

# 大密流比高亚音叶型优化设计

孔祥雪,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:**二维叶型是构成轴流压气机三维叶片的基本元素。密流比是影响由回转面二维型所构成叶栅气动性能的重要参数。采用基于遗传算法的优化平台,进行大密流比高亚音叶型优化设计;研究目标函数设置方法并考察大密流比情况下载荷分布规律。研究表明:以设计工况点参数为目标进行单工况优化不仅可有效提高设计工况性能,也可以有效提高非设计工况性能;对于大密流比高亚音静子/转子叶型,载荷沿弦向分布较均匀,不呈前加载特性;对于大安装角转子叶型,压力面局部凸起与吸力面尾缘配合,形成收缩流道,可抑制吸力面尾缘流动分离。

**关键词:**压气机;轴向密流比;可控扩散叶型;优化设计;载荷分布

**中图分类号:**V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)02-0036-04

## Optimization Design of High Subsonic Profiles with Large Axial Velocity Density Ratio

KONG Xiangxue, ZHOU Zhenggui

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

**Abstract:** The two-dimensional profile is the basic element of the three-dimensional blade of the axial flow compressor. Axial velocity density ratio is an important parameter that affects the aerodynamic performance of the cascade formed by a two-dimensional profile of the revolution surface. The optimization platform based on genetic algorithm was used to optimize the design of high subsonic blade profiles with large axial velocity density ratio. The method of setting the weighting factor in objective function was studied and the load distribution law in the case of large axial velocity density ratio was investigated. The research shows that the optimization of single condition with the parameters of the design condition as the target can effectively improve the performances of the design and off-design conditions. For high subsonic stator / rotor blades with large axial velocity density ratio, the load distribution is more uniform along the chord direction and does not show the front loading characteristic. For the rotor blade profile with large stagger angle, the pressure surface local bulge coordinates with the trailing edge of the suction surface to form a contraction channel, which can suppress the flow separation of the trailing edge of the suction surface.

**Keywords:** compressor; axial velocity density ratio; controlled diffusion airfoil; optimization design; load distribution

## 0 引言

航空压气机叶片是由二维叶型沿叶高方向按一定的积叠规律叠加而成的,气动性能主要取决于各基元叶型。通常叶片表面等熵马赫数符合控制扩散规律的高亚音压气机叶型具有较好的设计点和非设计点性能<sup>[1]</sup>。这种叶型可采用反问题设计方法设计<sup>[2]</sup>,也可采用正问题设计方法和自动优化设计方法设计。正问题设计方法对设计人员经验依赖很大;反问题设计方法需要给定叶片表面压力分布,对设计人员经验依赖也较大;而自动优化设计方法则较少依赖于设计人员经验。

KORAKIANITIS T等<sup>[3]</sup>人采用贝塞尔曲线将可控扩散叶型(CDA)压力面和吸力面的曲率沿轴向分布,使用曲率分布曲线的控制点控制叶型形状,进行优化,获得的叶型性能更优。SIEVERDING F等<sup>[4]</sup>人采用遗传算法对

NACA65叶片不同截面叶型进行气动优化设计,形成了典型的CDA叶型,获得了较好的全工况性能。轴向速度密流比(AVDR,以下简称密流比)是检测叶栅二维性的重要参数,在对CDA叶型的研究中,STEPHENS H等<sup>[5]</sup>人设计了密流比为1.12的CDA叶栅,其叶栅流道中无激波并且附面层附着性良好。STEINERT W等人设计的CDA叶型密流比为1.1,被用于各种气动性能研究<sup>[6-7]</sup>。以上高亚音可控扩散叶型设计都是针对密流比为1.1的平面叶栅流动;SENTHIL K R等<sup>[8]</sup>人研究了密流比变化对高压CDA叶型气动性能的影响,通过收敛端壁调节 $A_{VDR}$ ,在设计工况下实验结果表明当 $A_{VDR} > 1.248$ 时,二次流区域开始减小。DORFNER C等<sup>[9]</sup>人的研究表明, $A_{VDR}$ 值在压气机静子靠近端壁和机匣处 $> 1.3$ 。

本文针对密流比为1.25的高亚音静子和1.24高亚音转子叶型,应用自动优化设计方法进行叶型气动设计,考察大密流比情况下高亚音叶型载荷分布规律。

**基金项目:**国家科技重大专项(2017-II-0001-0013)

**第一作者简介:**孔祥雪(1995—),女,黑龙江佳木斯人,硕士研究生,研究方向为叶轮气体动力学。

## 1 自动优化方法

优化采用基于遗传算法与正问题流场计算相结合的软件,该软件主要包括:数值最优化模块、正问题方法流场计算模块、叶型参数化模块和目标函数设定模块。数值最优化模块介绍参见文献[10]。以下介绍正问题方法流场计算、叶型参数化和目标函数设定方法。

### 1.1 正问题方法流场计算

二维回转面叶栅优化计算时结合使用商用软件 NUMECA,采用三维流场计算方法,取流片的上下回转面设置为无黏边界。数值优化时控制方程选择三维雷诺平均  $N-S$  方程,湍流模型选择 Spalart-All maras,时间离散采用四步龙格-库塔方程,空间离散采用二阶中心差分。经过网格无关性验证,最终确定取静子叶栅网格量为 4 万,转子叶栅网格量为 13 万,S1 流面网格类型均为 O4H。

### 1.2 二维叶型参数化模块

叶型参数化即对原始叶型叠加修改量,获得新叶型。采用贝塞尔曲线拟合各个修改位置的设计参数,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。

### 1.3 目标函数设定模块

压气机转静子二维叶型设计属多目标优化问题,本文引入权重系数将多目标优化设计转化为单目标优化设计。首先以设计点性能为目标进行优化,通过优化设计获得性能较好的初始叶型,并以此优化结果作为全工况优化的初始叶型。静子叶型单点优化目标函数设定为

$$F = c_1(1-\bar{\omega}) + c_2 \left( 1 - \frac{\Delta\beta - \Delta\beta_{obj}}{\Delta\beta_{obj}} \right) + c_3 \left( 1 - \frac{|\pi_s - \pi_{sobj}|}{\pi_{sobj}} \right) \quad (1)$$

式中:  $F$  为目标函数值;  $\bar{\omega}$ 、 $\Delta\beta$ 、 $\pi_s$  分别为设计工况下静子的总压损失系数、气流转角和静压比;  $\Delta\beta_{obj}$ 、 $\pi_{sobj}$  分别为设计工况下目标气流转角和目标静压比,目标静压比用于实现给定进口马赫数;  $c_1$ 、 $c_2$  和  $c_3$  分别为对应性能参数的权重系数。静子多工况优化目标函数设置如下:

$$F = c_1(1-\bar{\omega}_A) + c_2(1-\bar{\omega}_B) + c_3(1-\bar{\omega}_C) + c_4 \left( 1 - \frac{\Delta\beta_A - \Delta\beta_{Aobj}}{\Delta\beta_{Aobj}} \right) \quad (2)$$

式中:  $\bar{\omega}_A$  为设计进气角对应的总压损失系数;  $\bar{\omega}_B$ 、 $\bar{\omega}_C$  分别为近堵点和近喘点进气角对应的总压损失系数;  $\Delta\beta_A$  为 A 点气流转角;  $\Delta\beta_{Aobj}$  为 A 点目标气流转角;  $c_1$ 、 $c_2$ 、 $c_3$  和  $c_4$  分别为对应性能参数的权重系数。转子叶型在相对坐标系下优化设计时,优化目标函数与静子相同。

## 2 静子叶型优化设计与分析

### 2.1 设计工况叶型优化设计

初始设计所得静子叶型记为 Case\_1,前缘采用长短轴比为 2 的椭圆,主要设计参数见表 1。设计工况叶型优化时

目标函数式(1)中  $c_1$ 、 $c_2$  和  $c_3$  取值分别为 100、10 和 10。考虑降低损失难度较大,所以权重系数  $c_1$  取值较大。优化后所得叶型记为 Case\_2。表 2 中优化叶型设计点出气角、气流转角及静压比更接近目标值,且损失有明显下降。

表 1 静子叶型主要设计参数

设计参数	数值
弦长/mm	39.83
进口气流角/(°)	51.13
进口马赫数	0.70

表 2 气动性能参数对比

参数	设计目标	Case_1	Case_2
出口气流角/(°)	0	4.92	-0.20
气流转角/(°)	51.13	46.21	51.33
静压比	1.11	1.08	1.10
总压损失系数	—	0.025 4	0.018 9

图 1 为叶型表面等熵马赫数分布,初始叶型 Case\_1 前缘呈负载荷;优化叶型 Case\_2 消除了前缘负载荷;沿弦向优化叶型表面载荷分布较均匀,而常规密流比为 1.1 的 CDA 叶型前部分载荷较大、后部分载荷明显较小<sup>[11-12]</sup>。图 2 表明,虽然在工作气流角范围内优化叶型气流转角比原始叶型大近 5°,但低损失气流角范围更大,损失更低。

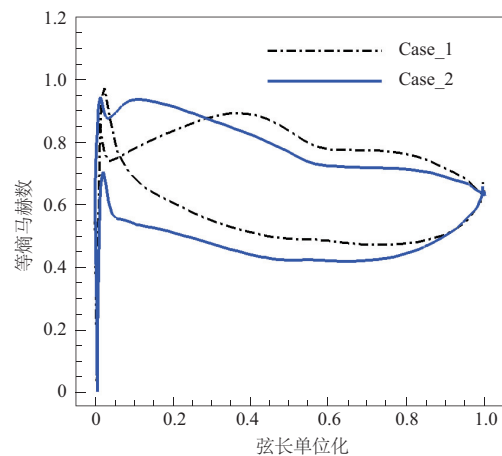


图 1 设计点叶型表面等熵马赫数分布

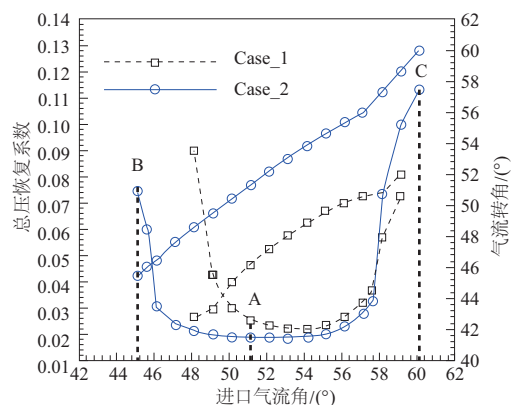


图 2 优化前后叶栅特性线对比

## 2.2 多工况叶型优化设计

以 Case\_2 叶型作为初始叶型进行多工况优化。如图 3 所示,为了扩大低损失工作进气角范围,取  $\beta_A = 51.13^\circ$ 、 $\beta_B = 45.13^\circ$ 、 $\beta_C = 60.13^\circ$  3 种工况点;表 3 中权重系数的 3 种组合,对应叶型 Case\_3、Case\_4、Case\_5。每次调整均以期进一步减小大正攻角损失、扩大失速裕度。图 3 表明,设计工况下,多工况优化后叶型后部载荷比单工况优化还要大一些,与可控扩散规律差别更大。

表 3 权重系数设置

叶型	$c_1$	$c_2$	$c_3$	$c_4$
Case_3	100	30	30	10
Case_4	100	30	100	10
Case_5	30	30	100	10

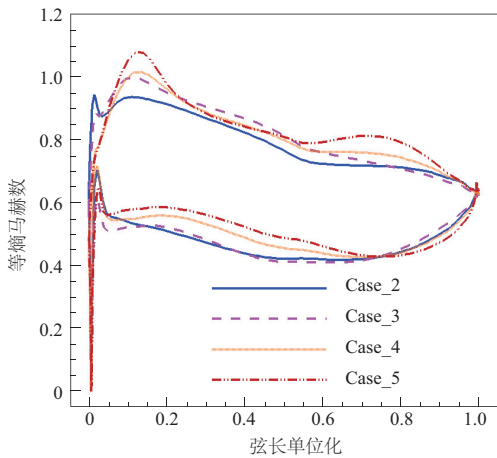


图 3 叶型表面等熵马赫数分布

图 4 中,多工况优化与单工况优化气流转角随进气角变化较小,即落后角差别不大;多工况优化低损失气流角范围大于单工况优化,但设计气流角单工况优化损失最小;随着正攻角权重系数增加,损失曲线近于整体右移;与单工况优化相比,多工况优化低损失气流角范围增加不明显。

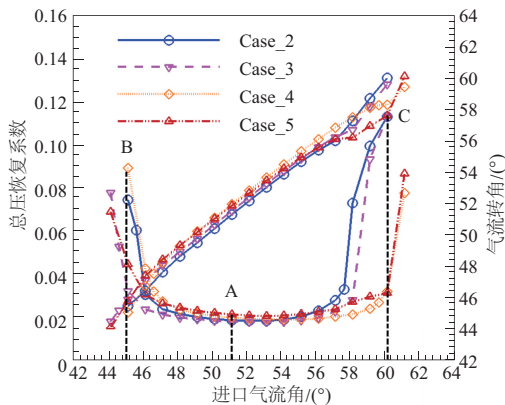


图 4 多工况优化前后叶栅特性线对比  
( $Ma_1 = 0.70$ )

## 3 转子优化设计与分析

参照静子二维回转面叶栅研究思路,分别进行转子初

始叶型设计、单工况优化设计及多工况优化设计。表 4 为叶型主要设计参数,记为 Case\_6,如图 5 所示。

表 4 转子叶型主要设计参数

设计参数	数值
弦长/mm	65.20
进口气流角/ $^\circ$	67.40
目标气流转角/ $^\circ$	15.99
转速/(r/min)	9 500
进口马赫数	0.79
总压比	1.30

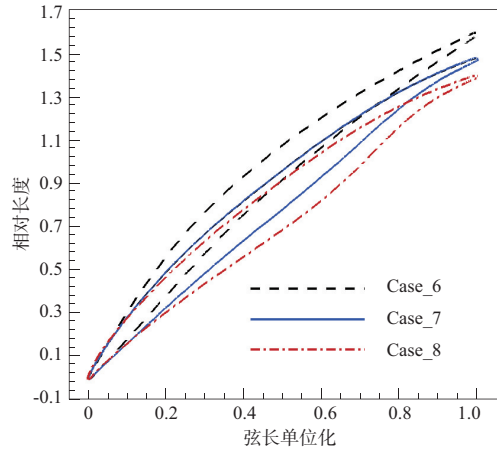


图 5 优化设计前后叶型对比

单工况优化目标函数式(1)中权重系数  $c_1$ 、 $c_2$  和  $c_3$  分别取值为 100、30 和 10,所得叶型记为 Case\_7。多工况优化分别选择 Case\_7 叶型设计点  $\beta_{A1} = 67.4^\circ$ 、进气  $\beta_{B1} = 63.4^\circ$  及  $\beta_{C1} = 70.4^\circ$  3 点,目标函数式(2)中权重系数  $c_1$ 、 $c_2$ 、 $c_3$  和  $c_4$  分别为 30、30、100 和 30,所得叶型记为 Case\_8。由图 5 可知,单工况优化和多工况优化叶型压力面在弦线中间部位有凸起,并且多工况优化凸起更甚,其形状已不符合传统设计。图 6 表明,单工况优化载荷呈两端大中间小,而多工况优化后这一趋势更加明显,这是由于叶型中间压力面凸起造成的,压力面凸起部位可抑制吸力面尾缘分离。图 7 给出气流转角和损失随进气角变化曲线。单工况优化和多工况优化叶型气流转角差别不大;多工况优化叶型低损失气流角范围大于单工况优化。

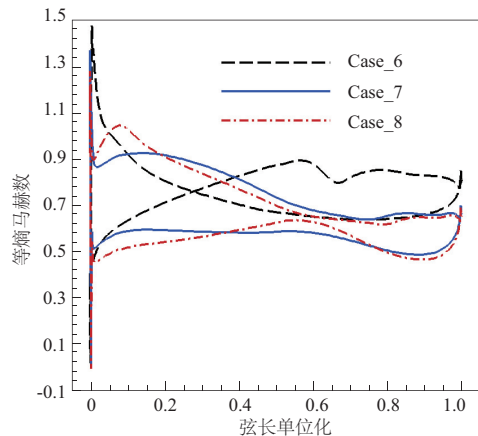


图 6 优化前后叶型表面等熵马赫数分布

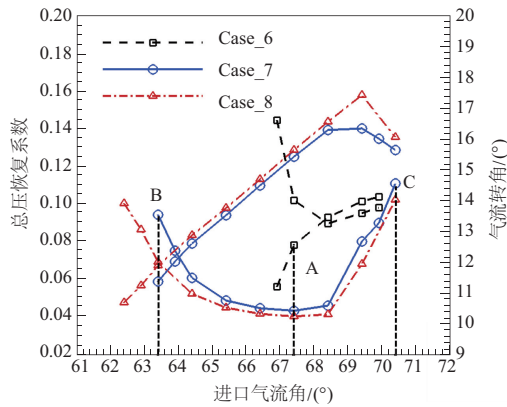


图7 优化前后叶栅特性线对比

### 4 结语

本文采用优化设计方法进行大密流比高亚音静子叶型和转子叶型设计,得出如下结论:

1)以设计工况点参数为目标进行单工况优化不仅可有效提高设计工况性能,也可有效提高非设计工况性能;但单工况优化非设计工况性能可能会略低于多工况优化。

2)对于大密流比高亚音静子/转子叶型,载荷沿弦向分布较均匀,不呈前加载特性,与可控扩散叶型载荷分布有明显的差异。

3)对于大安装角转子叶型,压力面在与吸力面尾缘配合部位适当凸起,可抑制吸力面尾缘流动分离。

#### 参考文献:

[1] 徐全勇, 阙晓斌, 吴锋. 可控扩散叶型的扩稳优化[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1762-1768.

[2] PAGE J H, HIELD P, TUCKER P G. Inverse design of 3D multistage transonic fans at dual operating points[J]. Journal of Turbomachinery, 2014, 136(4): 041008.

[3] KORAKIANITIS T, HAMAKHAN I A, REZAIENIA M A, et al. Design of high - efficiency turbomachinery blades for energy conversion devices with the three - dimensional prescribed surfacecurvature distribution blade design ( CIRCLE ) method [J]. Applied Energy, 2012, 89(1): 215-227.

[4] SIEVERDING F, RIBI B, CASEY M, et al. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2): 323-331.

[5] STEPHENS H. Supercritical airfoil technology in compressor cascades; comparison of theoretical and experimental results [J]. AIAA Journal, 1979, 17(6): 594-600.

[6] STEINERT W, EISENBERG B, STARKEN H. Design and testing of a controlled diffusion airfoil cascade for industrial axial flow compressor application [J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(4): 583-590.

[7] 赵峰, 桂幸民. 低雷诺数效应对某可控扩散叶型性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 285-289.

[8] SENTHIL K R, KAMBLE S, SWAMY K, et al. Effect of axial velocity density ratio on the performance of a controlled diffusion airfoil compressor cascade [J]. International Journal of Turbo & Jet-engines, 2015, 32(4): 305-317.

[9] DORFNER C, HERGT A, NICKE E, et al. Advanced nonaxisymmetric endwall contouring for axial compressors by generating an aerodynamic separator-part I: Principal cascade design and compressor application [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2): 021026.

[10] 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.

[11] HOBBS D E, WEINGOLD H D. Development of controlled diffusion airfoils for multistage compressor application [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 271-278.

[12] RECHTER H, STEINERT W, LEHMANN K. Comparison of controlled diffusion airfoils with conventional NACA 65 airfoils developed for stator blade application in a multistage axial compressor [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 494-498.

收稿日期: 2020 - 01 - 13

(上接第 35 页)

#### 参考文献:

[1] 徐平, 肖振, 谈海南, 等. 钢纤维树脂混凝土填充结构机床基础件研究 [J]. 机械设计, 2013, 30(5): 52-55.

[2] KIM H S, PARK K Y, LEE D G. A study on the epoxy resin concrete for the ultra-precision machine tool bed [J]. Journal of Materials Processing Technology, 1995, 48(1/2/3/4): 649-655.

[3] 赵雪峰. 钢纤维混凝土在机床床身中的应用研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2008.

[4] 王涛. 机床用碳纤维增强树脂矿物复合材料的制备与性能研究 [D]. 济南: 山东大学, 2014.

[5] 于英华, 陈宇, 王焱, 等. 玄武岩纤维树脂混凝土的切削性能研究 [J]. 混凝土, 2017(6): 93-96.

[6] 于英华, 梁宇, 沈佳兴, 等. 玄武岩纤维增强树脂混凝土机床基础件结构设计及其性能仿真分析 [J]. 机械设计, 2017, 34(1): 71-75.

[7] 沈佳兴, 徐平, 于英华, 等. BFPC 机床龙门框架组件优化设计及综合性能分析 [J]. 机械工程学报, 2019, 55(9): 127-135.

[8] 于英华, 孙苗苗, 徐平, 等. BFPC 数控车床斜床身拓扑优化设计

及其性能分析 [J]. 机械科学与技术, 2018, 37(7): 1034-1040.

[9] 丛明, 房波, 周资亮. 车-车拉数控机床拖板有限元分析及优化设计 [J]. 中国机械工程, 2008, 19(2): 208-213.

[10] 陆凌云. 基于仿真实验的灵敏度分析方法及工具研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.

[11] 梁赛, 杨冰, 吴亚运, 等. 有限元方法中实体单元选择策略研究 [J]. 机械制造与自动化, 2019, 48(2): 79-83.

[12] 付稣昇. CAE 分析大系: ANSYS Workbench 17.0 数值模拟与实例精解 [M]. 北京: 人民邮电出版社, 2017.

[13] 杨玉萍, 张森, 季彬彬, 等. 数控立式加工中心床身筋板结构设计与分析 [J]. 机械设计与制造, 2013(12): 38-40.

[14] 王开德, 韩凯凯. 基于 ANSYS Workbench 的磨床立柱结构分析与优化设计 [J]. 制造业自动化, 2018, 40(10): 64-69.

[15] 梁宇. BFPC 机床基础件材料、结构及其成型模具设计 [D]. 阜新: 辽宁工程技术大学, 2015.

[16] 罗辉, 陈蔚芳, 叶文华. 机床立柱灵敏度分析及多目标优化设计 [J]. 机械科学与技术, 2009, 28(4): 487-491.

收稿日期: 2020 - 01 - 17