

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.024

高扩散因子开槽压气机静子叶型优化设计

杨建飞, 周正贵

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要:压气机叶片开槽可控制吸力面附面层发展,减小流动损失。采用由叶片前缘进气吸力面出气的槽道,利用来流速度冲量有效抑制吸力面附面层发展;应用自动优化方法确定槽道几何关键参数。针对进口马赫数为 0.40/0.55/0.70、扩散因子为 0.6 的压气机静子叶型进行开槽设计。结果表明:在设计进气角,由于开槽射流对于吸力面附面层的控制作用,开槽后叶型吸力面附面层分离区变小,尾迹也有所减小,因此开槽叶型总压损失下降;在大的正攻角,吸力面附面层增厚,开槽射流对于吸力面附面层控制效果更好;在大的负攻角,叶型吸力面附面层变薄,开槽基本不能降低损失。

关键词:压气机;自动优化;开槽叶型;流动控制

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)01-0130-05

Optimization Design of High Diffusion Factor Slotted Compressor Stator Blades

YANG Jianfei, ZHOU Zhenggui

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

Abstract: As compressor blade slotting can control the development of suction surface boundary layer and reduce flow loss, this article, by adopting a slot with inlet from the leading edge of the blade and outlet from the suction surface, effectively suppresses the development of the boundary layer on the suction surface utilizing the inflow velocity impulse. The key channel geometry parameters are determined by automatic optimization method. Slotting is designed for a compressor stator blade with an inlet Mach number of 0.4/0.55/0.7 and a diffusion factor of 0.6. The results show that at the designed intake angle, the separation area of the boundary layer on the suction surface of the blade becomes smaller and the wake decreases as well, due to the control effect of the slotted jet on the boundary layer of the suction surface, which results in a decrease in the total pressure loss of the slotted blades. At large positive angles of attack, the separation area of the suction surface boundary layer thickens, and the slotted jet has a better control effect on the suction surface boundary layer, while at large negative angles of attack, the boundary layer of the blade suction surface becomes thinner, the slotting basically fails to reduce losses.

Keywords: compressor; automatic optimization; slotted blade profile; flow control

0 引言

随着现代工业对动力装置性能要求的不断提高,航空发动机的设计正不断向着更高推重比、更高效率、更低噪声、更轻量化的目标迈进^[1-3]。压气机作为航空发动机核心部件,为了增加压气机工作叶片的单级气动负荷,减少压气机的级数,增大压气机稳定工作范围,实现轻量化目标,可采用主动或被动流动控制方法抑制压气机叶片表面的附面层发展甚至分离。主动流动控制技术往往需要外界能量的输入,需要添加复杂的附加装置,例如附面层抽吸^[4-5]、合成射流^[6-7]、等离子体气动激励^[8-9]等;被动流动控制技术凭借压气机几何结构的优化设计实现内部流动的优化,例如机匣

处理^[10-11]、非轴对称环壁面^[12-13]、串列^[14-15]/开槽叶片^[16-17]等。

BENINI 等^[18]对 NASA-Rotor37 转子叶片开缝进行数值研究,结果表明射流对转子叶片吸力面附面层分离起到了良好的控制效果,在近失速点使压气机的效率提升了 1.4%,增大了其稳定工作范围。王若玉等^[19]研究了变攻角下被动射流旋涡对高速扩压叶栅性能的影响。结果表明:射流旋涡能够延缓叶片吸力面流动分离,降低角区分离所造成的损失。杨凌等^[20]采用仿鲨鱼腮的槽道结构对 NACA065-K48 叶型进行开槽设计。仿真结果表明:采用此槽道结构使得叶栅的总压损失下降了 7.16%。刘恩波等^[21]对一大涵道比风扇三维转子叶片进行了开槽处理,开槽后叶片的效率提高了 0.46%,裕度增加了 1.8%。

基金项目: 国家科技重大专项(2017-II-0001-0013)

第一作者简介: 杨建飞(1999—),男,江苏涟水人,硕士,研究方向为内流与叶轮机械,2476163272@qq.com。

本文采用由叶片前缘进气吸力面出气的槽道,利用来流速度冲量有效抑制吸力面附面层发展,并采用自动优化方法确定槽道关键几何参数。应用流场数值计算方法,研究开槽前后静子叶型的气动性能变化。

1 流场计算设置

典型槽道参数包括槽道中心点 A 距前缘的距离 d_1 、出口弦向位置 d_2 、槽进口宽度 d_3 及槽道出口宽度 d_4 ,其中 d_2 以弦长为基准,无量纲化,其定义如图 1 所示。

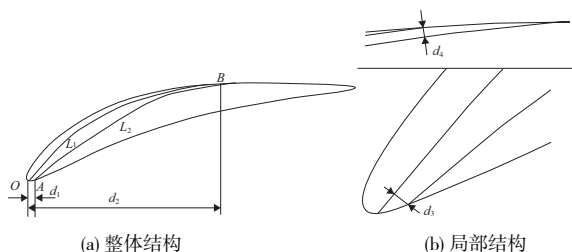


图 1 开槽结构示意图

由于槽道进口设在前缘,所以槽吸入的气流速度较高,可以提高槽道出口射流速度;同时槽道进口段和出口段转折曲线以及槽道两侧型线光滑,减少了射流在槽道内的摩擦损失;槽出口方向与吸力面型线相切,可以控制射流方向与吸力面主流一致,减少了射流与主流汇合时的掺混损失。因此该槽道结构可以更好地提高叶片的气动性能。

本文采用商业软件 NUMECA 模拟初始叶型以及开槽静子叶型流场。控制方程采用雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 控制方程,湍流模型为 Spalart-Allmaras (S-A) 模型,2 阶迎风离散格式,并且采用多重网格技术加快计算收敛速度。

网格采用 NUMECA 软件的 IGG/Autogrid5 模块自动生成,初始叶型网格径向均匀分布,节点数为 9,同时径向边界采用对称边界,周向边界采用周期性边界,叶片表面采用固壁无滑移边界,网格总数约为 20 万。对于开槽叶型,槽道进口和出口边界分别与叶型前缘以及吸力面贴合,槽道出口端通过一个延展的网格块并入叶型主通道网格,开槽后网格量约为 24 万。网格结构如图 2 所示。

2 自动优化方法介绍

本文采用自动优化的方法,对进口马赫数为 0.40/0.55/0.70、扩散因子为 0.6 的叶型进行开槽

叶型设计,设计流程如图 3 所示。

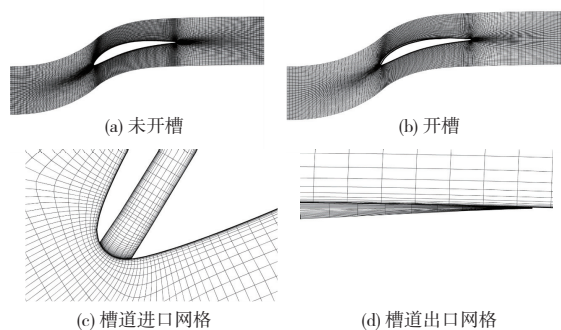


图 2 网格结构

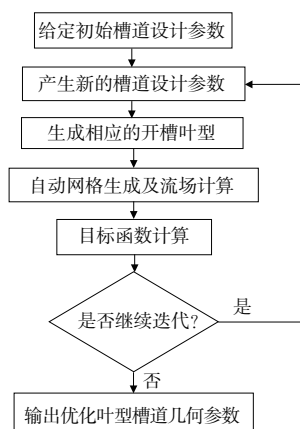


图 3 自动优化流程

文献[22]研究表明,槽进口位于叶片前缘中间位置有利于在全攻角范围内降低损失;槽道对吸力面附面层控制效果取决于槽道流量,槽道形状不影响控制效果。槽道流量由槽道进出口宽度决定。为了减少设计变量,将槽道进口宽度适当放大,流量由出口宽度决定。因此,优化设计变量为槽道出口位置以及槽道出口宽度,设计变量的变化范围如表 1 所示。

表 1 优化参数设置

参数	下限	上限
槽道出口相对位置	0.30	0.85
槽道出口宽度/mm	0.10	0.80

优化共进行 10 代,每代个体数为 32,交叉算子 0.8,变异算子 0.05,优化目标为总压损失系数最小。优化目标函数的自变量选择总压损失系数,目标函数为

$$F = c_1(1 - \omega) \quad (1)$$

式中: c_1 为权重系数; ω 为总压损失系数。总压损失权重为 100。

3 优化结果分析

3.1 开槽叶型设计

自动优化设计所采用的初始叶型主要几何参数如表 2 所示。优化后槽道关键参数如表 3 所示,叶型与槽道如图 4 所示。由于槽道形状对控制吸力面附面层效果没有影响,为了槽道参数化生成便利,槽道采用近于等宽度且贴近吸力面形状。

表 2 初始叶型主要几何参数

进口马赫数	气流转角/(°)	稠度	扩散因子
0.40	38.70	1.19	0.60
0.55	35.04	1.07	0.60
0.70	40.63	1.77	0.60

表 3 槽道关键参数

进口马赫数	槽道出口相对位置	槽道出口宽度/mm
0.40	0.745	0.419
0.55	0.714	0.472
0.70	0.705	0.502

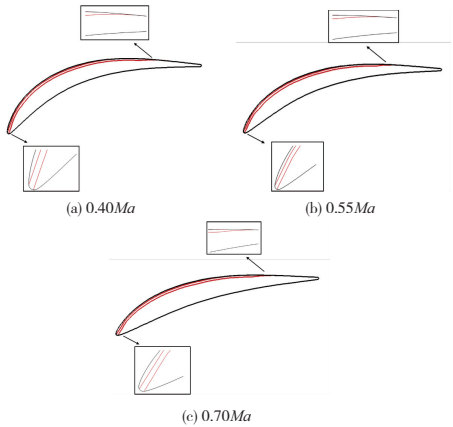


图 4 优化后叶型与槽道图

图 5 展示了开槽前后叶型总压损失系数和气流转角随攻角的变化情况。低损失负攻角和正攻角边界按最低损失的 2 倍确定,0°攻角以最小损失攻角确定。可以看出,在设计进气角,开槽之后叶型的总压损失均有所下降,气流转角增大;在正攻角,开槽后叶型总压损失下降更加明显,开槽的优化效果更好;在较大负攻角,开槽后叶型损失近于不变。

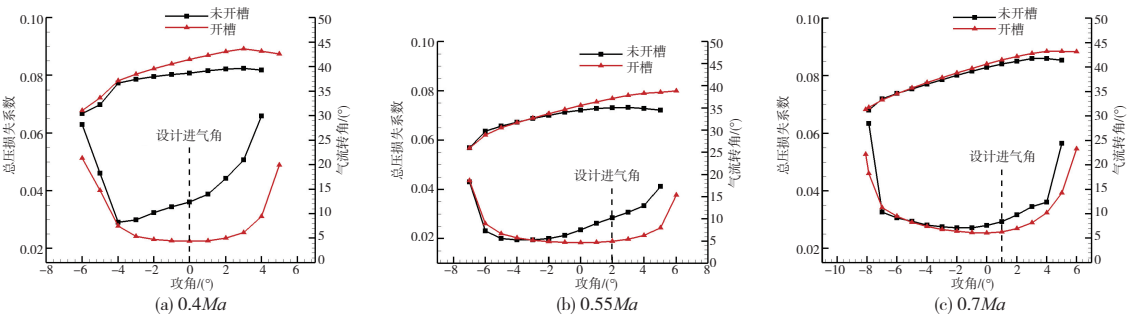


图 5 开槽与未开槽叶栅特性线对比

3.2 设计进气角气动分析

设计进气角,不同进口马赫数开槽前后叶型气动参数以及槽道损失分析如表 4、表 5 所示,马赫数云图如图 6 所示。从图表可以看出,在设计进气角,由于开槽射流对于吸力面附面层的控制作用,开槽后叶型的吸力面附面层损失变小,尾迹也有所减小,因此进口马赫数 0.40/0.55/0.70 开槽叶型的附面层损失与尾迹损失均小于未开槽叶型,0.40Ma 的叶型开槽后总压损失下降了 37%, 0.55Ma 下降了 33%,0.70Ma 下降了 12%,并且开槽后叶型的扩散因子均有所上升,这说明开槽增强了叶栅的减速扩压能力。

表 4 设计进气角开槽与未开槽叶型气动性能参数对比

Ma	案例	总压损失	激波损失	附面层损失	尾迹损失
0.40	未开槽	0.035 8	—	0.023 1	0.012 8
	开槽	0.022 5	—	0.017 3	0.005 1
0.55	未开槽	0.028 4	—	0.017 8	0.010 6
	开槽	0.018 9	—	0.014 6	0.004 3
0.70	未开槽	0.029 3	0.006 4	0.014 1	0.008 7
	开槽	0.025 7	0.006 9	0.013 8	0.005 0

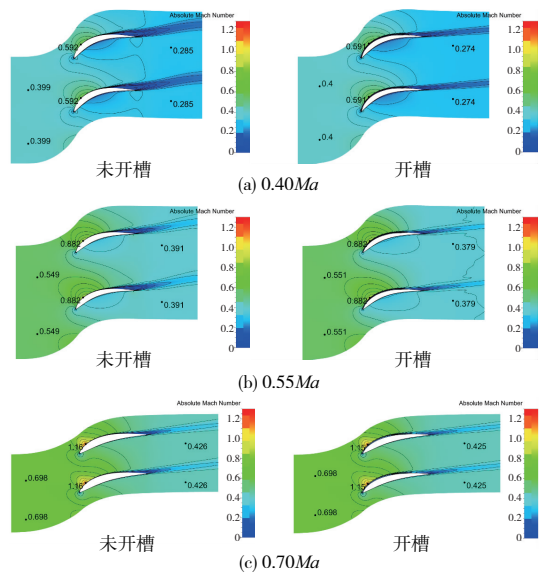


图6 设计进气角马赫数云图

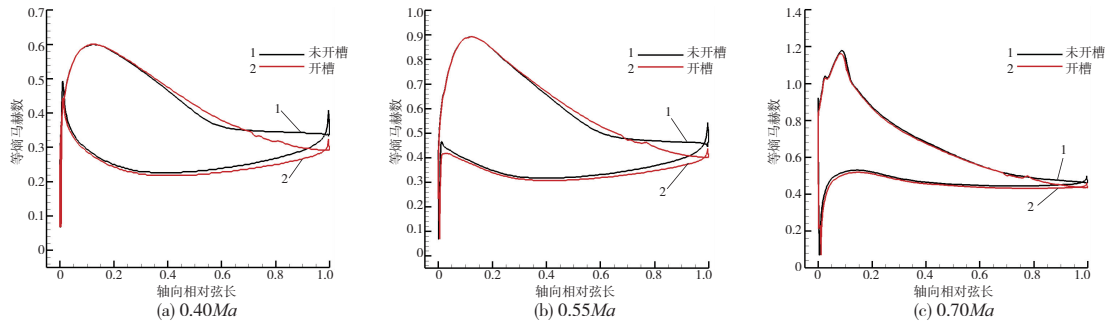


图7 设计进气角叶型表面等熵马赫数分布

3.3 正攻角气动分析

在各进口马赫数叶型最大正攻角的情况下,进行开槽前后叶型气动参数对比以及马赫数云图对比,如表6、表7及图8所示。从图表可以看出,在正攻角,各叶型的吸力面附面层分离区较大,槽道射流对吸力面附面层的控制效果更好,开槽后叶型的吸力面附面层分离区明显变小,附面层损失明显降低,因此马赫数0.40/0.55/0.70的叶型开槽后叶型总压损失下降更加明显。

表6 正攻角开槽与未开槽叶型气动性能参数对比

<i>Ma</i>	案例	总压损失	激波损失	附面层损失	尾迹损失
0.40	未开槽	0.065 9	—	0.036 3	0.029 6
	开槽	0.031 1	—	0.022 7	0.008 4
0.55	未开槽	0.041 2	—	0.022 8	0.018 4
	开槽	0.024 5	—	0.016 4	0.008 1
0.70	未开槽	0.056 5	0.008 4	0.021 1	0.027 0
	开槽	0.039 3	0.009 7	0.017 7	0.011 8

表5 设计进气角槽道损失分析

<i>Ma</i>	槽道损失系数	槽道损失占比/%	槽道相对流量/%
0.40	0.277 1	7.93	0.51
0.55	0.270 3	3.18	0.51
0.70	0.197 3	6.82	0.89

设计进气角开槽前后叶型表面等熵马赫数分布如图7所示。由于槽道射流抑制了吸力面附面层分离,叶型尾缘处逆压力梯度增大,压力升高,因此马赫数0.40/0.55/0.70叶型尾缘均有所降低。

表7 正攻角槽道损失分析

<i>Ma</i>	槽道损失系数	槽道损失占比/%	槽道相对流量/%
0.40	0.250 4	4.36	0.54
0.55	0.387 1	6.80	0.43
0.70	0.255 2	6.82	0.90

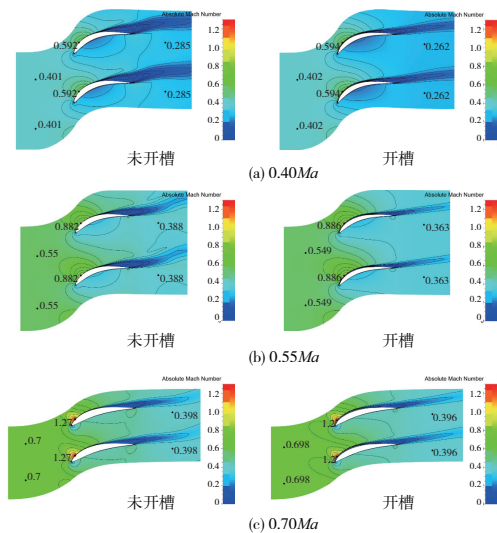


图8 正攻角马赫数云图

3.4 负攻角气动分析

在 -6° 攻角的情况下,马赫数 0.40/0.55/0.70 开槽前后叶型气动参数以及槽道损失分析如表 8、表 9 所示,图 9 展示了马赫数云图对比。从图表可以看出,在负攻角,各叶型吸力面附面层都很薄,因此开槽吹气意义不大,而且由于槽道进口处产生局部流动分离,造成流道堵塞,槽道流量减小,槽道损失增大,因此开槽效果较差。

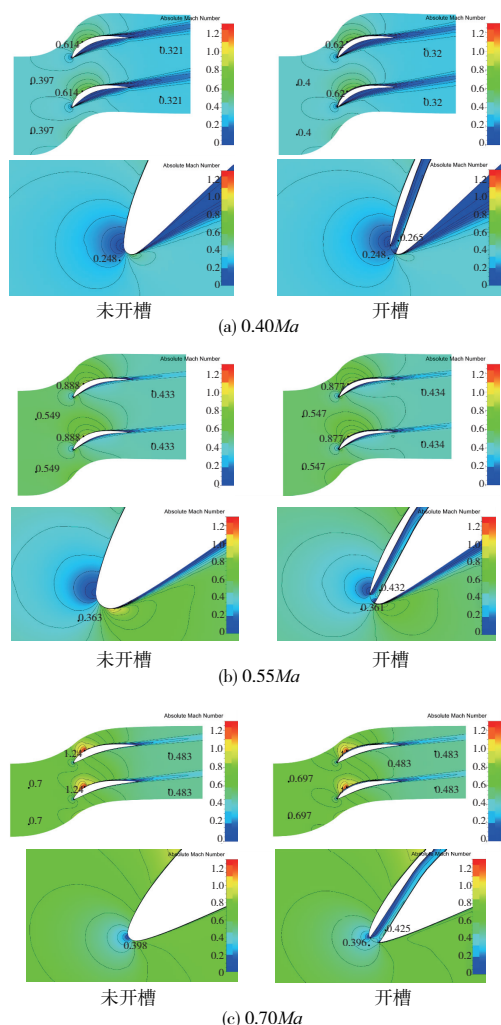


图 9 负攻角马赫数云图

表 8 负攻角开槽与未开槽叶型气动性能参数对比

Ma	案例	总压损失	激波损失	附面层损失	尾迹损失
0.40	未开槽	0.065 9	—	0.044 9	0.018 1
	开槽	0.031 1	—	0.044 3	0.007 0
0.55	未开槽	0.023 0	—	0.018 6	0.004 4
	开槽	0.026 1	—	0.023 0	0.003 0
0.70	未开槽	0.030 5	0.011 4	0.012 2	0.006 9
	开槽	0.031 2	0.011 3	0.013 7	0.006 2

表 9 负攻角槽道损失分析

Ma	槽道损失系数	槽道损失占比/%	槽道相对流量/%
0.40	0.507 5	4.47	0.45
0.55	0.533 6	8.58	0.42
0.70	0.380 5	6.82	0.76

4 结语

本文采用由叶片前缘进气吸力面出气的槽道,利用来流速度冲量有效抑制吸力面附面层发展,并采用自动优化方法确定槽道关键几何参数。针对进口马赫数为 0.40/0.55/0.70、扩散因子为 0.6 的压气机静子叶型进行开槽设计,得到以下结论:

1) 在设计进气角,由于开槽射流对于吸力面附面层的控制作用,开槽后叶型吸力面附面层分离区变小,尾迹也有所减小,因此开槽后叶型的总压损失均有所下降,0.40 Ma 的叶型开槽后总压损失下降了 37%,0.55 Ma 下降了 33%,0.70 Ma 下降了 12%;

2) 在大的正攻角,吸力面附面层增厚,槽道射流对于吸力面附面层的控制效果更好,开槽后叶型总压损失下降更加明显;

3) 在大的负攻角,叶型吸力面附面层很薄,因此开槽吹气意义不大,而且由于槽道进口处产生局部流动分离,造成流道堵塞,槽道流量减小,槽道损失增大,开槽基本不能降低损失。

参考文献:

- [1] 梁春华. 21 世纪大飞机发动机的预研计划与关键技术[J]. 航空制造技术,2009,52(17):40-44.
- [2] 梁春华,凌瑶. 未来大飞机发动机的发展趋势[J]. 航空制造技术,2011,54(3):26-29.
- [3] 勒内·范登·布朗布舍;杜娟,杨晨,邱佳慧,等. 离心压气机设计与分析[M]. 2025.
- [4] 穆成昱,张国臣,姚竞豪. 静叶上端壁流向抽吸槽对压气机性能影响机理研究[J]. 科技与创新,2023(15):92-94.
- [5] 唐洁,孟凡杰,宫超玄,等. 跨声速压气机叶栅性能提升及流场调控的端壁附面层抽吸方案[J]. 西安交通大学学报,2025,59(3):77-88.
- [6] 秦勇,宋彦萍,陈浮,等. 合成射流控制高速扩压叶栅二次流的数值模拟[J]. 航空动力学报,2018,33(4):792-802.

(下转第 181 页)

- [11] 刘亚男,李伟龙,张晓晴,等.基于飞蛾扑火算法的电力系统无功优化控制[J].电气开关,2024,62(5):42-44,48.
- [12] 李泽宏,袁肖峰,肖鹏,等.基于多目标飞蛾扑火算法的水光互补系统优化调度研究[J].长江科学院院报,2024(9):1-10.
- [13] 王勇,邢亮,吴焱明,等.压力机多轴同步驱动的虚拟轴改进型偏差耦合控制方法[J].合肥工业大学学报(自然科学版),2025,48(4):462-468.
- [14] 丁筱玲,王克林,李军台,等.基于BAS—Smith—Fuzzy PID的物联网水肥控制系统研究[J].中国农机化学报,2025,46(4):240-247.
- [15] 桂贤成,周建平,毛家征,等.基于蚁群优化模糊算法的低压微弧加工电源控制策略研究[J].制造技术与机床,2025(4):1-10.
- [16] 宋栓军,曹佳豪,郭晓虎.手指康复外骨骼的变论域模糊PID控制研究[J].传感器与微系统,2025,44(4):31-34,39.
- [17] 谢文海,谢振宇,许绍瀚,等.非定向磁轴承的模糊RBF神经网络PID控制策略[J].航空动力学报,2025(3):1-14.
- [18] 张荣康,王长军,徐健祥,等.基于鲸鱼优化算法—LSTM神经网络的漏钢预报模型[J].钢铁,2025(4):1-17.
- [19] 张天瑞,祝芳芳,牛慧媛.基于改进哈里斯鹰算法的生鲜品冷链物流路径优化研究[J].重庆师范大学学报(自然科学版),2024(11):1-14.
- [20] 屈丹.基于MATLAB的模糊控制参数自寻优设计与仿真[J].光电技术应用,2005,20(2):67-70.
- [21] 谷小兵,李建强,徐贤,等.基于飞蛾扑火算法的浆液循环泵组合优化[J].热能动力工程,2021,36(6):44-50.

收稿日期:2024-03-20

(上接第134页)

- [7] 朱寅鑫,彭文强,罗振兵,等.全叶高合成双射流对大折转角扩压叶栅的影响[J].航空学报,2023,44(12):127734.
- [8] 丁均梁,聂永正,周游天,等.等离子体激励频率对压气机稳定性影响的实验与数值模拟研究[J].推进技术,2019,40(4):786-795.
- [9] 张海灯,李应红,吴云,等.高速压气机叶栅纳秒脉冲等离子体流动控制仿真研究[J].航空学报,2014,35(6):1560-1570.
- [10] 郭彦超,高丽敏,茅晓晨,等.对转压气机中机匣处理的非定常影响[J].航空动力学报,2023,38(3):685-697.
- [11] SAKUMA Y, WATANABE T, HIMENO T, et al. Numerical analysis of flow in a transonic compressor with a single circumferential casing groove; influence of groove location and depth on flow instability [J]. Journal of turbomachinery. 2014,136(3):1-9.
- [12] 郭汉文,金东海,于豪,等.非轴对称端壁对压气机叶栅迎角特性的影响[J].工程热物理学报,2025,46(8):2557-2565.
- [13] 余义红,唐海兵,赵梓旭,等.非轴对称端壁对压气机稳定性的影响分析[J].海军工程大学学报,2020,32(6):67-71,82.
- [14] 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.
- [15] 刘志刚,梁俊,凌代军,等.串列叶栅流场特性的试验与数值模拟[J].热能动力工程,2013,28(5):449-454,547-548.
- [16] 曾凌霄,周正贵.载荷分布规律对开槽压气机叶型气动性能的影响[J].机械制造与自动化,2024,53(2):20-24.
- [17] 王浩,张皓光,荆风玉,等.级环境下静叶开槽抑制附面层分离的机理研究[J].航空动力学报,2025,40(6):429-442.
- [18] BENINI E, BIOLLO R, PONZA R. Efficiency enhancement in transonic compressor rotor blades using synthetic jets: a numerical investigation [J]. Applied Energy,2011,88(3):953-962.
- [19] 王若玉,宋彦萍,陈浮,等.变攻角下被动射流旋涡对高速扩压叶栅性能的影响[J].航空动力学报,2018,33(3):729-740.
- [20] 杨凌,韩露,钟兢军.压气机叶片仿鲨鱼鳃开槽对叶栅气动性能的影响[J].推进技术,2023,44(2):101-111.
- [21] 刘恩波,周正贵.叶片开槽对大涵道比风扇的流动控制研究[J].机械制造与自动化,2023,52(3):168-171.
- [22] ZHENG H, ZHOU Z, LIU L. Control of the boundary layer on compressor blade suction surfaces with the momentum jet [J]. The Aeronautical Journal, 2023, 127(1316):1793-1816.

收稿日期:2023-11-14