

文章编号:1000-8055(2012)07-1448-08

非线性谐波法在对转压气机中的校检分析

王 雷, 刘 波

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 以双级对转压气机为研究对象, 对新型非定常模拟方法——非线性谐波(NLH)法进行了不同阶数下的校检, 并与常规非定常模拟方法在宏观性能指标和微观流场结构上进行对比, 分析了对转压气机转子独特的动-动干涉现象. 研究表明: 非线性谐波方法可在时均框架内有效计及非定常现象, 对于该对转压气机, 3 阶谐波已能在计算成本和计算精度间获得最佳折衷, 具备良好的工程应用前景.

关 键 词: 非线性谐波法; 非定常模拟; 对转; 动-动干涉; 校检

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Validation of nonlinear harmonic method in dual-stage counter-rotating compressor

WANG Lei, LIU Bo

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: NLH (nonlinear harmonic) method implemented in Fine/Turbos code was evaluated for unsteady rotor-rotor interaction analysis of the NWPU (Northwestern Polytechnical University) dual-stage counter-rotating compressor. Strengths and weaknesses of the NLH method were first highlighted through direct comparison with experimental data and reference classic time-domain unsteady simulation close to the design point. Then its ability to correctly capture rotor-rotor interactions of the counter-rotating compressor was investigated in detail to enhance the understanding of the flow physics involved. The results show, on one hand, the good behavior of the NLH method and its ability to correctly predict global quantities as well as local flow pattern, on the other hand, for the present case, the NLH method is about one order magnitude faster than the classic unsteady simulation.

Key words: nonlinear harmonic method; unsteady simulation; counter-rotating; rotor-rotor interaction; validation

现代航空推进系统对推质比的苛刻要求使压气机的设计载荷不断增大, 叶排间的间距也越来越紧凑, 导致叶排间的非定常效应日趋突出. 随着对叶轮机性能、成本、寿命、噪声和可靠性要求的进一步提高, 设计过程中势必要越来越多地考虑这种非定常效应. 当前压气机设计体系中普遍采

用的定常模拟技术, 由于在叶排交界面处理时采用掺混面平均的方式而无法充分模拟级间干涉、进口畸变、热斑迁移和旋转失速等固有非定常现象. 而传统的非定常模拟技术 URANS(unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes)虽能完整保留非定常流动细节却因计算时间和硬件成本过于

收稿日期: 2011-09-02

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1488_002.html

基金项目: 国家自然科学基金(50976093)

作者简介: 王雷(1985—), 湖南株洲人, 博士生, 主要研究方向为高负荷压气机/风扇设计优化.

昂贵而难以为工程界所接受. 因此, 对于高效非定常建模技术的研究一直是学术界研究的热点^[1].

由于计算的高效性, 采用降阶建模的线化时间法一直广泛应用于叶轮机的颤振预测中^[2-3]. 其实质为将流动变量分解为定常项和小的线性扰动项. 相比常规的非定常方法在时域内进行求解, 线性扰动方程被转化为傅里叶系数方程在频域内进行求解, 在计算花费上仅相当于求解两个定常问题. 虽然由于其线性假设不能模拟流场中强激波或其他的非线性现象, 但傅里叶变换的求解思路却通过各学者们更精妙的建模手段不断深入和发展. 形成了在频域内求解的非线性谐波 (nonlinear harmonic, 简称 NLH) 法^[4-6], 在时域内求解的时域谱方法^[7] (time spectral method) 以及在时域/频域混合求解的谐波平衡法^[8-10] (harmonic balance method) 这三大类别. 这其中 He 的非线性谐波法由于建模思想相对简单, 精度较高, 且不需经验参数而受到国内外学者的广泛关注^[11-14].

NLH 法延续了线化时间法的求解思路, 仅用时均方程代替线化时间法中的定常方程, 将流动变量分解为时均流场和脉动流场两部分进行耦合求解. 通过在动量和能量方程中由于其方程非线性多出的确定应力项在时均框架内计及非定常效应. 时均流场通过解包含确定应力的时均流动方程得到, 而脉动方程则将非定常流沿着交界面上下游进行在时间和空间上的傅里叶分解, 反映上下游叶排对其的周期性扰动. 最终得到的解集包含时均解, 各谐波扰动项的幅值和频率. 此方法结合相延迟边条后仅需在单个叶片通道上进行求解, 大大减少了求解时间.

NLH 法最大的特点是可通过控制扰动源数目和傅里叶阶数来控制求解精度. 理论上当阶数无穷大时, 交界面上的非定常流场的连续性无限满足. 然而求解阶数越高, 计算所花费的时间越多. 因此求解的关键是确定需要考虑前几阶谐波才能可靠计算确定应力的分布和时均性能指标. 如需只计算前 2 阶或前 3 阶, 该方法的计算量相比常规非定常方法能够降低 1~2 个数量级. Chen^[5]通过对德国宇航院的单级跨声压气机研究认为 2 阶谐波是在计算成本和计算精度间最佳折衷. 国内王晓峰对一低速单级涡轮进行模拟也认为 2 阶谐波模拟已能满足工程需要. Hembera^[11]以一工业燃气轮机的跨声级为研究对象, 发现 3 阶谐波能够较好的重现设计点处的非定常流场, 但在近失速点处, 由于旋转失速并非为与转

静干涉相关的周期性非定常现象, 需要更多的阶数才能真实模拟流场中的大尺度非线性. Guidotti^[12]对麻省理工学院的吸附式跨声对转风扇进行了数值模拟, 并与暂冲试验台上的测量结果相比较, 表明 1 阶和 2 阶谐波预测的效率差别达到 1%, 且高阶谐波的预测值与试验吻合度更高. Si-cot^[10]也通过谐波平衡法对 CME2 单级亚声压气机进行不同谐波阶数的参数化研究, 发现至少需要 4 阶精度才能获得较为满意的交界面熵值连续. 因此, 虽然理论上高阶谐波由于幅值很小可以忽略, 但由于研究对象和研究工况点的差异, 目前并没有形成捕捉非定常现象所需最少谐波阶数的共识. 为此, 本文以课题组的双级对转压气机为研究对象, 分别对谐波阶数为 2~5 的 NLH 法进行参数化校检, 旨在从宏观总体性能指标和微观流场结构上详细分析达到工程精度所需的谐波阶数, 并与常规非定常模拟方法加以对比, 探究动-动干涉的流动机理. 望有助于 NLH 法的实际工程应用.

1 计算模型与方法

1.1 几何模型

本文依托西北工业大学的双级对转压气机试验台, 其详细的气动设计参数和试验结果见文献^[15-16]. 由于进口导叶 (IGV) 和出口导叶 (OGV) 均为零弯度设计, 不对气流产生预旋, 且与两排转子的设计轴向间隙也较大, IGV 的尾迹和 OGV 的势流干涉都较为微弱. 为降低计算内存需求, 对计算域进行适当简化, 移除 IGV 和 OGV, 将关注重点放在两排转子间的动-动干涉现象上.

1.2 非线性谐波法

NLH 法的基本原理将所求解的守恒性变量分解为时均值与周期性扰动之和, 并利用叶排干涉的固有周期性对周期性扰动项通过傅里叶分解, 用 N 阶谐波进行逼近, 并忽略 N 以上的高阶项, 则有

$$U(r, t) = U(r) + \sum U'(r, t) \quad (1)$$

$$U(r, t) = \sum_{k=1}^N (U_k(r) e^{I\omega_k t} + U_{-k}(r) e^{I\omega_{-k} t}) \quad (2)$$

其中 r 为位置矢量, t 为时间, U' 为守恒变量的周期性扰动项, U_k 和 U_{-k} 为共轭复数, 其模为扰动幅值, N 为可指定捕捉到的非定常频率项, 即谐波阶数. 将式(1)和式(2)带入守恒型非定常流动方程中, 并进行时间平均, 可得相应的时均方

程为

$$\Omega_i \frac{d\bar{U}}{dt_i} = - \sum_{\Delta S} \bar{F}_c + \sum_{\Delta S} \bar{F}_v + \Omega_i \bar{Q}_i \quad (3)$$

其中 Ω_i 为网格单元的体积, F_c 和 F_v 分别是离散的对流项和黏性项, S 为面积, Q 为源项. 其具体展开式详见文献[14]. 展开式中所含未知数的个数是原 N-S(Narvier-Stokes) 方程未知数个数的 $2N+1$ 倍, 求解谐波方程仅相当于求解 $2N+1$ 个时刻的定常方程. 当求解阶数较低时, 相比 URANS 方法能够大大降低计算时间. 但由于求解过程中增加了同时求解的附加方程数, 所需内存相比 URANS 也急剧增大. Vilmin^[13] 建议通过式(4)初步估算使用 NLH 法与定常求解所需的运算时间

$$T_{\text{cpu}} = 1 + 10 \cdot \frac{n_{\text{bpf}} \cdot N}{N_{\text{equ}}} \quad (4)$$

其中 N_{equ} 为定常求解的方程数量, 若采用一方程模型控制方程数量为 6. n_{bpf} 为上下游叶排对中间叶排的扰动源数量, 由于移除上下游导叶, 各排转子流场中均只存在 1 个扰动. 系数 10 是需求 10 个附加的傅里叶系数方程, 分别是速度矢量, 压力和温度的实部及虚部. 可见 NLH 法实质是一种计算空间换取计算时间的非定常算法, 若要在工程中得到广泛运用, 其关键是能否使用工业界所能接受的计算资源得到足够精度的计算结果.

1.3 前处理和计算设置

计算借助 Fine/Turbos 软件包中的 Harmonic 模块, 求解相对坐标系下守恒形式的三维 N-S 方程, 控制方程的对流项使用 2 阶对称 TVD (total variation deminishing) 迎风格式, 采用 4 阶显式龙格库塔获得时间项上的 2 阶精度. 结合先前课题组在该对转压气机的数值校检经验, 选用 S-A(Spalart-Allmaras) 模型作为 NLH 法阶数校检的湍流模型. 考虑到高阶 NLH 法对内存要求较高, 数值校检在课题组的 IBM BladeCenter HS21 刀片服务器上采用 OMPI(open message passing interface) 协议进行并行计算, 并行 CPU (central processing unit) 数目为 10 个.

网格设置使用 AUTOGRID 5 为每个叶片通道生成 HOH 型网格. 叶尖间隙内采用蝶形网格控制网格质量. Vilmin^[13] 认为若要成功运用 NLH 法再现叶排间的流动状况, 上下游叶排的周向网格数需达到如下要求

$$\theta_u = 30 \cdot N \cdot \frac{N_d}{N_u} \quad (5)$$

$$\theta_d = 30 \cdot N \cdot \frac{N_u}{N_d} \quad (6)$$

N_u 和 N_d 分别为上下游叶排的叶片数. 根据其给出的网格限定, 所有计算均在表 1 中的网格下进行.

表 1 网格设置
Table 1 Number of grid

	万	
	转子 1	转子 2
流向网格数	117	117
周向网格数	183	151
展向网格数	57	57
间隙网格数	17	17
总网格数	160	130

数值验证在该对转压气机的气动设计点下进行, 边界条件按试验测量值给定总温、总压以消除由于边条设置不当而引入的计算误差, 出口给定静压, 转子间的交界面处采用一维无反射边条抑制压力波的反射. 时均方程中的周期性边条处理与定常计算类似, 谐波方程的周期性通过施加相位延迟角来构成移相边条^[17].

对转压气机转子间空间狭小, 常规的非定常测量手段难以展开, 而非接触式的粒子图像测速仪测量仍处于摸索阶段, 尚未获得为全流场的非定常数据. 因此, 为充分验证 NLH 法的计算精度, 采用双时间步长的 URANS 方法与其进行对比验证. 由于两排转子叶片数比分别为 19 : 20, 为避免进行全周期非定常模拟, 采用 Domain Scaling 方法将转子 1 缩小 0.95 倍, 并将叶片数比约化为 1 : 1, 以保证轴向间隙和稠度不变. 为保证通过快速傅里叶变换后非定常信号至少能够辨识出前 5 阶谐波的频率, 物理时间步长根据奈奎斯特采样定律选取为 1 个掠扫周期的 1/120 倍. 通过在 50% 叶展动-动交界面处安置数值探针监控流场的收敛性, 并采用 Frobel T^[18] 的周期性差异算子 Γ 来判断非定常流场是否达到周期性, 其定义见式(7). 如图 1 所示, 经过 9 个周期后 Γ 基本接近 0, 且数值探针出现周期性波动, 据此认为计算收敛, 计算总耗时为每小时 180 个 CPU. 图 2 为将数值探针的压力波动通过快速傅里叶变换(FFT)得到的频谱图, 可见, 在该采样频率下最多能识别前 6 阶谐波分量, 因此本次模拟中的 URANS 方法精度足以对 NLH 法进行校检.

$$\Gamma(p/\rho AV) = (p/\rho AV)_t - (p/\rho AV)_{t-\Delta t} \quad (7)$$

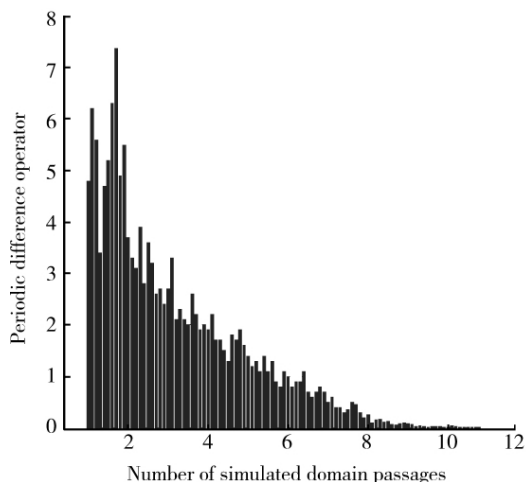


图 1 周期性差异算子收敛过程

Fig. 1 Periodic difference operator history

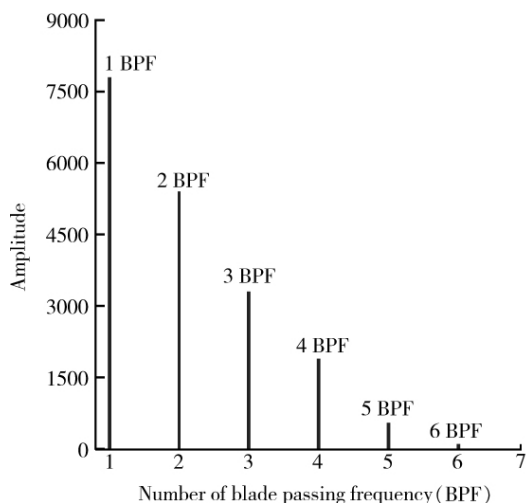


图 2 数值探针快速傅里叶变换后的频谱

Fig. 2 FFT analysis of the pressure signal

2 结果分析

2.1 性能参数和计算耗费对比

图 3 和图 4 为试验测量、定常、URANS 时均和不同阶数的 NLH 法的设计点效率和压对比。如图 4 所示,对于总压比,各种数值预测结果均与测量值具有良好的一致性。而效率预测的差别却与试验相差较大。值得说明的是,由于该对转压气机设计总温升较小,且试验过程中受变频电机干扰,出口截面温度的测量受试验环境温度变化的影响较大,导致测得的效率偏低,详细的试验测量过程见文献[15]。

对比 NLH 法与 URANS 时均解的效率预测结果表明各阶 NLH 法相比定常解更接近时均值。2 阶谐波预测得到的效率与时均解相差 1.

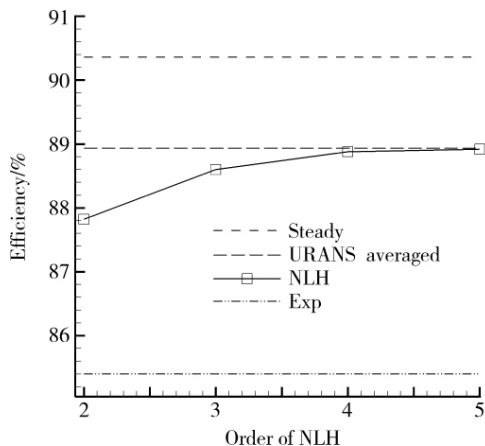


图 3 设计点下的效率对比

Fig. 3 Comparison of efficiency at design point

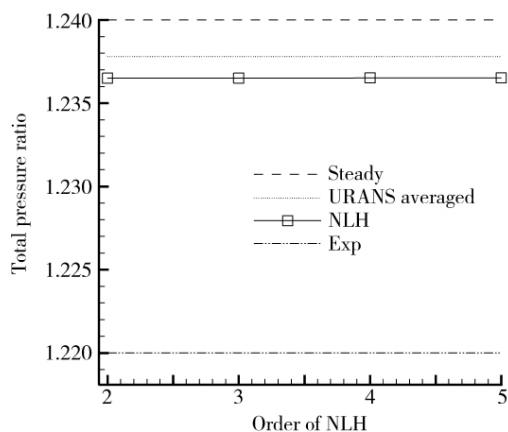


图 4 设计点下的总压对比

Fig. 4 Comparison of total pressure ratio at design point

11%,而 3 阶谐波时已非常接近时均值,仅存在 0.33% 的差异,随着谐波阶数的增多,效率差异进一步减小,5 阶谐波与时均值所预测的效率已基本一致。图 3 中还可发现,定常与时均效率差别达到 1.43%,表明受动-动干涉影响,对转压气机中的非定常效应较为强烈。

图 5 为 NLH 法相比 URANS 所耗费的计算时间和使用内存数对比。不难发现,使用 NLH 法后计算花费最多能降低 1 个数量级,仅考虑前 2 阶谐波时,计算量相比 URANS 降低多达 28 倍,内存需求却仅增大 5 倍。随着阶数的增加,计算耗费也呈非线性增长,5 阶谐波后 NLH 法相比 URANS 计算时间上的优势已大大降低,但内存需求却更加苛刻。

由于对总压比的预测各阶 NLH 法的精度都较高,故本文仅给出转子 2 出口 10% 弦长处的展向效率分布对比。如图 6 所示,虽然总体趋势上定

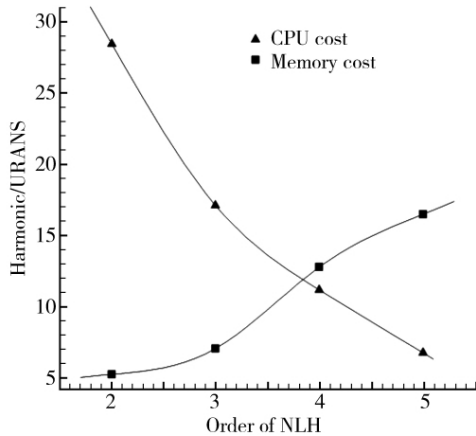


图 5 计算时间和计算内存数对比
Fig. 5 Comparison of T_{cpu} and memory

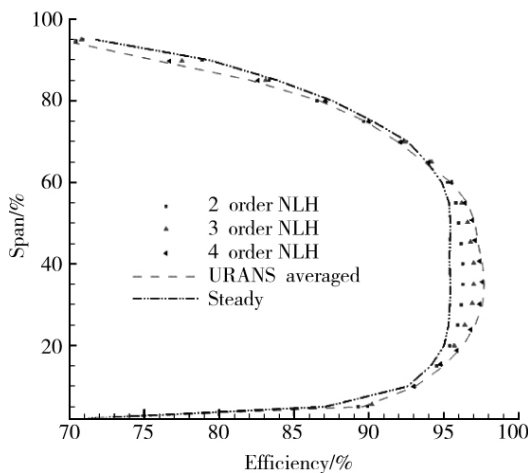


图 6 转子 2 出口处的展向效率对比
Fig. 6 Comparison of efficiency at R2 exit

常与 URANS 时均值较为一致,但在某些径向位置处仍存在一定差异. 10%~70%叶展处时均值预测的效率较高,从下文流场结构分析中可知这是因为 URANS 成功捕捉到了尾迹恢复对性能提升的正效应. 70%以上叶展处,URANS 时均值效率相比定常计算较低,这是因为上游转子尾迹与下游转子泄漏涡间的干涉效应要强于恢复机制. 相比定常模拟,各阶 NLH 法的展向效率分布均能够不同程度的计及尾迹恢复效应,阶数越高,其分布与 URANS 时均值越为接近.

2.2 交界面对比

图 7 给出了定常和不同阶数下的 NLH 法沿流向的周向平均熵值. 两转子的交界面位于 0.063 m 处. 不难发现,定常求解的熵值在交接面上存在突跃,这是由于使用掺混面平均后转子出口处的尾迹被掺混完全,仅守恒量的周向平均值能够传递至下游叶排,导致在交界面上产生虚假

的掺混损失. 使用 2 阶 NLH 法后,熵值突跃现象被大幅削弱,并使得下游叶排的熵值也有所降低. 3 阶 NLH 法计算时交界面处的掺混损失已恢复了 94%. 进一步增大谐波数时,熵值通过交界面的连续性也更好. 理论上,当阶数无穷大时,交界面上的参数会达到无限连续,在本次验证中,5 阶 NLH 法产生的熵值突跃已基本消除,即达到 Chen 所认为的“谐波收敛”^[5]. 综合考虑,3 阶 NLH 法是在计算成本和计算精度间最佳折衷.

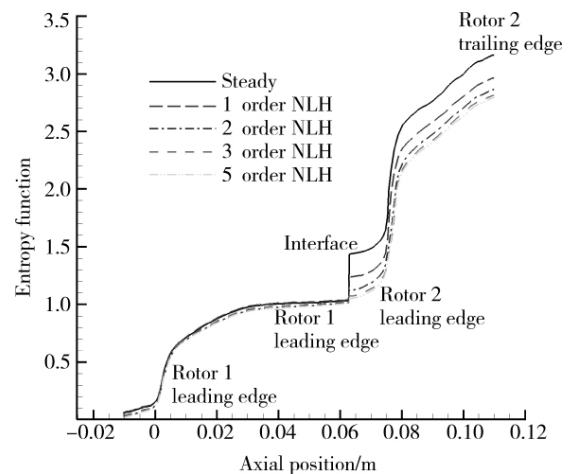
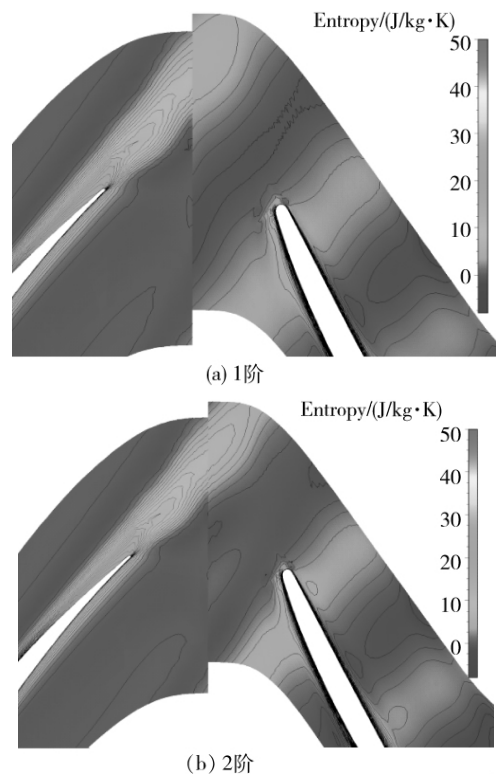


图 7 周向平均熵增沿流向的分布
Fig. 7 Comparisons of one-dimensional entropy distribution along axial direction

图 8 为对 1,2,3,5 阶 NLH 法重构得到的瞬态熵云图在交界面处的放大. 1 阶谐波重构后的



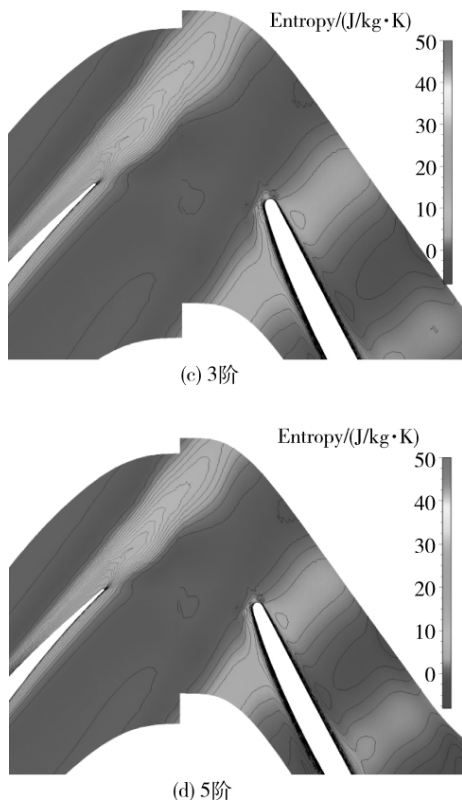


图 8 1,2,3,5 阶熵云图在转子交界面处的放大图

Fig. 8 Close-up of entropy contours at midspan at the interface

熵等值线在交界面处的中断非常明显,上游转子尾迹在通过交界面后也发生了一定程度的稀释. 2 阶和 3 阶谐波熵等值线的连续性已大为改善,并成功捕捉到了转子 1 尾迹被转子 2 切割并在转子 2 通道中的拉伸和迁移现象. 虽然对转压气机的设计中取消了静子叶排并将两转子反向旋转,但尾迹拉伸现象与常规压气机中并无本质区别. 值得注意的是,5 阶谐波时交界面处的熵等值线仍非完美,这主要是由于两个转子的叶片数不一致导致周向网格的非匹配,在使用移相边条时产生的插值误差所致.

2.3 动-动干涉机制分析

图 6 中表明在 30%~80% 叶展处的 URANS 时均和 NLH 法预测的效率均高于定常模拟,这可以通过 Smith 的尾迹恢复模型加以解释. Smith^[19] 模型基于环量守恒理论,即为保证尾迹段中的环量守恒,尾迹亏损与尾迹段的长度成反比. 如图 9 所示,上游叶排尾迹在受到下游叶片前缘切割后在通道中输运,并由于无黏尾迹的拉伸而降低尾迹亏损,实现性能增益. Smith 还定义了尾迹恢复因子来表征尾迹恢复机制的强弱,其定义为

$$R = 1 - (L_{in}/L_{out})^2 \quad (8)$$

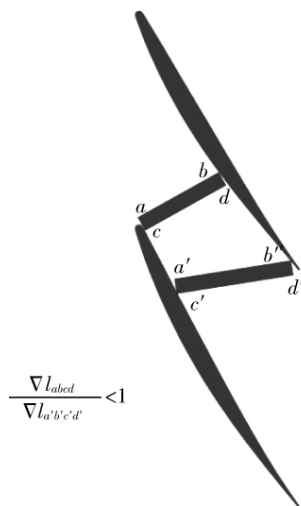


图 9 转子通道内尾迹恢复的示意图

Fig. 9 Illustration of wake stretching in rotor passage

L_{in} 和 L_{out} 分别为尾迹段在下游叶排进口和出口处的长度. 可通过测量 L_{in} 和 L_{out} 来估计尾迹衰退中无黏尾迹恢复和黏性掺混机制所占的比例. R 越大时,尾迹恢复效应越为明显. 图 10 为 Smith 理论预测的 3 阶 NLH 法重构得到的尾迹衰减沿下游通道中的分布. 图中 L. E. 表示前缘, T. E. 表示尾缘. 如图 10 所示,约 60% 的尾迹衰减是由无黏的尾迹恢复效应主导,仅 40% 受黏性掺混影响. 由于定常模拟在交界面处完全掺混,未能够计及尾迹恢复这种非定常效应.

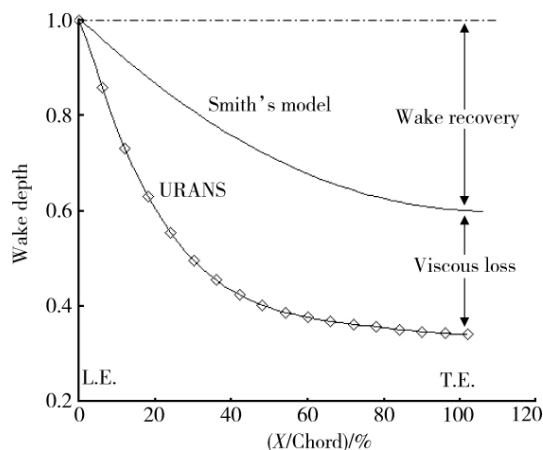


图 10 3 阶 NLH 法尾迹恢复与黏性损失的对比

Fig. 10 Comparison of wake recovery of NHL method reconstructed and viscous loss

然而还存在另一种非定常机制对总体性能产生影响,即逆射流效应. 图 11 给出了转子 2 通道内的某瞬时的扰动速度场,其定义为瞬时涡度与时均涡度之差. 可以观察到上游尾迹中的低能流体与下游转子边界层的强烈干涉,导致在通道内交替出现局部正涡量和负涡量,且由于尾迹衰减,

涡量在通道内输运过程中不断减小. 滑移速度的存在使得上游尾迹中在下游转子通道中漂移, 进而导致下游转子压力面处的尾迹段增厚, 吸力面处尾迹段变薄的逆射流现象, 如示意图所示. Valkov^[20]通过简化模型证实了这种逆射流机制会导致增加损失, 且与进口处的尾迹厚度和约化频率相关. 图 13 为转子 2 在 50% 叶展出口处的定常, URANS 时均和 3 阶 NLH 法相对总压恢复系数沿周向分布, 不难发现, 受逆射流机制的影响, URANS 时均解在近壁面边界层处的损失较高, 而在通道中间的主流区中主要影响机制为尾迹恢复效应, 因而时均损失比定常损失较低. 3 阶 NLH 法的损失分布趋势与时均相同, 但对逆射流效应的细节捕捉与 URANS 时均还存在一定差异. 总体来说, 由于尾迹恢复比逆射流效应更为显著, 中叶展处的 URANS 时均损失低于定常计算, 这也是图 6 中 30%~80% 处时均效率较定常效率更高的原因.

叶尖截面处上游转子的泄漏涡和尾迹在下游通道中的拉伸和掺混使得无黏恢复和黏性逆射流两种机制同时存在. 但由于下游转子泄漏涡的存在, 干涉机制更为复杂. 如图 14 所示, 上游尾迹通过与下游转子叶尖泄漏流的干涉, 尾迹段的方向水平折转了近 30°, 使其更平行于下游转子通道, 而这种尾迹折转效应根据 Smith 理论对性能是有害的. 如原始尾迹长度为 L , 由于尾迹发生折转使得尾迹段长度变为 $L \cdot \sin 30^\circ$, 致使尾迹段的无黏拉伸减弱了 50%, 进而导致逆射流对性能的负效应超过了尾迹恢复的正效应, 这可能是 80% 以上叶展时均效率低于定常效率的原因.

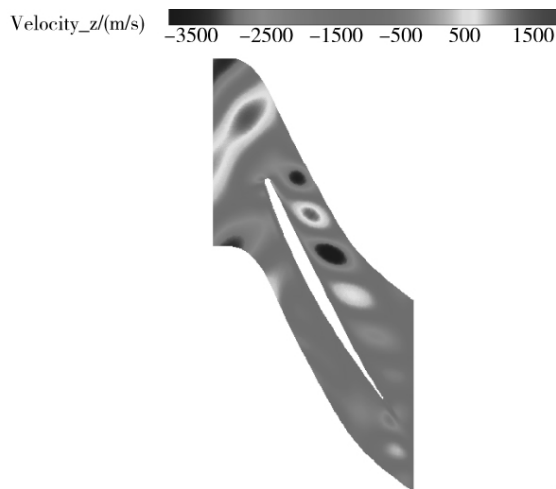


图 11 转子 2 通道内的扰动速度场

Fig. 11 Instantaneous velocity vector perturbation field in Rotor 2 passage

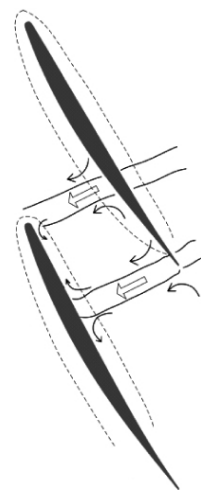


图 12 转子通道内尾迹附面层干涉示意图

Fig. 12 Illustration of wake-boundary layer interaction in rotor passage

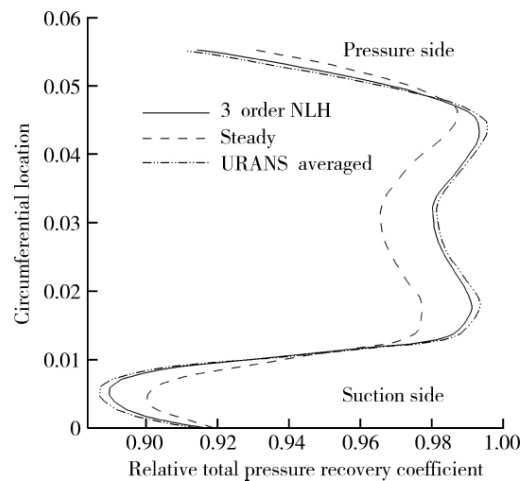


图 13 50% 叶展出口相对总压恢复系数对比

Fig. 13 Comparison of relative total recovery coefficient at Rotor 2 exit in 50% span

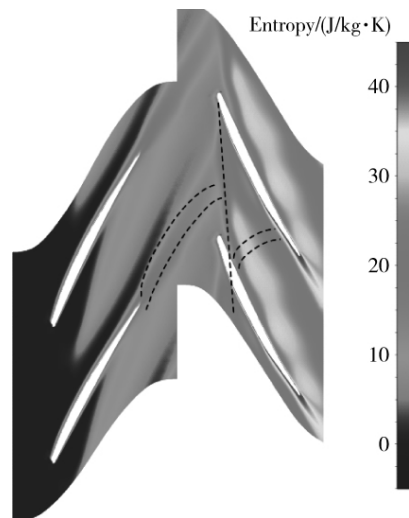


图 14 叶尖截面瞬时熵图

Fig. 14 Instantaneous entropy contours of blade tip

3 结 论

本文通过对课题组的双级对转压气机进行不同阶数的非线性谐波法校检,与试验测量和常规非定常结果进行了详细对比,对成功进行谐波计算所需要的网格,内存和CPU资源进行了详细探讨,得到以下结论:①受动-动干涉影响,该对转压气机中的非定常现象较为强烈,定常和非定常时均模拟结果在效率预测上存在着1.43%的差异.不同阶数的谐波计算都能在不同程度上考虑这种非定常效应,5阶NLH法与时均值所预测的效率已基本一致.②非线性谐波法可有效捕捉对转压气机中动-动干涉的非定常特性.随谐波阶数的增加,对动-动干涉的模拟更加真实.3阶NLH法能够在本算例中获得计算成本和计算精度间最佳折衷,具有良好的工程应用前景,但其准确性仍需更多算例上进行验证.③对于本文所研究的亚声对转压气机,中叶展处的尾迹恢复效应强于逆射流效应,使得非定常时均效率高于定常效率,而在叶尖处由于存在泄漏涡的干涉,导致恢复效应减弱,非定常时均效率低于定常效率.3阶NLH法已能够捕捉到这种非定常效应导致的展向效率差异.④本文是针对去除上下游导叶的双级对转压气机进行验证,下一步计划将导叶包含至计算域内,使转子叶排包含上下游两个扰动源,更能真实模拟多级压气机环境下的非定常流动特征,并着重针对近失速点工况的考察,这些工作目前正在展开.

参考文献:

- [1] Adamczyk J J. Aerodynamic analysis of multistage turbomachinery flows in support of aerodynamic design[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(2): 189-217.
- [2] Hall K C, Crawley E F. Calculation of unsteady flows in turbomachinery using the linearized Euler equations[J]. AIAA Journal, 1989, 27(6): 777-787.
- [3] Hall K C, Clark W S, Lorence C B. A linearized Euler analysis of unsteady transonic flows in turbomachinery[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(3): 477-488.
- [4] He L, Ning W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in turbomachines[J]. AIAA Journal, 1998, 36(11): 2005-2012.
- [5] Chen T, Vasanthakumar P, He L. Analysis of unsteady blade row interaction using nonlinear harmonic approach[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(3): 651-658.
- [6] He L. Fourier methods for turbomachinery applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2010, 46(8): 329-341.
- [7] Sicot F, Puigt G, Montagnac M. Block-jacobi implicit algorithms for the time spectral method[J]. AIAA Journal, 2008, 46(12): 3080-3089.
- [8] Ekici K, Hall K C. Nonlinear analysis of unsteady flows in multistage turbomachines using harmonic balance[J]. AIAA Journal, 2007, 45(5): 1047-1057.
- [9] Ekici K, Hall K C. Harmonic balance analysis of blade row interactions in a transonic compressor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(2): 335-343.
- [10] Sicot F, Dufour G, Gourdain N. A time-domain harmonic balance method for rotor stator interactions[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(1): 011001(13 pages).
- [11] Hembera M, Loos A, Kührmann A, et al. Validation of the non-linear harmonic approach for quasi-unsteady simulations in turbomachinery[R]. ASME Paper GT-2009-59933, 2009.
- [12] Guidotti E, Turner M G. Analysis of the unsteady flow in an aspirated counter-rotating compressor using the nonlinear harmonic method[R]. ASME Paper GT-2009-60285, 2009.
- [13] Vilmin S, Hirsh C, Lorrain E, et al. Unsteady flow modeling across the rotor/stator interface using the nonlinear harmonic method[R]. ASME Paper GT-2006-90210, 2006.
- [14] He L. Harmonic solution of unsteady flow around blades with separation[J]. AIAA Journal, 2008, 46(6): 1299-1307.
- [15] 陈云永. 对转压气机特性、流场分析及三维优化研究[D]. 西安:西北工业大学, 2008.
CHEN Yunyong. Flow field and performance investigation and three-dimension optimization study of contra-rotating compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)
- [16] 王雷, 刘波, 王庆伟, 等. 基于多级环境下的双排对转压气机优化设计. 航空动力学报, 2010, 6(3): 516-521.
WANG Lei, LIU Bo, WANG Qingwei, et al. Optimization in multistage environment of dual stage counter-rotating compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1382-1388. (in Chinese)
- [17] Gerolymos G A, Michon G J. Analysis and application of chorochronic periodicity in turbomachinery rotor/stator interaction computations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(6): 1139-1152.
- [18] Frobel T, Kau H P. Numerical investigation of unsteady flow phenomena in an HP axial compressor incorporating stator shroud cavities[R]. AIAA 2010-6532, 2010.
- [19] Smith L H. Wake dispersion in turbomachines[J]. Journal of Basic Engineering, 1966, 88(3): 688-690.
- [20] Valkov T, Tan C S. Control of unsteady flow in a stator blade row interacting with upstream moving wakes[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 97-105.