

大涵道比涡扇发动机风扇转子 叶片优化

王志强^{1,2}, 沈锡钢², 胡 骏¹, 刘志杰¹, 郑 宁²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院

江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 采用掠形设计技术对一台大涵道比涡扇发动机的风扇转子叶片进行了三维优化. 通过三维定常 Navier-Stokes(N-S)方程计算, 分析了叶片尖部及根部掠形设计参数对风扇转子性能的影响. 结果表明, 叶片尖部前掠和根部后掠都能增加风扇转子的堵点流量, 扩大其稳定工作范围. 采用叶片尖部前掠和根部后掠的组合方案优化了叶片. 单转子计算结果表明, 优化后叶片的堵点流量增加约 2%, 设计流量点总压比和等熵效率分别增加 5% 和 2%; 风扇/增压级整机内外涵联算结果表明, 优化后在起飞、巡航和爬升转速下, 外涵的稳定工作范围都明显增加, 巡航转速下, 堵点流量增加约 2.3%, 失速点流量减小约 5.2%, 设计流量点的外涵总压比和等熵效率分别增加 2% 和 0.8%, 优化后内涵特性没有明显变化.

关 键 词: 大涵道比; 风扇/增压级; 转子叶片; 三维设计; 涡扇

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Optimization of fan rotor blade in high bypass ratio turbofan engine

WANG Zhi-qiang^{1,2}, SHEN Xi-gang², HU Jun¹,
LIU Zhi-jie¹, ZHENG Ning²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: By using sweep design technique, the fan rotor blade of a high bypass ratio turbofan engine was optimized in three-dimensional configuration. The influence of the sweep design parameters at blade tip and hub on the performance of the fan rotor were studied by solving three-dimensional steady Navier-Stokes (N-S) equations. The results show that both forward sweep at blade tip and backward sweep at blade hub can enhance the performance of the fan rotor, increase its choke point mass flow and enlarge its stable working range. The blade was optimized by the combined choice of forward sweep at blade tip and backward sweep at blade hub. The calculation result of the single rotor shows that the total pressure ratio and isentropic efficiency at design mass flow point are increased 5% and 2%, respectively, and the choke point mass flow is increased about 2%. The core and bypass of fan/compressor combined calculation results show that the stable working range of the bypass is enlarged at different rotating speeds of take off, cruise and climbing state after opti-

mization. The mass flow is increased about 2.3% at the choke point, and decreased about 5.2% at stall point at rotating speed of cruise. The total pressure ratio and isentropic efficiency of the bypass are increased about 2% and 0.8% at design mass flow point, while the performance of the core does not change significantly after optimization.

Key words: high bypass ratio; fan/compressor; rotor blade; three-dimensional design; turbofan

现代航空发动机正朝着高推质比、高可靠性、低耗油率等方向发展. 发展先进的大涵道比涡扇发动机对于风扇/压气机设计技术的要求是减少级数、提高级负荷、减小损失、提高气动等熵效率、降低噪声, 同时还要保证宽广的稳定工作范围. 这就需要具有优化设计多级压气机转子和静子叶片的能力.

由于风扇/压气机中的流动从本质上来讲就是三维的, 随着现代航空发动机中的风扇/压气机向着高速、高负荷发展, 其内部流动的三维效应越来越显著. 因此, 三维叶片设计是压气机设计发展的必然, 也代表了现代压气机气动设计的最高水平.

在国外, 以“弯”、“掠”为代表的三维叶片设计技术早已得到了许多学者的关注. 早在 1977 年, Mohammed 和 Raj^[1]就报道了在一台低速轴流压气机上研究叶片前掠对压气机性能的影响, 其研究结果表明叶片前掠可以提高压气机的总压比、等熵效率以及稳定裕度. Sasaki 和 Breugelmans^[2]在直列叶栅上分别对弯叶片和掠叶片做了试验研究, 发现前掠叶片和正弯叶片对比原始直叶片的等熵效率要高, 它们对通道中的流场有显著的改善作用; Denton 和 Xu^[3]用数值模拟的方法研究了叶片倾斜和“掠”对跨声速风扇的影响, 结果表明前掠使得激波远离了叶片的前缘, 从而增大了风扇的稳定裕度; Wadia 等人^[4]研究了在畸变情况下前掠叶片对一台两级风扇稳定性的影响, 其中第 1 转子叶片采用前掠设计, 试验结果表明, 前掠改善了叶尖的流动, 使风扇有着更好的级等熵效率和进口畸变的承受能力, 前掠下的畸变敏感系数只有原始叶片下的一半; Corsini 和 Rispoli^[5]用数值模拟的方法研究了亚声速轴流风扇转子叶片前掠时, 对风扇的设计点和非设计点性能的影响, 结果表明叶片前掠可以减小风扇的失速点流量, 并提高近失速点的总压比和等熵效率; Friedrichs 等人^[6]在一台低速单级高负荷轴流压气机上的试验结果表明, 对比常规的静子叶片设计, 采用前掠的三维静子叶片设计可以在全流量范围内有效地

提高压气机的总压比和等熵效率; Gümmer 等人^[7]指出叶片端壁区的“掠”可以改变叶片弦向的负荷分布, 而“弯”可以影响径向的压力场分布, 他们第一次运用“弯”、“掠”组合的思想对某一跨声速风扇的静子叶片进行了改进设计, 结果表明改进后的叶片改善了负荷的径向分布以及三维附面层发展的状况. Gallimore 等人^[8-9]报道了关于三维叶片设计的系统研究成果, 分别在低速单级压气机、低速 4 级压气机和型号用 6 级压气机上试验验证了三维叶片设计技术, 及其改善压气机性能的作用. Passrucker, Bergner, Benini 以及 Braun 等人^[10-13]都先后开展了掠形叶片的设计, 并进行了试验研究, 结果都表明采用掠形叶片设计是提高风扇/压气机性能的有效途径. 国内的许多学者也相继开展了跟踪研究, 邹正平等^[14]研究了掠形对叶片气动分布的影响, 结果表明前掠使得叶片后加载, 后掠使得叶片前加载. 周拜豪等人^[15]通过采用复合掠形和空间成型的全三维叶片设计技术, 成功设计某 3 级风扇, 与原 4 级风扇相比性能有了大幅度提高.

本文介绍了采用三维气动叶片设计技术, 针对某大涵道比涡扇发动机叶片进行的气动性能优化设计. 首先, 分别分析了叶片尖部及根部的掠形设计参数对风扇转子性能及流场的影响; 在此基础上, 采用了叶片尖部前掠和根部后掠的措施, 对叶片进行了优化设计, 提高了某大涵道比涡扇发动机风扇/增压级外涵的气动性能.

1 优化方法简介

本文优化设计的对象是一台性能相对较优的大涵道比涡扇发动机风扇/增压级部件, 其特征雷诺数约为 5×10^7 (特征速度为叶尖线速度, 特征长度为风扇外径). 为了在其基础上快速地实现性能的进一步优化改进, 本文设计的总体思路是不做颠覆性的重新设计, 而是通过调整叶片的积叠规律, 采用掠形设计, 快速地实现风扇转子的气动性能优化设计.

图 1 给出了风扇转子叶片子午平面内积叠线

的参数化表达形式(C 和 α 为几何参数, P 为比例系数), 积叠线的参数化采用了贝塞尔曲线-直线-贝塞尔曲线的形式, 这种形式的积叠线共有 7 个控制参数, 可以通过分别控制叶片根部、中部以及尖部的掠角和掠高等参数, 达到对叶片掠形任意调整的目的。

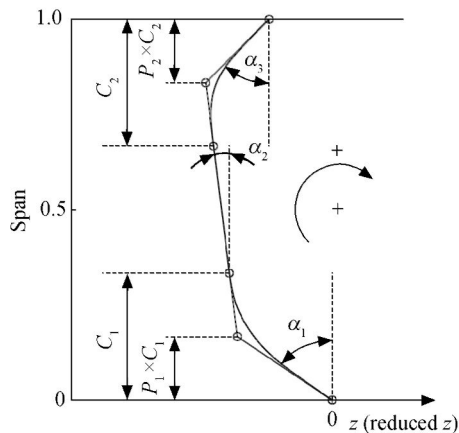


图 1 积叠线参数化形式

Fig. 1 Parameterization forms of stacking line

2 数值计算方法

为了检验优化结果, 本文采用全三维黏性流场数值模拟的方法, 分别计算了叶片优化前后, 单转子以及风扇/增压级整机的内、外涵特性。计算使用了商用 NUMECA 软件的 Fine/Turbo 模块, 采用时间推进法求解三维雷诺平均的 N-S (RANS) 方程, 采用 2 阶精度的中心差分格式进行空间离散, 时间项采用 4 阶 Runge-Kutta 法迭代求解。单转子计算时湍流模型为一方程的 S-A (Spalart-Allmaras) 模型, 风扇/增压级整机内外涵联算时湍流模型为带壁面函数的 $k-\epsilon$ 模型。计算采用多重网格法, 结合当地时间步长及隐式残差光顺等加速收敛技术。计算域的网格划分, 采用了结构化的 HOH 型网格, 叶尖间隙处使用了蝶形网格技术, 第 1 层网格厚度为 0.005 mm, 单转子计算的总网格量约为 107 万, 风扇/增压级整机内外涵联算的总网格量约为 224 万, 计算网格如图 2 所示。转子和静子交接面采用了混合平面法, 壁面处理采用了绝热无滑移条件。计算过程中通过不断增加背压获得不同的特性点, 以计算得到的最后一个收敛状态点作为近失速点, 优化前后背压增加的步长是一致的。

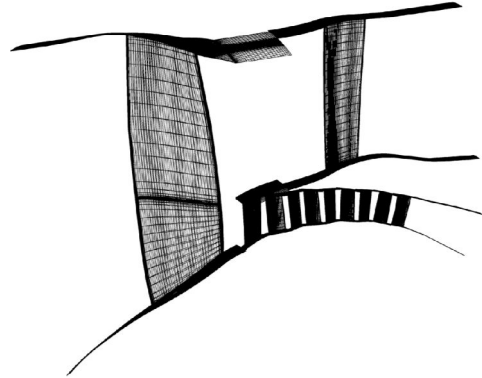


图 2 计算网格

Fig. 2 Computational grid

3 掠形参数影响分析

3.1 叶片尖部掠形影响分析

为了分析叶片尖部掠形对风扇转子性能的影响, 在原型叶片的基础上, 通过调整叶片积叠规律, 设计了一套尖部前掠和一套尖部后掠的叶片, 分别命名为 TFS 和 TBS, 两套叶片的掠高都为 65% 叶高至叶尖, 掠角都为 10° 。

图 3 给出了计算获得的 TFS, TBS 以及原型叶片在巡航转速下的单转子性能对比, 图中的流量、总压比以及等熵效率都以原型叶片的设计状态参数进行了无量纲化。从图中可以看出, 相比于原型叶片, 叶片尖部前掠后, 性能得到明显提升, 主要表现为堵点流量增加约 0.3%, 设计流量点

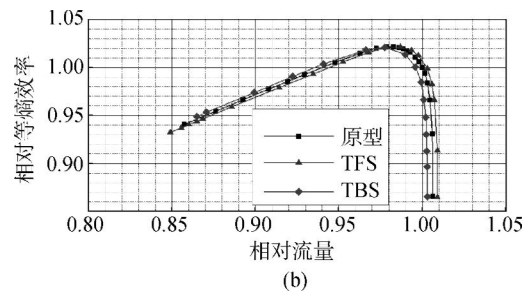
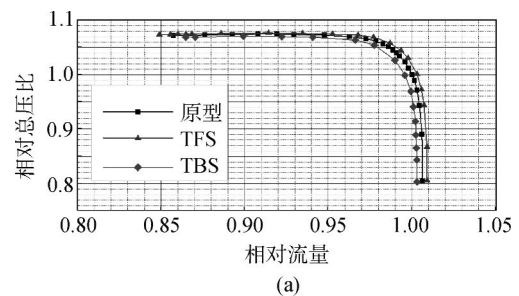


图 3 不同叶片尖部掠形情况下, 风扇转子性能对比

Fig. 3 Comparison of fan rotor performance at different tip sweep forms of blade

的总压比和等熵效率都有提高,分别提高了2%和0.8%,近失速点流量减小约1%,稳定裕度有所增加. 反观叶片尖部后掠的情况,则可以看出,叶片尖部后掠后,堵点流量减小约0.35%,设计点总压比和等熵效率分别下降4%和2%,近失速点流量增加约0.9%,稳定裕度减小,性能明显差于原型叶片,更差于叶片尖部前掠的情况.

图4给出了TFS和TBS两种掠形叶片在各自的近失速点时,95%叶高截面上的相对马赫数分布. 从图中可以看出,在近失速点,正激波都已被推出了叶片槽道. 相比于TBS, TFS的正激波被推出更远的距离,所以叶片尖部前掠时,风扇转子的稳定裕度会较原型叶片和叶片尖部后掠的情况有所提高.

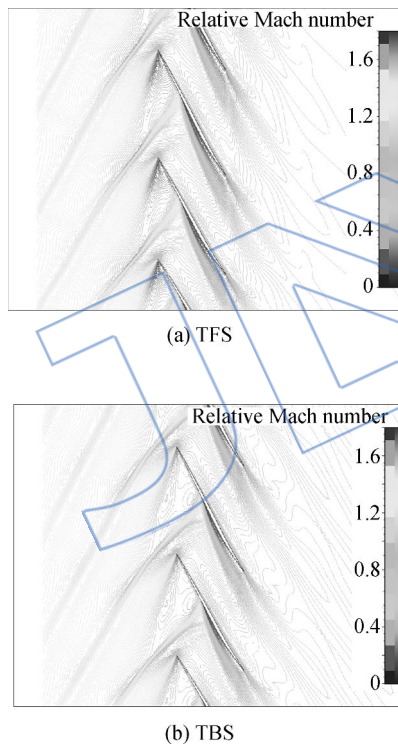


图4 近失速点,95%叶高相对马赫数分布
Fig. 4 Distribution of relative Mach number at 95% span at near-stall point

图5给出了TFS和TBS两种掠形叶片在设计流量点时,95%叶高截面上的熵增分布. 从图中可以看出,叶片尖部前掠后,激波位置前移,激波/附面层的干扰较小,叶片的尾迹宽度较小,损失较小,所以等熵效率较叶片尖部后掠时的高.

3.2 叶片根部掠形影响分析

为了分析叶片根部掠形对风扇转子性能的影响,在原型叶片的基础上,通过调整叶片积叠规

律,设计了一套根部前掠和一套根部后掠的叶片,分别命名为HFS和HBS,两套叶片的掠高都为叶根至35%叶高,掠角都为 10° .

图6给出了计算获得的HFS,HBS以及原型叶片在巡航转速下的单转子性能对比,图中的流

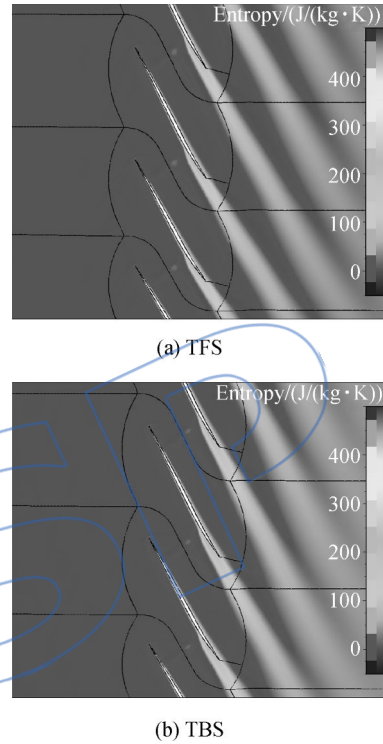


图5 设计流量点,95%叶高熵增分布
Fig. 5 Distribution of entropy at 95% span at design mass flow point

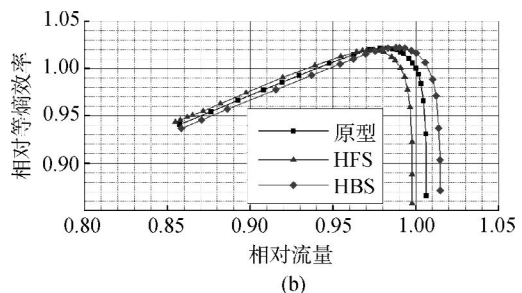
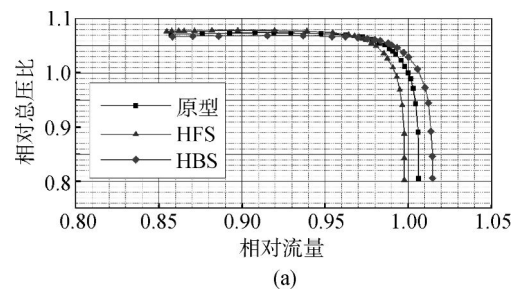


图6 不同叶片根部掠形情况下,风扇转子性能对比
Fig. 6 Comparison of fan rotor performance at different hub sweep forms of blade

量、总压比以及等熵效率都以原型叶片的设计状态参数进行了无量纲化。从图中可以看出,相比于原型叶片,叶片根部后掠后,性能得到一定的提升,主要表现为风扇转子的流通能力增强,堵点流量增加约 0.6%,设计流量点的总压比和等熵效率分别提高 3% 和 2%。反观叶片根部前掠的情况,则可以看出,叶片根部前掠后,流通能力减弱,堵点流量减小约 0.9%,其堵点流量都未达到原型叶片的设计点流量,性能明显差于原型叶片。但在小流量状态,HFS 的总压比和等熵效率较原型叶片略有提高,而 HBS 的总压比和等熵效率则较原型叶片略有下降。

4 优化结果与分析

4.1 单转子计算结果对比分析

根据上文对叶片尖部和根部掠形设计参数对风扇转子性能影响的分析,考虑到该叶片尖部前掠和根部后掠都能起到提高其流通能力、扩大堵点流量的作用,本文通过调整叶片根、尖部的掠形设计参数,设计了一套尖部前掠、根部后掠的叶片。相比于原型叶片,该优化方案的叶片在 65% 叶高至叶片尖部采用了前掠设计,其前掠角为 10° ;在 50% 叶高至叶根采用了后掠设计,其后掠角也为 10° 。图 7 给出了优化后叶片与原型叶片在子午面的对比。从图中可以看出,优化后叶片相比于原型叶片,其叶片尖部明显前掠,而叶片根部则后掠。

图 8 给出了优化前后全三维 CFD 计算得到的风扇转子性能对比。从图中可以看出,两者的特性线形式基本一致,优化前后的最大等熵效率也基本保持一致。受叶片尖部前掠和根部后掠的双重影响,优化后风扇转子的特性线在原型叶片的基础上向大流量方向平移了,优化后风扇转子的堵点流量增加约 2%,这使得叶片优化后在其设计流量点总压比和等熵效率都较原型叶片有明显增加(总压比增加约 5%,等熵效率增加约 2%)。为了进一步揭示优化后风扇转子堵点流量增大的原因,下文将以原型叶片的设计状态点为对比状态点,分析优化后风扇转子在相同背压状态下的流场结构,图 8 中示出了优化前后的对比状态点。

图 9 给出了在对比状态点,叶片优化前后,叶片吸力面的极限流线和静压分布。从优化前后的比较来看,叶片吸力面的极限流线以及静压的分布基本一致。但是在中径部分,气流在原型叶片最

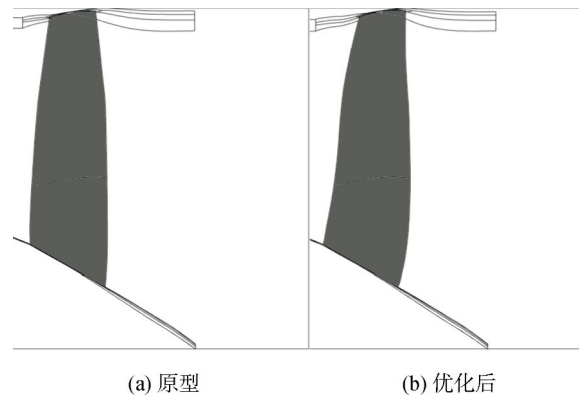


图 7 优化前后叶片对比

Fig. 7 Comparison of blade before and after optimization

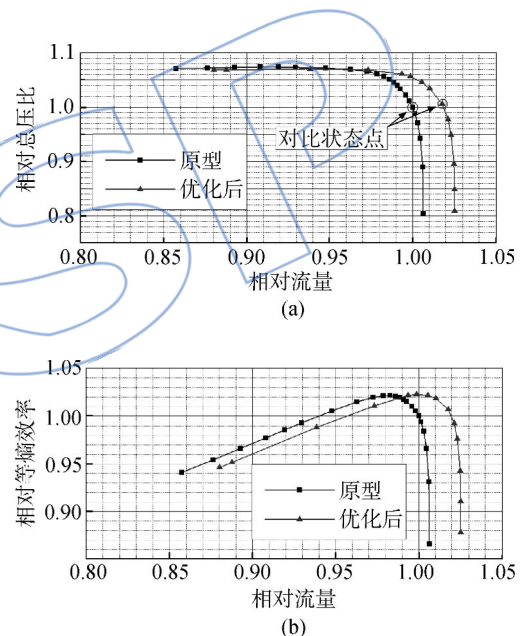


图 8 优化前后风扇转子性能对比

Fig. 8 Comparison of fan rotor performance before and after optimization

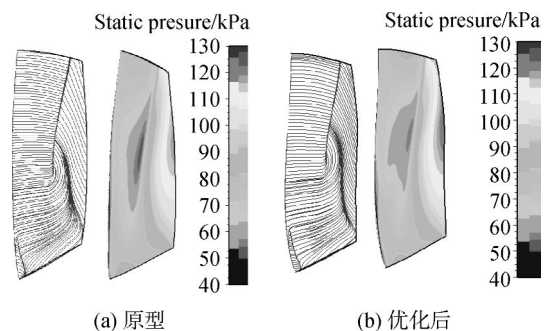


图 9 叶片吸力面的极限流线和静压分布

Fig. 9 Limit streamline and static pressure distribution on blade suction surface

大厚度处的加速程度比优化后的剧烈,静压偏低,波前相对马赫数较大,导致激波强度较大;另外,气流在原型叶片尾缘处的扩压程度比优化后略小,静压也偏低.这说明在叶片中部,优化后风扇转子的激波损失比原型叶片减小,扩压能力也得到一定提高.

从优化前后叶片吸力面极限流线的分布对比可以看出,在叶片尖部,由于叶片的前掠,优化后风扇转子的激波位置也略微前移.另外,优化后风扇转子的激波线占径向的高度也比原型叶片有所减小,这说明优化后,受激波影响的径向范围减小,激波的堵塞作用减弱.所以,优化后风扇转子的堵点流量会有所增加.另外,激波引起的损失也会有所减小,所以,优化后风扇转子的总压比和等熵效率也较优化前有所提高.

图10给出了在对比状态点,优化前后叶片95%叶高处的相对马赫数分布.从图中可以看出,优化前后叶片95%叶高截面上的波系结构基本一致,但是优化后的激波强度有所减弱,特别是通道正激波的减弱较为明显,从而使得优化后叶片通道内的激波损失减小,激波/附面层的干扰减弱,由其引起的附面层损失也相应地减小.

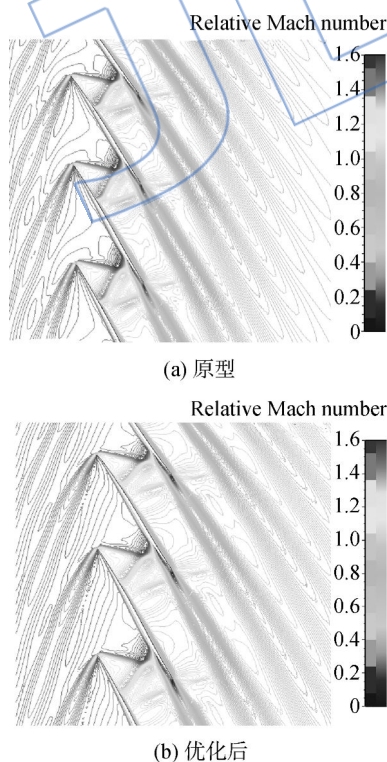


图10 对比状态点,95%叶高相对马赫数分布

Fig. 10 Distribution of relative Mach number at 95% span at comparison state point

图11给出了在对比状态点,优化前后叶片在10%,50%以及99.7%叶高截面处的熵增分布云图.从图中可以看出,在10%叶高截面,优化前后的熵增分布基本一致,而在50%以及99.7%叶高截面,原型叶片的熵增明显比优化后叶片大.在50%叶高截面熵增主要来自于激波之后的附面层突增,优化前的激波/附面层干扰较大,所以附面层损失较大,而优化后激波强度减弱,激波/附面层干扰减小,附面层损失也相应减小.在99.7%叶高截面,熵增主要来自于激波后的附面层以及叶尖泄漏流.从优化前后的对比可以看出,与50%叶高截面的情况相似,优化前99.7%叶高截面的激波/附面层干扰较大,附面层损失较大,而优化后由于激波强度减弱,激波/附面层干扰减小,附面层损失也相应减小.另外,由于叶尖前掠后,调整了叶尖的负荷分布,使得叶尖泄漏流损失也比优化前的明显减小.这说明叶片优化后,不但减小了附面层损失,而且还抑制了叶尖泄漏流,降低了叶尖泄漏损失.从以上的分析可以看出,通过合理调整叶片的积叠规律,可以控制叶片通道内的激波位置和激波强度,减小因激波引起的损失,同时也可以通过影响叶片的负荷分布,减小叶尖泄漏流造成的流动损失,从而达到提升风扇转子性能的目的.

4.2 内、外涵计算结果对比分析

以上是单转子三维计算的结果分析,为了进一步研究叶片优化后对于整个风扇/增压级性能的影响,将优化后的叶片放在整个风扇/增压级中,进行风扇/增压级整机内、外涵三维流场联算,以获得装配优化后叶片的风扇/增压级整机内、外涵特性.

图12、图13分别给出了叶片优化前后,在起飞、巡航以及爬升3个典型转速状态下,风扇/增压级整机内、外涵特性的对比.从图12可以看出,叶片优化后,风扇/增压级的外涵特性有较明显的变化.优化后,3个转速下的外涵堵点流量都有较大的增加,说明叶片优化后,其通流能力得到了显著提升;另外,在巡航和爬升转速下,失速点的流量也有明显的减小,稳定工作范围明显扩大.在巡航转速下,堵点流量增加约2.3%,失速点流量减小约5.2%,在爬升转速下,堵点流量增加约3.2%,失速点流量减小约8.5%,这说明优化后风扇/增压级外涵的稳定工作流量范围有很大的增加,且稳定裕度也有较大的提高,特别是在高转速下的外涵特性提升更为明显.

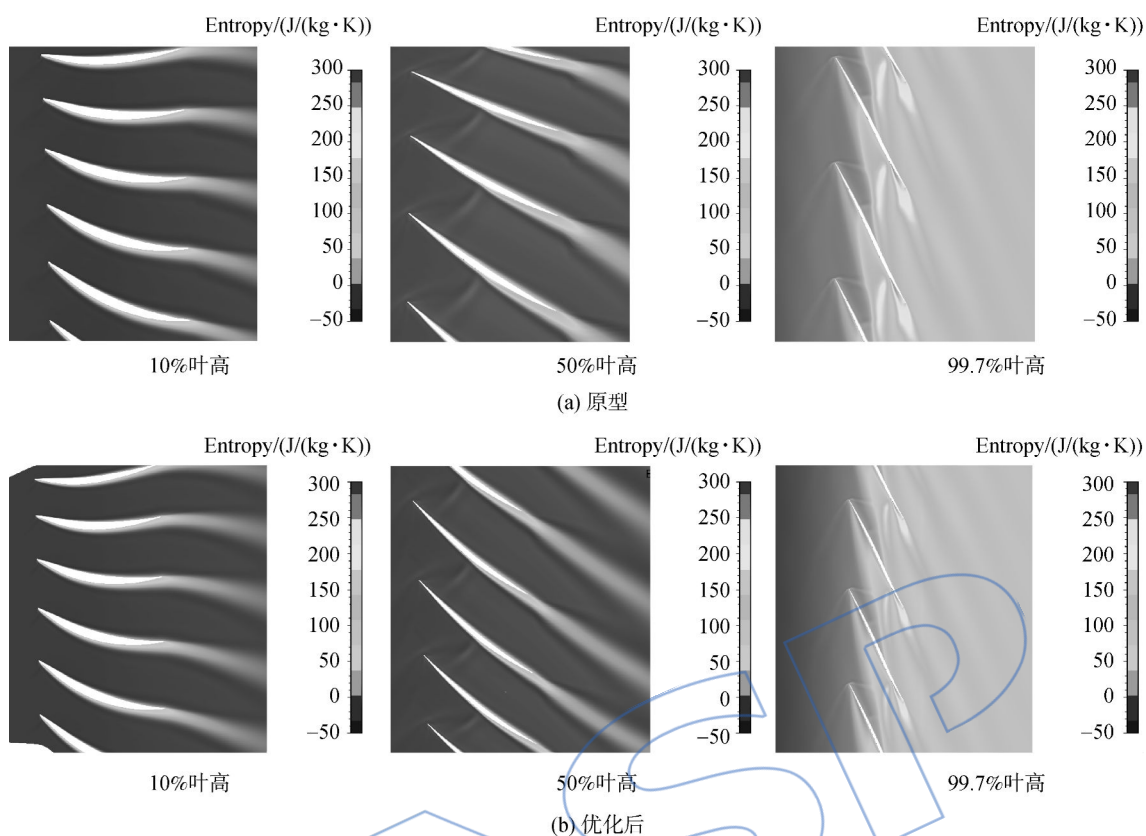


图 11 叶片不同截面上的熵增分布

Fig. 11 Distribution of entropy at different sections of blade

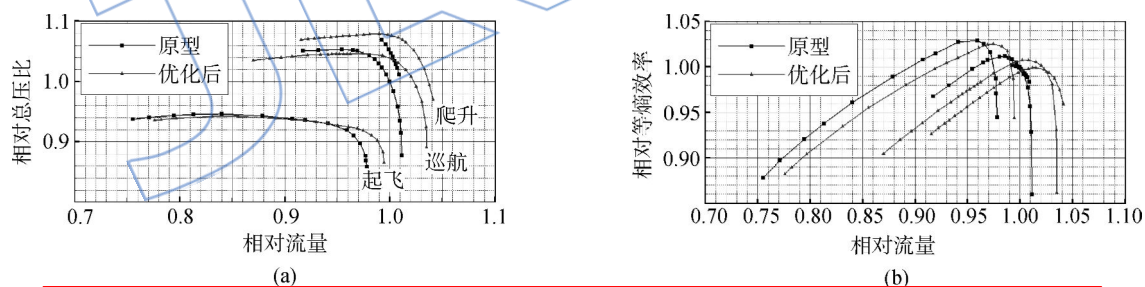


图 12 不同转速下的外涵特性

Fig. 12 Bypass performance at different rotating speeds

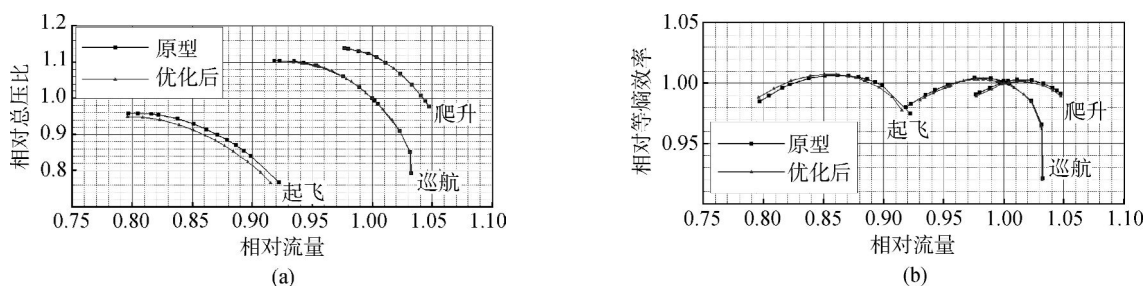


图 13 不同转速下的内涵特性

Fig. 13 Core performance at different rotating speeds

从图 13 可以看出,叶片优化前后,在 3 个转速下的风扇/增压级的内涵特性没有明显变化,只

是在巡航转速下,优化后内涵的稳定裕度略微降低,近失速点流量增大约 1.26%。总体而言,该优

化方案对风扇/增压级外涵的影响比较明显,显著改善了风扇/增压级外涵特性,而对内涵的影响却比较小,其影响可以忽略。

5 结 论

1) 某大涵道比涡扇发动机叶片尖部及根部的掠形设计参数对风扇转子性能影响的研究结果表明,叶片尖部前掠和根部后掠,都可以起到增大风扇转子的堵点流量、扩大其稳定工作范围的作用,叶片尖部前掠还可以起到减小风扇转子的失速点流量、扩大稳定裕度的作用。

2) 采用叶片尖部前掠和根部后掠的组合优化方案后,由于激波强度减弱,激波影响区域减小,使得风扇转子的堵点流量有明显的增加;并且由于激波损失以及激波引起的附面层损失减小,使得设计流量点的总压比和等熵效率也都较原型叶片有明显增加;风扇/增压级整机内外涵联算结果表明,在起飞、巡航以及爬升转速下,优化后风扇/增压级外涵特性有明显改善,其堵点流量都有明显增加,在巡航和爬升转速下的稳定裕度也有明显增加,而内涵特性受叶片优化影响较小,优化前后的特性几乎保持一致。

参考文献:

- [1] Mohammed K P, Raj D P. Investigation on axial flow fan impellers with forward swept blades[R]. ASME Paper 77-FE-1, 1977.
- [2] Sasaki T, Breugelmans F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 454-464.
- [3] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[R]. ASME Paper 2002-GT-30327, 2002.
- [4] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Forward swept rotor studies in multistage fans with inlet distortion[R]. ASME Paper 2002-GT-30326, 2002.
- [5] Corsini A, Rispoli F. The role of forward sweep in subsonic axial fan rotor aerodynamics at design and off-design operating conditions[R]. ASME Paper GT-2003-38671, 2003.
- [6] Friedrichs J, Kosyna G, Baumgarten S, et al. Effect of stator design on stator boundary layer flow in a highly loaded single-stage axial-flow low-speed compressor[R]. ASME Paper 2000-GT-616, 2000.
- [7] Gümmer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three-dimensional flow in transonic stators of axial compressors[R]. ASME Paper 2000-GT-0491, 2000.
- [8] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: Part 1 university research and methods development[R]. ASME Paper 2002-GT-30328, 2002.
- [9] Gallimore S J, Bolger J J, Cumpsty N A. The use of sweep and dihedral in multistage axial flow compressor blading: Part 2 low and high speed designs and test verification[R]. ASME Paper 2002-GT-30329, 2002.
- [10] Passrucker H. The effect of forward sweep in a transonic compressor rotor[J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(4): 357-365.
- [11] Bergner J, Skablitz K, Hennecke D K. Influence of sweep on the 3D shock structure in an axial transonic compressor[R]. ASME Paper 2005-GT-68835, 2005.
- [12] Benini E, Biollo R. On the aerodynamics of swept and leaned transonic compressor rotors[R]. ASME Paper 2006-GT-90547, 2006.
- [13] Braun M, Seume J R. Forward sweep in a four-stage high-speed axial compressor[R]. ASME Paper 2006-GT-90218, 2006.
- [14] 邹正平, 赵令德, 陈懋章, 等. 叶轮机叶片的三维造型及其对叶片气动负荷的影响[J]. 航空动力学报, 1998, 13(3): 235-240.
ZOU Zhengping, ZHAO Lingde, CHEN Maozhang, et al. Three-dimensional blading and its influence on blade aerodynamic loading[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(3): 235-240. (in Chinese)
- [15] 周拜豪, 尹红顺, 苏廷铭, 等. 高性能前掠三级轴流风扇的设计与试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(2): 1-7.
ZHOU Baihao, YIN Hongshun, SU Tingming, et al. Design and experiment of a high performance three-stage axial fan with forward swept blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(2): 1-7. (in Chinese)