

进口可调导叶在轴流压气机中的调节机制研究

姚尧¹, 邢小龙², 刘波³, 茅晓晨³

(1.中国民用航空飞行学院, 四川 广汉 618300; 2.摩天宇航空发动机维修有限公司, 广东 珠海 519030;
3.西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要:为进一步揭示轴流压气机进口可调导叶的调节机制,以某 1.5 级高负荷压气机为研究对象,基于数值模拟方法,详细探究了在不同换算转速下进口可调导叶的多种调节角度对压气机性能的综合影响规律。结果表明,进口可调导叶的正预旋调节能够显著拓宽压气机的稳定工作范围,提高压气机的压比和效率。对比分析不同预旋角度下压气机的压比、效率及稳定裕度,制定了一套以最高效率为目标的调节策略,能够在 85%、75%及 65%换算转速下将压气机的稳定裕度分别提升 5.31%、6.33%及 3.84%,提升效果显著。研究结果为优化进口可调导叶在轴流压气机中的调节策略提供了理论依据。

关 键 词:轴流压气机;进口可调导叶;稳定裕度;调节策略

中图分类号:V231.1

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2026)02-0317-10

进口可调导叶通过正负预旋的角度调节能够使压气机后排转子的进口速度三角形接近设计速度三角形,使发动机在起动、慢车和巡航等状态下能够稳定高效地运行,从而解决低转速下发动机的起动和加速问题,是一种常见的压气机防喘手段。此外,进口可调导叶还能够提升压气机的抗畸变能力和进气旋流能力,这对于增加压气机喘振裕度和扩大稳定工作范围起到了重要作用^[1]。从 20 世纪 60 年代开始,国外多款军用发动机相继采用了进口可调导叶,如 F110、F100、F404 和 AL-31F 发动机等^[2],我国的涡扇 5、涡扇 6 和涡扇 9 发动机也均在风扇前使用了可调导叶技术^[3]。在民用发动机领域,CFM56-3、CFM56-5、CFM56-7 系列均在 VSV (variable stator vane) 系统中使用了可调导叶,同时 V2500、PW1100、LEAP 等机型也都有进口可调导叶的应用。

针对进口可调导叶在压气机中的应用,研究者们进行了大量的探索工作。Crouse 等^[4]发现进口可

调导叶能够调节流量、控制进气角度并影响马赫数,同时还证实了其在扩大压气机稳定工作范围、修复喘振边界退化上的可行性。Bohne 等^[5]发现在非设计工况下,导叶出口流场品质显著影响下游叶片边界层结构,这对于多级轴流压气机设计具有重要指导意义。Darbe 等^[6]认为跨声压气机中导叶尾缘形状和轴向间距会影响下游转子外伸激波的特性。Händel 等^[7-8]通过实验和数值模拟发现,减小可调导叶角度会导致吸力面流动分离,显著增加流动损失,并揭示了可调导叶出口流场随叶高变化的规律。

此外,冀春俊等^[9-10]通过优化离心压气机导叶参数,发现弯叶型进口导叶在保持效率和功耗的同时能够显著扩大流量调节范围,有助于降低运行成本。Singh 等^[11]通过数值模拟研究发现,优化可调导叶安装角可显著降低总压损失、改善气动性能,从而减少燃油消耗并提升轴流压气机效率。宋君楠等^[12]研究发现,气悬浮双级压缩制冷系统中调节进口导叶开度可改变压缩机流量特性;正开度使喘振点向小流量偏移,负开度则向大流量偏移,从而优化系统性能。

与此同时,基于传统进口可调导叶所改型的可变弯度导叶也逐渐备受关注,众多研究^[13-17]表明,后段可调导叶和前后段均可调导叶能够进一步改善

收稿日期:2025-07-14

基金项目:中国民用航空飞行学院分院科研能力提升专项
(24CAFUCGHFY03003)资助

作者简介:姚尧(1989—),工程师

通信作者:邢小龙(2000—),工程师 e-mail:toughmirror@gmail.com

压气机内部流场品质,进而显著提高压气机气动性能。

综上所述,进口可调导叶在拓宽压气机低转速时的稳定工作范围、提高压气机压比和效率上的有效性已被广泛证实。但现有研究并未针对压气机不同转速下导叶的调节规律和机理给出详细说明,相应的调节策略也尚不明晰。因此,本文选取某带支板的 1.5 级高负荷压气机为研究对象,基于数值模拟方法,详细分析了在不同转速下、多种进口可调导叶调节角度下压气机的气动性能,深入揭示了进口可调导叶对压气机性能的影响规律和影响机理,并总结出了优异的调节策略。

1 方法

本文研究主要基于定常数值模拟方法,选取某带支板的 1.5 级高负荷压气机作为研究对象^[18],支板起整流加速作用,压气机由进口可调导叶、转子 R1 和静子 S1 3 排叶片组成。压气机子午流面示意图如图 1 所示。其标准大气压下的设计指标如表 1 所示。IGV、S1、R1 的轮毂和叶顶均有不同程度的间隙,间隙示意图如图 2 所示,间隙宽度及占比数值见表 2。

本文数值模拟在 NUMECA FINE/Turbo 软件中进行,湍流模型选取 Spalart-Allamaras(S-A)模型,时间离散方案采用四阶显式龙格-库塔方法,CFL 数设置为 3。在边界条件设置中,进口边界采取轴向进气方式,总温为 288.15 K,总压为 101 325 Pa;出口边界采用固定背压方式,通过调节背压值来控制进口马赫数。固壁边界条件设置为无滑移且绝热,栅距方向的网格边界采用周期性条件进行定义,以节省计算资源。对应的计算网格示意图如图 3 所示,整体网格正交性不小于 30, $Y^+ \leq 2.5$,拥有较好的网格质量。

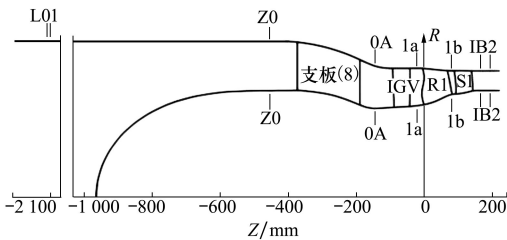


图 1 压气机子午流面示意图

表 1 压气机设计指标

参数	数值
转速/($r \cdot \min^{-1}$)	9 881
流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	35.3
压比	2.07
效率	0.85
稳定裕度/%	≥ 8

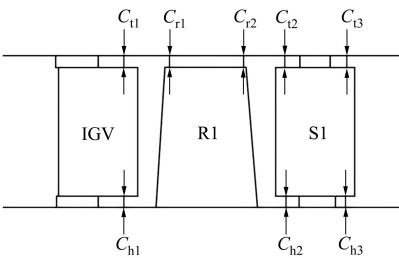


图 2 轮毂、叶顶间隙示意图

表 2 轮毂、叶顶间隙及占比参数

名称	间隙值/ mm	间隙 占比/%	名称	间隙值/ mm	间隙 占比/%
C_{t1}	0.37	48	C_{h2}	0.55	23
C_{h1}	0.23	56	C_{h3}	0.43	52
C_{t2}	0.55	25	C_{r1}	1.15	100
C_{t3}	0.51	40	C_{r2}	1.03	100

本文通过背压逼近法确定失速边界点,在近失速点时,按照 25 Pa 的增量逐渐加大背压,并以上一背压的计算结果作为下一背压计算的初场,直至计算不收敛,从而确定出失速点。

为排除网格数量对仿真结果的影响,分别采用 190 万、280 万及 370 万 3 套网格对压气机在 1.0 换算转速下的特性进行了计算。图 4 给出了相应的压气机压比特性曲线和效率特性曲线,可以看出,基于 190 万网格的压比和效率计算结果均偏低,而基于 280 万网格和 370 万网格的压比和效率计算结果则基本一致,这表明网格数量的进一步增加对压气机特性的影响较小。为了确保计算效率与计算结果准确性的平衡,本文后续的数值模拟网格数量设置为 280 万。

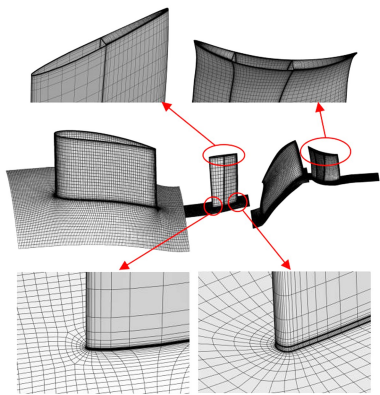


图 3 计算网格及叶顶间隙网格示意图

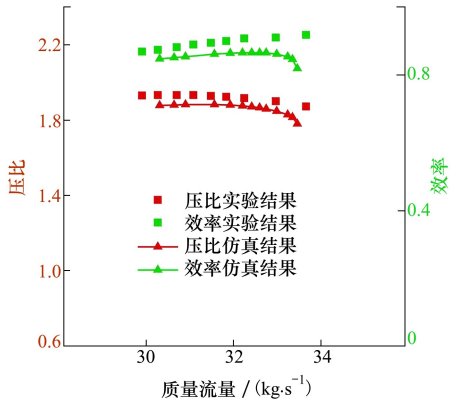


图 5 0.95 换算转速下实验和仿真对比图

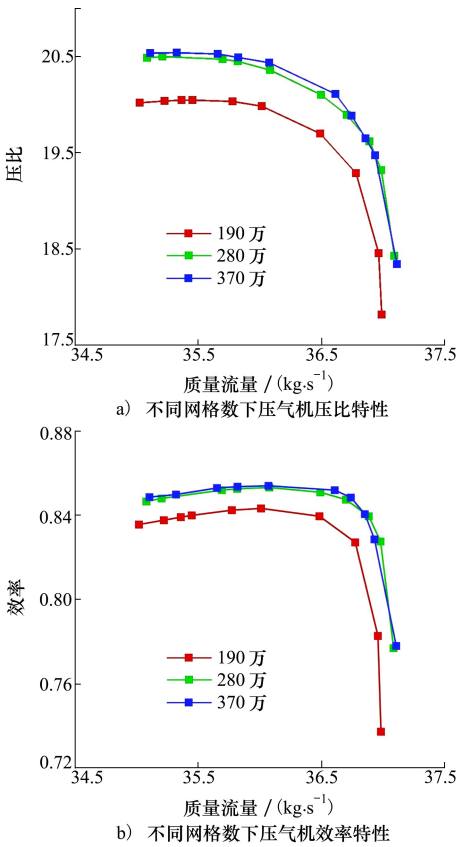


图 4 网格无关性验证

图 5 为 0.95 换算转速下数值仿真结果和公开算例实验结果^[18]对比,可以看出,压比和效率的数值模拟与实验结果在数值及变化趋势上均能够较好地吻合。综上所述,采用 280 万网格进行仿真计算能够较为真实地反映出该压气机的特性变化。

选取 1.5 级压气机导叶 50%叶高截面的基元级叶型在西北工业大学高性能压气机、叶栅实验室对其进行平面叶栅风洞吹风实验,并采用实验数据对

本文数值方法的计算精度及可靠性进行进一步校验,为压气机整机模拟提供导叶气动模型的可靠性支撑。导叶叶栅叶型选用原进口导叶的 50%叶高截面基元级,实验采用轴向进气,给定来流马赫数 0.2~0.5,导叶的偏转角度选取 10°~30°,进口马赫数可由进口壁面静压 p_{w1} 、进口总压 p_{t1} 经过(1)式计算得到。进口总压和总温在栅前 4 m 处的大口径整流段内通过总压探针和总温探针进行测量,减少了探针尾迹对下游的干扰。导叶的吸/压力面各有 8 个静压孔,用于测量壁面静压,可以获得导叶表面的等熵马赫数。将叶栅尾缘基元级轴向下游 40 mm 处作为五孔探针测量截面,通过位移机构操控五孔探针,沿周向进行逐点扫掠测量。通过对已有校准数据的插值可以得到当地的出口总压、静压及气流角,进而计算尾迹沿周向的损失分布。

与叶栅实验相对比的数值模拟设置为进口标准大气工况、轴向进气,通过调节出口背压实现不同来流马赫数下的模拟;固壁边界为绝热无滑移边界;栅距方向的网格边界采用周期性条件进行定义;转子/静子交界面采用周向守恒连接方式,保证交界面质量、动量和能量的严格守恒。

导叶叶栅实验件如图 6 所示,相应的实验结果与数值结果的对比如图 7 所示。图 7a) 的横坐标为沿轴向的相对位置,0 和 1 分别代表导叶的前缘和尾缘,纵坐标为导叶表面的等熵马赫数,图中 2 段红色的曲线代表导叶吸/压力面的 CFD 仿真结果,蓝色和绿色的数据点则表示叶栅实验结果;图 7b) 的横坐标为沿周向(即栅距方向)的相对位置,纵坐标为总压损失,可将进口总压 p_{t1} 和五孔探针位置处的出口总压 p_{t2} 代入(2)式计算得到。可以发现,可调导叶表面等熵马赫数的实验数据与仿真数据吻合较

好,而尾迹损失的峰值与仿真结果虽存在细微差异,但整体损失分布趋势保持一致,基本证实了本文数值计算结果的准确性及可靠性。

$$Ma_1 = \sqrt{\frac{2\left[\left(\frac{p_{t1}}{p_{w1}}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right]}{k-1}}$$

(1)

$$L = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{p_{t1} - p_1}$$

(2)

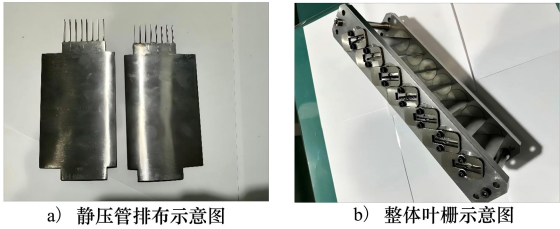


图 6 导叶叶栅实验件

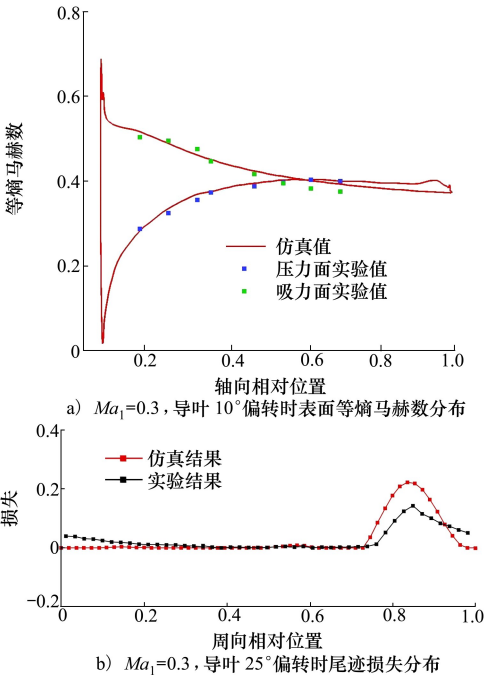


图 7 实验与数值结果对比图

为了探索中低转速下进口可调导叶对压气机性能的调节特性,分别对 0.85,0.75 及 0.65 换算转速下压气机的性能进行了计算。首先在导叶无预旋情况下计算不同转速下压气机的特性曲线。随后,由文献[18]可知,0.95 换算转速下导叶的调节角度为 8°,据此对其他转速下导叶的调节角度进行线性估计,即假设导叶的调节角度随转速线性变化,并在每个转速下给出 4 个不同的导叶调节角度,调节方案如表 3 所示。

表 3 不同转速下导叶调节方案

换算转速	调节角度/(°)
0.95	8
0.85	10,15,20,25
0.75	20,25,30,35
0.65	30,35,40,45

2 结果与讨论

2.1 导叶无预旋时压气机特性分析

导叶不偏转,即无预旋时压气机在换算转速 0.85,0.75 及 0.65 下的特性曲线如图 8 所示。

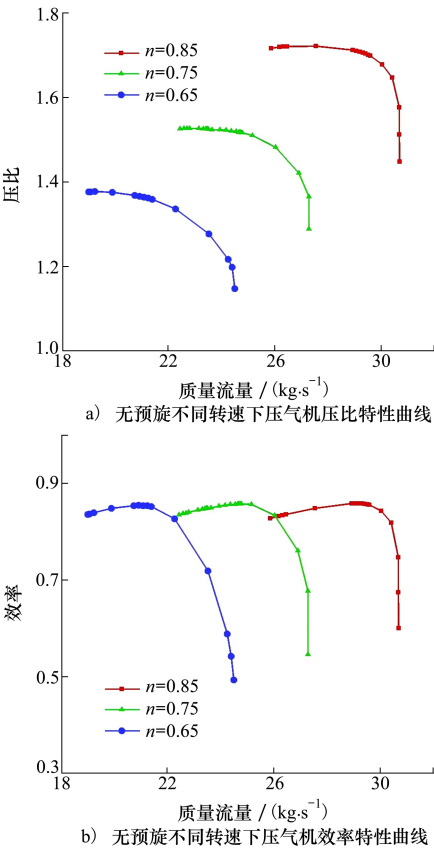


图 8 不同转速下压气机特性曲线

从图 8 可以看出,随着换算转速的减小,流量减小,压比整体减小,各个转速下的最高效率基本不变,压比特性曲线朝左下方移动,效率特性线则是向左移动。在同一转速下,随着流过压气机中空气质量流量的减少,压气机压比逐渐升高,且升高速率呈现先快后缓的趋势,压气机效率则是先迅速上升达

到峰值效率点后再逐渐降低。在换算转速由0.85降低到0.65的过程中,3个转速下的峰值效率分别为85.87%,85.79%及85.46%。

采用文献[19-20]所述方法,定义压气机稳定工作裕度为

$$S_M = \left(\frac{\pi_{\text{stall}}/m_{\text{stall}}}{\pi_{\text{peak}}/m_{\text{peak}}} - 1 \right) \cdot 100\%$$

式中： m_{stall} 和 m_{peak} 分别为近失速点质量流量和最高效率点质量流量； π_{stall} 和 π_{peak} 则分别代表近失速点压比和最高效率点压比。压气机稳定裕度表征了压气机在工作过程中偏离不稳定边界的安全程度。具体来说,稳定裕度反映了压气机在各种工作条件下保持稳定运行的能力。图9为不同转速下压气机稳定裕度的变化,随着换算转速的降低,3个转速下压气机稳定裕度分别为12.77%,11.56%和10.97%。

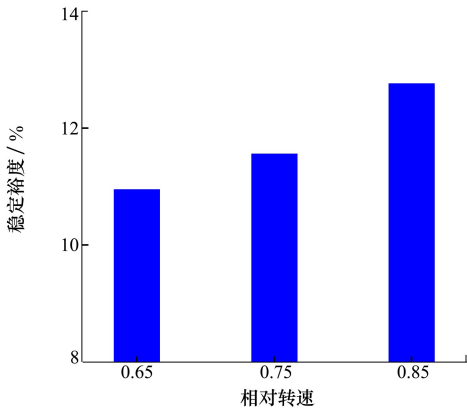


图9 不同转速下压气机稳定裕度

2.2 导叶不同调节角度下压气机特性分析

图10给出了85%换算转速下压气机的特性曲线。通过图10a)可以看出,在85%换算转速下,当进口可调导叶无预旋调节时,压比随流量的增大呈现出先缓慢减小再急剧降低的趋势。随着进口可调导叶正预旋角度的增大,压比整体降低,失速边界不断左移,在25°正预旋时近失速点的流量相比无预旋时由25.872 kg/s 拓宽到了22.848 kg/s。值得注意的是,在进口可调导叶10°预旋时,压比随流量的变化趋势与导叶在无预旋时的趋势基本一致,即在近失速点到最高效率点之间,压比的降低幅度较为缓慢,而当导叶预旋为25°时,从近失速点到最高效率点,压比的减小速率大幅度增大,即图10a)中 $k_2 > k_1$ 。

观察图10b)可以发现,不同的导叶预旋程度下压气机的效率变化趋势基本一致,但压气机的最高效率点(图中星标)随着预旋角度的增大呈现出先增大后减少的变化趋势。导叶在无预旋及10°,15°,20°,25°预旋下压气机的最高效率分别是:85.87%,87.19%,87.58%,87.68%和86.42%。可见在85%换算转速下,适当的正预旋能够有效提高压气机的效率,但预旋角度不宜过大。

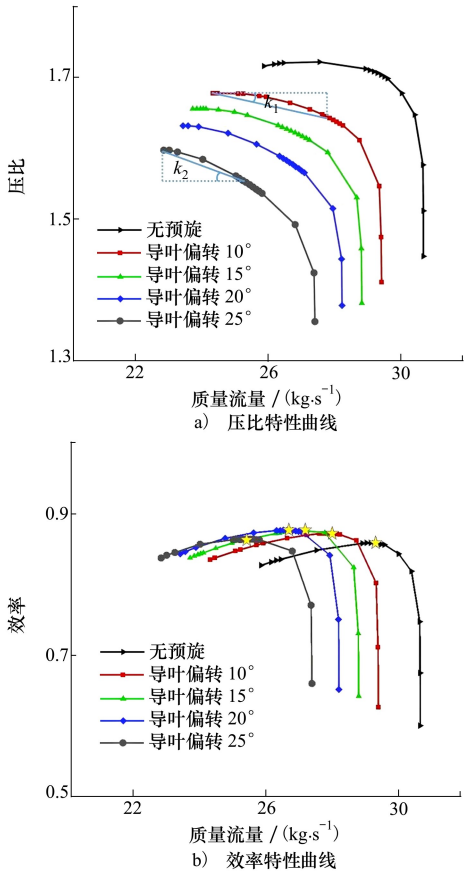


图10 85%换算转速下压气机特性曲线

图11显示了85%换算转速导叶不同预旋角度下压气机的稳定裕度。在10°,15°,20°和25°调节角度下,压气机的稳定裕度分别为16.94%,18.08%,16.80%和14.85%。图11中红色线表征该转速下导叶无预旋时压气机的稳定裕度,能够看出导叶不同角度的预旋均在一定程度上增大了压气机的稳定裕度。此外,随着预旋角度的增大,稳定裕度呈现出先增大后减小的趋势,在15°预旋角度下稳定裕度最大,相比无预旋增长了5.31%。

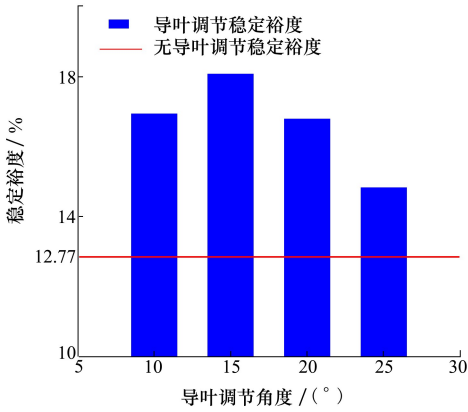


图 11 85%换算转速导叶不同调节角度下压气机稳定裕度

图 12 给出了 75%换算转速下压气机的特性曲线。从图 12a) 中可以看出,相比于 85%换算转速,正预旋调节带来的失速边界左移程度进一步增大,压气机的稳定裕度进一步拓宽。同一预旋角度下,

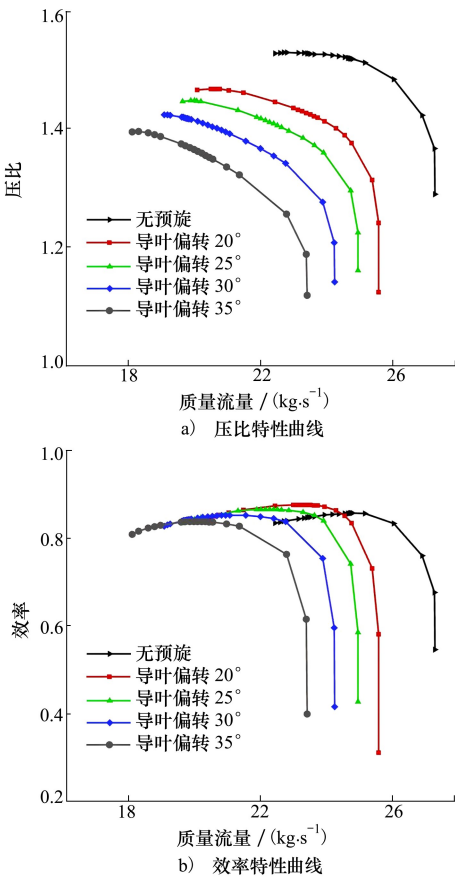


图 12 75%换算转速下压气机特性曲线

压比随流量的变化趋势与 85%换算转速下相同,即随着预旋角度增大,近失速点到最高效率点之间压比的减小幅度的增大。结合图 12b) 能够看出,当导叶从无预旋调节为 25°正预旋时,最高效率点由 85.76%增长为 87.73%;但随着正预旋角度进一步增大,最高效率点逐步降低。可见,75%换算转速下,25°正预旋能够使得压气机效率最高。

75%换算转速导叶不同预旋角度下压气机的稳定裕度如图 13 所示,可以发现,导叶不同程度的预旋调节均增大了压气机的稳定裕度。值得注意的是,从 25°预旋增加到 30°预旋时,稳定裕度较大程度减小;而当预旋从 30°增大到 35°时,稳定裕度又出现了小幅度增长。这可能是由于在 30°预旋时,较大安装角导致导叶表面气流发生了分离以至于稳定裕度减小速度加快;而当预旋由 30°增大到 35°时,导叶表面较大幅度的分离涡产生了脱落,又在一定程度上优化了转子流场,使得稳定裕度出现小幅增长。在 20°预旋时压气机稳定裕度最大,达到了 17.89%,且相比无预旋调节时增大了 6.33%。

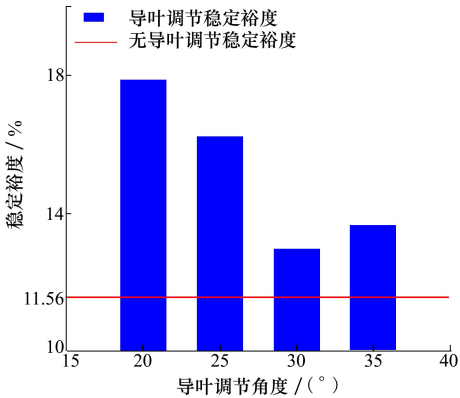


图 13 75%换算转速导叶不同调节角度下压气机稳定裕度

65%换算转速下压气机特性曲线如图 14 所示,其中,进口可调导叶不同预旋角度对压气机特性的影响规律与其他 2 个转速一致。导叶在 45°预旋下,相比无预旋,失速边界由 19.009 kg/s 拓宽至 13.642 kg/s,最大压比由 1.376 9 减小为 1.244 8。随着导叶预旋角度从 30°增加至 45°,最高效率由导叶无预旋时的 85.47% 分别变为 85.46%, 84.08%, 82.49%和 80.19%,并且最高效率的减小速度随着导叶预旋角度的增大而增加。

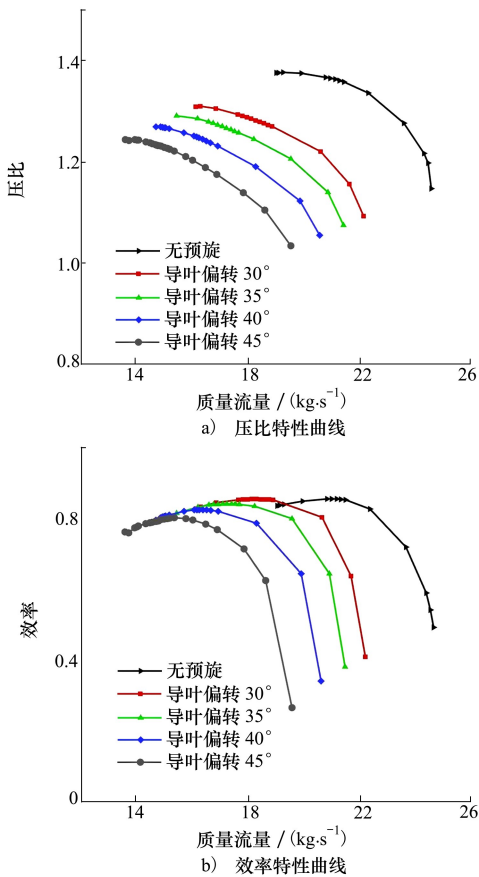


图 14 65%换算转速下压气机特性曲线

图 15 显示了 65%换算转速导叶不同调节角度下压气机的稳定裕度。能够看出,裕度随导叶预旋角度的变化趋势与 75%换算转速下一致,但导叶预旋带来的整体裕度增加程度略小于 85%和 75%转速。在 45°预旋角度下压气机的稳定裕度最大为 14.81%,相比导叶无预旋时增加了 3.84%。

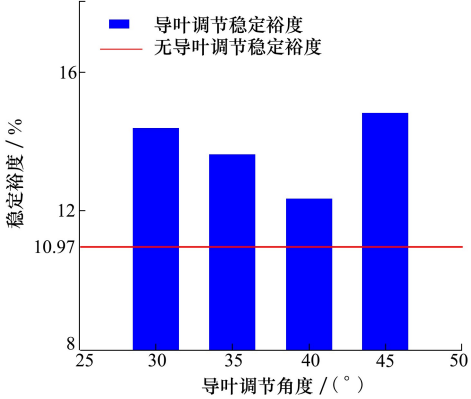


图 15 65%换算转速导叶不同调节角度下压气机稳定裕度

图 16~17 分别给出了 65%换算转速下导叶调节前后的相对马赫数云图和转子吸力面的极限流线图。从图 16a)~16c)能够看出,当导叶无预旋时,转子叶根吸力面处存在一定程度的附面层分离,叶尖后段处发生大幅度的气流分离现象,从吸力面一直延伸到相邻转子压力面,气流在叶尖处引发堵塞,符合突尖型失速先兆特征,是引起压气机失速的主要原因。同时结合图 17a)可以看出,在转子叶尖至叶中前缘存在大范围的分离区,且转子尾缘角区处也存在较为严重的角区分离,整个叶片吸力面的流场恶化严重。对比图 16b)~16d),同时结合图 17b)能够看出,当导叶在 45°正预旋调节后,转子吸力面前缘的气流分离以及尾缘叶根的角区分离均得到有效缓解,转子吸力面的流场得到极大优化。对于转子叶根而言,存在一定程度的过预旋,在压力面出现了小范围的气流分离,但叶根处压力面流场的小程度恶化能够为转子通道中的流场带来整体上的较大提升,从而有效拓宽压气机的稳定工作裕度。

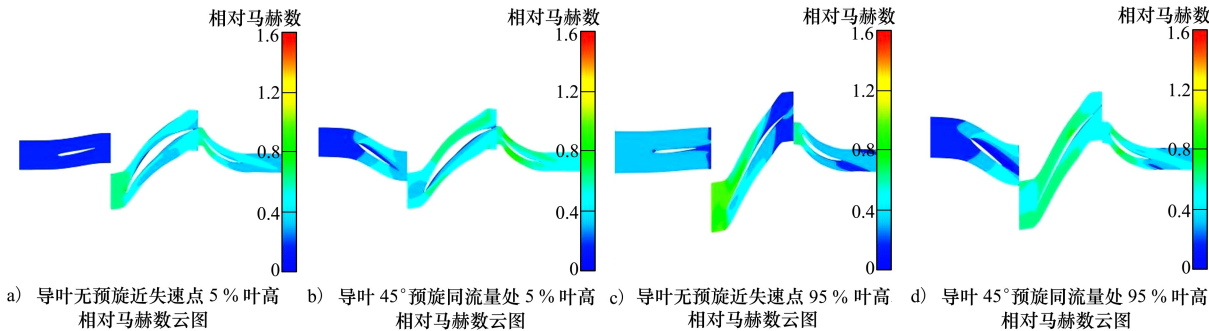


图 16 导叶调节前后相对马赫数云图

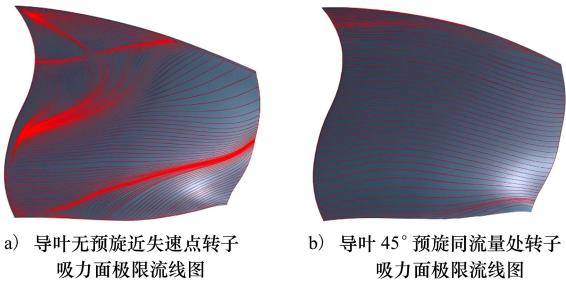


图 17 导叶调节前后转子表面极限流线图

2.3 导叶调节策略

2.2 节揭示了在不同换算转速下,进口可调导叶不同调节角度对压气机特性的影响规律,如图 18 所示。图 18 中,每种颜色中最粗的特性曲线为导叶无预旋状态,使用 2 种不同形式的折线分别代表导叶有、无预旋时压气机的失速边界。能够看出,在各个转速下导叶不同程度的正预旋调节,均能使压气机的失速边界向左移动,使得压气机的稳定工作裕度显著增大。本节以前文的分析结果为依据,给出压气机在不同转速、不同流量下进口可调导叶的具体调节策略。

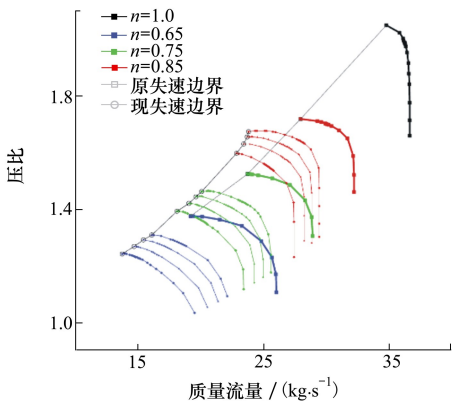


图 18 不同换算转速导叶不同调节角度下压气机压比特性曲线

考虑到进口可调导叶在压气机中的实用性,以最高效率为调节目标,从而确定其调节策略:在某一特定转速下,随着流量的变化,导叶在哪个调节角度下能够使得压气机的效率最高,这个调节角度便为最佳角度。相应的调节措施为:在 0.85 换算转速下,导叶采用无预旋、10° 预旋、15° 预旋、20° 预旋、25° 预旋的流量范围分别是:28.76 ~ 30.70 kg/s, 27.81 ~ 28.76 kg/s, 27.10 ~ 27.81 kg/s, 24.03 ~ 27.10 kg/s, 22.85 ~ 24.03 kg/s。在 0.75 换算转速

下,导叶采用无预旋、20° 预旋、25° 预旋、30° 预旋、35° 预旋的流量范围分别是:24.30 ~ 27.30 kg/s, 21.32 ~ 24.30 kg/s, 19.69 ~ 21.32 kg/s, 18.96 ~ 19.69 kg/s, 18.11 ~ 18.96 kg/s。在 0.65 换算转速下,导叶采用无预旋、30° 预旋、35° 预旋、40° 预旋、45° 预旋的流量范围分别是:24.30 ~ 27.30 kg/s, 21.32 ~ 24.30 kg/s, 19.69 ~ 21.32 kg/s, 18.96 ~ 19.69 kg/s, 18.11 ~ 18.96 kg/s。

图 19 为 3 个换算转速下,按照上述调节策略调节导叶所得到的压气机效率特性曲线,并与导叶无调节时的原始特性曲线进行对比。图 19 中虚线为调节后的特性线,实线为导叶无预旋时的特性线。从图 19 可以看出,按照调节策略调节后压气机的稳定工作范围拓宽了近 50%。由于每个转速下仅选取了 4 个不同的调节角度进行研究,效率随着流量的变化不是非常连续,呈现“双驼峰”的趋势。

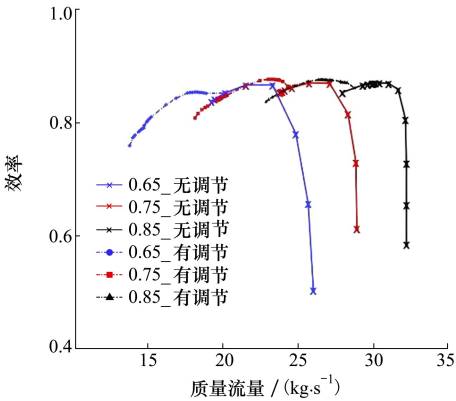


图 19 采用调节策略前后压气机效率特性曲线

3 结论

本文基于数值模拟方法,深入探究了在不同换算转速条件下,进口可调导叶的多种调节角度对压气机性能的影响机制。同时,对比分析了不同预旋角度对压气机压比、效率及稳定裕度的作用效果。主要结论如下:

- 1) 当进口可调导叶无预旋时,压气机换算转速降低,其稳定裕度亦随之降低。这表明在压气机效率特性曲线中,最高效率点与近失速点之间的流量范围逐渐缩小,可能导致压气机面临工作稳定性不足的风险。
- 2) 进口可调导叶的适度正预旋能够显著拓宽压气机的失速边界,提升其稳定裕度。此外,恰当的

调节角度还能进一步提高压气机的效率。

3) 以最高效率为调节目标,研究制定了一套调节策略,为压气机在不同换算转速和流量区间内的

导叶调节角度提供了最优值。这不仅确保了压气机在高效率状态下运行,还使得压气机工作的流量区间扩展了近 50%。

参考文献:

- [1] GEORGE A Bobula, RONALD H Soeder, LEO A Burkardt. Effect of variable guide vanes on the performance of a high-bypass turbofan engine[J]. *Journal of Aircraft*, 1983, 20(4): 306-311.
- [2] 董玉奎, 赵全春. 带可变弯度零级导向叶片的风扇性能最佳化的试验研究[J]. *航空发动机*, 1996(3): 27-29.
DONG Yukui, ZHAO Quanchun. Experimental study on performance optimization of fan with variable camber zero-stage guide vanes[J]. *Aeroengine*, 1996(3): 27-29. (in Chinese)
- [3] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 中航出版传媒有限责任公司, 2012.
LIN Zuoming. *World aviation engine handbook*[M]. Beijing: AVIC Publishing Media Co., Ltd., 2012. (in Chinese)
- [4] CROUSE J E, STEINKE R J. Preliminary analysis of the effectiveness of variable geometry guide vanes to control rotor-inlet flow conditions[R]. NASA-TN-D-3823, 1967.
- [5] BOHNE A, NIEHUIS R. Experimental off-design investigation of unsteady secondary flow phenomena in a three-stage axial compressor at 68% nominal speed[C] // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air*, New York, 2004.
- [6] DARBE R, FALK E, GORRELL S. Computational investigation of IGV-rotor interaction in turbomachinery[C] // *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2004: 3757.
- [7] HÄNDEL D, BARTHME S, NIEHUIS R, et al. 2D investigation of the flow through a symmetric variable inlet guide vane, part 1: experimental analysis[C] // *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, 2013.
- [8] HÄNDEL D, NIEHUIS R, ROCKSTROH U. Aerodynamic investigations of a variable inlet guide vane with symmetric profile[C] // *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition*, 2014.
- [9] 冀春俊, 范朝阳, 张阳, 等. 某离心式压缩机可调进口导叶叶型研究[J]. *热科学与技术*, 2013, 12(2): 131-134.
JI Chunjun, FAN Zhaoyang, ZHANG Yang, et al. Research on the airfoil of adjustable inlet guide vanes for a centrifugal compressor[J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2013, 12(2): 131-134. (in Chinese)
- [10] 冀春俊, 孙琦, 范朝阳, 等. 离心压缩机进口导叶叶型的进一步研究[J]. *热科学与技术*, 2016, 15(5): 386-390.
JI Chunjun, SUN Qi, FAN Zhaoyang, et al. Further research on the airfoil of inlet guide vanes for centrifugal compressors[J]. *Journal of Thermal Science and Technology*, 2016, 15(5): 386-390. (in Chinese)
- [11] SINGH P, CHAND D S. VIGV angle optimization for subsonic axial flow compressor[J]. *INCAS Bulletin*, 2020, 12(2): 217-228.
- [12] 宋君楠, 巩捷明, 刘义腾, 等. 可调导叶对气悬浮离心压缩机及系统性能影响研究[J]. *制冷与空调*, 2023, 37(2): 202-209.
SONG Junnan, GONG Jieming, LIU Yiteng, et al. Research on the influence of adjustable guide vanes on the performance of air suspension centrifugal compressors and systems[J]. *Refrigeration and Air Conditioning*, 2023, 37(2): 202-209. (in Chinese)
- [13] 吴东, 金东海, 曹志鹏, 等. 变弯度导叶对某高负荷双级风扇气动性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(12): 2973-2979.
WU Dong, JIN Donghai, CAO Zhipeng, et al. Influence of variable camber guide vanes on aerodynamic performance of a high-load two-stage fan[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(12): 2973-2979. (in Chinese)
- [14] RAJESH E, ROY B. Numerical study of variable camber inlet guide vane on low speed axial compressor[C] // *Proceedings of the ASME 2015 Gas Turbine India Conference*, 2015.
- [15] 陆霄, 严明. 变弯度导叶对某 1.5 级压气机气动性能的影响[J]. *汽轮机技术*, 2018, 60(6): 407-410.
LU Xiao, YAN Ming. Influence of variable camber guide vanes on aerodynamic performance of a 1.5-stage compressor[J]. *Turbine Technology*, 2018, 60(6): 407-410. (in Chinese)
- [16] 刘波, 张国臣, 巫骁雄, 等. 可调弯度进口导叶在对转压气机中的应用[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(5): 1184-1191.

LIU Bo, ZHANG Guochen, WU Xiaoxiong, et al. Application of adjustable camber inlet guide vanes in counter-rotating compressors[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1184-1191. (in Chinese)

[17] 雷鹏, 金东海, 桂幸民. 前后可调变弯度导叶在高负荷风扇中的应用[J]. 航空动力学报, 2019, 34(1): 177-188.
LEI Peng, JIN Donghai, GUI Xingmin. Application of front and rear adjustable variable camber guide vanes in high-load fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 177-188. (in Chinese)

[18] 刘太秋, 赵月振, 王咏梅, 等. 负荷系数 0.5 的高负荷单级轴流压气机设计及试验研究[J]. 航空发动机, 2022, 48(5): 1-39.
LIU Taiqiu, ZHAO Yuezhen, WANG Yongmei, et al. Design and experimental study on high-load single-stage axial compressor with load coefficient of 0.5[J]. Aeroengine, 2022, 48(5): 1-39. (in Chinese)

[19] 钟兢军, 王缘, 赵傲, 等. 叶尖小翼对 Stage37 压气机级稳定裕度的影响[J]. 航空动力学报, 2025, 40(3): 20230349.
ZHONG Jingjun, WANG Yuan, ZHAO Ao, et al. Influence of tip winglet on stability margin of Stage37 compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2025, 40(3): 20230349. (in Chinese)

[20] 钟兢军, 赵傲, 胡义, 等. 叶尖小翼对跨声速压气机级稳定工作裕度的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 115-126.
ZHONG Jingjun, ZHAO Ao, HU Yi, et al. Influence of tip winglet on stable operating margin of transonic compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(1): 115-126. (in Chinese)

Research on the adjustment mechanism of inlet guide vanes in axial compressors

YAO Yao¹, XING Xiaolong², LIU Bo³, MAO Xiaochen³

(1.Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618300, China;
2.MTU Maintenance Zhuhai Co., Ltd., Zhuhai 519030, China;
3.School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;)

Abstract: To further elucidate the adjustment mechanism of inlet guide vanes in axial compressors of aero-engines, this paper investigates a 1.5-stage high-load compressor using numerical simulation methods. This study comprehensively examines the influence law of various setting angles of in-let guide vanes at different corrected speeds on compressor performance. The results indicate that positive pre-swirl adjustment of the inlet guide vane significantly extends the stable operating range of the compressor while improving pressure ratio and efficiency. By analyzing the pressure ratio, efficiency, and stability margin under different pre-swirl angles, an efficiency-optimized adjustment strategy was developed. This strategy enhances the stability margin of the compressor by 5.31%, 6.33%, and 3.84% at 85%, 75%, and 65% corrected speeds, respectively, demonstrating notable improvement. These findings provide a theoretical basis for optimizing inlet guide vane adjustment strategies in axial compressors.

Keywords: axial compressor; inlet guide vane; stability margin; adjustment strategy

引用格式: 姚尧, 邢小龙, 刘波, 等. 进口可调导叶在轴流压气机中的调节机制研究[J]. 西北工业大学学报, 2026, 44(2): 317-326.

YAO Yao, XING Xiaolong, LIU Bo, et al. Research on the adjustment mechanism of inlet guide vanes in axial compressors [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2026, 44(2): 317-326. (in Chinese)