

叶片反扭对跨声速大涵道比 风扇性能的影响

杨 慧^{1,2}, 沈 真^{1,2}, 郑 贇^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 使用基于流固耦合算法的叶片反扭程序, 考虑了非定常气动力对叶片变形的非线性作用, 研究了叶片反扭对跨声速大涵道比风扇性能的影响. 以冷态叶型为起点, 先计算离心力作用下的叶片变形, 在此基础上使用流固耦合程序获得非定常气动力作用下的变形. 考察了 3 个转速下叶片的动态变形对大涵道比风扇气动性能的影响. 结果表明: 在跨声速工况下, 叶片表面激波位置的变化对叶片反扭角有很大作用, 在考察的转速范围内, 堵塞点使用设计叶型计算的流量大于动态叶型下的流量, 数值达 7%, 将导致发动机起飞推力小于预测值. 结果表明在大涵道比风扇设计阶段, 预测气动性能使用准确叶型的重要性.

关 键 词: 叶轮机械; 叶片反扭; 大涵道比风扇; 流固耦合; 风扇性能

中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

Influence of blade untwist on transonic high bypass ratio fan performance

YANG Hui^{1,2}, SHEN Zhen^{1,2}, ZHENG Yun^{1,2}

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

Abstract: Influence of blade untwist on transonic high bypass ratio fan performance were studied using the software based on the fluid-solid coupling algorithm, considering the nonlinear effects of unsteady aerodynamic force on the blade deformation. Firstly, the deformation induced by centrifugal force was calculated starting from the cold blade shape, and then the deformation induced by unsteady aerodynamic force was obtained using the fluid-solid coupling software. The effect of the dynamic blade deformation on aerodynamic performance of the high bypass ratio fan was investigated at three rotation speeds. Results show that changes of the shock position on the blade surface have significant influence on the blade untwist angle under the transonic conditions. In the rotation speed range concerned, the calculated mass flow rate by the designed blade shape is greater than that by the dynamic one up to 7%, which causes the engine takeoff thrust less than the predicted value. The results also indicate that the accurate blade shape is important for predicting aerodynamic performance during the design stage.

Key words: turbomachinery; blade untwist; high bypass ratio fan; fluid-solid coupling; fan performance

涡扇发动机风扇性能直接影响发动机总性能,而叶型是实现风扇性能的关键参数^[1].叶片在工作中如何达到设计要求,至关重要的环节是保证实际工作态叶型和设计叶型相同.转子叶片在工作时,由于离心力和气动力的作用将发生伸长、展开等弹性变形^[2],这种现象称为叶片反扭,使用参数反扭角,定义为转子叶尖截面安装角静止时与旋转状态下之差.对于风扇叶片结构,这种现象更为明显.当前大涵道比风扇采用宽弦空心结构或复合材料制造,基本采用复合掠型设计,较之常规风扇变形更大、更复杂^[3].文献[4]给出的大涵道比风扇(下文简称大风扇)叶尖截面反扭角达到 5° .

反扭角预测不正确将会导致工作态下气动叶型估算不准,以致叶尖间隙、气流角等与设计值不相符^[5],风扇内的流动和设计工况也有一定差别.特别是跨声速流动下,激波在吸力面上的位置对叶片几何的变化很敏感^[6],影响其达到最佳设计状态,带来风扇的性能、效率下降,甚至叶片气动弹性稳定性恶化等问题.正确预测转动状态下的叶片几何是设计阶段重要环节.

确定旋转态下叶型的通常方法是:首先获得离心负载下的叶片几何,在此基础上,进行定常流场分析,获得叶片表面压力,将其作为力边界条件,输入结构求解器,加载离心力,计算叶片位移.为定常流场分析生成新的叶片形状.交替求解气动和结构方程直到叶片位移的变化小于收敛值,如文献[7]所述. Kaza 等^[8]使用气动解析分析与 NASTRAN 软件结构分析相结合,迭代求解了复合材料后掠风扇叶片在离心力和定常气动力作用下的静变形.结果表明结构变形对叶片颤振有重要影响. Srivastava 等^[9]研究发现在桨扇叶片变形中考虑气动力的影响将引起叶片负载增加 40%. Wilson 等^[4]采用一种非线性模型,考虑了气动负载和结构变形之间耦合作用,研究了叶片变形对风扇性能的影响.结果表明,气动力引起的变形增加了通道流量. 廖伟丽等^[10]研究指出水轮机转轮叶片变形对内部流场有影响,如产生涡带、加剧紊度,并是水轮机产生裂纹和发生振动的真正原因. 王宏亮等^[11]发现离心叶轮在工作状态下几何形变会造成叶顶间隙减小,在小流量时将降低等熵效率.

然而,通常研究方法中气动力和叶片结构变形之间无耦合作用,不能考虑气动力的非线性效应.大涵道比跨声速风扇较之常规风扇更易产生

较大变形,气动力的非线性效应更明显.因此使用传统方法很难准确得到新结构、新材料叶片的反扭角.刘高联等^[12-13]通过建立气动热弹性耦合非线性系统泛函的变分组,为使用有限元方法研究叶片反扭问题提供了理论基础.但是,对于各向异性的复合材料叶片,很难获得耦合振动系统的变分组.而流固耦合方法对解决非线性问题是有效的,在气动弹性领域得到广泛应用^[14]. 本文将以非线性计算流体动力学(CFD)模型与线性叠加的结构模型的耦合程序为分析工具,方法的详细介绍以及算例研究参见文献[15].

在叶尖处存在激波是跨声速风扇流动的重要特征.当转速变化时,激波在叶片表面上的位置也发生改变,由此产生复杂的激波结构.文献[16]通过分析气动力引起的叶片变形对跨声速风扇叶表静压的影响,发现叶片形变导致通道内激波前移,激波强度增加.但是没有深入探讨激波如何通过叶片表面气动力分布格局的影响,改变反扭角,从而影响风扇性能.本文探讨不同转速下,包括跨声速工况,叶片反扭如何影响大风扇气动性能.

1 基于流固耦合算法的叶片反扭方法

确定风扇工作状态下叶型必须获得叶片在气动力和离心力作用下的变形.首先,使用通用结构有限元软件进行静力分析,获得离心力变形;在此叶型基础上,采用自编软件中的瞬态响应方法计算非定常气动力变形.瞬态响应方法中使用的数值算法、方法介绍详见文献[17].

如图 1 所示,基于流固耦合算法的叶片反扭计算步骤如下:①使用大风扇的设计叶型算出冷态叶型;以此冷态叶型为基础,计算各转速下的动态叶型以及风扇特性.②在此冷态叶型基础上,选定叶片工作转速,使用有限元结构软件计算只有离心力引起的叶片变形,获得过渡态叶型.③使用过渡态叶型进行叶片的模态分析,提取低阶主导模态,组集流固耦合软件中使用的结构模态集.④使用过渡态固定叶型,进行定常流动分析,此时假设叶片在定常气动负载下不发生变形.获得定常流动的解之后,系统可以在时间精确模式下向前推进以获得非定常气动负载对叶片变形的影响.在每个时间步,气动负载与叶片位移在气动和结构模型之间交换.采用动网格技术^[18],移动流体网格,适应叶片运动.选择近临界阻尼值,以便达到最终的平衡位置时,需要最少的振荡时间.当

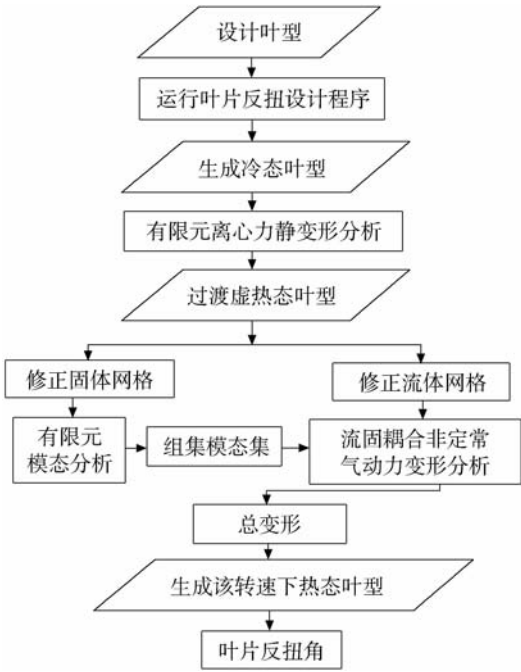


图 1 基于流固耦合算法的叶片反扭计算流程图
Fig. 1 Flow chart of blade untwist based on fluid-solid coupling algorithm

系统到达平衡时,非定常气动力引起的变形就确定了,此时对应的叶型就是该转速下的工作态叶型。

风扇叶片变形将引起安装角的变化.通常叶片反扭角(S)定义为静止时的叶尖截面安装角(S_s)与旋转时的叶尖截面安装角(S_r)之差,沿径向从叶尖向叶根看,叶片顺时针转动为正.公式如下:

$$S = S_s - S_r$$

由气动力引起的反扭角变化,称为压力反扭角.在跨声速工况下,除了激波相对于叶片位置的变化对反扭角造成影响,飞行高度对气动力影响也很大,从而对反扭角产生作用.巡航高度一般在等温层边界,空气密度比较低,引起的压力反扭比较小;而在海平面,气体的密度比较大,产生的气动力最大,压力反扭最大.在下面的算例中,使用海平面大气条件考察气动力对反扭的影响。

2 大风扇叶片反扭计算

本文选取小展弦比大风扇叶片为算例,此风扇为大型商业客机发动机设计.以设计点的气动条件为工作点,进行叶片反扭设计,获得冷态叶型.以此为叶片变形计算起始点,参考发动机启动、爬升、巡航时的转速,选择了 85%,95%和 98%三个转速(n),海平面大气条件,考察不同转

速下叶片的动态反扭行为,以及叶片变形对风扇特性的影响。

基于设计叶型的有限元网格(图 2(a))采用六面体单元,流体网格如图 2(b)所示,为带蝶形进气锥和叶尖间隙的单通道网格,壁面网格厚度为 0.01 mm,叶尖间隙为 0.5 mm,整体网格量约为 96 万.采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型。

图 3 中列出了流固耦合分析中使用的主导低阶固有模态,频率范围为 60~500 Hz。

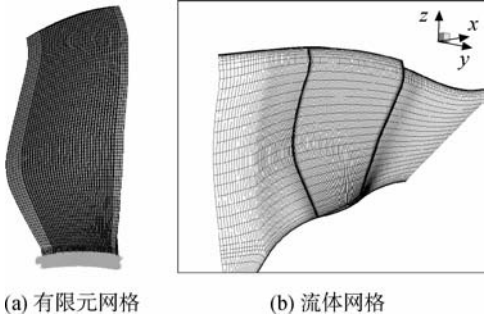


图 2 叶片有限元网格和流体网格图
Fig. 2 Chart of finite element mesh and fluid mesh

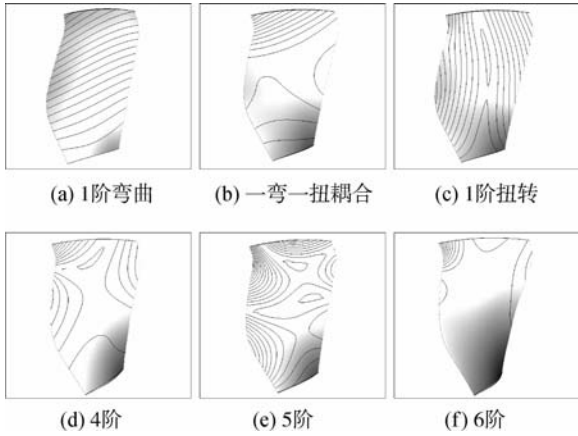


图 3 前 6 阶固有模态
Fig. 3 First six order natural modes

3 个转速下,90%叶高处通道马赫数分布见图 4.在低转速(85%)时,叶片吸力面前缘有较高压力升,10%弦长处有一个超声区,见图 4(a).在高转速(95%和 98%)情况下,超声来流在流经叶片前缘时,由于气流的偏转会产生一道膨胀波,经过此波气流速度增加,压力减小.叶片前缘会产生一道激波,此激波延伸至通道内.95%转速时,激波在相邻叶片吸力面上的位置为 40%~50%弦长处(图 4(b)),当转速提高到 98%,激波向叶片尾缘移动,大约在 50%~60%弦长位置(图 4(c)).

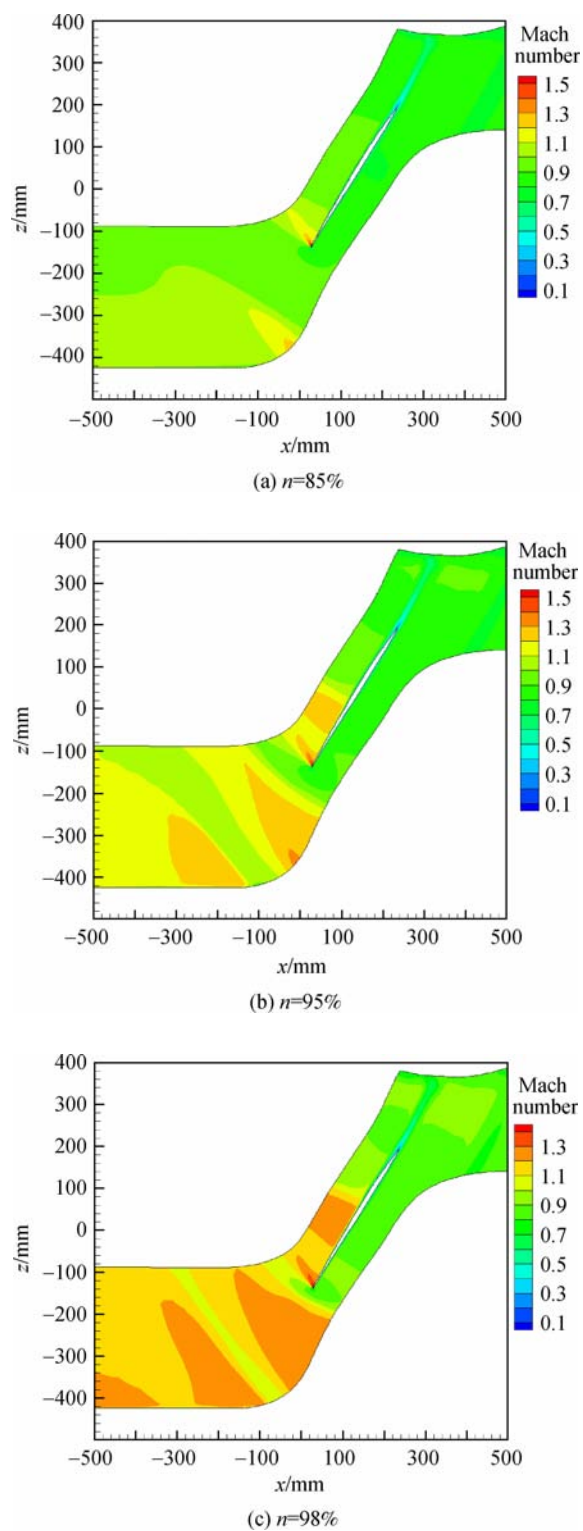


图 4 马赫数图
Fig. 4 Mach number

图 5 是同一叶高处叶片表面压力系数(C_p)分布图,图中 c 表示弦长.由图可以清楚地看出随着转速的提高,叶片负载增加,以及激波位置在叶片表面的移动.

工程上,风扇特性线是通过改变风扇出口截面大小逐点获得的.在数值模拟中,则通过改变出

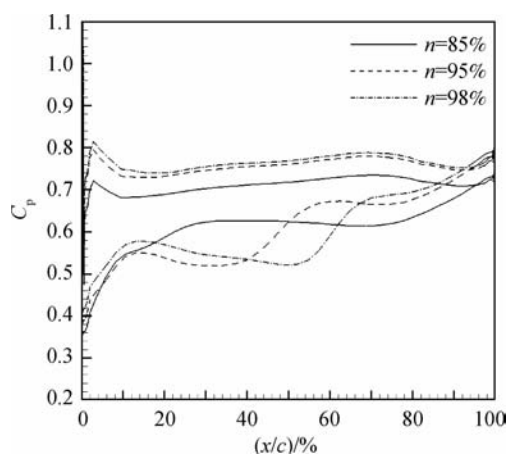


图 5 叶片表面压力分布(90%叶高)
Fig. 5 Blade surface pressure distribution (90% span)

口静压值计算特性线,分别获得了离心力作用下叶型的特性线(标示为 CF),离心力和气动力共同作用下(标为 CF+AF)叶型的特性线,以及固定设计叶型(标为 initial)的特性线.图 6 给出了 3 个转速下,使用这 3 种不同叶型计算的特性线,图中 π 表示压比.由图可以看出,对于每个转速,CF+AF 叶型的流量($\dot{m}$)大于 CF 叶型的流量.当气动力造成叶片反扭时,安装角增加,叶片向轴向偏转,增加了叶片通道的喉道面积,流量增加,从而使工作点向特性线的右方移动.固定设计叶型的流量大于 CF+AF 叶型的流量,98%转速线上选取最高效率点,原始固定叶型算出的流量比 CF+AF 叶型的多 2.8%.由此可以看出,在设计阶段,对于大风扇叶片预测工作转速下特性,使用正确叶型是非常重要的.

3 个转速下,对于失速点,CF+AF 叶型的流量小于 CF 叶型流量.在 95%转速下,失速点使用 CF+AF 叶型预测的流量比设计叶型的流量减少

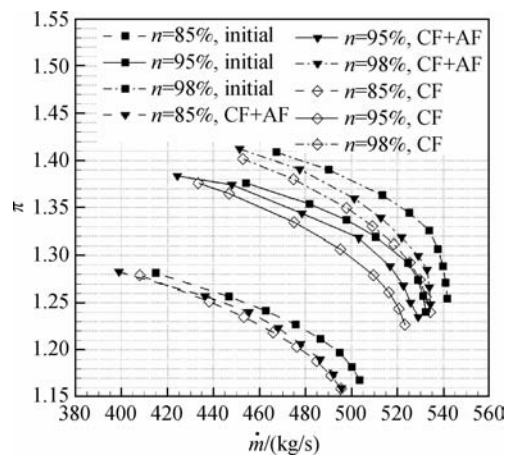


图 6 特性线图
Fig. 6 Characteristic lines

7%。这是因为压力反扭,使叶片攻角增加,加剧了叶片吸力面的流动分离,引起通道流量减少.而压力反扭增加的通道面积引起的流量增加,小于分离流减少的流量.对于堵塞点:85%转速时,CF+AF 叶型的流量和 CF 叶型的流量相同.图 7 给出了 3 个转速下压力反扭角与流量之间的关系,由图可以看出,随着转速的增加,压力反扭角增加.在考察的转速范围内,98%转速失速点的压力反扭角最大,为 1.1°.85%转速时堵塞点的压力反扭角接近 0°,表明气动力没有改变通道面积,因此,使用 CF+AF 叶型和 CF 叶型计算的流量一致.98%转速下,CF+AF 叶型在堵塞点的流量小于设计叶型流量,如果使用设计叶型预测堵塞点流量,可能会造成发动机实际起飞推力小于计算值.

如图 7 所示,3 个转速下随着流量的增加(对应图 6 为压比的降低),压力反扭角不断减少,由此影响着风扇特性线的形状,即 CF+AF 叶型的特性线在堵塞点附近比 CF 叶型(转速线上各点叶片形状不变)的特性线陡峭.这是因为当压力反扭角减小后,通道面积减小从而减少了通道流量.98%转速下,压力反扭曲线下降的更快,特性线陡峭特征更为突出.对于考察的 3 个转速下的特性线,从低转速到高转速,压力反扭角在失速点与堵塞点之间的差分别为 0.85°,0.95°和 1.0°,表明气动力对变形的作用随着转速的增加而增加,在 85%转速下,此值为离心力引起的反扭角数值(约 0.3°)的 3 倍.同一转速下增加尾喷口的尺寸与同一尾喷口尺寸下增加速度有着相似的效果.3 个转速下最高效率点,CF 叶型下 90%叶高处叶片表面压力分布见图 8,CF+AF 叶型下的表面压力分布见图 9.由图可知随着转速的增加,激波向

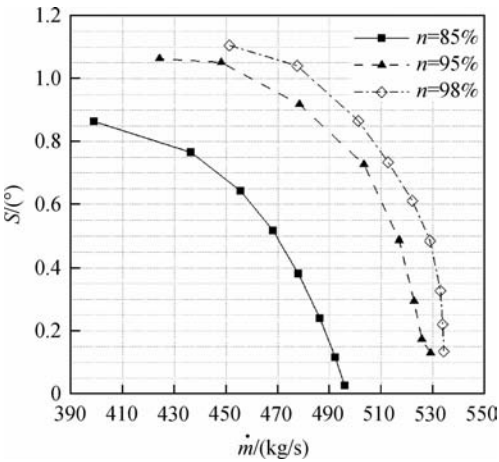


图 7 压力反扭角
Fig. 7 Pressure untwist angle

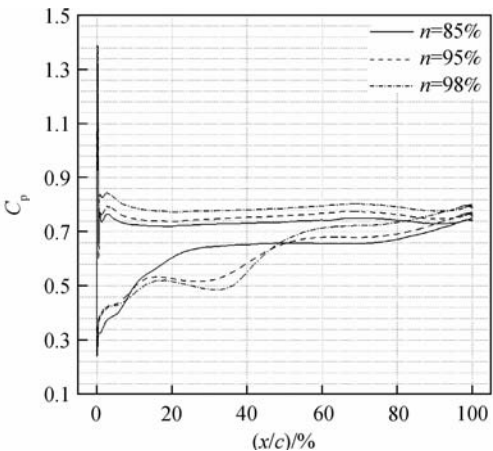


图 8 最高效率点叶片表面压力分布
(仅离心力作用,90%叶高)
Fig. 8 Blade surface pressure distribution at high efficient points (CF-only, 90% span)

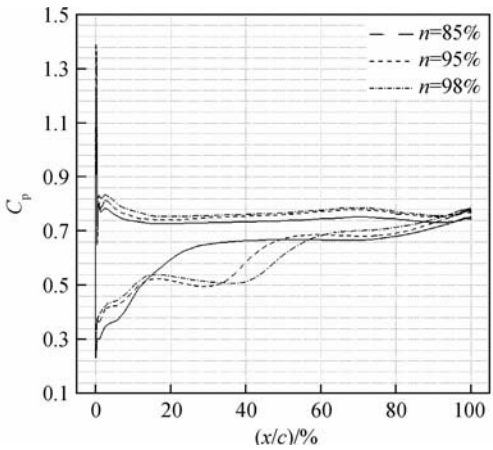


图 9 最高效率点叶片表面压力分布
(离心+气动力,90%叶高)
Fig. 9 Blade surface pressure distribution at high efficient points (CF+AF, 90% span)

叶片后部尾缘移动,而 CF+AF 叶型下,由于气动力对变形的作用,激波位置更靠近叶片尾缘.当激波向后移动时,气动力在叶表的分布随着改变,因此增加了绕叶片展向轴作用的扭矩.与文献[4]中激波对反扭角的作用相反.由此可知,激波位置的变化决定了压力反扭角的数值.

3 结 论

1) 本文采用基于流固耦合算法的叶片变形程序研究了叶片反扭对大涵道比宽弦风扇气动性能的影响.离心静变形使用商业有限元软件;非定常气动力引起的变形使用流固耦合算法,最终获得不同工作状态下的叶型.这种方法考虑了非线性气动力对叶片变形的作用.

2) 研究表明:压力反扭对特性线形状影响很大。在高速跨声速工况下,激波位置的变化对压力反扭角起决定作用。

3) 结果指出:使用动态叶型获得的流量在考察的转速范围内,比使用设计固定叶型最大可以减少 7% 的流量。表明在设计阶段预测大风扇性能使用动态叶型的重要性。

4) 同时指出:压力反扭角与压比相关。在同一转速线上,随着压比的增加,压力反扭角增大,在失速点达到最大值。同时,随着转速的提高,气动力对反扭角的作用加大,主要原因是激波在叶片表面的位置发生了变化。

参考文献:

[1] 陈懋章,刘宝杰. 风扇/压气机气动设计技术发展趋势-用于大型客机的大涵道比涡扇发动机[J]. 航空动力学报, 2008,23(6):961-975.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design trend and challenge on the development of high bypass ratio turbofan[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6):961-975. (in Chinese)

[2] 宋兆鸿,熊昌炳,郑光华. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1988.

[3] 陈懋章,刘宝杰. 大涵道比涡扇发动机风扇/压气机气动设计技术分析[J]. 航空学报, 2008,29(3):513-526.
CHEN Maozhang, LIU Baojie. Fan/compressor aero design technology for high bypass ratio turbofan[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3):513-526. (in Chinese)

[4] Wilson M J, Imregun M, Sayma A I. The effect of stagger variability in gas turbine fan assemblies[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2):404-411.

[5] Kallesøe B S, Hansen M H. Some effects of large blade deflections on aeroelastic stability[R]. AIAA-2009-839, 2009.

[6] Roehle I, Le Guevel A, Fradin C. 3D-shock visualisation in a transonic compressor rotor[J]. Optics and Laser Technology, 1999, 31(1):67-73.

[7] Yamamoto O, August R. Structural and aerodynamic analysis of a large-scale advanced propeller blade[J]. Journal of Propulsion and Power, 1992, 8(2):367-373.

[8] Kaza K R V, Mehmed O, Narayanan G V, et al. Analytical flutter investigation of a composite propfan model[R]. AIAA 87-0738, 1987.

[9] Srivastava R, Sankar L N, Reddy T S R, et al. Application of an efficient hybrid scheme for aeroelastic analysis of advanced propellers[J]. Journal of Propulsion and Power,

1991, 7(5):767-775.

[10] 廖伟丽,许斌,逯鹏,等. 部分负荷下混流式水轮机转轮叶片变形对流场的影响[J]. 机械工程学报, 2006, 42(6):55-59.
LIAO Weili, XU Bin, LU Peng, et al. Influence of runner blade deformation on fluid field of francis turbine under part load[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2006, 42(6):55-59. (in Chinese)

[11] 王宏亮,席光. 离心叶轮几何形变对气动性能的影响[J]. 西安交通大学学报, 2009, 43(5):46-50.
WANG Hongliang, XI Guang. Influence of centrifugal blade deformation on impeller aerodynamic performance [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2009, 43(5):46-50. (in Chinese)

[12] LIU Gaolian. The generalized untwist problem of rotating blades; a coupled aeroelastic formulation[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1995, 12(2):109-117.

[13] 封卫兵,何吉欢,刘高联. 大变形耦合热弹性动力学的变分原理[J]. 上海交通大学学报, 2001, 35(4):614-617.
FENG Weibing, HE Jihuan, LIU Gaolian. Variational principles for coupled thermoelasticity with finite displacement [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2001, 35(4):614-617. (in Chinese)

[14] Sadeghi M, Liu F. Coupled fluid-structure simulation for turbomachinery blade rows[R]. AIAA-2005-0018, 2005.

[15] 郑赉. 基于非结构网格的气动弹性数值方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9):2069-2077.
ZHENG Yun. Computational aeroelasticity with an unstructured grid method[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9):2069-2077. (in Chinese)

[16] 郑赉,田晓,杨慧. 跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7):1621-1627.
ZHENG Yun, TIAN Xiao, YANG Hui. Impact of blade deflection on aerodynamic performance of a transonic fan [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7):1621-1627. (in Chinese)

[17] 郑赉,王彪,杨慧. 跨声速风扇叶片的反扭设计研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(5):147-153.
ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui. Numerical study on blade unrunning design of a transonic fan[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(5):147-153. (in Chinese)

[18] 郑赉,王彪,王静,等. 多块协调变形的网格变形技术及其应用[J]. 航空计算技术, 2012, 42(1):83-87.
ZHENG Yun, WANG Biao, WANG Jing, et al. Mesh deforming technique based on compatibility of multi-block structured mesh deformation and its application to blade aeroelastic analysis in turbomachinery [J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(1):83-87. (in Chinese)

(编辑:秦理曼、王碧琚)