

文章编号:1000-8055(2013)05-1150-09

一种基于发动机喘振实时模型的主动 稳定性控制方法

张海波¹, 华 伟^{1,2}, 吴伟超¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中航工业航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 提出了涡扇发动机喘振实时模型建立方法, 该模型考虑了发动机容腔的容积动力学效应, 风扇、压气机的失速区特性, 燃烧室的熄火特性, 同时建立了发动机进口总温畸变、总压畸变及组合畸变模型; 提出了一种基于压力相关度测量的发动机主动稳定性控制技术, 通过测量压气机转子叶片尖端区域的压力相关度, 得到相关度值穿越阈值的次数, 根据穿越阈值次数与喘振裕度值固有的特性关系, 得到压气机的喘振裕度, 进而通过鲁棒控制方法设计了主动稳定性控制律, 并进行了仿真研究, 结果表明: 相比于常规控制, 基于压力相关度测量主动稳定性控制可以实现发动机过渡态过程中压缩系统不进喘, 明显提高了发动机过渡态的动态性能。

关 键 词: 喘振实时模型; 主动稳定性控制; 失速特性; 熄火特性; 畸变; 压力相关度测量

中图分类号: V231

文献标志码: A

Active stability control method for turbofan engine based on post-stall model

ZHANG Hai-bo¹, HUA Wei^{1,2}, WU Wei-chao¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Motor Control System Institution,

Aviation Industry Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: A method to set up turbofan engine post-stall model was proposed in consideration of the volume effectiveness, the characteristics of post-stall of the fan and compressor, the combustors with rich fuel and lean fuel characteristics. The models of engine inlet's total temperature distortion, total pressure distortion, and the combination of two kinds of distortions were established. The active control method proposed was based on the correlation measure of pressure. Correlation measure threshold crossing events increased in magnitude and number as the compressor approached the limit of stable operation, so the stall margin could be calculated in a real-time manner. The active control mode was established based on robust control design method. At last, the numerical simulations were carried out. The results show that the active control based on the method of correlation measure successfully makes the compressing part of engine do not enter into stall during transient

收稿日期: 2012-04-22

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1150_026.html

基金项目: 航空科学基金(2010ZB52011)

作者简介: 张海波(1976—), 男, 山东潍坊人, 副教授, 博士, 主要研究方向为发动机建模与控制。

process, highly improving the dynamic response in the whole transient process.

Key words: post-stall model; active stability control; post-stall characteristic; blow out characteristic; distortion; pressure correlation measure

喘振和旋转失速是发动机气动不稳定性的主要表现形式,严重影响发动机的正常工作,国内外对喘振和旋转失速开展了大量研究,但对整台发动机的喘振与控制研究大都停留在实验室研究阶段.美国早在20世纪80年代开展了整台涡扇发动机喘振现象的数字仿真研究,并发表了相关研究报告^[1-2].著名的美国国家发动机研究计划IHPTET(integrated high performance turbine engine technology)及VAATE(versatile affordable advanced turbine engines)的智能发动机部分,将喘振研究与主动稳定性控制技术列为重要内容,并已取得不少进展^[3-4].国内在发动机喘振现象的研究方面,大多是针对单一压气机部件开展工作^[5],显然,单一的压气机失稳模型无法反映整台发动机失稳的动态过程.因此,如何建立发动机喘振实时模型,并进一步开展喘振及发动机主动稳定性控制研究具有非常重要的意义.

利用主动稳定性控制技术防止压气机喘振和旋转失速首先由Epstein等^[6]提出,之后得到快速发展^[7-10],日渐成为现代航空发动机控制的一个重要分支^[11].尤其是对于飞机在进行近距格斗状态下,导弹尾气以及超机动飞行引起的进口流场畸变将严重影响发动机的稳定性,甚至导致机毁人亡.相比于已经发生喘振/旋转失速情况下的防喘控制,主动稳定性控制技术具有明显的优势,利用喘振/旋转失速发展先兆,提前采取措施保证压缩系统在一定的稳定裕度以上,防止了对部件的损害以及推力的损失.

主动稳定性控制,尤其是基于失速先兆(模态波与尖峰扰动)的主动稳定性控制方面,国外已开展了不少相关研究,值得注意的进展是Inoue等关于先兆特征与相关性分析的研究^[12-13],首次通过实验揭示了脉动压力的相关度测量值与喘振裕度损失间的关系.其后,在Inoue等的研究基础上,佐治亚理工大学航空工程学院的Dhingra等在NASA有关计划支持下,进一步开展了近喘状态压力相关性测量的研究,提高了压力相关性测量的实时性,建立了可用于近喘信号测量模拟的近喘实时随机信号数学模型,并进行了发动机整机的基于压力相关度测量主动稳定性控制研究,

取得了非常有参考价值的成果^[14-18].Dhingra等的研究仍然属于一类基于失速先兆主动稳定性控制的范畴,但是相比其他同类的研究成果,其重要意义在于这种方法是基于单一传感器,而非空间布置的多传感器测量,而且实时性满足主动稳定性控制宽频响应的要求.

本文在Dhingra等研究的基础上,提出了一种基于压力相关度测量的主动稳定性控制方法,该方法针对压气机尖端压力的相关度测量,并通过相关度特性表得到喘振裕度,直接对发动机喘振裕度进行闭环控制,保证发动机在过渡态过程,在保证发动机稳定工作的前提下,发挥最优动态性能.文中第1节论述了涡扇发动机喘振实时模型的建立方法,第2节给出了影响涡扇发动机稳定性最为突出的因素——发动机进口畸变,建立了相关模型,第3节给出基于相关度测量的喘振裕度估计方法,第4节给出了完整的主动稳定性控制结构与控制律设计方法,最后就本文提出的方法进行了仿真验证.

1 涡扇发动机喘振实时模型

为便于介绍,发动机各截面编号如图1所示.本文涉及的主要符号变量见表1.

相比于涡喷发动机,涡扇发动机增加了外涵道.涡扇发动机喘振实时模型考虑容积动力学效应后,容腔进出口质量流量不再连续,本文考虑如下4个容腔:Ⅰ为燃烧室,Ⅱ为高低压涡轮间容腔,Ⅲ为风扇与压气机间、外涵容腔,Ⅳ为混合器、加力燃烧室、尾喷管容腔.发动机必须满足如下4个容积动力学方程^[19]:

$$\begin{aligned} p_4 &= [(Q_3 + W_{fb}) - Q_4]RT_4/V_I \\ p_{44} &= (Q_{42} - Q_{44})RT_{44}/V_{II} \\ p_{16} &= [Q_{22} - (Q_{16} + Q_{23})]RT_{16}/V_{III} \\ p_8 &= [(Q_{65} + W_{fa}) - Q_8]RT_8/V_{IV} \end{aligned} \quad (1)$$

同时,考虑发动机转子动力学方程如下:

$$\begin{aligned} \dot{n}_f &= (N_{lt}\eta_f - N_f)/n_f J_f \\ \dot{n}_c &= (N_{ht}\eta_c - N_c - N_{ext})/n_c J_c \end{aligned} \quad (2)$$

所涉及的变量定义中, n 表示转速, p 表示总压, T 表示总温, Q 表示质量流量, V 表示体积, N 表示功率.下标 f 表示风扇, c 表示压气机, lt 代表低

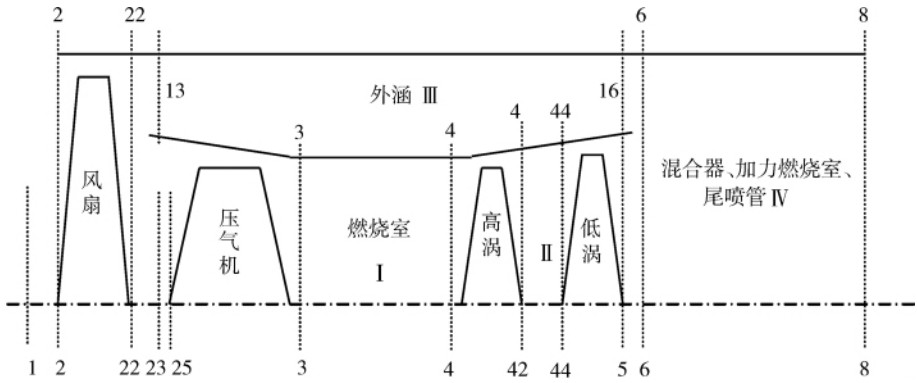


图 1 涡扇发动机简图

Fig. 1 Schematic diagram of turbofan engine

表 1 变量表
Table 1 List of variables

物理量	符号
主燃油质量流量/(kg/s)	W_{fb}
加力燃油质量流量/(kg/s)	W_{fa}
尾喷管喉道面积/ m^2	A_s
油门杆角度/ $^\circ$	P_{la}
低压轴物理转速/(r/s)	n_f
高压轴物理转速/(r/s)	n_h
低压轴转动惯量/($kg \cdot m^2$)	J_f
高压轴转动惯量/($kg \cdot m^2$)	J_c
风扇相对换算转速/%	P_{nf}
压气机相对换算转速/%	P_{nc}
风扇喘振裕度	S_{ml}
风扇喘振裕度估计	E_{sml}
压气机喘振裕度	S_{mh}
风扇压比	p_{rf}
风扇换算空气质量流量/(kg/s)	W_{acor}
指令	下标 r

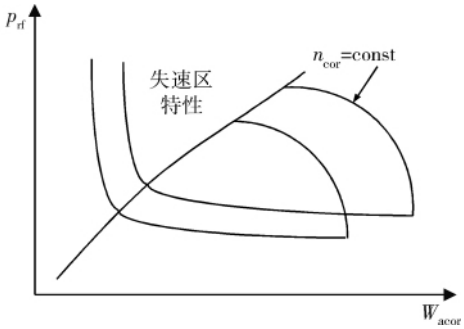


图 2 风扇失速特性

Fig. 2 Characteristics of post-stall of fan

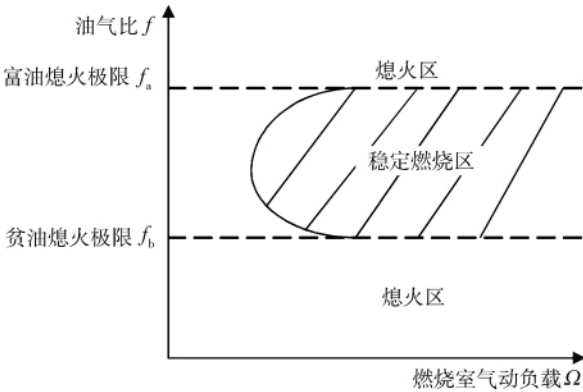


图 3 燃烧室熄火特性示意图

Fig. 3 Blow out characteristics of combustor

压涡轮,ht 代表高压涡轮,ext 表示附件或其他因素.

涡扇发动机喘振实时模型考虑了风扇、压气机的失速区特性,限于篇幅,仅绘出了风扇失速特性,见图 2.

发动机进入喘振时,压气机出口压力脉动严重,容易引起较大燃气脉动,油气比变化剧烈,进而容易导致燃烧室熄火.燃烧室特性除了能够反映慢车以上稳定燃烧的特性以外,还应该能够反映在近端、进入喘振等不稳定工作状况时,发生不稳定燃烧甚至熄火特性,因此燃烧室部件建模中考虑了这一部分动态特性,如图 3,建立了能够

反映发动机不稳定燃烧的熄火特性模型.

最后,采用 4 阶龙格-库塔算法求解式(1)、式(2)中的 6 个微分方程,完成部件级发动机喘振实时模型的建立.

2 发动机进口畸变模型

发动机进口流场畸变对压缩部件的性能和稳定性有着重要影响,畸变将导致发动机稳定边界下移,从而使工作点靠近喘振边界,喘振裕度下降,如图 4 所示.

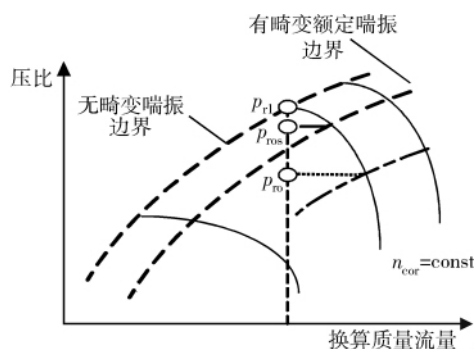


图4 进口畸变对喘振边界的影响

Fig. 4 Effectiveness of inlet distortion on surge line

压力畸变影响下,等换算质量流量下的稳定压比损失^[5]为

$$\Delta p_{rs} = K_c \left(\frac{D_p}{p_c} \right) + K_r \left(\frac{D_p}{p_r} \right) + C \quad (3)$$

喘振裕度损失表示为

$$\Delta S_m = \frac{p_{r1}}{p_{r0}} \times \Delta p_{rs} \quad (4)$$

式中

$$K_c = b_p E_{xp} K_{cp} \quad K_r = K_{rp} \\ C = b_p E_{xp} C_{cp} + C_{rp}$$

其中 p_{r1} 为无畸变情况下喘振边界对应压比; p_{r0} 为工作点对应压比; b_p 为考虑周向和径向总压畸变耦合影响的叠加函数; E_{xp} 为与总压畸变图谱周向畸变范围有关的范围函数; K_{cp} 为周向总压畸变敏感系数; K_{rp} 为径向总压畸变敏感系数; C_{rp} 为径向敏感系数的补偿系数; C_{cp} 为周向敏感系数的补偿系数; D_p/p_c 为周向总压畸变指数; D_p/p_r 为径向总压畸变指数。

双涵道发动机在进口流场的畸变时性,需要考虑到畸变通过风扇/压气机的传递变化,另外还要计算总压畸变通过风扇、压气机所生成的总温畸变,也就是说高压压气机进口的畸变流场将是总温、总压的组合畸变。总温畸变可以采用与总压畸变类似的方法来处理,这里不再赘述。

3 基于压力相关度测量的主动稳定性控制方法

发动机喘振裕度一般为不可测量,故无法直接对喘振裕度进行控制。而基于压力相关度测量的方法解决了这一问题。

首先,该方法通过放置在压气机尖端边缘的压力传感器,实时得到某动叶片附近的压力脉动信号,对该压力信号进行相关度计算,定义如下:

$$C(t) = \frac{\sum_{i=n-w_{nd}}^n (p_i p_{i-N})}{\sqrt{\left(\sum_{i=n-w_{nd}}^n p_i^2 \right) \left(\sum_{i=n-w_{nd}}^n p_{i-N}^2 \right)}} \quad (5)$$

其中 p_i 与 p_{i-N} 为相差 N 个采样信号的 2 个窗口的对应压力信号, w_{nd} 为窗口长度,如图 5 所示。

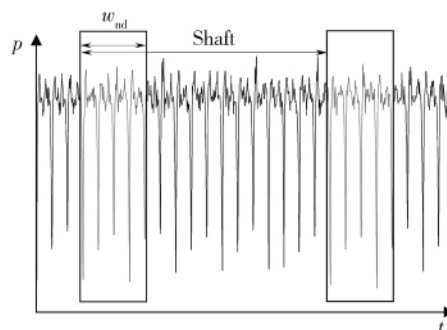


图5 压力信号

Fig. 5 Pressure signal

相关度测量的直观解释如下:当压气机高速转动时,随着流场的变化,动叶片尖端附近将产生周期性的压力脉动,传感器置于动叶尖端附近,在一定的采样频率下,得到一组压力信号,压力信号的相关度跟压气机工作点的位置有关,当压气机工作点远离喘振边界时,其相关度好,即周期性脉动重合度高;当工作点靠近喘振边界时,压气机内部旋转失速团逐渐增多,压力脉动趋向紊乱,压力信号的相关度将下降。

其次,得到相关度测量值与喘振裕度间的数学关系。通过相关度计算,得到一组随时间变化的压力 FIFO(first-in-first-out) 相关度序列,并计数得到该序列内的事件发生次数 N_{events} 。定义事件:压力相关度值 $C(t)$ 小于某一阈值 (C_{th}) 即为一次事件。TBE (time between events, 量符号记为 T_{be}) 为相邻事件的时间间隔,如图 6 所示。

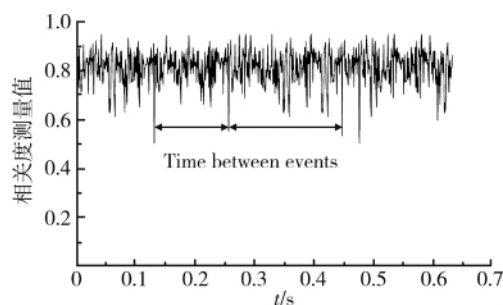


图6 压力相关度值

Fig. 6 Correlation measure of pressure

国外研究^[17]表明,单位时间内穿越阈值事件发生的次数 N_{events} 与喘振裕度 S_m 存在如图7所示的特性关系.从图7中可以看出,对于给定的相关度阈值 C_{th} ,随着单位时间内事件次数 N_{events} 的增大,喘振裕度 S_m 下降.因此,对于不同的相关度阈值 C_{th} ,通过喘振裕度 S_m 与事件次数 N_{events} 的特性,可插值获得发动机喘振裕度值,进而对发动机进行喘振裕度的主动稳定性控制.事件发生的时间间隔 T_{be} 满足指数分布,分布函数为

$$F_{tbe} = P(T_{be} < \tau) = 1 - e^{-\mu_{cm} \tau}$$

这里 $\mu = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{N(0, T)}{T}$, τ 为相邻事件间的时间, N 为 $0 \sim T$ 时间内发生的事件次数.

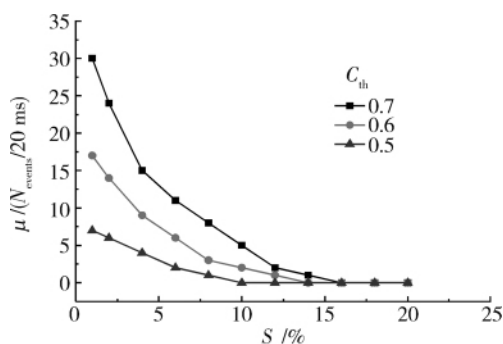


图7 喘振裕度与平均发生事件次数关系图
Fig. 7 Variation of average number of events with stall margin

4 主动稳定性控制律设计

4.1 涡扇发动机主动稳定性控制结构

由于无法直接从上述的发动机喘振实时模型上得到压气机叶片尖端边缘压力信号,本文利用

与 TBE 同一分布的随机序列代替相关度的测量值,并从发动机模型得到的喘振裕度求得事件发生的次数 μ ,建立 μ 到 C_{th} 的映射,保证 TBE 的分布与随机数序列相同,以此来模拟相关度测量穿越阈值事件.

发动机喘振模型仿真步长为 20ms ,每一个步长产生 40 个服从指数分布的随机数,相当于 2kHz 的采样频率.每一个迭代步长根据喘振裕度值和 $\mu-S_{ml}$ 特性更新阈值 C_{th} ,事件发生的次数与喘振裕度按照如图7所示的关系,故当穿越阈值次数 μ 得到的条件下,利用插值即可得到当前状态下压气机的喘振裕度 S_{ml} .主动稳定性控制结构如图8所示.主要包括常规控制器模块、相关度测量模块、主动稳定性控制器模块,以及控制逻辑.

4.1 主动稳定性控制律设计

本文采用基于二次型性能指标的鲁棒 H_2/H_∞ 方法设计控制器^[20].

对于系统

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + B_1 w \\ y &= Cx + Du + D_1 w \end{aligned} \quad (6)$$

式中 x 为系统状态, y 为系统输出, u 为控制量, w 为系统扰动, A, B, C, D, B_1, D_1 为适维矩阵.系统中 x, y, u 均应理解成系统在平衡位置的偏差量,为简化起见,本文中省略了符号 Δ .

首先对式(6)进行系统微分变换,取增广状态向量为 $\bar{x} = [\dot{x}^T \ e^T]^T$,得到变换后的系统状态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\bar{x}} &= \bar{A}\bar{x} + \bar{B}\bar{u} + \bar{B}_1\bar{w} \\ z_1 &= \bar{y} = \bar{C}_1\bar{x} + \bar{D}_1\bar{u} + \bar{D}_{11}\bar{w} \end{aligned} \quad (7)$$

式中

$$\bar{u} = \dot{u} \quad \bar{w} = \dot{w} \quad \bar{x} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} \quad \bar{y} = \dot{y}$$

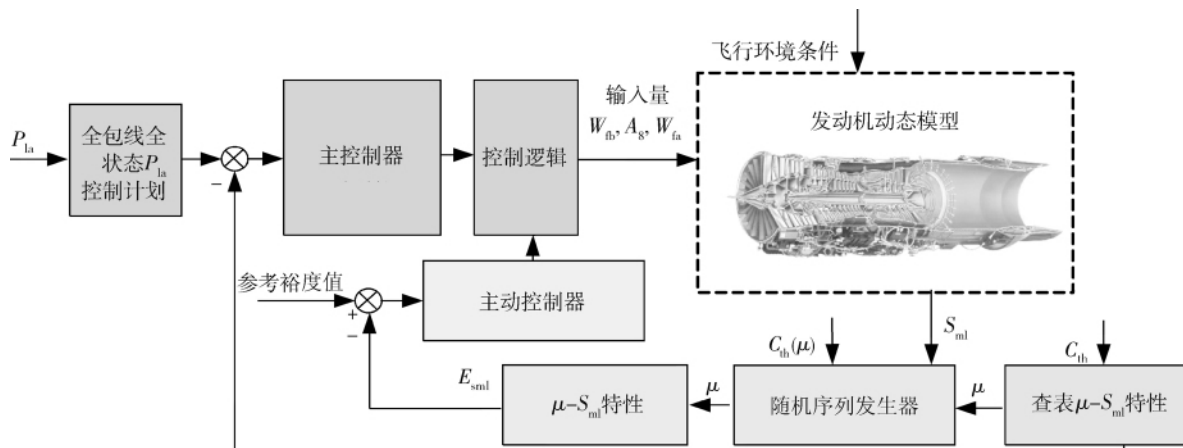


图8 涡扇发动机主动稳定性控制数字仿真结构

Fig. 8 Numerical simulation chart for active stability control of turbofan engine

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \quad \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ -D \end{bmatrix} \quad \bar{B}_1 = \begin{bmatrix} B_1 \\ -D_1 \end{bmatrix} \\ \bar{C}_1 = [C \quad 0] \quad \bar{D}_1 = D \quad \bar{D}_{11} = D_1$$

对于微分再增广后的系统(7),可用 H_2/H_∞ 状态反馈设计方法分别实现:

1) 闭环系统输出 y 能跟踪给定的参考指令 r , 且动态品质良好;

2) 闭环系统的输出 y 对扰动 w 具有指定的抑制度 γ , 即 $\|T_{wy}\|_\infty < \gamma$.

两项控制指标, H_∞ 方法使控制器 $\bar{u} = \bar{K}\bar{x}$ 满足 $\|T_{wz_1}\|_\infty < \gamma$; 通过构造 H_2 状态反馈问题使得二次型性能指标 $J = \int_0^\infty (\bar{x}^T Q \bar{x} + \bar{u}^T R \bar{u}) dt$ 尽可能小.

将二次型性能指标转换为 H_2 性能指标, 令 $z_2 = \bar{C}_2 \bar{x} + \bar{D}_2 \bar{u}$, 其中

$$\bar{C}_2 = \begin{bmatrix} Q^{1/2} \\ 0 \end{bmatrix} \quad \bar{D}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ R^{1/2} \end{bmatrix}$$

$$\min \gamma_2 \\ \begin{bmatrix} \bar{A}X + \bar{B}W + (\bar{A}X + \bar{B}W)^T & \bar{B}_1 & (\bar{C}_1 X + \bar{D}_1 W)^T \\ \bar{B}_1^T & -\gamma_1 I & D_{11}^T \\ \bar{C}_1 X + \bar{D}_1 W & D_{11} & -\gamma_1 I \end{bmatrix} < 0 \\ \bar{A}X + \bar{B}W + (\bar{A}X + \bar{B}W)^T + \bar{B}_2 \bar{B}_2^T < 0 \\ \begin{bmatrix} -Z & \bar{C}_2 X + \bar{D}_2 W \\ (\bar{C}_2 X + \bar{D}_2 W)^T & -X \end{bmatrix} < 0 \quad \text{Tr} Z < \gamma_2 \quad (11)$$

有一个最优解 X, Z 和 W , 其中 X, Z 是正定矩阵, 则系统(11)的状态反馈 H_2/H_∞ 控制问题是可解的, 且 $\bar{u} = \bar{K}\bar{x} = W(X)^{-1}\bar{x}$ 是它的一个状态反馈 H_2/H_∞ 控制律.

将 $\bar{K}$ 按 $\dot{x}$ 和 e 表示为分块矩阵

$$\bar{K} = [K_x \quad K_e]$$

则

$$\dot{u} = \bar{K}\bar{x} = [K_x \quad K_e] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} = K_x \dot{x} + K_e e \quad (12)$$

由于主燃油控制对发动机退喘的效果最佳, 这里提出用主燃油质量流量 W_{fb} 来控制喘振裕度的主动稳定性控制方案, 结构框图如图9所示, 设计原理如上所述.

选取发动机状态量

$$x = [\Delta P_{nf} \quad \Delta P_{nc}]$$

控制输入量

$$u = \Delta W_{fb}$$

被控输入量

$$y = \Delta S_{ml}$$

则

$$J = \int_0^\infty [\bar{x}(t)^T Q \bar{x}(t) + \bar{u}(t)^T R \bar{u}(t)] dt = \int_0^\infty z_2(t)^T z_2(t) dt = \|z_2(t)\|_2 \quad (8)$$

选取虚拟扰动 $\tilde{w}$ 满足 $\|\tilde{w}\|_2 < \gamma_w$, 则二次型性能指标最终转化为如下优化问题:

$$\min \gamma_2 \\ \|T_{z_2 \tilde{w}}\|_2 < \gamma_2 \quad (9)$$

对于增广后的系统(9), 通过引入虚拟扰动 $\tilde{w}$ 和二次性能指标可得如下 H_2/H_∞ 问题:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}\bar{u} + \bar{B}_1 \tilde{w} + \bar{B}_2 \tilde{w} \\ z_1 = \bar{C}_1 \bar{x} + \bar{D}_1 \bar{u} + \bar{D}_{11} \tilde{w} \\ z_2 = \bar{C}_2 \bar{x} + \bar{D}_2 \bar{u} \quad (10)$$

式中 $\bar{B}_2$ 为一指定矩阵.

对于系统(10)有如下引理:

引理^[20]: 对于系统(10)和一个给定的标量 $\gamma_1 > 0$, 若以下优化问题

输入指令

$$r = S_{mlr}$$

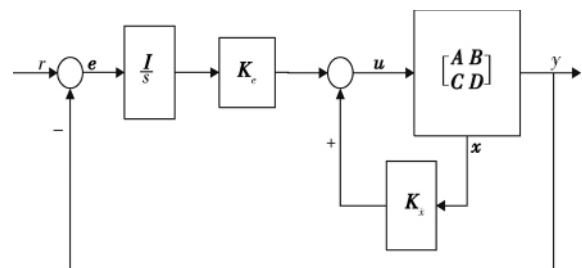


图9 鲁棒控制器结构框图

Fig. 9 Block diagram of robust controller

本文采用小扰动法来求取发动机状态变量模型, 求得

$$A = \begin{bmatrix} -2.6178 & 0.6900 \\ 3.0501 & -2.9757 \end{bmatrix} \\ B = [0.4972 \quad 0.5616]^T \\ C = [-27.0714 \quad 10.9919] \\ D = [-0.4222]$$

求得状态反馈和输出反馈分别为

$$K_x = [8.0759 \quad -2.4832] \quad K_e = [0.7775]$$

5 仿真算例

5.1 喘振实时模型仿真

在地面状态($H=0\text{ km}$, $Ma=0$)进行仿真(如图10),保持油门杆角度为 60° ,向发动机进口施加周向与径向总压组合畸变时,逐渐使得稳定工作边界下移,风扇喘振裕度降低,即工作点靠近喘振边界,10.88 s时风扇首先发生不稳定工作状态,表现为风扇进喘(图10(a)、图10(c)),喘振裕度开始脉动并出现负值,风扇工作点进入到失速区.转速开始有一定频率幅度的波动(图10(d)).压气机在10.93 s时进入喘振状态,表明在进口复合畸变诱喘的过程中,压气机喘振裕度虽然也有下降,但使之失去稳定性进入喘振的因素是风扇

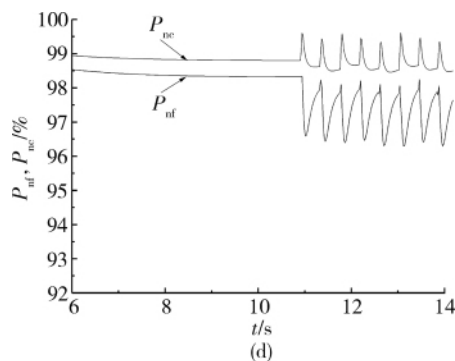
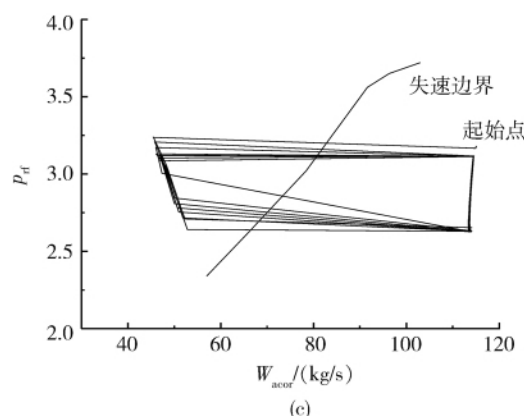
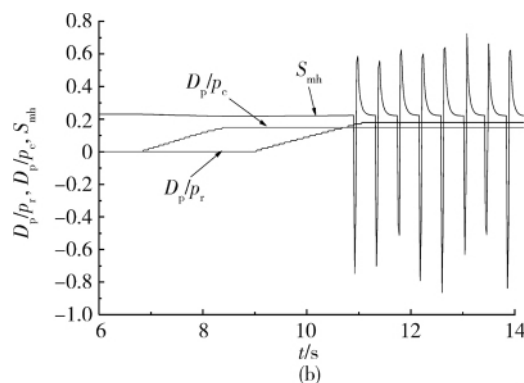
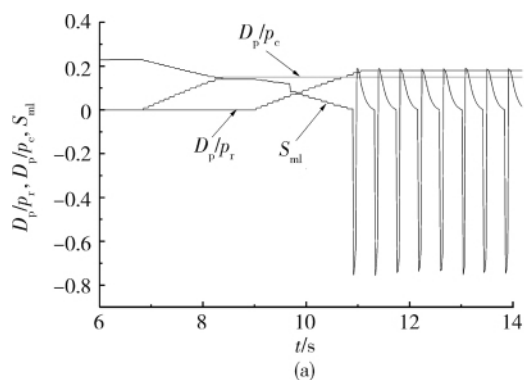


图10 失速喘振仿真

Fig. 10 Post-stall simulation

的首先失速,风扇失去稳定性后,非定常的复杂不稳定流动很快使得压气机失速(图10(b)).

5.2 基于相关度测量的主动稳定性控制仿真

飞机在近距离格斗过程中常采取大机动,以占据有利进攻位置或者加速摆脱导弹攻击.该过程的特点是大大机动飞行引起的发动机进口流场畸变严重.本文仿真模拟发动机进口流场畸变,迅速增加油门杆角度实现发动机加速过程.对该过程分别采用常规控制和主动稳定性控制技术进行仿真比较.

5.2.1 常规控制

图11为 $H=3\text{ km}$, $Ma=0.8$ 状态时,采用常规控制器的发动机仿真结果.图中 D_t/T_c 为周向总温畸变指数, D_t/T_r 为径向总温畸变指数.在10~15 s给发动机进口如图所示的流场畸变,模拟大机动飞行下的发动机进口流场畸变,在12 s将发动机油门杆角度从 30° 拉到 70° ,模拟加速过程.图11(a)中,发动机在如图所示的总温、总压组合畸变强度下,加速过程中,在13.6 s进入喘振状态,表现为工作点进入失速区(如图11(c)),图11(b)中,由于状态参数的脉动导致控制器燃油值出现脉动.这是由于畸变将导致发动机稳定边界下移,增加燃油质量流量将导致工作点靠近稳定边界,从而发动机容易进入气动不稳定状态,易进入喘振.图11(d)为该过程中高低压转子转速变化,可见,进喘后转速都出现脉动现象.畸变下降后,进入喘振的因素消失了,发动机退出喘振进入正常工作状态.

5.2.2 主动稳定性控制

图12为 $H=3\text{ km}$, $Ma=0.8$ 状态时,采用主动稳定性控制后的仿真结果.在10~15 s给发动机进口如图所示的流场畸变,模拟大机动飞行下的发动机进口流场畸变,在12 s将发动机油门杆角度从

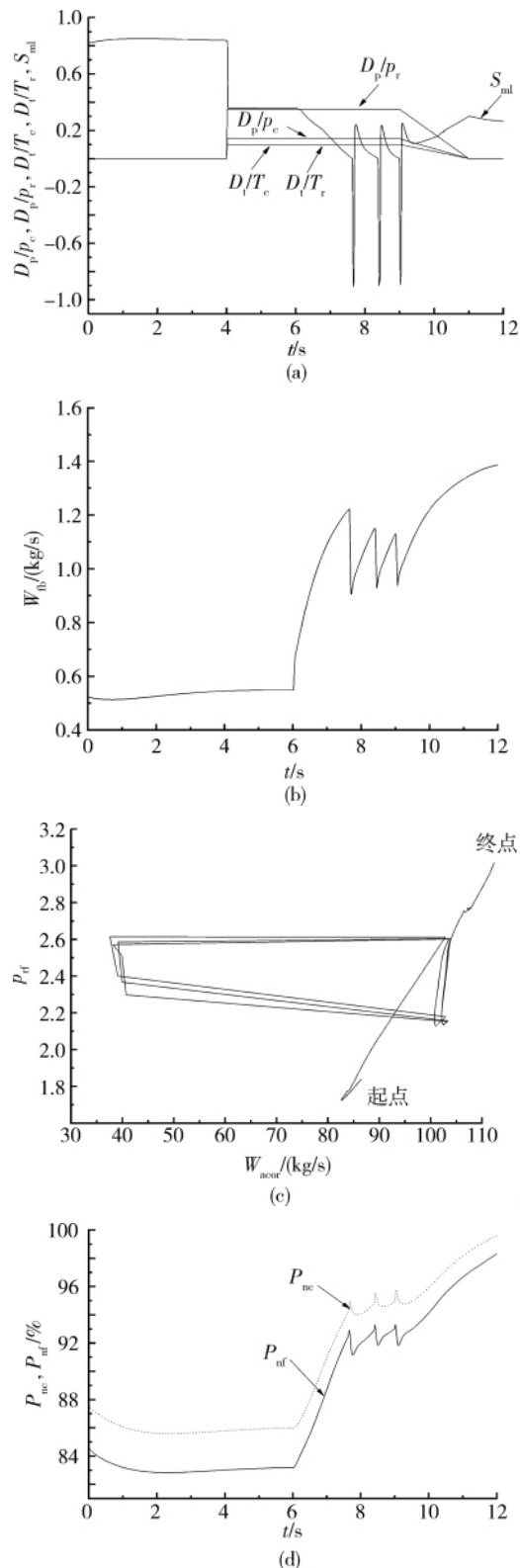
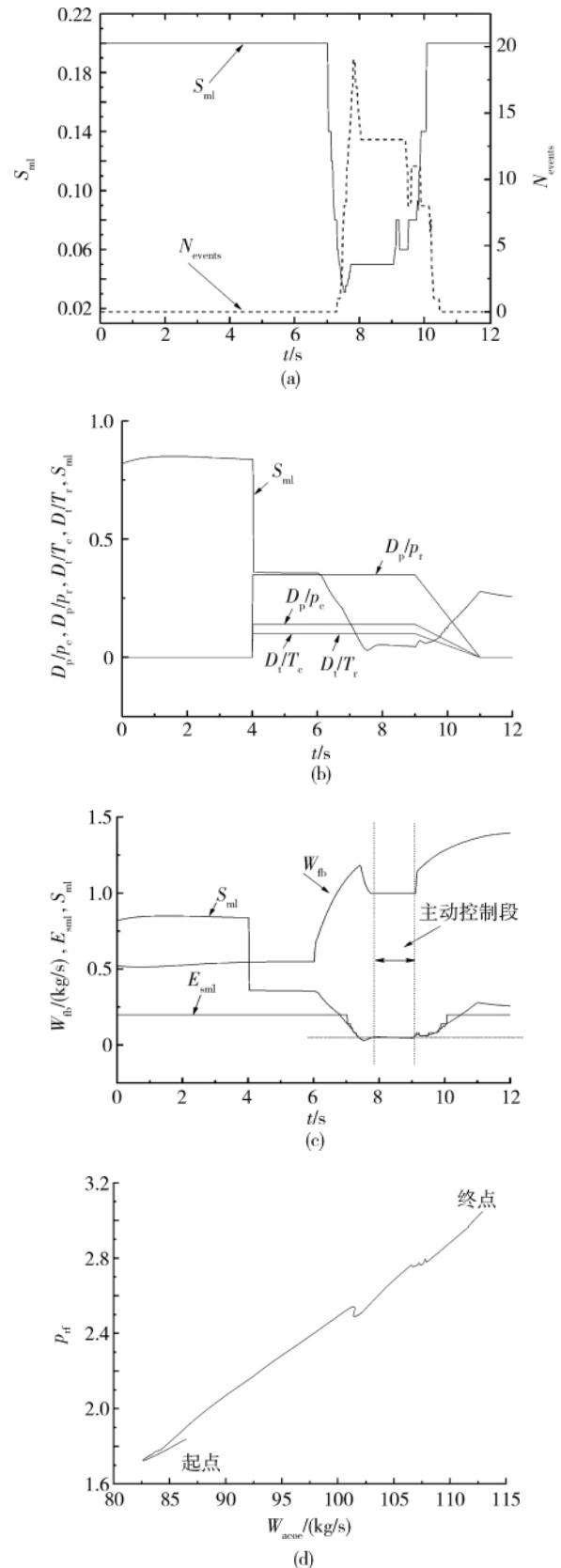


图 11 常规控制模式仿真

Fig. 11 Simulation of conventional control mode

30°拉到 70°,模拟加速过程.控制策略为:当喘振裕度 $S_{ml} < 0.05$,采用主动稳定性控制模式.图 12(a)为采用指数分布随机序列代替相关度测量的仿真结果,不难看出, N_{events} 与 S_{ml} 的关系与图 7 的特性

关系相符.图 12(b)为所加的畸变,其强度同图 11(a).图 12(c)中,13.40~15.06 s 采用主动稳定性控制模式,13.92 s 时喘振裕度到达控制目标,表明所设计的基于二次型性能指标的鲁棒控制器控制效



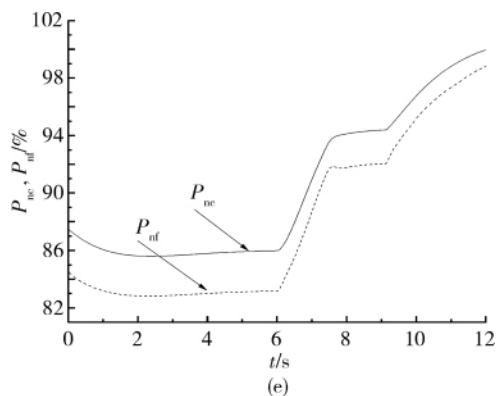


图12 主动稳定性控制模式仿真

Fig. 12 Simulation of active control mode

果良好. 图12(d)为风扇工作点变化,可以看出,由于发动机采用主动稳定性控制,控制器调节供油规律,保证发动机在稳定区间内工作. 图12(e)为该过程中高低压转子转速变化曲线.

对比常规控制和主动稳定性控制仿真结果,可以看出,利用相关度测量估计喘振裕度,进而实现主动稳定性控制,这种方法可以有效地实现对喘振裕度的控制,从而使得发动机在近喘恶劣工况下依然保持一定的稳定裕度,保证了系统最优动态性能的发挥.

6 结 论

1) 本文基于基于压力相关度测量的喘振裕度估计方法,提出了一种直接喘振裕度控制的主动稳定性控制方法. 仿真结果表明:该方法可有效地应用于发动机的稳定性控制,保证其在动态过程里,始终运行于可控的稳定裕度内,显著提高了发动机系统的动态性能.

2) 基于相关度测量的喘振裕度估计方法用于主动稳定性控制,具有明显的优点,其采用单一的压力传感器,结构简单,具有较大的工程实用价值.

参考文献:

- [1] Hosny W M, Bitter S J, Steenken W G. Turbofan engine nonrecoverable stall computer-simulation development and validation[R]. AIAA 85-1432, 1985.
- [2] Chung K, Leamy K R, Collins T P. A turbine engine aerodynamic model for in-stall transient simulation[R]. AIAA-85-1429, 1985.
- [3] Garg S. NASA Glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA/TM-2005-214036, 2005.
- [4] Nathan G. Intelligent engine systems adaptive control[R]. NASA/CR-2008-215240, 2008.

- [5] 刘大响,叶培良,胡骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社,2004.
- [6] Epstein A H, Williams J E F, Greitzer E M, et al. Active suppression of aerodynamic instabilities in turbomachines[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(22): 204-211.
- [7] 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.
- [8] Hoying D A, Tan C S, Grietzer E M. Role of blade passage flow structures in axial compressor rotating stall inception[R]. ASME Paper 98-GT-588, 1998.
- [9] Breuer T, Servaty S. Stall inception and surge in high speed compressors[R]. AGARD CP-571 26/1-17. 0, 1996.
- [10] Garnier V H, Epstein A H, Grietzer E M. Rotating waves as a stall inception indication in axial compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(2): 290-301.
- [11] Litt J S, Simon D L, Garg S, et al. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems[J]. Journal of Aerospace Computing Information and Communications, 2004, 1(12): 543-563.
- [12] Inoue M, Kuroumaru M, Iwamoto T, et al. Detection of a rotating stall precursor in isolated axial flow compressor rotors[J]. Journal of Turbomachinery, 1991, 113(2): 281-289.
- [13] Inoue M, Kuroumaru M, Tanino T, et al. Propagation of multiple short-length-scale stall cells in axial compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(1): 45-54.
- [14] Dhingra M. Compressor stability management[D]. Atlanta: University of Georgia, 2007.
- [15] Dhingra M, Neumeier Y, Prasad J, et al. A stochastic model for a compressor stability measure[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2007, 129(3): 730-737.
- [16] LIU Yuan, Dhingra M, Prasad J V R. Benefits of active compressor stability management on turbofan engine operability[R]. ASME Paper GT-2008-51307, 2008.
- [17] LIU Yuan, Dhingra M, Prasad J V R. Active compressor stability management via a stall margin control mode[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2010, 132(5): 051602. 1-051602. 10.
- [18] Christensen D, Cantin P, Gutz D, et al. Development and demonstration of a stability management system for gas turbine engines[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 031011. 1-031011. 9.
- [19] 杨刚,孙健国. 一种不需要迭代的发动机辅助变量建模方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(2): 289-294.
- [20] YANG Gang, SUN Jianguo. A non-iterative method of aeroengine modeling using complementary variables[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(2): 289-294.
- [20] Ko H S, Jatskevich J, Dumont G. An advanced LMI-based-LQR design for voltage control of grid-connected wind farm[J]. Electric Power System Research, 2008, 78(4): 539-546.