

基于部件跟踪滤波器的解析余度技术

南京航空航天大学 兰春贤* * 孙健国

【摘要】 研究一种以发动机部件跟踪滤波器(CTF)为基础的解析余度技术,它将CTF与故障检测、隔离和适应逻辑进行了有效的综合,以改进发动机数控系统的可靠性。仿真表明,本文所设计的解析余度技术,在传感器无故障时,机载模型能正确跟踪发动机的变化。当传感器发生故障时,在不损坏机载模型的情况下,又能及时、有效地进行硬、软故障的检测、隔离与适应。

主题词: 航空发动机 数字控制 余度技术 故障检测

分类号: V241.7 TP274

1 引言

实践表明,由于传感器直接安装在发动机上,工作环境比较恶劣,其故障率比较高,因而使用传感器余度技术对提高数控系统可靠性有极重要的作用。靠在系统中增加多路相同传感器以提高可靠性的硬件余度,可通过引入解析余度来减少^[1]。在国内,发动机传感器的解析余度技术尚属一个较新的研究领域。在国外,最初的解析余度研究是美国开发的故障指示和修正(FICA)系统^[2]。通过对参数量程及变化率的测试,FICA对发动机传感器硬故障的检测与校正正是成功的。本文研究的解析余度系统是FICA概念的扩展,不仅能对传感器硬故障而且能对软故障进行检测、隔离与适应,并能在整个飞行包线内正常运行。

2 基于CTF的解析余度概念

基于CTF的解析余度系统如图1所示。从图中可见,该系统将CTF与故障检测、隔离与适应逻辑综合成一体。发动机模型,即机载模型用来计算发动机的输出,CTF根据模型输出与发动机实际输出测量值的差异来实时地修正机载模型,同时给故障检测和隔离逻辑提供误差信息。故障检测和隔离逻辑处理CTF提供的误差信息,并在检出故障时为CTF和故障适应逻辑提供指示信息,故障适应逻辑根据该指示信

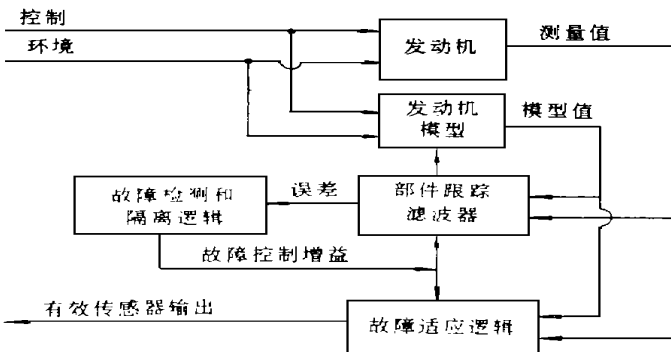


图1 解析余度系统框图

息为数控系统提供故障传感器的有效输出。CTF 是本系统的一个关键组成,它根据模型值与测量值的差异,自动、实时地修正机载模型,随时提高其精度,使之与实际发动机匹配。

在设计本系统时会遇到一个矛盾,模型修正要靠传感器的测量信息,而传感器故障又要靠模型来检测。后面将看到,将 CTF 与故障检测和隔离逻辑进行综合,引入故障征兆及故障控制增益等概念,并通过对稳态误差的检测和判断,可成功地解决上述困难,使故障检测和隔离实施起来方便而有效。对 CTF 的具体设计方法可参阅文献[3]。

3 故障检测和隔离逻辑、故障适应逻辑

故障检测和隔离逻辑的输入是 CTF 计算的稳态误差和传感器值。该逻辑对所有传感器值进行量程和变化率测试,以检出可能存在的硬故障。稳态误差用来检测和隔离传感器软故障,故障检测和隔离逻辑的输出是故障控制增益,它用来定义每个传感器发生故障可能性的大小。

如果某个传感器发生软故障(比如漂移),那么 CTF 输出的稳态误差向量会出现特殊的故障征兆。为了说明故障征兆,先引入下面 3 个概念。最大容许差异(MT_i)是在考虑传感器精度、噪声及建模不精确性等因素的情况下,容许出现的稳态误差分量绝对值的最大值。故障隔离界值(IT_i)一般数倍于 MT_i 值,当某个稳态误差分量超过其对应的 IT_i 值时,则隔离出对应传感器的故障。故障界值(FT_i)一般又数倍于 IT_i 值,它用来定义传感器“确实”发生故障时,其对应的稳态误差分量。故障征兆可描述为:CTF 算出的稳态误差分量中,仅有一个分量超出其对应的故障隔离界值,而其它分量小于各自的最大容许差异。因此,当故障征兆出现时,故障检测和隔离逻辑便隔离一个可能的故障。如果超过故障隔离界值的那个稳态误差分量继续增加,且超过其故障界值,而其他分量仍小于各自的最大容许差异时,故障隔离和检测逻辑就认为对应于该分量的传感器故障被检出了。故障控制增益 g_i 是联系本系统中各模块的重要参量,当故障征兆出现时, g_i 是传感器发生故障可能性大小的度量。 g_i 可用下式计算

$$g_i = \begin{cases} 0 & \text{当 } |e_i| \leq IT_i \\ (|e_i| - IT_i) / (FT_i - IT_i) & \text{当 } IT_i < |e_i| < FT_i \\ 1 & \text{当 } |e_i| \geq FT_i \end{cases} \quad (1)$$

式中 e_i 表示第 i 个稳态误差分量。从式(1)可见, g_i 值介于 0 与 1 之间。当 $|e_i| \geq FT_i$ 时, $g_i = 1$, 这意味着故障确实发生了;当 $g_i = 0$ 时,表示没有故障;当 $0 < g_i < 1$ 时,意味着隔离出一个可能的故障,这个故障存在的可能性大小就用 g_i 来度量。

在本系统中,软故障先被隔离,最后才被检出。为减小缓慢发生的软故障在被隔离而还未被检出前损坏模型的可能性,把 CTF 中的稳态误差分量 e_i 乘以修正系数 W_i 后,再为其他模块所用。 W_i 可由下式计算

$$W_i = 1.0 - g_i \quad (2)$$

故障适应逻辑的输出是传感器值 sv_i , 对应的机载模型计算输出值 mv_i 以及故障控制增益 g_i 。故障适应逻辑的输出是经修正后的有效传感器输出值 vs_i , 可用下式计算

$$vs_i = sv_i(1.0 - g_i) + mv_i g_i \quad (3)$$

在传感器发生故障时,以上故障适应逻辑可使系统从故障传感器向模型值作平滑过渡。或者说,发动机控制系统始终使用有效传感器输出值。

4 仿真结果

本文对上述解析余度系统进行了仿真及评价,下面给出部份结果。在图 2~6 中, $DNSL$

为修正后的低压转速的稳态误差, $CW21$ 为高压压气机换算空气流量。图 2 所示为测量 NL 的传感器发生 50rpm/s 的软故障时, 系统对软故障的检测、隔离和适应能力。一开始由于故障影响, 模型值 mv_i 随传感器值 sv_i 上升。在 2.8 秒时, 隔离故障, mv_i 上升变得平缓。在 6.1 秒时故障被检出, 模型值和有效值 vs_i 都很快恢复到真实值。至此, 系统对该故障的检测、隔离和适应也完成了, 控制系统按有效输出值 vs_i (即 NL), 仍能可靠地工作。图 3 给出这一过程中 CTF 计

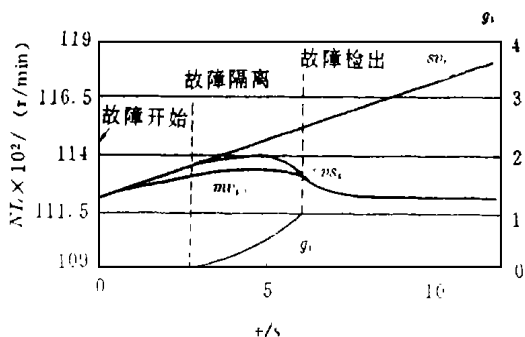


图 2 软故障隔离

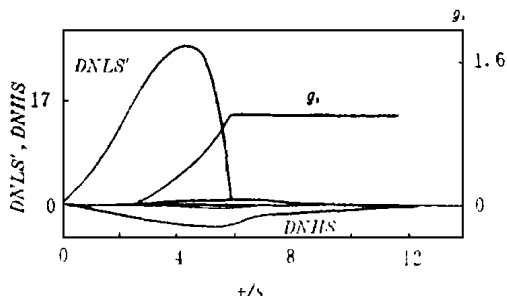


图 3 稳态误差

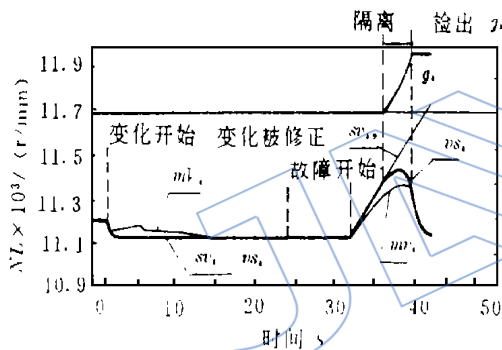


图 4 部件跟踪及故障适应

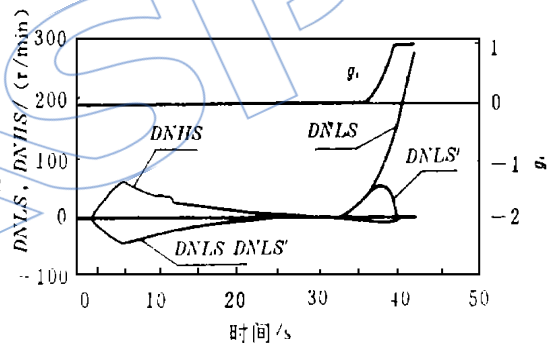


图 5 CTF 的稳态误差

算的稳态误差的变化情况。注意图中的 $DNHS$, 由于采取了故障隔离和适应措施, 它的终值恢复到了零值附近, 这样就不会启动 CTF 的输入与性能校正回路, 没有损坏模型的危险。

当发动机性能变化和传感器故障先后发生时, 系统的工作情况如图 4 所示。在 2.0 秒时, 发动机有一性能变化, 高压压气机换算空气流量 $CW21$ 变到 98%。在 32 秒时, NL 传感器又发生 60rpm/s 的软故障。

图 5 给出了相应的 CTF 稳态误差的变化历程。图 6 给出了 CTF 的跟踪结果。从图中可见, 在开始发动机有性能变化时, CTF 能及时修正机载模型, 在约 20 秒时, 模型值 mv_i 跟踪上传感器输出值 sv_i , 即跟踪上发动机实际值, 误差 $DNLS$ 、 $DNHS$ 趋于零, 使模型与发动机匹配,

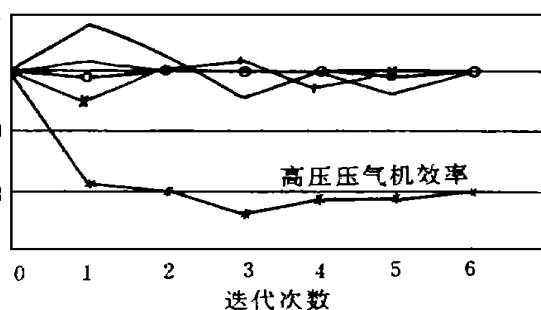


图 6 部件跟踪

并不发生误警。随后在 32 秒时, NL 传感器发生故障, 在约 36 秒时故障隔离, 在近 40 秒时故障检出, 随即模型值和有效传感器值很快恢复到真实值, 并不损坏模型。

5 结 论

成功地设计了基于 CTF 的解析余度系统以提高发动机数控系统可靠性。由于采用了故障征兆和故障控制增益等概念, 将 CTF 与故障检测、隔离和适应逻辑有机地进行综合, 从而它可以实时地自动修正机载发动机模型, 以跟踪实际发动机中因部件性能退化等因素引起发动机的变化, 使机载模型随时与实际发动机相匹配。同时, 它可以对数控系统中传感器的软、硬故障有效地进行检测、隔离和适应, 以提高数控系统在传感器发生故障时运行的可靠性。

参 考 文 献

- 1 Swan T A, Vizzini R W. Analytical Redundancy Design for Improved Engine Control Reliability, Final Review. AIAA-88-3176
- 2 Vizzini R W, Toot P D. Full Authority Digital Electronic Control Application to a Variable-Cycle Engine. SAE 1980 Aerospace Congress, Los Angeles, California, 1980: 13-15
- 3 兰春贤. 发动机部件跟踪滤波器及解析余度技术研究: [学位论文]. 南京航空航天大学, 1993

(责任编辑 王庆康)

更正 第 9 卷第 1 期, “应用 TVD 格式分离求解不可压 N-S 流动”一文中的公式(1)、(3)有误, 应为:

$$\operatorname{div} \vec{V} = 0 \quad (1)$$

$$p_c^{(n+1)} = p_c^{(n)} - \gamma_p \operatorname{div} \vec{V} \quad (3)$$

作者: 贺俊

AN ANALYTICAL REDUNDANCY TECHNOLOGY BASED ON A COMPONENT TRACKING FILTER

Lan Chunxian and Sun Jianguo

(2nd Dept., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

This paper deals with an analytical redundancy technology based on a component tracking filter (CTF), which is integrated with failure detection, isolation and accommodation logic so as to improve the reliability of the engine digital control system. Its simulation tests in complete flight envelope show that the developed analytical redundancy technique enables the engine model on board to track the component performance variations correctly in the case of no sensor failure, and to detect, isolate and accommodate failures of sensors effectively without corruption when a failure occurs.

Key words Aircraft engines Digital control Redundancy technique Failure detection

CATALYSIS OF TMO MIXTURES ON COMBUSTION PROPERTIES IN AP PROPELLANTS

Zhang Wei, Zhu Hui, Zhang Ren, Zhang Guodong

(5th Dept., National University of Defense Technology, Changsha 410078)

ABSTRACT

The catalysis of four TMOs (CuO , Fe_2O_3 , Co_2O_3 and Cr_2O_3) and their six TMO mixtures (mass ratio: 1:1) on the combustion properties of AP/HTPB and AP/Al/HTPB composite solid propellants was investigated systematically. The results show that the action of the TMO mixtures on burning rate of the propellants can be divided into three kinds: positive, non- and negative coordination effects. The TMO mixtures with positive coordination effect can extraordinarily increase the burning rates of the propellants. The action of the TMO mixtures on the burning rate of the propellant is also dependent on the kind of the propellant.

Key words Catalysts Propellants Combustion coordination effect

TECHNICAL NOTES

FCG BEHAVIOR OF ALLOYS UNDER ULTRASONIC FATIGUE LOADING

Ni Jingang

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

Fatigue crack growth (FCG) and threshold behavior of four widely used engineering alloys have been investigated at high frequency Z ($f = 20\text{kHz}$) by means of an ultrasonic fatigue device. Specimen design has been given. Crack propagating rate da/dN was obtained between 10^{-9} and 10^{-5}mm/cycle in function of stress intensity factor ΔK , which was determined by a modified analytic-experimental method. For comparison, conventional FCG data ($f = 2$ to 50Hz) were carried out with a high stress ratio ($R = 0.7$) applied. High frequency effect on the fracture behavior of different materials was discussed and the failure mechanism was obtained in the two different regimes.

Key words Vibratory loads Fatigue crack Frequency Strain rate