# 1种未知输入观测器的推广设计方法

#### 龙一夫 1,2,王 曦 1.2

(1. 北京航空航天大学能源与动力工程学院, 2. 先进航空发动机协同创新中心:北京 100191)

摘要:为使未知输入观测器的应用范围更广,提出1种解决在未知输入观测器(UIO)设计过程中对象测量输出线性相关问题的方法。通过对测量输出的线性相关性分析,测量输出可以被合理分组,使得各组内包含部分互相线性无关的测量输出并且保证这些分组涵盖了所有需要诊断的测量输出传感器;以这种方式来满足设计UIO的存在条件,并在此基础上针对不同分组来设计UIO以进行关于传感器的故障诊断算法设计。针对1个工程实例,使用UIO进行传感器的故障诊断设计验证了该方法的可行性。

关键词:未知输入观测器;故障诊断;线性相关;传感器

中图分类号: V233.7+1 文献标识码:A doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.05.002

#### A Promoted Design Approach for Unknown Input Observer

LONG Yi-fu<sup>1,2</sup>, WANG Xi<sup>1,2</sup>

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: This paper presents a promoted Unknown Input Observer (UIO) design approach to solve linear correlation problem while designing UIO. It is a generalized method in UIO designing. Through the linear correlation analysis of measurement output, the measured output can be reasonable grouping so that each group contains partially linearly independent output and ensure that these groups cover all the measurement output sensors that need to be diagnosed. Based on those conditions above, the existence condition of those UIOs are met and they were designed for different groups, those UIOs were used to carry out on the sensor fault diagnosis algorithm. Ultimately, a case study in aero engine has employed for confirming the feasibility of this new approach. It has been certificated that the new approach has extensively good engineering application result.

Key words: UIO; fault diagnosis; linear correlation; sensor

# 0 引言

现代控制系统越来越复杂,对于其可靠性和安全 性的要求也就越来越被重视;如果能在破坏性的故障 发生前发现并采取措施,就可以避免灾难性的损失。 因而,控制系统的故障诊断十分必要<sup>[1-2]</sup>。

被监控系统的数学模型是基于模型故障诊断技术的基础;因此,一般模型对真实系统的描述越精确,故障诊断的能力和性能也就越好。但是对于航空发动机而言,建模的误差与干扰是不可避免的,因而故障诊断系统的鲁棒性是非常重要的,即处于模型与真实系统之间存在差别或受到干扰的情况下,故障诊断系

统生成的残差仍然能够保持对故障敏感而对那些干 扰不敏感<sup>[3-5]</sup>。

本文介绍的基于未知输入观测器(UIO)的鲁棒传 感器故障检测方法,是1种基于模型的FDI方法<sup>16-71</sup>,与 传统的卡尔曼滤波器不同<sup>18-101</sup>,由于该方法能实现在 保证其生成的残差对故障敏感的同时保持对未知干 扰不敏感这一特点,可以很好地用于航空发动机传感 器的故障诊断中。

## 1 UIO 的基本原理

UIO 本质上是针对不确定系统设计的系统观测器,其中系统的不确定性可以归纳为动态方程中的加

**收稿日期:2017-03-27** 基金项目:国家重大基础研究项目资助

作者简介:龙一夫(1992),男,在读硕士研究生,研究方向为航空发动机数字控制;E-mail:357773591@qq.com。

引用格式:龙一夫,王曦.1 种未知输入观测器的推广设计方法[J].航空发动机,2017,43(5):7-13. LONG Yifu, WANG Xi. A promoted design approach for unknown input observer[J]. Aeroengine, 2017,43(5):7-13.

性干扰项,这类不确定的系统可以描述为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ed(t)$$
(1)

可以发现,这种描述形式下的系统与严格正则的 线性系统相比,在系统的状态方程中多出了1项未知 输入项 Ed(t),其中 E 为未知输入分布矩阵,d(t)为未 知干扰向量<sup>[1,7]</sup>。

y(t)=Cx(t)

UIO 定义为针对式(1)所描述的系统,如果其观测器的状态估计误差无论是否存在未知输入都渐近地趋于零,那么称该观测器为未知输入观测器。

本文中讨论的 UIO 为全阶观测器且具有如下的 常规结构

$$\begin{cases} \dot{z}(t) = Fz(t) + TBu(t) + Ky(t) \\ \hat{x}(t) = z(t) + Hy(t) \end{cases}$$
(2)

也就是说如果知道式(1)中的所有参数矩阵,就可以设计出1个如式(2)所示的UIO;其中F、T、K、H为设计参数矩阵,用以满足未知输入干扰和状态估计误差解耦以及其他设计要求。

式(2)所示的系统为式(1)所示系统的 UIO 的充分 必要条件<sup>n</sup>为:rank(CE) = rank(E),(C,A<sub>1</sub>)矩阵对可检测。 其中

由以上内容可知,UIO 设计的 1 个关键之处在于 未知输入干扰项 Ed(t)的获取。对于航空发动机而言, 未知输入干扰很多,包括建模误差、线性化误差、飞行 条件变化干扰等<sup>[11-15]</sup>。一般很难直接获得其未知输入 干扰信息,故针对式(1)的系统可以假定未知干扰向 量 d(t)是缓慢时变矢量,对于航空发动机来说这个假 定是合理的;那么系统可以改写为

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}(t) \\ \dot{\mathbf{d}}_{1}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{I} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \mathbf{d}_{1}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{u}(t)$$

$$\mathbf{y}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}(t) \\ \mathbf{d}_{1}(t) \end{bmatrix}$$
(4)

其中 d<sub>1</sub>(t)=Ed(t)。那么如果知道系统的输入输出,就可 以针对式(4)所示的系统设计 1 个状态观测器来获得 d<sub>1</sub>(t)的估计d̂<sub>1</sub>(t),以此获得有关分布矩阵 E 的一些信息。 式(4)系统中的能观矩阵为

里可知要求系统拥有 n 个(状态维数)互相线性无关的测量输出,并且(C,A)矩阵对是可观测的。(C,A)可观测这个条件对于一般的航空发动机来说都是可以满足的;所以主要限制在于要求系统拥有 n 个互相线性无关的测量输出<sup>11.7</sup>。

**A**<sup>n-1</sup>

## 2 UIO 的推广方法及实例

本文主要提出了1种当系统的独立测量输出小 于系统的状态维数时也能观测未知干扰项的方法。

系统的独立测量输出个数小于系统的状态维数, 一般有以下 2 种情况,假设 A 矩阵为 n 行 n 列(n 为 系统状态的维数),C 矩阵为 m 行 n 列(m 即为发动机 测量输出的个数):

#### (1)rank(C)=m, m<n

(2)rank(C)=p<m, m<n

针对第1种情况下的系统,观测器存在的最好办 法是将发动机的线性模型降阶使其满足独立的测量 量个数不小于系统状态的维数;但是如果系统的阶次 不能再降低这种情况出现时,则可以考虑引入几个与 现有测量量线性无关的虚拟输出量,使得系统满足 rank(C) = n。例如,从发动机的状态量中取与测量输 出线性无关的几个量使得增广后的虚拟系统满足 rank(C) = n。值得一提的是,虚拟输出量的引入仅仅 起到设计增广系统观测器的桥梁作用,并不会增加实 际发动机输出,而只是在设计阶段引入一些辅助量, 这些量的获取可以从发动机模型的计算结果中直接 得到。

如果是第2种情况下的系统则稍微复杂,因为此 时系统的测量量之间不是互相独立的,需要对系统做 些处理。一般方法是对这些测量量进行分组,对于航 空发动机来说,互相线性相关的测量输出不会太多, 一般分成2组就基本上可保证每组中的测量量互相 线性无关;同时使这2组测量量包含发动机所有的测 量输出。

下面以某型涡扇航空发动机的全阶线性模型为例,说明如何解决在其 UIO 设计时出现的测量输出 线性相关问题。

发动机线性模型如下

A <sub>11</sub> =	-2.06	ó –	-1.629		0	
	-0.148	33 -	1.793	0	0	
	0.0002	146 0.0	001451	-8.359	9 -0.2320	
	0.0016	15 0.0	01029	-9.60	-2.563	
A <sub>12</sub> =	0.03948	3 0	19	.81	-20.95	
	0.00450	)3 0	-6	.907	8.619	
	0.5197	0.21	146 0.0	5018	-0.04557	
	0.1007	1.95	56 -0.	.08216	0.1620	
A <sub>13</sub> =	0	0	0	0.5640		
	0	0	0	-0.052	254	
	0.4826	0 -0	.01829	0.0014	134	
	0.7306	0 -0	.04499	0.0094	133	
	11.67	13.39	9 21.60	0		
Λ_	2.167	43.79	9 9.782	0		
<b>A</b> <sub>21</sub> =	0.01503	3 0	0	0		
	0.0088	57 0	0	0		
	-75.10	-25.44	4 17.56	-16	01	
Λ_	-7.999	-80.76	6 -28.3	88 41	20	
A 22-	0	0	-22.4	3 8.4	41	
	0	0	-8.76	66 -3	.887	
	00	2.009	0.7235	]		
Δ	0 0	0.9096	0.3733			
A <sub>23</sub> =	0 0	1.253	-0.2544			
	0 0	0.823	-0.1499			
A <sub>31</sub> =	0	0	(	0 0		
	0	0	(	0 0		
	0.7357	-0.576	66 -12	.17 0		
	5.028	3.660	) (	0 0		

A <sub>32</sub> =	0	0	0	0				
	0	0	0	0				
	3.095	2.376	0.8145	-2.597				
	-10.90	0	-55.31	73.81				
	-35.12	-1.086	0.6808	0				
Λ	-17.21	-4.314	0.4066	0				
A <sub>33</sub> =	-11.83	0	-1.798	0.03973				
	0	0	0	-2.482				
	<b>A</b> <sub>11</sub> <b>A</b> <sub>12</sub>	A 13						
A =	A <sub>21</sub> A <sub>22</sub>	A 23						
	<b>A</b> <sub>31</sub> <b>A</b> <sub>32</sub>	A 33						
	0 -538.	6 37.2	0 3022	2				
-	0 439.	7 -7.8	76 168	88				
B <sub>1</sub> =	0 9.29	6 0.09	515 4.4	79				
	0 -5.25	4 -5.2	54 25.	94				
	0	2600	40.59	869.2				
	0	-7061	-15.28	1916				
$B_2 =$	-11377	-2.156	-20.07	0				
	-6902	-1.270	-11.83	0				
	418.4	0	0	0				
	280.6	0	0	0				
B <sub>3</sub> =	31.59 4	38.3 3	.497 1	0.22				
	0 2	02.4 -	136.3 1	25.8				
$B = \begin{bmatrix} B_1 & B_2 & B_3 \end{bmatrix}^{T}$								
_	0.0572	3	0	0 0				
	0		0	0 0				
	0.9473		0	0 0				
	-0.04513		5522	0 0				
C <sub>1</sub> =	0		0	0 0				
	0		0	0 0				
	0.000589	3 0.00	03696 1	.365 0				
	0		0	0 0				
	0	0	-1.03	37 1.704				
	0	0	1	0				
	0	0	1.831	-1.955				
	0	0	0	0				
C <sub>2</sub> =	0.3789	0	-0.5295	5 0.7093				
	0	0 0	0	0				
	0	0 0	0 0	0				
	_0 3104	0 7/17/	יס ברח ח-2	0 20 0 105	4			
	-0.3104	0.7474	-0.072	20 0.100	U			
i	U U	U	U					

	0	0		0	0.0	2969	
C <sub>3</sub> =	0	0 0		0	0		
	0	0 0		0	0.04786		
	0.9904	0 0.00		2922		0	
	0	0		0	0.000665		
	0	0		0		1	
	0	0		1		0	
	0	0	-0.0	0791	-0.	00056	
	0	0		0		0	
D=	0	-8.	252	0.199	8	0	
	0		0	0		0	
	0	-13	85.9	3.29	2	0	
	1.767	0		0		0	
	0	-120.0		-0.4913		22.22	
	0	0		0		0	
	0	0		0		0	
	0	-8.825		-0.08256		8.752	
	0		0	0		0	

 $\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_1 & \mathbf{C}_2 & \mathbf{C}_3 \end{bmatrix}$ 

根据上述发动机线性模型来设计发动机的未知 输入观测器。其中发动机 4 个输入为 T<sub>BV</sub>(高压压气机 放气活门角度)、V<sub>BV</sub>(增压级可调放气活门面积)、V<sub>SV</sub> (高压压气机可调静子导叶角)和 W<sub>1</sub>(燃油流量),9 个 测量输出分别为:T<sub>3</sub>、P<sub>25</sub>、P<sub>3</sub>、P<sub>13</sub>、T<sub>42</sub>、N<sub>2</sub>、N<sub>1</sub>、T<sub>5</sub>、T<sub>25</sub>;12 个状态分别为 T<sub>4</sub>、P<sub>4</sub>、T<sub>48</sub>、P<sub>48</sub>、T<sub>17</sub>、P<sub>17</sub>、T<sub>25</sub>、P<sub>25</sub>、T<sub>7</sub>、P<sub>7</sub>、N<sub>2</sub> 和 N<sub>1</sub>;其中 N<sub>2</sub>和 N<sub>1</sub>表示高低压转子转速,3 截面为 高压压气机出口截面,13 截面为风扇外涵出口截面, 17 截面为外涵喷管出口截面,25 截面为高压压气机 进口截面,42 截面为高压涡轮出口截面,48 截面为低 压涡轮进口截面,5 截面为低压涡轮出口截面,7 截面 为内涵喷管出口截面。

发动机的输入数由控制调节计划决定,共有 4 个 控制输入。输出传感器的选取包括控制计划的需要以 及状态监视的要求。而发动机的状态数与发动机的阶 数相对应,即是模型中考虑到的微分方程的个数。具 体控制计划内容不在本文研究范围内。

按照式(4)对发动机线性模型增广得到线性模型 Ā、B、C、D;为了获取系统的未知干扰信息,需要对此 增广系统设计观测器。如前所述,此系统能观的条件 是 rank(C)=n;但实际从上述发动机线性模型中可以 得到 rank(C)=8,而发动机的状态共有 12 个,测量输 出共有9个,而C矩阵的每行对应1个发动机的测量输出,说明发动机的测量输出中并不是相互线性无关的,且符合前文所说的第2种情况。于是可以将这些输出分成相互线性无关的2组:第1组包含按照顺序的后8个测量输出,第2组包含前8个测量输出。 再分别从发动机的状态中找出T<sub>17</sub>、T<sub>48</sub>、T<sub>7</sub>和T<sub>4</sub>这4 个与输出线性无关的量作为辅助。这样C矩阵就被 增广成2个12×12并且满秩的方阵,满足观测器的 存在条件。由于实际发动机中并不包含这4个辅助信 号的传感器,故在实际使用中这4个信号的值可以由 发动机模型计算得到。

由此设计出来的观测器就可以观测未知输入干 扰项**d**<sub>1</sub>(t)用于设计系统的 UIO。

在发动机飞行条件以及油门杆指令变化情况如 图 1 所示。利用未知输入干扰项估计出来的几个重要 传感器输出值与发动机非线性模型传感器输出值的 对比分别如图 2~6 所示。从图中可见,在不同工况下 发动机模型输出与观测器的估计输出都十分接近,可 见观测器对于未知输入干扰的观测效果较好。



利用 UIO 实现的发动机控制系统传感器的故障 诊断系统包括最优未知输入观测器组、故障检测模块 以及故障隔离和重构模块,如图 7 所示。



图 7 基于最优 UIO 的传感器故障诊断系统结构

对于单回路传感器故障,首先,根据发动机标称 稳态点的线性状态空间模型设计出针对每个传感器 的最优未知输入观测器组,将控制系统给出的发动机 控制量和传感器测量值作为未知输入观测器组的输 入,每个未知输入观测器都已除去1路传感器外其它 的传感器测量值作为输入。进而,由观测器组获得相 应传感器状态估计的残差加权平方和(Weighted Sum-Squared Residual, WSSR)作为故障指示信号并 分析,由故障检测模块得到故障信息<sup>[11-13]</sup>。

带有未知干扰的发动机线性系统为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A x(t) + Bu(t) + Ed(t) \\ y(t) = C x(t) \end{cases}$$
 (5)  
针对第 i 个传感器设计的最优 UIO 为  
 $\begin{cases} \dot{z}^{i}(t) = F^{i} z^{i}(t) + T^{i} B^{i} u^{i}(t) + K^{i} y^{i}(t) \\ \hat{x}^{i}(t) = z^{i}(t) + H^{i} y^{i}(t) \end{cases}$  (6)  
 $\hat{y}^{i}(t) = C^{i} \hat{x}^{i}(t)$ 

式中: $\hat{x}^{i}(t)$ 为针对第 i 个传感器设计的观测器的状态 量最优估计值; $y_{k}^{i}$ 为测量值  $y_{k}$ 除第 i 行值的子集; $\hat{y}^{i}$ 为 y<sup>i</sup>的估计值;C<sup>i</sup>为 C 除去第 i 行的子集。不失一般 性,在这里假设系统均为严格正则系统,E 为系统对 应的干扰分布矩阵。 由于本文的测量输出被分成2组,所以对应设计 的UIO也同样有2组,各8个。将发动机的油门杆输 入信号设置(如图8所示),仍然保持在海平面标准状 态下的高度0km和马赫数0。以P<sub>3</sub>(高压压气机出口 压力)传感器在35s时刻发生硬故障为例给出一些 诊断结果。P<sub>3</sub>传感器输出随时间的响应如图9所示。



图 9 中在 15 s 时刻 P<sub>3</sub> 与油门杆输入信号的阶跃 相对应,进入稳态之后在 35 s 时刻断路故障被注入。

去除 T<sub>3</sub> 传感器信号后设计出的第 1 组各 UIO 的 残差响应如图 10 所示。



除去 T<sub>25</sub> 传感器信号后构成的 8 个相互独立的输 出量各自的最优 UIO 残差响应如图 11 所示。



从图 11 中可见,当 P<sub>s</sub>。传感器故障时,只有针对 P<sub>s</sub>。传感器设计的最优 UIO 的估计残差保持在很小的 范围内不变,而其他 UIO 的估计残差都会在 P<sub>s</sub>。传感 器发生故障时瞬时变大并快速保持为较大的稳态值, 正是通过这种特性,可以将故障进行检测与隔离;值 得一提的是,在 15 s 时刻的发动机油门杆指令阶跃 引起的残差波动相对于故障时引起的残差变化来说 是很小的,所以可以通过合理的设置故障诊断的阈值 来避免发动机工况的变化被误认为是故障。

同样还以图 8 作为发动机的油门杆指令输入、图 9 所示的 P<sub>3</sub> 传感器发生断路故障为例,给出 UIO 设计时不分组各 UIO 的残差响应情况作为对比,如图 12 所示。

从图 12 中可见,在不 进行传感器分组时,同样 飞行条件和故障注入下, 针对  $T_5$  以及  $T_{25}$  传感器设 计的 UIO 残差相性相比分 组时的残差响应要差,并





图 12 给定输入条件不分组时 UIO 残差响应

且不分组时针对 T<sub>25</sub> 传感器设计的 UIO 残差响应在没 有注入故障时就已经很大,而这时其他 UIO 估计残差 均十分小,这样会引起诊断系统的误报警。

# 3 总结

从上述结果可知,可以通过分组的方式来避免由 于发动机测量输出线性相关导致的 UIO 无法设计的 情况。此外,通过与不分组情况的 UIO 残差进行的 1 组对比可知,分组能够更加有效地实现故障诊断,降低 误报警率;通过这种方法分组后设计的 UIO 能实现对 故障敏感且同时保证了对发动机小工况范围内变化 的不敏感,能够很好地实现故障的诊断及隔离,达到 诊断的目的。同时也推广了 UIO 方法在故障诊断中 的应用范围,不再局限于要求应用该方法时需要保证 线性无关的测量输出数不小于系统状态的维数,有一 定的工程应用价值。

#### 参考文献:

[1] Chen Jie, Patton R J. Robust model-based fault diagnosis for dynamic

systems[M]. Netherlands:Kluwer Academic Publishers, 1999: 17-52.

- [2] Chen C T. Linear system theory and design[M]. New York Oxford: Oxford university press, 1999: 12–31.
- [3] Ballin M G. A high fidelity real-time simulation of a small turboshaft engine[R].NASA-TM-100991, 1988.
- [4] Caliskan F, Hajiyev C M. Aircraft sensor fault diagnosis based on Kalman filter innovation sequence [C]//Proceedings of the 37th IEEE Conference, 1998: 42–67.
- [5] Kobayashi T, Simon D L. Application of a bank of kalman filters for aircraft engine fault diagnostics[R].ASME 2003-GT-38550.
- [6] AI-Hamdan Q Z, Ebaid M. Modeling and simulation of a gas turbine engine for power generation [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(2): 302-311.
- [7] 覃道亮,何皑,孔祥兴,等. 基于 UIO 的航空发动机控制系统传感器 故障诊断[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1396-1404.
  TAN Daoliang, HE Ai, KONG Xiangxing, et al. UIO-based sensor fault diagnosis for aero-engine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1396-1404. (in Chinese)
- [8] 张鹏. 基于卡尔曼滤波的航空发动机故障诊断技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.

ZHANG Peng. Aero engine fault diagnosis based on kalman filter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.(in Chinese)

[9] 方昌德. 发动机状态监视和故障诊断系统的发展 [J]. 国际航空, 2005(6): 66-68.

FANG Changde. Condition monitoring and fault diagnosis system of engine[J]. International Aviation, 2005(6): 66-68. (in Chinese)

- [10] Luppold R H, Gallops G W, Kerr L J, et al. Estimating in-flight engine performance variations using kalman filter concepts [R]. AIAA-89-2584.
- [11] 陈毅. 航空发动机控制系统传感器故障诊断研究 [D]. 南京: 南京 航空航天大学, 2007.

CHEN Yi. Research on sensor fault diagnosis of aero engine control system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.(in Chinese)

- [12] Garg S. NASA Glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA-TM-2005-214036.
- [13] Howlett J J. UH-60A Black hawk engineering simulation program: volume I - mathematical model[R]. NASA-CR-166309, 1981.
- [14] Szuch J R. Advancements in real-time engine simulation technology [R].NASA-TM-82825, 1980.
- [15] Rama K. Yedavalli, Praveen Shankar, Majid Siddiqi. Modeling, Diagnostics and prognostics of a two-spool turbofan engine [R]. AIAA-2005-4344.

(编辑:李华文)