# 基于数据驱动的变循环发动机多变量自适应 控制算法研究<sup>\*</sup>

陈尚晰,李秋红,周 婷,周文祥,陆桑炜

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

摘 要:针对变循环发动机包线范围大、自适应控制需求高的问题,在增广线性二次型调节器 (ALQR)基础上,提出一种基于数据驱动的自适应ALQR (DA-ALQR)控制算法。构建了多变量系统 自适应控制准则函数,以梯度下降法对控制器参数进行调整,借助基于数据驱动的动态线性化建模方 法,递推进行输出对输入梯度的近似计算,实现了对ALQR控制参数的自适应调整。仿真结果表明,所 设计的DA-ALQR控制器参数随发动机状态变化得到了有效调整,相较于ALQR控制算法,闭环系统动 态性能得到了大幅度提升,推力在单外涵模式表现出较快的响应速度,在双外涵模式表现出更小的超 调,转速同样表现出了超调减小和响应速度加快特性,验证了所提出方法的有效性。

关键词:变循环发动机;数据驱动控制;自适应控制;多变量系统;梯度下降法 中图分类号: V233.7 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2022) 08-210056-12 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210056

# Multivariable Adaptive Control Algorithm of Variable Cycle Engine Based on Data Driven

CHEN Shang-xi, LI Qiu-hong, ZHOU Ting, ZHOU Wen-xiang, LU Sang-wei

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract**: To meet the requirement of wide flying envelope and satisfy the demand for high adaptive ability of the variable cycle engine (VCE) control system, a data-driven based adaptive augmented linear quadratic regulator (DA-ALQR) control algorithm which is based on ALQR control structure is proposed. The adaptive control criterion function of the multi-variable system is constructed, and the controller parameters are adjusted by gradient descent method. The data driven dynamic linearization modelling method is used to approximate the gradients of the outputs to the inputs recursively. The adaptive parameter adjustment of ALQR controller is realized. The simulation results show that the parameters of the DA-ALQR controller have been effectively adjusted as the engine state changes. Compared with the ALQR control algorithm, the dynamic performance of the closed-loop system has been greatly improved. The response of thrust is faster in the single bypass mode and achieves lower overshoot in the double bypass mode. The response of rotor speed also shows reduction on overshoot and response time. Simulation results verify the effectiveness of the proposed DA-ALQR method.

Key words: Variable-cycle engine; Data-driven control; Adaptive control; Multivariable system; Gradient descent algorithm

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2021-01-26; 修订日期: 2021-04-30。

基金项目:国家科技重大专项(2017-V-0004-0054);国家自然科学基金(51976089)。

作者简介:陈尚晰,硕士生,研究领域为航空发动机控制技术。

通讯作者:李秋红,博士,副教授,研究领域为航空发动机建模与控制技术。

<sup>引用格式: 陈尚晰, 李秋红, 周 婷, 等. 基于数据驱动的变循环发动机多变量自适应控制算法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8):210056. (CHEN Shang-xi, LI Qiu-hong, ZHOU Ting, et al. Multivariable Adaptive Control Algorithm of Variable Cycle Engine Based on Data Driven[J].</sup> *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):210056.)

## 1 引 言

变循环发动机相较于传统的涡扇和涡喷发动机 具有更宽的飞行包线和更多的工作状态,且其参数 变化范围大,可调机构多,要实现变循环发动机的预 期性能,必须采取多变量自适应控制方法,以协调多 个控制回路之间的耦合,适应其大范围变参数特性, 发挥变循环发动机的性能优势<sup>[1]</sup>。

经典的多变量控制方法是基于现代控制理论的 H"控制<sup>[2-3]</sup>、增广LOR(ALOR)<sup>[4-5]</sup>控制、LOG/LTR控制 等鲁棒控制方法<sup>[6]</sup>。这些方法均采用在设计点建立 状态变量数学模型,基于状态变量模型进行控制器 设计的方法,因此在远离设计点的工作状态,由于发 动机的实际参数已经偏离设计点,使得控制器与对 象之间的匹配性减弱,系统的动态性能恶化,因此参 数自适应就显得尤为必要。

在航空发动机上,常用的自适应控制策略为增 益调度方法和模型参考自适应控制方法[7-9]。在增益 调度方面, Frederick等<sup>[10]</sup>采用3×3的输出调度矩阵实 现了变循环发动机三变量H"鲁棒控制器参数的自适 应。李嘉等在LQR基准控制器框架上,基于射影算 子法[11]、增广模型参考自适应控制方法[12]改善了存 在建模不确定性时变循环发动机的控制问题,通过 在包线范围内划分多个区域,设计了变循环发动机 的三变量鲁棒自适应控制控制器,并通过低压转子 转速进行了各包线区域内的控制器参数调度。增益 调度控制的特点就是要在多个工作点进行控制器设 计,如文献[11-12]在包线的不同区域、不同转速下 进行了控制器的设计,这就增加了控制器设计的工 作量,且控制器切换时也容易引起波动[13],甚至影响 稳定性。在模型参考自适应控制方面,早期的研究 集中在单变量控制上[14-15],多变量的模型参考自适应 控制也大多采用单回路的设计方式[16],不能充分发 挥多变量控制系统的优势,不适合变循环发动机这 样的多变量控制系统。最近的文献[17]研究了涡扇 发动机的多变量模型参考自适应控制,但是用于解 决状态量的跟踪问题,对于输出量与状态量不一致 的变循环发动机控制问题[10-12,18-19],不能很好地 解决。

除此之外,基于人工智能的自适应控制技术、模 型预测控制技术也被用来解决航空发动机的强非线 性变参数控制问题。但是人工智能的控制方法多采 用单变量控制方式<sup>[20-22]</sup>,模型预测控制在线优化受到 实时性的制约[23-24],均不能很好地满足变循环发动机 的全包线多变量控制需求。

为此,本文提出了一种基于数据驱动的增广 LOR 控制方法,结合增广 LOR 控制的多变量鲁棒控 制特性和数据驱动无模型自适应控制(MFAC)的在 线学习能力,实现基于发动机输入输出数据的控制 器参数自适应。

### 2 变循环发动机 ALOR 控制

本文研究对象是一台双外涵变循环发动机,该 发动机是在混合排气涡扇发动机的基础部件(风扇、 高压压气机 HPC、燃烧室低压涡轮 LPT、高压涡轮 HPT)之上,加入核心驱动风扇级(CDFS)、模式选择 活门(MSV)、前涵道引射器 FVABI(A224)和后涵道 引射器 RVABI(A163)改造而来<sup>[25]</sup>,变循环发动机结 构示意如图1所示。



Fig. 1 Schematic representation of VCE

针对变循环发动机拥有多个可调几何机构的 特点,本文采用三变量控制器实现对发动机的 控制。

首先针对变循环发动机部件级模型,利用最小 二乘法进行状态变量模型的建立

$$\begin{cases} \dot{x} = A\Delta x + B\Delta u\\ y = C\Delta x + D\Delta u \end{cases}$$
(1)

式 中  $\mathbf{x} = \begin{bmatrix} N_{\mathrm{L}} & N_{\mathrm{H}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}, \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} W_{\mathrm{fm}} & A_{\mathrm{s}} & A_{\mathrm{163}} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}, \quad \mathbf{y} =$  $\begin{bmatrix} N_{\rm L} & F & L_{\rm EPR} \end{bmatrix}^{\rm T}$ 

式中N<sub>1</sub>是风扇转子相对转速,N<sub>1</sub>是压气机转子相对 转速,W<sub>m</sub>是燃油流量,A<sub>8</sub>是尾喷管喉道面积,A<sub>163</sub>是 后涵道引射器面积,F是发动机推力,L<sub>EPB</sub>是发动机 A163处外涵和内涵出口总压之比。

将三个执行机构和误差先后增广进状态量,并 通过对Riccati方程的求解,最终求出ALQR控制器的 控制律[26]

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{r}} = K_{\mathrm{x}}\bar{\boldsymbol{x}} + \frac{K_{\mathrm{e}}\boldsymbol{e}}{\boldsymbol{s}} \tag{2}$$

式中 $\boldsymbol{u}_{r} = \begin{bmatrix} W_{fmr} & A_{sr} & A_{163r} \end{bmatrix}^{T}$ 为控制输出的燃油流量、 尾喷管面积和后涵道引射器面积控制指令, $\bar{x}$ =  $\begin{bmatrix} N_{L} & N_{H} & W_{fm} & A_{8} & A_{163} \end{bmatrix}^{T}$ 为增广执行机构之后的状态量, e为跟踪误差,  $K_{x}$ 为一个 3 × 5 的系数矩阵,  $K_{e}$ 为一个 3 × 3 的系数矩阵。

整个 ALQR 闭环控制器系统的结构如图 2 所示, 图中控制系统指令通过飞行高度 H,马赫数 Ma,油门 杆角度 PLA通过相似变换解算获得,是一个复杂的非 线性函数<sup>[27]</sup>,由于飞行中的推力不可测量,反馈推力  $\hat{F}$ 通过动态神经网络进行估计,推力估计器结构如图 3 所示<sup>[27]</sup>。系统的控制目标是将 $\hat{F}$ , $N_{\rm L}$ , $L_{\rm EPR}$ 控制到期 望值。



Fig. 2 Structure of ALQR control



Fig. 3 Structure of thrust estimator

该动态神经网络推力估计器将9个变循环发动 机可测参数的当前步和前两步数据作为输入,前两 步的收入用两个延迟环节表示,如图3的 $Z^{-1}$ ,这9个 参数分别为: $N_L$ , $N_H$ , $W_{fm}$ , $A_8$ , $A_{163}$ ,发动机进口总压 $p_{12}$ 和总温 $T_{12}$ ,高压压气机出口总压 $p_{13}$ 和加力燃烧室出 口总温 $T_{17}$ ,神经网络输出为发动机估计推力,用函数  $T_{DNN}$ ()描述推力估计器输入和输出有

$$F = T_{\text{DNN}}(x)$$

$$x = [N_{\text{L}}(k-2), N_{\text{H}}(k-2), p_{12}(k-2), T_{12}(k-2), T_{12}(k-2), T_{12}(k-2), T_{13}(k-2), T_{13}(k-2), T_{12}(k-1), T_{12}(k), T_{12}(k), T_{12}(k), T_{12}(k), T_{12}(k), T_{12}(k), T_{13}(k), T_{13}(k$$

### 3 基于数据驱动控制器参数自适应

ALQR 控制控制器基于设计点的状态变量模型 进行设计,在设计点具有良好的稳态性能和动态性 能,当发动机工作到偏离设计点的包线内其他工作 点上,由于积分器的存在,使得控制系统的稳态性能 得以保证,但是动态控制效果往往不如设计点好。

为了改善在非设计点出现的性能恶化情况,在 ALQR控制器的基础上,利用梯度下降法和伪偏导 数,根据自适应准则函数自适应调整ALQR控制器参 数,形成DA-ALQR控制方法,力求在非设计点,改善 动态控制效果,从而达到全包线良好控制。

### 3.1 梯度下降法求解自适应准则函数

为使跟踪误差和控制量变化较小,定义变循环 发动机三变量控制的自适应准则函数为

$$\min_{K_{s},K_{e}} J\left(W_{\text{fmr}}(k),A_{8r}(k),A_{163r}(k)\right) = e_{1}^{2}(k) + e_{2}^{2}(k) + e_{3}^{2}(k) + (4)$$

$$\gamma_{1}\Delta W_{\text{fmr}}^{2}(k) + \gamma_{2}\Delta A_{8r}^{2}(k) + \gamma_{3}\Delta A_{163r}^{2}(k)$$

式中 $\gamma_1$ , $\gamma_2$ , $\gamma_3$ 为加权系数。

$$\begin{cases} e_1(k) = N_{\text{L,cmd}}(k) - N_{\text{L}}(k-1) \\ e_2(k) = F_{\text{cmd}}(k) - \hat{F}(k-1) \\ e_3(k) = L_{\text{EPR,cmd}}(k) - L_{\text{EPR}}(k-1) \end{cases}$$

本文研究的变循环发动机部件级模型仿真步长 T = 0.025s,根据式(2)将控制律离散化可得

$$\begin{bmatrix} W_{\rm fmr}(k) \\ A_{\rm 8r}(k) \\ A_{163r}(k) \end{bmatrix} = K_{x} \begin{bmatrix} N_{\rm L}(k-1) \\ N_{\rm H}(k-1) \\ W_{\rm fm}(k-1) \\ A_{8}(k-1) \\ A_{163}(k-1) \end{bmatrix} + K_{c} \begin{bmatrix} \sum_{n=1}^{k} e_{1}(n) \\ \sum_{n=1}^{k} e_{2}(n) \\ \sum_{n=1}^{k} e_{3}(n) \end{bmatrix} T \quad (5)$$

Ŷ

210056-3

\_

$$K_{x} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} \end{bmatrix}$$

$$K_{x} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix}$$

$$K_{e} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix}$$

$$\Delta a_{11} = -\eta_{11} \frac{\partial J}{\partial a_{11}} =$$

$$-\eta_{11} \begin{bmatrix} \frac{\partial J}{\partial e_{1}(k)} & \frac{\partial e_{1}(k)}{\partial N_{L}(k-1)} & \frac{\partial N_{L}(k-1)}{\partial W_{fmr}(k-1)} & \frac{\partial W_{fmr}(k-1)}{\partial a_{11}} + \frac{\partial J}{\partial e_{2}(k)} & \frac{\partial \hat{e}_{2}(k)}{\partial \hat{e}_{1}(k-1)} & \frac{\partial \hat{e}_{8,e}(k-1)}{\partial A_{8,e}(k-1)} + \\ \frac{\partial J}{\partial e_{3}(k)} & \frac{\partial e_{3}(k)}{\partial L_{EPR}(k-1)} & \frac{\partial L_{EPR}(k-1)}{\partial A_{163r}(k-1)} & \frac{\partial A_{163r}(k-1)}{\partial a_{11}} + \\ \gamma_{1} \frac{\partial J}{\partial W_{fmr}(k)} & \frac{\partial W_{fmr}(k)}{\partial a_{11}} + \gamma_{2} \frac{\partial J}{\partial A_{8r}(k)} & \frac{\partial A_{8,e}(k)}{\partial a_{11}} + \gamma_{3} \frac{\partial J}{A_{163r}(k)} & \frac{\partial A_{163r}(k)}{\partial a_{11}} \\ 2\eta_{11} \begin{bmatrix} e_{1}(k) & N_{L}(k-2) & \frac{\partial N_{L}(k-1)}{\partial W_{fmr}(k-1)} & -\gamma_{1}W_{fmr}(k)N_{L}(k-1) \end{bmatrix} \end{bmatrix}$$

$$(6)$$

$$K = R \oplus E^{1} \oplus E^{1}$$

 $\Delta b_{11} = -\lambda_{11} \frac{\partial J}{\partial b_{11}} =$ 

$$-\lambda_{11} \left[ \frac{\partial J}{\partial e_{1}(k)} \frac{\partial e_{1}(k)}{\partial N_{L}(k-1)} \frac{\partial N_{L}(k-1)}{\partial W_{fmr}(k-1)} \frac{\partial W_{fmr}(k-1)}{\partial b_{11}} + \frac{\partial J}{\partial e_{2}(k)} \frac{\partial e_{2}(k)}{\partial \hat{F}(k-1)} \frac{\partial \hat{F}(k-1)}{\partial A_{8r}(k-1)} \frac{\partial A_{8r}(k-1)}{\partial b_{11}} + \right] = (8)$$

$$-\lambda_{11} \left[ \frac{\partial J}{\partial e_{3}(k)} \frac{\partial e_{3}(k)}{\partial L_{EPR}(k-1)} \frac{\partial L_{EPR}(k-1)}{\partial A_{163r}(k-1)} \frac{\partial A_{163r}(k-1)}{\partial b_{11}} + \right]$$

$$\gamma_{1} \frac{\partial J}{\partial W_{fmr}(k)} \frac{\partial W_{fmr}(k)}{\partial b_{11}} + \gamma_{2} \frac{\partial J}{\partial A_{8r}(k)} \frac{A_{8r}(k)}{\partial b_{11}} + \gamma_{3} \frac{\partial J}{\partial A_{163r}(k)} \frac{\partial A_{163r}(k)}{\partial b_{11}} \right]$$

$$2\lambda_{11} \left[ e_{1}(k) \sum_{n=1}^{k} e_{1}(n) \frac{\partial N_{L}(k-1)}{\partial W_{fmr}(k-1)} - \gamma_{1} W_{fmr}(k) \sum_{n=1}^{k} e_{1}(n) \right]$$

式 中  $\eta_{ij}(i=1,2,3; j=1,2\cdots 5), \lambda_{pq}(p=1,2,3; q=1,2,3)$ 分别为控制律中比例和积分项的梯度下降 系数。

同理可依据式(7)和(8)获得 $K_x$ 参数矩阵 $a_{12} \sim a_{35}$ 的变化量和 $K_e$ 参数矩阵内 $b_{12} \sim b_{33}$ 的变化量,这里不再一一给出。

由式(7)和式(8)可知,如能获得 $\partial N_{L}(k-1)/\partial W_{fm}(k-1)$ 的值,就可以根据误差和控制量求解出 $a_{11}$ 和 $b_{11}$ 的变化量。

### 3.2 变循环发动机的动态线性化模型

参考基于数据驱动的紧格式动态线性化(CFDL) 无模型自适应控制方法<sup>[28]</sup>,将被控对象变循环发动 机描述为

$$y(k + 1) = f(y(k),...,y(k - n_y), u(k),...,u(k - n_y))$$
(9)

式中 $y(k) \in R$ 表示系统在k时刻的输出, $u(k) \in R$ 表示系统在k时刻的输入, $n_y$ , $n_u$ 分别表示输出和输入的

阶数。

对式(8)进行线性化处理,可以得到其线性描述 如下

$$\Delta \mathbf{y}(k+1) = \boldsymbol{\phi}(k) \Delta \boldsymbol{u}(k) \tag{10}$$

式中 $\phi(k)$ 为输出对输入的伪偏导数

$$\Delta \mathbf{y} (k+1) = \begin{bmatrix} \Delta N_{\rm L} (k+1) \\ \Delta \hat{F} (k+1) \\ \Delta L_{\rm EPR} (k+1) \end{bmatrix}$$
$$\Delta \mathbf{u} (k) = \begin{bmatrix} \Delta W_{\rm fmr} (k) \\ \Delta A_{\rm 8r} (k) \\ \Delta A_{\rm 163r} (k) \end{bmatrix}$$
$$\boldsymbol{\phi} (k) = \begin{bmatrix} \phi_{11} (k) & \phi_{12} (k) & \phi_{13} (k) \\ \phi_{21} (k) & \phi_{22} (k) & \phi_{23} (k) \\ \phi_{31} (k) & \phi_{32} (k) & \phi_{33} (k) \end{bmatrix}$$

以 φ<sub>11</sub>(k), φ<sub>22</sub>(k) 和 φ<sub>33</sub>(k) 为例, 其近似计算过 程为

$$\phi_{11}(k) = \frac{\Delta N_{\rm L}(k+1)}{\Delta W_{\rm fmr}(k)} = \frac{N_{\rm L}(k+1) - N_{\rm L}(k)}{W_{\rm fmr}(k) - W_{\rm fmr}(k-1)} \approx \frac{\partial N_{\rm L}(k-1)}{\partial W_{\rm fmr}(k-1)}$$
(11)

$$\phi_{22}(k) = \frac{\Delta \hat{F}(k+1)}{\Delta A_{8r}(k)} = \frac{\hat{F}(k+1) - \hat{F}(k)}{A_{8r}(k) - A_{8r}(k-1)} \approx \frac{\partial \hat{F}(k-1)}{\partial A_{8r}(k-1)}$$
(12)

$$\phi_{33}(k) = \frac{\Delta L_{\rm EPR}(k+1)}{\Delta A_{163r}(k)} = \frac{L_{\rm EPR}(k+1) - L_{\rm EPR}(k)}{A_{163r}(k) - A_{163r}(k-1)} \approx \frac{\partial L_{\rm EPR}(k-1)}{\partial A_{163r}(k-1)}$$
(13)

因此,只要求出系统的伪偏导数矩阵 $\phi(k)$ ,即可 近似求出式(7),式(8)中的 $\partial N_{L}(k-1)/\partial W_{fmr}(k-1)$ , 以及其他未给出的表达式中的偏导数的值。

#### 3.3 伪偏导数计算方法

对于航空发动机这类复杂的强非线性系统,其 伪偏导数的计算是比较困难的,但是其数值行为却 比较容易估计,因此本文采用最优估计方法来进行 近似计算伪偏导数 $\phi(k)$ 的估计值 $\hat{\phi}(k)$ ,采用如下的 评价指标<sup>[29-30]</sup>

$$\min_{\phi(k)} J_1(\phi(k)) = [y(k) - y(k - 1) - \phi(k)\Delta u(k)]^2 + \mu [\phi(k) - \hat{\phi}(k - 1)]^2$$
(14)

式中µ为惩罚因子。

对式(13)关于 $\phi(k)$ 求极小值,以获得 $\phi(k)$ 的最优估计 $\hat{\phi}(k)$ ,有

$$\frac{\partial (J_{1}(\phi(k)))}{\phi(k)} \left| \phi(k) = \hat{\phi}(k) = \frac{\partial J((y(k) - y(k-1) - \phi(k)\Delta u(k-1))^{2})}{\partial \phi(k)} + \frac{\partial J(\mu(\phi(k) - \hat{\phi}(k-1))^{2})}{\partial \phi(k)} = \frac{(15)}{\partial \phi(k)} = \frac{(15)}{\partial \phi(k)} = \frac{2(\Delta y(k) - \hat{\phi}(k)\Delta u(k-1))\Delta u(k-1)^{T}}{2\mu(\hat{\phi}(k) - \hat{\phi}(k-1)) = 0}$$

$$8 \overline{\psi}$$

$$8 \overline{\psi}$$

$$8 \overline{\psi}$$

$$8 \overline{\psi}$$

$$8 \overline{\psi}$$

$$8 \overline{\psi}$$

$$4 \overline{$$

 $1) \left\| \Delta u \left( k - 1 \right) \right\|^2$ 

$$\hat{\phi}(k) \| \Delta u(k-1) \|^{2} + \mu (\hat{\phi}(k) - \hat{\phi}(k-1)) - \\
\hat{\phi}(k-1) \| \Delta u(k-1) \|^{2} = (17) \\
\Delta y(k) \Delta u(k-1)^{T} - \hat{\phi}(k-1) \| \Delta u(k-1) \|^{2} \\
\text{ff UAF} \\
\hat{\phi}(k) = \hat{\phi}(k-1) + \\
\frac{(\Delta y(k) - \hat{\phi}(k-1)\Delta u(k-1))\Delta u(k-1)^{T}}{\mu + \| \Delta u(k-1) \|^{2}} \\
(18)$$

由式(18)递推便可得出伪偏导数估计值 $\hat{\phi}(k)$ 的大小。

而伪偏导数作为反应系统输出对输入的放大系数,其数值大小理应在一个合理的范围内变化,同时输出应该对输入变化单调,因此伪偏导数符号应保持不变,当伪偏导数估计值不合理,则重置伪偏导数估计值<sup>[31]</sup>

$$\hat{\phi}(k) = \hat{\phi}(1)$$
  
if  $|\hat{\phi}(k)| \le \varepsilon$  (19)  
or  $\operatorname{sign}(\hat{\phi}(k)) \neq \operatorname{sign}(\hat{\phi}(1))$ 

式中 $\varepsilon$ 为一个较小的正数,sign()为符号函数。

### 4 仿真验证

为了验证DA-ALQR控制器的自适应控制效果, 现在变循环发动机单双涵模式下做大包线仿真工 作,并与ALQR控制结果进行对比,此时变循环发动 机由部件级模型代替[25]。由于控制指令是随飞行高 度、马赫数和油门杆角度变化的,仿真中以这三个量 的变化来反映工作点和指令的变化。飞机的最大爬 升速度与高度有关,高度增加,推力减小,爬升速度 减小,F-16战斗机在海平面的最大爬升速度可以达 到 300m/s 以上<sup>[32]</sup>, AAF 战斗机设计爬升任务爬升率 为100m/s,在本文的仿真过程中为了节约时间和图 幅,参考了大部分文献在包线内连续仿真的做 法[17.24],将飞机爬升时间进行了缩短,以便描述更大 的包线范围,相当于加大了外部干扰的强度,如果在 此条件下控制系统能够取得良好的效果,实际情况 下性能会更好。接下来给出单双涵下的仿真验证 结果。

(1)单外涵模式下的仿真验证

单涵模式下的仿真从高空设计点(H=11km, Ma= 1.5)开始,首先油门杆角度 PLA 在第 15s 从 65° 推到 40°,再在第 30s 从 40° 推到 65°,在第 50s 油门杆推到 100° 的加力状态,并再次依次拉回到 65° 和 40°,接着 在第 110s 改变高度 H和马赫数 Ma,使得发动机运行 到 H=8km, Ma=1.2 的工作点,然后再次在该点做推拉 油门动作,油门杆角度 PLA 在第 160s 从 40°推到 65° 再拉回 40°,整个过程的高度、马赫数和油门杆角度 变化如图 4 所示。值得指出的是,加力燃油流量根据 油门杆角度开环给出,加力供油控制计划和转速控 制系统一致。在加力过程中,为保持核心机工作状 态不变,风扇转速指令维持在 100% 不变,外涵和内 涵出口总压之比指令保持不变,推力指令增大和加 力燃油流量匹配,确保主燃油流量基本不变,而尾喷 口面积增大,由于推力控制计划不是本文研究内容, 所以不在此进行具体讨论。整个仿真过程中,发动





机控制系统的推力反馈来自于动态神经网络推力估计器,仿真图中分别画出了发动机实际输出推力,推力估计器输出推力的响应曲线。图5以K<sub>e</sub>(2,1),K<sub>e</sub>(2,2)和K<sub>e</sub>(2,3)为示例给出了动态过程中控制器参数的变化曲线。图6中给出了整个仿真过程中系统控制量、被控制量的响应曲线,并给出了推力响应的局部放大图(图6(b)~(e))。



Fig. 5 DA-ALQR control parameter setting curve (single bypass mode)

由图 5 可看出,在三变量控制器中,DA-ALQR控制方法在ALQR控制器的基础上,实现了控制参数跟随发动机状态变化实时变化,且在油门角度变化过程中,伪偏导数有比较明显的调整。图6中所有变量

均为相对设计点的归一化数据, F<sub>end</sub>, N<sub>Lend</sub>, L<sub>EPR, end</sub>代表通过油门、高度、马赫数解算的F, N<sub>L</sub>和L<sub>EPR</sub>指令,下标"ALQR"代表采用常规ALQR控制时发动机的输

出,下标"DA-ALQR"代表采用DA-ALQR控制时发动机输出, $\hat{F}_{DA-ALQR}$ 代表采用DA-ALQR控制时推力估计器输出的推力估计值,即为推力的反馈值。值





Fig. 6 Response of the engine outputs(single bypass mode)

得指出的是常规 ALQR 控制和 DA-ALQR 控制采用 相同的推力估计器,由于两者的控制效果不同,推 力估计结果也不同,为避免曲线过多引起的混乱, 图中没有给出采用常规 ALQR 控制时,推力估计器 的输出,仅给出了更为关注的发动机输出推力进行 对比。

控制系统通过指令和反馈值之间的差异调节控制器输出,为此图 6(c)~(e)的推力响应局部放大图中均表现出推力的估计值能够跟踪推力的指令值, 而发动机输出推力和指令值之间存在跟踪误差,这 是由于推力估计误差引起的。图 6(b)中由于推力估 计误差较小,发动机输出推力和推力估计值均实现 了对推力指令的跟踪。发动机推力估计误差受到动 态神经网络泛化能力的影响,对于和训练数据采集 工作点和工作状态有较大差异的工作点,推力估计 精度下降,由于本文不研究推力估计问题,因此不进 行具体的介绍和验证。

由图 6 可见,与ALQR 控制效果对比可发现,DA-ALQR 控制系统的推力动态响应性能具有明显的优势,在图 6(b)和(d)所示的加速过程中,调节时间分别缩短了 1.5s和 1.7s,在图 6(c)和(e)所示的减速过程中,调节时间分别缩短了 2.3s和 2.1s。由图 6(f)可见,在加减速过程中转速的超调量均有减小,这对防止超转具有益处。相比推力和转速,L<sub>EPR</sub>控制目标随高度马赫数做微调,变化范围较小。图 6(g)在减速过程中引起L<sub>EPR</sub>向上的耦合有明显增大,这可能是由于减速过程中,图 6(j)尾喷口面积均有一个增大的快动态过程,引起内涵出口压力突然降低,使得外涵和内涵出口的总压之比增大。L<sub>EPR</sub>在整个动态过程变化较小,引起的动态误差小,在评价指标中占比较小,因此出现了偏差增大的情况。加力过程中,推力指令增大 30%,N<sub>Lemd</sub>,L<sub>EPR</sub>, end 保持不变,主燃油不变, 尾喷口面积增大,仅在加力通断过程中引起了N<sub>L</sub>, L<sub>EPR</sub>和主燃油波动,与发动机工作过程相符,说明加 力推力控制指令合理。

(2)双外涵模式下的仿真验证

双涵模式下,变循环发动机部件级模型从地面 设计点开始(H=0km, Ma=0)做大动态过程,油门杆角 度PLA在第15s从65°推到30°,再在第30s从30°推到 65°并再次拉回30°,做一个大油门推拉动作。接着在 第70s改变高度H和马赫数Ma,使得变循环发动机跑 到高空点(H=12km, Ma=1.2)处, 然后再次在该点做 大油门推拉动作,油门杆角度PLA在第120s从40°推 到 65°,在第 140s 油门杆推到 110°最大加力状态,再 依次拉回65°和40°,如图7所示。控制器参数变化示 例如图8所示。由图8可见,控制器参数同样在油门 角度发生变化时调整幅度较大,且在高空和地面状 态表现出不同的调整方向,反映出变循环发动机在 高低空具有不同的动态特性。全程中 ALQR 和 DA-ALQR控制方法的控制效果如图9所示(图9中(a)~ (c),(g)数据为相对设计点的归一化后数据)。其中 推力变化图中同样分别画出了发动机实际输出推 力,推力估计器输出推力的响应曲线。

由图 9(a)~(c)可见, DA-ALQR 控制在和 ALQR 控制响应速度相当的情况下,推力响应的超调量有 明显的减小。同样的与单外涵下一样,由于控制系 统反馈来自于推力估计器,所以发动机实际输出推 力与推力指令之间存在些许稳态误差,加力过程中, 控制系统响应符合发动机工作原理。由图 9(d)~(f) 可见, DA-ALQR 的转速响应速度在无超调的情况取 得了较大的提升。图 9(h)中尾喷口响应正常,因此 图 9(g)中也没有出现单外涵中的 L<sub>EPR</sub>突然增大情况, DA-ALQR 算法的耦合更小,跟踪效果更好。整个变 循环发动机在单双外涵模式下的大动态仿真结果验 证了 DA-ALQR 控制方法在发动机状态发生变化的 时候具有自适应调整控制参数的能力,并且通过与

> 12 10 8 H/km 6 4 2 0 0 50 100 150 200 Time/s (a) Height H 1.2 1.0 0.8 0.6 Wa 0.4 0.2 0.0 50 100 150 200 0 Time/s (b) Mach number Ma 120 100  $PLA/(^{\circ})$ 80 60 40 20 50 100 150 200 0 Time/s (c) Power-lever angle PLA





ALQR 控制结果的对比,验证了 DA-ALQR 控制方法 具有更优秀的控制性能。



Fig. 8 DA-ALQR control parameter setting curve (double bypass mode)







5 结 论

本文针对变循环发动机开展了基于数据驱动的

自适应 ALQR 控制算法(DA-ALQR)研究,并在单双 涵模式下进行了包线内的仿真验证工作。可以得到 以下一些结论:

(1)相较于ALQR算法,DA-ALQR算法实现了根据发动机状态变化对控制器参数的自适应调整,提高了控制系统对发动机参数变化的适应能力。

(2)以递推伪偏导数代替梯度下降中偏导数的 计算,避免了航空发动机部件级模型过于复杂、偏导 数计算困难的现象,在控制器参数自适应过程中起 到了良好的作用。

(3)采用了DA-ALQR控制算法的变循环发动机 在加减速过程中,推力及转速的动态特性有明显提 高,验证了所提出的多变量自适应控制方法的有 效性。

在本文的后续研究中,将探讨加力燃油参与推 力闭环控制的可行性。

**致** 谢:感谢国家科技重大专项和国家自然科学基金的 资助。

#### 参考文献

- [1] Shutler A G. Control Configuration Design for the Aircraft Gas Turbine Engine[J]. Computing & Control Engineering Journal, 1995, 6(1): 22-28.
- Yang Gang, Sun jianguo. Reduced Order H<sub>x</sub>/LTR Method for Aeroengine Control System [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2004, 17(3): 129–135.
- [3] 聂聆聪,李 岩,戴冬红.涡轮冲压组合发动机模态 转换多变量控制研究[J].推进技术,2017,38(5): 968-974. (NIE Ling-cong, LI Yan, DAI Dong-hong. Study on Mode Transition Multi-Variable Control for Turbine-Based Combined Cycle Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5): 968-974.)
- [4] 李秋红,孙健国.航空发动机解耦控制器设计[J].航空学报,2006,27(6):1046-1050.
- [5] 庞淑伟,李秋红,任冰涛,等.STOVL飞机发动机多变量控制方法[J].航空动力学报,2017,32(8):2041-2048.
- Yong WANG, Qiangang ZHENG, Zhigui XU. A Novel Control Method for Turboshaft Engine with Variable Rotor Speed Based on the Ngdot Estimator Through LQG/ LTR and Rotor Predicted Torque Feedforward [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(7): 1867-1876.
- [7] Si-Xin Wen, Yan Li, Xian Du, et al. A Multivariable Robust Adaptive Control Scheme for Aero-Engines [C]. Shenyang: Proceedings of the 39th Chinese Control Conference, 2020.
- [8] Xiaoping Huang, Caiyun Wu, Yiping Liu. Finite-Time Hinfinity Model Reference Control of SLPV Systems and Its Application to Aero-Engines [J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 43525-43533.

- [9] Cline C Harvey O, Silverstein, Donald M, et al. Model Reference Adaptive Control of a Turbofan Engine Using Output-Feedback[C]. Charlotte: ASME Turbine Technical Conference and Exposition(Turbo Expo), 2017.
- [10] Frederick D K, Garg S, Adibhatla S. Turbofan Engine Control Design Using Robust Multivariable Control Technologies[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2000, 8(6): 961-970.
- [11] 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(02):440-449.)
- [12] 李 嘉,李华聪,韩小宝,等.建模不确定性下变循 环发动机自适应控制器设计[J].推进技术,2018,39
  (4):872-880. (LI Jia, LI Hua-cong, HAN Xiao-bao, et al. Adaptive Controller Design with Modeling Uncertainties of Variable Cycle Engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 872-880.)
- [13] SUN Pen-hui, WANG Xi, YANG Bei, et al. Model Reference Adaptive Control with Smooth Switching Scheme for Piecewise Linear Sytems and Its Application in Turbo-fan Engine Control [J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(7): 1615-1623.
- [14] 闫永春,张绍基,孟庆明.航空发动机模型参考自适应控制(MRAC)初探[J].航空发动机,2000,26(2): 52-55.
- [15] 马 静,陆 军.航空发动机模型参考自适应控制[J].计算机仿真,2009,26(7):69-72.
- [16] PAN Mu-xuan, HUANG Jin-quan. Model Reference Daptive Control Based on Nonlinear Compensation for Turbofan Engine [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 29(3): 215-221.
- [17] 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-xu-an, 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.)
- [18] 何凤林,李秋红,陈尚晰.基于改进NS-SOMA的变循 环发动机解耦控制方法[J]. 航空发动机,2019,45 (4):20-26.
- [19] 肖红亮,李华聪,李 嘉,等.变循环发动机模型参考自适应滑模控制方法研究[J].西北工业大学学报, 2018,36(5):824-830.
- [20] 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.

- [21] 闫召洪,仇小杰,黄金泉,等.航空发动机推力衰退 缓解的神经网络控制[J].航空动力学报,2020,35 (4):844-854.
- [22] 管庭筠,李秋红.基于改进无模型自适应算法的涡扇 发动机限制保护控制方法[J].推进技术,2020,41 (10):2348-2357. (GUAN Ting-jun, LI Qiu-hong. Control Method for Limit Protection of Turbofan Engine Based on Improved Model Free Adaptive Algorithm[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(10): 2348-2357.)
- [23] Zheng Qiangang, Pang Shuwei, Zhang Haibo, et al. A Study on Aero-Engine Direct Thrust Control with Nonlinear Model Predictive Control Based on Deep Neural Network[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2019, 20(4): 933~939.
- [24] Pang Shuwei, Li Qiuhong, Feng Hailong. A Hybrid Onboard Adaptive Model for Aero-Engine Parameter Prediction [J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105(10).

- [25] 王 元, 李秋红, 黄向华. 变循环发动机建模技术研 究[J]. 航空动力学报, 2013, 28(4): 954-960.
- [26] 杨 刚,孙健国,李秋红. 航空发动机控制系统中的增 广LQR方法[J]. 航空动力学报,2004,19(1):153-158.
- [27] 管庭筠. 涡扇发动机直接性能量控制综合[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [28] 侯忠生.无模型自适应控制理论与应用[M].北京: 科学出版社, 2013.
- [29] Zhang W, Shi W, Wang G, et al. An Improved Model-Free Adaptive Control of Marine Generator Excitation System[J]. International Journal of Robotics & Automation, 2017, 32(6): 616-624.
- [30] Hou Zhongsheng, Xiong Shuangshuang. On Model-Free Adaptive Control and Its Stability Analysis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 64(11): 4555-4569.
- [31] 侯忠生.再论无模型自适应控制[J].系统科学与数 学,2014,34(10):1182-1191.
- [32] 金 松.如何测量飞机的速度、高度和爬升率?-兼谈 空速管的作用[J]. 兵器知识, 1999(11): 22-23.

(编辑:梅 瑛)