

DOI: 10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.01.004

不同密流比压气机叶型优化设计与流动分析

张珠宇, 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:密流比对压气机叶型气动性能有重要影响,为了研究密流比对压气机叶型设计的影响规律,采用自动优化方法对不同密流比转静子叶型进行优化设计,分析零度攻角下的流动特性及叶片表面载荷分布规律。结果表明:随着密流比增大,静子最优叶型前缘附近载荷逐渐降低,而中后段的载荷逐渐增大,峰值马赫数及其位置基本保持不变,可用攻角范围逐渐增大,最小损失没有明显变化;随着密流比增大,转子最优叶型前缘附近载荷逐渐增大,中后段的载荷基本保持不变,峰值马赫数增大,峰值马赫数位置向前缘靠近,可用攻角范围逐渐增大,最小损失降低。

关键词:密流比;压气机叶型;优化设计;数值模拟

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)01-0021-04

Optimization Design and Flow Analysis of Compressor Blades with Different AVDR

ZHANG Zhuyu, ZHOU Zhengui

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

Abstract: AVDR has significant impact on the aerodynamic performance of compressor blade, and in order to study the influence law of AVDR on compressor blade design, an automatic optimization method was used to optimize the stator blade design with different AVDR, and the flow characteristics and blade surface load distribution at zero Angle of attack were analyzed. The results show that with the increase of the dense flow ratio, the load near the leading edge of the stator optimal blade gradually decreases, while the load in the middle and rear section gradually increases, the peak Mach number and its position basically remain unchanged, the range of available attack Angle gradually increases, and the minimum loss does not change significantly. The load near the leading edge of the optimal rotor blade gradually increases, while the load in the middle and back section basically remains unchanged. The peak Mach number increases, the peak Mach number is close to the front edge, the range of available attack Angle gradually increases, and the minimum loss decreases.

Keywords: AVDR; compressor blade profile; optimal design; numerical simulation

0 引言

为了简化叶轮机三维流动问题,20世纪50年代我国著名叶轮机专家WU^[1]提出S1和S2两类流面理论,并建立了相应的流动控制方程。S1流面流动即为回转面叶栅流动,在实际研究中又通常被进一步简化为平面叶栅流动。基于S1/S2两类流面二维叶型设计是压气机叶片气动设计方法的重要步骤^[2-4]。对于S1流面(回转面)二维流动,密流比^[5]是影响其性能的重要参数。从二维流动入手,研究密流比对回转面叶栅气动性能的影响对于压气机二维叶型设计具有指导意义。

对于理想的二维流动,根据质量守恒,密流比

应当为1,然而在真实流动中,由于逆压力梯度的存在,附面层厚度沿流向发展造成流道收缩,密流比往往大于1。压气机中叶片间的气流流动与密流比密切相关。过去的研究表明:在不同的密流比下,叶栅的通道收敛度、吸力面附面层厚度、低损失气流角范围、最小总压损失系数、气流转角等参数均有所不同。因此找到不同密流比下的最优叶型,并分析其载荷分布规律,对不同密流比下叶型的优化设计具有指导意义。

国内外对于密流比的研究主要集中在20世纪70年代以后,但大多数研究重点在于密流比对流动的影响以及密流比控制方法,SENTHIL等^[6]研究了密流比对高负荷控制扩散叶型压气机叶栅

基金项目:国家科技重大专项项目(2017-II-0001-0013)

第一作者简介:张珠宇(1999—),男,江苏南通人,硕士,研究方向为压气机叶型优化设计,1138050512@qq.com。

通信作者简介:周正贵(1962—),男,安徽无为,人,博士生导师,博士,研究方向为叶轮机械气体动力学研究,zzgon@nuaa.edu.cn。

的影响,对叶栅的关键气动性能参数和流场结构进行了详细分析。马亚男等^[7]采用数值模拟方法,对超音、高亚音转子回转面叶栅进行全工况气动性能计算,研究了密流比对于压气机叶栅气动性能的影响规律。该团队还构造多种端壁吸气方案控制密流比,以数值模拟和实验相结合的方法,研究了吸气方案对平面叶栅的叶中截面流动二维性的影响规律。在叶型优化设计方面,该团队对基于遗传算法的自动优化设计方法和目标函数设置方法有深入研究和丰富经验^[8-9]。尽管该团队也对于不同密流比下的叶型优化设计有过部分研究,但其重点在于叶型的优化方式,对不同叶型的优化设计结果的有效性进行了验证。而本文主要从各密流比下最优叶型出发,对最优叶型的载荷分布进行了分析,对深入了解各密流比下的叶型设计方法具有实际意义,这也是本研究的创新所在。在压气机叶栅流动方面,国内外已有大量研究,例如稠度、前缘造型、附面层抽吸等。国内外不少学者从理论、实验等方面分析了密流比的一些影响,但对于不同密流比下最优叶型的设计规律研究较少。

1 自动优化设计方法

本文使用的叶型优化设计平台参数化模块采用基于修改量的参数化方法,优化时对叶型中弧线和厚度分别叠加修改量,表1给出型面修改量变化范围,修改位置为与初始叶型弦长之比,范围为 $[0,1]$,其中前缘点位置取0,尾缘点位置取1。此外还增加安装角作为设计参数,其变化范围为 $[-1^\circ,1^\circ]$ 。

表1 型面修改量变化范围

中弧线		厚度	
修改位置	修改量范围	修改位置	修改量范围
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
0.50	-0.5~0.5	0.45	-0.5~0.5
0.65	-0.5~0.5	0.65	-0.5~0.5
0.80	-0.5~0.5	0.80	-0.5~0.5
1.00	-0.5~0.5	0.90	-0.5~0.5

本文采用具有较好气动性能叶型作为初始叶型,初始叶型轮廓如图1所示,叶型几何参数列于表2。

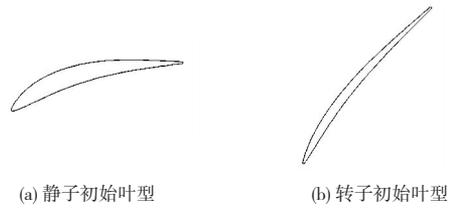


图1 初始叶型轮廓

表2 初始叶型几何参数

项目	类型	
	静子	转子
最大厚度	0.107	0.046
最大厚度位置	0.276	0.236
最大挠度	0.096	0.055
最大挠度位置	0.393	0.347
几何进口角/ $^\circ$	41.6	65.8
几何出口角/ $^\circ$	2.4	42.9

通过针对不同密流比的优化可获得各密流比下性能更好的叶型。在对初始叶型针对密流比1.0完成优化后,再对该优化后的叶型针对密流比1.1进行优化,以此类推再进行密流比1.2叶型的优化设计。为使优化后叶型在损失降低的同时,拥有较好的可用攻角范围,因此以堵点、设计点和喘点的性能为目标进行多点优化。

多点优化目标函数设定为

$$F = c_1(1-\omega_1) + c_2(1-\omega_2) + c_3(1-\omega_3) + c_4 \left(1 - \frac{|\Delta\beta - \Delta\beta_{obj}|}{\Delta\beta_{obj}} \right) \quad (1)$$

式中: c_1, c_2, c_3, c_4 为权重系数; $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 分别为叶型在 $-4^\circ, 0^\circ$ 和 $+4^\circ$ 时的总压损失系数; $\Delta\beta$ 和 $\Delta\beta_{obj}$ 分别为设计点气流转角和目标气流转角。对于静子叶型,为使出口气流角保持在 0° ,因此目标气流转折角的设置与进口气流角保持一致;对于转子叶型,为使优化前后的气流转折角保持一致,因此目标气流转折角的设置与初始叶型的气流转折角保持一致。3个总压损失权重均设为100,气流转角权重设为10。在优化的过程中,通过遗传算法产生修改量生成新的叶型,对每个生成的叶型进行数值模拟,寻求目标函数的最大值,来获得损失较低的叶型。

2 零度攻角不同密流比叶型特性对比

多点优化后所得各密流比(AVDR)静子叶型如图2所示,所得静子叶型关键参数列于表3,可

知随着密流比的增加,最优静子叶型的最大挠度位置逐渐后移,几何进口角逐渐减小。

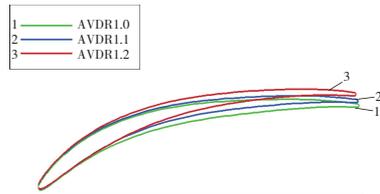


图2 静子叶型形状对比

表3 静子叶型关键参数对比

项目	密流比(AVDR)		
	1.0	1.1	1.2
最大厚度	0.058	0.055	0.059
最大厚度位置	0.249	0.184	0.197
最大挠度	0.114	0.116	0.115
最大挠度位置	0.361	0.374	0.393
几何进口角/(°)	46.0	45.5	45.2
几何出口角/(°)	-5.0	-4.8	-4.9

多点优化后所得各密流比转子叶型如图3所示(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者),所得静子叶型关键参数如表4所示,可知随着密流比的增加,最优转子叶型的最大厚度逐渐减小,最大厚度位置逐渐前移,最大挠度位置逐渐后移,几何出口角逐渐减小。

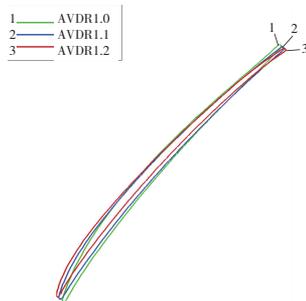


图3 转子叶型形状对比

表4 转子叶型关键参数对比

项目	密流比(AVDR)		
	1.0	1.1	1.2
最大厚度	0.042	0.036	0.031
最大厚度位置	0.308	0.210	0.164
最大挠度	0.050	0.048	0.053
最大挠度位置	0.341	0.360	0.393
几何进口角/(°)	66.3	64.8	67.0
几何出口角/(°)	45.3	39.1	33.7

叶片表面等熵马赫数对比如图4所示。对于静子叶型。密流比越大的叶型,在压力面的前缘至0.2倍轴向弦长处之间的等熵马赫数越高,而吸力面这一位置的等熵马赫数及其位置均基本保持不变;密流比越大的叶型,在吸力面的0.5倍轴向弦长处至0.8倍轴向弦长处之间的等熵马赫数越高,而压力面这一位置的等熵马赫数却保持不变或略微降低。因此在零度攻角下、进口马赫数0.70时,随着密流比的增大,其对应的最优叶型:前缘附近载荷逐渐降低,而中后段的载荷逐渐增大;峰值马赫数及其位置基本保持不变;符合控制扩散叶型规律。

对于转子叶型。密流比越大的叶型,在吸力面的峰值马赫数逐渐增大,且峰值马赫数位置逐渐向前缘靠近;在压力面,前缘和尾缘处等熵马赫数逐渐降低,整体更加平稳。因此在零度攻角下、进口马赫数0.70时,随着密流比的增大,其对应的最优叶型:前缘附近载荷逐渐增大,而中后段的载荷基本保持不变;峰值马赫数逐渐增大,且峰值马赫数位置逐渐向前缘靠近;符合控制扩散叶型规律。

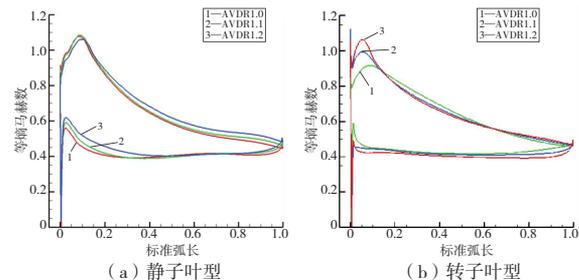


图4 叶片表面等熵马赫数对比

表5为各静子叶型在零度攻角下的损失构成,可知对于不同密流比的最优静子叶型,各类损失占比基本保持不变,即尾迹损失占比约为10%;激波损失占比约为2%;压力面损失占比约为20%;吸力面损失占比约为70%。

表5 零度攻角下各静子叶型主要损失构成

项目	密流比(AVDR)		
	1.0	1.1	1.2
进口气流角/(°)	45.0	45.0	45.0
总压损失	0.017 3	0.016 8	0.019 9
尾迹损失	0.001 9	0.001 4	0.001 4
激波损失	0.000 4	0.000 3	0.000 5
压力面附面层损失	0.002 9	0.003 0	0.004 4
吸力面附面层损失	0.012 1	0.012 1	0.012 0

表 6 为各转子叶型在零度攻角下的损失构成,其中尾迹损失占比约为 10%;激波损失占比约为 2%;压力面损失占比约为 20%;吸力面损失占比约为 70%,即通道内附面层损失集中在吸力面,这是由于相比压力面,吸力面更容易发生流动分离。

表 6 零度攻角下各转子叶型主要损失构成

项目	密流比 (AVDR)		
	1.0	1.1	1.2
进口气流角/(°)	60.5	60.5	60.5
总压损失	0.017 8	0.015 5	0.012 2
尾迹损失	0.001 0	0.000 7	0.000 4
激波损失	0.000 8	0.004 1	0.004 8
压力面附面层损失	0.001 5	0.000 8	0.000 5
吸力面附面层损失	0.015 3	0.014 0	0.011 2

图 5 为各叶型在零度攻角下的损失构成对比,其中,静子叶型;不同密流比的最优叶型损失构成及其大小基本保持一致,吸力面损失为主要损失,约占总压损失的 85%;转子叶型;吸力面损失为主要损失,且密流比越大的叶型,吸、压力面损失及尾迹损失越大,激波损失越小。

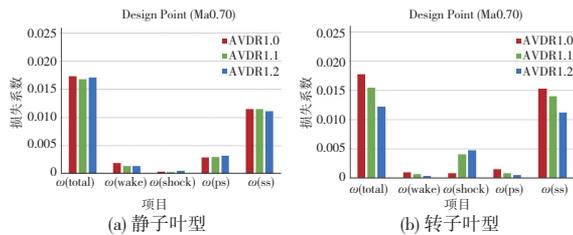


图 5 主要损失构成对比

3 不同密流比叶型全工况性能对比

对优化后的各静子叶型进行全工况计算,全工况性能对比如图 6 所示,表 7 为各静子叶型的可用攻角范围。随着密流比的增加:堵点、喘点均逐渐向正攻角方向移动,且可用攻角范围逐渐增大,各叶型的最小损失没有明显的变化;各叶型的气流转折角没有明显变化。

表 7 各静子叶型可用攻角范围

项目	密流比 (AVDR)		
	1.0	1.1	1.2
堵点/(°)	38.0	38.3	39.0
喘点/(°)	50.8	51.4	52.3
可用攻角范围/(°)	12.8	13.1	13.3

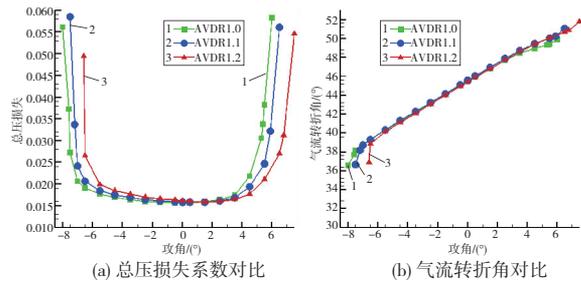


图 6 不同密流比静子全工况性能对比

对优化后的各转子叶型进行全工况计算,全工况性能对比如图 7 所示,表 8 为各转子叶型的可用攻角范围。随着密流比的增加:喘点逐渐向正攻角方向移动,堵点无规律性变化,且可用攻角范围逐渐增大,各叶型的最小损失逐渐降低;各叶型的气流转折角逐渐增大。

表 8 各转子叶型可用攻角范围

项目	密流比 (AVDR)		
	1.0	1.1	1.2
堵点/(°)	56.0	54.4	54.7
喘点/(°)	63.3	64.1	64.4
可用攻角范围/(°)	7.3	9.7	9.8

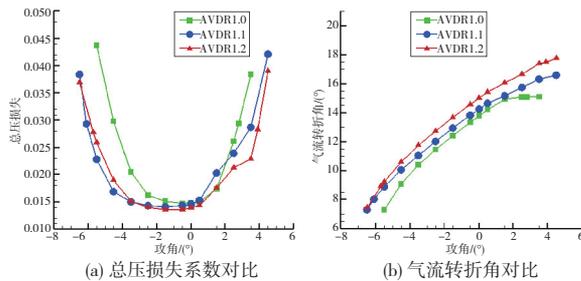


图 7 不同密流比转子全工况性能对比

4 结语

本文针对不同密流比转静子叶型进行优化设计,得出各密流比下的最优叶型,并分析零度攻角下的流动特性及叶片表面载荷分布规律及全工况特性,结果如下。

1) 随着密流比增大:静子最优叶型前缘附近载荷逐渐降低,而中后段的载荷逐渐增大,峰值马赫数及其位置基本保持不变;转子最优叶型前缘附近载荷逐渐增大,中后段的载荷基本保持不变,峰值马赫数增大、峰值马赫数位置向前缘靠近;

2) 随着密流比增大:静子最优叶型可用攻角范围逐渐增大,最小损失没有明显变化;转子最优叶型可用攻角范围逐渐增大,最小损失降低。

(下转第 30 页)

- 712-732.
- [3] DAVY J L. Predicting the sound insulation of walls[J]. *Building Acoustics*, 2009, 16(1): 1-20.
- [4] GALBRUN L. Vibration transmission through plate/beam structures typical of lightweight buildings: Applicability and limitations of fundamental theories [J]. *Applied Acoustics*, 2010, 71(7): 587-596.
- [5] 沈承, 辛锋先, 金峰, 等. 对边简支加筋三明治板隔声性能研究[J]. *西安交通大学学报*, 2011, 45(7): 22-29, 117.
- [6] SHEN C, XIN F X, LU T J. Sound transmission across composite laminate sandwiches: influence of orthogonal stiffeners and laminate layup[J]. *Composite Structures*, 2016, 143: 310-316.
- [7] 胥强荣, 沈承, 韩峰, 等. 一种准零刚度声学超材料板的低频宽频带隔声行为[J]. *物理学报*, 2021, 70(24): 157-168.
- [8] 胥强荣, 朱洋, 林康, 等. 一种具有动态磁负刚度薄膜声学超材料的低频隔声特性[J]. *物理学报*, 2022, 71(21): 223-238.
- [9] 马冠聪, 张柏乐, 刘正猷, 声学超材料的发展及展望[J]. *科学通报*, 2025, 70(12): 1697-1698.
- [10] MA G C, YANG M, YANG Z Y, et al. Low-frequency narrow-band acoustic filter with large orifice [J]. *Applied Physics Letters*, 2013, 103(1): 011903.
- [11] MILTON G W. New metamaterials with macroscopic behavior outside that of continuum elastodynamics[J]. *New Journal of Physics*, 2007, 9(10): 359.
- [12] LEE S H, PARK C M, SEO Y M, et al. Acoustic metamaterial with negative density[J]. *Physics Letters A*, 2009, 373(48): 4464-4469.
- [13] YAO S S, ZHOU X M, HU G K. Investigation of the negative-mass behaviors occurring below a cut-off frequency [J]. *New Journal of Physics*, 2010, 12(10): 103025.
- [14] VARANASI S, BOLTON J S, SIEGMUND T H, et al. The low frequency performance of metamaterial barriers based on cellular structures [J]. *Applied Acoustics*, 2013, 74(4): 485-495.
- [15] MEI J, MA G C, YANG M, et al. Dark acoustic metamaterials as super absorbers for low-frequency sound[J]. *Nature Communications*, 2012, 3: 756.
- [16] MA G C, YANG M, XIAO S W, et al. Acoustic metasurface with hybrid resonances [J]. *Nature Materials*, 2014, 13(9): 873-878.
- [17] LANGFELDT F, KEMSIES H, GLEINE W, et al. Perforated membrane-type acoustic metamaterials[J]. *Physics Letters A*, 2017, 381(16): 1457-1462.
- [18] YANG M, MA G C, YANG Z Y, et al. Coupled membranes with doubly negative mass density and bulk modulus [J]. *Physical Review Letters*, 2013, 110(13): 134301.
- [19] LI Y, ASSOUAR B M. Acoustic metasurface-based perfect absorber with deep subwavelength thickness[J]. *Applied Physics Letters*, 2016, 108(6): 063502.
- [20] ABRAHAMS M P, OUDICH M, REVALOR Y, et al. Hybrid ultrathin metasurface for broadband sound absorption [J]. *Applied Physics Letters*, 2024, 124(15): 151702.
- [21] ZHANG S Y, SONG A L, WANG S, et al. A compact low-frequency sound absorption metastructure realized by resonators with wavy bending necks[J]. *Journal of Physics D Applied Physics*, 2024, 57(3): 035302.
- [22] 任树伟, 辛锋先, 卢天健. 蜂窝层芯夹层板结构振动与传声特性研究[J]. *力学学报*, 2013, 45(3): 349-358.

收稿日期: 2025-06-13

(上接第 24 页)

参考文献:

- [1] WU C H. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial, radial, and mixed-flow types [J]. *Journal of Fluids Engineering*, 1952, 74(8): 1363-1380.
- [2] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术[J]. *航空学报*, 2008, 29(2): 257-266.
- [3] GALLIMORE S J. Axial flow compressor design [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 1999, 213(5): 437-449.
- [4] BIOLLO R, BENINI E. Recent advances in transonic axial compressor aerodynamics [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2013, 56: 1-18.
- [5] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 2版. 北京: 国防工业出版社, 2014: 57-59.
- [6] SENTHIL KUMARAN R, KAMBLE S, SWAMY K M M, et al. Effect of axial velocity density ratio on the performance of a controlled diffusion airfoil compressor cascade [J]. *International Journal of Turbo and Jet Engines*, 2015, 32(4): 36.
- [7] 马亚男, 周正贵. 密流比对压气机叶栅性能影响研究[J]. *机械制造与自动化*, 2021, 50(2): 13-17.
- [8] 刘龙龙, 周正贵, 陶胜. 基于遗传算法的2维叶型优化设计[J]. *航空发动机*, 2014, 40(5): 50-56.
- [9] 张金环, 周正贵. 基于并行遗传算法的向心涡轮气动优化设计[J]. *航空发动机*, 2015, 41(3): 39-43.

收稿日期: 2023-12-28