

文章编号: 1000-8055(2007)08-1371-07

NASA67 级非定常流场的频域分析

赵 军, 柳阳威, 刘宝杰

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 通过对 NASA67 级典型截面非定常流场的快速傅立叶分解, 在频域内对转静干扰效应、交界面典型脉动量的周向波形以及周期边条的相位延迟角进行了分析. 同时可以看到一些在时域中很难直观看到的现象. 最后通过对比采用前 5 阶谐波合成出来的确定应力和非定常计算合成出来的确定应力, 分析了非线性谐波法在确定应力建模方面的可行性及优势.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 频域分析; 确定应力; 非线性谐波法; 非定常计算

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Frequency-domain analysis of NASA67 unsteady flow field

ZHAO Jun, LIU Yang-wei, LIU Bao-jie

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics
and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on fast fourier transformation for the typical profile of NASA67 unsteady flow field, the rotor-stator interactions, the circumferential distributions of typical unsteady perturbations at the rotor-stator interface and the inter-blade phase angle were analyzed in the frequency-domain. Also, some phenomena difficult to observe in time-domain were visualized in frequency-domain. Finally, the deterministic stresses from five-order harmonic synthesis and unsteady simulation were compared, meanwhile the feasibility and advantage of nonlinear harmonic method in modeling the deterministic stresses were analyzed.

Key words: aerospace propulsion system; frequency-domain analysis; deterministic stresses; nonlinear harmonic method; unsteady simulation

当前压气机数值模拟中普遍采用的三维定常模拟技术和三维非定常模拟技术都有各自的不足之处. 前者在多叶片排交界面处理时采用掺混面平均的方式忽略了上下游的非定常相互作用, 而后者虽完整保留非定常细节却因计算量庞大而难以应用于工程设计.

为了在定常框架内考虑转静干扰效应, 1985 年美国 NASA 刘易斯研究中心的 Adamczyk 通过三个平均算子的引入, 建立了描述叶轮机内确

定性非定常流动的通道平均方程^[1] (Average-Passage Equations), 旨在通过引入确定应力来反映转静干扰对时均流动的影响. 正如雷诺平均带来“雷诺应力”模化难题一样, Adamczyk 的通道平均方法也引出了“确定应力”的建模难题, 该项的建模精度和所需的计算量便决定了通道平均方程在工程上的应用前景. 为解决确定应力建模的难题, 近二十年来, 国内外学者进行了许多创新性的工作^[2-7].

收稿日期: 2006-07-31; 修订日期: 2006-10-25

作者简介: 赵军(1980-), 男, 安徽淮北人, 博士生, 主要从事叶轮机械内部复杂流动研究, E-mail: zhaojun @sjp. buaa. edu. cn.

1992年 Giles 提出了一种渐进求解的思路^[8]. He 在其思路启发下进行了创新性的发展^[9-10],提出了一种求解非定常的新思路,非线性谐波法 (frequency-based nonlinear harmonic method,以下简称 NHM). 该方法将非定常流场分成时均流场和脉动流场两部分进行耦合求解. 时均流场通过解包含确定应力(脉动流场解的合成项)的时均流动方程得到,而脉动方程则通过在频域内求解 N 阶谐波方程得到. 该确定应力建模方法比较严谨,建模精度较高,不需要经验参数,适用范围较广. 其工程应用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. 如果只需要计算前 2 阶或前 3 阶,一般情况下该方法的计算量比直接求解非定常流场的计算量能够降低一至两个数量级.

除 He 等人的工作之外,目前国内外对于非线性谐波法的可行性分析,及其边界条件的处理等问题的研究并不多见. 为此,本文以 NASA67 压气机级为例,通过对其径向典型截面非定常流场的 FFT 分解得到各个物理量的频域图谱,从一个全新的视角来分析转静干扰现象,同时分析交界面处周向波形及周期边条的相位延迟角等问题,希望有助于非线性谐波法的实际应用,最后分析了采用非线性谐波法建模所需要的谐波阶数.

1 数值方法

1.1 非定常计算

本文采用商用 NUMECA 软件对 NASA67 级进行非定常数值模拟. 其转子、静子叶片数目为 22、34,本文在保证稠度不变的情况下将其模化为 2:3. 每个物理周期分成 120 个物理时间步,湍流模型选取一方程 $S-A$ 模型. 计算网格:转子 $37 \times 113 \times 45$ (周向 $\times$ 轴向 $\times$ 径向),其中叶尖间隙处分配了 9 道网格,静子 $37 \times 121 \times 37$,5 个槽道的总网格数目约 93 万. 图 1 是叶中处 $S1$ 流面上的网格示意图.

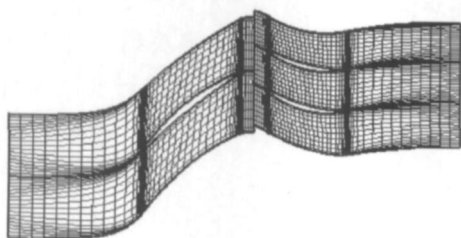


图1 叶中网格示意图

Fig. 1 Mesh of surface S1 at middle height

1.2 快速傅立叶分解

本文的非定常计算结果中,空间每点非定常时变曲线有 120 个点,经二次 Lagrange 插值到 128 (即 2^7) 个点,周期延拓为四个周期后进行 FFT 计算以提高精度,保存前 5 阶谐波的实部和虚部.

图 2、图 3 分别是静子进口处一点轴向速度的时域曲线和频域曲线. 从频谱中基频及各倍频以外的频率对应的幅值很小可以看出时域曲线的周期性很好.

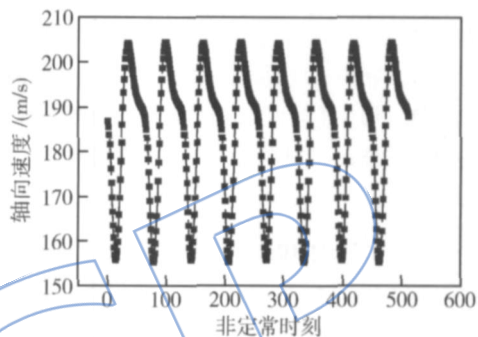


图2 轴向速度的时域曲线

Fig. 2 Unsteady change of axial velocity

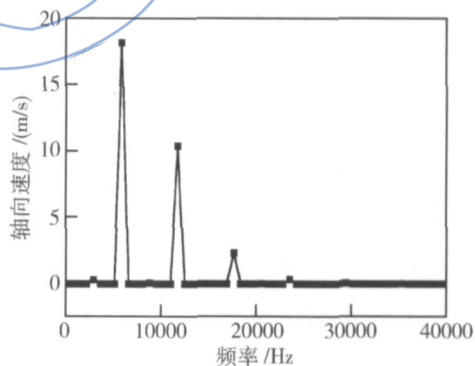


图3 轴向速度的频域曲线

Fig. 3 Axial velocity in frequency domain

2 频域分析

因为静子中非定常现象较转子中明显,所以在接下来的三个部分中将首先分析静子流场,其次分析转子流场.

2.1 频域流场的分析

图 4 中给出的是叶中截面轴向速度一阶谐波实部的分布,可以看出,静子中图像呈现出条带的形状而且其走向和尾迹的方向相同,这是因为 1) 尾迹某瞬时扫过的区域具有一个特点:在以时间为横坐标的流场参数时变曲线上初始相位角近似相同;2) N 阶谐波的实部/虚部是幅值与该角度

的正弦函数/余弦函数的乘积,所以该角度在 FFT 分解时就会保证实部(或虚部)在尾迹扫过区域的取值是近似相等的.条纹呈正负交替的出现也正是由正余弦函数值有正有负的特点导致.

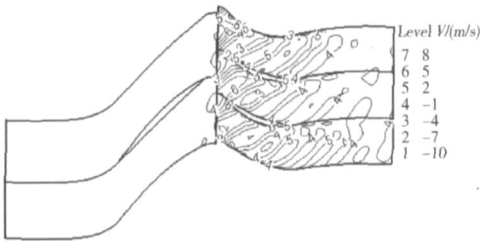


图 4 叶中截面轴向速度 1 阶谐波实部
Fig. 4 Real part of 1st rank harmonic of axial velocity at mid-height section

静子计算域内有 4~5 条条带,这点可以由流场非定常特征参数计算出来.静子计算域的轴向长度约 0.140 27 m,轴向速度约 200 m/s,通过时间大致为 $7.013\ 5 \times 10^{-4}$ s;而转子尾迹扫掠周期为 1.698×10^{-4} s;则静子计算域内尾迹条数为前者与后者的比值 4.13,与频域中的条带数吻合.

图 5、图 6 分别是近轮毂截面和近机匣截面轴向速度的 1 阶谐波实部分布.从中可以看到,两端壁处静子流场中也存在条带状的分布,大体规律与叶中截面类似,只是因为上游转子出口的气流角和轴向速度周向分布的不同导致在条带走向和脉动幅值方面有一些差别.鉴于此,在接下来的内容中,如果不特别指明,即代表针对叶中典型截面的分析.

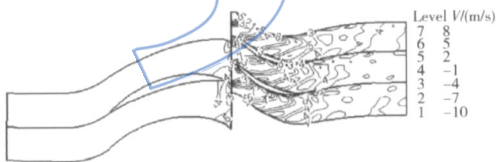


图 5 近轮毂截面轴向速度 1 阶谐波实部
Fig. 5 Real part of 1st rank harmonic of axial velocity at near-hub section

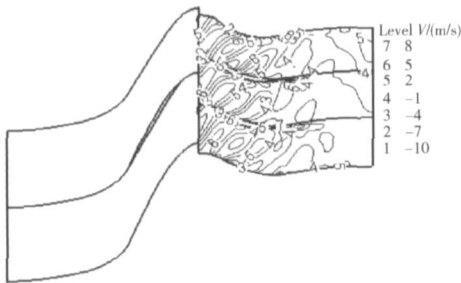


图 6 近机匣截面轴向速度 1 阶谐波实部
Fig. 6 Real part of 1st rank harmonic of axial velocity at near-tip section

图 7 是轴向速度一阶谐波的幅值分布.幅值在交界面处最大,这是因为在 CFD 非定常计算中,交界面是静子中非定常扰动的“源头”,静子所受的非定常尾迹干扰就是通过此处向下游传播的;同时可看到幅值沿轴向衰减,图 8 绘出的周向叶中网格线上的 1 阶谐波幅值沿轴向的衰减曲线可更直观地显示这一趋势.

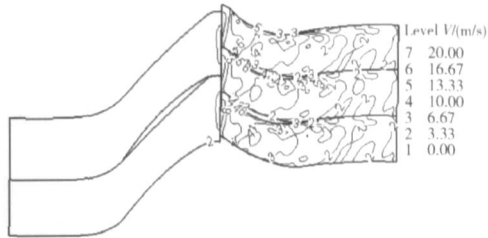


图 7 轴向速度 1 阶谐波幅值
Fig. 7 Amplitude of 1st rank harmonic of axial velocity

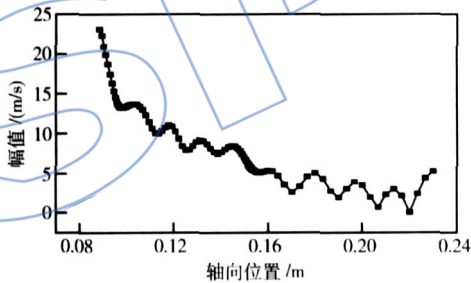


图 8 轴向速度 1 阶幅值沿轴向衰减
Fig. 8 Axial decay of Amplitude of 1st rank harmonic of axial velocity

图 9 是轴向速度的 2 阶谐波的实部,条纹比 1 阶谐波的条纹变得密了,这是因为频率的增加对应着波长的减小,所以条纹变密.图 10 显示的是 3 阶谐波实部,其中的条纹则变得更密.对比图 8~图 10,可以看出谐波频率越高,其实部沿轴向衰减越快.

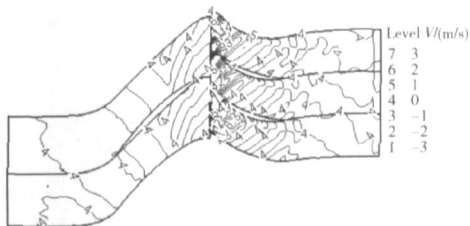


图 9 轴向速度 2 阶谐波实部分布
Fig. 9 Distribution of real part of 2nd rank harmonic of axial velocity

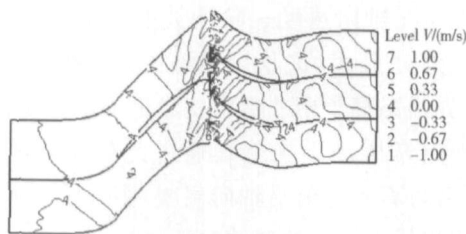


图 10 轴向速度 3 阶谐波实部分布
Fig. 10 Distribution of real part of 3rd rank harmonic of axial velocity

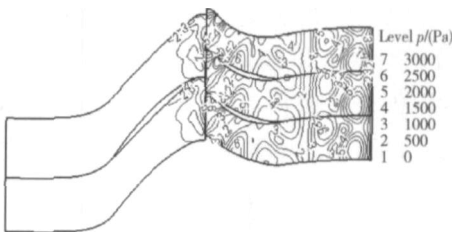


图 13 叶中截面静压 1 阶谐波幅值
Fig. 13 Amplitude of 1st rank harmonic of static pressure at mid-height section

这点从图 11 1, 2, 3 阶谐波实部在进口周向的波形上能更加直观地看到, 随谐波次数的增加包含的周期数呈线性增加。

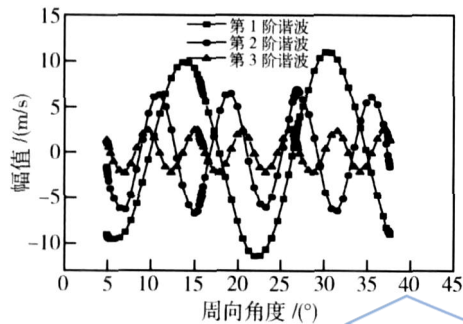


图 11 静子进口处轴向速度前 3 阶实部周向波形
Fig. 11 Circumferential wave of real part of 1-3th rank harmonic of axial velocity at inlet of stator

以上是对轴向速度的分析, 其他如切向速度、径向速度、密度都因受尾迹的影响, 其频域图谱与轴向速度的类似, 这里不再给出, 但是静压的分布则明显不同。图 12 给出了静压的 1 阶谐波实部分布。图像中没有条纹, 这是因为静压受尾迹的影响小, 而更多的是受叶片的势干扰作用。图 13 则是静压 1 阶幅值的分布, 其出口附近有较大的值是由出口的数值反射造成的。该现象在时域中则很难直观地观察到。

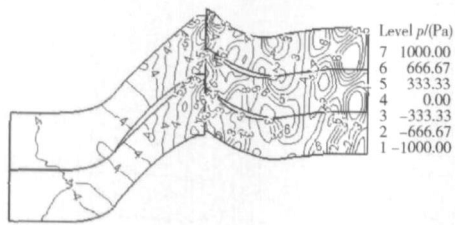


图 12 叶中截面静压 1 阶谐波实部
Fig. 12 Real part of 1st rank harmonic of static pressure at mid-height section

以上是针对静子通道中的分布进行分析, 下面进行转子通道中轴向速度的分析: 从图 14 轴向

速度 1 阶谐波的实部分布 (内容同图 4, 仅改变阈值) 可见, 转子通道中的 1 阶谐波也呈现出条带状。从图 15 (内容同图 7, 仅改变阈值) 轴向速度的 1 阶谐波幅值分布可以看出, 转子中 1 阶谐波幅值也是在交界面处最大, 原因同样是因为交界面的源头因素, 但是幅值很小, 说明在 NASA67 级的跨音流动中下游静子对上游转子的势干扰比较弱, 同时可看到幅值在转子通道中衰减更快。



图 14 叶中截面轴向速度 1 阶谐波实部
Fig. 14 Real part of 1st rank harmonic of axial velocity at mid-height section

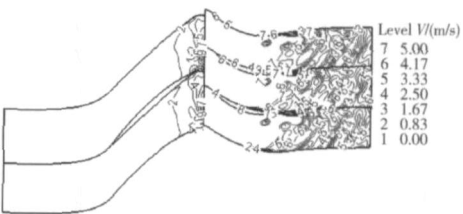


图 15 叶中截面轴向速度 1 阶谐波幅值
Fig. 15 Amplitude of 1st rank harmonic of axial velocity at mid-height section

2.2 交界面处周向波形的分析

图 16 是静子进口处轴向速度 1 阶谐波沿周向的分布, 其中 V_R 代表实部, V_I 代表虚部, F_V 代表振幅。可以看到实部、虚部周向的波形呈正弦波分布。幅值沿周向并不相等而是有波动则是因为静子势干扰的缘故。1 阶谐波幅值量级约 20 m/s, 时均速度约 200 m/s, 大致是 10% 的脉动幅度。2 阶、3 阶谐波的周向分布与此类似不再给出。

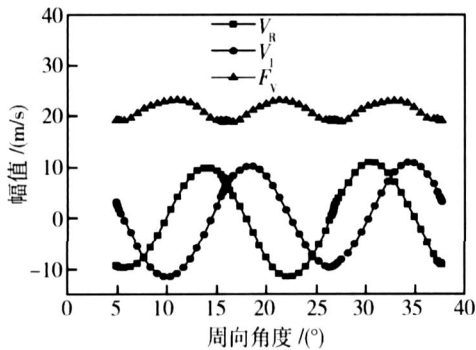


图 16 静子进口 1 阶谐波周向分布

Fig. 16 Circumferential wave of 1st rank harmonic at inlet of stator

图 17 是转子出口处轴向速度 1 阶谐波沿周向的分布.周向的波形呈正弦波分布但是周期性没有静子进口的好,可能是由于非定常计算收敛性还不够理想.其幅值明显比静子进口的要小,说明跨音情况下下游叶片的势干扰弱于上游叶排的尾迹干扰.

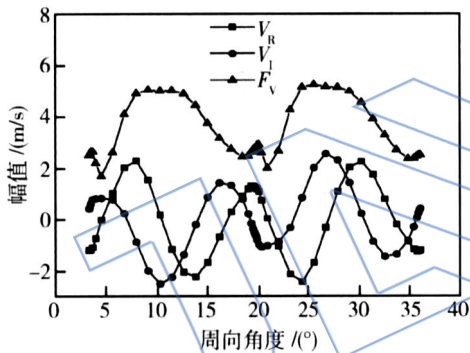


图 17 转子出口 1 阶谐波周向分布

Fig. 17 Circumferential wave of 1st rank harmonic at outlet of rotor

2.3 周期性边条相位差的分析

图 18 是根据频域中的轴向速度图像得到的静子一个栅距内延迟周期边条的相位延迟角 (Inter-Blade Phase Angle, 简记为 IBPA) 沿轴向的分布,横坐标是轴向网格点序号,17 代表静子前缘,81 代表静子尾缘.可以看到在前部延伸区 IBPA 的值为 240° ,即 $360^{\circ} \cdot (22/33)$,其中 22 是上游叶排的叶片数,33 为当地叶排的叶片数.在后部延伸段也大致等于 240° ,但是有稍许的偏离,这是该处非定常计算的不理想带来的,具体可参考图 25.

图 19 是根据频域中的轴向速度图像得到的转子一个栅距内周期边条的相位延迟角沿轴向的分布,横坐标是轴向网格点序号,33 代表转子前缘,

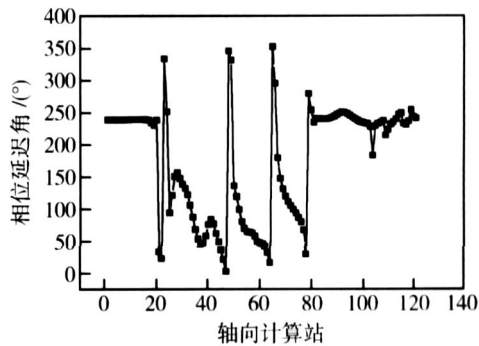


图 18 静子的相位延迟角

Fig. 18 IBPA in stator

97 代表转子尾缘.后部延伸区 IBPA 的值为 $540^{\circ} - 360^{\circ} = 180^{\circ}$,前者即 $360^{\circ} \cdot (33/22)$,其中 33 是下游叶排的叶片数,22 为当地叶排的叶片数;前部延伸段的 IBPA 比较乱,则是因为势干扰在此处已经很小,非定常计算不理想的缘故.在非线性能谐波法的计算中,延伸区域的相位延迟角可以通过在周期边界上施加相位延迟边界条件来保证.

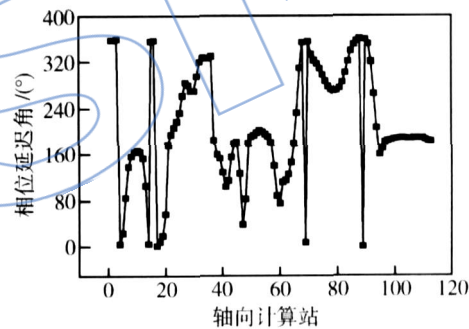


图 19 转子的相位延迟角

Fig. 19 IBPA in rotor

3 确定应力模化精度分析

得到了频域中流场之后,根据公式 $\overline{u'v'} = 2 \cdot (u_R v_R + u_I v_I)$ 就可以求出确定应力,其中 u, v 代表流场参数,下标 R 代表实部, I 代表虚部.该值与从时域中得到的确定应力的吻合精度是非线性谐波法建模的关键.

静子进口一点处 $(V_x) / (\rho V_x)$ 的对比结果如图 20 所示,横坐标是考虑谐波的阶数,纵坐标是频域中得到的确定应力 τ_i 和时域中得到的确定应力 τ_e 的比值 R.从图中可以看到,随考虑谐波阶次的增加吻合精度不断提高;仅考虑前两阶谐波,吻合精度就达到了 96.88%.

图 21、22 分别是 S1 流面确定应力的时域计算结果 (仅给出 $(V_x) / (\rho V_x)$,其余应力类似) 和考虑前 5 阶谐波的频域合成结果的分布图.可以

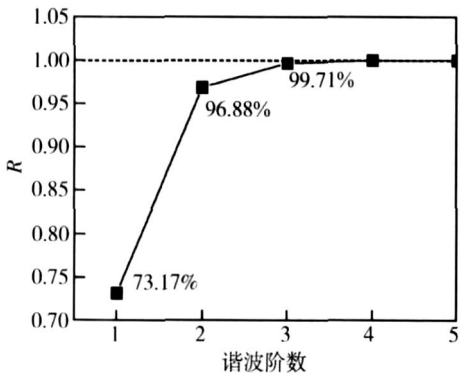


图 20 两种途径得到的确定应力的比值
Fig. 20 Ratio of τ_1 and τ_2

看到两种途径得到的确定应力在数值、结构上都是非常吻合的,说明了非线性谐波法在模化确定应力方面的优势.

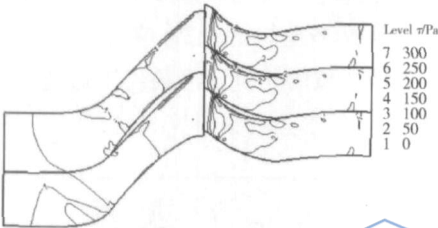


图 21 时域中的 $(V_x)(\rho V_x)$
Fig. 21 $(V_x)(\rho V_x)$ in time-domain

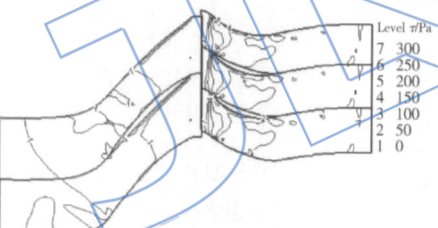


图 22 频域中的 $(V_x)(\rho V_x)$
Fig. 22 $(V_x)(\rho V_x)$ in frequency-domain

图 23 是从定量上来研究频域得到的确定应力的相对误差分布,可以看到在转子进口少量区

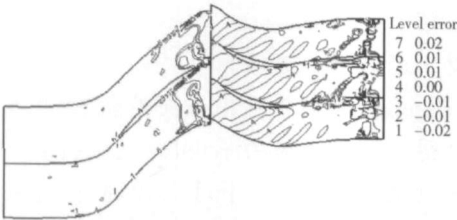


图 23 叶中截面考虑前 5 阶谐波频域得到的确定应力的相对误差
Fig. 23 Relative error of deterministic stresses considering 1-5 rank harmonic at mid-section

域和静子进口的大部分区域的相对误差都是在 2 % 以下,但是在静子出口有小部分区域的相对误差较大,平均值约 10 %.

图 24 是静子进口一点和出口一点处的轴向速度的时变曲线,从中可以看到进口处波形的在一个周期内的图像是完全衔接的,但如图 25 的放大图所示,出口波形并没有完全衔接上,这说明了非定常计算在该处不理想,有一定的偏差,这也是导致确定应力在该处模化精度不高的一个原因,这个现象在转子中也存在.图 26 给出了转子通道中该确定应力的绝对误差分布,可看出该区域绝对误差较小,只是因为基数小(有些点处的确定应力为 10^{-6} 量级)而导致相对误差比较大.而实际上,转子通道中的确定应力是如此的小以至于考虑确定应力的时均场与定常场的差别非常小,这从许多的非定常动画中可以更加直观地看到.

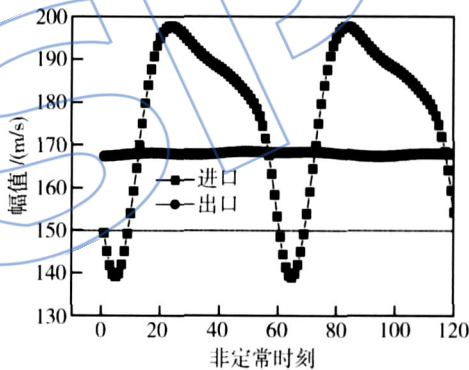


图 24 进口和出口处一点的时变曲线
Fig. 24 Unsteady change of points at inlet and outlet

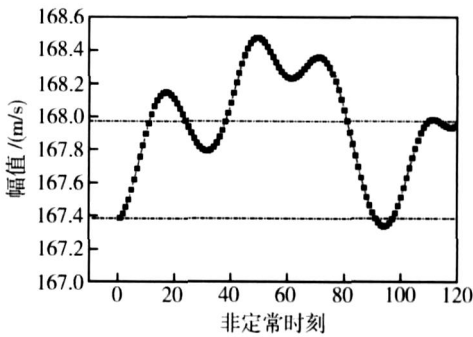


图 25 出口处一点的时变曲线
Fig. 25 Unsteady change of point at outlet

本文只是针对已有非定常结果傅立叶分解后得到频域图像进而合成得到的确定应力和非定常时均得到的确定应力进行对比;真正意义上的精度分析应该是以非线性谐波法迭代得到的确定应力来做对比,同时还可以做考虑前 N 阶谐波得到



图 26 转子通道中 (V_x) 绝对误差

Fig. 26 Absolute error of (V_x) in rotor

的时均场与非定常时均场的对比,这些将在以后的研究中进行考察.

4 结 论

本文通过对 NASA67 级典型截面非定常流场进行快速傅立叶分解得到各个物理量的频域图谱,分析得到以下结论:

(1) 通过对非定常频域图谱的研究,从一个全新的视角来分析非定常流场,可以看到一些在时域流场中很难直观看到的现象,如出口处的数值反射.

(2) 对频域图像中交界面处周向波形及周期边条相位延迟角的分析可加深对频域内流场特性的认识,对非线性谐波法的编程应用有指导作用.

(3) 通过时域和利用前 5 阶谐波频域合成得到的确定应力在叶中截面的对比,可以看出频域求解合成确定应力的可行性和优势.

参考文献:

[1] Adamczyk J J. Model equation for simulation flows in multi-

stage turbomachinery [R]. ASME Paper 85-GT-226 or NASA- TM86869.

[2] Adamczyk J J. A model for closing the inviscid form of the average passage equation system[J]. Journal of Turbinemachinery, 1986, 108(2) :180-186.

[3] Rhie C M, Gleixner A J, Spear D A, et al. Development and application of a multistage navier-stokes solver, Part 1: Multistage modeling using body-forces and deterministic stresses[R]. ASME Paper 95- GT-342, 1995.

[4] Sondak D L, Dorney D J, Davis R L. Modeling turbomachinery unsteadiness with lumped deterministic stresses [R]. AIAA-96-2570, 1996.

[5] Van de Wall A G, Kadambi J R, Adamczyk J J. A transport model for the deterministic stresses associated with turbomachinery blade row interaction[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4) :593-603.

[6] 季路成. 轴流式叶轮机转子/ 静子干扰非定常流动探索研究 [D]. 北京:北京航空航天大学, 1998.

Ji Lucheng. Research on rotor/stator interaction in axial turbomachinery[D]. Beijing :Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998.

[7] 高丽敏. 离心压缩机级内流动的数值分析与实验研究[D]. 西安:西安交通大学, 2002.

GAO Limin. Numerical and experimental research on centrifugal compressor [D]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University, 2002.

[8] Giles M. An approach for multistage calculations incorporating unsteadiness[R]. ASME92- GT-282, 1992.

[9] He L, Ning W. Efficient approach for analysis of unsteady viscous flows in turbomachines [J]. AIAA JOURNAL, 1998, 36(11) :2005-2012.

[10] 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.