

建模不确定性下变循环发动机自适应控制器设计*

李 嘉¹, 李华聪², 韩小宝², 王淑红³

(1. 长安大学 道路施工技术与装备教育部重点实验室, 陕西 西安 710064;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072;

3. 中航工业西安航空动力控制科技有限公司, 陕西 西安 700077)

摘 要: 针对变循环航空发动机存在建模不确定情况下的多变量控制器设计问题, 给出了一种最优律下的增广模型参考自适应跟踪补偿设计方法, 阐明变循环发动机建模不确定性并引出LQR (Linear Quadratic Regulator) 基准控制器动态跟踪不足的问题, 进而在基准控制器反馈控制结构框架下, 分别实现以下技术突破: 确定期望闭环动态的参考模型、基于李亚普诺夫函数严格稳定证明下建立存在建模不确定性的自适应律等, 最终以达到系统跟踪误差渐进为零的目标, 改善系统不确定性的动态跟踪问题。对变循环航空发动机的控制器仿真结果表明: 增广模型参考自适应控制方法改善了原LQR基准控制器对存在建模不确定性时的控制问题, 有效地实现了控制指令跟踪, 达到了所期望的动态响应, 且自适应参数一致渐进稳定。同时, 各标称点的稳态控制误差均小于0.3%, 系统超调量小于0.8%, 调节时间小于1s, 符合航空发动机控制系统技术要求。

关键词: 变循环航空发动机; 多变量控制; 建模不确定性; 模型参考自适应控制; 跟踪补偿

中图分类号: V228.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 04-0872-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.04.019

Adaptive Controller Design with Modeling Uncertainties of Variable Cycle Engine

LI Jia¹, LI Hua-cong², HAN Xiao-bao², WANG Shu-hong³

(1. Key Laboratory of Road Construction Technology and Equipment, Ministry of Education, Chang'an University, Xi'an 710064, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

3. China AVIC Xi'an Aero-Engine Controls Technology Co. Limited, Xi'an 700077, China)

Abstract: As to solve the problem of multivariable controller design with modeling uncertainties of variable cycle engine, an augmented model reference adaptive tracking control compensation design method under the optimal law was given. Firstly, variable cycle engine modeling uncertainties analysis was clarified and lead to the dynamic tracking problem of LQR controller. Then under the based controller feedback structure, reference model with expected closed-loop dynamic performance was determined and the adaptive laws with modeling uncertainties were established under lyapunov function stability proof, which to achieve zero tracking error and eventually improve the dynamic tracing with uncertainties. The simulation results of variable cycle engine controller showed that augmented model reference adaptive control method improved the LQR controller performance with modeling uncertainties, effectively realized the tracking control, reached the expected response performance. The designed adaptive parameters had consistent gradual stability. Meanwhile, at the different state points, the

* 收稿日期: 2016-08-12; 修订日期: 2016-09-28。

基金项目: 国家自然科学基金 (51506177)。

作者简介: 李 嘉, 博士生, 研究领域为航空发动机控制器设计及燃油系统设计。E-mail: lijia89626@163.com

steady control errors were less than 0.3%, overshoot values were less than 0.8%, the adjust times were less than 1s, which satisfies the requirements of the aero engine control system technology.

Key words: Variable cycle engine; Multi-variable control; Modeling uncertainties; MARC; Tracking compensation

1 引言

变循环航空发动机是多达数十个控制变量极为复杂的多变量系统。外界环境、质量特性、几何形状等对系统的动态特性有很大影响,难以建立其全状态精确的数学模型^[1,2]。同时,传统的航空发动机鲁棒控制器如LQR(Linear Quadratic Regulator)控制器等均未考虑系统建模不确定等条件时的动态跟踪问题,导致控制系统存在一定的动态误差等^[3]。而模型参考自适应控制方法通过对参考期望的跟踪,很好地解决了变循环航空发动机控制系统由于工作状况变化等建模不确定性引起的动态跟踪补偿^[4]。因此,当前许多国内外学者针对航空发动机等建模不确定性问题进行了相关研究,其中通过自适应控制方法实现动态跟踪补偿是一个重要方向。

Asha P Nair等对开环不稳定时变系统设计了基于李雅普诺夫的模型参考PD/PID控制器,提高了系统的跟踪性能^[5],可以看到模型参考自适应控制能够有效地补偿系统的动态跟踪。Stepanyan V等针对状态和输出反馈相对阶数不匹配的非线性系统提出了一种间接自适应控制设计方法,降低了系统的输入输出跟踪误差^[6]。这种间接自适应控制方法对于非线性系统的跟踪控制问题,起到了一定的消除跟踪误差的效果。国内也开展了通过自适应控制方法改善存在建模不确定性时动态跟踪问题的研究工作,周涛等提出了基于跟踪微分器的模型参考自适应控制方法来处理二阶系统模型参数的大范围不确定性问题,保证了系统的全局渐进稳定^[7]。张维存等采用一种改进的加权算法,通过加权多模型自适应控制,实现了线性随机系统收敛性与稳定性证明^[8]。张福海等利用自适应控制实现了自由漂浮空间机器人在惯性参数不确定时的跟踪控制^[9],实现了自适应控制

对不确定性系统跟踪控制的实际应用。此外,针对航空发动机这一特定对象的控制问题,国内外亦有多项研究。Ma Jing通过模型参考自适应神经滑模控制实现了航空发动机的动态控制^[10]。王曦等将 H_{∞}/H_2 混合控制方法应用于航空发动机以解决参数不确定性时的控制问题^[11]。朱玉斌等根据航空发动机性能控制要求,通过分析自调整神经元及最速下降学习方法,设计了航空发动机多变量自适应动态跟踪控制系统^[12]。

由此可见,近年来许多学者从不同角度对建模不确定性下的自适应控制方法及其在航空发动机中的应用等进行了研究分析,取得了一定的成果。但是,通过增广自适应律的设计,来改善LQR控制方法本身存在的建模不确定时系统动态跟踪不足的研究工作很少。同时,当系统存在建模不确定性时,针对变循环航空发动机这一特定对象的动态跟踪补偿研究的相关文献较少。因此,本文以双转子、双涵道混合排气式变循环航空发动机为对象,开展建模不确定性下的自适应控制器设计与应用研究。

2 问题描述

2.1 变循环航空发动机模型

图1给出了双转子、双涵道混合排气式变循环航空发动机结构示意图。从中可以看出,变循环航空发动机的控制变量增加了前涵道可调面积引射器(FVABI)、后涵道可调面积引射器(RVABI)以及模式选择活门(MSV)等多个可调变量,同时,三个变量的调节对于变循环发动机状态如空气流量、转子转速以及涡轮落压比等均产生了不同程度影响,且之间具有较强的耦合特性,因此对于变循环航空发动机控制来讲,需要分析各变量的动态特性变化规律及耦合特性规律,从而解决多变量控制问题。其中,参

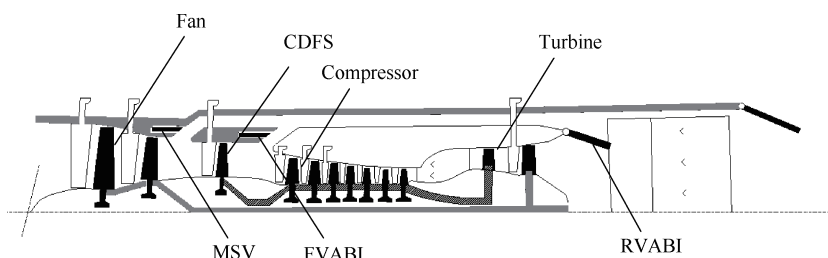


Fig. 1 Structure of variable cycle engine

考美国 F120 变循环航空发动机的控制规律,本文所设定的稳态巡航控制规律如下:

通过主燃油流量 w_f 、可调尾喷管喉部面积 A_8 以及后涵道可调引射器面积 A_{163} 来控制低压转子相对换算转速 $N_{L,cor}$, 发动机压比以及混合室入口外 $EPRS$, 内涵气流压比 $LEPR$ 。其中被控参数为

$$\begin{aligned} N_{L,cor} &= n_1 / \sqrt{T_{12}} \\ EPRS &= p_{s63} / p_{12} \\ LEPR &= p_{1163} / p_{163} \end{aligned} \quad (1)$$

式中 n_1 为低压转子转速, T_{12} 与 p_{12} 为风扇进口总温总压, p_{s63} 与 p_{163} 为混合室入口内涵气流静压与总压, p_{1163} 为混合室入口外涵气流总压。

变循环航空发动机采用多变量闭环控制系统,回路之间的耦合比传统涡扇发动机等控制系统更加复杂。状态空间模型无法考虑回路之间的耦合、发动机的健康情况变化等,而这些都可以看做为不确定性的内部扰动。式(2)给出了存在模型不确定性下的多输入多输出(MIMO)系统

$$\begin{aligned} \dot{x}_p &= A_p x_p + B_p \Lambda(u + f(x_p)) \\ y &= C_p x_p + D_p \Lambda(u + f(x_p)) \end{aligned} \quad (2)$$

式中 $\Lambda \in R^{m \times m}$ 为常量不确定性矩阵,是具有严格正对角元素 λ_i 的未知对角矩阵; $f(x_p)$ 为系统匹配不确定性。其中 $f(x_p)$ 可假设为 N 个已知基本函数和未知常系数的线性组合,即

$$f(x_p) = \Theta^T \Phi(x_p) \quad (3)$$

由于变循环航空发动机具有更大的工作包线范围,不仅整机具有强耦合、非线性特性,且各部件更是一个不确定性较强的独立单元,其中风扇、压气机以及涡轮的影响变化最为明显,因此,可以将变循环航空发动机不确定性 $f(x_p)$ 看做状态高压转子转速 n_h 、低压转子转速 n_l 和涡轮前温度 T_4 的线性组合。即

$$f(x_p) = m \begin{pmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} n_l \\ n_h \\ T_4 \end{pmatrix} \quad (4)$$

式中对三个状态的不确定性取相同的线性关系,仅考虑不确定性的范围,对各状态量的不确定性影响理想化处理,仅验证所设计控制方法的精确性,后续可专门对精确地不确定模型进行辨识建模。其中, m 为变循环航空发动机不确定性区间范围,取 $m=0.5$,考虑了 50% 的建模误差,完全符合航空发动机建模技术要求,从而反映变循环航空发动机的各种建模不确定问题。

2.2 模型不确定性的基准控制器控制效果分析

当系统存在建模不确定性时则会破坏预期的基

准闭环特性。此处,基于 LQR 基准控制器对变循环航空发动机进行标称状态点下的仿真研究。图 2、图 3 分别给出了当系统存在式(4)设定的建模不确定性时, LQR 基准控制器的仿真结果。

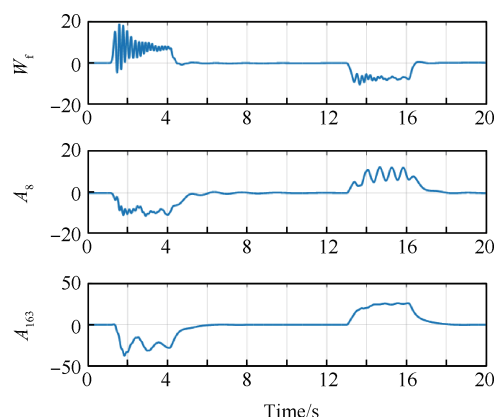


Fig. 2 Input simulation results of LQR controller with uncertainties

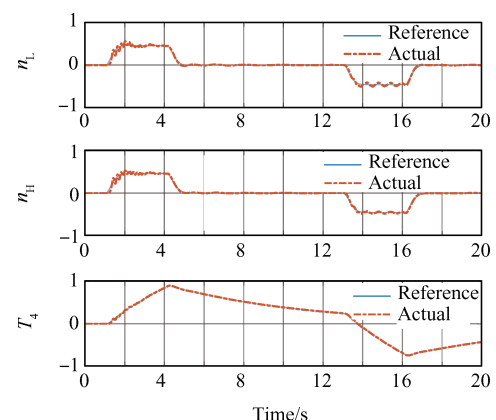


Fig. 3 Output simulation results of LQR controller with uncertainties

可以看出,当考虑变循环航空发动机系统建模不确定性时,传统的 LQR 控制器无法保证预期的控制期望,系统会产生一定幅度的振荡现象。因此,需要通过补偿方法来实现动态指令的跟踪,消除稳态误差,从而恢复系统的预期控制性能。本文通过模型参考自适应控制单元的增广来建立存在建模不确定性时的控制效果。

3 LQR 基准控制器下模型参考自适应跟踪补偿

3.1 控制结构

图 4 为变循环航空发动机整体控制结构框图。图中,由跟踪误差 $e = x - x_{ref}$ 来驱动虚线表示的增益 $\hat{K}_u$ 和 $\hat{\Theta}$ 的自适应变化。可以看出,即使系统存在图

2所示的常量参数不确定性 Λ 和 Θ 等匹配不确定性时,控制器依然迫使 y 渐近跟踪参考模型输出 r_{cmd} 。

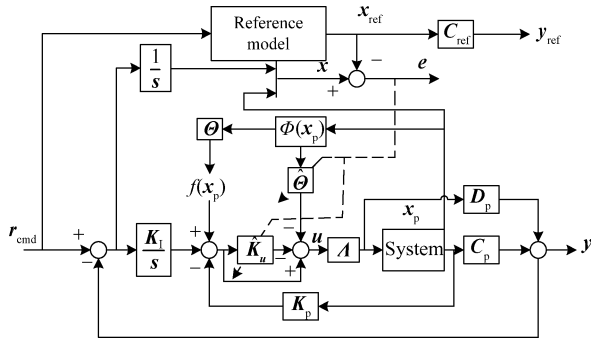


Fig. 4 Structure of variable cycle engine's control system

图4中,定义输出跟踪误差

$$e_y(t) = y(t) - r_{\text{cmd}}(t) \quad (5)$$

$$\dot{e}_{y1}(t) = e_y = y - r_{\text{cmd}} \quad (6)$$

式中 $r_{\text{cmd}}(t) \in R^m$, 表示系统输出要跟随的有界指令, e_{y1} 为 e_y 的积分。

将增广开环动态可写为

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{y1} \\ \dot{x}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & C_p \\ 0 & A_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{y1} \\ x_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_p \\ B_p \end{bmatrix} \Lambda(u + f(x_p)) + \begin{bmatrix} -I_{m \times m} \\ 0_{n_p \times m} \end{bmatrix} r_{\text{cmd}} \quad (7)$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & C_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{y1} \\ x_p \end{bmatrix} + D_p \Lambda(u + \Theta^T \Phi(x)) \quad (8)$$

即

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + B\Lambda(u + \Theta^T \Phi(x_p)) + B_{\text{ref}} r_{\text{cmd}} \\ y &= Cx + D(u + \Theta^T \Phi(x)) \end{aligned} \quad (9)$$

因此,采用的动态跟踪补偿方法需进行几个方面的研究工作,LQR基准控制器设计及基于该最优律的参考模型选取、增广自适应系统的自适应律设计等。

3.2 LQR基准控制器设计方法及参考模型选取

首先给出LQR基准控制器的设计原理及方法^[13~15]。令式(10)中 $\Lambda = I_{m \times m}$, $\Theta = 0_{N \times m}$, $\xi(t) = 0$, 得系统线性标称开环动态模型。利用LQR比例积分反馈方法,设计LQ最优控制律,具体步骤为

$$\begin{aligned} \dot{z} &= Az + Bv \\ J(v) &= \int_0^\infty (z^T Q z + v^T R v) dt \end{aligned} \quad (10)$$

式中 $z = \dot{x} = [\dot{e}_{y1} \quad \dot{x}_p]^T$, $v = \dot{u}$, $Q = Q^T \geq 0$, $R = R^T \geq 0$, 控制输入 v 使得开环动态的 $J(v)$ 最小。反馈形式的最优LQR解为

$$v = \dot{u} = -R^{-1} B^T P z = -[K_i \quad K_p] \begin{bmatrix} \dot{e}_{y1} \\ \dot{x}_p \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中 P 是 Riccati 方程唯一对称正定解, 满足

$$A^T P + PA + Q - PBR^{-1}B^T P = 0 \quad (12)$$

积分得基准LQR-PI控制器

$$u_{\text{bl}} = -K_x^T x = -K_i e_{y1} - K_p x = K_i \frac{(y_{\text{cmd}} - y)}{s} - K_p x_p \quad (13)$$

其中,最优控制增益矩阵

$$K_x^T = (K_i \quad K_p) \quad (14)$$

式中 K_i , K_p 分别表示积分增益与比例增益。

通过LQR对变循环航空发动机进行仿真,图5给出了权重罚函数 r 对系统的影响。可以看出不同 r 值的选择改变了系统对状态的惩罚,且闭环特性不同。图6给出该标称点时系统回路之间的响应结果及耦合关系。

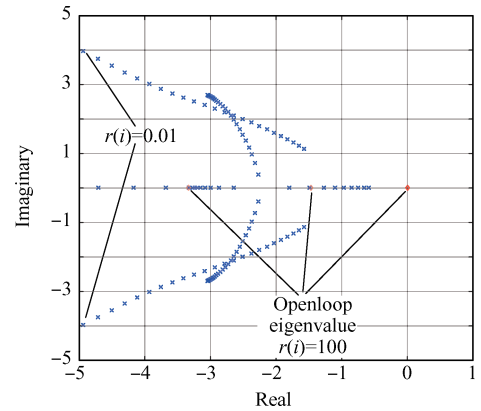


Fig. 5 Root locus varying the penalty parameter r

对高度0km,马赫数0标称点所设计的LQR基准控制器的 Q, R 为

$$Q = \begin{bmatrix} 5000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 4500 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 4500 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

可以看出,系统未存在建模不确定性时,基准LQR具有很好的控制效果,且回路之间耦合影响很小,其中,第二回路与第三回路的耦合影响相对较大,但是均小于5%。因此,该基准控制器解决了各回路耦合关系。

自适应控制中参考模型选取为指令跟踪提供期望同时保证各回路的解耦,本文通过基准控制器的最优律求得各标称点的闭环动态期望。参考模型为

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{ref}} &= (\underbrace{A - BK_x^T}_{A_{\text{ref}}}) x_{\text{ref}} + B_{\text{ref}} r_{\text{cmd}} \\ y_{\text{ref}} &= (\underbrace{C - DK_x^T}_{B_{\text{ref}}}) x_{\text{ref}} \end{aligned} \quad (15)$$

式中 A_{ref} 为 Hurwitz 矩阵。

3.3 增广模型参考自适应控制补偿设计方法

按图4所示的整体控制结构所示,系统存在不确定性 Λ 和 Θ 时,通过对上述LQR基准控制器自适应

增广以改进跟踪特性^[16~19]。增广系统的控制输入为基准控制器和自适应增广 u_{ad} , 即

$$u = -K_x^T x + u_{ad} = u_{bl} + u_{ad} \quad (16)$$

将式(16)带入式(8)得

$$\dot{x} = A_{ref}x + B\Lambda(u_{ad} + \underbrace{(I_{m \times m} - \Lambda^{-1})u_{bl}}_{\bar{\Theta}^T \Phi(u_{bl}, x_p)} + \underbrace{\Theta^T \Phi(x_p)}_{\bar{\Theta}^T \Phi(u_{bl}, x_p)}) + B_{ref}y_{cmd} \quad (17)$$

$$y = C_{ref}x + D\Lambda(u_{ad} + \bar{\Theta}^T \Phi(u_{bl}, x_p))$$

定义回归矢量为

$$\bar{\Phi}(u_{bl}, x_p) = (u_{bl}^T \quad \Phi^T(x_p))^T$$

未知/理想参数的增广矩阵为

$$\bar{\Theta} = (K_u^T \quad \Theta^T)^T$$

通过设计自适应输入分量 u_{ad} 主导系统匹配不确定性 $\bar{\Theta}^T \bar{\Phi}(u_{bl}, x_p)$, 即

$$\begin{aligned} \dot{x} &= A_{ref}x - B\Lambda\Delta\bar{\Theta}^T\bar{\Phi} + B_{ref}r_{cmd} \\ y &= C_{ref}x - D\Lambda\Delta\bar{\Theta}^T\bar{\Phi} \end{aligned} \quad (18)$$

式中 $\Delta\bar{\Theta} = \hat{\bar{\Theta}} - \bar{\Theta}$ 是参数估计误差矩阵。

跟踪误差动态方程为

$$e = x - x_{ref} \quad (19)$$

代入式(15), 式(17)得

$$\dot{e} = A_{ref}e - B\Lambda\Delta\bar{\Theta}^T\bar{\Phi} \quad (20)$$

选取考虑径向无界且表征系统能量的二次李雅普诺夫候选函数来设计自适应律, 确保误差动态的闭环稳定性

$$V(e, \Delta\bar{\Theta}) = e^T P_{ref} e + \text{tr}(\Delta\bar{\Theta}^T \Gamma_{\bar{\Theta}}^{-1} \Delta\bar{\Theta} \Lambda) \quad (21)$$

式中 $\Gamma_{\bar{\Theta}} = \Gamma_{\bar{\Theta}}^T > 0$ 代表自适应率, $P_{ref} = P_{ref}^T > 0$ 是下式代数李雅普诺夫方程唯一的对称正定解

$$A_{ref}^T P_{ref} + P_{ref} A_{ref} = -Q_{ref} \quad (22)$$

式中 $Q_{ref} = Q_{ref}^T > 0$ 。

对式(21)求时间微分并依据矢量迹恒等式推导得

$$\dot{V}(e, \Delta\bar{\Theta}) = -e^T Q_{ref} e + 2 \text{tr}(\Delta\bar{\Theta}^T \{\Gamma_{\bar{\Theta}}^{-1} \dot{\Delta\bar{\Theta}} - \bar{\Phi} e^T P_{ref} B\} \Lambda) \quad (23)$$

为了证明 $\dot{V}(e, \Delta\bar{\Theta})$ 的一致最终有界性, 选取

$$\dot{\Delta\bar{\Theta}} = \Gamma_{\bar{\Theta}} \bar{\Phi}(u_{bl}, x_p) e^T P_{ref} B$$

则满足

$$\dot{V}(e, \Delta\bar{\Theta}) = -e^T Q_{ref} e \leq 0 \quad (24)$$

利用误差动态式可以得到 $\bar{e}$ 有界且一致连续, 同时, 因为 $e(t)$ 趋于零, 根据 Barbalat 引理可以得到

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \left\| \Delta\bar{\Theta}^T(t) \bar{\Phi}(u_{bl}(t), x(t)) \right\| = 0$$

且

$$y = Cx - D\Lambda(\Delta\bar{\Theta}^T \bar{\Phi}) \rightarrow C_{ref}x \rightarrow C_{ref}x_{ref} = y_{ref}$$

上述证明对于任意的有界指令, 式(17)中给出的闭环系统输出可以实现对式(15)给出的参考模型输出的全局渐进跟踪。其中, 自适应增广分量可写为

$$u_{ad} = -\hat{\bar{\Theta}}^T \bar{\Phi}(u_{bl}, x_p) \quad (25)$$

则总控制输入为

$$u = u_{bl} + u_{ad} = \underbrace{-K_x^T x}_{\text{Base}} + \underbrace{[\hat{K}_u^T u_{bl} - \hat{\bar{\Theta}}^T \Phi(x_p)]}_{\text{Augmented adaptive}} \quad (26)$$

即

$$\begin{aligned} u &= (I_{m \times m} - \hat{K}_u^T) u_{bl} - \hat{\bar{\Theta}}^T \Phi(x_p) = \\ &= -(I_{m \times m} - \hat{K}_u^T) K_x^T x - \hat{\bar{\Theta}}^T \Phi(x_p) = \\ &= (I_{m \times m} - \hat{K}_u^T) (K_x^T \frac{r_{cmd} - y}{s} - K_p x_p) - \hat{\bar{\Theta}}^T \Phi(x_p) \end{aligned} \quad (27)$$

以上基于 LQR 基准控制器的模型参考自适应增广方法, 能够有效实现多变量系统存在建模不确定性时的动态跟踪控制。

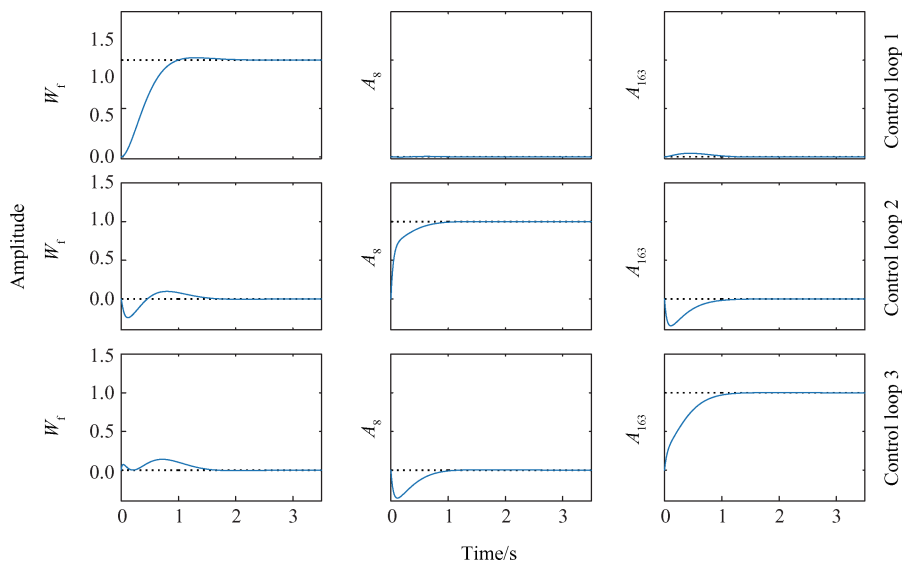


Fig. 6 Simulation results of a baseline LQR controller of variable cycle engine

4 变循环航空发动机控制器设计

在上述基础上,对变循环航空发动机各状态点进行LQR基准控制器的增广模型参考自适应控制器设计研究。

通过选取多个典型标称点将变循环航空发动机的飞行包线进行划分^[20]。由于飞行高度影响相对较小,将其分成 $H=0, 3, 7, 11, 15, 18\text{km}$ 等区域。飞行速度根据不同高度确定, $H=11\text{km}$ 时,飞行速度划分为 $Ma=0.9, 1.2, 1.5, 1.7$,对于 $H=3\text{km}$ 划分为 $Ma=0, 0.3, 0.5, 0.7$ 。此外,发动机低压转子转速对发动机数学模型影响相对较大,故将其划分为9个状态,即 $n_L=96\%, 94\%, 92\%, 90\%, 88\%, 86\%, 84\%, 82\%, 80\%$ 。

进而对不同标称点设计基于LQR基准控制器的增广模型参考自适应控制器。以飞行条件为: $H=0\text{km}, Ma=0, n_L=88\%$ 为仿真算例,该条件下小偏离相对增量形式线性数学模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_L \\ \dot{n}_H \\ \dot{T}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.1 & 0.9553 & 0.6775 \\ -0.1023 & -3.4504 & -0.7 \\ -17.2543 & -12.5625 & -34.4917 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ T_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.1818 & 0.2178 & -0.1442 \\ 0.5402 & 0.4280 & 0.2174 \\ 19.9811 & 6.3645 & 1.3267 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_f \\ A_8 \\ A_{fvali} \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{N}_{Lcor} \\ \dot{EPRS} \\ \dot{LEPR} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 1.1688 & -1.184 & -0.2638 \\ 0.5903 & -1.3967 & -0.2334 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ T_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0.3900 & -0.7974 & 0.1511 \\ -0.1472 & 0.5297 & -0.1235 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_f \\ A_8 \\ A_{163} \end{bmatrix} \quad (29)$$

可建立变循环航空发动机存在建模不确定性时的动态微分方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_H \\ \dot{n}_L \\ \dot{T}_4 \end{bmatrix}_{x_p} = \underbrace{\begin{bmatrix} -1.1 & 0.9553 & 0.6775 \\ -0.1023 & -3.4504 & -0.7 \\ -17.2543 & -12.5625 & -34.4917 \end{bmatrix}}_{A_p} \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ T_4 \end{bmatrix}_{x_p} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0.1818 & 0.2178 & -0.1442 \\ 0.5402 & 0.4280 & 0.2174 \\ 19.9811 & 6.3645 & 1.3267 \end{bmatrix}}_{B_p} \begin{bmatrix} w_f(t) \\ A_8(t) \\ A_{fvali}(t) \end{bmatrix}_{u_p} + \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 \end{bmatrix}}_{\Lambda m} \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ T_4 \end{bmatrix}_{x_p}$$

利用式(7)对其增广得变循环航空发动机增广开环动态为

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{n_L} \\ \dot{e}_{n_H} \\ \dot{e}_{T_4} \\ \dot{x}_p \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & C_p \\ 0_{3 \times 3} & A_p \end{bmatrix}}_A \begin{bmatrix} e_{n_L} \\ e_{n_H} \\ e_{T_4} \\ x_p \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ B_p \end{bmatrix}}_B \underbrace{\begin{bmatrix} q_{m,l}(t) \\ A_8(t) \\ A_{fvali}(t) \end{bmatrix}}_u + \underbrace{\begin{bmatrix} -I_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}}_{B_{ref}} \underbrace{\begin{bmatrix} n_{Lcmd} \\ n_{Hcmd} \\ T_{4cmd} \end{bmatrix}}_{r_{cmd}} \quad (30)$$

$$y = \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & C_p \end{bmatrix}}_C x + D_p A(u + f(x))$$

表1给出了 $H=0\text{km}, Ma=0, n_L=96\%$ 的自适应参数。

Table 1 Parameters of adaptive augmentation

Parameters	Values
Matric Q	$Q_{ref} = (0, 1400, 2600, 1, 1, 1)$
Adaptive parameters rates	$\Gamma_k = 60 \times (300, 300, 200, 300, 300, 400)$ $\Gamma_\theta = 100 \times \text{diag}([400 \quad 500 \quad 300])$
Regress vector	$\Phi(x_p) = (n_L \quad n_H \quad T_4)^T$

通过插值的方法完成变循环航空发动机非标称点的增益调度控制^[21]。根据飞行高度和飞行速度确定当前飞行条件领域($\Delta H < 2\text{km}$ 、 $\Delta Ma < 0.2$ 为一个飞行条件领域),进而根据发动机当前状态参数的调度来确定控制器参数值。如:当发动机以双外涵模式工作时,选取低压转子转速作为调度变量,如分别选取 $n_L=96\%, 92\%, 88\%, 82\%$ 等作为设计点参数,即可设计点控制器参数值;若当前低压转子转速为非设计点,则选择当前低压转子转速相邻的两个飞行条件领域下的控制器参数,采用线性插值得到最终参数,其中高度、马赫数变化按照2以及0.2的变化依次求取。同时,可进一步研究变循环航空发动机过渡态控制计划等,与上述稳态控制器实现切换,从而解决变循环发动机过渡态控制问题等。

5 仿真结果分析

通过上述控制器的设计研究,对双转子、双涵道混合排气式变循环航空发动机模型参考自适应控制器仿真。首先对未加入建模不确定性时进行了仿真分析,所设计的控制器能够很好地保证系统正常运行过程中的控制要求,具有期望的控制效果。此处不给出具体的仿真结果,主要对系统存在建模不确定性时的仿真结果进行分析研究。当系统存在建模不确定性时(建模不确定性如式(4)所示),此处分别给出高度、马赫数为 $(0, 0), (1.85, 0.3), (6, 1.1)$ 时的仿真结果。图7~9给出了三个标称点的输出参数仿真结果,图10~12给出了输入参数仿真结果,图13~15给出了输入参数自适应速率的仿真结果。

可以看出,通过调节主燃油流量、喷管喉道面积以及后涵道引射器面积等参数有效地实现了变循环航空发动机的多变量控制,同时,三个标称点的控制器均实现了存在建模不确定时系统的动态跟踪,且稳态控制误差均小于0.3%,动态调节时间均小于1s,超调量均不大于0.8%,所有指标均满足航空发动机控制系统技术要求。且通过不同包线下的仿真结果表明,各子控制器很好地实现了该型变循环航空发

动机全包线控制,系统具有较好的性能,满足性能要求。

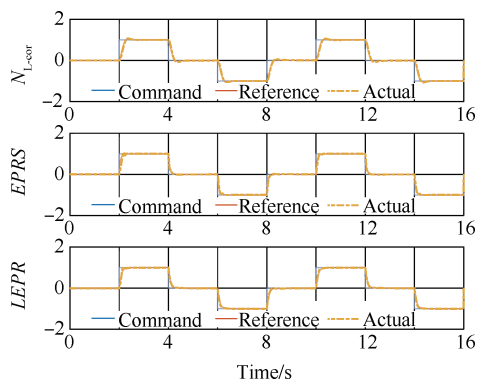


Fig. 7 Simulation results of outputs, when $H=0\text{km}, Ma=0, n_L=88\%$

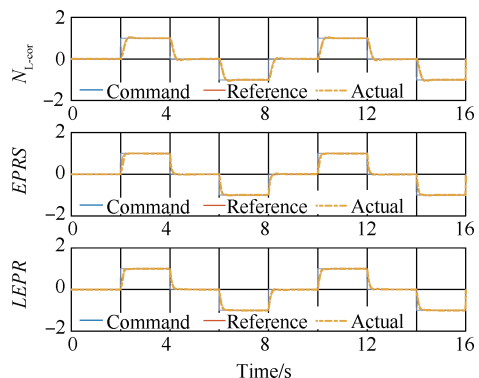


Fig. 8 Simulation results of outputs, when $H=1.85\text{km}, Ma=0.3, n_L=92\%$

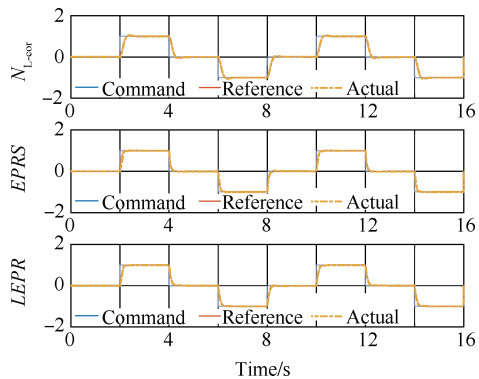


Fig. 9 Simulation results of outputs, when $H=6\text{km}, Ma=1.1, n_L=96\%$

同时,图10~12可以看出,输入参数在很小的范围内调整,仅阶跃产生初期会出现不大于1.5%的调节,总的来说符合航空发动机执行结构动态技术要求。而图13~15给出了输入参数自适应律的变化,可以看出,设计的自适应律保证了存在建模不确定时控制参数的一致渐进有界,使得系统具有全局稳定性。

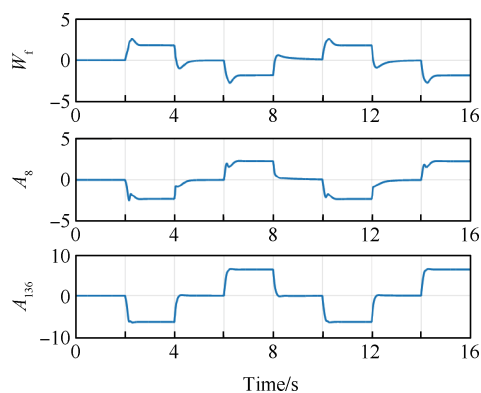


Fig. 10 Simulation results of inputs, when $H=0\text{km}, Ma=0, n_L=88\%$

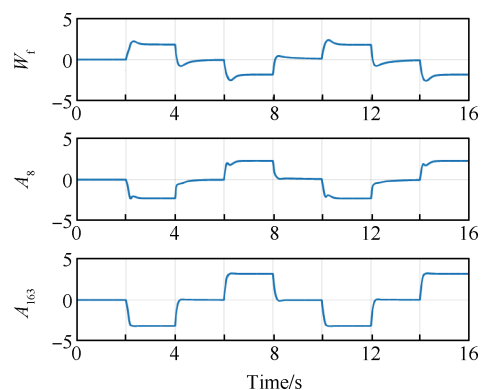


Fig. 11 Simulation results of inputs, when $H=1.85\text{km}, Ma=0.3, n_L=92\%$

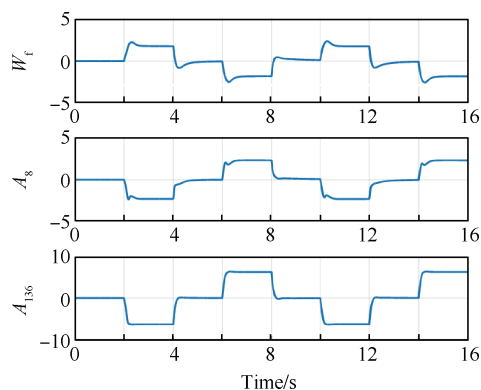


Fig. 12 Simulation results of inputs, when $H=6\text{km}, Ma=1.1, n_L=96\%$

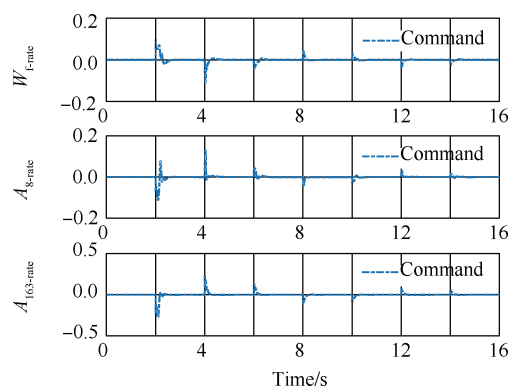


Fig. 13 Simulation results of inputs speed, when $H=0\text{km}, Ma=0, n_L=88\%$

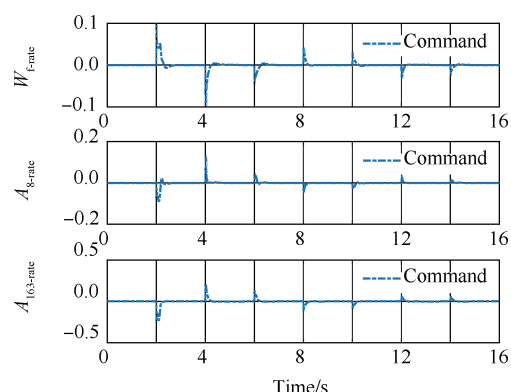


Fig. 14 Simulation results of inputs speed ,when $H=1.85\text{km}, Ma=0.3, n_L=92\%$

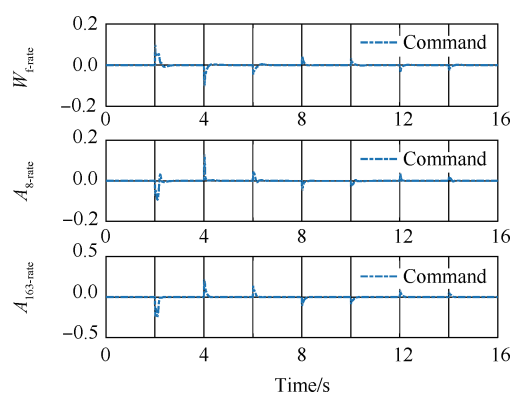


Fig. 15 Simulation results of inputs speed ,when $H=6\text{km}, Ma=1.1, n_L=96\%$

6 结 论

通过系统存在建模不确定时的控制器设计及仿真等研究工作,得到以下结论:

(1)阐明了变循环航空发动机的建模不确定性并给出了线性不确定模型。同时,在系统存在不确定性时,通过LQR单一控制器的仿真,指出了控制性能的不足。

(2)通过李亚普二次候选函数对系统存在不确定性时的自适应律进行设计,仿真结果表明,该控制器自适应参数均一致渐进有界,保证了系统的闭环全局稳定和未建模动态不确定性的鲁棒稳定性。

(3)对双转子、双涵道混合排气式变循环航空发动机进行了控制器设计并完成了多个状态点的仿真验证。仿真结果表明:所设计基于LQR基准控制器的模型参考自适应跟踪补偿控制器在不同状态点均具有良好的静、动态特性,稳态误差小于0.3%,超调量小于0.8%,且调节时间小于1s,满足发动机控制性能要求。同时,改善了存在建模不确定性时基准控制器出现振荡等不利现象,实现了LQR控制器的跟

踪补偿。

通过研究结果证明,基于LQR基准控制器的增广模型参考自适应跟踪补偿方法能够使系统具有优良的跟踪能力,能够实现变循环航空发动机存在建模不确定性时的多变量控制及动态跟踪。

参考文献:

- [1] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008.
- [2] Khalil H. Nonlinear System [M]. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1996.
- [3] Lavretsky E. 鲁棒自适应控制及航空航天应用[M]. 程锦房, 周浩, 译. 北京:国防工业出版社, 2005.
- [4] 韩京清. 自抗扰控制技术—估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
- [5] Asha P Nair, Selvagesan N, Lalithambika V R. Lyapunov Based PD/PID in Model Reference Adaptive Control for Satellite Launch Vehicle Systems[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 12(8): 70-77.
- [6] Stepanyan V, Krishnakumar K. State and Output Feedback Certainty Equivalence M-MRAC for Systems with Unmatched Uncertainties[J]. *Asian Journal of Control*, 2015, 17(6): 2041-2054.
- [7] 周涛, 王磊. 基于跟踪微分器的模型参考自适应控制[J]. *电光与控制*, 2012, 19(10): 46-49.
- [8] 张维存, 刘冀伟, 胡广大. 鲁棒多模型自适应控制系统的稳定性[J]. *自动化学报*, 2015, 1(5): 113-121.
- [9] 张福海, 付宜利, 王树国. 惯性参数不确定的自由漂浮空间机器人自适应控制研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(12): 2347-2354.
- [10] Ma JING, ZHANG Renhua. Model Reference Adaptive Neural Sliding Mode Control for Aero-Engine[J]. *AASRI Procedia*, 2012, (3): 508-514.
- [11] 王曦, 曾庆福. 航空发动机结构参数和非结构参数不确定系统鲁棒 H_∞ 输出反馈控制[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(3): 305-309.
- [12] 朱玉斌, 樊思齐, 张秀华, 等. 基于自调整神经元的航空发动机多变量自适应解耦控制[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(3): 490-494.
- [13] 吴沧浦. 最优控制的理论与方法[M]. 北京:国防工业出版社, 2000.
- [14] Labane Chrif, Zemalache Meguenni Kadda. Aircraft Control System Using LQG and LQR Controller with Optimal Estimation- Kalman Filter Design [J]. *Procedia Engineering*, 2014, 80: 245-257.
- [15] Anton V Proskurnikov. Universal Controllers of V.A.

- Yakubovich: a Systematic Approach to LQR Problems with Uncertain External Signals[J]. *IFAC-Papers On-line*, 2015, 11(48): 557-562.
- [16] Maity A, Hocht L, Holzapfel F. Higher Order Direct Model Reference Adaptive Control with Generic Uniform Ultimate Boundedness[J]. *International Journal of Control*, 2015, 88/10: 2126-2142.
- [17] Alexander W, Zhllitsch. Application of Adaptive Control with Closed-Loop Reference Models to a Model Aircraft with Actuator Dynamics and Input Uncertainty[C]. *Chicago: American Control Conference (ACC)*, 2015.
- [18] Nguyen N T. Optimal Control Modification for Robust Adaptive Control with Large Adaptive Gain[J]. *Systems & Control Letters*, 2012, 61(4): 485-494.
- [19] Kamalasadan S. A Neural Network Parallel Adaptive Controller for Fighter Aircraft Pitch-Rate Tracking[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2011, 60(1): 258-267.
- [20] 卢彬彬, 肖玲斐, 龚仁吉, 等. 基于人工蜂群算法的航空发动机参数自整定PID控制[J]. 推进技术, 2015, 36(1): 130-135. (LU Bin-bin, XIAO Ling-fei, GONG Ren-ji, et al. Self-Tuning PID Control for Aero-Engine Based on Artificial Bee Colony Algorithm [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(1).)
- [21] 张海波, 王健康, 王日先, 等. 一种航空发动机多变量自抗扰解耦控制律设计[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 78-83. (ZHANG Hai-bo, WANG Jian-kang, WANG Ri-xian, et al. Design of an Active Disturbance Rejection Decoupling Multivariable Control Scheme for Aero-Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(1).)

(编辑:朱立影)