

文章编号: 1000-8055(2006)03-0492-05

基于模糊理论的轴流式压气机 防喘控制器设计

高永¹, 李本威², 向锦武¹

(1 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2 海军航空工程学院 机械工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 为实现轴流式压气机喘振现象的主动控制, 通过对压气机过渡态工作的模拟, 分析了各可调参数变化对其工作特性的影响。在此基础上, 提出采用模糊控制技术对压气机喘振现象实施主动控制, 设计了基于模糊控制集合理论的防喘控制器, 并进行了计算机仿真。仿真结果验证了模糊控制器的有效性。

关键词: 航空、航天推进系统; 主动控制; 模糊控制; 喘振; 轴流式压气机

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Design of the Active Anti-Surge Fuzzy Controller for Axial-Flow Compressors

GAO Yong¹, LI Benwei², XIANG Jinwu¹

(1 School of Aeronautic Science and Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2 Department of Mechanical Engineering,

Navy Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China)

Abstract: To realize the active anti-surge control of axial-flow compressors, simulation of the compressor transition process was carried out, and the influence of the variation of adjustable parameters on the compressor working characteristics was analyzed. Based on the simulation and analysis, the active control of compressor surge with fuzzy control technology was proposed, and a fuzzy controller was designed and simulated. Results show the controller's effectiveness.

Key words: aerospace propulsion system; active control; fuzzy control; surge; axial-flow compressor

发动机是飞机的重要组成部分, 其性能的优劣及工作的可靠性直接影响着飞机性能。然而, 发动机的稳定工作及其性能的发挥却受到压气机喘振的制约。表现在压气机特性线上(图1), 发动机共同工作线一旦超出喘振边界线, 压气机就会喘

振。喘振是压气机的一种轴向气动不稳定现象, 具有突发性, 处置不当, 能在很短的时间内损害发动机, 甚至导致更严重的后果。因此, 自涡轮喷气式发动机问世以来, 喘振现象就引起了人们的广泛关注, 并进行了大量、卓有成效的研究, 为保证飞

收稿日期: 2005- 05- 27; 修订日期: 2005- 09- 14

作者简介: 高永(1973-), 男, 山东新泰人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院博士生, 讲师, 主要从事飞行器总体设计的研究

机和发动机的安全, 对压气机喘振进行研究和控制已成为人们的共识。回顾防喘技术的发展, 大致可分为两大体系^[1~6]: 一是在发动机的本体设计上, 通过采用双转子甚至三转子、压气机中间级放气等措施来提高发动机的喘振裕度, 并在实际工作中限制发动机的工作范围, 避免压气机入喘。近年来又有人提出采用诸如非对称叶片或利用轮毂失速来收集失速团的方式来避免压气机喘振^[11]; 二是外加控制装置, 又可以分为被动控制和主动控制两种^[7~11]。

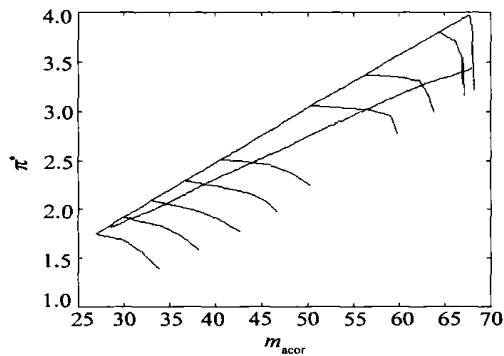


图1 某型发动机低压压气机工作特性线
Fig 1 Low pressure compressor characteristic curve

1986 年 Epstein、Ffowcs Williams 和 Greitzer 等人提出喘振的“主动控制”思想后, 迅速得到了学术界、工业界的广泛认可并进行了大量相关研究。喘振主动控制囊括了众多技术学科, 其中采用现代控制理论建立与系统流体力学相关的控制模型是实现主动控制的关键之一, 因而探索与现代控制技术相衔接的控制模型及方法就显得尤为重要。在目前众多的喘振主动控制模型中, 模糊控制模型及其相关研究成果并不多见^[1, 6, 8, 11], 本文对此进行了探讨。

模糊控制是一种非线性控制方法, 工作范围宽, 适用范围广, 特别适合对非线性系统的控制。且具有内在的并行处理机制, 表现出极强的鲁棒性; 模糊控制器的设计参数比较容易调整^[10, 12],

对被控对象的数学模型依赖性不强, 因而, 特别适合像对压气机喘振这种复杂大系统的控制 (模糊控制器结构图见图 2)。

1 模糊控制器的设计

设计一个模糊控制器通常由以下几个步骤^[12]:

- (1) 模糊量化处理模块: 确定模糊控制参数, 设计模糊控制参数的隶属度函数;
- (2) 模糊推理模块 (设计控制规则、确定模糊推理方法)。

1.1 参数的选择

本文以某型双转子轴流式涡喷发动机为研究对象, 选取尾喷口面积 (A_e)、发动机主燃油供油量 (m_f) 和高、低压压气机中间级放气量 (x_q) 作为控制参数, 通过对该发动机过渡态工作的模拟, 得出该 3 种参数对压气机过渡态工作的影响规律如下: ^[6, 8, 10]

(1) 尾喷口面积变化对高低压压气机喘振裕度变化的影响: 开大尾喷口面积 A_e , 使高、低压涡轮落压比 π_{t_h} 和 π_{t_l} 增大, 使得高、低压涡轮的输出功增加, 从而进一步导致高、低压转子转速 n_2 和 n_1 上升, 而低压转子转速 n_1 上升又会导致低压压气机入口流量 m_a 上升, 虽说对高低压压气机的影响效果相同, 但影响幅度不同。同理, 通过计算机模拟, 尾喷口减小时的发动机性能参数变化情况同开大尾喷口时相反。

(2) 供油量变化对压气机喘振裕度的影响: 供油量减小, 直接影响到高、低压涡轮落压比, 使涡轮输出功降低, 进而导致转子转速下降, 但由模拟结果可以看出, 低压转子转速比高压转子转速下降快, 且低压转子换算转速在 0.7 以下时, 喘振裕度较小, 此时若不加以控制, 极有可能入喘。

(3) 高低压压气机中间级放气对压气机喘振裕度的影响: 高低压压气机中间级放气, 可调节

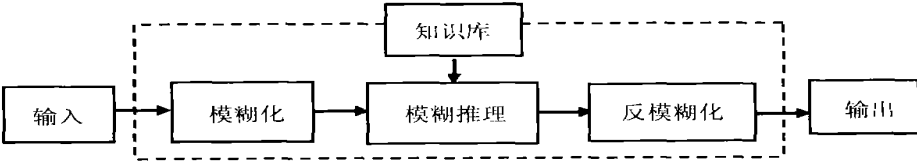


图2 模糊控制器结构图
Fig 2 Structure of fuzzy controller

高、低压压气机流量系数,使低压压气机喘振裕度有所提高,但却使高压压气机喘振裕度有所降低^[3]。

1.2 模糊化

参数模糊化,即设计隶属度函数。隶属度函数的设计目前还没有统一、有效的方法,一般根据设计者本人或相关专家的意见进行。本文根据对发动机可调参数变化对喘振裕度影响的分析,并经过多次模拟运算,最终选用了三角形隶属函数,这种隶属度函数具有设计简单、参数容易调整,且较高的特点。以低压压气机喘振裕度的模糊化过程为例(见图3)。

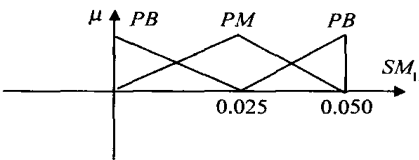


图3 低压压气机喘振裕度隶属度函数

Fig 3 Membership function of low pressure compressor surge margin

低压压气机喘振裕度:

$$SM_L \triangle A = \{A_1, \cdots, A_i, \cdots, A_n, \cdots\} = \{PB, PM, PS\}$$

2 模糊控制规律的设计

模糊控制规律的设计是根据3种可调参数变化对压气机过渡态工作的影响规律进行的,说明如下:

(1) 若 $SM_L < 0.05, SM_H > 0.05$ 时,如表1所示。

表1 A_e 的调节规律

Table 1 Regulating rule of A_e

SM_L	SM_H						
	NB	NM	NS	ZERO	PS	PM	PB
PB	PB	PB	PB	PM	PM	PS	PS
PM	PB [*]	PB [*]	PM	PS	0	0	0
PS	PM [*]	PS [*]	PS	0	0	0	0

(2) 若 $SM_L > 0.05, SM_H < 0.05$ 时,如表2所示。

表2 x_q 的调节规律

Table 1 Regulating rule of x_q

SM_L	SM_H						
	NB	NM	NS	ZERO	PS	PM	PB
PB	PB	PB	PB	PM	PM	PS	PS
PM	PB [*]	PB [*]	PM	PS	0	0	0
PS	PM [*]	PS [*]	PS	0	0	0	0

(3) 若 $SM_L < 0.05, SM_H < 0.05$ 时,如表3所示。

表3 A_e 的调节规律

Table 3 Regulating rule of A_e

SM_H	SM_L						
	NB	NM	NS	ZERO	PS	PM	PB
PB	PB	PB	PB	PM	PM	PS	PS
PM	PB	PB	PM	PS	0	0	0
PS	PM	PS	PS	0	0	0	0

应分别根据高、低压压气机喘振裕度及其变化率调整喷口面积。根据模拟结果分析可知:发动机在过渡态工作时,低压压气机较高压压气机更容易入喘。为体现对低压压气机喘振裕度优先保障的原则,同时照顾到高、低压压气机均已经接近喘振边界这一现实,本文经过多次运算及仿真,采用的权重因子协调喷口面积的调整:

$$A_e = \alpha A_{eL} + (1 - \alpha) A_{eH} \tag{1}$$

式中:

A_{eL} ——由低压压气机喘振裕度及其变化率计算所得的喷口面积调节量;

A_{eH} ——由高压压气机喘振裕度及其变化率计算所得的喷口面积调节量。

(4) 当涡轮前温度 $T_3^* > 1\,800^{\circ}\text{C}$ 时(燃烧室超温),调主燃油供油量:

$$m_f = 0.8 m_{fd} \tag{2}$$

(5) 当低压压气机换算转速 $n_{Lcor} < 0.6$ 时,调主燃油供油量:

$$m_f = 1.2 m_{fd} \tag{3}$$

3 模糊推理+ 反模糊化

模糊推理(也称为近似推理),是从几个模糊命题推导出一个模糊命题的推理方法。模糊推理

的方法有许多种。本文采用最常用的Mamdani法,也称为Min-Max重心法。该方法对形如:

IF x is A , THEN y is B (4)

的假言推理,当事实为 A 时(A 和 A' 不总是相同的)的模糊规则:

x is A' , THEN y is B' (5)

用蕴含 $a \rightarrow b$ 来表示,它的隶属函数为:

$\mu_{A \rightarrow B}(x, y) = \mu_A(x) \rightarrow \mu_B(y)$ (6)

Mamdani法将蕴含 $a \rightarrow b$ 解释为:

$a \rightarrow b = a \wedge b$ (7)

采用这种方法,由式5所推导出的结论 B 应为:

$$\mu_{B'}(y) = \bigvee_x [\mu_{A'}(x) \wedge \mu_B(x)] = \bigvee_x \{ [\mu_{A'}(x) \wedge \mu_B(x)] \wedge \mu_B(x) \} = @ \wedge \mu_B(x)$$
 (8)

式中:

$@ = \bigvee_x [\mu_{A'}(x) \wedge \mu_B(x)]$

其中的@是模糊集合 A' 和 A 的交集的高度,可以将其理解为 A' 和 A 之间的一致性程度。结论 B 则可通过对一致性@和 $\mu_B(y)$ 取小来得到,见图4。

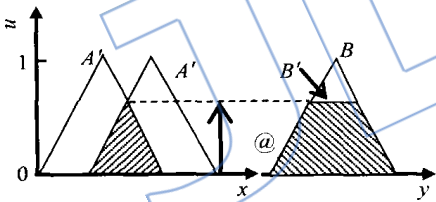


图4 由Mamdani法所得到的推理结果

Fig 4 Results inferred with the method of Mamdani

在模糊推理中,本文用最后得到的推理结果 B 的重心 y_0 作为它的代表点,其数值可用下述方法求得:

$$\Delta y_0 = \frac{\int y \mu_B(y) dy}{\int \mu_B(y) dy}$$
 (9)

4 分析与结论

采用该模糊控制器后,在发动机大幅度下调供油量时,喘振裕度的变化情况如图5、图6所示。由图可见:低压压气机喘振裕度比高压压气机喘振裕度变化快,率先进入临界点($SM_L = 0.05$),此

时,模糊防喘控制模块被触发,即参与控制,低压压气机喘振裕度被控制在一个较小的数值范围内波动,有效地防止了低压压气机入喘,而在整个减油过程中,高压压气机裕度虽然也呈下降趋势,但始终大于0.05,未触发控制模块。由此可见,该控制器对防止压气机入喘、提高发动机的性能起到了关键作用,说明该模糊控制器的设计达到了预期的目的。

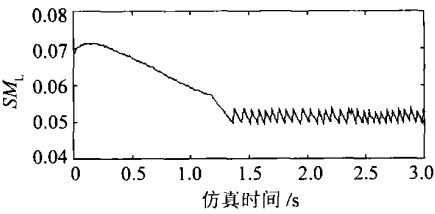


图5 低压压气机喘振裕度的变化

Fig 5 Change of low pressure compressor surge margin

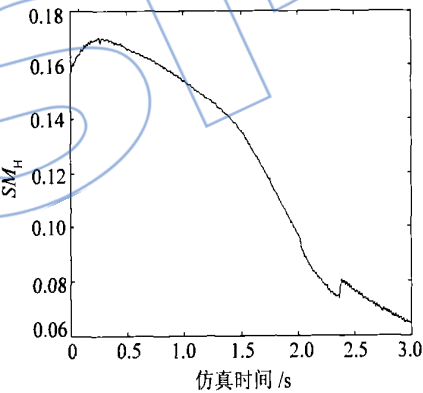


图6 高压压气机喘振裕度的变化

Fig 6 Change of high pressure compressor surge margin

研究的探索对压气机喘振的控制技术具有重要的理论和现实意义。本文的研究从一定程度上验证了将模糊控制应用到发动机喘振控制中的可行性,为压气机喘振的主动控制提供了新思路。

参考文献

[1] A ssaad Krithene, Prasad J V R, YEdidia Neumeier Stall and Surge Control of Compressors Using Real Time Precursor Identification [R]. 36th AIAA /ASME/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, Huntsville: Alabama, 2000

[2] 王小峰, 辛晓文, 党怀义 切油防喘系统工作时发动机推力响应[J]. 飞行实验, 1994, 10(1): 29~33

Wang Xiaofeng, Xin Xiaowen, Dang Huaiyi Thrust Response of Engine When Fuel Cutoff Anti-Surge System

- is Working[J]. *Flight Experiment*, 1994, 10(1): 29- ~ 33
- [3] 姜彩虹. 双轴涡喷发动机脉冲切油防喘控制研究[D]. 南京航空学院, 1990
- [4] 张运强, 梁海清. 轴流式压气机的喘振及预防[J]. 洛阳工学院学报, 2001, 22: 71~ 74
- Zhang Yunqiang, Liang Haiqing. Surge and Anti-Surge Measures of Axial-Flow Compressors [J]. *Journal of Luoyang Insititute of Technology*, 2001, 22: 71~ 74
- [5] 徐晓秋, 梅筱琴, 陈永健, 汤文明. 轴流式压缩机防喘振控制系统的研制[J]. 四川大学学报(工程科学版), 2002, 34(1): 85~ 88
- Xu Xiaoqiu, Mei Xiaoqin, Chen Yongjian, Tang Wenming. Anti-Surge Control System of the Turbocompressors [J]. *Journal of Si Chuan University (Engineering Science Edition)*, 2002, 34(1): 85~ 88
- [6] 高永. 航空发动机喘振预测及控制研究[D]. 山东烟台: 海军航空工程学院, 2001
- [7] Assaad Kricheen. Active Identification and Control of Aerodynamic Instabilities in Axial and Centrifugal Compressors [D]. *Georgia Institute of Technology, Atlanta*: 2001
- [8] 聂超群, 陈静宜. 喘振主动控制模式的研究[J]. 工程热物理学报, 1996, 17(4): 423~ 426
- Nie Chaoqun, Chen jingyi. Investigation on the Active Control Model of Surge [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 1996, 17(4): 423~ 426
- [9] Graig A Buhr, Matthew A Franchek, Sanford Fleeter. The Design of a Control Law for Rotating Stall in an Axial Compressor[R]. AIAA - 98- 33111.
- [10] 马会民, 樊思齐, 卢燕. 涡扇发动机加速过程的模糊控制[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 135~ 138
- Ma Huimin, Fan Siqi, Hu Yan. Application of Fuzzy Control to Accelerating Process of Turbofan Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23 (2): 135~ 138
- [11] 夏联, 顾杨, 崔健, 等. 多级轴流压气机不同工况下失速/喘振试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(3): 16~ 23
- Xia Lian, Gu Yang, Cui Jian, et al. An Experimental Investigation of Stall/Surge of a Multistage Axial Compressor in Different Conditions [J]. *Gas Turbine Experiment and Reseach*, 2001. 14(3): 16~ 23
- [12] 李凡. 模糊信息处理系统[M]. 北京: 北京大学出版社, 1998