

民用航空发动机传感器信号重构 方法及其应用

张 荣^{1,2}, 侯灵峰^{1,2}, 赵旭东^{1,2}, 胡忠志³

- (1. 中国航空工业集团公司 中航商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108;
2. 中国航空工业集团公司 上海商用飞机发动机工程技术研究中心, 上海 201108;
3. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 以转速传感器为例,研究了基于信号合成的航空发动机高精度的传感器信号重构方法. 针对民用大涵道比涡扇发动机,分析选取了用于转速传感器信号合成的参数,完成了传感器信号全包线稳态合成和动态补偿的原理分析及设计. 利用发动机控制系统全数字仿真平台,对信号合成的结果进行了仿真测试. 结果显示:转速合成信号的稳态误差不超过 1%,动态误差不超过 3%,表明该传感器信号重构方法具有高精度.

关 键 词: 航空发动机; 信号合成; 转速传感器; 仿真验证; 动态补偿

中图分类号: V235

文献标志码: A

Method and apply of sensor signal reconfiguration for civil aero-engines

ZHANG Rong^{1,2}, HOU Ling-feng^{1,2}, ZHAO Xu-dong^{1,2}, HU Zhong-zhi³

- (1. Commercial Aircraft Engine Company Limited,
Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201108, China;
2. Shanghai Engineering Research Center of Civil Aero Engine,
Aviation Industry Corporation of China, Shanghai 201108, China;
3. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A method of aero-engine high accuracy sensor signal reconfiguration and its applications were presented. Two synthesized rotor speed signals in a civil aero-engine were demonstrated separately as the example of the design. These were achieved by selecting proper engine parameters for the synthesis and construction of the steady-state synthesis and transient compensation. The synthesized signals were then imported to the digital simulation rig. The simulation results show the high accuracy of this design method, indicating that the steady-state error is less than 1% and the transient error is less than 3%.

Key words: aero-engine; signal synthesis; rotor speed sensor;
simulation verification; transient compensation

据统计,在航空发动机控制系统中,传感器故障占总故障的 80% 以上^[1]. 发动机运行过程中,一旦关键的传感器发生故障,错误数据被反馈到

闭环系统的控制器进行运算,就有可能造成严重事故. 采用传感器的硬件冗余可以起到备份作用,能够对其进行故障隔离,硬件冗余越多,控制系统

可靠性越高,但是会导致控制系统的质量、体积和研制成本的增加,影响发动机的性能和经济性。

当前发动机广泛采用全权限数字式电子控制(FADEC)系统,要求能够保障发动机的安全运行.针对FADEC系统中关键的传感器输入信号,需要构建其解析余度^[2],目的是将重构的传感器信号作为实时判断传感器故障的重要依据.同时,当传感器硬件余度全部失效时,将重构的传感器信号作为备份输入。

关于构建发动机传感器信号的解析余度,近些年来研究较热的是基于机载发动机模型的传感器重构方法,包括卡尔曼滤波、神经网络、支持向量机等^[3-5].但是由于机载设备硬件限制,构成机载模型的数据量不能过大,因此制约传感器信号的重构精度;并且由于机载发动机模型技术还不够成熟,尤其是在国内,工程应用受到限制。

国外发动机中普遍采用的是基于其他传感器信号合成的方法^[6],其本质是基于发动机局部模型的原理,该方法简单可靠,工程实用性强,国内目前也在逐步尝试.但是现有的传感器信号合成方法,考虑因素较少,存在合成精度较低的问题,特别是在过渡态过程中.本文以转速传感器为例,提出了一种高精度的传感器信号合成方法,并在民用大涵道比涡扇发动机的全数字仿真平台上进行了测试验证。

1 传感器信号合成原理

1.1 原 理

发动机传感器信号合成的方法分为基于热力学公式法和关系拟合法.对于转速信号,通常采用关系拟合法^[7].其原理是利用全包线范围内,高低压转子换算转速之间存在较好的对应关系,或者换算转速与温比或压比存在一定关系。

以马赫数 $Ma=0$ 的情况为例,不同高度 H 、标准环境温差 ΔT 、功率状态时,基于大涵道比发动机模型获取数据,根据不同的参数合成关系,均可获得高压压气机换算转速 N_{2r25} (相对于高压压气机进口总温 T_{25} 的换算)合成数值.如图1~图3所示,分别为 N_{2r25} 与风扇换算转速 N_{1r} (相对于风扇进口总温 T_{12} 的换算)的对应关系, N_{2r25} 与高压压气机出口总温 T_3 与进口总温 T_{25} 之比的对应关系, N_{2r25} 与高压压气机出口静压 p_{s3} 与进口总压 p_{25} 之比的对应关系.可以看出,各种合成关系都具有一定的规律性,根据当前高压压气机进口总

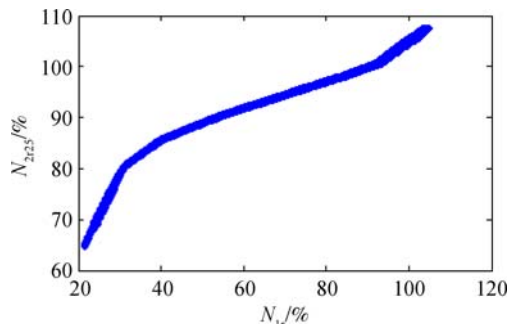


图1 N_{2r25} 与 N_{1r} 之间的对应关系

Fig. 1 Correlation between N_{2r25} and N_{1r}

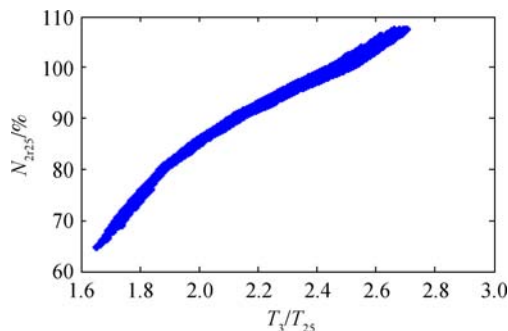


图2 N_{2r25} 与 T_3/T_{25} 的对应关系

Fig. 2 Correlation between N_{2r25} and T_3/T_{25}

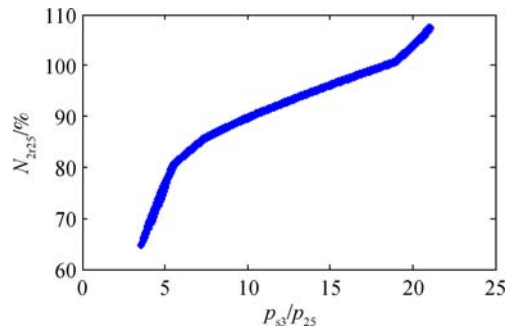


图3 N_{2r25} 与 p_{s3}/p_{25} 的对应关系

Fig. 3 Correlation between N_{2r25} and p_{s3}/p_{25}

温 T_{25} 信号,合成的 N_{2r25} 可反换算得到高压转子转速 N_2 数值。

由于采用温度传感器信号合成精度较低,且延时影响明显;采用压力传感器信号合成虽然精度高,但由于压力信号容易波动,实际系统中会带来很大问题;而换算转速信号相对稳定,且合成精度较高.因此选取换算转速之间拟合关系用于转速传感器信号合成是最佳方案。

1.2 合成关系选取方法

转速信号合成时存在多种可能的关系组合.分析表明,考虑数据拟合精度及数据的平滑度,对于低压转子转速 N_1 传感器信号的合成,优选索

引值为 N_{2r25} , 优选输出参数为 N_{1r} ; 对于高压转子转速 N_2 传感器信号的合成, 优选索引值为 N_{1r} , 输出参数为高低压转子转速之比 N_2/N_1 .

根据航空发动机原理, 发动机在全包线内工作相似的条件是: 流程各部件几何相似, 气流马赫数 Ma 相等, 雷诺数 Re 相等. 其中, 在发动机的包线范围内, Re 的影响可以忽略^[8]. 因此, 利用换算转速进行信号合成时, 需要单独考虑 Ma 和变几何情况下的影响.

研究表明, 转速信号合成结果受 Ma 变化的影响较大, 因而与换算转速一起作为二维数表索引参数; 而增压级出口放气活门角度 (α_{vby})、高压压气机可调叶片角度 (α_{vsv})、高压压气机引气量 (Q_{wbl}) 等变几何参数变化对转速信号合成结果影响相对较小, 因而引入修正系数进行处理.

值得注意的是, 当控制系统判定某合成用的优选传感器发生硬故障或软故障时, 目标传感器信号可利用其他非故障次优传感器信号合成, 或者采用安全的固定值进行备份, 以充分保障控制系统的安全.

2 稳态转速信号合成方法

2.1 稳态基线转速信号合成

为了使得合成信号在全工作包线范围内都具有高精度, 固定 α_{vby} , α_{vsv} , Q_{wbl} 等变几何参数为某一状态, 称为基线状态. 对 H , Ma , ΔT 进行包线网格划分, 获取全工作包线范围内不同换算转速下的合成数据. 如图4所示, 稳态基线状态的转速传感器信号合成结果具有较高的精度, 全工作包线范围内 N_1 和 N_2 信号合成的平均误差 e_{ave} 仅为 0.56% 和 0.15%.

2.2 稳态转速信号合成修正

α_{vby} , α_{vsv} , Q_{wbl} 参数发生变化后, N_1 和 N_2 信号合成结果都会受到影响, 需要对稳态基线转速信号合成结果进行修正. 以高压压气机出口引气为例, 分析表明, 全包线范围内, 同一 Q_{wbl} 对稳态基线转速合成信号的影响重合度较好, 且线性度很好. 选取 $Q_{wbl}=0$ 信号合成数据, 通过与 $Q_{wbl}=2\%$ 的基线数据进行比较, 获得百分比修正关系. N_1 信号合成时, 通过 N_{2r25} 进行一维线性插值; 同样, N_2 信号合成时, 通过 N_{1r} 进行一维线性插值. 如图5所示, 引气对基线状态的转速传感器信号合成结果影响较小, 全工作包线内的平均误差分别为 0.13% 和 0.04%.

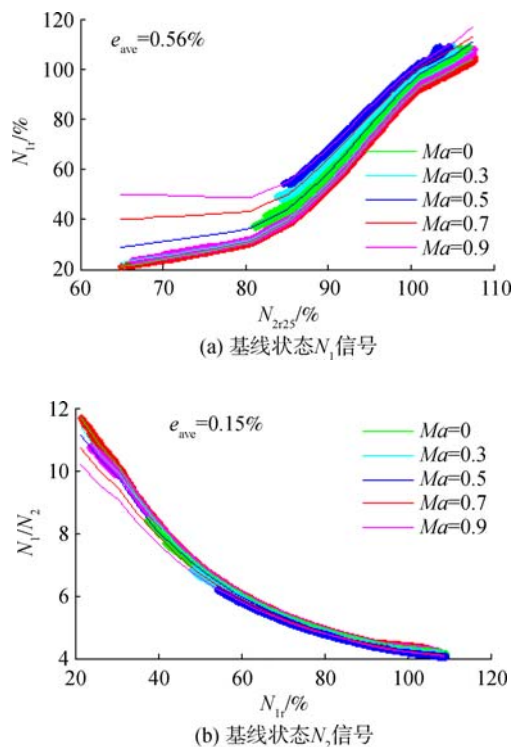


图4 N_1 和 N_2 信号合成数据的拟合关系
Fig. 4 Regression of the correlation between N_1 and N_2

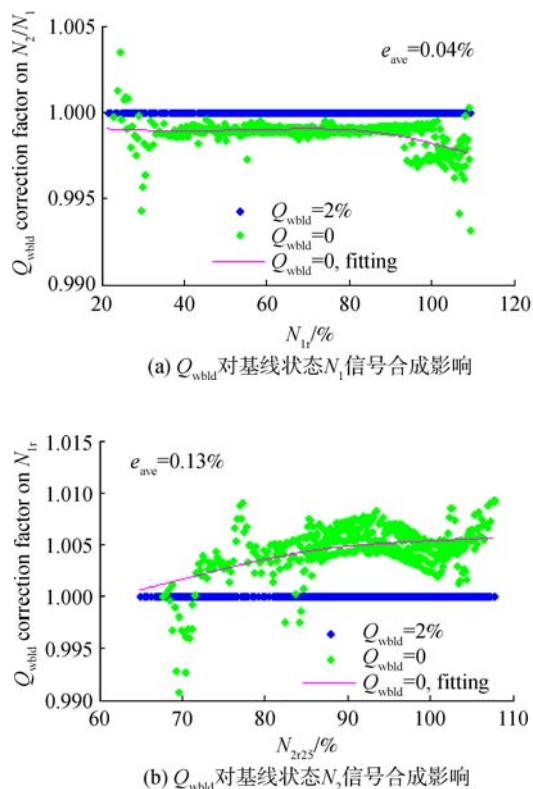


图5 Q_{wbl} 影响修正数据拟合关系

Fig. 5 Regression of the correlation between Q_{wbl} effects and rotor speeds

3 动态转速信号合成补偿方法

3.1 补偿原理

由于过渡态过程中,高压转子转速 N_2 和低压转子转速 N_1 的响应是不一致的,通过 N_2 合成 N_1 ,或通过 N_1 合成 N_2 都会带来动态误差,最大误差幅度可达到 20%。

分析表明,双转子结构的大涵道比涡扇发动机,可通过超前/滞后环节可对动态过程转速信号的合成进行补偿,根据涡扇发动机原理^[9],简单推导如下:

高低压转子功率平衡方程

$$\begin{cases} \frac{\pi}{30} J_1 \frac{dN_1}{dt} = M_{t1} - M_{c1} \\ \frac{\pi}{30} J_2 \frac{dN_2}{dt} = M_{t2} - M_{c2} \end{cases} \quad (1)$$

其中

$$\begin{cases} M_{c1} = \frac{30}{\pi} \cdot \frac{W_2}{N_1} c_p T_2 (\pi_{c1} - 1) / \eta_{k1} \\ M_{c2} = \frac{30}{\pi} \cdot \frac{W_{25}}{N_2} c_p T_{25} (\pi_{c2} - 1) / \eta_{k2} \\ M_{t2} = \frac{30}{\pi} \cdot \frac{W_4}{N_2} c'_p T_4 (1 - \pi_{t2}^{-r}) \eta_{k2} \\ M_{t1} = \frac{30}{\pi} \cdot \frac{W_{4.5}}{N_1} c'_p T_{45} (1 - \pi_{t1}^{-r}) \eta_{k1} \end{cases} \quad (2)$$

流量平衡方程

$$\begin{cases} W_2 = W_{21} + W_{211} \\ W_{211} = B \cdot W_{21} \\ W_{21} = W_{25} = W_3 = W_4 = W_{45} \\ W_2 = f(N_1, \pi_{c1}) \\ W_{25} = f(N_2, \pi_{c2}) \\ W_4 = f(p_4, T_4) \\ W_{45} = f(p_{45}, T_{45}) \end{cases} \quad (3)$$

燃烧室基本方程

$$\begin{cases} W_f H_u \eta_b = c_p W_3 (T_4 - T_3) \\ p_4 = \sigma_b p_3 \end{cases} \quad (4)$$

以上各式中量符号含义参见文献[9]。

将发动机基本方程(式(1)~式(4))通过泰勒展开取 1 次项进行线性化,并通过拉氏变换,求解线性方程组,可获得如下关系:

$$\begin{cases} \frac{dN_1}{dW_f} = \frac{b_1 s + b_0}{a_2 s^2 + a_1 s + a_0} \\ \frac{dN_2}{dW_f} = \frac{b_3 s + b_2}{a_2 s^2 + a_1 s + a_0} \\ \frac{dN_1}{dN_2} = \frac{b_1 s + b_0}{b_3 s + b_2}, \quad \frac{dN_2}{dN_1} = \frac{b_3 s + b_2}{b_1 s + b_0} \end{cases} \quad (5)$$

因此, N_1 - N_2 的动态补偿可以近似为超前/滞后环节的形式。

N_1 信号动态补偿为转速参数为 N_{1r} 和 N_{2r25} 的关系。由于进口参数 T_{12} 变化缓慢,可假设进口条件不变,但需要考虑 T_{25} 的影响(仅考虑发动机本体的热力学影响,不考虑温度传感器的延迟影响)。

N_{1r} - W_f 的关系形式和 N_1 - W_f 一致, N_{2r25} - W_f 关系根据式(1)和式(2)推导得到如下关系:

$$\begin{cases} \frac{dT_{25}}{dW_f} = \frac{c_2 s^2 + c_1 s + c_0}{a_2 s^2 + a_1 s + a_0} \\ \frac{dN_{2r25}}{dW_f} = \frac{d \left(\sqrt{288.15} \frac{N_2}{\sqrt{T_{25}}} \right)}{dW_f} = \\ \frac{\sqrt{288.15}}{\sqrt{T_{25}^3}} \left(T_{25} \frac{dN_2}{dW_f} - 0.5 N_2 \frac{dT_{25}}{dW_f} \right) \end{cases} \quad (6)$$

可以看出 N_{2r25} - W_f 传递函数是双极点/双零点的形式,但是由于 $dN_2/dW_f \gg dT_{25}/dW_f$, 式(6)中可以忽略 T_{25} - W_f 形式的影响。因此, N_{2r25} - W_f 传递函数近似为是双极点/单零点的形式。从而 N_{1r} - N_{2r25} 动态补偿形式同样为超前/滞后环节。

N_2 信号动态补偿为转速参数为 N_2/N_1 和 N_{1r} 的关系,即为 N_{2r} 和 N_{1r} 的关系。同样可假设进口条件不变,因此, N_{2r} - N_{1r} 动态补偿与 N_2 - N_1 的动态补偿结果一致。

3.2 补偿设计

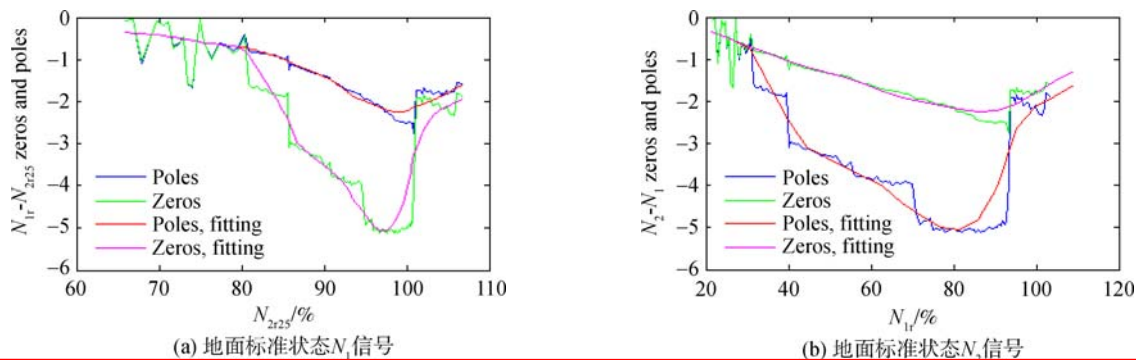
N_1 和 N_2 信号动态补偿索引值分别为 N_{2r25} 和 N_{1r} 。由于换算转速索引仅在一定范围内具有较好的适应性,为了使得全工作包线内传感器重构都具有较高的动态精度,需要将工作包线划分成若干区域分别进行动态补偿设计,有待详细研究。

以地面标准工况为例。通过系统辨识获得不同功率状态下 N_{1r} - N_{2r25} 和 N_2 - N_1 信号合成动态补偿的零极点^[10-12],采用拟合的方法使得零极点平滑,如图 6 所示。

3.3 参数调度

大偏差过渡态过程中,为了便于实现超前/滞后补偿环节的插值变参数调度,将线性插值获得的零极点传递函数转化为状态空间方程的形式进行计算。

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (7)$$

图6 N_1 和 N_2 信号动态补偿零极点拟合关系Fig. 6 Regression of the correlation between zeros and poles of the transient compensation of N_1 and N_2

4 应用与仿真验证

为了验证转速传感器信号合成方法的有效性,将信号合成方法融入实际民用大涵道比涡扇发动机控制系统中.利用 Matlab/Simulink 全数字仿真平台,进行测试验证.仿真平台框架如图7所示.

根据民用航空发动机控制系统适航条例要求分解以及发动机自身特性,在全包线范围内,发动机地面过渡态要比高空过渡态的转速变化幅度大、响应速度快,传感器信号合成精度越难保证.故限于篇幅,本文仅选取标准状态下的地面慢车转速至最大起飞转速循环过渡态为例进行仿真验证.

4.1 开环测试

燃油量输入不通过控制器进行解算,而直接开环输入到发动机模型中.燃油量输入信号为5s

的加减速斜坡信号.将高、低压转速信号合成结果与实际发动机模型运行结果进行对比,开环仿真结果对比如图8所示.

开环仿真结果表明,相比于正常情况的传感器信号,重构的 N_1 信号稳态误差小于1%,动态误差不超过2%;同样,重构的 N_2 信号稳态误差小于1%,动态误差不超过2%.

4.2 闭环测试

为了测试重构信号用于备份控制的可行性,将高、低压转速信号合成结果代替传感器信号输入图7中的大涵道比涡扇发动机控制器中,控制软件中,主控制回路主要采用稳态转速闭环控制和过渡态加速度闭环控制^[13],并辅以油气比计划和参数限制保护^[14],仿真结果对比如图9所示.

含控制器的闭环仿真结果表明,相比于正常情况的传感器信号,重构的 N_1 信号稳态误差小于1%,动态误差不超过2.5%;重构的 N_2 信号

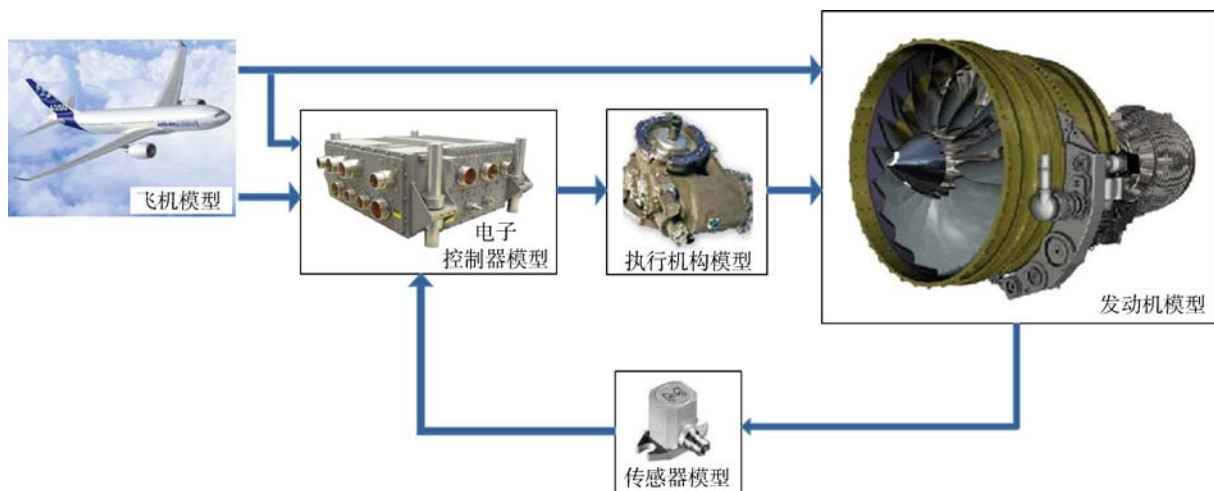
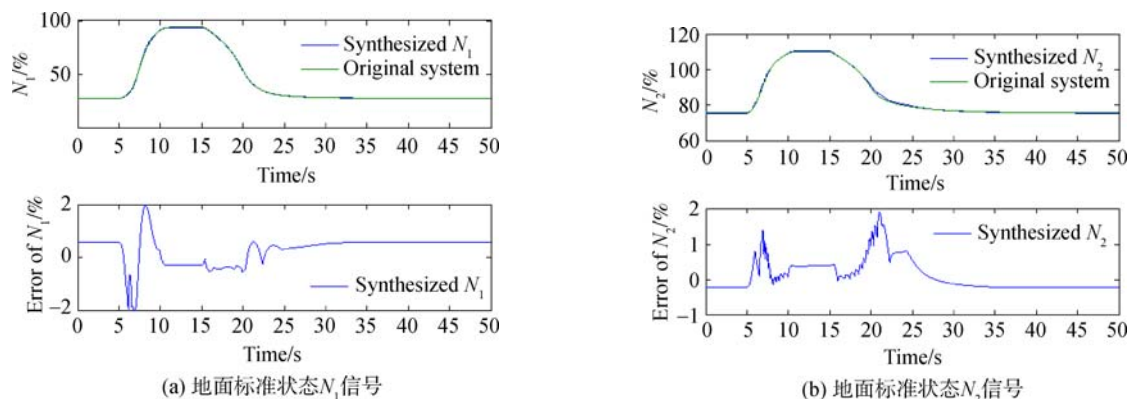
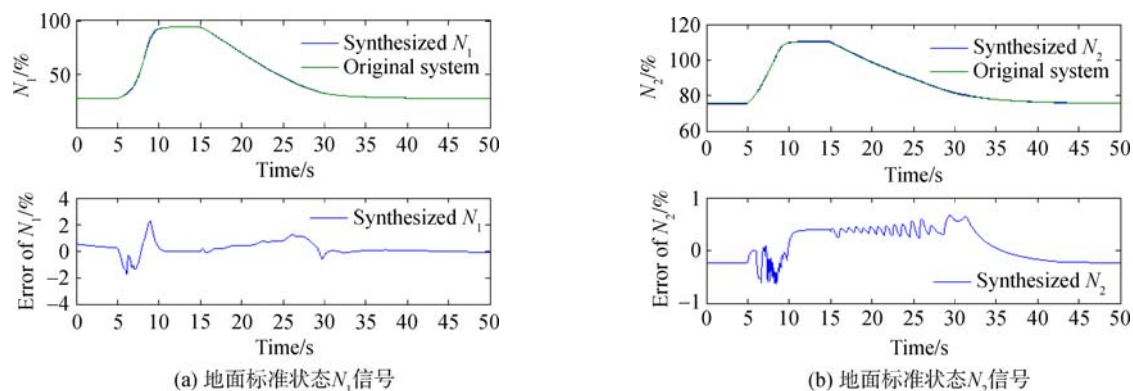


图7 控制系统 Simulink 仿真平台框架

Fig. 7 Simulation platform framework in Simulink of control system

图8 N_1 和 N_2 信号合成开环仿真结果对比Fig. 8 Contrast between real N_1 , N_2 and synthesized N_1 , N_2 in the open loop simulation图9 N_1 和 N_2 信号合成闭环仿真结果对比Fig. 9 Contrast between real N_1 , N_2 and synthesized N_1 , N_2 in the closed loop simulation

稳态误差和动态误差均小于1%。由于 N_2 信号的变参数调度动态补偿模块都是超前环节,因此,重构的 N_2 信号动态过程会出现低幅值抖动现象,可进行信号的滤波处理^[15]。

5 结 论

本文对高低压转子转速传感器信号合成方法进行了研究,基于发动机性能模型,完成了用于转速信号合成的全包线稳态数据提取,以及动态补偿原理分析和设计,结论如下:

1) 传感器信号重构方法

相比于基于机载发动机模型的传感器信号重构,基于信号合成的传感器信号重构方法利用了燃气涡轮发动机中参数之间固有的规律,实现简便、可靠性高,通过稳态基线信号合成和参数修正的方法,达到较高的稳态传感器信号重构精度。

2) 传感器信号合成动态补偿方法

基于双转子涡轮发动机原理, N_1 和 N_2 传感器信号应采用超前/滞后环节进行动态补偿,并采

用状态空间方程的形式实现大偏差过程的动态补偿变参数调度,解决了动态过程重构信号误差大的问题。

3) 信号合成方法的应用及仿真验证

全数字仿真结果表明,基于信号合成的转速传感器信号重构结果在发动机稳态和过渡态过程中均具有高精度。因此,一方面可用于实时判断硬件传感器的故障,另一方面可用于备份控制的输入。但是在实际工程应用之前,还有待开展大量的实物试验验证工作。

本文提出的转速信号合成方法同样可用于温度、压力等其他传感器信号的重构设计。

参考文献:

- [1] 何保成,于达仁,史新兴.应用传感器仿真模型分析发动机控制系统故障[J].推进技术,2001,22(5):364-367.
HE Baocheng, YU Daren, SHI Xinxing. Application of simulation model of sensors to analysis fault of control system of turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 364-367. (in Chinese)

- [2] 姜彩虹. 航空发动机冗余度控制规律设计方法[J]. 航空动力学报, 2011, 22(10): 2364-2370.
JIANG Caihong. Method of dual-redundant control law design for aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 22(10): 2364-2370. (in Chinese)
- [3] Volponi V, Brotherton T, Luppold R. Empirical turning of an on-board gas turbine engine model for real-time module performance estimation[J]. Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(3): 1-10.
- [4] 蔡开龙, 谢寿生, 杨伟, 等. 基于改进 LS-SVM 的航空发动机传感器故障诊断与自适应重构控制[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1118-1126.
CAI Kailong, XIE Shousheng, YANG Wei, et al. Fault diagnosis and adaptive reconfiguration control for sensors in aeroengine based on improved least squares support vector machine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1118-1126. (in Chinese)
- [5] Litt J S. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems[R]. NASA/TM-2005-213622, 2005.
- [6] Camp V T. Simulated parameter control for gas turbine engine: USA, US4228656[P]. 1978-10-27.
- [7] Carlisle L B, Vernon. Establishing synthesis validity between two signal sources: USA, US4722061[P]. 1984-10-20.
- [8] 王云. 航空发动机原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009.
- [9] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2008.
- [10] Chung G Y, Prasad J V R. Real time analytical linearization of turbofan engine model[R]. ASME Paper GT-2013-94464, 2013.
- [11] 陆军, 郭迎清, 陈小磊. 线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1172-1177.
LU Jun, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1172-1177. (in Chinese)
- [12] 张海波, 杨小龙, 林一晖. 一种求取发动机状态变量模型的改进拟合法[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1907-1913.
ZHANG Haibo, YANG Xiaolong, LIN Yihui. An improved method of identification for aero-engine's state variable mode[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1907-1913. (in Chinese)
- [13] Litt J S, Frederick D K. The case for intelligent propulsion control for fast engine response[R]. NASA/TM-2009-215668, 2009.
- [14] Csank J, May R D. Control design for a generic commercial aircraft engine[R]. NASA/TM-2010-216811, 2010.
- [15] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 科学出版社, 2007.

(编辑: 王碧琚)