

文章编号:1674-8190(2014)01-007-05

航空发动机主动稳定控制方法分析

苏三买¹, 吕烨¹, 黄顺炳², 孙占恒¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

(2. 中航工业航空动力控制系统研究所 系统部, 无锡 214063)

摘要: 主动稳定控制能够抑制压气机旋转失速、避免喘振, 从而减小稳定裕度, 扩大工作范围, 使压气机性能得到最大发挥。针对航空发动机主动稳定控制关键技术, 分析了以 Moore-Greitzer 模型为基础的压气机模型、模态控制与非线性控制两种主动控制方法, 在此基础上讨论了主动稳定控制方法存在的不足, 并指出了压气机模型与主动稳定控制方法的未来发展方向, 可为航空发动机主动稳定控制理论研究与工程应用提供有益的参考。

关键词: 压气机; 主动稳定控制; 压气机模型; 控制方法; 发展方向

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Analysis of Aircraft Engine Active Stability Control Method

Su Sanmai¹, Lü Ye¹, Huang Shunbing², Sun Zhanheng¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. System Division, AVIC Aviation Motor Control System Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: Active Stability Control(ASC) can suppress compressor rotating stall and avoid surge, consequently reduce stability margin, expand operating range and maximize compressor performance. Research progress is reviewed for ASC technology and its engineering applications. As ASC key technologies, the application limitation and developing trend of Moore-Greitzer based compressor model and the main active control method, modal control and nonlinear control are analyzed. Deficiencies of active stability control methods are discussed on this basis, the future development direction of compressor model and active stability control methods are put forward. The analysis may offer the reference for compressor ASC theory research and engineering applications.

Key words: compressor; active stability control; compressor model; control method; developing trend

0 引言

作为现代飞机的动力系统, 航空发动机为了提高推重比、扩展稳定工作范围, 要求其压缩系统(风扇/压气机, 以下统称为压气机)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, 随着压气机的空气流量减少, 增压比提高, 压气机因旋转失速或喘振将进入不稳定区域, 限制其稳定

工作范围^[1]。

喘振是进口流量减小引起的一维低频高振幅轴对称振荡现象, 旋转失速是进口流量减小到一定程度时引起的二维局部不稳定非轴对称脉动现象。压气机工作时通常先出现失速, 进而引发喘振^[1]。喘振与失速严重影响发动机的工作安全, 传统控制系统多采用放气、进口导叶角度调节等被动控制方法^[2]使压气机工作在一定设计裕度范围内, 虽然实现了稳定工作, 但通常稳定裕度偏大, 限制了压气机性能潜力的最大发挥。为了改善或避免压气机不稳定行为, 20 世纪 80 年代中期以来, 基于动态反馈的压气机主动稳定控制技术(Active Stability Control, 简称 ASC)^[3-4]成为该领域的研究热点。

收稿日期:2013-05-10; 修回日期:2013-07-04

基金项目:航空科学基金(2013ZB53019)

通信作者:苏三买, 8495472@sina.com

压气机主动稳定控制源自 A. H. Epstein 等^[5]提出的失稳主动控制理论,核心是在失速或喘振即将发生或发生初期,探测与分析表征失速的信号,然后通过控制方法推动喷气装置等执行机构在压气机内部产生抑制失速初始扰动的反相扰动。系统实现的关键技术主要包括压气机系统建模、失速与喘振信号的探测与处理、主动稳定控制方法及实现快速响应的执行装置等,其中控制方法是主动控制系统功能实现与控制效果的决定性因素,目前主要以 J. D. Paduano 等^[6]为代表提出的模态控制与 F. E. McCaughan^[7]和 E. H. Abed 等^[8]为代表提出的非线性控制两种方法,两种方法无论在理论方面还是实际应用均存在一定的局限性。

本文首先介绍压气机主动稳定系统组成与压气机模型,然后讨论模态控制和非线性控制两种主动稳定控制方法及存在的不足,在此基础上,提出压气机模型与主动稳定控制方法的未来发展方向,以为航空发动机主动稳定控制系统控制方法设计提供一定的参考。

1 压气机主动稳定控制系统

航空发动机控制系统中,压气机主动稳定控制是整个发动机控制的一部分,是围绕压气机部件的反馈控制环节,主要包括传感器、控制器、执行装置,如图 1 所示^[9]。系统的基本架构是基于 Moore-Greitzer 模型或其改进模型,采用压力或流量传感器,探测失速与喘振初始扰动信号,以喷气装置/进口可调导叶/可调节流阀作为执行装置,通过一定的控制方法实现对失速与喘振抑制。

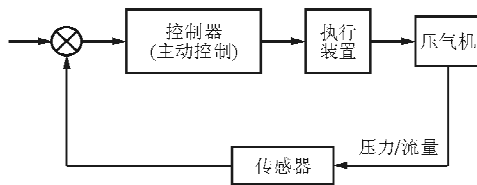


图 1 压气机主动稳定控制系统原理图

Fig. 1 Principle of compressor active stability control system

2 压气机模型

模型是控制系统设计的基础。压气机模型用于描述压比、平均流量和流量扰动的动态变化,在

主动稳定控制系统中是分析判断压气机失速、喘振以及控制规律设计的依据,其中比较经典的是 Moore 与 Greitzer 合作建立的 Moore-Greitzer 二维不可压缩模型(简称 M-G 模型)^[10]。

Moore 与 Greitzer 以图 2 所示的压气机系统为对象,使用集气箱作用类似发动机燃烧室以实现其容积效应特性,节流阀类似发动机涡轮以实现其压降和节流。

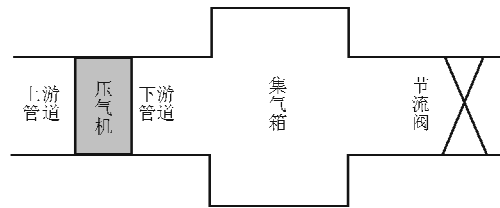


图 2 压气机系统示意图

Fig. 2 Diagram of compressor system

假设旋转失速由增长的模态波引起,则可通过压比、平均流量系数和失速扰动幅值的变化来描述压气机工作状态,M-G 模型可由以下三个偏微分方程描述。

$$\begin{cases} \dot{\Phi} = \frac{1}{l_c} \left(\Psi_c(\Phi) - \Psi + \frac{J}{4} \frac{\partial^2 \Psi_c(\Phi)}{\partial \Phi^2} \right) \\ \dot{\Psi} = \frac{1}{4l_c B^2} (\Phi - \Phi_T(\Psi, \gamma)) \\ \dot{J} = \frac{2}{m + \mu} J \left(\frac{\partial \Psi_c(\Phi)}{\partial \Phi} + \frac{J}{8} \frac{\partial^3 \Psi_c(\Phi)}{\partial \Phi^3} \right) \end{cases} \quad (1)$$

$$B = \frac{U}{2a_s} \sqrt{\frac{V_p}{A_c l_c}} \quad (2)$$

式中: Ψ 为压比; Φ 为平均流量系数; J 为失速扰动幅值的平方; μ 为压气机叶栅长度; l_c 为管道和压气机有效长度; $\Psi_c(\Phi)$ 为压气机特性; $\Phi_T(\Psi, \gamma)$ 为节流阀特性,可写为 $\Phi_T(\Psi, \gamma) = \gamma \sqrt{\Psi}$ (γ 为节流阀参数); m 和 B 为压气机结构参数; U 为压气机平均直径上的切线速度; a_s 为声速; V_p 为集气箱容积; A_c 为压气机进口面积。

Moore 与 Greitzer 提出可通过计算参数 B 来判断压气机是否发生喘振或失速,以及哪个不稳定行为起主导作用。研究表明,不同压气机的参数 B 具有不同临界值 B_{cr} ,当 $B < B_{cr}$ 时引起失速,当 $B \geq B_{cr}$ 时引起喘振。对于轴流压气机,通过试验得出临界值 $B_{cr} \approx 0.8$,且 $B < 0.8$ 时为纯失速, $0.8 \leq B$

<1.0 时为失速和喘振同时存在,而 $B \geq 1.0$ 时为纯喘振。

3 主动稳定控制方法及局限性

基于对失速初始扰动分析,根据不同的控制目的,压气机主动稳定控制可采用模态控制和非线性控制。模态控制是扩大压气机的稳定工作范围越过开环失速点,使得工作区域靠近(或越过)喘振边界,以达到更高的增压比;非线性控制是在稳定工作范围不变的条件下,保持压气机工作点靠近压比—流量特性线的峰值点。

3.1 模态控制

模态控制原理如图 3 所示,通过探测分析压气机周向压力或气流速度信号,经空间傅里叶变换分解为谐波分量(模态波),将各阶次谐波的幅值作为系统的输入状态变量,分别通过相应的反馈进行独立控制。

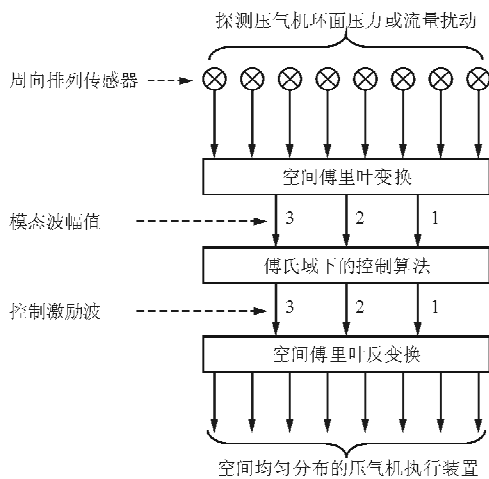


Fig. 3 Architecture of modal control system

模态控制通常取低次谐波(第一、二、三次)进行控制,这是因为:一方面随着模态波阶次的增加,对稳定性的影响逐渐降低;另一方面是为了简化控制器的结构。

模态控制是在 M-G 模型中引入控制律(式(3)),得到压气机模态控制模型(式(4))。

$$u_n = (k_n \cdot e^{i\beta_n}) \cdot J_n \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{\Phi} = \frac{1}{L_c} \left(\Psi_c(\Phi) - \Psi + \frac{J}{4} \frac{\partial^2 \Psi_c(\Phi)}{\partial \Phi^2} \right) \\ \dot{\Psi} = \frac{1}{4L_c B^2} (\Phi - \Phi_r(\Psi, \gamma)) \\ \dot{J} = \frac{2}{m + \mu} J \left(\frac{\partial \Psi_c(\Phi)}{\partial \Phi} + \frac{J}{8} \frac{\partial^3 \Psi_c(\Phi)}{\partial \Phi^3} + u_n \right) \end{cases} \quad (4)$$

式中: u_n 为执行装置 n 阶模态开度系数; J_n 为 n 阶模态扰动幅值系数; k_n 为 n 阶模态控制反馈增益; β_n 为 n 阶模态控制反馈相位。

3.2 非线性控制

与模态控制方法研究出发点不同,如果能抑制初始扰动,将压气机稳定工作点保持在特性线峰值点附近,使喘振边界转为稳定工作线,则可避免进入喘振。在理论上,非线性控制方法以 M-G 模型为基础,根据压气机特性线峰值点出现分岔造成失速滞后环展开研究。

M-G 模型中,旋转失速发生是由亚临界的音叉分岔所造成的,亚临界音叉分岔的显著特征之一是出现滞后环,因此造成伴随旋转失速发生的滞后现象,如图 4 所示。

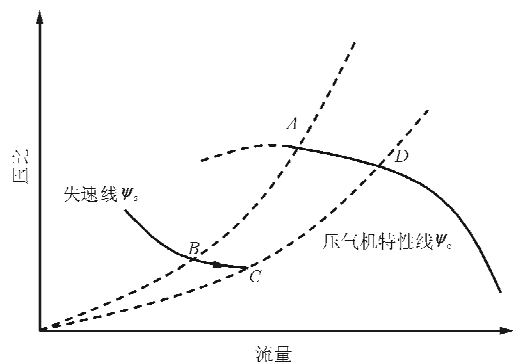


图 4 由旋转失速引起的滞后现象示意图

Fig. 4 Hysteresis phenomenon caused by rotating stall

假设压气机初始工作点为点 D ,当压气机进口流量减小,工作点沿等转速线 Ψ_c 到达峰值点 A (分岔点),由于点 A 为介于稳定与不稳定间的临界工作点,因此微小的初始扰动便会迅速扩展,根据失速机理,最终稳定在失速线 Ψ_s 上的点 B 。压气机要从失速状态中恢复,必须增大进口流量,工作点将沿着 Ψ_s 向右移动,压比进一步降低,当到达临界点 C 后,工作点才会再次上升至点 D ,重

新恢复到稳定状态。

非线性控制的目标是使音叉分岔由亚临界类型转变为超临界类型,使压气机不仅能够稳定工作在分岔点 A 处,同时能够稳定工作在分岔产生的新平衡点上,而不是经滞后环重新达到稳定点 D 。

非线性控制根据执行装置的不同,采用不同的控制规律:

(1) 当采用节流阀作为执行装置

引入控制规律 $u = k\dot{\Phi}$ 改变节流阀特性:

$$\Phi_T(\Psi, \gamma, u) = (\gamma + u) \sqrt{\Psi} \quad (5)$$

式中: k 为控制增益。

(2) 当采用喷气装置作为执行装置

控制规律为

$$\Phi_c = \Psi + k \cdot j \cdot \bar{\Psi} \quad (6)$$

式中: $\bar{\Psi}$ 为喷气装置作用于压气机的转移特性。

3.3 两种控制方法的局限性

关于模态控制, J. D. Paduano 等^[6]以麻省理工学院燃气涡轮实验室(MIT GTL)一台低速单级轴流压气机为对象,通过常增益反馈,控制第一、二、三次谐波分量,验证了模态控制方法的可行性; J. M. Hayes 等^[11]以 MIT GTL 三级低速轴流压气机为对象,采用类似方法进行了模态控制方法研究。

关于非线性控制, R. L. Behnken 等^[12]在加州理工学院以低速轴流压气机为对象,采用闭环常增益反馈,对基于分岔理论的非线性控制方法进行了实验验证; D. C. Liaw 等^[13]对分岔类型随反馈增益 k 的变化进行了研究。

上述研究以低速少级的独立压气机为对象,验证了两种控制方法本身的有效性。然而,航空发动机上压气机为系统的一个部件,通常为高速多级,其动态特性与低速单级不同。模态控制本质上是一种线性控制方法,而压气机的实际物理特性是非线性的,特别是对于航空发动机压气机,失速初始扰动形式多变,模态控制能够稳定低次模态波的影响,但同时会引发高次谐波的不稳定,从而不能完全达到扩稳的目标。

非线性控制只能使压气机能够靠近峰值点工作,使喘振边界转变为稳定工作线,从而可以有效避免喘振,但在理论上,当控制越过峰值点后,系统仍会进入失速,特别是航空发动机压气机,动态工

作范围宽,易越过峰值点,限制非线性控制的应用。

4 航空发动机主动稳定控制的发展方向

根据航空发动机工作特点,主动稳定控制方法研究的重点集中在两方面:适合于主动稳定控制的压气机模型与主动稳定控制方法改进。

M-G 模型可有效用于模态波形式的失速和喘振机理分析,但用于航空发动机失速与喘振主动控制系统设计时,需要对 M-G 模型进行适当改进,未来发展方向有以下三方面:

(1) 模型能够更准确反映失速初始扰动的高次模态波。前沿的方法是建立分布式模型^[14],用平均分布在压气机周向环面的离散位置点来描述流量扰动,将模态与离散点处的局部流量系数直接对应,离散点越多,包含的模态越多。

(2) 为适应非线性控制,要求模型能准确描述系统失速点的分岔行为,在 M-G 模型中加入压气机的非线性不稳定损失是一条重要的途径。

(3) 目前, M-G 模型忽略了压气机气流的可压缩性,仅适用于压气机低转速的情况。航空发动机压气机通常工作在高转速条件,因此建模需考虑气流的可压缩性。近年来,研究高速可压缩 M-G 模型成为主动稳定控制的热点,特别是各种改进模型研究在国内外均达到一定的技术水平^[15-17]。

主动稳定控制方法改进的发展方向有两方面:

(1) 模态控制的局限性在理论上表现为不可能对所有模态波进行有效控制。为了克服高次谐波可能引起的不稳定,可在不增加控制器结构复杂性的前提下,对控制器参数进行优化,使系统具有更高的鲁棒性和自适应能力。目前,国外已开始了该方面的探索研究^[18]。

(2) 模态控制可有效抑制失速,但失速初始扰动的持续变化,忽略高次模态波可能引起喘振;非线性控制可有效进行喘振控制,但当控制越过峰值点后,系统会进入失速,即模态控制对失速控制有效,非线性控制对喘振控制有效。在已有的压气机主动稳定控制方法的研究中,多数只研究喘振或失速的单一控制,而航空发动机实际工作情况往往是失速与喘振伴随发生,单一控制方法无法满足所有失稳情形,因此需综合模态控制与非线性控制来研

究失速与喘振综合控制方法。

5 结束语

针对航空发动机主动稳定控制的关键技术,分析了 Moore-Greitzer 压气机模型以及模态控制与非线性控制两种主动稳定控制方法的特点与不足,在此基础上提出了压气机模型未来应侧重向准确反映失速初始扰动的高次模态波、准确描述系统失速点的分岔行为以及考虑气流可压缩性方面发展;主动稳定控制算法应注重高次谐波可能引起的失速与喘振综合控制,使系统具有更高的鲁棒性和自适应能力。

参考文献

- [1] Frank Willems, Bram de Jager. Modeling and control of rotating stall and surge: an overview[C]//IEEE International Conference on Control Applications. Trieste, Italy; IEEE, 1998; 331-335.
- [2] Botros K K, Henderson J F. Developments in centrifugal compressor surge control-a technology assessment [J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2): 240-249.
- [3] Bough R M. Advanced control for airbreathing engines[R]. NASA CR-189205, 1993.
- [4] Przybylko S J. Active control technologies for aircraft engines[R]. AIAA-97-2769, 1997.
- [5] A. H. Epstein, J. E. Fowcs Williams, E. M. Greitzer. Active suppression of compressor instabilities [C]. AIAA Journal of Propulsion and Power, 1986, 5(2): 204-211.
- [6] Paduano J D, Epstein A II, Valavani L, et al. Active control of rotating stall in a low-speed axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(1): 48-56.
- [7] McCaughan F E. Application of bifurcation theory to axial flow compressor instability[J]. Journal of Turbomachinery, 1989, 111(4): 426-433.
- [8] Abed E II, Houpt P K, Hosny W M. Bifurcation analysis of surge and rotating stall in axial flow compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 817-824.
- [9] Shunbing Huang, Sanmai Su. Key technology analysis for active compressor stabilization control of aero-engine[C]. 2011 International Conference on Mechatronic Science, Electric Engineering and Computer, Jilin, China.
- [10] Moore F K, Greitzer E M. A theory of post-stall transients in a axial compressor systems; Part 1: development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1986, 108(1): 68-76.
- [11] Haynes J M, Hendricks G J, Epstein A H. Active stabilization of rotating stall in a three-stage axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(2): 226-239.
- [12] 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[C]. Proceeding of the 34th Conference on Decision & Control, New Orleans, LA, , 1995; 3056-3061.
- [13] Liaw D C, Abed E II. Active control of compressor stall inception; a bifurcation-theoretic approach [J]. Journal of Automatica, 1996, 32(1): 109-115.
- [14] Mansoux C A, Gysling D L, Setiawan J D, et al. Distributed nonlinear modeling and stability analysis of axial compressor stall and surge[C]. Baltimore; American Control Conference, 1994.
- [15] 胡骏, 于再. 多级轴流压气机的可压缩失速模型[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(5): 528-533.
Hu Jun, Yu Zai. A compressible model of flow instabilities in high speed multistage compressors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 1999, 31(5): 528-533. (in Chinese)
- [16] 张靖焯, 林峰, 张宏武, 等. 旋转进口畸变与轴流压气机旋转失速相关联的模型与实验探索[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(2): 229-231.
Zhang Jingxuan, Lin Feng, Zhang Hongwu, et al. Experimental and model investigation of the correlation between rotating inlet distortion and rotating stall of an axial compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(2): 229-231. (in Chinese)
- [17] 张环, 胡骏, 刘大响, 等. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响的二维不可压缩模型[J]. 航空动力学报, 2009, 24(8): 1774-1784.
Zhang Huan, Hu Jun, Liu Daxiang, et al. Two-dimensional incompressible model of effects of rotating inlet distortion on flow instability in compression systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1774-1784. (in Chinese)
- [18] Shengfang Liao. Robust control of surge and rotating stall in an axial compressor[D]. USA; Massachusetts Institute of Technology, 2000.

作者简介:

苏三买(1968—),男,博士,副教授。主要研究方向:航空发动机控制系统建模与仿真。

吕 焯(1986—),女,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机主动控制技术。

黄顺炳(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机控制技术。

孙占恒(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制系统建模与仿真。

(编辑:赵毓梅)