

文章编号:1000-8055(2012)04-0930-07

航空发动机性能退化缓解控制技术

李业波¹, 李秋红¹, 黄向华¹, 赵永平²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘 要: 开展了航空发动机性能退化缓解控制技术的相关研究. 性能退化缓解控制通过内环控制转速, 外环控制推力, 实现了对航空发动机的控制. 该控制方式既有传统控制方式的优点, 又能像直接推力控制那样实现对推力的直接控制, 达到提高发动机控制自主性的目的. 为了验证性能退化缓解控制的有效性, 以某型双轴混排涡扇发动机为对象进行了控制系统设计及仿真验证. 仿真结果表明了性能退化缓解控制技术的有效性和可行性.

关 键 词: 航空发动机; 性能退化缓解控制; 外环控制; 内环控制; 推力估计

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Performance deterioration mitigation control of aero-engine

LI Ye-bo¹, LI Qiu-hong¹, HUANG Xiang-hua¹, ZHAO Yong-ping²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The research on PDMC (performance deterioration mitigation control) of intelligent engine was performed. The PDMC consists of both loops, for example, the inner loop controls the rotor speed and the outer loop controls the thrust. As a result, it not only inherits the advantage of traditional control system, but also can realize the direct control of thrust as the direct thrust control. Meanwhile, it enhances the autonomous control of aero-engine. To verify the effectiveness of PDMC, simulations on a two-spool-mixed-flow-turbofan engine were performed. The simulation results show the efficacy and feasibility of PDMC technology.

Key words: aero-engine; performance deterioration mitigation control; outer loop control; inner loop control; thrust estimation

航空发动机在服役过程中, 由于自然磨损、疲劳、腐蚀或者积垢等原因会引起发动机某些部件性能发生退化, 这主要表现为部件的效率和流通能力降低, 从而导致实际发动机与该型号额定发动机之间会存在偏差^[1-3]. 对于针对额定航空发动

机设计的传统控制方式来说, 在一定飞行高度、马赫数及环境温度下, 油门杆角度 PLA (power level angle) 和被控参数, 如转速或压比等以及推力三者之间的对应关系是恒定的, 因此能够根据 PLA 指令提供给飞机相应的推力^[4]. 但是当发动

收稿日期: 2011-05-29; 修订日期: 2012-02-07

基金项目: 国家自然科学基金(51006052); 航空科学基金(20110652003); 中央高校基本科研业务费专项基金(NZ2012104)

作者简介: 李业波(1985—), 男, 安徽颍上人, 博士生, 主要从事航空发动机控制与故障诊断方向研究.

机性能发生退化之后,转速或压比等被控制参数和推力之间的对应关系发生变化,这就会导致发动机提供的推力与需求不符,需要飞行员手动调节 PLA,来使推力满足飞机的需要,这就会大大增加飞行员的负担。另外,由于退化会引起发动机性能的变化,因此在设计、使用和维修时留有很大的裕度,不利于充分挖掘发动机的性能^[5]。

针对传统航空发动机控制方式的缺点,为了充分挖掘航空发动机的潜在性能以满足日益增长的飞机对推力的要求,就必须找到一种能够在发动机发生退化的情况下也能很好控制发动机的控制方式,于是便产生了直接推力控制^[6]。与传统的控制方式不同,直接推力控制的被控参数本身就是推力,因此在一定的飞行高度、马赫数及环境温度下,PLA 与推力是直接对应关系。即使在发动机性能发生退化的情况下,这种对应关系也不会改变,从而能为飞机提供所需推力。

尽管直接推力控制能够通过直接控制推力的方式来保证飞机对推力的需求,但是也存在着一一定的缺陷。直接推力控制的指令信号是推力,而不是传统发动机控制所用的转速指令,这会使现有的飞行员很难适应这种控制,即使这种控制方案有其显著优点也很难得到推广。其次,直接推力控制改变了现有的发动机的控制结构,在对其进行工程化实现中存在着一一定的困难。

为了弥补传统控制方式和直接推力控制方式存在的缺陷,结合传统控制方式和直接推力控制的优点,性能退化缓解控制 PDMC(performance

deterioration mitigation control)技术便应运而生^[7-8]。与航空发动机的传统控制方式相比,PD-MC 具有明显的优点:一是在发动机性能发生退化的情况下也能保证 PLA 指令与输出推力之间的对应关系,这样就增加了飞行的自主性,大大减轻了飞行员的工作负担;二是由于以额定发动机推力为外环控制目标,并且存在推力估计器,PD-MC 具有控制推力的功能,也就具有直接推力控制的优点,但却比直接推力控制更易于工程实现。

国外已经开展了航空发动机性能退化缓解控制的相应研究,而国内尚未见相关的文献报道。本文在国外研究的基础上,详细介绍了 PDMC 的内环控制,外环控制等组成部分的设计,并且在双轴混排涡扇发动机上对其可行性进行了仿真试验。

1 性能退化缓解控制结构介绍

PDMC 即有直接推力控制的优点,又能使现有飞行员按照自己的习惯进行操作,并且更易于工程实现,其系统结构如图 1 所示^[9]。从图中可以看出,PDMC 包含两个控制回路,即内环控制回路和外环控制回路。内环回路采用基于传感器的传统控制方式的控制逻辑,即以传感器测量的信号,如转速、压比等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。外环回路则通过额定发动机实时模型计算未退化发动机的推力,作为推力的期望值,而实际发动机的推力的估计值作为反馈值。以期望值和反馈值之间的偏差修正内环回路转速的指令信号。

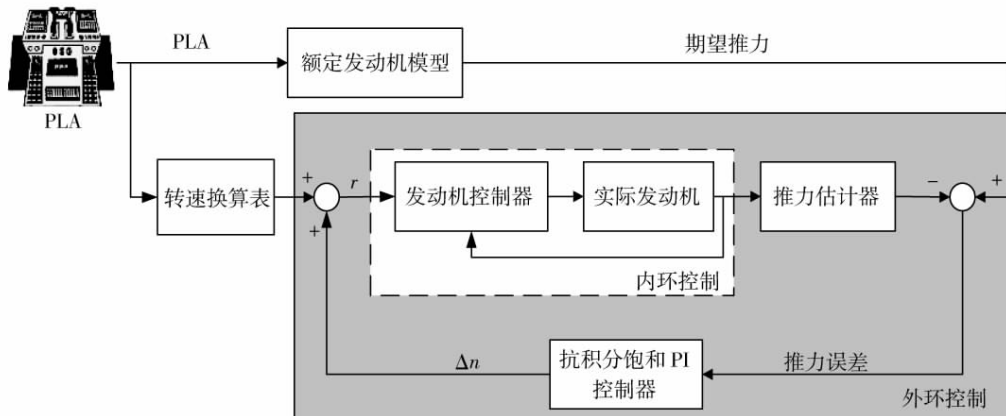


图1 航空发动机性能退化缓解控制框图

Fig. 1 Diagram of aero-engine PDMC

由于推力是不可测量值,因此需要设计推力估计器对真实发动机的推力进行估计。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和准确性。因此,设计一

个能够精确估计推力的估计器是关键. 目前, 从国内外公布的文献资料来看, 推力估计器的设计还处在研究阶段. 一般来说, 有两种途径来实现: 一种就是机器学习方法像支持向量机来实现推力估计器的设计^[10]; 一种是用卡尔曼滤波技术来实现^[11]. 以目前文献看来, 以这两种途径来设计推力估计器都取得了一定的研究效果, 但都需要进行进一步的改进和提高.

2 内环控制

内环控制器实际上就是一个针对额定发动机设计的控制器, 该控制器通过控制发动机转速(或者压比等)使发动机工作在安全条件下, 同时为飞机提供所需的推力, 如图 1 虚线框部分. 飞行员输入一个 PLA 指令, 控制器通过设定的控制规律使发动机转子达到一定的转速从而让发动机输出相应的推力. 本文采用 ALQR (augmented linear quadratic regulator) 方法来设计内环控制器^[12]. 因为虽然 LQR 回路具有无穷大的幅值裕度和大于 60° 的相位裕度, 但是在进行发动机跟踪控制时无法消除稳态误差, 而 ALQR 具有 LQR 方法的所有优点且能消除稳态误差, 有很好的鲁棒性.

在设计内环 ALQR 控制器时, 需要用到发动机的状态变量模型, 这里设发动机的状态变量模型为

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

式中 $\Delta x = [\Delta N_1 \quad \Delta N_2]^T$, 分别是高低压转子转速的增量; $\Delta u = [\Delta W_{fb} \quad \Delta A_8]^T$, 分别是主燃油和尾喷口面积的增量; A, B, C, D 为适维矩阵.

若要使系统输出 y 能够跟踪给定的阶跃输入信号, 采用文献^[12]中的方法对系统进行增广, 增广后的系统为

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A} \cdot \bar{x} + \bar{B} \cdot \bar{u} \quad (2)$$

$$\text{式中 } \bar{u} = \dot{u}; \bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}; \bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ -D \end{bmatrix}.$$

对式 (2) 可以设计 LQR (linear quadratic regulator) 状态调节器, 使所有状态量都趋于 0: $\bar{x} = [\dot{x}^T \quad e^T]^T = 0$, 即系统式 (1) 状态保持不变, 而且系统输出与给定指令之差 $e = 0$, 这就满足了消除阶跃信号作用下的稳态误差要求. 最终得到系统 (1) 的控制律为 $u = K_x x + \frac{K_e e}{s}$, ALQR 闭环系统的结构如图 2 所示.

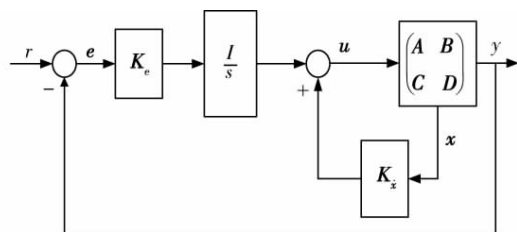


图 2 内环 ALQR 控制器框图

Fig. 2 Diagram of ALQR control system for inner loop

3 外环控制

3.1 推力估计器设计

对于 PDMC 来说, 推力估计器是不可或缺的关键部分. 本文采用卡尔曼滤波技术来估计推力, 但是常规卡尔曼滤波器不能用一个卡尔曼滤波器把全包线内的所有推力都给估计出来, 需要多组并行卡尔曼滤波器才能实现, 并且存在一定的稳态估计误差^[13]. 鉴于常规卡尔曼滤波器存在的缺点, 本文采用改进的卡尔曼滤波器来估计推力. 改进的卡尔曼滤波器在输入通道中增加估计偏差的积分项, 使滤波输入包含偏差的累积激励, 以消除稳态估计偏差. 此外, 在卡尔曼滤波器的输入通道之前对输出偏差进行相似变换, 将其变换到地面状态. 这样便可以使用一个滤波器进行全包线的估计. 基于改进卡尔曼滤波器的推力估计器工作原理如图 3 所示.

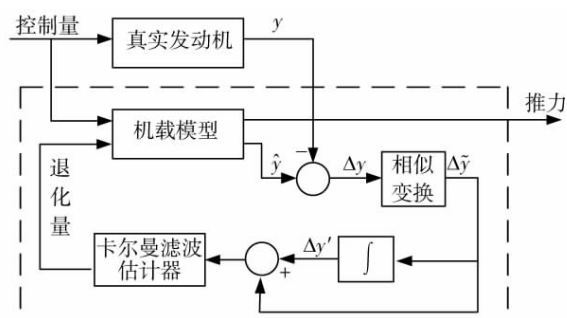


图 3 卡尔曼滤波推力估计器框图

Fig. 3 Diagram of thrust estimator based on Kalman filter

改进后的卡尔曼滤波器与常规卡尔曼滤波最大不同之处在于, 其输入不仅包含了退化发动机的输出 y 和机载模型的输出 $\hat{y}$ 的偏差 Δy , 同时也增加了 Δy 的积分 $\Delta y'$, 当卡尔曼的滤波估计出现偏差导致机载模型不能完全跟踪退化的发动机输出时, 输出偏差 Δy 和其积分环节 $\Delta y'$ 同时作用, 最终保证 $y = \hat{y}$, 实现对发动机的完全跟踪, 从而

能够准确的估计出发动机推力。

首先建立真实发动机在退化量作用下的小偏差状态变量模型,用来描述退化量对发动机的影响其形式如下:

$$\begin{cases} \dot{\Delta x} = A \cdot \Delta x + B \cdot \Delta u + L \cdot \Delta d \\ \Delta y = C \cdot \Delta x + D \cdot \Delta u + M \cdot \Delta d \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\Delta x, \Delta u$ 与式(1)中的 $\Delta x, \Delta u$ 相同, $\Delta y = [\Delta N_1 \Delta N_2 \Delta p_{25} \Delta T_{25} \Delta p_3 \Delta T_3 \Delta p_{45} \Delta T_{45} \Delta p_{46}]^T$, 分别是发动机低压转子转速、高压转子转速、压气机进口压力、压气机进口温度、压气机出口压力、压气机出口温度、低压涡轮进口压力、低压涡轮进口温度、低压涡轮出口压力的偏差值。 $\Delta d = [\Delta \eta_1 \Delta \eta_2 \Delta \eta_3 \Delta \eta_4 \Delta \eta_5 \Delta \eta_6 \Delta \eta_7 \Delta \eta_8 \Delta \eta_9]^T$, 分别为风扇流量退化量, 风扇效率退化量, 压气机流量退化量, 压气机效率退化量, 燃烧室效率退化量, 高压涡轮的流量退化量, 高压涡轮的效率退化量, 低压涡轮的流量退化量, 低压涡轮的效率退化量。

改进的卡尔曼滤波估计器最优状态估计公式表示为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\Delta x} \\ \dot{\Delta d} \end{bmatrix} &= (\tilde{A} - K \cdot \tilde{C}) \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta d \end{bmatrix} + \\ &(\tilde{B} - K \cdot \tilde{D}) \cdot \Delta u + K \cdot (\Delta y + \Delta y') \end{aligned} \quad (4)$$

式中 $\tilde{A} = \begin{bmatrix} A & L \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$; $\tilde{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}$; $\tilde{C} = [C \quad M]$; $\tilde{D} = D$; K 为卡尔曼滤波增益阵。

通过式(4)估计出发动机的退化量,将其输入机载模型便可计算出推力,如图3所示。

3.2 外环控制设计

外环控制的主要作用是调解内环控制的参考指令,也就是相当于隐式地修改 PLA(本文亦用 α_{pla} 表示 PLA)的指令,其结构如图1灰色部分所示。对额定发动机来说,在一定飞行高度、马赫数及环境温度下,PLA-控制参数-推力这三者之间的关系是恒定的。但是随着航空发动机性能发生退化或其他原因,这三者的对应关系也会发生相

应的变化。此时输入一个 PLA 指令,航空发动机就输出不了相应的推力。为了让发动机输出相应的推力,此时就需要外环控制修改输入到内环控制中的 PLA 指令从而使发动机输出所需的推力。

就外环控制来说,从目前的文献来看,国内还没有人对性能退化缓解控制进行研究,也没有关于如何设计外环控制器的报导。从国外报导来看,主要用抗积分饱和的 PI(proportional-integral)控制来实现^[7]。因而,本文也采用抗积分饱和 PI 控制来设计外环控制器。如果航空发动机性能发生退化,此时推力估计器输出的推力和推力指令之间存在误差,通过一个 PI 控制器后,产生一个 ΔPLA 来隐式地修正输入到内环控制器中的 PLA 指令,从而内环控制器控制航空发动机输出期望的推力。本文采用直接修正内环控制的输入指令来取代 PLA。

在设计外环控制器时,需要指出的是必需含有抗积分饱和功能,它的作用是保证内环的控制器指令在可调的范围内,防止超温、超转等破坏发动机的情况出现。本文采用积分分离法来应对积分饱和,其基本思想是:当被控制量与设定值偏差较大时取消积分作用,以免由于积分作用使系统超调量增大,稳定性降低;当被控制量接近给定值时,引入积分控制,消除静差,提高控制精度^[14]。同时,协调内外环工作也是非常重要的,主要手段是让外环控制的响应慢于内环控制,这主要是因为外环控制是在内环控制的基础上进行的。

4 数字仿真

为了验证 PDMC 的效果,本文以某型带加力燃烧室的混合排气双轴涡轮发动机部件级模型为对象,设计了性能退化缓解控制器,并给出了仿真结果。仿真包括两部分:一是在飞行高度 H , 马赫数 Ma 以及 PLA 一定的情况下,从仿真的第 10 s 开始,航空发动机风扇和高压涡轮流量在大概 70 s 内线性退化到 1%,如图4和图5所示;二是

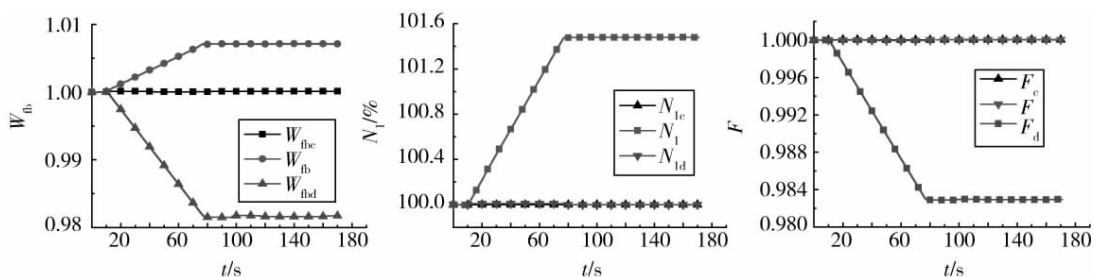


图4 风扇流量退化时所选变量的变化曲线($\alpha_{pla} = 70^\circ, H = 0 \text{ km}, Ma = 0$)

Fig. 4 Variation of selected variables with fan flow deterioration ($\alpha_{pla} = 70^\circ, H = 0 \text{ km}, Ma = 0$)

航空发动机在飞机加速和爬升过程中风扇和高压涡轮流量突然退化 1%, 如图 6~图 9 所示. 图中 $W_{fbc}, N_{1c}, N_{2c}, F_c$ 表示额定发动机状态下的主燃油、低压转子转速、高压转子转速、推力; 图中

油、低压转子转速、高压转子转速、推力; W_{fb}, N_1, N_2, F 表示退化发动机外环控制接通状态下的主燃油、低压转子转速、高压转子转速、推力; 图中

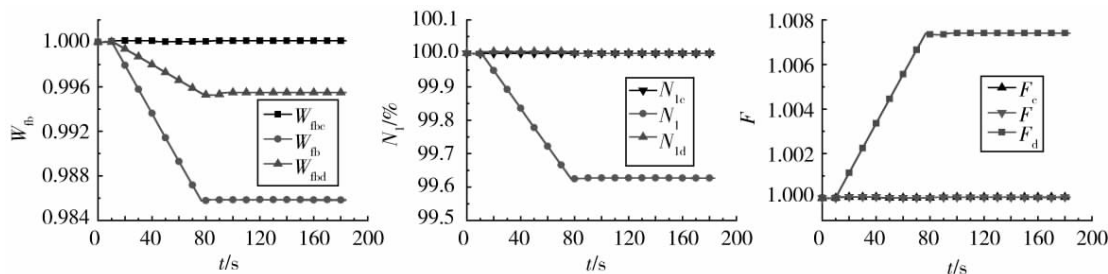


图 5 高压涡轮流量退化时所选变量的变化曲线 ($\alpha_{pla}=70^\circ, H=0 \text{ km}, Ma=0$)

Fig. 5 Variation of selected variables with high turbine flow deterioration ($\alpha_{pla}=70^\circ, H=0 \text{ km}, Ma=0$)

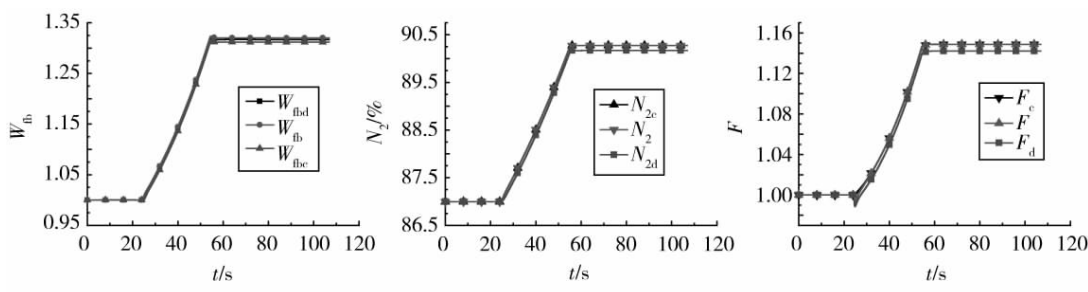


图 6 风扇流量退化时所选变量的变化曲线 ($\alpha_{pla}=50^\circ, H=12 \text{ km}, Ma=0.5 \sim 0.8$)

Fig. 6 Variation of selected variables with fan flow deterioration ($\alpha_{pla}=50^\circ, H=12 \text{ km}, Ma=0.5 \sim 0.8$)

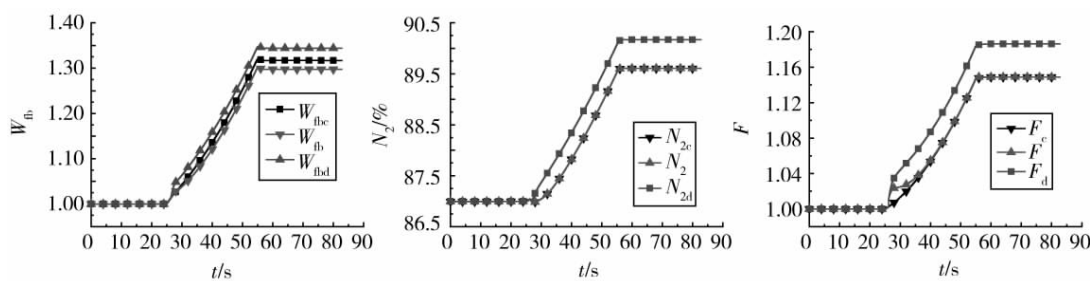


图 7 高压涡轮流量退化时所选变量的变化曲线 ($\alpha_{pla}=50^\circ, H=12 \text{ km}, Ma=0.5 \sim 0.8$)

Fig. 7 Variation of selected variables with high turbine flow deterioration

($\alpha_{pla}=50^\circ, H=12 \text{ km}, Ma=0.5 \sim 0.8$)

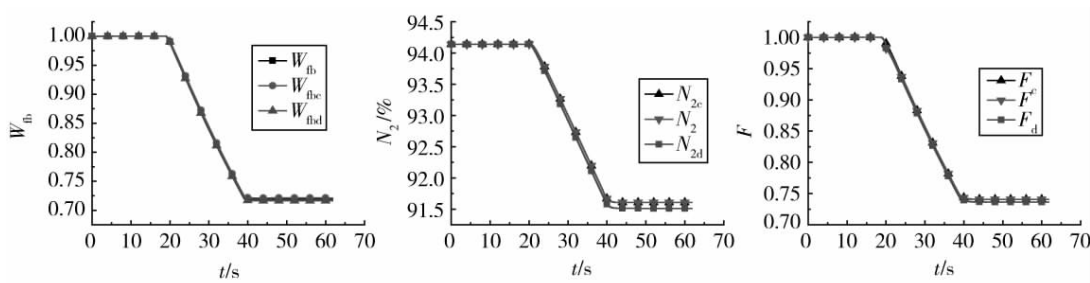


图 8 风扇流量退化时所选变量的变化曲线 ($\alpha_{pla}=50^\circ, Ma=0.8, H=8 \sim 10 \text{ km}$)

Fig. 8 Variation of selected variables with fan flow deterioration ($\alpha_{pla}=50^\circ, Ma=0.8, H=8 \sim 10 \text{ km}$)

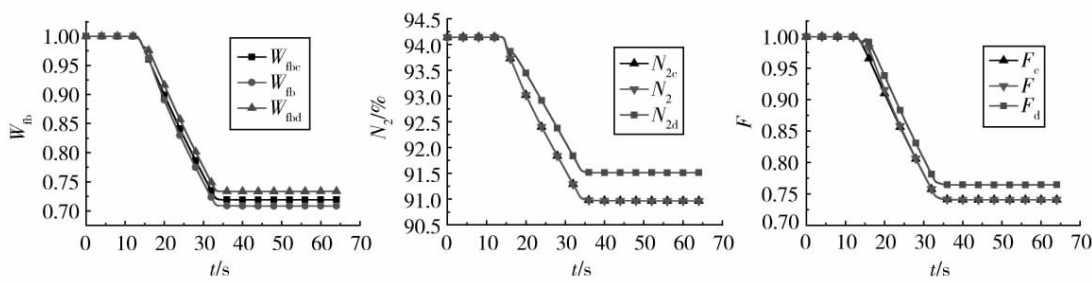


图9 高压涡轮流量退化时所选变量的变化曲线($\alpha_{pla}=50^\circ, Ma=0.8, H=8\sim 10\text{ km}$)

Fig. 9 Variation of selected variables with high turbine flow deterioration

($\alpha_{pla}=50^\circ, Ma=0.8, H=8\sim 10\text{ km}$)

$W_{fb,d}, N_{1d}, N_{2d}, F_d$ 表示退化发动机外环控制断开状态下即传统控制方式下的主燃油、低压转子转速、高压转子转速、推力。

仿真试验给出了控制量中的主燃油、被控量中的转速以及性能量中的推力变化曲线。从图中可以看出,当发动机部件发生退化时,如果断开外环控制器,转速虽然能够被控制到额定状态下的期望值,由于这时发动机转速和推力的关系发生了变化,导致推力不能跟踪上期望推力值。而当接通外环控制时,外环控制器通过修正内环输入指令使推力的误差趋向于0,从而使得推力跟踪上额定发动机的期望推力值。此外,在发动机缓慢退化过程中,发动机的实际推力始终能够跟踪上期望的推力值;在发动机突然发生退化时,推力也能在较短的时间内跟踪上期望的推力值。这说明PDMC在实际的控制过程中能够取得很好的控制效果,可以保证航空发动机能像额定发动机一样提供所需推力。仿真结果另一方面也说明了推力估计器的估计精度是能够满足PDMC要求的。

5 结论

本文开展了航空发动机性能退化缓解控制的相应研究。针对某型双轴混合排气涡扇航空发动机,设计了性能退化缓解控制器并给出了航空发动机部件发生性能退化下的数字仿真结果。仿真结果表明在发动机部件发生退化的情况下,采取性能退化缓解控制能够很好的控制发动机的推力使其达到额定发动机的推力水平。此外,本文也为性能退化缓解控制在国内未来的实际应用和发展提供了一定的借鉴意义和参考价值。

参考文献:

[1] Garg S. Controls and health management technologies for intelligent aerospace propulsion systems[R]. AIAA-2004-

0949, 2004.

- [2] Garg S. NASA Glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA/TM-2005-214036, 2005.
- [3] Garg S. Introduction to advanced engine control concepts [R]. 20070010763, 2007.
- [4] 孙健国. 面向21世纪航空动力控制展望[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 97-102.
SUN Jianguo. Prospects of the aero-engine control development in the early time of the 21st century[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 97-102. (in Chinese)
- [5] Gastineat Z, Happawana G. Robust model-based control for jet engine[C]. Proceedings of the ASME Turbo Expo 2005. United States: American Society of Mechanical Engineering, 2005: 95-101.
- [6] 姚彦龙. 航空发动机神经网络直接推力逆控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
YAO Yanlong. Aero-engine direct thrust inverse control based on neural networks[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [7] 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.
- [8] Litt J S, Sowers T S. Evaluation of outer loop retrofit architecture for intelligent turbofan engine thrust control [R]. AIAA-2006-5103, 2006.
- [9] Litt J S, Turso J A, Shah N, et al. A demonstration of a retrofit architecture for intelligent control and diagnostics of a turbofan engine[R]. NASA/TM-2005-214019, 2005.
- [10] 赵永平, 孙健国, 王前宇, 等. 基于K-均值聚类和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)
- [11] Litt J S. An optimal orthogonal decomposition method for Kalman filter-based turbofan engine thrust estimation[R]. NASA/TM-2005-213864, 2005.
- [12] 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.

- YANG Gang, SUN Jianguo, LI Qihong. Augmented LQR method for aero-engine control systems [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158. (in Chinese)
- [13] 陈霆昊. 发动机机载自适应模型与高稳定性控制技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- CHEN Tinghao. On-board real-time adaptive modeling and high stability control technology of aero-engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [14] 王前宇. 基于控制结构优化的航空发动机多变量鲁棒控制研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- WANG Qianyu. Research on multivariable robust control of aero-engine based on optimized control structure [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)