

预估蒸汽轮机叶片颤振的三维方法

北京航空航天大学 李克俭* * 张扬军 陶德平

【摘要】 发展了一种可考虑叶片间相角变化的三维失速颤振预测方法。二维计算的最小气动阻尼比三维值低,说明取特征截面的二维方法偏于保守,且特征截面的取法具有任意性,故二维方法仅能作为叶片颤振初步预估之用。为提高颤振预估的精度,需用三维计算对二维计算结果进行校核。三维和二维计算均表明叶片间相角对蒸汽轮机叶片气弹稳定性影响很大,叶片颤振预测必须考虑这一关键因素的影响。

主题词: 蒸汽轮机 相位角 气动力弹性 稳定性(数学)

分类号: TK263.3 TH113.1

1 物理模型、基本方程及定解条件

为了考虑三维效应对叶片颤振的影响,本文在文献[1, 2]的基础上发展了一种可考虑叶片间相角变化的三维变形激盘法。

假设转子上叶片排的厚度为零,仅考虑转子前后的非定常流场,叶片排变成一个不断变形的激盘, S_1 、 S_2 流面的示意图见图 1。变形激盘的振动是非定常扰动的唯一起因。激盘的运动规律是由叶片的振动规律所决定的。叶片的运动方程为 $\tilde{h}_{xi,j}$

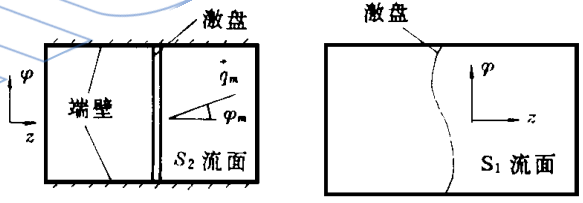


图 1 S_1 、 S_2 流面示意图

$= \tilde{h}_{xi,j} e^{i(\psi_j + kt)}$, $\tilde{h}_{zi,j} = \tilde{h}_{\theta i,j} e^{i(\psi_j + kt)}$ 。式中的下标 i 代表沿叶高各截面的位置,下标 j 表示不同叶片的下标, ψ 代表各叶片的振动相位,可以根据实测结果输入。激盘前后均为无粘流,非定常振荡分量 $\tilde{f}$ 相对于定常分量 $\bar{f}$ 为小扰动,且 $\tilde{f}$ 随时间呈简谐规律变化。

由 Euler 方程组出发进行线性化,可得本文所用的控制方程组为:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial r} + \bar{v} \frac{\partial \tilde{p}}{r \partial \varphi} + \bar{w} \frac{\partial \tilde{p}}{\partial z} + \bar{p} \left(\frac{\partial \tilde{u}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{v}}{r \partial \varphi} + \frac{\partial \tilde{w}}{\partial z} \right) + \left(\frac{\bar{p}}{r} + \frac{\partial \bar{p}}{\partial r} \right) \tilde{u} \\ + \frac{\partial \bar{p}}{r \partial \varphi} \tilde{v} + \frac{\partial \bar{p}}{\partial z} \tilde{w} + \left(\frac{\partial (\bar{u} r)}{\partial t} + \frac{\partial \bar{v}}{r \partial \varphi} + \frac{\partial \bar{w}}{\partial z} + i k \right) \tilde{\rho} = 0 \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{cases}
\frac{\partial \bar{u}}{\partial \bar{t}} + \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{u}}{\partial \bar{z}} + \frac{1}{\bar{p}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{r}} + \left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial \bar{t}} + i k \right) \bar{u} \\
+ \left(\frac{\partial \bar{u}}{r \partial \bar{\varphi}} - 2 \frac{\bar{v}}{r} \right) \bar{v} + \frac{\partial \bar{u}}{\partial \bar{z}} \bar{w} - \frac{1}{\bar{p}^2} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{r}} \bar{\rho} = 0 \\
\frac{\partial \bar{v}}{\partial \bar{t}} + \bar{u} \frac{\partial \bar{v}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{v}}{\partial \bar{z}} + \frac{1}{\bar{p}} \frac{\partial \bar{p}}{r \partial \bar{\varphi}} + \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial \bar{t}} + \frac{\bar{v}}{r} \right) \bar{u} \\
+ \left(\frac{\partial \bar{v}}{r \partial \bar{\varphi}} + \frac{\bar{u}}{r} + i k \right) \bar{v} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial \bar{z}} \bar{w} - \frac{1}{\bar{p}^2} \frac{\partial \bar{p}}{r \partial \bar{\varphi}} \bar{\rho} = 0 \\
\frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{t}} + \bar{u} \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{w}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{z}} + \frac{1}{\bar{p}} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{z}} + \frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{t}} \bar{u} + \frac{\partial \bar{w}}{r \partial \bar{\varphi}} \bar{v} + \left(\frac{\partial \bar{w}}{\partial \bar{z}} + i k \right) \bar{w} - \frac{1}{\bar{p}^2} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{z}} \bar{\rho} = 0
\end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{t}} + \bar{u} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{\rho}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{z}} - \bar{a}^2 \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{t}} + \bar{u} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{\rho}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{z}} \right) + \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{t}} - \bar{a}^2 \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{r}} \right) \bar{u} \\
& + \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{r \partial \bar{\varphi}} - \bar{a}^2 \frac{\partial \bar{\rho}}{r \partial \bar{\varphi}} \right) \bar{v} + \left(\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{z}} - \bar{a}^2 \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{z}} \right) \bar{w} + \left(\frac{\bar{\gamma}}{\bar{p}} \left(\bar{u} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{\rho}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{z}} \right) + i k \right) \bar{p} \\
& - \left(\frac{\bar{a}^2}{\bar{p}} \left(\bar{u} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{r}} + \bar{v} \frac{\partial \bar{\rho}}{r \partial \bar{\varphi}} + \bar{w} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial \bar{z}} \right) + i k \bar{a}^2 \right) \bar{\rho} = 0
\end{aligned} \quad (3)$$

初始流场为定常流场, 各参数的扰动量均为零。进口面: 在轴向分速亚音的情况下需要给定 4 个边界条件: $\bar{P}_1^* = \bar{T}_1^* = \bar{u}_1 = 0, \bar{v}_1 = \bar{w}_1 \tan \beta_1, \bar{w}_1$ 利用从内点外推插值的方法得到。出口面: 给定反压 $\bar{p}_2 = 0$, 其余的边界参数利用外推插值法得到。环壁面的相切条件: 对于环形叶栅来说, 壁面的扩张角为 β_m , 因此内外环壁面的相切条件为: $\bar{u} = \bar{w} \tan \beta_m$, 在壁面上利用内点外推插值法得到 $\bar{\rho}, \bar{v}, \bar{w}, \bar{p}$ 。

在流场中有一个变形激盘突跃面, 需要满足 5 个突跃条件。

变形激盘突跃面的流量连续条件:

$$(\bar{p}_{-, i, j} + \bar{p}_{-, i, j}) Q_{-, i, j}^{\text{rel}} = (\bar{p}_{+, i, j} + \bar{p}_{+, i, j}) Q_{+, i, j}^{\text{rel}} \quad (4)$$

上式中“-”, “+”为激盘前后, 截面用 i 表示, 槽道用 j 表示, Q^{rel} 为相对激盘的法向速度。

过激盘面的相对总焓守恒:

$$\gamma/(\gamma-1)(\bar{p}_{-, i, j}/\bar{\rho}_{-, i, j}) + (q_{-, i, j}^{\text{rel}})^2/2 = \gamma/(\gamma-1)(\bar{p}_{+, i, j}/\bar{\rho}_{+, i, j}) + (q_{+, i, j}^{\text{rel}})^2/2 \quad (5)$$

给定过变形激盘的非定常气流角(S_1 流面):

利用定常的二维落后角关系式通过准定常假设来确定非定常落后角, S_1 流面的激盘后非定常气流角:

$$\tan \beta_{+, i, j} = \bar{v}_{+, i, j}^{\text{rel}} / \bar{w}_{+, i, j}^{\text{rel}} \quad (6)$$

给定过突跃面的非定常压力损失: 用定常的经验关系式进行线化来确定非定常压力损失

$$\bar{X} = \bar{X}_\alpha \bar{\alpha} + \bar{X}_M \bar{Ma} + \bar{X}_\sigma \bar{\sigma} + \bar{X}_\theta \bar{\theta} \quad (7)$$

$\bar{\alpha}, \bar{Ma}, \bar{\sigma}, \bar{\theta}$ 分别为来流攻角、相对马赫数、稠度、叶型弯角由于振动而引起的非定常变化量。

给定非定常子午面倾角: 在三维情况下, 气流存在子午面倾角 φ_m, φ_m (见图 2) 可分解为定常倾角和非定常倾角

$$\varphi_{m,i,j} = \varphi_{m,i,j} + \varphi_{m,i,j} e^{ikt} \quad (8)$$

φ_m 可以用流线曲率法确定, φ_m 通过准定常假设也可用流线曲率法来确定。

上述控制方程组的数值方法详见文献[3], 定常流场计算用流线曲率法。在小容积流量下可以算出脱流高度及攻角沿叶高的变化, 因而可考虑三维效应对叶片颤振的影响。

气动阻尼的确定: 根据上述方程和定解条件, 可求出各种非定常气动参数, 再由叶片的变形量和作用在叶片上的非定常气动力, 求出非定常气流对叶片所做的非定常气动功 W_{aero} 。叶片的气动阻尼为:

$$\delta_{aero} = - (W_{aero} / \overline{KE}) \quad (9)$$

上式中 $\overline{KE}$ 为叶片平均振动动能。

根据能量法原理, 叶片稳定的条件为:

$$\delta_{total} = \delta_{aero} + \delta_{mech} > 0 \quad (10)$$

成组叶片的机械阻尼 δ_{mech} 应考虑同组叶片的机械耦合作用, 其值由实验确定。

2 算例分析

用本文发展的可考虑变叶片间相角的三维变形激盘法对国产某型蒸汽轮机末级叶片的气动弹性稳定性进行了分析。末级叶片是一种带拉筋的成组叶片, 5 片一组, 共 24 组, 叶根半径 $R_h = 0.868\text{m}$, 叶尖半径 $R_t = 1.473\text{m}$, 拉筋位置 $R_r = 1.383\text{m}$, 设计工况流量 $G = 78.4\text{kg/s}$, 转速 $n = 3000\text{r/min}$, 一弯振频 $f = 178.44\text{Hz}$ 。

很多关于叶片颤振的实验测量表明颤振发作时各叶片间相角是不同的^[4], 本文发展的方法可以考虑叶片间相角的变化。对于末级叶片这种成组叶片来说, 同组叶片振动相位应相同,

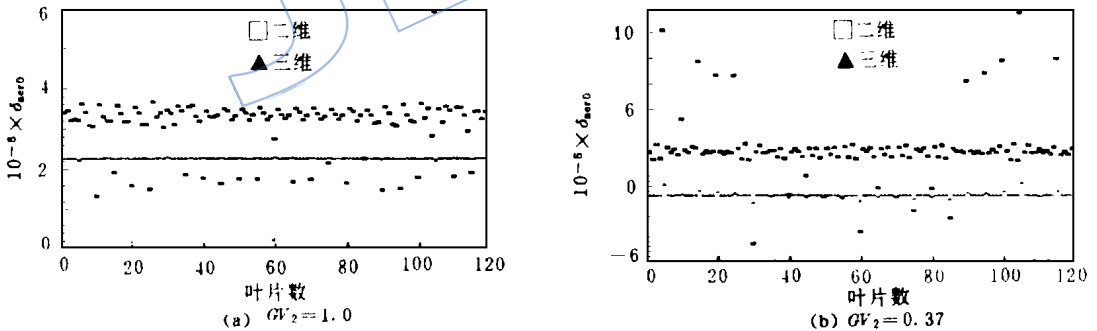


图 2 各叶片气动阻尼值

不同组叶片相位是不同的^[2]。由于缺乏实验数据, 在本文的计算中, 各组叶片的振动相位分布取文献[1]所示的分布。图 2(a)、(b) 是相对容积流量为 $\overline{GV} = 1.0, 0.37$ 时的各叶片气动阻尼值。从图中可以看出, 同组叶片除边缘的叶片外气动阻尼值是相同的, 边缘叶片的气动阻尼由于不同组叶片的相位角不同而不同, 说明叶片间相位角对叶片的气弹稳定性有很大影响。 $\overline{GV} = 1.0$ 时(图 2a), 叶片最小气动阻尼为正, 此时不会发生颤振。 $\overline{GV} = 0.37$ 时(图 2b), 叶片最小气动阻尼为负, 说明此时叶片的气动弹性稳定性较差, 但是由于绝对值较小, 考虑成组叶片机

械阻尼较大,总阻尼仍大于零,不一定会发生颤振。

本文还利用文献[1]发展的二维特征截面法对末级叶片的气动弹性稳定性进行了分析。采用二维的特征截面法分析时,根据文献[1]可以取末级叶片的87.5%叶高截面作为特征截面。此截面主要结构参数为:半径位置 $R=1.462\text{m}$,前缘构造角 $\delta_{m1}=22.7^\circ$;后缘构造角 $\delta_{m2}=14.34^\circ$;稠度 $\sigma=0.9865$,安装角 $\beta=51.7^\circ$ 。两种方法计算结果对比如图2所示,两种方法的计算结果均表明边缘叶片的气动阻尼和同组其他叶片的气动阻尼相比明显不同,说明叶片间相位角对叶片气动弹性稳定性的影响很大,叶片颤振预测必须考虑叶片间相角这一关键因素的影响。两种计算结果均表明小容积流量工况下,机组的气弹稳定性较差,机组是否发作颤振由成组叶片机械阻尼大小决定。三维计算和二维计算的叶片气动阻尼趋势一致,但考虑三维效应的最小气动阻尼高于二维计算值,这个结果与文献[5]是一致的。在同一容积流量下,文献[5]按片条理论沿叶高取多个截面计算得到的叶片气动阻尼绝对值比按某一固定特征截面计算的气动阻尼绝对值低。而且片条方法计算结果表明,在不同容积流量下,特征截面的位置是不同的。取特征截面的二维方法仅能作为叶片颤振的初步预估之用,最后应用三维计算对二维计算结果进行校核。

3 结 论

(1)发展了一种考虑蒸汽轮机叶片相角变化的三维失速颤振预测方法,计算结果更加符合实际,提高了颤振预估的精度。(2)叶片间相角对蒸汽轮机气弹稳定性影响很大,叶片颤振预测必须考虑叶片间相角这一关键因素的影响。(3)小容积流量工况下,机组的气弹稳定性较差,机组是否发作颤振由成组叶片机械阻尼大小决定。(4)取特征截面的二维方法仅能作为叶片颤振的初步预估之用,最后应用三维计算对二维计算结果进行校核。

参 考 文 献

- 1 张扬军,陶德平.考虑变叶片间相角的蒸汽轮机叶片颤振预测方法.水利电力机械,1993
- 2 张扬军,李克俭,陶德平.蒸汽轮机成组叶片的气动弹性模型.航空动力学报,1994,9(2)
- 3 杨晓东.关于叶轮机气动弹性力学模型的若干问题探讨:[学位论文].北航航空航天大学,1988
- 4 Stargardter. SUBSONIC/TRANSONIC STALL FLUTTER STUDY. NASA CR-165256, PWA-5517-31
- 5 Yuan Liqun, Tao Deping. Flow Characteristic and Aeroelastic Stability Analysis on Last Stage Steam Turbine. in proceedings of International Conference on Aero-Hydroelasticity. ICAHE'93 Beijing

(责任编辑 魏星禄)