

文章编号: 1000-8055(2007)07-1179-05

基于分岔理论的轴流式压气机 旋转失速主动控制技术

王 健, 李应红, 张东方, 汪 诚
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 旋转失速是轴流式压气机的一种基本气动不稳定工作现象, 首先通过对 Moore-Greitzer 压缩系统模型的非线性动力学分岔分析, 发现旋转失速是由亚临界的音叉分岔所造成; 其次提出了一种基于分岔理论的非线性主动控制算法, 采用压气机压比作为输入测量信号, 节流阀位置作为输出激励信号; 最后采用分岔软件 AUTO 进行了计算机数值仿真, 仿真结果表明, 提出的非线性主动控制算法使得音叉分岔由亚临界转变为超临界, 从而消除了旋转失速迟滞环, 以及扩大了压气机的稳定工作范围。此外, 由于控制系统仅仅需要一维布局的传感器和激励器, 因此同时具备了较好的工程应用前景。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 旋转失速; Moore-Greitzer 压缩系统模型; 音叉分岔; 迟滞环
中图分类号: V211.6; O347.2 **文献标识码:** A

Investigation on active control of rotating stall in axial flow compressors via bifurcation theory

WANG Jian, LI Ying-hong, ZHANG Dong-fang, WANG Cheng

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Rotating stall is a fundamental aerodynamic instability phenomenon of axial flow compressors. Firstly, the results of nonlinear dynamic bifurcation analysis on Moore-Greitzer compression system model showed that rotating stall was induced by subsonic pitchfork bifurcation; secondly, an active nonlinear feedback control law was proposed which using compressor pressure ratio as input measuring signal and throttle valve position as output actuating signal; Finally, computer simulation in bifurcation software AUTO was carried, and the simulation results showed that the proposed active nonlinear feedback control law translated the pitchfork bifurcation from subsonic to supersonic, which could eliminate the hysteresis loop associated with rotating stall and extend the stable operating range of axial flow compressors. Moreover, the proposed control system only used 1-dimensional sensor and actuator, so it could be easily applied in the engineering field.

Key words: aerospace propulsion system; rotating stall; Moore-Greitzer compression system model; pitchfork bifurcation; hysteresis loop

轴流式压气机的旋转失速气动不稳定工作现象, 会造成航空发动机性能的极大降低。由于旋转失速在发动机设计阶段很难精确预测, 因此, 主动

控制被广泛地应用到旋转失速控制领域, 用来扩大压气机的稳定工作范围, 提高压气机的工作性能。

收稿日期: 2006-06-09; 修订日期: 2006-11-03

作者简介: 王健(1984-), 男, 安徽马鞍山人, 博士生, 主要研究方向为航空发动机数字控制、稳定性评定与控制技术。

目前,在旋转失速的主动控制研究领域,主要存在两大难题:一是失速征兆的实时检测和辨识问题,二是主动控制算法的设计问题.针对以上两大难题,人们开展了大量研究,具有代表性的是 MIT 的 Paduano 和 Epstein 等人^[1],所设计控制系统采用流量作为输入测量信号,进口导流叶片作为激励机构,虽然达到了一定的旋转失速控制效果,但其本质上是一种线性控制方法,并且控制系统较为复杂,需要二维布局的传感器和激励器,对传感器的数目、频响和精度等均要求较高,因此不便于工程实践;由于 Moore-Greitzer 压缩系统模型^[2,3]能够很好地捕获到压气机旋转失速的非线性动力学行为,因此从上世纪 90 年代以来,人们将非线性动力学的方法引入到旋转失速的主动控制领域,具有代表性的是 McCaughan 和 Abed 等人^[4,5]提出利用分岔理论来进行旋转失速主动控制的思想,这为旋转失速的主动控制开辟了一条新的研究途径.其后设计的控制系统采用扰动流幅值作为输入测量信号,节流阀位置作为输出激励信号,虽然从理论上分析,该控制系统可以达到较好的旋转失速控制效果,并且较文献[1]中控制系统简单许多,但在工程实践中对扰动流幅值的精确检测问题成为该控制系统应用的最大瓶颈.本文首先对 Moore-Greitzer 压缩系统模型进行了非线性动力学分岔分析,发现旋转失速是由亚临界的音叉分岔所造成;其次提出了一种新的旋转失速非线性主动控制算法,考虑到工程适用性,采用易检测的压气机压比作为输入测量信号,节流阀位置作为输出激励信号.最后进行了计算机仿真,仿真结果表明,所提出的非线性主动控制算法使得音叉分岔由亚临界转变为超临界,从而消除了旋转失速的迟滞环,扩大了压气机的稳定工作范围.

1 Moore-Greitzer 压缩系统模型
分岔分析

Moore-Greitzer 压缩系统模型表达式如下:

$$\frac{d\Psi}{d\xi} = \frac{1}{\beta^2}(\Phi - \Phi(\Psi)) \tag{1}$$

$$\frac{d\Phi}{d\xi} = -\Psi_4 - \Psi_c(\Phi) + 6c_3\Phi A^2 \tag{2}$$

$$\frac{dA}{d\xi} = \delta A(1 - \Phi^2 - A^2) \tag{3}$$

模型有两类平衡点集,平衡点用(A_e, Φ_e, Ψ_e)表示,其中:A_e表示压气机进口截面上不均匀扰动流的幅值,Φ_e表示进口截面上的平均流量,Ψ_e

表示压气机的压比.

一类平衡点集合为 A_e 情形,代表压气机内部流场的均匀流动状态.压气机特性线表达式为

$$\Psi_c = \Psi_c(\Phi) = c_0 + c_1\Phi + c_3\Phi^3 \tag{4}$$

在图 1 中表示为右上端的实线以及延伸至左边的细点线.节流阀特性线表达式为

$$\Phi_c = \Phi_c(\Psi_c) \Leftrightarrow \Psi_T = \frac{1}{\gamma^2}(1 + \Phi_c)^2 \tag{5}$$

在图 1 中表示为从坐标轴交点处出发的虚线.图中画出两条这样的曲线,代表两个不同的 γ 值,并且 γ 值越大,曲线越靠近横轴.压气机的平衡工作点是由压气机特性线 Ψ_c 和节流阀特性线 Ψ_T 共同决定,图 1 中两曲线的交点 A 和 D 即为平衡工作点.

另一类平衡点集合为 A_e ≠ 0 情形,代表压气机的旋转失速不稳定工作状态.此时,压气机特性线 Ψ_c 下降为旋转失速特性线 Ψ_s,表达式为

$$\Psi_s = \Psi_s(\Phi) = c_0 + (c_1 + 6c_3)\Phi - 5c_3\Phi^3 \tag{6}$$

在图 1 中表示为左下端的实线以及延伸至右端的斜率突升的细点线,压气机的平衡点为图中的 B 点和 C 点.

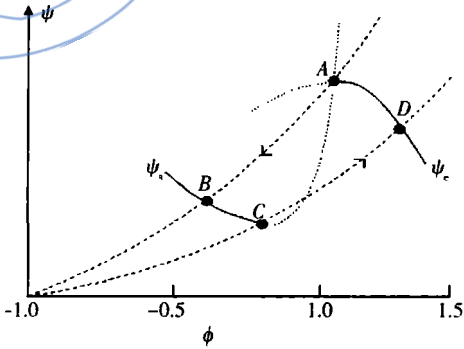


图 1 压气机特性图

Fig. 1 Schematic of compressor characteristic

根据 Lyapunov 稳定性分析间接方法,即把非线性稳定性问题转化为平衡点附近小领域内的线性稳定性问题来分析,分析结果表明:图 1 中 Ψ_c 和 Ψ_s 的实线部分为稳定的平衡点集合,而细点线部分为不稳定的平衡点集合.

下面重点阐述伴随旋转失速发生的迟滞环现象.假设压气机初始工作点为 D 点,如果逐渐减小节流阀位置参数 γ,即对压气机出口进行节流,则均匀流动状态的工作点会沿着曲线 Ψ_c 向左上方移动,当 γ 降至某一临界值 γ_c 时,压气机工作点到达特性线的峰值点 A 点,而 A 点为介于稳定与不稳定间的临界工作点,因此初始的微小不均

匀气流扰动便会迅速发展,直至工作点又稳定在旋转失速特性线 Ψ_s 上的 B 点.从图 1 中可以看出,在从 A 点到 B 点的过程中,压气机的压比和流量迅速下降.到达 B 点后,若增大参数,压气机并不会立即恢复到均匀工作状态,而是沿着曲线 Ψ_s 向右方移动,反而导致更加低的压比,直至工作点到达 Ψ_s 的临界点 C 点,工作点才会迅速上升至 D 点,重新恢复均匀的工作状态.上述描述的过程 $D-A-B-C-D$ 直观地反映了旋转失速的迟滞环现象,正是由于迟滞环的存在,使得旋转失速一旦完全产生,就很难再恢复到均匀工作状态,除非人为控制发动机熄火停车,而这样做显然是要冒一定风险的.

下面进行平衡点的分岔分析,可以把压气机的平衡点 (A_e, Φ, Ψ_e) 看成参数 γ 的函数,然后去分析平衡点的稳定性怎样随着参数 γ 来变化.令等式 (1)~(3) 右端为 0,于是得到以下关系式

$$\begin{cases} \gamma^2 = \frac{(\Phi + 1)^2}{\Psi_e(\Phi)}, \text{ 当 } A_e = 0, \text{ 对于所有 } \Phi \\ \gamma^2 = \frac{(\Phi + 1)^2}{\Psi_e(\Phi)}, \text{ 当 } A_e \neq 0, \Phi = \sqrt{1 - A_e^2} \end{cases} \quad (7)$$

因此,平衡点分岔在(即分岔点)

$$\begin{aligned} \gamma = \gamma_c &= \frac{2}{\sqrt{c_0 + c_1 + c_3}}, A_e = 0, \Phi = 1, \\ \Psi_e &= \sqrt{1 - \Phi^2} \end{aligned} \quad (8)$$

在图 1 中,分岔点为曲线 Ψ_e 上的峰值点 A 点,此时系统将会有新的平衡点出现,即当 γ 在 γ_c 附近变化时,对应同一 γ 值,在旋转失速特性线 Ψ_s 上将会出现新的平衡点.根据分岔理论,容易看出图 1 所描述的分岔为静态的音叉分岔.因为新平衡点产生在 $\gamma < \gamma_c$ 一侧,并且是不稳定的,所以该音叉分岔为亚临界类型.

综上所述,通过对 Moore-Greitzer 压缩系统模型的分岔分析,发现旋转失速是由亚临界的音叉分岔所造成,由于亚临界音叉分岔的显著特征之一就是迟滞环的出现,因此造成了伴随旋转失速发生的迟滞环现象.

2 基于分岔理论的非线性主动控制算法

图 2 为音叉分岔图 (A_e, γ) , (a) 图为亚临界类型, (b) 图为超临界类型. 其中,实线表示稳定平衡点,细点线表示不稳定平衡点. 首先,我们讨论音叉分岔图 2 的几何形状,分岔解可以写成 $\gamma = \gamma$

$(A_e), A_e \geq 0$ 的形式. 在亚临界分岔图(a)中,由于 $A_e \neq 0$ 时,存在对称的两个最大值点 $\gamma_{\max}(A_e)$,因此造成了迟滞环的出现;而在超临界分岔图(b)中,最大值点 $\gamma_{\max}(A_e)$ 只有一个,它存在于 $A_e = 0$ 的情形,因此不存在迟滞环,并且分岔产生的新平衡点是稳定的.

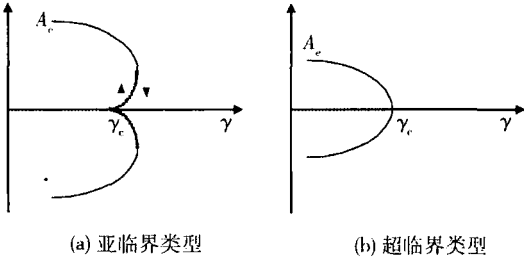


图 2 音叉分岔图
Fig. 2 Schematic of pitchfork bifurcation

从本质上说,基于分岔理论的旋转失速非线性主动控制系统的目标就是使得音叉分岔由亚临界类型转变为超临界类型,从而消除迟滞环,使得压气机不仅能够稳定工作在分岔点 $\gamma_0 = \gamma_c$ 处,同时能够稳定工作在分岔产生的新平衡点 $\gamma_0 \leq \gamma_c$ 上,从而达到扩大压气机稳定工作范围的目的.而要实现这一转变,就需要采取主动控制策略,来修改节流阀特性,使得亚临界分岔 $A_e \neq 0$ 时的两个最大值点 $\gamma_{\max}(A_e)$ 融合为 $A_e = 0$ 时的一个点 $\gamma_{\max}(A_e)$.

在以上思想基础上,设计主动控制算法采用 $u = N(\Psi)$ 的形式,选取压气机压比 Ψ 作为输入测量信号,节流阀位置参数 γ 作为输出激励信号.将表达式 $\gamma = \gamma_0 + N(\Psi)$ 代入 (1) 式得

$$\Psi = \frac{1}{\beta^2} (\Phi + 1 - N(\Psi) \sqrt{\Psi} - \gamma_0 \sqrt{\Psi}) \quad (9)$$

其中, γ_0 代表节流阀位置,并不一定等于临界值 γ_c . 由非线性主动控制输入变量 $u = N(\Psi)$ 改变的节流阀特性表达式如下

$$(\gamma_c + N(\Psi_e))^2 \Psi_e = (1 + \Phi_e)^2 \quad (10)$$

设计控制算法: $u = N(\Psi_e) = K \sqrt{\Psi_e}$, 使得 Ψ_e 是 Φ_e 的单值函数,而控制增益 K 即为控制系统的设计参数.

通过理论推导,发现当 Ψ_e 表达式 (4) 中的系数满足 $1 < c_0 < 5, c_1 > 0, c_3 < 0, c_1 + 3c_3 = 0$ 以及

$$\frac{c_0}{10} \leq |c_3| < \frac{c_0}{4 - 1.2\sqrt{5}} \quad (11)$$

时,若控制增益 K 满足

$$K \geq \frac{c_0 + 10c_3}{6c_3} \quad (12)$$

则设计的非线性主动控制系统使得音叉分岔由亚临界类型转变为超临界类型. 下面是对以上建立的旋转失速非线性主动控制模型的几点探讨:

(1) 在航空发动机的恶劣工作环境下, 压力传感器的工作适用性要比普通的热电探针流量传感器好, 因此选用压气机压比作为控制系统输入测量信号, 在工程上更适用一些.

(2) 对压气机压比的测量以及对节流阀位置的激励, 仅仅需要一维布局的传感器和激励器, 因此控制系统简单易行, 而这也是较文献[5]中所设计控制系统的明显优势所在.

(3) 由于满足条件的控制增益 K 取值范围较大, 因此若 K 取值适当, 系统将会对外界环境的扰动表现出很不敏感性, 即控制系统具备一定的鲁棒稳定性.

(4) 从理论上分析, 控制增益 K 值越大, 则旋转失速控制效果越好, 但是由于大的 K 值需要消耗更多的控制能量来进行激励, 因此, 需要选取一个折中的 K 值, 使得控制系统既能达到旋转失速控制效果又不消耗过多外界能源.

3 数值仿真

本节进行计算机数值仿真实验, 来验证上述设计的非线性主动控制算法的实际控制效果. 选择以下一组 Moore-Greitzer 模型参数:

$$\gamma = 1.75, H = 0.18, W = 0.25, B = 2, \alpha = 1/3.5,$$
$$c_0 = 8/3, c_1 = 1.5, c_3 = -0.5, l_c = 8, l_F = \infty.$$

采用专用分岔分析软件 AUTO 来进行仿真实验.

图 3 描述了系统未采用非线性主动控制时的 4 条仿真曲线. 曲线的实线部分表示稳定的平衡点, 而虚线部分表示不稳定的平衡点. 从 (A_e, γ) 分岔图(a)可以清晰地看出, 该音叉分岔为亚临界类型, 旋转失速发生时伴随着迟滞环的出现. 而分岔图(b), (c)和(d)是通过平衡点关系式由图(a)推导得来. 由于迟滞环的出现, 使得平衡点 (A_e, Φ_e, Ψ_e) 不再是节流阀位置参数 γ 的单值函数, 因此当旋转失速发生后, 采用节流阀位置作为激励信号的控制系统将很难生效.

然而, 当采取上述非线性主动控制算法后(控制增益 K 选为 7/9), 音叉分岔就会由亚临界类型转变为超临界类型, 并且迟滞环消失, 使得系统可以稳定工作在分岔产生的新平衡点上, 如图 4 所示. 此时平衡点 (A_e, Φ_e, Ψ_e) 是节流阀位置参数 γ 的单值函数, 从而使得控制系统采用节流阀位置作为激励信号变得切实可行.

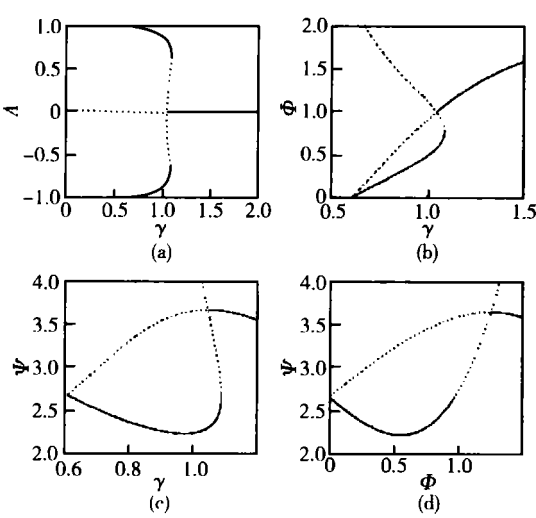


图 3 未采用非线性主动控制时的分岔图
Fig. 3 Bifurcation diagrams without nonlinear active control

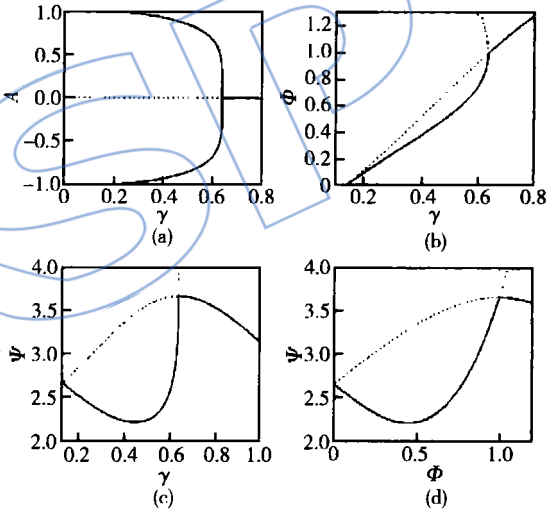


图 4 采用非线性主动控制后的分岔图($K = 7/9$)
Fig. 4 Bifurcation diagrams with nonlinear active control ($K = 7/9$)

从图 4 的(a)和(c)图中可以看出, 当节流阀位置参数 γ 在临界点处时, 外界环境的微小扰动就会导致扰动流幅值和压气机压比的极大变化, 显然这是不允许的. 为解决这个问题, 可以选用更大的控制增益 K , 图 5 显示了 K 值选为 1.167(比 7/9 大 50%)时的分岔图, 从中可以看出, 上述问题改进较为明显.

综上所述, 数值仿真结果表明, 提出的非线性主动控制算法可以达到较好的旋转失速控制效果, 它消除了旋转失速的迟滞环, 扩大了压气机的稳定工作范围, 并且控制增益 K 值越大, 控制效果越好, 但由于增大 K 值意味着增大激励能量, 因此 K 值的选取需要折中考虑.

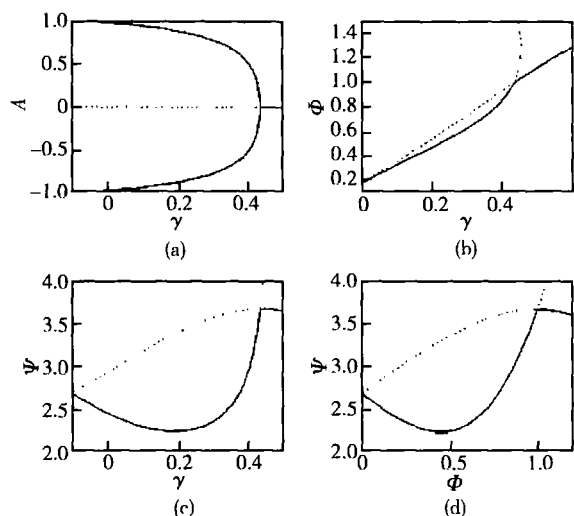


图 5 采用非线性主动控制后的分岔图($K = 1.167$)

Fig. 5 Bifurcation diagrams with nonlinear active control ($K = 1.167$)

4 结 论

针对航空发动机轴流式压气机的旋转失速主动控制问题, 本文在非线性动力学分岔理论的基础上, 首先通过对 Moore-Greitzer 压缩系统模型的分岔分析, 发现旋转失速是由亚临界的音叉分岔所造成; 其次提出了一种新的旋转失速非线性主动控制算法, 设计控制系统采用压气机压比作为输入测量信号, 节流阀位置作为输出激励信号,

通过理论分析, 得出了控制增益的取值范围. 最后进行了主动控制算法的计算机数值仿真, 仿真结果表明, 该控制系统使得音叉分岔由亚临界类型转变为超临界类型, 从而抑制了旋转失速迟滞环的发生, 扩大了压气机的稳定工作范围, 以及提高了压气机的工作性能. 此外, 由于该控制系统仅仅需要一维布局的传感器和激励器, 因此, 同时具备较好的工程适用性.

参考文献:

- [1] Paduano J D, Epstein A H. Active control of rotating stall in low speed axial compressors [J]. ASME J. Turbomachinery, 1993, 115: 48-56.
- [2] Moore F K, Greitzer E M. A theory of post stall transients in axial compressors: Part I- development of the equations [J]. ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108: 68-76.
- [3] Greitzer E M, Moore F K. A theory of post stall transients in axial compressors: Part II- application [J]. ASME J. of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108: 231-239.
- [4] McCaughan F E. Bifurcation analysis of axial flow compressor stability [J]. SIAM J. Applied Mathematics, 1990, 20: 1232-1235.
- [5] Abed E H, Liaw D C. Active control of compressor stall inception: a bifurcation theoretical approach [R]. Technical Reports, Institute for System Research, University of Maryland, 1992.