

叶轮机超音速非失速颤振边界研究

国防科技大学
西北工业大学

黎勤武
陈 群* 范非达

【摘要】 把叶片简化为具有对称截面、长、直、带预扭的非均匀弹性梁,并结合超音速状态下计算由振动引起的非定常气动载荷的气动模型,用哈密尔顿原理建立一组旋转状态下失调叶栅气弹稳定性方程;这组方程对弯曲—弯曲—扭转之间耦合严重的失调叶栅尤有意义。对一个风扇级进行的气弹稳定性分析结果表明:失调及其幅度、阶次,扭心位置,耦合效应及其程度对叶栅气弹稳定性有明显的影响。

关键词: 失调 耦合 颤振 气动弹性稳定性

1 前 言

在现代高涵道比涡扇发动机的设计中,设计者们为了追求高性能,在其风扇转子上采用了大叶尖切向速度、薄型盘片、无减振凸台等设计,但由此也附带了盘片系统刚性下降,转子设计点向超音速非失速颤振边界靠近的后果。虽然超音速非失速颤振与亚、跨音速失速颤振同为航空发动机两种主要的颤振现象,但前者不仅涉及压气机的非设计工况,而且其边界在转子高速运行时与共同工作线相交,从而限制了转速的进一步提高。实验表明:此类颤振一般发生在风扇叶片上,且叶尖相对 $Ma > 1.4$;它的发作以叶片在某阶固有频率处动应力突增,叶栅上全部叶片以同一频率振动为特征,并且只有当初始激励的幅值超过临界值才可能被激发。振型以一扭最常见。尽管人们对它作了大量有效的研究^[1~4],但对其机理仍了解不透。

大涵道比风扇叶片具有展弦比大、预扭角大、刚性差,轴向、旋向弯曲及扭转振动之间的气动、惯性、结构耦合严重的特点,且沿叶高方向气动、结构特性变化显著。对此,本文采用一个较特征截面模型更真实地反映叶片力学特性的结构模型,并把它和超音速气动模型相结合,根据哈密尔顿原理建立起一组在旋转状态下综合耦合、失调诸因素的叶栅气弹稳定性方程。编写了计算机程序 LHY 以形成和求解由叶栅气弹方程确定的广义复特征值问题。

2 模型的建立

2.1 调谐叶栅模型

凡本文涉及的结构、气动方面的推导都是在图 1 所示的坐标中进行的。叶栅调谐时,由 N 个叶片组成的环形叶栅有 N 个相互独立的叶间相位角振型,相邻叶片间的相位差 $\beta_r = 2\pi r/N$, $N = 0, 1, \dots, N-1$ 。在这些振型中,叶片振幅相同,其位移可用行波表示为:

$$\{(w/b_r)(u/b_r)\alpha\}^T = [W]\{X_s\}e^{i(\omega/\omega_0)\tau} = [E_{s,r}][W]\{Y_r\}e^{i(\omega/\omega_0)\tau} \quad (1)$$

u, w 分别为弹性轴在 X_Ω, Z_Ω 方向的变形量, $X_\Omega, Y_\Omega, Z_\Omega$ 为固定在轮缘的动坐标系; b, b_R 分别为半弦长、参考半弦长; α 为扭转变形; $[W]$ 为模态函数矩阵; $\{X_s\}, \{Y_r\}, \{X\}, \{Y\}$ 为列矩阵; ω, ω_0 分别为频率、参考频率; $\tau = t\omega_0$; $[E], [E_{s,r}]$ 为矩阵。

2.2 失调叶栅模型

失调叶栅叶片的振幅都不同, 叶间相位差可变, 叶片位移表示为调谐叶栅各振型的线性组合:

$$\begin{aligned} \{(w/b_R)(u/b_R)\alpha\}^T &= [W]\{X_s\}e^{i(\omega\omega_0)\tau} \\ &= \sum_{r=0}^{N-1} [E_{s,r}][W]\{Y_r\}e^{i(\omega\omega_0)\tau} \end{aligned} \quad (2)$$

对于有 N 叶片的叶栅, 上式推广为:

$$[W]\{X\}e^{i(\omega\omega_0)\tau} = [E][W]\{Y\}e^{i(\omega\omega_0)\tau} \quad (3)$$

2.3 气动模型

由振动引起的非定常气动载荷在轴向流为亚音速的相对超音速区的计算见文献[5]。

$$\begin{aligned} L_a = & -\pi\rho_a b_R^3 \omega^2 \sum_{r=0}^{N-1} \left\{ l_{hhr} \left(\frac{b}{b_R} \right)^2 \left(\cos\xi \sum_{j=1}^{M_h} W_j(\eta) \bar{h}_{arj} + \sin\xi \sum_{j=1}^{M_g} W_j(\eta) \bar{g}_{arj} \right) \right. \\ & \left. + l_{har} \left(\frac{b}{b_R} \right)^3 \sum_{j=1}^{M_\alpha} A_j(\eta) \alpha_{arj} \right\} e^{i(\omega\omega_0 + \beta_r^* s)} \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} M_a = & \pi\rho_a b_R^4 \omega^2 \sum_{r=0}^{N-1} \left\{ l_{ohr} \left(\frac{b}{b_R} \right)^3 \left(\cos\xi \sum_{j=1}^{M_h} W_j(\eta) \bar{h}_{arj} + \sin\xi \sum_{j=1}^{M_g} W_j(\eta) \bar{g}_{arj} \right) \right. \\ & \left. + l_{oor} \left(\frac{b}{b_R} \right)^4 \sum_{j=1}^{M_\alpha} A_j(\eta) \alpha_{arj} \right\} e^{i(\omega\omega_0 + \beta_r^* s)} \end{aligned} \quad (5)$$

$l_{hhr}, l_{ohr}, l_{har}, l_{oor}$ 为 r 模态弯曲和扭转引起的无量纲升力系数、力矩系数; $\bar{g}_{arj}, \bar{h}_{arj}, \alpha_{arj}$ 为 r 模态中与 $W_j A_j$ 相关的无量纲广义坐标幅值; η 为从轮缘测量的无量纲叶片运动坐标; L_a, M_a 为叶高上的非定常气动力、力矩; W_j, A_j 为梁的第 j 阶弯曲、扭转振型; ξ 为预扭角; M_g, M_h, M_α 为对应于三个自由度的广义坐标数。

2.4 结构模型

叶片被简化为一根具有对称截面、长、直、带预扭的非均匀弹性梁。不计翘曲的影响, 并假定沿弹性方向叶片是刚性、无变形的。此处还用到几何非线性理论的有关知识^[6]。

2.5 叶栅气弹方程

由哈密尔顿原理:

$$\int_0^t (\delta T_K - \delta U + \delta W) dt = 0 \quad (6)$$

经推导可得出一个确定失调叶栅气弹稳定性的广义复特征值问题^[6]。

$$[E]^{-1}[S][E]\{Y\} = (\omega\omega_0)^2 \{ [E]^{-1}[M][E] + [A] \} \{Y\} \quad (7)$$

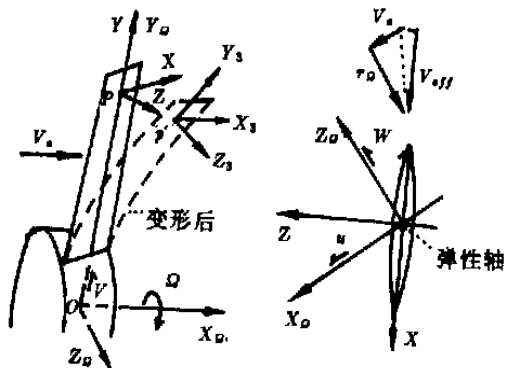


图 1 坐标系

[A]、[S]、[M] 为气动矩阵、刚度矩阵、质量矩阵; T_k 、 U 、 W 为动能、应变能、气动功。

以上(1)~(7)式中各矩阵的得出及构成见文献[6]。对于有阻尼系统,[S]有关元素将乘以相应系数。求解方程(7)确定的广义复特征值问题,可得到叶栅系统的气弹稳定性边界。系统复频与特征值之间关系为 $i(\omega/\omega) = i \frac{\bar{\omega}}{v} = \bar{\mu} \pm i\bar{\gamma}$ 。其中 $\bar{\mu}$ 为系统总阻尼, $\bar{\gamma}$ 为动频。 $\bar{\mu} > 0$ 时,系统失稳,颤振发生。

3 结果分析

3.1 叶片振动特性

把[A]充零,求解一个标准特征值问题,由此得到叶片振动特性。由于程序设计的巧妙性,它既可检验 LHY 程序结构计算部分的正确性,又为下一步计算节省了时间。

3.2 失调阶次及幅度的影响

图2、图3(a)、(b)为在其它条件相同情况下具有3种不同失调阶次(1B—仅一弯频率失调;1T—仅一扭频率失调;BT—一阶弯扭频率都失调)、4种失调幅度的叶栅的颤振边界位置。

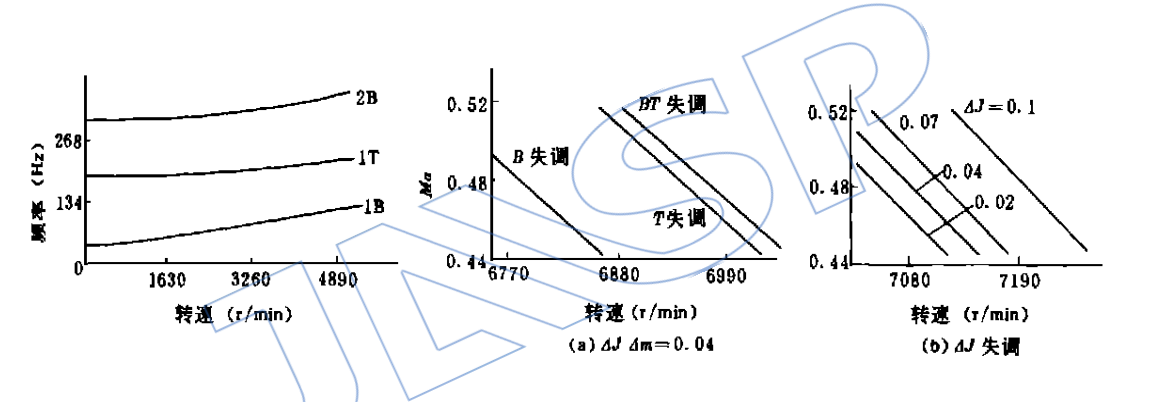


图2 低阶频率随转速的变化

图3 不同失调阶次、失调幅度下叶栅的颤振边界

由上图可见BT及T失调较B失调能更好地增强系统气弹稳定性,且随失调幅度的增大,稳定性进一步增强,而变化B失调幅度则没有明显的效果。我们还发现颤振频率十分靠近一扭此时的动频。一般认为,系统的结构阻尼是恒定的,所以系统的稳定性决定于:(1)气流对系统做功的量。(2)气动功在各阶模态上的分配。当在一定 M_a 、 Ω 下,某阶模态进入失稳区,即其总阻尼为负,这意味着此模态极易从流场中获得能量并聚集起来,使此模态在系统总能量中的占有量更大,即总阻尼负得更多,形成所谓恶性循环,工程实际中表现为振幅剧增,且振型、振频十分靠近此模态的振型、动频。因此,当此阶频率失调及失调幅度增加时,能量在叶片之间的传递过程中受到的阻碍作用也增加,能量在此模态上的聚集变得困难,而导致稳定性增强。如果改变其它阶次频率失调的幅度,由于影响不直接,所以效果也就不明显了。

3.3 扭心、重心的相对位置及栅距的影响

由图4可见,后扭心叶栅较前扭心叶栅的气弹稳定性好。

图5为其它条件相同,而且当叶栅叶片数不同时的颤振边界位置。可以看出,叶片数对预测结果有较大影响。这是因为叶片数少时,栅距大,叶片间的耦合效应小,能量传递较困难。叶

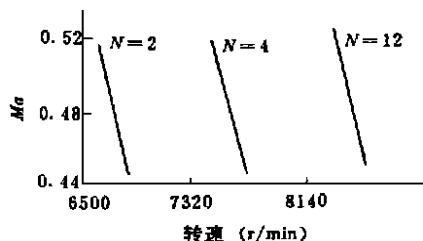
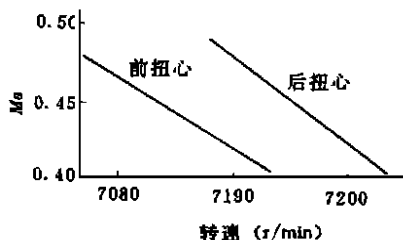
图4 扭心位置对叶栅颤振边界的影响($\Delta J = 0.1$)

图5 叶片数不同时叶栅的颤振边界

片颤振能量一部分来源于由于叶片自身振动形成的非定常流场;另一部分来源于邻近叶片振动形成的非定常流场。稀疏叶栅第二部分能量较少,所以其颤振边界靠后。同时也可看出,耦合会削弱叶栅系统的气弹稳定性。

4 结 论

(1) 采用全叶片结构模型及超音速非定常气动模型对叶栅超音速非失速颤振特性进行研究。失调能使叶栅超音速非失速颤振边界明显后移;不同阶次的失调对系统气弹稳定性影响程度不同,其中以对应于颤振频率的那阶最好。非失速颤振一般为一扭振型,所以 T 、 BT 失调效果最佳,且随失调幅度的增加,系统的稳定性明显改善。

(2) 后扭心叶片较前扭心叶片气弹稳定性好。

(3) 栅距对系统气弹稳定性影响很大;耦合效应会削弱系统的气弹稳定性。

参 考 文 献

- 1 Jumpei. Non-Stall Normal Mode Flutter in Annular Cascade. Transactions of Japan Society of Aeronautical Engineering, 1958, 1(1)
- 2 Syder. Supersonic Unstalled Flutter in Fan Rotors; Analytical and Experimental. Journal of Engineering for Power, Oct. 1974/385
- 3 Hoyniak and Fleeter. Aerodynamic Mistuning Analysis in Supersonic Unstalled Fan Cascade. ASME 85-GT-192
- 4 Kaza and Kiel B. Flutter and Response of Mistuned Cascade in Incompressible Flow. AIAA Journal, 1982, 20(8)
- 5 范非达. 超音速叶栅由于振动引起的非定常气动的计算. 中国航空科技文献 HJB880636, 1988
- 6 黎勤武. 超音速非失速颤振边界预测: [学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1991

blade surface in the annular nozzle guide vane is very good. The present study is a success in developing fully 3D steam turbine nozzle guide vane with tip endwall contouring and combined-leaning blade.

SUPERSONIC UNSTALLED FLUTTER IN ARBITRARY MISTUNED CASCADES

Li Qinwu (*National University of Defence Technology*)

Hen Qun and Fan Feida (*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

By the use of Hamilton's principle, a set of aeroelastic equations is formulated to describe the motion of an arbitrary mistuned rotating cascade with high aspect-ratio, flexible pretwisted, nonuniformed blades. A two-dimensional aerodynamic theory is used to calculate unsteady force and moment coefficients for vibrating aerofoil in supersonic unstalled cascade. This set of equations is of great value to a fan blade with the inertial, structural and aerodynamic coupling in bending-bending-torsion. Results obtained from the aeroelastic stability analysis of a real fan stage show that amplitude and different order of mistuning and other kinds of structural properties have an apparent effect on boundaries of supersonic unstalled flutter.

RESEARCH ON 3-D DISCHARGE FLOW IN A CENTRIFUGAL IMPELLER

Xi Guang and Wang Shangjin (*Xi'an Jiaotong University*)

ABSTRACT

A method for calculating 3-D discharge flow in a centrifugal impeller is developed by means of solving the incompressible steady time-averaged N-S equations, the continuity equation and the $k-\epsilon$ turbulence model equation. This method is accomplished with calculation grids generated by an algebraic transformation, and thus it can be easily applied to the design analysis of centrifugal impellers. The discharge flow of a three-dimensional shrouded centrifugal compressor impeller was measured for assessing the validity of the present calculation procedure. The comparison between the experimental data and the calculation results shows that the present method can predict the mean velocities.

NUMERICAL STUDY ON BLADE-TO-BLADE PASSAGE FLOW FIELD IN A CENTRIFUGAL CASCADE

Wu Xiaosong and Wu Guochuan

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

Numerical simulations of the blade-to-blade flow field in a centrifugal impeller have been carried on by using 2-D mean steady incompressible Navier-Stokes equations and $k-\epsilon$ turbulent model in arbitrary boundary-fitted coordinate system. It is shown that the underrelaxation factors of line-by-line iteration are lower than those in non-rotational flow calculations and a more reasonable initial flow field is required due to the larger ratio of centrifugal forces in the source terms of momentum equations. The calculation results of the flow fields are in a good agreement with the LDA data with the exception of the near-wall region of the blade surfaces. Some of the discrepancies in the near-wall region are caused mainly by the assumption of 2-D flow and ignoring the rotational effects in the turbulence model. Additionally, the calculation precision is also affected, since inlet and outlet boundaries of the computational domain cannot be located so far away from the blades.