

可调弯度进口导叶在对转压气机中的应用

刘 波, 张国臣, 巫晓雄, 宋召运

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 利用 NUMECA 软件对对转压气机进口导叶不同弯度时进行流场模拟,得到了进口导叶不同弯度时的流场结构和性能参数.进口导叶正弯时,总增压比明显下降,稳定工作范围明显变小;进口导叶负弯时,随着弯度的增大,总增压比逐渐上升,堵塞点右移;进口导叶弯度为 -15° 时,稳定工作范围明显较大.结果表明:采用可调弯度进口导叶能够调节和改善对转压气机性能和流场结构,可调弯度进口导叶能够调节转子进气攻角,使其更接近设计攻角,从而改善压气机的性能.

关 键 词: 可调弯度; 进口导叶; 对转压气机; 非线性谐波法; 流场分析

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Application of variable-camber inlet guide vanes in counter-rotating compressor

LIU Bo, ZHANG Guo-chen, WU Xiao-xiong, SONG Zhao-yun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The flow of counter-rotating compressor was simulated by the NUMECA, and the flow structure and performance were obtained under different cambers of variable-camber inlet guide vanes (VIGVs). The total pressure ratio decreased and stability operating range became narrow when the camber of VIGV was positive. With the increasing camber of VIGVs, the total pressure ratio increased, and the point of blockage moved right-wards when the camber of VIGV was negative. The stability operating range was widest when the camber of VIGV was -15° . The results showed that it could adjust and improve the performance and flow structure of counter-rotating compressor by using VIGV. The reason is that the VIGVs could change incidence angle of rotors, and make incidence angle close to design incidence angle, thus improving the performance of compressor.

Key words: variable-camber; inlet guide vanes; counter-rotating compressor; nonlinear harmonic method; flow analysis

近年来,先进的航空发动机设计思想和设计手段不断涌现,而对转技术应用于航空发动机,可以减少静子叶片排,缩短发动机轴向尺寸,提高发动机推质比,并且由于转速相反,可以抵消一部分发动机陀螺力矩^[1-3].对转技术在航空发动机上主要应用在对转涡轮和对转压气机上,其中对转涡轮技术已成功应用于航空发动机,如美国第4代

战斗机 F-22 的发动机 F-119 采用的是对转涡轮,以及罗·罗公司的涡扇发动机 Trent-900 采用 3 级对转涡轮,国内也对对转技术做了大量的研究工作^[3-5],但是由于缺少静子进行整流,因此,对转压气机内部流场非常复杂.本论文尝试将可调弯度进口导叶加装在对转压气机上,可以在不改变轴向进气的情况下调节对转压气机转子的进口气

收稿日期: 2013-12-26

基金项目: 国家自然科学基金(51236006); 先进航空发动机协同创新中心资助项目

作者简介: 刘波(1960—),男,陕西西安人,教授、博士生导师,博士,主要从事先进叶轮机械气动设计、试验研究.

流角,进而调节对转压气机的性能和流场。

可调弯度进口导叶已经在一些航空发动机上得到了应用,从20世纪60年代开始,国内外军用发动机如J85,AL31F,F100等相继采用可调弯度零级导叶调节预旋,改变一级转子进气攻角,在风扇前安装可调弯度零级导叶可以调节轴向进气,或者给后面级转子增加预旋,扩大压气机的稳定工作范围,提高效率和抗畸变能力,改善中低转速性能,甚至可以调节发动机的推力^[6-8]。肖敏^[9]对变弯度叶栅进行研究,研究发现,当叶片弯度小于一定值时,叶栅开缝和堵缝的总压损失和出口气流落后角保持在可接受范围,能达到调节气流出口方向的目的,而且压力面气流通过缝隙流向吸力面可以进一步降低吸力面附面层厚度,抑制附面层分离,当弯度超过一定值时,叶栅性能会下降。Sayma等^[10]对可调弯度导叶风扇进口畸变气动弹性问题进行三维时域分析研究,压气机内部流动是三维非定常流动,研究叶轮机械非定常流动对提高压气机性能、减小振动有着重要的意义,但是没有考虑转静子交接面效应。叶轮机械中流场具有很强的非定常性,由于黏性尾迹和脱落涡,转静子相互干扰,转子尾迹不断向下游脱落,并被下一排静子切割,在静子叶片表面出现分离泡,不断向下游传播,流场结构非常复杂^[11-13]。

虽然国内外的资料对可调弯度进口导叶进行了介绍,但是很少有文献对进口导叶不同弯度时的流场及对后面级转子的影响进行研究分析。本文尝试将可调弯度进口导叶加装在对转压气机上,并对进口导叶不同弯度时进行研究,分析不同弯度进口导叶在中低转速时对对转压气机性能和流场的影响。

1 研究对象和数值模拟方法

研究对象为带有可调弯度进口导叶的两级对转压气机,包括可调弯度进口导叶(VIGV)、转子1(R1)、转子2(R2)和出口导叶(OGV)。可调弯度进口导叶为直叶片,前半部分固定不动,后半部分可调,并假设转动部分与固定部分的连接处连续(图1)。进出口导叶轮毂间隙为0.5 mm,转子轮毂间隙为0.6 mm。本文规定可调弯度零级导叶逆时针弯度调节为正(即可调尾部调节方向与转子1转动方向相同),顺时针调节为负(即可调尾部调节方向与转子1转动方向相反)。由于正弯时偏离一级转子设计攻角较大,因此正弯时只对5°时进行分析,负弯时由于不能确定接近设计攻角

的具体度数,弯度间隔为5°进行数值模拟,找到比较接近转子设计攻角时的弯度,因此选取弯度调节5°,0°,−5°,−10°,−15°和−20°时进行数值模拟。采用NUMECA软件包中的AutoGrid 5进行网格生成,网格总数约为 2.6×10^6 (如图2);并采用FINE/Turbo进行流场模拟,由于Spalart-Allmaras模型既保持了涡黏模式的简单模型,又包含雷诺应力的松弛性质,因此湍流模型选择Spalart-Allmaras模型^[14],离散格式采用中心差分离散格式,并利用非线性谐波法求解,非线性谐波法是一种基于傅里叶分解的分析方法,基本思想是假设非定常流动由时均流动与若干扰动流动叠加而成,时均流场通过解包含确定应力的时均流动方程得到,脉动方程通过在频域内求解N阶谐波方程得到^[15-18]。

图1 可调弯度进口导叶叶型简图

Fig. 1 Diagram of VIGV airfoil

图2 对转压气机网格简图

Fig. 2 Mesh diagram of counter-rotating compressor

边界条件给定总温和总压,出口给定静压,通道两侧为周期性边界条件,利用非线性谐波法求解时转静子交接面采用一维无反射边界条件,固壁为绝热无滑移条件。

2 网格无关性验证

通过对网格无关性进行研究,探寻网格空间分辨率对计算结果的影响,本文以定常数值模拟对−15°进口导叶弯度进行分析,采用grid 1,grid 2和grid 3共3套网格,网格数约分别为260万、480万和140万,开展定常计算数值模拟进行网格无关性分析,湍流模型均采用Spalart-Allmaras模型,进口给定总压、总温,轴向均匀进气,出口给定平均压力,壁面条件为绝热无滑移边界条件,并调整出口压力得到不同网格时的特性曲线。如图3所示,为不同网格时总增压比(π^*)和效率(η^*)

特性曲线图,从图中可以看出,3套网格特性曲线几乎重合.本文以换算流量($\dot{m}_{cor}$)为7.4 kg/s为例,对不同网格转子2总增压比沿径向(x/R ,其中 R 为叶片径向高度)的变化进行分析.如图4所示,grid 3在约6%叶高和90%叶高处总增压比较大. Grid 1和grid 2总体上差别较小,继续增加网格密度各气动参数沿径向的分布规律差别不大.

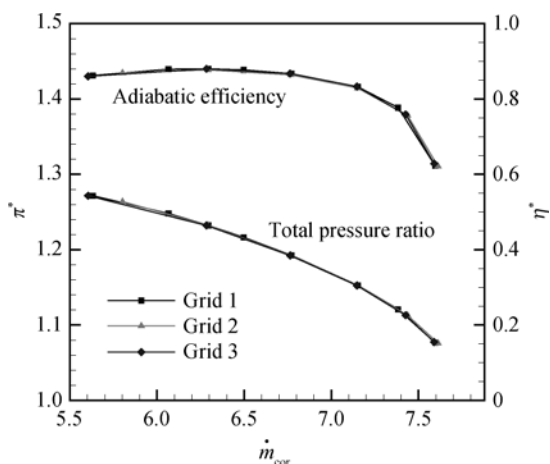


图3 不同网格特性曲线图

Fig. 3 Performance curve when mesh is different

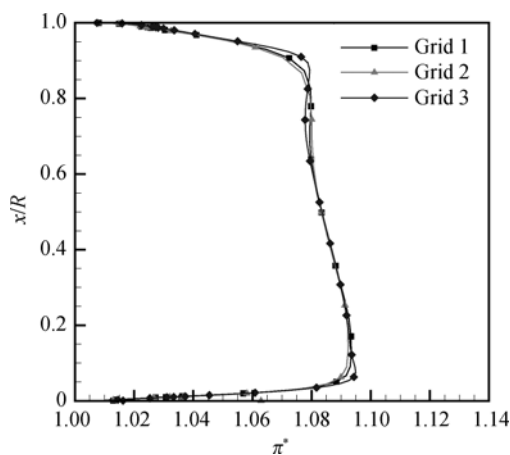
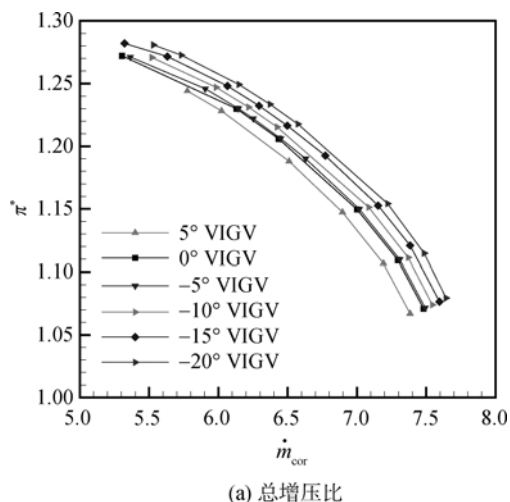


图4 不同网格转子2总增压比沿径向的变化

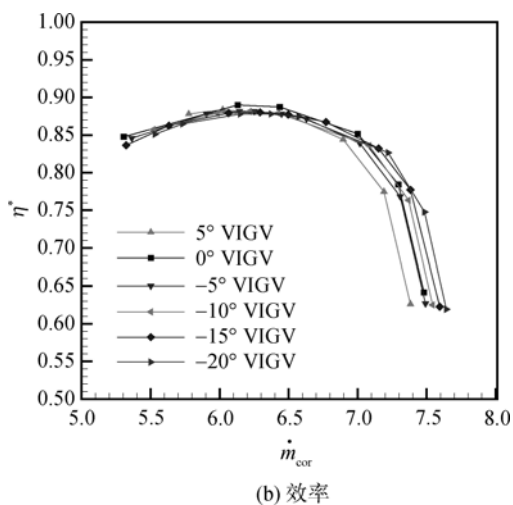
Fig. 4 Total pressure ratio radial distribution of R2 when mesh is different

3 数值模拟分析

图5为可变弯度进口导叶总增压比和效率特性曲线对比,从图中可以看到,正弯度时稳定工作范围明显变小.随着负弯度的增大总增压比曲线总体趋势相同,总增压比逐渐上升,堵塞点右移, -15° 进口导叶弯度稳定工作范围较大.流量小于7 kg/s时效率曲线变化不大,流量为7~7.4 kg/s



(a) 总增压比



(b) 效率

图5 可变弯度进口导叶特性曲线图

Fig. 5 Performance curve of VIGV

时,进口导叶弯度为 -15° 和 -20° 效率曲线基本重合,效率明显比 0° 进口导叶弯度高,但是 -20° 进口导叶弯度稳定工作范围明显比 -15° 进口导叶弯度小,因此本文主要研究进口导叶弯度为 0° 和 -15° , 0° 进口导叶弯度近堵塞点效率约比 -15° 进口导叶弯度低8.3%,总增压比低3%.

3.1 流场分析

本节主要针对进口导叶弯度为 0° 和 -15° 近堵塞点换算流量相同时进行对比分析.图6为进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时5%叶高 S_1 流面相对马赫数分布云图,从图中可以看出 -15° 进口导叶弯度时在可调导叶固定部分和转动部分连接处附近速度较高;转子1、转子2和出口导叶通道内速度较低,总体上5%叶高处相对马赫数分布差别不大,这是由于转子1在5%叶高前缘半径较大,对攻角变化不太敏感.图7为进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时50%叶高 S_1 流面相对马赫数分布云

图, 0° 进口导叶弯度时进口导叶吸力面和压力面相对马赫数分布相同, 这是因为进口导叶叶型沿弦向几乎是对称的; 转子2通道内的气流比 -15° 进口导叶弯度时的相对马赫数略高一些; 虽然 -15° 进口导叶弯度很大, 但是对流动没有太大影响, 在连接处没有出现附面层的分离, 相对马赫数比 5% 叶高大一些. 出口导叶相对马赫数分布差别较大, 由于 0° 进口导叶弯度时出口导叶攻角过大, 压力面前缘出现分离涡(图8(a)), -15° 进口导叶弯度时, 气流平稳, 前缘分离涡很小(图8

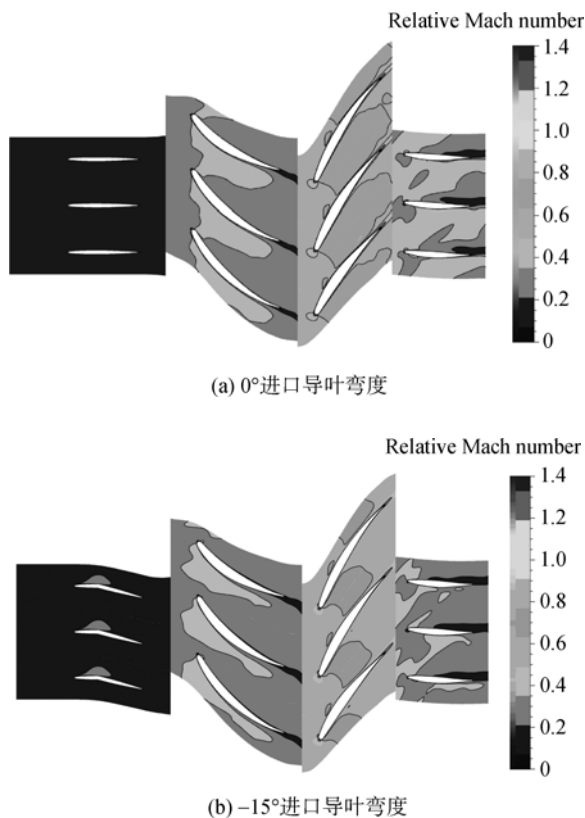


图6 5%叶高相对马赫数分布云图
Fig. 6 Distribution of relative Mach number at 5% height

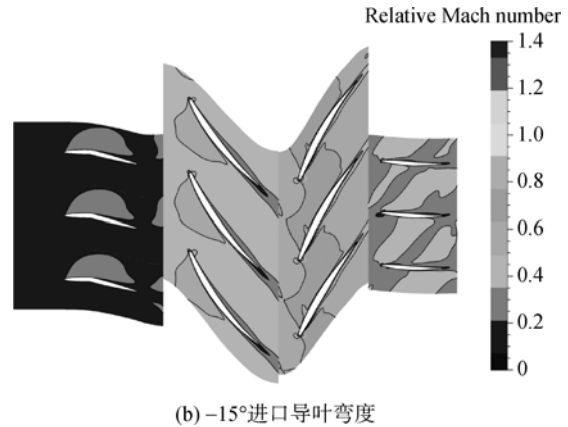
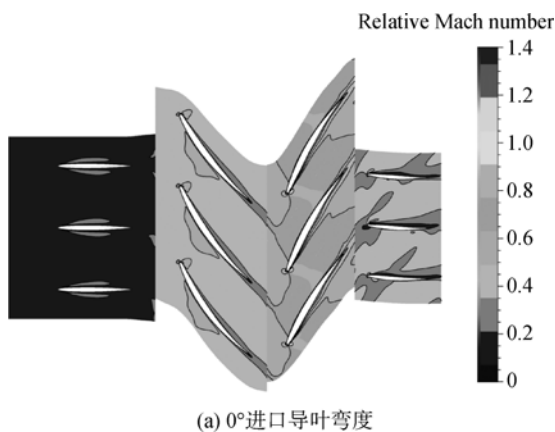
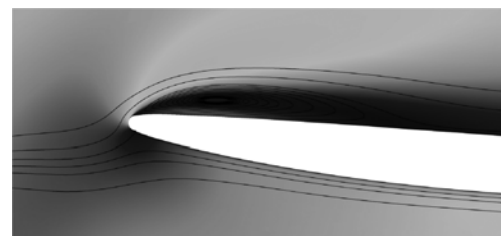
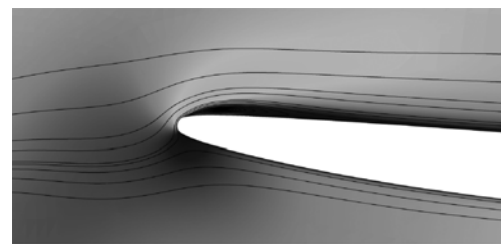


图7 50%叶高相对马赫数分布云图
Fig. 7 Distribution of relative Mach number at 50% height



(a) 0° 进口导叶弯度

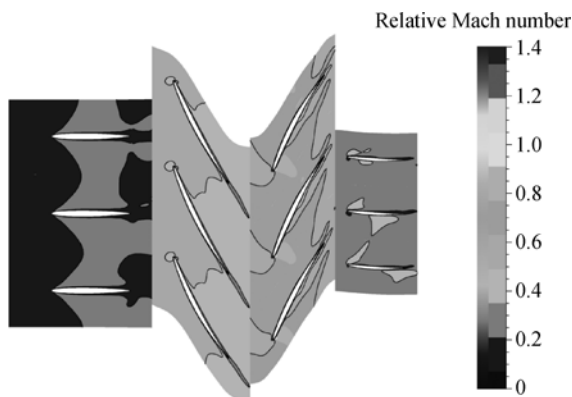


(b) -15° 进口导叶弯度

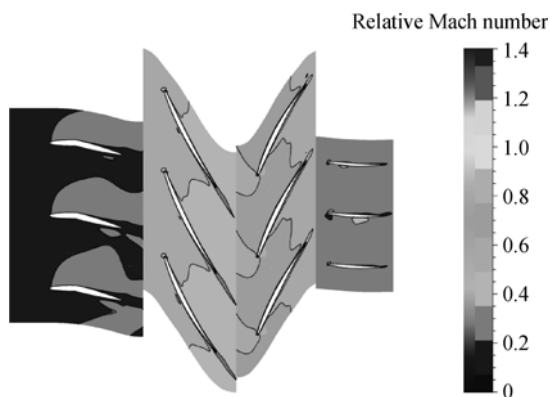
图8 50%叶高出口导叶前缘流线图
Fig. 8 Streamline at 50% height of OGV near leading edge

(b)). 图9为95%叶高 S_1 流面相对马赫数分布云图, 0° 进口导叶弯度流场吸力面和压力面相对马赫数分布基本相同, -15° 进口导叶弯度流场吸力面相对马赫数较高; 进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时转子通道相对马赫数分布趋势基本相同, 这是由于该叶高接近轮缘, 受间隙泄漏流的影响较大.

由于旋涡运动引起熵增, 因此熵分布图可以反映流场特征, 本文以50%叶高为例分析熵在各级通道的变化, 如图10所示, 分别为进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时50%叶高熵分布图, 从图中可以看出, 转子通道内熵分布图基本相同, 由于进口导叶基本属于直叶片, 流动速度较低, 损失较小, 因此尾迹并不明显, 转子1尾迹被转子2前缘切



(a) 0°进口导叶弯度



(b) -15°进口导叶弯度

图9 95%叶高相对马赫数分布云图

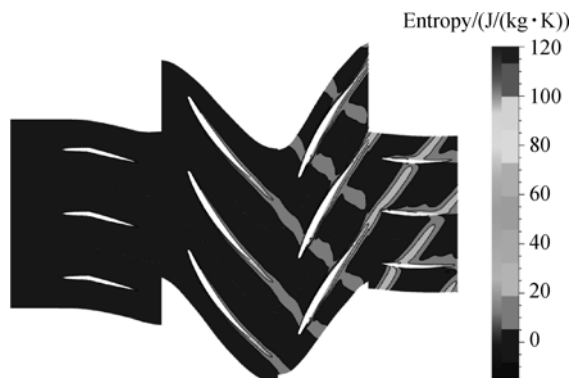
Fig. 9 Distribution of relative Mach number at 95% height

割,并不断向下游传播,0°进口导叶弯度时转子2压力面高熵区域较大,转子2尾迹被出口导叶切割,并向下游传播;0°进口导叶弯度时出口导叶压力面高熵区域较大,这是由于该工况时受转子2尾迹影响,在前缘附近附面层出现,并且分离区较大,熵增较大。

由于分析工况在近堵塞点附近,因此,轴向速度很大,根据速度三角形分析可知,使转子1和出口导叶来流处于较大负攻角,吸力面气流流动平稳,压力面气流流动较为复杂,因此只对压力面进行分析。如图11所示,为进口导叶弯度为0°和-15°时转子1压力面极限流线图,可以看出,压力面流动平稳,没有太大的差别。图12为进口导叶弯度为0°和-15°时转子2压力面极限流线图,从极限流线图看出,在前缘附近均出现明显的附面层潜移现象,气流沿叶片型面从叶根流向叶尖,进口导叶弯度为0°时流动相对紊乱,附面层潜移区域比较大,叶尖前缘附近出现分离涡,叶尖气流比较紊乱;-15°进口导叶弯度时二次流区域很小,端壁二次流有所改善,整体上-15°进口导叶



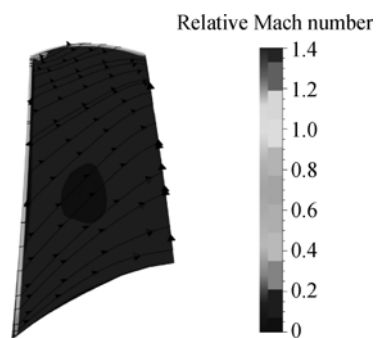
(a) 0°进口导叶弯度



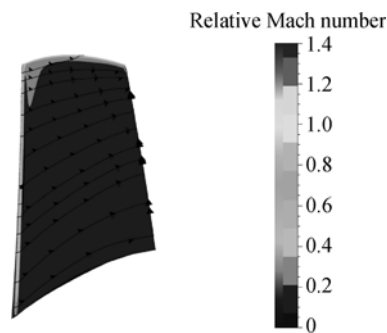
(b) -15°进口导叶弯度

图10 50%叶高熵分布图

Fig. 10 Distribution of entropy at 50% height



(a) 0°进口导叶弯度



(b) -15°进口导叶弯度

图11 转子1压力面极限流线图

Fig. 11 Limited streamline of R1 pressure side

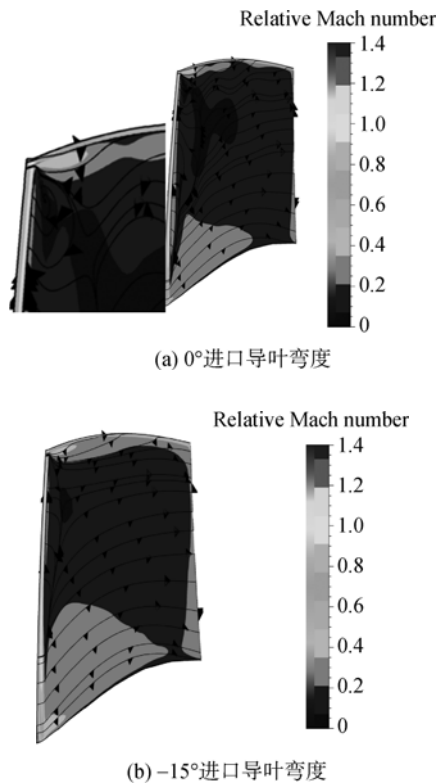


图12 转子2压力面极限流线图

Fig. 12 Limited streamline of R2 pressure side

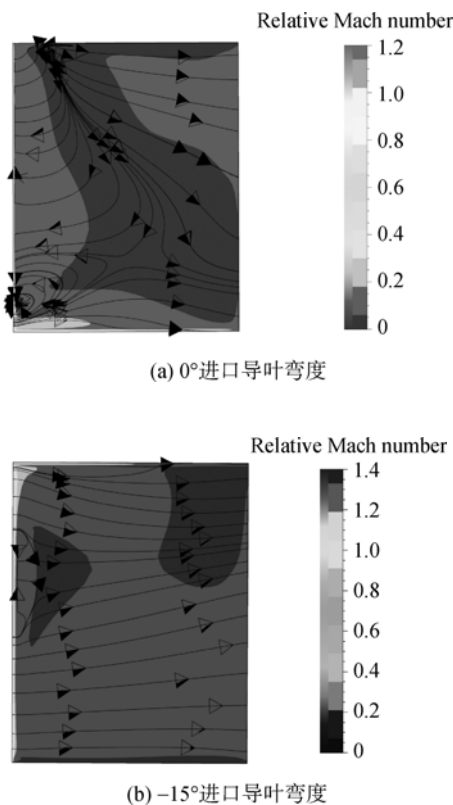


图13 出口导叶压力面极限流线图

Fig. 13 Limited streamline of OGV pressure side

弯度时气流比较平稳. 如图13所示,为进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时出口导叶压力面极限流线图,图14为转子1进口速度三角形简图,其中 c_1 , w_1 , u_1 分别为 0° 进口导叶弯度时转子1进口气流速度、相对速度和转子圆周速度; c'_1 , w'_1 , u'_1 分别为 -15° 进口导叶弯度时转子1进口气流速度、相对速度和转子圆周速度. 从图13看出, 0° 进口导叶弯度时出口导叶压力面沿弦向从前缘到中部区域出现大面积的回流区,气流紊乱,这是因为出口导叶前缘附近出现了附面层分离,并出现分离涡(如图7(a)和图9(a)). -15° 进口导叶弯度时出口导叶压力面约30%叶高到50%叶高前缘附近出现回流区,与 0° 进口导叶弯度时相比, -15° 进口导叶弯度时出口导叶压力面回流区很小. 这是由于 -15° 进口导叶弯度时改变了转子1进气攻角(图14),使气流接近设计攻角,气流更加平稳.

图14 可调弯度进口导叶转子1速度三角形

Fig. 14 Velocity triangle of R1 of VIGV

3.2 导叶总压恢复系数及转子总增压比的变化

图15为可变弯度进口导叶总压恢复系数沿径向的变化,总压恢复系数 σ^* 为该叶片排出口总压 S_1 面的平均值与平均进口总压的比值, x/R 为各个数据点沿径向的相对位置,从图中可以看出,进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时总压恢复系数曲线基本重合,在叶根处 -15° 进口导叶弯度时略低一些,这是由于 -15° 进口导叶弯度时在固定部分和转动部分连接处拐角大,中间没有平滑过渡,造成总压损失. 图16、图17为转子1、转子2总增压比沿径向的变化,总增压比 π^* 为该级转子出口总压 S_1 面的平均值与平均进口总压的比值, x/R 为各个数据点沿径向的相对位置,从图中可以看出,进口导叶弯度调节前后总体趋势相同, -15° 进口导叶弯度时总增压比得到较大的提高,沿径向分布更加均匀,这同样是由于 -15° 进口导叶弯度使转

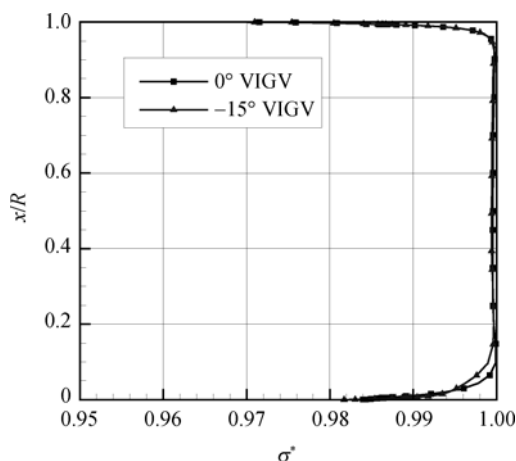


图 15 可调弯度进口导叶总压恢复系数沿径向变化曲线

Fig. 15 Total pressure recovery coefficient radial distribution of VIGV

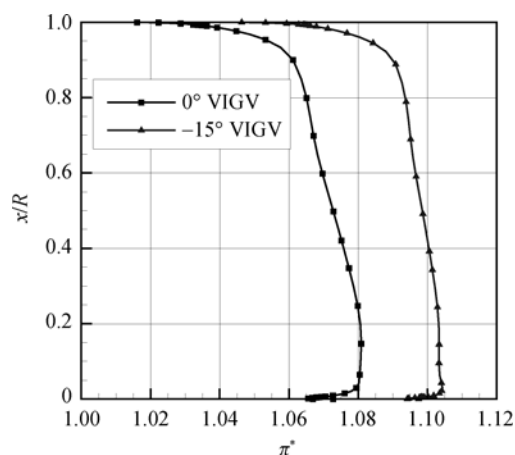


图 16 转子 1 总增压比沿径向变化曲线

Fig. 16 Total pressure ratio radial distribution of R1

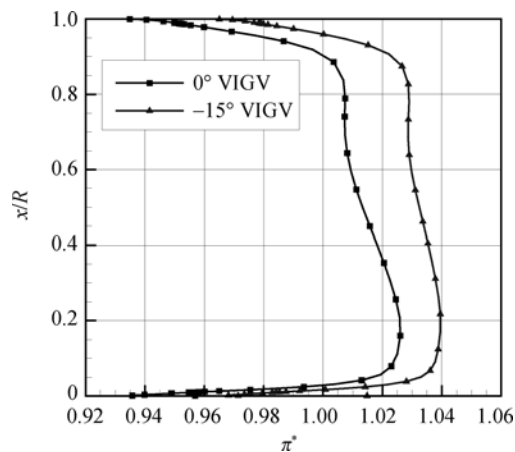


图 17 转子 2 总增压比沿径向变化曲线

Fig. 17 Total pressureratio radial distribution of R2

子 1 进气攻角在近堵塞点更接近设计攻角(图 14)。图 18 为出口导叶总压恢复系数沿径向的变化,进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时出口导叶总压恢复系数曲线变化趋势基本相同, -15° 进口导叶弯度时总压恢复系数略高一些,这是由于 0° 导叶前缘附近出现较大面积的附面层分离(图 9(a)和图 13(a)),造成较大的总压损失。

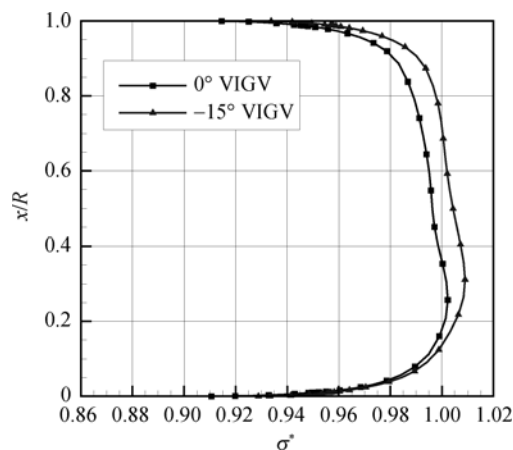


图 18 出口导叶总压恢复系数沿径向变化曲线

Fig. 18 Total pressure recovery coefficient radial distribution of OGV

3.3 转子出口效率沿径向变化

图 19、图 20 分别为转子 1、转子 2 出口效率沿径向的变化曲线,从图中看出,转子 1 在进口导叶弯度调节前后变化不大,效率曲线总体趋势相同, -15° 进口导叶弯度时转子出口效率略高一些,随着流量的增大,轴向速度也增大,由速度三角形可知,转子进气攻角偏离设计攻角,通过进口导叶弯度调节改变进口导叶的出口气流角,即改变了转子 1 进口气流角,使其接近设计攻角,因此

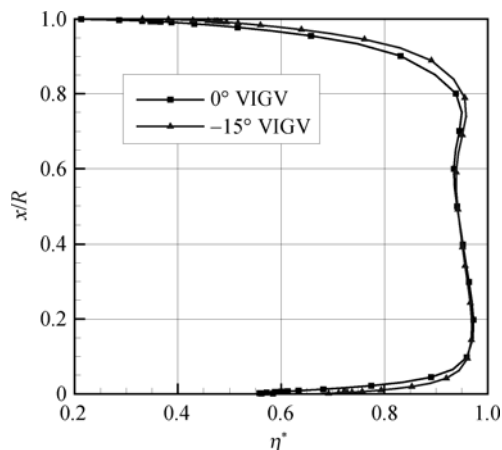


图 19 转子 1 出口效率沿径向变化曲线

Fig. 19 Efficiency radial distribution of R1 outlet

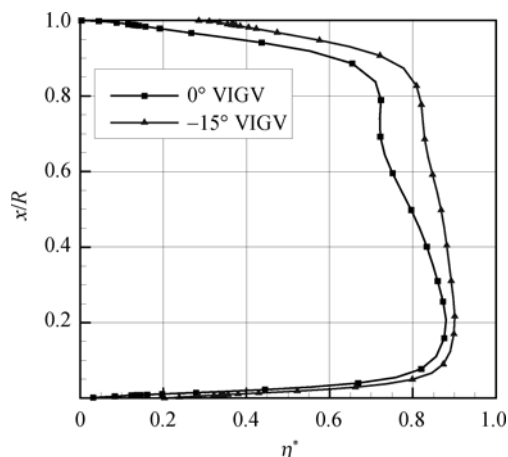


图20 转子2出口效率沿径向变化曲线

Fig. 20 Efficiency radial distribution of R2 outlet

转子1的效率更高一些。从转子2出口效率曲线对比可以看出,转子2流动损失较大一些,效率偏低,这是由于转子1出口气流较为混乱,导致转子2流道气流较为混乱,效率下降,特别是 0° 进口导叶弯度时压力面前缘附近出现较大面积的二次流(图13(a)),导致效率下降。

4 结论

本文针对两级对转压气机前加装可调弯度进口导叶时不同进口导叶弯度进行数值模拟,并对进口导叶弯度为 0° 和 -15° 时流场结构和性能参数进行详细分析和对比,得到如下结论:

1) 进口导叶正弯时总增压比明显下降,稳定工作范围明显变小;随着负弯度的增大,总增压比增大,但是变化梯度较小, -15° 进口导叶弯度时稳定工作范围明显较大,大流量时效率明显高于 0° 进口导叶弯度。

2) -15° 进口导叶弯度时转子2压力面端壁二次流得到明显改善,出口导叶压力面二次流区域明显减小,流场得到改善。

3) -15° 进口导叶弯度时出口导叶总压恢复系数、转子总增压比及转子出口效率均有所提高。

参考文献:

- [1] Pronomariov B A. Using counter-rotating rotors for decreasing size and component number in small GTE[R]. ASME Paper 92-GT-414, 1992.
- [2] Pempie P, Rute L. Counter-rotating turbine designed for turbopump rocket engine[R]. AIAA-2003-476, 2003.
- [3] 刘波,陈云永,项效镨,等.对转压气机数值模拟及实验研究[J].推进技术,2008,29(4):454-457.
LIU Bo, CHEN Yunyong, XIANG Xiaorong, et al. Experimental and numerical investigation of dual stage counter-rotating compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(4): 454-457. (in Chinese)
- [4] 曹志远,刘波,张国臣,等.对转压气机三维掠动叶优化设计[J].推进技术,2013,34(4):486-492.
CAO Zhiyuan, LIU Bo, ZHANG Guochen, et al. Three dimensional swept rotor blade optimization design for a counter-rotating compressor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 486-492. (in Chinese)
- [5] 李晓军,高丽敏,谢建,等.双级对转压气机的失速机理[J].航空动力学报,2013,28(1):188-194.
LI Xiaojun, GAO Limin, XIE Jian, et al. Rotating stall mechanism of dual-stage contra-rotating compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 188-194. (in Chinese)
- [6] 季鹤鸣.航空动力百年回顾(四)[J].航空发动机,2003,29(4):55-58.
JI Heming. A century of aircraft power plant in retrospect (4)[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 55-58. (in Chinese)
- [7] 彭泽琰,刘刚,桂幸民,等.航空燃气轮机原理[M].北京:国防工业出版社,2008.
- [8] Knight M J, Bridgnorth. Variable camber stator vane; US, 5,314,301[P]. 1994-05-24.
- [9] 肖敏.压气机可变弯度静子叶片特性的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2006,19(2):1-4.
XIAO Min. Experimental investigation on the performance of variable curvature van of compressor stator[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(2): 1-4. (in Chinese)
- [10] Sayma A I, Vahdati M, Imregun M. Multi-bladerow fan forced response predictions using an integrated three-dimensional time-domain aeroelasticity model[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2000, 214(12): 1467-1483.
- [11] Tucker P G. Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 1 progress and challenges[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(7): 522-545.
- [12] Tucker P G. Computation of unsteady turbomachinery flows: Part 2 LES and hybrids[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(7): 546-569.
- [13] Gete Z, Evans R L. An experimental investigation of unsteady turbulent-wake/boundary-layer interaction [J]. Journal of Fluid and Structures, 2003, 17(1): 43-55.
- [14] 张兆顺,崔桂香,许春晓.湍流理论与模拟[M].北京:清华大学出版社,2005.
- [15] Vilmin S, Lorrain, E Hirsch C, et al. Unsteady flow modeling across the rotor/stator interface using the nonlinear harmonic method[R]. ASME Paper 2006-GT-90210, 2006.
- [16] 赵军,刘宝杰.非线性谐波法的进一步校验分析[J].航空动力学报,2008,23(4):680-686.
ZHAO Jun, LIU Baojie. Further verification of nonlinear harmonic method[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 680-686. (in Chinese)
- [17] He L, Ning W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in turbomachines[J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2005-2012.
- [18] Chen T, Vasanthakumar P, He L. Analysis of unsteady blade row interaction using nonlinear harmonic approach[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 651-658.