

文章编号:1000-8055(2011)07-1638-09

某高负荷子午加速风机气动设计与数值模拟

金海良, 金东海, 彭泽琰, 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: 兼顾民用风机的气动性能与制造成本, 采用三种方案(等厚度串列静子方案、叶型串列静子方案和等厚度单排静子方案)对某高负荷子午加速风机进行了气动设计和数值模拟研究. 结果表明采用叶型叶片与等厚度叶片相比对风机气动性能的改善很小, 近设计点时叶型串列静子方案的压比和效率仅比等厚度串列静子方案高 0.18% 和 0.8%. 串列静子抑制了单排静子通道内的角区分离, 减小了通道内的堵塞, 使等厚度串列静子方案的失速裕度比等厚度单排静子方案提高了 11%. 综合考虑气动性能与制造成本选定等厚度串列静子方案为风机的最终方案, 其不同转速的特性表明该方案的性能完全满足设计指标的要求.

关 键 词: 高负荷; 子午加速; 风机; 串列叶片; 气动设计

中图分类号: V235

文献标志码: A

Aerodynamic design and numerical investigation of a highly loaded meridian acceleration fan

JIN Hai-liang, JIN Dong-hai, PENG Ze-yan, GUI Xing-min
(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Considering the aerodynamic performance and manufacturing cost of civil fan, the aerodynamic design and three-dimensional numerical investigation of a highly loaded meridian acceleration fan were performed using three design schemes (uniform thickness tandem stator scheme, airfoil tandem stator scheme and uniform thickness single row stator scheme). The results indicate that the utilization of airfoil blade has few improvements on aerodynamic performance. The total pressure ratio and adiabatic efficiency of the airfoil tandem stator scheme are increased only by 0.18% and 0.8% respectively compared with the uniform thickness tandem stator scheme at near design point. The stall margin of the uniform thickness tandem stator scheme is increased by 11% than the uniform thickness single row stator scheme due to the suppression of the corner separation in the single row stator passage and the reduction of the passage blockage by the tandem stator. Considering aerodynamic performance and manufacturing cost the uniform thickness tandem stator scheme is selected as the final scheme of the fan and its performance characteristics at different rotating speeds can satisfy the design requirements.

Key words: highly loaded; meridian acceleration; fan; tandem blade; aerodynamic design

收稿日期: 2010-07-01; 修订日期: 2010-10-15

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.

由于子午加速风机具有高级压比和宽广的高效率区等特点,在工业用大功率风机中具有广泛的应用前景.与常规轴流风机不同,子午加速风机流道内的子午速度是增加的,在相同出口气流角条件下叶轮可以加入更多轮缘功,因而子午加速风机具有非常高的负荷系数,通常单级便可以达到常规双级轴流风机的压比.结合其他提高压气机负荷的技术手段可进一步提高子午加速风机的负荷,为更高级压比风机的设计提供技术支持.典型的提高压气机负荷的手段有大小叶片技术^[1-4]、串列叶片技术^[5-7]以及吸附式压气机技术^[8-11].由于串列叶片结构简单,并能有效提高风机的负荷,故本文中风机的气动设计采用了串列叶片技术.另外,与航空发动机不同,工业用风机在保证气动性能的同时还要尽量降低风机的制造成本.等厚度叶片由于其简单的加工工艺使得其制造成本大大低于叶型叶片,因此,本文讨论了等厚度叶片和叶型叶片对风机气动性能的影响.综合以上分析,本文选取等厚度串列静子、叶型串列静子和等厚度单排静子三种方案对某高负荷子午加速风机进行了气动设计和三维数值模拟研究,详细分析了不同方案的设计特点和流场特征,可以为今后此

类风机的气动设计提供一些参考.

1 设计方法和过程

目前,风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改进的方法.根据设计要求确定风机级压比和级效率的分配,结合实际情况确定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机进行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,如此不断反复迭代优化直至风机性能参数满足设计指标要求.

2 设计特点与设计结果

2.1 风机的运行条件与设计要求

本文设计的高负荷子午加速风机为转炉煤气引风机.风机的工质为转炉煤气,这里将工质作为理想气体处理.风机共有 4 种运行工况,不同工况下的工质参数、运行条件以及性能要求如表 1 所示.选取 A 工况作为设计点.

表 1 风机的运行工况及性能要求

Table 1 Working conditions and performance requirements of the fan							
工况	气体常数/(J/(kg·K))	比热比	进口温度/℃	进口压力/Pa	物理流量/(kg/s)	总压比	绝热效率
A	315.702	1.417	125	85 340	68.65	1.095	0.77
B	324.825	1.387	124	85 770	62.2	1.087	0.776
C	315.166	1.398	121	86 250	58.1	1.079	0.78
D	281.449	1.453	121	87 340	36.6	1.017	0.70

2.2 关键参数选取与流道设计

表 2 给出了风机的关键设计参数.风机的设计点取为 125℃,101 325 Pa,标准状态为 0℃,101 325 Pa.由于风机的压比较高而选取的叶尖切线速度较低,这导致风机的负荷系数和流量系数很高,其负荷系数达到了常规高负荷轴流风机的两倍以上^[12].

由于风机的负荷很高,因此流道设计采用子午加速方案.风机带有进口导叶(IGV),为了增加反力度,提高转子的做功能力,进口导叶做了反预旋设计.风机转子采用串列叶片方案,这一方面为了提高转子的负荷,另一方面则为了满足转子后排叶片安装角可调的结构要求.静子分别选择了串列静子和单排静子两种形式.风机的流道如图

1 所示.

表 2 风机的关键设计参数

Table 2 Key design parameters of the fan	
设计参数	数值
换算流量/(kg/s)	98.4
总压比	1.095
绝热效率	0.77
换算叶尖切线速度/(m/s)	124.6
叶尖负荷系数	0.663 6
叶尖流量系数	0.476 5
转子进口轮毂比	0.595
转子出口轮毂比	0.798

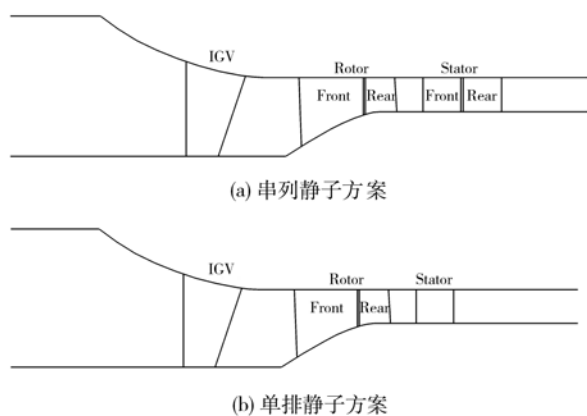


图1 子午加速风机流道图

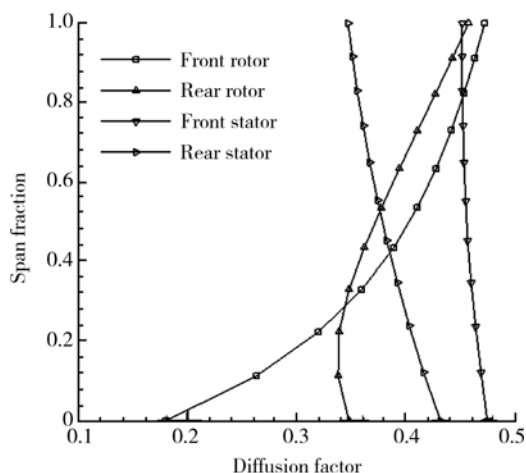
Fig. 1 Flow-path of the meridian acceleration fan

2.3 通流计算结果分析

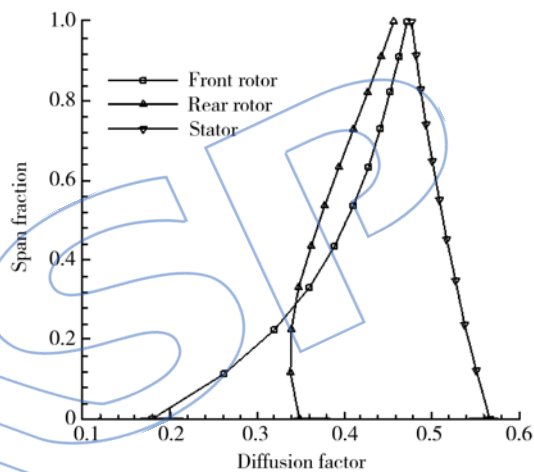
给定风机设计点的进口总温、总压和设计转速,确定进口导叶、转子和静子的内部环量,对风机进行流线曲率通流设计.环量分布直接影响气流角进而影响叶片造型结果,设计时一定要保证给定值足够光滑^[13].进口导叶做了反预旋设计,根部出口气流角为 -27° ,尖部为 -16.8° .图2给出了串列静子和单排静子方案各叶片排出口D因子的展向分布.图2(a)中转子前后排叶片的出口D因子均在0.48以下,这对于高负荷风机比较适中.串列静子前排叶片的D因子也在0.48以下,后排叶片的D因子则低于0.44,因此前排叶片负荷偏重,后排叶片负荷偏轻,后面的三维数值模拟结果也进一步说明了这一点.图2(b)中转子前后排叶片D因子分布与串列静子方案相近,但单排静子的D因子远高于串列静子,尖部达到0.48,根部则超过了0.56,根部过高的D因子可能会造成该区域的流动分离.由于D因子与叶片稠度密切相关,本文中串列静子和单排静子的有效稠度相近(参见表3),这使得静子的D因子具有可比性.

2.4 叶片造型

叶片造型基本沿用了Frost和Wennerstrom发展的任意造型方法^[14].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^[15].考虑到叶片的加工成本,叶片采用直纹面造型.为简洁起见,将风机的三种方案分别命名为“等厚度串列静子方案”、“叶型串列静子方案”和“等厚度单排静子方案”,图3给出了三种方案的叶片造型结果.等厚度方案除串列转子后排叶片外其余叶片为等厚度叶片,叶型方案所有叶片均为叶型



(a) 串列静子方案



(b) 单排静子方案

图2 风机各叶片排出口D因子展向分布

Fig. 2 Radial distributions of diffusion factor at the outlets of the meridian acceleration fan blade rows

叶片,三种方案中串列转子的后排叶片均为叶型叶片.串列转子和串列静子前后排叶片在根部的周向间距均为0.1倍栅距.

表3给出了三种方案叶片根部的稠度和叶片

表3 风机各方案叶片根部稠度和叶片数对比

Table 3 Comparisons of hub solidity and blade number in three schemes of the fan

	根部稠度(叶片数)		
	等厚度串列静子方案	叶型串列静子方案	等厚度单排静子方案
IGV	1.106(19)	1.106(19)	1.106(19)
Front rotor	1.786(14)	1.776(14)	1.786(14)
Rear rotor	0.529(14)	0.529(14)	0.529(14)
Front stator	0.899(17)	0.897(17)	1.622(35)
Rear stator	0.781(17)	0.781(17)	

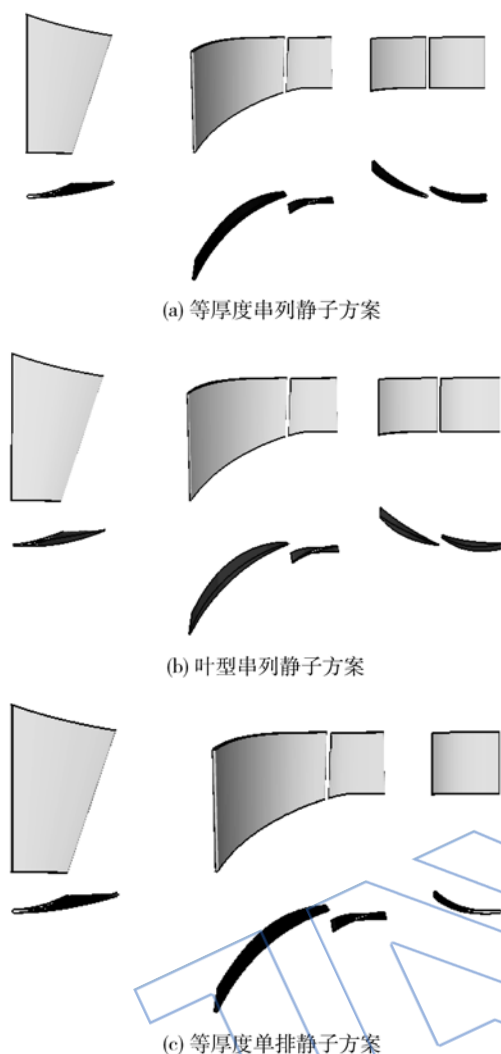


图 3 风机各方案的叶片排造型结果

Fig. 3 Blade rows of three schemes of the fan

数的对比. 等厚度串列静子方案和叶型串列静子方案的叶片数完全相同, 叶片稠度也十分相近. 单排静子比串列静子少了一排叶片, 为了确保与串列静子具有相近的有效稠度, 将单排静子叶片数增加了一倍.

3 三维数值模拟结果分析

风机的数值模拟采用叶轮机内部流场数值模拟通用软件 NUMECA 完成. 控制方程为三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程组, 空间离散采用 Jameson 中心差分格式, 时间离散为显式 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.

三维计算采用理想气体工质, 没有考虑叶尖间隙的影响. 计算网格采用 AUTOGRID 模块自动生成, 总网格数约为 180 万. 根据选取的湍流模

型, 保证固壁面第一层网格单元 $y^+ \leq 10$. 这里仅给出了等厚度串列静子方案的计算网格, 如图 4 所示.

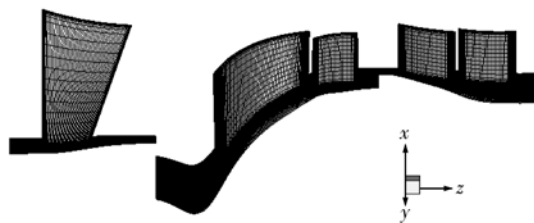


图 4 风机的计算网格(等厚度串列静子方案)

Fig. 4 Computational grid of the meridian acceleration fan (uniform thickness tandem stator scheme)

三维数值模拟的边界条件确定如下: 风机进口轴向进气, 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

图 5 和图 6 分别给出了三种方案 100% 设计转速的流量压比特性和流量效率特性. 由图 5 可知, 叶型串列静子方案的压比高于等厚度串列静子和等厚度单排静子方案. 等厚度串列静子和等厚度单排静子方案的流量压比特性几乎重合, 但前者具有更大的失速裕度. 同样图 6 中, 叶型串列静子方案的绝热效率最高, 等厚度串列静子方案的绝热效率略高于等厚度单排静子方案. 由于 100% 转速的压比高于设计压比, 取图 5 和图 6 中所示点为各方案的近设计点, 则近设计点时叶型串列静子方案的压比比等厚度串列静子方案高 0.18%, 绝热效率高 0.8%, 而等厚度串列静子方

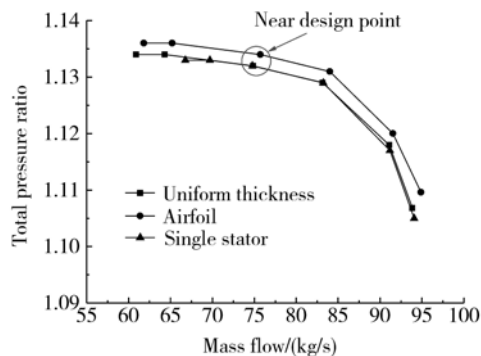


图 5 各方案 100% 转速的流量压比特性

Fig. 5 Performance map of total pressure ratio versus mass flow at 100% rotating speed

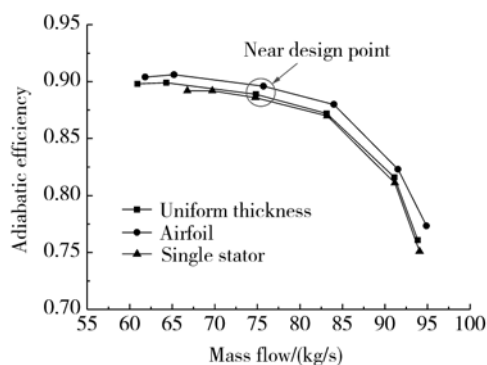


图6 各方案100%转速的流量效率特性
Fig. 6 Performance map of adiabatic efficiency versus mass flow at 100% rotating speed

案的失速裕度比等厚度单排静子方案高11%。由以上分析可知,采用叶型叶片与等厚度叶片相对风机的气动性能改善很小,然而采用串列静子使风机的失速裕度比单排静子大幅提高。

3.2 参数的展向分布

图7~图9给出了风机三种方案在100%转速近设计点的展向参数分布。由图7和图8可知,叶型叶片的转子压比和效率略高于等厚度叶片,这是由于采用叶型叶片产生的尾迹损失较小所致。由图9可知,叶型串列静子的总压恢复系数最高,等厚度单排静子的总压恢复系数最低,这是导致图5和图6中叶型串列静子方案的压比和效率最高的主要原因。

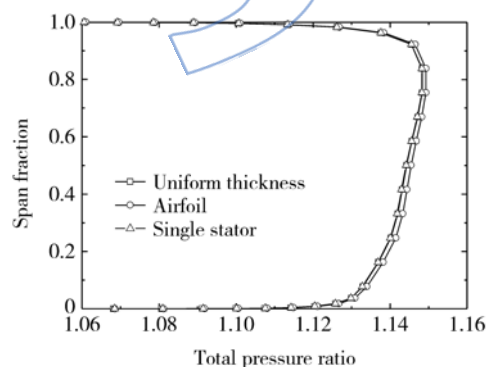


图7 转子压比展向分布
Fig. 7 Radial distributions of the rotor total pressure ratio

3.3 流场分析

图10和图11分别给出了近设计点条件下,等厚度串列静子和叶型串列静子方案各叶片排根、中、尖马赫数等值线分布。由图10和图11可

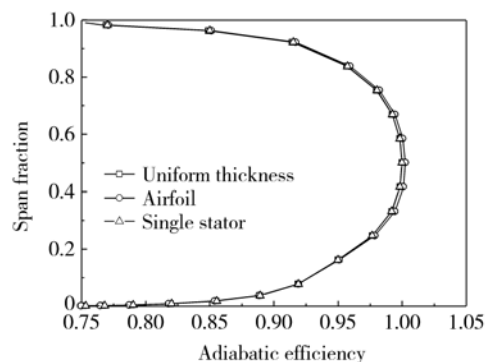


图8 转子绝热效率展向分布
Fig. 8 Radial distributions of the rotor adiabatic efficiency

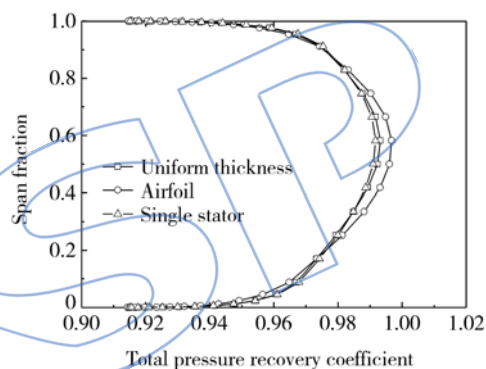


图9 静子总压恢复系数展向分布
Fig. 9 Radial distributions of the stator total pressure recovery coefficient

知,由于气流在串列叶片前后排叶片周向间隙中的加速作用,使得前排叶片的尾迹变得很薄,后排叶片位于前排叶片近压力面一侧,始终具有较好的流动条件。而前排叶片很薄的尾迹似“叶片”一样将后排叶片通道一分为二,此时串列叶片后排叶片的作用与大小叶片中的小叶片类似,减小了后排叶片通道的扩张度,进而减轻了后排叶片的负荷。对比图10和图11可知,采用叶型或等厚度叶片对流场的主要特征影响很小,只是叶片附近区域的局部加速或减速特征有所改变,这与跨声压气机中叶片型面对激波产生重要影响有本质的不同。由此可知,在此类低速高负荷风机中,叶片叶型对于流场的影响很小。

图12给出了近设计点等厚度串列静子和叶型串列静子方案的根、中、尖叶片表面静压分布的对比。两种方案转子和静子叶片的攻角状态的差别很小。对于叶型叶片,气流在吸力面前部加速,然后均匀减速扩压。等厚度叶片吸力面前部的气

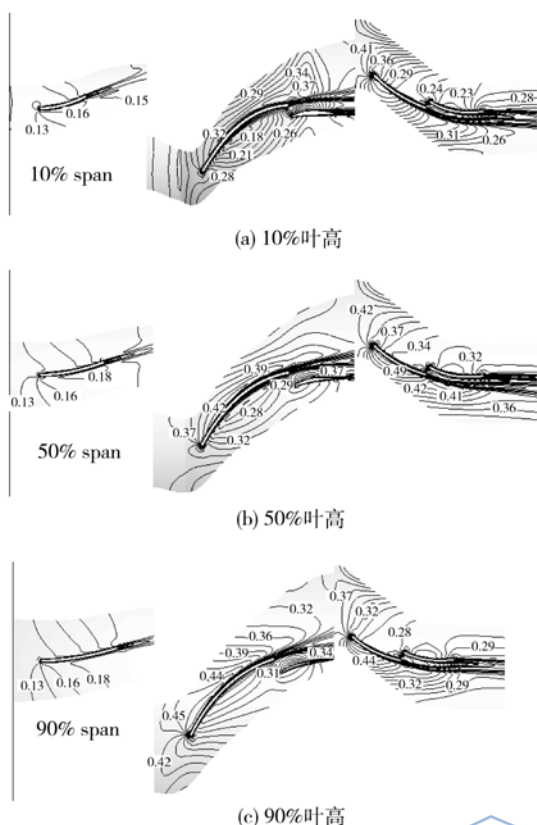


图 10 近设计点等厚度串列静子方案
根、中、尖马赫数等值线图

Fig. 10 Contours of Mach number at the hub, mid-span and tip of uniform thickness tandem stator scheme for near design point

流加速不明显,气流在后部减速扩压的程度也低于叶型叶片。等厚度叶片压力面气流减速扩压较快,但由于吸力面扩压不足,为满足库塔条件气流在压力面尾缘处会突然加速至吸力面尾缘处静压值,因此叶型叶片压力面的静压分布比等厚度叶片更为平坦,对于静子来说,吸、压力面压差过大对流动不利,这也是叶型静子总压恢复系数较高的原因。两种方案转子后排叶片的静压分布几乎完全重合,这是由于各方案串列转子后排叶片几何相同所致,同时这也说明转子后排叶片的流场几乎不受其前后排叶片叶型改变的影响。

图 13 给出了等厚度串列静子方案在近设计点和近失速点的根、中、尖叶片表面静压分布的对比。由图 13 可以发现叶片表面静压分布有两个明显的特点:首先,与近设计点相比近失速时转子和静子前排叶片的攻角明显增大而后排叶片攻角变化很小,由于接近失速的过程中前排叶片的落后角变化较小,使得后排叶片始终具有较好的攻角

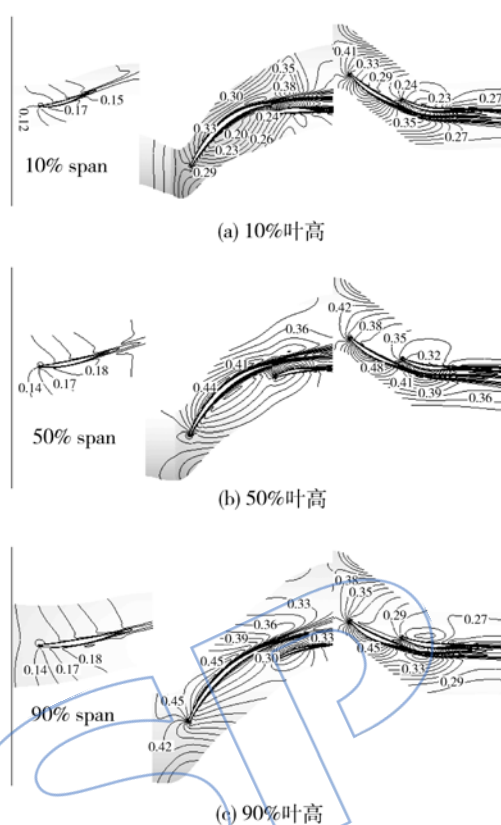


图 11 近设计点叶型串列静子方案
根、中、尖马赫数等值线图

Fig. 11 Contours of Mach number at the hub,
mid-span and tip of airfoil tandem stator
scheme for near design point

状态,这也正是串列叶片的优势所在;通过对比吸、压力面静压差可知,在接近失速的过程中前排叶片的负荷明显加重而后排叶片的负荷减轻,这使得设计者在设计串列叶片时应降低前排叶片负荷并提高后排叶片负荷,以确保近失速时各叶片排的负荷均衡,然而由图 2(a)中串列静子前后排叶片的 D 因子分布可知,本文的设计在该方面不是很理想,可以预期在改进设计中调整串列静子前后排叶片的负荷分配后风机的性能将会进一步改善。

从 3.1 节对图 5 的分析可知,在静子有效稠度相近的条件下,等厚度串列静子方案的失速裕度明显高于等厚度单排静子方案,为了说明这一现象,图 14 和图 15 分别给出了近设计点和近失速点时等厚度串列静子和等厚度单排静子的吸力面极限流线图.图 14(a)表明近设计点时串列静子内的流动非常均匀,没有出现任何流动分离,然而由图 14(b)可以发现,单排静子根部尾缘处出

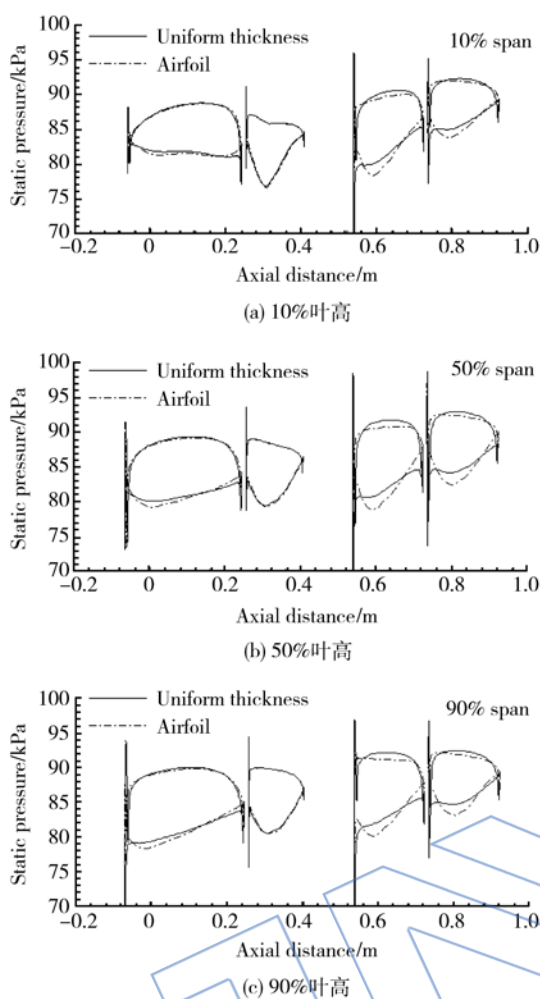


图 12 近设计点等厚度串列静子和叶型串列静子方案根、中、尖叶片表面静压分布
Fig. 12 Blade surface static pressure distributions at the hub, mid-span and tip of uniform thickness tandem stator and airfoil tandem stator schemes for near design point

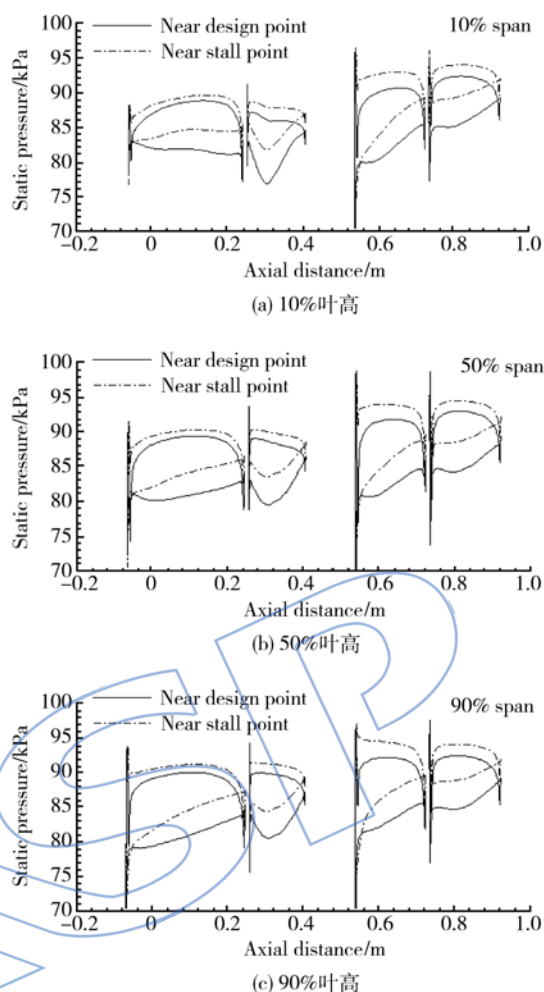


图 13 等厚度串列静子方案近设计点和近失速点根、中、尖叶片表面静压分布
Fig. 13 Blade surface static pressure distributions at the hub, mid-span and tip of uniform thickness tandem stator scheme for near design point and near stall point

现了小范围的角区分离,分离区影响了根部尾缘约 30%展高的范围,静子尖部尾缘也出现了向下的迁移流动.由图 15(a)可知,近失速时串列静子前排叶片的尖部出现了明显的向下迁移流动,但流动并没有分离,这是由于静子尖部压力较高以及静子前排叶片正攻角较大所致.由于静子后排叶片攻角变化很小,流动条件改变很小,因而后排叶片的流动状态仍然很好.这同时也从另一个方面说明本文设计的串列静子前后排叶片的负荷分配不合理,改进设计中应降低静子前排叶片负荷,提高后排叶片负荷.图 15(b)中近失速时单排静子内的角区分离进一步发展,分离线在根部的起始位置位于 50%轴向弦长附近,展向影响范围则达到了约 60%展高.通过以上分析可知,在此类

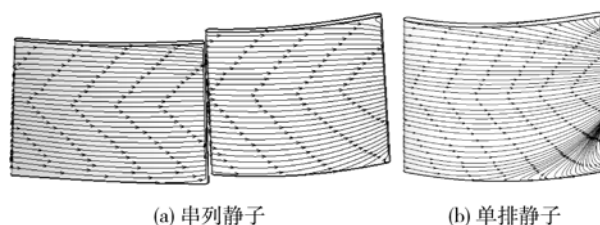


图 14 近设计点等厚度串列静子和等厚度单排静子吸力面极限流线图
Fig. 14 Limiting streamline of surface along the suction surfaces of uniform thickness tandem stator and uniform thickness single row stator for near design point

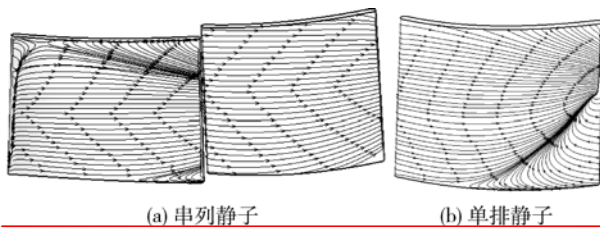


图 15 近失速点等厚度串列静子和等厚度单排静子吸力面极限流线图

Fig. 15 Limiting streamline of surface along the suction surfaces of uniform thickness tandem stator and uniform thickness single row stator for near stall point

低速高负荷风机中,尽管静子具有相近的有效稠度,但串列静子比单排静子更能抑制角区分离,减小通道内的堵塞,因而提高了风机的失速裕度。

以上通过对风机各设计方案的性能特性、展向参数分布和流场的分析可知:在此类低速高负荷风机中,叶片叶型对风机的性能影响很小,而串列静子比单排静子具有更好的气动性能。为兼顾风机的气动性能与制造成本,本文选定等厚度串列静子方案为风机的最终设计方案。图 16 和图 17 分别给出了该方案在 100%, 90%, 85%, 80%, 47% 设计转速的流量压比特性和流量效率特性,对比风机不同工况的性能要求(见表 1)可知,该设计方案的性能超过设计指标要求。

这里需要说明:考虑到该风机的运行条件较差,工质中含有少量的水蒸气和灰尘,而风机的气动设计和数值模拟采用的是理想气体工质,因此,

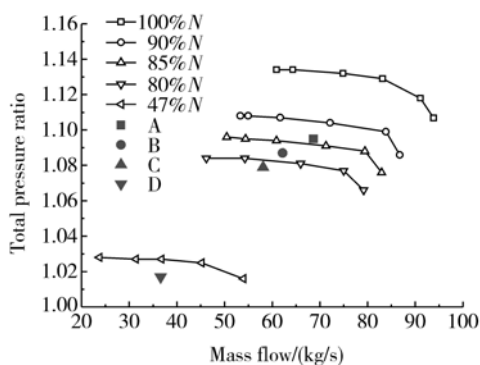


图 16 等厚度串列静子方案不同转速下的流量压比特性

Fig. 16 Performance map of total pressure ratio versus mass flow for uniform thickness tandem stator scheme at different rotating speeds

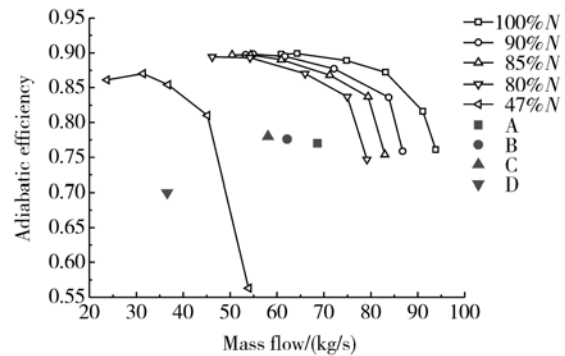


图 17 等厚度串列静子方案不同转速下的流量效率特性

Fig. 17 Performance map of adiabatic efficiency versus mass flow for uniform thickness tandem stator scheme at different rotating speeds

设计过程中提高了设计压比以确保风机在实际运行条件下具有足够的压比储备。

4 结 论

本文采用三种方案对某高负荷子午加速风机进行了气动设计和数值模拟研究,通过对风机各方案的性能特性、展向参数分布和流场的对比分析得到以下结论:

- 1) 对于此类低速高负荷风机,采用等厚度叶片对风机的气动性能和流场影响很小,但却直接影响叶片的加工工艺和制造成本。
- 2) 在相近的有效稠度条件下,串列静子比单排静子更能够抑制角区分离流动,进而提高了风机的失速裕度。
- 3) 接近失速过程中,串列叶片前排叶片攻角明显增加,叶片负荷加重,后排叶片攻角变化很小,叶片负荷减轻。对于风机的串列静子可进一步优化其前后排叶片的负荷分配。
- 4) 综合考虑风机的气动性能和制造成本,选定等厚度串列静子方案为风机的最终方案,该方案的性能完全满足设计指标要求。

参考文献:

- [1] Wennerstrom A J, Frost G R. Design of a rotor incorporating splitter vanes for a high pressure ratio supersonic axial compressor stage[R]. ARL-TR-74-0110, 1974.
- [2] Wennerstrom A J, Buzzell W A, DeRose R D. Test of a supersonic axial compressor stage incorporating splitter vanes in the rotor[R]. ARL-75-TR-0165, 1975.
- [3] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressors: history and current developments[J]. Journal of Turboma-

- chinery, 1990, 112(4): 567-578.
- [4] 陈懋章. 风扇/压气机技术发展和对今后工作的建议[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 1-15.
- CHEN Maozhang. Development of fan/compressor techniques and suggestions on further researches[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 1-15. (in Chinese)
- [5] Hasegawa H, Matsuoka A, Suga S. Development of highly loaded fan with tandem cascade[R]. AIAA 2003-1065, 2003.
- [6] Sakai Y, Matsuoka A, Suga S, et al. Design and test of transonic compressor rotor with tandem cascade[R]. Tokyo: The International Gas Turbine Congress, TS-108, 2003.
- [7] LI Qiushi, WU Hong, ZHOU Sheng. Application of tandem cascade to design of fan stator with supersonic inflow[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(1): 9-14.
- [8] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage[R]. ASME GT2000-618, 2000.
- [9] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME GT2000-619, 2000.
- [10] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(2): 340-348.
- [11] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[R]. ASME GT2004-53679, 2004.
- [12] 金东海, 李泯江, 桂幸民. 高负荷低速轴流风扇数值优化设计与实验研究[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 696-702.
- JIN Donghai, LI Minjiang, GUI Xingmin. Numerical design optimization of a high-load low-speed axial-flow fan and experimental research[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 696-702. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] Frost G R, Wennerstrom A J. The design of axial compressor airfoils using arbitrary camber lines[R]. Ohio: Aerospace Research Laboratories, Wright-Patterson Air Force Base. ARL 73-0107, AD 765165, 1973.
- [15] 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)