

改进参考模型的涡扇发动机多变量 模型参考自适应控制^{*}

金鹏飞, 潘慕绚, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对涡扇发动机难以获得精确数学模型和普通模型参考自适应控制不保证动态性能的问题, 提出了一种具有改进参考模型的涡扇发动机多变量模型参考自适应控制方法。采用状态反馈形式设计了状态跟踪的多变量自适应控制器, 其中对参考模型作了引入跟踪误差反馈的改进, 使得高自适应增益下跟踪曲线的超调得到明显的抑制, 动态响应得到改善。应用该方法对涡扇发动机非线性部件级模型进行仿真分析, 结果表明, 控制系统调节时间小于2s, 无稳态误差, 具有良好的控制品质。

关键词: 涡扇发动机; 多变量控制; 模型参考自适应控制; 改进参考模型; 动态响应

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 02-0440-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190654

Multivariable Model Reference Adaptive Control for Turbofan Engine with Improved Reference Model

JIN Peng-fei, PAN Mu-xuan, HUANG Jin-quan

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To deal with the difficulty of obtaining accurate mathematic model for turbofan engines and the lacking of guarantee for dynamic performance of a general model reference adaptive control, a multivariable model reference adaptive control method containing an improved reference model is proposed. The multivariable adaptive controller is developed with state feedback for state tracking and the tracking error feedback is introduced into the reference model, which presents apparent restraints upon the overshoot of the tracking curve under large adaptation gains and improves dynamic response. In application to the nonlinear component-level-model of a certain turbofan engine, the control system achieves satisfactory quality of less-than-2s settling time and zero steady-state error.

Key words: Turbofan engine; Multivariable control; Model reference adaptive control; Improved reference model; Dynamic response

1 引言

随着航空发动机控制研究的不断深入, 性能指

标的不断提高, 传统的单变量控制逐渐扩展为更符合发动机特性、更能在限制范围内发挥发动机潜能的多变量控制^[1]。作为具有强耦合性、强非线性等特

^{*} 收稿日期: 2019-09-24; 修订日期: 2019-12-06。

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-V-0004-0054)。

作者简介: 金鹏飞, 硕士生, 研究领域为航空发动机控制。E-mail: pf_kim@nuaa.edu.cn

通讯作者: 黄金泉, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模、控制和故障诊断。E-mail: jhuang@nuaa.edu.cn

引用格式: 金鹏飞, 潘慕绚, 黄金泉. 改进参考模型的涡扇发动机多变量模型参考自适应控制[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 440-448. (JIN Peng-fei, PAN Mu-xuan, HUANG Jin-quan. Multivariable Model Reference Adaptive Control for Turbofan Engine with Improved Reference Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(2):440-448.)

点的气动热力系统,航空发动机的特性会随着飞行条件和工作状态的变化而改变,故难以获得其精确的数学模型。依赖于精确模型的反馈控制方法和最优控制方法在此情况下将不再能保证控制品质。而自适应控制由于其不依赖精确数学模型的特质,特别适用于具有参数不确定性系统的控制问题,展现出对航空发动机良好的应用前景^[2-4]。

模型参考自适应控制(Model Reference Adaptive Control, MRAC),是一种有效的自适应控制方法。六十多年来,MRAC的发展经历了由无稳定性保证到以稳定性为基础,由单变量到多变量的过程^[5-6]。此间,Narendra等^[7]只利用被控对象的输入和输出,基于Lyapunov稳定性理论设计了模型参考自适应控制系统,避免了全状态信号和难以测量的输出量微分信号的使用。Costa等^[8]提出了基于矩阵分解的多变量MRAC,只需知道高频增益矩阵的顺序主子式的符号,放宽了对它的限制。Tao等^[9-12]在多变量MRAC的不同形式和对飞机控制问题的应用等方面,做了许多有意义的工作。由于传统MRAC只保证渐进跟踪,而不保证动态性能,在选择大的自适应增益以加快渐进跟踪的情况下,系统的高频振荡不可避免^[13]。Stepanyan等^[14]对单变量MRAC的参考模型作了误差反馈,改善了动态响应。国内对MRAC在航空发动机上的应用开展了一系列研究。梁春燕等^[15]提出一种只需知道系统相对阶次的低阶次、鲁棒性较好的MRAC方法,应用于航空发动机转速控制。郭迎清等^[16]针对传统MRAC对未建模动态缺乏鲁棒性的问题,提出一种新的变结构模型参考自适应控制方法,算法简单易于实现。目前针对发动机的多变量MRAC方法,大多基于分散控制理论将系统分成若干个单变量回路分别设计,有效解决了多变量间的耦合作用^[17]。黄金泉等^[18]将仅利用输入输出信号的多变量MRAC应用于涡喷发动机低压转速和高压压气机喘振裕度的控制,结果表明多变量MRAC系统在全包线内有较高的控制品质。潘慕绚等^[19]在多变量MRAC中加入基于神经网络的非线性补偿器来控制涡扇发动机的发动机压比和转速,并在实物在回路试验中验证了该控制系统具有良好的动静态性能。还有一种以线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)为基准控制器,增广MRAC为补偿控制器的方法,改善了系统对不确定性和外界干扰的鲁棒性^[20-21]。

由此可见,近年来国外对多变量MRAC在飞机控制上的应用研究取得了一定成果,但从控制效果来

看并不能满足航空发动机的控制要求。而国内主要以分散控制形式将多变量MRAC用于航空发动机,或是将其用作其它控制器(如LQR)的辅助控制器,没有充分发挥多变量控制和MRAC不依赖于精确数学模型的优势。在航空发动机上直接应用多变量MRAC并考虑提高动态性能的研究较为少见。

本文采用状态反馈的形式实现状态跟踪,提出一种改进参考模型的多变量模型参考自适应控制方法,在涡扇发动机部件级模型上进行了仿真,验证了该方法的动静态性能。

2 多变量模型参考自适应控制算法

2.1 传统多变量MRAC

传统状态反馈状态跟踪的多变量MRAC结构如图1所示。

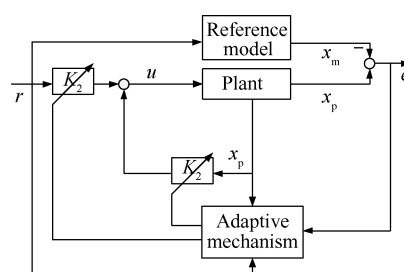


Fig. 1 Structure of multivariable MRAC

被控对象的状态空间模型为

$$\dot{\mathbf{x}}_p(t) = \mathbf{A}_p \mathbf{x}_p(t) + \mathbf{B}_p \mathbf{u}(t) \quad (1)$$

式中 $\mathbf{u}(t) \in R^m$ 为控制向量, $\mathbf{x}_p(t) \in R^n$ 为被控对象状态向量, $\mathbf{A}_p \in R^{n \times n}$, $\mathbf{B}_p \in R^{n \times m}$ 为未知的矩阵。

参考模型的状态空间模型为

$$\dot{\mathbf{x}}_m(t) = \mathbf{A}_m \mathbf{x}_m(t) + \mathbf{B}_m \mathbf{r}(t) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{r}(t) \in R^m$ 为参考指令, $\mathbf{x}_m(t) \in R^n$ 为参考模型状态向量, $\mathbf{A}_m \in R^{n \times n}$, $\mathbf{B}_m \in R^{n \times m}$ 为已知矩阵。

定义状态误差为

$$\mathbf{e}(t) = \mathbf{x}_p(t) - \mathbf{x}_m(t) \quad (3)$$

控制目标是 $\mathbf{e}(t) \rightarrow 0$, 即实现控制系统状态对参考模型状态的渐进跟踪。

在进行控制器设计之前,提出如下假设:

(1) $(\mathbf{A}_p, \mathbf{B}_p)$ 完全可控;

(2) $\mathbf{A}_m$ 是 Hurwitz 阵, 则存在对称正定阵 $\mathbf{P}$, $\mathbf{Q} \in R^{n \times n}$, 满足

$$\mathbf{A}_m^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_m = -2\mathbf{Q} \quad (4)$$

选择状态反馈形式的控制律

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{K}_1 \mathbf{x}_p(t) + \mathbf{K}_2 \mathbf{r}(t) \quad (5)$$

式中 $K_1 \in R^{m \times n}$, $K_2 \in R^{m \times m}$ 分别是控制律可调反馈增益阵和前馈增益阵。

将式(5)代入式(1),得到闭环系统

$$\dot{x}_p(t) = (A_p + B_p K_1)x_p(t) + B_p K_2 r(t) \quad (6)$$

当 $K_1 = K_1^*$, $K_2 = K_2^*$, 即两个控制律增益等于其标称值时,满足模型匹配条件

$$\begin{cases} A_p + B_p K_1^* = A_m \\ B_p K_2^* = B_m \end{cases} \quad (7)$$

由于对象模型的不确定性, K_1^* 和 K_2^* 无法计算获得。

设参数误差 $\tilde{K}_1 = K_1 - K_1^*$, $\tilde{K}_2 = K_2 - K_2^*$, 并将式(2), (6), (7)代入式(3), 得到误差系统

$$\dot{e}(t) = A_m e(t) + B_p \tilde{K}_1 x_p(t) + B_p \tilde{K}_2 r(t) \quad (8)$$

选取正定的 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} [e^T P e + \text{tr}(\tilde{K}_1 \Gamma_1^{-1} \tilde{K}_1^T) + \text{tr}(\tilde{K}_2 \Gamma_2^{-1} \tilde{K}_2^T)] \quad (9)$$

式中对称正定阵 $\Gamma_1 \in R^{n \times n}$, $\Gamma_2 \in R^{m \times m}$ 。

求 V 导数, 并沿着式(4)和式(8)的轨迹, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -e^T Q e + \\ & \text{tr}[\tilde{K}_1 (x_p e^T P B_p + \Gamma_1^{-1} \dot{\tilde{K}}_1^T)] + \\ & \text{tr}[\tilde{K}_2 (r e^T P B_p + \Gamma_2^{-1} \dot{\tilde{K}}_2^T)] \end{aligned} \quad (10)$$

令式(10)右边第2项和第3项为零, 得参数自适应律

$$\begin{cases} \dot{\tilde{K}}_1 = \dot{K}_1 = -B_p^T P e x_p^T \Gamma_1 \\ \dot{\tilde{K}}_2 = \dot{K}_2 = -B_p^T P e r^T \Gamma_2 \end{cases} \quad (11)$$

在式(11)表示的参数自适应律下, Lyapunov 函数的导数 $\dot{V} = -e^T Q e \leq 0$, 则系统全局渐进稳定, 控制系统所有信号有界^[9]。值得一提的是, $K_1 = K_1^*$ 和 $K_2 = K_2^*$ 的必要条件是 $x_p(t)$ 和 $r(t)$ 相互独立, $r(t)$ 是持续激励的^[22]。

由此可见, 传统 MRAC 只保证了控制系统全局稳定下的渐进跟踪, 对跟踪的动态性能缺少关注。

2.2 改进参考模型的多变量 MRAC

为了提高系统跟踪响应的动态性能, 本文将跟踪误差引入参考模型

$$\dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m r(t) + G e(t) \quad (12)$$

式中 $G \in R^{n \times n}$ 满足 $G > 0$ 。则误差系统变为

$$\dot{e}(t) = (A_m - G)e(t) + B_p \tilde{K}_1 x_p(t) + B_p \tilde{K}_2 r(t) \quad (13)$$

为满足稳定性要求, 设 A_m 为特殊的 Hurwitz 阵——负定矩阵, 即 $A_m < 0$, 则 $A_m - G < 0$, 存在对称正定阵 $P_1, Q_1 \in R^{n \times n}$, 满足

$$(A_m - G)^T P_1 + P_1 (A_m - G) = -2Q_1 \quad (14)$$

2.2.1 渐进稳定及跟踪性能

选取正定的 Lyapunov 函数

$$V' = \frac{1}{2} [e^T P_1 e + \text{tr}(\tilde{K}_1 \Gamma_1^{-1} \tilde{K}_1^T) + \text{tr}(\tilde{K}_2 \Gamma_2^{-1} \tilde{K}_2^T)] \quad (15)$$

选择参数自适应律

$$\begin{cases} \dot{\tilde{K}}_1 = \dot{K}_1 = -B_p^T P_1 e x_p^T \Gamma_1 \\ \dot{\tilde{K}}_2 = \dot{K}_2 = -B_p^T P_1 e r^T \Gamma_2 \end{cases} \quad (16)$$

求 Lyapunov 函数导数, 并沿着式(13), (14)和式(16)的轨迹得到 $\dot{V}' = -e^T Q_1 e \leq 0$, 则系统全局渐进稳定, $\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0$ 。

2.2.2 动态性能

误差方程式(13)的解为

$$\begin{aligned} e(t) = & \exp[(A_m - G)t]e(0) + \\ & \int_0^t \exp[(A_m - G)(t - \tau)]\varphi(\tau) d\tau \end{aligned} \quad (17)$$

式中 $\varphi(t) = B_p \tilde{K}_1 x_p(t) + B_p \tilde{K}_2 r(t)$ 。由上文得闭环系统所有信号有界, 不难推出 $\varphi(t)$ 的二范数存在上界, 即 $\|\varphi(t)\| \leq \varphi_{\max}$, $0 < \varphi_{\max} < \infty$ 。

令误差反馈增益为

$$G = \frac{G_0}{\varepsilon} \quad (18)$$

式中 $G_0 \in R^{n \times n}$ 且 $G_0 > 0$, $\varepsilon \in R$ 为一较小的正数。则式(17)的误差方程变为

$$\begin{aligned} e(t) = & \exp[(\varepsilon A_m - G_0)\frac{t}{\varepsilon}]e(0) + \\ & \int_0^t \exp[(\varepsilon A_m - G_0)\frac{t - \tau}{\varepsilon}]\varphi(\tau) d\tau \end{aligned} \quad (19)$$

存在与 ε 独立的一对正数 (k, γ) , 使误差的二范数有界^[23]

$$\begin{aligned} \|e(t)\| \leq & \left\| \exp[(\varepsilon A_m - G_0)\frac{t}{\varepsilon}] \right\| \|e(0)\| + \\ & \varphi_{\max} \int_0^t \left\| \exp[(\varepsilon A_m - G_0)\frac{t - \tau}{\varepsilon}] \right\| d\tau \leq \\ & k \|e(0)\| \exp(-\gamma \frac{t}{\varepsilon}) + \frac{k \varphi_{\max}}{\gamma} \varepsilon \end{aligned} \quad (20)$$

结合上节中误差渐进收敛至0的性质来看, 对于足够小的 ε , 误差方程的解以不低于 $\exp(-\gamma \frac{t}{\varepsilon})$ 的指数速率收敛至0的邻域, 系统跟踪的动态性能得以保证。

3 仿真分析

本文将所提出的改进参考模型的多变量 MRAC 方法应用到涡扇发动机非线性部件级模型上进行仿

真研究。该非线性部件级模型包含发动机风扇、压气机、燃烧室、高低压涡轮、加力燃烧室和尾喷管等部件,其中旋转部件特性依托于特性图,其它部件依托于特性方程,再以流量平衡和功率平衡等共同工作方程串联起各部件。模型计算时,根据飞行条件(高度和马赫数)、燃油流量和尾喷管喉道面积等参数,求解非线性方程组,可得到发动机各截面性能参数,能用于发动机飞行包线内各点的稳、动态计算^[24]。

如图1中多变量MRAC控制系统所示,被控对象为涡扇发动机部件级模型,各信号含义如下:参考指令 $r = [N_{Hr} \quad \pi_r]^T$,参考模型状态 $x_m = [N_{Hm} \quad \pi_m]^T$,涡扇发动机部件级模型控制量和状态量分别是 $u = [W_f \quad A_8]^T$ 和 $x_p = [N_H \quad \pi]^T$,其中 N_H 为高压转子转速, π 为发动机压比, W_f 为主燃油流量, A_8 为尾喷管喉道面积,控制目标是通过参数自适应律改变控制量 u ,使得发动机的状态渐进跟踪参考模型的状态,即 $e(t) = x_p(t) - x_m(t) \rightarrow 0$,并通过对参考模型的改进使得跟踪过程具有良好的动态性能。

为实现多变量系统的解耦控制,和得到理想的动静态性能,如调节时间小于2s,无稳态误差等,选择参考模型系统矩阵为

$A_m = \text{diag}\{-3, -5\}$, $B_m = \text{diag}\{3, 5\}$ 。误差反馈增益阵选为: $G = \rho \cdot \text{diag}\{10, 5\}$,其中常数 $\rho > 0$ 。Lyapunov方程即式(14)中的正定对称阵 $Q_1 = \text{diag}\{10, 10\}$ 。

对于状态向量为 $x_p = [N_H \quad \pi]^T$ 的涡扇发动机,在飞行包线内各点控制输入 $u = [W_f \quad A_8]^T$ 进入系统的方向保持不变(即 W_f 的增加引起 N_H 增大, π 增大, A_8 的增加引起 N_H 增大, π 减小)。由于一个非线性模型在一个工作点处不同精度的线化模型并不唯一,不同工作点的线化模型也不相同,为验证本方法的自适应性,同时减少对线化模型的依赖,考虑发动机输入对状态的本质影响,不失一般性,取发动机的 $B_p = [1, 1; 1, -1]$ 。

参数自适应调节律中的增益矩阵取为 $\Gamma_1 = \Gamma_2 = \lambda \cdot \text{diag}\{10, 20\}$,其中常数 $\lambda > 0$ 。出于工程应用的目的,仿真时设置的控制器可调参数的初值 $K_1(0)$ 和 $K_2(0)$ 与 K_1 和 K_2 的标称值偏差不大^[10]。

3.1 参数影响及对比分析

以涡扇发动机高度 $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$ 的工作点(记为点1)为例,该点由“小扰动加改进拟合法”^[25]求出的线化模型参数为

$$A_{p1} = \begin{bmatrix} 14.5406 & -11.7899 \\ 240.5470 & -170.0167 \end{bmatrix}$$

$$B_{p1} = \begin{bmatrix} 3.0366 & -4.6099 \\ 39.3146 & -67.3873 \end{bmatrix}$$

将误差反馈增益阵 $G = \rho \cdot \text{diag}\{10, 5\}$ 对跟踪性能的影响进行仿真分析,结果如图2,图3所示。稳态性能指标情况列于表1。

Table 1 N_H and π performances with different error gains when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$, $\lambda=80$

Performance	N_H			π		
	$\rho=0$	$\rho=0.5$	$\rho=2$	$\rho=0$	$\rho=0.5$	$\rho=2$
Settling time/s	1.40	1.22	1.26	1.20	0.49	0.66
Overshoot/%	1.61	0	0	1.55	0.23	1.33
Steady-state error/%	0	0	0	0	0	0

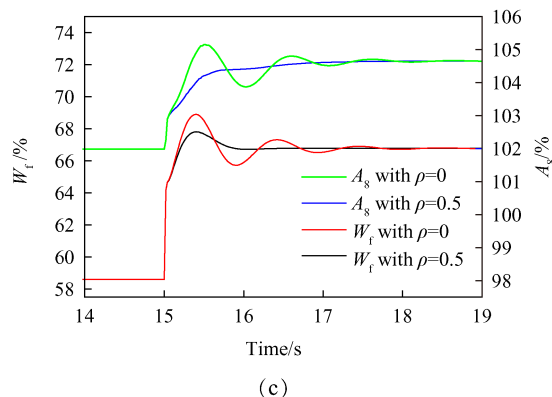
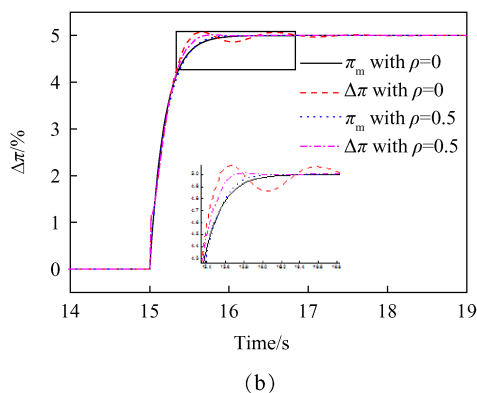
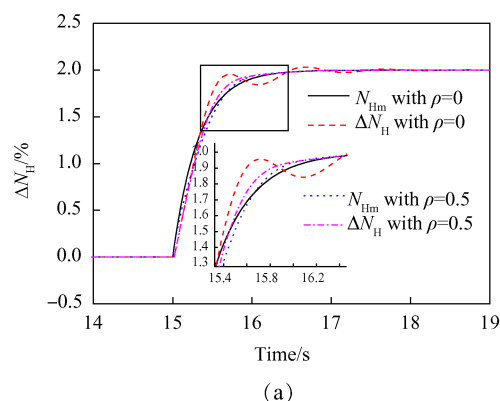


Fig. 2 Engine responses with improved reference model when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$, $\lambda=80$

$\rho = 0$ 时,改进参考模型的多变量 MRAC 退化为传统多变量 MRAC。图 2 表明,在选择较大的自适应率矩阵以加快渐进跟踪时,相比于传统的多变量 MRAC,对参考模型作引入误差反馈的改进能有效抑制系统的超调,加快了误差的收敛速度,改善了跟踪的动态品质。图 3 表明,随着误差反馈增益的增大,上述抑制作用愈加明显,但是系统的动态特性如调节时间也会变慢, π 的响应出现略微的超调,这是由于大误差反馈引起参考模型动态性能降低进而影响跟踪曲线的动态性能的结果。经过包线内各工作点反复仿真对比,所选取的 ρ 值使 G 的元素与 A_m 的元素量级相当时,控制系统的效果能兼顾超调抑制与动态性能良好,取 $\rho = 0.5$ 。

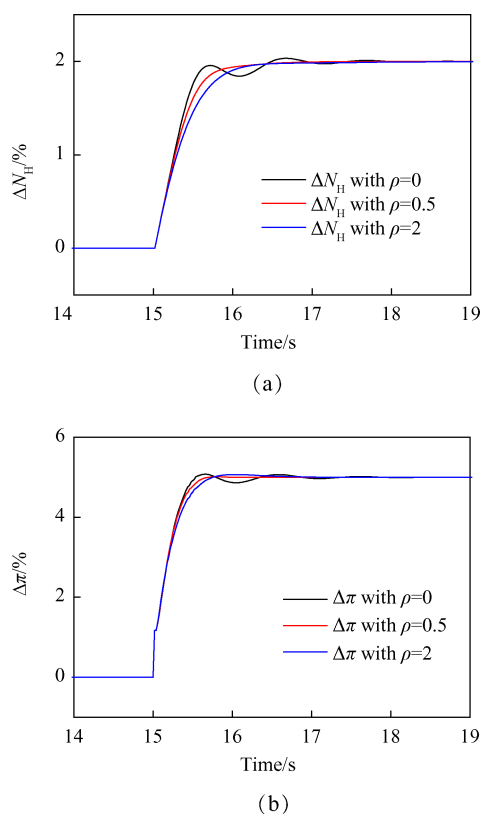


Fig. 3 Engine responses with different error gains when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$, $\lambda=80$

将自适应律增益 $\Gamma_1 = \Gamma_2 = \lambda \cdot \text{diag}\{10, 20\}$ 对跟踪性能的影响进行仿真分析,结果如图 4 所示。稳态动态性能指标情况列于表 2。

随着 λ 的增大,误差收敛至 0 的速度变快, N_H 响

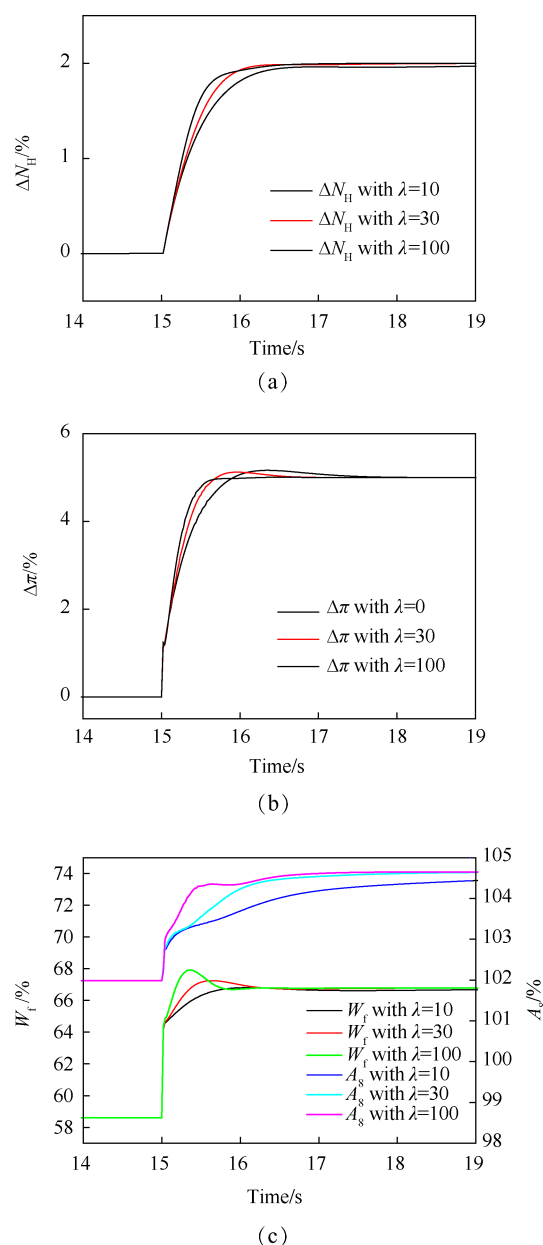


Fig. 4 Engine responses with different error gains when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$, $\rho=0.5$

应的调节时间先可观测变小再略微变大, π 响应的调节时间和超调量均减小。图 4 表明, λ 在 30~100 间变化时系统跟踪响应的动态性能均良好且相差不大,而 λ 的增大会加大控制量的消耗。发动机包线内其他工作点的仿真情况类似,不再赘述。为兼顾系统动态性能及控制量成本,应取 $\lambda \in (30, 100)$ 。

在上述涡扇发动机工作点下,将本文多变量 MRAC 方法(取参数 $\lambda = 80$, $\rho = 0.5$)与文献[2]中分

Table 2 N_H and π performances with different adaptive gains when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$, $\rho=0.5$

Performance	N_H			π		
	$\lambda = 10$	$\lambda = 30$	$\lambda = 100$	$\lambda = 10$	$\lambda = 30$	$\lambda = 100$
Settling time/s	1.74	1.12	1.26	1.86	1.14	0.58
Overshoot/%	1.61	0	0	3.25	2.44	0
Steady-state error/%	1.5 (in 4s)	0	0	0	0	0

分散MRAC方法对比,结果如图5所示。图5表明,在应对多变量跟踪指令时,分散MRAC由于对多变量间耦合效应考虑不足,跟踪响应动态性能不高,稳态误差收敛速度也较慢,而多变量MRAC利用多变量间的耦合进行控制量间的调节,能产生较前者更平滑有效的控制量,控制效果良好。

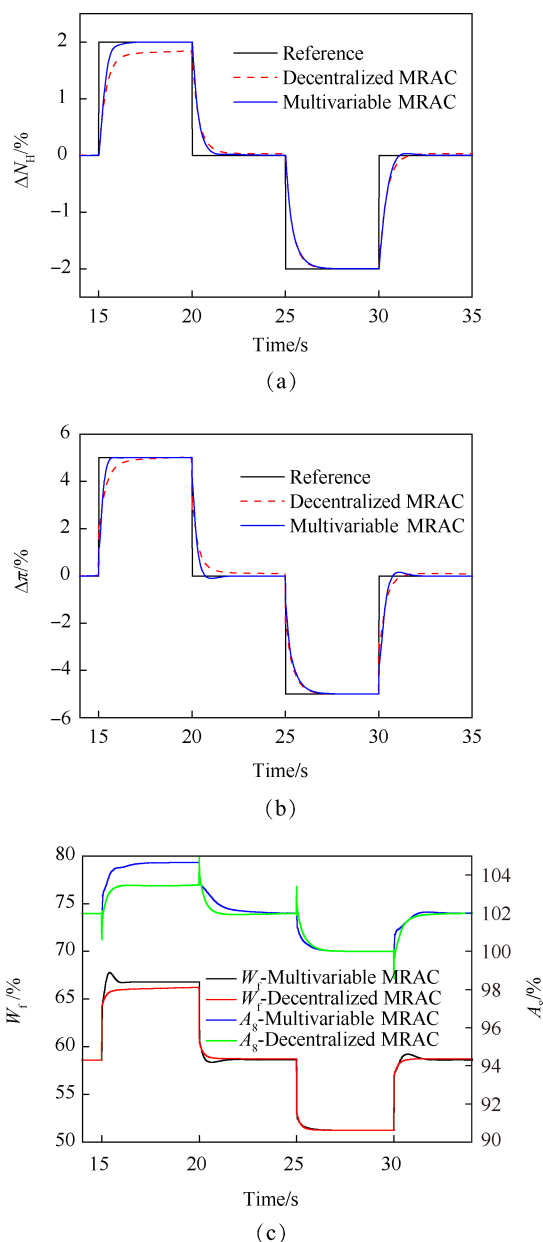


Fig. 5 Engine responses with different MRACs when $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=92\%$

3.2 包线内工作点跟踪性能验证

在发动机包线内不同工作点处,给高压转速 N_H 和压比 π 以 $\pm 2\%$ 和 $\pm 5\%$ 的阶跃指令,增益参数 $\lambda = 50$, $\rho = 0.5$,限于篇幅仅给出三个点处的仿真结果,如图6所示。其中 $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=88\%$ 的工作点(记为点2)线性模型为

$$A_{p2} = \begin{bmatrix} 8.9615 & -9.5049 \\ 105.8860 & -95.0148 \end{bmatrix}$$

$$B_{p2} = \begin{bmatrix} 2.2124 & -3.0999 \\ 19.8597 & -31.4607 \end{bmatrix}$$

$H=6\text{km}$, $Ma=1.2$, $N_H=96\%$ 的工作点(记为点3)线性模型为

$$A_{p3} = \begin{bmatrix} 4.9633 & -6.1466 \\ 96.0465 & -83.4355 \end{bmatrix}$$

$$B_{p3} = \begin{bmatrix} 1.8165 & -2.2241 \\ 20.3587 & -31.0785 \end{bmatrix}$$

$H=10\text{km}$, 马赫数 $Ma=1.4$, $N_H=92\%$ 的工作点(记为点4)线性模型为

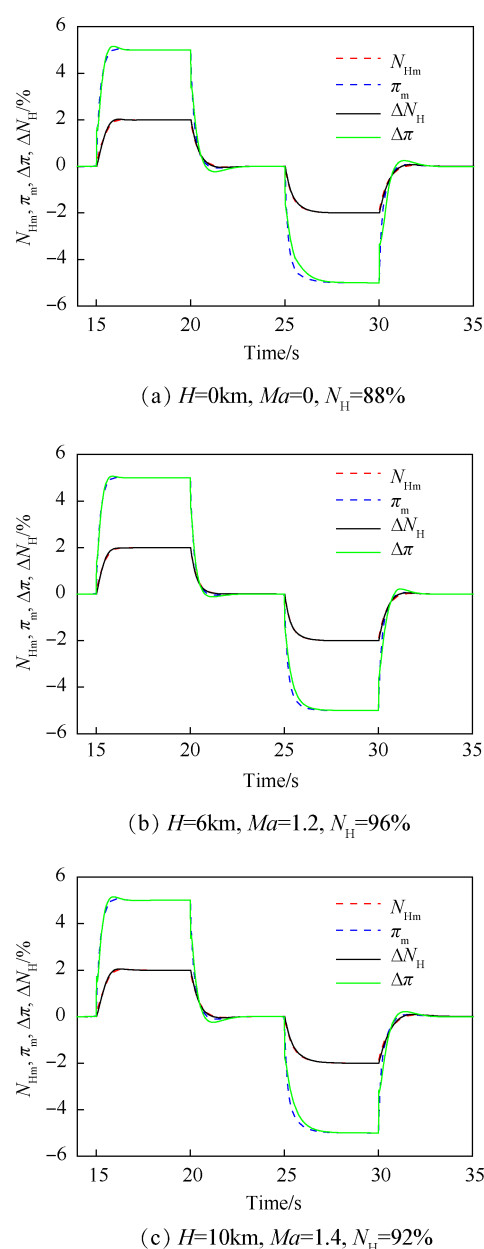


Fig. 6 Engine responses at different operating points in flight envelope

$$A_{p4} = \begin{bmatrix} 23.7659 & -18.1171 \\ 251.1365 & -180.5458 \end{bmatrix}$$

$$B_{p4} = \begin{bmatrix} 3.3727 & -6.0764 \\ 31.5475 & -60.9280 \end{bmatrix}$$

图6表明,高压转速 N_H 和发动机压比 π 对参考模型状态的跟踪曲线,调节时间小于2s,超调量小于2.5%,无稳态误差,控制系统在包线内不同工作点展现出良好的动静态性能,能满足涡扇发动机的控制要求。

在开展涡扇发动机飞行包线内单点仿真验证之后,考虑到MRAC不依赖于精确数学模型的特质,相比于其它控制方法,如LQR, H_∞ 和PID等,应用MRAC来实现发动机被控量的大范围跟踪具有较低的成本和良好的效果,故进一步开展发动机过渡态控制仿真试验^[26],实现地面状态下对指令大范围变化的跟踪控制。

考虑到大范围仿真时,指令信号数值较大,为保证对部件级模型的有效控制,自适应调节律增益阵 $\Gamma_1 = \Gamma_2 = \lambda \cdot \text{diag}\{10, 20\}$ 不应设置过大,取参数 $\lambda = 10$, $\rho = 0.5$ 。图7、图8给出了改进参考模型的多变量MRAC在涡扇发动机部件级模型地面点的大范围仿真结果。其对应的控制器可调参数的变化如图8所示。该点 $H=0\text{km}$, $Ma=0$, $N_H=82\%$ (记为点5),线化模型为

$$A_{p5} = \begin{bmatrix} 71.6242 & -40.8333 \\ 694.4454 & -387.2636 \end{bmatrix}$$

$$B_{p5} = \begin{bmatrix} 1.8489 & -10.8782 \\ 15.6255 & -103.6473 \end{bmatrix}$$

图7、图8表明,改进参考模型的多变量MRAC方

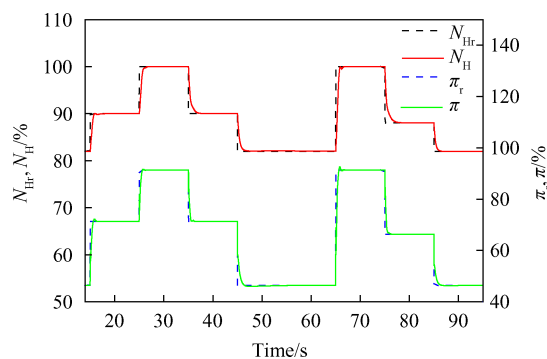


Fig. 7 Engine responses of N_H and π in transition state control

法展现出了不依赖于精确数学模型的优势,其控制器参数对被控对象特性的变化具有较强的自适应能力,调节时间小于2s,超调量小于2%,无稳态误差,适用于涡扇发动机的大范围跟踪控制,且具有良好的

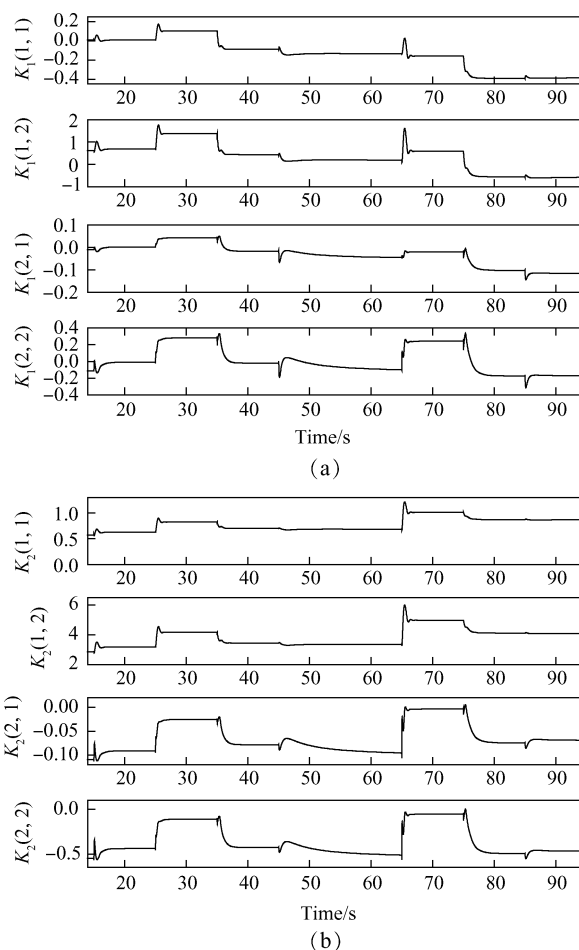


Fig. 8 Adaptation of controller parameters in transition state control

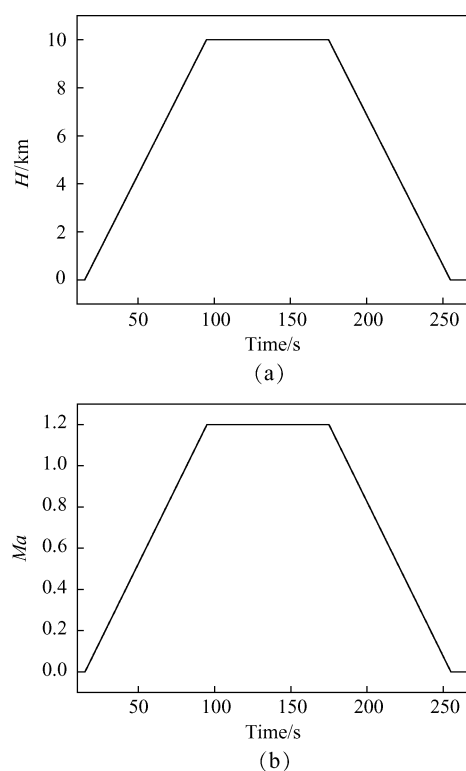


Fig. 9 Flight conditions

控制品质。

进一步验证改进参考模型的多变量MRAC在发动机飞行条件变化时的控制效果,飞行高度 H 和 Ma 的变化情况如图9所示,控制目标是维持发动机高压转速 $N_H=92\%$ 和压比 $\pi=70\%$,仿真结果如图10、图11所示(参数 $\lambda=200$, $\rho=0.5$)。图10、图11表明,本文所设计的改进参考模型的多变量MRAC方法对发动机飞行条件的变化具有较强的自适应能力,具有

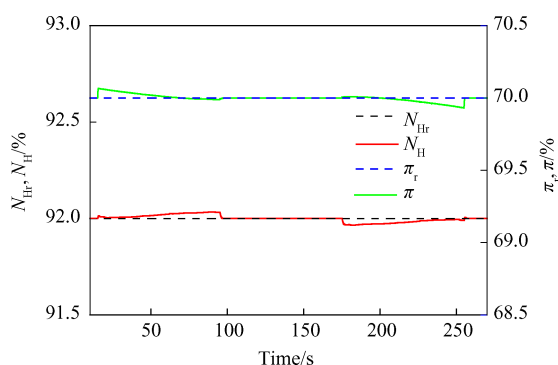


Fig. 10 Engine responses of N_H and π when flight conditions change

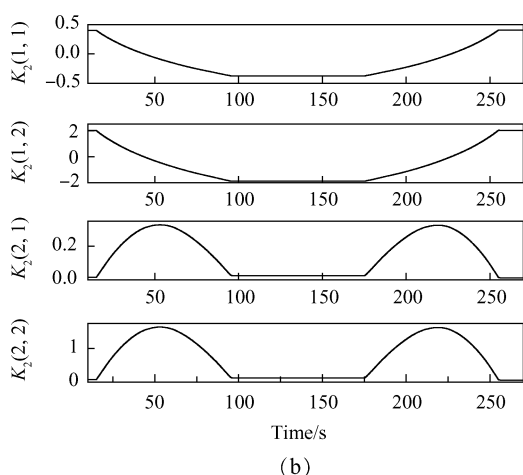
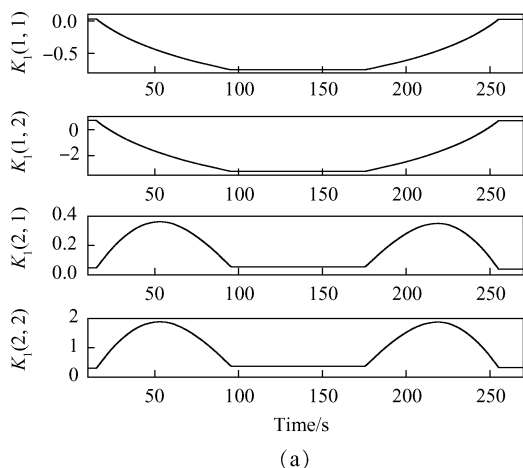


Fig. 11 Adaptation of controller parameters when flight conditions change

良好的控制品质。

4 结论

本文提出一种改进参考模型的涡扇发动机多变量模型参考自适应控制方法,通过设计及仿真工作,得到以下结论:

(1)在状态反馈状态跟踪的多变量MRAC的参考模型中引入跟踪误差反馈,能有效抑制跟踪响应的超调。误差反馈增益阵参数的选取须兼顾超调抑制和动态品质。

(2)相比于分散MRAC控制,本文设计的多变量MRAC控制具有较快的动态响应和误差收敛速度,以及更平滑有效的控制量。

(3)所设计的多变量MRAC方法不依赖于精确的数学模型,有较强的自适应性,适用于发动机飞行包线内稳态和过渡态跟踪控制,调节时间小于2s,无稳态误差,满足发动机的控制技术要求。

致谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] Sun Jianguo, Vasilyev A, Ilyasov B. Advanced Multi-variable Control Systems of Aeroengines [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005.
- [2] 潘慕绚. 航空发动机自适应控制[D]. 南京:南京航空航天大学, 2003.
- [3] Fan Jun, Huang Jinquan, Sun Jianguo, et al. Multivariable Model Reference Adaptive Control for a Turbofan Engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1996, 9(4): 300-304.
- [4] Roy S B, Bhasin S, Kar I N. Combined MRAC for Unknown MIMO LTI Systems with Parameter Convergence [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2017, 63(1): 283-290.
- [5] 潘慕绚, 黄金泉. 航空发动机模型参考自适应控制综述[J]. 航空发动机, 2003, 29(2): 51-54.
- [6] Tar J K, Rudas I J, Bitó J F, et al. A Novel Approach to the Model Reference Adaptive Control of MIMO Systems [C]. Budapest: 19th International Workshop on Robotics in Alpe-Adria-Danube Region, 2010.
- [7] Narendra K S, Lin Y H, Valavani L S. Stable Adaptive Controller Design, Part II: Proof of Stability [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1980, 25(6): 440-448.
- [8] Costa R R, Hsu L, Imai A K, et al. Lyapunov-Based Adaptive Control of MIMO Systems [J]. Automatica, 2003, 39(7): 1251-1257.

- [9] Tao Gang. Multivariable Adaptive Control: A Survey[J]. *Automatica*, 2014, 50(11): 2737–2764.
- [10] Guo J, Tao G, Liu Y. A Multivariable MRAC Scheme with Application to a Nonlinear Aircraft Model[J]. *Automatica*, 2011, 47(4): 804–812.
- [11] Tao G, Chen S, Joshi S M. An Adaptive Control Scheme for Systems with Unknown Actuator Failures[J]. *Automatica*, 2002, 38(6): 1027–1034.
- [12] Guo J, Tao G. A Discrete-Time Multivariable MRAC Scheme Applied to a Nonlinear Aircraft Model with Structural Damage[J]. *Automatica*, 2015, 51(1): 43–52.
- [13] Jing N, Herrmann G, Zhang K. Improving Transient Performance of Adaptive Control via a Modified Reference Model and Novel Adaptation[J]. *International Journal of Robust & Nonlinear Control*, 2016, 27(8).
- [14] Stepanyan V, Krishnakumar K. MRAC Revisited: Guaranteed Performance with Reference Model Modification[C]. *Baltimore, M D: American Control Conference*, 2010.
- [15] 梁春燕, 谢剑英, 樊 丁. 新的参考模型自适应控制方法在航空发动机中的应用[J]. *航空动力学报*, 2000, 15(1): 93–95.
- [16] 郭迎清, 徐德民, 樊思齐. 一种新的变结构自适应控制方法及其应用研究[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(2): 199–201.
- [17] 黄金泉, 孙健国. 涡喷发动机多变量自适应加速控制[J]. *航空动力学报*, 1994, 9(2): 207–210.
- [18] Huang Jinquan, Sun Jianguo. Multivariable Adaptive Control Using Only Input and Output Measurements for Turbojet Engines[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines & Power*, 1994, 117(2): 314–319.
- [19] 潘慕绚, 黄金泉. Model Reference Adaptive Control Based on Nonlinear Compensation for Turbofan Engine[J]. *南京航空航天大学学报(英文版)*, 2012, 29(3): 215–221.
- [20] 李 嘉, 李华聪, 韩小宝, 等. 基于射影算子的变循环发动机鲁棒自适应控制器设计[J]. *推进技术*, 2018, 39(2): 440–449. (LI Jia, LI Hua-cong, HAN Xiao-bao, et al. Robust Adaptive Controller Design of Variable Cycle Engine Based on Projection[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(2): 440–449.)
- [21] 肖红亮, 李华聪, 李伟明, 等. 不确定性的自适应跟踪补偿控制及在航空发动机的应用[J]. *推进技术*, 2018, 39(4): 898–904. (XIAO Hong-liang, LI Hua-cong, LI Wei-ming, et al. Research on Adaptive Tracking Compensation Control with Uncertainty and Its Application in Aero-Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(4): 898–904.)
- [22] 周东华. 非线性系统的自适应控制导论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [23] Eugene Lavretsky, Kevin Wise. Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications[M]. *London: Springer*, 2013.
- [24] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- [25] 俞 刚. 涡扇发动机气路健康参数估计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- [26] 吴 斌, 黄金泉. 航空发动机增益调度控制的多项式平方和规划方法[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(6): 1460–1468.

(编辑: 朱立影)