

叶轮机械颤振稳定性的工程预测方法^{*}

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, 北京 100191)

摘 要: 通过求解雷诺平均 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涡轮叶片绕流问题进行了研究。结果表明数值模拟所得非定常气动力与实验吻合较好; 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/气动阻尼图, 即所有可能的刚体运动及其相应气动阻尼的关系图; 通过对稳定性参数图/气动阻尼图的分析表明, 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。

关键词: 涡轮叶片; 颤振; 稳定性; 气动阻尼; 影响系数; 数值仿真

中图分类号: V231.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 02-0174-07

Flutter prediction method applied in turbomachinery design

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

(National Key Lab. of Aircraft Engine, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract Numerical simulation of 3-D unsteady viscous flow around oscillating low pressure turbine cascade was carried out in the influence coefficient domain having one blade oscillating in various three-dimensional rigid-body modes, and the numerical result is in well agreement with the experimental data. Then the stability parameter map and the aerodynamic map were obtained based on the assumption of rigid body mode and using mode superposition method. The stability map can be used to predict flutter in the aerodynamic design phase of turbomachinery. The mode shape has an important effect on flutter stability and it should be regarded as an important parameter in flutter stability design.

Key words Turbine blade; Flutter; Stability; Aerodynamic damping; Influence coefficient; Numerical simulation

1 引 言

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。Bendiksen 和 Friedman^[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 Cata^[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。Ballhaus 和 Goorjian^[6]采用此方法对跨声机翼的颤振问题进行了研究。通过对两类方法的对比发现, 耦合方法在物理概念上更为清

* 收稿日期: 2009-01-12 修订日期: 2009-06-04

基金项目: 国家重点基础研究发展“九七三”计划 (2007CB210103)。

作者简介: 张正秋 (1979—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动弹性问题的数值模拟。

Email: zzqbuaa@sina.com

晰,应用耦合方法,不仅可以判断颤振的发生,也可以判断颤振的发展历史.在外流的机翼颤振问题上已经获得了较好应用;但耦合方法的缺点也是显而易见的:采用耦合方法进行叶轮机械颤振稳定性预测计算量过大,即使广泛采用了分区并行技术,计算周期仍然是工程实际所不能接受的,因此耦合方法主要用于颤振机理的研究,将其应用在叶轮机械叶盘结构的设计阶段还不现实.经典方法根据问题的物理本质进行了合理的简化,从而将问题的复杂性大大降低;多年来,随着计算能力的提高经典方法也在不断发展,经典方法依然是一种较为成熟的颤振预测方法,其计算量小、计算速度快,是当前叶轮机械气动弹性稳定性设计中较为理想的选择.国内方面,周新海^[7]、袁新^[8]等通过求解雷诺平均 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.

由于现有的实验数据和理论分析方法已经证明,对于当前典型的压气机叶盘结构,非定常气动力对叶片颤振频率和振型的影响是较小的,该假设使得研究人员有充分的依据采用能量法和振荡叶片相结合的方法,对叶轮机械叶盘结构进行颤振稳定性的分析.本文研究的主要目的是:采用数值模拟方法进一步研究叶轮机械内部颤振的物理机制,并探讨航空发动机设计阶段就可用的颤振稳定性评估方法.结合叶轮机械的设计流程,本文通过求解雷诺平均 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叶片非定常流动,然后通过模态叠加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.

2 物理模型和计算方法

本文计算模型为 Fransson 等人的扇形低压涡轮叶栅^[9],图 1 给出了振荡叶片的编号(-2 叶片~+2 叶片)、参考叶片 0 的表面网格和叶尖间隙网格等.其中叶尖间隙为 1% 叶高,本文非定常气动力分析采用影响系数法^[10],参考叶片的振动方式为图 2 所示的轴向弯曲、周向弯曲和扭转运动,其中扭转运动的扭转轴位于 40% 弦长处,参考叶片做简谐运动且折合频率为 0.1,其它叶片静止不动.

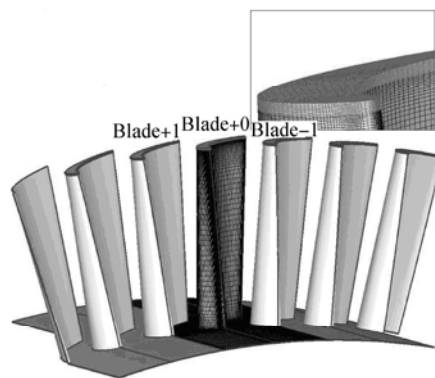


Fig 1 Computational model and grid of blade 0

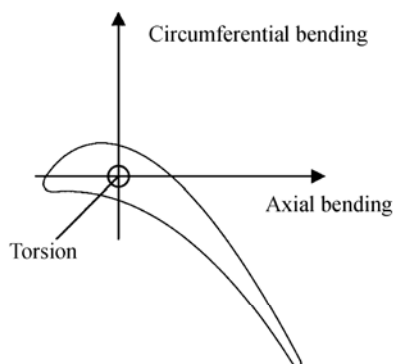


Fig 2 Mode shape of the blade

三维非定常数值模拟方法详见文献[11],图 3 所示为轴向弯曲模态,90°叶片间相位角(Inter blade phase angle 简称 IBPA),叶片-1 叶中截面的弧向(arc)的稳定性贡献 $Im(f)$ 数值模拟结果和实验结果对比(arc 代表叶片表面的无量纲曲线坐标,其中 0 对应叶片前缘,负方向代表吸力面,正方向代表压力面)。图中同时给出了轴向弯曲模态下,在三个正交方向非定常气动力(矩)一阶谐波虚部沿弧向的分布情况,其中 ξ η ζ 分别代表轴向、周向和径向。

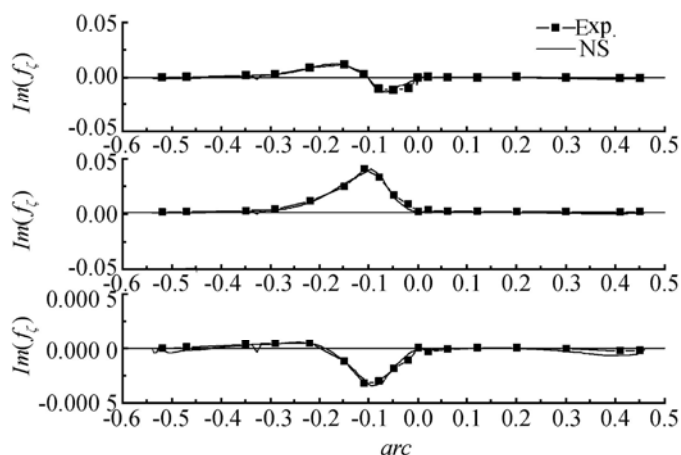


Fig 3 Imaginary part of the unsteady force on blade -1, IBPA = 90°, low Mach number; axial bending

图中 NS 代表本文计算结果, E_{xp} 代表实验结果。可见, 在三个正交方向, 本文计算结果都与实验数据吻合的较为理想。三个方向上压力面的气动力虚部接近零; 主要的贡献均来自吸力面。由气动力虚部的轴向分量在弧向的分布可见, 吸力峰 (分析结果表明, $arc = -0.1$ 为吸力峰所在位置) 对应的气动力虚部穿越横轴, 即在此处有一个正负值的转变。前缘至吸力峰处主要贡献为负, 而吸力峰到尾缘主要贡献为正。在周向和扭转轴方向, 吸力峰处均对应气动力虚部极值。其中周向的气动力虚部始终为正, 吸力峰处对应最大的正值; 扭转轴方向的气动力虚部为负, 吸力峰处对应最大的负值, 但在吸力面后部存在一定的正值。

由此可见, 本文所使用的数值模拟方法具有较好的精度, 可用于叶轮机颤振稳定性预测方法的研究。

3 计算结果与讨论

3.1 气动阻尼随 $IBPA$ 的变化

图 4 给出了三个基本正交模态对应的气动阻尼与 $IBPA$ 的关系, 包括参考叶片 (0 叶片) 和其相邻叶片 (± 1 叶片) 的贡献, 以区分不同叶片对气动阻尼贡献的大小, 同时也给出了三个叶片分量叠加所得的气动阻尼, 之所以未考虑 ± 2 叶片的贡献, 主要原因为: 数值结果表明本文算例中非定常气动力主要分布在参考叶片和相邻叶片上, ± 2 叶片上的非定常气动力贡献小到可以忽略, 采用参考叶片和相邻 ± 1 叶片叠加所得结果已可以较好地描述行波振动下叶片表面的非定常气动力。图中给出了不同叶高方向 (根、中、尖分别代表 10%, 50%, 90% 叶高) 的气动阻尼随 $IBPA$ 的变化, 其中左上图为 -1 叶片上气动阻尼贡献分量, 右上图为参考叶片上气动阻尼贡献份量, 左下为 $+1$ 叶片上气动阻尼贡献分量, 右下为三个叶片综合作用的气动阻尼随 $IBPA$ 变化关系。

对于轴向弯曲, -1 叶片上叶根和叶尖截面的气动阻尼幅值较叶中截面大, 说明稳定性贡献在 -1 叶片上存在明显的三维效应, 且有一个重要的特征, 即根、中、尖三个截面的相位发生明显的错动, 叶中截面的最小气动阻尼位于 90° 附近, 而叶根截面的最小气动阻尼位于 220° 附近, 叶尖截面的最小气动阻尼位于 180° 附近。参考叶片上不同叶高方向上也存在明显的三维效应, 由于参考叶片的稳定性贡献不受 $IBPA$ 的影响, 因此为一水平直线, 但其数值代表了参考叶片的气动阻尼水平, 相对于叶中截面, 端区的气动

阻尼的绝对值更大, 其中叶尖区的贡献最大。相对于 -1 叶片, $+1$ 叶片上气动阻尼在相位上没有明显的偏移, 但在幅值上有较大的波动, 叶根截面的气动阻尼幅值最大, 且最小气动阻尼发生在 90° 附近。因此, 在仅考虑参考叶片和其相邻叶片贡献的情况下得出了行波振动下气动阻尼随 $IBPA$ 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, 叶中截面的气动阻尼普遍较端区截面的值数大, 叶尖截面的最小气动阻尼对应的 $IBPA$ 相对于叶中和叶根截面发生了偏移, 这是三个叶片稳定性贡献综合作用的结果。

对于周向弯曲, -1 叶片和参考叶片上气动阻尼贡献沿叶高方向的变化不大。 $+1$ 叶片气动阻尼贡献在叶高方向有明显的三维效应, 叶根截面的气动阻尼分量幅值最大。三个叶片上的最小气动阻尼均发生在 270° 附近, 没有十分明显的相位偏移。参考叶片和其相邻叶片的综合作用为, 气动阻尼沿叶高变化显著, 叶根截面气动阻尼脉动最大, 沿叶高脉动逐渐减小, 与轴向弯曲下存在明显差别。

扭转运动下, -1 叶片的叶尖截面发生了一定量的相位偏移, 但气动阻尼的脉动幅度并没有发生明显变化。 $+1$ 叶片上根、中、尖三个截面上的气动阻尼几乎相同, 没有明显的三维效应, 且 ± 1 叶片上最小气动阻尼发生在 90° 附近。而参考叶片上, 叶尖截面的气动阻尼分量绝对值较大。综合来看, 气动阻尼随 $IBPA$ 的变化呈现的三维效应主要体现在叶尖截面, 而这种三维效应主要是参考叶片的贡献所致, 导致气动阻尼在叶尖截面较小。

由以上分析可见, 真实振荡叶片中的三维效应表现明显; 振型对气动阻尼的三维分布影响显著, 不同振型下, 不同叶片上的气动阻尼表现出不同特征; 最小气动阻尼的数值和对应的相位受三维的影响显著。

3.2 振型对颤振稳定性的影响分析

对三个基本正交模态进行非定常分析后, 采用模态叠加技术可得到所有可能的刚体振动模态的颤振稳定性, 因为任意一个刚体运动都可以表示为三个基本正交模态按不同比例的叠加; 同时任意的刚体运动都可以用一个扭转运动表示, 其中对于弯曲模态的特殊情况, 可以通过将扭转轴置于无穷远获得, 这样就可以将任意的刚体振动转化为以扭转轴位置为函数的扭转运动。综上即可进行任意的刚体运动 (以扭转轴位置为函数) 的颤振稳定性研究。

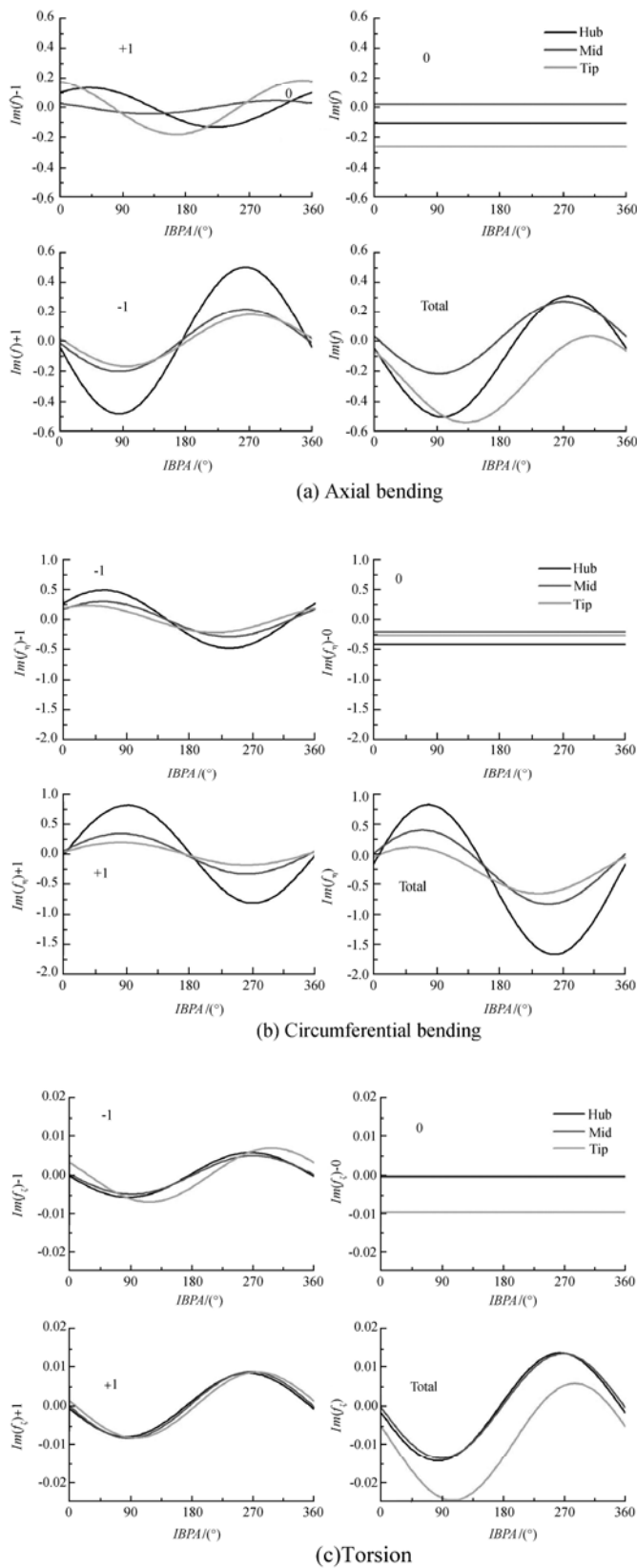


Fig 4 Variation of aerodynamic damp with IBPA at different blade height

当扭转轴位于参考叶片附近时,认为当前模态主要是扭转运动主导的;而当扭转轴远离参考叶片时,认为当前模态主要是弯曲运动主导的。因此本文分别在扭转轴位于参考叶片附近和远离参考叶片两种

情况进行分析。

3 2 1 气动阻尼云图

气动阻尼图为扭转轴位置和相应刚体振动模态的气动阻尼关系图,绘制气动阻尼云图,首先需要在指定的 IBPA 下,求出以扭转轴位置为函数的气动阻尼值,用符号 $damp$ 表示。气动阻尼云图提供了非常有价值的信息,可以利用其进行颤振稳定性的详细分析。图 5 给出了 IBPA 为 $+90^\circ$,折合频率 0.1 条件下的气动阻尼云图,图中每一个点 (General x , General y) 代表以该点为扭转中心的刚体运动。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气动阻尼以生成云图。图中扭转轴的限定范围在两个方向均为 $-3 \sim +3$ 。在给出气动阻尼云图的同时,图中也给出了参考叶片 (中间叶片),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明叶栅的排列方向,其位置没有具体意义。图 5 相当于对二维平面中的每一个点都进行了一个相应刚体运动的颤振稳定性分析,表明了这种叠加技术的高效性。

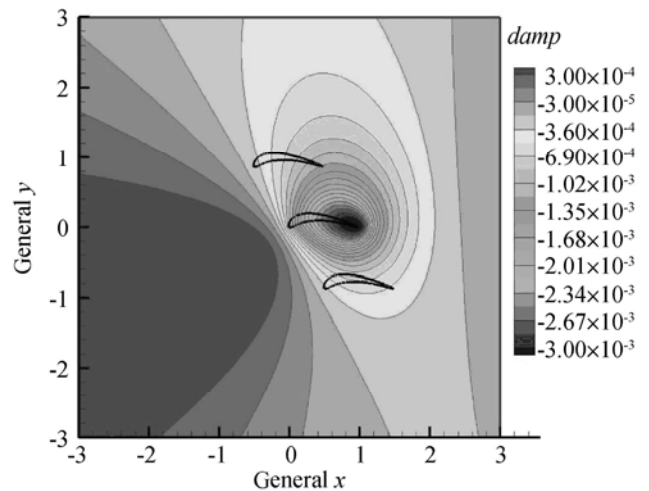


Fig 5 Variation of aerodynamic damp with torsion axis IBPA = $+90^\circ$, reduced frequency 0.1, mid span

由于所有模态都用扭转运动表示,因此每一个扭转中心都对应一个刚体模态。由气动阻尼云图可见,振型对颤振稳定性的影响是非常显著的,气动阻尼数值在所限定的扭转轴区域内变化显著。参考叶片附近以参考叶片的尾缘为中心,存在一个明显的不稳定区域,扭转中心位于此区域的模态将会颤振失稳;前、尾缘延伸方向区域的气动阻尼最大,扭转中心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中弧线从尾缘下游逐渐向前缘上游方向移动时,阻尼系数先逐渐减小使得对应模态趋于不

稳定,而后逐渐增大使得对应模态趋于稳定,还可发现气动阻尼系数等值线在参考叶片附近均近似与叶片中弧线正交,表明扭转中心沿中弧线运动时气动阻尼系数梯度最大。

当远离参考叶片时,气动阻尼的分布关于原点中心对称,这是与事实相符的,因为正负无穷远扭转中心对应同一弯曲模态。气动阻尼较高区域近似沿叶片弦长方向,而气动阻尼较低区域近似垂直叶片弦长方向。

阻尼系数图提供了一种叶轮机械设计阶段进行颤振稳定性预测的工具。其缺点是它仅能表示一个指定的 *IBPA* 下的情况,由于在哪个 *IBPA* 下发生颤振是不能预先获知的,因此如利用阻尼系数图进行颤振稳定性设计,需要在所有可能的 *IBPA* 下都进行相同的分析,得出所有可能的 *IBPA* 下稳定性区域的交集,这无疑是为较为繁琐的过程。

3.2.2 稳定性参数云图

为了克服气动阻尼云图的限制,采用稳定性参数的定义^[12],稳定性参数定义为所有可能的 *IBPA* 下气动阻尼的最小值,用符号 S 表示,其物理意义十分明确,如果稳定性参数为正,表明所有可能的 *IBPA* 下均为颤振稳定的。因此,在所有可能的 *IBPA* 范围内每一个扭转轴位置都对应唯一的稳定性参数,这样就可以建立一个稳定性参数与扭转轴位置的关系图。图 6 中给出了参考叶片附近稳定性参数与扭转轴位置的关系云图,最不稳定区域位于以参考叶片尾缘为中心的一个圆形区域内,其它区域对应稳定区域,而其中尤以参考叶片前缘上游的一个反“C”型区域的稳定性参数最大,尾缘延伸方向的稳定性参数也较大。同时注意到,稳定性参数在空间分布的梯度变化较大。

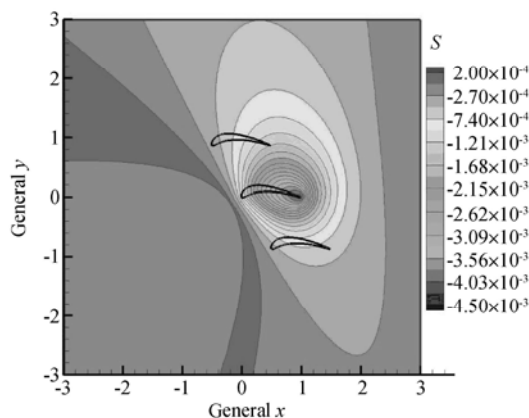


Fig 6 Variation of stability parameter with torsion axis near reference blade mid span

图 7 在更大的范围内考虑了扭转轴位置和稳定性参数的关系,这主要是针对弯曲振动占主要成分的模态来考虑的。参考叶片在此图的中间位置,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。从图中可以发现,远离参考叶片后稳定性参数的分布是关于原点中心对称的。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、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中心对称的。图中结果表明,稳定性参数较高的区域在二维平面上呈“X”分布,同理稳定性参数相对较低的区域也呈“X”型,方向如图所示。同时注意到,在远离参考叶片的区域,稳定性参数的梯度在空间有明显的变化。因此在颤振稳定性设计中,如果某刚体振动对应的扭转中心处于稳定性参数梯度较高区域,应引起格外注意,因为振型的较小变化可能带来稳定性参数的较大误差。

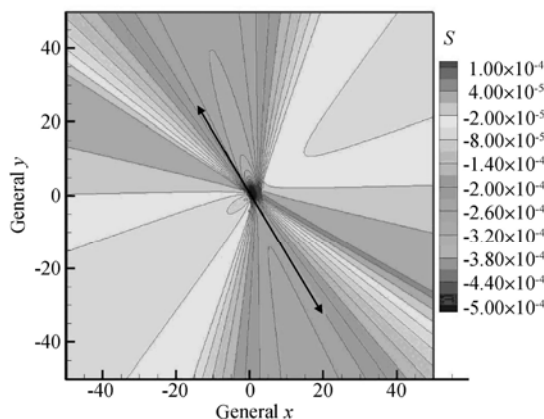


Fig 7 Variation of stability parameter with torsion axis far from reference blade mid span

通过对参考叶片附近和远离参考叶片的稳定性参数云图的分析发现,振型对稳定性参数的影响非常大,振型很小的变化可能带来稳定性参数较大的变换,因此应将振型作为影响颤振稳定性的主要参数之一。稳定性参数图独立于 *IBPA* 并且物理意义明确,可作为颤振稳定性的设计工具。

3.2.3 稳定性参数的三维分布

图 8 给出了根、中、尖三个截面的稳定性参数云图(叶中截面参考图 6)。相对于叶中截面,叶根和叶尖稳定性参数的绝对值均减小,尤其是尾缘中心区域内,但稳定性参数的分布形式基本没有发生改变。分析结果表明,叶高方向的稳定性参数分布存在明显的强度变化,但稳定性参数的分布形式不变。

通过前文的分析可知,真实的叶轮机中叶片的颤振稳定性存在明显的三维效应。因此,对于流动的三维性不是很强的叶片,传统二维分析仍然是一种快捷、有效的方法。但在真实叶轮机环境中,尤其是风扇/压气机内部广泛存在的三维效应,可能对叶片的颤振稳定性产生重要影响,因此发展更精确的三维颤振分析、预测方法是十分必要的。

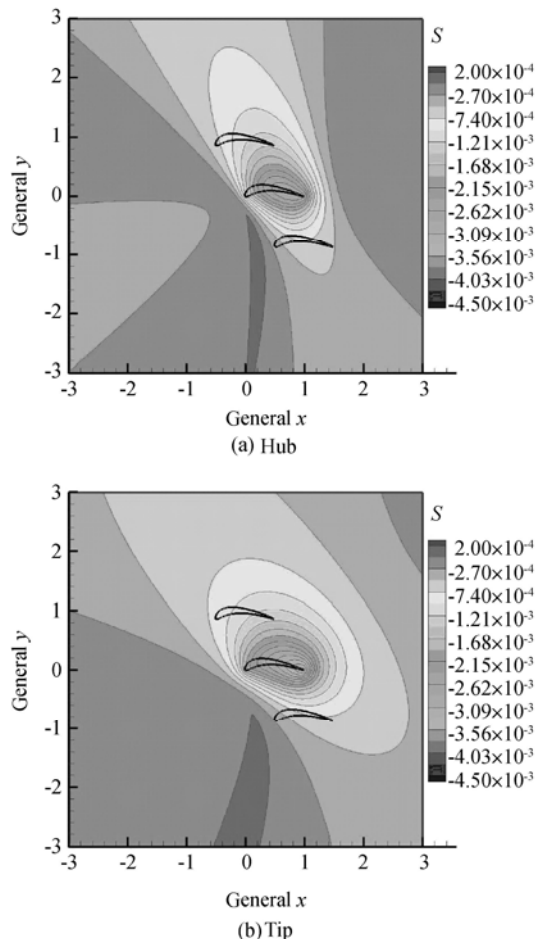


Fig 8 Variation of stability parameter with torsion axis at different blade height

3.2.4 与相关研究的对比

已经对扭转轴位置对颤振稳定性的影响进行过系列研究, Kirschner, Pelet 和 Gyamathy^[13]进行了一个实验,研究了涡轮叶片线性叶栅中,三个不同的扭转轴位置对颤振稳定性的影响。所采用的三个扭转轴位置大约位于 20%, 40% 和 60% 弦长。实验研究结果表明,扭转轴位于叶片前部时是颤振稳定的,随着扭转轴位置的向后移动则趋于不稳定。Whitehead^[14]进行了系列数值模拟研究,计算模型采用标准结构 4 的涡轮叶片。将扭转轴置于弦向上、下游的几个弦长位置处并与纯弯曲模态作对比。Whitehead 发现,扭转轴位于弦长上游时颤振稳定性较差,而扭转轴位于弦长下游时颤振稳定性较好。以上两个结

果在趋势上是相反的。而本文计算结果表明当扭转轴从叶片上游向下游运动时,对应的稳定性参数不是单调变化的,是可以合理解释以上现象的。

以上结果表明,进行一个完整的考虑全部刚体运动的研究是非常重要的。仅进行一部分扭转轴位置的实验或计算,然后对结果进行外推,在趋势上可能产生很严重的错误,因为颤振稳定性随扭转轴位置的变化不是单调的。通过采用模态叠加方法,可以获得所有可能刚体模态的稳定性参数图。

4 结 论

(1) 数值模拟与实验结果吻合较好,表明本文数值模拟方法可以较好地模拟叶片表面非定常气动力的变化,本文数值模拟所得非定常气动力结果是可信的。

(2) 对于本文低压涡轮算例而言,气动阻尼随 $IBPA$ 变化关系表明最不稳定的行波振动通常发生在 $IBPA = 90^\circ$ 或 -90° 附近,三维振荡叶片中的三维效应显著,主要表现为不同基本振型下气动阻尼沿叶高方向的变化以及最小气动阻尼所对应的 $IBPA$ 的错动。

(3) 通过三个基本正交模态的非定常气动力的计算,结合模态叠加方法,就可获得任意刚体振型的颤振稳定性,从而得到稳定性参数图——振型与稳定性参数间的对应关系。分析表明,振型对颤振稳定性具有重要影响,振型很小的变化可能导致稳定性参数较大的变化,应将其作为颤振稳定性设计的主要参数之一。

(4) 稳定性参数图给叶轮机设计人员提供了一种可应用于叶片气动设计阶段的颤振稳定性预测工具。

致 谢: 感谢陈懋章院士对本文的指导。

参考文献:

- [1] Marshall J G, In regum M A. Review of aeroelasticity methods with emphasis on turbomachinery applications [J]. *Journal of Fluids and Structure*, 1996, 10(3): 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(3).
- [3] Carta F O. Coupled blade-disc-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors [J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1967, 89(3): 419~426.
- [4] Hall K C, Lorence C B. Calculation of three-dimensional unsteady flows in turbomachinery using the linearized har-

- monic Euler equations [R]. *ASME 92-GT-136*
- [5] He L. Three-dimensional time marching inviscid and viscous solutions for unsteady flows around vibrating blades [R]. *ASME 93-GT-92*
- [6] Balhaus W F, Goorjina P M. Computation of unsteady transonic flows by the indicial method [J]. *AAA Journal*, 1978, 16(2): 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.
- [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, 25(1).
- [9] Vogt D M, Fransson T H. Aerodynamic influence coefficients on an oscillating turbine blade in three-dimensional high speed flow [R]. *Paper Presented at the 15th Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flows in Cascades and Turbomachines*, Florence, Italy, 2000
- [10] Hanamura Y, Tanaka H, Yamaguchi Y. A simplified method to measure unsteady forces acting on the vibrating blades in cascade [J]. *Bulletin of JSME*, 1980, 23 (180).
- [11] 张正秋,邹正平,刘火星,等. 非失速二维振荡叶栅非定常流动数值模拟研究[J]. *空气动力学学报*, 2009, 27 (2): 255~259
- [12] Josef Panovsky Jr. Flutter of turbine blades: a design method to prevent low pressure turbine blade flutter [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2000, 89(122).
- [13] Kirschner A, Pelet C, Gyamathy G. Investigation of blade flutter in a subsonic turbine cascade[R]. *Symposium sur l'Aeroelasticite dans les Turbomachines*, Paris *Revue Francaise de Mecanique*, Special Issue, 1976
- [14] Whitehead D S. Flutter of turbine blades [R]. *Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers*, *Proceedings of the Fourth International Symposium*, Aachen, Germany, 1987, 437~452

(编辑:姚懿巧)

(上接第 164 页)

复始,形成了压力脉动。振荡是否加剧,取决于燃烧区的热释放率是否和压力脉动同相或者同相的程度如何。在本文的计算中,因为同相区域并没有占据压倒性地位,所以仅维持着低幅振荡。

5 结 论

本文利用 FLUENT CFD 计算软件对一旁侧进气、突扩燃烧室的燃烧不稳定性问题进行了数值研究。结合 Raleigh 准则和计算结果,讨论了燃烧不稳定性流动现象。结果表明,扰动经压力波反馈后,影响了燃油的雾化、蒸发和混合,导致燃烧速率发生变化,产生新的扰动。扰动是否变大取决于燃烧区的热释放率是否和压力脉动同相或者同相的程度如何。计算结果还表明,在靠近头部回流区的燃气混合气流剪切层中,热释放率和压力脉动同相,但在下游第二回流区的剪切层中,热释放率和压力脉动的相位相反,且热释放率的最低幅值接近于零,说明燃烧流动的复杂性。进一步的研究将考虑余气系数、喷嘴结构

及其分布位置和 PDF 模型的影响。

参考文献:

- [1] Zhu M. Self-excited oscillations in combustors with spray atomizers[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, 123 (2): 779~786
- [2] Zhu M. Forced oscillations in combustors with spray atomizers[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2002, 124 (1): 20~30
- [3] Zhu M. Transfer function calculations for aeroengine combustion oscillations[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005, 127 (1): 18~26
- [4] 黄玉辉. 液体火箭发动机燃烧稳定性数值仿真[J]. *中国科学*, 2002, 32 (4): 377~385
- [5] Sivakumar R. Numerical simulation of low frequency pressure oscillations in a model ram jet combustor[R]. *AAA* 2005-2911.

(编辑:梅 瑛)