

各级导/静叶最佳偏离角度对船舶燃气轮机压气机特性影响分析

王巍,徐汉卿,孙伟文,贺天存,胡嘉伟,张宇
(大连理工大学 能源与动力学院,辽宁 大连 116024)

摘要:在船舶综合电力系统中,变负荷运行对原有提供动力的船舶燃气轮机运行性能提出更高要求,亟需优化轴流压气机导/静叶调节规律以适应电力系统快速变工况,扩大燃气轮机高效运行范围。本文以NASA74A型轴流压气机为研究对象,针对原有最佳导/静叶调节规律,研究不同转速下导/静叶偏离最佳角度的变化($0^{\circ} \sim \pm 15^{\circ}$)对压气机特性及稳定工作范围的影响规律。研究表明:在60%额定转速下,当进口导叶和前两级静叶最佳偏离角度 $\pm 5^{\circ}$ 时,压气机最高效率点变化不明显,最高效率总压比偏差在1%以内,但 $+5^{\circ}$ 偏转使压气机稳定工作范围扩大,喘振裕度有所提升,而 -5° 偏转使压气机稳定工作范围缩小,喘振裕度也下降约1.3%;在60%~100%额定转速范围内,导/静叶分别偏转 $\pm 5^{\circ}$ 时压气机特性曲线偏离最佳角度特性逐渐增大,尤其是在80%以上额定转速时,由于流道内存在激波,导致压气机最高效率降低;相比于进口导叶角度偏转,前两级静叶角度偏转对压气机特性影响更大;转速较高时应选择较小的导/静叶偏转角度。

关键词:轴流压气机;导/静叶角度偏离;压气机特性;喘振裕度

中图分类号:TK221 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2025.05.001

[引用本文格式]王巍,徐汉卿,孙伟文,等.各级导/静叶最佳偏离角度对船舶燃气轮机压气机特性影响分析[J].热能动力工程,2025,40(5):1-10. WANG Wei, XU Hanqing, SUN Weiwen, et al. Analysis of the influence of the optimal angles of the guide/stator vane deviation at each

stage of the compressor of a marine gas turbine on its characteristics[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(5): 1-10.

Analysis of the Influence of the Optimal Angles of the Guide/Stator Vane Deviation at Each Stage of the Compressor of a Marine Gas Turbine on Its Characteristics

WANG Wei, XU Hanqing, SUN Weiwen, HE Tiancun, HU Jiawei, ZHANG Yu

(School of Energy and Power Engineering, Dalian University of Technology, Dalian, China, Post Code: 116024)

Abstract: In the ship's integrated power system, variable load operation demands higher performance from marine gas turbines. Optimizing the regulation of axial compressor guide and stator vanes is crucial to adapt to rapid variable conditions of power system and expand the high-efficiency operating range of gas turbine. Taking the NASA74A axial compressor as research object, and aiming at the original optimal guide and stator vane adjustment rules, the influence laws of the optimal angle changes (0 to $\pm 15^{\circ}$) of guide and stator vane deviation on compressor characteristics and stable working range at different speeds were investigated. Results show that at 60% rated speed, when the optimal angles of inlet guide vanes

收稿日期:2024-10-11; 修订日期:2025-01-15

基金项目:国家科技重大专项(J2019-I-0012-0012)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (J2019-I-0012-0012)

作者简介:王巍(1967-),女,大连理工大学副教授。

and the first two stage stator vanes deviation are $\pm 5^\circ$, the change in the peak efficiency point of compressor is not significant, and total pressure ratio deviation is within 1%. However, when the deviation angle is $+5^\circ$, the stable operating range of compressor is expanded, and surge margin is improved; when the deviation angle is -5° , the stable operating range of compressor is reduced, and the surge margin is reduced by about 1.3%. In the rated speed range of 60% to 100%, when the deviation angles of guide and stator vane are $\pm 5^\circ$ respectively, the optimal deflection angle in compressor characteristic curve is gradually increased, especially above 80% speed, the peak efficiency of compressor is reduced due to shock waves existing in flow channel. Compared with inlet guide vane deviation, the first two stage stator vane angle changes have larger on the compressor characteristic; and smaller deflection angles are advised at higher speeds.

Key words: axial compressor, deviation of guide and stator vanes, compressor characteristics, surge margin

引 言

船舶综合电力系统负荷的复杂多变对燃气轮机仿真提出了快速性和高精度的要求,压气机作为关键部件,其变工况特性受到静叶可调、中间级引气以及叶顶间隙变化等诸多因素的影响,导致通过一维特性计算难以获得仿真平台要求的精确预测模型。因此,通过三维数值仿真方法对上述因素影响下压气机内部流动特性开展研究,得出压气机特性变化规律并开展模型验证,为一维计算提供参考显得尤为重要。

为了实现压气机在非设计工况下的稳定运行,变几何技术作为一种常用的措施已被广泛应用。变几何技术是通过改变静叶的安装角度来控制流道喉口面积进而控制流量,改善压气机各排叶片之间的气动匹配,从而避免压气机发生中低转速失速和喘振。该技术可有效提升压气机在非设计工况下的性能并扩大了工作范围,可以通过调整叶片角度改善压气机的流量匹配,同时对压气机几何结构进行调整,避免了压缩气体被引出压气机带来的能量损失,因此在多级压气机中应用广泛。根据被调节的级数分类,常见的调节方案有:只调节压气机进口导叶、调节前几级静叶(一般为3~5级)以及调节前几级和后2~3级静叶。

国内外研究人员针对压气机变几何技术开展了大量工作。Bringhenti 等人^[1]在压气机中使用变几何技术,以降低喘振裕度为代价提高效率;Gallar

等人^[2-3]将遗传优化算法与计算压气机特性的一维平均线法程序结合,结果验证了遗传算法在提供压气机变几何最适合角度方面的有效性;Kim 等人^[4]提出了一种针对导/静叶的调整算法,通过调整叶片角度使动叶冲角损失最小化并满足非设计转速下的喘振裕度以改善压气机的稳定性;Wirkowski^[5]建立了用于模拟带有可调导叶压气机内部气体动力学过程的数学模型,并利用低压压气机的实验数据对其进行了验证;吴虎等人^[6-7]对多级轴流压气机实施了变几何扩稳多目标优化分析,扩大了多级轴流压气机在非设计转速下的稳定工作范围;宫伟等人^[8]探索了导/静叶联调对压气机失稳裕度及效率的影响,分析得出导/静叶联调方向不一致会导致效率降低和失速边界的恶化;翟志龙等人^[9]研究了静叶角度联调对压气机级间特性的影响,得出多级轴流压气机角度联调主要对前面级特性产生影响的结论;孙鹏等人^[10]对可调静叶方案进行优化,提高了压气机喘振裕度,降低了耗油率,并使静叶在不同优化角度和工况下的压比和效率均有所提高;张君鑫^[11]应用多目标遗传算法对不同工况下压气机多级可调静叶调节方案进行了整机匹配优化分析,进而更准确地计算燃气轮机非设计点性能;崔凝等人^[12]和夏凯^[13]均采用基于中径上的一维流动逐级叠加法,前者建立了变几何多级轴流压气机全工况性能预估模型,后者对四列静叶不同转角组合下的压气机特性线与三维计算结果进行了比较,筛选出了喘振裕度和等熵效率均较优的转角组合;张晓诗等人^[14]调节十级压气机

可调静叶角度,使压气机转速性能得到改善,其效率和喘振裕度均有所提升;吕文灿^[15]对可调静叶压气机的单特性及压气机总特性进行了理论与计算,并提出了计算可调静叶压气机总特性的级叠加方法。

随着船舶综合电力系统负荷的快速变化,原有轴流压气机的导/静叶联调规律需要根据船舶燃气轮机的总体性能需求进行适当调整,使燃气轮机能够高效稳定运行。为此,本文详细分析了导/静叶角度偏离最佳设计值时的压气机效率特性、压比特性和运行工作范围等的变化规律,为燃气轮机整机的性能优化研究奠定了基础。

1 数值仿真方法及模型验证

1.1 物理建模

本文选取 NASA 74A^[16]轴流压气机前三级进口级组作为研究对象,该轴流压气机具有可变动叶(IGV)、一级可调静叶(S1)、二级可调静叶(S2)和三级可调静叶(S3)。NASA 74A 压气机整机和前三级的主要设计参数如表 1 所示,该压气机前三级组实物如图 1 所示。

表 1 NASA 74A 压气机设计参数

Tab.1 Design parameters for NASA 74A compressor

参 数	整机	前三级
设计流量/kg·s ⁻¹	29.71	29.71
设计转速/r·min ⁻¹	16 042	16 042
总压比	9.271	4.474
总温比	2.095	1.663
绝热效率	0.797	0.799
叶尖速度/m·s ⁻¹	430.29	430.29

采用 UG 软件进行叶片建模并根据文献[16]给出的几何参数:弦长、安装角、轴向位置(由叶片前缘点、最大厚度点、中线曲率变化点确定)、叶型所在截面与轴向夹角及叶片厚度绘制各截面叶片型线。将各截面叶型中弧线上最大厚度位置的连线作为径向积叠线完成叶片的建模,建模结果如图 2 所示。

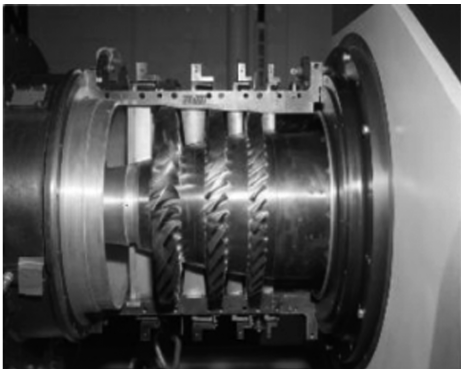


图 1 NASA 74A 前三级组实物图

Fig.1 Physical photograph of the first three order units of NASA 74A



图 2 NASA 74A 压气机叶片建模结果

Fig.2 NASA 74A compressor blade modeling result

1.2 网格划分及无关性验证

采用 NUMECA 公司开发的 AutoGrid5 前处理模块进行网格划分,网格绘制结果如图 3 所示。

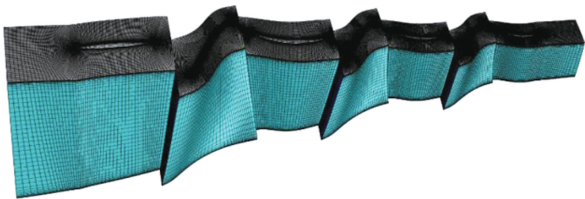


图 3 网格绘制结果

Fig.3 Mesh mapping result

通过调整周向、轴向和展向网格数,得到数目分别为 300 万、450 万和 654 万的 3 套网格来开展网格无关性验证,对比结果如图 4 所示。由图 4 可知,当网格数在 300 万以上时,压气机特性计算结果随着网格数量变化较小。综合考虑计算资源以及对流场细节的捕捉,最终选择 450 万网格数进行后续计算。

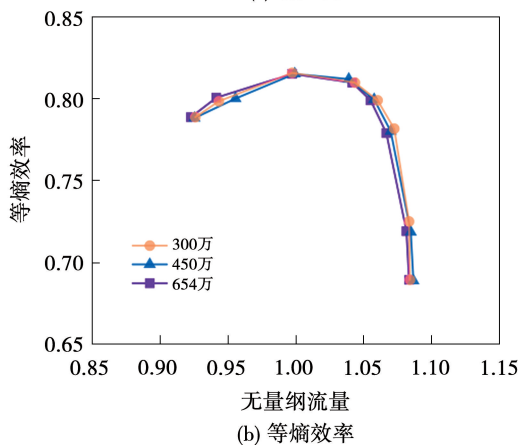
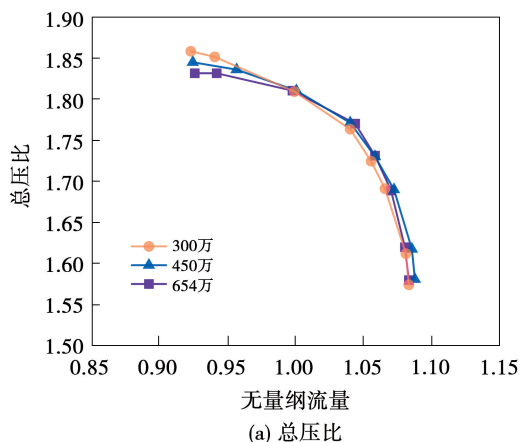


图4 网格无关性验证结果

Fig. 4 Mesh independence verification result

1.3 边界条件设置及数值方法验证

采用 NUMECA 公司的 FineTurbo 求解器进行数值计算,采用理想气体计算空气工质物性,基于雷诺平均法并采用 Spalart-Allmaras 湍流模型可降低计算成本,能较好地处理复杂流动。空间离散差格式采用中心差分格式,进口气流方向设置为轴向进气,进口总压为 101 325 Pa,进口总温为 288.15 K,出口给定平均静压,通过改变出口静压值改变进气流量。在 60% n_0 、70% n_0 、80% n_0 、90% n_0 和 100% n_0 (n_0 表示额定转速) 5 个转速时,数值仿真获得压气机总压比-流量和等熵效率-流量特性,并与文献[16]中的试验值对比,结果如图 5 所示。由图 5 可知,在 60% n_0 和 70% n_0 转速下等熵效率模拟值与试验值的最大相对误差在 5% 以内,在 80% n_0 、90% n_0 和 100% n_0 转速下等熵效率最大误差在 2.5% 以内,而在各转速下总压比相对误差均在 1.5% 以内。上述计算结果表明,本文所采用的数值模型和数值方法具有良好的计算精度。

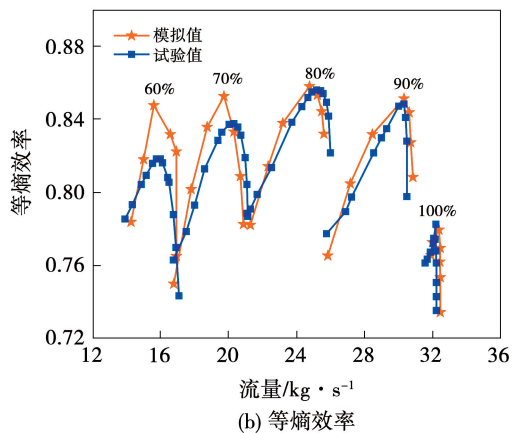
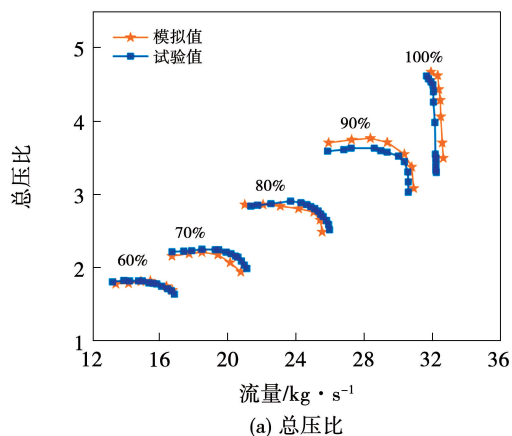


图5 CFD 计算结果和试验结果对比

Fig. 5 Comparison between CFD calculation result and experimental result

2 结果与分析

现阶段大多数变几何研究重点集中于不同工况下各级导/静叶的最优联调规律,而本文则是在导/静叶最优联调规律的基础上,开展各级导/静叶角度敏感性分析,即当各级导/静叶角度偏离最佳设计值时,研究其对压气机特性和运行工作范围的影响,为后续开展船舶燃气轮机运行特性优化提供研究基础。

NASA 74A 压气机进口可调导叶和三级可调静叶的角度调整规则如图 6 所示。正角度与动叶旋转方向一致,负角度与正旋转方向相反。各叶片均以其叶型最大厚度处为轴进行角度变化,与叶片建模时的径向积叠线保持一致。

文献[16]对应不同转速给出了叶片最佳角度组合,即根据转速的变化实现导/静叶联调,例如在 60% n_0 转速下 IGV/S1/S2/S3 最佳角度匹配分别为 +12°/+8°/-6°/-4°。NASA 74A 压气机不同

转速下导/静叶角度最佳组合如表 2 所示。

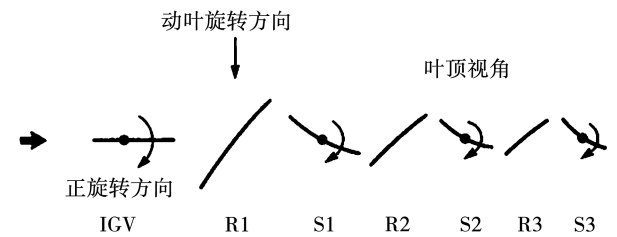


图 6 NASA 74A 压气机变几何角度调节示意图
Fig. 6 Angle adjustment diagram of NASA 74A compressor variable geometry

表 2 NASA 74A 压气机不同转速下
最佳角度匹配

Tab.2 Optimal angle match of NASA 74A compressor at different speeds

转速/% n°	IGV/($^{\circ}$)	S1/($^{\circ}$)	S2/($^{\circ}$)	S3/($^{\circ}$)
100	+15	+10	+10	+10
90	+10	+6	+5	+10
80	+15	+6	-2	-3
70	+15	+9	-4	-3
60	+12	+8	-6	-4

以 60% n_0 转速为例,最佳角度对应的导/静叶角度变化量为 0°,将叶片以最佳角度为基准分别变化 $\pm 15^{\circ}$ 、 $\pm 10^{\circ}$ 、 $\pm 5^{\circ}$,在分析某一叶片排角度变化对压气机特性影响时,其他各级导/静叶角度保持为最佳角度不变。

2.1 在 60% n_0 转速下导叶角度偏转对压气机特性的影响

图 7 为 60% n_0 转速下导叶角度偏转对压气机总压比特性和效率特性的影响规律。图中 0° 曲线为文献[16]中 60% n_0 转速最佳导/静叶角度对应的压气机特性规律。由图 7 可知,相比角度改变量为 0° 的最佳角度,随着导叶角度向负方向旋转 5°、10° 和 15°,压比特性曲线向右上方移动,压比特性提高,但最高效率呈下降趋势,堵塞流量和失速流量同时增加,但稳定运行范围减小。随着导叶角度向正方向旋转 5°、10° 和 15°,压比特性曲线向左下方移动,最高效率变化不大,堵塞流量和失速流量减小,稳定运行范围减小。

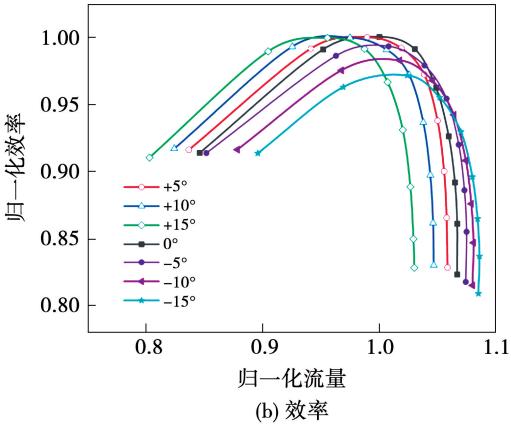
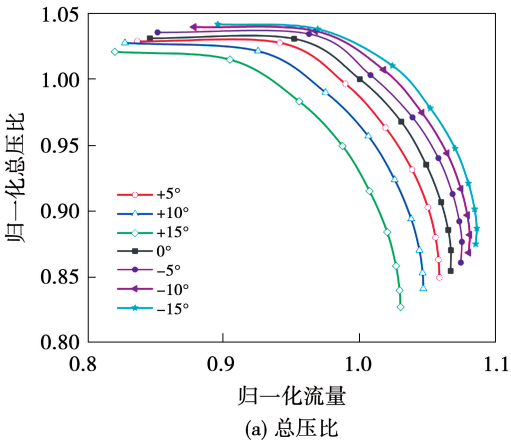
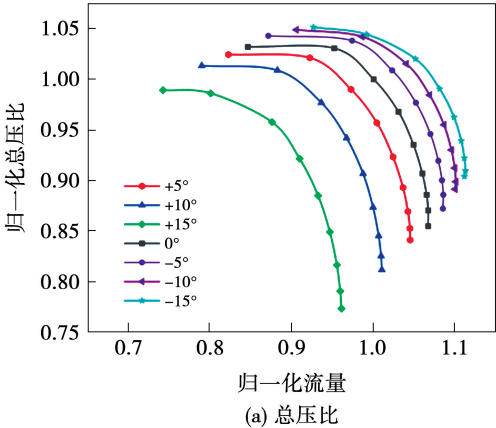


图 7 60% n_0 转速下导叶角度偏转对
压气机特性的影响

Fig. 7 Effect of IGV angle deviation on compressor characteristics at 60% n_0 speed

2.2 在 60% n_0 转速下静叶角度偏转对压气机特性的影响

图 8 和 9 分别为 60% n_0 转速下 S1 和 S2 静叶角度偏转对压气机总压比特性和效率特性的影响规律。由图 8 和图 9 可知,S1 和 S2 静叶角度偏转时,压气机整机特性变化趋势与导叶转动时类似,随着旋转角度绝对值的增加,压比与效率特性变化增大。



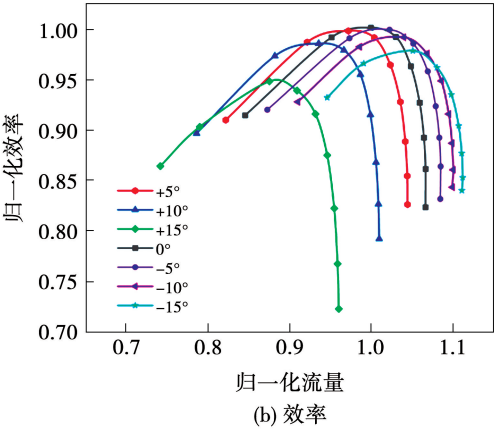


图 8 60% n_0 转速下 S1 静叶角度偏转对压气机特性的影响

Fig.8 Effect of S1 stator vane angle deviation on compressor characteristics at 60% n_0 speed

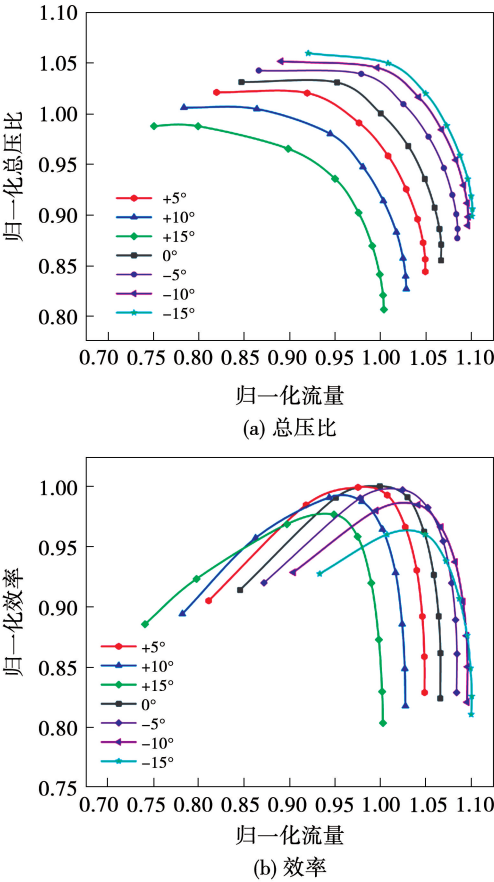


图 9 60% n_0 转速下 S2 静叶角度偏转对压气机特性的影响

Fig.9 Effect of S2 stator vane angle deviation on compressor characteristics at 60% n_0 speed

由于 S3 是本次研究的 NASA 74A 压气机的末级静叶,其旋转角度只改变压气机的排气方向、阻力以及由此造成的性能改变。图 10 为 60% n_0 转速下 S3 静叶偏转角度对压气机特性的影响。由图 10 可以看出,S3 角度向负方向旋转时,静叶开度增大,垂直于流速的出口截面积增加,流体在流道内流动距离减小,阻力变化不明显,压气机压比与效率变化较小。而当 S3 向正方向旋转时,造成出口气流角度减小,阻碍了压气机出口气流流动,S3 内的流动损失急剧增大,造成压比与效率明显下降,并且随着静叶正方向旋转角度增大,压比与效率下降幅度更明显。

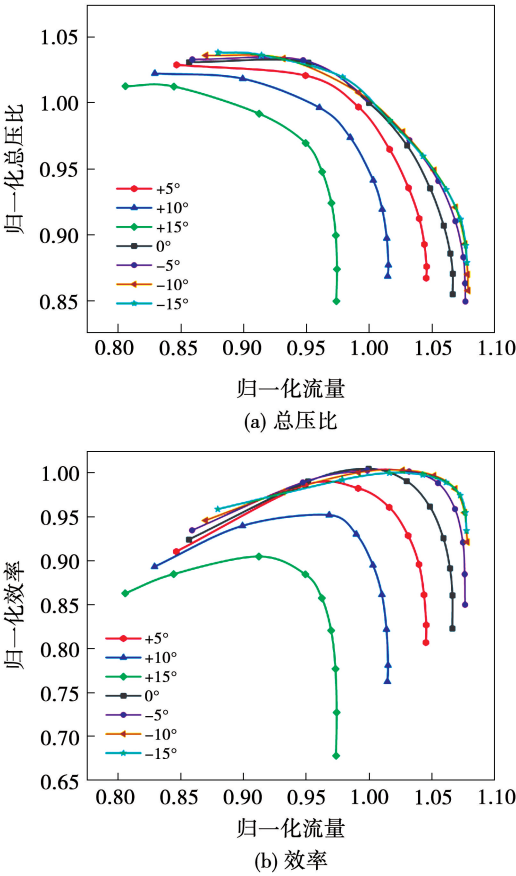


图 10 60% n_0 转速下 S3 静叶角度偏转对压气机特性的影响

Fig.10 Effect of S3 stator vane angle deviation on compressor characteristics at 60% n_0 speed

2.3 60% n_0 转速下导/静叶角度偏转对压气机喘振裕度的影响

喘振裕度定义如下:

$$S_m = \left(\frac{Q_{peak}}{Q_{stall}} \times \frac{\pi_{stall}}{\pi_{peak}} - 1 \right) \times 100\%$$

(1)

式中: S_m —压气机的喘振裕度; Q —流量; π —总压比;下标 peak—最高效率点;下标 stall—近失速点。

本节仍然针对 60% n_0 转速开展喘振裕度的分析。表 3 为导叶角度偏转时压气机喘振裕度的计算结果。

表 3 60% n_0 转速下导叶偏转对压气机喘振裕度的影响

Tab. 3 Effect of IGV angle deviation on compressor surge margin at 60% relative speed

导叶偏转角度/(°)	压气机喘振裕度/%
-15	17.82
-10	19.54
-5	21.70
0	21.83
5	22.04
10	22.72
15	23.52

从表 3 可以看出,随着导叶角度向正方向旋转,压气机喘振裕度逐渐增加;而当导叶角度向负方向旋转时,随着旋转角度绝对值的增加压气机的喘振裕度逐渐下降。在最佳导叶角度向负方向旋转 5°时,喘振裕度相对降低率为 0.59%,对压气机边界特性的影响较小。在所研究的旋转角度最大(−15°)时,其对应的压气机喘振裕度相较最佳角度时下降了 18.4%。

图 11 为 60% n_0 转速下导叶角度时进口相对气流角沿径向分布的影响。图 1260% n_0 转速下导叶角度对各流道相对马赫数的影响。由图 11 和图 12 可知,导叶角度变化对 R1 影响最大,对 R2 和 R3 的影响逐渐减小。当导叶角度向负方向旋转时,R1 入口正冲角增加,流道中 R1 叶尖处高马赫区域增大,增大了叶片吸力面的流动分离,造成喘振裕度的下降。当最佳导叶角度向正方向旋转时,R1 冲角减小,减小了叶片吸力面的流动分离区域,起到了扩稳

的效果,其喘振裕度增加。

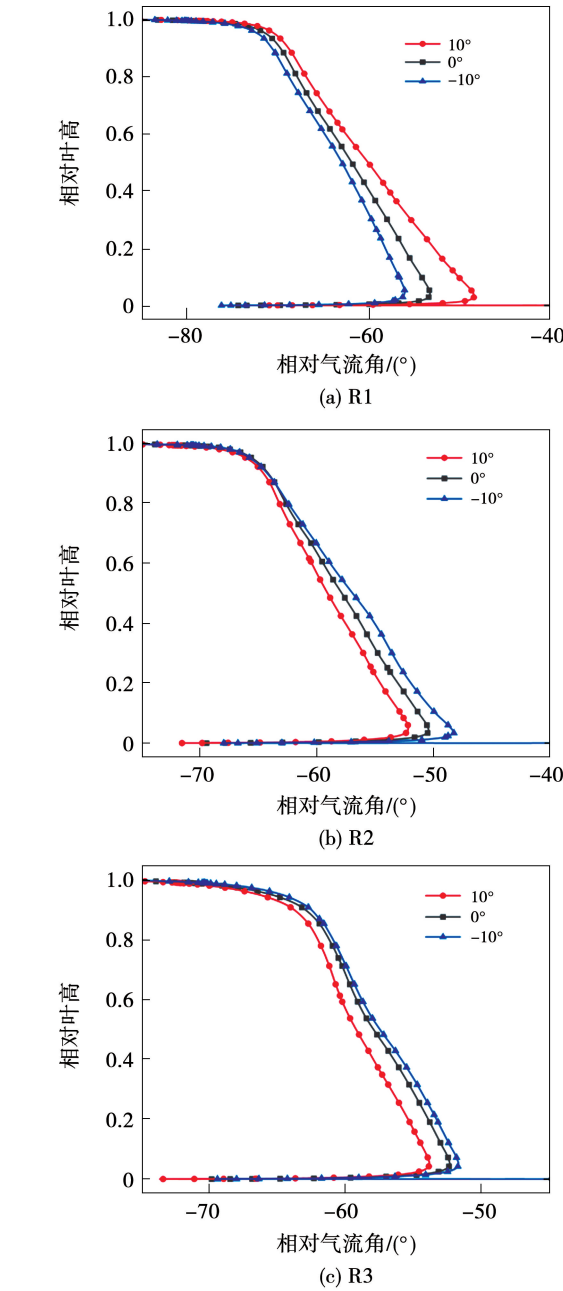


图 11 60% n_0 相对转速下导叶角度对动叶进口相对气流角径向分布的影响

Fig. 11 Effects of IGV angle deviation on radial distribution of inlet relative airflow angle of rotor vane at 60% relative speed

表 4 给出了在 60% n_0 相对转速下,静叶角度变化对压气机喘振裕度的影响。可以看出,随着 S1 和 S2 叶角度向正方向旋转,后面的动叶入口负冲角

增加,压气机喘振裕度逐渐增加;而当静叶向负方向旋转时,后面的动叶入口正冲角增加,且随着旋转角度绝对值的增加压气机喘振裕度逐渐下降。当 S1 和 S2 负方向偏转角度最大时 (-15°),其对应的压气机喘振裕度分别下降了 22.4% 和 15.1%。然而,针对最佳导叶角度,S1 和 S2 向负方向旋转 5° 时,喘振裕度相对下降率分别为 1.32% 和 1%。S3 无论向正方向还是负方向旋转,其喘振裕度均逐渐减小,在正方向旋转角度最大时 ($+15^{\circ}$),喘振裕度下降了 19.5%,这主要是由于 S3 内的流动损失增加造成压气机特性下降所导致。

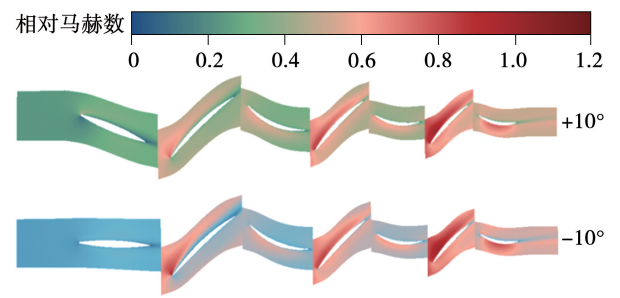


图 12 60% n_0 转速下导叶角度对各流道内相对马赫数的影响

Fig.12 Effect of IGV angle deviation on relative Mach number in each flow channel at 60% relative speed

表 4 60% n_0 转速下静叶角度偏转对压气机喘振裕度的影响

Tab.4 Effect of IGV angle deviation on compressor surge margin at 60% relative speed

静叶偏转 角度/($^{\circ}$)	压气机喘振裕度/%		
	S1	S2	S3
-15	16.93	18.54	20.03
-10	18.65	20.87	20.82
-5	21.54	21.61	21.61
0	21.83	21.83	21.83
+5	22.35	22.64	22.33
+10	23.18	23.82	21.80
+15	23.77	25.50	17.57

综上所述,当导/静叶偏转 $\pm 5^{\circ}$ 时,压气机喘振裕度的变化率均在 1.3% 以内,为此,在保证燃气轮机稳定运行的基础上,后续将重点关注导/静叶在偏转 $\pm 5^{\circ}$ 时压气机特性的变化规律,为燃气轮机整机的运行优化奠定基础。

2.4 不同转速下 IGV 和 S1 偏转对压气机特性的影响

在导/静叶角度 $\pm 5^{\circ}$ 偏转时,60% n_0 转速对应的压气机堵塞流量、失速流量以及两者确定的稳定运行范围、最高效率以及最高效率点对应的总压比如表 5 所示。

表 5 60% n_0 转速下导/静叶角度偏转对压气机特性影响

Tab.5 Effect of guide and stator vane angle deviations on compressor characteristics at 60% n_0 relative speed

参 数	最佳角度/ ($^{\circ}$)	偏转角度 0°							
		5				-5			
		IGV	S1	S2	S3	IGV	S1	S2	S3
堵塞流量/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	17.804	17.667	17.438	17.516	17.454	17.929	18.106	18.103	17.974
失速流量/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	14.126	13.972	13.729	13.338	14.724	14.187	15.079	15.402	15.936
稳定工作范围/ $\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$	3.678	3.695	3.709	4.178	2.730	3.742	3.027	2.701	2.038
最高效率/%	86.689	86.632	86.378	86.565	85.463	85.682	86.269	86.386	86.424
最高效率点总压比	1.785	1.778	1.767	1.768	1.726	1.791	1.802	1.801	1.800
喘振裕度变化率/%	0	0.962	2.371	3.710	2.314	-0.590	-1.324	-0.990	-0.994

本文研究对象仅为 NASA 74A 前三级,由表 5 可以看出,S3 角度偏离设计角度造成了压气机稳定工作范围大幅度降低,故后续不再讨论末级静叶

偏转。

在 60% n_0 、70% n_0 、80% n_0 、90% n_0 、100% n_0 转速下,IGV/S1 在最佳角度下分别偏转 $\pm 5^{\circ}$ 时压气

机总压比特性和效率特性的影响规律如图 13 和 14 所示。由图 13 和图 14 可,知相比于最佳角度,导/静叶分别偏转 $\pm 5^\circ$ 时压气机最高效率均下降, $+5^\circ$ 偏转时,压比特性曲线向左下方移动,压气机最小流量线(图中各转速最小流量点连接的虚线)向左偏移;导/静叶分别偏转 -5° 时,压比特性曲线向右上方移动,最小流量线向右偏移,且堵塞流量增大。随着转速增大, $\pm 5^\circ$ 偏转角引起压气机特性曲线偏离逐渐加剧,尤其对于 $80\% n_0$ 以上转速,流道内激波的出现将使压气机最高效率降低。

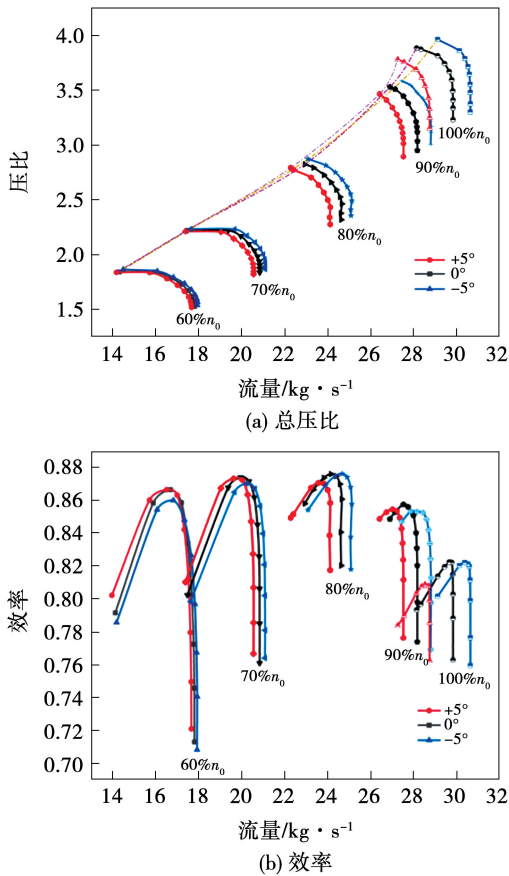


图 13 不同转速下 IGV 调节对压气机特性的影响
Fig. 13 Effect of IGV adjustment on compressor characteristics at different speeds

从上述分析发现,相对于导叶角度偏转,静叶角度偏转对压气机特性的影响更大,从图 7 至图 9 也可得出此结论。

不同转速下 IGV/S1 偏转角度对压气机喘振裕度的影响如表 6 所示。由表 6 可知,随着 IGV/S1 角度向正方向旋转,动叶冲角减小,使得压气机喘振裕度增加;反之,压气机喘振裕度逐渐下降。在 $100\% n_0$

转速下,IGV 或 S1 角度偏转 -5° 时,压气机喘振裕度相对变化率分别减小了 16% 和 17%。因此,随着转速的增加,应适当减小 IGV/S1 负方向角度的偏转,以保证压气机在稳定范围运行。而通过 IGV/S1 正方向角度的偏转不仅可以提高压气机喘振裕度,还可以通过改变压气机运行性能,调节燃气轮机整机性能以满足扩大燃气轮机高效运行的需求。

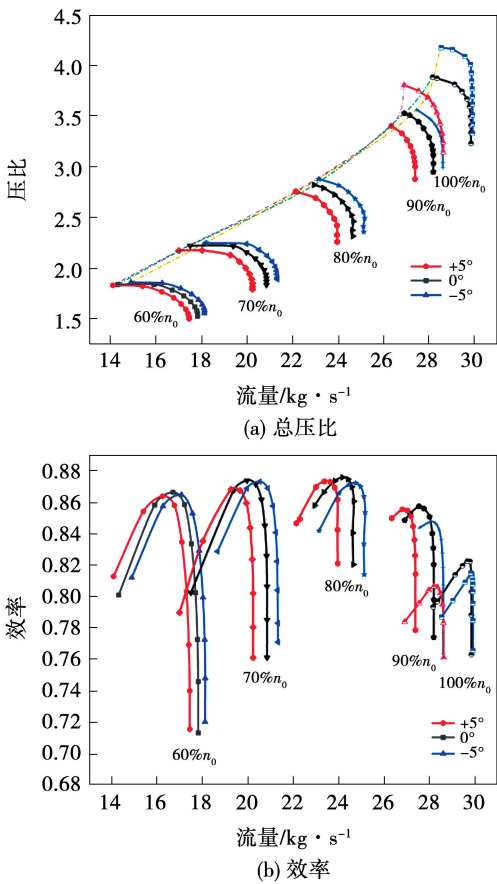


图 14 不同转速下 S1 调节对压气机特性的影响
Fig. 14 Effect of S1 stator vane adjustment on compressor characteristics at different speeds

表 6 不同转速下 IGV/S1 偏转对压气机喘振裕度的影响(%)
Tab. 6 Effect of IGV/S1 deviation on compressor surge margin at different speeds(%)

转速/% n_0	最佳角度 0°	IGV 偏转角度/ $(^\circ)$		S1 偏转角度/ $(^\circ)$	
		-5	5	-5	5
60	21.83	21.70	22.04	21.54	22.35
70	17.57	17.46	17.72	17.07	17.83
80	14.12	13.94	14.45	14.74	14.37
90	5.99	5.12	6.07	5.71	6.97
100	11.54	9.69	12.39	9.59	11.56

由于文献[16]中没有提供更小转速下的导/静叶变几何最佳调节规律,因此本文没有开展更小转速下各级导/静叶角度偏转对压气机特性和稳定工作范围的细化分析。

3 结 论

为满足燃气轮机运行特性优化的需要,本文以 NASA 74A 型轴流压气机前三级进口级组为对象,研究不同转速下导/静叶偏离最佳角度变化($0^\circ \sim \pm 15^\circ$)对压气机特性和稳定工作范围的影响规律,得到了以下结论:

(1) 在 $60\% n_0$ 转速下,相对于各级最佳运行角度,当进口导叶和前两级静叶偏转 $\pm 5^\circ$ 时,压气机最高效率点变化不明显,最高效率总压比偏差在 1% 以内。但 $+5^\circ$ 偏转使得压气机稳定工作范围扩大,喘振裕度有所提升;在 -5° 偏转时,压气机稳定工作范围缩小,喘振裕度也下降约 1.3%。

(2) 在 $60\% n_0$ 转速下,相对于各级最佳运行角度,当进口导叶和前两级静叶偏转 $\pm 10^\circ$ 和 $\pm 15^\circ$ 时,压气机最高效率点明显下降,压比特性和喘振裕度与最佳角度对比变化较大,当叶片向负方向偏转时,所研究的最大偏转角度(-15°)的喘振裕度变化率均超过 7%。

(3) 在 $60\% \sim 100\% n_0$ 转速范围内,相比于最佳角度,导/静叶分别偏转 $\pm 5^\circ$ 时压气机特性曲线偏离逐渐增大,尤其对于 80% 以上额定转速,流道内激波的出现将使压气机最高效率降低,相比于进口导叶角度偏转,前两级静叶角度偏转对压气机特性影响更大,因此转速较高时应选择较小的导/静叶偏转角度。

参考文献:

[1] BRINGHENTI C, BARBOSA J R. Methodology for gas turbine performance improvement using variable geometry compressors and turbines[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2004, 218 (7): 541–549.

[2] GALLAR L, ARIAS M, PACHIDIS V, et al. Compressor variable geometry schedule optimisation using genetic algorithms [C]// Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2009, 48852: 425–434.

[3] GALLAR L, ARIAS M, PACHIDIS V, et al. Stochastic axial compressor variable geometry schedule optimisation[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15 (5): 366–374.

[4] KIM S, KIM D, SON C, et al. A full engine cycle analysis of a turbofan engine for optimum scheduling of variable guide vanes[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 47: 21–30.

[5] WIRKOWSKI P. Modelling the characteristics of axial compressor with variable stator vanes[J]. Journal of Kones, 2010, 17 (2): 497–504.

[6] 吴 虎. 多级轴流压气机变几何扩稳多目标优化分析[J]. 工程热物理学报, 2014, 35 (12): 2363–2366.

WU Hu. Numerical optimization of a stator vane setting for enlarging aerodynamic stability margin in multistage axial-flow compressors using multi-objective genetic algorithms[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35 (12): 2363–2366.

[7] 吴 虎, 孙 娜. 多级轴流压气机多叶排调节扩稳优化分析[J]. 力学与实践, 2010, 32 (2): 26–31.

WU Hu, SUN Na. Numerical optimization of a stator vane setting for enlarging aerodynamic stability margin in multistage axial-flow compressors [J]. Mechanics in Engineering, 2010, 32 (2): 26–31.

[8] 宫 伟, 张宏武, 聂超群. 三级轴流压气机变工况条件下导叶/静叶和转速联动的调节规律[J]. 航空动力学报, 2009, 24 (5): 1122–1128.

GONG Wei, ZHANG Hongwu, NIE Chaoqun. Investigation on the aerodynamic adjustment between inlet guide-vane, stator, and operating speed of three-stage axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (5): 1122–1128.

[9] 翟志龙, 曹传军. 静叶角度联调对多级轴流压气机性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2023, 23 (29): 12737–12743.

ZHAI Zhilong, CAO Chuanjun. Investigation of variable stator vane angles on performance of multistage axial compressor[J]. Science Technology and Engineering, 2023, 23 (29): 12737–12743.

[10] 孙 鹏, 张君鑫, 张善科, 等. 船用燃气轮机压气机多级可调静叶优化匹配方法研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36 (5): 40–48.

SUN Peng, ZHANG Junxin, ZHANG Shanke, et al. Research on optimization and matching method of multi-stage variable stator vanes for marine gas turbine compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36 (5): 40–48.

[11] 张君鑫. 船用燃气轮机压气机多级可调静叶匹配优化技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2021.

ZHANG Junxin. Research on optimization of multi-stage variable stator vanes matching technology for marine gas turbine compressor[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2022.