

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.02.004

# 载荷分布规律对开槽压气机叶型气动性能的影响

曾凌霄,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:**航空压气机叶片通道内流动呈强逆压梯度,为了减小流动损失、扩大稳定工作范围,针对压气机静子叶型提出一种新型开槽叶片,槽道由叶片前缘进气吸力面出气,使用来流速度冲量有效抑制吸力面附面层的发展。采用计算机数值模拟方法,研究不同吸力面峰值等熵马赫数位置的可控扩散叶型开槽对叶栅气动性能的影响。研究结果表明:在设计工况下,开槽可有效抑制吸力面附面层发展,降低叶栅损失,增加气流转角;吸力面峰值等熵马赫数位置越向尾缘,在整个进气角范围内,开槽降低损失程度越大,并且由于攻角越大吸力面附面层越厚,开槽降低损失程度越大。

**关键词:**压气机;叶栅;载荷分布;开槽叶型;气动性能;流动控制

**中图分类号:**V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)02-0020-05

## Influence of Load Distribution on Aerodynamic Performance of Slotted Compressor Blade

ZENG Lingxiao, ZHOU Zhenggui

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

**Abstract:** As the flow in aviation compressor blade channel assumes a strong reverse pressure gradient, this paper proposes a new type of slotted blade for the compressor stator blade in order to reduce the flow loss and expand the stable working range. Through the channel, the pressure inlets from the leading edge of the blade and exhales from the suction surface, and the inflow velocity impulse is used to effectively suppress the development of the suction surface and the boundary layer. The influence of controlled diffusion blade slot with different suction surface peak isentropic Mach number positions on the aerodynamic performance of cascade is studied by computer numerical simulation. The results show that under the design condition, slotting can effectively suppress the development of the suction surface boundary layer, reduce the cascade loss and increase the flow angle. The more the position of peak isentropic Mach number of the suction surface is toward the trailing edge, the greater the degree of loss reduction by slotting is in the whole range of inlet angle; the larger the angle of attack is, the thicker the boundary layer on the suction surface is, and the greater the reduction loss of slotting is.

**Keywords:** compressor; cascade; load distribution; slotted blade profile; aerodynamic performance; flow control

### 0 引言

亚音和高亚音叶型在航空压气机中广泛应用,其载荷分布规律直接影响气动性能。通常认为载荷分布符合可控扩散规律的叶型气动性能较好。BURGUBURU S等<sup>[1]</sup>通过用Bezier曲线修改叶片吸力面型线来改变载荷分布,使得效率改善得到提高。赵清伟等<sup>[2]</sup>通过贝塞尔曲线拟合叶型厚度分布,优化叶型前部加载变大,总压损失系数降低。李梦雪等<sup>[3]</sup>研究得出结论:对于控制扩散叶型,载荷分布会影响扩压梯度大小,影响激波产生和附面层发展,造成全攻角范围内性能变化。孙奇等<sup>[4]</sup>等采用实验对后加载和高负荷前加载叶

型进行了研究,结果表明高负荷前加载叶型相对于后加载叶型具有更大的负荷特性。

20世纪60年代后期,ROCKENBACH R W<sup>[5]</sup>提出在叶片上开槽,利用压力面与吸力面之间的压力差形成射流抑制叶片吸力面附面层发展,实验表明:射流可抑制叶中截面流动分离。NERGER D等<sup>[6]</sup>进行了高负荷静子叶栅的实验研究,在端壁和吸力面引入射流,得出的结论是,若不考虑引气能量,则射流在大多数情况下可以有效降低流动损失,若考虑引气能量,则难以降低流动损失。ALEXANDER M L等<sup>[7]</sup>提出了两种内部几何结构的槽道,一种为两个直通道在叶片中心相交,另一种具有一个增压室内部结构的叶片。

**基金项目:**国家科技重大专项项目(2017-II-0001-0013)

**第一作者简介:**曾凌霄(1998—),男,湖北宜昌人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气体动力学,lingxiao\_zeng@163.com。

研究表明带增压室叶片射流速度和性能会更好。RAMZI M 等<sup>[8]</sup>等进行了低马赫数高负荷压气机叶栅开槽的数值研究,得出结论:开槽叶片相对于不开槽叶片的气流转角增加,损失系数降低。STURM W 等<sup>[9]</sup>研究认为,外接气源形成射流进行吸力面附面层主动控制时,应将喷气速度提高至与当地主流速度相当、喷气方向尽可能与主流方向平行,可有效控制附面层、减小流动损失。KIRTLEY K R 等<sup>[10]</sup>对超低稠度设计的第三级静子,在四级低速轴流压气机试验台进行了外引射流控制吸力面附面层的研究,提高了静子的性能。CULLEY D E 等<sup>[11]</sup>利用多级低速轴流压气机,研究采用非定常吸力面射流控制静子角区流动并与定常射流进行比较,试验结果表明非定常射流效果更好。张相毅等<sup>[12]</sup>研究表明经开孔射流处理能有效改善叶片吸力面尾缘的流动特性,从而提高压气机性能和稳定工作范围。冯冬民等<sup>[13]</sup>对采用孔隙射流的某大折转角压气机叶栅进行了实验研究,其结果表明开多孔方案对叶栅气动性能的影响要强于单孔方案。周敏等<sup>[14]</sup>研究设计了一种两段式转折槽结构方案,数值计算结果表明在压气机较大工作范围内能明显提高压气机效率和增压比。

本文针对高亚音静子叶型,采用开槽设计进行流动控制,通过与不开槽叶型对比,研究吸力面峰值等熵马赫数位置对可控扩散叶型气动性能的影响。

## 1 可控扩散叶型设计

本文可控扩散规律叶型设计采用自动优化设计方法,优化模块采用遗传算法并结合单纯形法的局部寻优能力改善<sup>[15-17]</sup>。优化的目标函数设置如下:

$$F = C_1 \left( 1 - \frac{\Delta\beta - \Delta\beta_{\text{obj}}}{\Delta\beta_{\text{obj}}} \right) + C_2 \left( 1 - \left| \frac{B_{\text{obj}} - B}{L} \right| \right) + C_3 \left( 1 - \frac{\sum_{j=1}^3 \left| Ma_j - \frac{\sum_{j=1}^3 Ma_j}{3} \right|}{\sum_{j=1}^3 Ma_j} \right) + C_4 (1 - \omega) \quad (1)$$

式中: $F$ 为目标函数值;第1个分目标中, $\Delta\beta$ 、 $\Delta\beta_{\text{obj}}$ 为计算及目标气流转折角,此分目标为达到给定的气流转角;第2个分目标中, $B_{\text{obj}}$ 为目标峰值马赫数位置, $B$ 为计算峰值马赫数位置, $L$ 为轴向弦长,此分目标为达到给定吸力面峰值马赫数位置;第3个分目标中, $Ma_j$ 中 $j$ 取值1、2、3,分别对应压

力面相对轴向弦长0.1、0.4、0.8位置处的马赫数,此分目标通过约束压力面在此3处位置的马赫数差值,从而实现压力面等熵马赫数近于不变;第4个分目标中, $\omega$ 为总压损失系数,此分目标为损失最小。权重系数设置为 $C_1 = 20$ 、 $C_2 = 100$ 、 $C_3 = 10$ 、 $C_4 = 5$ 。优化40代,每代210个个体。

本文采用的是基于修改量的参数化方法(即在原始叶型上叠加修改量),在不改变原始叶型弦长与安装角的情况下对其型线进行修改。对叶型型面的修改主要分为对中弧线和叶型厚度的修改。修改量的给定包括修改的位置和修改量的变化范围。修改位置取弦向的相对位置,修改量的大小用变化量相对于最大厚度的值来表示。为了避免叶型厚度局部出现负值,修改量的取值应小于1。对叶型优化的修改值如表1所示。

表1 叶型型面修改量及范围 单位:mm

中弧线		厚度	
修改位置	变量范围	修改位置	变量范围
0.00	[-0.5,0.5]	0.05	[-0.5,0.5]
0.10	[-0.5,0.5]	0.10	[-0.5,0.5]
0.25	[-0.5,0.5]	0.25	[-0.5,0.5]
0.45	[-0.5,0.5]	0.45	[-0.5,0.5]
0.65	[-0.5,0.5]	0.65	[-0.5,0.5]
0.85	[-0.5,0.5]	0.80	[-0.5,0.5]
1.00	[0,0]	0.90	[-0.5,0.5]

采用以上优化设计方法,进行表2所示叶栅不同吸力面峰值等熵马赫数位置的叶型设计,得到峰值位置为0.10、0.15和0.20倍轴向弦长的3种叶型,如图1所示。分别将3种叶型命名为0.10unslotted、0.15unslotted、0.20unslotted,加unslotted是为了与后面的开槽(slotted)叶型区分。表3所示为优化所得3种叶型基本达到给定气流转角和吸力面峰值马赫数位置。图2所示为3种叶型表面等熵马赫数分布符合可控扩散规律。

表2 叶栅主要参数

参数	数值
叶型进气马赫数	0.7
进气角/(°)	42.00
出气角/(°)	6.42
气流转角/(°)	35.58
稠度	1.50
扩散因子	0.56

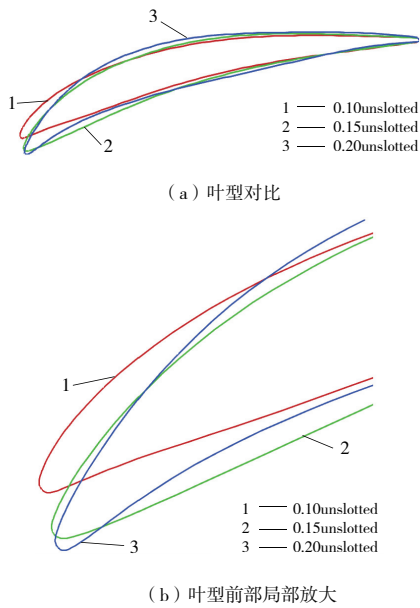


图1 不同峰值马赫数位置静子叶型对比

表3 3种优化叶型气动性能

叶型	目标气流 转角/(°)	实际气流 转角/(°)	目标 位置	实际 位置	总压损失 系数
0.10 unslotted	35.58	35.58	0.10	0.11	0.029 1
0.15 unslotted	35.58	35.58	0.15	0.16	0.026 8
0.20 unslotted	35.58	34.20	0.20	0.21	0.061 2

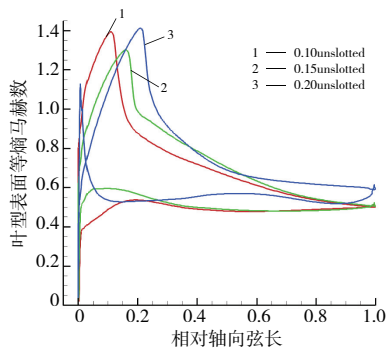


图2 3种优化叶型表面等熵马赫数分布

## 2 开槽叶型设计

通常采用开槽方法控制压气机叶片通道内流动,所开的槽是由压力面进气吸力面出气;本文提出的槽道由叶片前缘进气吸力面出气,使用来流速度冲量有效抑制吸力面附面层发展。如图3所示, $D_1$ 为槽道进口中心距叶型前缘距离, $D_2$ 为槽

道出口距前缘距离, $D_3$ 为槽道进口宽度, $D_4$ 为槽道出口宽度。针对前面所述3种吸力面峰值等熵马赫数位置的叶型,通过以上4个关键槽道几何参数对叶栅气动性能影响研究,确定最佳参数数值如表4所示。由于槽道内通过的流量很小,叶型开槽不改变其表面等熵马赫数基本分布,但在槽出口处产生局部高速区,如图4所示。

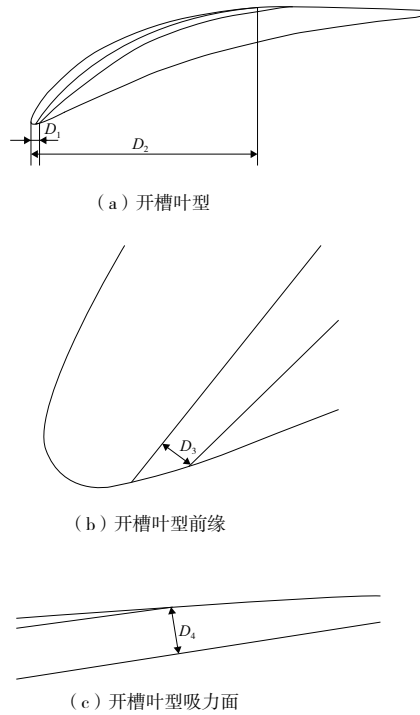


图3 槽道结构示意图

表4 3种开槽叶型槽道主要参数 单位:%

叶型	$D_1/x_{chord}$	$D_2/x_{chord}$	$D_3/x_{chord}$	$D_4/x_{chord}$
0.10slotted	0	70	1	0.8
0.15slotted	0	50	1	0.8
0.20slotted	0	40	1	0.8

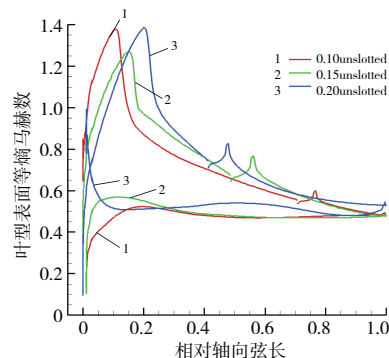


图4 3种开槽叶型表面等熵马赫数分布

### 3 设计工况结果分析

叶栅设计进气角(即 $0^\circ$ 攻角对应的进气角)为 $42^\circ$ ,表5给出设计工况叶栅气动性能。该表表明,在设计工况,开槽可降低叶栅损失,气流转角也有所增加,并且吸力面峰值马赫数位置越向尾缘,损失降低幅度越大。如图5所示,叶片开槽可明显降低吸力面附面层增长,并且吸力面峰值马赫数位置越向尾缘,附面层降低幅度越大。图6为设计工况不开槽与对应开槽叶栅通道内马赫数云图,不开槽与开槽对比表明,开槽明显可减小吸力面附面层厚度。

表5 设计进气角( $42^\circ$ )下各叶型气动参数

叶型	气流转角/ $(^\circ)$	总压损失系数
0.10unslotted	35.58	0.029 1
0.10slotted	36.23	0.027 5
0.15unslotted	35.58	0.026 8
0.15slotted	36.53	0.022 8
0.20unslotted	34.20	0.061 2
0.20slotted	35.24	0.040 7

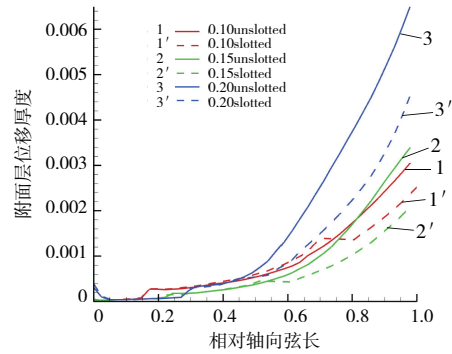


图5 设计进气角吸力面附面层位移厚度

### 4 全工况性能分析

图7为开槽和不开槽叶栅损失与进气角关系曲线。该图表明,对于可控扩散叶型吸力面峰值等熵马赫数位置越向尾缘,曲线越向右移,并且整体损失越大。当此位置为0.15时,设计进气角近似位于低损失进气角范围的中间且损失较小。该图也表明,吸力面峰值等熵马赫数位置越向尾缘,在整个进气角范围内,开槽降低损失程度越大;并且由于攻角越大吸力面附面层越厚,开槽降低损失程度越大。

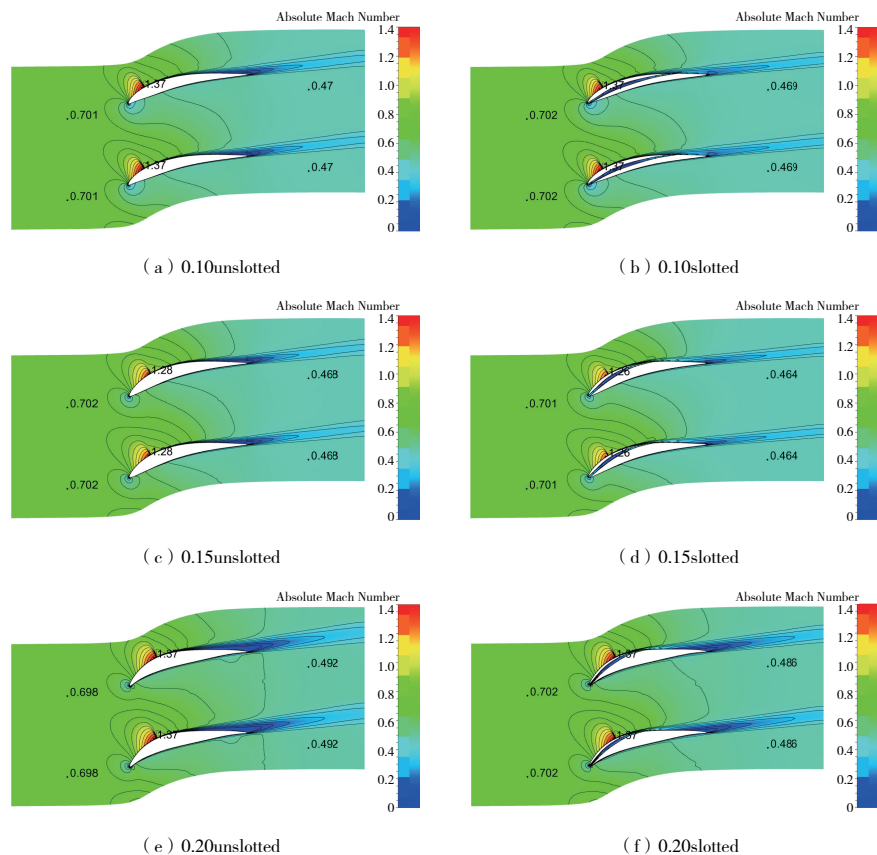


图6 设计进气角马赫数云图

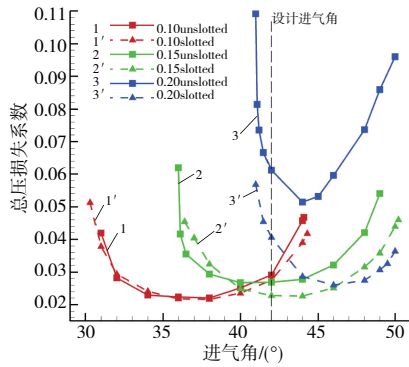


图7 总压损失系数随进气角变化曲线

## 5 结语

本文针对压气机静子叶型提出一种新型开槽叶片,槽道由叶片前缘进气吸力面出气,使用来流速度冲量有效抑制吸力面附面层的发展。采用计算机数值模拟方法,研究了不同吸力面峰值等熵马赫数位置的可控扩散叶型开槽对叶栅气动性能的影响。主要结论如下。

1) 在设计工况下,开槽可有效抑制吸力面附面层发展,降低叶栅损失、增加气流转角。

2) 吸力面峰值等熵马赫数位置越向尾缘,在整个进气角范围内,开槽降低损失程度越大,并且由于攻角越大吸力面附面层越厚,开槽降低损失程度越大。

## 参考文献:

- [1] BURGUBURU S, LE PAPE A. Improved aerodynamic design of turbomachinery bladings by numerical optimization [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2003, 7(4): 277-287.
- [2] 赵清伟,潘若痴. 一种高负荷叶型优化设计方法[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 3017-3025.
- [3] 李梦雪,周正贵. 载荷分布对可控扩散叶型性能的影响[J]. *科学技术与工程*, 2020, 20(30): 12618-12629.
- [4] 孙奇,李军,孔祥林,等. 后加载和高负荷前加载叶型气动性能的试验研究[J]. *西安交通大学学报*, 2007, 41(1): 23-27.
- [5] ROCKENBACH R W. Single stage experimental evaluation of slotted rotor and stator blading, part 9 final report[R]. Washington: NASA, 1968.
- [6] NERGER D, SAATHOFF H, RADESPIEL R, et al. Experimental investigation of endwall and suction side blowing in a highly loaded compressor stator cascade [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(2): 021010-021021.
- [7] ALEXANDER M L, BRIDGET S, LANE T. Passive flow control in a highly - loaded compressor cascade [D]. Massachusetts: Worcester Polytechnic Institute, 2011.
- [8] RAMZI M, BOIS G, ABDERRAHMANE G. Numerical study of passive control with slotted blading in highly loaded compressor cascade at low Mach number [J]. *International Journal of Fluid Machinery and Systems*, 2011, 4(1): 97-103.
- [9] STURM W, SCHEUGENPFLUG H, FOTTNER L. Performance improvements of compressor cascades by controlling the profile and sidewall boundary layers [C]//Proceedings of ASME 1991 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Orlando, Florida, USA: [s.n.], 2015.
- [10] KIRTLEY K R, GRAZIOSI P, WOOD P, et al. Design and test of an ultralow solidity flow - controlled compressor stator [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2005, 127(4): 689-698.
- [11] CULLEY D E, BRIGHT M M, PRAHST P S, et al. Active flow separation control of a stator vane using embedded injection in a multistage compressor experiment [J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(1): 24-34.
- [12] 张相毅,周敏,王如根,等. 叶片压力面到吸力面射流对其气动特性的影响[J]. *空气动力学学报*, 2006, 24(2): 152-156.
- [13] 冯冬民,陈浮,陈焕龙,等. 变攻角下孔隙射流对高负荷扩压叶栅气动性能的影响[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2010, 23(1): 9-14.
- [14] 周敏,王如根,曹朝辉,等. 开槽处理技术对叶片尾缘气流流动特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(7): 1100-1105.
- [15] 周正贵. 混合遗传算法及其在叶片自动优化设计中的应用[J]. *航空学报*, 2002, 23(6): 571-574.
- [16] 周正贵. 压气机叶片自动优化设计[J]. *航空动力学报*, 2002, 17(3): 305-308.
- [17] 周正贵,邱名,徐夏,等. 压气机/风扇二维叶型自动优化设计[J]. *航空学报*, 2011, 32(11): 1987-1997.

收稿日期:2022-09-21