

高亚声速轴流压气机的优化叶型

陈忠良, 姜 斌, 郑 群, 张小龙, 谭春来
(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 基于计算流体动力学和数值优化算法, 研究了一种压气机叶型优化设计方法. 以入口马赫数为 0.7 的高亚声速轴流压气机叶型为研究对象, 采用拉丁超立方实验法选取优化变量并构建了考虑攻角特性的目标函数, 通过引入 Gamma-Theta 转捩模型, 考虑了附面层转捩的影响, 最终获得了可以有效改善攻角特性和降低总压损失的高亚声速轴流压气机优化叶型. 计算结果表明: 优化叶型可以显著降低入口马赫数为 0.2~0.8 时 +4° 和 -4° 攻角的总压损失, 使设计工况 (入口马赫数为 0.7) 下的低损失攻角增加 4° 以上, 优化叶型最佳稠度降低 20% 并改善低雷诺数时叶栅的流动特性.

关 键 词: 燃气轮机; 轴流压气机; 叶型设计; 优化叶型; 高亚声速

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimized profile of high subsonic axial flow compressor

CHEN Zhong-liang, JIANG Bin, ZHENG Qun,
ZHANG Xiao-long, TAN Chun-lai

(College of Power and Energy Engineering,
Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: An optimization design method of compressor profile was studied by combining computational fluid dynamics and numerical optimization algorithm. The profile of a high subsonic axial flow compressor was taken as the research object with inlet Mach number of 0.7. The optimization variables were selected by Latin hypercube sampling method and an objective function considering incidence performance was built. Boundary layer transition was also taken into account and the Gamma-Theta transition model was used in numerical simulation. An optimized profile of high subsonic axial flow compressor that can improve incidence performance and reduce total pressure loss was obtained. The results show that the optimized profile can significantly reduce total pressure loss at both incidences of -4 degree and +4 degree with inlet Mach number from 0.2 to 0.8. It can increase the incidence of lower pressure loss by more than 4 degree at the design point (inlet Mach number of 0.7). In addition, the optimized profile can reduce the optimum consistency by 20% and improve the flow characteristics of cascade at low Reynolds numbers.

Key words: gas turbine; axial flow compressor; profile design; optimized profile; high subsonic

现代航空发动机/燃气轮机的总体要求对多级轴流压气机的全工况效率水平、稳定工作范围

等性能指标提出了更高的要求, 高气动性能叶片越来越受到各国研究机构和专家学者的关注^[1].

收稿日期: 2013-11-15

基金项目: 国家高技术研究发展计划 (2008AA05A302); 中央高校基本科研业务费专项资金 (HEUCF140303)

作者简介: 陈忠良 (1990—), 男, 山东济南人, 硕士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

通讯作者: 姜斌 (1980—), 男, 吉林吉林人, 讲师, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

20 世纪 70 年代,研究人员通过设计与优化得到了可控扩散叶型(CDA),它可以降低总压损失,扩大低损失攻角范围,相对于传统叶型具有明显的优势^[2].传统叶型设计与优化所采用的正问题和反问题方法不仅依赖于大量计算和设计人员丰富的设计经验,而且需要拥有丰富的高性能叶型数据库作为设计基础^[3].近年来,随着计算机技术和计算流体动力学的发展,研究人员将遗传算法等数值优化算法与计算流体动力学技术相结合,由数学过程替代人工设计经验进行气动优化设计,不仅使设计过程更严密、客观,而且提高了压气机叶型设计和优化的效率^[4].Alstom 公司采用自适应模拟退火算法成功实现了压气机叶栅损失模型和分离模型的自动校核,自动校核计算得到的质量流量和多变效率与实验测量结果分别相差只有 0.8% 和 0.2%^[5];2006 年,Alstom 公司在其燃气轮机升级项目的压气机设计系统中采用了叶型自动优化技术,使压气机效率提高了 0.5%~1.0%^[6];2013 年该公司在 2006 年的基础上进一步改进了优化程序,使压气机的质量流量在 2006 年设计的基础上提高了 10%^[7].Siemens 公司于 20 世纪 90 年代末开展了相关研究,采用正态分布随机搜索与梯度法相结合的数值最优化方法对 CDA 进行优化,提高了叶片的气动性能^[8],优化得到的高性能叶片在 Siemens 公司的 PCO(Siemens platform compressor)实验台上得以成功应用^[9];Man Turbo 公司^[10]和德国宇航中心(DLR)^[11]也开始在各自的压气机设计系统中引入优化算法优化叶型.国内的研究人员对优化叶型技术也开展了一系列研究.宋寅、刘宝杰等对叶片前缘形状进行了优化设计和计算^[12-13];周正贵对压气机/风扇叶片的自动优化技术进行了介绍和研究^[4];赵鹏程等采用遗传算法优化得到了具有 CDA 特性的叶型^[14].

传统的优化计算大都仅对优化前后的总压损失性能进行分析,对转捩、稠度、雷诺数及优化变量的选取等分析较少.本文在考虑转捩对流动影响的基础上,采用多岛遗传算法对高亚声速轴流压气机(以下简称压气机)叶型进行了优化计算,得到了具有低损失、高工作范围的优化叶型.

1 叶型优化设计方法

针对压气机叶型工作特点选取和制定优化设计方法、优化策略以及优化设计流程决定了优化设计结果的有效性.下面给出了本文压气机叶型

优化设计方法包含的主要内容.

1.1 叶型优化设计流程

本文采用的压气机叶型优化设计流程主要包括:压气机叶型参数化模块、计算域选取和空间离散模块、气动分析计算模块、目标函数计算模块、数值寻优计算模块 5 个主要部分,优化设计流程如图 1 所示.

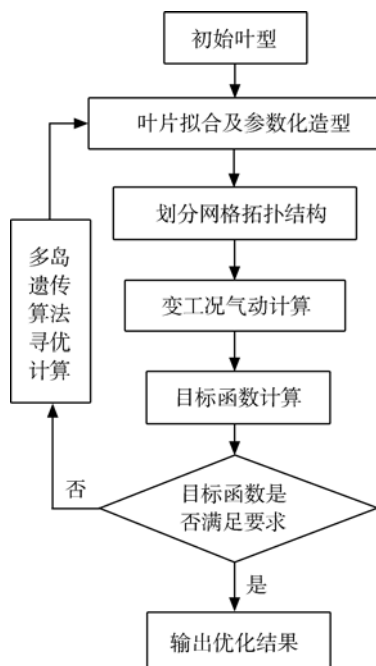


图 1 叶型优化设计流程图

Fig. 1 Flow chart of profile optimization design

压气机叶型参数化过程采用文献[15]中的典型 CDA 作为初始叶型.设计工况(入口马赫数为 0.7)不同攻角下 CDA, NACA65 和双圆弧叶型(DCA)的部分特征参数见表 1.不难发现,作为初始叶型的 CDA 在扩压因子和气流转折角方面相对其他两个叶型有明显优势,总压损失系数与 NACA65 相差不大,优于 DCA,可以作为优化初始叶型.

采用任意多项式曲线的造型方法,通过最小二乘法进行曲线拟合运算,保证拟合残差小于 10^{-3} ,使拟合叶型与初始叶型充分相似,从而完成初始叶型的参数化.计算域选取和空间离散采用 Numeca/AutoGrid 5 软件网格划分模块完成.气动分析模块主要由 ANSYS/CFX 流体分析软件组成,该模块能够实现给定入口马赫数条件下的叶型的变攻角计算,并根据要求输出不同攻角时叶型的总压损失系数和出口气流角度.以此为基础,通过目标函数计算模块,计算得到优化过程中

表1 不同攻角下叶型特征参数对比

Table 1 Comparison of profile characteristic parameters at different incidences

攻角/(°)	扩压因子			总压损失系数			气流转折角/(°)		
	CDA	NACA65	DCA	CDA	NACA65	DCA	CDA	NACA65	DCA
-6	0.295	0.291	0.266	0.037	0.035	0.048	9.978	10.357	9.978
-4	0.366	0.367	0.361	0.019	0.016	0.020	13.133	13.001	12.762
-2	0.422	0.423	0.418	0.015	0.015	0.014	15.275	14.996	14.757
0	0.473	0.474	0.437	0.013	0.012	0.022	17.271	16.822	14.853
2	0.516	0.488	0.467	0.026	0.023	0.029	17.365	16.657	15.573
4	0.539	0.504	0.483	0.044	0.036	0.046	17.226	16.650	15.667
6	0.549	0.508	0.484	0.073	0.064	0.079	16.897	16.205	15.296

目标函数的值.通过部分结构程序的编制,完成以上模块的连接.整体的数值寻优过程是在专业优化设计软件 Insight 9.0 软件平台上实现,根据设计要求选择优化设计变量和目标函数,确定相应的变量范围,完成优化设计过程.

1.2 优化算法及目标函数

本文的优化算法选用多岛遗传算法.多岛遗传算法可以通过种群的迁移,形成大量设计点和多重设计空间,维持群体的多样性,防止传统遗传算法早熟现象的发生,加快收敛速度,在全局中寻找最优值.

目标函数能否准确、有效地评估压气机叶型气动性能,决定了优化叶型是不是能够改善压气机的性能指标.这就要求压气机叶型优化设计的目标函数不仅能够评价设计工况下的损失特性,而且应该全面地考虑不同攻角情况下的压气机损失和落后角等情况,因此,目标函数中至少应该包括设计点的损失、低损失工作范围等因素.出于以上考虑,参考文献[8,16-17]中的方法,构造如下目标函数:

$$F_{ob} = C_1 \frac{\omega_b}{\omega_{b,ref}} + C_2 \frac{\omega_{in}}{\omega_{in,ref}} + C_3 \frac{\sigma_{in}}{\sigma_{in,ref}} + C_4 \frac{\Delta\beta_0}{\Delta\beta_{0,ref}} + C_5 \frac{|\Delta\beta_{st}/\Delta\beta_0 - (\Delta\beta_{st}/\Delta\beta_0)_{ref}|}{(\Delta\beta_{st}/\Delta\beta_0)_{ref}}$$

式中 ω_b 表示设计点的总压损失系数; ω_{in} 表示工作范围中间 80% 部分的总压损失系数的平均值, σ_{in} 为所对应的标准差,引入以上变量用于优化攻角; $\Delta\beta_0$ 表示攻角的变化角度,此处定义为设计点总压损失的两倍所对应的角度; $\Delta\beta_{st}/\Delta\beta_0$ 用于定义相对的正攻角变化范围;下标 ref 表示初始叶

型的相应参数,通过对初始叶型的计算得到; $C_1 \sim C_5$ 为权重系数,权重系数根据不同项对设计参数的敏感性以及优化设计目标的侧重点来设定,对于重点关注的优化变量其权重系数要大,根据优化叶型的计算结果评估权重系数的选择是否合适,并根据计算结果进行适当调整.目标函数各项示意图见图 2.

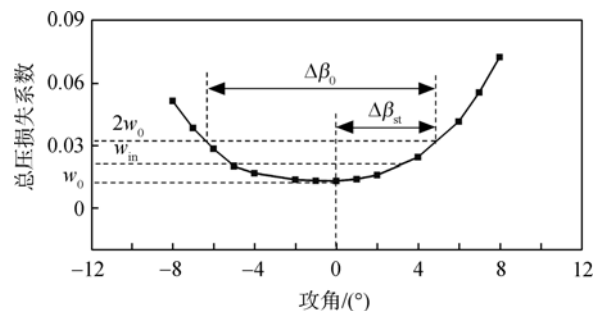


图2 目标函数各项示意图

Fig. 2 Schematic of elements for objective function

优化变量的数量增加会导致寻优迭代步数成倍增加,从而导致计算时间成倍增加.变攻角工况数量的多少,会影响每条特性曲线的计算时间,从而影响优化计算时间.因此必须根据自身的计算能力、所选择的优化算法以及优化目标,提前估算和选择优化变量的数量和变攻角计算的数量.

1.3 数值计算方法

采用 Numaca/AutoGrid 5 软件划分结构化网格.采用 O4H 型网格拓扑结构.根据网格敏感性验证计算结果,选取网格数为 27 000,径向网格节点数为 2,用于进行二维数值模拟.根据选取湍流模型要求,对叶片表面边界层内网格进行加密,第 1 层网格厚度为 $1 \mu\text{m}$,保证壁面 $y^+ < 1$,满足

湍流模型计算要求. 网格最小正交角度(minimum skewness angle)大于 49° , 最大长宽比(maximum aspect ratio)小于 974, 最大延展比(maximum expansion ratio)小于 1.84, 网格质量满足要求. 计算域的入口段长度为 1.5 倍弦长, 出口段长度为 3 倍弦长. 为了保证计算结果具有良好的可比性, 所有算例均采用 Numeca/AutoGrid 5 软件划分相同的结构化网格. 计算网格如图 3 所示.

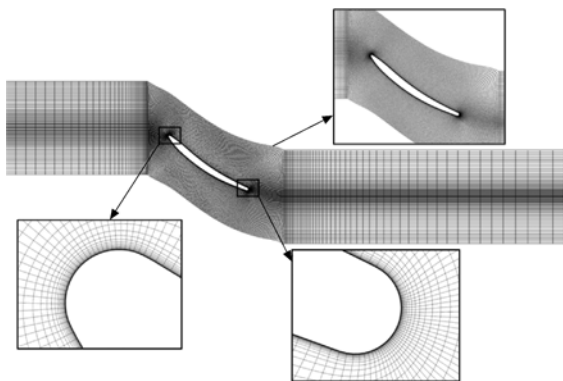


图3 计算网格

Fig. 3 Computational grid

采用 ANSYS CFX 流体分析软件进行二维计算. 为了计算转捩对流动的影响以及捕捉附面层变化, 采用 shear stress transport (SST) 湍流模型加 Gamma-Theta 转捩模型. 已有的研究表明, 采用 SST 湍流模型加 Gamma-Theta 转捩模型的计算结果更贴近真实值^[18]. 入口给定总温、总压、来流方向和来流湍流度, 出口给定背压. 求解时对流项采用 ANSYS CFX 流体分析软件中的高精度差分格式(high resolution), 保证计算精度. 变入口马赫数计算时, 保持入口总压和总温不变, 通过调整出口静压来改变入口马赫数. 变攻角计算时, 同样保持入口总压和总温不变, 通过调整出口静压保持入口马赫数恒定, 通过改变入口气流方向改变攻角. 变雷诺数计算时, 保持入口总温不变, 通过调整入口总压和出口背压来调整雷诺数.

2 优化结果

根据设计需要、叶片造型程序以及对初始叶型造型参数的敏感性分析, 选取尾缘半径、最大厚度位置、出入口楔形角作为优化变量, 控制弦长、出入口几何角、中弧线出入口曲率等决定中弧线的参数不变, 最大厚度保持不变. 如果叶片造型程序参数很多, 可以采用拉丁超立方实验设计方法

生成计算样本, 计算出各样本的目标函数值, 分析各造型参数与目标函数的相关性, 选取相关性大的参数进行优化, 这样可以在保证优化结果的基础上, 减少优化变量, 从而降低计算量. 优化结果如表 2 和图 4 所示, 其中初始叶型为 CDA.

表2 优化叶型和初始叶型参数对比

Table 2 Comparison of parameters between optimized profile and initial profile

参数	数值	
	初始叶型	优化叶型
弦长/mm	68.8	
入口几何角/ $^\circ$	-45.67	
出口几何角/ $^\circ$	-23.09	
最大厚度/弦长	0.07	
尾缘半径/mm	0.80	0.98
最大厚度位置/%	0.40	0.31
入口楔形角/ $^\circ$	16.08	29.96
出口楔形角/ $^\circ$	-2.49	18.76

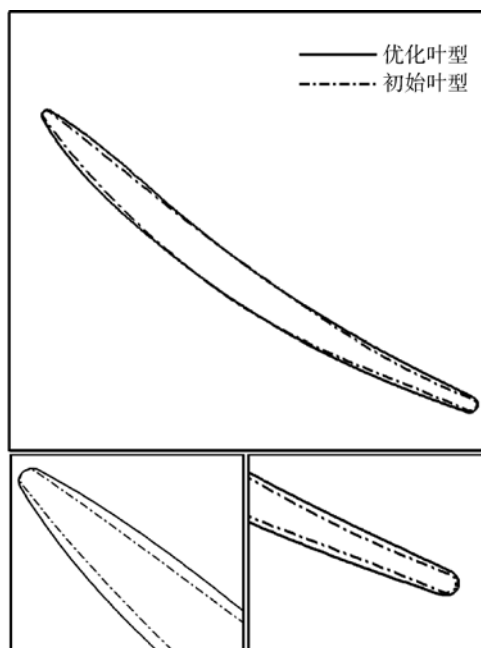


图4 优化叶型和初始叶型对比

Fig. 4 Comparison of optimized profile and initial profile

3 压气机叶型性能分析

按照以上叶型优化设计方法, 完成了某压气机叶型的优化设计过程, 下面对优化叶型的性能进行了详细的分析.

3.1 入口马赫数-损失性能分析

图5给出了入口马赫数在0.2~0.9之间变化时,优化叶型和初始叶型在 -4° , 0° , $+4^\circ$ 攻角时的总压损失系数曲线,为了更好地捕提高入口马赫数时总压损失的变化规律,对入口马赫数为0.7以后的计算点进行了加密。攻角为 0° ,入口马赫数为0.2~0.4时,初始叶型的总压损失系数小于优化叶型,两者的总压损失系数随入口马赫数的增加逐渐减小;当入口马赫数为0.4~0.7时,初始叶型的总压损失与优化叶型基本相同。当入口马赫数大于0.7时,优化叶型的总压损失快速增加,而初始叶型的总压损失增加相对缓慢,可见初始叶型在 0° 攻角时具有一定的优势。当攻角为 -4° 和 $+4^\circ$ 时,在0.3~0.8入口马赫数之间,优化叶型的总压损失系数低于初始叶型,特别是 $+4^\circ$ 攻角时优化叶型的总压损失系数远低于初始叶型。

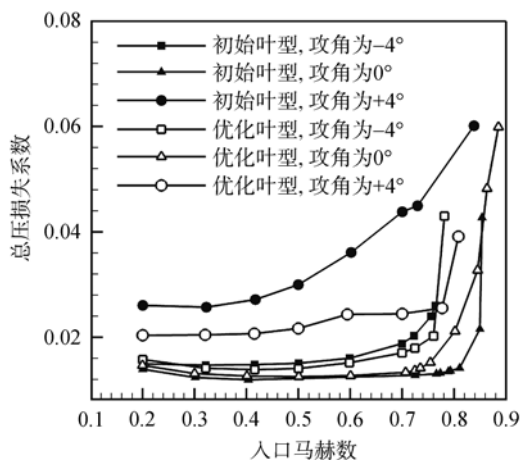


图5 总压损失系数与入口马赫数关系

Fig. 5 Relationship of total pressure loss coefficient and inlet Mach number

计算结果表明, 0° 攻角时优化叶型的临界入口马赫数为0.725,初始叶型的临界入口马赫数为0.766。达到临界入口马赫数时,两种叶型的吸力面都没有产生激波(如图6),超过临界入口马赫数后,仍没有立刻产生激波,说明两种叶型的吸力面扩压程度都是比较理想的。当入口马赫数大于0.78时,优化叶型吸力面开始产生激波,总压损失急剧增加,当入口马赫数大于0.81时,初始叶型吸力面产生激波,总压损失开始迅速上升。计算发现,初始叶型的最大马赫数为0.85,而优化叶型的最大马赫数可达0.9。

由图7可知,当入口马赫数为0.2~0.7时,

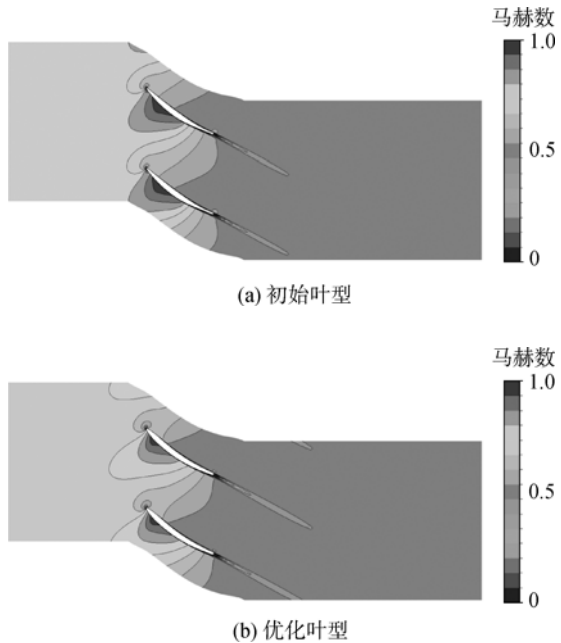


图6 0° 攻角初始叶型和优化叶型马赫数云图

Fig. 6 Contour of Mach number at incidence of 0 degree for initial profile and optimized profile

0° 攻角和 -4° 攻角时初始叶型的气流转折角均略大于优化叶型, 0° 攻角初始叶型的气流转折角比优化叶型大 0.3° , -4° 攻角时大 0.2° 。当入口马赫数继续升高至叶片表面出现激波时,由于激波和附面层的相互作用,激波后吸力面附面层发生分离,总压损失开始急剧上升,气流转折角迅速下降。当入口马赫数为0.3~0.8时, $+4^\circ$ 攻角时优化叶型的气流转折角明显大于初始叶型,并且随着入口马赫数的增大,优势越来越明显,这说明优化叶型可以在正攻角时较好地控制吸力面气流的分离。

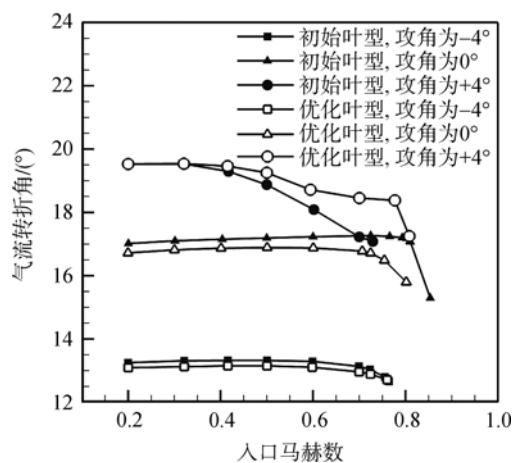


图7 气流转折角与入口马赫数关系

Fig. 7 Relationship of flow turning angle and inlet Mach number

3.2 攻角-损失性能分析

图8给出了设计工况(入口马赫数为0.7, 0° 攻角)时优化叶型和初始叶型表面等熵马赫数分布. 优化叶型吸力面的最大等熵马赫数为0.956, 比原始叶型提高8.4%, 最大等熵马赫数位置前移至11.1%弦长. 总体来看, 优化叶型与初始叶型相比负荷在轴向的分布变化不大, 虽然吸力面最大等熵马赫数前移, 而且数值大幅提高, 但是, 相对应的压力面等熵马赫数也有相应的提高, 致使叶片前部负荷没有大幅提高, 这是由于优化叶型改变了叶片表面附面层转捩位置造成的. 因此, 在负荷变化不大的情况下, 吸力面最大等熵马赫数的前移, 使优化叶型吸力面的逆压梯度段延长, 逆压梯度降低, 附面层发展得到抑制, 特别是在正攻角时, 效果更为显著.

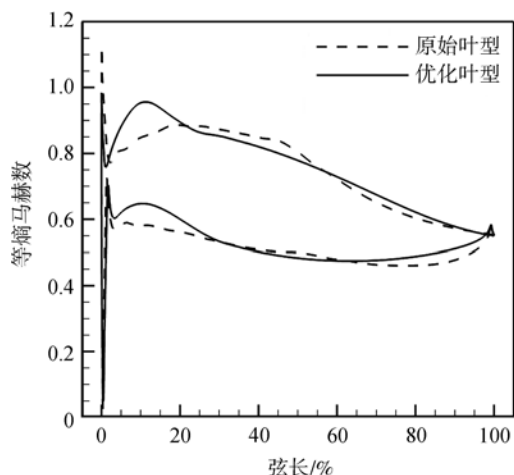


图8 表面等熵马赫数分布

Fig. 8 Isentropic Mach number distributions of surface

图9表示入口马赫数为0.2, 0.5和0.7时优化叶型和初始叶型的总压损失系数随攻角的变化曲线. 当入口马赫数为0.2时, 初始叶型在 $-4^\circ \sim 0^\circ$ 攻角之间的总压损失系数小于优化叶型, 当攻角小于 -4° 或大于 0° 时, 优化叶型的总压损失系数小于初始叶型, 低损失(设计点损失的两倍)正攻角范围增大 2° . 当入口马赫数为0.5时, 在 $-3^\circ \sim -1^\circ$ 攻角之间, 初始叶型的总压损失系数小于优化叶型, 其他攻角范围内优化叶型的总压损失系数均小于初始叶型. 当入口马赫数为0.7, 在 $-1^\circ \sim 0^\circ$ 攻角时, 初始叶型和优化叶型的总压损失系数基本相等, 其他攻角时优化叶型的总压损失系数均小于初始叶型, 此时优化叶型的低损失攻角可增加 4° 以上.

当入口马赫数为0.2~0.7时, 初始叶型部分

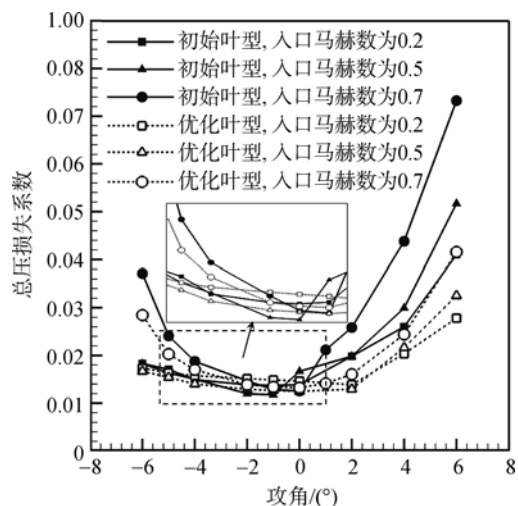


图9 入口马赫数为0.2, 0.5, 0.7时总压损失系数特性曲线

Fig. 9 Characteristic curves of total pressure loss coefficient with inlet Mach number of 0.2, 0.5, 0.7

负攻角时的总压损失系数要小于优化叶型, 但随着入口马赫数的增大, 初始叶型总压损失系数小于优化叶型的范围越来越小, 减小的幅度越来越小. 当入口马赫数为0.7时, 两者在 $-1^\circ \sim 0^\circ$ 攻角之间的总压损失系数基本一致, 其他攻角优化叶型均明显优于初始叶型. 当负攻角时, 两者的总压损失系数都保持在较小的范围内. 而在正攻角特别是较大正攻角时, 由于叶栅通道内气流转折角增大, 吸力面附面层厚度迅速增厚甚至发生流动分离, 当入口马赫数增大时还可能产生较强的激波损失, 所以正攻角时初始叶型的总压损失系数迅速增大, 优化叶型降低损失的效果更加明显.

当入口马赫数为0.5时(图10), 优化叶型与初始叶型在设计点(0° 攻角)和较大负攻角时的气流转折角相同, 在较小负攻角时, 优化叶型的气流转折角略低于初始叶型, 在负攻角范围内, 两种叶型的气流转折角随攻角的增大线性上升, 这是由于负攻角时两者吸力面的气流基本不发生分离. 在正攻角时, 优化叶型的气流转折角大于初始叶型, 并且随着攻角的增大优势越来越明显. 当攻角大于 4° 时, 初始叶型的气流转折角开始下降, 此时初始叶型吸力面发生附面层分离. 正攻角时优化叶型的扩压因子明显大于初始叶型, 而总压损失系数低于初始叶型, 说明优化叶型可以在较大的负荷下保持较低的总压损失. 计算结果表明, 在整个计算攻角范围内, 优化叶型吸力面的转捩位置均比初始叶型靠后, 特别是正攻角时, 初始叶型

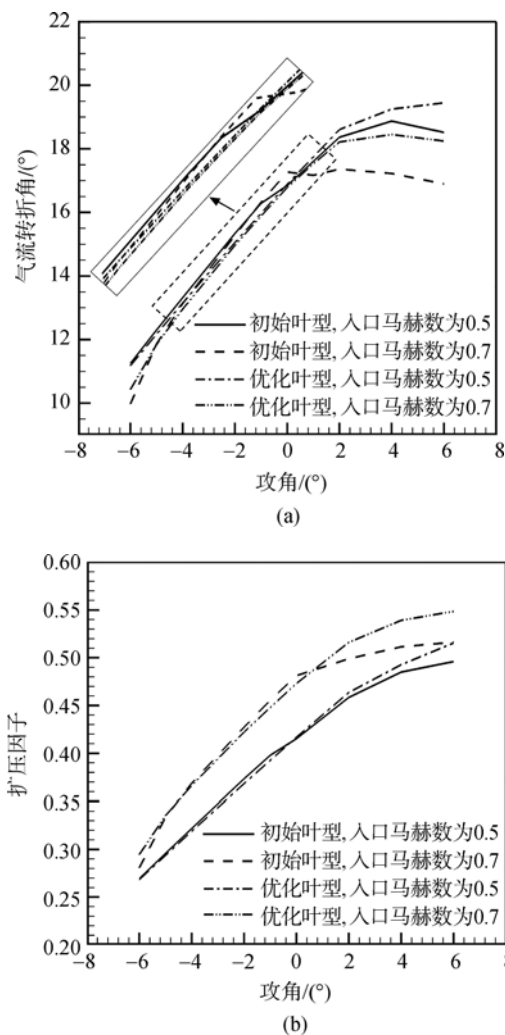


图10 入口马赫数为0.5, 0.7时气流转折角和扩压因子特性曲线

Fig. 10 Characteristic curves of flow turning angle and diffusion factor with inlet Mach number of 0.5, 0.7

在前缘发生转捩,而优化叶型在攻角大于 4° 时前缘才发生转捩,这说明优化叶型可以更好地抑制和推迟吸力面转捩现象的发生,降低总压损失。

当入口马赫数为0.7时,在 $-4^\circ \sim 0^\circ$ 攻角范围内,初始叶型的气流转折角略大于优化叶型,其他攻角时优化叶型的气流转折角均明显大于初始叶型。初始叶型在攻角大于 2° 时,继续增大攻角,气流转折角开始降低,而优化叶型可以将这一角度增加 2° ,说明优化叶型可以抑制气流分离。当攻角在 $-2^\circ \sim 0^\circ$ 时,初始叶型的扩压因子略大于优化叶型,其他攻角范围内,优化叶型的扩压因子均大于初始叶型,正攻角时尤其明显。计算结果显示,当正攻角大于 1° 时,初始叶型前缘发生转捩,当正攻角大于 4° 时,优化叶型前缘才发生转捩。

3.3 稠度对叶型性能的影响分析

从上面的分析可见,优化叶型能够在更高的负荷条件下以更小的总压损失为代价工作,可以预见其最佳稠度可能会有所降低,这对于叶型设计以及减少压气机质量都有重要意义,因此,下面分析了稠度对叶型性能的影响。

图11和图12分别展示了在入口马赫数为0.7时初始叶型和优化叶型的稠度在0.7~1.2之间变化时的特性曲线。数值模拟结果表明,初始叶型稠度减小时,正攻角时的总压损失系数增大,而负攻角时的总压损失系数减小,最小总压损失降低,同时总压损失最小的点向负攻角方向移动,当稠度从1.0降低到0.7时,总压损失最小的点从 0° 攻角变为 -4° 攻角。当稠度增加时,初始叶型负攻角时的总压损失系数迅速上升,而正攻角性能得到改善,同时总压损失最小的点向正攻角方向移动。经过对比发现,初始叶型在设计稠度(1.0)时,正攻角和负攻角时的总压损失系数都在比较低的范围内,所以初始叶型的设计稠度为该叶型的最佳稠度。

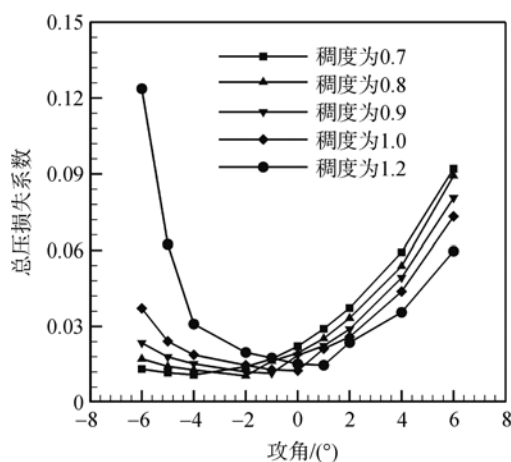


图11 初始叶型稠度特性曲线

Fig. 11 Consistency characteristic curves of initial profile

优化叶型稠度增大时,正攻角性能略有改善(图12),但负攻角时的总压损失系数急剧上升,稠度降低时,负攻角时的总压损失系数有较大幅度的降低,正攻角时的总压损失系数略有上升,当稠度为0.8时,优化叶型在设计点、正攻角和负攻角时的总压损失系数都保持在较低的水平,当稠度继续降低时,负攻角时的总压损失系数基本不变,但正攻角时的总压损失系数开始迅速上升。对比发现,优化叶型的总压损失最低的稠度为0.8。可见,优化叶型的最佳稠度降低了20%左右。

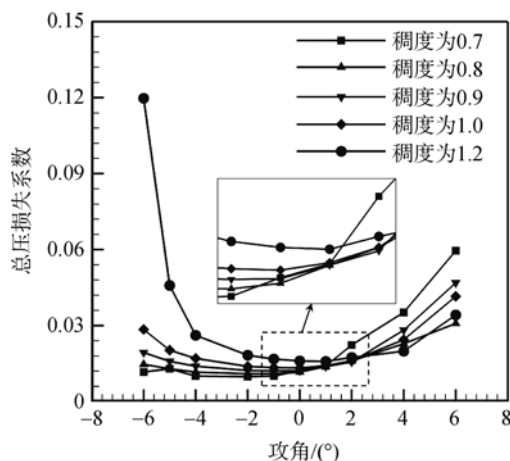


图 12 优化叶型稠度特性曲线

Fig. 12 Consistency characteristic curves of optimized profile

图 13 表示稠度为 0.8 的优化叶型与稠度为 1.0 的初始叶型的攻角特性曲线。计算发现,优化叶型在设计点总压损失系数可以比初始叶型降低 7.39%, 6° 攻角时可以降低 57.95%,而 -6° 攻角时可以降低 60.43%。在绝大部分计算攻角范围内,优化叶型的扩压因子均大于或等于初始叶型,且吸力面转捩点的位置比初始叶型靠后。在全部计算攻角范围内,优化叶型的总压损失系数均小于初始叶型,减小的程度随攻角的增大而增大。这说明优化叶型可以在较小稠度、较大负荷的情况下,推迟吸力面转捩,降低总压损失。

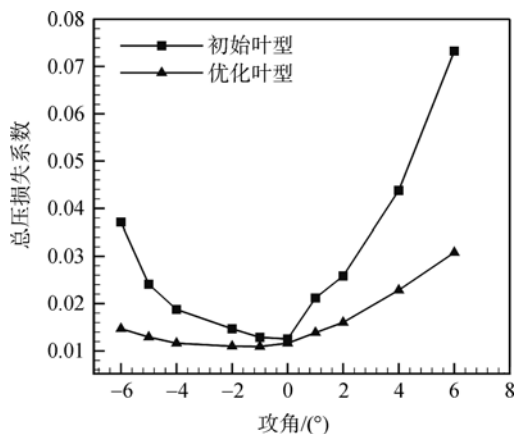


图 13 稠度为 1.0 的初始叶型与稠度为 0.8 的优化叶型攻角特性曲线

Fig. 13 Characteristic curves of incidence with consistency of 1.0 for initial profile and 0.8 for optimized profile

3.4 雷诺数对叶型性能的影响分析

在真实的压气机流道内,随着温度、压力的提

高和叶片尺寸的减小,空气的雷诺数将发生变化,按照低压压气机典型的设计参数计算,雷诺数会在 $10^5 \sim 10^6$ 范围内变化。雷诺数对叶片表面附面层转捩有着重要影响,直接影响叶型损失,下面研究了雷诺数对叶型性能的影响。

图 14 给出了入口马赫数为 0.7, 0° 攻角时,雷诺数与总压损失系数的关系曲线。结果显示,对于优化叶型,当雷诺数大于 1.3×10^6 时,设计工况下叶片表面气流不发生分离,雷诺数增大时,总压损失系数基本保持不变,流动进入模化区。当雷诺数小于 1.3×10^6 时,总压损失系数随雷诺数的减小而增大。当雷诺数小于 3×10^5 时,落后角随着雷诺数的减小开始不断增大,总压损失系数迅速上升。

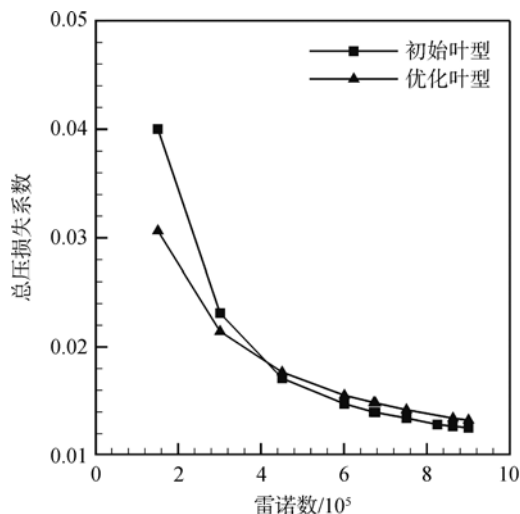


图 14 雷诺数特性曲线

Fig. 14 Characteristic curves of Reynolds number

低雷诺数时,黏性力作用增强,附面层发展迅速,流动更容易发生分离。模拟结果显示,优化叶型可以在低雷诺数时保持较好的流动状态,从而降低总压损失。如图 15 所示,低雷诺数时 ($Re = 1.51 \times 10^5$),两种叶型低损失攻角范围都有所降低,总压损失对攻角变化更加敏感,但优化叶型的低损失攻角范围仍然优于初始叶型,并且在全部计算攻角范围内,优化叶型具有更小的总压损失系数。在绝大部分计算攻角范围内,优化叶型的负荷大于初始叶型,但可以保持较低的总压损失系数。虽然低雷诺数时两种叶型在负攻角时吸力面尾缘都发生分离,但优化叶型的分离程度远小于初始叶型,这说明优化叶型在低雷诺数时具有更好的性能。

可见,虽然优化过程没有特别考虑雷诺数的

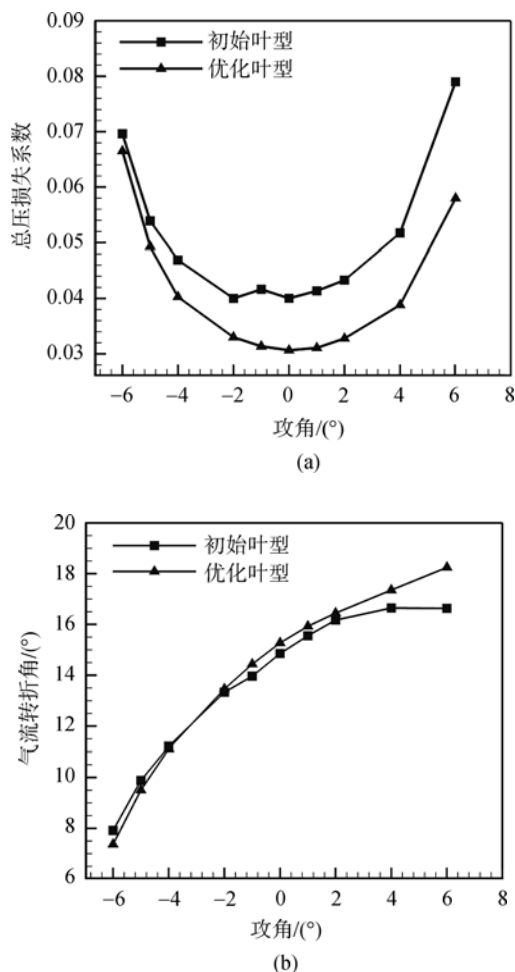


图15 低雷诺数攻角特性曲线($Re=1.51 \times 10^5$)
Fig.15 Characteristic curves of incidence with low Reynolds number ($Re=1.51 \times 10^5$)

影响,但是从数值模拟的结果来看,优化叶型对雷诺变化的适应能力也得到了增强。

4 结 论

本文采用数值模拟技术与优化算法相结合,研究了某压气机叶型的优化设计方法,并对初始叶型进行二维优化计算,得到了一种低损失、高工作范围的优化叶型,详细分析了两种叶型变马赫数、变攻角、变雷诺数和变稠度性能,得到了以下结论:

1) 在选择恰当的目标函数和优化方法的前提下,叶型数值优化设计技术能够实现压气机叶型性能的显著提升。

2) 与初始叶型相比,优化叶型的尾缘厚度增加,最大厚度位置前移,最大厚度和中弧线保持不变,吸力面最大等熵马赫数位置前移,吸力面逆压梯度段延长,逆压梯度降低,转捩位置推迟。

3) 优化叶型的变攻角性能得到改善,变攻角

总压损失比初始叶型降低,低雷诺数工作性能提高,低雷诺数时的总压损失降低,低损失工作范围扩大;此外,优化叶型还可以降低叶栅的最佳稠度。

数值研究的结果有待于进一步实验验证。

参考文献:

- [1] 陈云永,刘波,马聪慧,等.全三维、多叶排内外涵风扇压气机叶型优化研究[J].航空动力学报,2008,23(3):516-521.
CHEN Yunyong, LIU Bo, MA Conghui, et al. Three-dimension blade optimization of multi-blade fan/compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 516-521. (in Chinese)
- [2] 钟兢军,王会社,王仲奇.多级压气机中可控扩散叶型研究的进展与展望:第一部分 可控扩散叶型的设计与发展[J].航空动力学报,2001,16(3):205-211.
ZHONG Jingjun, WANG Huishe, WANG Zhongqi. Development of prospect of controlled diffusion airfoils for multistage compressor: Part I design and development of controlled diffusion airfoils [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 205-211. (in Chinese)
- [3] 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.
ZHOU Zhenggui, QIU Ming, XU Xia, et al. Automatic optimization design of compressor/fan 2D blade profiles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1987-1997. (in Chinese)
- [4] 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.
ZHOU Zhenggui. Current situations and key techniques of automatic aerodynamic design of compressor/fan blades [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 257-266. (in Chinese)
- [5] Andreas H, Wolfgang K. Automised calibration of empirical loss and deviation models for compressor blade rows [R]. ASME Paper 2001-GT-0346, 2001.
- [6] Lars M, Gianfranco G, Sasha S. Automated blade optimization and 3D CFD analysis for an axial multistage GT compressor redesign [R]. ASME Paper GT2006-90747, 2006.
- [7] Damir N, Michael L, Matthias B. Aerodynamic design and testing of an axial flow compressor for the GT24/26 gas turbines [R]. ASME Paper GT2013-95067, 2013.
- [8] Ulf Köller R M, Bernhard Küsters H. Development of advanced compressor airfoils for heavy-duty gas turbines: Part I design and optimization [J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(3): 397-405.
- [9] Cornelius C, Biesinger T, Galpin P, et al. Experimental and computational analysis of a multistage axial compressor including stall prediction by steady and transient CFD methods [R]. ASME Paper GT2013-94639, 2013.
- [10] Frank S, Beat R, Michael C, et al. Design of industrial axial compressor blade sections for optimal range and performance [J]. Journal of Turbomachinery, 2004, 126(2): 323-331.

- [11] Anne-Laure A, Daniel G, Michael B, et al. Multidisciplinary automated optimization strategy on a counter rotating fan [R]. ASME Paper GT2013-94259, 2013.
- [12] 宋寅, 顾春伟. 叶片前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(6): 1051-1054.
SONG Yin, GU Chunwei. Effect of leading edge shape on the aerodynamic performance of compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(6): 1051-1054. (in Chinese)
- [13] 刘宝杰, 袁春香, 于贤君. 前缘形状对可控扩散叶型性能影响[J]. 推进技术, 2013, 34(7): 890-897.
LIU Baojie, YUAN Chunxiang, YU Xianjun. Effects of leading-edge geometry on aerodynamic performance in controlled diffusion airfoils[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(7): 890-897. (in Chinese)
- [14] 赵鹏程, 刘波, 宣扬, 等. 基于遗传算法的压气机叶型优化设计[J]. 航空计算技术, 2011, 41(6): 12-15.
ZHAO Pengcheng, LIU Bo, XUAN Yang, et al. Optimization for compressor airfoil based on genetic algorithm[J]. Aeronautical Computing Technique, 2011, 41(6): 12-15. (in Chinese)
- [15] 王会社. 不同叶型和叶片积叠线及弯曲角对压气机叶栅流场的影响[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2001.
WANG Huishe. The influence of different profiles and stacking lines with different curved angles on the flow field in compressor cascade [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2001. (in Chinese)
- [16] 汪光文. 基于并行遗传算法的风扇/压气机叶片气动优化设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
WANG Guangwen. Research on aerodynamic optimization design of fan/compressor blade using parallel genetic algorithm [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [17] DENG Xiangyang, GUO Fushui, LIU Yesheng, et al. Aeromechanical optimization design of a transonic fan blade [R]. ASME Paper GT2013-95357, 2013.
- [18] Vincent M, Marco L, Edmund K. Assessment of transition modeling for the design of controlled diffusion airfoil compressor cascades [R]. ASME Paper GT2013-95357, 2013.