

涡轴发动机动力涡轮转速传感器容错控制方法研究

陈昊洋¹, 杜紫岩²

(1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;

2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了提高涡轴发动机的可靠性, 在动力涡轮转速传感器发生故障时, 保证发动机串级主回路与预测抗扰控制回路的正常运行, 提出了涡轴发动机动力涡轮转速传感器容错控制方法研究。采用动态系数法建立了涡轴发动机简化实时模型, 利用卡尔曼算法进行了发动机退化参数的估计, 建立了涡轴发动机机载自适应模型, 同时对动力涡轮转速信号进行了故障诊断及信号重构, 实现了对预测抗扰控制回路及发动机串级控制回路的容错设计, 并进行了数字仿真验证。结果表明, 所设计的容错控制方法可以在动力涡轮转速传感器信号发生故障时保证发动机的正常工作。

关键词: 涡轴发动机; 动力涡轮转速; 容错控制; 机载自适应模型

Research on fault tolerant control method for power turbine speed sensor of turboshaft engine

CHEN Haoyang¹, DU Ziyang²,

(1. China Power Machinery Research Institute of AVIC, Zhuzhou 412002, China;

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the reliability of turboshaft engine and ensure the normal operation of cascade main circuit and predictive disturbance rejection control circuit in case of power turbine speed sensor failure, a fault-tolerant control method for power turbine speed sensor of turboshaft engine is proposed. The simplified real-time model of turboshaft engine is established by using dynamic coefficient method. The degradation parameters of turboshaft engine are estimated by using Kalman algorithm. The airborne adaptive model of turboshaft engine is established. At the same time, the fault diagnosis and signal reconstruction of power turbine speed signal are carried out, and the fault-tolerant design of predictive disturbance rejection control loop and engine cascade control loop is realized. Word simulation verification. The results show that the fault-tolerant control method can ensure the normal operation of the engine when the signal of the power turbine speed sensor fails.

Key words: turboshaft engine; power turbine speed; fault tolerant control; airborne adaptive model

0 引言

直升机常在高温、高压等十分恶劣的环境中工作^[1]。且为了减轻飞行员负担, 现在大都采用FADEC作为航空发动机的控制系统。然而FADEC所需要的所有信号都来源于传感器测量。传感器成为影响发动机控制系统工作的重要因素。但传感器很容易因为恶劣环境的影响发生故障^[2]。故障

的传感器会传递给控制系统错误的信号, 如果没有对故障传感器及时进行处理, 错误的信号会影响控制系统的工作, 甚至使其崩溃, 进一步影响发动机的安全运行^[3]。涡轴发动机控制系统通常采用被控量为燃气涡轮转速 N_g 与动力涡轮转速 N_p 的串级双回路控制, 这两个变量的准确性会严重影响发动机控制系统的效果。同时为了提高涡轴发动机的响应速度, 采用预测所得的直升机需用

功率在主控回路的燃气涡轮指令位置进行前馈补偿, 动力涡轮转速 N_p 也是直升机需用功率预测模型的输入量之一。为了提高涡轴发动机控制系统的可靠性, 对涡轴发动机动力涡轮转速进行容错控制。容错控制系统分为主动式和被动式。主动式根据已有经验, 对发动机故障进行检测和隔离; 被动式省去故障诊断过程, 减少了“假警”的发生, 但是容错的效果不如主动式^[4]。

容错控制一直是各国关注的重点。作为研究的热点问题, 目前的容错控制方法多是基于对故障信号的重构, 且朝着多输入多输出的方向发展, 常采用的方法有卡尔曼滤波算法^[5]、支持向量机^[6]和神经网络算法^[7]等。

本文采用机载自适应实时模型对涡轴发动机控制系统的故障信号进行重构, 主要包含涡轴发动机串级控制回路中被控量和预测抗扰控制前馈回路中预测模型的输入量, 以保证串级控制回路的正常运行和预测模型输出的准确性。

1 涡轴发动机机载自适应模型

涡轴发动机机载自适应由发动机简化实时模型和卡尔曼滤波器两个部分组成。简化实时模型建模所用的样本数据来自发动机部件级模型, 采用插值法建立稳态模型, 采用动态系数法制成插值表, 建立动态模型。卡尔曼滤波器以状态变量模型为基础, 将退化量增广到状态变量中, 从而进行各部件的退化参数的估计。

发动机各截面的参数会受到部件退化的影

响。实时简化模型没有考虑发动机退化问题, 因此没有相应的部件退化参数。因为部件退化的影响直接体现在输出参数上, 本文依照退化参数对输出参数根据多次实验进行修正, 使机载自适应模型与部件级模型参数误差满足一定的准确度。

涡轴发动机机载自适应模型结构框图如图 1 所示。

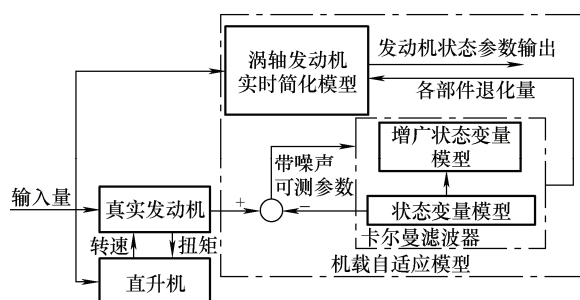
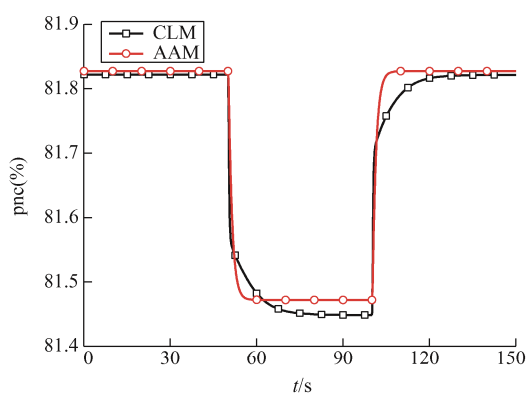


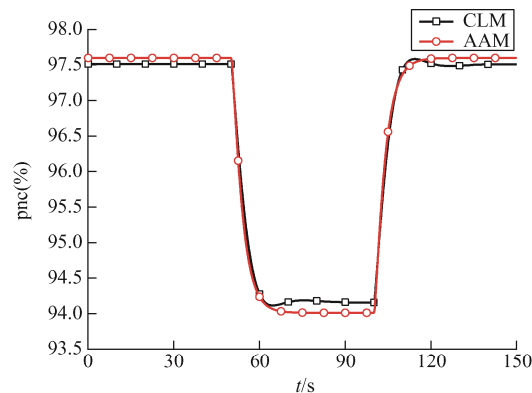
图 1 涡轴发动机机载自适应模型结构框图

Fig. 1 Structure block diagram of turboshaft engine airborne adaptive model

涡轴发动机机载自适应模型仿真验证结果如图 2 所示, 当发动机压气机效率退化 2% 时, 在飞行高度 $H=200\text{ m}$, 前向速度 $V_x=30\text{ m/s}$ 的飞行条件下, 发动机达到稳态后给燃油流量 -0.01% 的斜坡, 直到燃油减小了 2%, 保持该燃油流量不变, 发动机达到稳态后, 再次给 0.01% 的斜坡, 燃油变回原来的值后, 停止增加并保持直到仿真结束, 负载功率给定闭环时的稳态值, 退化后的部件级模型与机载自适应模型输出参数对比如图 2 所示。



(a) 燃气涡轮相对转速



(b) 动力涡轮相对转速

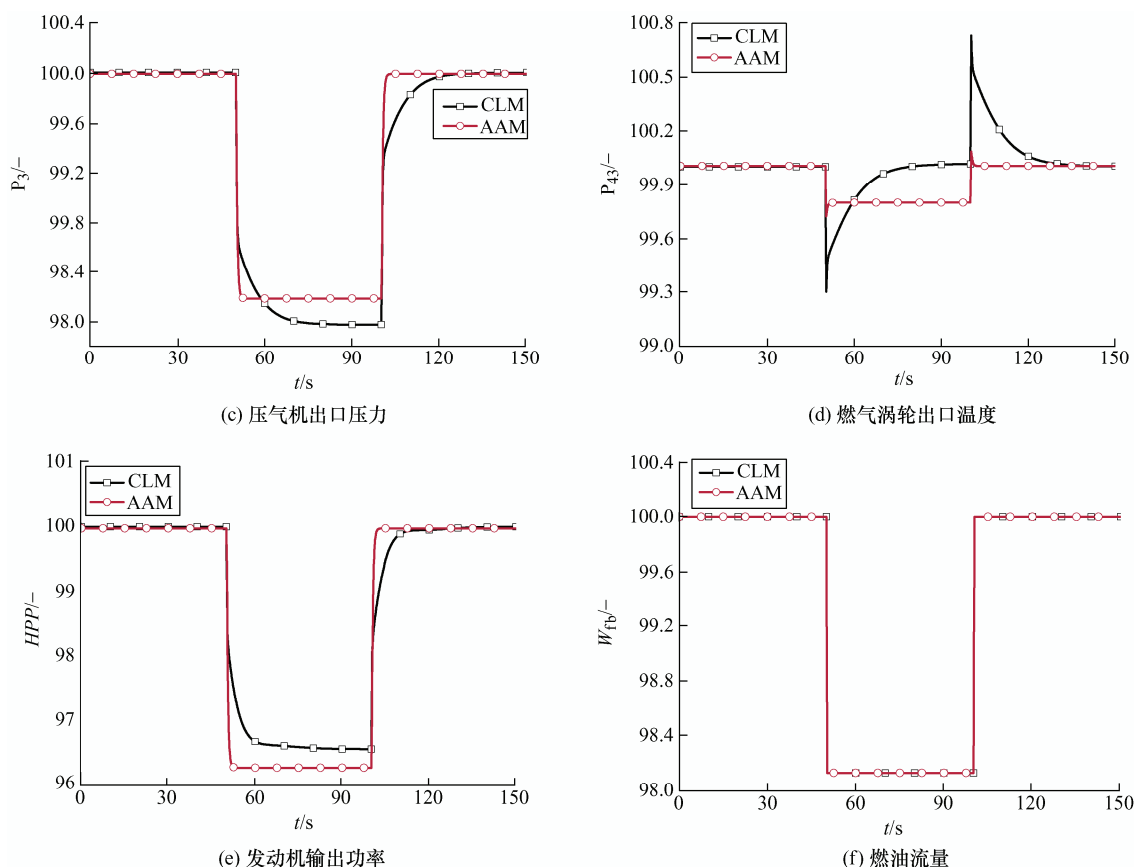


图 2 非设计点压气机效率退化 2%部件级模型与机载自适应模型输出对比图

Fig. 2 Comparison of the output of component level model and airborne adaptive model for compressor efficiency degradation 2% at non design point

图 2 中, CLM 表示部件级模型, AAM 表示机载自适应模型。由图 2 可以看出, 燃气涡轮效率退化后, 压气机出口压力、燃气涡轮转速和输出功率相比额定工况会下降, 机载自适应模型相比于部件级模型, 可以在更短时间内达到稳态点, 动态响应速度更快。机载自适应模型的输出与部件级模型输出误差都在 0.5% 以内, 可以较为真实的模拟发动机的真实工作状态。

2 容错控制方法与仿真验证

采用机载自适应模型输出的冗余信号进行容错控制, 无须增加传感器的数量。因为冗余信号由机载自适应模型计算得到, 不需要传感器的测量。这样可以减小发动机控制系统的成本、体积、重量等。

当传感器发生故障时, 冗余信号对故障信号进行重构, 可以保证涡轴发动机控制系统的正常工作及发动机的稳定运行。重构信号去向有两个: 一个是进入涡轴发动机主控回路, 作为主控回路中反馈回路的信号; 另一个是进入前馈回路, 作为预测模型的输入信号之一。容错控制系统结构图如图 3 所示。

故障诊断方法采用卡尔曼滤波器, 这种方法已经较为成熟, 这里不再详述。

基于机载自适应模型, 进行动力涡轮转速故障信号重构的仿真验证。图 4a 为在第 150 s 时, 动力涡轮转速传感器发生 3% 的偏置故障, 信号重构数字仿真验证结果; 图 4b 为在第 150 s 时, 动力涡轮转速传感器发生每秒 0.1% 的漂移故障, 信号重构数字仿真验证结果。

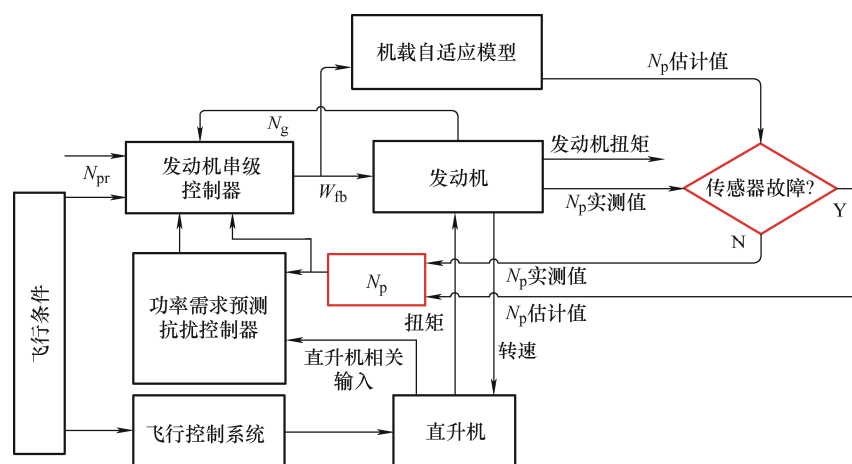


图3 基于机载自适应模型的涡轴发动机容错控制结构图

Fig. 3 Fault tolerant control structure of turboshaft engine based on airborne adaptive model

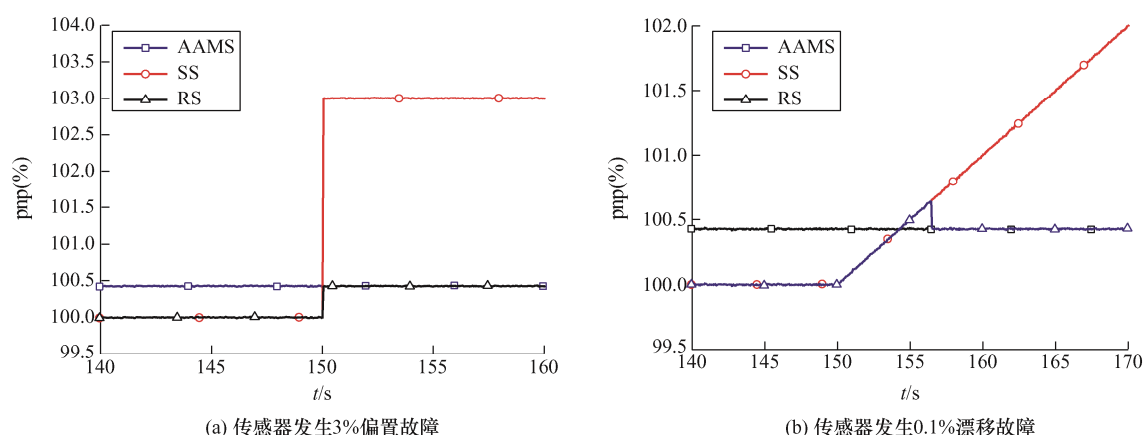


图4 动力涡轮转速传感器发生故障时信号重构仿真验证图

Fig. 4 Simulation verification diagram of signal reconstruction in case of power turbine speed sensor failure

图4中，AAMS表示机载自适应模型信号，SS表示传感器信号，RS表示重构信号。由图4可以看出，当动力涡轮转速传感器发生偏置故障时，故障诊断系统可以在故障瞬间检测出来，随之对故障信号进行了重构。当漂移故障发生时，需要故障累积到足以检测出来，故障诊断系统检测出故障发生时才会进行信号重构。

进一步对容错控制方法进行仿真验证。飞行高度 $H=400\text{ m}$ ，前向速度为 0 m/s 保持不变；在 $t=60\text{ s}$ ，给动力涡轮转速传感器3%的偏置故障，在 $t=80\text{ s}$ ，前向速度指令变为 25 m/s ；在 $t=130\text{ s}$ ，直升机前向速度变为 30 m/s ，同时进行最大速度爬升动作仿真，垂向速度指令变为 10 m/s 并保持 60 s ，在 $t=190\text{ s}$ 时，仿真结束。以发动机初始稳态值作为基准值对其他飞行状态时的对应参数进

行归一化处理。不考虑发动机部件性能退化时容错控制结果如图5所示。

图5中，SSNF表示无故障时传感器信号，SSF表示故障时传感器信号，AAMS表示机载自适应模型信号，SSNFNP表示无故障无预测抗扰控制时传感器信号，RS表示重构信号，SSFTC表示容错控制后传感器信号。由图5a可以看出，容错控制系统可以在故障发生瞬间对故障信号进行重构。重构信号同样保证了预测抗扰控制的效果，使动力涡轮相对转速的下垂及超调控制在3%以内。由图5b~图5h可以看出，故障发生后，容错控制使发动机的其他输出量与对应无故障时的输出参数稳态误差均不超过1%，动态误差均不超过5%，保证了发动机的正常工作。

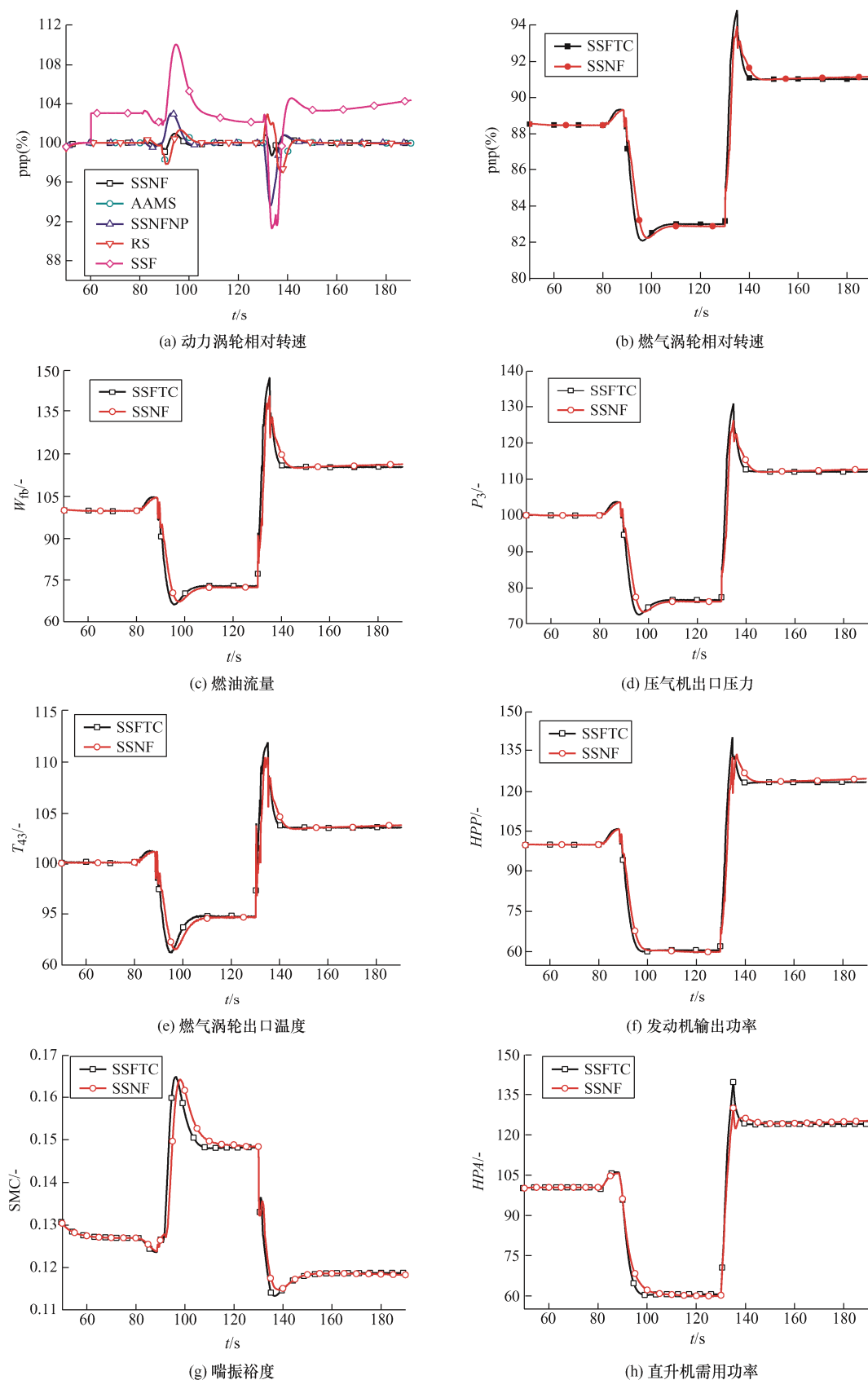


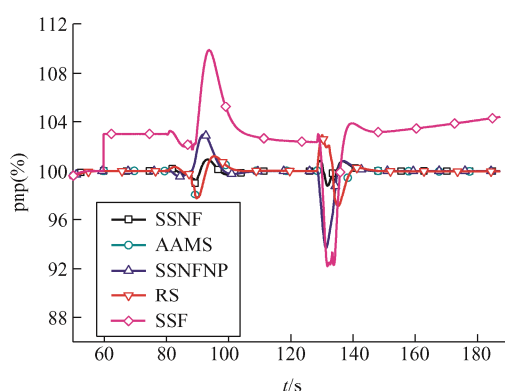
图5 无退化时容错控制仿真验证图

Fig. 5 Simulation verification diagram of fault tolerant control without degradation

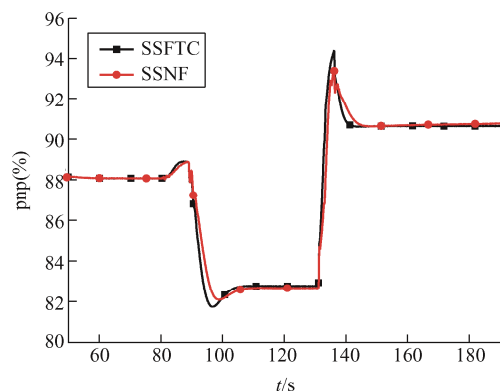
保持与前面相同的飞行条件及故障设置，同时发动机压气机效率退化 2%，对发动机退化和故障同时发生的情况进行仿真验证，仿真效果如图所示。以发动机未退化时初始稳态值（即图 6 中归一化各参数的值）作为基准值对其他飞行状态时的对应参数进行归一化处理。

由图 6 可以看出，当发动机发生退化时，容错控制系统也能在故障发生时，及时对故障信号进行重构，且重构信号与未发生故障时的信号误差在 0.5% 以内，容错控制效果与发动机没有发生

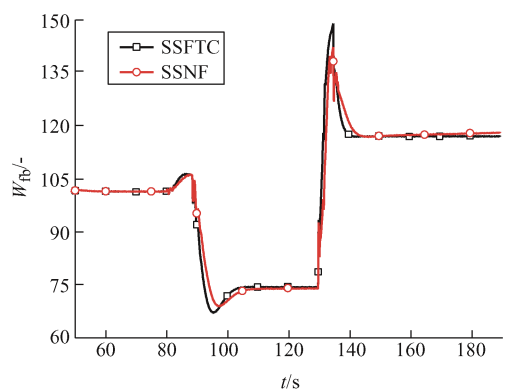
退化时基本相同，保证了预测抗扰控制后动力涡轮相对转速的超调与下垂在 3% 以内。由于压气机效率发生了退化，因此压气机出口压力有所减小，燃气涡轮效率退化使发动机燃气涡轮相对转速减小。然而飞行任务没有变化，意味着直升机需用功率没有发生变化，因此发动机燃油流量和燃气涡轮出口温度有所增加，以提高发动机输出功率，使其满足直升机的需求，因此相比于没有退化时，发动机输出功率不变，但是发动机喘振裕度降低，更加靠近喘振边界。



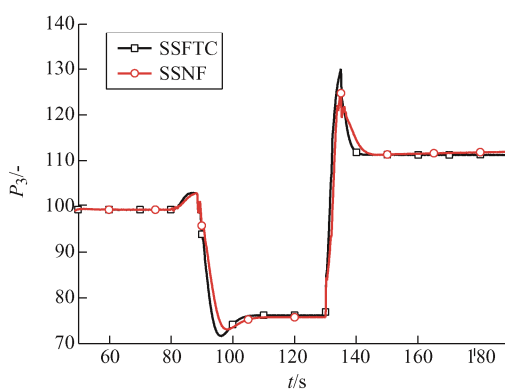
(a) 动力涡轮相对转速



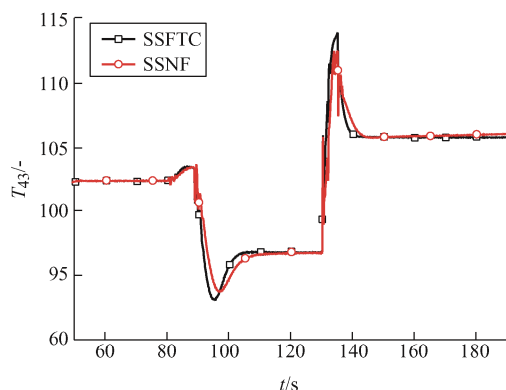
(b) 燃气涡轮相对转速



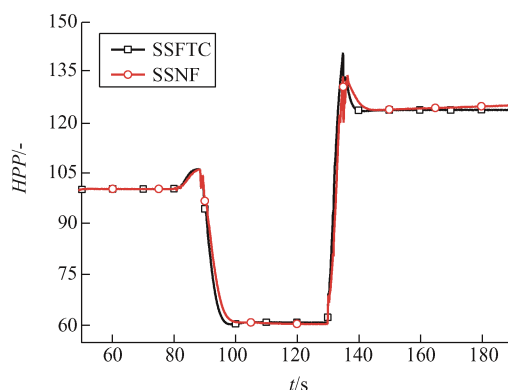
(c) 燃油流量



(d) 压气机出口压力



(e) 燃气涡轮出口温度



(f) 发动机输出功率

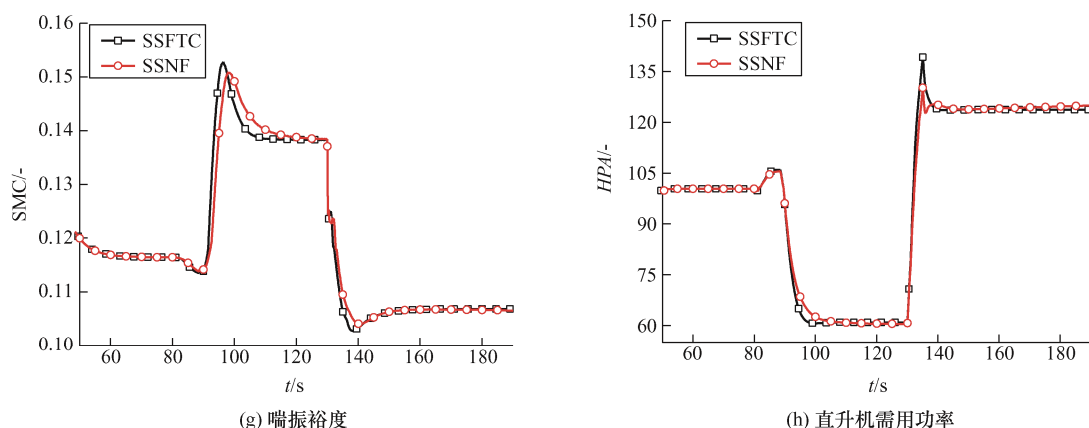


图 6 有退化时容错控制仿真验证图

Fig. 6 Simulation verification diagram of fault tolerant control with degradation

3 结束语

本文对提高涡轴发动机预测抗扰控制回路与涡轴发动机串级控制回路的可靠性进行了研究,提出了基于机载自适应模型的容错控制方法,并进行了仿真验证,得到了如下结论:

1) 所建立的涡轴发动机机载自适应模型具有很高的准确度,在燃油增减过程中,机载自适应模型的输出与部件级模型输出误差都在 2%以内,可以较为真实地模拟发动机的真实工作状态。

2) 在动力涡轮传感器发生故障时,所设计的容错控制方法可以及时对故障信号进行重构,保证涡轴发动机串级主回路与预测抗扰前馈回路的正常工作,提高发动机的可靠性。**EA**

参考文献

- [1] YUAN Y, DING S, LIU X, et al. Hybrid diagnosis system for aeroengine sensor and actuator faults[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 33(1): 1-11.
- [2] KUMAR G K, ELANGO VAN D. Review on fault-diagnosis and fault-tolerance for DC-DC converters[J]. IET Power Electronics, 2020, 13(1): 1-13.
- [3] ALLOUS M, ZANZOURI N. Fault tolerant control of system with simultaneous actuator and sensor faults[C]. 2017 International Conference on Control, Automation

and Diagnosis (ICCAD), IEEE, 2017: 230-235.

- [4] PAZERA M, BUCIAKOWSKI M, WITCZAK M. Robust multiple sensor fault-tolerant control for dynamic non-linear systems: application to the aerodynamical twin-rotor system[J]. International Journal of Applied Mathematics and Computer Science, 2018, 28(2): 297-308.
- [5] 张鑫. 某型涡扇发动机容错控制系统的设计与验证 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- [6] 尉询楷, 李应红, 王剑影, 等. 基于支持向量机的航空发动机辨识模型[J]. 航空动力学报, 2004, 19(5): 684-688.
- [7] 肖翔, 郭迎清. 涡扇发动机传感器故障诊断与容错控制研究[C]. 中国航空学会动力分会小发动机学术研讨会, 厦门, 2004.

作者简介:



陈昊洋

陈昊洋(1984—), 男, 工学硕士, 高级工程师, 研究方向为发动机控制。

(收稿日期: 2021-03-02)