

文章编号:1674-8190(2015)01-064-07

基于性能退化缓解的双发推力匹配控制

李睿超, 郭迎清

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为了解决退化程度不同而导致的双发推力不匹配问题, 首先介绍基于发动机性能退化缓解控制的双发推力匹配控制系统(在发动机基准控制系统的基础上添加外围控制回路实现对推力的间接控制, 并通过设定双发共同遵循的期望推力减少由于发动机退化程度不同造成的双发推力差异), 之后对该系统所涉及的推力设定、参数估计、转速指令修正等关键技术进行研究, 最后在 MATLAB/Simulink 环境下进行仿真验证, 结果表明: 该系统可以在发动机参数限制范围内合理地设定双发共同遵循的期望推力, 减少推力差异, 满足自动协调双发推力匹配的设计要求。

关键词: 双发; 性能退化缓解控制技术; 推力匹配控制; 推力设定; 参数估计; 转速指令修正

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Thrust Asymmetry Compensation Control Based on Engine Performance Deterioration Mitigating Control Technology

Li Ruichao, Guo Yingqing

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Research of thrust asymmetry compensation control system based on turbofan engine performance deterioration mitigating control (EPDMC) technology is conducted in order to solve twin engine thrust asymmetry due to different degree of deterioration. An outer thrust loop based on nominal control system is investigated, which manipulates thrust indirectly and minimizes thrust asymmetry through setting expected thrust followed by twin engine. Then key technology including thrust setting, parameter estimation and speed command modification is introduced. Simulation performed under MATLAB/Simulink conditions indicates the control system mentioned above could minimize thrust asymmetry under limits of engine parameters through setting expected thrust followed by twin engine, which meets the design requirement of automatic thrust synchronization.

Key words: twin engine; EPDMC; thrust asymmetry compensation control; thrust setting; parameter estimation; speed command modification

0 引言

随着服役时间的增加, 航空发动机的性能将不可避免地发生退化。在发动机性能衰退的过程中, 气路部件的气流流通能力和工作效率会逐渐下降,

造成油门杆角度 (Power Level Angle, 简称 PLA) 与推力的对应关系发生变化并带来排气温度上升、涡轮工作环境恶化等一系列不利影响, 若能够对推力进行直接控制则可进一步提高发动机的整体性能, 但直接推力控制^[1-2]需要重新设计控制系统并对控制逻辑做出复杂而严密地论证。

针对上述问题, 国外提出一种基于传统控制系统的智能改进控制架构^[3-6], 即发动机性能退化缓解控制 (Engine Performance Deterioration Mitigating Control, 简称 EPDMC) 技术。该改进控制架

收稿日期: 2014-06-29; 修回日期: 2014-10-15

基金项目: 航空科学基金 (2011ZB53)

高超声速冲压发动机重点实验室资助项目

通信作者: 李睿超, herohere@mail.nwpu.edu.cn

构在原控制系统的基础上添加了外环推力控制回路,根据发动机的退化程度,通过调整转速基准信号维持 PLA 与推力间的对应关系近似不变。国内,李业波等^[7]在双轴混排涡扇发动机上对 EPDMC 的可行性进行了仿真试验并取得了一定的成果。

由于制造公差和性能退化等原因,相同转速下的两台发动机所能提供的推力并不一致,当两台发动机在健康状况方面存在较大差异时,推力不匹配问题表现的尤为明显。在多发情况下,发动机性能退化带来的推力失衡使飞行器产生偏航现象并迫使飞行员进行干预。推力失衡带来的不利影响虽可通过飞控系统进行消除,但该方法存在增大飞行阻力、增加燃油消耗等潜在问题,并未从根本上消除多发推力不匹配的问题。

Jonathan S. Litt 等^[8]将 EPDMC 技术推广应用至多发情况,提出使用推力匹配控制系统解决推力不匹配的问题。该系统在现有控制系统中通过添加高级决策层和多个外环推力控制回路的方法实现对多台发动机的间接推力控制,其中高级决策层通过评估发动机的退化程度,在确保发动机安全稳定工作的前提下制定出多发需要共同遵循的期望推力。外环推力控制回路根据估计推力与期望推力间的偏差分别对多台发动机的转速基准信号进行调整,起到协调多发推力匹配的作用。该项技术国外虽已有较深入的研究,但国内的研究仍未完全展开。

本文参考文献[8],针对国内某型军用涡扇发动机开展发动机推力匹配控制研究,旨在协调不同退化程度下的多发推力匹配,减轻飞行员工作负担,提高推进系统的自动化程度。首先对双发推力匹配控制系统的结构进行介绍,对该系统中涉及到的参数估计、转速指令修正等关键技术进行研究并给出具体的实现方法,然后在 MATLAB/Simulink 环境下进行推力匹配仿真,以期对双发推力匹配控制系统的控制精度和响应速度进行验证。

1 双发推力匹配控制系统

双发推力匹配控制系统架构如图 1 所示,该架构由内控制回路、外控制回路和高级决策层三部分

组成,每个发动机均具备内外两级控制回路:内控制回路由发动机及低压转子转速控制器构成,该控制器具备稳态控制、过渡态控制和极限保护等功能,能够在不同的设定功率和工作条件下保证发动机在既定的低压转子转速下工作,同时避免发动机进入失速、喘振、超温、熄火等不安全的工作状态;外控制回路由内控制回路、混合卡尔曼滤波器及转速指令修正器构成,该回路中的转速指令修正器根据估计推力与期望推力间的偏差对内环转速指令进行修正,通过调整低压转子转速实现对推力的间接控制,从而使双发的推力均趋向于设定值,起到协调推力匹配的作用;高级决策层用于设定双发共同遵循的期望推力,通过评估双发的退化程度对设定推力进行修正,确保推力匹配的可实现性。双发推力匹配控制系统涉及的关键技术主要包括推力设定模块的设计、性能退化程度及推力等参数的估计、转速指令修正器的设计等。

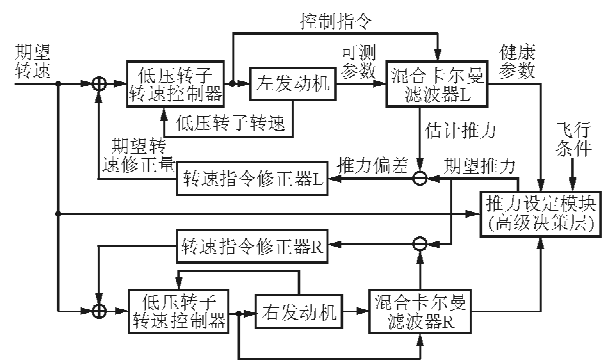


图 1 双发推力匹配控制系统

Fig. 1 Twin-engine thrust asymmetry compensation control system

2 关键技术研究

2.1 推力设定模块(高级决策层)设计

为了主动监视发动机的健康状态,给出双发共同遵循的期望推力并对其合理性进行评估,设立推力设定模块(高级决策层)。

同等工作条件下,退化程度较深的发动机,各项参数往往更靠近约束边界,相同转速下的推力也低于退化程度较低的发动机,为保证发动机安全稳定工作,可采用如下的推力设定逻辑:

(1) 在双发的退化程度较低时,将期望推力设定为发动机未退化时的标称推力值,此时在相应的外环控制回路的作用下,双发分别提高低压转子转速使推力恢复至标称值。这种设定方法不仅可以实现双发的推力匹配,还可以保证双发的推力特性与全健康状态下一致。

(2) 当双发的退化程度较深或其中一台发动机退化较深时,以双发最大安全推力(即发动机处于安全工作状态时所能达到的最大推力,本文取高压涡轮进口总温 $T_{41}=1670\text{ K}$ 时的推力作为最大安全推力,避免高温烧蚀涡轮)中的较小者作为双发共同遵循的推力设定值,避免退化程度较深的发动机进入到不安全的工作区域。这意味着退化程度较低的发动机需要通过降低低压转子转速来减小推力,以期与另一台发动机的推力相匹配。

上述推力设定逻辑如图 2 所示,推力设定模块由对应于每台发动机的健康管理模块及机载标称模型组成,其中健康管理模块根据飞行条件、发动机状态以及发动机健康状况计算得到当前发动机所允许的最大安全推力。预先在地面使用发动机退化模型或实际数据得到不同退化程度下(假设各旋转部件退化程度相同)的最大安全推力数据,飞行过程中通过查表得到发动机当前退化程度下的最大安全推力;标称模型用于提供当前飞行条件和期望转速下的标称推力。将双发最大安全推力与标称推力进行低选即可得到期望的推力设定值,该推力设定逻辑同样适用于多发情况。该设定逻辑在 MATLAB/Simulink 中的具体实现(健康管理模块及机载标称模型均通过数据查表模块实现)如图 3 所示。

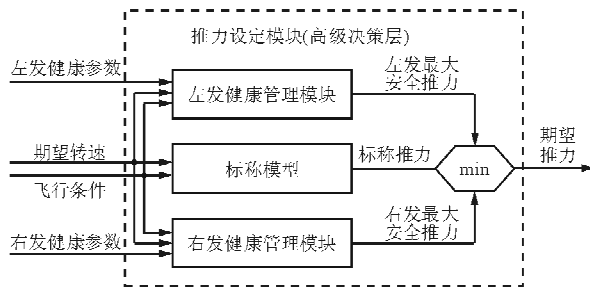


图 2 推力设定模块逻辑图

Fig. 2 Logic diagram of expected thrust setting module

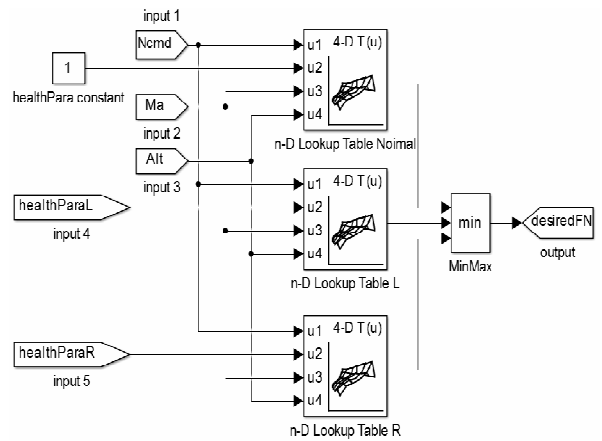


图 3 MATLAB/Simulink 中的推力设定模块

Fig. 3 Thrust setting modular in MATLAB/Simulink

2.2 参数估计

无法直接由传感器测量出推力和健康参数,本文使用改进混合卡尔曼滤波器(Improved Hybrid Kalman Filter,简称 IHKF)^[9]对二者进行在线估计。该卡尔曼滤波器由发动机机载非线性模型(Nonlinear on-Board Engine Model,简称 NO-BEM)和分段线性卡尔曼滤波器(PWKF)两部分构成,如图 4 所示。其工作方式如下:分段线性卡尔曼滤波器以机载模型的输出作为状态量的稳态值并将性能退化因子作为增广状态量进行在线估计,然后将性能退化因子反馈给机载模型完成在线更新,实现模型与真实发动机的性能匹配。

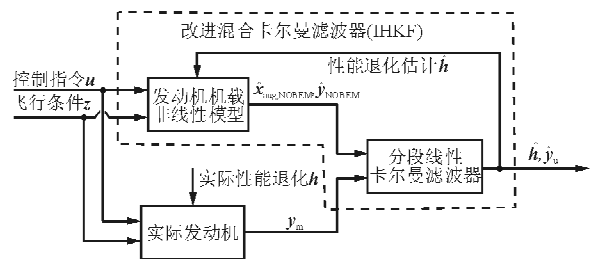


图 4 改进混合卡尔曼滤波器结构

Fig. 4 Improved hybrid Kalman filter structure

引入退化因子的发动机“小偏离”模型可表示为

$$\begin{cases} \Delta \dot{x} = A \Delta x + B \Delta u + L \Delta h + v \\ \Delta \dot{y}_m = C_m \Delta x + D_m \Delta u + M_m \Delta h + w \\ \Delta \dot{y}_u = C_u \Delta x + D_u \Delta u + M_u \Delta h \end{cases} \quad (1)$$

式中:下标 m 和 u 分别表示可测和不可测项; h 为退化因子向量; v 和 w 分别为系统噪声阵和测量噪声阵,其协方差阵分别为 Q 和 R ,其中 Q 是状态变量模型精度的度量, R 是传感器测量精度的度量。

确定 Q 和 R 需要有足够的工程经验,在此假设系统噪声和传感器测量噪声均为不相关正态分布的零均值白噪声, Q 和 R 都为对角阵,即

$$\begin{cases} E(vv^T) = Q \\ E(w w^T) = R \\ E(v) = 0 \\ E(w) = 0 \end{cases} \quad (2)$$

将状态变量进行增广可得到如下增广状态变量模型:

$$\begin{cases} \dot{\Delta x}_{aug} = A \Delta x_{aug} + B_{aug} \Delta u + v \\ \Delta y_m = C_{aug,m} \Delta x_{aug} + D_{aug,m} \Delta u + w \\ \Delta y_u = C_{aug,u} \Delta x_{aug} + D_{aug,u} \Delta u \end{cases} \quad (3)$$

式中: $\Delta x_{aug} = [\Delta x \quad \Delta h]^T$; $A_{aug} = \begin{bmatrix} A & L \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $B_{aug} = [B \quad 0]^T$; $C_{aug,m} = [C_m \quad M_m]$; $D_{aug,m} = D_m$; $C_{aug,u} = [C_u \quad M_u]$; $D_{aug,u} = D_u$ 。

基于式(3)的卡尔曼滤波器公式为

$$\begin{cases} \dot{\Delta x}_{aug} = A_{aug} \Delta x_{aug} + B_{aug} \Delta u + K(\Delta y_m - \Delta \hat{y}_m) \\ \Delta \hat{y}_m = C_{aug,m} \Delta \hat{x}_{aug} + D_{aug,m} \Delta u \\ \Delta \hat{y}_u = C_{aug,u} \Delta \hat{x}_{aug} + D_{aug,u} \Delta u \end{cases} \quad (4)$$

式中: K 为卡尔曼滤波器增益阵, $K = PC_{aug,m}^T R^{-1}$, 其中 P 为如下 Riccati 方程的解:

$$A_{aug} P + P A_{aug}^T - P C_{aug,m}^T R^{-1} C_{aug,m} P + Q = 0 \quad (5)$$

为了保证 K 计算收敛,系统 $(A_{aug}, C_{aug,m})$ 应满足可观性。

将机载模型的输出直接作为卡尔曼滤波器的稳态基准值带入式(4),可得改进混合卡尔曼滤波器公式。

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_{aug} = A_{aug} (\hat{x}_{aug} - \hat{x}_{aug,NOBEM}) + K(y_m - \hat{y}_m) \\ \hat{y}_m = C_{aug,m} (\hat{x}_{aug} - \hat{x}_{aug,NOBEM}) + \hat{y}_{m,NOBEM} \\ \hat{y}_u = C_{aug,u} (\hat{x}_{aug} - \hat{x}_{aug,NOBEM}) + \hat{y}_{u,NOBEM} \end{cases} \quad (6)$$

由于控制输入的影响已计入机载模型的输出响应中,式(6)中并未出现控制向量 $u^{[10]}$,相应的逻辑图如图 5 所示。

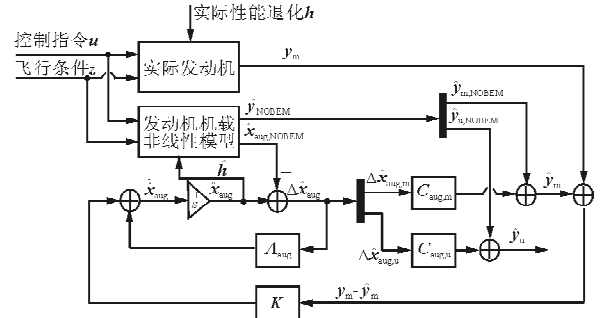


图 5 改进混合卡尔曼滤波器逻辑图

Fig. 5 Logic diagram of improved hybrid Kalman filter

卡尔曼滤波器参数如下:选取可测输出量 $y_m = [N_L \quad N_H \quad T_{25} \quad p_{25} \quad T_{31} \quad p_{31} \quad T_6 \quad p_6]^T$, 依次为低压转子转速、高压转子转速、压气机进口总温/总压、压气机出口总温/总压、低压涡轮出口总温/总压;选取不可测输出量 $y_u = [F_N \quad SM_T \quad far \quad T_{41}]^T$, 依次为发动机推力、风扇稳定裕度、主燃烧室油气比、高压涡轮进口总温;选取退化因子向量 $h = [\sigma_{\eta F} \quad \sigma_{\eta C} \quad \sigma_{waF} \quad \sigma_{waC} \quad \sigma_{\eta TH} \quad \sigma_{\eta TL} \quad \sigma_{waTH} \quad \sigma_{waTL}]^T$, 依次为风扇效率、压气机效率、风扇流量、压气机流量、高压涡轮效率、低压涡轮效率、高压涡轮流量、低压涡轮流量退化因子。假定传感器测量噪声为 0.002 标准差的高斯白噪声,系统噪声为 0.004 标准差的高斯白噪声。测量噪声协方差阵 R 根据测量噪声的标准差统一为 0.002^2 ,系统噪声协方差阵 Q 通过试凑法统一为 0.004^2 。

按照上述过程建立卡尔曼滤波器并进行仿真测试,仿真条件为在地面最大状态下 20~60 s 间风扇和压气机的流量/效率退化因子由 100% 线性退化至 95%。仿真参数变化曲线如图 6 所示(由于篇幅所限,这里仅绘出风扇/压气机的流量退化因子和效率退化因子)。当多个健康参数同时退化时,混合卡尔曼滤波器可以有效地估计出发动机的退化情况;当退化程度不再变化时,各项参数逐渐趋于真实值,估值精度满足实际应用的需要。

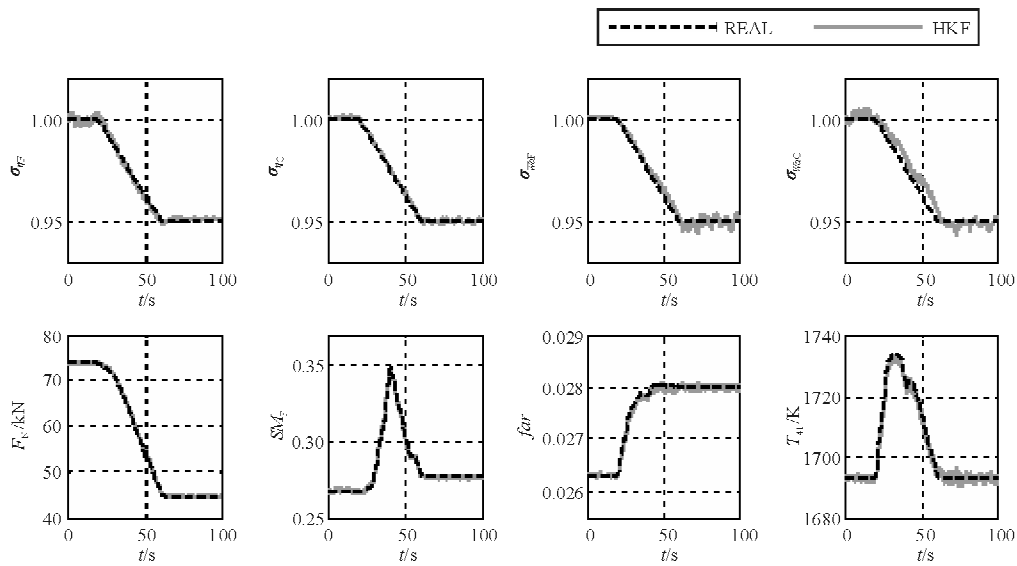


图6 混合卡尔曼滤波器参数估计曲线

Fig. 6 Curve of parameter estimation utilizing hybrid Kalman filter

2.3 转速指令修正器设计

转速指令修正器是外控制回路的重要组成部分,其输入量为估计推力与期望推力间的偏差,输出量为转速指令修正量。本文参考多级串行控制器设计原理,选用PID作为转速指令修正器的修正算法。类似于发动机稳态控制器PID参数设计,转速指令修正器的PID参数可以选取一些具有典型飞行条件、设定功率及退化程度的标称点进行离线设计,实际控制过程中通过插值获得具体数据。相比于飞行条件和设定功率,发动机部件退化的速率要慢得多,故本文仅选取地面 $90\% N_{L,\text{design}}$ 下、发动机达到最大退化程度时的工况作为设计点整定PID参数(假定压气机与涡轮的流量和效率因子退化 5% 时发动机处于最大退化程度)。

3 MATLAB/Simulink 仿真验证

本文所使用的发动机模型为某型涡扇发动机部件级模型,其源程序由C++语言实现并在Simulink下进行封装。该模型能够实现某型双轴军用涡扇发动机的多种状态仿真,具备加/减速、加力接通/切断、中间稳定态、几何可调等计算特性,满足计算实时性,可直接用于控制系统设计。

双发退化程度较低时的推力匹配仿真验证如

图7所示,仿真条件为地面状态下,低压转子转速设定值 $N_L = 90\% N_{L,\text{design}}$, $20\sim 60$ s左、右发动机压气机和涡轮的流量/效率因子分别线性下降 1% 和 3% 。图中虚线表示仅使用基准控制系统的标称发动机参数,实线表示使用上述的推力匹配控制系统的发动机参数,其中黑线为左发动机,灰线为右发动机, FN_{safe} 表示双发的最大安全推力。从图7可以看出:当仅使用基准控制器进行控制时,双发低压转子转速始终保持为恒定值,随着双发退化程度的加深,燃油流量和涡轮前温度逐渐上升,推力均有小幅下降,同转速下退化程度较深的发动机需要消耗更多燃油,且其推力低于退化程度较低的发动机;加入推力匹配控制系统后,转速指令修正器通过分别调整转速指令提高低压转子转速和主燃烧室供油量,间接地使双发的推力趋向于设定推力;由于双发退化程度较低,双发的最大安全推力 FN_{safe} 始终高于标称推力,此时外控制回路可以在保证发动机安全稳定工作的前提下使推力恢复至标称值。

右发退化程度较深时的推力匹配仿真验证如图8所示,仿真条件为地面状态下,低压转子转速设定值 $N_L = 90\% N_{L,\text{design}}$, $20\sim 60$ s左、右发动机压气机和涡轮的流量/效率因子分别线性下降 1% 和 5% 。

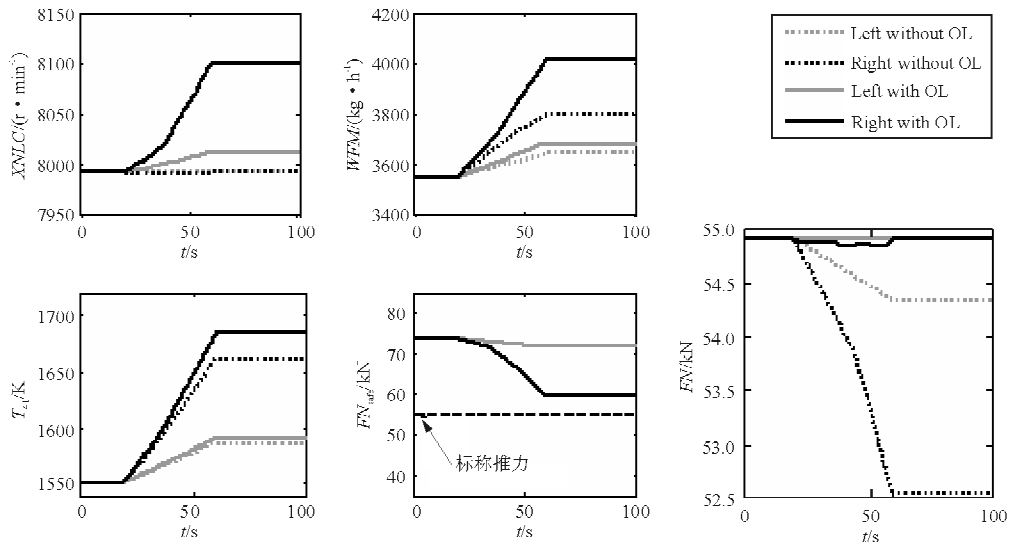


图 7 退化程度较低时的双发推力匹配仿真

Fig. 7 Twin-engine parameters with low degree of degradation

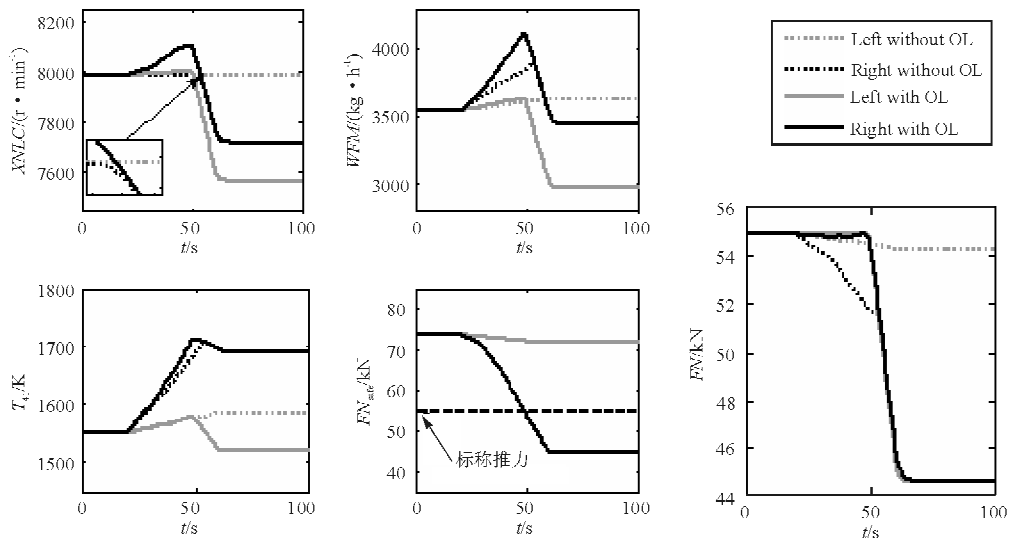


图 8 退化程度较深时的双发推力匹配仿真

Fig. 8 Twin-engine parameters with high degree of degradation

从图 8 可以看出:随着右发退化程度的加深,右发最大安全推力开始小于标称推力,此时推力设定模块以右发的最大安全推力作为设定推力,避免右发进入到不安全的工作状态中;在外控制回路的作用下,退化程度较低的左发通过降低低压转子转速使双发推力保持一致。

由相对误差可知,在整个仿真过程中双发推力始终较为一致,即该外控制回路实现了协调双发推力匹配的设计目的。

4 结 论

本文首先介绍了应用 EPDMC 技术的双发推力匹配控制系统,研究了涉及的推力设定、参数估计及转速指令修正等关键技术,然后在稳态条件下对不同退化程度的双发进行了仿真验证。

在推力匹配控制系统的作用下,双发推力的相对误差在退化过程中小于 4%,在退化结束后的 1 s 内迅速减小至 2% 以下,且在整个仿真过程中等关

键参数始终未超出限制值。即该推力匹配控制系统具有较高的控制精度及较快的响应速度,可以在发动机参数限制范围内合理地设定双发共同遵循的期望推力,满足自动协调双发推力匹配的设计要求,提高了推进系统的自动化程度。

参考文献

- [1] 李秋红, 李业波, 王前宇. 航空发动机直接推力控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(5): 557-561.
Li Qihong, Li Yebo, Wang Qianyu. Direct thrust control of aeroengine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(5): 557-561. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] Litt J S, Sowers T S, Garg S. A retro-fit control architecture to maintain engine performance with usage [R]. NASA/TM-2007-214977, 2007.
- [4] Litt J S, Aylward E M. Adaptive detuning of a multivariable controller in response to turbofan engine degradation [R]. NASA/TM-2003-212723, 2003.
- [5] Litt J S, Parker K I, Chatterjee S. Adaptive gas turbine engine control for deterioration compensation due to aging[C] // International Symposium on Air Breathing Engines, 2003.
- [6] Litt J S, Sowers T S. Evaluation of an outer loop retrofit architecture for intelligent turbofan engine thrust control [C]. AIAA-2006-5103, 2006.
- [7] 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 Qihong, Huang Xianghua, et al. Performance deterioration mitigation control of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 930-936. (in Chinese)
- [8] Jonathan S Litt, James A Turso, Neerav Shah, et al. A demonstration of a retrofit architecture for intelligent control and diagnostics of a turbofan engine[J]. AIAA-2005-6905, 2005.
- [9] 陆军, 郭迎清, 张书刚. 基于改进混合卡尔曼滤波器的航空发动机机载自适应模型[J]. 航空动力学报, 2012, 26(11): 2593-2600.
Lu Jun, Guo Yingqing, Zhang Shugang. Aeroengine on-board adaptive model based on improved hybrid Kalman filter[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 26(11): 2593-2600. (in Chinese)
- [10] Kobayashi T, Simon D L. Hybrid kalman filter approach for aircraft engine in-flight diagnostics: sensor fault detection case[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 129(3): 746-754.

作者简介:

李睿超(1993—),男,博士研究生。主要研究方向:航空发动机控制与仿真。

郭迎清(1964—),男,教授,博导。主要研究方向:航空航天推进系统控制。

(编辑:赵毓梅)