

前后可调变弯度导叶在高负荷风扇中的应用

雷 鹏¹, 金东海^{1,2}, 桂幸民^{1,2}

(1. 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中心, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 针对某高负荷双级风扇非设计转速裕度不足的问题,通过 NUMECA 三维(CFD)数值模拟软件,对比分析了可变弯度导叶(VIGV)前后可偏转调节对导叶气动性能的影响,以及导叶大角度范围内变弯度调节对提高风扇中低转速性能的作用。结果表明:可变弯度导叶偏转调节后的叶型实际弯角是影响导叶气动损失的重要因素之一;通过导叶前段适当变角度调节能减小导叶的实际弯角,推迟了导叶吸力面气流分离的出现,拓宽了变弯度导叶低损失可调角度范围;同时导叶适当的前后偏转调节能够降低导叶对缝隙位置的敏感性;此外前后可调变弯度导叶能够使高负荷风扇非设计工况实现更高的绝热效率,在 90%转速、80%转速、70%转速和 60%转速下的风扇绝热效率分别提高了 2.04%、5.48%、6.18%和 6.82%;且由于风扇喘振边界进一步远离风扇阀门线,使得风扇中低转速的稳定工作范围显著拓展。

关 键 词: 前后可调;变弯度导叶(VIGV);缝隙位置;高负荷双级风扇;裕度

中图分类号: V235.1 **文献标志码:** A

Application of variable inlet guide vane with adjustable front and back vane parts in highly loaded fan

LEI Peng¹, JIN Donghai^{1,2}, GUI Xingmin^{1,2}

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A highly loaded fan with the insufficiency of the stall margin in the states of off-design speed was studied. After numerical simulation of three dimensional flow using commercially available CFD code NUMECA, the change of aerodynamic performance of a variable inlet guide vane (VIGV), and the improvement method of low-speed performance of the fan were investigated, when the VIGV's front and back vane parts can be rotated in large range of angle. Results of numerical simulation indicated that the camber angel of the VIGV was one of the most important influential factors to the performance of the VIGV. The front vane part of the VIGV was rotated at some angle, the actual camber angle of the vane was reduced, helping to delay flow separation on the vane's suction surface, and broaden the VIGV's adjustable angle with a low-loss level. Besides, the VIGV was not sensitive to the position of a slot between the two vane parts, if both of the vane parts were rotated with prop-

收稿日期:2017-11-27

基金项目:国家自然科学基金(51236001);国家重点基础研究发展计划(2012CB720201);北京市自然科学基金(3151002)

作者简介:雷鹏(1991—),男,硕士生,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式:雷鹏,金东海,桂幸民.前后可调变弯度导叶在高负荷风扇中的应用[J].航空动力学报,2019,34(1):177-188. LEI Peng, JIN Donghai, GUI Xingmin. Application of variable inlet guide vane with adjustable front and back vane parts in highly loaded fan[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 177-188.

er angles. The VIGV improved the adiabatic efficiency of the highly loaded fan under the off-designed conditions, the adiabatic efficiencies were improved by 2.04%, 5.48%, 6.18% and 6.82% at 90% speed, 80% speed, 70% speed and 60% speed. Because the throat line of the fan was further away from the throttle line, the fan's surge margin was expanded obviously at off-speed.

Key words: adjustable front and back vane parts; variable inlet guide vane (VIGV); slot position; highly loaded two-stage fan; margin

航空涡扇发动机高推质比的设计目标对风扇负荷水平和气动性能也有更高的要求,从美国 Wennerstrom 高通流压气机设计成功^[1-2]到综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)和先进风扇部件技术(NAFCOT)计划的先后实施,高负荷涡扇发动机设计水平已经实现了大量技术突破。国内外在高负荷风扇设计上也有不少成功案例,比如由我国自主设计的高负荷单级风扇 ATS-2^[3]和 J28^[4]均实现了较高的性能。但是,由于风扇负荷水平的提高进一步增加了风扇的设计难度,使得设计工况和非设计工况性能常常难以兼顾,尤其是中低转速容易出现裕度不足,需要采用防喘技术手段来保证风扇具有足够的稳定工作范围。可调导叶/可变弯度导叶是拓展风扇失速裕度的一种有效防喘方案。Steinke 和 Crouse^[5]较早开展了可变弯度导叶的设计研究,发现了可变弯度导叶能够明显改善后排转子进气流场。Okishi 等^[6]设计了直叶型变弯度导叶并进行了实验研究,研究结果表明在导叶偏转角度大于 35°后,叶栅气动损失迅速增大。Bross 和 Stark^[7]结合数值模拟和实验研究,发现可变弯度导叶连接位置的缝隙泄漏气流对可变弯度导叶叶栅的气动性能有明显负面影响,通过缝隙密封设计来抑制缝隙气流泄漏能明显改善叶栅气动性能。Boehle 等^[8]通过数值模拟研究了变弯度导叶关键几何设计参数对其气动性能的影响,其研究表明传统可调导叶偏转角大于 10°后气动性能就开始明显恶化,叶片表面出现分离,而可变弯度导叶的抗分离能力更强,低损失偏转角可以达到 32°以上;同时缝隙位置设计在导叶弦长的 1/3 处,并尽可能减小缝隙泄漏气流,均能有效提高变弯度导叶性能。Händel 等^[9]最先提出了前后可调形式的变弯度导叶,其结构和常规可变弯度导叶相似,导叶主体分为前后两段,一般常规可变弯度导叶只有后段可以偏转,而前后可调变弯度导叶前后段均可以独立旋转,即在常规可变弯度导叶仅变尾缘的基础上增加变叶片前缘调节,通过前后可偏转导叶的叶栅数值和实验分析,前后可调变弯度导叶低

损失偏转调节角度范围更宽,相比常规后段可调变弯度导叶的低损失可调角度扩大了近一倍。国内对于变弯度导叶的研究起步起步较晚,早期以叶栅特性的研究为主,哈尔滨船舶锅炉涡轮机研究所的刘占民等^[10-11]对有缝隙和无缝隙的变弯度叶栅进行了系统实验研究,总结出变尾缘叶栅实际叶型弯角对损失和落后角的影响规律,以及变弯度叶栅设计过程中缝隙位置和叶栅稠度的取值方法。本课题组在金海良等^[12-13]设计完成的高负荷双级风扇设计基础上,由吴东等^[14-15]和黎晨等^[16]通过对风扇加进口导叶进行了数值模拟研究,分析了可变弯度导叶的性能优势,并对可变弯度导叶的叶型、叶型厚度、稠度、缝隙位置和缝隙宽度等参数对风扇性能的影响展开了研究,并探索利用可变弯度导叶对该风扇全工况性能进行调节优化。目前国内外公开文献中鲜有前后可调变弯度导叶在风扇中的应用研究,因此,本文将在课题组之前研究的基础上,在高负荷风扇中对前后可调变弯度导叶进行研究,探索前后可调变弯度导叶的偏转方式和缝隙位置对导叶性能以及风扇非设计工况性能的影响。

1 研究对象及研究方法

本文的研究对象为带变弯度导叶的高负荷双级风扇,包括:进口可变弯度导叶(VIGV),两级转子(R1、R2)和两级静子(S1、S2)。图 1 为高负荷双级风扇子午流道示意图,两级转子的部分设计参数如表 1 所示,转子的叶尖负荷系数分别达到 0.3313 和 0.3599,风扇的设计转速为 12300 r/min,第 1 级转子叶尖的切线速度达到 502.3 m/s,较高的负荷设计使得风扇能够实现较高压比(压比为 4.2)。风扇进口采用非常规小轮毂比设计,保证了高流通能力,风扇进口单位环面流量达到 206.8 kg/(s·m²),设计流量达到 90 kg/s。为了改善风扇性能,导叶采用预旋设计,预旋角度的展向分布如图 2 所示,可变弯度导叶原始叶型前段为对称叶型,在叶型最大厚度位置附近开始弯曲,其中叶尖正预旋角为 10.5°,叶根负预旋角

为 -13.5° 。变弯度导叶前后偏转示意图如图 3 所示,两段可独立旋转,旋转角度定义为 β_1 和 β_2 ,顺时针旋转方向为正。图 3 中 U 为转子切线速度方向。由于导叶采用预旋设计,导叶偏转调导叶前后节后,实际叶型弯角 $\nabla\beta$ 由导叶前后段的偏转角 β_1 和 β_2 ,以及原始叶型的设计弯角 θ 共同决定,且满足如下公式:

$$\nabla\beta = |\beta_2 - \beta_1 + \theta|$$

(1)

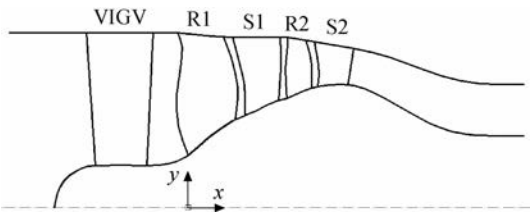


图 1 高负荷双级风扇子午流道

Fig. 1 Flow path of highly loaded two-stage fan

表 1 风扇部分设计参数表

Table 1 Some design parameters of the fan			
转子	流量系数	负荷系数	轮毂比
R1	0.404	0.331	0.299
R2	0.377	0.360	0.650

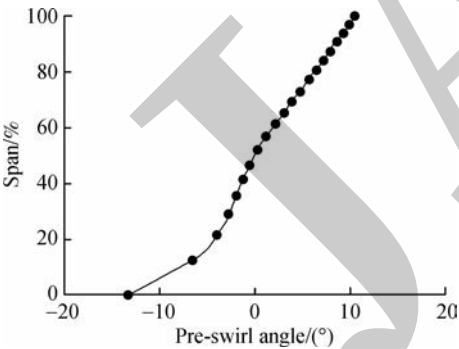


图 2 导叶预旋角展向分布

Fig. 2 Pre-swirl angle span distribution of guide vane

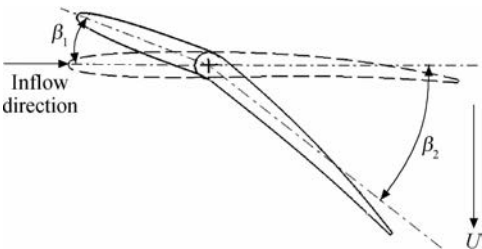


图 3 前后可调变弯度导叶偏转示意图

Fig. 3 Deflection schematic diagram of variable inlet guide vane with adjustable front and back vane parts

此外,导叶偏转调节方案的名称由偏转角度 β_1 和 β_2 来表示,例如当导叶前段偏转角 $\beta_1=10^{\circ}$,后段偏转角度 $\beta_2=40^{\circ}$ 时,导叶偏转调节发案命名为 1040。

前后可调变弯度导叶缝隙结构采用了国外文献中的无缝隙式设计^[7,17],其缝隙结构如图 4 所示,导叶前后段通过接触的方式来实现一定的密封效果,缝隙处叶片表面附近有两个不连通的楔形体。缝隙沿径向基本垂直于轮毂和机匣,位于根部叶型 30%弦长和尖部叶型 35.6%弦长处。这种无缝隙结构设计可以减小缝隙处的气流泄漏,降低了由于泄漏气流引发的气动损失。此外,由于本文重点研究的是增加导叶前段可偏转调节后对变弯度导叶特性的影响,因此为了简化导叶几何模型,方便数值模拟,在建立导叶计算网格中忽略了缝隙处叶片表面附近两个楔形体的影响。

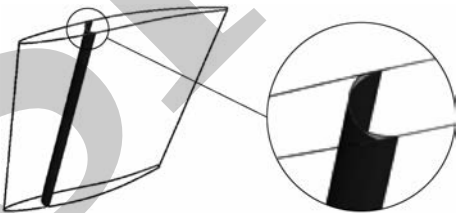


图 4 导叶缝隙结构

Fig. 4 Structure of guide vane slot

本文采用 NUMECA 软件来生成计算网格并进行数值模拟,其中风扇第 1 级转子(R1)网格采用 HO 型,其他各级网格为 O4H 型,两级转子叶尖带间隙,间隙宽度分别为 0.8mm 和 0.6mm,风扇总网格数约为 130 万左右,各算例网格结构和网格密度等保持基本一致,风扇计算网格如图 5 所示。数值模拟采用单通道定常计算,气体工质为实际气体,采用 S-A(Spalart-Allmaras)湍流模型,同时保证固壁面第 1 层网格单元 $y^+<10$,转静子交界面为周向守恒型。风扇进口边界条件为标准大气的总温、总压条件,轴向进气,出口边界条件是通过给定轮毂处静压,再由径向平衡来确定静压分布作为出口条件,壁面为无滑移绝热边界条件。本文中不同算例均使用相同的网格结构,且保证网格质量和网格数基本接近,同时计算设置保持一致,尽量减小网格及计算设置等因素对结果产生影响。由于本文中高负荷双级风扇的计算网格与课题组金海良等^[12-13]、吴东等^[14-15]和黎晨等^[16]的研究相一致,因此就没有重复网格无关性验证。

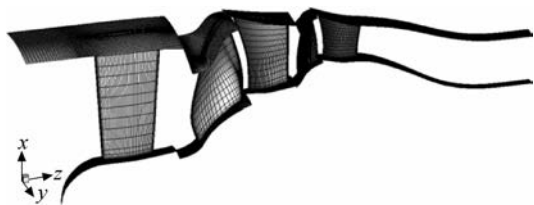


图 5 两级风扇计算网格

Fig. 5 Computational mesh of two-stage fan

2 数值模拟和分析

本文研究的带导叶双级风扇具有明显的高负荷设计特征,在非设计工况将容易面临裕度不足。图 6 是风扇无导叶偏转调节时全转速性能特性,其中喘振线(surge line)由各近失速点连接得到,阀门线(throttle line)^[18]为等出口流量函数线,近似代替压气机与涡轮的共同工作线, n 表示转速。从特性图可以看到,采用导叶预旋设计改善两级匹配特性后,在中低转速风扇阀门线仍处于喘振线右下方,风扇可以安全工作,但是两者非常靠近,因此风扇稳定工作裕度较小,且随着转速下降风扇的绝热效率也有明显降低。因此,有必要采用可调导叶来调节风扇非设计工况转子迎角,改善高负荷风扇中低转速性能。接下来将重点研究在高负荷风扇中应用前后可调变弯度导叶后,非

设计工况下前后可调变弯度导叶的偏转特性和导叶缝隙位置对导叶性能的影响,并开展前后变弯度调节对风扇全转速特性的影响的研究。

2.1 前后可调变弯度导叶偏转特性分析

由于只是在风扇中低转速下进行导叶的变弯度调节,因此选取了风扇 $80\%n$ 、 $70\%n$ 和 $60\%n$ 三个典型转速状态进行研究(n 表示转速)。导叶后段偏转角度 β_2 的选取如表 2 所示,对于任意 β_2 ,导叶前段偏转角 β_1 分别取 0° 、 10° 、 15° 和 20° 进行导叶偏转调节。当 β_1 等于 0° 时,由于导叶前段不偏转,此时导叶相当于常规变弯度导叶的调节方式。不同方案导偏转调节如图 7 所示。

表 2 导叶偏转方案

Table 2 Schemes of guide vane deflection

转速	$\beta_2 / (^\circ)$
$80\%n$	30, 35, 40
$70\%n$	30, 35, 40, 45
$60\%n$	40, 45, 50

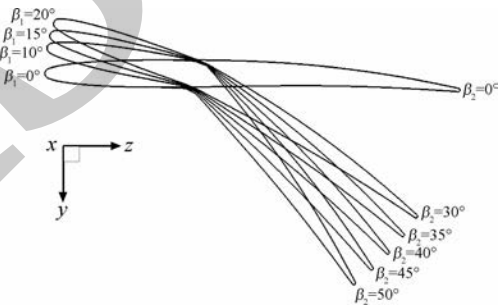


图 7 导叶偏转调节示意图

Fig. 7 Schematic diagram of guide vane deflection adjustment

在 $80\%n$ 、 $70\%n$ 和 $60\%n$ 下,不同导叶调节方案风扇峰值效率点附近导叶总压损系数如图 8 所示,同时给出了导叶进口来流马赫数。相同转速下,当导叶后段偏转角 β_2 相同但 β_1 不同时,导叶进口马赫数基本相同,可见风扇流量主要由 β_2 ,而只改变 β_1 时导叶的进气条件近似。从图 8(a)~图 8(c)可以看出,固定风扇转速和 β_2 、 β_1 从 0° 开始增大,导叶总压损失系数呈现先减小再增大的趋势,存在最佳的 β_1 角度使得导叶损失最小。转速不变,随着增大,对应导叶最小损失系数的最佳 β_1 也有增大的趋势。当风扇转速和 β_1 一定时,随着 β_2 增大,导叶损失明显增加,且在 $\beta_1 = 0^\circ$ 即导叶前段不偏转时,损失增加最明显;在最佳 β_1 附近,导叶损失变化较小。上述结果说明可变弯度

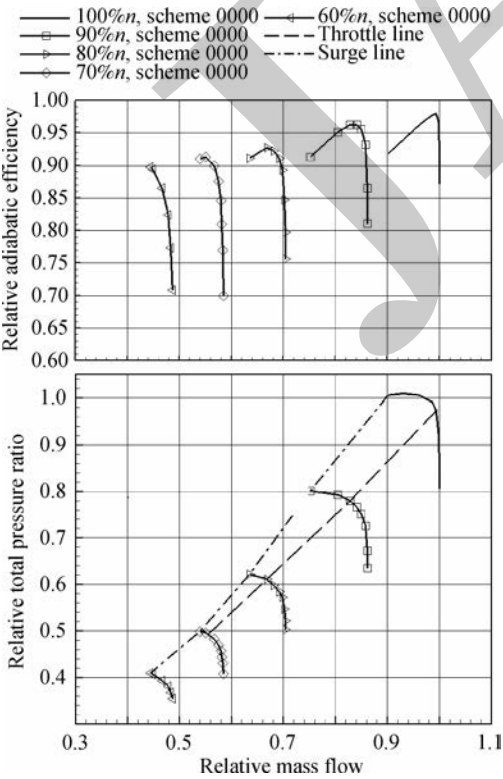


图 6 原风扇性能特性线

Fig. 6 Characteristic line of original fan

导叶的气动损失会随导叶后段偏转角度 β_2 增大而增大,对于常规可调变弯度在 β_2 大于 30° 时,偏转角 β_2 进一步增大会导致导叶气动损失急剧增大,但是对于采用最佳调节角的前后可调导叶,随偏转角 β_2 增大,导叶气动损失增幅更小,因此也就具有更宽的低损失气流角度调节范围。图 8 (d)中给出的是 $\beta_2=40^\circ$ 时导叶的损失系数和转速以及 β_1 的关系,在 β_2 一定时,随着风扇转速降低,风扇流量减小,导叶进口马赫数 Ma_{in} 相应减小,当风扇转速从 80% 下降到 60%,导叶进口平均马赫数 Ma_{in} 从 0.31 减小到 0.2,但是对于 β_1 相同的方案,导叶损失变化却较小,因此进一步说明在不同转速下导叶损失的变化主要由导叶调节方式所决定,受来流马赫数的影响较小。

为了进一步揭示导叶偏转调节方式对导叶气动性能的影响,观察导叶流场细节,接下来将对 80% 转速下导叶后段偏转角 $\beta_2=40^\circ$ 时,各方案导叶气动参数的展向分布进行对比分析。由于导叶

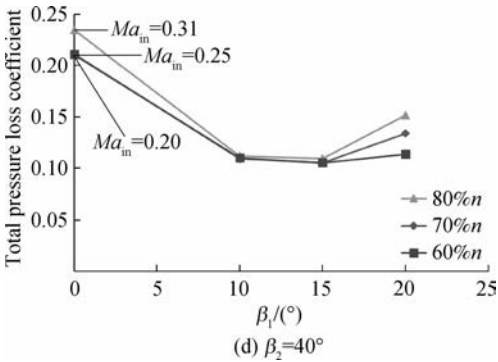
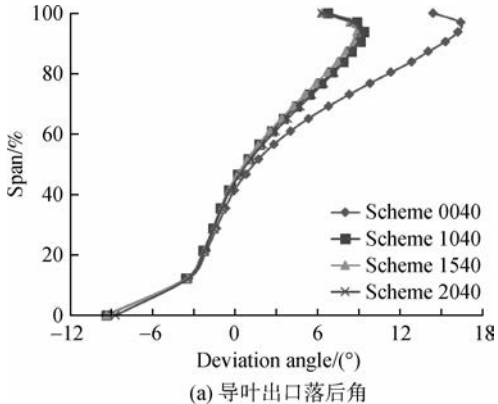
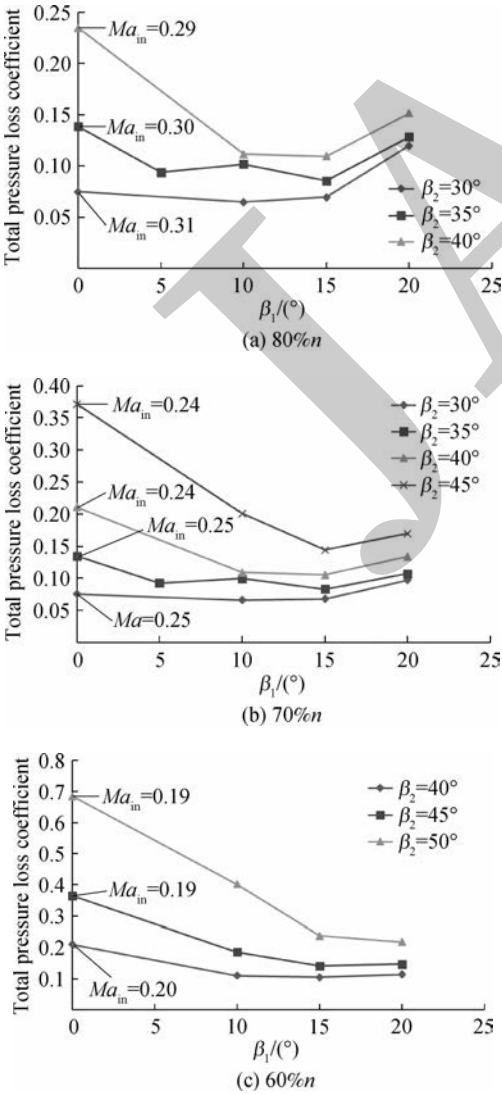


图 8 非设计转速下,各导叶调节方案风扇峰值效率点导叶总压损失系数对比

Fig. 8 Comparison of total pressure loss coefficient of the fan of each guide vane adjustment scheme near peak efficiency point at the non-design speed

原型采用尖部正预选根部负预旋设计,当导叶后段偏转 40° 以后,从叶根到叶尖,导叶叶型实际弯角和尾缘金属角逐渐增大,在尖部达到最大。从式(1)可知,当导叶后段偏转角度较大且不变时,导叶前段偏转角 β_1 增大时,导叶的实际弯角逐渐减小,但尾缘金属角不变。从图 9(a)、图 9(b)导叶出口落后角和气流角的展向分布对比可以看到,0040 方案导叶 60% 展高以上气流落后角远大于其他方案,最大达到 17° ,使得导叶尖部区域出口气流角比其他方案小,因而不能有效减小第 1 级转子进气迎角。从图 9(c)中导叶总压恢复系数的展向分布来看,0040 方案在 60% 展高以上总压恢复系数更小,气动损失更大。当导叶偏转角 β_1 逐渐增大到 20° 时,叶中到叶尖的导叶总压恢复系数先减小再增大变化,适当增大导叶前段调节角度减小了导叶的气动损失。而 2040 方案相比 1540 方案在全展向范围内气动损失均有所增加,这可能与导叶前段偏转过大有关。从图 10 导叶尖部马赫数云图可以看到,0040 方案在导叶吸力面在从缝隙位置开始有一个大范围的分离区,



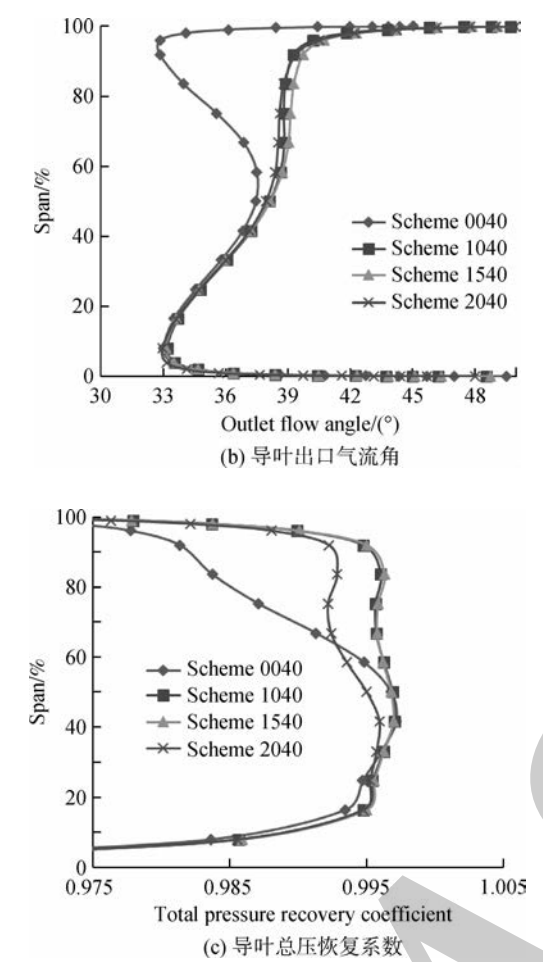


图 9 80%转速, $\beta_2=40^\circ$ 时, 各方案风扇峰值效率点附近导叶气动参数的展向分布对比

Fig. 9 Comparison of the guide vane aerodynamic parameters in span distribution of fans in each scheme near peak efficiency point when 80% n and $\beta_2=40^\circ$

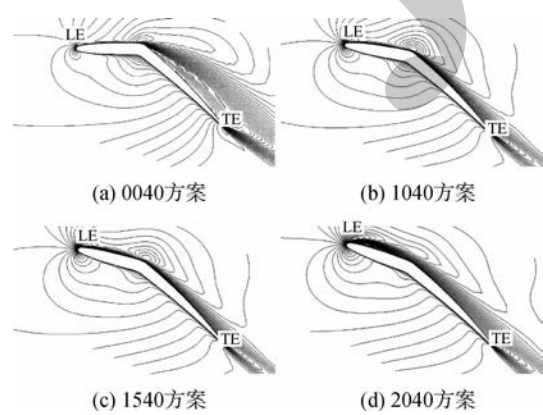


图 10 80%转速, 当 $\beta_2=40^\circ$ 时, 各方案在风扇峰值效率点附近导叶尖部马赫数分布

Fig. 10 Distribution of Mach number at the guide vane tip of fans in each scheme near peak efficiency point when 80% n and $\beta_2=40^\circ$

这就是导致导致尖部气动损失和气流落后角较大的主要原因;随着导叶前段偏转角 β_1 增大,分离区明显减小,因而导叶性能也明显改善;当 $\beta_1=20^\circ$ 时,可以看到 2040 方案导叶前缘附近出现气流分离,由于导叶前段全展向迎角相等,导叶全展向气动损失均会增大,因此导叶前段的偏转角度最好控制在 20° 以内。

2.2 缝隙位置对导叶性能的影响

可调变弯度导叶缝隙位置对其气动性能有非常重要的影响,在目前公开的文献中,对变弯度导叶缝隙位置的研究主要还是基于前段不可调的常规可变弯度导叶。本节将基于前后可调变弯度导叶,针对缝隙位置对导叶气动性能的影响展开研究。导叶缝隙相对位置定义为导叶旋转中心距离叶片前缘的距离与叶片弦长的比,导叶几何固定后段偏转角 $\beta_2=40^\circ$,令导叶前段偏转角 β_1 分别为 0° 、 10° 、 15° 和 20° 。导叶缝隙在根尖叶型的相对位置如表 3 所示,图 11 是不同方案导叶缝隙位置示意图,图中 LE 表示前缘,TE 表示尾缘,G 表示导叶前后段之间的缝隙。

表 3 各方案导叶缝隙在根尖叶型的相对位置

Table 3 Relative slot position of guide vane at the hub and the tip in different schemes

方案名称	缝隙相对位置	
	根	尖
0.25C	0.25	0.33
0.3C	0.30	0.37
0.35C	0.35	0.42
0.4C	0.4	0.46
0.45C	0.45	0.51

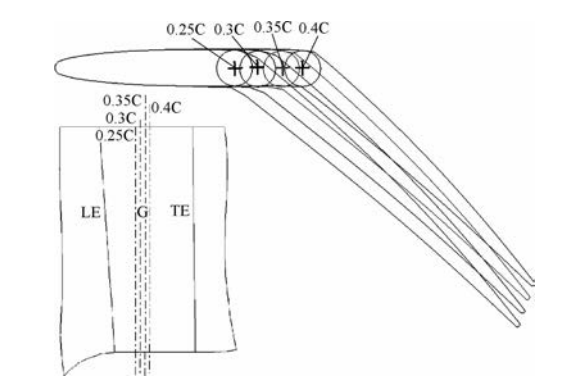


图 11 导叶缝隙位置示意图

Fig. 11 Schematic diagram of slot position of guide vane

通过对风扇 80% 转速工况进行数值模拟,改变导叶缝隙位置,在风扇峰值效率点附近,不同偏转方案导叶的总压损失系数如图 12 所示。在导叶前段可以偏转的 3 个方案中,1540 方案($\beta_1 = 15^\circ, \beta_2 = 40^\circ$)导叶具有相对最小的气动损失,且随着缝隙相对位置后移,导叶总压损失系数变化不大。对于导叶前段不偏转的 0040 方案,随着缝隙相对位置后移,导叶气动损失逐渐增大,且变化明显。这说明缝隙位置对常规前段不可调导叶性能有较大的影响,对于前后可调变弯度导叶,合适的前段偏转角 β_1 可以减小缝隙位置变化对气动性能的影响。此外,对比导叶损失还可以看到,当变弯度导叶采用适当的前后偏转方案后,相比于常规前段不可调导叶,使导叶损失最小的最佳缝隙位置有后移趋势,即缝隙位置适当后移对减小导叶气动损失有利。

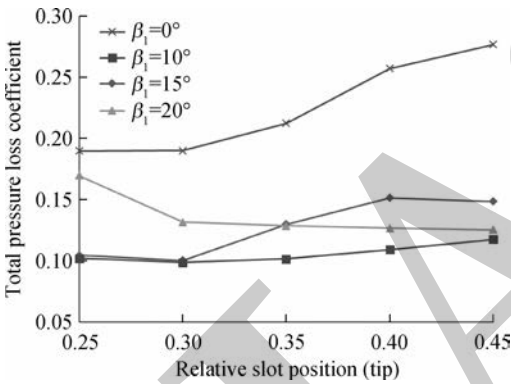


图 12 80% 转速, $\beta_2 = 40^\circ$ 时, 风扇峰值效率点导叶总压损失系数对比

Fig. 12 Comparison of the guide vane total pressure loss coefficient of the fan near peak efficiency point when 80% n and $\beta_2 = 40^\circ$

图 13 给出了风扇 80% 转速峰值效率点附近, 0040 方案和 1540 方案缝隙位置改变时导叶总压恢复延展向的分布, 可以看到对于 1540 方案, 随着缝隙位置后移, 导叶的总压恢复系数在中部到尖部有一定减小, 但在中部到根部变化不大; 而导叶前段不偏转的 0040 方案, 随着缝隙位置后移, 叶中损失最先增大, 然后叶尖损失会进一步增大。图 14 和图 15 分别给出了在风扇 80% 转速峰值效率点附近, 0040 方案和 1540 方案子午面导叶当地的总压损失系数云图, 当地的总压损失系数 $\bar{\omega}$ 定义为

$$\bar{\omega} = \frac{\bar{p}_1^* - p_2^*}{\bar{p}_1^* - \bar{p}_2^*} \quad (2)$$

其中 $\bar{p}_1^*$ 为导叶进口平均总压, $\bar{p}_2^*$ 为导叶出口平均总压, p_2^* 为子午平面导叶当地总压, 当地总压恢复系数可以反应流动损失从导叶进口到出口的变化情况。从图 14 中可以看到, 0040 方案导叶缝隙位置后, 总压损失有明显增长的变化, 端壁区域损失剧烈增大, 尤其是在尖部区域; 随着缝隙位置后移, 尖部高损失区面积迅速扩大, 进一步向叶中发展。图 15 中 1540 方案导叶端壁区域的高损失区域相对 0040 方案小很多, 且随着缝隙位置后移尖部的低损失区域没有明显的扩大趋势, 中部主流区的气动损失也没有明显增大。结合图 13、图 14 和图 15 不同导叶偏转方案, 导叶总压恢复系数随缝隙位置后移的变化可知: 对于导叶前段不可调 0040 方案, 导叶气动损失主要端壁区域, 尤其是尖部区域, 这和设计导叶采用预旋设计, 且中部到尖部具有较大的实际叶型弯角直接相关, 导致缝隙位置之后叶中到叶尖区域出现气流分离, 因此气动损失也较大; 随着缝隙位置后移, 导叶后段叶片弦长减小, 后段稠度下降, 导致尖部区域流动会进一步恶化, 并逐渐出现中部流动恶化分离; 对于导叶前段适当偏转的 1540 方案, 导叶全展向叶型的实际弯角有所减小, 叶片吸力面没有出现大范围明显的分离流动, 且随着缝隙位置后移, 虽然导叶后段叶型弦长也有所减小, 但是由于导叶的实际弯角相对较小, 导叶抗分离效果也就更好, 因此缝隙位置后移以后导叶流场并没有出现明显的流动恶化。综上说明前后可调变弯度导叶对缝隙位置的敏感性更小, 适应性更强。

评价风扇导叶气动性能的指标有很多, 除了

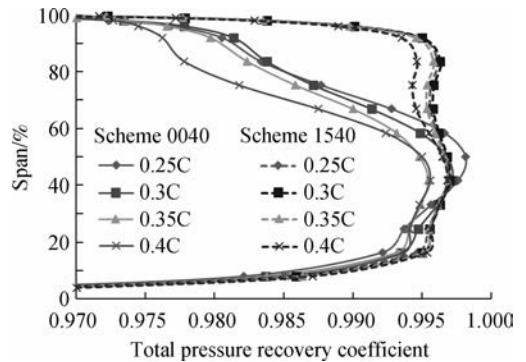


图 13 80% 转速时, 风扇峰值效率点导叶总压恢复系数延展向的分布

Fig. 13 Distribution of the guide vane total pressure recovery coefficient in span direction near peak efficiency point when 80% n

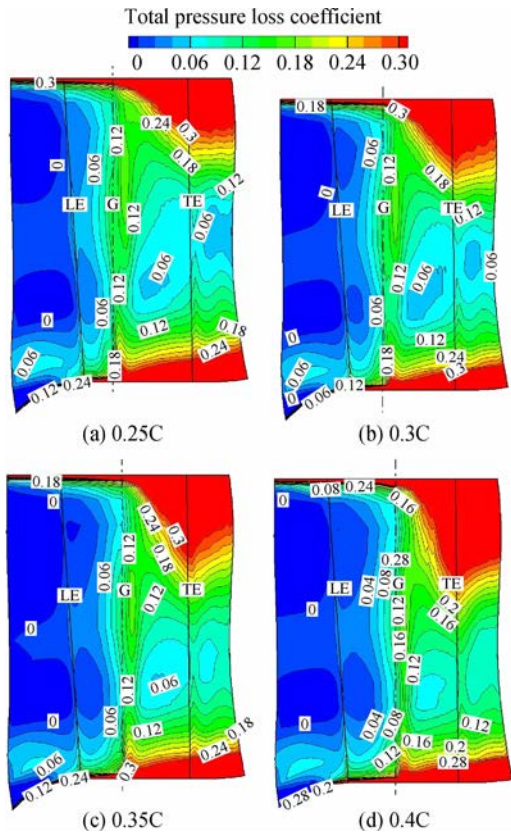


图 14 80%转速时,风扇峰值效率点 0040 方案子午平面导叶 $\bar{\omega}$ 当地总压损失系数云图
Fig. 14 Contour of the guide vane $\bar{\omega}$ of the scheme 0040 on meridian plane near peak efficiency point when 80%*n*

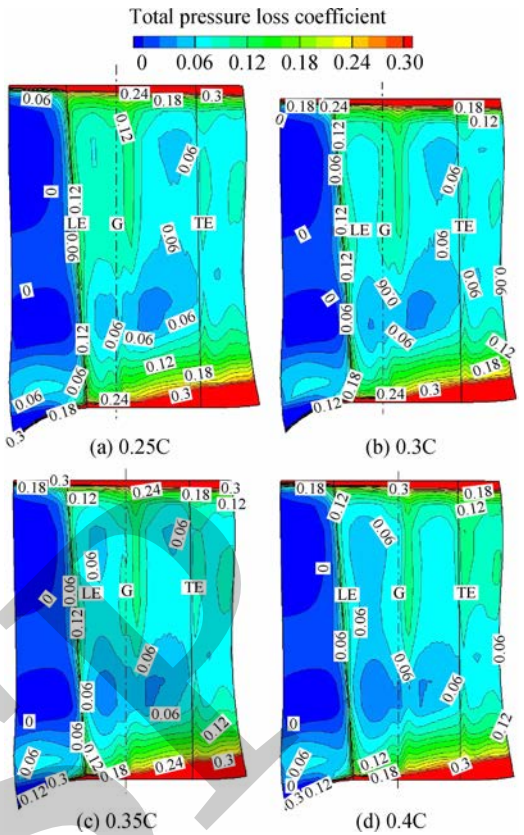


图 15 80%转速时,风扇峰值效率点,1540 方案子午平面导叶 $\bar{\omega}$ 当地总压损失系数云图
Fig. 15 Contour of the guide vane $\bar{\omega}$ of the scheme 1540 on meridian plane near peak efficiency point when 80%*n*

导叶的气动损失,导叶出口气流角的大小也是评价导叶性能的一个重要参数,因为导叶出口气流角直接决定了第 1 级转子的来流条件,影响到风扇的整体性能。图 16 给出了风扇 80%转速峰值效率点附近,导叶出口气流角的展向分布,从 0040 方案和 1540 方案的对比可以看出,随着缝隙位置后移,0040 方案尖部由于流动恶化导叶出口气流角进一步减小,使得第 1 级转子进气迎角会进一步增大,可能导致风扇性能进一步恶化;而 1540 方案中部到尖部区域出口气流角变化较小,远大于 0040 方案导叶尖部出口气流角,随着缝隙位置后移,只有叶尖区域的出口气流角小幅度减小,其他展高位置变化不大,因而对转子进气方向的影响比较小,因此仍然能够有效减小第 1 级转子过大进气迎角,进一步说明前后可调变弯度导叶对缝隙位置的敏感性更小,即使导叶前后段之间的缝隙在一定范围内变化,任然能够保持较好的气动性能。

2.3 导叶前后偏转调节对风扇性能的影响

这一节将研究前后可调变弯度导叶对风扇非

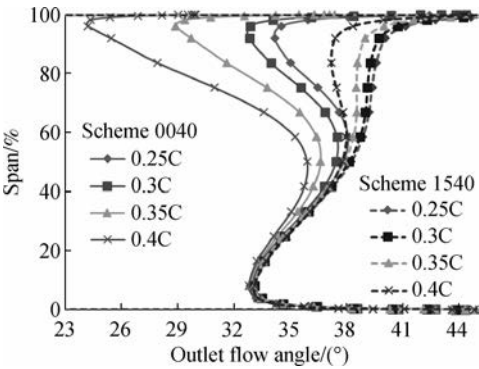


图 16 80%转速时,风扇峰值效率点导叶出口气流角展向分布对比
Fig. 16 Comparison of the guide vane outlet flow angle on span direction near peak efficiency point when 80%*n*

设计工况的性能的调节优化作用,并总结不同转速下导叶前后偏转调节角度的调节规律。图 17 给出了 80%转速、70%转速和 60%转速不同 β_1 和 β_2 调节角度风扇峰值效率点的流量-效率散点图,导叶前段偏转角 β_1 的度数在图中标出,后段

偏转角 β_2 则通过采用不几何同形式的点来表示,其中“导叶前段固定”线由 $\beta_1=0^\circ$ 的各方案风扇峰值效率点连接得到,“峰值效率包线”由风扇最大峰值效率点连接得到。可以看出,当风扇转速一定且导叶后段偏转角 β_2 一定时,存在一个导叶前段偏转角 β_1 使得风扇峰值效率有最大值,例如图 17(b)中 $\beta_2=35^\circ$ 时, $\beta_1=15^\circ$ 风扇峰值效率最大;当风扇转速一定,导叶前后偏转角 β_1 和 β_2 变化时,存在最佳的导叶前后段偏转角组合,使得风扇峰值效率最大,又例如图 17(b)中在风扇 70% 转速条件下, $\beta_2=40^\circ$ 、 $\beta_1=15^\circ$ 组合导叶调节方案风扇峰值效率最高;通过对图 17(a)、图 17(b)、图 17(c)中 3 个转速下的最佳导叶调节角度的对比可以看出,随着风扇转速减小,最佳导叶偏转角 β_1 和 β_2 有逐渐增大趋势;“导叶前段固定”线的相对位置基本位于效率散点图区域的下边界,因此可以看出前后可调相比常规前段固定的可变弯度导叶,能够使风扇获得更高的效率。

前后可调变弯度导叶除了可以提高风扇效率,也会对风扇的压比产生一定影响。从图 17(a)中可以看出,在风扇 80% 转速,不同 β_2 角度 1030、

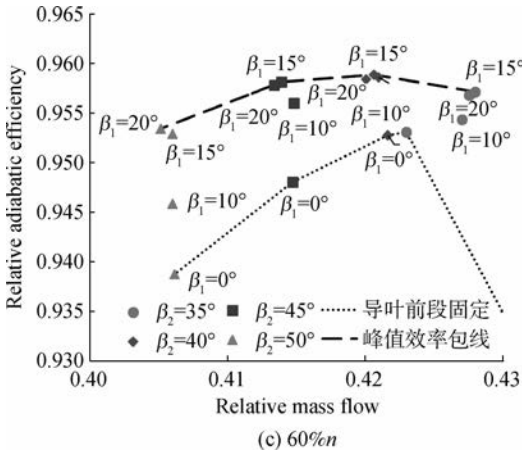
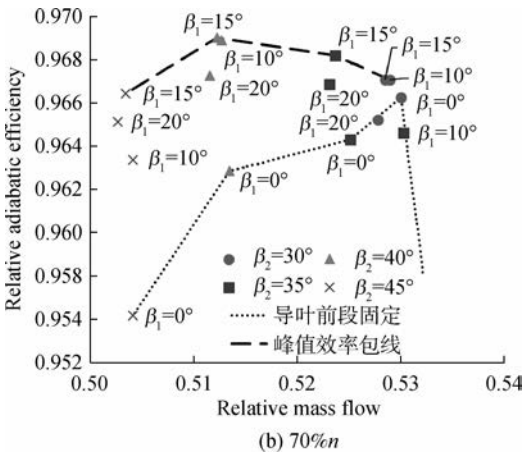
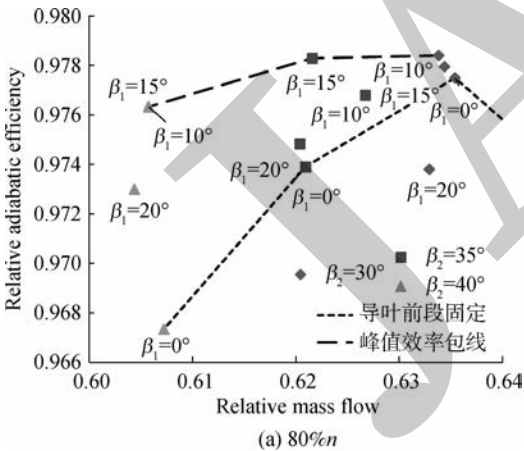
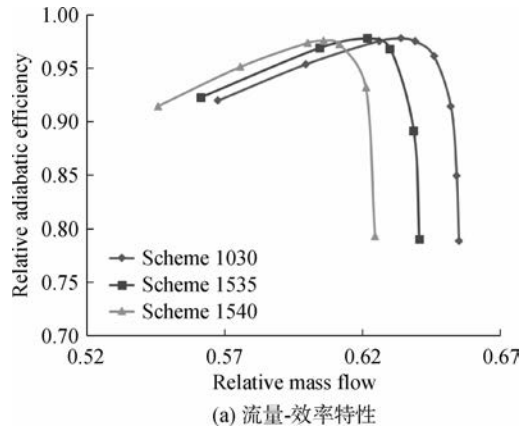


图 17 80%*n*、70%*n*、60%*n* 时,不同 β_1 和 β_2 调节角度风扇峰值效率点的流量-效率散点图

Fig. 17 Scatter diagram of mass flow-efficiency of fans near peak efficiency point at 80%*n*, 70%*n* and 60%*n* with different β_1 and β_2

1535 和 1540 具有相对最高的峰值效率,因此将通过对这 3 个高效率方案做进一步分析。图 18 给出了这 3 个方案风扇的性能特性,可以看到这 3 个方案风扇的峰值效率比较接近,随着 β_2 依次增大,风扇流量和压比呈现依次减小的变化趋势。从图 19 和图 20 可以看到,随着导叶后段偏转角 β_2 增大,由于第 1 级转子 R1 的进气迎角逐渐减小,使得转子级压比在全展向范围内均有明显减小,而第 2 级转子 R2 的级压比呈现相反的变化趋势,这是由于在风扇转速不变情况下,第 1 级转子 R1 出口气流角变化不大,但是风扇流量减小使得 R2 进口气流轴向速度有所减小,导致 R2 进气迎角稍有增加,因而压比也会有一些增加,但是增加幅度相对 R1 小很多,因此两级风扇压比仍然是减小的。由此可见,采用导叶调节减小非设计工况风扇转子进气迎角,将无可避免导致两级风扇的做功能力有所下降,流量减小。

通过对前后可调变弯度导叶偏转特性的研



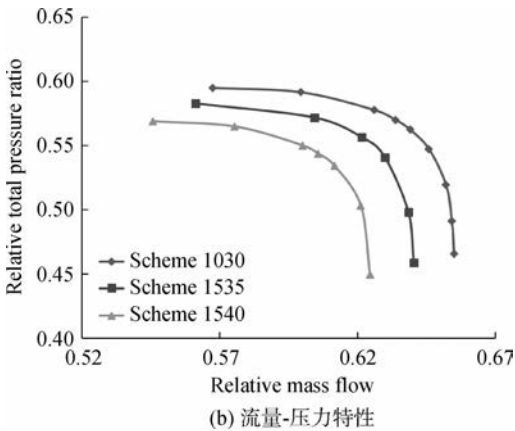


图 18 80%转速时,方案 1030、方案 1535、方案 1540 风扇性能特性线对比

Fig. 18 Characteristic lines comparison of fan performance of scheme 1030, scheme 1535 and scheme 1540 when 80%*n*

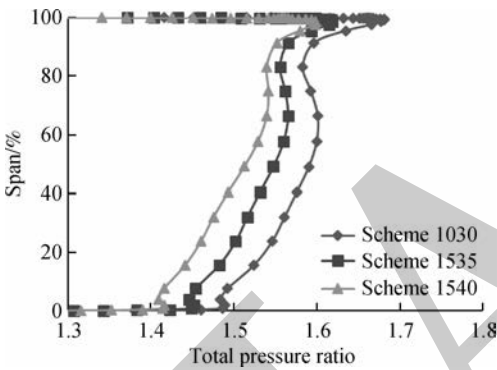


图 19 80%转速时,R1 总压比展向分布对比

Fig. 19 Comparison of total pressure ratio of R1 in span direction when 80%*n*

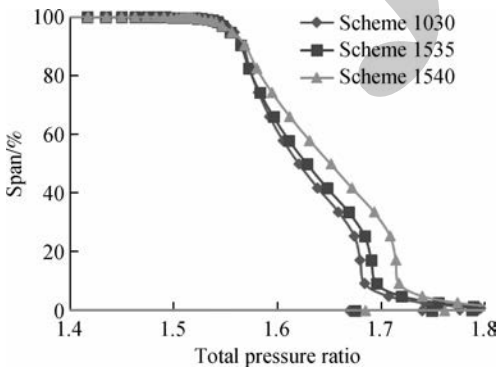


图 20 80%转速时,R2 总压比展向分布对比

Fig. 20 Comparison of total pressure ratio of R2 in span direction when 80%*n*

和前后可调导叶优化调节的风扇性能特性对比,通过导叶前后偏转变弯度调节,风扇喘振边界向左移动,在中低速风扇阀门线与喘振边界线的距离增大,风扇稳定工作范围显著拓宽;同时导叶变弯度调节还进一步提高了风扇非设计工况的绝热效率,使得 90%转速、80%转速、70%转速和 60%转速下,风扇的绝热效率分别提高 2.04%、5.48%、6.18%和 6.82%。

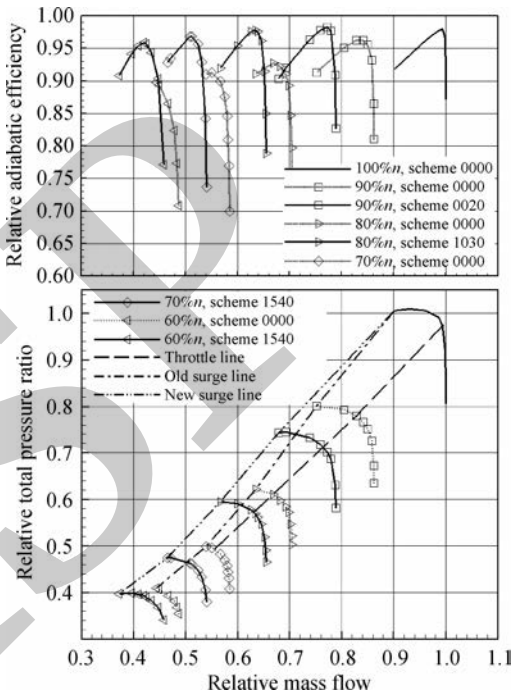


图 21 风扇性能特性线对比

Fig. 21 Comparison of characteristic lines of fan performance

3 结 论

该高负荷风扇采用了进口导叶预旋设计来改善风扇匹配特性,使得在中低速下风扇仍然能正常工作,但由于风扇阀门线和喘振边界非常接近,风扇裕度明显不足,因此在风扇非设计工况条件下导叶变弯度调节仍然很有必要。通过在该高负荷风扇中应用前后可调变弯度导叶进行数值研究,所得结论如下:

1) 前后可调变弯度导叶比常规后段可调变弯度导叶具有更宽的低损失角度调节范围,这是因为当导叶后段偏转角度较大时,导叶吸力面出现的分离使得气动性能恶化,通过导叶前段偏转一定角度能够减小导叶的实际叶型弯角,从而改善导叶流场,降低导叶气动损失,导叶低损失角调节范围被拓展。

2) 当风扇转速和导叶后段偏转角 β_2 一定

究,以及导叶前后偏转对风扇性能的影响规律的探索,图 21 给出了风扇全转速条件下无导叶调节

时,随着导叶前段偏转角 β_1 增大,导叶实际弯角会有所减小,导叶进气迎角会有所增大,前者有利于抑制导叶后段出现分离从而减小气动损失,而后者则可能导致导叶前缘附近出现分离从而增加气动损失,因此导叶总压损失随着 β_1 的增大呈现先减小再增大的变化趋势,存在最佳的 β_1 角度使得导叶的总压损失最小。

3) 常规前段固定的可变弯度导叶在导叶偏转角度较大时,吸力面出现气流分离,当缝隙位置向尾缘方向移动时,导叶后段的弦长较小、稠度降低,使得缝隙位置以后导叶吸力面流动进一步恶化,但是当导叶采用前后偏转调节以后,导叶吸力面流动分离被抑制,同时导叶对缝隙位置的敏感性大大降低,在一个较宽的缝隙位置范围内,前后可调变弯度导叶都保持较好的气动性能。

4) 在风扇非设计工况,导叶前后可调变弯度调节使得风扇绝热效率更高,对于任意非设计转速,均存在最佳的导叶前后段偏转角 β_1 和 β_2 使得风扇绝热效率达到极大值,通过导叶调节优化,风扇稳定工作范围有所拓宽,且风扇绝热效率在 90% 转速、80% 转速、70% 转速和 60% 转速下分别提高 2.04%、5.48%、6.18% 和 6.82%。

参考文献:

[1] WENNEMTROM 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]. Air Force Aerospace Medical Research Laboratory, AFARL-TR-76-59, AD-B016386, 1976.

[2] WENNEMTROM A J, DEROSE R D, LAW C W. Investigation of a 1500 ft/sec, transonic, high-through-flow, single-stage axial-flow compressor with low hub/tip ratio [R]. Air Force Aerospace Medical Research Laboratory, AFARL-TR-76-92, AD-B016506, 1976.

[3] 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: 北京航空航天大学 GF-A0041935, 2000.

SHAN Peng, GUI Xingmin. Final report on design and experimental study of single stage rear sweep fan ATS-2 [R]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics GF-A0041935, 2000. (in Chinese)

[4] 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 and high load[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22 (1): 40-43. (in Chinese)

[5] STEINKE E J, CROUSE J E. Preliminary analysis of the effectiveness of variable geometry guide vanes to control rotor-inlet flow conditions[R]. Washington DC, USA: Na-

tional Aeronautics and Space Administration, 1967.

[6] OKISHI T H, JUNKHAN G H, SEROY G K. Experimental performance in annular cascade of variable trailing-edge flap, axial-flow compressor inlet guide vanes[R]. Brussels, Belgium: International Gas Turbine Conference and Products Show, 1970.

[7] BROSS D I S, STARK D I H U. Entwicklung neuer schaufelgitter aus profilen variabler geometrie zum einsatz in leiträdern drallgeregelter turbomaschinen; teil II [J]. Forschung Im Ingenieurwesen, 1994, 60(6): 133-153.

[8] BOEHLE M, CAGNA M, ITTER L. Compressible flow in inlet guide vanes with mechanical flaps[R]. ASME Paper GT2004-53191, 2004.

[9] HÄNDEL D, NIEHUIS R, KLAUSMANN J. Aerodynamic investigations of an advanced VIGV design of adjustable geometry for very high flow turning [R]. ASME Paper GT2015-42166, 2015.

[10] 刘占民, 赵风声, 牟尚军, 等. 新型变几何导叶实验研究 [J]. 热能动力工程, 1990, 5(1): 1-4.

LIU Zhanmin, ZHAO Fengsheng, MOU Shangjun, et al. An experimental study on new variable guide vanes [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 1990, 5 (1): 1-4. (in Chinese)

[11] 刘占民, 赵风声. 变弯度叶栅的试验研究 [J]. 舰船科学技术, 1993, 6(4): 113-121.

LIU Zhanmin, ZHAO Fengsheng. An experimental study on variable camber cascade [J]. Ship Science and Technology, 1993, 6(4): 113-121. (in Chinese)

[12] 金海良, 金东海, 桂幸民. 某高负荷跨声速二级风扇气动设计与数值模拟 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 272-280.

JIN Hailiang, JIN Donghai, GUI Xingmin. Aerodynamic design and numerical simulation of a highly loaded transonic two-stage fan [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 272-280. (in Chinese)

[13] 金海良. 周向平均方法在多级轴流风扇/压气机设计与分析中的应用 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2011.

JIN Hailiang. Application of circumferential average method in multistage axial fan/compressor design and analysis [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

[14] 吴东, 金东海, 曹志鹏, 等. 变弯度导叶对某高负荷二级风扇气动性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2014, 29(12): 2973-2979.

WU Dong, JIN Donghai, CAO Zhipeng, et al. Influence on aerodynamic performance of a highly loaded two-stage fan with variable inlet guide vane [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(12): 2973-2979. (in Chinese)

[15] 吴东. 带可调进口导叶的高负荷高效率二级风扇数值研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.

WU Dong. Numerical research of highly-loaded and high-efficiency two stage fan with a variable inlet guide vane [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[16] 黎晨. 带变弯度导叶的高负荷双级风扇优化设计与数值分析[D]. 北京:北京航空航天大学,2015.
LI Chen. Design and numerical analysis of a highly-loaded two stage fan with variable inlet guide vane[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015. (in Chinese)

[17] MOHSENI A, BRAEMBUSSCHE R A V D, GOLD-HAHN E, et al. Novel IGV designs for centrifugal compressors and their interaction with the impeller[J]. Journal of Turbomachinery,2012,134(2):2019-2029.

[18] CUMPSTY N A. Compressor aerodynamics[M]. Essex, England:Longman Scientific and Technical,1989.

(编辑:王碧琚)