

文章编号:1000-8055(2011)03-0642-07

进口预旋对高负荷跨声风扇性能的影响分析

赵 斌, 刘宝杰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 利用三维数值模拟手段,研究了全转速条件下高负荷风扇进口级转子的预旋设计形式和其对气动性能的影响,以及在优化的预旋分布规律下,转子的典型部分转速特性. 该风扇转子叶尖切线速度为 480 m/s,设计总压比为 2.55,负荷系数高达 0.42. 结果表明:使用常规转子仍能达到该负荷水平,但采用带进口导叶的设计形式十分必要;在转子叶尖采用正预旋、低反力度的设计形式能有效地提高气动性能,如果想利用常规手段来设计下游静子则必须在叶根处引入反预旋;采用上述预旋规律所设计的转子在典型部分转速下仍然具有良好的性能.

关 键 词: 高负荷风扇; 气动性能; 进口预旋; 常规转子; 典型部分转速

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Analysis of inlet pre-swirl influence on aerodynamic performance in highly loaded transonic fan

ZHAO Bin, LIU Bao-jie

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation was conducted to explore the inlet pre-swirl design methodology and its influence on aerodynamic performance for highly loaded inlet stage fan rotor at full speeds, as well as the typical part speeds characteristic with optimum inlet pre-swirl distribution. The fan rotor was designed to produce a total pressure ratio of 2.55 and loading coefficient of 0.42 at a tip speed of 480 m/s. The result indicates that conventional rotor has capability of achieving this loading level, but inlet guide vane is necessary in design. The adoption of positive pre-swirl and low reaction degree increases the tip performance effectively, negative pre-swirl is required at hub for stator based on conventional design method; rotor with aforementioned pre-swirl design has favorable performance at typical part speeds.

Key words: highly loaded fan; aerodynamic performance; inlet pre-swirl;
traditional rotor; typical part speeds

提高压气机风扇的气动负荷水平一直是航空发动机研究的热点,同时也是提高发动机推质比的关键技术措施. 第三代和第四代涡扇发动机的风扇级数同为 3 级,但是性能却有较大差异. 例如

美国 F110 发动机的风扇压比只有 3.2,而 F119 发动机的风扇压比则达到了 4.8 左右,总增压比提高了 50%左右,与此同时风扇的效率还得到了进一步的提高.

收稿日期:2010-01-22; 修订日期:2010-03-15

作者简介:赵斌(1983—),男,黑龙江五常人,博士生,主要从事压气机风扇气动设计.

美国对第四代高负荷风扇设计技术的研究始于上世纪 70 年中期开展的 HTFC (high through flow compressor) 计划, 该计划旨在高负荷高通流条件下对风扇的诸多关键设计参数进行广泛深入的探索研究^[1-4]. 国内从上世纪 90 年代开始, 也开展了对该负荷级别风扇的设计研究工作^[5-7], 取得了很好的结果.

要发展推质比为 12 以上的新一代涡扇发动机, 必须进一步探索更高负荷高性能的风扇设计技术. 本世纪初, 麻省理工学院研制的吸附式压气机, 由于采用了主动控制技术, 其级压比达到了 3.5 左右^[8-9], 但在结构和强度上付出了较大的代价. 因此对于新一代风扇的设计形式, 如果常规风扇转子可行, 依然会是设计的首选方案.

目前对常规高负荷风扇的研究仍然主要局限在四代风扇的负荷范围内 (负荷系数 $\psi = \Delta H_t / U_{tip}^2$, 在 0.31~0.34 左右), 而本文则采用数值模拟手段对负荷系数超过 0.4 的风扇转子进行了研究. 在该负荷级别下, 重点分析了全转速条件下进口预旋分布对转子性能的影响, 以及气动设计所表现出来的特点, 并考察了在所设计的预旋分布下转子的典型部分转速性能.

1 基本几何、气动设计参数

本文用课题组内的通流设计程序对该风扇进口级进行了设计, 采用了带进口导叶 (inlet guide vane, 简称 IGV) 的设计形式. 表 1 和表 2 为该风扇转子的几何、气动基本设计参数. 所有几何设计参数都在常规设计参数范围内, 不会带来结构设计等问题. 考虑到与高压压气机的结构匹配对风扇出口半径的限制, 本文所设计的流道并没有采用等外径设计, 如图 1 所示. 这个流道虽然在高负荷风扇设计中具有一定的代表性, 但只是用于本文设计参数的研究, 很多细节并不是优化的.

表 1 风扇进口级基准转子几何设计参数

Table 1 Baseline rotor geometry design parameters

设计参数	设计值
转子进口轮毂比	0.35
转子出口轮毂比	0.52
叶片数	22
稠度 (tip/hub)	1.70/3.54
展弦比	1.32
转子尖部叶型弯角/(°)	16.1
转子根部叶型弯角/(°)	87.4

表 2 风扇进口级基准转子气动设计参数

Table 2 Baseline rotor aerodynamic design parameters

设计参数	设计值
叶尖切线速度/(m/s)	480
转子设计压比	2.55
物理设计流量/(kg/s)	120
转子进口轴向马赫数	0.6
等熵效率目标/%	>92
裕度目标/%	>12
负荷系数	0.42

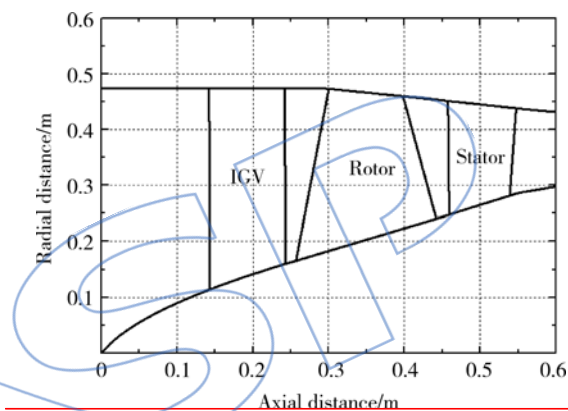


图 1 子午流道及各排叶片位置

Fig. 1 Flow path and layout of blade rows

此外, 在切线速度为 480 m/s 的条件下, 该风扇转子的设计压比为 2.55, 负荷系数高达 0.42, 等熵效率不低于 92%, 并具有 12% 以上的失速裕度, 负荷水平相比于 HTFC 计划中的高负荷风扇进口级高出约 30%, 使得该转子的气动设计非常具有挑战性. 图 2 为本文风扇与现役以及部分高

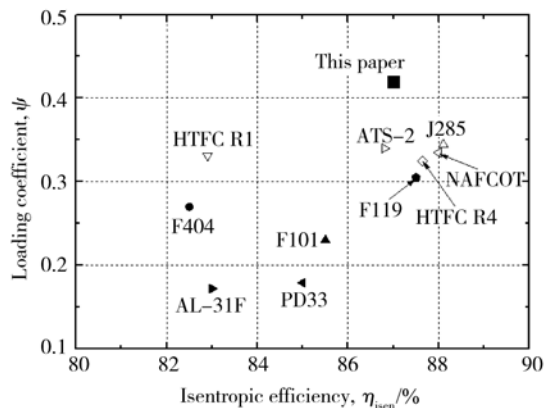


图 2 高负荷风扇性能对比

Fig. 2 Loading coefficient and isentropic efficiency comparison from highly loaded fan

负荷风扇试验件性能的对比,可以看到在负荷水平上有大幅的提高。

2 数值计算方法

本文三维数值模拟计算采用的是从英国剑桥大学引进的 Denton 新版本程序,程序采用混合长模型和简单 H 型网格,叶尖间隙采用削尖来处理。相比于旧版本程序,新版本的 Denton 程序在混合长限制值和壁面摩擦应力上有了较大的改进,大大提高了计算的准确性,并且仍然保留了快速求解的特点,非常适合叶轮机械的设计分析。

通过校验后的程序可以较好地模拟叶轮机械内的复杂流场,本课题组也在这方面做了大量的工作^[10]。图3给出了 Rotor 67 的典型校验结果,结果表明程序的计算精度能够满足本文对于高负荷风扇设计优化和分析的需求。近些年在本课题组的不断完善下,该程序不但能够对常规风扇/压气机/涡轮进行计算,而且能够用于大小叶片轴流压气机,以及离心/组合压气机的计算,并经过多个轴流、离心和组合压气机试验结果的校验,已用于多个型号压气机的设计。

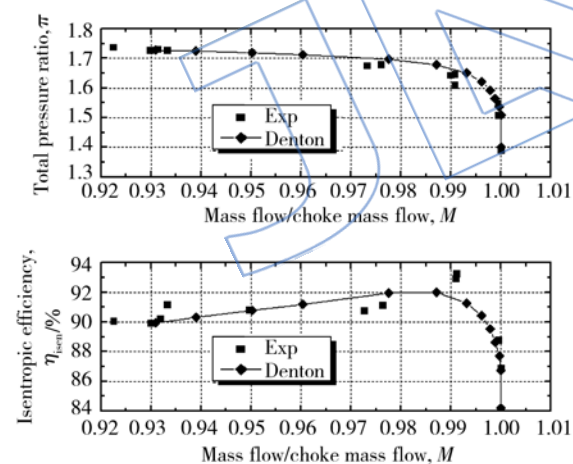


图3 Rotor 67 的计算与试验特性

Fig. 3 Calculated and experimental characteristic of Rotor 67

本文计算所用的网格数为 $37 \times 130 \times 39$ (周向 $\times$ 流向 $\times$ 展向),图4为前缘和叶尖间隙处的网格。为了彻底消除进口导叶和转子在掺混面上存在激波反射的问题,本文只对转子进行单独计算,通过给定转子进口气流角沿展向的分布来考虑进口导叶所产生的预旋分布。

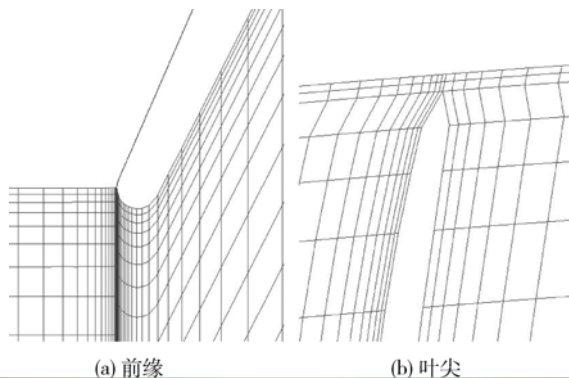


图4 Denton 程序计算所用的网格

Fig. 4 Computational mesh of Denton-code

3 进口预旋的影响

采用进口可调导叶的设计形式可以同时兼顾高、低转速性能,有利于在全转速范围内获得更好的气动性能,但同时也会带来结构、防冰和质量上的问题,因此带或不带进口导叶的风扇在第四代军用涡扇发动机上都得到了使用。

而对于本文来说,由于负荷水平较四代机风扇大幅提高,所以在全转速条件下不采用带进口预旋的设计形式难以保证其气动性能(以下会详细论述)。因此本文重点研究 100% 转速下,该负荷水平的风扇进口级所应采用的预旋分布以及其对性能的影响。为了保证结论具有工程参考价值,本文在优化的进口预旋分布下,还重点考察了风扇转子在几个典型部分转速下的性能,以确保该预旋分布不会在部分转速下带来前后级匹配的问题。

3.1 转子进口预旋的设计

当前国内外具有四代风扇负荷水平的风扇试验件,大多都采用了无进口导叶的设计形式,在高通流高叶尖切线速度下,转子叶尖进口相对马赫数 Ma_{tip} 都接近或超过了 1.6,如表3所示。然而在本文所研究的负荷条件下,是否仍然可以继续采

表3 高负荷风扇试验件转子叶尖进口马赫数

Table 3 Inlet tip Mach number of some highly loaded transonic fan test rig

试验件名称	$U_{tip}/(m/s)$	Ma_{tip}
HTFC Baseline ^[1]	457	1.675
NAFCOT ^[11]	475	1.588
J285 ^[5]	510	1.721
ATS-2 ^[6]	495	1.64

用上述形式完成高负荷风扇的设计,则一直缺乏深入的研究。

为了考察转子进口预旋对该负荷级别风扇进口级性能的影响,本文设计了五个尖部预旋不同的转子,分别为 Base Rotor, Rotor 1, Rotor 2, Rotor 3 和 Rotor 4。图 5 给出了上述转子的进口预旋以及相应的进口相对马赫数沿展向的分布。

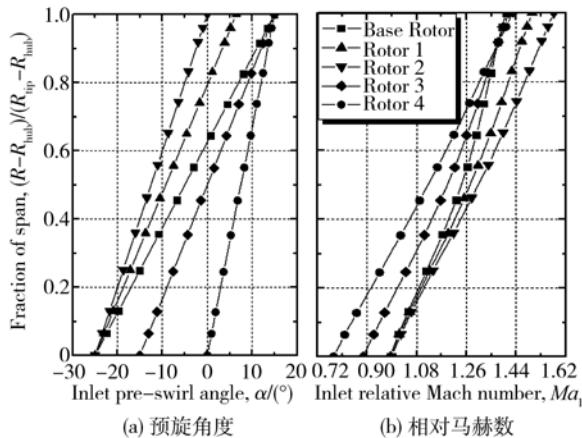


图 5 转子进口气动参数展向分布

Fig. 5 Distribution of inlet aerodynamic parameter in span direction

3.2 数值计算结果分析

图 6 给出了这五个转子的总压比和效率特性。对于转子尖部来说,采用高反力度/高叶尖进口马赫数的 Rotor 2 并没有得到理想的气动性能,随着尖部正预旋的逐渐增加,转子的气动性能明显提高,如 Base Rotor;对于转子根部来说,采用根部进口零预旋的 Rotor 4 的压比、效率特性要略高于根部采用 25° 反预旋的 Base Rotor。

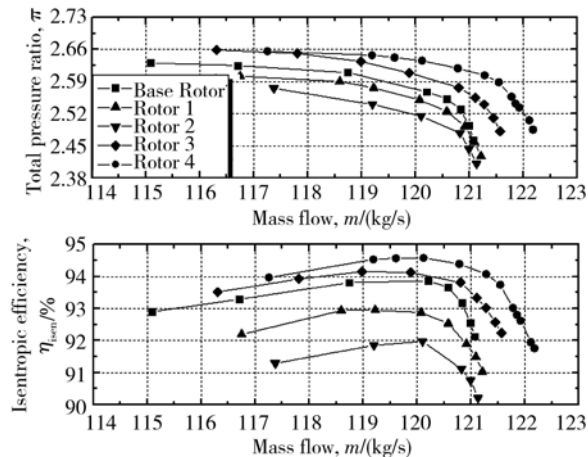


图 6 转子特性对比

Fig. 6 Comparison of rotors' characteristic

图 7 和图 8 分别给出了五个转子在设计点、近失速点状态下,总压比、效率沿展向的分布。对于尖部预旋不同的转子来说,Base Rotor, Rotor 1 和 Rotor 2 在设计点时尖部压比基本一样,而在近失速点时 Base Rotor 的尖部压比则明显高于其他两个转子;Rotor 3 和 Rotor 4 在设计点处的根部压比略高于 Base Rotor,尖部压比偏低,而在近失速点三个转子的压比、效率展向分布比较接近。

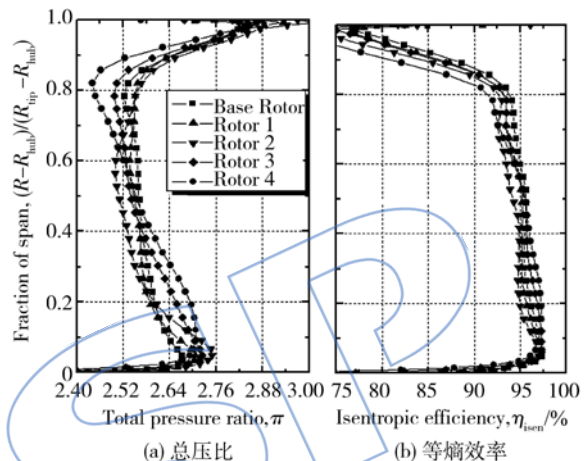


图 7 设计点下,转子出口气动参数展向分布

Fig. 7 Outlet aerodynamic parameter distribution of rotors in span direction at design point

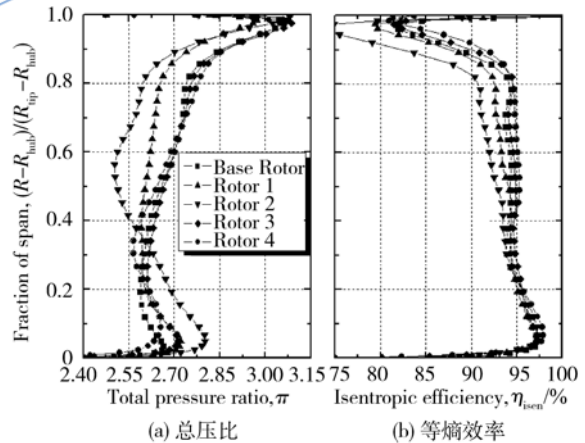


图 8 近失速点下,转子出口气动参数展向分布

Fig. 8 Outlet aerodynamic parameter distribution of rotors in span direction at near stall point

通过深入地分析发现,在该负荷水平下,转子尖部的失速压比与静压升系数 C_p 有很大的关系,其中 $C_p = 2(p_{out} - p_{in}) / \rho U_{tip}^2$ 。图 9 为设计点和近失速点状态下,各转子静压升系数沿展向的分布。可以看到在设计点处,由于尖部反力度的不同,Base Rotor, Rotor 1 和 Rotor 2 近尖部的静压升

系数是依次分布的;但在近失速点处,Rotor 1 和 Rotor 2 的尖部静压升系数却发生了重合,这说明此时 Rotor 1 和 Rotor 2 的尖部压比已经受到了静压升的限制。

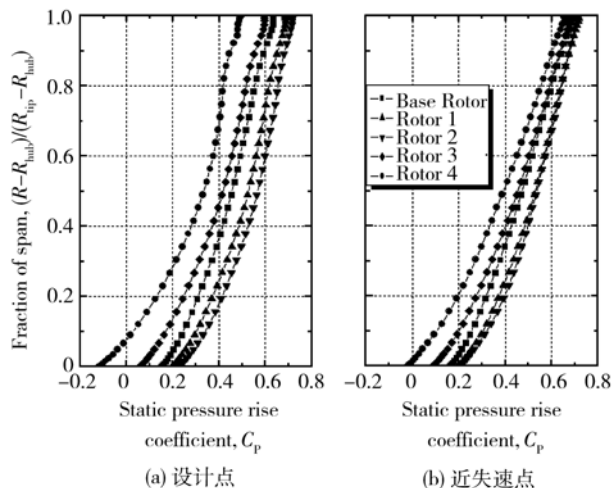


图9 不同状态下,转子静压升系数的展向分布

Fig. 9 Static pressure rise coefficient distribution in span direction at different points

由图9还可以发现,Rotor 4 根部静压升系数在设计点和近失速点状态下都出现了略微的负值.这说明不同于四代机风扇,在本文所讨论的负荷条件下,根部零预旋设计形式会导致根部的反力度过低,从而使得进口转子根部不承受任何的静压升,所有的静压升都必须都由静子来完成。

此外,静子根部进口马赫数也是设计人员十分关心的参数.从图10可以看到,在该负荷条件下即使在根部采用 -25° 的反预旋,静子根部进口的绝对马赫数仍然接近1.2.而采用零预旋设计的Rotor 4 该值则接近了1.4,明显高于具有四代负荷的风扇试验件(HTFC基准转子的静子根部

进口马赫数约为1.0^[12],J285 约为0.974^[5]),这给下游静子的设计造成了相当大的难度。

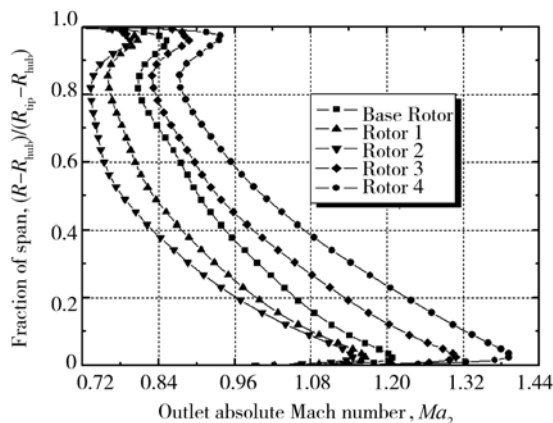


图10 设计点状态下,各转子出口绝对马赫数展向分布

Fig. 10 Outlet absolute Mach number distribution in span direction at design point

3.3 转子进口预旋分布形式的选择

本文所研究的风扇,其负荷水平较四代风扇有较大的提高,转子尖部的失速压比的大小受到了气动即静压升的限制.由于转子尖部预旋的变化能够相应地改变反力度,即改变静压占总压的比例,因此在转子尖部引入一定正预旋,即采用低反力度/低进口马赫数的叶尖设计形式能够获得更高的失速压比。

另外从效率的角度出发,叶尖进口马赫数过高也会给设计带来很大的难度,图11为Base Rotor, Rotor 1 和 Rotor 2 在设计点时的尖部流场对比.在使用了预压缩后,三个转子的波前马赫数分别为1.52,1.60 和1.69.而HTFC计划基准转子的叶尖进口马赫数为1.67,但其波前马赫数却仅

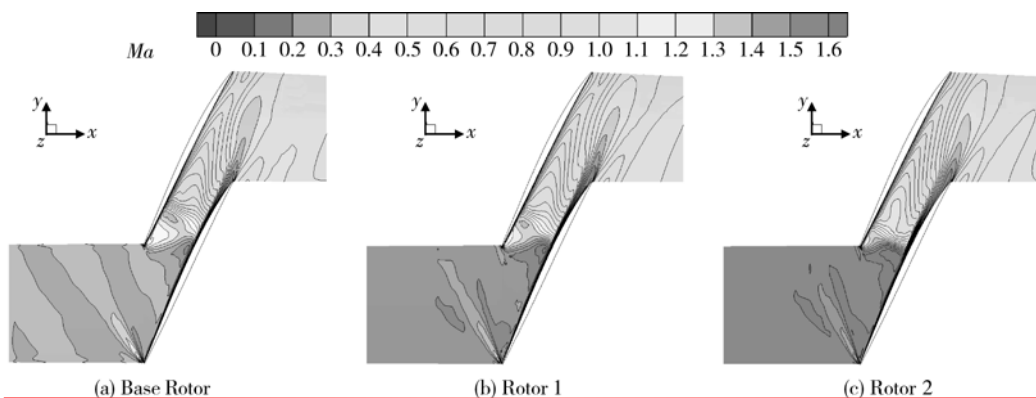


图11 设计点状态下,转子尖部流场对比

Fig. 11 Comparison of tip flow field for rotors at design point

为 1.65^[3]. 因此对于负荷系数高于 0.4 的风扇进口级,其转子尖部波后亚声扩压程度的显著提高,增加了波前马赫数的控制难度. 因此采用低反力度/低进口马赫数的尖部设计形式有利于控制转子尖部的波前马赫数,保持效率.

图 12 为 Base Rotor, Rotor 3 和 Rotor 4 在设计点时的根部流场对比,可以看到 Rotor 4 根部出口处已经出现了激波. 对于根部进口预旋的选择来说,主要需要考虑的是下游静子根部的承受能力和所想采用的设计手段, Wennerstrom^[13] 利用静子前掠技术成功地解决单级压比 3.0 的超高

负荷压气机中的静子根部设计问题(该风扇静子根部的最高马赫数约为 1.2^[12]). 结合本文之前的分析可知:对于负荷系数超过 0.4 的风扇进口,如果在转子根部引入一定的反预旋,使静子根部的绝对进口马赫数低于 1.2,是有可能利用常规静子完成设计的;而如果在根部采用零预旋设计,静子根部的绝对进口马赫数将接近 1.4,常规静子则难以满足要求,需要采用类似于麻省理工学院的吸附式技术(该高速风扇静子根部进口马赫数达到了 1.5^[9]).

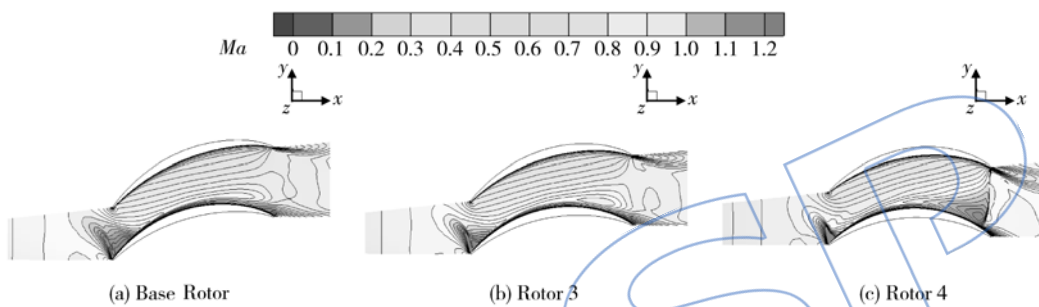


图 12 设计点状态下,转子根部流场对比

Fig. 12 Comparison of hub flow field for rotors at design point

4 典型部分转速下的转子特性

为了保证本文之前得到的结论具有实际工程参考价值,需要考察采用上述预旋分布形式的转子在典型部分转子下的特性,以确保在部分转速下不会带来前后级匹配的问题.

由之前的分析可知:为了保证该负荷级别的风扇进口级具有良好的气动性能以及静子可以采用常规设计,需要在转子的尖部引入正预旋,而在根部引入反预旋,因此进口导叶根、尖部的出口角度相差很大,如 Base Rotor 相差 40°. 为了考察这种预旋分布规律对转子部分转速性能的影响,本文在典型的导叶关闭角度下(表 4),分别考察了 Base Rotor 在 80%, 85%, 90% 和 95% 这几部分转速下的性能. 需要指出的是,该组关闭角度仅仅

是为了考察该预旋分布对部分转速性能的影响,并不是优化后的结果.

图 13 和图 14 分别为部分转速下的压比、效率特性. 可以看到,在采用了上述预旋设计规律后,风扇进口级转子在部分转速下仍然具有良好的工作性能. 从转子的流量特性来看,在部分转速下不会给风扇前后级匹配带来问题.

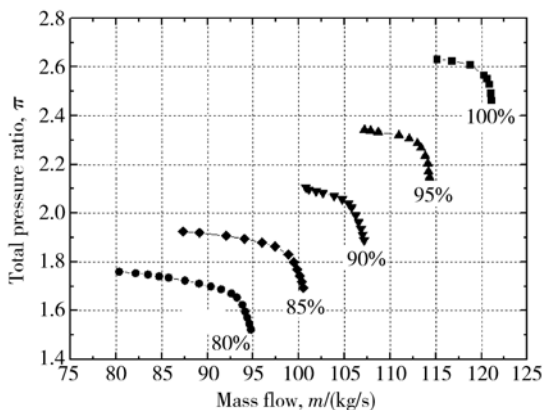


图 13 部分转速下 Base Rotor 的压比特性

Fig. 13 Characteristic of total pressure ratio for Base Rotor at part speeds

表 4 Base Rotor 进口导叶角度的关闭规律

Table 4 Stagger angle control rule of IGV for Base Rotor

	转速/%				
	100	95	90	85	80
导叶角度/(°)	0	-5	-10	-15	-20

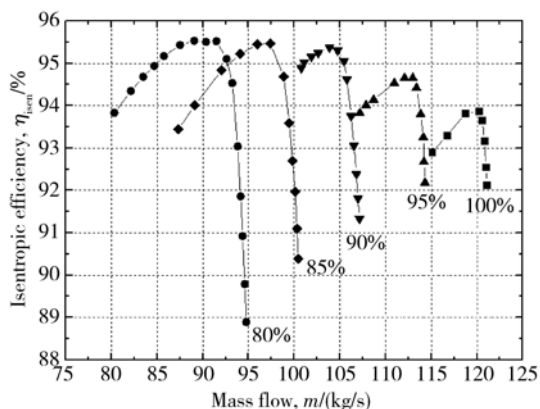


图14 部分转速下 Base Rotor 的效率特性
Fig. 14 Characteristic of isentropic efficiency for Base Rotor at part speeds

5 结 论

本文先后设计了五个转子,并利用数值模拟手段重点分析了进口预旋分布对于负荷系数超过0.4的高负荷跨声风扇进口级气动性能的影响,得到了以下结论:

1) 对于负荷系数0.42的风扇进口级,常规转子仍然可行。

2) 该负荷级别的风扇进口级转子,其尖部采用低反力度的设计形式,通过加入正预旋来降低转子尖部才能获得更高的总压比和效率。

3) 在该负荷条件下,如果转子根部不引入反预旋,静子根部进口马赫数会在1.4左右,静子需要采用非常规设计;如果引入25°左右的反预旋,静子根部进口马赫数会在1.2左右,利用常规手段仍有可能完成静子的设计。

4) 如果要在常规转、静子的范畴内完成该负荷级别的风扇进口级设计,采用带进口导叶的设计形式则十分必要。

5) 采用尖部正预旋、根部反预旋的设计形式,不会给风扇进口级在部分转速下带来前后级匹配的困难。

参考文献:

[1] Law C H, Wadia A R. Low aspect ratio transonic rotors

Part 1: baseline design and performance[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(2): 218-225.

[2] Wadia A R, Law C H. Low aspect ratio transonic rotors Part 2: influence of location of maximum thickness on transonic compressor performance[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115(2): 226-239.

[3] Wadia A R, Copenhaver W W. An investigation of the effect of cascade area ratios on transonic compressor performance[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 760-770.

[4] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamics sweep[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(4): 671-682.

[5] 陈葆实, 胡国荣, 魏玉冰, 等. 高马赫数、高负荷单级风扇设计和试验研究[J]. 航空发动机, 2000(3): 28-35.

CHEN Baoshi, HU Guorong, WEI Yubing, et al. Design and test research of highly loaded single-stage fan[J]. Aeroengine, 2000(3): 28-35. (in Chinese)

[6] Yu Q, Li Q S, Li L. The experimental research on improving operating stability of a single-stage transonic fan[R]. ASME Paper 2002-GT-30640, 2002.

[7] Xing X Q, Zhou S, Zhao X L. Probing into the connotation of sweep aerodynamics of transonic fans and compressors[R]. ASME Paper 2001-GT-0352, 2001.

[8] Kerrebrock J L. The prospects for aspirated compressors[R]. AIAA 2000-2472, 2000.

[9] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1): 43-51.

[10] 李清亮. Denton 湍流模型改进研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.

LI Qingliang. Research of turbulence model modification for Denton code[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)

[11] Neubert R J, Hobbs D E, Weingold H D. Application of sweep to improve the efficiency of a transonic fan Part I: design[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 49-54.

[12] Wennerstrom A J. Highly loaded axial flow compressor: history and current developments[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1990, 112(4): 567-578.

[13] Wennerstrom A J. Some experiments with a supersonic axial compressor stage[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 388-397.