

基于模态波理论的压气机失速先兆识别方法

刘俊杰¹, 苏三买¹, 孙占恒², 翟向博¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对压气机气动失速预警存在无法兼顾对渐进型和突尖型失速先兆有效识别的不足,以及提取失速幅值需要多路传感器信号的局限。分析了压气机失速发展过程中的信号特征;根据压气机失速信号的旋转特性,提出基于单路传感器信号重构周向多路失速先兆信号的方法,讨论了信号重构步长的取值;基于模态波理论,通过对重构信号进行空间傅里叶变换,得到失速扰动信号各阶模态幅值,根据低阶模态的幅值变化实现对渐进型与突尖型失速先兆的识别。以某压气机为例进行仿真,结果表明:当信号重构的步长小于突尖波时间尺度的一半时,重构的多路信号能够复现压气机周向位置失速发展过程,且步长越小,越有利于失速先兆的识别;由模态分解得到的1阶模态幅值的变化能够有效反映失速发展过程;通过合理设置模态幅值的阈值,可以在失速发展前期对失速先兆进行准确识别,从而,基于单路传感器失速信号即可实现对渐进型失速和突尖型失速均能进行预警。

关 键 词: 失速先兆识别; 模态波理论; 多路信号重构; 渐进型失速; 突尖型失速

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Identification method of compressor stall inception based on modal wave theory

LIU Junjie¹, SU Sanmai¹, SUN Zhanheng², ZHAI Xiangbo¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Targeting the shortages of the compressor aerodynamic stall warning that the existing algorithm cannot identify progressive-type stall and spike-type stall inception effectively and multi sensor channels are required for obtaining the amplitude of stall cell, the characteristics of signal during compressor stall development were analyzed. And according to the rotation characteristics of compressor stall signal, the method of circumferential multipath stall inception signal reconstruction was proposed based on single-channel sensor signal by parallel moving algorithm. The value of signal reconstruction step was discussed. Furthermore, based on the modal wave theory, the stall signal amplitudes of each mode disturbance were obtained by the application of the spatial Fourier transformation on the reconstructed signal. Progressive-type and spike-type stall precursor were identified according to the amplitude variation of low order modes, thus predicting the occurrence of stall. Taking

收稿日期: 2016-01-27

基金项目: 航空科学基金(2013ZB53019)

作者简介: 刘俊杰(1992—)男,硕士生,研究领域为航空发动机控制。

引用格式: 刘俊杰, 苏三买, 孙占恒, 等. 基于模态波理论的压气机失速先兆识别方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(9): 2283-2290.
LIU Junjie, SU Sanmai, SUN Zhanheng, et al. Identification method of compressor stall inception based on modal wave theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2283-2290.

certain compressor as an example for simulation. Results show that as long as the signal reconstruction steps is less than half the time scale of the spike wave, the reconstructed multipath signal can reproduce the development process of circumferential position compressor stall well, the smellier step means more conducive to identifying stall inception. Changes in the amplitude of first-order modal acquired from modal decomposition can effectively reflect the stall development. The stall inception can be accurately identified in the pre-stall development by setting reasonable modal amplitude threshold. Therefore, both progressive-type and spike-type stall enable warning based on a single sensor signal.

Key words: stall inception identification; modal wave theory; multipath signal reconstruction; progressive-type stall; spike-type stall

作为现代飞机的动力,航空发动机为提高推质比、扩展稳定工作范围,要求其压气机部件具有更高的压比和更宽的稳定工作范围。然而根据压气机工作原理,随着压比提高,空气流量减少,气流产生旋转失速进而引发喘振使压气机进入不稳定区域,限制压气机的稳定工作范围^[1-2],从而严重影响发动机的工作安全。

失速发生时,压气机处于不稳定工况,其环腔内压力和流量早期信号(即失速先兆)的变化,可预示压气机失速行为^[3-5]。试验表明,失速先兆信号主要包括相对缓慢发展的大尺度模态波和突然变化的小尺度突尖波,分别对应着渐进型和突尖型这两类性质不同的失速状况^[6-7],且压气机失速过程大多数表现为突尖型失速^[8]。

压气机工作时需进行失速与喘振控制,其中主动稳定控制是目前的研究热点^[9-10],实时准确识别失速先兆信号是主动稳定控制的基础,且失速先兆信号识别越早,可用于失速与喘振抑制的时间越宽裕^[11]。

关于压气机失速先兆信号识别研究,受到不少学者重视。文献[12-13]基于平均数值差分法、概率密度函数分析法等一维信号分析方法判别压气机失速先兆信号,由于压气机发生旋转失速时,沿叶片周向流场的压力与流量呈动态变化,上述一维方法存在不能反映失速团在压气机内部的幅值增长及相位信息,应用中容易出现误判的不足。文献[14-15]将混沌理论用于失速先兆信号识别,但混沌特征参数如关联积分、Lyapunov 指数的计算严重依赖时间序列长度与噪声水平,从而影响失速先兆信号识别的准确性。文献[16-18]根据压气机完整的失速过程数据,采用行波能量法和小波分析法可有效实现失速先兆信号识别,但均存在数据量大、耗时长,无法满足工程上对失速信号识别的实时性要求。McDougall 和 Longley 等^[5,19]对沿压气机周向的多路失速信号进行空间

傅里叶变换,根据空间信号的幅值相位信息,实现失速先兆信号准确快速识别,但该方法在工程应用时,需同时提供多路传感器信号,并且受传感器安装数量的限制,通过空间傅里叶变换所获得的判据无法识别突尖波形式的失速先兆。

针对以上状况,本文根据压气机失速信号的旋转特性,采用单路传感器信号对多路失速先兆信号进行重构,并对重构信号进行空间傅里叶变换,基于模态波理论,根据模态幅值的变化,实现渐进型失速和突尖型失速识别,从而为压气机实施主动稳定控制提供依据。

1 压气机失速先兆信号特征分析

根据压气机理论^[20],从稳定工作状态发展到完全失速的过程中,压气机内部环面周向流量、压力会产生不同程度的扰动,为便于失速先兆识别研究,对压气机失速先兆信号特征进行分析。

试验和数值仿真是获取压气机进入失速时气动特征参数变化情况的常用方法,通过文献[21-22]中的试验与仿真可得典型的压气机失速发展过程参数变化如图1~图3所示。

图1是压气机由稳定工作状态进入完全失速

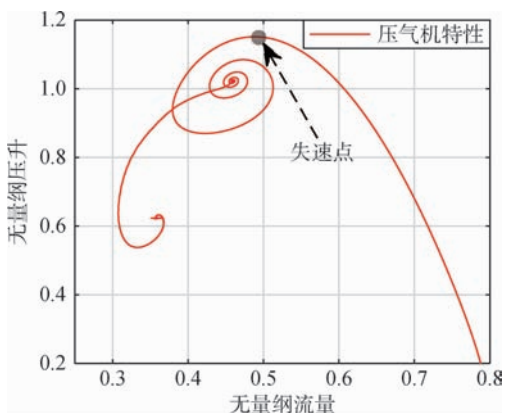


图1 包含失速过程的压气机特性曲线

Fig.1 Compressor characteristic curve include stall process

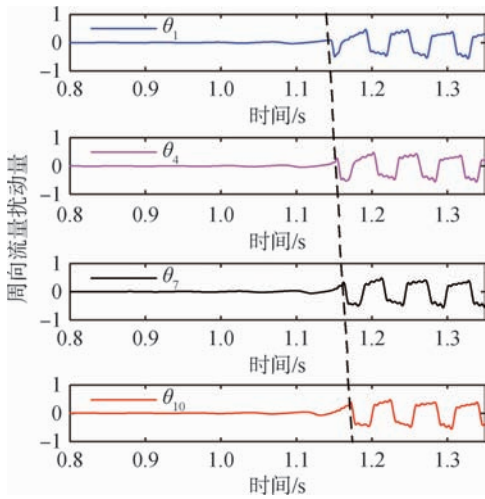


图 2 渐进型失速发展过程中周向位置流量扰动变化
Fig. 2 Flow perturbation change at different circumferential positions at progressive-type stall process

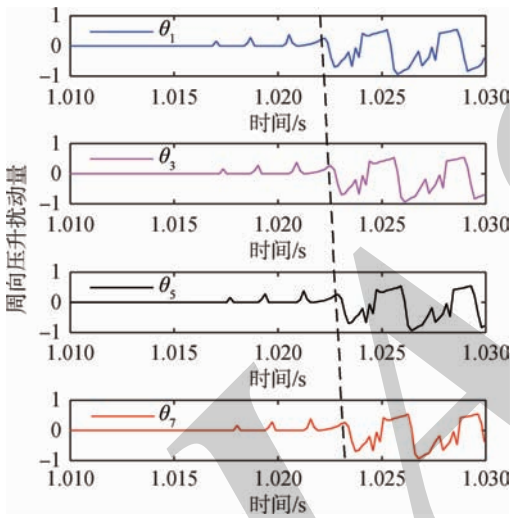


图 3 突尖型失速发展过程中周向位置压升扰动变化
Fig. 3 Pressure rise perturbation change at different circumferential positions at spike-type stall state

过程中所反映的外部特性变化情况,该过程中随着流量减少,压比升高,压气机逐渐接近失速点,进入失速点后,流量和压比表现为不稳定脉动。图 2 是渐进型失速过程压气机沿周向不同位置处流量扰动变化情况。图 3 突尖型失速过程压气机沿周向不同位置处压升扰动变化情况。

图 2 和图 3 表明,无论是渐进型失速还是突尖型失速,在失速完全形成之前均存在小幅值的先兆扰动现象。渐进型失速先兆扰动幅值缓慢增长且没有明显的突跃变化,表现为模态波;突尖型失速先兆变化较为剧烈且时间极短,表现为突尖波。同时,比较压气机周向离散位置点 θ_k 处的压升扰动可以发现,在失速发展过程中,渐进型失速和突尖型失速的压力扰动均以一定速度沿周向旋转。

2 基于模态波理论的失速先兆信号识别方法

2.1 压气机周向多路失速先兆信号重构

从压气机失速先兆信号特征分析可以看出,渐进型失速和突尖型失速的失速先兆均具有以一定速度绕周向旋转的特征。

基于失速信号的旋转特性,本文提出以单路流量或压力信号为原始信号,采用信号平移法,模拟出周向多路传感器的失速先兆信号,从而实现压气机周向多路失速先兆信号重构。具体方法如下:

压气机工作过程中,沿周向位置的压升与流量等参数可表示为

$$x = x(\theta, \xi, \eta) \quad (1)$$

其中 θ 为周向环面位置、 ξ 为无量纲时间变量、 η 为无量纲轴向位置。

对于某一具体时刻 ξ 、某一具体轴向位置 η 的状态变量可描述为 $x(\theta, \xi)$

压气机发生失速时,在周向环面周向位置 θ_k 处,参数 $x(\theta_k)$ 以一定的速度进行周期性周向旋转。采用对 $x(\theta_k)$ 沿周向的同一方向进行移位,得到后续位置 $\theta_{k+1}, \dots, \theta_{k+n}$ 处的状态量 $x(\theta_{k+1}), \dots, x(\theta_{k+n})$ 。

参数 x 所代表的流量和压升可分别表示为 $\phi(\theta, \xi, \eta)$ 和 $\phi(\theta, \xi, \eta)$,其信号变化过程特征相似。

对于某一具体时刻 ξ 、某一具体轴向位置 η 的离散位置点的流量参数 $\phi_n(k)$,有

$$\begin{cases} \phi_n(k) = \phi_1(k), & k \leq (n-1)L_{\text{step}} \\ \phi_n(k) = \phi_1(k-nL_{\text{step}}), & k > (n-1)L_{\text{step}} \end{cases} \quad (2)$$

式中 n 代表重构的第 n 路信号, L_{step} 代表信号平移的步长。

对于某一具体时刻 ξ 、某一具体轴向位置 η 的离散位置点的压升参数 $\phi_n(k)$,沿周向多路信号的重构方法与流量参数 $\phi_n(k)$ 相同。

实际应用中,可选择流量扰动或压升扰动信号用于识别失速先兆,并且可根据一路失速先兆信号重构出同一时刻周向其他位置的失速先兆信号,从而构造出空间傅里叶变换所需的周向多路失速先兆信号。

应当说明的是,本文所提出的压气机周向多路失速先兆信号重构,其优点是可实现用单个传感器代替多个传感器,避免了沿机匣周向安装多个传感器的不足,缺点是为能完整地重构出周向任意位置处失速信号的变化过程,必须经历一个转子周期用于测量失速过程信号,降低了时效性

以换取有效性。通常,一个转子周期仅占失速发展过程时间的 0.5%~15%,对失速先兆识别的影响很小,是完全可接受的。

2.2 失速先兆识别方法

与时间域下一维信号的傅里叶变换类似,可将空间多维信号分解为时间域下多个谐波函数的叠加,即模态波的叠加。

失速发展过程中,沿压气机周向的流量和压力扰动为空间多维信号,进行空间傅里叶变换可得到 N 阶模态的叠加。

结合式(1)将参数 x 的环面平均值定义为 $X(\xi, \eta)$, 可以表示为

$$X(\xi, \eta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} x(\theta, \xi, \eta) d\theta \tag{3}$$

进一步分析可知,参数 x 可表示为环面平均值与周向扰动的叠加,具体为

$$x(\theta, \xi, \eta) = X(\xi, \eta) + \delta x(\theta, \xi, \eta) \tag{4}$$

其中 $\delta x(\theta, \xi, \eta)$ 为周向扰动,是关于 θ 的连续函数, $\theta \in [0, 2\pi]$ 。

本文以流量信号为例,进行模态分解。

采用式(2)的失速信号重构法,可以重构得到 $2N+1$ 路失速信号,对其进行空间傅里叶变换,将流量信号分解为 N 阶模态的叠加,根据各阶模态幅值的增长可以对压气机失速进行预判。

根据位置 θ_0 处的流量信号,重构出周向位置 $\theta_1, \dots, \theta_{2N}$ 处的 $2N$ 个流量信号,从而得到平均分布在压气机周向环面 $2N+1$ 个位置点 θ_k 获取流量信号,其环面平均流量为 $\Phi(\xi, \eta)$, 根据式(3)可得 $2N+1$ 个离散位置的流量 $\phi(\theta_k, \xi, \eta)$ 及流量扰动 $\delta\phi(\theta_k, \xi, \eta)$, 其中

$$\theta_k = \frac{2\pi k}{2N+1}, k = 0, 1, 2, \dots, 2N \tag{5}$$

在数学上,相当于沿压气机环面周向 θ 对流量及其扰动进行离散化,其向量形式为

$$\delta\phi(\theta_k, \xi, \eta) = \begin{bmatrix} \delta\phi(\theta_0, \xi, \eta) \\ \delta\phi(\theta_1, \xi, \eta) \\ \vdots \\ \delta\phi(\theta_{2N}, \xi, \eta) \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$\phi(\theta_k, \xi, \eta) = \begin{bmatrix} \Phi(\xi, \eta) + \delta\phi(\theta_0, \xi, \eta) \\ \Phi(\xi, \eta) + \delta\phi(\theta_1, \xi, \eta) \\ \vdots \\ \Phi(\xi, \eta) + \delta\phi(\theta_{2N}, \xi, \eta) \end{bmatrix} \tag{7}$$

由于压气机来流为有势流,引入速度势扰动 $\delta\Theta$, 流量扰动 $\delta\phi$ 与速度势扰动 $\delta\Theta$ 的关系可表示为拉普拉斯方程^[23]

$$\frac{\partial \delta\Theta}{\partial \eta} = \delta\phi \tag{8}$$

求解式(7)拉普拉斯方程,速度势扰动 $\delta\Theta$ 可写为

$$\delta\Theta(\eta, \theta, \xi) = \sum_{n=-N, n \neq 0}^{n=+N} \hat{\Theta}_n(\xi) \cdot e^{in\theta} \cdot e^{in|\eta|}, \eta \leq 0 \tag{9}$$

其中 $\hat{\Theta}_n(\xi)$ 是与 $\delta\Theta$ 相关的傅里叶系数,进一步,可求得流量扰动 $\delta\phi$ 为

$$\delta\phi(\theta) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} \hat{\phi}_n(\theta) \cdot e^{in\theta} e^{in|\eta|}, \eta \leq 0 \tag{10}$$

其中 $\hat{\phi}_n(\theta)$ 为空间傅里叶模态系数,表示为

$$\hat{\phi}_n(\theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \delta\phi(\eta, \theta) \cdot e^{-in\theta} d\theta, \eta = 0 \tag{11}$$

取 $2N+1$ 次傅里叶模态,对 $\hat{\phi}_n(\theta)$ 函数进行离散化处理,并写成矩阵形式

$$\hat{\phi} = \begin{bmatrix} \hat{\phi}_{-N} \\ \hat{\phi}_{-(N-1)} \\ \vdots \\ \hat{\phi}_{+N} \end{bmatrix} = F \cdot \phi \tag{12}$$

其中

$$F = \frac{1}{\sqrt{2N+1}} \begin{bmatrix} \vdots & & \\ \dots & (e^{\frac{-2i\pi}{2N+1}})^{nk} & \dots \\ \vdots & & \end{bmatrix}_{\substack{n=-N \\ k=0, k=2N \\ n=+N}} \tag{13}$$

且零阶模态表示为

$$\hat{\phi}_0(\xi) = \phi(\xi) \cdot \sqrt{2N+1} \tag{14}$$

进一步,可以得到流量扰动 $\delta\phi$ 的空间傅里叶模态为

$$\hat{\phi} = G \cdot \phi = \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ b_1 \\ \vdots \\ a_N \\ b_N \end{bmatrix} \tag{15}$$

其中

$$G = \sqrt{\frac{2}{2N+1}} \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{\sqrt{2}} & \frac{1}{\sqrt{2}} & \dots & \frac{1}{\sqrt{2}} \\ \cos\theta_1 & \cos\theta_2 & \dots & \cos\theta_{2N+1} \\ \sin\theta_1 & \sin\theta_2 & \dots & \sin\theta_{2N+1} \\ \cos 2\theta_1 & \cos 2\theta_2 & \dots & \cos(2\theta_{2N+1}) \\ \sin 2\theta_1 & \sin 2\theta_2 & \dots & \sin(2\theta_{2N+1}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \cos(N\theta_1) & \cos(N\theta_2) & \dots & \cos(N\theta_{2N+1}) \\ \sin(N\theta_1) & \sin(N\theta_2) & \dots & \sin(N\theta_{2N+1}) \end{bmatrix} \tag{16}$$

a_n, b_n 分别为第 n 阶模态的实部和虚部。

由此,将流量扰动分解为 N 阶模态的叠加

$$\delta\phi(\theta_k, \xi, \eta) = a_0 + \sum_{n=1}^N [a_n \cos(n\theta_k) + b_n \sin(n\theta_k)] \quad (17)$$

对于沿压气机周向位置变化的压升参数 $\varphi(\theta, \xi, \eta)$,也可以采用相同的方法进行模态分解。

对于尺度较大的失速先兆扰动模态波,重构的周向多路流量扰动信号空间傅里叶变换与模态分解后,可有效检测扰动的增长状况。

对尺度较小的失速先兆扰动突尖波,选择传感器最先检测到的单个压升扰动突尖波作为原始信号,通过重构周向多路压升扰动信号,模拟出突尖波的发展过程,对重构信号进行空间傅里叶变换,进而得到各阶模态叠加形式的压升扰动,可有效检测压升扰动的发展状况。

基于上述方法,得到渐进型和突尖型失速先兆信号的前 N 阶模态的幅值与相位变化。由于1阶幅值变化即可较好地反映失速发展状况,故将1阶幅值与设定阈值比较,当1阶模态幅值超过设定的阈值时,即认为即将发生失速。

2.3 信号平移步长 L_{step} 取值的讨论

基于模态波理论进行失速先兆识别时,要求低阶模态幅值与高阶模态幅值之间存在较大的差值。由此重构的多路失速信号需要满足在每一个瞬时都能够复现失速信号的发展变化过程,即重构的周向多路失速信号必须足够密集。因此,需要合理选择步长 L_{step} 的取值。

由于模态波的时间尺度远大于突尖波的时间尺度,只考虑突尖型失速先兆的突尖波即可。

对于突尖型失速,由于只需对单个突尖波扰动进行周向多路扰动信号重构,且考虑到突尖波近似锯齿的波形,为了在 t_{spike} 时间内复现出突尖波的发展过程,步长 L_{step} 的取值必须小于突尖波时间尺度的一半,即 L_{step} 的取值需满足

$$L_{\text{step}} < \frac{1}{2} \cdot t_{\text{spike}} \quad (18)$$

其中 t_{spike} 是可能出现的突尖波的最小时间尺度。

3 仿真及结果分析

3.1 渐进型失速先兆的识别

为了验证由单路压气机失速先兆信号重构获得多路失速先兆信号的有效性,以某压气机^[24]为

例,基于单路渐进型失速先兆信号,重构出周向位置多路渐进型失速先兆信号,对重构信号进行模态分解,并应用模态波理论对失速先兆进行识别。

图4是渐进型失速先兆信号重构与模态分解,其中,图4(a)中周向位置 θ_0 处的信号是失速发展过程中的原始信号,而 θ_3, θ_6 和 θ_9 处的信号是根据 θ_0 处的原始信号重构的失速先兆信号。

图4(b)是将重构的失速先兆信号分解为5阶模态波(图中只画出了前4阶,下同),从图中可以看出,压气机失速发展过程中,低阶模态扰动占主导作用。故判断是否发生失速时可以只考虑低阶模态波幅值的变化,将其与设定阈值相比较,从而判断是否发生失速。参考试验^[8,21],设定1阶模态稳定幅值的5%为阈值,当1阶模态波幅值大于这一阈值时,即认为即将发生失速。

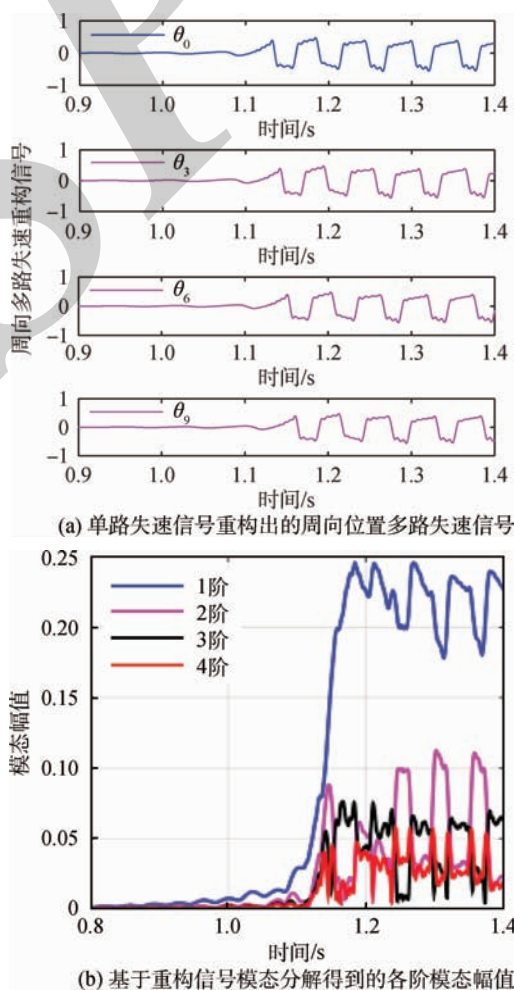


图4 渐进型失速周向多路信号重构与模态幅值

Fig. 4 Progressive-type stall circumferential multipath signal reconstruction and modal amplitude

同时,利用压气机多维状态空间方程模型^[21]模拟该压气机渐进型失速发展过程,对模型生成

的周向多路失速先兆信号进行模态分解,其各阶模态相位和幅值变化如图 5 所示。

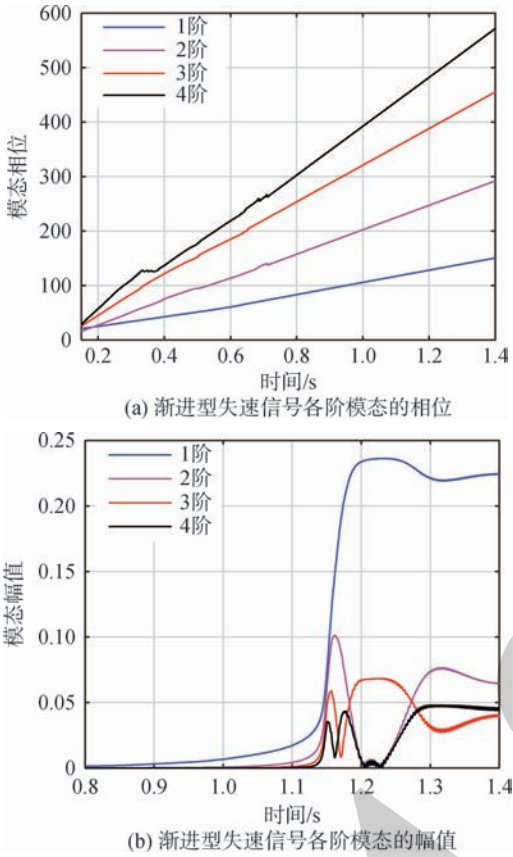


图 5 渐进型失速信号各阶模态的相位和幅值
Fig. 5 Phase and amplitude of progressive-type stall signal of each order mode

由图 5(a)可以看出,各阶模态波的相位变化均呈现出近似直线增长,说明模态波是以固定的周期进行周向旋转,这与失速先兆信号特征分析时的结论一致。

从图 5(b)可以看出,按上述设定的阈值,根据 1 阶模态幅值判别可以提前约 0.1 s 判断出压气机即将发生失速。

通过对比图 4(b)与图 5(b)可以发现,采用信号平移的方式,根据单路失速信号重构多路失速信号的方法是有效的。应当指出,重构多路信号与原多路信号之间存在微小误差,但该误差并不影响应用模态波理论进行失速先兆识别。

3.2 突尖型失速先兆的识别

为了验证本文所提出方法对突尖型失速先兆识别的有效性,本文提取某试验过程中^[21]突尖型失速先兆压升扰动突尖波,根据单路压升扰动突尖波信号重构出多路压升扰动突尖波信号,通过空间傅里叶变换计算失速信号扰动波各阶模态幅

值,基于模态波理论,根据幅值变化预测是否将要发生突尖型失速。

图 6 是压气机由稳定工作状态进入突尖型失速的发展过程中,压气机压升突然变化,产生微小的压升扰动突尖波。

图 7 是突尖型失速先兆周向位置压升扰动的重构,基于信号平移法($L_{step}=0.1t_{spike}$),由一路压升突尖波信号重构出同一时间段内周向位置点 θ_k 的各路突尖波失速先兆信号。

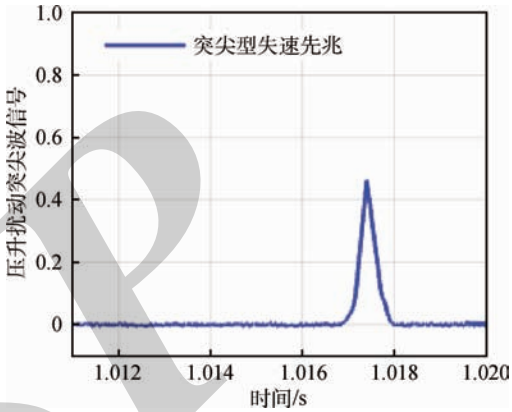


图 6 单路压升扰动突尖波
Fig. 6 Single spike wave disturbance of pressure rise

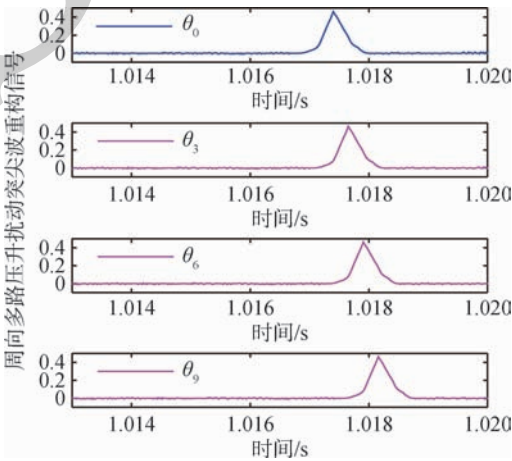


图 7 突尖型失速先兆周向多路压升扰动重构
Fig. 7 Reconstruction of spike-type stall inception circumferential multipath pressure rise disturbance

图 8 是以重构的突尖波失速先兆信号为基础,分解为 5 阶模态(图中只现出了前 4 阶),得到的突尖型失速先兆各阶模态幅值。

从图 8 可以看到,基于模态波理论分析突尖型失速时,同样地,低阶模态扰动占主导作用。设定一个阈值,可将 1 阶模态的幅值与设定阈值相比较。当 1 阶模态幅值大于设定阈值时,认为出现突尖波扰动,可判断为即将发生失速。应用该方法,可以实现提前 0.008 s 识别出压气机突尖型

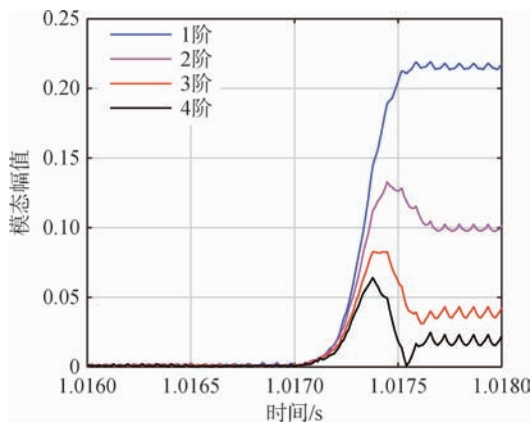


图 8 突尖型失速先兆模态幅值

Fig. 8 Modal amplitudes of spike-type stall inception

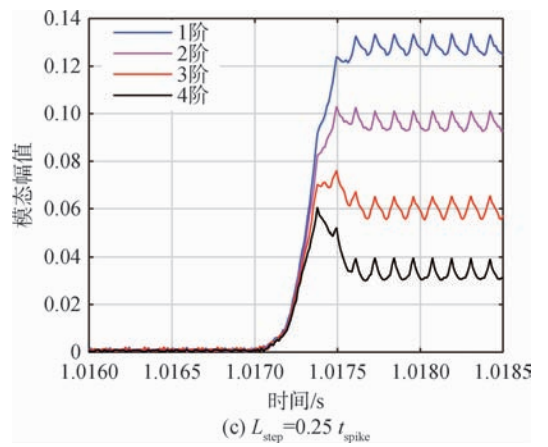


图 9 步长不同取值对应的各阶模态幅值

Fig. 9 Modal amplitude corresponding to different step values

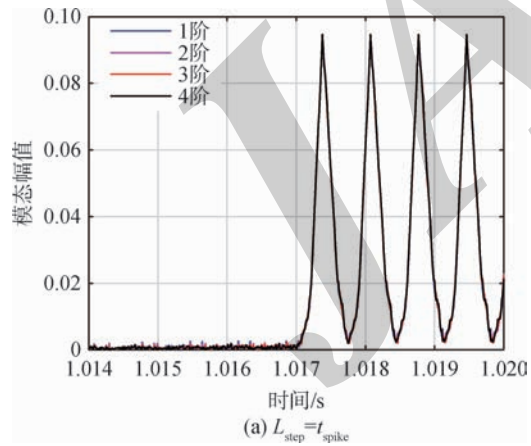
失速。

应当指出,由于突尖型失速发展过程时间尺度极小,故判断突尖型失速的时间提前量比判断渐进型失速小很多,但仍然为抑制失速提供了有利的时间裕度。

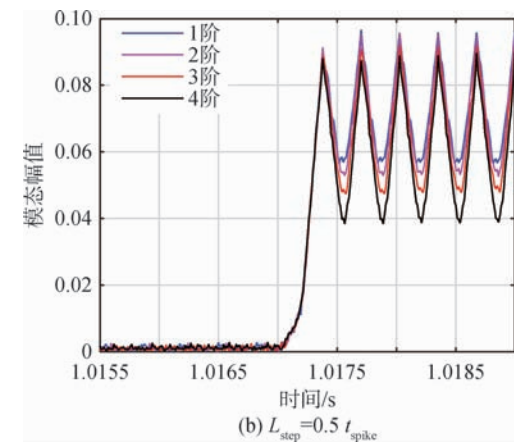
3.3 步长 L_{step} 不同取值下模态仿真

进一步,为了验证信号平移步长 L_{step} 取值的正确性,将以突尖波为例,不同 L_{step} 取值下的仿真结果如图 9 所示。

图 9 给出了步长取不同的值时,经过模态分



(a) $L_{\text{step}} = t_{\text{spike}}$



(b) $L_{\text{step}} = 0.5 t_{\text{spike}}$

解,各阶模态幅值之间的大小。比较图 9 和图 8 ($L_{\text{step}} = 0.1 t_{\text{spike}}$) 可以发现,当 $L_{\text{step}} > 0.5 t_{\text{spike}}$ 时,各阶模态幅值接近重合且波动很大,无法采用模态波理论判断是否出现突尖波;当 $L_{\text{step}} \leq 0.5 t_{\text{spike}}$ 时,各阶模态幅值存在较大差值,且步长越小,高低阶模态幅值之间的差值越大,较为适宜采用模态波理论对是否出现突尖波进行判断。

4 结 论

本文简要分析了压气机渐进型失速和突尖型失速的信号特征,研究了压气机周向多路信号重构方法和基于模态波理论的失速先兆识别机理,并分别对渐进型失速和突尖型失速的失速先兆分析识别仿真,得到以下结论:

1) 基于压气机失速信号的旋转特性,提出采用单路传感器重构周向多路失速先兆信号的方法是有效的,重构的信号能够复现压气机周向位置失速发展过程,并且信号平移的步长越小,越有利于失速先兆的识别。

2) 在周向多路失速信号重构的基础上,基于模态波理论进行失速先兆识别时,各阶模态幅值和相位变化能够有效反映失速的发展过程;通过将 1 阶模态幅值与设定阈值比较,在失速发展前期能够对失速先兆进行有效识别,实现提前 0.1 s 预测出渐进型失速的产生,提前 0.008 s 预测出突尖型失速的产生。

3) 根据单路传感器信号重构出压气机周向多路失速先兆信号,并较好地用于失速先兆识别,避免了安装大量传感器的不足,具有较大的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 苏三买,吕焯,黄顺炳.航空发动机主动稳定控制方法分析[J].航空工程进展,2014,5(1):7-11.
SU Sanmai, LÜ Ye, HUANG Shunbing. Analysis of aircraft engine active stability control method[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2014, 5(1): 7-11. (in Chinese)
- [2] 童志庭,聂超群,朱俊强.微喷气提高轴流压气机稳定性的研究[J].工程热物理学报,2006,27(1):121-124.
TONG Zhiting, NIE Chaoqun, ZHU Junqiang. Investigation on micro tip injection improving the stability of an axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(1): 121-124. (in Chinese)
- [3] MOORE F K, GREITZER E M. A theory of post-stall transients in a axial compressor systems; Part I development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 68-76.
- [4] PARK H G. Unsteady disturbance structures in axial flow compressor stall inception[M]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology Press, 1994.
- [5] MCDUGALL N M, CUMPTSY N A, HYNES T P. Stall inception in axial Compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(1): 116-125.
- [6] DAY I J. Stall inception in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 1-9.
- [7] PADUANO J D, ESPTEIN A H, VALAVANI L. Active control of rotating stall in a low speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 48-56.
- [8] CAMP T R, DAY I J. A study of spike and modal stall phenomena in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 393-401.
- [9] EPSTEIN A H, FLOWCS-WILLIAMS J E, GREITZER E M. Active suppression of aerodynamic instabilities in turbomachines[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(2): 204-211.
- [10] 于兰兰,胡俊,屠宝锋,等.轴流压缩系统中主动抑制旋转失速的数值模拟[J].航空动力学报,2010,25(1):92-101.
YU Lanlan, HU Jun, TU Baofeng, et al. Numerical simulation of active suppression of rotating stall in axial compression systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 92-101. (in Chinese)
- [11] HUANG Shunbing, SU Sanmai. Key technology analysis for active compressor stabilization control of aero-engine [R]. Jilin Jilin; International Conference on Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer, 2011.
- [12] 张朴,祝雪平,李应红.失速起始检测的平均数值差分方法[J].航空动力学报,2003,18(4):546-548.
ZHANG Pu, ZHU Xueping, LI Yinghong. An averaged numerical difference method for detection of stall inception[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 546-548. (in Chinese)
- [13] 张朴,李应红,吴云,等.概率密度函数分析检测发动机气动不稳定征兆[J].航空动力学报,2005,20(4):567-571.
ZHANG Pu, LI Yinghong, WU Yun, et al. Application of probability density function analysis in the monitoring of engine aerodynamic instability precursor[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 567-571. (in Chinese)
- [14] 吕金虎,陆君安,陈士华.混沌时间序列分析及其应用[M].武汉:武汉大学出版社,2005.
- [15] 伍友利,吕建伟,董福安,等.基于最大 Lyapunov 指数的压气机最先失速级判定[J].空军工程大学学报(自然科学版),2005,6(2):15-17.
WU Youli, LÜ Jianwei, DONG Fuan, et al. The determination of stall in the compressor based on the analysis of the largest Lyapunov exponent[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2005, 6(2): 15-17. (in Chinese)
- [16] TRYFONIDIS M, ETCHEVERS O, PADUANO J D, et al. Prestall behavior of several high-speed compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1995, 117(1): 62-80.
- [17] 符晓,雷勇.基于小波分析的压气机失速初始扰动信号处理[J].西北工业大学学报,2010,28(3):421-424.
FU Rao, LEI Yong. Applying wavelet analysis to processing precursor signal in compressor to obtain early warning of stall[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(3): 421-424. (in Chinese)
- [18] 单晓明,姚峥嵘,岳林,等.组合压气机旋转失速特征的小波分析[J].航空动力学报,2012,27(5):1015-1021.
SHAN Xiaoming, YAO Zhengrong, YUE Lin, et al. Wavelet analysis of features of rotating in a combined compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(5): 1015-1021. (in Chinese)
- [19] LONGLEY J P. Inlet distortion and compressor instabilities[D]. Cambridge, UK: Cambridge University, 1988.
- [20] 桂幸民,滕金芳,刘宝杰,等.航空压气机气动热力学理论与应用[M].上海:上海交通大学出版社,2014.
- [21] DAY I J, BREUER T, ESCURET J, et al. Stall inception and the prospects for active control in four high speed compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 121(1): 18-27.
- [22] 苏三买,孙占恒,吕焯,等.压气机失速与喘振动态模型与仿真[J].推进技术,2016,37(5):960-965.
SU Sanmai, SUN Zhanheng, LÜ Ye, et al. Dynamic model and simulation of compressor rotating stall and surge[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(5): 960-965. (in Chinese)
- [23] BEHNKEN R L. Nonlinear control and modeling of rotating stall in an axial flow compressor[D]. Pasadena: California Institute of Technology, 1996.
- [24] MANSOUX C. Distributed nonlinear stability analysis of rotating stall[D]. Cambridge, USA: Massachusetts Institute of Technology, 1994.