

# 进气畸变下压气机过失速三维非定常模型探索

尹超, 金海良, 银越千

(中国航空发动机集团 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

**摘 要:** 针对原压气机稳定性三维分析模型 CSAC(compressor stability analysis code)加以改进, 添加了轴对称左支特性。采用改进的 CSAC+模型分析了 NASA Rotor37 在周向总压进气畸变下的稳态性能和失速起始特性, 并与软件 NUMECA 模拟结果进行了对比, 两者模拟的特性趋势一致, 畸变进气下 CSAC+近失速点压比与 NUMECA 的误差为 1.05%。针对近失速点流场分析发现: 随着流量的减小, 在畸变区边缘的转子叶尖首先出现低速甚至逆流区, 可认为该区域为失速起始位置。利用 CSAC+模拟了该压气机过失速状态下的主要流动特征, 分析得出进气畸变下该失速先兆为模态波, 完全发展后为部分叶高失速, 失速团占据约 40%叶高, 其传播频率约为转子转动频率的 60%, 并在传播过程中显示出周期性的剥离和融合过程。

**关 键 词:** 进气畸变; 压气机; 过失速; 三维模型; 非定常; 失速先兆

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Exploration of three-dimensional unsteady model for compressor post-stall under inlet distortion

YIN Chao, JIN Hailiang, YIN Yueqian

(Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

**Abstract:** The improved three-dimensional model called compressor stability analysis code plus (CSAC+) was developed by adding an axisymmetric left characteristic. The steady aerodynamic performances and stall inception characteristics of NASA Rotor 37 under total pressure distortion inlet condition were modeled and analyzed by CSAC+. And compared with NUMECA simulation results, both of the modeling characteristics were fitted well. The relative error of total pressure ratio near stall point for both CSAC+ and NUMECA results was 1.05%. For near stall flow field analysis, it was found that as the flow rate decreased, a low speed or even reverse flow region appeared at the tip of rotor which was located behind the edge of the distortion zone. The region could be considered as the stall inception position under total pressure distortion. The stall inception and the post-stall flow characteristics of the compressor under inlet distortion were also analyzed with CSAC+. At the stall inception, the modal wave turned into part blade height stall after full development. The stall occupied 40% blade height, and the propagation frequency of the stall group was about 60% of the rotor rotation frequency. The stall group showed periodic exfoliation and

**收稿日期:** 2017-07-05

**基金项目:** 航空基金(2015ZB08006)

**作者简介:** 尹超(1987—), 男, 工程师, 博士, 主要从事叶轮机气动热力学研究。

**引用格式:** 尹超, 金海良, 银越千. 进气畸变下压气机过失速三维非定常模型探索[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1393-1402. YIN Chao, JIN Hailiang, YIN Yueqian. Exploration of three-dimensional unsteady model for compressor post-stall under inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1393-1402.

fusion during propagation.

**Key words:** inlet distortion; compressor; post-stall; three-dimensional model; unsteady; stall inception

进气畸变对压气机稳定性的影响是压气机稳定性研究的重要内容之一。由于进口畸变会在压气机叶片进口产生一个非定常、非轴对称、非均匀的气流扰动,引起压气机的失速点右移<sup>[1-4]</sup>。高强度的进气畸变可能导致压气机在高转速时进入喘振状态,或者低转速时滑入旋转失速状态。压气机一旦进入失速工作状态,将会导致压气机叶片的剧烈振动,压气机的压力、流量与效率发生突跃下降<sup>[5]</sup>。

由于失速和喘振现象的复杂性,对失速起始点问题的研究有2种方法:①是通过实验,依靠理论分析及经验,综合处理实验数据,提出一些失速点预测准则;②采用理论方法探索失速机理和起始点<sup>[6]</sup>,目前还多用于单级或级数很少的情况。

文献[7]归纳了亚声与跨声孤立叶排的失速相对进气角与叶排主要几何参数的关系,较好地解决了单排旋转失速的预测问题。文献[5]依据大量实验数据,提出将压气机级压升类比于二元扩压器的作用,以此定出了失速起始点的压升参数。文献[8]据此思路,提出了失速当量扩张半角与叶片安装角及进口马赫数的关系。李景银等<sup>[9]</sup>通过对 Koch 所提出的计算轴流压气机失速压升能力的方法加以改进,提出改进的预测失速流量的半经验准则,并对2台10级轴流压气机的多条转速线进行了计算,与实验结果相比吻合良好,符合工程应用要求。李美林等<sup>[10]</sup>对一台带有不同周向进口畸变装置的三级、低速、轴流压气机进行实验研究。研究结果发现周向进口畸变对压气机失速过程的影响包括了最初的大时间尺度扰动产生的位置与条件。童志庭等<sup>[11]</sup>采用动态测量技术和非定常流动的分析方法,对不同进口畸变条件下低速压气机近失速状态时,动叶顶部非定常流动特征进行了实验分析,结果表明有畸变工况下,出现大尺度扰动的失速先兆。

由于建造一台压气机并且实验得到能满足认识压气机内部流场所需的全部数据太过昂贵且周期太长,因此,还需要发展相应的数值模拟方法来支撑实验研究。关于进气畸变对压气机气动性能影响的数值计算模型较成熟的有平行压气机模型<sup>[12-13]</sup>、激盘和半激盘模型等<sup>[14]</sup>。但是由于进气畸变条件下压气机稳定性研究的特殊性,尤其是

存在进气畸变时必须基于“场”的概念分析压气机的稳定性,而平行压气机模型不能正确模拟压气机内流动周向掺混和预测畸变进气在压气机通道内传播等,激盘模型也不能深入探究压气机内部的流场结构。因此,发展一种能够考虑流场周向气流掺混过程的畸变传递理论模型并且能反映过失速状态下的压气机流场特征是非常必要的。彻体力模型的发展迎合了这一需求,因此在国外得到广泛的应用<sup>[15-17]</sup>,但目前还未见针对进气畸变下压气机过失速性能的整环三维模拟文献。

本文针对作者前期建立的一个压气机三维稳定性彻体力分析模型加以改进(以下简称CSAC+),添加了过失速轴对称左支特性,针对压气机近失速以及过失速流场的整环三维分析模型进行探索。对周向总压畸变下单转子跨声速压气机 NASA Rotor 37 内部的流场特征进行了模拟,并与软件 NUMECA 模拟结果进行了对比,分析了周向总压进气畸变下单转子高速压气机的失速起始特性和过失速状态下压气机主要流动特征。本文旨在探索压气机在近失速和过失速不稳定状态下一些主要的流动特征以及进气畸变对压气机的性能和稳定性的影响机理,希望展示一种能模拟进气畸变下压气机不稳定流场的三维稳定性分析模型,为畸变下压气机失速发展机理的深入认识提供有力分析工具,进而为高性能高稳定裕度压气机的设计和改进提供支持。

## 1 CSAC+简介

CSAC+模型是在原 CSAC 模型方法<sup>[18]</sup>的基础上对于近失速点左侧的过失速源项采用“轴对称”特性<sup>[19]</sup>方法进行补充,并给定其在叶片区内的分布形式得到的。通过对整环通道求解带有源项的三维欧拉方程组,即可模拟压气机在均匀进气或者畸变进气条件下的气动性能。添加了轴对称左支特性的模型方法如图1所示。其中 $\phi_{st}$ 为总静压升系数, $\phi$ 为流量系数。

稳定边界的判定一直是业内的一大难点,本文加入轴对称左支特性,在一定程度上规避了稳定性判据的限制,从而更利于压气机的稳定性分析。

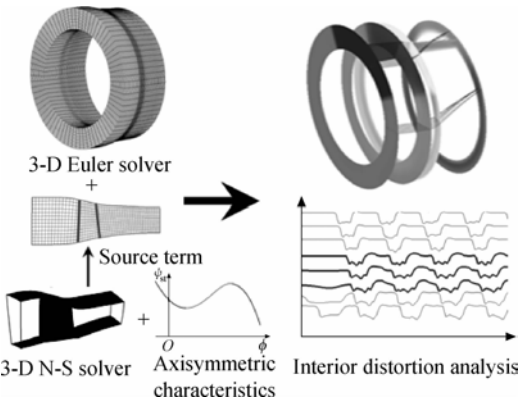


图 1 CSAC+模型方法

Fig. 1 Method of CSAC+ model

稳态全通道 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 模拟只能得到稳态的特性和流场, 无法针对失速以及失速后的压气机性能和流场结构进行模拟和分析, 而本文在 CSAC 基础上添加了“轴对称”<sup>[19]</sup>左支特性, 可以利用普通的计算资源实现对畸变进气下压气机失速以及过失速性能和流场结构的快速模拟与分析。

一般的轴对称特性形状如图 2 所示。该曲线分为 3 个部分。区域 I 是非失速特性, 在压气机失速点位置 (也即轴对称气流在压气机内沿周向开始变得不稳定的一点) 区分区域 I 和区域 III。区域 II 是逆流特性, 此时的压气机类似于喉道阀门装置, 也即此时的回流和压降 (出口变进口) 之间是一个单调的关系。区域 III 为小流量区域, 该区域的特性用虚线表示, 因为轴对称流在这些流量点下是不稳定的, 其稳态形式是 (非轴对称) 旋转失速。

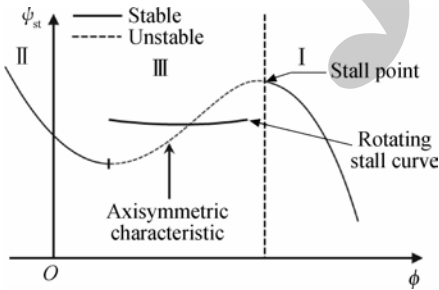


图 2 完整的轴对称特性

Fig. 2 Complete axisymmetric characteristic

左支特性的构造是成功模拟压气机近失速以及过失速现象的关键所在, 首先假设过失速下的压气机处于不可压状态, 针对每一个叶高 (可视为基元级) 均需构造出对应的总静压升轴对称左支特性。

轴对称左支特性若从实验测量中获取比较困难, 对实验的要求比较高, 且限制较多, 文献[20-21]证明了压气机的轴对称特性为一光滑的 S 形曲线, 因此轴对称左支特性可以用 3 次曲线来简化描述。本文采用的 3 次曲线表达式为

$$\Psi_c(\phi - \phi_0) = \psi_{c0} + H \left[ 1 + \frac{3}{2} \left( \frac{\phi - \phi_0}{W} - 1 \right) - \frac{1}{2} \left( \frac{\phi - \phi_0}{W} - 1 \right)^3 \right]$$

其中  $\psi_{c0}$ ,  $H$  和  $W$  分别为 3 次曲线的半高和半宽。 $\psi_{c0}$  为  $\phi=0$  时的压升;  $H$  为特性线的半高;  $W$  为特性线的半宽。

Rotor 37 每个叶高上轴对称左支特性即给定上述 3 次曲线的形式, 具体如图 3 所示, 其中  $i$  为不同叶高对应的网格序号。

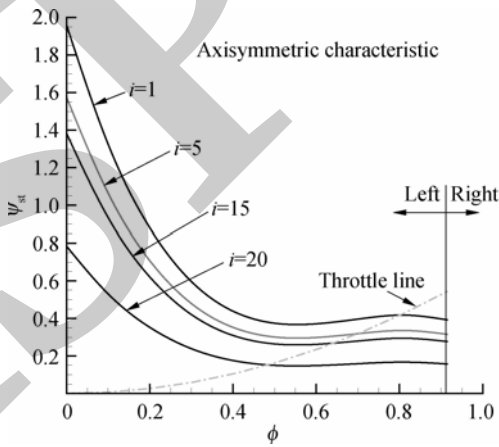


图 3 全叶高轴对称左支特性

Fig. 3 Full blade height axisymmetric left characteristic

需要说明的是, 在进行非定常计算过程中, 压气机的出口静压边界条件是按照图 3 中的阀门特性形式进行给定, 即出口静压在压气机进入失速时随出口流量的非定常变化过程保持与阀门特性的抛物线形式相一致。

## 2 Rotor 37 总压畸变整环数值模拟

Rotor 37 是 NASA 在 20 世纪 70 年代设计的 4 个高压压气机进口级之一, 设计压比为 2.106, 设计转速为 17 188.7 r/min, 叶顶间隙为 0.0356 cm, 设计流量为 20.84 kg/s, 36 个叶片, 其详细设计参数和性能实验结果可见于文献[22-23]。1993 年美国机械工程师学会 (ASME) 将其作为 CFD 代码的算例以评估数值计算程序的预测能力, 并在 1994 年 ASME 年会上公布了实验数据和测试结果。

本文首先采用商用 CFD 软件 NUMECA 对

Rotor 37 开展周向总压畸变下的全环稳态数值模拟,其 CFD 流道及进出口位置与公布的实验中保持一致。Rotor 37 的全通道 NUMECA 计算网格由单通道计算网格沿周向按转子通道数复制一圈得到,该压气机单通道计算网格量在满足网格无关性的前提下限制为 30 万左右,全通道计算网格量约为 1080 万,图 4 显示的是全通道网格中的单通道网格结构。

给定以下进口方波总压畸变条件:

周向畸变角为  $90^{\circ}$ ;畸变区总压为 90 000 Pa,总温为 288.15 K;非畸变区总压为 101 325 Pa,总温为 288.15 K;轴向进气。图 5 给出了 CSAC 模拟的 Rotor 37 进口总压畸变图谱,其中  $p_t$  为当地总压, $p_{t0}$  为非畸变区总压 101 325 Pa。

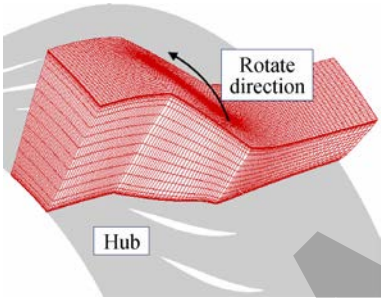


图 4 Rotor37 网格划分  
Fig. 4 Rotor 37 mesh generation

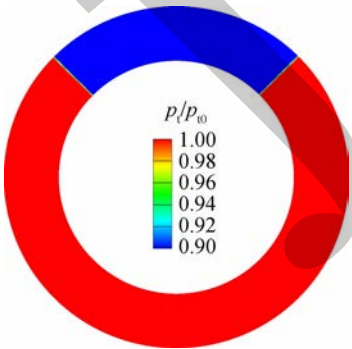


图 5 进口畸变图谱  
Fig. 5 Inlet distortion pattern

Rotor 37 的 NUMECA 在周向总压畸变条件下的总压比特性如图 6 所示,其中横坐标为折合流量,纵坐标  $\pi^*$  为总压比,NUMECA\_clean 表示均匀进气计算特性,NUMECA\_D90 为  $90^{\circ}$  周向总压畸变下 Rotor 37 的计算特性。采用中央处理器(CPU)主频为 2.4 GHz,8 核处理器的工作站进行单点计算约 1 500 步可以收敛,过程需要约 2 h,近失速点计算收敛需要约 3 h。

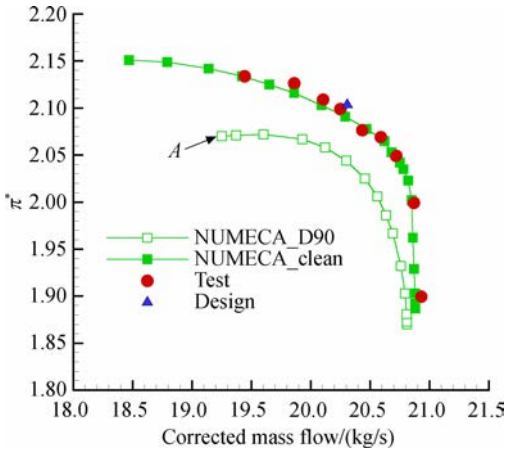


图 6 Rotor 37 NUMECA 总压畸变特性  
Fig. 6 Rotor 37 NUMECA total pressure distortion characteristic

从图 6 可见,周向总压畸变条件下,Rotor 37 的总压比下降,并且随着流量的减小,总压比下降幅度逐渐增大,近失速点附近的总压比下降 3.2%。同时周向总压畸变使得压气机稳定裕度减小,失速点流量增加,近失速点流量由均匀进气的 18.47 kg/s 增加到 19.25 kg/s,流量增加了 4.2%。

以图 6 中近失速点(A 点)做流场分析,图 7 给出了转子前后缘截面上熵分布云图,其中熵  $S$  的单位是  $J/(kg \cdot K)$ 。从图中清晰可见,在转子叶尖部分存在一个明显的高熵增区域,并且从转子前缘到尾缘该区域范围由叶尖迅速扩大至 40% 叶高以上区域,可见进口总压畸变条件下该转子叶尖存有一个高损失区域,造成压气机气动性能和稳定性下降。

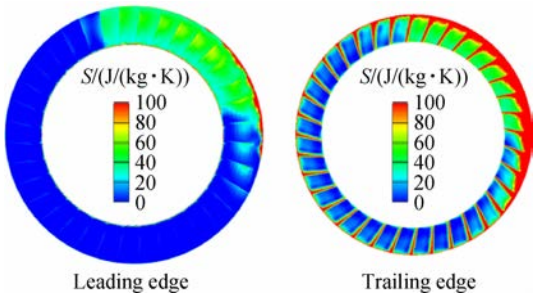


图 7 转子前、尾缘截面熵分布  
Fig. 7 Entropy distribution at the cross sections of rotor leading and trailing edges

图 8 给出了近失速点全通道轴向速度( $V_z$ )云图和畸变区附近转子叶尖绝对速度流线, $V_z$  的单位是 m/s,下同。从图中可见转子叶尖间隙区域存在负的轴向速度,并且畸变区边界附近的转

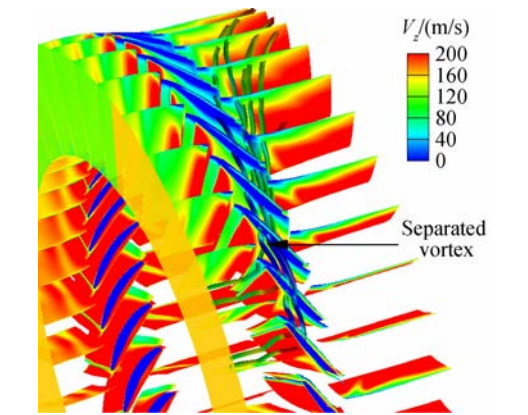


图 8 轴向速度云图以及转子叶尖绝对速度流线  
Fig. 8 Axial velocity contour and absolute velocity streamline at the rotor blade tip

子通道叶尖中部和尾缘区域首先出现分离涡,气流损失最大,可见该区域最容易出现气流分离,畸变区边界附近的转子叶尖区域是流动失速的起始位置。

3 CSAC+总压畸变整环数值模拟

CSAC+ 给定的进口方波总压畸变与 NUMECA 全通道计算中的畸变形式完全一致,CSAC+ 的网格计算区域与 NUMECA 同样保持一致,在此不再具体说明。加入过失速特性后,随背压增加,以流量出现波动作为压气机失稳判断标准。

图 9 给出了周向总压畸变下 CSAC+ 与 NUMECA 模拟的总压比特性对比,其中 A 点线为 NUMECA 计算的畸变特性,B 点线为 CSAC+ 模拟的畸变特性。CSAC+ 针对单点的计算只需

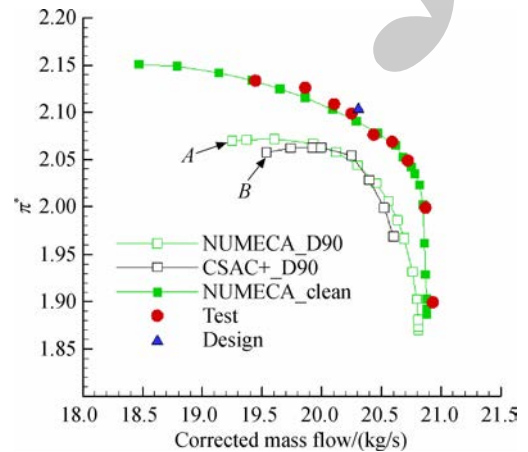


图 9 CSAC+ 与 NUMECA 的畸变特性对比  
Fig. 9 Comparison of distortion characteristics of CSAC+ and NUMECA

要 5 min 即可收敛,近失速点的计算时间稍长,约为 10 min。

从图 9 中可见,CSAC+ 模拟的畸变特性与 NUMECA 计算特性的变化趋势一致,相对于均匀进气特性,两者均表现为随着流量的增加,总压比下降幅度增大的趋势。同时,CSAC+ 的畸变特性与 NUMECA 畸变特性相比整体略有偏低,但在 20 kg/s 以上流量区域的两者比较吻合,最大误差为 0.25%;随流量减小,CSAC+ 畸变特性与 NUMECA 畸变特性的差值逐渐增大,在 CSAC+ 模拟的近失速点压比差值达到最大,但两者误差为 1.05%,仍比较接近。

从图 9 中还可发现,CSAC+ 模拟的近失速点(B 点)流量相比于 NUMECA(图中 A 点)而言略有偏大,可见周向总压畸变下 CSAC 模拟的压气机在更大的流量下即进入了失速,但两者模拟的近失速点流量相对误差为 1.55%,仍然比较接近。

图 10 给出了 CSAC+ 计算得到的近最高效率点和近失速点两个特征工况下的叶片尾缘截面总压比、总温比沿叶高的分布,其中  $p_{t2}/p_{t1}$  表示出口总压与进口总压的比值,并与 NUMECA 计算结果以及实验测量结果进行了对比,可以发现 CSAC+ 计算结果与 NUMECA 以及实验测量结果吻合地很好,只在叶中区域稍有差异。

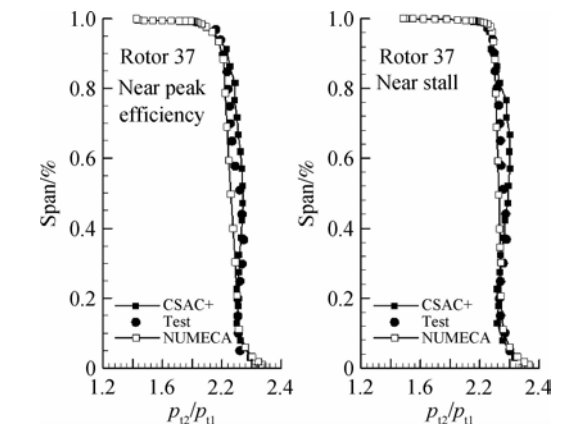


图 10 总压比沿相对叶高分布对比  
Fig. 10 Comparison of total pressure ratio distribution along relative blade height

图 11 给出了设计工况下 CSAC+ 与 NUMECA 计算得到的总压子午面分布云图,图中总压  $p_t$  的单位为 Pa。从对比可以看出,两者得到的流场结构基本相同,分布具有良好的一致性。所有结果均表明 CSAC+ 以及 NUMECA 对于 Rotor

37 的正确模拟。

图 12 清晰地显示了 CSAC+模拟的畸变区附近转子叶尖三维绝对速度流线分布,在周向总压畸变条件下,畸变区转子叶尖附近的低速甚至负轴向速度说明该区域存在气流分离,并且最大的负轴向速度(分离涡)出现在畸变区与非畸变区的交接处转子叶尖尾缘附近,可见该处是失速扰动的起始位置。结果显示该区域转子叶尖气流遇到了最大正攻角,使得转子叶尖出现流动分离导致了该区域严重的流动损失,该分析得到的结果以及流场结构与 NUMECA 整环模拟的结果相一致,显示出 CSAC+对于畸变进气下压气机内部近失速流场的正确模拟。

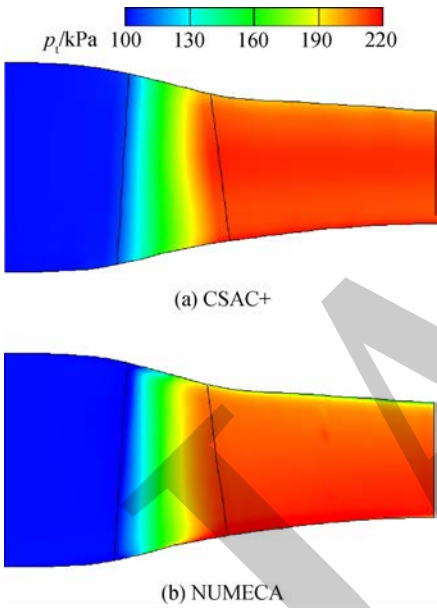


图 11 Rotor 37 设计点子午面气流参数分布  
Fig. 11 Comparison of airflow parameter distribution of meridian plane at Rotor 37 design point

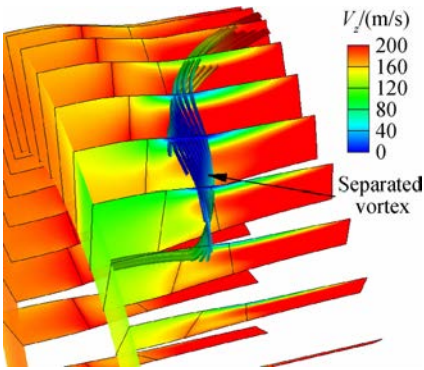


图 12 CSAC+模拟的 Rotor 37 近失速点流场  
Fig. 12 Flow field near stall point of Rotor 37 simulated by CSAC+

将最后一个稳态点 B(近失速点)的背压增加 1000 Pa,压气机进入不稳定状态,采用双时间步长方法进行全三维非定常计算,模拟出了该压气机在不稳定状态下的特性以及流场随时间的变化过程。

图 13 给出了 CSAC+模拟的过失速状态下压气机总压比特性随时间变化曲线。压气机在进入失速后折合流量首先由 19.6 kg/s 下降到 17.0 kg/s 左右,这一过程中总压比由 2.045 下降到约 2.028 左右,总压比随流量变化基本保持不变;随后折合流量增加到 18 kg/s,此时总压比迅速下降到 1.93,从近失速点的流场分析可见,畸变区转子叶尖由于攻角的增加首先出现流动分离,因而在流量继续下降到 17.0 kg/s 时攻角的急剧增加使得流动分离加大,此时的压气机增压能力迅速下降,随后压气机的流量压比特性进入到一个变化幅度较大的周期性状态,表现为折合流量在 17.4~18.4 kg/s 范围振荡,而总压比在 1.97~2.04 之间变化,此时可认为压气机进入旋转失速。

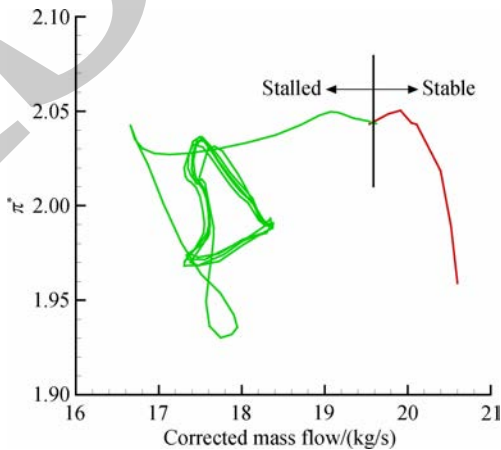


图 13 过失速状态下压气机总压比特性  
Fig. 13 Characteristics of compressor total pressure ratio under post-stall condition

现有的实验结果已表明,轴流压气机的旋转失速起始现象一般可分为两种:一种以空间大尺度的模态波为特征,而另一种以局限于几个叶片通道的小尺度尖脉冲波为特征。图 14 给出了过失速状态下压气机 12 个周向位置上转子叶尖轴向速度系数随时间变化曲线,其中横坐标为转子周期  $T_r$ (下同),红色线表示畸变区范围内的数值探针测量值。从图 14 中可发现,该压气机在周向总压畸变下的失速起始类型为模态波,如图中 A 点所示。该模态波起始于转子即将转出畸变区的

转子叶尖位置,完全发展后以约 60% 转子旋转频率沿转子相同的方向传播。

图 15 显示了过失速状态下压气机 12 个周向位置上转子叶尖无量纲绝对总压随时间的变化曲线。从中可见,失速团内的低速气流堵塞了叶片通道,使得当地的总压升高,当失速团沿周向传播时,高总压和高总温的特点也随之沿周向传播。

图 16 给出了从压气机进口到转子尾缘 4 个轴向截面上无量纲轴向速度 ( $V_z/U$ ) 随时间变化的云图,图 16(a) 显示的是压气机过失速非定常计算的初始状态点。可以发现,畸变区转子叶尖

尾缘附近存在一个低轴向速度区,经过 0.7 个转子周期之后,该低速区范围扩散至转子前缘,并且该区域气流轴向速度降至负值,转子叶尖出现流动分离,如图 16(b) 所示。

从图 16(b)~图 16(c),转子叶尖负轴向速度区域沿周向逐渐扩大,并且占据约 40% 叶高,叶尖处的分离流沿着与转子转动相同的方向发展,该分离流在 2 个转子周期处得到完全发展,并且负轴向速度区域沿轴向扩散至转子上游进口截面,如图 16(d) 所示。从图 16(d)~图 16(f),转子叶尖的分离流经历 2 个转子周期,并且沿周向超过 1/2 的叶排均受到该分离流的影响,同时发现,该逆流区一直占据约 40% 叶高,可见该压气机在周向总压畸变条件下表现为部分叶高失速。

从图 16(e) 还可发现,经过 3 个转子周期后,此时压气机转子叶尖的失速团从一个剥离为两个,其中一个位于畸变区内,影响范围较小,另一个则位于畸变区对面的位置,影响范围较大。随着时间的发展,大的失速团逐渐赶上并融合小的失速团,最终形成失速团沿周向剥离和融合的周期性现象。

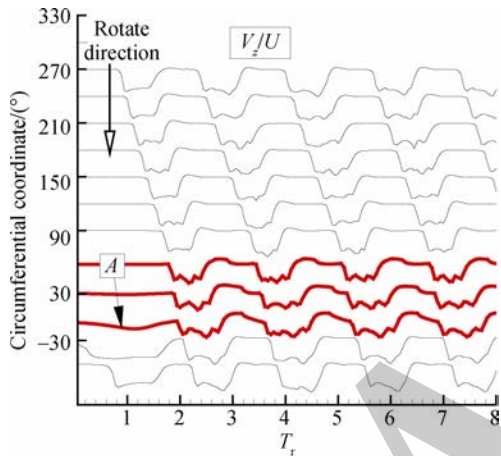


图 14 过失速状态下压气机周向不同位置叶尖轴向速度随时间变化曲线

Fig. 14 Variation of blade tip axial velocity with time at different positions of compressor under post-stall condition

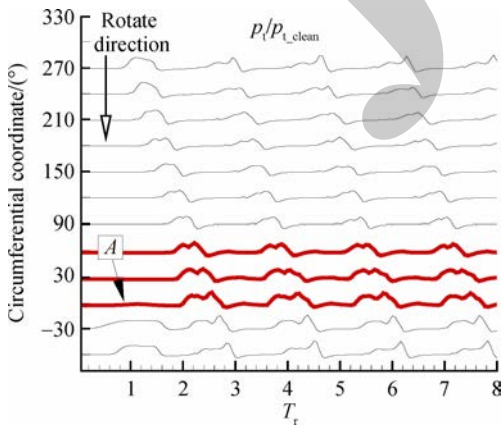
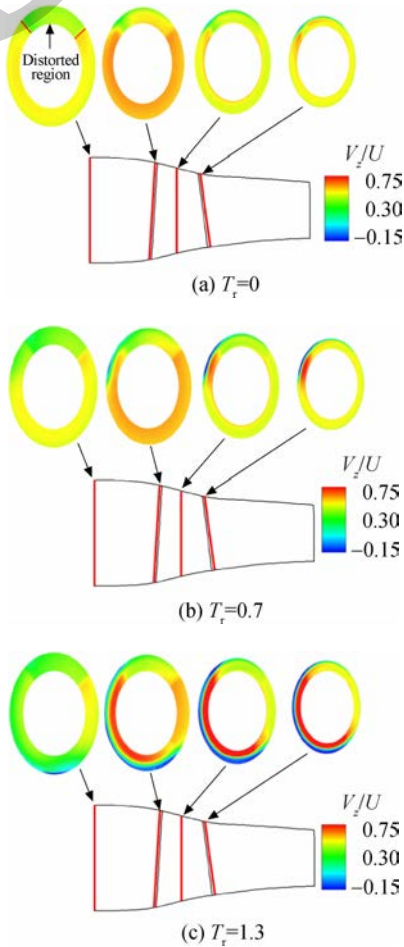


图 15 过失速状态下压气机周向不同位置无量纲总压随时间变化曲线

Fig. 15 Variation of dimensionless total pressure with time at different positions of compressor under post-stall condition



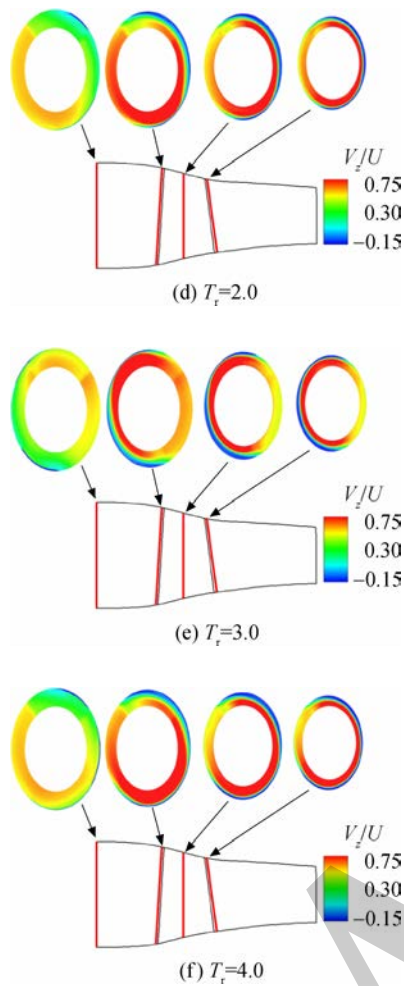


图 16 Rotor 37 各截面轴向速度分布  
Fig. 16 Axial velocity distribution at each sections of Rotor 37

图 17 给出了转子叶尖速度流线以及轴向速度分布云图随时间的变化过程。从中可以更清晰地观察失速团的剥离和融合过程。

从图 17 中可见,在转子即将转出畸变区的位置,转子叶尖的气流速度方向朝着畸变区内发生了明显的偏移,导致该处的转子气流攻角增大,产生明显的流动分离,同时由于该区域的分离流堵塞了叶片通道,使得进口的气流方向朝着与转子相同的方向偏移,随着时间的发展,低速气流沿周向远离畸变区时畸变区附近的转子气流攻角有所减小,但减小的幅度不大,所产生的效果只是减小了畸变区附近的分离流影响区域,如图 17(d)所示。此时失速团被剥离成两个,大范围的低速气流发展到畸变区的对面一侧,如图 17(e)所示。该大范围的低速气流沿周向继续发展到畸变区附近时与该区域的分离流融合成一个更大范围的失速团并继续沿周向运动,形成一个失速团传播周期,随着时间的发展,该失速团的剥离和融合过程

不断重复。

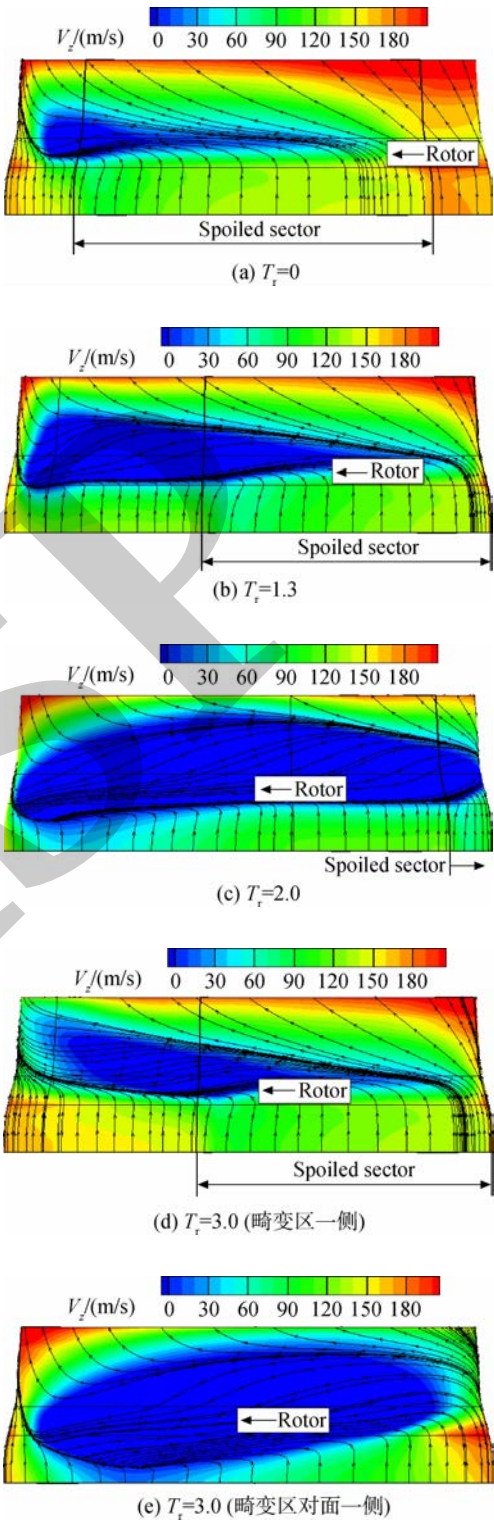


图 17 转子叶尖速度流线以及轴向速度分布  
Fig. 17 Rotor tip velocity streamline and axial velocity distribution

4 结 论

本文详细论述了利用发展的 CSAC+模型模

拟 NASA Rotor 37 在周向总压畸变下的性能并分析了失速团随时间的变化过程,得到以下几点结论:

1) 采用 NUMECA 软件对 NASA Rotor 37 进行了周向总压畸变下的全通道数值模拟,得到了稳态畸变特性以及近失速点流场结构,发现随着流量的减小,在畸变区边缘的转子叶尖首先出现低速甚至逆流区,可认为该区域为该压气机在周向总压畸变进气下的失速起始位置。

2) 应用“轴对称特性”概念,将之拓展至全叶高范围,将全叶高的轴对称左支特性与稳态 NUMECA 源项特性相结合,建立了一个全流量范围内适用的彻体力源项特性并发展成了一个可实现过失速分析的三维彻体力模型 CSAC+。

3) 利用改进的 CSAC+模型模拟了 NASA Rotor 37 在周向总压畸变下的特性以及近失速流场结构,其模拟的畸变特性与 NUMECA 结果的最大误差为 1.5%,同时分析得出该压气机在即将转出畸变区的转子叶尖区域首先出现流动分离,与 NUMECA 模拟结果一致;并进一步模拟了该畸变下压气机的过失速特性以及流场结构,分析得出该压气机在即将转出畸变区的转子叶尖区域首先出现流动分离,并且失速先兆为模态波,完全发展后的失速为部分叶高失速,失速团占据约 40%叶高,失速团传播频率约为转子转动频率的 60%。

4) 该模型在模拟失速团变化过程时显示出失速团的剥离和融合过程,发现失速团在转出畸变区后不久会被剥离,在畸变区对立面的转子叶尖会出现一个较大范围的低速区,此大范围的低速流体团沿周向运动到畸变区范围内后又与畸变区内的小范围低速流体团融合,形成低速流体团的周期性剥离和融合现象。

进气畸变下过失速模拟的实现为进一步探索研究畸变在过失速状态下沿压气机内部传递的非定常特征提供了必要的技术基础,体现了该模型广阔的应用前景。

参考文献:

[ 1 ] LONGLEY J P. Measured and predicted effects of inlet distortion on axial compressors[R]. ASME Paper 90-GT-0214,1990.

[ 2 ] PETERS T,BURGENER T,FOTTNER L. Effects of rotating inlet distortion on a 5-stage HP-compressor[R]. ASME Paper 2001-GT-0300,2001.

[ 3 ] VISWANATH K,GOVARDHAN M. Effect of circumfer-

ential inlet flow distortion and swirl on the flow field of an axial flow fan stage[R]. ASME Paper 96-GT-263,1996.

[ 4 ] HYNES T P,GREITZER E M. A method for assessing effects of inlet flow distortion on compressor stability,in: stability,stall and surge in compressors and pumps[R]. New Orleans:ASME Winter Meeting.,1984.

[ 5 ] DAY I J,GREITZER E M,CUMPSTY N A. Prediction of compressor performance in rotating stall[J]. Journal of Engineering for Power,1987,100(1):1-14.

[ 6 ] 朱俊强. 多级轴流压气机旋转失速起始预测[D]. 西安:西北工业大学,1990.

ZHU Junqiang. The predication of rotating stall inception for multistage axial compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,1990. (in Chinese)

[ 7 ] 刘志伟. 轴流压气机叶排的失速边界和裕度的预计方法[J]. 工程热物理学报,1982,3(3):223-225.

LIU Zhiwei. The predication method of stall margin for axial compressor blade rows[J]. Journal of Engineering Thermophysics,1982,3(3):223-225. (in Chinese)

[ 8 ] 陆亚钧,马恒儒. 轴流压气机旋转失速预示研究[J]. 工程热物理学报,1984,5(3):266-268.

LU Yajun,MA Hengru. The predication research of rotating stall for axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,1984,5(3):266-268. (in Chinese)

[ 9 ] 李景银,刘立军,李超俊,等. 多级轴流压气机失速边界预测方法研究[J]. 西安交通大学学报,1996,30(5):57-61.

LI Jingyin,LIU Lijun,LI Chaojun,et al. The predication method research of stall boundary for multistage axial compressor[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 1996,30(5):57-61. (in Chinese)

[10] 李美林,林峰,陈静宜,等. 周向进口畸变对压气机失速过程的影响[J]. 工程热物理学报,2005,26(6):931-934.

LI Meilin,LIN Feng,CHEN Jingyi,et al. Annular inlet distortions influence on a low speed axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2005,26(6):931-934. (in Chinese)

[11] 童志庭,张靖焯,李美林,等. 不同进口畸变下低速压气机近失速状态非定常特征[J]. 工程热物理学报,2006,27(1):51-53.

TONG Zhiting,ZHANG Jingxuan,LI Meilin,et al. Unsteady flow behavior of near-stall states in low-speed compressor under different distortions[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2006,27(1):51-53. (in Chinese)

[12] WILLIAM T C,DAVIS M W,Jr. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model:Part 1 concepts,theory,extensions,and limitations[R]. ASME Paper GT 2011-45067,2011.

[13] DAVIS M W,Jr,WILLIAM T C. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model:Part 2 applications to complex patterns[R]. ASME Paper GT 2011-45068,2011.

[14] 屠宝锋,胡骏. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响的三维非定常模型[J]. 航空动力学报,2011,26(2):255-261.

- TU Baofeng, HU Jun, Three-dimensional unsteady model of effects of rotating inlet distortion on flow instability in compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 255-261. (in Chinese)
- [15] GONG Y F. A computational model for short-wavelength stall inception and development in multistage compressors [R]. ASME Paper 1998-GT-476, 1998.
- [16] CHIMA R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability [R]. ASME Paper GT2006-90040, 2006.
- [17] 郑宁, 邹正平, 徐立平. 风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(1): 60-65.  
ZHENG Ning, ZOU Zhengping, XU Liping. 3-Dunsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 60-65. (in Chinese)
- [18] 尹超, 胡骏, 郭晋, 等. 进气畸变对压气机性能影响的三维彻体力模型[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2241-2250.  
YIN Chao, HU Jun, GUO Jin, et al. A three-dimensional body-force model for compressor performance analysis under inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2241-2250. (in Chinese)
- [19] MOORE F K, GREITZER E M. A theory of post-stall transients in axial compression systems; Part 1 — Part 2 [J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1986, 108(1): 68-75, 231-239.
- [20] KOFF S G, GREITZER E M. Stalled flow performance for axial compressors: Part I axisymmetric characteristics [R]. ASME Paper 84-GT-93, 1984.
- [21] KOFF S G. Stalled flow performance for axial compressors; Part II rotating stall characteristics [R]. ASME Paper 84-GT-120, 1984.
- [22] REID L, MOORE R D. Design and overall performance of four highly load high speed for an advanced high-pressure-ratio compressor [R]. NASA-TP-1337, 1978.
- [23] REID L, MOORE R D. Performance of a single stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratio of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82 [R]. NASA-TP-1338, 1978.

(编辑: 王碧琚)