

弓形静子提高压气机抗旋流畸变能力研究

屠宝锋^{1,2}, 刘 华¹, 胡 骏^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 为降低旋流畸变对轴流压气机性能和稳定性的影响,对双级低速轴流压气机的第 1 级静子进行了 3 种不同正弯角的弓形叶片设计. 采用整环三维定常计算方法,研究了对涡旋流下压气机的性能和稳定性. 结果表明:静子采用合理的正弯曲设计能够提高压气机抗对涡旋流的能力. 正弯曲弓形静子能够降低端壁区域的负荷,抑制各排叶片叶根区域吸力面附面层分离的形成以减小损失、提高效率和总压比. 静叶弯角为 10° 时峰值效率增加 1.5%,失速边界点流量减小 6.95%. 流量为 18.5 kg/s 时,效率、总压比分别增加 1.7% 和 0.03%. 当弯角过大时,叶中区域负荷上升且摩擦损失增大,反而不利于效率和总压比的提升.

关 键 词: 压气机; 弓形静子; 旋流畸变; 数值计算; 效率; 稳定性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Study on improvement of the compressor anti-swirl distortion capacity with bowed stator

TU Bao-feng^{1,2}, LIU Hua¹, HU Jun^{1,2}

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

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

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to reduce the effect of swirl distortion on performance and stability of axial compressor, the first-stage stator of two-stage low speed axial compressor was designed into bowed blade with three different positive bending angles. A full annulus three-dimensional steady simulation method was used to investigate the effect of twin swirl on performance and stability of compressor. The results show that stator with appropriate positive bending design can improve the anti-twin swirl capacity of compressor. By reducing the load of blade at end wall regions using bowed stator blades, the suction surface boundary layer separation at hub will be decreased, loss will be reduced, and both of efficiency and total pressure ratio will be increased as a result. The maximum efficiency can be increased by 1.5% and mass flow rate at stall boundary point can be decreased by 6.95% when bending angles of stator blades equal to 10 degree. The efficiency and total pressure ratio will be increased by 1.7% and 0.03% respectively when mass flow rate equals to 18.5 kg/s. Load at mid-span region and friction loss will increase when bending angle is too large, making it harmful to improve the efficiency and total pressure ratio.

收稿日期:2014-11-13

基金项目:航空科学基金(2015ZB52018);中央高校基本科研业务费用专项基金(NS2014021)

作者简介:屠宝锋(1981-),男,浙江嵊州人,讲师,博士,主要从事叶轮机械气动稳定性及非定常流研究.

Key words: compressor; bowed stator; swirl distortion; numerical simulation; efficiency; stability

旋流畸变是在役和在研的先进战机普遍会遇到的进气道/发动机相容性问题.旋流畸变不仅会影响压气机的流量、总压比和效率,还会对稳定性有极大的威胁.20世纪70年代,英、德、意三国联合研制的“狂风”战斗机就因为旋流畸变的问题,在多种飞行工况下出现发动机喘振,严重威胁了飞行安全^[1].

为降低或者消除旋流畸变对进气道与发动机相容性的不利影响,可以通过3种途径:①运用先进的进气道设计技术对S弯进气道的设计参数进行优化^[2-5],采用涡流发生器等突起物或分离面等被动控制方法^[6-9]或边界层抽吸、吹除或合成射流等主动控制方法^[10-12]降低甚至消除进气道出口的旋流畸变;②发展先进的风扇/压气机气动设计技术,如采用进口可调或可变弯度导叶^[13],能够有效降低发动机对旋流畸变的敏感性;③通过合理的飞机总体布局,将进气道和飞机进行一体化设计,改善进气道入口的流动状况,也可以在一定程度上降低旋流强度.

弓形静子叶片分为正弯曲和负弯曲两种类型,可以将叶片的负荷沿径向进行调整,其中正弯曲叶片可以增加叶中区域的负荷,降低端壁区域的负荷,由于多数情况下,压气机是因为端壁区域的气流堵塞(角区分离、附面层分离、叶尖泄漏流等)导致失稳的,比如叶尖泄漏流在一定情况下会发生叶片前缘溢流的现象,堵住整个通道,最终使压气机失稳^[14],因此采用正弯曲的弓形静子叶片可以改善端壁区域的流动,提高压气机的性能和稳定性. Breugelmas^[15], Shang等^[16]、Weingold等^[17]和 Fischer^[18]通过试验验证了正弯曲的弓形静子具有提高端壁区域的流通能力、增加压气机效率的效果.

通过前期的研究发现,对涡旋流畸变对某双级低速轴流压气机的性能和稳定性有很大的影响,对涡中的反向涡对该压气机影响较为强烈,在反向涡的影响下,部分叶片的叶根区域攻角大幅增加,出现明显的吸力面附面层分离,最终导致压气机失稳.由于弓形静子具有调整叶片负荷沿径向分布的能力,通过减小叶根区域的负荷,有望降低对涡旋流对压气机的影响.

关于弓形静子提高压气机抗旋流畸变能力的研究鲜见公开文献报道,为此,本文针对第1级静子进行了3种不同弯角的设计,探索弓形静子用

于降低对涡旋流对压气机性能和稳定性的影响,提高压气机抗旋流畸变能力的可行性.

1 研究对象和计算方法

1.1 研究对象

本文的研究对象为一台双级低速轴流压气机,不带导向器,静子叶片为采用常规方法设计的直叶片.转子叶尖间隙为1.5 mm,静子不考虑叶根间隙.为了研究在对涡旋流畸变作用下,静子叶片两端同时正弯曲(正弯曲表示叶片吸力面与相邻的机匣和轮毂面的夹角大于90°)时弯角对压气机性能和稳定性的影响,首先对静子叶片进行参数化,然后通过调整原型静子叶片积叠线的切向控制参数,设计了3种不同弯角的弓形静子叶片(弯角分别为5°,10°和20°),如图1所示,叶尖和叶根的弯角相等.

旋流畸变发生器内径为100 mm,外径为450 mm,弦长为100 mm,总共10个叶片,均为直叶片且弦长沿径向等于常数.5个叶片一组,相邻叶片间隔22.5°,两组叶片之间相隔90°,安装角相反,距第1级转子叶片上游约2倍外径.

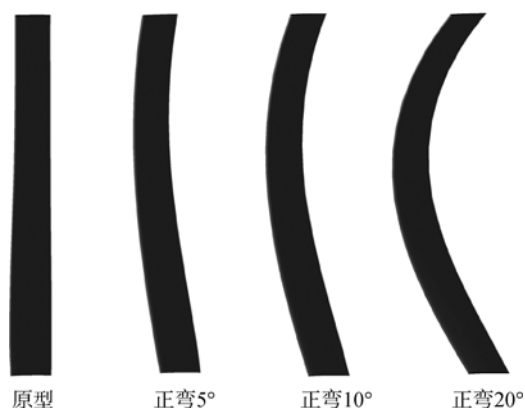


图1 原型静子叶片和弓形静子叶片

Fig. 1 Reference and bowed stator blades

1.2 计算方法

在叶片周围采用HOH型网格,管道均采用H型网格,总网格量为2039万.采用NUMECA软件计算,转静子交接面采用冻结转子法,计算域进口给定总温、总压和轴向进气,出口给定平均静压,采用绝热无滑移固壁边界.

图2给出了均匀进气条件下,折合转速分别

等于 784, 979, 1174 r/min 时压气机特性的计算和试验结果比较, 在峰值效率点的左侧区域两者基本贴合在一起, 大流量时存在一定偏差。在折合转速为 979 r/min、流量为 18 kg/s 时, 计算结果的总压比和效率分别偏高约 0.17% 和 2.4%。总体来讲, 计算和试验结果符合较好, 表明本计算方法具有较高的可靠性。

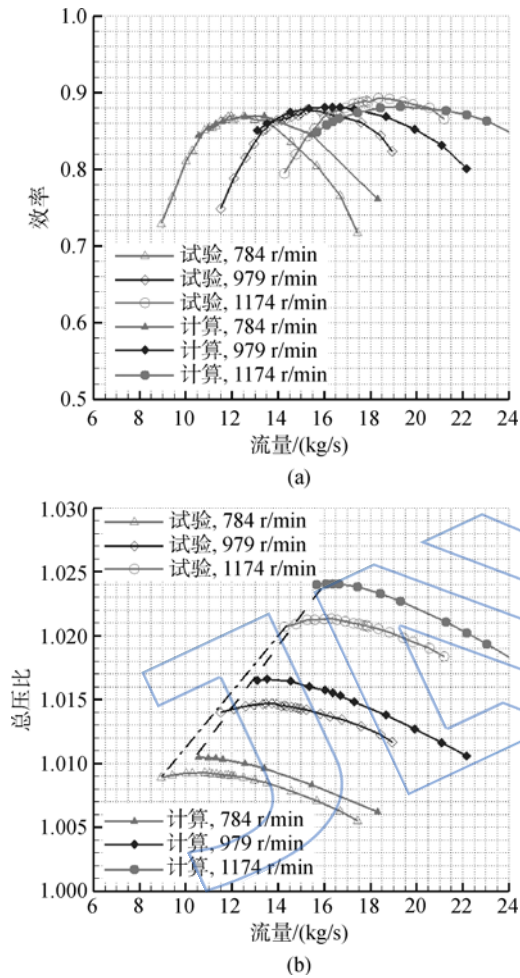


图2 压气机特性的计算和试验结果比较

Fig. 2 Comparison of compressor characteristics between numerical simulation and experiment results

旋流畸变的数值模拟必须采用整环全通道网格计算, 为降低计算量, 希望在不影响计算结果的前提下尽可能减少网格量。为此, 对不同网格量下的单通道的计算和试验结果进行了对比分析, 发现随着网格量的增加, 总压比和效率都有一定程度的增大且与试验值的偏离程度增加。以 72 万和 164 万网格的计算结果为例, 在流量等于 15 kg/s 时, 前者的总压比和效率与试验值分别相差 0.19% 和 0.48%, 后者相差 0.24% 和 2.04%。综合考虑网格量、效率及总压比与试验值的符合情

况, 最终选择单通道网格量 72 万。

2 计算结果分析

2.1 对涡旋流畸变对压气机的影响

图 3 给出了均匀进气和对涡旋流作用下压气机不同转速特性的比较, 可知对涡旋流对流量、总压比、效率以及失速边界都有很大的影响。峰值效率点的流量略有增加, 效率和总压比均大幅降低, 失速边界点的流量大幅增加。压气机转速为 784, 979, 1174 r/min 时, 峰值效率点的流量分别增加 6.37%, 3.07%, 3.41%, 总压比分别降低 0.11%, 0.15%, 0.23%, 效率分别降低 5.28%, 5.31%, 4.89%, 失速边界点的流量分别增加 24.6%, 23.6%, 26.3%。对涡旋流会对压气机的性能和稳定边界造成如此大的影响, 是因为对涡的存在导致局部区域的叶片攻角大幅增加, 甚至有可能超出失速攻角, 形成大范围的附面层分离, 使得效率和总压比均有不同程度的降低, 同时

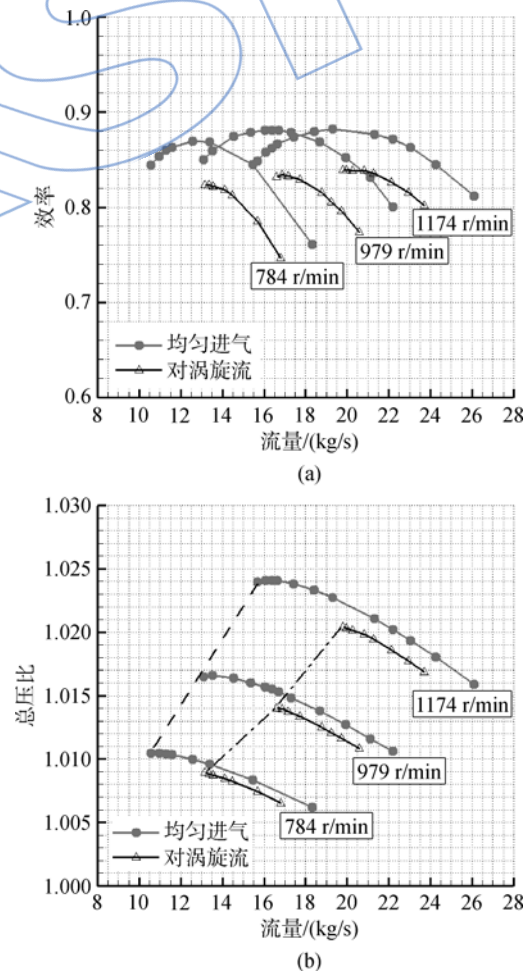


图3 对涡旋流对压气机特性影响

Fig. 3 Effect of twin swirl on compressor characteristics

也使得压气机更容易进入不稳定工况。

以流量为 16.597 kg/s 的工作点为例予以说明对涡旋流对压气机影响的原因。如图4所给出的10%, 50%, 90%叶高近 S_1 流面相对马赫数分布, 可知部分叶片的叶根区域出现了明显的吸力面附面层分离, 其中第1级静子、第2级转子和静子最明显, 第1级转子在尾缘附近存在小范围的附面层分离。

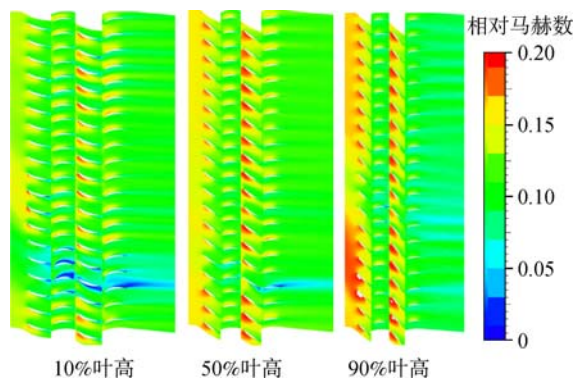


图4 原型压气机失速边界点相对马赫数分布

Fig. 4 Distribution of relative Mach number at stall boundary point of reference compressor

对比对涡旋流的位置后发现, 导致叶片出现附面层分离的区域为反向涡影响的周向位置(图5)。反向涡在叶根产生同向的切向气流角, 在叶尖产生反向的切向气流角。造成第1级转子 $120^\circ \sim 180^\circ$ 周向角之间叶根位置攻角略有下降, 而 $180^\circ \sim 360^\circ$ 周向角之间攻角增加明显(图6), 但是没有引起明显的附面层分离。第1级静子周向角 $120^\circ \sim 180^\circ$ 之间叶根位置攻角大幅上升, 与同向涡影响的区域相比, 第1级静子叶根位置攻角最大上升约 20° (图7), 故造成叶片吸力面附面层大范围分离。

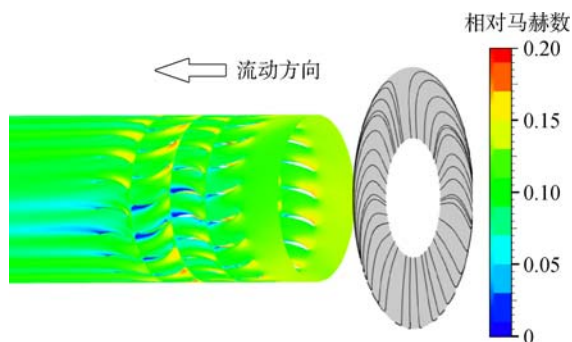


图5 10%叶高相对马赫数分布及对涡结构

Fig. 5 Distribution of relative Mach number at 10% spanwise and configuration of twin swirl

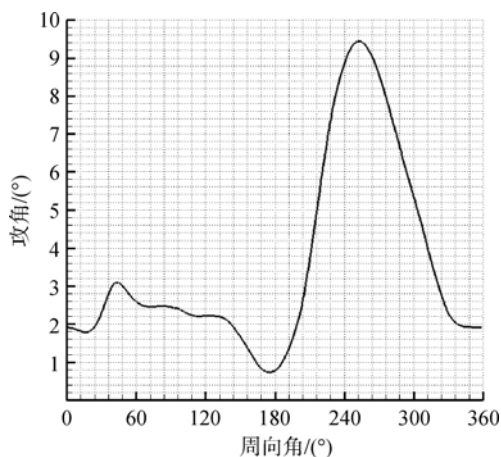


图6 第1级转子攻角周向分布

Fig. 6 Circumference distribution of attack angle of the first rotor

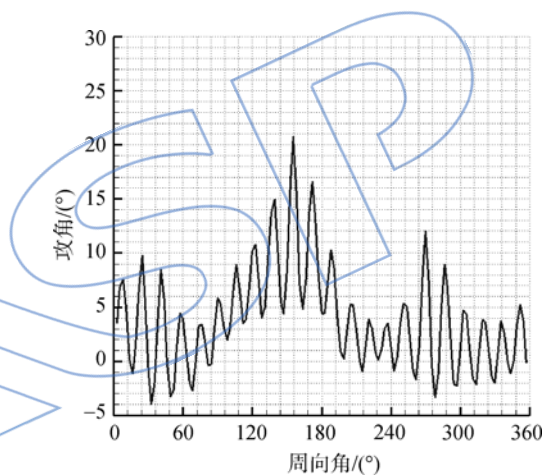


图7 第1级静子攻角周向分布

Fig. 7 Circumference distribution of attack angle of the first stator

2.2 弓形静子的影响

弓形静子通过负荷的径向重新分配实现端壁区域叶片负荷降低, 减小损失、提高效率 and 稳定性, 但是当叶片的弯角过大时, 由于叶片径向长度增加导致摩擦损失增加, 同时叶中负荷增大也可能使附面层厚度增加甚至出现附面层分离, 因此, 弓形静子的弯角应该有一个合适的范围。为此对比分析了压气机第1级静子(S_1)叶片弯角分别等于 5° , 10° 和 20° 时, 在对涡旋流下与原型压气机的差异, 如图8所示, 静叶弯角等于 10° 时效果最好, 效率、总压比和稳定性均得到了一定程度的改善。峰值效率增加 1.5% , 失速边界点流量减小 6.95% 。流量等于 18.5 kg/s 时, 效率、总压比分别增加 1.7% 和 0.03% 。静叶弯角等于 5° 时, 总压比的提升能力与 10° 时相同, 但是效率的增加量略

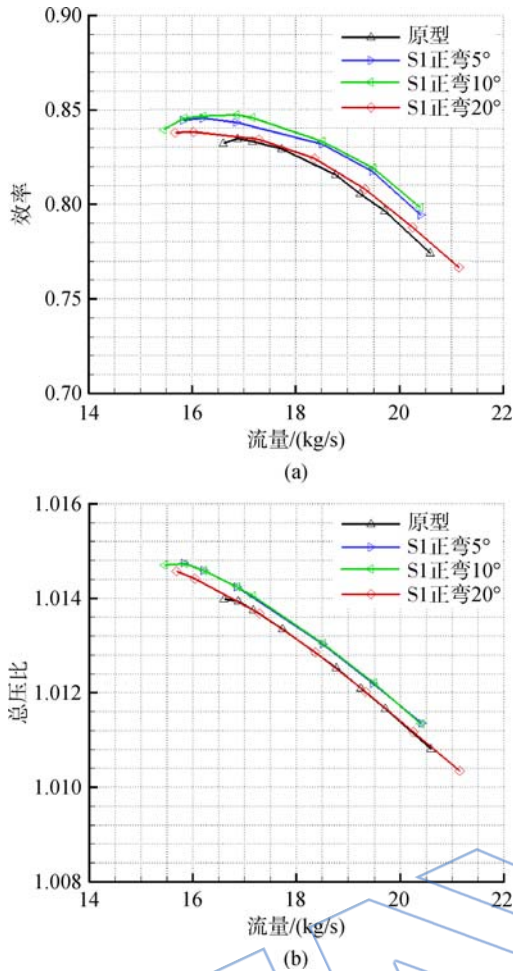


图 8 弓形静子对压气机特性影响

Fig. 8 Effect of bowed stator on compressor characteristics

少. 静叶弯角等于 20° 时, 总压比基本没有变化, 效率略有上升. 静叶弯角等于 10° 时稳定性最好, 失速边界点流量最低.

对比分析了流量约等于 17.1 kg/s , 原型静叶和第 1 级静叶弯角等于 10° 和 20° 不同叶高位置相对马赫数分布, 如图 9 所示, 可知静子叶片采用弓形设计后, 基本消除了第 1 级静子(S1)、第 2 级转子(R2)和静子(S2)部分叶片叶根区域的吸力面附面层分离, 同时, 使得第 1 级转子(R1)通道流通能力获得提升增加, 附面层分离减弱, 提高了效率, 如表 1 所示, 各叶排效率(η)和总压恢复系数(σ)均有一定提升.

为确定弓形静子引入后对压气机气动性能径向分布的影响, 给出在对涡旋流作用下流量约等于 17.1 kg/s 时各级总压比和效率的径向分布, 结果如图 10 所示, 图中纵坐标 $\bar{R}$ 表示相对叶高. 可知第 1 级静叶正弯曲对于第 1 级的性能有较大影响, 对第 2 级影响较小. 弯角等于 10° 时增加了第

1 级 20% 叶高以下及 60% 叶高以上区域的效率, 总压比沿径向整体获得提升. 造成这一现象的主要原因是弓形静子降低了端壁附近叶片的负荷, 使得对涡旋流在静子叶根和叶尖区域不易出现明显的附面层分离, 增加了静子的总压恢复系数, 使得总压比上升, 如图 11 所示.

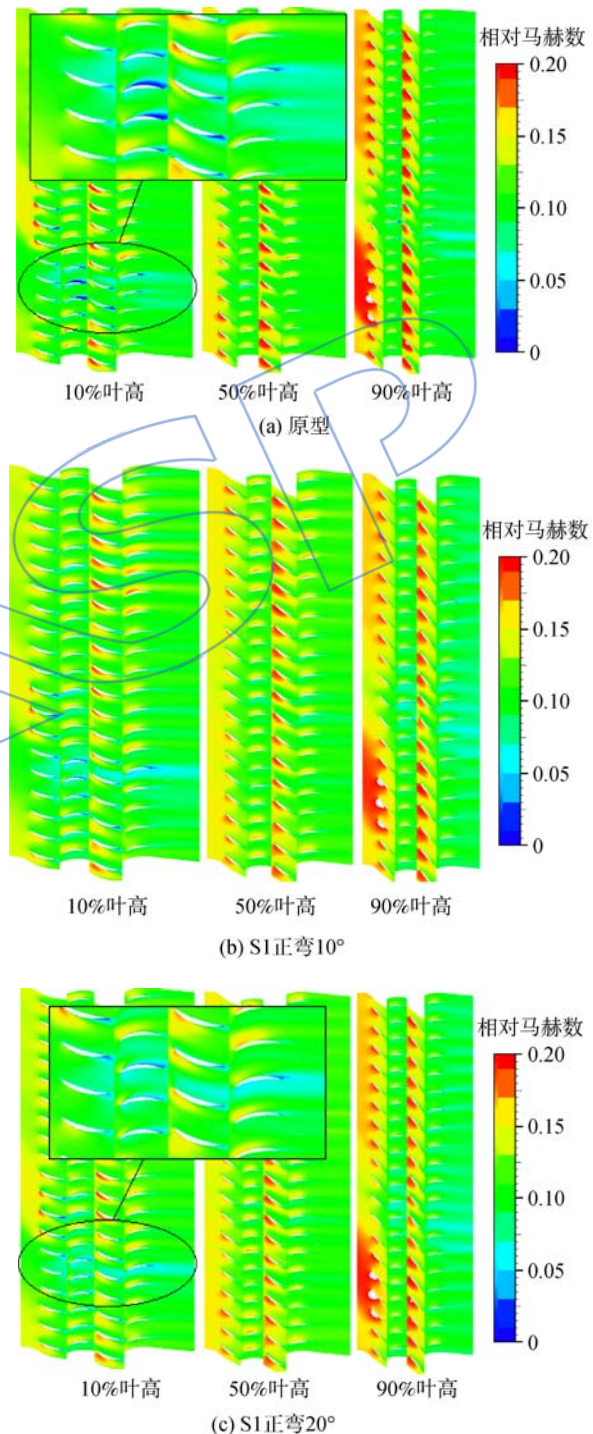
图 9 流量约为 17.1 kg/s 时相对马赫数分布Fig. 9 Distribution of relative Mach number when mass flow rate approximately equals to 17.1 kg/s

表1 叶排效率和总压恢复系数

Table 1 Efficiency and total pressure recovery of blade row

叶排	η_1	σ_1	η_2	σ_2
原型	0.885 00	0.999 47	0.909 70	0.999 51
S1 正弯 10°	0.896 00	0.999 53	0.916 00	0.999 54
S1 正弯 20°	0.888 00	0.999 47	0.909 90	0.999 52

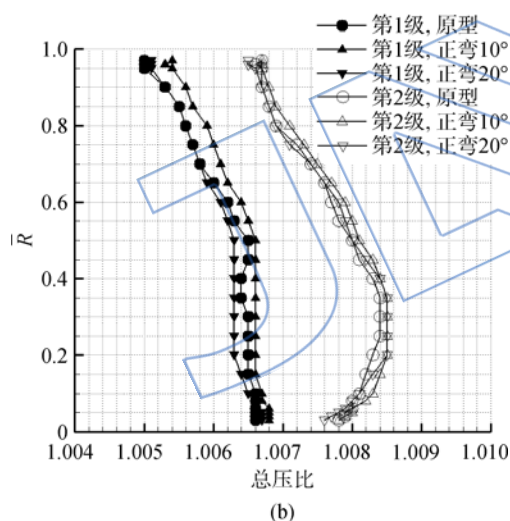
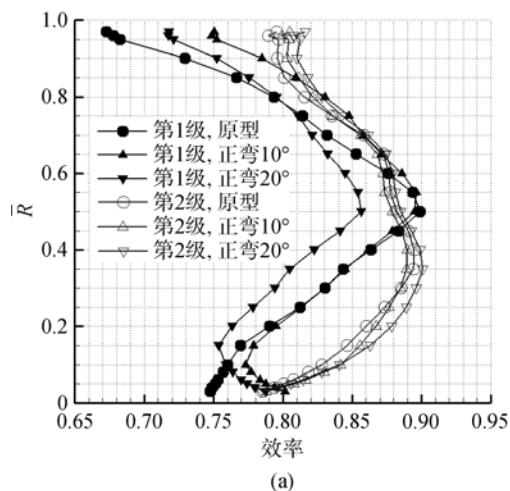


图10 各级总压比和效率径向分布

Fig. 10 Radial distribution of total pressure ratio and efficiency of each stage

弯角等于 20° 时虽然 10% 叶高以下和 80% 叶高以上效率增加, 但是叶中区域摩擦损失增加, 导致效率降低、总压比减小, 因此与原型压气机相比, 效率和总压比的整体改变量不大。

弓形静子虽能抑制根部区域的吸力面附面层分离, 提高压气机的稳定性, 但不会改变压气机失稳的原因, 如图 12 所示, 弓形静子的弯角等于 10°, 在失速边界点第 1 级静子、第 2 级转子和静子的根部区域均出现严重的附面层分离, 第 1 级

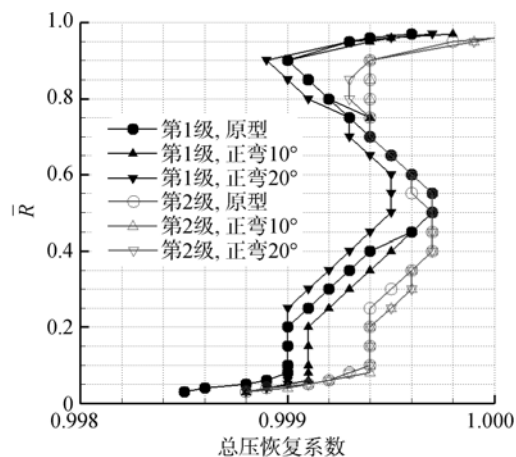


图11 各排静子总压恢复系数径向分布

Fig. 11 Radial distribution of total pressure recovery coefficient of each stator

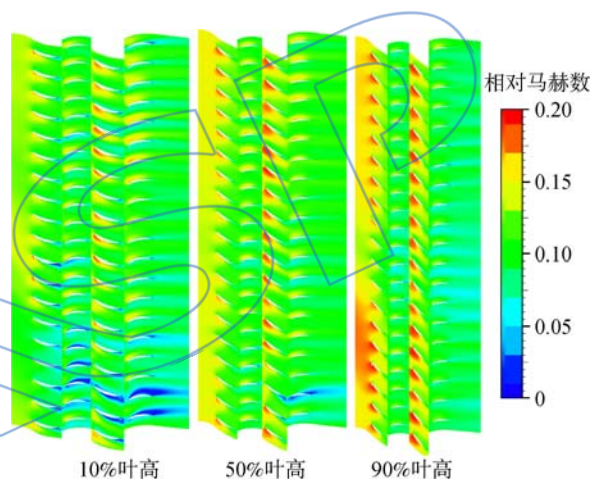
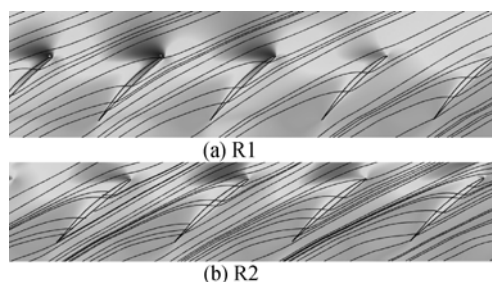


图12 弓形静子压气机失速边界点相对马赫数分布 (正弯 10°)

Fig. 12 Distribution of relative Mach number at stall boundary point of compressor with bowed stator (bowed angle 10°)

转子叶根尾缘存在附面层分离, 叶尖没有出现分离的现象, 叶尖泄漏流没有出现溢流和倒流的现象, 堵塞不严重 (图 13), 而叶中区域只有第 2 级

图13 失速边界点转子叶尖间隙流线分布 (正弯 10°)
Fig. 13 Distribution of streamline at tip clearance of rotor at stall boundary point (bowed angle 10°)

静子其中一个叶片出现了小范围附面层分离,因此失速的始发位置仍然是在叶根区域,与原型压气机一致。

3 结 论

通过研究获得如下主要结论:

1) 对涡旋流对压气机的性能和稳定性均有很大的影响,造成总压比、效率降低,失速边界点流量增加。

2) 对涡的反向涡对压气机影响较为强烈,在叶根区域导致部分叶片的攻角大幅增加,出现附面层分离,使得效率、稳定性降低。

3) 弓形静子通过降低叶根区域的负荷,抑制叶根及叶中区域的吸力面附面层分离,提高了效率和总压比,同时增加了压气机的稳定性,对于本文研究的双级低速轴流压气机而言,峰值效率增加1.5%,失速边界点流量减小6.95%。

4) 弓形静子的弯角在一定范围时能够降低旋流畸变对压气机的影响,但是当弯角过大时,由于叶中负荷上升且摩擦损失增加,压气机效率和总压比的提升并不明显。

5) 在对涡旋流的作用下,弓形静子虽然能够扩大压气机的稳定工作范围,使其在较小流量仍可继续稳定工作,但不会改变压气机失稳的原因,对于本台压气机而言,叶尖区域堵塞不明显,始终是根部附面层分离导致压气机失稳。

参考文献:

- [1] Genssler H P, Meyer W, Fortner L. Development of intake swirl generators for turbo jet engine testing[C]//Proceedings of Engine Response to Distorted Inflow Conditions. Munich: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1987: 18. 1-18. 21.
- [2] Aranake A, Jin G L, Knight D, et al. Automated design optimization of a three-dimensional subsonic diffuser[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(4): 838-846.
- [3] Magnus T. Design and analysis of compact UAV ducts[R]. AIAA-2006-2828, 2006.
- [4] 甘文彪, 周洲, 许晓平, 等. S弯进气道优化设计及分析[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1317-1324.
GAN Wenbiao, ZHOU Zhou, XU Xiaoping, et al. S-duct inlet optimal design and analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1317-1324. (in Chinese)
- [5] 谢文忠, 郭荣伟. 蛇形进气道涡控设计研究[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1806-1814.
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Vortex controlled design research for serpentine inlet[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1806-1814. (in Chinese)
- [6] 张振, 刘丹, 黄浩. S弯进气道流动控制技术的试验研究[J]. 应用力学学报, 2014, 31(2): 201-205.
ZHANG Zhen, LIU Dan, HUANG Hao. Experimental investigation on flow control in S-shaped inlet[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2014, 31(2): 201-205. (in Chinese)
- [7] Harper D K, Burdisso R A, Leitch T A, et al. Boundary layer control and wall-pressure fluctuations in a serpentine inlets[R]. AIAA-2000-3597, 2000.
- [8] Owen L R, Allan B G, Gorton S A. Boundary-layer-ingesting inlet flow control[R]. AIAA-2006-839, 2006.
- [9] Sullerey R K, Mangat V S, Padhi A. Flow control in serpentine inlet using vortex generator jets[R]. AIAA-2006-3499, 2006.
- [10] Harrison N A, Anderson J, Fleming J L. Experimental investigation of active flow control of a boundary layer ingesting serpentine inlet diffuser [R]. AIAA-2007-843, 2007.
- [11] Harouni A G. Flow control of a boundary layer ingesting serpentine diffuser via blowing and suction[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 39(12): 472-480.
- [12] 李斌斌, 陈克明, 顾蕴松. 斜出口合成射流激励器S进气道分离流动控制[J]. 实验流体力学, 2012, 26(2): 34-37.
LI Binbin, CHEN Keming, GU Yunsong. Separation flow control of beveled synthetic jet actuator in S-shaped inlet [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2012, 26(2): 34-37. (in Chinese)
- [13] 郭荣伟, 梁德旺, 陈贻忠. 进口导流叶片对S弯进气道出口旋流的抑制研究[J]. 空气动力学学报, 1996, 14(2): 141-147.
GUO Rongwei, LIANG Dewang, CHEN Yizhong. Investigation on swirl control in a diffusing S-shaped inlet with a horizontal guiding fence [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1996, 14(2): 141-147. (in Chinese)
- [14] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for spike initiated rotating stall[R]. ASME Paper GT2005-66048, 2005.
- [15] Breugelmans F A E. Influence of incidence angle on the secondary flow in compressor cascade with different dihedral distribution[R]. ISABE Paper 85-7078, 1985.
- [16] Shang E, Wang Z Q, Su J X. The experimental investigations on the compressor cascades with leaned and curved blades[R]. ASME Paper 93-GT-50, 1993.
- [17] Weingold H D, Neubert R J, Behlke R F. Bowed stator: an example of CFD applied to improve multistage compressor efficiency[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 161-168.
- [18] Fischer A. Performance of strongly bowed stators in a 4-stage high speed compressor[R]. ASME Paper GT2003-38392, 2003.

(编辑: 陈 越)