

基于未知输入观测器的涡扇发动机 直接推力控制

王 斌¹, 王 曦², 孔祥兴¹, 杨 蓓²

(1. 中国航空工业集团公司 中航空天发动机研究院有限公司, 北京 101304;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对某型涡扇发动机, 进行直接推力控制回路设计方法研究. 基于未知输入观测器(UIO)原理建立了涡扇发动机机载模型和推力估计器, UIO通过解耦外界干扰实现了全飞行包线推力的准确估计; 提出了直接推力闭环反馈控制的双回路结构设计方案, 内环转速控制, 外环推力控制, 有利于实现各回路控制参数的独立设计. 仿真验证结果表明: 基于UIO的模型基涡扇发动机直接推力控制具有良好的控制稳定性和抗干扰性能, 对于发动机不同工作点直接推力控制, 推力控制误差不超过0.1%, 转速控制偏差不得超过0.2%.

关 键 词: 涡扇发动机; 双回路控制; 模型基; 未知输入观测器; 直接推力控制

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Direct thrust control of turbofan engines based on unknown input observer

WANG Bin¹, WANG Xi², KONG Xiang-xing¹, YANG Bei²

(1. Academy of Aeronautic Propulsion Technology,

Aviation Industry Corporation of China, Beijing 101304, China;

2. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A research on direct thrust control loop design method of a turbofan engine was carried out. Firstly, an onboard model and a thrust estimator of turbofan engines were built based on unknown input observer (UIO) design. Accurate estimation of the entire flight envelope thrust was achieved through decoupling the external disturbance by the UIO observer. Secondly, an integrated dual-loop direct thrust control scheme was proposed. Respectively, its inner loop control was achieved through rotor speed close-loop control scheme, and its outer loop control through engine thrust close-loop control scheme. It is beneficial to realize the independent design of control parameters for each loop. At the end, disturbance rejection and servo tracking ability of the proposed control scheme was successfully validated by simulation. For the engine of different flight working condition points of the direct thrust control, the thrust control error is not more than 0.1%, the speed control deviation is not more than 0.2%.

Key words: turbofan engine; dual-loop control; model-based;
unknown input observer (UIO); direct thrust control

随着飞机服役时间的增加,航空发动机的性能将不可避免地发生退化,主要表现为推力下降、油耗升高、排气温度上升以及最大状态转速下降等,从而影响了飞机的载弹量和作战半径^[1-3]. 由于传统的基于传感器的航空发动机控制系统通过控制转速或控制发动机压比(EPR)间接地控制发动机的推力和失速裕度,通常需要牺牲部分性能以确保具有足够的稳定裕度. 基于模型的直接推力控制中,在一定的飞行高度、飞行马赫数及环境温度下,由于油门杆角度(PLA)与推力是直接对应关系,通过直接推力闭环反馈控制并采用超转、超温等极值保护控制逻辑,则可弥补发动机性能退化导致的推力降低的问题^[4-5].

高精度的直接推力估计器是直接推力控制设计的核心要素,从国内外公开的文献看,直接推力控制估计器的方法主要大致分为 3 类:基于机载模型和卡尔曼滤波推力估计器的设计^[6-7],卡尔曼滤波器在非高斯白噪声影响下会出现估计精度降低的情况;基于人工神经网络的推力估计器的设计^[8-9],该方法要求大量训练样本以保障全飞行包线内参数估计的准确性;基于最小二乘支持向量回归机推力估计器的设计^[10-11],该方法处理大规模数据会出现训练速度慢、计算量大、不易在线训练的缺点.

未知输入观测器(UIO)可以对系统的不确定因素呈现出鲁棒性,它可在系统存在未知输入的情况下^[12-13],对系统状态进行准确的观测与估计. 这里的未知输入可以是噪声、系统的故障信号、系统动态学中的非线性项、由系统时变动态特性产生的项、线性化误差、参数变动等. 近年来,UIO 理论逐渐应用于航空发动机领域,用来解耦外界干扰的影响^[14-16].

本文以双转子喷口不可调涡扇发动机为研究对象,基于 UIO 理论建立了涡扇发动机机载模型和推力估计器,通过解耦外界干扰实现了全飞行包线推力的准确估计;同时提出了一种双闭环反馈回路结构,内环为转速控制,外环为推力控制的直接推力控制方法,有利于各回路控制参数的独立设计,并且在飞行包线内仿真验证了算法的有效性.

1 基于 UIO 的推力估计器设计

1.1 动态系统 UIO

考虑线性系统模型

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{E}(t)\mathbf{d}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{F}(t)\mathbf{d}(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^n$ 是状态矢量; $\mathbf{y}(t) \in \mathbf{R}^m$ 是测量输出矢量; $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^r$ 是已知输入矢量; $\mathbf{d}(t) \in \mathbf{R}^q$ 是干扰或未知输入矢量; $\mathbf{A}(t)$, $\mathbf{B}(t)$, $\mathbf{C}(t)$, $\mathbf{D}(t)$, $\mathbf{E}(t)$ 和 $\mathbf{F}(t)$ 是具有与其对应的相容维数的矩阵.

假设输出项 $\mathbf{y}(t)$ 不受未知输入干扰的影响,即 $\mathbf{F}(t) = 0$. 同时,设

$$\bar{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{y}(t) - \mathbf{D}\mathbf{u}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \quad (2)$$

这样处理不会改变输出向量的性质,但可获得更为简洁的输出方程.

其次,假设未知输入矩阵 $\mathbf{E}(t)$ 列满秩,否则,可对 $\mathbf{E}(t)$ 进行满秩分解 $\mathbf{E}(t)\mathbf{d}(t) = \mathbf{E}_1(t)\mathbf{E}_2(t)\mathbf{d}(t)$,获得列满秩矩阵 $\mathbf{E}_1(t)$,而把 $\mathbf{E}_2(t)\mathbf{d}(t)$ 看作是新的未知输入干扰.

因此,考虑以下状态空间方程:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{E}(t)\mathbf{d}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}(t)\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\mathbf{E}(t)$ 矩阵列满秩.

对于系统(3),设计全阶未知输入观测器如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{z}}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{z}(t) + \mathbf{T}(t)\mathbf{B}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{K}(t)\mathbf{y}(t) \\ \hat{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{z}(t) + \mathbf{H}(t)\mathbf{y}(t) \end{cases} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{z}(t) \in \mathbf{R}^n$ 为 UIO 状态向量; $\hat{\mathbf{x}}(t) \in \mathbf{R}^n$ 为对系统(3)描述的状态向量的估计; $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^r$ 为与系统(3)一致的已知输入向量; $\mathbf{d}(t) \in \mathbf{R}^q$ 为与系统(3)一致的干扰或未知输入向量; $\mathbf{y}(t) \in \mathbf{R}^m$ 为与系统(3)一致的测量输出向量; $\mathbf{F}(t)$, $\mathbf{T}(t)$, $\mathbf{B}(t)$, $\mathbf{K}(t)$ 和 $\mathbf{H}(t)$ 为具有与其对应的相容维数的矩阵.

全阶未知输入观测器的结构如图 1 所示.

1.2 基于 UIO 的涡扇发动机机载模型

针对某双转子喷口不可调涡扇发动机,基于 UIO 推力估计器设计框图如图 2 所示. 图中 α 为油门杆角度, e 为转速的偏差信号, q 为 H_∞ 控制器输出信号, v 为积分器输出的高速占空比电磁阀信号, u 为燃油执行机构的输出信号. 在不考虑发动机性能退化的情况下,考虑到航空发动机工作条件受飞行高度和飞行马赫数影响很大,因此把高度和马赫数的变化对发动机性能的影响看作外界干扰,转化为 UIO 中的未知输入 $\mathbf{E}\mathbf{d}(t)$ 项.

设从慢车到最大状态,选取 11 个不同的稳态

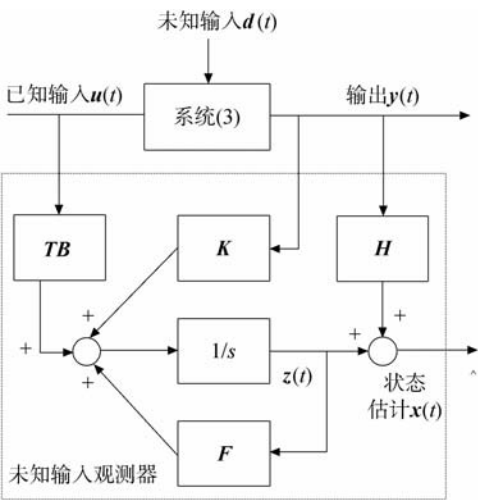


图 1 全阶未知输入观测器结构

Fig. 1 Structure of full-order unknown input observer

工作点,对发动机非线性模型进行小偏差线性化处理,并采用增益调度的方法,选取高压转子相对换算转速 $\bar{n}_{2cor}$ 为增益调度变量,在不同稳态点之间插值,建立海平面标准大气条件下的发动机实时线性动态模型;然后,通过相似变换法把海平面标准大气条件下的状态空间模型转化为非海平面标准大气条件下相同 $\bar{n}_{2cor}$ 下的状态空间模型,则可建立基于 UIO 形式的涡扇发动机全飞行包线机载模型,即

$$\begin{aligned}\Delta \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{x} + \mathbf{B}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{u} + \mathbf{E}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{d} + \boldsymbol{\omega} \\ \Delta \mathbf{y} &= \mathbf{C}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{x} + \mathbf{D}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{u} + \mathbf{v} \\ \Delta \mathbf{o} &= \mathbf{I}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{x} + \mathbf{J}(\bar{n}_{2cor})\Delta \mathbf{u}\end{aligned}\quad (5)$$

其中 $\Delta \mathbf{x} [\Delta n_2, \Delta n_1]^T$ 为一个二维状态向量; n_2, n_1 分别为高压转子转速和低压转子转速; $\Delta \mathbf{u} = \Delta W_f$ 为控制输入向量; W_f 为主燃油流量; $\Delta \mathbf{d} [\Delta H, \Delta Ma]^T$; H, Ma 分别为高度、马赫数; $\mathbf{E} \Delta \mathbf{d}$ 看成是一个未知输入; $\Delta \mathbf{y} [\Delta n_2, \Delta n_1, \Delta p_3]^T$ 为一个三维

输出向量; p_3 代表高压压气机出口总压. $\Delta \mathbf{o} = \Delta \mathbf{F}_n, \mathbf{F}_n$ 为发动机推力,属于不可测输出性能参数; $\boldsymbol{\omega}$ 为系统噪声, $\mathbf{v}$ 为测量噪声,假设均为互不相关正态分布的零均值白噪声,其协方差阵 $\mathbf{Q}, \mathbf{R}$ 都为对角阵^[17-18].

1.3 UIO 系数矩阵求解

针对未知输入干扰和噪声,对于系统(3),根据连续系统 UIO 求解方法^[19-20],可求出全阶观测器的系数矩阵 $\mathbf{F}, \mathbf{T}, \mathbf{K}, \mathbf{H}$,从而涡扇发动机不可测输出参数估计如式(6)~式(9)所示.

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{F}\mathbf{z} + \mathbf{T}\mathbf{B}\Delta \mathbf{u} + \mathbf{K}\Delta \mathbf{y} \quad (6)$$

$$\Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{z} + \mathbf{H}\Delta \mathbf{y} \quad (7)$$

$$\Delta \hat{\mathbf{y}} = \mathbf{C}\Delta \hat{\mathbf{x}} + \mathbf{D}\Delta \mathbf{u} \quad (8)$$

$$\Delta \hat{\mathbf{o}} = \mathbf{I}\Delta \mathbf{x} + \mathbf{J}\Delta \mathbf{u} \quad (9)$$

对选取的 11 个不同的稳态工作点,求解 UIO 系数矩阵,同样选取高压转子相对换算转速 $\bar{n}_{2cor}$ 为增益调度变量,获取相邻点之间的 UIO 系数矩阵.例如,在海平面条件下,高压转子转速 90% 稳定工作状态的 UIO 设计过程如下:

涡扇发动机状态空间模型为

$$\begin{aligned}\mathbf{A} &= \begin{bmatrix} -3.7549 & 0.7672 \\ -1.0180 & -4.5360 \end{bmatrix} & \mathbf{B} &= \begin{bmatrix} 5283 \\ 14721 \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} &= \begin{bmatrix} 1.0000 & 0 \\ 0 & 1.0000 \\ 705.7077 & -92.1595 \\ 202.2753 & -80.3500 \\ -0.1200 & 0.1731 \end{bmatrix} & \mathbf{D} &= 10^3 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 3.6250 \\ 8.2265 \\ 0.1002 \end{bmatrix}\end{aligned}$$

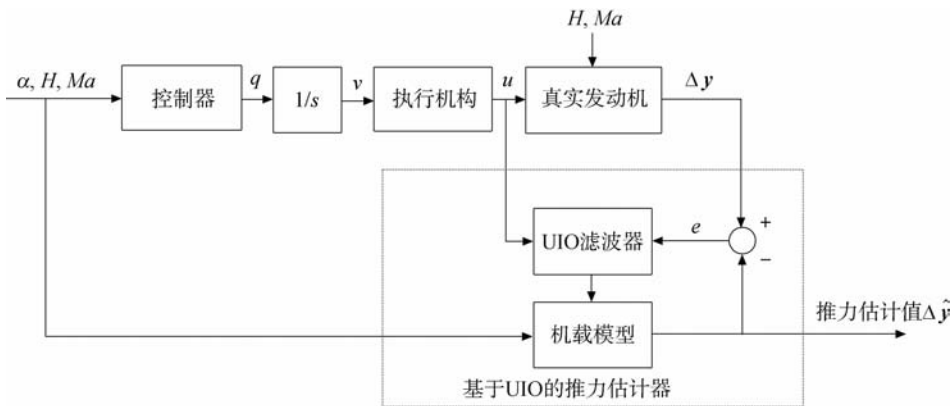


图 2 基于 UIO 推力估计器设计框图

Fig. 2 Design block diagram of thrust estimator based on UIO

$$\boldsymbol{E} = 10^3 \begin{bmatrix} -0.1466 & 2.3266 \\ 7.1001 & -6.1401 \end{bmatrix}$$

系统噪声的协方差阵为

$$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 \\ 0 & 0.01 \end{bmatrix}$$

测量噪声的协方差阵为

$$\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} 0.01 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.01 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.01 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.01 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.01 \end{bmatrix}$$

根据连续系统 UIO 求解方法,求得 UIO 系数矩阵为

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} -27.2233 & 11.6855 \\ 7.6907 & -25.9137 \end{bmatrix} \qquad \boldsymbol{T} = 10^{-13} \begin{bmatrix} -0.3770 & 0.0412 \\ -0.0885 & 0.3770 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{K} = 10^{-14} \begin{bmatrix} -0.0091 & 0.0017 & -0.1180 & 0.0625 & -0.0002 \\ -0.0978 & 0.0191 & -0.7910 & 0.1665 & -0.0007 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0.0001 & 0.0026 & -0.0048 & 0 \\ 0.0001 & 0.0005 & 0.0055 & -0.0227 & 0.0001 \end{bmatrix}$$

2 模型基直接推力控制

设计如图 3 所示的直接推力控制结构方案,图中直接推力控制采用外环控制推力、内环控制转速的双环结构.内环回路采用基于传感器控制逻辑的传统控制方式,即以转速传感器测量的信号反馈到输入端与参考指令直接比较而形成偏差,按偏差进行控制;外环回路则通过发动机机载实时模型计算发动机的推力,作为推力的期望值,而以实际发动机的推力估计值($\hat{F}_n$)作为反馈值,推力估计器作为外环控制的关键,其估计精度直接关系到整个控制系统的控制效果.以推力期望

值和反馈值之间的偏差来修正内环回路转速的指令信号.额定状态发动机模型为发动机稳态线性模型,用于提供额定状态发动机推力(F_{n0}).机载发动机推力模型为基于 UIO 形式的涡扇发动机机载模型,用于提供推力参考指令($F_{n,ref}$).

双环控制机理:根据油门杆信号计算发动机的基准推力,并根据飞行高度和飞行马赫数对基准推力进行修正,修正后的推力作为外环的推力参考指令,并与推力估计器的反馈比较形成推力偏差,通过抗积分饱和比例积分(PID)控制器对此偏差进行调节,生成用于内环转速控制的参考转速指令,该转速指令与发动机转速传感器反馈的

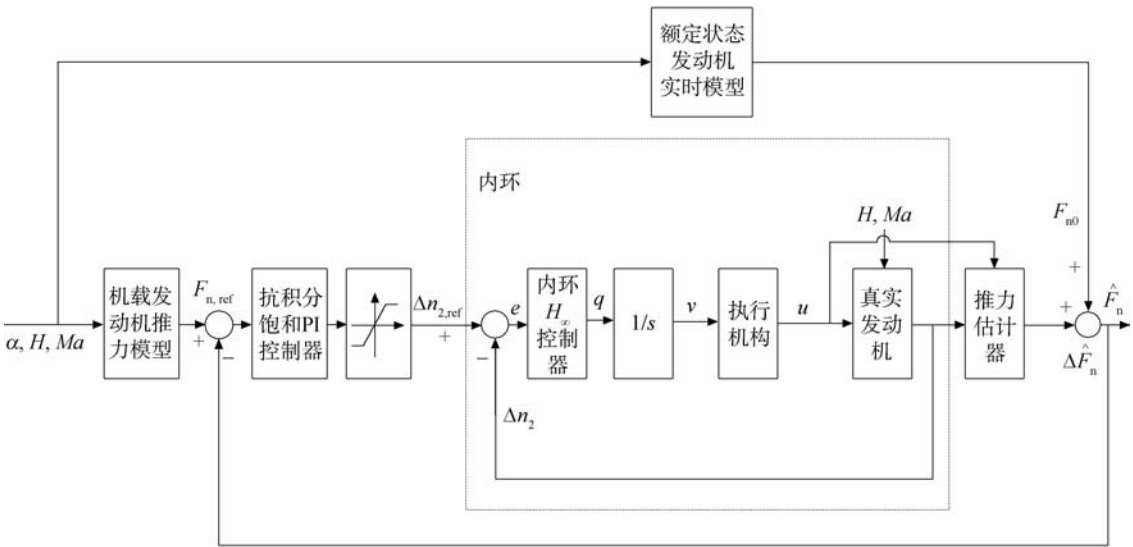


图 3 发动机模型基直接推力控制框图

Fig. 3 Block diagram of model-based direct thrust control of engine

转速比较后形成转速偏差,由带位置饱和和限制 H_∞ 控制器调节,并经高速占空比阀将内环调节信号转换为控制燃油流量装置的液压信号,由此改变了发动机的性能参数。

3 仿真分析

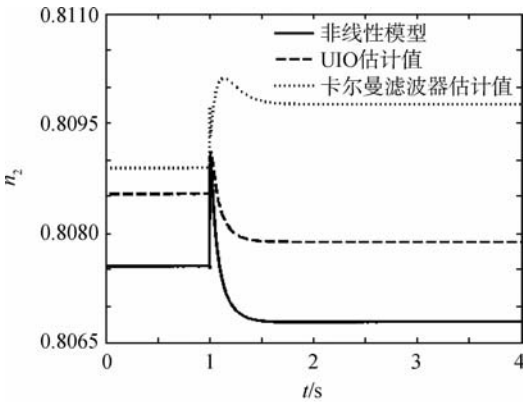
3.1 UIO 干扰解耦仿真

为验证 UIO 对发动机高度和马赫数变化干扰的解耦能力,在仿真中,分别对非线性模型引入高度和马赫数阶跃扰动.例如,在海平面标准大气情况下,油门杆角度 $\alpha=25^\circ$,在时间 $t=1\text{ s}$ 时,分别对非线性模型给定飞行高度 $H=0.1\text{ km}$ 和飞行马赫数 $Ma=0.1$ 的阶跃扰动,高、低压转子转速的非线性模型输出值、UIO 估计和卡尔曼滤波器估计值的对比曲线如图 4 所示。

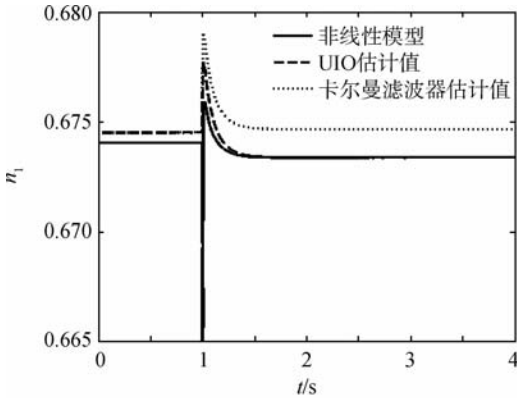
从图 4 可看出,当高度和马赫数发生扰动,和卡尔曼滤波器相比较,UIO 能够更有效抑制和消除由飞行高度和马赫数变化带来的干扰。

3.2 过渡态直接推力仿真

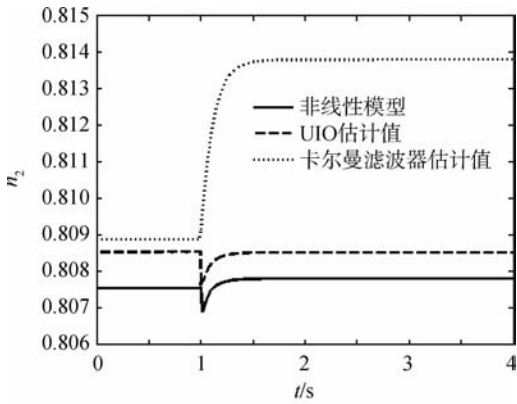
为验证基于 UIO 的直接推力控制在过渡态中的效果,在飞行包线内,通过改变油门杆角度,



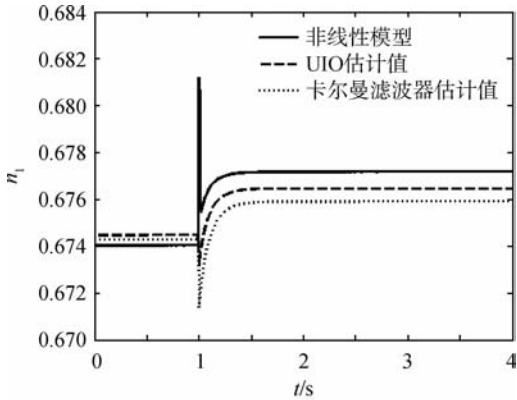
(a) $H=0.1\text{ km}$ 时 n_2 阶跃响应



(b) $H=0.1\text{ km}$ 时 n_1 阶跃响应



(c) $Ma=0.1$ 时 n_2 阶跃响应

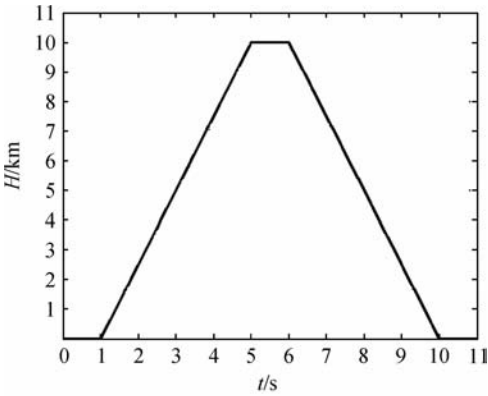


(d) $Ma=0.1$ 时 n_1 阶跃响应

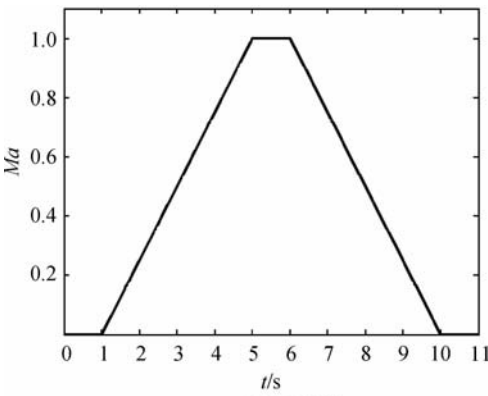
图 4 $\alpha=25^\circ$ 时 UIO 估计与卡尔曼滤波估计对比曲线
Fig. 4 Comparison curves between UIO estimation and Kalman filtering estimation at $\alpha=25^\circ$

模拟发动机从慢车加速到最大状态再减速到慢车的过渡态过程,飞行高度和飞行马赫数随时间变化的给定曲线如图 5(a)和图 5(b)所示,油门杆角度随时间变化的给定曲线如图 5(c)所示,给定的参考推力随油门杆角度变化的关系曲线如图 5(d)所示. UIO 推力估计器估计值与机载发动机推力模型输出值相比较的仿真曲线如图 5(e)~图 5(l)所示。

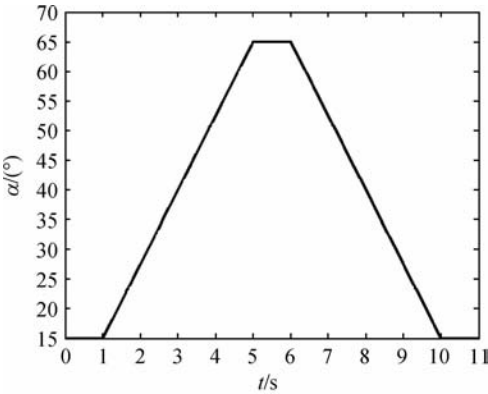
从仿真结果可以看出,UIO 推力估计器估计的推力与机载发动机推力模型给定的推力最大相对误差为 0.1% . 而涡扇发动机的高压转子转速、低压转子转速、高压压气机出口总压的 UIO 推力估计器估计值与机载发动机推力模型对应的输出值吻合度好,最大相对误差均为 0.2% . 仿真结果表明,在过渡态中 UIO 直接推力估计器很好地解决了高度和马赫数变化对发动机的干扰,直接推力控制取得了较高的控制精度以及较好的跟踪性能,能够根据飞机需求提供较为精确的推力。



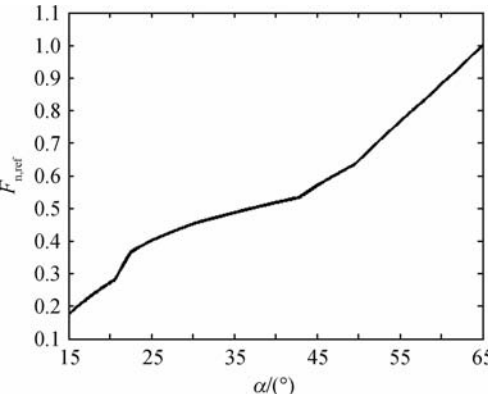
(a) 飞行高度



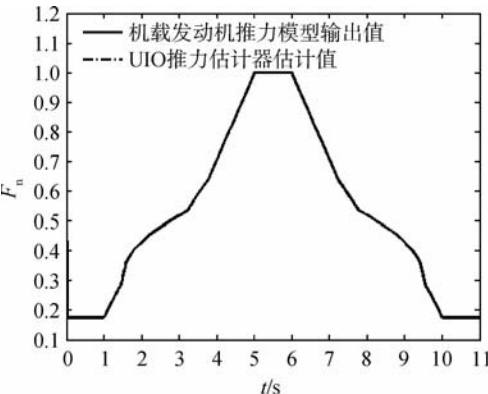
(b) 飞行马赫数



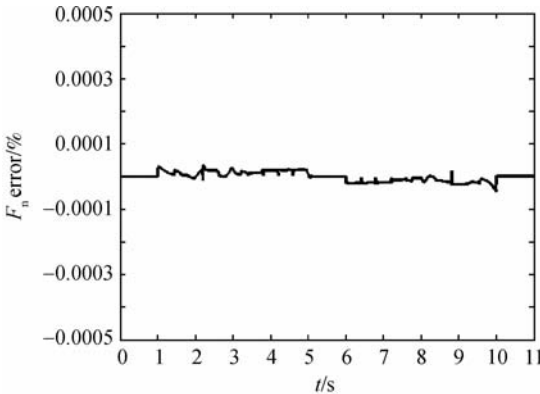
(c) 油门杆角度



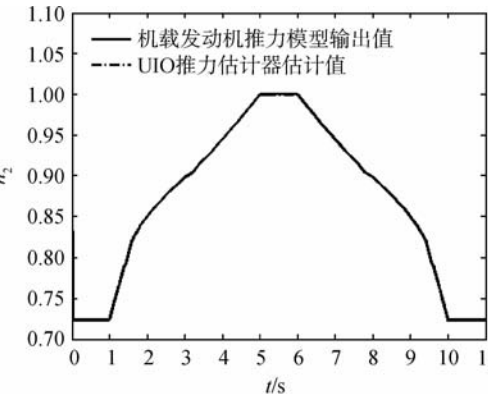
(d) 推力参考指令



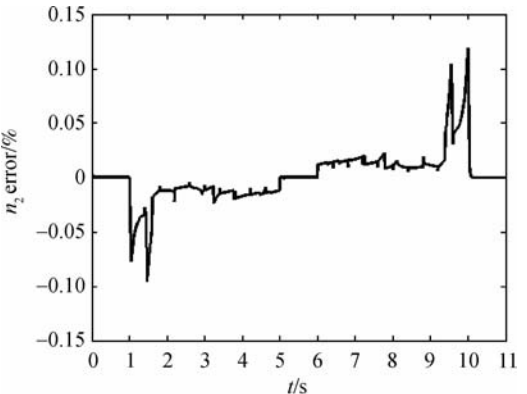
(e) 推力输出响应



(f) 推力相对误差



(g) n_2 输出响应



(h) n_2 相对误差

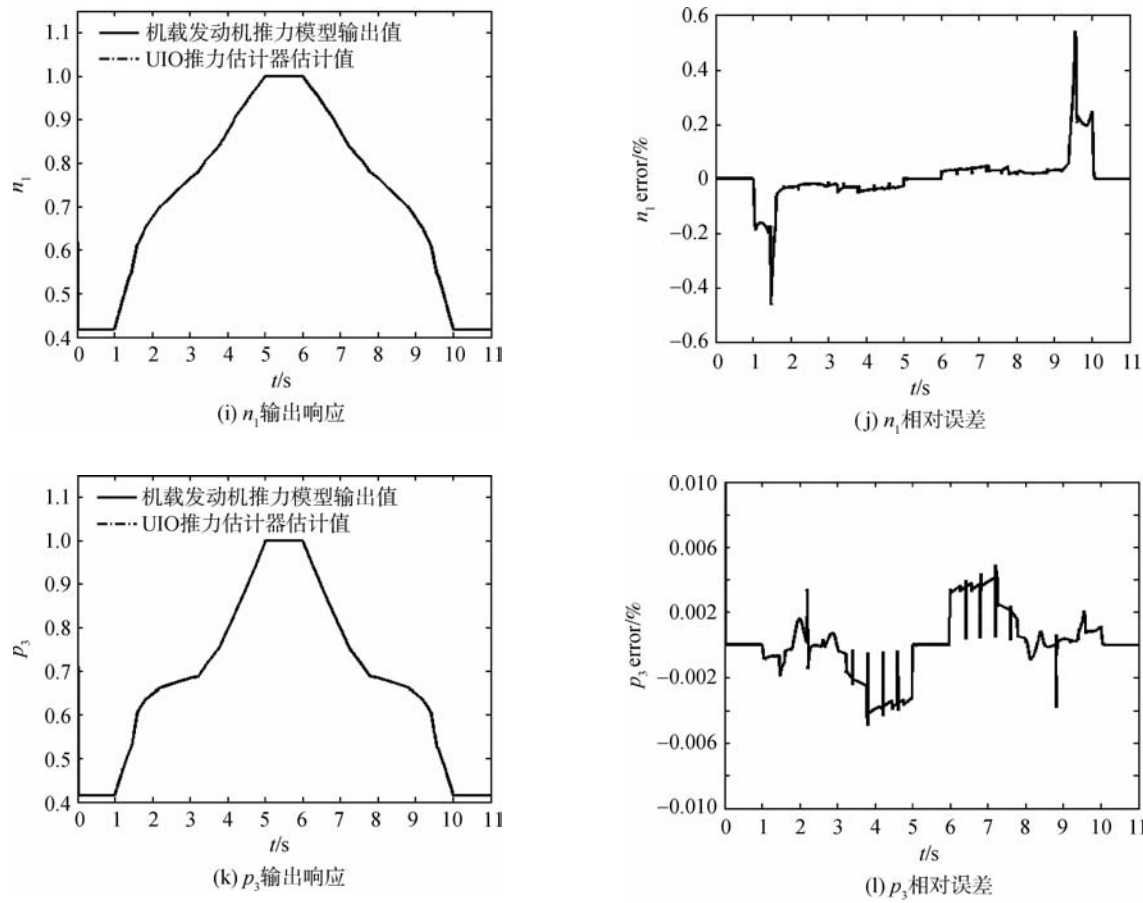


图 5 基于 UIO 的过渡态直接推力仿真曲线

Fig. 5 Curves of transient direct thrust simulation based on UIO

4 结 论

本文针对双转子喷口不可调涡扇发动机,进行直接推力控制回路设计方法研究.首先,基于 UIO 原理建立了涡扇发动机机载模型和推力估计器,提出了模型基直接推力闭环反馈控制的双回路结构设计方案,内环为转速控制,外环为抗积分饱和和推力控制.接着,在不同工况点下,进行了基于 UIO 推力估计器的仿真试验,仿真结果表明基于 UIO 推力估计器能够有效抑制由飞行高度和马赫数变化带来的干扰.最后,通过飞行包线内的过渡态仿真试验,结果表明基于 UIO 的模型基涡扇发动机直接推力控制具有良好的控制稳定性和抗干扰性能,并且具有一定的鲁棒伺服跟踪目标性能.

参考文献:

[1] 陈代富,宋迎军.军用航空涡扇发动机性能衰减及控制[J].航空发动机,2009,35(1):43-46.
CHEN Daifu, SONG Yingjun. Performance deterioration and control of military turbofan engine[J]. Aeroengine,

2009,35(1):43-46. (in Chinese)
[2] 赵肃,李建榕.航空发动机推力变化对飞机基本性能影响的敏感性分析[J].航空发动机,2010,36(2):26-30.
ZHAO Su, LI Jianrong. Sensitivity analysis for effect of aeroengine thrust variation on aircraft basic performance [J]. Aeroengine, 2010, 36(2): 26-30. (in Chinese)
[3] 王永华,李东.基于云粒子群算法的航空发动机性能衰退模型研究[J].燃气涡轮试验与研究,2012(1):17-19,43.
WANG Yonghua, LI Dong. Research on aero-engine performance deterioration model based on the cloud particle swarm optimization[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012(1): 17-19, 43. (in Chinese)
[4] 李业波,李秋红,黄向华,等.航空发动机性能退化缓解控制技术[J].航空动力学报,2012,27(4):930-936.
LI Yebo, LI QiuHong, HUANG Xianghua, et al. Performance deterioration mitigation control of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 930-936. (in Chinese)
[5] Dan R, Henriksson M. Thrust control for a turbofan engine using estimation[R]. ASME Paper GT2006-91251, 2006.
[6] Viassolo D E, Adibhatla S, Brunell B J, et al. Advanced estimation for aircraft engines[R]. New York: American Control Conference, 2007.
[7] Chatterjee S, Litt J S. Online model parameter estimation

of jet engine degradation for autonomous propulsion control[R]. AIAA-2003-5425, 2003.

[8] 姚彦龙,孙健国. 自适应遗传神经网络算法在推力估计器设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1748-1753.

YAO Yanlong, SUN Jianguo. Application of adaptive genetic neural network algorithm in design of thrust estimator[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1748-1753. (in Chinese)

[9] 姚彦龙,孙健国. 基于神经网络逆控制的发动机直接推力控制[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 249-252.

YAO Yanlong, SUN Jianguo. Aeroengine direct thrust control based on neural network inverse control[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 249-252. (in Chinese)

[10] 刘毅男,张胜修,张超. 基于核方法的航空发动机推力估计器设计[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 829-835.

LIU Yinan, ZHANG Shengxiu, ZHANG Chao. Aero engine thrust estimator design based on kernel method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(6): 829-835. (in Chinese)

[11] 赵永平,孙健国,王前宇,等. 基于 K-均值聚类 and 约简最小二乘支持向量回归机的推力估计器设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(5): 1177-1183.

ZHAO Yongping, SUN Jianguo, WANG Qianyu, et al. Thrust estimator design based on K-means clustering and reduced least squares support vector regression[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1177-1183. (in Chinese)

[12] Yang F, Wilde R W. Observers for linear systems with unknown inputs[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1988, 33(7): 677-681.

[13] 胡志坤,孙岩,姜斌,等. 一种基于最优未知输入观测器的故障诊断方法[J]. 自动化学报, 2013, 39(8): 1225-1230.

HU Zhikun, SUN Yan, JIANG Bin, et al. An optimal unknown input observer based fault diagnosis method[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(8): 1225-1230. (in Chinese)

[14] 何皑,覃道亮,孔祥兴,等. 基于 UIO 的航空发动机执行机构故障诊断[J]. 推进技术, 2012, 33(1): 98-104.

HE Ai, TAN Daoliang, KONG Xiangxing, et al. UIO-based diagnosis of aeroengine actuator faults[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(1): 98-104. (in Chinese)

[15] HE Chen, ZHANG Xiaodong, JIA Binghui. UIO based robust fault diagnosis approach for aero-engine fiber-optic sensor[R]. Madison, WI, USA: International Conference on Automation Science and Engineering(CASE), 2013.

[16] Patton R J, Frank P M, Clarke R N. Fault diagnosis in dynamic systems: theory and application[M]. New York: Prentice Hall, 1989.

[17] Haykin S. Kalman filtering and neural networks[M]. New York: John Wiley & Sons, 2002.

[18] 袁春飞,姚华,刘源. 基于机载自适应模型的航空发动机控制[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 354-358.

YUAN Chunfei, YAO Hua, LIU Yuan. On-board model based control of aeroengine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 354-358. (in Chinese)

[19] Chen J, Patton R J. Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems[M]. Norwell, MA, USA: Kluwer Academic Publishers, 1999.

[20] CHEN Jie, ZHANG Hongyue. Robust detection of faulty actuators via unknown input observers[J]. International Journal of Systems Science, 1991, 22(10): 1829-1839.

(编辑:叶 青)