

文章编号: 1000-8055(2010)03-0537-12

叶轮机械颤振稳定性工程预测方法 在跨声风扇中的进一步探讨

张正秋, 邹正平, 王延荣, 刘火星

(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科技重点实验室,
航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

摘 要: 通过求解雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程并采用影响系数法, 对三个基本正交模态的三维振荡跨声风扇叶片绕流问题进行了研究, 基于刚体运动假设和模态叠加法, 得到了可用于叶轮机械设计阶段颤振稳定性评估的稳定性参数图。结果表明, 跨声风扇内部, 激波对非定常气动力的分布具有主导作用; 在一定情况下振型对颤振稳定性有重要影响, 应将其作为颤振稳定性设计的重要参数之一; 跨声风扇和亚声低压涡轮的稳定性参数图对比分析表明, 两者稳定性参数分布形式具有相似性。

关 键 词: 颤振; 稳定性参数; 振荡叶栅; 影响系数法; 跨声风扇

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Investigation of flutter prediction method for transonic fan

ZHANG Zheng-qiu, ZOU Zheng-ping, WANG Yan-rong, LIU Huo-xing

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center,

National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,

School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,

Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation of three-dimensional unsteady viscous flow around oscillating transonic fan was carried out in the influence coefficient domain with one blade oscillating in various three-dimensional rigid-body modes. Then the stability parameter map was gotten based on the assumption of rigid body mode and mode superposition method. The main result of this paper is that, the shock wave has dominant contribution on the unsteady aerodynamic force, mode shape has an important effect on flutter stability, and the stability parameter of transonic fan and subsonic low pressure turbine has similar pattern.

Key words: flutter; stability parameter; oscillating cascade;
influence coefficient method; transonic fan

当前国内外成熟应用于航空燃气轮机设计的颤振稳定性预测工具基本上是在大量试验数据库基础上提炼和总结出来的方法, 其预测能力和精度等高度依赖于经验参数的简化模型, 预测结果的可信度严重依赖于设计人员的经验等, 导致在

新研制/改型发动机试车或工作过程中, 不可预知的颤振仍然时有发生, 增大了研制的风险。因此, 深入研究颤振的物理机制, 并在此基础上发展叶轮机械颤振稳定性预测方法, 特别是进一步发展适用于工程设计使用的颤振稳定性评估方法对于

收稿日期: 2009-02-27; 修订日期: 2009-08-06

基金项目: 国家重点基础研究发展 973 计划 (2007CB210103)

作者简介: 张正秋(1979-), 男, 辽宁铁岭人, 博士生, 主要从事叶轮机械气动弹性问题研究。

叶轮机械的设计具有重要意义。

叶轮机械颤振问题的数值研究方法可以分为经典方法和耦合方法^[1]。经典求解方法通常经过对结构和气动模型的适当简化后,忽略流体与结构的耦合关系,从而将结构与流体分开求解。经典方法中最常用的是特征值法和能量法,经典方法是一类成熟的叶轮机械颤振稳定性预测方法。Bendiksen 和 Friedmann^[2]采用特征值法对多种叶栅颤振问题进行了研究。能量法最早由 Carta^[3]提出, Hall, Lorence^[4]和 He^[5]则用能量法对三维叶片颤振进行了分析。耦合法(根据 Marshall^[1]的定义,主要指部分耦合)与经典方法本质的不同是流体和结构求解是交互影响的,这符合问题的物理本质,也使得流体与结构求解能够考虑更多的非线性因素,但耦合方法过大的计算量使其难以应用于叶轮机械气动设计阶段。Ballhaus 和 Goorjian^[6]采用此方法对跨声机翼的颤振问题进行了研究。国内方面,胡运聪和周新海^[7]、金琰和袁新^[8]等通过求解雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程结合移动网格技术,对振荡叶栅绕流进行了一定的分析;并进一步引入了简单结构模型,进行初步的颤振分析。但由于该类非定常问题的复杂性,仍然需要进行大量、细致、深入的研究工作。

早期的经典方法由于过多的简化以及过度的依赖于实验导致其计算精度和适用范围较差,超出了该模型的预测精度范围却仍然应用该模型的问题时有发生。所以对于高性能发动机的研制而言,发展一种计算速度快、对经验依赖性弱、预测能力强、精度高和适用范围宽广的工程颤振预测和评估程序是非常必要的,以最大程度降低颤振发生几率。文献[9-10]结合叶轮机械的设计流程,通过求解雷诺平均 N-S 方程并采用刚体运动假设,模拟了三个基本正交模态下的振荡涡轮叶片非定常流动,同时结合实验数据对数值方法进行了验证,然后通过模态叠法来获得所有可能的刚体振动模态的颤振稳定性(气动阻尼),最后根据稳定性参数图和叶片的真实模态进行颤振稳定性预测,从而形成了一种可应用于叶轮机械二维、三维气动设计阶段的颤振稳定性预测方法。由于颤振更多的发生在风扇、压气机中,并且跨声风扇内部激波等产生的强烈非定常特性会使问题变得更加复杂,因此将这种颤振稳定性预测方法应用于跨声风扇并就风扇、低压涡轮内部的颤振稳定性相关特性进行对比,具有重要的工程意义。

本文以某跨声风扇为研究对象,在三个基本

正交模态下进行基于影响系数法的非定常流动数值模拟研究;采用文献[9]的颤振稳定性分析方法,对此跨声风扇叶片的颤振稳定性进行详细分析,同时与涡轮叶片的分析结果进行了对比,以期进一步认识航空发动机内部颤振物理机制。

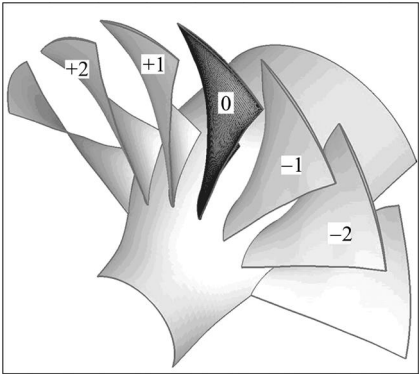
1 计算模型

计算模型为某真实风扇转子叶片,详细的参数介绍如表 1 所示。

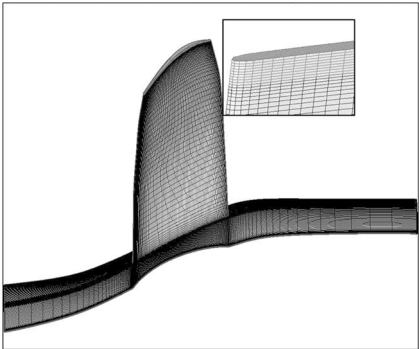
表 1 计算参数

Table 1 Computational parameters	
参数	数值
流量/(kg/s)	77.2
进口总温/K	288
进口总压/Pa	101325
出口静压/Pa	110000
总压比	1.534
计算效率	0.80
进口绝对气流角/(°)	0

叶片运动的方式为轴向弯曲、周向弯曲和扭转运动,其中扭转运动的扭转轴位于叶片叶中前缘径向。计算域模型、网格如图 1 所示。图 1(a)为计算域模型,共包含 6 个通道,其中振荡叶片表面



(a) 计算域模型



(b) 叶片表面网格

图 1 计算域模型、网格

Fig. 1 Computational model and mesh

网格分布情况如图所示. 单通道的网格分布为 $170 \times 80 \times 60$ (轴向 $\times$ 径向 $\times$ 周向), 叶尖间隙网格数目为 $101 \times 10 \times 15$ (轴向 $\times$ 径向 $\times$ 周向), 如图 1 (b) 所示. 整个模型节点总数为 498 万. 数值模拟过程中, 只有中间叶片以简谐形式运动, 运动形式为 $\alpha(t) = Ae^{i\omega t}$, 其中 A 为振幅, ω 为振动频率, 其他叶片静止不动, 振荡折合频率为 0.1.

2 定常结果

本文首先分析了风扇定常计算结果, 同时根据 CFD (计算流体动力学) 计算结果, 对流场进行了简单分析. 图 2 给出了叶片表面的压力分布云图, 纵坐标代表相对叶高. 对应根、中、尖三个截面的压力分布曲线, 可以观察到明显的高压力梯度区域, 分别位于吸力面 (SS) 弧长 = -0.3 附近 (占据了几乎整个叶高方向) 和压力面 (PS) 弧长 = 0.3 附近 (占据了 50 % 叶高以上), 这两个区域对应激波所在位置. 云图中不仅清晰的反映出压力水平的分布形式, 也清晰的刻画了激波在叶片表面的展向分布形式, 其中吸力面的激波分布形式更加复杂.

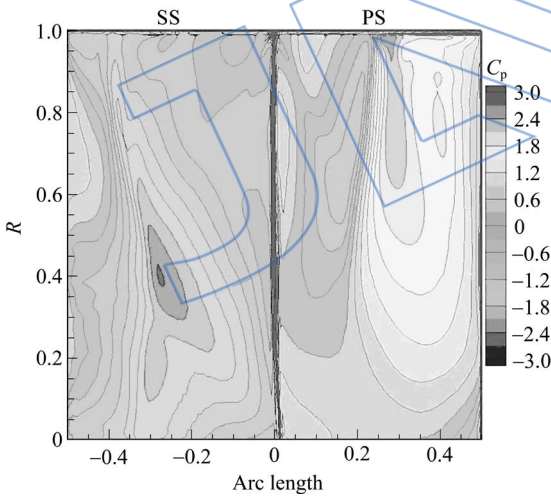


图 2 定常压力分布

Fig 2 Pressure distribution of steady computation

为了更清晰的认识该风扇叶片激波结构的三维分布形式, 图 3 给出了 S_2 截面上叶中截面的相对马赫数分布云图和压力分布等值线. 叶中截面的激波分布形式较为复杂, 经过对径向 S_2 截面上激波分布形式的分析发现, 叶中截面压力面的正激波对应叶根截面的弱激波, 因为随着叶高的增加, 吸力面激波强度逐渐增强且随叶片的扭转, 正激波离开了吸力面. 吸力面的两道斜激波为风扇

叶片进口的内伸激波和此斜激波的反射波. 该斜激波在 30 % 叶高时开始出现, 从叶片表面压力分布云图也可以识别出该斜激波沿径向的产生位置. 斜激波与吸力面作用点后部, 出现一定的低速区.

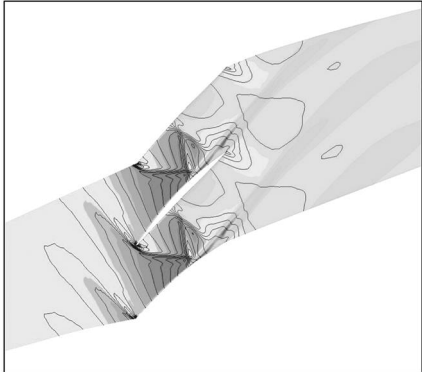


图 3 叶片叶中截面相对马赫数云图和压力分布等值线

Fig 3 Counters of Mach number and pressure distribution of mid span

图 4 所示为叶尖流向各个截面的熵增以及泄漏流的流线分布, 叶尖区域存在明显的泄漏流动, 图中高熵增区为泄漏流.

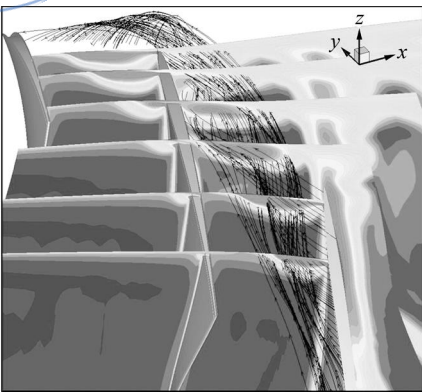


图 4 叶尖流线、熵增分布图

Fig 4 Streamlines and entropy distribution of the tip region

如图 5 所示, 从近叶片表面流线分布来看, 由于状态接近堵点, 吸力面激波后流动出现明显分离区域, 这与激波的强度和吸力面的逆压梯度流动条件相关. 压力面的激波后也存在一个长条形分离泡, 这是激波边界层相互作用的结果, 分离泡后流动再附着.

从定常流场的分析结果可见: 在近堵点, 所研究的高负荷跨声风扇叶片流动受激波的影响较强, 叶片通道中存在较为复杂的三维激波体系; 吸

力面前部,前缘和吸力峰之间存在较强的加速绕流过程,由于转子叶片的转动和叶片的径向积叠使得径向压力梯度较为明显;从叶片表面的压力分布云图(图2), S_2 截面的流动以及叶片表面流线的分布情况来看,风扇叶片的流动存在很强的三维效应;激波边界层相互作用较强,压力面正激波后产生了较明显的分离泡,吸力面斜激波后形成了回流区。

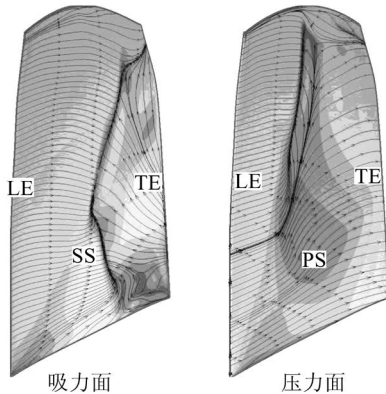


图5 近叶片表面流线和马赫数分布
(LE:前缘,TE:尾缘)

Fig. 5 Streamlines and Mach number distribution
near blade surface
(LE:leading edge, TE:trailing edge)

3 振荡叶片非定常流动数值模拟研究

采用影响系数法,对近堵点三维振荡风扇叶片的非定常流动进行了数值模拟研究,给出了计算模型中各叶片叶中截面的非定常气动力响应分布。本文将研究叶片在不同振型下的计算结果。非定常气动力响应采用复数的形式表示,可以表示为一阶谐波振幅(压力系数幅值)和相位的形式。为了避免产生相位值大于 360° 的情况,将相位值限制在 $\pm 180^\circ$ 范围内,因此 $+180^\circ$ 和 -180° 对应同一个角度。

3.1 轴向弯曲

研究了三个正交模态下的振荡叶片非定常流动,气动计算条件与定常计算相同,对应的折合频率为 $\kappa=0.1$ 。图6所示为轴向弯曲模态下 -2 到 $+2$ 叶片上的非定常气动力的响应(幅值和相位)。参考叶片(振动叶片0)上的非定常气动力响应幅值很高,同时给出了与参考叶片相邻的 ± 1 以及 ± 2 叶片上的非定常气动力响应。参考叶片

上的气动力响应峰值位于压力面中部的弧长 $=0.2$ 处,此处对应压力面正激波所在位置。弧长 $= -0.3$ 处非定常气动力响应幅值也有一定的波动,但此处对应斜激波,幅值的脉动不大。总体来看,参考叶片表面的压力分布平均水平较高。 $+1$ 叶片的压力面上,气动力响应的幅值在压力面的大部分区域都较高,气动力响应幅值的峰值发生在弧长 $=0.2$ 处,对应定常正激波所在位置。压力面正激波和前缘之间区域的非定常气动力响应幅值水平也较高。气动力响应幅值在吸力面也有一定的水平,在弧长 $= -0.3$ 附近存在一微小峰值,此为斜激波与吸力面相互作用位置。在 -1 叶片上,吸力面弧长 $= -0.3$ 处存在一响应峰值,此处对应斜激波与吸力面相互作用位置,此处至尾缘方向均保持了较高的非定常气动力响应水平,这可能是激波后回流区的影响所致。吸力面上斜激波至前缘的非定常气动力响应幅值水平很低,基本可以忽略。在整个压力面上,除正激波对应的弧长 $=0.2$ 处有一小峰值外,气动力响应幅值都很小。 ± 2 叶片上的气动力响应幅值总体上是较小的,但是激波所在位置都对应一定水平的气动力响应幅值。

非定常气动力响应的相位在参考叶片表面基本为反相,但激波对应位置的相位会有一个较大的波动,而后相位会逐渐恢复到反相。 $+1$ 叶片的吸力面基本上是反相,压力面基本为同相,压力面激波所在位置相位发生一定水平的突跃。 -1 叶片的表面的相位基本是反相的,吸力面前缘相位有一定跳跃,激波所在位置相位有一定的脉动。在 ± 2 叶片上,相位在叶片表面大部分区域为反相,经过激波所在位置,相位会有一定程度的突跃。

对于轴向弯曲模态,有如下规律:非定常气动力响应峰值处在弧长 $=0.2$ 附近和弧长 $= -0.3$ 附近,此位置对应激波所处位置。非定常气动力响应在远离参考叶片时迅速衰减,在距离较远的 ± 2 叶片上,仅能在激波所在位置处观察到一定水平的非定常气动力响应,而 ± 1 和参考叶片上,非定常气动力响应较大。相对于亚声低压涡轮算例^[9-10],在跨声风扇内,参考叶片振动的影响范围更大,但 ± 2 叶片上非定常气动力响应的相对水平还是较小的。同时,参考叶片的运动对正叶片方向的影响远大于对负叶片方向的影响。相对于亚声低压涡轮算例,风扇叶片表面的非定常气动力的相位和幅值的脉动明显加强,尤其是在激波附近。

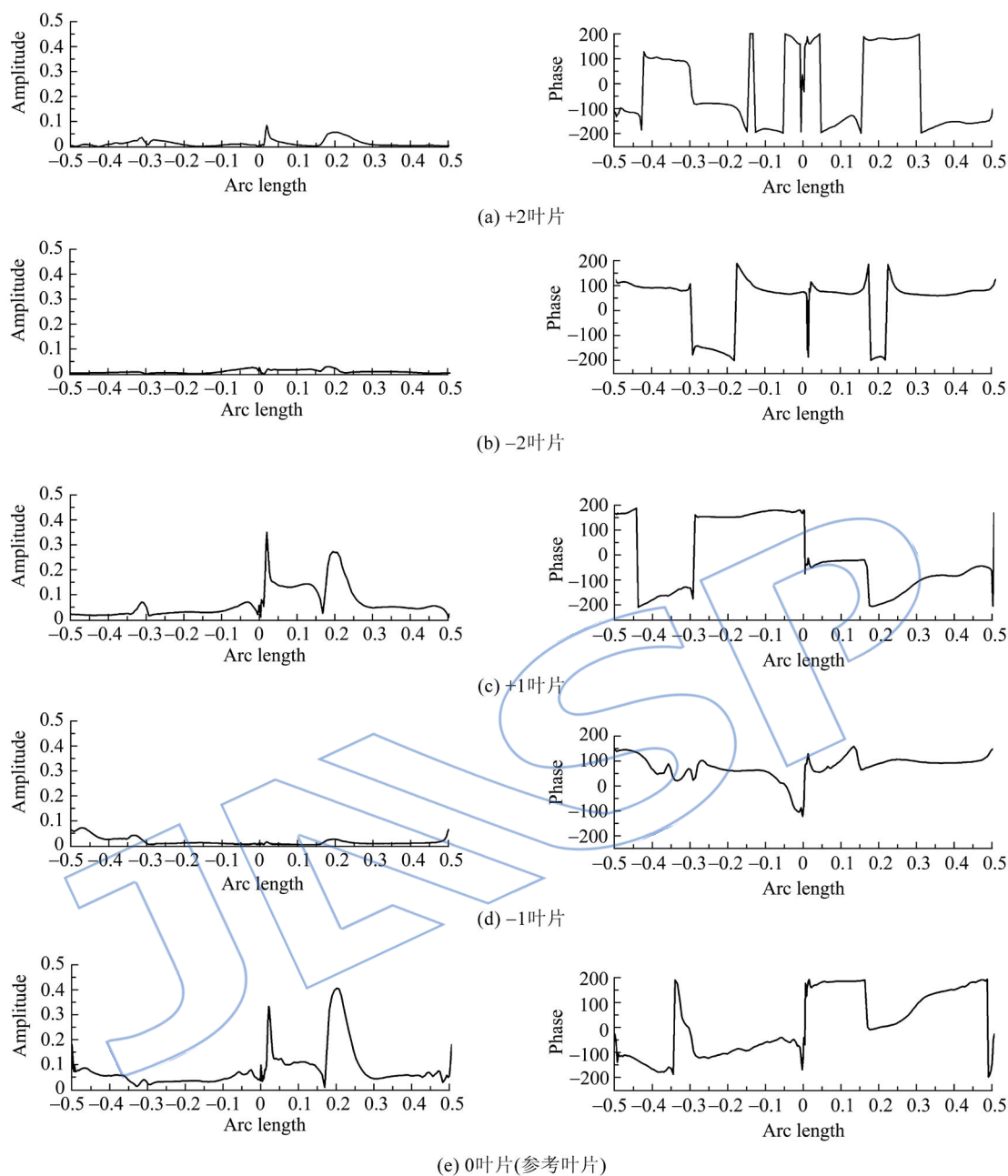


图 6 轴向弯曲下非定常气动力响应 ($\kappa=0.1$)

Fig 6 Unsteady force response of axial bending ($\kappa=0.1$)

3.2 周向弯曲

图 7 所示为周向弯曲模式下的非定常气动力响应结果.从整体上看,气动力响应幅值相对轴向弯曲小很多.在参考叶片上的弧长 = 0.2 处仍然有明显的气动力响应峰值.气动力响应幅值向两边逐渐减小并在压力面保持一定的水平.吸力面的气动力响应幅值在弧长 = -0.3 之前一直保持较低水平,弧长 = -0.3 处气动力响应幅值脉动加大且向尾缘逐渐升高,这是由激波和激波边界

层相互作用导致的.在 +1 叶片的压力面,气动力响应幅值相对较大,且在弧长 = 0.2 存在一峰值.吸力面的非定常气动力响应幅值水平较低.在 -1 叶片的压力面,气动力响应幅值的峰值在具体数值上减小很多,但仍然存在.非定常气动力响应主要集中在吸力面弧长 = -0.3 至尾缘段,此处非定常气动力响应有一定的脉动.±2 叶片上非定常气动力响应的幅值水平基本处于较低水平,仅激波所在位置能观察到微小的响应峰值.

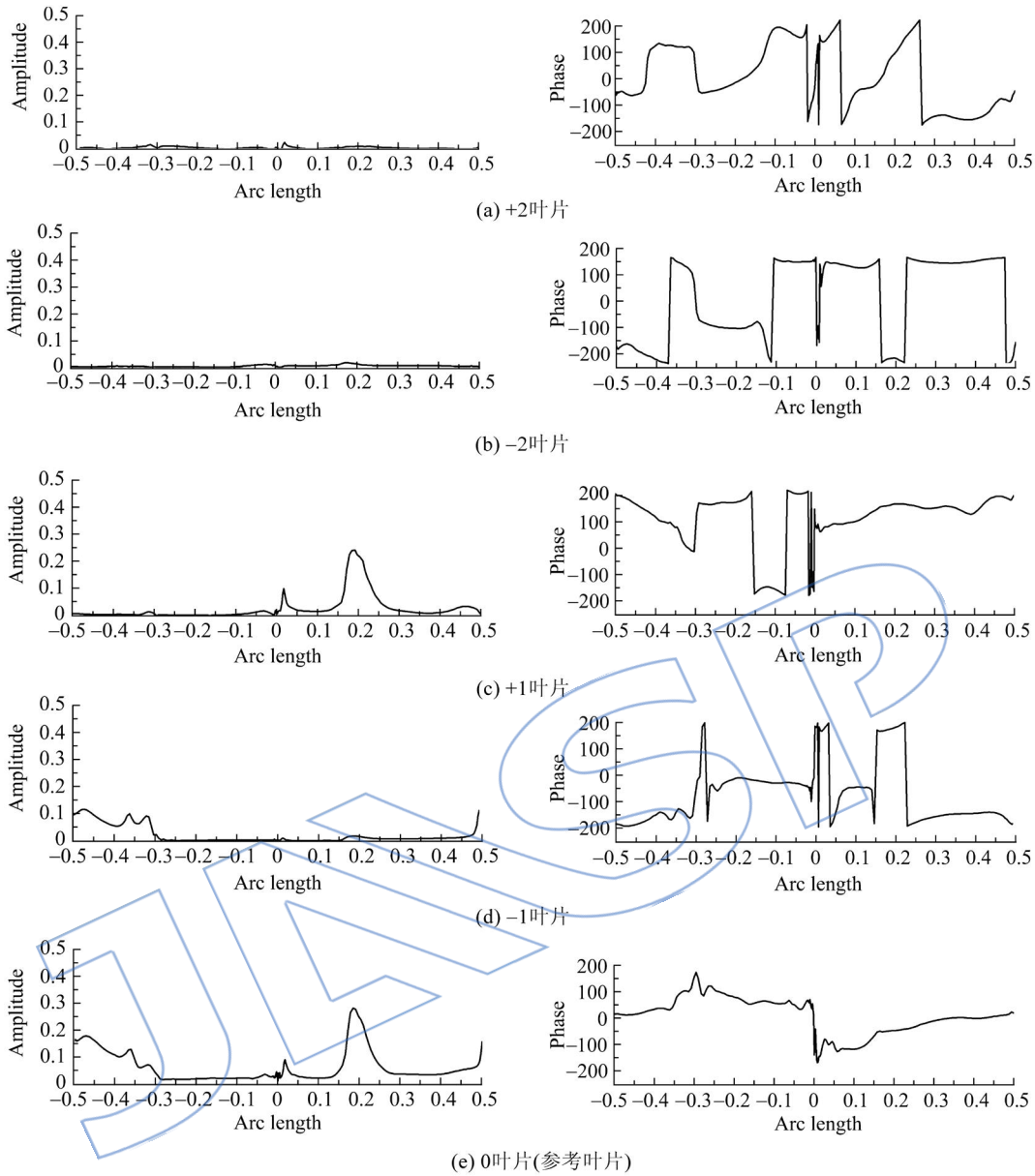


图 7 周向弯曲下非定常气动力响应 ($K=0.1$)

Fig. 7 Unsteady force response of circumferential bending ($K=0.1$)

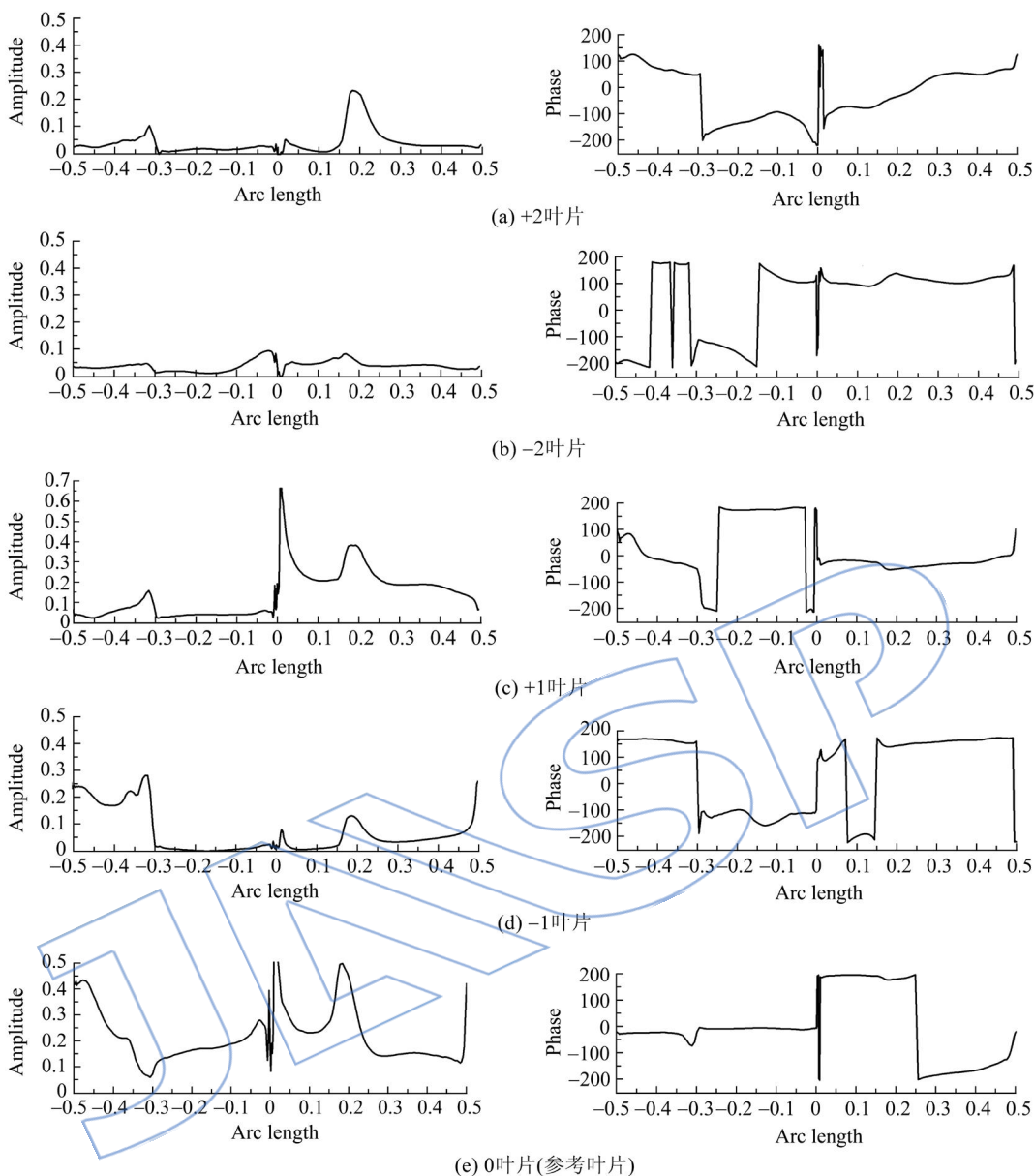
在参考叶片的吸力面前缘相位为同相,接近尾缘的过程中,除激波处的数值波动外,基本保持同相的趋势.在压力面前缘相位角呈现 180° 的跳跃,然后相位逐渐趋于同相. $+1$ 叶片上叶片表面的相位基本处于反相,但吸力面数值的波动较大. -1 叶片上压力面和吸力面前缘均有一段同相,其他部位为反相. ± 2 叶片表面上相位分布基本为反相,且激波对应位置有明显的相位波动.对于周向弯曲模态,有如下规律:在周向弯曲模态下,非定常气动力响应量级与轴向弯曲相同,但具体数值水平降低.从非定常气动力响应的幅值和相位分布来看,跨声风扇内的非定常气动力脉动主

要是由激波主导的.

尽管 ± 2 叶片上的气动力响应幅值很低,但其具体数值水平的分布表明,周向弯曲振动对非定常气动力的影响范围也大于一个通道的距离.与轴向弯曲振动相同,远离参考叶片,非定常气动力响应幅值逐渐衰减,距离参考叶片较远的叶片上非定常气动力响应幅值很低.参考叶片的振动对正叶片方向的影响远大于对负叶片方向的影响.

3.3 扭转运动

最后,给出了扭转振动下的非定常气动力响应计算结果,如图 8 所示.参考叶片上的气动力响

图 8 扭转运动下非定常气动力响应 ($\kappa=0.1$)Fig. 8 Unsteady force response of torsion mode ($\kappa=0.1$)

应幅值在量级上与前两个模态的相同,但叶片表面整体的响应幅值水平较前两个模态高出很多.前缘的非定常气动力响应幅值明显升高,气动力响应幅值向尾缘方向是减小的,但在激波位置有较大的突跃.吸力面尾缘由于激波边界层相互作用形成较大的气动力响应幅值.在+1叶片压力面上,气动力响应幅值保持了较高的水平,整体上气动力响应幅值从前缘向尾缘逐渐减小,但在弧长=0.2处有一峰值.气动力增加的幅度在压力面较大,因为这个表面是与振动叶片相邻的表面.在-1叶片的吸力面,气动力响应幅值主要分布在弧长=-0.3以后,即激波及其后的失速区.压

力面也保持了一定的响应幅值水平,且气动力响应幅值逐渐升高,正激波所在位置对应响应峰值,这是与扭转运动模态相对应的.与两个弯曲振动不同,扭转运动下 ± 2 叶片上气动力响应幅值仍然较高,但相对于扭转运动下的参考叶片和 ± 1 叶片,其相对值仍然是较低的.

参考叶片上的相位分布形式为,吸力面上与振动同相,压力面为反相.+1叶片的压力面保持同相,吸力面前缘至弧长=-0.3段保持反相,而后发展成同相.在-1叶片上相位基本为反相. ± 2 叶片上的相位在大部分区域为反相.

对于扭转运动,有如下规律:对比其他两个弯

曲模态,扭转运动下非定常气动力响应幅值水平最高.非定常气动力响应幅值在参考叶片和 $+1$ 叶片上的分布与前两个弯曲模态表现出不同特征,主要表现在参考叶片前缘和 $+1$ 叶片尾缘的非定常气动力幅值变化趋势.与其他模态相同,参考叶片振动影响范围扩展到比一个通道更远的区域.远离参考叶片后,非定常气动力响应幅值逐渐衰减. ± 2 叶片上的非定常气动力仍然保持一定的水平,但相对于参考叶片和其相邻叶片,相对值仍然是较小的.扭转运动下,跨声风扇的非定常气动力仍然是受激波主导的,激波所在位置的响应幅值和相位均会发生较明显变化.

4 气动阻尼随叶间相位角(IBPA) 变化关系

对于跨声风扇算例,讨论了气动阻尼系数与 IBPA (inter-blade phase angle) 的关系,本文同时给出了三个基本正交模态下的结果.对应每一个基本模态,同时给出了参考叶片(0 叶片)和其相邻叶片(± 1 叶片)的气动阻尼分量,以区分不同叶片对稳定性贡献值的大小,同时也可以反映所有叶片综合作用的气动阻尼结果.

稳定性参数的定义与文献[9]相同,表示所有可能的 IBPA 下的最小气动阻尼.图 9 给出了不同叶高方向的气动阻尼随 IBPA 的变化.对于轴向弯曲, -1 叶片上叶根和叶尖的气动阻尼幅值较叶中截面大,说明稳定性贡献在 -1 叶片上存在三维效应,根、中、尖三个截面的相位发生明显的错动,叶根截面的最小气动阻尼位于 90° 附近,而叶中、叶尖截面的最小气动阻尼位于 270° 附近.参考叶片上不同叶高截面上也存在明显的三维效应,由于参考叶片的气动阻尼分量不受 IBPA 的影响,因此为一水平直线,但其数值代表了参考叶片的稳定性贡献水平,可见,对于轴向弯曲振动,从叶根到叶尖,气动阻尼分量绝对值逐渐升高,但气动阻尼值为负值.相对于 -1 叶片, $+1$ 叶片上气动阻尼分量在相位上也发生了一定程度的偏移,主要表现在叶尖截面. $+1$ 叶片上的气动阻尼分量的幅值较 -1 叶片有明显增大,且相对于参考叶片表现出明显的不对称性,三个截面的气动阻尼分量基本相当,叶中截面较其他两截面略小.最小气动阻尼发生在 270° 附近.因此,在仅考虑参考叶片和其相邻叶片的贡献的情况下得出了气动阻尼随 IBPA 的变化:根、中、尖三个截面上,气动阻尼表现出明显的三维效应,从叶根到叶尖

截面的稳定性参数逐渐减小,沿叶高方向稳定性参数对应的 IBPA 发生了偏移,这是三个叶片稳定性贡献的综合作用的结果.

对于周向弯曲, -1 叶片的气动阻尼分量沿叶高方向逐渐减小,且气动阻尼分量相位发生了明显的错动,这主要表现在叶尖截面.对于参考叶片,叶高方向的气动阻尼分量逐渐减小,且三个截面上的气动阻尼分量均为负值. $+1$ 叶片的气动阻尼分量在叶高方向的变化不如参考叶片和 -1 叶片明显,但趋势是一致的,叶根截面的稳定性贡献最大.参考叶片和其相邻叶片的综合作用为:稳定性参数随沿叶高逐渐增大,即叶根截面的稳定性参数最小(绝对值最大),叶中次之,叶尖最大.这与轴向弯曲振动趋势相反,稳定性参数最小的截面位于叶根,沿叶高方向气动阻尼随 IBPA 的分布没有发生明显的相位偏移.

扭转运动下, -1 叶片沿叶高方向各个截面发生了不同程度的相位偏移,对气动阻尼分量幅值叶尖截面最大,叶中和叶根截面相当. $+1$ 叶片上三个截面的气动阻尼分量幅值基本相当,但是各截面的相位发生了明显的偏移.而参考叶片上,叶中截面的气动阻尼贡献为正值,叶尖截面的气动阻尼贡献最小,为负值.综合来看,气动阻尼随 IBPA 的变化呈现明显的三维效应,稳定性参数在叶尖截面较小.

可见,真实振荡风扇叶片中的三维效应较涡轮内部更强且表现更为明显,模态振型对三维效应的影响显著,不同模态下,不同叶片上气动阻尼分量的三维效应表现不同,有时趋势可能完全相反;稳定性参数的数值和对应的相位受三维效应的影响较为明显,这也是不同 IBPA 下气动阻尼三维效应产生的一个主要原因.

5 振型对颤振稳定性的影响分析

5.1 参考叶片附近的稳定性参数云图

根据刚体运动假设和模态叠加原理,可以求出以扭转轴位置为函数的稳定性参数值.图 10 所示为折合频率 0.1 条件下的稳定性参数随扭转轴位置变化的函数关系云图,分别给出了根、中、尖截面的结果.为了构建此图,可通过叠加三个基本模态,在每一个位置点(general x , general y)计算稳定性参数值.绘图时要给定扭转轴的限定范围,然后在整个扭转轴的限制范围内计算每一点的稳定性参数值生成云图.图中所示扭转轴的限定范围在两个方向均为 $-3 \sim +3$.在给出稳定性参数

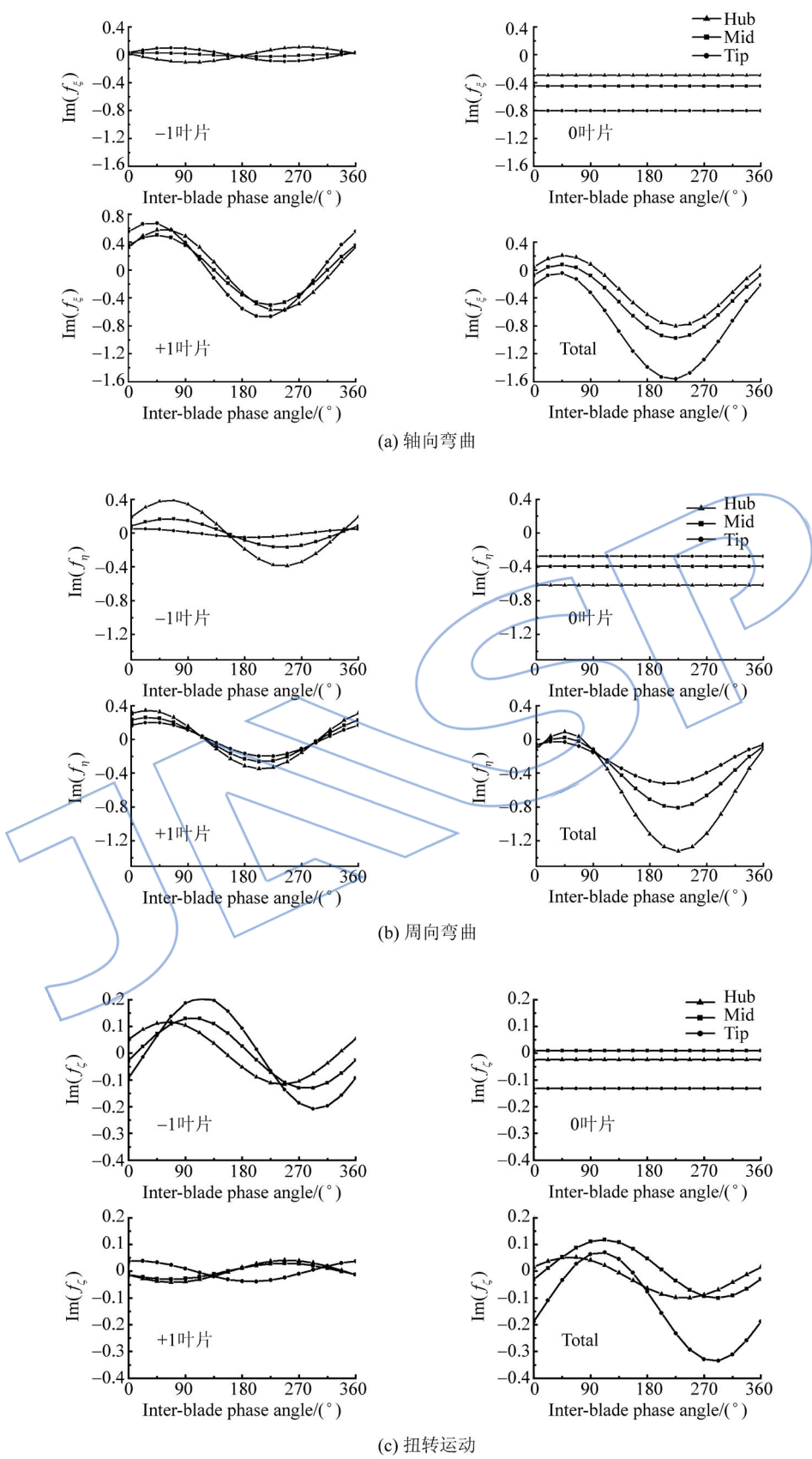


图 9 不同叶高方向三个基本振型气动阻尼分量随 IBPA 变化 ($\kappa=0.1$)

Fig. 9 Aerodynamic damp component vs IBPA at different blade heights and different mode shapes ($\kappa=0.1$)

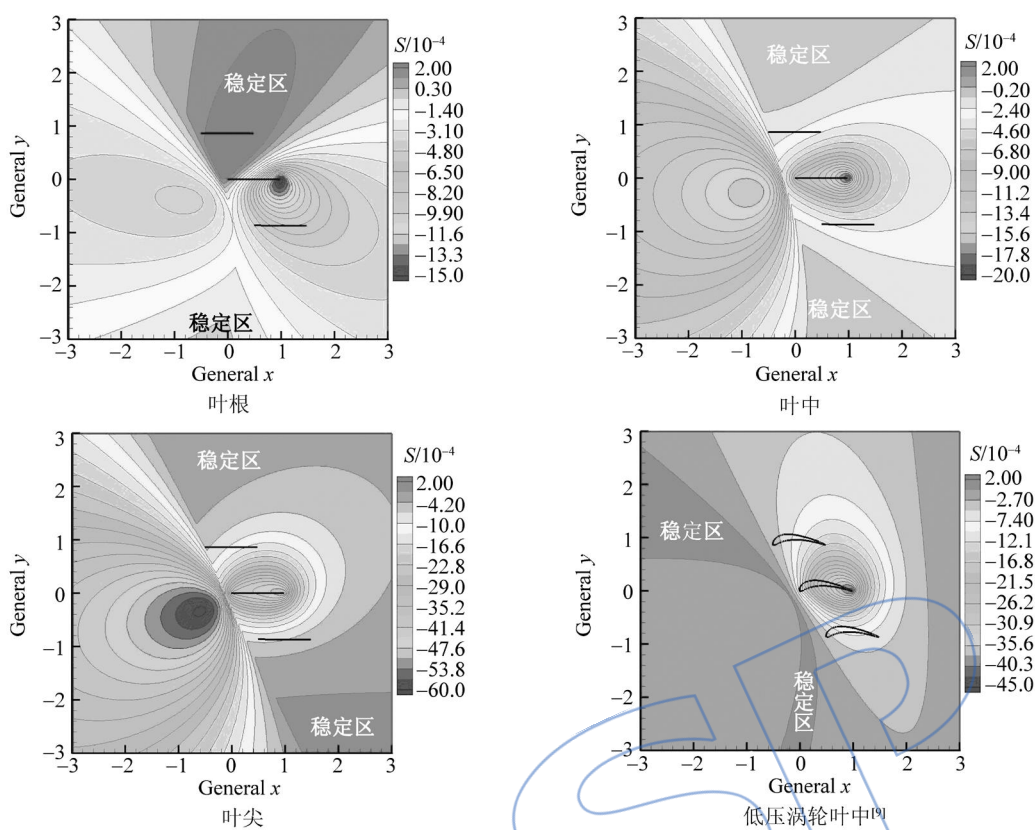


图 10 参考叶片附近的稳定性参数云图对比 ($\kappa=0.1$)

Fig. 10 Stability parameter distribution near reference blade ($\kappa=0.1$)

云图的同时,也给出了参考叶片(中间叶片,用其弦长表示),图中参考叶片的位置是有实际意义的;而与参考叶片相邻的叶片仅仅是为了表示叶栅的延伸方向,其位置没有具体意义.图中包含了大量信息,相当于对 2-D 坐标系中的每一个点都进行了一个相应模态的颤振稳定性分析.

由于所有模态都用刚体扭转模态表示,因此每一个扭转中心都对应一个模态振型.可见扭转轴的影响非常明显,在叶根截面上,稳定性参数在所限定的扭转轴区域内变化显著.以参考叶片的尾缘为中心,存在一个稳定性参数较低的区域,叶片前缘上游也存在一个稳定性参数较低的区域,一个扭转位于此区域的模态振型将会趋于不稳定.最稳定的区域在稳定性参数图中标记为稳定区,而扭转轴位于此区域的模态将会趋于稳定.图中还可发现,当扭转轴位置沿着叶片从尾缘延伸方向逐渐向前缘延伸方向运动时,稳定性参数先逐渐减小,而后逐渐增大,达到前缘后稳定性参数开始减小.

随着叶高的增加,稳定性参数的总体分布规律没有发生变化.虽然以尾缘为中心的不稳定区域形状发生变化,但位置没有改变.最明显的变化是叶片前缘上游出现一个较大的不稳定区域,此

不稳定区域与叶片前缘间的稳定性参数梯度很高.稳定性区域已在图中标出,方位近似垂直于叶片弦长方向.对于叶尖截面,稳定性参数的总体分布形式仍然没有发生变化,但前缘上游不稳定区域的范围扩大,且稳定性参数的数值进一步减小.

对比根、中、尖三个截面的稳定性参数分布情况,可以发现稳定性参数的总体分布形式是一致的,这些一致性包括:叶片尾缘的低稳定性参数区域;叶片前缘上游的低稳定性参数区域;以及高稳定性参数 2-D 平面上的分布形式.另一方面,跨声风扇叶片沿叶高方向稳定性参数分布的差别也是很明显的:沿叶高方向不同截面的稳定性参数区域的数值水平存在差异;沿叶高方向高稳定性参数和低稳定性参数区域的方位发生改变,这主要是由于叶型的空间扭转导致的,部分是由于流动的其他三维效应所致.对比低压涡轮叶中截面稳定性参数分布可以发现,涡轮分析结果中的高稳定性参数的反“C”型区域与风扇叶片分析结果的高稳定性区域是对应的;同时叶片尾缘和前缘上游的低稳定性参数区域也是一一对应的.因此,对于低压涡轮叶片和风扇叶片,稳定性参数的分布具有相似性.

在稳定性参数的分布图上可见,某些区域(尤其是叶片前缘上游区域)的稳定性参数梯度较高,使得振型发生微小变化就会导致稳定性参数发生较大变化.因此使得振型成为风扇叶片颤振稳定性分析中的一个关键参数.与涡轮的分析结果相似,只要满足在不同的设计参数下,稳定性参数的分布形式不发生根本改变,振型将成为颤振稳定性的重要的设计参数^[9].

5.2 远离参考叶片区域的稳定性参数云图

在一个更大的范围内考虑可能的扭转轴位置和稳定性参数相关的特性,这主要是针对弯曲振动占主要成分的振型的,但是由于本文的表示方法是用扭转模态表示所有刚体运动,因此仍然通过考虑这些点对应的扭转模态进行.如果稳定性区间沿着某一方向,则意味着叶片弯曲运动方向实际上与此方向垂直.

图 11 给出了远离参考叶片区域沿叶高不同截面的稳定性参数与扭转轴位置的关系云图.参考叶片在此图的中心位置,由于表示的范围较大,叶片大小已经无法分辨,因此用箭头直线表示了叶栅的排列方向,箭头方向代表叶栅的周向.图中

可以发现,远离参考叶片后稳定性参数的分布是关于原点中心准对称的.这是因为,相对于原点对称的两点所对应的弯曲振动相位差为 180° ,且距离原点正无穷和负无穷的两点对应的是同一种弯曲模态,因此稳定性参数的分布在远离参考叶片一定范围后必然是趋于中心对称的.图中结果表明,稳定性参数较高的区域与稳定性参数较低的区域正交,方向如图所示,大体上看,高稳定性参数区域近似与叶片弦长方向正交,而低稳定性参数区域则近似沿弦向,因此从叶根到叶尖,稳定性参数的分布形式是随叶型的扭转而转动的.沿叶高方向稳定性参数分布的规律无明显变化,但稳定性参数的数值水平发生了较为明显的变化.同时注意到,在远离参考叶片的区域,稳定性参数的梯度的大小在空间有明显的差别,高稳定性参数和低稳定性参数区域之间的梯度一般较高.在颤振稳定性设计中,若某振型对应的扭转中心处于稳定性参数梯度较高的区域,则应引起格外关注.对比低压涡轮叶中截面稳定性参数分布可以发现,低压涡轮和跨声风扇在远离参考叶片区域的稳定性参数分布形式相似.

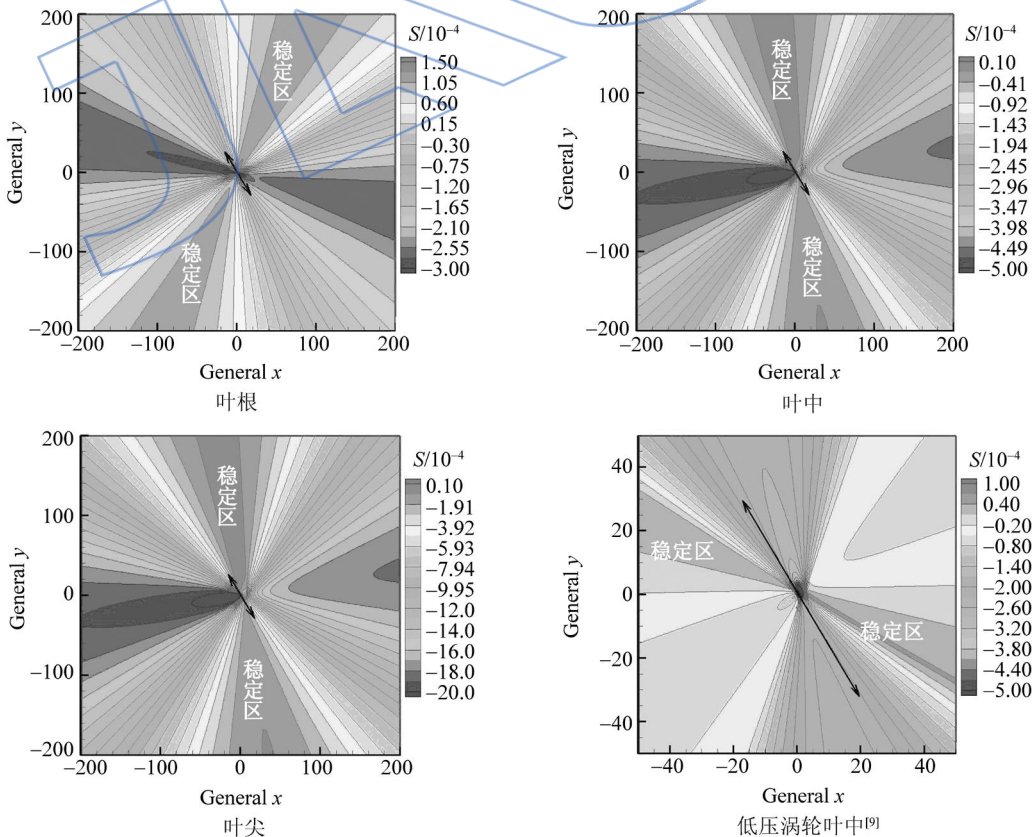


图 11 远离参考叶片附近的稳定性参数云图对比 ($\kappa = 0.1$)

Fig. 11 Stability parameter distribution far from reference blade ($\kappa = 0.1$)

6 结 论

本文以某高负荷跨声风扇叶片为例,采用影响系数法对振荡叶片非定常流动进行了研究,并对其进行了的颤振稳定性分析,得出如下结论:

1) 定常条件下,跨声风扇算例流场内存在非常复杂的激波系和激波边界层相互作用,流动较为复杂.其中压力面和吸力面激波等对气动力的响应较为关键.

2) 采用影响系数法,对三个基本正交模态的振荡风扇叶片非定常流动进行了研究.非定常气动力响应幅值在远离参考叶片时迅速衰减,在距离较远的 ± 2 叶片上,仅能在激波所在位置处观察到一定水平的非定常气动力.研究表明,风扇叶片气动力脉动主要是由激波主导的.虽然在三个基本正交模态下,非定常气动力响应的量级相同,但具体数值水平有所差别,扭转运动的非定常气动力水平最高,周向弯曲模态非定常气动力水平最低.

3) 对根、中、尖三个截面上的气动阻尼分量和气动阻尼随 IBPA 的变化进行了分析,研究结果表明:振荡风扇叶片中流动的三维效应较明显;模态振型对三维效应的影响较为显著,不同模态、不同叶片上的气动阻尼分量的三维效应表现不同,有时趋势可能完全相反;稳定性参数的数值和对应的 IBPA 受三维效应的影响较为明显,这也是不同 IBPA 下气动阻尼三维效应产生的一个主要原因.

4) 在振型对颤振稳定性的影响分析结果表明,稳定性参数的分布受三维效应影响较为明显,但稳定性参数的总体分布规律是相似的.研究结果同时表明,对于风扇叶片,稳定性参数的分布形式与低压涡轮叶片的分析结果相似,因此对于稳定性参数图上稳定性参数梯度较大的区域,振型很小的改变会导致稳定性参数较大的变化,从而表明振型是颤振稳定性影响的重要参数.远离参考叶片区域,风扇叶片稳定性参数的分布形式相对于低压涡轮有一定变化,但具体分布形式并没有发生根本变化.

参考文献:

- [1] Marshall J G, Imregum M A. Review of aeroelasticity methods with emphasis on turbomachinery applications[J]. Journal of Fluids and Structure, 1996, 10: 237-267.
- [2] Bendiksen O O, Friedmann P P. The effect of bending-torsion coupling on fan and compressor blade flutter[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104: 617-623.
- [3] Carta F O. Coupled blade-disc-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1967, 89: 419-426.
- [4] Hall K C, Lorence C B. Calculation of three-dimensional unsteady flows in turbomachinery using the linearized harmonic Euler equations[R]. ASME Paper 92-GT-136, 1992.
- [5] He L. Three-dimensional time-marching inviscid and viscous solutions for unsteady flows around vibrating blades[R]. ASME Paper 93-GT-92, 1993.
- [6] Ballhaus W F, Goorjian P M. Computation of unsteady transonic flows by the indicial method[J]. AIAA Journal, 1978, 6: 117-124.
- [7] 胡运聪, 周新海. 二维振荡叶栅非定常粘性流动数值模拟[J]. 应用力学学报, 2003, 20(3): 79-81.
HU Yuncong, ZHOU Xinhai. Numerical simulations of two dimensional unsteady viscous flow around oscillating cascades[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2003, 20(3): 79-81. (in Chinese)
- [8] 金琰, 袁新. 三维透平叶片扭转颤振问题的流固耦合数值模拟研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 5(1): 41-44.
JIN Yan, YUAN Xin. Numerical analysis of 3D turbine blades torsional flutter fluid-structure coupling method[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 5(1): 41-44. (in Chinese)
- [9] 张正秋. 叶轮机械颤振问题数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
ZHANG Zhengqiu. Numerical simulation of flutter in turbomachinery[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [10] 张正秋, 邹正平, 王延荣, 等. 三维振荡涡轮叶片非定常流动数值模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(2): 5-12.
ZHANG Zhengqiu, ZOU Zhengping, WANG Yanrong, et al. Numerical investigation of unsteady flow in 3D oscillating blades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(2): 5-12. (in Chinese)