

用于涡轴发动机传感器故障诊断的 未知输入观测器干扰矩阵估算

杨超^{1,2}, 王曦^{1,2}, 时瑞军³, 周剑波³, 高世煌³, 覃道亮^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对处理涡轴发动机控制系统传感器故障诊断问题时有着良好性能的未知输入观测器展开研究, 分析了与系统建模误差相关的干扰矩阵对未知输入观测器观测出的系统状态准确度的影响, 提出了一种基于全阶状态观测器的涡轴发动机系统模型干扰矩阵的估算方法, 该方法对某一固定工况下的干扰矩阵估算十分准确, 使得根据此干扰矩阵设计出的未知输入观测器可以完全不受系统建模误差的影响. 在此基础上, 又给出了一种适应于更广泛工况范围的干扰矩阵近似方法, 使得变工况下的未知输入观测器一样不受建模误差的影响. 仿真结果表明: 基于该方法估算出的干扰分布矩阵可以保证观测器具有良好的性能, 在变工况下对发动机输出量估计残差的二范数不大于 2.

关 键 词: 涡轴发动机; 控制系统; 故障诊断与容错控制; 未知输入观测器; 干扰矩阵估算

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Estimation of unknown input observer disturbance matrix for fault diagnosis of turboshaft engine sensors

YANG Chao^{1,2}, WANG Xi^{1,2}, SHI Rui-jun³,

ZHOU Jian-bo³, GAO Shi-huang³, TAN Dao-liang^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

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

3. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Focusing on the research of unknown input observer of good performance to deal with the problem of control system's sensors fault, a method using a full-order state observer to estimate the disturbance matrix of turboshaft engine system model was proposed based on the analysis of relationship between the disturbance matrix reflecting modeling uncertainty and the accuracy of states observed by UIO. This method contributed to an accurate disturbance matrix so that the results of UIO had no combination of modeling uncertainty when the operating state of turboshaft was fixed. Furthermore, this method was developed to meet the requirements of variable operating states of the engine so that the modeling uncertainty had no influence on the design of UIO in this situation. Finally, some simulations were made to verify the proposed methods, which contribute to obtain a better matrix to ensure that the observed output residual of UIO is less than 2.

Key words: turboshaft; control system; fault diagnosis and fault tolerant control; unknown input observer; estimation of disturbance matrix

涡轴发动机主要为直升机提供动力,现代航空发动机控制系统呈现从机械液压式向电子式转变的趋势,特别是在直升机上,基于飞行器和推进系统的一体化控制系统都倾向于采用性能完善的全权限式电子控制器(FADEC).对于完全摆脱机械液压作用的全权限式电子控制系统,在传感器等电子元件出现故障时,控制系统的故障检测和隔离就显得尤为重要^[1-2].先进的涡轴发动机的控制系统都需要有更加完善的故障诊断系统以及容错控制性能^[3-5].

航空发动机传感器的故障检测与隔离系统对提高控制系统的安全性和可靠性具有重要的意义.近些年,国内外学者对于航空发动机传感器故障诊断做了大量的研究与探索^[6].其中,卡尔曼滤波器由于能利用测量值对不可测的状态量进行估计^[6],被广泛地应用于发动机故障诊断系统中,该方法利用卡尔曼滤波器组,得到被监视系统的故障指示信号,通过分析各个故障指示信号实现故障诊断的目的,孔祥兴^[7]对这种方法的设计思路以及故障诊断原理进行了详细的阐述.

但是,将卡尔曼滤波器应用于实际发动机故障诊断系统工程应用还有其局限性.首先,卡尔曼滤波器是一种针对线性系统设计的滤波器,而发动机属于非线性度很强的一类系统,虽然可以用小偏差线性化以及线性变参数模型等多种方法将其近似为线性系统,但是与实际的非线性物理系统相比,用于设计卡尔曼滤波器的系统模型必然存在建模上的误差,且这些误差并不是呈现标准的高斯正态分布.这些误差与故障信息混杂一起,一同影响卡尔曼滤波器对系统状态的观测准确度,从而影响故障诊断系统的诊断结果.其次,卡尔曼滤波器观测过程中要求动态系统的噪声符合高斯正态分布.而实际发动机传感器的测量噪声以及飞行环境的噪声干扰很可能不满足高斯正态分布^[8].因此,未知输入观测器(UIO)相关理论以及根据此理论建立的系统动态模型,由于能够解耦外界干扰的影响,更好地屏蔽建模误差以及传感器测量噪声对故障诊断系统检测结果的影响,正在被广泛地用于发动机控制系统传感器在线故障诊断的研究.Chen 和 Patton^[9]详细阐述了未知输入观测的设计方法,并对干扰分布矩阵的获得方法做了简略的介绍,但其只给出了简单算例,并

没有对干扰矩阵的观测或者计算方法给出详细的步骤或者接近工程应用的实例.何皓和覃道亮等^[10-12]分别对基于 UIO 的航空发动机执行机构和控制系统的传感器的故障诊断进行了相对较为具体的研究.何皓^[12]同样给出了基于 UIO 的发动机控制系统故障诊断算法以及观测器故障阈值的算法.但这些基于 UIO 的研究均没有详细说明针对航空发动机控制系统的故障诊断,如何获取对故障诊断结果有着关键影响的系统干扰矩阵 E .

本文将针对这一问题展开研究,给出一种基于全阶状态观测器的方法对发动机固定工况下的系统干扰矩阵进行估算,再采用相关的矩阵理论使得这种方法能够在变化的发动机工况条件下具有良好的效果.最后将这种方法用于发动机控制系统传感器实时故障诊断仿真中,验证其正确性.

1 未知输入观测器与系统干扰矩阵

对于在线的发动机控制系统故障诊断,比较流行的方法通过建立待诊断系统的状态观测器组,通过观测器组构建结构化残差集,再根据残差序列是否超过阈值对故障进行定位.UIO 作为一种可以将干扰解耦的状态观测器在控制系统传感器故障诊断上具有一定的优势,Chen 和 Patton^[9]已经对 UIO 的结构以及结构化残差集的故障诊断原理做了比较详细的概括,在这里不对 UIO 以及故障诊断的算法进行详细论述.基于 UIO 的涡轴发动机控制系统传感器故障诊断原理如图 1 所示,此故障诊断系统针对单一的传感器故障诊断设计,采用了结构化残差集的方法,通过观测器组的观测残差实现故障的定位.

要让观测器具有干扰解耦作用,前提是要知

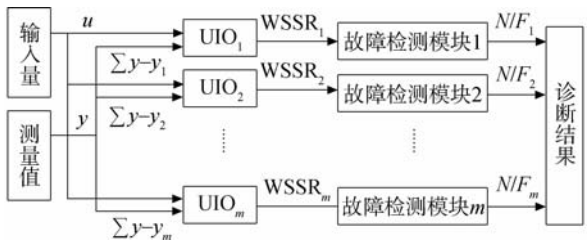


图 1 基于 UIO 的涡轴发动机控制系统单一传感器故障诊断原理

Fig. 1 Principle of fault diagnosis for a single sensor of turboshaft engine control system based on UIO

道系统中有哪些信息是需要作为干扰被观测器解耦掉的. 于是, 在动态系统建模时, 就要考虑干扰量如何在被诊断对象的数学模型中表示出来, 所以在设计 UIO 时, 不失一般性, 可假设系统具有如式(1)的形式

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{E}\mathbf{d}(t) \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) \end{cases} \quad (1)$$

针对系统式(1), 可以设计如式(2)所示的未知输入观测器

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{z}}}(t) = \mathbf{F}\hat{\mathbf{z}}(t) + \mathbf{T}\mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{K}\mathbf{y}(t) \\ \hat{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{z}(t) + \mathbf{H}\mathbf{y}(t) \\ \mathbf{r}(t) = \mathbf{y}(t) - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}(t) \end{cases} \quad (2)$$

式(2)中观测器对系统输出残差 $\mathbf{r}(t)$ 的二范数 $\|\mathbf{r}(t)\|_2$ 被称为 UIO 的估计残差, UIO 中矩阵参数的计算方法可参考文献[9]. 根据 UIO 的相关理论, 要做到对系统未知干扰的解耦, 在系统中 $\mathbf{d}(t)$ 的形式是可以是未知的, 但是其对系统状态变量的影响, 即矩阵 $\mathbf{E}$ 一定是已知的.

干扰分布矩阵 $\mathbf{E}$ 一般用来描述系统中未知形式的干扰对系统的影响. 在复杂的非线性系统建模中, 还可以用来反映系统的建模误差, 这在针对航空发动机 UIO 设计时非常必要的. 因为发动机本身就是个非线性很强的系统, 并且随着工作状态和飞行条件的变化, 很难找到确定的线性系统模型来反映它. 有了如式(1)所示的系统模型, 就可以设计出针对系统标准模型以外的发动机模型对于标准模型出现的偏差, 将偏差反映为干扰矩阵 $\mathbf{E}$ 的形式, 再设计如式(2)所示的 UIO 对这些误差进行解耦. 而干扰分布矩阵的准确程序直接决定了 UIO 观测出的系统状态的准确度以及故障诊断系统诊断结果的准确度. 如果干扰分布矩阵 $\mathbf{E}$ 不能如实地反映出系统建模的误差以及系统内部的一些干扰, 设计出的 UIO 对系统状态的观测结果就依然会受系统建模误差以及干扰的影响, 造成状态估计的不准确. 且不正确的干扰分布矩阵还可能包含待检测系统故障时系统的信息, 使得故障诊断系统出现“漏警”的情况, 造成故障诊断系统作用失效, 严重危害发动机的工作可靠性^[13]. 可见, 干扰分布矩阵的求解对基于 UIO 的发动机控制系统传感器故障诊断起着决定性的作用.

2 固定工况下的全阶观测器干扰矩阵估算方法

对干扰矩阵的估算一般可分为两种, 一种是通过动态系统的实际工作原理, 通过数学模型分

析出系统受到的干扰, 以及这些干扰对系统状态变量以及输出变量的影响, 得到基于真实物理系统的干扰分布矩阵. 但是, UIO 的设计算法是针对线性系统的, 航空发动机的非线性度又非常高, 故标称线性模型无法满足发动机整个工况范围内的精度要求. 而这种建模偏差也无法用准确的数学公式进行描述, 没有办法根据真实的物理数学模型推导原理得到干扰分布矩阵.

于是针对发动机设计 UIO 时, 干扰矩阵一般要用另外一种方法估算, 即使用观测器或者其他数学算法对真实物理系统的输出进行分析计算出标称线性系统与真实系统的建模误差以及系统噪声, 等效出系统的干扰分布矩阵 $\mathbf{E}$. 基于全阶观测器的干扰矩阵估算方法就属于上述的第二种方法.

考虑式(1)所示的动态系统线性模型, 将状态方程中的干扰项简化, 如式(3)所示

$$\mathbf{d}_1(t) = \mathbf{E}\mathbf{d}(t) \quad (3)$$

再将式(1)所示的线性模型增广, 可得到式(4)

$$\begin{cases} \dot{\bar{\mathbf{x}}}(t) = \bar{\mathbf{A}}\bar{\mathbf{x}}(t) + \bar{\mathbf{B}}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \bar{\mathbf{C}}\bar{\mathbf{x}}(t) \end{cases} \quad (4)$$

其中 $\bar{\mathbf{x}}(t) = [\mathbf{x}(t)^\top \quad \mathbf{d}_1(t)^\top]^\top$, $\bar{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{I} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix}$, $\bar{\mathbf{B}} = [\mathbf{B} \quad \mathbf{0}]^\top$, $\bar{\mathbf{C}} = [\mathbf{C} \quad \mathbf{0}]$, 且 $\mathbf{I}$ 代表单位矩阵.

由式(4)可知, 向量 $\mathbf{d}_1(t)$ 与动态系统式(1)中的状态变量共同增广为如式(4)所示的动态系统模型的状态变量 $\bar{\mathbf{x}}(t)$ 中, 可以针对线性模型式(4)设计一般的全阶状态观测器式(5), 估算出状态变量 $\bar{\mathbf{x}}(t)$ 的值

$$\begin{cases} \dot{\hat{\bar{\mathbf{x}}}}(t) = (\bar{\mathbf{A}} - \bar{\mathbf{G}}\bar{\mathbf{C}})\hat{\bar{\mathbf{x}}}(t) + \bar{\mathbf{G}}\mathbf{y}(t) + \bar{\mathbf{B}}\mathbf{u}(t) \\ \hat{\hat{\mathbf{x}}}(t) = \mathbf{I}\hat{\bar{\mathbf{x}}}(t) \\ \hat{\mathbf{y}}(t) = \bar{\mathbf{C}}\hat{\bar{\mathbf{x}}}(t) \end{cases} \quad (5)$$

其中 $\mathbf{I}$ 代表相应阶次的单位矩阵. 观测器的结构如图 2 所示.

由图 2 所示的结构, 观测器式(5)可以直接观测出动态系统模型中是否存在如式(4)所示的干扰向量 $\mathbf{d}_1(t)$, 并且可以估计出向量的大小. 显然, 图 2 的虚线框中所代表的便是待观测器观测的实际的物理系统. 当实际的物理系统是一般的线性系统时, 干扰向量 $\mathbf{d}_1(t)$ 将始终为零. 若图 2 的虚线框内的动态系统模型为实际的发动机模型, 便可估算出某工况下实际的非线性系统与线性系统模型中存在的干扰误差, 这些误差量的大小直接决定了式(1)中的矩阵 $\mathbf{E}$. 本文在干扰矩阵估算以

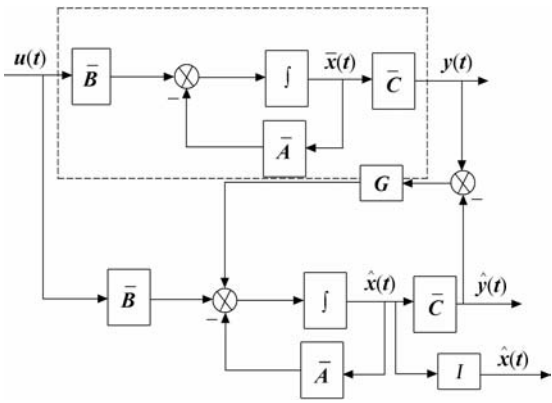


图 2 动态系统的全阶状态观测器结构
Fig. 2 Full-order state observer for dynamic system

及数字仿真验证中,均使用发动机的非线性动态模型代替真实的发动机。

当发动机稳定在某一工况点时,反映发动机工作状态的各物理参数都是稳定的,于是向量 $d_1(t)$ 同样为稳定的值,故可认为干扰矩阵为定常向量。根据线性系统相关理论,只要将观测式(5)的所有极点配置在左边平面,即保证观测器的渐进稳定性,则在稳定状态下,干扰向量便可以由全阶观测器估算出来,且观测器极点离虚轴越远,观测器式(5)观测出的系统状态与实际的增广系统式(4)的状态能够以更快的速度趋近于一致。

由于系统式(1)的干扰输入 $d(t)$ 具有任意的形式,那么不妨可将其设为值是 1 的常数,于是干扰分布矩阵就和观测器观测出的干扰向量在数值上相等且稳定工况下干扰矩阵的值不随时间变化,如式(6)所示

$$E = d_1(t) = d_1, \quad d(t) = 1 \tag{6}$$

基于此干扰矩阵设计的未知输入观测器在发动机固定的工作点上据有良好的性能。

3 变工况下的全阶观测器干扰矩阵估算方法

对于前一节所述的固定工况下系统干扰矩阵的估算方法,针对发动机某个工况状态都可以得到比较准确的干扰矩阵的值,但对于已经确定的发动机标称线性模型,建模误差随着偏离标称工况点的程度不同而呈现差异,只有某一个或几个固定工况下的干扰分布矩阵是不能够满足全工况故障诊断系统的设计要求的,基于发动机固定工况的干扰矩阵设计的未知输入观测也无法保证在其他工况点下的良好性能。这就要求干扰矩阵 E 能够正确反映发动机工况变化时系统的建模误差以及内部干扰,

使得基于此矩阵设计出的未知输入观测器在发动机工作状态不固定时也能有良好的性能。

假设发动机由某一稳定工况 1 过渡到另一稳定工况 2,对应两个工况间的任意稳定状态,式(5)所示的全阶观测器都可以观测出一个干扰分布矩阵 d_1 ,显然,观测器是不可能得到两个状态间所有固定工况的 d_1 的,但观测器可以得到的是工况 1 与工况 2 之间若干个工况的干扰矩阵。易知,由上述方式得到的动态系统某一状态的干扰分布矩阵均是一维向量,此时可以将系统在工况 1 到工况 2 之间若干工况下全阶观测器观测到的一维干扰矩阵依次排列组合成一个新的矩阵 E^* ,使得干扰矩阵中包含更多工况下的干扰信息。当干扰矩阵 E 包含上述所有时刻的干扰向量时,设计出的 UIO 可以在工况 1 与工况 2 之间的变工况条件下都保持较小的残差。但这只是从数学原理的角度上考虑的理想情况,在实际应用中,列数过多的干扰分布矩阵 E^* 是无法设计出满足估计残差要求的 UIO 的,因为要解耦一定量的干扰信息,就需要系统提供足够多的信息,即系统干扰数不能超过系统可测量信号的数量,故在处理变工况下的干扰分布矩阵估算时,需要对动态过程中全阶观测器观测出的干扰矩阵集合进行处理,在 E^* 的列数尽量小的情况下能够尽量大地涵盖动态过程中建模误差等因素引起的系统干扰。

除去干扰矩阵 E^* 中多余的列,从本质上说就是消去原先干扰矩阵中比较相似的干扰信息,使得简化后的干扰矩阵中每一列所包含的干扰信息尽量不重复。本文主要介绍两种方法,两种方法本质上反映的是对“干扰信息相似度”的两种衡量方式。

第一种在变工况下全阶观测器观测得到的干扰矩阵 E^* 列数较多时使用,目的是为了用比较简单的方法将矩阵的列数减小到和矩阵的秩相等。由前文所述,变工况下得到的矩阵 E^* 的列数一般要远大于矩阵的秩,故需要寻找矩阵中包含着“相似”干扰信息的列,并将其消去。对于干扰信息是否“相似”的判断则采用计算矩阵中各列间的广义夹角的方法来确定。

设在发动机在稳定工况 1 和工况 2 之间存在 n 个稳定工况,式(5)所示的观测器能够得到 n 个发动机不同固定工况下的干扰矩阵,再设矩阵如式(7)所示

$$E^* = [d_{11} \quad d_{12} \quad \cdots \quad d_{1n}] \tag{7}$$

考虑去除矩阵 E^* 包含相似干扰信息的列向量,易知,当两个向量完全相同时,即所表示的系

统干扰分布信息是相同的,则仅需保留其中一个,而不会改变干扰矩阵 E^* 所包含的干扰信息的信息量,又知两个完全相同的向量广义夹角为零,基于此理论,分别计算矩阵 E^* 中两两列向量间的夹角,若两向量间的夹角 $\theta \leq \epsilon$ 时,则去掉两个向量中的一个,于是矩阵中列向量的个数将减少。 ϵ 越大,原矩阵 E^* 可去掉的向量个数就越多,但此时与 E^* 相比,包含的干扰分布的信息量就会减少,这就可能会引起设计出的 UIO 解耦系统干扰的性能变差.此近似方法最多可以将系统的干扰分布矩阵的列数减少到与矩阵 E^* 的秩相等,此时矩阵中的各列线性无关,所包含的干扰分布信息相似度也比较低,若在强行去掉其中的一列,将会损失很多干扰分布信息而影响 UIO 的性能.

于是,可将保留下来的列组合为新的矩阵 E' ,设 E' 此时为方阵且满秩,秩为 r . 若仍然无法满足“系统干扰数不能超过系统可测量信号的数量”这一 UIO 的设计要求,可以采用第二种方法,即对上一步简化生成的矩阵 E' 进行降秩处理,希望降秩处理后得到的矩阵 E 与矩阵 E' 尽量相似(即包含相同的干扰信息)并且包含的干扰数(即矩阵所包含的列数)更少. Tufts 等已经研究过此类数学问题^[14],问题被描述为求取一个满足要求的矩阵 E ,使其满足如式(8)所示的要求

$$\begin{cases} \min \|E - E'\|_F^2 \\ \text{rank}(E) = q < r \end{cases} \quad (8)$$

这里 $\|\cdot\|_F$ 表示 Forbenius 范数,即矩阵中各项的平方和的算术平方根. 可知,满足范数的条件的两个矩阵对应元素之间的距离平方和是最小的,由此实现了“干扰分布信息相似”这个概念. 同时, Tufts 等也给出了一种实现条件式(8)的方法,即矩阵的奇异值分解法,将矩阵 E' 进行奇异值分解,即

$$E' = U \Delta V^T$$

其中矩阵 U 和 V 均为正交矩阵,且

$$\Delta = \begin{bmatrix} \text{diag}\{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_r\} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

不失一般性,可以假设矩阵 E' 的奇异值 $\sigma_1 \leq \sigma_2 \leq \dots \leq \sigma_r$, 并且由矩阵理论易知,这些奇异值都大于零,根据 Eckart 与 Young 给出的定理^[15],可知满足式(8)要求的矩阵如式(9)所示

$$E = U \bar{\Delta} V^T \quad (9)$$

其中

$$\bar{\Delta} = \begin{bmatrix} \text{diag}\{0, 0, \sigma_{r-q+1}, \dots, \sigma_r\} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

则矩阵 E 满足式(6)的要求,由此可以将原矩阵 E' 做降秩近似,直到矩阵的秩足够小到满足要求为止,但需要指出,随着矩阵秩的降低,降秩后的矩阵 E 与原矩阵的矩阵 E' 各元素的“距离”会越来越大,即“相似度”会逐渐降低,影响近似的效果以及在此基础上设计出的 UIO 对系统建模误差干扰解耦的性能.

基于处理后的干扰分布矩阵设计的未知输入观测器可在发动机两个状态间都具有良好的性能,保证估计残差在传感器无故障时输出向量的很小,而又对单个传感器的故障很敏感.

4 仿真验证实例

为检验本文前述的动态系统干扰分布矩阵的估算方法,需要进行建模仿真验证. 本文选用某型涡轴发动机及其控制系统作为研究对象,发动机模型参考文献[16-17],控制系统采用基于保持动力涡轮转子转速恒定的串级多回路 PI 控制器,其设计原理与详细参数见文献[18-20]. 此仿真验证用发动机的非线性无迭代模型模拟真实的发动机,并忽略传感器动态特性的测量噪声对研究结果的影响,针对闭环系统中的发动机,使用上述全阶观测器观测出系统的干扰分布矩阵并设计 UIO,验证其对系统建模误差干扰的解耦作用以及对传感器故障的敏感程度.

发动机标称线性模型下相关物理量的值如表 1 所示,飞行条件为标准大气状态. 在此工作状态下建立如式(1)所示的研究对象. 其中, N_g 代表燃气发生器转子转速, N_p 代表动力涡轮转子转速, p_3^* 为压气机出口总压, p_3 为压气机出口静压, p_{41}^* 为燃气发生器涡轮入口气体总压, p_{45}^* 为动力涡轮入口气体总压, Q_{pt} 为发动机输出转矩, T_{45}^* 为动力涡轮入口总温, W_f 为发动机供油量, θ_{xpc} 为直升机总距杆位置,用占最大位置角度的百分比来表示,总距杆的位置直接反应了直升机需求功率(转矩)的多少.

在该固定工况下,可得到如式(10)所示的发动机小偏差增量线性模型

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y = Cx(t) + Du(t) \end{cases} \quad (10)$$

其中,状态变量、输入变量与输出变量分别为

$$x(t)^T = [\Delta N_g \quad \Delta N_p \quad \Delta p_3^* \quad \Delta p_{41}^* \quad \Delta p_{45}^*]$$

$$u(t)^T = [\Delta W_f \quad \Delta \theta_{xpc}]$$

$$y(t)^T = [\Delta Q_{pt} \quad \Delta N_p \quad \Delta N_g \quad \Delta T_{45}^* \quad \Delta p_3]$$

式(9)所示线性模型中的矩阵参数如下:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -2.9493 & 0 & -130.6817 & 235.5849 & -410.1748 \\ -0.0253 & -0.5507 & -5.0162 & 4.2651 & 17.8366 \\ 3.3975 & 0 & -466.8470 & 452.2119 & 0 \\ 0 & 0 & 4827.2405 & -5289.7182 & 0 \\ 3.9592 & 0 & -341.9355 & 976.3556 & -3306.6636 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 168994.3370 & 0 \\ 8182.9818 & -61.1690 \\ 0 & 0 \\ 2905277.7809 & 0 \\ 548510.0400 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} -0.0048 & -0.0381 & -0.9430 & 0.8018 & 3.3532 \\ 0 & 1.0000 & 0 & 0 & 0 \\ 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3.6432 & 3.0842 & 2.3283 \\ 0 & 0 & 0.9558 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 1538.3552 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 5854.4452 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

当发动机在标称点的固定工作状态不变时,可以设计如式(4)的全阶状态观测器观测该工况下的干扰分布矩阵,对于系统式(10)的非严格正则性,可以采用简单的转化方法将系统等价成为严格正则系统,如式(11)

$$\tilde{\mathbf{y}}(t) = \mathbf{y}(t) - \mathbf{D}\mathbf{u}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t)$$

(11)

状态观测器的极点应当为待观测对象极点的 1 倍以上(一般为 2~5 倍),保证观测器的观测性能,得到的干扰分布矩阵如式(12)所示

$$\mathbf{E} = [-26.8870 \quad -0.7410 \quad 10.5286]^\mathrm{T}$$

(12)

设计如式(2)所示的 UIO,矩阵参数如下:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -0.7710 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3.3244 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -71.7892 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -7988.5900 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -4628.9456 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 0.9934 & 0.0030 & 0.1113 & -0.0924 & -0.2973 \\ -0.0002 & 1.0001 & 0.0031 & -0.0025 & -0.0082 \\ 0.0026 & -0.0012 & 0.9564 & 0.0362 & 0.1164 \\ 0.0214 & -0.0096 & -0.3611 & 1.2998 & 0.9645 \\ -0.0277 & 0.0124 & 0.4678 & -0.3884 & -0.2497 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 76.7911 & 2.9252 & -2.5970 & 136.5718 & 45.9245 \\ 13.3275 & 3.2815 & 0.0161 & 0.1251 & -3.0158 \\ -235.7903 & -9.0625 & 2.7645 & 177.3648 & 188.8691 \\ 461.2572 & -59.1760 & 175.5189 & 1271.4604 & 8676.7697 \\ -175.7979 & 50.9152 & -128.3743 & 116.3672 & 438.9087 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.0828 & 0.0002 & 0.0070 & 0.0084 & -0.0026 \\ 0.0023 & 0 & 0.0002 & 0.0002 & -0.0001 \\ -0.0324 & -0.0001 & -0.0027 & -0.0033 & 0.0010 \\ -0.2687 & -0.0006 & -0.0227 & -0.0273 & 0.0085 \\ 0.3481 & 0.0008 & 0.0294 & 0.0354 & -0.0110 \end{bmatrix}$$

未知输入观测器在标称状态下传感器无故障时的残差如图 3 所示,可见在工况不变(总距杆位置为 97.5%)时,未知输入观测器的对系统输出的估计残差可以保持一个较小的值。

但是这种性能只能在表 1 所示的固定工况情况下。图 4 为变工况下发动机总距杆输入,图 5 所示的是直升机总距杆变化(如图 4)时,未知输入观测器的对系统输出的估计残差,可见发动机的工况发生了变化,基于固定工况下干扰分布矩阵

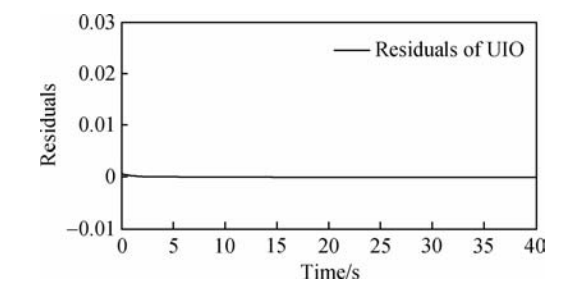


图 3 固定工况下基于单列干扰分布矩阵设计的 UIO 估计残差

Fig. 3 Residuals of UIO based on the disturbance matrix with single column in fixed state

表 1 发动机标称线性模型稳态工作点物理参数
Table 1 Parameters of nominal steady state of turboshaft engine

参数	数值	参数	数值
$N_g/(r/min)$	44 369	$Q_{pt}/(N \cdot m)$	592.34
$N_p/(r/min)$	20 900	T_{45}^*/K	1 101.2
p_3^*/kPa	1 731.5	p_3/kPa	1 654.9
p_{t1}^*/kPa	1 643.0	$W_f/(kg/s)$	0.0998
p_{45}^*/kPa	352.38	$\theta_{xepc}/\%$	97.500

设计的 UIO 估计残差会明显加大,这样就会影响故障诊断的结果。

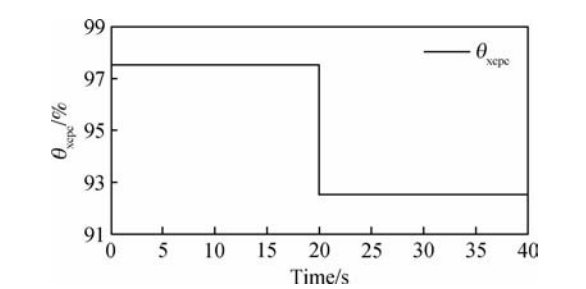


图 4 变工况下发动机总距杆输入 θ_{xepc}
Fig. 4 θ_{xepc} input for turboshaft engine in variable states

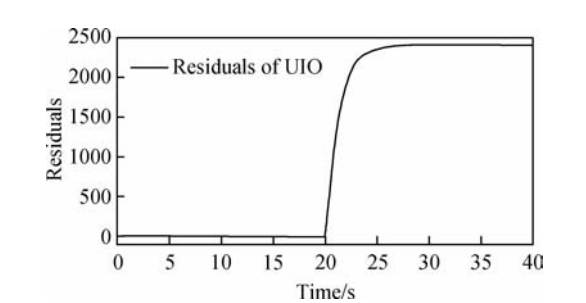


图 5 变工况输入下基于单列干扰分布矩阵设计的 UIO 估计残差

Fig. 5 Residuals of UIO based on the disturbance matrix with single column under the input of multiple operating states

用文中阐述的变工况下干扰矩阵估算方法,可以用全阶状态观测器估算出在标准大气状态下,发动机在 θ_{xepc} 为 97.5%到 90%间,每隔 0.5%状态下的干扰分布矩阵(以标称状态线性模型为基础)。为使得干扰数量不大于系统输出数目(这里为 5)的要求,使用变工况下介绍的第一种干扰分布矩阵近似方法,得到系统的干扰分布矩阵如式(13)

$$\boldsymbol{E} = \begin{bmatrix} -26.8870 & 115.8666 & 284.9749 & 468.2820 & 2981.8057 \\ -0.7410 & -0.7327 & -0.7244 & -0.7161 & -7.0703 \\ 10.5286 & 74.5736 & 158.2181 & 256.8572 & 1152.7830 \\ 87.2266 & -1187.2929 & -2689.1538 & -4343.5744 & -26280.0249 \\ -113.0114 & 205.2085 & 701.0167 & 1306.2764 & 8206.6802 \end{bmatrix} \quad (13)$$

再得到如下 UIO 矩阵参数

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} -0.7710 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3.3244 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -71.7892 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -7988.5900 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -4628.9456 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} -0.0171 & 0.2099 & 0.1095 & -0.1010 & -0.0777 \\ 0.2099 & -2.4114 & 0.0882 & 0.0268 & -0.0053 \\ -0.0107 & 0.1312 & 0.0641 & -0.0595 & -0.0450 \\ -0.0330 & 0.1861 & -1.7550 & 1.4698 & 1.1817 \\ 0.0054 & -0.0375 & 0.2273 & -0.1898 & -0.1551 \end{bmatrix} \times 10^{-6}$$

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -0.4129 & -0.0153 & -0.0010 & 1.7443 & 0.8951 \\ -0.2213 & -0.0753 & 0.0031 & -0.1613 & -0.0515 \\ -0.2520 & 0.0839 & -0.0082 & 1.0167 & 0.5275 \\ 8.3280 & 15.1821 & -2.6123 & 11.8414 & -14.7174 \\ -0.9709 & -1.7738 & 0.2483 & 0.5051 & 1.8272 \end{bmatrix} \times 10^{-4}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 100 & 0 & 0 \\ 0 & 100.0002 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 104.6291 \\ -27.4714 & -1.0462 & -0.1309 & 39.5645 & 123.7108 \\ 36.3912 & 1.3859 & 0.1734 & -9.4606 & -0.1569 \end{bmatrix} \times 10^{-2}$$

图 6 所示的是直升机总距杆如图 4 变化，在动力涡轮转子转速保持在设计值不变的条件下，未知输入观测器的对系统输出的估计残差。可以看到，基于上文所述的干扰矩阵近似简化方法，UIO 依然对系统的输出具有比较好的观测效果。

使用上文所述的 SVD 矩阵降阶方式，可以将式(13)中所示的干扰矩阵继续简化为式(14)所示，使其在保留尽量多的干扰信息的同时，包含更少量的无需解耦的信息。（如故障信息等）。

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} -26.8883 & 115.8696 & 284.9716 & 2981.8056 \\ -0.7265 & -0.7679 & -0.6862 & -7.0702 \\ 10.5281 & 74.5748 & 158.2167 & 1152.7830 \\ 87.2264 & -1187.2925 & -2689.1542 & -26280.0249 \\ -113.0114 & 205.2085 & 701.0167 & 8206.6802 \end{bmatrix}$$

(14)

保持 UIO 的极点与之前相同，得到新的 UIO 矩阵参数如下。

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -0.7710 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3.3244 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -71.7892 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -7988.5900 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -4628.9456 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} 0.0072 & -0.0844 & 0.0031 & 0.0009 & -0.0002 \\ -0.0844 & 0.9900 & -0.0363 & -0.0108 & 0.0020 \\ 0.0046 & -0.0537 & 0.0020 & 0.0006 & -0.0001 \\ 0.0065 & -0.0765 & 0.0028 & 0.0008 & -0.0002 \\ -0.0013 & 0.0154 & -0.0006 & -0.0002 & 0 \end{bmatrix}$$

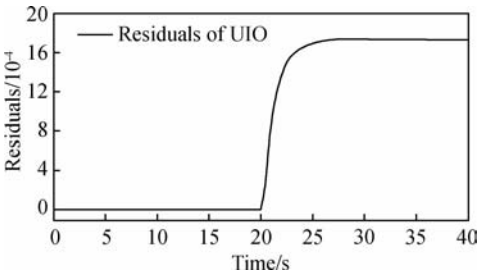


图 6 变工况基于干扰分布矩阵设计的 UIO 估计残差
Fig. 6 Residuals of UIO based on the simplified disturbance matrix under the input of multiple operating states

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} -0.7835 & -0.0484 & -0.0074 & -0.5448 & -0.1813 \\ 9.1971 & 3.0961 & -0.1283 & 6.3777 & 1.9948 \\ -0.5128 & -3.8464 & 0.3206 & -0.3295 & 0.0825 \\ -2.9951 & -611.5710 & 52.1418 & 2.2658 & 31.5513 \\ -0.4099 & 71.3991 & -6.0865 & -0.2226 & -3.6694 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0.0003 & 0.0844 & 0.9928 & -0.0004 & -0.0044 \\ -0.0037 & 0.0099 & 0.0844 & 0.0045 & 0.0513 \\ 0.0002 & 0.0537 & -0.0046 & -0.0002 & 1.0435 \\ -0.2744 & 0.0661 & -0.0078 & 0.3953 & 1.2331 \\ 0.3639 & -0.0016 & 0.0030 & -0.0945 & -0.0008 \end{bmatrix}$$

基于式(14)所示的干扰分布矩阵同样可以设计 UIO 对发动机的输出量进行观测. 总距杆的变化与图 4 一致,由图 7 可见,虽然基于新的干扰分布矩阵设计的 UIO 对系统输出的估计残差与图 6 相比稍大,但数值依然较低. 图 8 在说明了干扰分布矩阵对系统建模误差干扰的解耦作用的同时,也说明了 UIO 对故障的敏感性,系统在动态响应进入稳态后,仿真时间 40 s 时出现转矩 Q_{pt} 传

感器短路故障,UIO 的估计残差也突然变大. 这证明设计的 UIO 对干扰解耦的同时对故障也较为敏感.

5 结 论

本文以涡轴发动机控制系统传感器故障诊断为背景,针对故障诊断系统中具有良好性能的未知输入观测器设计问题,提出了一种固定工况下的系统干扰分布矩阵估算方法,通过设计全阶状态观测器得到不同稳定工况下的干扰分布矩阵,再通过将不同工况的干扰分布矩阵组合和近似简化的方法,使干扰分布矩阵反映的以系统建模误差为主的干扰信息能够适应发动机变化的工作状态. 由仿真验证结果可以看出,基于全阶观测器的干扰分布矩阵估算方法能够在一定程度上得到合适的干扰分布矩阵,保证在此干扰分布矩阵基础上设计的未知输入观测器对建模误差等因素造成的系统干扰具有良好的解耦性能,并且对传感器的故障具有高度的敏感性. 动态系统干扰分布矩阵的准确性对未知输入观测器的性能影响很大,本文所述的方法和验证的结果对基于未知输入观测器的发动机故障诊断问题研究具有一定帮助.

参考文献:

[1] 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. Fault diagnosis on sensors of control system for aeroengines[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2007. (in Chinese)
[2] Garg S. NASA Glenn research in controls and diagnostics for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA/TM-2005-214036,2005.
[3] 颜秋英,时瑞军,张秋贵,等. 涡轴发动机健康管理跟踪滤波器技术[J]. 航空发动机,2011,37(2):16-19.
YAN Qiuying,SHI Ruijun,ZHANG Qiugui,et al. Tracking filter technology of health management for turboshaft

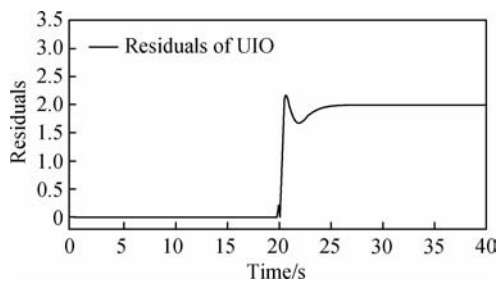


图 7 变工况基于 SVD 降阶干扰分布矩阵设计的 UIO 估计残差

Fig. 7 Residuals of UIO based on the disturbance matrix obtained by SVD under the input of multiple operating states

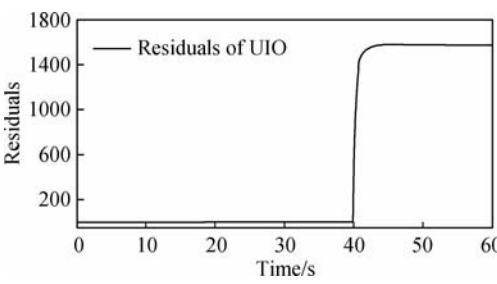


图 8 转矩传感器故障时基于 SVD 降阶干扰分布矩阵设计的 UIO 估计残差

Fig. 8 Residuals of UIO based on the disturbance matrix obtained by SVD with fault of torque sensor

engine[J]. Aeroengine,2011,37(2):16-19. (in Chinese)

[4] 张征. 军用涡轴发动机发展研究[J]. 航空发动机,2011,37(6):58-62.

ZHANG Zheng. Development of military turboshaft engine [J]. Aeroengine,2011,37(6):58-62. (in Chinese)

[5] 姜彩虹,孙志岩,王曦. 航空发动机预测健康管理系统设计的关键技术[J]. 航空动力学报,2009,24(11):2589-2594.

JIANG Caihong,SUN Zhiyan,WANG Xi. Critical technologies for aero-engine prognostics and health management systems development[J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(11):2589-2594. (in Chinese)

[6] Kobayashi T,Simon D L. Application of a bank of Kalman filters for aircraft engine fault diagnostics [R]. ASME Paper GT2003-38550,2003.

[7] 孔祥兴. 民用涡扇发动机故障诊断仿真平台关键技术研究 [D]. 北京:北京航空航天大学,2013.

KONG Xiangxing. A research on the pivotal technique of civil turbofan engine fault diagnosis simulation platform [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013. (in Chinese)

[8] 王曦,程茵. 国外航空推进控制技术的发展[J]. 航空发动机,2009,35(3):5-7.

WANG Xi,CHENG Yin. Development of thrust control technology for foreign aeroengine[J]. Aeroengine,2009,35(3):5-7. (in Chinese)

[9] Chen J,Patton R J. Robust model-based fault diagnosis for dynamic systems[M]. Boston,MA:Kluwer Academic Publishers,1999.

[10] 覃道亮,何皓,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-base sensor fault diagnosis for aero-engine control systems[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(6):1396-1404. (in Chinese)

[11] 何皓,覃道亮,孔祥兴,等. 基于 UIO 的航空发动机执行机构故障诊断[J]. 推进技术,2012,33(1):98-104.

HE Ai,TAN Daoliang,KONG Xiangxing,et al. UIO-based diagnosis of aeroengine actuator faults[J]. Journal of Propulsion Technology,2012,33(1):98-104. (in Chinese)

[12] 何皓. 基于 LMI 的航空发动机智能容错控制技术研究 [D]. 北京:北京航空航天大学,2011.

HE Ai. The LMI-based intelligent fault-tolerant control for aircraft engine[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011. (in Chinese)

[13] 时瑞军,周剑波,张秋贵,等. 涡轴发动机性能退化数学建模研究[J]. 航空发动机,2010,36(4):26-28.

SHI Ruijun,ZHOU Jianbo,ZHANG Qiugui,et al. Mathematical model study on performance deterioration of turboshaft engine [J]. Aeroengine,2010,36(4):26-28. (in Chinese)

[14] Tufts D W,Kumaresan R,Kirsteins I. Data adaptive signal estimation by singular value decomposition of a data matrix[J]. Proc. IEEE,1982,70(6):684-685.

[15] Eckart C,Young G. The approximation of one matrix by another of lower rank[J]. Psychometrika,1936,1(3):211-218.

[16] Ballin M G. A high fidelity real-time simulation of a small turboshaft engine[R]. NASA-TM-100991,1988.

[17] Spack J M. Linear parameter varying controller for a small turboshaft engine[D]. Boston,Massachusetts:Northeastern University,2011.

[18] 杨超,王曦. 涡轴发动机双回路结构 PI 控制器设计[J]. 航空发动机,2014,40(增刊 1):51-56.

YANG Chao,WANG Xi. Design of PI controller with double-loop structure for a turboshaft [J]. Aeroengine,2014,40(suppl. 1):51-56. (in Chinese)

[19] YANG Chao,WANG Xi,LIU Mengni,et al. Design of PI controller with three-loop structure for power balance of turboshaft[R]. ASME Paper GT2014-27338,2014.

[20] Grant M C,Boyd S P. Matlab software for disciplined convex programming [R/OL]. [2013-8-15]. <http://cvxr.com/cvx/>.

(编辑:秦理曼)