

变弯度导叶对某高负荷双级风扇气动性能的影响

吴 东¹, 金东海¹, 曹志鹏², 安利平², 桂幸民¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 621703)

摘 要: 为了改善某高负荷双级风扇在非设计转速出现的裕度不足和转子攻角过大的问题,研究了变弯度导叶的调节对高负荷双级风扇气动性能和内部流场的影响,对比分析了不同形式变弯度导叶和传统可调导叶的性能差异.数值模拟结果表明:80%转速时高负荷双级风扇的绝热效率随着正预旋角度增加而显著增加,预旋角度为 30°时的绝热效率提高了 3.5%;传统可调导叶扩稳效果较优,受到大预旋角度下大损失的限制;变弯度导叶的开缝形式、开缝位置、导叶稠度均与气动性能密切相关,具体设计需要根据高负荷双级风扇工作情况进行探讨.

关 键 词: 变弯度导叶; 高负荷; 双级风扇; 气动性能; 预旋角度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence on aerodynamic performance of a highly loaded two-stage fan with variable inlet guide vane

WU Dong¹, JIN Dong-hai¹, CAO Zhi-peng², AN Li-ping², GUI Xing-min¹

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 621703, China)

Abstract: In order to improve the stall margin and decrease the rotor attack angle of a highly loaded two-stage fan at off-design speed, different forms of variable inlet guide vane (VIGV) and traditional adjustable inlet guide vane were simulated, and the aerodynamic performance and internal flow field of highly loaded two-stage fan were analyzed. The numerical simulation results show that: at the 80% design speed, the highly loaded two-stage fan's adiabatic efficiency increases obviously with the increase of the VIGV's positive prewhirl, and the adiabatic efficiency increases 3.5% with prewhirl angle of 30 degrees; although traditional adjustable inlet guide vane has a better effect on the expanding stability, the loss is biggest when it needs a large prewhirl angle; the slot form, the slot position and the solidity of VIGV have a considerable influence on aerodynamic performance, with the design depending on the particular working conditions of the highly loaded two-stage fan.

Key words: variable inlet guide vane; highly loaded; two-stage fan; aerodynamic performance; prewhirl angle

随着航空发动机推质比的不断提高,对于风扇/压气机要求具有更高的负荷水平.下一代高性能航空发动机要求风扇的技术指标达到:叶尖切线速度为 500 m/s 左右,级压比达到 2.2 以上^[1]. 得益于数值模拟技术高速发展并在风扇/压气机设计上的充分应用,通过采用全三维流动控制与特殊叶片流动控制相结合的设计技术,国内外不少研究机构和学者已成功实践上述目标^[2-6]. 随着风扇设计转速下的性能达标,其非设计转速下的性能必须得到重视.与低负荷风扇相比,高负荷风扇的共同工作线趋于平缓,这将使得中低转速下裕度不足的问题更加突出.同时风扇的级负荷越高,攻角适应性越小,由于流量系数的下降导致转子攻角的增大,可以预见高负荷风扇在中低转速工作时,转子吸力面会出现大尺度的分离流动.

为了改善风扇在中低转速的性能,可调叶片以其良好的扩稳效果和经济性得到了广泛的应用,变弯度导叶(VIGV)可以看作是可调进口导叶的发展.变弯度导叶由两段构成,把叶片从弦长的某处分开,前半段是固定的,后半段则是沿着某径向轴可调的^[7-8].早期所作的大量研究工作的焦点主要集中在孤立叶片排性能的预测和测量上, Seroy 等^[9]将变几何调节应用于变几何叶栅,通过典型的叶片基元级性能曲线研究,说明了现代设计中采用变几何叶栅的理由.国外的很多研究机构^[10-14]和几大著名的航空发动机制造公司^[15-16]都对 VIGV 相关参数和气动性能进行了研究.从 20 世纪 60 年代开始,国外军用发动机相继采用了变弯度导叶,如 F110, F100, F404 和 AL-31F 发动机等,在风扇前加装变弯度导叶,扩大低转速风扇的稳定工作范围,提高抗畸变能力和抗进气道旋流能力^[17].国内的相关研究机构^[7-8,17-18]和高校学者^[19-20]也进行了初步的研究探索.

基于高负荷风扇非设计转速时的种种问题,本文着重探讨了变弯度导叶对某高负荷双级风扇中等转速下性能的改善作用,对比了不同形式的变弯度导叶调节作用的大小.

本文采用商用软件 NUMECA 进行三维数值模拟,该软件控制方程为三维雷诺平均 Navier-Stokes 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 2 阶精度的中心差分格式.时间离散采用显式的 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.

1 变弯度导叶设计

本文研究对象为某高负荷双级风扇^[21],该风扇第 1 级转子叶尖切线速度达到 502.34 m/s,两级转子尖部流量系数分别为 0.4042, 0.3773,对应的负荷系数为 0.3313, 0.3599.图 1 是该高负荷双级风扇(下文简称风扇)的流道,其中导叶为直叶片,从根部到尖部稠度为 3.46~1.11,转子采用复合掠型结构,静子采用了掠和弯的三维造型.图中 IGV 表示进口导叶, R1 和 R2 表示第 1 级和第 2 级转子, S1 和 S2 表示第 1 级和第 2 级静子.

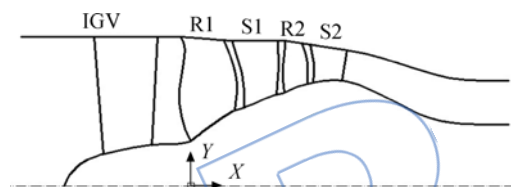
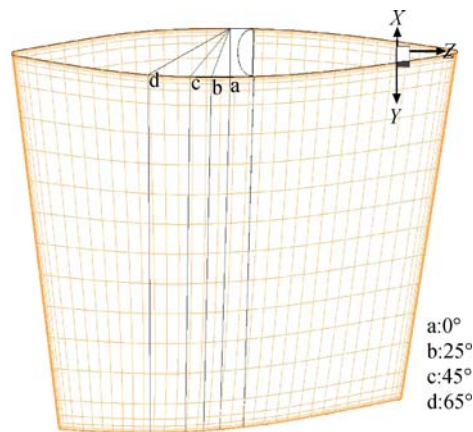


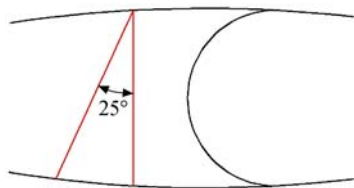
图 1 高负荷双级风扇流道

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

变弯度导叶设计过程是在 UG-NX6.0 软件中完成,在导叶中部位置开缝,缝隙宽度为尖部弦长的 2%,不影响后半部分导叶的自由旋转.关于导叶缝隙形式的选取,文献[7-8]中的试验研究用的是楔形缝隙,文献[14,19]中的研究用了圆弧形缝隙,目前没有明确两种缝隙形式的优劣,因此本文设计了多种缝隙形式以进行比较.考虑到风扇在中低转速时变弯度导叶需要正预旋以减小转子攻角,最终变弯度导叶的缝隙形式设计如图 2 和图 3 中所示.图 2 为 4 种楔形缝隙形式, a 型为 0° 的缝隙楔角形式,固定叶尖基元上与缝隙相接的一点, b 型、c 型、d 型依次为 25°、45°、65° 的缝隙楔角形式.图 3 为圆弧形缝隙形式.



(a) 楔形缝隙设计图



(b) b型缝隙楔角示意图

图 2 楔形缝隙设计图和 b 型缝隙楔角示意图

Fig. 2 Design picture of wedge-slot forms and schematic of slot wedge angle of type b

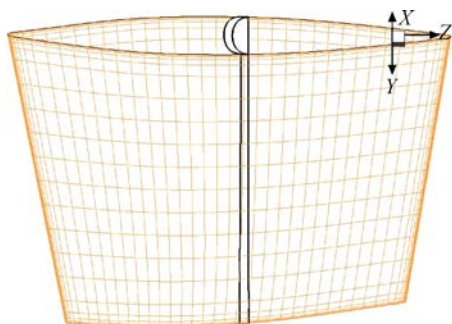
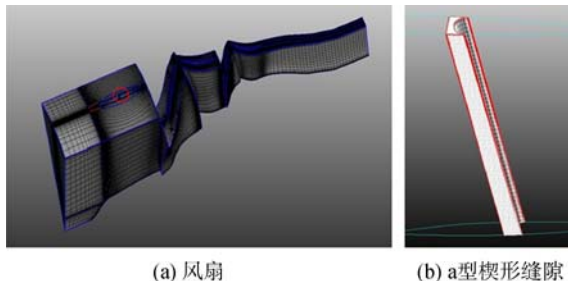


图 3 圆弧形缝隙设计图

Fig. 3 Design picture of curve-slot form

本文采用数值模拟计算对风扇流场进行探究,计算网格如图 4 所示,转子采用 O 型网格结构,静子为多块网格结构,总网格数约为 157 万,考虑了转子尖部间隙的影响,其中缝隙网格为 $33 \times 33 \times 53$ 。不同形式变弯度导叶的风扇网格均是一致的。根据 S-A 湍流模型的要求,保证固壁面第 1 层网格单元 $y^+ \leq 10$ 。边界条件的设定中,进口给定总温为 288.16 K、总压为 101325 Pa,轴向进气,出口条件给定轮毂处的静压,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。



(a) 风扇

(b) a型楔形缝隙

图 4 计算网格

Fig. 4 Computation grid

2 计算结果和分析

2.1 原型风扇计算结果

图 5 所示为原型风扇部分转速特性线。其中

性能参数的数据均用 100% 转速近设计点的值进行了无量纲化处理。前文中已经叙述过,此处从图上看,该风扇如果沿共同工作线从 90% 转速往下走,其稳定性裕度不足的问题将会尤其突出。

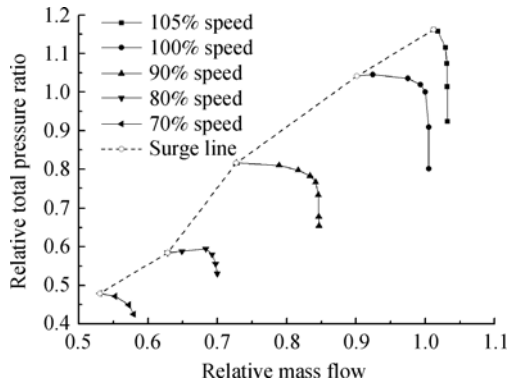


图 5 原型风扇部分转速特性线

Fig. 5 Some speed characteristic curves of original fan

接着进一步分析了该风扇在 80% 转速时的情况,图 6 给出了 80% 转速峰值绝热效率点各叶片尖部表面静压分布。可以看出第 1 级转子尖部处于一个大正攻角状态,这对于风扇的性能将是很不利的,图 7 中也能看到转子尖部吸力面 50% 以上的面积都出现了分离流动,右边为第 1 级转子尖部进出口速度三角形,进口相对气流角(相对速度方向与轴向的夹角)达到 72.7° 。

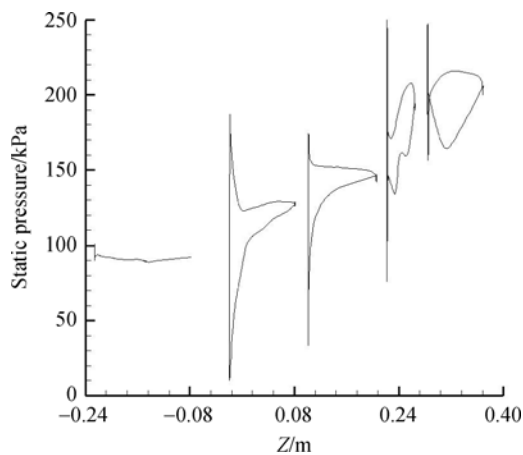


图 6 叶片尖部表面静压分布

Fig. 6 Surface static pressure distribution of blade tip

2.2 带不同形式变弯度导叶的风扇计算结果

2.2.1 100% 转速性能比较分析

变弯度导叶主要用于风扇中低转速时的性能调节。在航空发动机工作过程中,起动和加速过程的工作状态较短,100% 转速时的性能仍是最关键的。

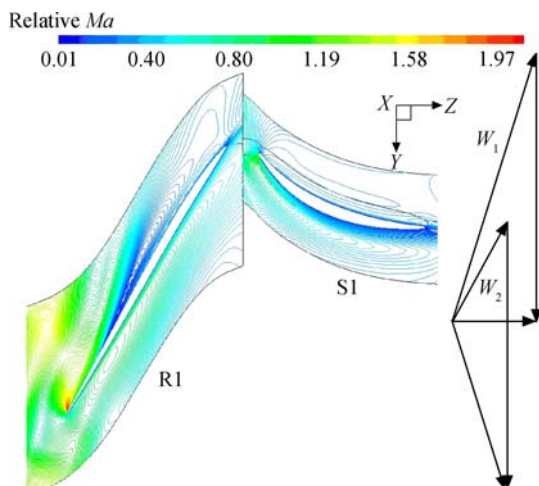
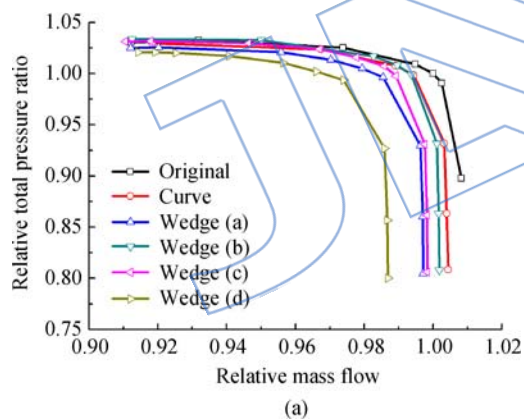


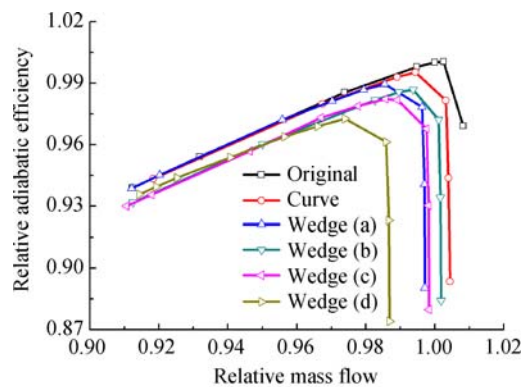
图7 第1级转子尖部相对马赫数等值线图和速度三角形

Fig. 7 Relative Mach number contours and velocity triangle of rotor tip in the first stage

图8为不同形式变弯度导叶的风扇性能特性线与原型风扇的对比,其中计入了导叶的损失(original表示原型风扇,curve表示圆弧形缝隙,wedge表示楔形缝隙,a,b,c,d分别表示不同的缝隙楔角形式).图中看到变弯度导叶中不同形式



(a)



(b)

图8 风扇性能特性线

Fig. 8 Characteristic curves of fan performance

楔形缝隙的加入,给风扇性能带来了不同程度的损失,损失与楔形缝隙大小成正比相关.与原型风扇(导叶不开缝)性能相比,导叶缝隙为圆弧形时的损失最小,仍然在近设计点流量下降0.6%,总压比下降0.2%,绝热效率下降0.5%;导叶缝隙为楔形时,总压比有了一个新的变化,b型,c型楔形缝隙总压比高于a型楔形缝隙.

从图9的a型和b型楔形缝隙导叶中部的相对马赫数等值线图上可看到,b型楔形缝隙的导叶后半段出口处边界层发生变化同时出口气流有了负预旋.图10中比较了两种楔形缝隙导叶中部

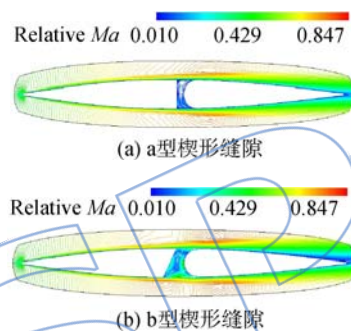
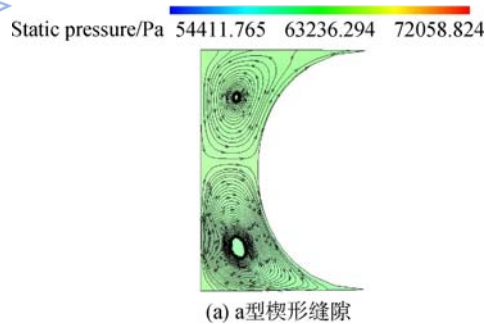
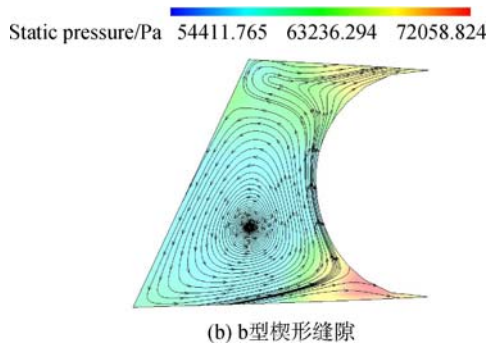


图9 楔形缝隙导叶中部的相对马赫数等值线图
Fig. 9 Relative Mach number contours of middle of wedge-slot inlet guide vane



(a) a型楔形缝隙



(b) b型楔形缝隙

图10 楔形缝隙导叶中部的静压等值线图和流线图
Fig. 10 Static pressure contours and streamline diagram of middle of wedge-slot inlet guide vane

的静压等值线图和流线图. 图中显示 a 型楔形缝隙处流动处于一个低速堵塞状态,但在 b 型楔形缝隙中,缝隙通道流动与主流连通,在缝隙通道内气流由缝隙宽的一侧向窄的一侧流动,相当于漏流,该方向的气流影响了后半导叶端壁区的流动状态,这种影响一直持续到出口,就形成了导叶出口负预旋,将使得第 1 级转子进口攻角增加,风扇性能往大流量、高总压比方向移动.

2.2.2 80%转速变弯度导叶调节性能结果

由于原型风扇在 80%转速时转子攻角过大,需要通过变弯度导叶正预旋来调节性能,此处进行了 3 种预旋角度的调节,分别为 10° 、 20° 和 30° . 图 11 所示为不同形式变弯度导叶俯视图,同时与传统可调导叶进行了比较.

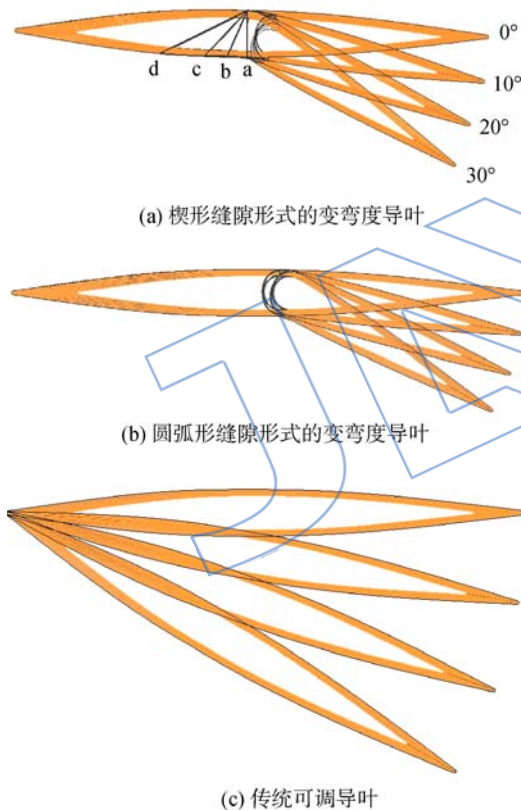


图 11 不同形式导叶俯视图

Fig. 11 Top view of guide vane with different forms

图 12 给出了不同形式导叶下的风扇在 80%转速时的总压比-流量特性和绝热效率-流量特性. 图中 original-80% 所指的是导叶无预旋时原型风扇在 80%转速的特性线;tra 表示传统可调导叶;10,20,30 分别表示预旋角度为 10° 、 20° 、 30° . 该风扇 80%转速时的特性线十分陡峭,可知转子叶尖相对马赫数较高,激波较强,峰值绝热效率点

之后总压比不再增加,通过导叶正预旋调节,风扇流量降低,总压比逐步提升,绝热效率得到显著的提高. 以圆弧形缝隙变弯度导叶为例,预旋 30° 以后的峰值绝热效率比无预旋时提高了 3.5%. 同时风扇特性线往左方移动,稳定裕度将得到很大的提高.

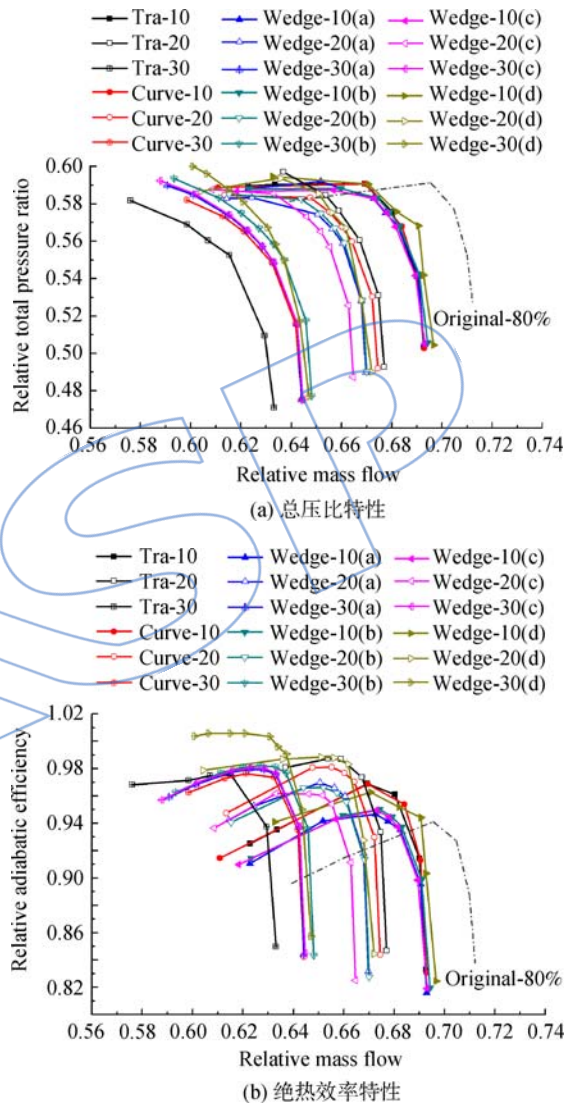


图 12 风扇在 80%转速特性线

Fig. 12 Characteristic curves of fan at 80% design speed

不同形式的导叶在调节作用上存在区别: ①传统可调导叶在扩稳效果上最好,其在 30° 预旋角度时的风扇总压比特性处于最左方,意味着喘振边界线将最大程度地左移;②就变弯度导叶而言,圆弧形缝隙的变弯度导叶在小预旋角度下优势突出,在 30° 较大预旋角度时楔形缝隙的变弯度导叶性能更优.

在图 12 中还可发现 d 型楔形缝隙变弯度导叶的风扇绝热效率始终较高,但是由于其在

100%转速损失太大,已基本不可用,因此楔形缝隙中综合性能最优的是b型.以下选取了b型楔形缝隙、圆弧形缝隙和传统可调导叶3种导叶形式,对风扇在不同预旋角度下峰值绝热效率点的性能进行了分析.

图13所示为采用传统可调导叶预旋不同角度后的第1级转子尖部相对马赫数等值线图,随着预旋角度的增加,转子尖部的失速特征得到明显的改善.采用变弯度导叶调节之后的流场与之相似,这里不再列出.从速度三角形对比中发现,转子尖部流场的改善得益于进口攻角的减小,扭速的减小将使第1级压比下降,从图12中能看到预旋角度后风扇的总压比并没有下降,说明第1级减小的加功量将由第2级承担,可以改善第2级的流动堵塞状态.

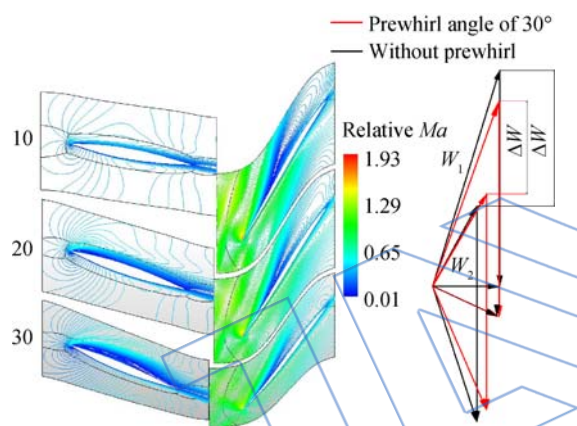
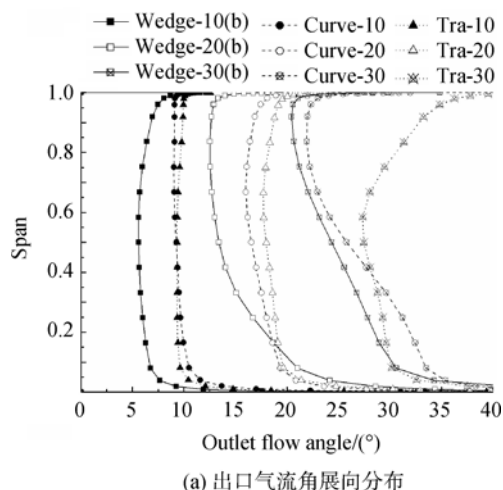


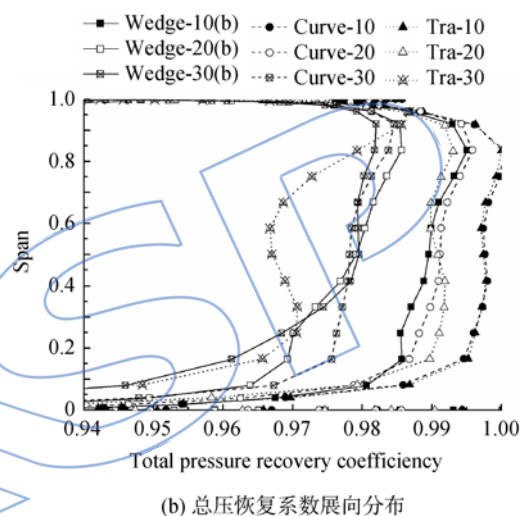
图13 传统可调导叶的第1级转子尖部相对马赫数等值线图和不同预旋角度的速度三角形对比

Fig. 13 Relative Mach number contours of rotor tip in the first stage of traditional adjustable inlet guide vane and comparison of velocity triangle with different prewhirl angles

图14分别给出了不同形式导叶在不同预旋角度下的出口气流角和总压恢复系数展向分布.图中可看出不同形式的导叶性能上的区别:①传统可调导叶控制气流方向的作用最好,这与其导流段的长度最长有关,可以理解为变弯度导叶开缝位置的影响,其中圆弧形缝隙普遍优于楔形缝隙;②图中出口气流角展向分布不均匀与稠度有关,尖部对出口气流控制作用较弱是由于稠度较小,根部稠度过大则徒增损失,因此变弯度导叶的设计应探讨适用于该风扇的导叶最大预旋角度下的最优稠度,同时均化导叶稠度为宜;③就不同预旋角度下损失而言,传统可调导叶的损失随预旋角度增加而增加幅度最大,大预旋角度下的损失



(a) 出口气流角展向分布



(b) 总压恢复系数展向分布

图14 不同形式导叶在不同预旋角度下参数的展向分布图

Fig. 14 Span distribution of parameters in different forms of inlet guide vane with different prewhirl angles

最大,这将是其最终使用受到限制的关键,圆弧形缝隙的变弯度导叶损失始终较小,有一处细节,楔形缝隙的变弯度导叶在20°和30°预旋角度下损失变化很小,估计与其25°的楔形角有关.

3 结论

1) 高负荷双级风扇在中低转速下的裕度不足和转子攻角过大的问题,可以通过变弯度导叶的调节进行很好的改善,80%转速时预旋角度为30°的绝热效率可以提高3.5%.

2) 导叶形式应根据具体风扇性能确定:所需导叶预旋角度较小时,传统可调导叶较优;导叶预旋角度增大,变弯度导叶的损失更小,其中圆弧形缝隙的变弯度导叶综合性能最好.关于开缝位置和稠度:在导叶中部位置开缝并不是一个很好的

选择,导叶稠度应综合考虑风扇所需的导叶最大预旋角度和相应的损失,同时展向均化设计。

参考文献:

- [1] 刘大响.航空发动机技术的发展和建设[J].中国工程科学,1999,1(2):24-29.
LIU Daxiang. The development and proposals of aero-engine technology[J]. Engineering Science, 1999, 1(2): 24-29. (in Chinese)
- [2] Creason T L, Baghdadi S. Design and test of a low aspect ratio fan stage[R]. AIAA 88-2816, 1988.
- [3] Hasegawa H. Development of highly loaded fan with tandem cascade[R]. AIAA-2003-1065, 2003.
- [4] 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:北京航空科技报告(HK-JB004024),2000.
- [5] 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)
- [6] 金海良,金东海,桂幸民.某高负荷跨音双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)
- [7] 刘占民,赵凤声,惠兆森,等.新型变几何导叶试验研究[J].热能动力工程,1990,5(1):1-4.
LIU Zhanmin, ZHAO Fengsheng, HUI Zhaosen, et al. An experimental study on a new type of variable-geometry guide vanes[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 1990, 5(1): 1-4. (in Chinese)
- [8] 刘占民,赵凤声,牟尚军,等.变弯度叶栅的试验研究[J].热能动力工程,1991,6(3):113-121.
LIU Zhanmin, ZHAO Fengsheng, MU Shangjun, et al. An experimental study of variable camber cascades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 1991, 6(3): 113-121. (in Chinese)
- [9] Seroy G K, Kavanagh P. Considerations in the design of variable geometry blading for axial compressor stages[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD CP-34, 1968.
- [10] Bobula G A, Soeder R H, Burkarolt L A. Effect of a part-span variable inlet guide vane on the performance of a high-bypass turbofan engine[R]. AIAA 81-1362, 1981.
- [11] Woollett R R. Aerodynamic performance of a fan stage utilizing variable inlet guide vanes for thrust modulation[R]. Washington: AIAA/SAE/ASME 19th Joint Propulsion Conference, 1983.
- [12] Celis C, Pinto P M R, Barbosa R S, et al. Modeling of variable inlet guide vanes affects on a one shaft industrial gas turbine used in a combined cycle application[R]. ASME Paper GT2008-50076, 2008.
- [13] Hani M, Pascal C, David C, et al. Effect of casing treatment and variable axial guide vanes on a turbocharger compressor performance[R]. ASME Paper GT2009-59190, 2009.
- [14] Boehle M, Cagna M, Itter L. Compressible flow in inlet guide vanes with mechanical flaps [R]. ASME Paper GT2004-53191, 2004.
- [15] Tyner T M, Sullivan J P. Design and performance of a small, high speed axial compressor[R]. AIAA 90-1911, 1990.
- [16] Calvert W J, Emmerson P R, Moore J M. Design, test and analysis of a high-pressure-ratio transonic fan[R]. ASME Paper GT2003-38302, 2003.
- [17] 董玉玺,赵全春.带可变弯度零级导向叶片的风扇性能最佳化的试验研究[J].航空发动机,1996(3):27-29.
DONG Yuxi, ZHAO Quanchun. An experimental study of optimization performance of fan with a variable inlet guide vane[J]. Aeroengine, 1996(3): 27-29. (in Chinese)
- [18] 肖敏.压气机可变弯度静子叶片特性的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2006,19(2):1-4.
XIAO Min. Experimental investigation on performance of variable curvature vane of compressor stator[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(2): 1-4. (in Chinese)
- [19] 刘红,朱俊强.可变弯度导叶及其后转子的性能研究[R].北京:中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议,1999.
- [20] 楚武利,朱俊强.变几何叶片对压气机特性影响的实验研究及分析[J].应用力学学报,2003,20(1):78-80.
CHU Wuli, ZHU Junqiang. Experiment research on effects of end curved of inlet guide vane to surge margin and performance of axial compressor[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2003, 20(1): 78-80. (in Chinese)
- [21] 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)