涡扇发动机自适应加减速控制研究

王 曦
（北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191）

摘要：针对涡扇发动机加减速过程特性参数变化大的不确定系统，提出一种带执行机构的涡扇发动机自适应加减速伺服控制设计方法。采用变阻尼修正的自适应控制规律，抑制了自适应加减速过程中的参数漂移。在自适应加减速控制算法中，设计目标是使被控对象的输出能够伺服跟踪任意加减速指令信号，这一指令与涡扇发动机加减速过程中对带有条件限制的指令要求一致，为使控制系统具有加减速伺服跟踪和对外界扰动信号抑制的能力，在控制回路中内嵌积分环节，实现闭环加速伺服跟踪鲁棒性能，结果表明：自适应控制适用于涡扇发动机过渡态控制。在仿真时，在系统中加入白噪声干扰的情况下，自适应参数被限制在±0.003的范围内，没有出现参数漂移现象；在快速加减速过程中，加减速燃油流量未出现大幅超调和下垂，加减速时间不超过4 s。

关键词：自适应；过渡态伺服控制；参数漂移；涡扇发动机
中图分类号：V233.7 **文献标识码：**A doi：10.13477/j.cnki.aeroengine.2021.02.001

Research on Adaptive Acceleration and Deceleration Control of Turbofan Engine

WANG Xi
（School of Energy and Power Engineering，Beijing University of Aeronautics and astronautics，Beijing 100083，China）

Abstract：Aiming at the uncertain system of turbofan engine with large variation of characteristic parameters in acceleration and deceleration process，a design method of adaptive acceleration and deceleration servo control for turbofan engine with actuator was proposed. The adaptive control law of variable damping correction was adopted to restrain the parameter drift in the process of adaptive acceleration and deceleration. In the adaptive acceleration and deceleration control algorithm，the design goal was that the output of the controlled object could servo track any command signal，which was consistent with the requirements of conditional commands in the acceleration and deceleration process of turbofan engine. In order to make the control system have the ability of acceleration and deceleration servo tracking and external disturbance signal suppression，an integrator was embedded in the control loop to realize closed-loop acceleration and deceleration servo tracking. The results show that the adaptive control is suitable for the transient control of turbofan engine. In the simulation，the adaptive parameters are limited in the range of ±0.003 when white noise interference is added into the system，and there is no parameter drift phenomenon. In the process of rapid acceleration and deceleration，the acceleration and deceleration fuel flow does not appear large overshoot and droop and the acceleration and deceleration time is not more than 4 s.

Key words： adaptive；transient state servo control；parameter drift；turbofan engine

0 引言

飞机的机动敏捷性需要航空发动机的快速推力变化才能实现，涡扇发动机过渡态性能是评估高性能发动机的1项重要指标。在慢车以上的过渡态下，加减速控制包括开环油气比控制和闭环Ndot控制2种方法[1-3]。在20世纪80年代前，应用于航空发动机液压机械控制的加减速控制普遍采用带有主燃油流量限制的开环油气比供油规律[3-4]；在80年代以后，全权限数字电子控制器（Full Authority Digital Electronic Control，FADEC）逐步取代了液压机械控制器，在现代高性能航空发动机中发挥了重要的支撑作用[5]。针对液压机械控制改进数字电子控制的过渡态控制设计问题，苗浩洁等[6]提出一种不含温度参数的油气比加减速控制规律，可避免温度传感器动态响应滞后而影响发动机加减速性能的问题；针对FADEC用过渡态控制的设计问题，孔祥兴等[7]提出一

收稿日期：2021-02-24 **基金项目：**国家科技重大专项（2017-V-0015-0067）
作者简介：王曦（1961），男，博士，教授，博导，主要研究方向为航空发动机控制；E-mail：xwang@buaa.edu.cn。

引用格式：*王曦. 涡扇发动机自适应加减速控制研究[J]. 航空发动机，2021，47(2)：1-6. WANG Xi. Research on adaptive acceleration and deceleration control of turbofan engine[J]. Aeroengine，2021，47(2)：1-6.*

种外推加减速开环油气比供油规律的设计方法。由于开环油气比控制规律存在外界环境适用性较差的问题，为了保证发动机在空中起动的成功率，F100发动机采用闭环Ndot控制取代了开环油气比控制，在空中停车或熄火的情况下，在燃烧室燃油被成功点燃之前采用开环供油方式，一旦确认高压涡轮后温度传感信号明显上升，燃油供油方式和压气机放气控制立刻进入闭环控制方式，其中，闭环变燃油控制采用受高压涡轮后温度超温限制的$N_2\mathrm{dot}=f(PLA,P_2,T_2,Ma)$的控制策略[8]。转子加速度的过渡态控制律已应用于先进航空发动机控制系统的设计中，以保证同一型号发动机加减速性能的一致性，而不随发动机加工制造误差、材料差异及部件性能退化等因素变化。针对双转子涡扇民用发动机，党伟等[9-10]提出一种N-dot过渡态控制律的设计方法，基于差分进化算法，设计了相应闭环N-dot的PI控制律，采用增益调度计划构建了全飞行包线内的N-dot过渡态控制律。但是，闭环控制反馈回路中需要转速的微分信号，所带来的测量噪声问题给闭环控制在工程上的应用带来一定的难度[2]；针对这一问题，杨舒柏等[11]提出一种不采集转速微分信号的间接Ndot闭环控制方法，并对比了直接Ndot闭环控制和间接Ndot闭环控制的优缺点。

近年来，多变量控制在理论方面已得到了长足发展[3-4]。其中，基于内点法求解线性矩阵不等式（Linear matrix inequality-LMI）问题已成为设计多变量控制律的一种有效手段，为了实现对涡扇发动机高精准稳态控制，在静态输出反馈渐近稳定条件的基础上考虑控制系统的鲁棒稳定裕度。崔颖等[12]提出了一种多变量控制系统闭环极点配置圆的线性矩阵不等式LMI设计方法；针对涡扇发动机过渡态多变量控制设计难的问题，缪柯强等[13]基于增益调度可作为非线性动态控制策略这一基本原理，将稳态多变量控制规律的LMI方法推广到涡扇发动机过渡态主控回路闭环控制的设计中，提出一种过渡态主控回路闭环控制律的优化设计方法。

自适应控制的研究始于20世纪50年代，源自于高稳定性和高动态性能的飞机自动驾驶装置系统设计。由于自适应控制能够对系统中存在的不确定性实施有效控制，近年来发展十分迅速[14-15]，可以广义描述为基于可测的被控对象输出参数在线实时调整控制器的增益设计参数以适应系统不确定性的变化，其中可调控制器参数称为自适应参数，而将1组用数学微分方程描述的调整机制称为自适应律。显然，自适应控制是被控对象动态特性存在不确定性的一种更为灵活的控制方法。王浩楠等[16]以飞机纵向运动的三自由度动态系统为背景，研究了以油门杆角度和升降舵偏转角为控制输入、以飞行速度和飞行高度为被控输出的6状态三自由度飞机多变量自适应控制问题，仿真结果表明多变量自适应控制方法有助于提升控制系统的动态性能。

显然，涡扇发动机在宽广的飞行包线范围内工作时，其表现的动态特性变化很大。本文针对涡扇发动机加减速过程特性参数变化大的不确定系统，研究带执行机构的涡扇发动机自适应加减速伺服控制的设计方法，并考虑抑制自适应加减速过程中的参数漂移问题。

1 不确定系统的自适应伺服控制描述

设带执行机构的涡扇发动机多输入多输出参数匹配不确定系统Σ_1可描述为

$$\sum_1:\begin{cases}\dot{x}_\mathrm{p}=A_\mathrm{p}x_\mathrm{p}+B_\mathrm{p}\Lambda(u+f(x_\mathrm{p}))\\ y_\mathrm{p}=C_\mathrm{p}x_\mathrm{p}\end{cases}\tag{1}$$

$$f(x_\mathrm{p})=\Theta^\mathrm{T}\Phi(x_\mathrm{p})\in R^\mathrm{p}\tag{2}$$

式中：$A_\mathrm{p}\in R^{\mathrm{n}\times\mathrm{n}}$、$B_\mathrm{p}\in R^{\mathrm{n}\times\mathrm{p}}$、$C_\mathrm{p}\in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{n}}$，为已知的常量矩阵；$\Lambda\in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{p}}$，为未知的具有正对角元素的常量对角矩阵，用于描述控制系统回路的潜在缺陷；系统状态向量$x_\mathrm{p}\in R^\mathrm{n}$全部可测；控制输入向量$u\in R^\mathrm{p}$；被控输出向量$y\in R^\mathrm{p}$全部可测；$f(x_\mathrm{p}):R^\mathrm{n}\rightarrow R^\mathrm{p}$，为与状态相关的参数匹配不确定性向量；$\Theta\in R^{\mathrm{s}\times\mathrm{p}}$，为未知的不确定性常量参数矩阵；$\Phi(x_\mathrm{p})\in R^\mathrm{s}$，为$s$维已知的局部Lipschitz连续的有界回归函数向量；系统不确定性集合为$\{\Lambda,\Theta\}$，$(A_\mathrm{p},B_\mathrm{p}\Lambda)$可控；由于不确定性$f(x_\mathrm{p})=\Theta^\mathrm{T}\Phi(x_\mathrm{p})$出现在控制输入矩阵$B$的作用范围内，不确定性$f(x_\mathrm{p})=\Theta^\mathrm{T}\Phi(x_\mathrm{p})$称为参数匹配不确定性；矩阵$B$的列空间由所有$Bu$的乘积构成；在理想自适应情况下，控制输入$u$能够完全抵消参数匹配不确定性。

令$y_\mathrm{cmd}(t)\in R^\mathrm{p}$为被控输出向量$y\in R^\mathrm{p}$的跟踪有界指令向量，涡扇发动机多输入多输出MIMO不确定系统Σ_1的自适应控制设计目标可描述为：在系统存在不确定性集合$\{\Lambda,\Theta\}$的条件下，采用全状态反馈，使被控输出向量y能够伺服跟踪任意有界的时变指令向量$y_\mathrm{cmd}(t)$。

为使控制系统具有伺服跟踪和对扰动信号抑制的能力,期望在控制回路中内嵌积分环节,以实现闭环系统的伺服跟踪鲁棒性能,为此,定义跟踪误差向量为

$$e(t)=y_{\mathrm{cmd}}(t)-y_{\mathrm{p}}(t) \tag{3}$$

并考虑误差的积分

$$e_{\mathrm{i}}(t)=\int_0^t e(\tau)\mathrm{d}\tau \tag{4}$$

对系统Σ_1增广,定义增广系统Σ_2的状态向量为$x=\begin{bmatrix}x_{\mathrm{p}}\\ e_{\mathrm{i}}\end{bmatrix}\in R^{\mathrm{n+p}}$,则$\Sigma_2$可表示为

$$\sum\nolimits_2:\begin{cases}\dot{x}=Ax+B\Lambda(u+f(x_{\mathrm{p}}))+B_{\mathrm{ref}}y_{\mathrm{cmd}}\\ y=Cx\end{cases} \tag{5}$$

其中,增广系统Σ_2的系数矩阵分别为

$$A=\begin{bmatrix}A_{\mathrm{p}} & 0_{\mathrm{n\times p}}\\ -C_{\mathrm{p}} & 0_{\mathrm{p\times p}}\end{bmatrix}\in R^{(\mathrm{n+p})\times(\mathrm{n+p})},B=\begin{bmatrix}B_{\mathrm{p}}\\ 0_{\mathrm{p\times p}}\end{bmatrix}\in R^{(\mathrm{n+p})\times\mathrm{p}}$$

$$B_{\mathrm{ref}}=\begin{bmatrix}0_{\mathrm{n\times p}}\\ I_{\mathrm{p\times p}}\end{bmatrix}\in R^{(\mathrm{n+p})\times\mathrm{p}},C=[C_{\mathrm{p}}\quad 0_{\mathrm{p\times p}}]\in R^{\mathrm{p}\times(\mathrm{n+p})}$$

为使$(A,B\Lambda)$可控,要求$(A_{\mathrm{p}},B_{\mathrm{p}}\Lambda)$可控,且$\det\begin{pmatrix}A_{\mathrm{p}} & B_{\mathrm{p}}\Lambda\\ C_{\mathrm{p}} & 0_{\mathrm{p\times p}}\end{pmatrix}\neq 0$。

因此,涡扇发动机MIMO不确定系统Σ_1的自适应内模控制设计目标为:对于MIMO不确定系统Σ_2,在存在不确定性集合$\{\Lambda,\Theta\}$的条件下,采用全状态反馈,使得被控输出向量y能够伺服跟踪任意有界的时变指令向量$y_{cmd}(t)$。

2　参考模型设计

对于系统Σ_2,令$\Lambda=I_{\mathrm{p\times p}},\Theta=0_{\mathrm{s\times p}}$,可得$\Sigma_2$的基准动态系统$\Sigma_3$为

$$\sum\nolimits_3:\begin{cases}\dot{x}=Ax+Bu+B_{\mathrm{ref}}y_{\mathrm{cmd}}\\ y=Cx\end{cases} \tag{6}$$

对于系统Σ_3,设y_{cmd}为常量指令,以$z=\dot{x}=\begin{bmatrix}\dot{x}_{\mathrm{p}}\\ \dot{e}_{\mathrm{i}}\end{bmatrix}\in R^{\mathrm{n+p}}$为状态向量,以$v=\dot{u}\in R^{\mathrm{p}}$为输入向量,构建系统$\Sigma_4$为

$$\Sigma_4:\{\dot{z}=Az+Bv \tag{7}$$

系统Σ_4在状态反馈

$$v=-K_z z\in R^{\mathrm{p}},K_z\in R^{\mathrm{p}\times(\mathrm{n+p})} \tag{8}$$

的作用下,考虑线性二次型性能指标最小化的调节器设计问题,即

$$\min J(v)=\min\int_0^{\infty}\left(z^{\mathrm{T}}Qz+v^{\mathrm{T}}Rv\right)\mathrm{d}t \tag{9}$$

式中:$Q=Q^{\mathrm{T}}\geqslant 0$,为对称半正定加权矩阵,$Q$对状态向量$z$进行性能约束;$R=R^{\mathrm{T}}>0$,为对称正定加权矩阵,$R$对输入向量$v$进行性能约束,则系统$\Sigma_4$的最优LQR解为

$$v=\dot{u}=-R^{-1}B^{\mathrm{T}}Pz=-K_z z=-\begin{pmatrix}K_{\mathrm{p}} & K_{\mathrm{i}}\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\dot{x}_{\mathrm{p}}\\ \dot{e}_{\mathrm{i}}\end{pmatrix}\in R^{\mathrm{p}} \tag{10}$$

式中:K_z为系统Σ_4的全状态反馈增益矩阵

$$K_z=\begin{pmatrix}K_{\mathrm{p}} & K_{\mathrm{i}}\end{pmatrix}=R^{-1}B^{\mathrm{T}}P\in R^{\mathrm{p}\times(\mathrm{n+p})} \tag{11}$$

式中:P为下述代数Riccati方程的惟一对称正定解。

$$A^{\mathrm{T}}P+PA+Q-PBR^{-1}B^{\mathrm{T}}P=0 \tag{12}$$

对式(8)积分,则Σ_3的线性二次调节器LQR的解为

$$K_x=K_z=\begin{pmatrix}K_{\mathrm{p}} & K_{\mathrm{i}}\end{pmatrix}\in R^{\mathrm{p}\times(\mathrm{p+n})},K_{\mathrm{p}}\in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{n}},K_{\mathrm{i}}\in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{p}} \tag{13}$$

则Σ_3在状态反馈

$$u_{\mathrm{b}}=-K_x x \tag{14}$$

的作用下,其闭环系统的动态模型为

$$\sum\nolimits_{\mathrm{ref}}:\begin{cases}\dot{x}_{\mathrm{ref}}=A_{\mathrm{ref}}x_{\mathrm{ref}}+B_{\mathrm{ref}}y_{\mathrm{cmd}}\\ y_{\mathrm{ref}}=C_{\mathrm{ref}}x_{\mathrm{ref}}\end{cases} \tag{15}$$

式中:A_{ref}为Hurwitz矩阵,$A_{\mathrm{ref}}=(A-BK_x)$;$C_{\mathrm{ref}}=C$。

3　不确定系统的自适应控制律

设系统Σ_2的控制输入由基准控制u_b和自适应控制u_{ad} 2部分组成,即

$$u=u_{\mathrm{b}}+u_{\mathrm{ad}}=-K_x x+u_{\mathrm{ad}}\in R^{\mathrm{p}} \tag{16}$$

则系统Σ_2等价为

$$\begin{cases}\dot{x}=A_{\mathrm{ref}}x+B\Lambda\left[u_{\mathrm{ad}}+\bar{f}(x_{\mathrm{p}},u_{\mathrm{b}})\right]+B_{\mathrm{ref}}y_{\mathrm{cmd}}\\ y=C_{\mathrm{ref}}x\end{cases} \tag{17}$$

其中

$$\bar{f}(x_{\mathrm{p}},u_{\mathrm{b}})=\begin{pmatrix}K_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}} & \Theta^{\mathrm{T}}\end{pmatrix}\begin{pmatrix}u_{\mathrm{b}}\\ \Phi(x_{\mathrm{p}})\end{pmatrix}=\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}},u_{\mathrm{b}})\in R^{\mathrm{p}} \tag{18}$$

$$K_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}}=\left(I_{\mathrm{p\times p}}-\Lambda^{-1}\right)\in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{p}} \tag{19}$$

$$\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}=\begin{pmatrix}K_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}} & \Theta^{\mathrm{T}}\end{pmatrix}\in R^{\mathrm{p}\times(\mathrm{p+s})} \tag{20}$$

$$\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}},u_{\mathrm{b}})=\begin{pmatrix}u_{\mathrm{b}}\\ \Phi(x_{\mathrm{p}})\end{pmatrix}\in R^{(\mathrm{p+s})} \tag{21}$$

设$\hat{\bar{\Theta}}\in R^{(\mathrm{p+s})\times\mathrm{p}}$为自适应参数估计矩阵,定义自适应参数估计误差矩阵

$$\Delta\bar{\Theta}=\hat{\bar{\Theta}}-\bar{\Theta}\in R^{(\mathrm{p+s})\times\mathrm{p}} \tag{22}$$

设

$$u_{\mathrm{ad}}=-\hat{\bar{\Theta}}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}},u_{\mathrm{b}})\in R^{\mathrm{p}} \tag{23}$$

定义状态跟踪误差向量为

$$e_x=x_{\mathrm{ref}}-x \tag{24}$$

则状态跟踪误差动态方程为

$$\dot{e}_x = A_{\mathrm{ref}} e_x + B\Lambda\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) \tag{25}$$

构造Lyapunov二次候选函数

$$V(e_{\mathrm{x}}, \Delta\bar{\Theta}) = e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} e_{\mathrm{x}} + tr(\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\Delta\bar{\Theta}\Lambda) \tag{26}$$

式中：自适应参数速率加权矩阵为 $\Gamma=\Gamma^{\mathrm{T}}>0,\Gamma\in R^{(\mathrm{p+s})\times(\mathrm{p+s})}$，并定义 $P_{\mathrm{ref}}=P_{\mathrm{ref}}^{\mathrm{T}}>0, P_{\mathrm{ref}}\in R^{(\mathrm{n+p})\times(\mathrm{n+p})}$ 为下述代数Lyapunov方程的惟一正定对称矩阵解

$$A_{\mathrm{ref}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} + P_{\mathrm{ref}} A_{\mathrm{ref}} = -Q_{\mathrm{ref}} \tag{27}$$

式中：$Q_{\mathrm{ref}} = Q_{\mathrm{ref}}^{\mathrm{T}} > 0$，为设计过程中根据动态性能要求需要选择的正定对称阵。

由于 $\Delta\dot{\bar{\Theta}} = \dot{\bar{\Theta}} \in R^{(\mathrm{p+s})\times\mathrm{p}}$，则

$$\begin{aligned}
\dot{V}(e_{\mathrm{x}}, \Delta\bar{\Theta}) &= \dot{e}_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} e_{\mathrm{x}} + e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} \dot{e}_{\mathrm{x}} + 2tr(\Delta\bar{\Theta}^{T}\Gamma^{-1}\dot{\bar{\Theta}}\Lambda) = \\
&(A_{\mathrm{ref}} e_{\mathrm{x}} + B\Lambda\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}))^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} e_{\mathrm{x}} + e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}}(A_{\mathrm{ref}} e_x + \\
&B\Lambda\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}})) + 2tr(\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\dot{\bar{\Theta}}\Lambda) = \\
&e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}}(A_{\mathrm{ref}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} + P_{\mathrm{ref}} A_{\mathrm{ref}}) e_{\mathrm{x}} + 2e_x^{T} P_{\mathrm{ref}} B\Lambda\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) + \\
&2tr(\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\dot{\bar{\Theta}}\Lambda) = \\
&-e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} Q_{\mathrm{ref}} e_x + 2tr(\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B\Lambda) + \\
&2tr(\Delta\bar{\Theta}^{\mathrm{T}}\Gamma^{-1}\dot{\bar{\Theta}}\Lambda) = -e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} Q_{\mathrm{ref}} e_{\mathrm{x}} + \\
&2tr\left[\Delta\bar{\Theta}^{T}(\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B + \Gamma^{-1}\dot{\bar{\Theta}})\Lambda\right]
\end{aligned} \tag{28}$$

设自适应律为

$$\dot{\bar{\Theta}} = -\Gamma\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B \tag{29}$$

则

$$\dot{V}(e_{\mathrm{x}}, \Delta\bar{\Theta}) = -e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} Q_{\mathrm{ref}} e_{\mathrm{x}} \leqslant 0 \tag{30}$$

上述推论表明，对于任意的有界指令 $y_{\mathrm{cmd}}(t)$，在自适应律式(29)及自适应控制式(23)作用下，当 $t\to\infty$ 时，式(17)表示的闭环系统输出 y 能够全局渐进跟踪参考模型输出 y_{ref}，同时 y_{ref} 以有界误差跟踪任意的外部有界指令 $y_{\mathrm{cmd}}(t)$，因此，y 也能以有界误差跟踪任意的外部有界指令 $y_{\mathrm{cmd}}(t)$，实现了MIMO任意指令的跟踪。

进一步对自适应速率权矩阵 Γ 进行分块

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_{\mathrm{ku}} & 0_{\mathrm{p}\times\mathrm{s}} \\ 0_{\mathrm{s}\times\mathrm{p}} & \Gamma_{\Theta} \end{bmatrix} \in R^{(\mathrm{p+s})\times(\mathrm{p+s})} \tag{31}$$

则

$$\dot{\bar{\Theta}} = \begin{pmatrix} \dot{\hat{K}}_{\mathrm{u}} \\ \dot{\hat{\Theta}} \end{pmatrix} = -\begin{bmatrix} \Gamma_{\mathrm{ku}} & 0_{\mathrm{p}\times\mathrm{s}} \\ 0_{\mathrm{s}\times\mathrm{p}} & \Gamma_{\Theta} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u_{\mathrm{b}} \\ \Phi(x_{\mathrm{p}}) \end{pmatrix} e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B = -\begin{pmatrix} \Gamma_{\mathrm{ku}} u_{\mathrm{b}} e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B \\ \Gamma_{\Theta}\Phi(x_{\mathrm{p}}) e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B \end{pmatrix} \tag{32}$$

其中，$\Gamma_{\mathrm{ku}}\in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{p}}, \Gamma_{\Theta}\in R^{\mathrm{s}\times\mathrm{s}}, \bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) = \begin{pmatrix} u_{\mathrm{b}} \\ \Phi(x_{\mathrm{p}}) \end{pmatrix} \in R^{(\mathrm{p+s})}$，且

$$\dot{\hat{K}}_{\mathrm{u}} = -\Gamma_{\mathrm{ku}} u_{\mathrm{b}} e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B \in R^{\mathrm{p}\times\mathrm{p}} \tag{33}$$

$$\dot{\hat{\Theta}} = -\Gamma_{\Theta}\Phi(x_{\mathrm{p}}) e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B \in R^{\mathrm{s}\times\mathrm{p}} \tag{34}$$

则

$$\begin{aligned}
u &= u_{\mathrm{b}} + u_{\mathrm{ad}} = u_{\mathrm{b}} - \hat{K}_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}} u_{\mathrm{b}} - \hat{\Theta}^{\mathrm{T}}\Phi(x_{\mathrm{p}}) = \left(I - \hat{K}_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}}\right) u_{\mathrm{b}} - \hat{\Theta}^{\mathrm{T}}\Phi(x_{\mathrm{p}}) = \\
&\left(I - \hat{K}_{\mathrm{u}}^{\mathrm{T}}\right)\left[-K_{\mathrm{p}} x_{\mathrm{p}} - K_{\mathrm{i}}\left(\frac{y_{\mathrm{cmd}} - y_{\mathrm{p}}}{s}\right)\right] - \hat{\Theta}^{\mathrm{T}}\Phi(x_{\mathrm{p}}) \in R^{\mathrm{p}}
\end{aligned} \tag{35}$$

当MIMO不确定系统中存在噪声 ξ 时，上述自适应控制系统将会产生参数漂移现象，其被控对象模型可表示为

$$\dot{x} = A_{\mathrm{ref}} x + B\Lambda\left[u_{\mathrm{ad}} + \bar{\Theta}^{T}\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}})\right] + B_{\mathrm{ref}} y_{\mathrm{cmd}} + \xi \tag{36}$$

如果信噪比较小，自适应控制会改变控制策略，试图通过自适应律来减速噪声，而不是继续跟踪误差，导致自适应控制律对外界进入系统的噪声不断进行积分，跟踪误差将会逐渐放大，产生了跟踪参数的漂移。为了避免这一现象的发生，需要对自适应律进行修正，采用变阻尼 $\sigma-e$ 修正方法，则变阻尼修正自适应律为

$$\dot{\bar{\Theta}} = -\Gamma\left\{\bar{\Phi}(x_{\mathrm{p}}, u_{\mathrm{b}}) e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B + \sigma\left\|e_{\mathrm{x}}^{\mathrm{T}} P_{\mathrm{ref}} B\right\|\hat{\bar{\Theta}}\right\} \tag{37}$$

在上述自适应律修正项中引入1个 σ 常数的阻尼，以限制自适应参数不超出其边界，但 σ 阻尼修正无法实现渐进跟踪特性。为此，引入误差 e 的修正，以跟踪误差范数的速率来减小定常 σ 阻尼的作用，使自适应律的修正能够实现变阻尼的效果，当误差 e 趋于零时，阻尼作用也随之消失，恢复了参考模型自适应控制的理想渐进跟踪特性，具有鲁棒抗噪声干扰的特性。

4 涡扇发动机自适应加减速控制仿真

在上述推论中，采用自适应控制能够实现被控对象的输出 y 伺服跟踪任意的外部有界指令 $y_{\mathrm{cmd}}(t)$，由于 $y_{\mathrm{cmd}}(t)$ 是任意的，这一结论表明适用于涡扇发动机的加减速过渡态控制。设带执行机构的双转子涡扇发动机归一化状态空间不确定模型为

$$\dot{x}_{\mathrm{p}} = A_{\mathrm{p}} x_{\mathrm{p}} + B_{\mathrm{p}}\Lambda(u + f(x_{\mathrm{p}})) + \left[\xi_1\ \xi_2\ \xi_3\right]^{\mathrm{T}}$$

$$y_p = C_p x_p$$

其中

$$x_p = \begin{bmatrix} N_2 \\ N_1 \\ W_f \end{bmatrix}, u_p = W_{fcmd}, y_p = N_2$$

$$A_p = \begin{bmatrix} -1 & -0.1894 & 0.5752 \\ 6.786 & -3.593 & -1.252 \\ 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}, B_p = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 10 \end{bmatrix},$$

$$C_p = [1 \quad 0 \quad 0], D_p = [0]$$

$$\xi_{1max} = 0.05, \xi_{1min} = -0.05, \xi_{2max} = 0.05,$$

$$\xi_{2min} = -0.05, \xi_{3max} = 0.05, \xi_{3min} = -0.05$$

采用上述方法设计的基准动态系统的状态反馈控制律为

$$u_b = -K_x x$$

其中

$$K_x = (K_p \quad K_i), K_p = [421.71 \quad -21.505 \quad 140.62],$$

$$K_i = -774.6$$

参考模型为

$$\dot{x}_{ref} = A_{ref} x_{ref} + B_{ref} y_{cmd}, y_{ref} = C_{ref} x_{ref}$$

$$A_{ref} = \begin{bmatrix} -1 & -0.1894 & -0.5752 & 0 \\ 6.786 & -3.953 & -1.252 & 0 \\ -4217.1 & 215 & -1416.2 & 7746 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, C_{ref} = C$$

参考模型的单位阶跃响应如图 1 所示(采用无量纲化处理)。调节时间约 2.1 s,无超调,无静差。参考模型的 Bode 如图 2 所示。谐振峰值 $M_p = 1$,带宽 $\omega_B = 1.5$ rad/s,相角穿越 -90^0 的角频率 $\omega_{-90^0} = 1.84$ rad/s。

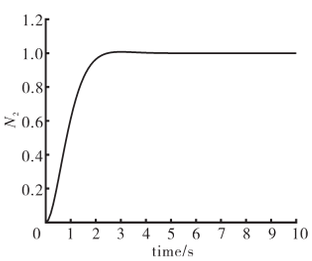

图 1　参考模型的单位阶跃响应

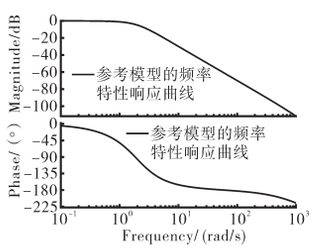

图 2　Bode

设计变阻尼 $\sigma - e$ 修正的自适应律

$$\dot{\hat{\bar{\Theta}}} = -\Gamma\left\{\bar{\Phi}(x_p, u_b) e_x^T P_{ref} B + \sigma \left\| e_x^T P_{ref} B \right\| \hat{\bar{\Theta}}\right\}$$

式中:$\bar{\Phi}(x_p, u_b) = u_b$;自适应速率增益 $\Gamma = 0.0001$;$\sigma = 1000$;P_{ref} 为下述代数 Lyapunov 方程的正定对称矩阵解

$$A_{ref}^T P_{ref} + P_{ref} A_{ref} = -Q_{ref}$$

给定 $Q_{ref} = \mathrm{diag}(0.1, 0.1, 0.1, 1)$,得

$$P_{ref} = \begin{bmatrix} -0.581 & 0.466 & 1.077 & 0.5 \\ 0.466 & 1.049 & -0.445 & 0.143 \\ 1.077 & -0.445 & 7.264 & 1.926 \\ 0.5 & 0.143 & 1.926 & 0.62 \end{bmatrix}$$

抑制不确定性的自适应控制为

$$u_{ad} = -\hat{\bar{\Theta}}^T u_b$$

可得涡扇发动机自适应加减速控制律为

$$u = u_b + u_{ad}$$

构建双转子涡扇发动机自适应加减速控制系统,加入零均值白噪声的干扰进行加减速性能仿真验证,仿真时间为 100 s。假设加减速过程中高压转子转速加减速指令信号、模型参考指令和被控对象响应曲线如图 3 所示(采用无量纲化处理),图中包含了快速加减速和慢速加减速的多种组合情况。从图中可见,在加减速过程中尽管发动机的动态特性变化很大,高压转子转速也能够自适应加减速过程中发动机动态特性的变化而进行加减速控制参数的适应性调节,高压转子转速响应曲线非常接近参考指令曲线,2 条曲线几乎重合,在第 20 ~ 30 s 局部放大图形曲线如图 4 所示(采用无量纲化处理)。

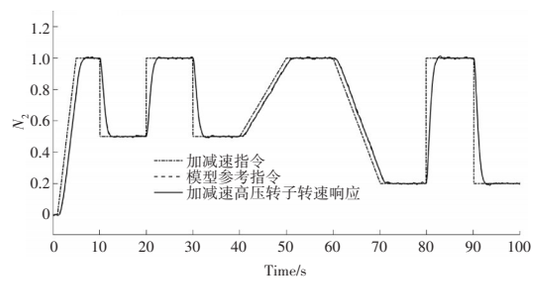

图 3　高压转子转速指令信号、模型参考指令曲线和跟踪响应曲线

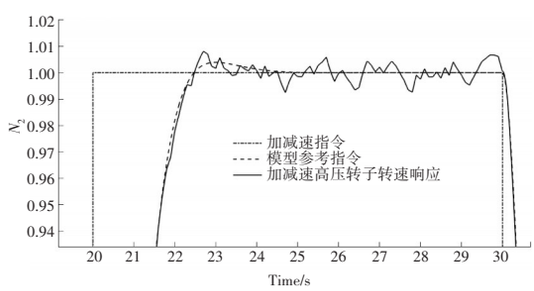

图 4　在第 20 ~ 30 s 局部放大高压转子转速指令、模型参考、响应曲线

对应的自适应参数响应曲线如图 5 所示(采用无量纲化处理)。从图中可见,在系统中存在白噪声干扰的情况下,自适应参数被限制在 ±0.003 的范围内,没有出现参数漂移现象。

加减速过程中对应的控制器输出曲线如图 6 所

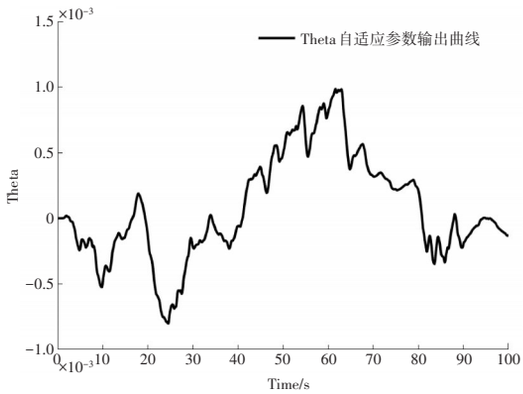

图5 自适应参数响应曲线

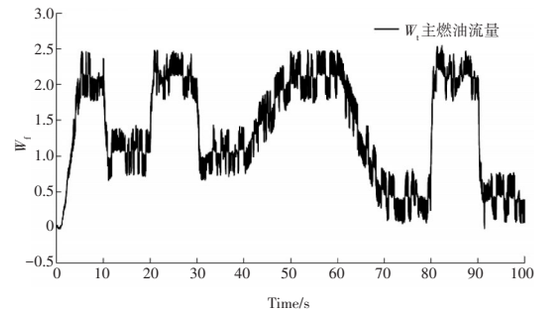

图6 控制器输出曲线

示(采用无量纲化处理)。从图中可见,在加减速过程中燃油流量未出现大幅超调和下垂。

5 结论

本文针对带执行机构的涡扇发动机参数匹配不确定系统,研究了涡扇发动机自适应加减速控制的设计方法,考虑到系统中存在的噪声会使自适应加减速控制产生参数漂移现象,采用了变阻尼修正的自适应控制规律,得到以下结论:

(1)自适应控制能够实现被控对象输出y伺服跟踪任意的外部有界指令$y_{cmd}(t)$信号,由于$y_{cmd}(t)$是任意的,表明自适应控制适用于涡扇发动机的加减速过渡态控制;

(2)在系统存在白噪声干扰的情况下,自适应参数被限制在±0.003的范围内,没有出现参数漂移现象。

(3)在快速加减速过程中,加减速燃油流量未出现大幅超调和下垂,加减速时间不超过4 s。

参考文献:

[1] 王曦,程茵.国外航空推进控制技术的发展[J].航空发动机,2009,35(3):4-7.
WANG Xi, CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aeroengine[J]. Aeroengine, 2009, 35(3):4-7. (in Chinese)

[2] 赵连春,杰克马丁利.飞机发动机控制:设计、系统分析和健康监视[M].北京:航空工业出版社,2012:96-110.
ZHAO Lianchun, Jack D M. Aircraft engine controls: design, system analysis and health monitoring[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2012:96-110. (in Chinese)

[3] Jaw L C, Garg S. Propulsion control technology development in the united states [R]. NASA-TM-2005-213978.

[4] Spang H A, Harold B. Control of jet engines[J]. Control Engineering Practice, 1999, 7:1043-1059.

[5] Jeffrey C, Ryan D M, Jonathan S L, et al. Control design for a generic commercial aircraft engine[R]. AIAA-2010-6629.

[6] 苗浩洁,王曦,杨舒柏.基于相似参数的加速供油规律反设计方法研究[J].推进技术,2019,40(3):675-681.
MIAO Haojie, WANG Xi, YANG Shubo. Reverse design method of fuel supply law for acceleration based on similarity parameters [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(3):675-681. (in Chinese)

[7] KONG Xiangxing, WANG Xi. An extrapolation approach for aeroengine's transient control law design[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(5):1106-1113.

[8] Tony K C, Frank W B. Preliminary flight evaluation of F100 engine model derivative airstart capability in an F-15 airplane[R]. NASA-1984-86031.

[9] Dang W, Wang X, Wang H, et al. Design of transient state control mode based on rotor acceleration[C]//Applied Sciences and Technology (IBCAST), 2015 12th International Bhurban Conference, IEEE Press, 2015:126-132.

[10] 王曦,党伟,李志鹏,等.1种N-dot过渡态PI控制律的设计方法[J].航空发动机,2015,41(6):1-5.
WANG Xi, DANG Wei, LI Zhipeng, et al. A design method of N-dot transient state PI control laws[J]. Aeroengine, 2015, 41(6):1-5. (in Chinese)

[11] Shubo Yang, Xi Wang. A comparative study on N-Dot acceleration technique[R]. ASME-GT-2016-57341.

[12] 崔颖,王曦.涡扇发动机极点配置圆的多变量PI控制设计[J].航空发动机,2019,45(3):31-38.
CUI Ying, WANG Xi. Multivariable PI control design for pole placing circle of turbofan engine[J]. Aeroengine, 2019, 45(3):31-38. (in Chinese)

[13] Keqiang Miao, Xi Wang, Meiyin Zhu. Full flight envelope transient main control loop design based on LMI optimization[R]. ASME-GT-2020-16048.

[14] Eugene L, Kevin A W. Robust and adaptive control with aerospace applications[M]. London: Springer-Verlag London, 2013:211-223.

[15] Nhan T N. Model-reference adaptive control: a prime[M]. Berlin: Springer International Publishing AG, 2018:1-9.

[16] Haonan Wang, Xi Wang. A robust model reference adaptive control framework for integrated flight propulsion system [R]. ASME-GT-2020-16228.

(编辑:刘 亮)