诺数由 9.9×10^5 降低至 4.2×10^5 ,测试截面轴向速度密流比由1.08升高至1.13,出口马赫数的适当升高极有可能是雷诺数降低导致叶栅试验件角区分离区域增大,核心流有效通道面积缩减所致。出口气流角为气流与额线夹角,当雷



(a) 总压损失



(b) 出口马赫数

图9 不同雷诺数工况尾迹参数分布($Ma=0.6, i=0^\circ$)Fig.9 Wake parameters distribution on different Reynolds number conditions($Ma=0.6, i=0^\circ$)

雷诺数降低,叶片尾迹核心区向左侧远离吸力面方向偏斜,出口气流角整体减小,叶片落后角增大。当弦长雷诺数降低至 2.2×10^5 ,结合图7(b)可知,雷诺数降低导致吸力面分离气泡向后逐步扩大,同时分离泡前段等熵马赫数出现“凹陷”现象也预示着吸力面分离流动的起始位置向前延伸,分离泡长度已经接近0.45倍弦长,吸力面较大区域的分离流动导致尾迹总压亏损严重,尾迹宽度已经占据了近60%通道,总压损失急剧增大,雷诺数降低导致压气机叶栅流动恶化已经非常明显。

2.3 叶型总压损失分布

基于多孔探针测量得到的叶栅出口总压、马赫数分布以及探针的移动位移,可以对叶栅出口总压损失分布进行栅距方向的质量平均处理,获得试验工况的质量平均总压损失。图10给出了本次UKG 030.3叶栅试验的叶型总压损失 ω (定义见式(2)),其中 p_{t2} 为栅后质量平均总压, p_{s1} 为栅前平均静压)随弦长雷诺数的分布图,图中包含了不同马赫数、不同攻角的试验状态。由图可知,在高于弦长雷诺数 5.0×10^5 后,随弦长雷诺数增大,叶型总压损失变化很小,该范围是雷诺数“自模化”区域,即试验损失不随雷诺数变化。在低于弦长雷诺数 5.0×10^5 后,总压损失均会随着雷诺数降低而急剧增加,但损失剧增对应的雷诺数并不明确,并与试验马赫数存在一定相关性:当试验马赫数越小,损失剧增位置对应的弦长雷诺数越小,如试验马赫数为0.4时,损失增大的临界雷诺数处于 3.0×10^5 附近;试验马赫数越大,则损失剧增位置对应的弦长雷诺数越大,如试验马赫数为

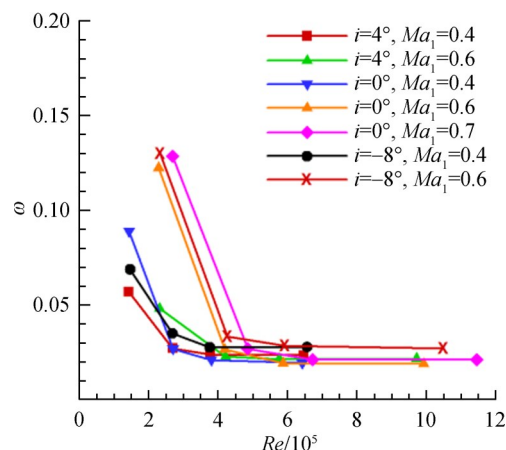


图10 总压损失随弦长雷诺数的变化

Fig.10 Variation of total pressure loss distributions with chord Reynolds numbers

0.6、0.7时,损失增大的临界雷诺数处于 4.5×10^5 附近。临界雷诺数与试验马赫数相关,使得准确界定损失增大的临界雷诺数较为困难。

$$\omega = \frac{p_{t0} - p_{t2}}{p_{t0} - p_{s1}} \quad (2)$$

为建立更具规律性的雷诺数影响变化规律,本文拟按如下方式进行分析处理。从雷诺数的定义可知,弦长雷诺数由气流密度 ρ 、速度 V 、动力黏度 μ 和特征长度 D 决定,对于空气介质而言,动力黏度是气流温度 T 的唯一函数,并随着温度的升高而增大。试验时由于来流总温为恒定的大气温度,在不同雷诺数工况,相同试验马赫数时的速度和温度是一定的;对于相同试验马赫数工况可以采用当前试验雷诺数与某个状态的基准试验雷诺数进行比值处理(见式(3)),则雷诺数的比值为密度比的单一函数。本文选取基准状态为地面状态,式(3)中下标0表示地面状态,则 Re/Re_0 表示当前工况雷诺数与地面状态时试验雷诺数之比。不同雷诺数状态的总压损失同样进行比值处理,基准状态为地面试验工况的总压损失,则 ω/ω_0 表示当前工况总压损失与地面状态总压损失之比。图11给出了本文试验工况的总压损失比与雷诺数比的分布图。由图可知,在0.6倍地面状态雷诺数以上工况,总压损失比保持同地面几乎一致;0.4~0.6倍地面雷诺数,总压损失比有一定抬升,不超过地面状态叶型总压损失的40%;在低于0.4倍地面雷诺数范围,总压损失比急剧攀升,同前文叶片表面等熵马赫数分离泡急剧增长、尾迹区宽度急剧增宽相对应,是吸力面发生大面积流动分离的结果。由图可知所有工况损失比突增对

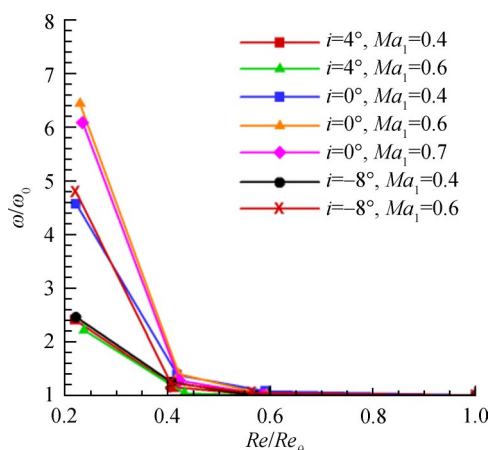


图 11 总压损失比与雷诺数比关系图

Fig.11 Relationship diagram between total pressure loss ratio and Reynolds number ratio

应的临界雷诺数比趋于一致,采用雷诺数比更容易界定压气机叶栅总压损失随雷诺数的变化趋势。

$$\frac{Re}{Re_0} = \frac{\rho V D / \mu}{\rho_0 V_0 D / \mu_0} = \frac{\rho}{\rho_0} \quad (3)$$

3 结 论

本文开展了 UKG030.3 压气机平面叶栅变雷诺数的试验研究,详细分析了叶片表面等熵马赫数、尾迹参数以及总压损失随雷诺数的变化规律,得到如下结论:

1) 随着试验静压降低,弦长雷诺数降低,不同马赫数工况吸力面峰值马赫数以后均出现分离气泡,并随着弦长雷诺数降低,分离气泡扩大,核心位置向后移动,吸力面分离起始点向前移动,最终分离气泡破碎,吸力面大面积分离产生,出口马赫数增大,损失急剧增加。

2) UKG030.3 叶栅在攻角为 0°、马赫数为 0.6 时尾迹参数随着弦长雷诺数降低的变化趋势表明,在弦长雷诺数大于 4.2×10^5 时,叶栅尾迹宽度略有增大,气流参数变化不大;而在低于弦长雷诺数 4.2×10^5 以后,尾迹宽度急剧增大,总压损失增大,尾迹区域出口马赫数和气流角变化剧烈。

3) UKG030.3 叶栅总压损失分布表明,不同试验马赫数工况,总压损失剧增的对应的临界弦长雷诺数并不一致。对相同试验马赫数工况采用地面状态的雷诺数、总压损失进行比值处理以后发现,叶栅总压损失比急剧增大位置对应的雷诺数比值位于 0.4 附近,采用雷诺数比更容易界定压气机叶栅总压损失随雷诺数的变化趋势。

参考文献:

- [1] 肖洪,吴虎,廉筱纯.雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响[J].航空动力学报,2005,20(3):394-398.
XIAO Hong, WU Hu, LIAN Xiaochun. Reynolds number effects on performance and aerodynamic stabilities of the turbofan engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3):394-398. (in Chinese)
- [2] 王进,骆广琦,陶增元.雷诺数对压气机特性及发动机稳定性影响的计算和分析[J].航空动力学报,2002,18(1):20-23.
WANG Jin, LUO Guangqi, TAO Zengyuan. Effects of Reynolds number on compressor performance and engine stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 18(1):20-23. (in Chinese)
- [3] WASSELL A B. Reynolds number effects in axial compressors[J]. Journal of Engineering for Power, 1968, 4:149-156.
- [4] SCHÄFFLER A. Experimental and analytical investigation of the effects of Reynolds number and blade surface roughness on multistage axial flow compressors[J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102(1):5-12.
- [5] JAMES P L. Flow separation prevention on a turbine blade in cascade at low Reynolds number[D]. Air Force Institute of Technology, 1999.
- [6] CASTNER R, CHIAPPETTA S, WYZYKOWSKI J, et al. An engine research program focused on low pressure turbine aerodynamic performance[R]. ASME Paper GT - 2002 - 30004, 2002.
- [7] HEINZ-ADOLF S, WOLFGANG S, BERNHARD K. Effects of Reynolds number and free-stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(1):1-9.
- [8] TOYOTAKA S, HEINZ-ADOLF S. Aerodynamic characteristics of supersonic outlet guide vanes at low Reynolds number conditions[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(11):694-704.
- [9] JOHN D C, HOWARD P H. Unsteady boundary-layer transition in low-pressure turbines[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 681:370-410.
- [10] MAYLE R E. The role of laminar-turbulent transition in gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(11):509-536.
- [11] 雷志军,王明杰,朱俊强.低速压气机叶栅附面层分离的实验研究[J].工程热物理学报,2008,29(11):1839-1843.
LEI Zhijun, WANG Mingjie, ZHU Junqiang. Experimental investigation on the suction surface boundary layer separation of a low-speed compressor cascade[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2008, 29(11):1839-1843. (in Chinese)
- [12] 王文涛,王子楠,张宏武,等.压气机静叶栅层流分离泡转捩与角区分离数值模拟与实验[J].航空动力学报,2017,32(9):2273-2282.
WANG Wentao, WANG Zinan, ZHANG Hongwu, NIE

- Chaoque. Numerical simulation and experimental of laminar separation bubble transition and corner separation of compressor stator cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9):2273-2282. (in Chinese)
- [13] 凌代军,王晖,马昌友.低雷诺数亚声速扩压平面叶栅试验[J].航空动力学报,2013,28(1):171-179.
- LING Daijun, WANG Hui, MA Changyou. Subsonic compressor plane cascade experimental at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 171-179. (in Chinese)
- [14] 刘太秋,黄洪波,杜辉.压气机低雷诺数叶型设计技术研究[J].航空发动机,2006,32(2):26-32.
- LIU Taiqiu, HUANG Hongbo, DU Hui. Compressor airfoil design for low Reynolds number[J]. Aeroengine, 2006, 32(2):26-32. (in Chinese)
- [15] 刘波,侯为民,项效镨.高空低雷诺数二维抗分离叶型研究[J].西北工业大学学报,2008,26(6):703-706.
- LIU Bo, HOU Weimin, XIANG Xiaorong. Cascade profile optimization design for low Reynolds number and high altitude[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(6):703-706. (in Chinese)
- [16] 李俊,刘波,杨小东,等.高空低雷诺数吸附式压气机叶型耦合优化设计[J].航空动力学报.2016,31(2):503-512.
- LI Jun, LIU Bo, YANG Xiaodong, et al. Coupling optimization design for aspirated compressor airfoil with low Reynolds number in high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2):503-512. (in Chinese)
- [17] 范洁川.风洞试验手册[M].北京:航空工业出版社,2002.
- [18] 国防科学技术工业委员会.高速风洞和低速风洞流场品质规范:GJB 1179A-91[S].北京:国防科工委军标出版发行部,1992.1-15.
- [19] 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和思考[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)
- [20] DUNKER R, RECHTER H, STARKEN H. Compressor stator and equivalent plane cascades with subsonic controlled diffusion blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(4):461-472.
- [21] BRUNA D, CRAVERO C. Modeling the aerodynamic performance of modern axial flow compressor profiles: a correlative approach using current CFD technology [R]. AIAA-2007-0021, 2007.
- [22] STEINERT W, FUCHS R, STARKEN H. Inlet flow angle determination of transonic compressor cascades[J]. Journal of Turbomachinery, 1992, 114(7):487-493.

(编辑:王碧琚)