

文章编号: 1000-8055(2008)03-0516-06

全三维、多叶排内外涵风扇压气机 叶型优化研究

陈云永¹, 刘 波¹, 马聪慧¹, 高丽敏¹, 石建成², 温 泉²

(1. 西北工业大学 翼型、叶栅国防重点实验室, 西安 710072;

2. 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 以某风扇/压气机为研究对象, 采用全三维叶型优化方法对研究对象在整机条件下进行优化设计. 对优化前后风扇/压气机进行全三维数值模拟并对计算结果进行对比分析研究, 结果表明: 优化后在不改变风扇级总压比的情况下设计点附近效率提高 1.05%; 在近设计点叶型改进后明显改善了风扇和外涵静子主流道的流场结构, 根、尖两个截面流场显示采用新叶型后对内、外涵静子通道内流动均有不同程度的改善.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 风扇/压气机; 特性; 叶型优化; 流场分析

中图分类号: V211

文献标识码: A

Three dimension blade optimization of multi blade fan/ compressor

CHEN Yur yong¹, LIU Bo¹, MA Cong hui¹, GAO Li min¹
SHI Jian cheng², WEN Quan²

(1. National Defence Aerodynamics Laboratory of Airfoil and Cascade,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Aviation Power Plant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: With the help of software Fine/Design 3D and a computational fluid dynamics (CFD) method, the optimization design of a three dimensional blade was carried out for fan/compressor. Then three dimensional numerical simulation software named Fine/Turbo was used to calculate typical working conditions of both the new fan/compressor and the initial one at design rotating speed. The flow field performance under design speed condition was obtained. Numerical results show that efficiency is increased by 1.05% at design point after optimization of fan blade, without changing the stage total pressure ratio. The optimization obviously improves, especially in the fan stream, the flow structure and parameters of the fan/compressor's main flow.

Key words: aerospace propulsion system; fan/ compressor; characteristics;
blade optimization; flow field analysis

现代飞机不断提高的战术指标对航空发动机提出了非常高的要求, 高温、高压、高转速而又

要求高的可靠性、长寿命, 在这些相互矛盾且又难度高的要求下, 风扇/压气机作为发动机的主要部

收稿日期: 2007-03-19; 修订日期: 2007-06-01

基金项目: 航空科学基金(04C53022); 航空支撑基金(04B53007)

作者简介: 陈云永(1980), 男, 山东青州人, 博士生, 主要从事叶轮机内流气动热力学研究.

件, 其设计技术含量高, 难度大常成为阻碍发动机研制的难点之一. 因此, 近年来, 有关风扇/增压级多排叶片研究工作一直是国内外有关专家密切关注的热点研究领域^[1-5], 尤其是在高推重比涡轮风扇发动机中, 高负荷跨声风扇转子内部的流动情况极其复杂多变, 多激波系和泄漏涡等二次流动间的相互干涉, 大大增加了风扇/压气机的设计难度. 压气机叶型优化设计作为高性能压气机设计中重要的环节, 长期以来都是国内外学者专家的密切关注研究热点之一. 国内外在这方面的研究取得了大量的卓有成效的工作, 但过去的研究工作主要集中在采用二维优化方法对基元级进行优化后积叠生成三维叶型. 近年来许多专家学者致力于采用全三维方法进行叶型优化设计研究, 国外 Dang T Q, Van Rooij M 等采用全三维反方法进行叶型优化设计并取得一定进展^[6-8], 国内清华大学袁新教授等一批专家也在这方面有一定建树^[9-10]. 本文采用全三维方法对某型风扇压气机设计工况在整机条件下进行叶型优化的研究, 并对优化前后压气机进行三维流场数值模拟, 为进一步开展这方面的工作提供参考和技术储备.

1 研究对象

本文以某内外涵风扇/压气机为研究对象, 采用三维叶型优化方法对该压气机风扇转子叶片进行整机条件下的三维优化研究. 研究对象的设计点主要参数为: 风扇转子转速为 $-30\,000\text{ r/min}$ (从进口向下游看, 风扇转子为逆时针旋转); 各排叶片数目分别为风扇转子 16、外涵导流叶片 48、内涵导流叶片 37; 设计性能参数分别为流量 10.50 kg/s 、风扇压比 1.890, 绝热效率 0.88, 涵道比为 1.0.

2 三维优化方法介绍

本文优化过程基于近似函数方法和遗传算法展开, 优化之前需要提供有限数量的样本, 根据所提供的样本, 采用近似函数方法对数据库中样本利用 ANN (人工神经网络) 寻找拟和曲线的最优值, 并对对应的几何叶型进行 CFD 分析并生成新的样本填充到原始样本中并实现循环迭代过程. 在对研究对象进行优化过程及样本库生成的过程中, 应用有限体积法求解圆柱坐标系下三维 Navier-Stokes 方程组. 空间离散采用中心差分格式, 时间项采用 4 阶 Runge-Kutta 方法迭代求解, CFL 数取 3.0, 紊流模型采用 S-A 模型, 同时采

用隐式残差光滑方法以及多重网格技术以加速收敛过程. 优化前后三维验算时边界条件进行如下设定: 进口给定总压 ($101\,350.0\text{ Pa}$)、总温 (288.15 K) 以及气流角 (轴向进气), 出口给定静压. 计算网格使用 NUMECA 软件包中的 AUTO-GRID 模块, 自动生成 C 型网格, 网格总数约 100 万, 离开叶片表面第一层网格的距离为 $1\times 10^{-6}\text{ m}$. 计算三维网格如图 1 中所示.

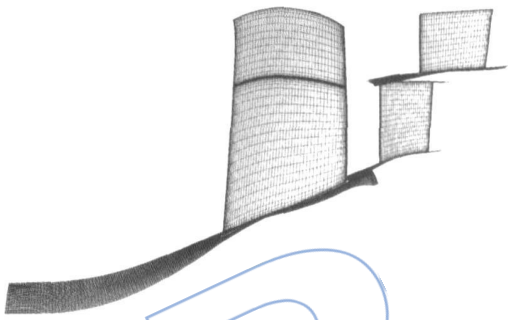


图 1 三维计算网格示意图
Fig. 1 Three dimensions computational grid of the compressor

文中采用三维叶型优化方法对风扇叶排在整机条件下进行优化研究的主要流程如图 2 中所示. 首先, 导入初始三维叶型数据, 对轮毂、机匣

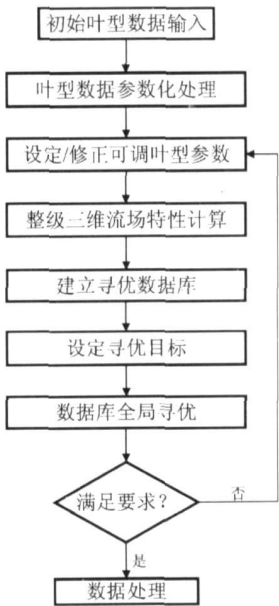


图 2 叶片优化流程图
Fig. 2 Flowchart of the optimizing

线, 以及各基元级吸、压力面中弧线选用 B 样条曲线进行参数化处理, 对吸、压力面和中弧线, 分别选取 12, 10, 8 个控制点; 叶高方向根据实际叶型采用中心积叠, 积叠线为直线型. 第二步对研究

对象的几何描述参数进行约束,选择合适的可调参量并设定恰当的变化范围;本文中选取影响叶片积叠线形式和叶型中线的 12 个变量作为可调自由参数.对目标叶片生成优化过程中三维计算所需的网格模版,并将优化对象网格模版导入整机压气机网格中,设定三维流场计算所需的边界条件及输出参数.第三步针对特定工况条件生成优化过程中所需的样本数据库,本文中对设计点工况进行优化研究,采用离散层取样方式分四个子区域对自由参数在其约束范围内进行取样计算最后生成样本数为 60 的寻优数据库.

最后,根据设定的寻优目标在数据库全局范围内进行寻优,本文优化方案采用多目标优化,保证流量不小于 10.6 kg/s,总压比不小于 1.85,优化目标为提高等熵效率,优化收敛过程如图 3 所示,经过大约 20 步的优化,结果基本已经收敛.优化前后叶片根中尖截面基元级叶型对比如图 4 中所示.

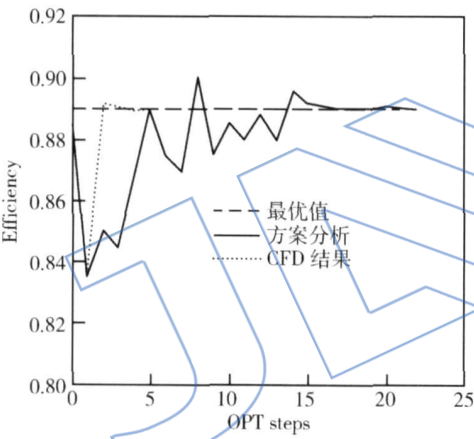


图 3 优化收敛曲线

Fig. 3 Convergence histories

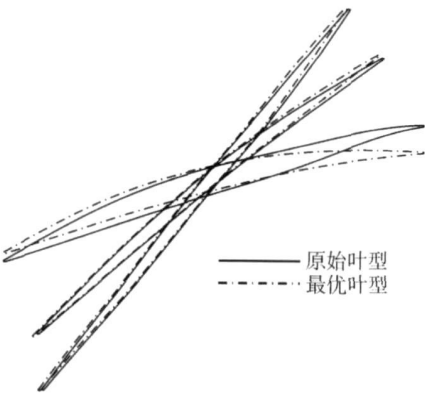


图 4 风扇叶片优化前后根、中、尖典型截面对比图

Fig. 4 Comparison of blade geometries at typical section

3 计算结果分析

3.1 特性分析

本文分别针对原始叶型和优化改进叶型后风扇/压气机进行了设计转速下多个工况的数值模拟.图 5 中给出了风扇级设计转速下叶片改变前后压比、效率特性曲线图,从图中可以看出风扇叶片改型前后压比、效率特性线走向和趋势一致,设计点附近相同流量下压比稍有提高,但提高程度不大;改型后风扇最大流量稍有增大,最高压比稍有下降,流量稳定裕度略有减小.叶片叶型优化后风扇效率有一定程度的提高,随着流量的减小效率提高程度逐渐增加,设计点附近效率提高约 1%.图 6 和图 7 分别给出了设计转速下压气机内、外涵特性曲线.从图中可以看出风扇叶型优化后内涵最高压比提高约 0.015,最高效率提高 1.5%,流量稳定裕度稍有提高,最大流量减小;叶

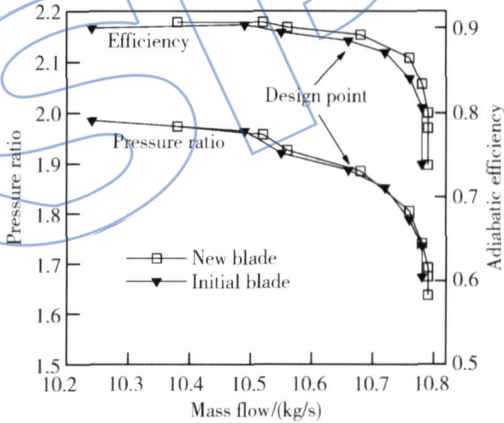


图 5 叶型优化前后风扇转子特性曲线

Fig. 5 Compare of fan blade performance before and after optimization

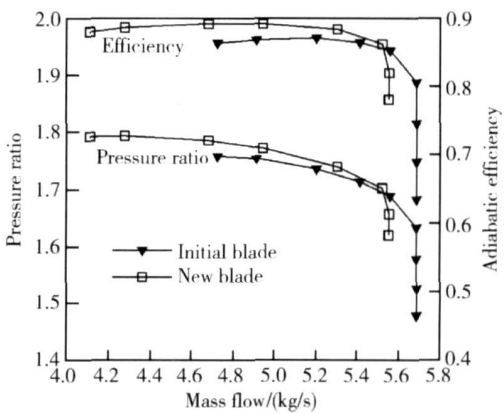


图 6 叶型优化前后风扇内涵特性曲线

Fig. 6 Compare of core performance before and after optimization

型优化后外涵效率基本不变, 最高压比提高约 0.01, 失速点流量增加, 流量喘振裕度减小。

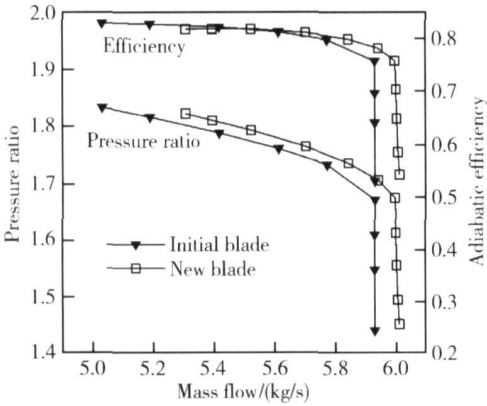


图 7 叶型优化前后风扇外涵特性曲线
Fig. 7 Compare of bypass performance before and after optimization

风扇叶型优化前后根、中、尖典型截面叶片表面马赫数分布如图 8~ 图 10 中所示, 根、中、尖分

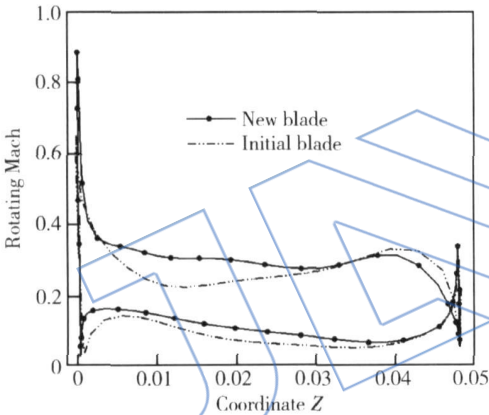


图 8 根部截面叶片表面马赫数分布
Fig. 8 Comparison of relative Mach number distributions on at blade hub section

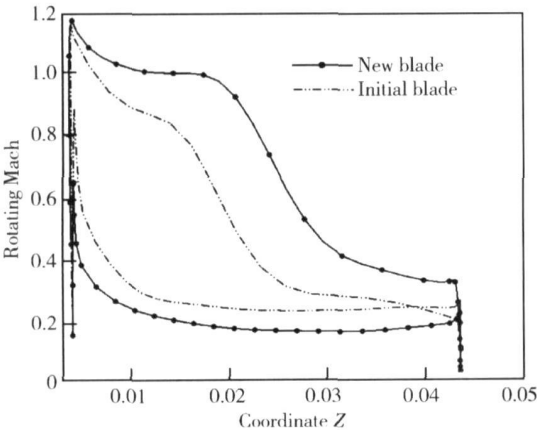


图 9 中间截面叶片表面马赫数分布
Fig. 9 Comparison of relative Mach number distributions on at blade middle section

别对应 2%, 50% 和 98% 叶展截面。从根部截面马赫数分布情况可以看出, 原叶型载荷主要集中在叶片前缘以及靠近尾缘 70% 轴向弦长处, 尾部相对载荷过大可能导致叶片附面层分离, 尾迹区增加等不良后果, 使得叶片损失增加; 叶型优化后使得叶型载荷分布均匀, 马赫数分布合理, 减小了叶片尾缘的附面层损失。中间截面叶片表面马赫数分布表明, 优化前叶片吸力面马赫数降低迅速, 优化后叶片吸力面马赫数维持一段较长的平顶式分布; 原叶型载荷主要集中在叶片近前缘 30% 轴向弦长内, 叶片后半部载荷小, 马赫数提前闭合; 叶型优化后增大了整个叶型的载荷, 并使叶型载荷分布更为合理。尖部马赫数分布表明在叶片吸力面 50% 弦长处存在一强激波, 波后有分离现象, 叶型优化后激波位置后移, 叶片表面最小马赫数增加, 减弱了激波与附面层相互干涉而引起的损失。

从上面分析可以看出, 风扇叶片优化后风扇压比基本保持不变, 在设计点附近稍有提高; 压气机效率有明显提高, 特别是设计点附近, 最大提高程度达 1.05%。压气机外涵效率基本不变, 压比有较大提高, 内涵压比效率都有一定程度增加。由于风扇尖部截面存在较强激波, 且激波后存在一定的分离使得压气机外涵最高效率比内涵低 6 个百分点。

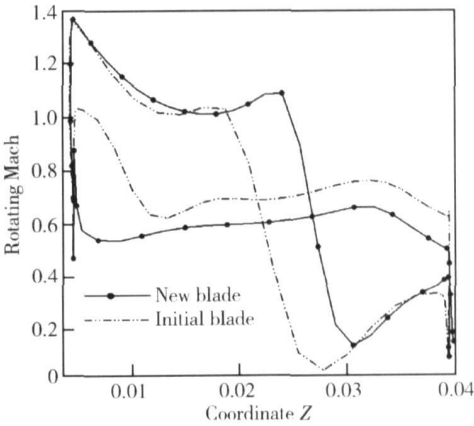


图 10 尖部截面叶片表面马赫数分布
Fig. 10 Comparison of relative Mach number distributions on at blade tip section

3.2 流场分析

流场分析过程中仅选取近堵点、近设计点以及喘振边界点根、中、尖等典型流面进行分析, 主要分析设计点附近风扇流场流动细节。

图 11 给出了近设计点叶型优化前后各叶片排近吸力面马赫数等值线图。从设计点近叶片吸

力面马赫数等值线图中可以看出, 叶型优化前, 在风扇叶片吸力面前缘存在超音区, 最高马赫数为 1.15, 并伴随有一道激波, 波后马赫数降为 0.7, 叶片中间近尖部从 70% 叶高处开始流场中马赫数变化剧烈; 叶型调整后风扇吸力面前缘马赫数变化平缓最高马赫数降低, 内外涵静子叶片吸力面马赫数分布更趋合理. 图 12 中给出了各叶排近压力面马赫数等值线图, 从图中可以看出, 叶型优化前, 叶片压力面前缘马赫数较高, 最高马赫数大于 1.15, 并在压力面前缘尖部, 存在一道强激波, 波后马赫数降至 0.3, 激波强度随半径减小而减弱; 叶型优化后压力面前缘激波消失, 最高马赫数降为 0.9, 流场马赫数分布更为合理. 从上面分析可以看出, 叶型优化后有效的抑制了叶片前缘的激波现象, 使得叶片压力面前缘超音区降为高亚音区, 在一定程度上减少了损失.

波, 激波延伸至叶片压力面, 并在激波后有严重附面层分离. 叶片优化后减弱了通道中的激波强度, 通道中马赫数平稳减小, 同时叶片吸力面附面层分离减弱, 使得流场中损失减小. 图 15 给出了风扇转子后半部速度矢量图, 从图中可以明显看出

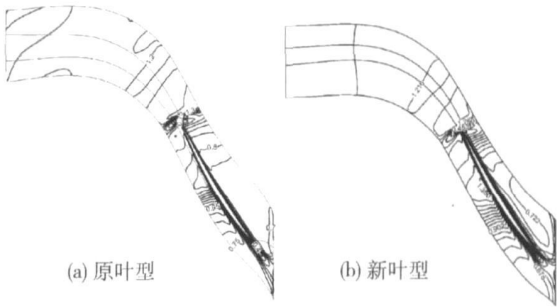


图 13 近设计点中间截面马赫数等值线图
Fig. 13 Relative Mach number contours of fan blade midpoint after optimizing section at design

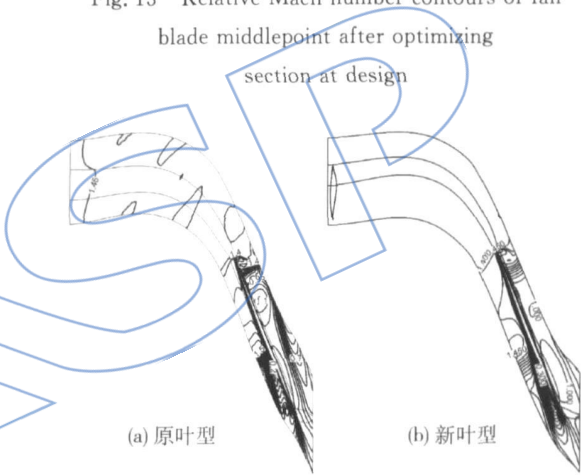


图 14 近设计点尖部截面马赫数等值线图
Fig. 14 Relative Mach number contours of fan blade tip point after optimizing section at design

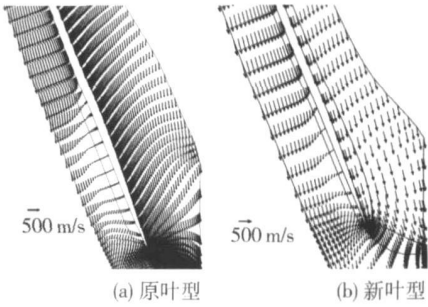


图 15 近设计点尖部截面速度矢量图
Fig. 15 Velocity vector section at distributions of fan blade tip design point

叶型优化前叶片吸力面 40% 轴向弦长处附面层分离严重, 叶片表面有明显倒流现象; 叶型优化后该处分离减弱, 基本消除倒流现象.

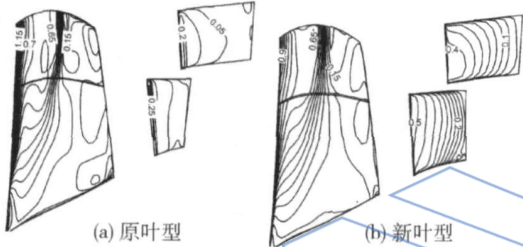


图 11 近设计点近吸力面马赫数等值线图
Fig. 11 Relative Mach number contours of suction surface point at design

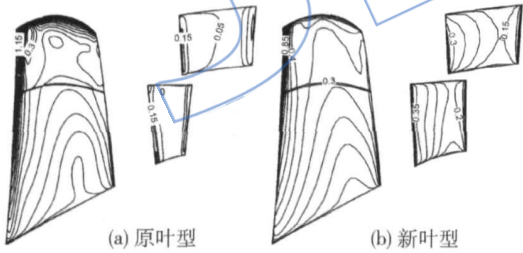


图 12 近设计点近压力面马赫数等值线图
Fig. 12 Relative Mach number contours of pressure surface point at design

进一步分析近设计点各排叶片 S1 流面马赫数等值线图和速度矢量图可以看出: 在 50% 叶高 S1 流面风扇叶片前缘存在一道激波, 叶型调整后激波得到一定减弱, 波前最高马赫数由 1.32 降至 1.26; 通道中马赫数分布得到一定程度的改善, 如图 13 中所示. 98% 叶展处马赫数等值线图分布情况如图 14 中所示, 叶型优化前叶片前缘存在一强激波, 波前最高马赫数 1.4, 随着激波的发展在进口 5% 轴向弦长叶片吸力面形成一道强槽道激

风扇叶型优化对内外涵静子通道中流场流动情况都有一定影响, 图 16 中给出了外涵静子叶片 98% 叶高处 S_1 流面速度矢量图, 从图中可以看出在尖部 S_1 流面, 叶型优化改型前叶片吸力面从 40% 轴向弦长处存在较大范围的分离, 并伴有较严重倒流现象; 叶型优化后外涵静子叶片通道中流场得到明显改善, 叶片吸力面分离区基本消失。根部截面采用新叶型后外涵静子流场得到一定改善, 内涵静子叶片尾缘分离有一定程度的增加。

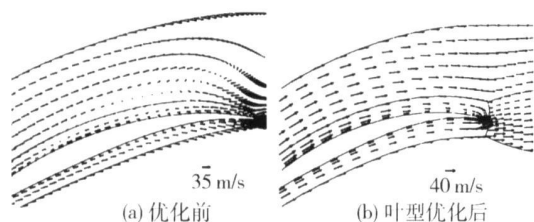


图 16 近设计点外涵静子尖部 S_1 流面速度矢量图

Fig. 16 Velocity vector distributions of tip section design point

4 结论

本文以某型高转速内外涵风扇/压气机为研究对象, 采用三维叶型优化方法对研究对象进行整机条件下风扇转子进行叶型优化研究, 并对优化前后压气机流场进行三维粘性数值模拟。结果表明:

(1) 叶型优化后风扇压气机设计转速下效率有一定程度的提高, 特别是近设计点附近, 效率提高 1.05%, 压比基本保持不变。

(2) 叶型优化后风扇外涵效率基本保持不变, 压比增加 1.5%; 内涵压比效率都有一定程度的提高。

(3) 风扇叶型优化后, 使叶片尖部激波位置后移, 波后最低马赫数增加; 使得激波损失减小, 波后附面层分离减弱。

(4) 近设计点中间 S_1 流面流场分析显示叶型改进后明显改善了风扇和外涵静子主流道的流

场。结构、根、尖两个截面流场显示新叶型使用后对内、外涵静子通道内流动均有不同程度的改善。

参考文献:

- [1] 李晓娟, 桂幸民. 风扇/增压级带间隙三维粘性流动数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(1): 47.
LI Xiaojuan, GUI Xingmin. Numerical simulation of three dimension viscous flow of fan/compressor with tip clearance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(1): 47.
- [2] 刘波, 王强. 不同分流比下风扇/压气机组合体性能预估研究[J]. 西北工业大学学报, 2001, 19(3): 349-352.
LIU Bo, WANG Qiang. On predicting effect of by-pass ratio on fan/compressor performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2001, 19(3): 349-352.
- [3] Christopher H, David A, Ricardo B, et al. Fan flow control for noise reduction. Part I Advanced trailing edge blowing concepts[R]. AIAA 2005-3025.
- [4] Ryman J F, O'Brien W F, Rabe D C. Multi-stage fan and compressor transfer of inlet total pressure distortion with emphasis on high cycle fatigue[R]. AIAA 2003-4979.
- [5] Yin J, Hales R, Pilidis P, et al. Shaft high bypass ratio turbofan performance calculation using a new 2-D fan model[R]. AIAA 2001-3302.
- [6] Cesnik C E S, Mok J, Parikh A S. Optimization design framework for integrally twisted helicopter blades[R]. AIAA 2004-1761.
- [7] Leoviriyakit K, Kim S, Jameson A. Viscous aerodynamic shape optimization of wings including planform variables[R]. AIAA 2003-3498.
- [8] Dang T Q, Van Rooij M. Design of aspirated compressor blades using three dimensional inverse method[R]. NASA/TM-2003-212212.
- [9] 尉涵, 袁新. 轴流压气机多叶片排的气动优化设计[J]. 热能动力工程, 2005, 20(6): 603-606.
YU Han, YUAN Xin. Optimized aerodynamic design of multi blade rows of an axial compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005, 20(6): 603-606.
- [10] 伊卫林, 黄鸿雁, 韩万金. 轴流压气机叶片优化设计[J]. 热能动力工程, 2006, 21(2): 140-144.
YI Weilin, HUANG Hongyan, HAN Wanjin. Optimized design of compressor blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2006, 21(2): 140-144.