

文章编号:1000-8055(2021)07-1367-10

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20210801

基于动态边界的跨声速压气机 过渡态载荷研究

李绍斌¹, 张韦雅², 杨彩琼², 郭倩楠¹

(1. 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;

2. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621700)

摘 要: 针对航空涡轮发动机压气机部件的过渡态, 基于动态边界并结合双向流固耦合(FSI)方法模拟了跨声速压气机 NASA Rotor 67 的过渡态过程, 获得了考虑叶片弹性变形的压气机过渡过程特性曲线, 研究了叶片气动弹性变形对跨声速压气机加速过程中气动参数、流场激波结构演变过程的影响, 分析了加速过程中非定常气动载荷与离心载荷共同作用下的叶片变形特征。结果表明: 随转速升高, 叶片变形对上半叶高区域的总压比和总温比的影响较显著; 加速过程中, 叶片变形对通道内激波结构特征及其演变有一定的影响; 叶片变形主要集中在上半叶高, 以弯曲变形为主导, 主要由离心载荷造成, 加速过程中叶尖区域的叶型出现反扭现象, 从而引起压气机气动性能参数的变化。

关 键 词: 动态边界; 跨声速压气机; 过渡态性能; 叶片变形; 流固耦合(FSI)

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Research on transient load for transonic compressor based on dynamic boundaries

LI Shaobin¹, ZHANG Weiya², YANG Caiqiong², GUO Qiannan¹

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine
Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621700, China)

Abstract: Focusing on the transient state of aviation turbine engines components, a method based on dynamic boundaries and a two-way fluid-structure interaction (FSI) method were used to calculate the acceleration process of the transonic compressor NASA Rotor 67. The curve of the compressor transient process considering the blade deformation was calculated, and the influences of the aeroelastic deformation of the blade on the aerodynamic parameters during the acceleration process and the shock wave structure and evolution process in the flow field were studied. And the deformation distribution of the blade in acceleration process under unsteady aerodynamic load and centrifugal load was also studied. The results showed that: with the increase of the rotational speed, the influence of the blade deformation

收稿日期: 2021-01-29
基金项目: 重点实验室稳定支持项目(WDZC2019601A202); 中国航空发动机集团有限公司四川涡轮研究院稳定支持项目
作者简介: 李绍斌(1980—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事航空发动机气动热力学研究。

引用格式: 李绍斌, 张韦雅, 杨彩琼, 等. 基于动态边界的跨声速压气机过渡态载荷研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 1367-1376.
LI Shaobin, ZHANG Weiya, YANG Caiqiong, et al. Research on transient load for transonic compressor based on dynamic boundaries[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1367-1376.

on the total pressure ratio parameter and the total temperature ratio parameter was more obvious. The structure and evolution of the shock wave in the flow path when considering blade deformation were slightly different with those without blade deformation in the acceleration process of the transonic compressor. The transient load caused the gradual increase of blade deformation during the acceleration process. The blade deformation was mainly concentrated in the upper half of the blade, and mainly caused by centrifugal load, which was dominated by bending deformation, and caused the torsion phenomenon at the leading edge of the tip to cause change of aerodynamic performance.

Key words: dynamic boundaries; transonic compressor; transient performance; blade deformation; fluid-structure interaction (FSI)

现代航空涡轮发动机追求高推质比、长寿命和强可靠性。随着对航空涡轮发动机性能要求的不断提高,风扇/压气机部件气动负荷增加,叶片变薄,从而导致叶片刚度下降,使得高速旋转叶片在气动力和离心力作用下易产生较大的几何变形,从而造成压气机工作状态偏离,甚至引起叶片的结构强度与疲劳寿命问题^[1]。航空涡轮发动机的过渡态对发动机性能有重要影响,发动机为适应不同的飞行需求,在工况变换的过程中,可能出现压气机失速、涡轮过热和转子超速等问题^[2]。在此过程中,压气机部件受到非定常的气动激振力,并产生弹性变形。采用流固耦合方法获取跨声速压气机在考虑叶片变形时的动态性能,对研究压气机部件的过渡态性能具有重要意义。

在过渡态下,跨声速压气机叶片在气动力、弹性力和惯性力作用下的气动载荷变化和叶片的变形与振动问题归属于气动弹性动力响应问题^[3]。国外对气动弹性动力响应的数值模拟研究从20世纪50年代Lane^[4]提出的叶片间相角理论发展而来,Verdon^[5]在二维流动假设条件下研究了NACA0006振动翼型的非定常载荷和阻尼,并采用线化方法进行了分析和建模。Li^[6]提出旋转超声速环形叶栅振动的双线性化理论,最早建立了亚声速轴向非定常流动的三维理论。2002年,斯坦福大学Doi等^[7]提出一种流固耦合计算方法,该方法由非定常三维Navier-Stokes流动求解器TFLO和有限元结构分析软件包MSC/NASTRAN组成,并通过有限体积离散化以及具有多重网格的双时间步时间积分方案来实现收敛加速,该程序成功预测了美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration)高性能风扇NASA Rotor 67在一系列运行条件下的气动弹性响应。Dowell等^[8]提出将非定常气动力进行降阶处理,进一步对流固弱耦合方法做

了简化与改进。2007年,波兰科学院流体机械研究所Rzadkowski等^[9]提出基于流固耦合的三维非线性时间推进方法并对振荡涡轮叶片排进行了气动弹性预测;2013年,Rzadkowski等^[10]基于流固耦合方法对5.5级压气机进行了三维跨声速流动的数值计算,结果表明在动叶排前面的所有静叶排及动叶排后的一个静叶排中引入激振力,使转子叶片产生新的共振周期;2016年,Kubitz等^[11]利用基于流固耦合的直接积分法对转子叶片进行气动弹性分析,给出了压气机级和涡轮动叶的颤振分析结果。此外,成熟的计算流体动力学/计算结构动力学(CFD/CSD)分析软件已在工程领域广泛应用,如ANSYS软件的双向迭代耦合在现有计算资源水平上已可以得到较好的计算精度^[12]。

国内在气动弹性方面的研究较国外晚一些。周盛教授^[3]在航空发动机的气动弹性问题方面做了大量的工作,为我国气动弹性理论的研究发展奠定了基础。张章^[13]研究了进气总压畸变、上游尾迹诱发、错频对压气机叶片的强迫振动响应的影响。Yang等^[14]利用流固耦合方法研究进口导叶(IGV)失谐对跨声速压气机转子流场和叶片振动特性进行了研究。Li等^[15]采用流固耦合方法研究了外声激励对跨声速压气机直叶栅流场和叶片振动特性的影响。

本文在基于动态边界的跨声速压气机三维模拟方法基础上,以NASA Rotor 67为模型,考虑跨声速压气机叶片的变形,采用双向流固耦合方法计算获得跨声速压气机在非定常气动力和离心力共同作用下的加速过程过渡态载荷,同时分析压气机叶片的气动弹性变形对跨声速压气机气动性能与强度性能的影响,并与不考虑叶片气动弹性变形时的压气机冷态模型的过渡态性能进行对比分析。

1 数值方法及验证

1.1 控制方程

流体部分采用通用软件 ANSYS CFX 对计算模型进行三维黏性流场非定常计算,ANSYS CFX 核心求解器 CFX-Solver 求解三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程组。微分形式的连续方程、动量方程和能量方程见文献[16]。

结构部分采用线性气动弹性模型计算压气机叶片在瞬态载荷下的结构弹性变形,在双向流固耦合计算中,需要在每一个物理时间步内求解叶片的结构动力学方程,获得叶片表面的载荷^[17]。

对于流固耦合方程,叶片表面是流体和固体的交界面,满足守恒原则,流体与固体应力、位移、热流量、温度等变量相等或守恒。

1.2 计算模型及网格离散

以 NASA Rotor 67 为压气机部件模型,如图 1 所示。文献[18]给出了压气机的详细模型和数据,转子叶片数为 22,采用钛合金材料制造,材料密度为 4 620 kg/m³,弹性模量为 96 GPa,泊松比为 0.36。设计转速为 16 043 r/min,设计点空气流量为 33.25 kg/s,总压比为 1.63,冷态模型叶尖间隙为 1.016 mm。

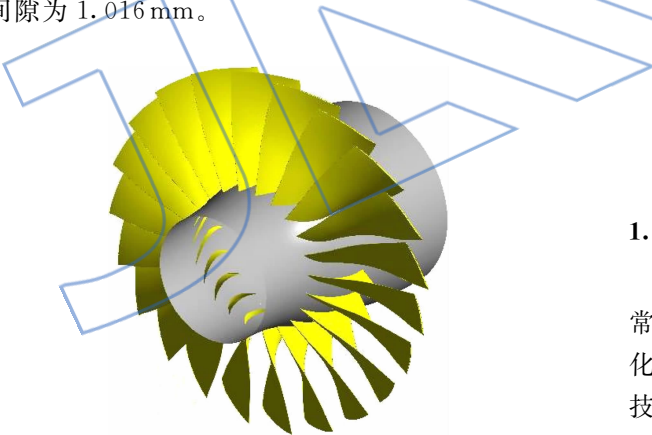


图 1 NASA Rotor 67 模型
Fig. 1 Model of NASA Rotor 67

计算域模型采用单通道,对流场和固体结构同时进行离散。采用 Autogrid 5 的 H-O 型拓扑进行流场的离散,如图 2 所示,控制壁面第 1 层网格的尺度,保证 $y^+ = 10 \sim 15$,单通道网格数约为 23 万。转子叶片固体结构采用 ICEM CFD(integrated computer engineering and manufacturing code for computational fluid dynamics)划分网格并采用 ANSYS FE Modeler 进行重构,如图 3 所示。叶片的有限元单元类型采用 Solid 185 单元,

结构单元数约为 3 000。网格离散具体见文献[17]。叶片表面设置为耦合交界面,完成参数的传递和耦合迭代。

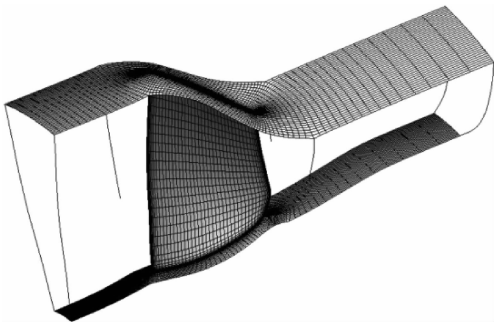


图 2 流体计算域网格
Fig. 2 Fluid computational domain mesh

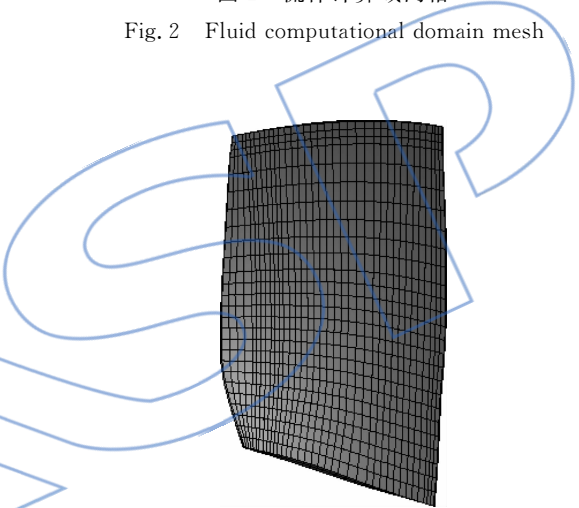


图 3 固体计算域网格
Fig. 3 Solid computational domain mesh

1.3 边界条件

计算域子午通流及边界如图 4 所示。在非定常计算中,转子的转速和出口的静压随时间是变化的,为动态边界条件。基于弹簧模型的动网格技术重构叶片变形后的流体域网格。

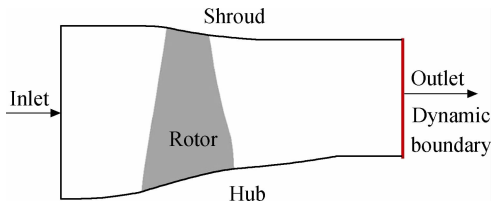


图 4 通流视图及边界
Fig. 4 Through flow domain and boundaries

参考涡喷发动机通用加速曲线^[19]设置压气机的加速过程,转速从 60% 设计转速增加到 100% 设计转速历时 3.23s,转速 n 随时间 t 变化

曲线 $n=n(t)$ 和出口平均静压随转速的变化曲线 $p=p(n)$ 如图 5 和图 6 所示,具体函数方法见文献[20]。

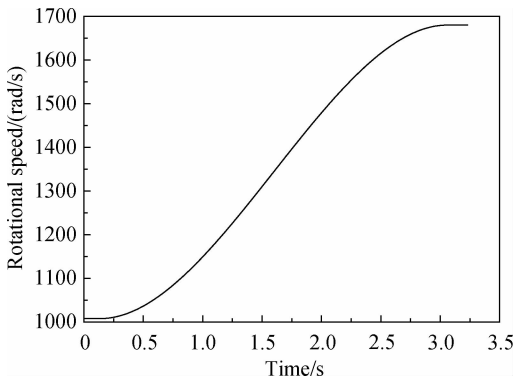


图 5 转速变化曲线

Fig. 5 Variation curve of rotational speed

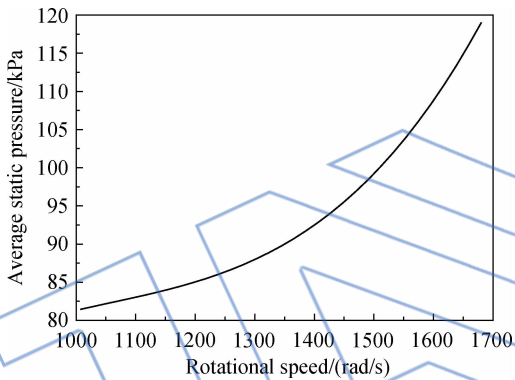


图 6 出口平均静压变化曲线

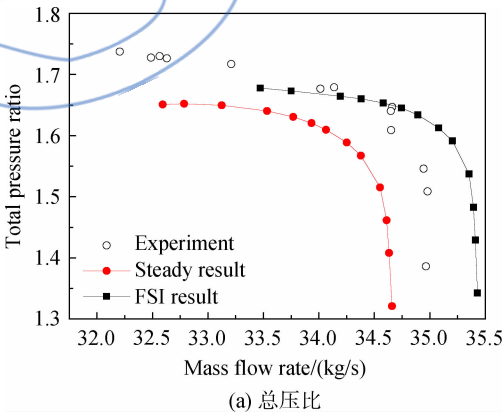
Fig. 6 Variation curve of outlet average static pressure

流体计算域的进口为标准大气环境,大气总压为 101 325 Pa,总温为 288. 15 K,气流方向为轴向进气,湍流度为 5%,湍流模型选择增强壁面 $k-\epsilon$ 模型,叶片旋转通过单个通道的物理步数取 20 步。轮毂和机匣均设为光滑绝热壁面,叶片变形时,流体域网格重构,处于机匣表面的网格边界设置为不限定运动方式(unspecified)。叶片表面为光滑绝热壁面,网格运动方式为多场耦合(AN-SYS multi-field),将叶片表面设定为耦合界面,获取结构场的网格位移信息并向结构场传递压力载荷。叶片固体域的边界给定叶根固定位移约束,叶尖、吸力面和压力面均为流固耦合(FSI)界面,惯性载荷设置转速随时间变化函数为 $n=n(t)$ 。非定常流固耦合计算方法见文献[20]。

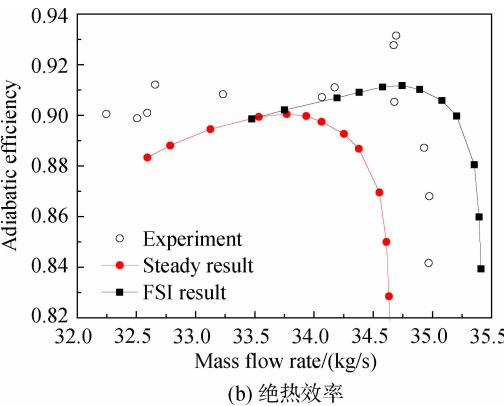
1.4 数值方法验证

对 NASA Rotor 67 设计转速的特性进行模

拟,在不同的出口平均静压边界下,对模型进行非定常流固耦合数值计算。当动态监测过程中的物理量与残差达到稳定后停止计算,从而得到一组非定常计算结果,与实验测试特性的对比如图 7 所示。图中“Experiment”为实验测试数据,“Steady result”为冷态叶型的特性,“FSI Result”为热态叶型的特性。由图中数据可知,冷态叶型与热态叶型的两组数值计算结果与实验测试特性线趋势一致,热态叶型计算特性线相对于实验所得特性线整体稍向右上偏移。相比冷态叶型计算结果,热态叶型计算结果与实验结果之间的误差更小。在实验过程中,由于离心力和气动力的作用,叶片弹性变形改变了几何参数,热态叶型结果更接近真实的实验结果。热态叶型的堵塞流量比实验值大约 1%,峰值效率低约 0.015,数值差别在可接受范围。除数值求解方法之外,叶片材料的弹性模量也影响叶片的变形量和堵塞流量,在文献[21-23]的研究中有相关阐述。总体而言,采用双向流固耦合方法计算压气机过渡态载荷是可行的。



(a) 总压比



(b) 绝热效率

图 7 设计转速特性曲线

Fig. 7 Aerodynamic characteristics at design rotational speed

2 叶片变形对过渡态的影响

对冷态叶型、热态叶型的特性进行非定常耦合场的模拟,转速从 60%设计转速(记为 60% n_d ,后文同)增加到 100%设计转速的加速过程曲线如图 8 所示。

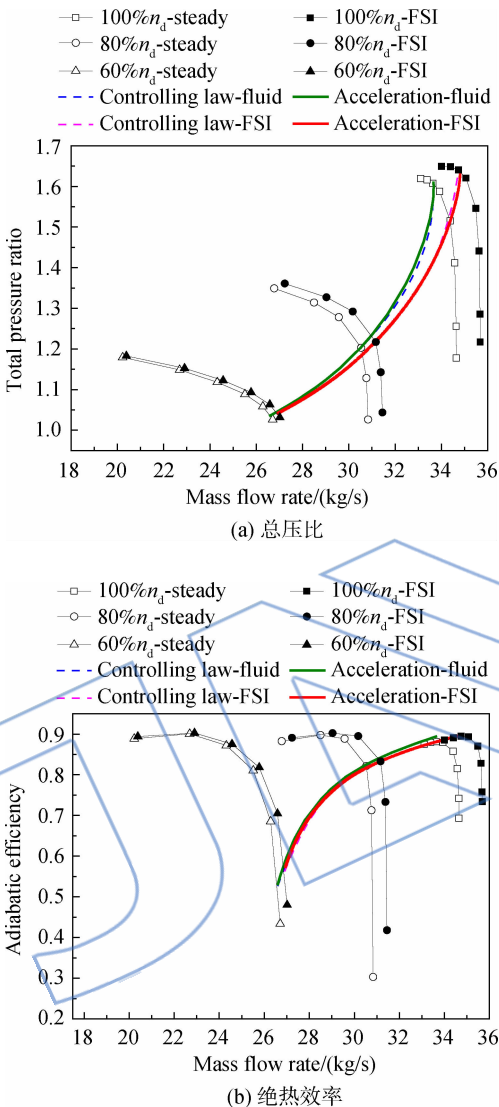


图 8 过渡过程特性曲线

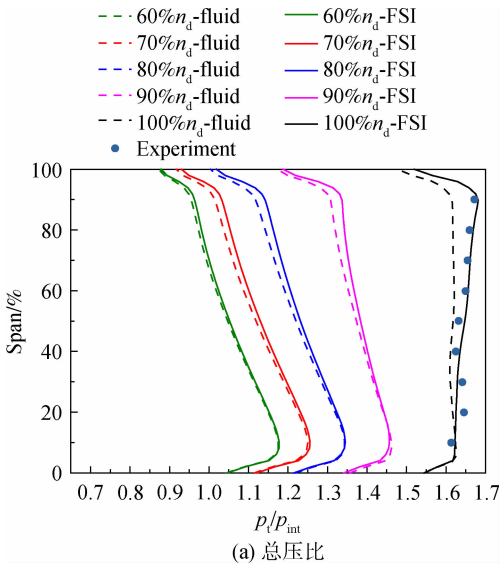
Fig. 8 Transient curves in performance maps

图 8 中“60% n_d -steady”、“80% n_d -steady”、“100% n_d -steady”为冷态叶型定常模拟得到的特性,“60% n_d -FSI”、“80% n_d -FSI”、“100% n_d -FSI”为热态叶型双向流固耦合模拟得到的特性,“Controlling line-fluid”为冷态叶型在 $p = p(n)$ 时的稳态曲线,“Controlling line-FSI”为热态叶型在 $p = p(n)$ 时的稳态曲线,“Acceleration-fluid”为冷态叶型三维非定常模拟得到的加速曲线,“Acceleration-FSI”为热态叶型双向流固耦合计

算得到的加速曲线。其中稳态曲线根据通用特性方法获得,具体见文献[20],在这些特性曲线中,叶片变形使压气机特性线移动,随转速增加叶片变形对等折合转速特性线的影响增强,这是因为转速越大,叶片所受到的离心力越大,热态叶型的变形越大,使得冷态叶型与热态叶型的特性差异增大;叶片变形使得压气机特性线移动,相同控制参数 $p = p(n)$ 对应的稳态点的连线也相应移动,但冷态叶型与热态叶型数值计算得到的加速过程曲线均与对应的控制参数所得稳态点曲线基本重合,符合给定的控制参数。叶片变形使得加速过程的总压比与绝热效率曲线右移,相同控制参数点对应的特性点流量增大、总压比增大、绝热效率稍降。随转速增大,叶片变形导致的加速过程性能差异更明显。

在加速过程中,转速从 60%设计转速变化至 100%设计转速,压气机总压比参数与总温比参数沿径向分布变化规律如图 9 所示,图中 p_t/p_{int} 表示出口总压与进口总压的比值, T_t/T_{int} 表示出口总温与进口总温的比值。所对比的状态点是过渡过程曲线与等转速特性线的交叉点,在同一转速下,冷态与热态参数的叶高分布对比具有基本相同的出口瞬态静压。

图 9 中“60% n_d -fluid”、“80% n_d -fluid”、“100% n_d -fluid”为冷态叶型数值模拟计算得到的总压比参数与总温比参数沿径向分布,“60% n_d -FSI”、“80% n_d -FSI”、“100% n_d -FSI”为热态叶型通过双向流固耦合计算得到的总压比参数与总温比参数沿径向分布,“Experiment”为 NASA 报告[18]中实验测试所得设计转速气动参数沿径向分布。由转速随时间变化曲线可知,当跨声速压



(a) 总压比

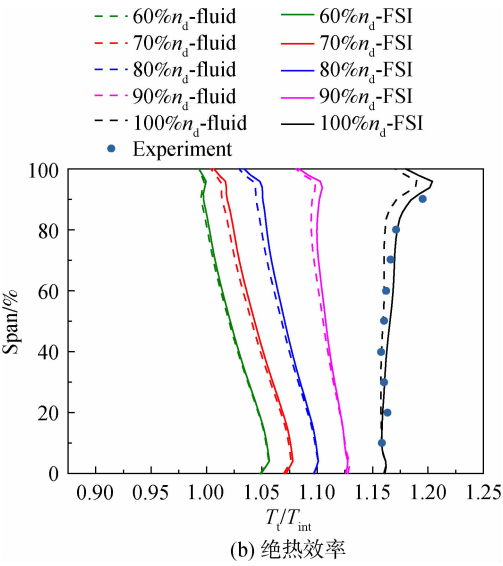


图 9 过渡过程中气动性能的叶高分布
Fig. 9 Spanwise distribution of aerodynamic performance in transient process

气机在加速过程中加速至 100% 设计转速时,加速度已趋于零,可将此状态点的气动参数与 100% 设计转速的稳态结果进行对比。

由图 9 可知,对于 100% 设计转速最高效率工况冷态叶型和热态叶型数值结果与 NASA 实验结果,对比可知数值结果与实验结果吻合,考虑叶片变形的热态叶型与实验结果的拟合情况更好,表明在跨声速压气机过渡态性能预测中需考虑叶片变形的影响。从 60% 设计转速增加到 100% 设计转速的加速过程中,随转速的升高,叶片变形对上半叶高区域的总压比和总温比影响显著。在加速过程中,上半叶高的总压比和总温比增加幅度较大,而叶根区域的增加幅度相对较小;在 100% 设计转速时,上半叶高的增压能力强于下半叶高。对比不同转速的总压比分布,从 60% 设计转速到 90% 设计转速变化过程中,压气机流道内尚未产生激波或者产生的激波增压能力较小。

3 叶片变形对通道激波的影响

在加速过程中,转速从 60% 设计转速变化至 100% 设计转速,压气机叶片流道内流动的相对马赫数逐渐增大,叶尖通道内从单激波结构演变为典型的双激波结构。当转速达到 60%、80%、100% 设计转速时冷态叶型与热态叶型在 90% 叶高处瞬态的相对马赫数云图如图 10 所示。

在加速过程状态点处于 60% 转速、80% 转速和 100% 设计转速时,从热态叶型数值计算结果

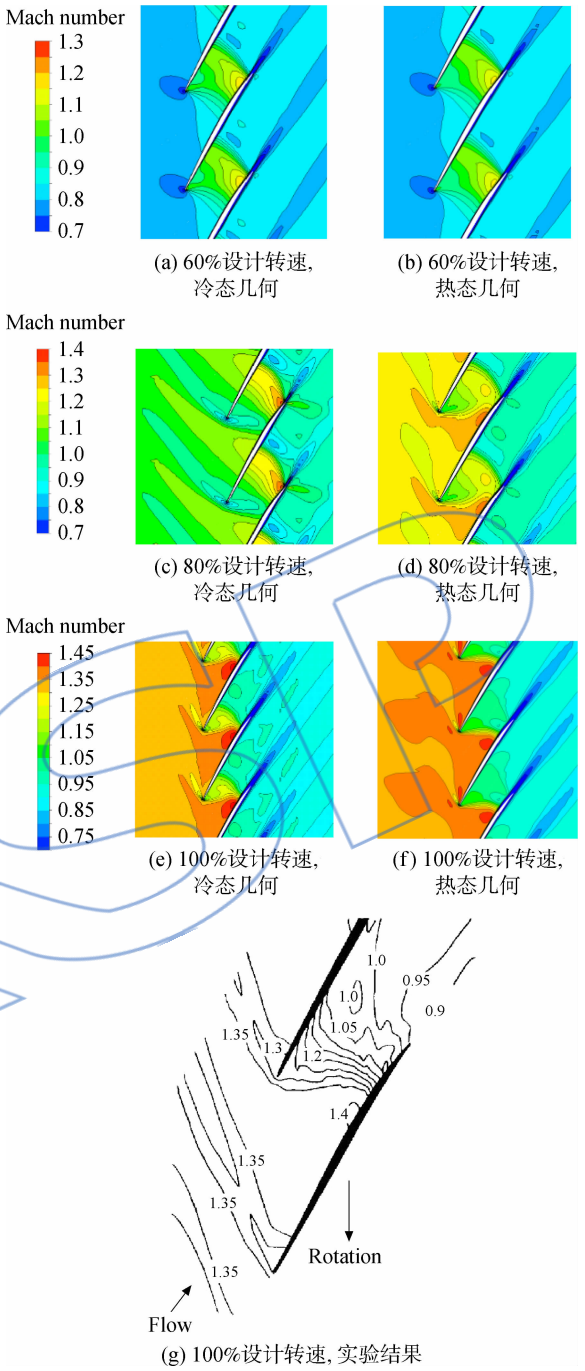


图 10 不同转速下 90% 叶高处瞬态相对马赫数云图
Fig. 10 Relative Mach numbers contour at 90% span in instantaneous condition under different rotational speeds

与冷态叶型数值计算结果得到的通道相对马赫数分布来看,压气机叶片变形前后对 90% 叶高处的波系结构有一定的影响。在激波结构的整体特征上,冷态叶型和热态叶型的流场都经历了如下过程:当转速为 60% 设计转速时,亚声速气流在叶片通道内相对速度增大达到超声速状态,在叶片吸力面靠近尾缘处产生一道正激波,激波贯穿整

个流道,波后流速降为亚声速;当转速达到 80% 转速时,超声速来流在叶片前缘产生一道弓形脱体激波,入射到相邻叶片吸力面中部,激波后的气流在叶片通道内继续加速,在吸力面尾缘产生一道斜激波,波后流速降为亚声速;当转速达到 100% 设计转速时,超声速气流在叶片前缘产生一道较强斜激波,入射到相邻叶片吸力面的后半弦长,斜激波后的气流在叶片通道内减速,在吸力面尾缘处产生一个通道正激波,波后气流降为亚声速,是跨声速压气机流道内典型的双激波结构。

在 80% 设计转速时,热态叶型流固耦合计算得到的流场相对马赫数比冷态叶型的结果更大,叶片微小的扭转变形使得激波增强,叶片变形后的总压比提高。当转速为 100% 设计转速时,对比瞬时流场与稳态流场可以看出,考虑叶片变形的热态叶型通道激波倾斜角比不考虑叶片变形的冷态叶型激波倾斜角更小,考虑叶片变形的热态叶型相对马赫数分布更接近 100% 设计转速下的 NASA 实验结果。

4 过渡态载荷叶片变形规律

在过渡态条件下,转子叶片在非定常气动载荷与离心载荷的外力作用下,时刻处于弹性变形状态。加速过程中,从 60% 设计转速变化至 100% 设计转速,叶片在过渡态非定常气动载荷与离心载荷共同作用下的变形云图如图 11 所示。由图 11 可知,在过渡态载荷作用下,叶片在加速过程中叶尖前缘首先开始发生变形,随转速增加变形以一定规律向叶片尾缘与叶根发展,变形量逐渐增大。随转速增加,叶尖前缘始终为叶片的最大变形位置,总变形量从 1.7 mm 增至 4.4 mm。

在一定转速时,叶片在过渡态载荷作用下,叶片变形量随叶高逐渐增大,叶根至 50% 叶高区域几乎没有变形,变形区主要集中在上半叶高部分,叶尖的变形量最大。在叶尖截面,变形量从前缘到尾缘逐渐减小。从变形分布规律可以看出,非定常气动载荷与离心载荷共同作用下主要引起叶片的弯曲变形,同时伴随一定的扭转变形。

在加速过程中,过渡态载荷作用下转子叶片的最大变形位置始终处于叶尖前缘,在各载荷作用下叶尖前缘变形量随转速变化关系曲线如图 12 所示。图 12 中,“Only aerodynamic load”表示仅在非定常气动载荷作用下叶尖前缘变形量随转速变化曲线,“Only centrifugal load”表示仅在非定常离心载荷作用下叶尖前缘变形量随转速变化曲线,“Total load”表示在总载荷即非定常气动载荷与离心载荷共同作用下叶尖前缘变形量随转速变化曲线。

由图 12 可知,在各载荷作用下叶尖前缘总变形量均随转速增大呈近似线性增大趋势。作用在叶片上的非定常气动载荷和离心载荷使叶尖前缘变形的方向是一致,非定常气动载荷引起的叶尖前缘变形量占总载荷引起的叶尖前缘变形量的 15%~26%,离心载荷引起的叶尖前缘变形量占总载荷引起的叶尖前缘变形量的 74%~85%,加速至 100% 设计转速时气动载荷引起的叶尖前缘变形量达 0.88 mm,离心载荷引起的叶尖前缘变形量达 3.40 mm,离心载荷导致的叶片变形对压气机气动性能的影响占主要作用,但随转速升高和工况点的变化,气动载荷在叶高方向和弦向的分布具有明显的非线性特征,导致叶片局部变形,因此气动载荷对气动性能的影响也非常重要。此外,在加速过程中,非

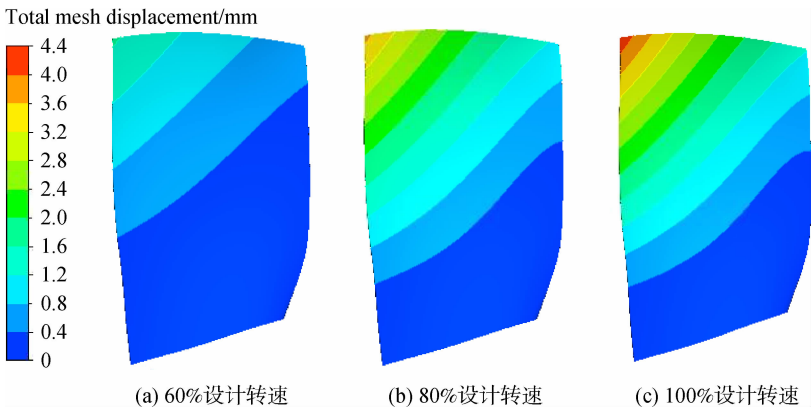


图 11 叶片变形特征随转速的变化

Fig. 11 Variation of blade deformation feature with different rotational speed

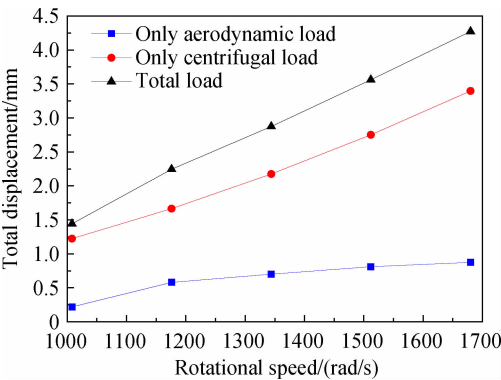


图 12 叶片前缘变形量随转速的变化

Fig. 12 Variation of leading edge displacement deformation with rotational speed

定常气动载荷造成的叶尖前缘变形量增大速率逐渐减小,离心载荷造成的叶尖前缘变形量增大速率逐渐增大。

在压气机转速从 60% 设计转速逐渐增大至 100% 设计转速的加速过程中,叶片总变形量与各方向变形量均逐渐增大,叶尖前缘为叶片最大变形位置。叶尖前缘总变形量分解成径向、周向和轴向 3 个分量,各方向变形量随转速变化曲线如图 13 所示。图 13 中“Total”表示叶尖前缘总变形量,“Radial”表示叶尖前缘径向变形量,“Circumferential”表示叶尖前缘周向变形量,“Axial”表示叶尖前缘轴向变形量。由图 13 可知,在加速过程中,叶尖前缘总变形量从 1.7 mm 逐渐增大至 4.3 mm。在径向、周向、轴向 3 个方向中,周向变形分量最大,加速过程中周向变形分量从 1.2 mm 增大至 3.1 mm;轴向变形分量次之,加速过程中轴向变形分量从 1.1 mm 增大至 2.9 mm。周向变形量与轴向变形量大小相当,为总变形量的

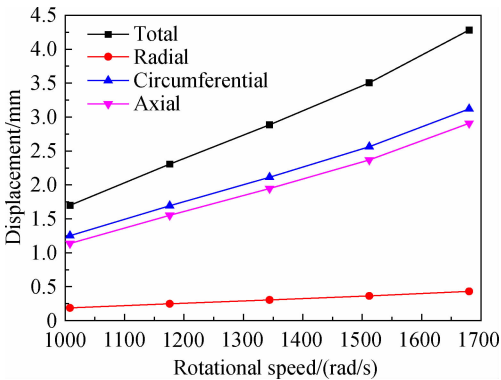


图 13 叶片前缘变形分量随转速的变化

Fig. 13 Variation of leading edge displacement deformation components with rotational speed

主要构成部分,使得叶片变形主要为弯曲变形。叶片变形的径向分量最小,在加速过程中从 0.18 mm 增大至 0.43 mm,叶片的叶尖在前缘位置处与机匣之间间隙最小,径向变形使叶尖前缘间隙减小了 0.18~0.43 mm,叶尖间隙的减小,也反映在效率的提高上。

在压气机转速从 60% 设计转速逐渐增大至 100% 设计转速的加速过程中,压气机转子叶片 99% 叶高的叶型几何变化如图 14 所示。图中“Original”表示原始的冷态叶型,“60% n_d ”、“80% n_d ”、“100% n_d ”表示加速至相应转速时转子叶片变形后的热态叶型几何,图中 u 表示叶尖圆周速度, u 的箭头方向表示叶片转动的切线方向。由图 14 可以看出,叶片的周向变形和轴向变形使得叶尖区域的叶型出现反扭现象,而叶尖尾缘由于变形量较小,其位置基本保持不变,这样就导致叶尖在载荷作用下反扭从而使得叶尖前缘进口叶型角增大,叶片流道有“张开”的趋势,喉道面积增加,因而堵塞流量增大。从加速进程来看,60% 设计转速使得叶片从原始叶型变形产生反扭,从 60% 设计转速加速至 80% 设计转速过程的叶尖前缘变形导致的反扭程度更大,而从 80% 设计转速到 100% 设计转速过程的反扭量较小。反扭程度的大小主要与叶片三维扭转空间结构特征和叶尖气动扭转力矩相关,以气动扭转力矩为例,在图 10 中,从 80% 设计转速到 100% 设计转速,激波结构变化和激波位置的移动,使叶尖叶型截面的气动重心和扭转力矩发生大幅度变化,甚至力矩的方向也发生改变,这将直接影响气动载荷引起的反扭程度。

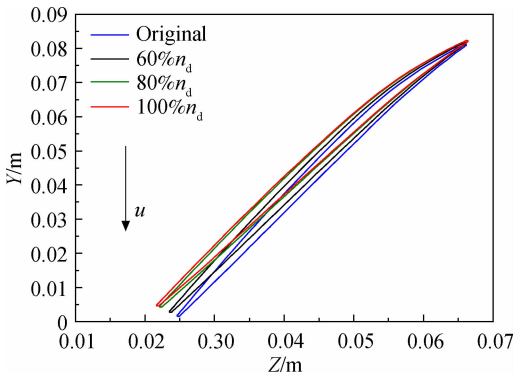


图 14 叶尖叶型随转速的变形

Fig. 14 Blade tip profile deformation with rotational speed

5 结 论

采用基于动态边界的三维模拟方法进行了跨声速压气机过渡态非定常双向流固耦合数值模拟,获得了跨声速压气机 NASA Rotor 67 在加速过程中的非定常气动载荷和离心载荷,分析了载荷共同作用下叶片气动弹性变形对压气机气动性能和流场的影响,并探讨了加速过程中叶片的变形规律。论文研究主要结论如下:

- 1) 压气机过渡态双向流固耦合的结果表明,转子叶片弹性变形使压气机特性线向右移动,随转速的增加,热态叶型与冷态叶型的加速过程曲线、气动参数和激波结构的差异越明显。
- 2) 在压气机转速从 60% 设计转速增加到 100% 设计转速的加速过程中,转子叶片弹性变形主要体现在上半叶高。叶尖前缘是最大变形位置,离心载荷对叶片弹性变形起主要作用,占总变形量的 74%~85%,气动载荷引起的变形量占总变形量的 15%~26%。
- 3) 在压气机转速从 60% 设计转速增加到 100% 设计转速的加速过程中,叶片变形以弯曲变形为主,在靠近叶尖的区域,叶型出现反扭现象,叶尖前缘叶型角增大,特性线上堵塞流量增大。叶片径向变形,使叶尖前缘间隙减小 0.18~0.43 mm,影响了压气机的效率。

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] GANJI A R, KHADEM M, KHANDANI S M H. Transient dynamics of gas turbine engines[R]. Cincinnati, Ohio, US: ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1993.

[3] 周盛. 叶轮机气动弹性力学引论[M]. 北京:国防工业出版社, 1989.

[4] LANE F. System mode shapes in the flutter of compressor blade rows[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1956, 23(1):54-66.

[5] VERDON J. Linearized unsteady aerodynamics for turbomachinery aeroelastic applications[J]. Journal De Physique, III, 2013, 2(4):481-506.

[6] LI P. Double linearization theory for a rotating supersonic annular cascade of oscillating blades[J]. Memoirs of the

Faculty of Engineering, 1990, 50:161-185.

[7] DOI H, ALONSO J J. Fluid/structure coupled aeroelastic computations for transonic flows in turbomachinery[R]. Amsterdam, Netherlands: ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2002.

[8] DOWELL E H, HALL K C. Modeling of fluid-structure interaction[M]. Amsterdam, Netherlands: Springer Netherlands, 2005:445-490.

[9] RZADKOWSKI R, GNESIN V. 3-D inviscid self-excited vibrations of a blade row in the last stage turbine[J]. Journal of Fluids and Structures, 2007, 23(6):858-873.

[10] RZADKOWSKI R, GNESIN V, KOLODYAZHNAYA L. Unsteady forces acting on rotor blades in five and half compressor stage[J]. Advances in Vibration Engineering and Technologies, 2013, 12(3):287-301.

[11] KUBITZ L, RZADKOWSKI R, GNESIN V, et al. Direct integration method in aeroelastic analysis of compressor and turbine rotor blades[J]. Journal of Vibration Engineering and Technologies, 2016, 4(1):37-42.

[12] ANSYS CFX. User's guide-14[M]. New York: ANSYS Incorporation, 2012.

[13] 张章. 风扇/压气机气动弹性动力响应的机理与应用研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2013.
ZHANG Zhang. Mechanism and application of aeroelastic dynamical response of fan/compressor[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[14] YANG X, HOU A, ZHANG M, et al. Flow field and vibration behavior of the rotor due to mistuning IGV in a transonic compressor[R]. Houston, Texas, US: ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition (IMECE), 2012:267-274.

[15] LI M, HOU A, YANG X, et al. Flow field and vibration behavior of straight transonic compressor cascade due to external acoustic excitation[R]. ASME Paper GT2013-94770, 2013.

[16] 王洪伟. 我所理解的流体力学[M]. 北京:国防工业出版社, 2014.

[17] 郭倩楠. 基于动态边界的跨声速压气机过渡态载荷研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2018.
GUO Qiannan. Research on transient load for transonic compressor based on dynamic boundaries[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)

[18] STRAZISAR A J, WOOD J R, HATHAWAY M D, et al. Laser anemometer measurements in a transonic axial flow fan rotor[R]. NASA-TP-2879, 1989.

[19] 廉筱纯. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.

[20] 郭倩楠, 李绍斌, 宋西镇, 等. 基于动态边界的跨声速压气机过渡态三维模拟方法[J]. 推进技术, 2019, 40(6):1231-1238.

GUO Qiannan,LI Shaobin,SONG Xizhen,et al. Three-dimensional transient simulation method for transonic compressor based on dynamic boundaries[J]. Journal of Propulsion Technology,2019,40(6):1231-1238. (in Chinese)

[21] 赵赫楠. 跨声速压气机过渡态气动匹配研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2020.

ZHAO Henan. Research on aerodynamic matching of transonic compressor in transient process[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2020. (in Chinese)

[22] WANG Songbai,LI Shaobin,SONG Xizhen. Investigations on static aeroelastic problems of transonic fans based on fluid-structure interaction method[J]. Journal of Power and Energy,2016,230(7):685-695.

[23] 汪松柏,李绍斌,宋西镇. 基于流固耦合方法的跨声速叶片气动和强度性能研究[J]. 振动与冲击,2016,35(20):104-110.

WANG Songbai,LI Shaobin,SONG Xizhen. Investigations on aerodynamic and mechanical performance of a transonic blade based on a fluid-structure interaction method[J]. Journal of Vibration and Shock,2016,35(20):104-110. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)

