

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.011

叶片相对位置对高马赫数串列叶栅流场的影响

张超,葛宁,陈欣

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:为了解来流高马赫数状态下叶片相对位置对串列叶栅流场结构的影响,选取某压气机串列静子的叶根截面进行二维研究,分别分析了周向相对位置和轴向相对位置的变化对串列叶栅性能的影响及原因。将二维研究结论应用于三维中,从保持后排叶片叶型不变和通过积叠构造新的后排叶片两个方面进行串列静子气动优化。当 $Ma=0.9$ 时总压损失系数分别降低了 9.74% 和 8.35%。

关键词:压气机;串列叶栅;流场特性;周向相对位置;轴向相对位置

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)01-0056-06

Effects of Blade Relative Position on Flow Field of Tandem Cascade at High Inlet Mach Number

ZHANG Chao, GE Ning, CHEN Xin

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To explore the influence of blade relative position on the flow field structure of tandem cascade under the high Mach number state of the inflow, this paper selects the blade root section of tandem stator in a certain compressor as the research subject, and respectively analyzes the effects and causes of changes in circumferential relative position and axial relative position on the performance of the tandem cascade. The two-dimensional research results are applied to the three-dimensional model, and the tandem stator aerodynamic optimization is carried out by keeping the rear blade shape unchanged and constructing a new rear blade through stacking. And the total pressure loss coefficient is reduced by 9.74% and 8.35% respectively in the case of $Ma=0.9$.

Keywords: compressor; tandem cascade; flow field characteristics; circumferential relative position; axial relative position

0 引言

压气机是航空发动机的重要部件之一,其性能及稳定性的优劣对发动机有重要影响^[1-8]。串列叶栅以其在提高叶片载荷、控制流动分离和降低损失方面的卓越表现,为现代航空工业的进步和发动机性能的提升做出了积极贡献。比起传统的单排叶栅,串列叶栅设计空间更广阔,性能优化范围更大,气流流通表现更好,可以承受更高的气动载荷。吴国钊^[9]在亚音速条件下针对串列叶栅在压气机中的应用进行了实验研究,初步证明了串列叶片技术在高负荷压气机中的应用前景。HOEGER 等^[10]设计了一种进口马赫数为0.89的高亚音速串列叶栅,发现当进口马赫数较高时,该串列叶栅有很大的气动性能优势。HERGT 等^[11]采用多目标优化方法,设计了一种新的跨声速串列叶栅,入流马赫数为 0.9。

串列叶栅与单个叶栅相比其特殊之处是前、

后排叶片中间存在缝隙流道,可以通过缝隙射流作用吹除前排叶片附面层,使后排叶片附面层重新发展,减少尾迹损失。MCGLUMPHY 等^[12]发现采用高周向偏距和低轴向重叠度的配置时串列叶栅能达到最优性能。文献[13-17]认为合理地配置前、后排叶片相对位置对改善串列叶栅的性能至关重要。针对气动优化,刘宝杰等^[18]开展了亚声速和超声速串列叶型设计技术研究。本文通过探究前、后排叶片相对位置对高马赫数来流状态下串列叶栅流场结构的影响,对三维串列静子展开优化,从而达到提高气动性能的目的。

1 数值计算方法

1.1 几何模型

本文将某压气机串列静子作为研究对象,串列静子由两排叶片组成,表 1 给出了 50%叶高截面叶型的基本参数。

基金项目:国家科技重大专项(J2019-II-0016-0037)

第一作者简介:张超(1997—),男,山西侯马人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气动力学,zhangchaoa@nuaa.edu.cn。

表 1 串列静子 50%叶高处叶型基本参数

参数	前排叶片	后排叶片
弦长/mm	28.8	27.5
弯角/(°)	29.8	46.1
几何进口角/(°)	50.5	31.8
几何出口角/(°)	20.6	-14.3
安装角/(°)	35.8	7.4
叶片数	31	31

图 1 为串列叶栅几何参数示意图,表 2 列出了串列叶栅的关键几何参数及说明,其中中间缝隙流道主要由轴向相对位置 L_{AO} 和周向相对位置 L_{PP} 决定。

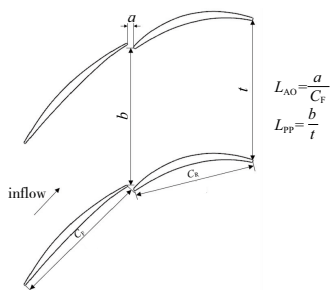


图 1 串列叶栅几何参数示意图

表 2 串列叶栅几何参数

参数	说明
C_F	前排叶片弦长
C_R	后排叶片弦长
t	叶片栅距
a	前排叶片尾缘与后排叶片前缘的轴向距离
b	前排叶片尾缘与后排叶片前缘的周向距离
L_{AO}	轴向相对位置
L_{PP}	周向相对位置

1.2 数值方法

由于在高马赫数来流条件下,原始串列静子根部存在较大损失,首先选取了 10% 叶高截面的叶型进行二维研究,平面叶栅几何示意如图 2 所示。通过使用 NUMECA 软件 AutoGrid5 模块生成数值模拟所需的流场计算网格,前、后排叶片均选择 O4H 型拓扑结构,其中平面叶栅网格节点为 100 万,三维串列静子网格节点为 200 万。计算域入口与前排叶片距离约 1 倍 C_F ,计算域出口与后排叶片距离约 1 倍 C_R ,保证流场分布的完整性。通过控制叶片、轮毂和机匣表面的第一层网格高度,满足 y^+ 值小于 1 的条件。加密所有壁面附近网格,图 3 给出了原始三维串列静子 50% 叶

高处前、后排叶片中间缝隙流道的网格。

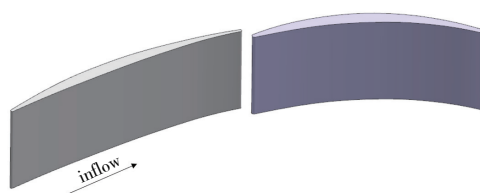


图 2 平面叶栅示意图

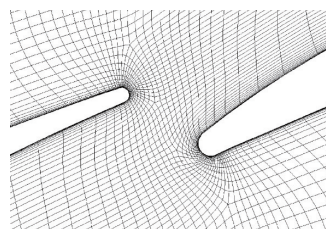


图 3 三维串列静子 50%叶高处缝隙流道网格

本文基于 NUMECA 软件中的 Fine/Turbo 模块对串列叶栅进行数值模拟,计算中选用 SST 湍流模型,平面叶栅计算域入口给定总温 356.5 K、总压 203 511 Pa 及气流角 55°,计算域出口给定静压。对于三维串列静子,根据上游转子出口的周向平均计算结果,计算域入口给定沿叶高方向的总温、总压、气流角分布,计算域出口给定静压。通过调整出口静压使进口马赫数达到需要的值,控制误差在 0.3% 内。前排和后排叶片、轮毂和机匣表面选择绝热无滑移边界条件。选取了总压损失系数和静压升系数作为评价依据。

总压损失系数为

$$\omega = \frac{p_{inlet}^* - p_{outlet}^*}{p_{inlet}^* - p_{inlet}} \quad (1)$$

式中: p_{inlet}^* 为进口总压; p_{outlet}^* 为出口总压; p_{inlet} 为进口静压。

静压升系数为

$$C_p = \frac{2(p - p_{inlet})}{\rho_{inlet} v_{inlet}^2} \quad (2)$$

式中: p 为当地静压; ρ_{inlet} 为进口气流密度; v_{inlet} 为进口气流速度。

2 串列叶栅二维研究

2.1 周向相对位置的影响

针对周向相对位置 L_{PP} 进行研究,保持原始轴向相对位置 L_{AO} 不变,调整前、后排叶片的周向距离进而改变 L_{PP} 的大小。由图 4 可以看出总压损失系数先随 L_{PP} 的增大而减小,但随着 L_{PP} 继续增大,总压损失系数又开始增大。

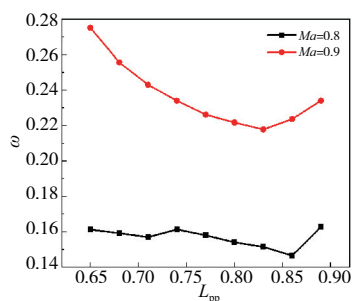
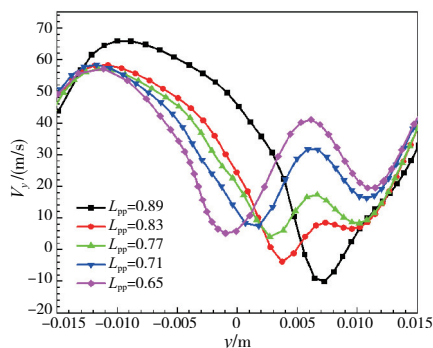
图4 总压损失系数随 L_{pp} 变化曲线

图5所示为得出的不同 L_{pp} 下的速度曲线存在类似变化规律:分别存在两处速度亏损峰值(即波谷位置),第1处波谷位置为后排叶片的尾迹,第2处波谷位置为前排叶片的尾迹,在两处波谷位置的中间存在一处波峰位置,即为中间缝隙流。当 L_{pp} 从0.65增大到0.83时,可以观察到独立的前、后排叶片尾迹,同时发现中间缝隙流道处的速度逐渐下降,与前、后排叶片尾迹的速度差减少,掺混损失降低。这是因为随着 L_{pp} 的增大,中间缝隙流道的射流作用增强,使后排叶片附面层变薄。但 $L_{pp}=0.89$ 时中间缝隙射流作用变得不再明显,从叶栅出口处的速度分布曲线分辨不出独立的前后排叶片尾迹,流场损失变高。

图5 $Ma=0.8$ 时叶栅出口处流场速度沿周向的曲线分布

由此得出随着 L_{pp} 的增大,中间缝隙流道内的气流加速作用增强,使后叶吸力面附面层变薄,分离区减小甚至消失,损失降低。由于流经中间缝隙流道的相对高速气流的隔绝,前叶的尾迹在后叶弦长范围内始终没有与后叶吸力面附面层混合,避免了叶片附面层过度增厚,使附面层造成的损失减小。但随着 L_{pp} 继续增大,中间缝隙流道过窄,流道流过的流体没有足够质量,降低了抑制后叶附面层增厚和推迟分离的能力,导致在 L_{pp} 增大的过程中,前、后排叶片的尾迹持续靠近,并在出口处逐渐合为一股较宽的低能流体,形成较宽的损失波峰。

2.2 轴向相对位置的影响

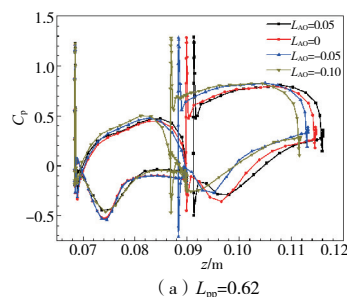
以轴向相对位置 L_{A0} 为研究对象,通过调整前、后排叶片的轴向距离实现对 L_{A0} 的改变。若保持原始周向相对位置 L_{pp} 不变,同时保证前后排叶片的几何不重叠,则 L_{A0} 可以取的范围极小。另外,通过进行大量的数值计算发现 L_{pp} 对串列叶栅气动性能和流场分布的影响不容忽视,因此决定在不同的 L_{pp} 下分别展开讨论。

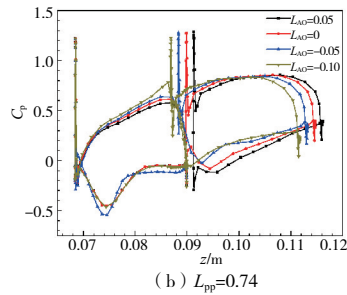
从表3可以看出当 $Ma=0.8$ 时,对于不同的 L_{pp} ,总压损失系数的最小值都出现在 $L_{A0}=-0.05$ (负号代表前、后排叶片轴向上重叠)。 L_{A0} 相同时,随着 L_{pp} 的增大,总压损失系数整体呈先减小再增大趋势。

表3 $Ma=0.8$ 时不同计算方案总压损失系数对比

L_{pp}	L_{A0}			
	0.05	0	-0.05	-0.1
0.62	0.170 4	0.162 1	0.161 9	0.166 1
0.65	0.161 2	0.159 5	0.159 0	0.159 3
0.68	0.159 2	0.157 2	0.155 5	0.156 6
0.71	0.156 9	0.160 6	0.152 4	0.154 4
0.74	0.161 3	0.157 2	0.149 5	0.158 9

选取了两个典型的 L_{pp} 值,对 $Ma=0.9$ 时不同 L_{A0} 的叶片表面静压升系数进行对比分析,如图6所示。 $L_{pp}=0.62$ 时,不同 L_{A0} 的前排叶片 C_p 变化趋势基本一致,吸力面前缘 C_p 均较低,与此处出现高马赫数区域有关,吸力面近尾缘处 C_p 基本保持不变,在此处吸力面发生了分离。随着 L_{A0} 的减小,后排叶片不断前移,不同 L_{A0} 的后排叶片压力面 C_p 变化情况类似。 $L_{pp}=0.62$ 、 $L_{A0}=-0.1$ 时,前排叶片压力面尾缘和后排叶片吸力面前缘 C_p 均骤降,与此后排叶片吸力面前缘的高马赫数区有关。 $L_{pp}=0.74$ 时,后排叶片吸力面的前缘高马赫数区域随 L_{A0} 的减小而减小,使此处的 C_p 不断上移。除 $L_{A0}=-0.1$ 外,其余 L_{A0} 值的平面叶栅后排叶片吸力面 C_p 均缓慢上升。由于 $L_{A0}=-0.1$ 时后排叶片尾迹与前排叶片尾迹混为一股低能流体,此时后排叶片吸力面尾缘 C_p 基本保持不变。



图6 $Ma=0.9$ 时叶片表面静压升系数对比

由此得出 L_{A0} 较大时,中间缝隙流道过短,前、后排叶片分别发展出了独立尾迹,缝隙流道内的流体未获得足够加速,对后叶附面层抑制作用较弱,导致损失较大。随着 L_{A0} 的减小,缝隙流道变长,吹除作用增强,后叶吸力面附面层变薄,总压损失系数不断降低,直到降至最小值。但当 L_{A0} 过小,使中间缝隙流道过长时,缝隙射流作用开始减弱,后叶吸力面尾迹与前叶尾迹混为一股低能流体,损失又开始增加。

3 串列静子三维优化

在二维研究中发现高马赫来流状态下 $L_{A0}=-0.05$ 时气动损失较低,因此决定将该结论应用到三维研究中,并从两个思路进行三维串列静子优化设计。一是保持后排叶片整体叶型不变,仅移动后排叶片的位置;二是分别移动后排叶片 21 个截面的位置,再通过积叠构造出新的后排叶片。

3.1 后排叶片叶型不变

因原始串列静子前、后排叶片均为弯扭叶片,在不改变后排叶型的前提下,仅通过移动后排叶片的位置不能确保各个截面具有相同的 L_{A0} 和 L_{pp} 。由于高马赫数来流状态下原始串列静子根部存在较大损失,因此决定首先保证 10% 叶高处的 $L_{A0}=-0.05$,确定后排叶片的轴向位置之后,在前、后排叶片几何不重叠的前提下沿周向移动后排叶片位置以改变 L_{pp} 的值。 $Ma=0.9$ 时不同串列静子总压损失系数的对比如表 4 所示,可以看出静子 E1—静子 E6 的气动损失与静子 Ori 相比均降低。

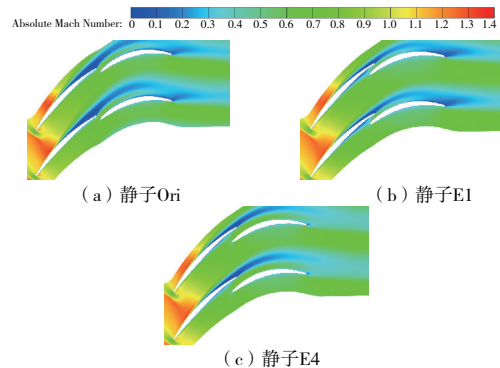
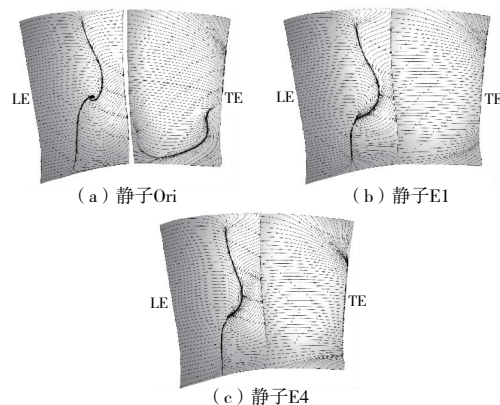
表4 $Ma=0.9$ 时不同串列静子总压损失系数对比

项目	10%叶高处 L_{pp}	总压损失系数 ω
静子 Ori	0.94	0.136 5
静子 E1	0.79	0.123 2

续表4

项目	10%叶高处 L_{pp}	总压损失系数 ω
静子 E2	0.76	0.124 7
静子 E3	0.73	0.125 8
静子 E4	0.70	0.127 6
静子 E5	0.67	0.129 5
静子 E6	0.64	0.130 9

选取了两个典型的 L_{pp} 与静子 Ori 进行流场对比,分析在高马赫数来流条件下优化后的串列静子损失降低的主要原因。如图 7 所示,看出优化后的串列静子根部流场均有明显改善,由于静子 E1 和 E4 前、后排叶片重叠,与静子 Ori 相比,前排叶片吸力面附面层均变薄,尾迹带来的损失降低。不同的 L_{pp} 引起的中间缝隙流道吹除作用的程度不同,静子 E4 的缝隙流道较宽,缝隙射流作用明显。如图 8 所示, $Ma=0.9$ 时叶片吸力面极限流线分布,静子 E1 和静子 E4 前排叶片吸力面回流的位置在展向均向下移动,回流范围减小;后排叶片角区分离范围在轴向和展向上均明显减小。

图7 $Ma=0.9$ 时 10% 叶高处绝对马赫数分布图8 $Ma=0.9$ 时叶片吸力面极限流线分布

在高马赫数来流状态下,原始串列静子的主要损失来源于前排叶片,对比分析了 $Ma=0.9$ 时

前排叶片总压损失系数沿半叶高的变化,如图9所示。在高马赫数来流状态下,前排叶片的损失集中在5%~20%叶高,从图9中可以明显看到优化后的静子E1和E4在5%~20%叶高范围的损失减小,其中静子E1减小得更加明显。

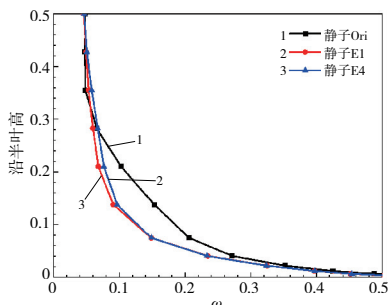


图9 $Ma=0.9$ 时前排叶片总压损失系数沿半叶高的变化

3.2 修改后排叶片叶型

综合前面对 L_{A0} 和 L_{pp} 的对比分析,同时考虑到前、后排叶片几何不能重叠,选取 $L_{A0} = -0.05$ 和 $L_{pp} = 0.80$,分别移动后排叶片 21 个截面的位置,使每一截面的 L_{A0} 和 L_{pp} 均达到选取的数值,再通过积叠构造出新的后排叶片,静子 Ori 和静子 F1 的三维几何对比如图10所示。数值计算结果表明, $Ma=0.9$ 时总压损失系数降低了 8.35%。

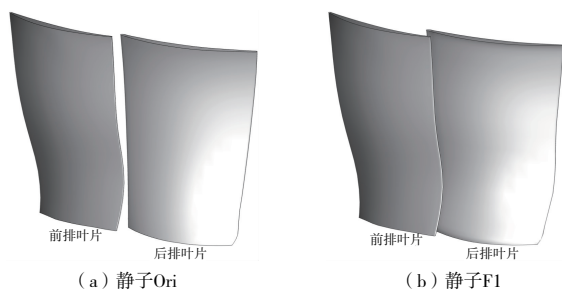


图10 串列静子三维造型对比

静子 F1 在 $Ma=0.9$ 时 10% 叶高处绝对马赫数分布与静子 E1 类似,前排叶片吸力面附面层变薄,分离区范围减小,具体如图11所示。如图12所示,静子 F1 后排叶片半叶高吸力面极限流线分布与静子 Ori 相比明显改善。

如图13所示,静子 F1 在 60% 叶高以下的总压损失系数与静子 Ori 相比均减小,其中 5%~25% 叶高范围内降低程度最为显著;60% 叶高以上静子 Ori 的总压损失系数反而较低。分析原因可能是因为叶尖处静子 F1 的周向相对位置过宽导致,但总体来看在高马赫来流状态下,静子 F1 的总压损失系数明显降低。

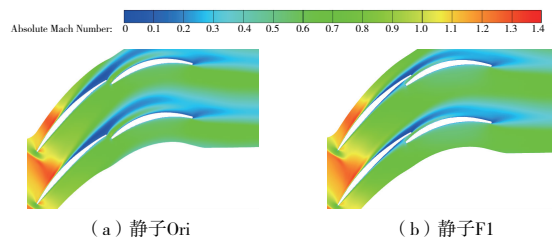


图11 $Ma=0.9$ 时 10% 叶高处绝对马赫数分布

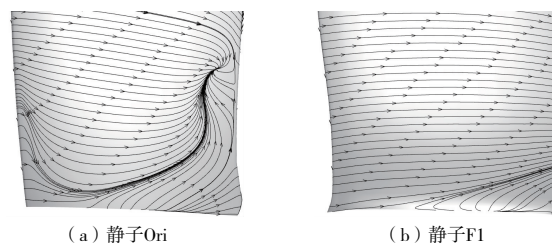


图12 $Ma=0.9$ 时后排叶片半叶高吸力面极限流线分布

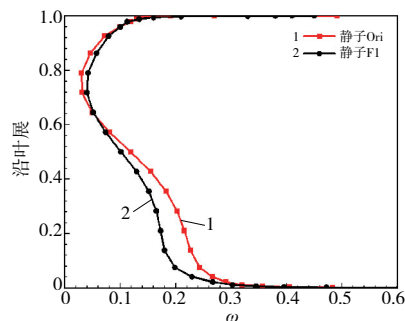


图13 $Ma=0.9$ 时总压损失系数沿叶展的变化

4 结语

本文针对高马赫数来流状态下前、后排叶片相对位置对串列叶栅流场结构的影响展开研究,得到以下结论。

1) 随着周向相对位置 L_{pp} 的增大,中间缝隙流道气流加速作用增强,尾迹损失减少。但当 L_{pp} 过大时,抑制附面层增厚的能力减弱,前、后排叶片的尾迹在出口处逐渐合为一股较宽的低能流体。

2) 随着轴向相对位置 L_{A0} 的减小,中间缝隙流道逐渐变长,吹除作用增强,后排叶片吸力面附面层变薄,损失不断降低。但当 L_{A0} 过小时,缝隙射流作用开始减弱,损失又开始增加。

3) 分别从两个方面进行三维串列静子前、后排叶片相对位置的优化设计,当 $Ma=0.9$ 时总压损失系数分别降低了 9.74% 和 8.35%。

参考文献:

[1] 黄思奇,胡骏,王学高,等. 静叶安装角对压气机稳定

- 性影响的数值研究[J]. 机械制造与自动化, 2021, 50(2):29-32.
- [2] 吴永鑫. 压气机串列叶栅实验及其损失控制机理研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2021.
- [3] GUOCHUAN W, BIAONAN Z, BINGHENG G. Experimental investigation of tandem blade cascades with double-circular ARC profiles[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1988, 5(1/2/3/4):163-170.
- [4] WU G C, FENG Q. Optimization of the arrangement of the front and rear blade rows of a tandem blade cascade[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1989, 6(3/4):257.
- [5] 庄表南, 吴国钊, 郭秉衡. 压气机双圆弧串列叶栅流动性能的试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1986, 18(1):20-35.
- [6] 庄表南, 郭秉衡. 高亚音速压气机静子串列叶栅试验研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(1):37-40, 91.
- [7] 周正贵, 吴国钊. 串列叶栅尾迹特性的实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1994, 26(4):555-559.
- [8] 周正贵, 吴国钊. 自由流紊流度对串列叶栅性能的影响[J]. 航空动力学报, 1996, 11(1):1-3.
- [9] 吴国钊. 串列叶栅理论[M]. 北京:国防工业出版社, 1996.
- [10] HOEGER M, -D BAIER R, FISCHER S, et al. High turning compressor tandem cascade for high subsonic flows, part 1: aerodynamic design [C]//47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. San Diego, California. Reston, Virginia: AIAA, 2011:5601.
- [11] HERGT A, GRUND S, KLINNER J, et al. Some aspects of transonic compressor tandem design [J]. Journal of Turbomachinery, 2019, 141(9):091003.
- [12] MCGLUMPHY J, NG W F, WELLBORN S R, et al. Numerical investigation of tandem airfoils for subsonic axial-flow compressor blades [J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2):021018.
- [13] 李绍斌, 王松涛, 冯国泰, 等. 串列叶栅后排静叶周向位置对压气机性能影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(6):943-945.
- [14] 赵斌, 刘宝杰. 前、后排叶片相对位置对串列转子性能的影响[J]. 推进技术, 2012, 33(1):26-36.
- [15] 沈淳, 滕金芳. 轴向相对位置对串列叶栅气动性能影响的数值研究[J]. 科学技术与工程, 2013, 13(5):1238-1241.
- [16] 杨松霖, 滕金芳, 羌晓青. 周向偏距对串列叶栅气动性能的影响[J]. 节能技术, 2016, 34(2):129-133.
- [17] 彭鸿博, 冯远, 陶源. 串列静子叶片流动机理研究[J]. 计算机仿真, 2023, 40(2):33-38.
- [18] 刘宝杰, 于贤君, 安广丰, 等. 串列叶片气动设计及优化[J]. 航空发动机, 2021, 47(4):37-50.

收稿日期:2024-01-17

(上接第35页)

- [13] BEALE D, CRAMER K, KING P. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests (invited) [C]//22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference. St. Louis, Missouri. Reston, Virginia: AIAA, 2002:3045.
- [14] BEALE D, DAVIS M, SIRBAUGH J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total pressure distortion in turbine engine ground tests [C]//Volume 2: Aircraft Engine; Ceramics; Coal, Biomass and Alternative Fuels; Controls, Diagnostics and Instrumentation; Environmental and Regulatory Affairs. Barcelona, Spain: ASMEDC, 2006(10):1115.
- [15] BEALE D, WIELAND S, REED J, et al. Demonstration of a transient total pressure distortion generator for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests [C]//Volume 1: Turbo Expo 2007. Montreal, Canada: ASMEDC, 2007(10):27222.
- [16] SAVAGE K, FLANDRO G, MAJDALANI J. Modeling and simulation of dynamic inlet flow distortion generation [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, Florida. Reston, Virginia: AIAA, 2004:3933.
- [17] ARASU A I, SARVANKAR S, VADLAMANI N R. Mitigating distortion in subsonic intakes using vortex generator jets [M]//Proceedings of the Cambridge Unsteady Flow Symposium 2024. Cham: Springer Nature Switzerland, 2024:379-391.
- [18] WANG Z Y, HE C X, WU Y, et al. Equivalent simulation method for total pressure distortion of ship inlet [J]. Frontiers in Energy Research, 2024, 11:1259729.
- [19] SUN E B, ZHANG H D, WU Y, et al. Influence of combinational distortion generator geometrical parameters on the steady and dynamic components of the total pressure distortion [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2024, 238(9):874-892.
- [20] FANG B, QIANG X. Design of aircraft engine inlet radial distortion generator [J]. Springer, Singapore, 2023(10):978-981.
- [21] 许春光, 王斌, 张小良, 等. 发动机连杆失稳试验研究[J]. 车用发动机, 2014(5):83-86, 92.
- [22] 尚仁杰. 压杆失稳引起的振动分析[J]. 特种结构, 2020, 37(2):68-72.

收稿日期:2024-01-08