

文章编号:1000-8055(2011)02-0272-09

某高负荷跨声双级风扇气动设计与数值模拟

金海良, 金东海, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

摘 要: 介绍了某变循环发动机的高负荷跨声双级风扇的设计过程和设计结果, 详细讨论了设计过程中关键参数的选取, 采用基于 S_{2m} 流面的流线曲率方法和任意叶片造型方法进行了通流设计和叶片造型. 为了提高风扇的效率和失速裕度, 转子和静子的设计采用了掠形技术. 三维数值模拟结果表明, 双级风扇的性能参数除绝热效率外, 均达到了设计指标的要求, 并且在 80% 设计转速以上具有较高的峰值效率.

关 键 词: 变循环发动机; 高负荷; 跨声; 双级风扇; 气动设计; 数值模拟

中图分类号: V235

文献标识码: A

Aerodynamic design and numerical simulation of a highly loaded transonic two-stage fan

JIN Hai-liang, JIN Dong-hai, GUI Xing-min

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The design procedure and result of a highly loaded transonic two-stage fan for a variable cycle engine were presented. The selection of key parameters was discussed during the design procedure. The throughflow calculation and blade design were completed using the S_{2m} streamsurface-based streamline curvature method and arbitrary camber lines blading method. The design strategies of swept rotors and stators were adopted to improve the efficiency and stall margin of the fan. Three-dimensional computation results indicate that the design targets of the two-stage fan are achieved except for the adiabatic efficiency. The fan has relatively high peak efficiencies above 80% rotating speed.

Key words: variable cycle engine; highly loaded; transonic; two-stage fan; aerodynamic design; numerical simulation

由于变循环发动机在亚声、高亚声和超声速飞行状态中性能表现优异, 国外对变循环发动机进行了广泛的研究, F120 是世界上第一种经飞行验证的变循环发动机^[1-3]. 为了提高变循环发动机的推质比, 采用高负荷跨声风扇是一种有效的措施. 国外对高负荷跨声风扇进行了深入系统的研究, 并取得了很大的成功. Wennerstrom 领导设计的 HTFC (high through flow

compressor) 达到了单级压比 2.0 和绝热效率 88% 的空前水平^[4-5]. P&W (Pratt & Whitney) 公司设计了高负荷小展弦比单级轴流风扇 HPRFS (high pressure ratio fan stage)^[6]. P&W 公司^[7]、R&R (Rolls-Royce) 公司^[8] 和 Wright-Patterson 空军基地^[9] 则对高负荷跨声双级风扇进行了设计和实验研究. 近年来我国也开始了高负荷轴流风扇、压气机的研制工作, 并取得了重大的突

收稿日期: 2010-01-22; 修订日期: 2010-04-29

基金项目: 国家自然科学基金 (50676004, 50736007)

作者简介: 金海良 (1984-), 男, 天津人, 博士生, 主要从事风扇/压气机气动设计研究.

破. 单级压比分别达到 2.2 和 2.3 的 ATS-2(advanced transonic stage-2)^[10] 和 J285^[11] 高负荷跨声单级风扇的成功设计使我国的高负荷跨声风扇的设计技术达到了世界先进水平. 北京航空航天大学对某中型发动机的高负荷前掠双级风扇进行了气动设计并分析了其掠形机理^[12]. 本文对某变循环发动机的高负荷跨声双级风扇进行了气动设计和数值模拟研究, 详细分析了其设计特点和三维流场结构, 可以为今后此类风扇的设计提供参考.

1 设计方法和过程

目前, 风扇/压气机的气动设计通常采用以准三维设计为基础、并利用三维数值模拟进行分析验证和优化的方法. 本文设计的高负荷跨声双级风扇设计点取为地面最大状态, 根据设计要求确定风扇级压比和级效率的分配, 结合实际情况确定风扇流道形式并选取关键设计参数. 采用基于 S_{2m} 流面的流线曲率方法和任意叶片造型方法对风扇进行了通流设计和叶片造型, 利用三维数值模拟手段进行性能特性计算和失速裕度校核, 并根据三维流场的分析结果进行改进设计. 如此准三维反问题和三维正问题之间不断反复迭代优化, 直至风扇的性能参数基本满足设计要求.

2 关键参数的选取与设计结果

本设计为变循环发动机的高负荷跨声双级风扇, 风扇的设计要求如表 1 所示.

表 1 双级风扇的设计参数

Table 1 Design parameters of the two-stage fan

设计参数	设计指标
物理流量/(kg/s)	140.0
总压比	3.5
绝热效率/%	87
失速裕度/%	≥ 11

2.1 流道形状的选择

流道形状的设计对风扇的气动性能具有十分重要的作用. 为满足转子叶尖轴向速度比的要求, 第一级风扇转子的机匣取为渐缩形式, 收缩角为 7.88° (图 1). 转子叶尖进口机匣处为正曲率, 可以降低叶尖相对马赫数, 出口为负曲率, 可以缓解流动的堵塞^[13]. 风扇第二级机匣采用逐渐降低的

方案, 这主要考虑到与高压压气机过渡段的设计, 在不增加风扇轴向长度的前提下, 减小过渡段的损失.

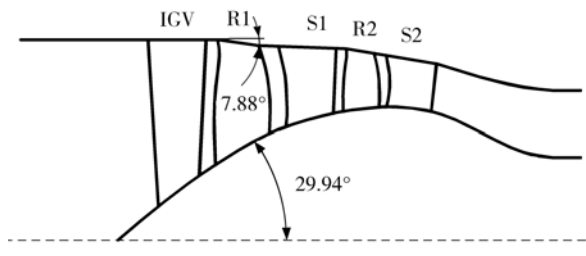


图 1 双级风扇流道图

Fig. 1 Flow-path of the two-stage fan

第一级转子轮毂坡角经过多次反复后确定. 较大的轮毂坡角在相同根部负荷下使得转子出口相对气流角较小, 因而可以提高转子根部的负荷能力, 但坡角过大将使转子根部轴向速度比过大, 导致静子根部进口绝对马赫数过高, 增加静子的设计难度. 经过多轮的反复调整, 第一级转子轮毂坡角取为 29.94° (图 1).

为了提高风扇的效率, 并使风扇具有一定的失速裕度, 对两级转子叶尖均实施了一定的前掠. 对两级静子的根部做了一定的后掠, 这可以降低静子根部法向马赫数并扩大其攻角范围, 减小由于超临界产生的损失. 为了保证静子尖部稠度不致过小, 两级静子的尖部具有一定的前掠. 图 1 给出了双级风扇的流道图(其中 IGV(inlet guide vane)表示进口导叶; R1, R2 分别表示第一、二级转子; S1, S2 分别表示第一、二级静子).

2.2 轮毂比的选定

转子进口轮毂比的选取需要考虑气动性能和结构强度两方面的因素. 较小的进口轮毂比对气动性能有好处, 可以提高风扇的效率, 但不利于转子的结构强度^[13]. 随着整体叶盘结构形式的采用, 允许选用较小的进口轮毂比. Wennerstrom 等的 HTFC^[4-5] 的进口轮毂比为 0.312; ATS-2^[10] 和 J285^[11] 高负荷单级风扇的进口轮毂比分别为 0.413 和 0.4; P&W 公司的高负荷小展弦比轴流风扇 HPRFS^[6] 的进口轮毂比为 0.41; Wright-Patterson 空军基地的高负荷双级风扇 ADLARF(augmented damping of low aspect ratio fans)^[9] 的轮毂比为 0.3315. 综合以上考虑, 本设计中风扇进口轮毂比取为 0.376.

通过与低压涡轮部件的协调, 风扇的转速限定为 8900 r/min. 风扇进口外径的确定应兼顾转

子叶尖切线速度和进口迎风面流量。高的叶尖切线速度有利于级压比的提高,但会造成转子叶尖相对马赫数较高,激波损失增强,导致效率下降。进口迎风面流量直接影响进口轴向马赫数,进而影响风扇的效率。降低风扇进口外径会导致进口迎风面流量增加,不利于风扇效率的提高。经反复调整最终确定风扇进口外径,此时,风扇第一级转子叶尖切线速度为 479.98 m/s ,进口迎风面流量为 $195.8 \text{ kg}/(\text{s} \cdot \text{m}^2)$,第二级转子叶尖切线速度为 460.86 m/s ,风扇第一级和第二级的叶尖负荷系数分别为 0.324 和 0.323 。

2.3 环量分布

“扭向规律”在设计中需要不断调整得到,调整的目标是使各主要参数指标满足一些经验的设计准则。这些设计准则主要包括:转子叶尖 D 因子、静子叶根 D 因子、静子叶根进口绝对马赫数、转子叶根出口相对气流角、转子叶尖轴向速度比以及转子和静子的静压分布特征等。通过反复设计调整,确定风扇各转子和静子内部环量沿流向和展向的最终分布。流向的环量分布直接影响气流角进而影响叶片造型结果,因此,设计时一定要保证给定值足够光滑^[14]。考虑到第一级转子根部加功能力较差以及尖部间隙泄漏的影响,采用了叶根和叶尖低叶中高的功分配。由于第二级转子轮毂半径抬高较多,转子叶根切线速度较高,因此,功分配时叶根较高,叶尖较低。

2.4 通流计算结果

给定设计点的风扇进口总温、总压和设计转速,确定各转子和静子的内部环量分布,进行流线曲率通流设计。在通流设计中,为避免因堵塞导致风扇流量偏低,将设计流量放大了 3% ,同时采用了提高压比设计的措施,将风扇的设计压比取为 3.55 。表 2 给出了双级风扇的通流设计结果。

表 2 双级风扇的通流设计结果

Table 2 Throughflow design results of the two-stage fan

设计参数	通流设计结果
物理流量/ (kg/s)	144.20
总压比	3.55
绝热效率/ $\%$	87.6

图 2 给出了通流计算得到的风扇第一级和第二级转子进出口相对马赫数展向分布。由图 2 可

知,第一级转子叶尖进口相对马赫数为 1.617 ,由于机匣采用了较大的收缩,有效控制了转子叶尖进口相对马赫数。叶根进口相对马赫数为 0.8 ,这一数值不会增加转子根部的设计难度。第二级转子根部进口相对马赫数达到了 0.94 ,叶尖为 1.33 ,此时第二级转子进口基本上为全叶高超声,这增大了风扇第二级的设计难度。考虑这一情况,设计第一级静子时,静子出口气流没有转为轴向,为第二级转子提供了一定的进口预旋,这一方面降低了第二级转子进口相对马赫数,另一方面也可以降低第一级静子根部的负荷。

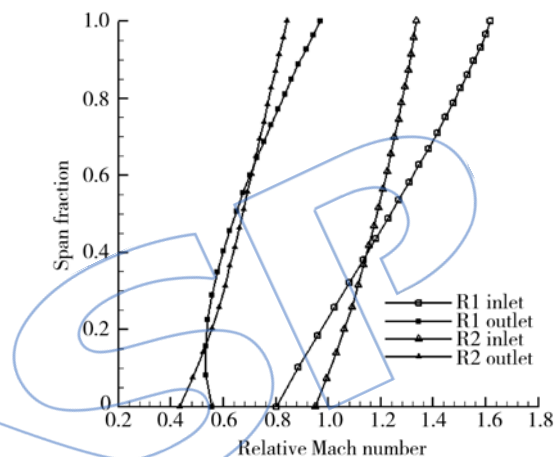


图 2 双级风扇转子进出口相对马赫数展向分布

Fig. 2 Radial distributions of relative Mach number at the inlets and outlets of the two-stage fan rotors

图 3 给出了风扇第一级和第二级静子的进出口绝对马赫数展向分布。第一级静子根部进口绝对马赫数为 0.863 ,与 HTFC 的 1.02 相比小了不少,这主要得益于第一级转子轮毂坡角较大,使得转子根部出口相对气流角较小。第二级静子根部进口绝对马赫数为 0.72 ,这一数值不会造成第二级静子的设计难度。通过分析可知,还可以在进一步的优化设计中抬高第二级转子出口的轮毂,这样既可以降低第二级转子和静子的根部负荷,又避免第二级静子根部进口马赫数过高而造成损失增加。

图 4 给出了风扇各排叶片出口 D 因子的展向分布。由图 4 可知,除第二级转子根部外,其余各排叶片的 D 因子均不超过 0.56 ,扩压能力没有达到一个较高的状态。第一级转子根部的 D 因子为 0.37 ,这说明根部负荷相对较低,设计时考虑到转子根部加功能力较差,避免因根部过弯而导致静子根部进口绝对马赫数过高。第二级转子根

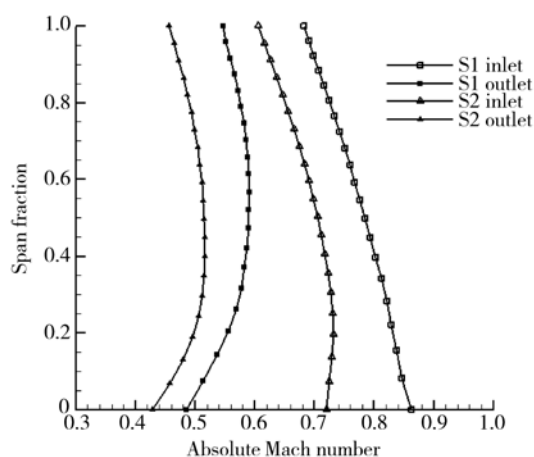


图3 双级风扇静子进出口绝对马赫数展向分布

Fig. 3 Radial distributions of absolute Mach number at the inlets and outlets of the two-stage fan stators

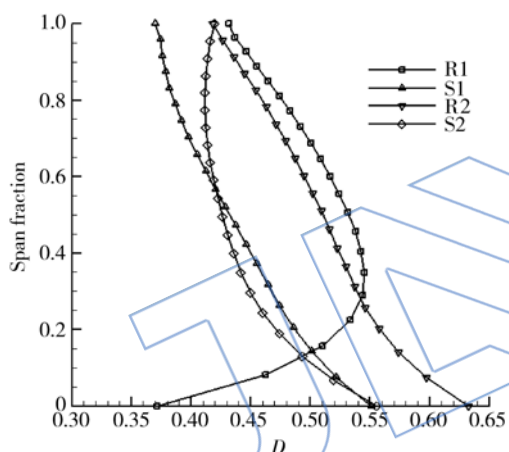
图4 风扇各排叶片出口 D 因子展向分布

Fig. 4 Radial distributions of diffusion factor at the outlets of the two-stage fan blade rows

部的 D 因子达到了 0.63, 超出了常规的设计. 由于第一级转子根部分配的加功量较小, 为保证风扇整级加功量沿展向的均匀性, 提高了第二级转子根部的加功量. 三维数值模拟结果表明第二级转子根部吸力面靠近尾缘处确实出现了较厚的边界层和尾迹, 然而没有出现分离流动.

2.5 叶片造型

叶片造型手段基本沿用了 Frost 和 Wennerstrom 发展的任意造型方法^[15]. 本课题组将该方法扩展为可用于轴流/离心压气机的通用叶片造型^[16]. 该造型方法的优点在于通过气流折转反映气动载荷分布, 同时可以通过预压缩角控制激波

的位置和强度.

对风扇各排叶片进行造型时, 攻角根据二维设计经验选取, 并且通过三维数值模拟得到的进口气流角与叶片进口几何角的对比, 对选定的攻角做适当调整, 落后角采用文献[17]中卡特公式叠加修正量的方法确定. 最终确定的风扇各转子和静子的进口攻角和出口落后角的分布如图5和图6所示.

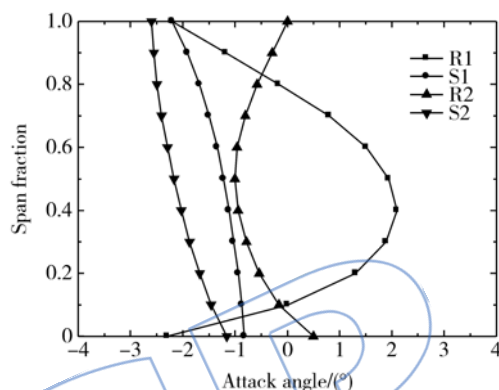


图5 风扇各转子和静子进口攻角展向分布

Fig. 5 Radial distributions of attack angles at the inlets of the two-stage fan rotors and stators

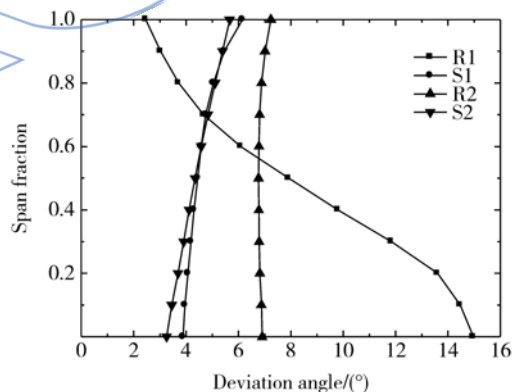


图6 风扇各转子和静子出口落后角展向分布

Fig. 6 Radial distributions of deviation angles at the outlets of the two-stage fan rotors and stators

风扇各叶片排的造型结果如图7所示. 由图7中可以清晰地看到风扇转子叶尖以及静子叶根和叶尖的掠形结构. 为定量分析叶片的掠形程度, 本文采用文献[18]中给出的轴流压气机叶片前缘曲线相对掠角的定义, 得到了风扇各转子和静子前缘曲线的相对掠角. 风扇第一级和第二级转子尖部的前缘相对掠角分别达到了 32.8° 和 25.6° , 第一级静子根部的前缘相对掠角为 -12.9° (相对

掠角为负表示后掠),尖部为 18.7° ,第二级静子根部的前缘相对掠角为 -24.2° ,尖部为 7.9° 。虽然子午面内风扇各转子和静子前缘子午投影的掠形并不明显(图1),但造型后三维叶片的掠形还是相当明显的。

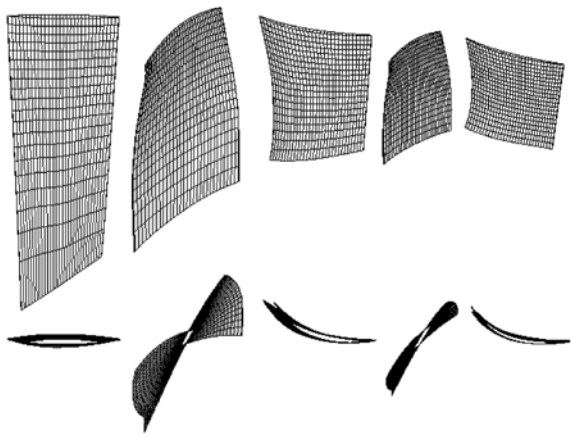


图7 双级风扇各叶片排造型结果

Fig. 7 Blade rows of the two-stage fan

3 三维数值模拟结果分析

在完成了双级风扇的气动设计后,需要对设计结果进行分析和验证.本文采用对风扇/压气机内部流场模拟精度较高的通用软件——NUMECA来完成风扇三维流场的数值模拟工作.控制方程为三维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程组.对流量采用 Jameson 中心差分格式进行空间离散,黏性通量的空间离散采用二阶精度的中心差分格式.时间离散采用显式的4阶 Runge-Kutta 法,湍流模型为 Spalart-Allmaras (S-A) 一方程模型,使用当地时间步长和多重网格等加速收敛技术.

三维数值模拟没有考虑叶尖间隙影响,计算网格采用 AUTOGRID 模块自动生成,分为鼻锥和叶片区网格,鼻锥采用 H-C 型网格,叶片区采用 O-4H 型多块网格,总网格数为 1034212.根据选取的湍流模型,保证固壁面第一层网格单元 $y^+ \leq 10$.三维数值计算采用的网格如图8所示.

三维数值模拟的边界条件确定如下:风扇进口轴向进气,进口给定总温、总压、轴向气流角和径向气流角;出口给定轮毂处的静压值,静压的展向分布由简单径向平衡方程确定;壁面采用无滑移绝热边界条件.

3.1 总体性能特性

表3给出了双级风扇的设计要求和三维数值

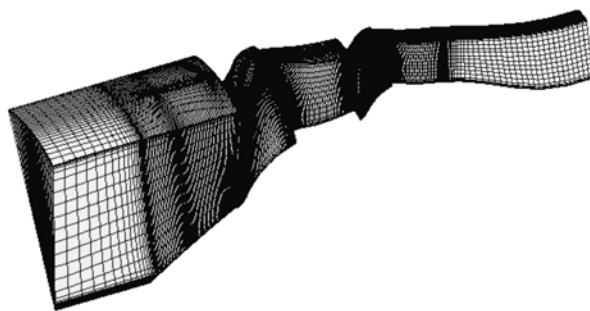


图8 双级风扇计算网格

Fig. 8 Computational grids of the two-stage fan

计算得到的近设计点性能参数的对比.由表3可知,目前设计方案风扇的性能参数除绝热效率外,其余性能参数均达到了设计指标的要求:近设计点流量为 141.52 kg/s ,压比达到 3.527,绝热效率为 86.24%,与设计指标相比偏低 0.76 个百分点,峰值效率为 87.01%,失速裕度达到设计指标要求.

表3 双级风扇的设计指标与三维数值模拟结果对比

Table 3 Comparison of the two-stage fan performances between design targets and computation results

设计参数	设计指标	三维数值 模拟	相对差值/ %
物理流量/(kg/s)	140.0	141.52	1.1
总压比	3.5	3.527	0.77
绝热效率/%	87	86.24	-0.76
失速裕度/%	≤ 11	11	0

图9和图10分别给出了双级风扇 100%~70%设计转速的流量-压比特性和流量-效率特性.

由图9可知,100%设计转速时,由于转子叶尖相对马赫数较高,激波较强,风扇的流量压比特性十分陡峭,流量裕度很小,失速裕度主要来自压比的贡献.随着转速的降低,风扇的流量裕度增加.风扇最终的失速裕度取决于风扇与低压涡轮的匹配.

由图10可知,在 100%设计转速时,风扇具有宽广的高效率区.峰值效率点位于近设计点的左侧,因此,风扇不会因工作点的左移而立即进入低效率区.风扇最大峰值效率点位于 95%设计转速的特性线上,而且峰值效率包线十分平坦,80%

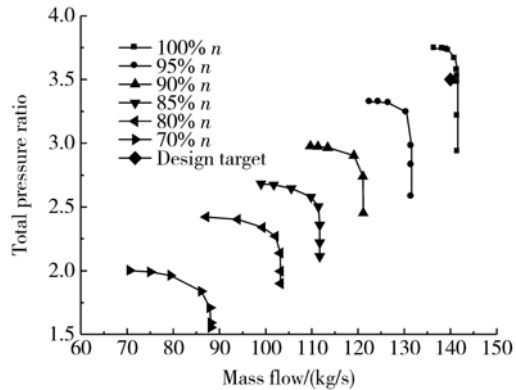


图9 不同转速下的流量-压比特性

Fig. 9 Performance map of mass flow-total pressure ratio at different rotating speeds

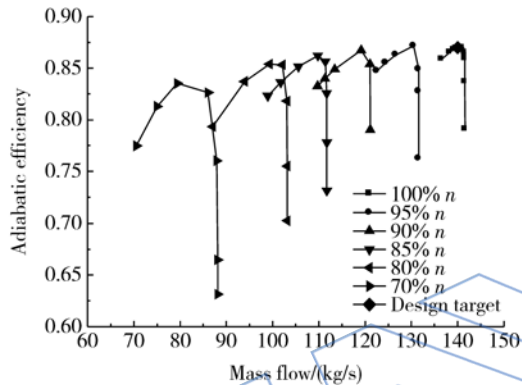


图10 不同转速下的流量-效率特性

Fig. 10 Performance map of mass flow-adiabatic efficiency at different rotating speeds

设计转速以上的峰值效率均超过 85.5%，这为风扇与低压涡轮匹配于高效率区提供了有利条件。

3.2 流场分析

图 11 给出了 100% 设计转速近设计点风扇的转子和静子吸力面静压等值线图。由图 11 可以看到两级转子内的激波均向后倾斜,这使得激波强度降低,激波损失减小。第二级转子内激波几乎贯穿整个通道,这对风扇第二级的设计不利,在优化设计中应设法降低第二级转子根部的进口相对马赫数。两级静子内无激波,气流在静子通道内连续均匀扩压,控制了流动损失。

图 12 和图 13 分别给出了 100% 转速下近设计点和近失速点风扇转子和静子的根、中、尖马赫数等值线分布。由图 12 可知,第一级转子叶尖为进口斜激波和通道正激波的双激波结构,正激波后气流扩压很少,增压几乎全靠激波实现。由于激波与边界层的相互作用,在第一级转子尖部吸力

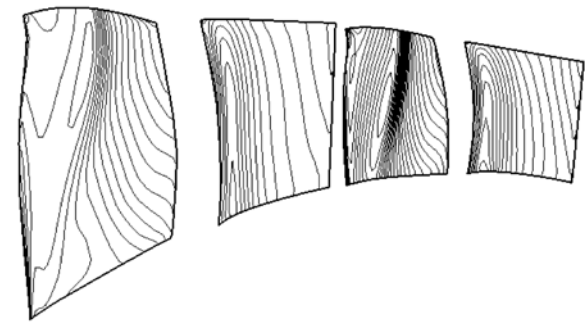
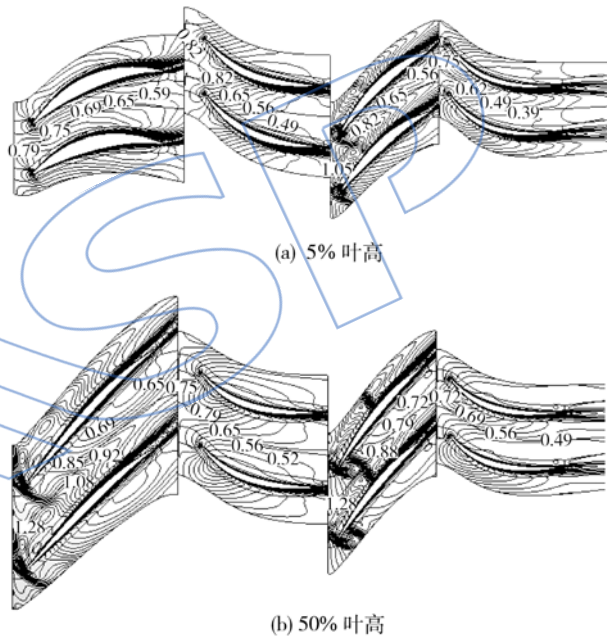
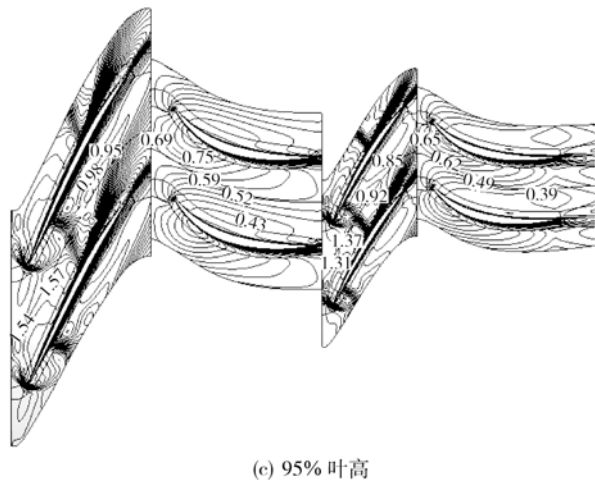


图 11 近设计点风扇转子和静子吸力面静压等值线图

Fig. 11 Contours of static pressure on the suction surfaces of the fan rotors and stators for near design point



(b) 50% 叶高



(c) 95% 叶高

图 12 近设计点根、中、尖马赫数等值线图

Fig. 12 Contours of Mach number at the hub, mid-span and tip for near design point

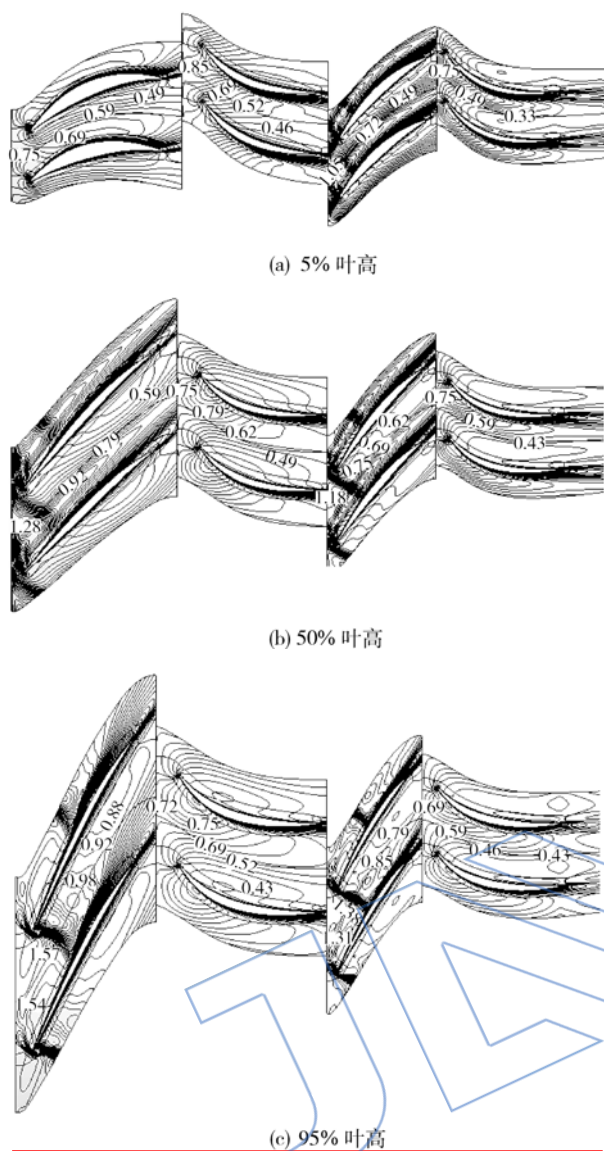


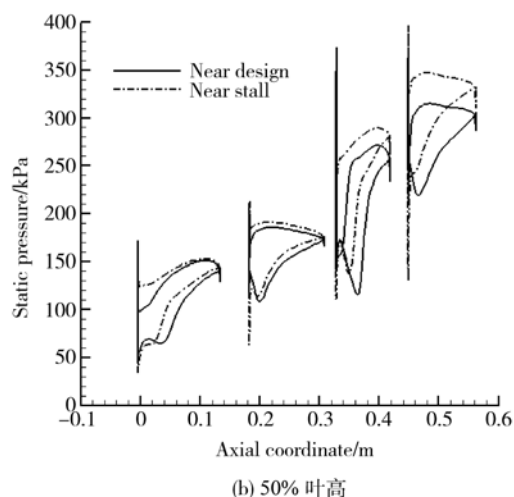
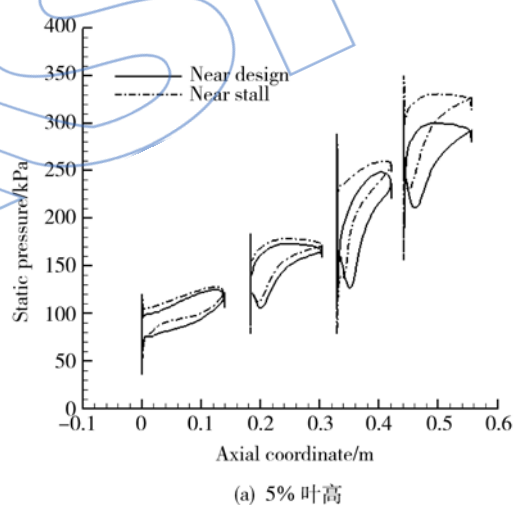
图13 近失速点根、中、尖马赫数等值线图
Fig. 13 Contours of Mach number at the hub, mid-span and tip for near stall point

面激波后的边界层迅速发展,这也是风扇转子的主要损失来源.第一级转子中部进口为一道斜激波,激波后气流均匀扩压.气流在第一级转子根部为亚声流动,边界层较薄,流动损失较小.由于第二级转子进口几乎全叶高超声,因此在转子的尖部和中部均为一斜一正的双激波结构,转子根部出现了局部超声区,但并没有形成激波.由于第二级转子根部负荷较高,在吸力面近尾缘处边界层较厚,流动损失较大,但并没有出现流动的分流.由两级静子根、中、尖马赫数等值线图可以看出,静子整个通道内无激波,气流扩压均匀,无流动分离,两级静子设计性能良好.

对比图13和图12可以看到,近失速点时两级转子尖部的一正一斜两道激波合并为一道正激波,并被推到叶片前缘,两级转子中部的激波也被推到叶片前缘处,这说明风扇前后两级匹配较好,没有出现某一级已经接近失速而另一级仍具有较大增压能力的情况.近失速时第二级转子根部出现一些弱压缩波,这使得吸力面边界层较厚的区域向前缘扩大.近失速状态下,气流仍能在两级静子内连续均匀扩压,而且无分离流动出现.

图14给出了100%转速近设计点和近失速点根、中、尖叶片表面静压分布.

由图14可知,第一级转子的根部和中部为小的正攻角设计,而尖部为负攻角设计,这兼顾了转子根部的效率和尖部的失速裕度.近失速时第一级转子的中部和尖部的攻角明显增大.由于第一级静子在接近失速的过程中攻角状态变化较小,因此第一级静子全叶高都做了正攻角设计,这可以保证静子在很宽的工作范围内具有较低的损失.



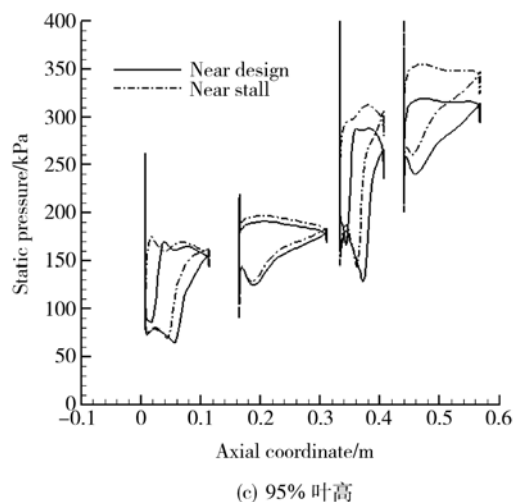


图14 100%转速近设计点和近失速点根、中、尖叶片表面静压分布

Fig. 14 Blade surface static pressure distributions at the hub, mid-span and tip for near design point and near stall point at 100% rotating speed

风扇第二级作为出口级在接近失速的过程中流动状态的变化非常大,为了提高风扇的失速裕度,对第二级转子和静子沿全叶高都做了负攻角设计,这同时也可以保证风扇的峰值效率点位于近设计点的左侧.图14中第二级转子和静子的叶片表面静压分布表明这种设计是非常必要的,近失速时第二级转子和静子的攻角相对于近设计点大大增加,风扇压比的增加主要来自第二级的贡献.

4 结 论

1) 完成了某高负荷跨声双级风扇的气动设计,三维数值模拟结果表明,风扇的性能参数除绝热效率外,均达到了设计指标的要求.近设计点,流量为141.52 kg/s,压比达到3.527,绝热效率为86.24%,较设计指标低0.76个百分点,峰值效率为87.01%,风扇的失速裕度达到了11%.

2) 风扇的峰值效率点位于近设计点左侧,这-一方面使风扇具有较大的失速裕度,另一方面风扇不会因工作点左移而迅速进入低效率区.风扇的峰值效率包线十分平坦,在80%设计转速以上峰值效率均超过85.5%,这为风扇与低压涡轮匹配于高效率区提供了有利条件.

3) 风扇前后两级匹配较好,当风扇接近失速时,前后两级均达到了各自的近失速状态,这使得整级风扇具有较大的失速裕度.

4) 通过对风扇流场的分析发现,第二级转子内激波几乎贯穿整个叶片通道,而且转子根部负荷偏高,应在进一步优化设计中加以改进.

参考文献:

- [1] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮与实验研究, 2004, 17(3): 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [2] Brown R. Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft[R]. AIAA 1978-1049, 1978.
- [3] Grönstedt T, Hall U. Mission dependent optimization of advanced fighter engines[R]. Chattanooga, Tennessee, USA: 13th International Symposium on Air Breathing Engines, ISABE 1997-7173, 1997.
- [4] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a 1500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. AFARL-TR-76-59, AD-B016386, 1976.
- [5] Wennerstrom A J, Derosé R D, Law C W, et al. Investigation of a 1500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio[R]. AFARL-TR-76-92, AD-B016506, 1976.
- [6] Creason T L, Baghdadi S. Design and test of a low aspect ratio fan stage[R]. AIAA 1988-2816, 1988.
- [7] Tyner T M, Sullivan J P. Design and performance of a small, high speed axial compressor[R]. AIAA 1990-1911, 1990.
- [8] Calvert W J, Emmerson P R, Moore J M. Design, test and analysis of a high-pressure-ratio transonic fan[R]. ASME GT2003-38302, 2003.
- [9] Gorrell S E, Davis M W. Application of a dynamic compression system model to a low aspect ratio fan; casing treatment and distortion[R]. AIAA 1993-1871, 1993.
- [10] 单鹏, 桂幸民. 单级后掠风扇 ATS-2 设计与实验研究最终报告[R]. 北京: 中国航空科技报告(HK-JB004024), 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 2000.
- [11] 胡国荣, 周亚峰, 陈葆实, 等. 高速、高负荷跨音速单级风扇设计与试验[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(1): 40-43.
HU Guorong, ZHOU Yafeng, CHEN Baoshi, et al. Design and test for single stage transonic fan with high speed, high load[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(1): 40-43. (in Chinese)
- [12] 杨晶晶, 单鹏. 某高负荷前掠双级风扇设计与掠形机理研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1805-1812.
YANG Jingjing, SHAN Peng. Design of a high-loading two-stage forward swept fan and investigation on the swept-blading mechanism[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1805-1812. (in Chinese)
- [13] 丁建国, 胡骏. 某掠形跨声风扇设计与数值模拟[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 54-59.
DING Jianguo, HU Jun. Design and numerical simulation

- of a transonic swept fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 54-59. (in Chinese)
- [14] 桂幸民. 轴流风扇/压气机可控激波跨音级设计模型研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1993.
- GUI Xingmin. The research on the model of controllable shock wave used in the design of transonic axial fan/compressor stage[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1993. (in Chinese)
- [15] Frost G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using arbitrary camber lines[R]. Ohio, USA: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base, ARL 73-0107, AD 765165, 1973.
- [16] 冀国锋, 桂幸民. 轴流/离心压气机通用任意中弧造型设计方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(1): 150-156.
- JI Guofeng, GUI Xingmin. A blading design method for axial/centrifugal compressor airfoils using arbitrary camber lines[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(1): 150-156. (in Chinese)
- [17] Messenger H E, Kenned E E. Two-stage fan: I — Aerodynamic and mechanical design [R]. NASA CR-120859, 1972.
- [18] 单鹏. 超跨音轴流压气机前缘掠弯的运动学问题[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996.
- SHAN Peng. Kinematic problems of leading edge supersonic sweep-bend in supersonic and transonic axial compressors[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)

JALSP