

基于非定常喷气的压气机模型及模态控制

苏三买¹, 刘俊杰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: 以定常喷气下的多维压气机系统模型为基础,考虑引入非定常喷气带来的质量和动量效应,建立了非定常喷气下的多维压气机系统模型;分析了压气机主动稳定模态控制机理,并在上述模型基础上设计了非定常喷气下的模态控制律。以某压气机为例,在失速工况下,分别进行无喷气开环性能和非定常喷气下模态控制仿真。结果表明:与定常喷气模态控制相比,采用非定常喷气进行模态控制,流量仅为定常喷气的 57%~80%,即可达到相同的控制效果,可有效减少喷气控制的流量,并且前 4 阶模态控制可以扩展压气机稳定工作范围达 2.34%;控制模态越多,扩稳范围越大。

关 键 词: 压气机; 主动稳定控制; 非定常喷气; 失速与喘振; 模态控制

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Compressor model and modal control based on unsteady air injection

SU Sanmai¹, LIU Junjie¹, 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: Based on the multidimensional compressor model with steady air injection, and in consideration of the mass and momentum effects and the unsteady influence introduced by the unsteady flow, the multidimensional compressor model with unsteady air injection was established. The principle of compressor modal control was analyzed, and modal control law using unsteady air injection was derived. Taking an axial compressor as example, modal control with different modes were simulated under stall condition. It indicates that using unsteady air injection, the same effect is achieved with only 57%—80% injected mass flow compared with steady and continual air injection, the extended stability range reaches 2.34% with the first four mode control, and also the stability range extends with the increment of mode number controlled.

Key words: compressor; active stability control; unsteady air injection; stall and surge; modal control

收稿日期: 2016-02-28

基金项目: 航空科学基金(2013ZB53019)

作者简介: 苏三买(1968—),男,副教授,博士,主要从事发动机建模与主动控制研究。E-mail:microeng@nwpu.edu.cn

通讯作者: 刘俊杰(1992—),男,博士生,主要从事航空发动机控制系统的研究。E-mail:liujunje@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 苏三买,刘俊杰,孙占恒,等. 基于非定常喷气的压气机模型及模态控制[J]. 航空动力学报,2017,32(10):2509-2515. SU Sanmai, LIU Junjie, SUN Zhanheng, et al. Compressor model and modal control based on unsteady air injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2509-2515.

旋转失速和喘振影响航空发动机压气机性能的提高,工作时需要对压气机进行稳定控制。传统采用导叶调节与放气等控制方法使得裕度较大,限制了压气机性能的发挥^[1-2],为改善或避免压气机不稳定行为,主动稳定控制^[3-6]是该领域的研究热点。

压气机主动稳定控制源自 Epstein 等提出的失稳主动控制理论^[7-9],其思路是在失速发生初期,探测与分析失速的信号,然后通过节流阀、喷气装置、导叶调节等执行装置,在压气机内部产生与失速初始扰动相对应的反相扰动,从而抑制失速,避免喘振,减小稳定裕度。其中采用沿压气机周向均布安装的喷气装置进行模态控制是最有效的主动稳定控制方法之一^[10-11]。

在压气机模态控制中,作为控制执行的喷气通常有两种方式,一种是周向各个喷气装置喷气流量同步变化的定常喷气,另一种是各个喷气装置喷气流量随控制律独立变化的非定常喷气。

采用定常喷气的压气机稳定控制理论与实验较为成熟,文献[12]建立了带喷气装置的多维压气机系统模型,仿真表明定常喷气可以抑制失速;文献[13-14]对定常喷气的作用与机理进行了分析研究,表明定常喷气可抑制不稳定扰动的发展,避免压气机进入不稳定工况;文献[15-16]在低速轴流压气机上实验验证了定常喷气可有效提高压气机的稳定裕度。

相比定常喷气,非定常喷气下的压气机稳定控制理论研究甚少,现有文献多为相关实验探索,如文献[11]在轴流压气机上,各个喷气装置采用脉冲喷气控制方式,实现对失速抑制;文献[17]根据失速初期的压力扰动来控制壁面射流装置簧片位移来控制各个喷气装置的喷气流量,与相同流量的定常喷气控制相比,使压气机失速时流量系数下降了 10%。

由失速发生的机理可知,相比较于定常喷气,采用非定常喷气可以更有效扩展压气机的稳定工作范围,实验也验证可改进稳定性控制效果^[17-18],但由于非定常喷气引入压气机系统的不仅仅是传统控制意义下质量流量的变化,还会引入诸如涉及黏性阻力在内的非定常效应以及压升变化,目前缺乏对非定常喷气下的压气机系统模型及稳定性控制理论分析,不利于引导工程设计。

本文在定常喷气下的多维压气机模型基础上,考虑非定常喷气的质量和动量效应,以及非定常喷气扰动的动态影响,建立非定常喷气下多维

压气机系统模型,分析模态控制原理及实现方法,设计基于非定常喷气的模态控制律,并对不同模态控制的效果进行仿真,为压气机非定常喷气模态控制设计提供参考。

1 压气机系统结构及动态模型

进行压气机主动稳定控制分析,首先定义压气机系统的简化结构图如图 1 所示。系统主要部件包括:上游管道、喷气装置、压气机、下游管道、集气箱和节流阀等,其中用集气箱模拟发动机燃烧室以实现其容积效应特性,用节流阀模拟涡轮以实现其压降和节流特性。

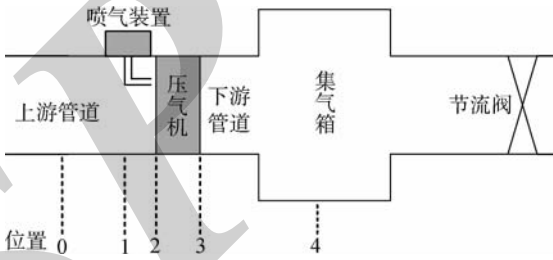


图 1 含有喷气装置的压气机系统结构简图
Fig. 1 Schematic and the section definition of compressor system with air injector

经典的 Moore-Greitzer 模型^[19]有效描述了不带喷气装置的压气机系统压力与流量参数变化,但无法描述旋转失速时失速团沿压气机周向的旋转特性,不适合主动稳定控制^[11,13]。Mansoux 等对该模型进行扩展,通过计算压气机周向 2N+1 个位置处流量及压升系数,反应了压气机失速旋转特性^[20-21]。

为适应主动稳定控制的要求,笔者在文献[13]建立了含喷气装置的压气机系统动态模型,并对定常喷气下压气机失速产生及抑制效果进行仿真。该模型通过式(1)数学描述,可作为本文非定常喷气控制分析的基础。

$$\begin{cases} E\dot{\Phi} = -A \cdot \Phi + \Psi_c(\phi) - L_r(\phi) - L_s(\phi) - T \cdot \Psi + T \cdot \Psi_j \\ \dot{\Psi} = \frac{1}{4l_c B^2} (S \cdot \Phi - \gamma \sqrt{\Psi}) \\ \dot{L}_r(\phi) = \frac{1}{\tau_r} L_{rs}^r(\phi) - W \cdot L_r(\phi) \\ \dot{L}_s(\phi) = \frac{1}{\tau_s} [L_{ss}^s(\phi) - L_s(\phi)] \\ \dot{\Phi}_j = \frac{1}{\tau_j} (\Phi_{js} - \Phi_j) \end{cases} \quad (1)$$

式中 Φ 、 $\delta\phi$ 分别为通过压气机的平均流量系数和

流量扰动; $\phi=\Phi+\delta\phi$ 为局部流量系数; Ψ 为压升系数; γ 为节流阀开度。

2 非定常喷气下的压气机系统模型

由于定常喷气沿周向的导数为零,且以往模型不能反映来流扰动的非定常影响。本文在式(1)模型基础上,考虑轴对称稳定流和非轴对称非稳定流^[19,21],由于非定常喷气带来的动量影响,压气机系统满足

$$\lambda \frac{\partial \delta \phi_2}{\partial \theta} + \mu \frac{\partial \delta \phi_2}{\partial \xi} + 2 \frac{\partial \delta \Theta}{\partial \xi} + l_c \frac{\partial \Phi}{\partial \xi} = \Psi_c(\Phi + \delta \phi_2) - \Psi + \Psi_j \tag{2}$$

式中 $\delta \phi_2$ 为压气机进口截面流量扰动, Φ 为平均流量系数, $\delta \Theta$ 为扰动速度势, Ψ_c 为准稳态压气机特性, Ψ 为压气机系统压升系数, Ψ_j 为压气机前喷气带来的压升函数。

$$\Psi_j = (\Phi_j - \phi_1) \frac{l_j}{h_a} \Phi_j - \frac{1}{2} \left(\frac{l_j}{h_a} \Phi_j \right)^2 \tag{3}$$

式中 $\phi_1=\Phi+\delta\phi_1$ 为局部流量系数。

由于 $\frac{l_j}{h_a} \ll 1$,式(3)可简化为

$$\Psi_j = \frac{l_j}{h_a} \Phi_j^2 - \frac{l_j}{h_a} \Phi_j \cdot \phi_1 \tag{4}$$

非定常喷气下,喷气产生的扰动影响式(2)左端各项偏导数,即喷气扰动影响压气机的动态特性,根据质量守恒,有

$$\delta \phi_2 = \delta \phi_1 + \frac{l_j}{h_a} \Phi_j \tag{5}$$

代入式(2),有

$$D_e = \begin{bmatrix} \ddots & & & & & \\ & \frac{2}{|n|} + \mu(1 + R_n \cdot e^{i\beta_n}) & & & & \\ & & \ddots & & & \\ & & & \ddots & & \\ & & & & \frac{2}{|n|} + \mu(1 + R_n \cdot e^{i\beta_n}) & \\ 0 & & & & & \ddots \end{bmatrix}_{-N}^N$$
$$D_a = \begin{bmatrix} \ddots & & & & & \\ & -i\lambda n(1 + R_n \cdot e^{i\beta_n}) & & & & \\ & & \ddots & & & \\ & & & \ddots & & \\ & & & & -i\lambda n(1 + R_n \cdot e^{i\beta_n}) & \\ & & & & & \ddots \end{bmatrix}_{-N}^N$$

综上可得非定常喷气下的压气机系统模型为

$$E^g \cdot \dot{\phi} = -A^g \cdot \phi + \Psi_c - T \cdot \Psi + \Psi_j \tag{10}$$

式中

$$E^g = G^T \cdot D_E^g \cdot G, \quad A^g = G^T \cdot D_A^g \cdot G, \quad H = G^T \cdot M \cdot G, \quad T = [1, \dots, 1]^T$$

$$\lambda \frac{\partial \delta \left(\phi_1 + \frac{l_j}{h_a} \Phi_j \right)}{\partial \theta} + \mu \frac{\partial \left(\phi_1 + \frac{l_j}{h_a} \Phi_j \right)}{\partial \xi} + 2 \frac{\partial \delta \Theta}{\partial \xi} + l_c \frac{\partial \Phi}{\partial \xi} = \Psi_c \left(\Phi + \delta \phi_1 + \frac{l_j}{h_a} \Phi_j \right) - \Psi + \Psi_j \tag{6}$$

将喷气流量按傅里叶变换展开成各阶模态波的级数和,即

$$\frac{l_j}{h_a} \Phi_j = \sum_{-n}^n R_n \cdot e^{i\beta_n} \cdot \tilde{\phi}_n \tag{7}$$

式中 R_n 为 n 阶模态反馈系数; β_n 为 n 阶模态相位转移,表征执行装置 n 阶模态相位与扰动 n 阶模态相位之差; $\tilde{\phi}_n$ 为扰动 n 阶空间傅里叶模态。

式(7)转化为空间模态形式,有

$$\begin{cases} \frac{2}{|n|} \cdot \dot{\tilde{\phi}}_n + \mu(1 + R_n \cdot e^{i\beta_n}) \cdot \dot{\tilde{\phi}}_n = \\ -i\lambda n(1 + R_n \cdot e^{i\beta_n}) \tilde{\phi}_n + \tilde{\Psi}_{cn} + \tilde{\Psi}_{jn} \quad (n \geq 1) \\ l_c \cdot \dot{\tilde{\phi}}_0 = \tilde{\Psi}_{c0} - \Psi \cdot \sqrt{2N+1} \quad (n = 0) \end{cases} \tag{8}$$

其矩阵形式为

$$D_e \cdot \dot{\tilde{\phi}} = -D_a \cdot \tilde{\phi} + \tilde{\Psi}_c - \Psi \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ \sqrt{2N+1} \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} + \tilde{\Psi}_j \tag{9}$$

式中

$$\begin{aligned} \boldsymbol{D}_E^g &= \\ \text{diag} &\left[l_c, \begin{bmatrix} \frac{2}{1} + u(1 + R_1 \cdot \cos\beta_1), -u \cdot R_1 \cdot \sin\beta_1 \\ u \cdot R_1 \cdot \sin\beta_1, \frac{2}{1} + u(1 + R_1 \cdot \cos\beta_1) \end{bmatrix}, \dots, \begin{bmatrix} \frac{2}{N} + u(1 + R_N \cdot \cos\beta_N), -u \cdot R_N \cdot \sin\beta_N \\ u \cdot R_N \cdot \sin\beta_N, \frac{2}{N} + u(1 + R_N \cdot \cos\beta_N) \end{bmatrix} \right] \\ \boldsymbol{D}_A^g &= \\ \text{diag} &\left(0, \begin{bmatrix} \lambda \cdot R_1 \cdot \sin\beta_1, \lambda \cdot (1 + R_1 \cdot \cos\beta_1) \\ -\lambda \cdot (1 + R_1 \cdot \cos\beta_1), \lambda \cdot R_1 \cdot \sin\beta_1 \end{bmatrix}, \dots, \begin{bmatrix} \lambda \cdot R_N \cdot \sin\beta_N, \lambda \cdot N \cdot (1 + R_N \cdot \cos\beta_N) \\ -\lambda \cdot N \cdot (1 + R_N \cdot \cos\beta_N), \lambda \cdot R_N \cdot \sin\beta_N \end{bmatrix} \right) \\ \boldsymbol{\Psi}_j &= -\text{diag}(\phi_1, \dots, \phi_{2N+1}) \cdot \boldsymbol{H} \cdot (\phi_1, \dots, \phi_{2N+1})^T + \boldsymbol{\Phi}_j \cdot \boldsymbol{H} \cdot (\phi_1, \dots, \phi_{2N+1})^T \\ \boldsymbol{M} &= \begin{bmatrix} 0 & & & \\ & R_1 \begin{bmatrix} \cos\beta_1 & -\sin\beta_1 \\ \sin\beta_1 & \cos\beta_1 \end{bmatrix} & & \\ & & \ddots & \\ & & & R_n \begin{bmatrix} \cos\beta_N & -\sin\beta_N \\ \sin\beta_N & \cos\beta_N \end{bmatrix} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{G} &= \sqrt{\frac{2}{2N+1}} \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{\sqrt{2}} & \frac{1}{\sqrt{2}} & \dots & \frac{1}{\sqrt{2}} \\ \cos\theta_1 & \cos\theta_2 & & \cos(\theta_{2N+1}) \\ \sin\theta_1 & \sin\theta_1 & & \\ \cos(2\theta_1) & \cos(2\theta_2) & & \\ \sin(2\theta_1) & & & \\ \vdots & & \ddots & \\ \cos(N\theta_1) & & & \\ \sin(N\theta_1) & & & \sin(N\theta_{2N+1}) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

该模型为离散空间状态方程组,可计算非定常喷气扰动作用下沿周向 $2N+1$ 个位置处的压气机流量及压升变化,即 $2N+1$ 个喷气装置作用下的压气机周向动态特性。进一步分析可知,非定常喷气对压气机失速的抑制体现在两个方面:一是以反相模态波的形式抑制扰动模态波的发展,具体体现在 $\boldsymbol{E}^g$ 和 $\boldsymbol{A}^g$ 矩阵;二是喷气的动量影响使压气机特性产生偏移,有利于工作点向稳定工作区域扩展。

3 非定常喷气下的模态控制方法

基于非定常喷气的模态控制,其核心思想是根据失速时压气机内部流量扰动模态的幅值和相位信息,通过控制相应位置的喷气装置,产生相反的模态扰动,实现对扰动抑制。基于此,设计模态控制律

$$\frac{\tilde{h}_{jn}}{h_a} = R_n \cdot e^{i\beta_n} \cdot \tilde{\phi}_n \tag{11}$$

式中 Φ_j 为喷气流量系数, h_a 为压气机进口面积, l_j 为喷嘴面积, $\tilde{h}_{jn}$ 为喷气流量的 n 阶模态, $h_j = \Phi_j \cdot l_j$ 为喷气流量。

式(11)为复数形式,其实数形式变换为

$$\frac{1}{h_a} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{h}_{j0} \\ \text{Re}(\tilde{h}_{j1}) \\ \text{Im}(\tilde{h}_{j1}) \\ \vdots \\ \text{Re}(\tilde{h}_{jN}) \\ \text{Im}(\tilde{h}_{jN}) \end{bmatrix} = \boldsymbol{M} \cdot \begin{bmatrix} \tilde{\phi}_0 \\ \text{Re}(\tilde{\phi}_1) \\ \text{Im}(\tilde{\phi}_1) \\ \vdots \\ \text{Re}(\tilde{\phi}_N) \\ \text{Im}(\tilde{\phi}_N) \end{bmatrix} \tag{12}$$

式中 $\text{Re}(\tilde{h}_{jn})$ 、 $\text{Im}(\tilde{h}_{jn})$ 、 $\text{Re}(\tilde{\phi}_n)$ 、 $\text{Im}(\tilde{\phi}_n)$ 分别为喷气流量和扰动 n 阶空间傅里叶模态的实部和虚部。

根据离散空间傅里叶变换^[20-21],有

$$\frac{1}{h_a} \cdot \begin{bmatrix} h_{\theta 0} \\ h_{\theta 1} \\ \vdots \\ h_{\theta 2N+1} \end{bmatrix} = \boldsymbol{G}^{-1} \cdot \boldsymbol{M} \cdot \boldsymbol{G} \cdot \begin{bmatrix} \phi_{\theta 0} \\ \phi_{\theta 1} \\ \vdots \\ \phi_{\theta 2N+1} \end{bmatrix} \tag{13}$$

式中 $h_{\theta n}$ 、 $\phi_{\theta n}$ 分别为离散位置处喷气流量和局部流量系数。

根据压气机周向各位置测得的局部流量系数,由式(13)即可计算得到对应位置处控制所需的喷气流量。

4 仿真与结果分析

为验证非定常喷气下的压气机动态特性及在模态控制下对失速的抑制作用,本文以某轴流压气机为例^[20]进行仿真。

图 2 为失速状态下无喷气时压气机不同周向位置无量纲化流量扰动随时间的变化关系,其中 $\theta_k=2\pi k/(2N+1)$ 代表环面离散位置。可以看出失速形成后,压气机内部流量扰动以一定速度周向旋转,如图中箭头所示。

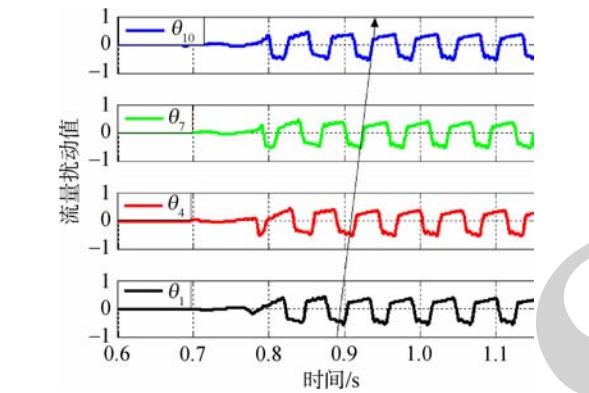


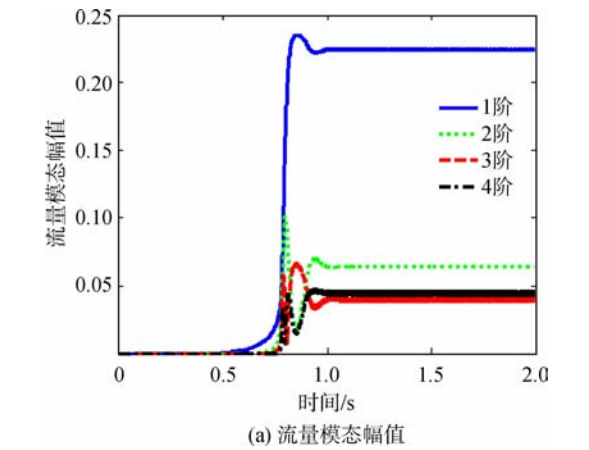
图 2 压气机失速状态下流量扰动

Fig.2 Flow coefficient perturbation at stall case

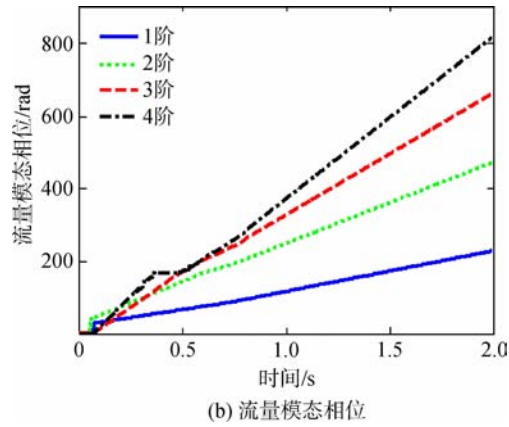
图 3 为失速状态下无喷气时流量模态波幅值和相位的变化,可以看出低阶模态扰动占主导,且模态波从形成到发展成稳定失速状态历时约 0.5 s。相位的直线增长表明模态波以固定周期进行周向旋转,这与图 2 现象相符。

在模态波发展的初期,按模态控制律,通过非定常喷气产生反相模态扰动,对前 4 阶模态波进行控制。图 4 所示为 4 阶模态控制下,周向各位置喷气流量变化情况。

图 5 所示为非定常喷气控制作用下的流量模



(a) 流量模态幅值



(b) 流量模态相位

图 3 失速状态下流量模态波幅值与相位变化
Fig.3 Flow modal magnitude and phase revolutions at stall case

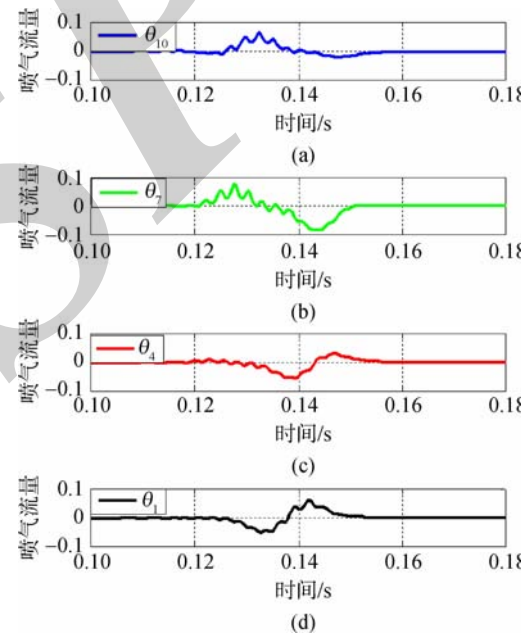


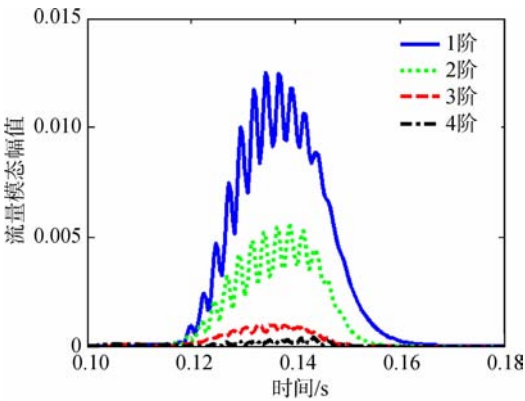
图 4 非定常喷气控制的喷气流量变化

Fig.4 Injected flow revolutions with unsteady injection

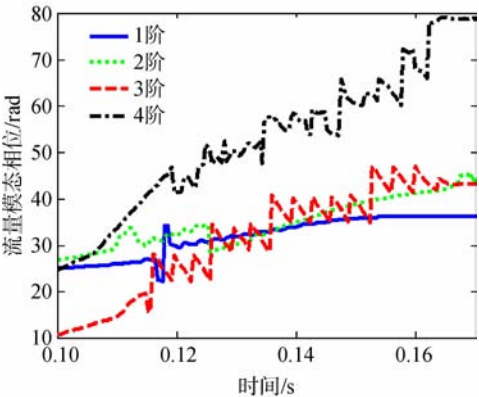
态波幅值和相位变化情况,相比较于图 3 开环无喷气控制状况,可以看出,在模态控制策略下,失速扰动的模态波在发展阶段被抑制控制在较低水平,而且随着时间推移,模态波幅值迅速被抑制,相位也不再变化,系统达到稳定。

图 6 为 1 阶模态、2 阶模态、3 阶模态及 4 阶模态控制策略下计算的压气机总体特性图,与未加喷气控制时相比,流量分别减小了 1.35%, 2.27%, 2.32%, 2.34%, 明显扩展了压气机工作的临界稳定边界。

由图 5 与图 6 以及大量仿真可以得出,与相同条件下定常喷气控制^[13]相比,非定常喷气控制



(a) 流量模式幅值



(b) 流量模式相位

图 5 4 阶流量模式控制下的流量模式变化

Fig. 5 Flow mode revolutions with four order mode close loop control strategy

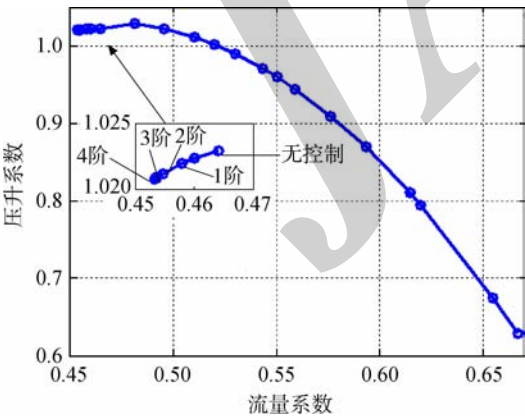


图 6 不同模式控制策略下压气机特性图

Fig. 6 Compressor characteristic in different mode control strategies

的喷气流量仅为定常喷气控制时的 57%~80%，即可达到相同的控制效果，即压气机采用非定常喷气模式控制，可有效减少喷气流量。同时，由仿真表明，控制模式越多，压气机稳定工作范围越大，但是随着控制模式增多，扩稳幅度增长逐渐变

小。从工程应用角度，进行不超过 3 阶模式控制，即可获得较好的扩稳效果。

5 结 论

在多维压气机系统模型基础上，通过分析非定常喷气的影响，建立了非定常喷气压气机系统模型，在此模型基础上设计了模式控制律并进行了仿真验证。理论分析和仿真结果表明：

- 1) 非定常喷气模式控制可从直接抑制流量扰动和增加动量影响两方面抑制模式波的发展。
- 2) 与定常喷气相比，非定常喷气流量仅为定常喷气的 57%~80%时，即可达到相同的控制效果，可有效减少喷气控制的流量。
- 3) 控制模式越多，扩稳范围越大，但是扩稳幅度增长变小。从工程应用角度，进行不超过 3 阶模式控制即可获得较好的扩稳效果。

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] 吕焯.航空发动机主动稳定控制建模方法研究[D].西安:西北工业大学,2014.
LÜ Ye. Research on modeling method of aero-engine compressor active stabilization control[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)

[3] 黄顺炳.航空发动机压气机主动稳定控制研究[D].西安:西北工业大学,2012.
HUANG Shunbing. Research for aero-engine compressor active stabilization control[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012. (in Chinese)

[4] HUANG Shunbing, SU Sanmai. Key technology analysis for active compressor stabilization control of aero-engine[R]. Jilin: International Conference on Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer, 2011.

[5] 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)

[6] 王健,李应红,张东方,等.基于分岔理论的轴流式压气机旋转失速主动控制技术[J].航空动力学报,2007,22(7): 1179-1183.
WANG Jian, LI Yinghong, ZHANG Dongfang, et al. Investigation on active control of rotating stall in axial flow compressors via bifurcation theory[J]. Journal of Aero-

space Power,2007,22(7):1179-1183. (in Chinese)

[7] EPSTEIN A H,FFOWCS-WILLIAMS J E,GREITZER E M. Active suppression of aero dynamic instabilities in turbomachines[J]. Journal of Propulsion and Power,1989,5 (2):204-211.

[8] BEHNKEN R L,ANDREA R D,MURRAY R M. Control of rotating stall in a low-speed axial flow compressor using pulsed air injection; modeling, simulations and experimental validation [R]. New Orleans, LA, USA: 34th IEEE Conference on California Institute of Technology,1995.

[9] PADUANO J D. Active control of rotating stall in axial compressors[D]. Boston:Massachusetts Institute of Technology,1992.

[10] HENDRICKS G J,GYSLING D L. Theoretical study of sensor-actuator schemes for rotating stall control[J]. Journal of Propulsion and Power,1994,10(1):101-109.

[11] BEHNKEN R L. Nonlinear control and modeling of rotating stall in an axial flow compressor[D]. Pasadena,CA; California Institute of Technology California,1996.

[12] 卢新根,楚武利,朱俊强. 定常喷气提高轴流压气机稳定工作裕度机理探讨[J]. 西北工业大学学报,2007,25(1): 17-21.

LU Xingen,CHU Wuli,ZHU Junqiang. Investigation on const miro tip njection improving the stability of an axial compressor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2007,25(1):17-21. (in Chinese)

[13] 苏三买,孙占恒,吕烨,等. 带执行装置的压气机系统建模及仿真研究[J]. 航空动力学报,2016,31(9):2268-2275.

SU Sanmai,SUN Zhanheng,LÜ Ye,et al. Modeling and simulation of compressor system with actuators[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(9):2268-2275. (in Chinese)

[14] 张皓光,楚武利,卢新根,等. 顶部喷气对高速轴流压气机性能及流场的影响[J]. 推进技术,2006,27(6):501-504.

ZHANG Haoguang,CHU Wuli,LU Xingen,et al. Numerical investigation of tip injection effect on a high speed axial compressor flow field and performance[J]. Journal of Propulsion Technology,2006,27(6):501-504. (in Chinese)

[15] 童志庭,聂超群,朱俊强. 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 miro tip injection improving the stability of an axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2006,27(1):121-124. (in Chinese)

[16] 李亮,胡俊,王志强,等. 喷气对压气机稳定性影响的实验[J]. 航空动力学报,2014,29(1):161-168.

LI Liang,HU Jun,WANG Zhiqiang,et al. Experiment of effect of micro injection on compressor stability[J]. Journal of Aerospace Power,2014,29(1):161-168. (in Chinese)

[17] GYSLING D L. Dynamic control of rotating stall in axial flow compressors using aeromechanical feedback[D]. Cambridge,Massachusetts;Department of Aeronautics and Astronautics,Massachusetts Institute of Technology,1993.

[18] HUU D V. Active control of rotating stall in a three-stage axial compressor with jet axtuators[D]. Cambridge,Massachusetts;Department of Aeronautics and Astronautics,Massachusetts Institute of Technology,1997.

[19] 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.

[20] MANSOUX C A,GYSLING D L,SETIAWAN J D,et al. Distributed nonlinear modeling and stability analysis of axial compressor stall and surge[R]. Baltimore,MD,USA; American Control Conference,Massachusetts Institute of Technology,1994.

[21] 苏三买,孙占恒,吕烨,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)

(编辑:叶 青)