

## 航空发动机部件性能退化容错控制 \*

张天宏, 袁 元, 李凌蔚, 吴宋伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:** 针对航空发动机部件性能退化问题, 开展退化容错控制研究。视退化为干扰, 综合考虑退化的缓变特性及系统的目标跟踪要求, 提出一种基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的部件性能退化被动容错控制设计。将退化信息加入控制律设计中, 并考虑信息的不准确性, 提出一种基于滑模控制器的部件性能退化主动容错控制设计。对所提设计开展硬件在环试验验证, 结果表明, 两类设计可以较好地弥补退化引起的发动机参数变化, 并具有一定的工程应用能力, 其中, 基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的容错设计保守性大, 且具有较长的调节时间, 而基于滑模控制器的容错设计具有更好的动态特性, 但在应用过程中需重新配置控制参数。

**关键词:** 航空发动机; 性能退化; 容错控制; 鲁棒控制; 滑模控制; 硬件在环仿真

**中图分类号:** V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 08-1690-10

**DOI:** 10.13675/j.cnki. tjjs. 200759

## Accommodation Control for Component Performance Deterioration of Aeroengine

ZHANG Tian-hong, YUAN Yuan, LI Ling-wei, WU Song-wei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The fault tolerant control (FTC) schemes addressing the component performance deterioration problem of an aeroengine are investigated. Firstly, the deteriorations are treated as disturbances. Taking the low-frequency property of deteriorations and the tracking requirement for the control system into consideration, a robust  $H_\infty$  control-based accommodation design is proposed from the passive FTC view. Secondly, the estimated degradation information is adopted in the control law design. Giving full consideration to the inaccuracy of the estimated information, a sliding mode control (SMC)-based accommodation design is proposed from the active FTC perspective. Finally, the accommodation designs are verified in the hardware-in-the-loop simulation. Results show that the two designs are able to recover the variations of engine parameters brought about by deteriorations and can be successfully applied in the engineering field. The  $H_\infty$  control-based design is a conservative scheme and produces longer settling time. The adaptive SMC design exhibits better dynamic characteristics. However, it is required to re-configure the control parameters in the application process.

**Key words:** Aircraft engine; Performance deterioration; Fault tolerant control; Robust control; Sliding mode control; Hardware-in-the-loop simulation

\* 收稿日期: 2020-09-28; 修订日期: 2021-02-19。

基金项目: 国家自然科学基金 (51976089); 基础加强计划 (2017-JCJQ-ZD-047-21)。

通讯作者: 张天宏, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模、控制与仿真。E-mail: thz@nuaa.edu.cn

引用格式: 张天宏, 袁 元, 李凌蔚, 等. 航空发动机部件性能退化容错控制[J]. 推进技术, 2021, 42(8): 1690-1699.  
(ZHANG Tian-hong, YUAN Yuan, LI Ling-wei, et al. Accommodation Control for Component Performance Deterioration of Aeroengine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(8): 1690-1699.)

## 1 引言

航空发动机结构复杂且长期工作在极端苛刻的环境下,部件性能退化无可避免。发动机退化通常是由飞行循环次数增加引起的缓慢变化(被称为长期性退化<sup>[1-2]</sup>),这主要是由外部密封件腐蚀、涡轮叶片腐蚀、发动机壳体变形、沉积物等带来的结果,建模时通常将其当作系统偏差或常数来处理。而在飞行器的一次飞行任务中,发动机部件性能也会因旋转部件的叶尖间隙变化<sup>[3]</sup>、静态部件和旋转部件之间的热增长等因素呈现渐变特性<sup>[4]</sup>,这种变化与长期性退化相比具有更高的速率。有时,发动机也会因外来物撞击,如鸟击、冰雹等导致受损,引发性能在短时间内急剧下降。当前关于发动机性能退化的研究主要集中在退化的诊断方法上,通常分为两类:基于模型的方法(“估计”退化,以卡尔曼滤波为代表)<sup>[5-6]</sup>和数据驱动的方法(“学习”退化,以神经网络为代表)<sup>[7-8]</sup>。严重退化的发动机将无法与新发动机的性能相匹配,因此将关键性能参数保持在可接受的水平上,尽可能延长其服役期成为了主要目标<sup>[9]</sup>。然而,只有很少的文献谈论如何容忍或适应这种恶化。Rausch等<sup>[10]</sup>使用遗传算法来确定维持商用涡扇发动机可操作性和性能所需的控制调整。Litt等<sup>[9]</sup>发现退化程度与发动机温度比过冲之间存在一定的关系,并以此来调整控制器。这些方法要么依赖于大量实验数据,要么过分“专门设计”,对模型失配、环境变化等因素也无法很好适应。Turso等<sup>[11]</sup>提出了一种基于鲁棒控制的退化容错设计,它将退化的影响转化为调度参数的变化,从而构造出系统的不确定性,最后使用Lyapunov定理求解该鲁棒控制问题。将所有健康参数由单个标量调度是否会引入较大的误差以及是否会导致发动机模型有巨大的跳跃性,目前尚不清楚。同样,该研究采用与模型不确定性相同的方式处理退化问题,这将使系统更加“不确定”,控制器更加保守。赵凯等<sup>[12]</sup>以卡尔曼滤波器输出作为输入,结合聚类算法设计推力估计器,通过转速小闭环加推力大闭环实现了退化下的发动机性能恢复。Chatterjee等<sup>[13]</sup>采用机载自适应模型和一种基于频域最优控制的自适应方法来调整退化发动机的控制变量,最终使得退化发动机的闭环频率响应与无退化时的闭环频率响应匹配。Brunell等<sup>[14]</sup>将退化信息从故障诊断系统传递到自适应模型预测控制系统,然后计算出最优控制序列,消除了退化或部件损坏对发动机的影响。这些方法通过诊断退化信息来进行

控制器调整,并且在一定程度上依赖于信息的准确性。

航空发动机部件退化往往会引起部件效率的下降,并使气路流通能力发生改变,一般地,压气机在衰退情况下流通能力下降,而热端部件如高、低压涡轮的流量会增加。用主要部件的效率和流量相对健康发动机基准值的变化量与该基准值的比来描述部件退化,也称为健康参数。NASA的MAPSS(Modular aero-propulsion system simulation)平台<sup>[9,15]</sup>给出了当发动机需要根据飞行循环进行大修时每个部件的退化值。退化将使发动机脱离标准运行状态,导致推力、喘振裕度、部件寿命的损失,甚至威胁发动机安全,其影响可以由如下状态变量模型(State variable model, SVM)反映

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} + \mathbf{Lh} \\ \mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} + \mathbf{Mh} \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x}$ ,  $\mathbf{u}$ ,  $\mathbf{h}$ ,  $\mathbf{y}$ 分别为系统状态量、控制量、退化量及输出量; $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ ,  $\mathbf{C}$ ,  $\mathbf{D}$ ,  $\mathbf{L}$ ,  $\mathbf{M}$ 为相应系数矩阵。

上式表明,状态方程只有在状态量和控制量改变以补偿 $\mathbf{h}$ 的影响时才能获得稳态,而正是这些变化可能引起无法接受的操作<sup>[5]</sup>。针对这种对象特性的改变,控制器能否充分适应,这实际上是一个容错控制问题。一般来说,对发动机部件性能退化的容错控制主要以恢复其推力水平为目的,考虑到目前大多数控制计划,包括直接推力控制仍建立在转速闭环控制的基础之上。因此,本文仍以转速控制为例进行说明。事实上,发动机控制系统采用了转速闭环控制,因此,只要能保证控制器在退化后的稳定性,就能使被控转速恢复,从而使发动机仍保持较好的推力性能。

航空发动机部件性能退化容错控制的具体实现可以从被动容错和主动容错两个角度<sup>[16]</sup>考虑。其中,被动容错是基于控制系统鲁棒性的考虑,使系统无论是否发生退化、无论退化大小,都能基于不变的控制策略而保持一定工作性能;而主动容错控制在故障发生并得到诊断后,主动调整控制器架构或控制律,使系统仍保持可接受的性能。被动容错控制不依赖于故障检测和诊断信息,而主动容错控制需要一定的故障信息。因此,本文首先从被动容错角度出发,将退化视为干扰,设计控制律使退化对发动机状态参数的影响减小,该影响可以通过系统传递函数(从干扰到输出)的 $H_\infty$ 范数来评估,这样就把问题转化成一个 $H_\infty$ 鲁棒控制问题。其次,本文从主动容错角度出发,在控制律设计中将估计退化信息涵

盖进去,并考虑估计信息的不准确性,设计跟踪控制器使得发动机无论是否发生退化都能保持控制稳定性并达到相同的控制目标。

## 2 基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的被动容错控制设计

### 2.1 方法原理

考虑如下系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{w} \\ \mathbf{z} = \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \end{cases} \quad (2)$$

式中  $\mathbf{w}$  代表干扰量,  $\mathbf{B}_1$  为其系数矩阵,  $\mathbf{z}$  代表被控输出。

首先,给出如下引理:

**引理一**(证明见文献[17]):对于系统(2)和一个给定常数  $\gamma > 0$ ,如果存在对称正定矩阵  $\mathbf{P}$  使得

$$\mathbf{A}^T\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A} + \gamma^{-2}\mathbf{P}\mathbf{B}_1\mathbf{B}_1^T\mathbf{P} + \mathbf{C}^T\mathbf{C} < 0 \quad (3)$$

则系统渐进稳定并且有

$$\|\mathbf{G}_{zw}(s)\|_\infty < \gamma \quad (4)$$

式中  $\mathbf{G}_{zw}(s)$  代表系统从干扰信号  $\mathbf{w}$  到被控输出  $\mathbf{z}$  的传递函数,有  $\mathbf{G}_{zw}(s) = \mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B}_1$ ,  $\mathbf{I}$  为单位矩阵。

矩阵不等式(3)首先确保了系统是内部稳定的,同样也是 BIBO (Bounded-in-bounded-out) 稳定的。这代表如果干扰信号有界,那么被控输出也有界,这使得式(4)有了意义,从而可以通过限制传递函数  $\mathbf{G}_{zw}(s)$  的  $H_\infty$  范数来抑制干扰信号对系统输出的影响。

考虑如下系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{w} + \mathbf{B}_2\mathbf{u} \\ \mathbf{z} = \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \end{cases} \quad (5)$$

为其设计状态反馈控制器

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}\mathbf{x} \quad (6)$$

式中  $\mathbf{K}$  为控制器增益,则系统变为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = (\mathbf{A} + \mathbf{B}_2\mathbf{K})\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{w} = \mathbf{A}'\mathbf{x} + \mathbf{B}_1\mathbf{w} \\ \mathbf{z} = \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \end{cases} \quad (7)$$

上式具有与式(2)相同的形式,由引理一可知,对于式(7)和给定常数  $\gamma > 0$ ,如果存在对称正定矩阵  $\mathbf{P}$  使得

$$\begin{aligned} &(\mathbf{A} + \mathbf{B}_2\mathbf{K})^T\mathbf{P} + \mathbf{P}(\mathbf{A} + \mathbf{B}_2\mathbf{K}) + \\ &\gamma^{-2}\mathbf{P}\mathbf{B}_1\mathbf{B}_1^T\mathbf{P} + \mathbf{C}^T\mathbf{C} < 0 \end{aligned} \quad (8)$$

则系统渐进稳定并且有  $\|\mathbf{G}_{zw}(s)\|_\infty < \gamma$ ,其中  $\mathbf{G}_{zw}(s)$  为该反馈系统从  $\mathbf{w}$  到  $\mathbf{z}$  的传递函数。

为了求解式(8),引入线性矩阵不等式(Linear matrix inequality, LMI)表达,它通过舒尔补引理将不

等式展开成更高维矩阵,从而消除式中的非线性。将式(8)两边同时乘以  $\mathbf{X} = \mathbf{P}^{-1}$ ,并定义  $\mathbf{Y} = \mathbf{K}\mathbf{X}$ ,得到

$$\begin{aligned} &\mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{X}\mathbf{A}^T + \mathbf{B}_2\mathbf{Y} + \mathbf{Y}^T\mathbf{B}_2^T + \\ &\mathbf{X}\mathbf{C}^T\mathbf{C}\mathbf{X} + \gamma^{-2}\mathbf{B}_1\mathbf{B}_1^T < 0 \end{aligned} \quad (9)$$

使用舒尔补引理,即可得到如下线性矩阵不等式,即

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{X}\mathbf{A}^T + \mathbf{B}_2\mathbf{Y} + \mathbf{Y}^T\mathbf{B}_2^T + \gamma^{-2}\mathbf{B}_1\mathbf{B}_1^T & \mathbf{X}\mathbf{C}^T \\ \mathbf{C}\mathbf{X} & -\mathbf{I} \end{bmatrix} < 0 \quad (10)$$

上述  $H_\infty$  状态反馈控制已经得到了很好的研究,而实际发动机的控制计划,如中间状态控制、最大状态控制,更多以闭环控制为主,需具备目标跟踪能力,这可以通过增加如下积分形式的状态量实现,即

$$\dot{\mathbf{x}}_r = \int (\mathbf{r} - \mathbf{y}) dt \quad (11)$$

式中  $\mathbf{r}$  为目标输出或参考输出。因此得到如下增广系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{aug} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 \\ -\mathbf{C} & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{aug} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{w} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_2 \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{u} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{r} \end{bmatrix} \\ \mathbf{z} = \mathbf{y} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & 0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{aug} \end{cases} \quad (12)$$

式中  $\mathbf{x}_{aug} = [\mathbf{x} \quad \mathbf{x}_r]^T$ 。

同时,上述方案限制的是整个频域上的  $H_\infty$  范数,如果干扰信号仅位于某一频带范围,那问题就不算得到很好解决。事实上,无论是在一次飞行任务中发生的发动机周期性性能变化,还是随着飞行循环次数增加、损伤等引起的长期性能退化,其变化速率往往十分缓慢,因此,低频段的  $H_\infty$  范数才是需要关注的主要因素。这种限制可以通过回路成形法中的整形滤波器加入,它将式(4)变为

$$\|\mathbf{W}(s)\mathbf{G}_{zw}(s)\|_\infty < \gamma \quad (13)$$

将  $\mathbf{W}(s)\mathbf{G}_{zw}(s)$  表达为状态空间形式,有

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_0 & \mathbf{B}_0 \\ \mathbf{C}_0 & \mathbf{D}_0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{C} & \mathbf{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 & \mathbf{B} \\ \mathbf{B}_0\mathbf{C} & \mathbf{A}_0 & \mathbf{B}_0\mathbf{D} \\ \mathbf{D}_0\mathbf{C} & \mathbf{C}_0 & \mathbf{D}_0\mathbf{D} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中  $\mathbf{A}_0, \mathbf{B}_0, \mathbf{C}_0, \mathbf{D}_0$  为整形滤波器的状态空间矩阵; $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$  为原系统相应矩阵。

选取整形滤波器为一阶低通滤波器(此时  $\mathbf{D}_0$  矩阵为 0),则增广系统变为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{aug} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 & 0 \\ -\mathbf{C} & 0 & 0 \\ \mathbf{B}_0\mathbf{C} & 0 & \mathbf{A}_0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{aug} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{w} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \mathbf{u} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \mathbf{r} \end{bmatrix} \\ \mathbf{z} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \mathbf{C}_0 \end{bmatrix} \mathbf{x}_{aug} \end{cases} \quad (15)$$

式中  $\mathbf{x}_{aug} = [\mathbf{x} \quad \mathbf{x}_r \quad \mathbf{x}_{sf}]^T$ ,  $\mathbf{x}_{sf}$  代表由于引入整形滤波器而带来的额外状态量。

由上式,如果可以设计控制器使系统渐进稳定,那么当干扰量为恒值退化时,  $\dot{\mathbf{x}}_r$  将趋近于0,此时有  $\mathbf{r} = \mathbf{y}$ ,即实际输出跟踪指令;而当干扰量为其它有界退化时,输出量将在指令值周围变化。

考虑为上述系统设计一状态反馈控制器,则需要在得到原系统状态量  $\mathbf{x}$  后求出额外的状态量  $\mathbf{x}_{st}$ ,实现过程稍显繁琐,因此,不妨考虑如下反馈控制形式

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}_1 \mathbf{y} + \mathbf{K}_2 \mathbf{x}_r \quad (16)$$

式中  $\mathbf{K}_1, \mathbf{K}_2$  为控制器增益,则系统变为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{aug} = (\tilde{\mathbf{A}} + \tilde{\mathbf{B}}_2 \tilde{\mathbf{K}}) \mathbf{x}_{aug} + \tilde{\mathbf{B}}_1 \mathbf{w} \\ \mathbf{z} = \tilde{\mathbf{C}} \mathbf{x}_{aug} \end{cases} \quad (17)$$

式中

$$\tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 & 0 \\ -\mathbf{C} & 0 & 0 \\ \mathbf{B}_0 \mathbf{C} & 0 & \mathbf{A}_0 \end{bmatrix}, \tilde{\mathbf{B}}_2 = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \tilde{\mathbf{B}}_1 = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$\tilde{\mathbf{K}} = [\mathbf{K}_1 \mathbf{C} \quad \mathbf{K}_2 \quad 0], \tilde{\mathbf{C}} = [0 \quad 0 \quad \mathbf{C}_0]$$

可以看到,该系统具有与式(7)相同的形式,于是给出如下命题:

**命题一:**对于式(17)和给定常数  $\gamma > 0$ ,如果存在对称正定矩阵  $\mathbf{P}$  使得

$$\begin{aligned} & (\tilde{\mathbf{A}} + \tilde{\mathbf{B}}_2 \tilde{\mathbf{K}})^T \mathbf{P} + \mathbf{P} (\tilde{\mathbf{A}} + \tilde{\mathbf{B}}_2 \tilde{\mathbf{K}}) + \\ & \gamma^{-2} \mathbf{P} \tilde{\mathbf{B}}_1 \tilde{\mathbf{B}}_1^T \mathbf{P} + \tilde{\mathbf{C}}^T \tilde{\mathbf{C}} < 0 \end{aligned} \quad (19)$$

则系统渐进稳定并且有

$$\|\mathbf{G}_{augzw}(s)\|_{\infty} < \gamma \quad (20)$$

式中  $\mathbf{G}_{augzw}(s)$  代表该反馈系统从干扰信号  $\mathbf{w}$  到被控输出  $\mathbf{z}$  的传递函数。

同样地,将式(18)中增广矩阵代入到式(10)所示的LMI中,即可求得满足式(19)的结果,并由下式得到控制器增益

$$\tilde{\mathbf{K}} = [\mathbf{K}_1 \mathbf{C} \quad \mathbf{K}_2 \quad 0] = \mathbf{Y} \mathbf{X}^{-1} \quad (21)$$

## 2.2 设计与验证

以涡扇发动机中间状态控制为例,采用主燃油流量  $\mathbf{W}_f$  和尾喷管喉道面积  $\mathbf{A}_8$  控制低压转子转速  $n_1$  和高压转子转速  $n_h$  的闭环控制计划,在某工作点处对其部件级模型进行线性化处理,得到如下状态变量模型

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \Delta \dot{n}_1 \\ \Delta \dot{n}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2.436 & 1.997 \\ -1.250 & -2.915 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} 1.164 & 1.068 \\ 1.055 & 1.110 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{W}_f \\ \Delta \mathbf{A}_8 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1.673 & -2.090 \\ -0.344 & -1.284 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{S} \mathbf{E}_2 \\ \Delta \mathbf{S} \mathbf{W}_2 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix} \end{cases} \quad (22)$$

式中  $\mathbf{x} = [\Delta n_1 \quad \Delta n_h]^T$  是低压和高压转子转速的变化量,  $\mathbf{u} = [\Delta \mathbf{W}_f \quad \Delta \mathbf{A}_8]^T$  为燃油量与尾喷管面积变化量,  $\mathbf{h} = [\Delta \mathbf{S} \mathbf{E}_2 \quad \Delta \mathbf{S} \mathbf{W}_2]^T$  是风扇效率及流量的退化量,各值均经过了归一化处理。

选取  $H_{\infty}$  性能  $\gamma = 5$ ,选取整形滤波器

$$\mathbf{W}(s) = \begin{bmatrix} 1/(0.12s + 1) & 0 \\ 0 & 1/(0.12s + 1) \end{bmatrix} \quad (23)$$

该滤波器使频率高于8.33rad/s的信号发生衰减。将上述参数代入式(18)所示的增广矩阵和式(11)所示的LMI中,即可求得反馈控制器增益。

首先对该控制器在长期性退化下的容错能力进行检验,结果如图1所示。25s时,风扇效率及流量发生如下退化:  $\mathbf{h} = [\Delta \mathbf{S} \mathbf{E}_2 \quad \Delta \mathbf{S} \mathbf{W}_2]^T = [-0.01 \quad -0.02]^T$ ,可以看到,退化引起了高低压转子转速的增加,容错控制器随即展开调整,大约在50s时恢复了转速的波动。调节时间较长,这主要是因为该方案没有对控制过程的动态品质进行考虑,同时,整形滤波器和误差积分环节的引入使得求解控制器增益的LMI具有了较高的维度,也导致了一定的保守性。控制量变化如图1(b)所示,稳态时燃油量增加约1.8%,尾喷管面积减小约4.3%,变化范围合理。75s时,改变控制指令为使低压转子转速阶跃增加1.0%,高压转子转速阶跃增加0.25%,可以看到,高低压转子转速大约在20s后到达设定值,变化过程较为平稳。燃油量从1.8%变化到2.1%,尾喷管面积从-4.3%变化到-2.8%,过程经历了一些波动。

考虑在一次飞行过程中发生的发动机部件性能变化,它可能包含若干个变化循环,比如战斗机的一次飞行可能要经历好几次爬升、下降、加速、减速,用如下周期性函数模拟这一过程的健康参数变化:  $\Delta \mathbf{S} \mathbf{E}_2 = -0.01 + 0.01 \cos(0.05t)$ ,  $\Delta \mathbf{S} \mathbf{W}_2 = -0.01 + 0.01 \cos(0.05t)$ 。设定控制目标为使高低压转子转速分别增加0.5%和1.0%,控制效果如图2中黑色实线所示,可以看到,高低压转子转速逐渐趋近于目标值,并最终在该目标值附近呈周期性变化,其中低压转子转速摆动幅度约为0.05%,高压转子转速摆动幅度约为0.13%;而图2中红色短划线为采用常规状态反馈控制器的闭环控制效果,其摆动幅度明显较大。两种方法中,被控参数摆动幅度的差异见图3,可以看到,本设计(图中黑色实线)使得系统干扰,即退化量到输出的传递函数的  $H_{\infty}$  范数得到了更好的限制。

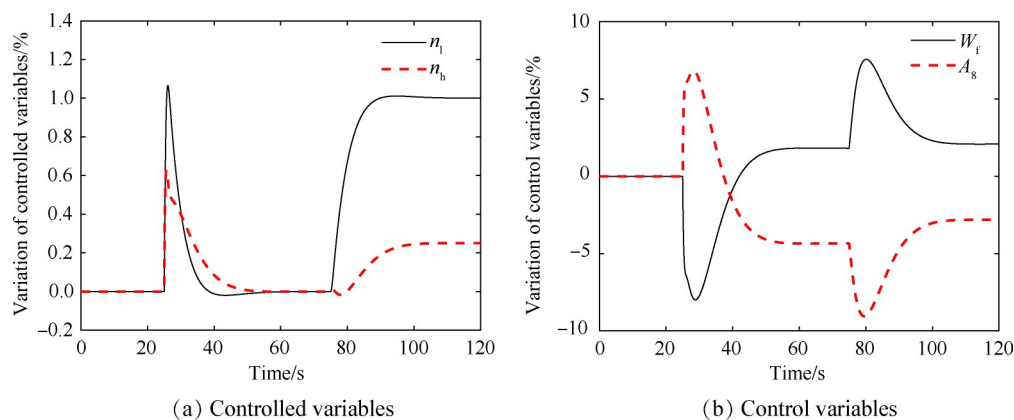


Fig. 1 Accommodating effect of  $H_\infty$  robust design on the long-term deterioration

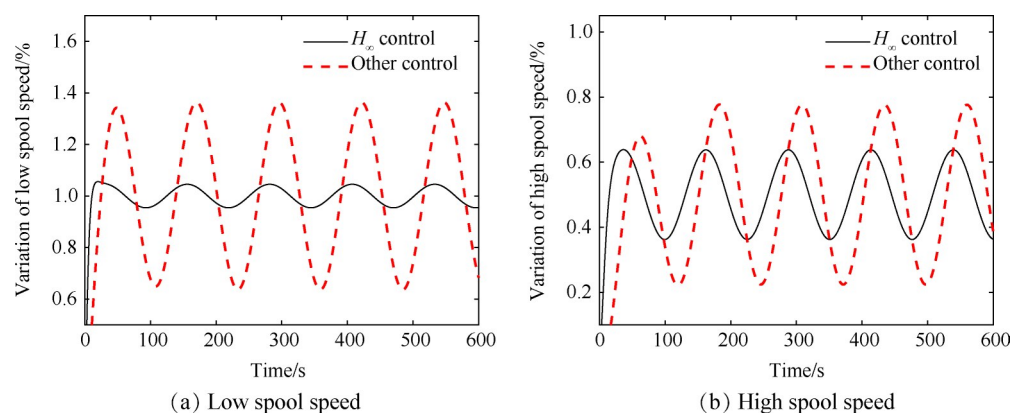


Fig. 2 Accommodating effect of  $H_\infty$  robust design on the periodic deterioration

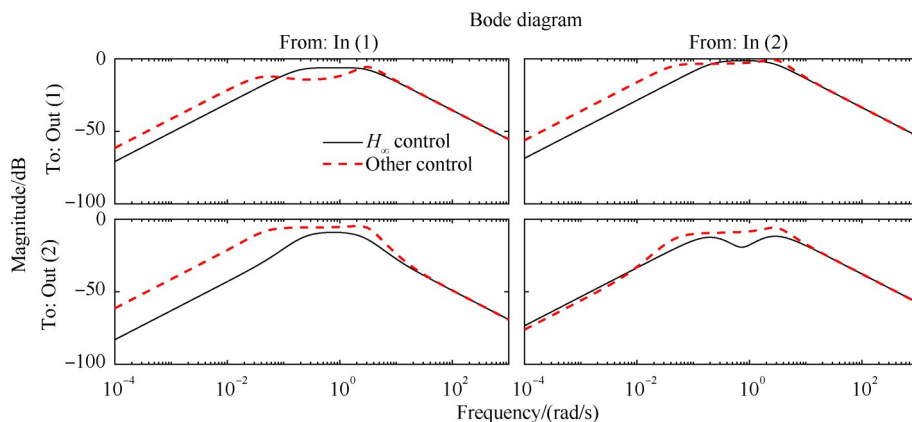


Fig. 3 Comparison of amplitude-frequency characteristics between  $H_\infty$  control and other control

### 3 基于滑模控制器的主动容错控制设计

#### 3.1 方法原理

考虑如式(1)所示的退化模型,选择输出量为状态量,得到

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{L}\mathbf{h} \\ \mathbf{y} = \mathbf{x} \end{cases} \quad (24)$$

同样,为实现目标跟踪要求,引入如式(11)所示的误差积分状态量<sup>[18]</sup>,得到增广系统

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_r = \mathbf{r} - \mathbf{x} \\ \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{L}\mathbf{h} \end{cases} \quad (25)$$

接下来进行滑模控制设计,定义如下切换函数,即

$$\mathbf{s} = \mathbf{S}_1\mathbf{x}_r + \mathbf{S}_2\mathbf{x} \quad (26)$$

式中  $\mathbf{S}_1$  和  $\mathbf{S}_2$  为适维矩阵。定义超平面(滑模面):  $\mathbf{S} = \{\mathbf{x}_r \in \mathbf{R}^n, \mathbf{x} \in \mathbf{R}^n | \mathbf{s} = \mathbf{S}_1\mathbf{x}_r + \mathbf{S}_2\mathbf{x} = 0\}$ , 在此平面上有  $\mathbf{x} = -\mathbf{S}_2^{-1}\mathbf{S}_1\mathbf{x}_r$ , 将其代入式(26)第一个等式中,有

$$\dot{\mathbf{x}}_r = \mathbf{S}_2^{-1}\mathbf{S}_1\mathbf{x}_r + \mathbf{r} \quad (27)$$

式(27)意味着可以通过采用如线性二次型调节器(LQR)、奇异值分配等方法设计矩阵  $S_1, S_2$ , 从而达到想到的控制效果。滑模面的选择是设计的第一步, 第二步是设计控制律将闭环控制轨迹在有限时间内拉回到超平面上<sup>[19]</sup>, 这一条件可由下式保证

$$s^T \dot{s} < 0 \quad (28)$$

对切换函数进行求导, 并重写为如下形式

$$\dot{s} = S_1 \dot{x}_r + S_2 \dot{x} = A_s s + A_x x_r + S_1 r + S_2 B u + S_2 L \hat{h} \quad (29)$$

式中  $A_s = (S_2 A - S_1) S_2^{-1}$ ,  $A_x = -(S_2 A - S_1) S_2^{-1} S_1$ 。如果故障信息已知, 那么就可以很容易地得到控制律

$$u = B^{-1} \left[ -(A_s + \Phi) s - A_x x_r - S_1 r - L \hat{h} \right] \quad (30)$$

不失一般性, 这里假设  $S_2$  是单位阵。其证明可以通过将上式代入式(29)然后检验条件(28)得到。

然而有时退化程度估计很不准确, 甚至根本无法被预见, 于是采用如下估计信息

$$h = \hat{h} + \tilde{h} \quad (31)$$

式中  $\hat{h}$  代表估计退化量,  $\tilde{h}$  描述了其与实际退化量之间的差别, 因此  $\tilde{h}$  是一个未知向量, 但其具有范数有界性。为处理这一未知量, 一个直观的想法是在李雅普诺夫函数中加入另外一项, 以补偿掉这一未知量的影响, 这使得估计退化量  $\hat{h}$  具有了自适应性能, 因此也称这种设计为自适应滑模控制(Adaptive sliding mode control, ASMC)设计。

**命题二:** 对于式(25), 设计如下控制律, 即

$$u = B^{-1} \left[ -(A_s + \Phi) s - A_x x_r - S_1 r - L \hat{h} \right] \quad (32)$$

式中  $\Phi$  为对称正定矩阵,  $\hat{h}$  为如下自适应向量。

$$\dot{\hat{h}} = \gamma s^T L \quad (33)$$

式中  $\gamma$  为常数。那么系统将在有限时间内到达滑模面  $S$  上。

证明: 考虑如下李雅普诺夫函数

$$V = \frac{1}{2} s^T s + \frac{1}{2\gamma} \tilde{h}^T \tilde{h} \quad (34)$$

对其求导并将式(33)代入, 得到

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T \left[ A_s s + A_x x_r + B u + S_1 r + L(\hat{h} + \tilde{h}) \right] + \frac{1}{\gamma} \tilde{h}^T (\dot{\hat{h}} - \dot{\tilde{h}}) = \\ &= s^T (-\Phi s + L \tilde{h}) - \frac{1}{\gamma} \tilde{h}^T \dot{\tilde{h}} = -s^T \Phi s + s^T L \tilde{h} - \frac{1}{\gamma} \tilde{h}^T \dot{\tilde{h}} = -s^T \Phi s \end{aligned} \quad (35)$$

因此  $\dot{V}$  为一半正定矩阵。显然,  $V$  具有下界, 根据 Barbalat 引理<sup>[20]</sup>, 有

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{V}(s) = 0 \quad (36)$$

由此得到

$$\lim_{t \rightarrow \infty} s = 0 \quad (37)$$

证毕

另外一种想法则是将控制律分成两部分

$$u = u_l + u_n \quad (38)$$

式中  $u_l$  是线性部分, 用以处理式(29)中的已知信息, 如  $s, x_r, r$  和  $\hat{h}$ ; 而  $u_n$  为非线性部分, 用以处理估计退化量与实际退化量之间的差异。考虑到  $\tilde{h}$  的范数有界性质, 给出如下命题。

**命题三:** 对于式(25), 设计如下控制律, 即

$$\begin{cases} u_l = B^{-1} \left[ -(A_s + \Phi) s - A_x x_r - S_1 r - L \hat{h} \right] \\ u_n = -\rho B^{-1} \frac{s}{\|s\|} \quad \text{for } s \neq 0 \end{cases} \quad (39)$$

式中  $\|\cdot\|$  为向量或者矩阵的二范数,  $\rho$  为一标量且有

$$\rho = \|L\| \|\tilde{h}\| \quad (40)$$

那么系统将在有限时间内到达滑模面  $S$  上。

证明: 将上述控制律代入式(29)然后检验式(28)有

$$\begin{aligned} s^T \dot{s} &= s^T \left[ A_s s + A_x x_r + S_1 r + B u + L(\hat{h} + \tilde{h}) \right] = \\ &= s^T (-\Phi s + B u_n + L \tilde{h}) \leq \\ &= -s^T \Phi s + \|s\| \left( -\rho + \|L\| \|\tilde{h}\| \right) \leq -s^T \Phi s \end{aligned} \quad (41)$$

对于  $s \neq 0$ , 则有  $s^T \dot{s} < 0$ 。

由于上述设计运用到了未知参数的范数有界性, 因此, 为区别自适应滑模设计, 也称该设计为鲁棒滑模设计。

### 3.2 设计与验证

在另一工作点处对某涡扇发动机部件级模型进行线性化处理, 得到如下状态变量模型

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \Delta \dot{n}_1 \\ \Delta \dot{n}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -6.395 & 1.815 \\ -2.836 & -8.180 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix} + \\ \begin{bmatrix} -7.766 & -3.594 \\ 10.773 & 7.789 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W_f \\ \Delta A_8 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -3.000 & -1.875 \\ -0.047 & -0.015 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta S E_2 \\ \Delta S W_2 \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_h \end{bmatrix} \end{cases} \quad (42)$$

下面, 首先对自适应滑模设计在退化下的容错能力进行验证, 结果如图4所示。4s时, 发动机风扇效率及流量发生如下退化:  $h = [-0.01 \quad -0.02]^T$ , 可以看到, 退化引起了高低压转子转速的上升。随后, 容错控制器展开调整, 且采用了不准确的退化估计信息  $\hat{h} = [0 \quad 0]^T$ , 约2.5s后, 转速恢复至初值, 整个过

程变化平稳。控制量变化如图4(b),稳态时燃油量增加了2.8%,尾喷管面积减小了4.0%。12s时,调整控制指令为使低、高压转子转速分别阶跃增加1.0%和0.4%,可以看到,容错控制器在约2.2s后成功完成了规定跟踪任务。

其次,对鲁棒滑模设计进行相同情形下的验证,结果如图5所示,其中图5(a)为被控量的变化,图5(b)为控制量的变化,由上到下分别为总控制量 $u$ ,控制量线性部分 $u_l$ 及非线性部分 $u_n$ 。可以看到,尽管该设计同样完成了规定的恢复任务及跟踪任务,但这要求控制量剧烈变化,这种控制在实际应用中显然是无法令人接受的。观察图5(b)可知,控制量的剧烈变化是由其非线性部分产生,而分析式(39), $u_n$ 的值仅取决于 $s/\|s\|$ ,即便 $s$ 已经相当小了, $u_n$ 值的量级仍然不会变。因此,不妨引入一个“分离”环节,当 $s$ 满足下式时,从总控制量中分离 $u_n$

$$s < \alpha \quad (43)$$

式中 $\alpha$ 为一标量。

对添加了控制量分离后的容错控制设计开展验证,结果如图6及图7所示。可以看到, $\alpha=2.5\times 10^{-5}$ 时, $u_n$ 在总控制量中的占比明显减小,控制目标仍然

达成; $\alpha=2.5\times 10^{-3}$ 时, $u_n$ 占比进一步减小,但此时的控制品质下降了很多。可见,这种分离手段虽然对于鲁棒滑模容错控制设计有一定的帮助,但无法从根本上解决问题。

#### 4 硬件在环试验验证

硬件在环(Hardware-in-the-loop, HIL)试验是一种介于纯数字仿真与台架试验之间的试验手段,它将系统真实部件以及虚拟计算机模型相结合<sup>[21-22]</sup>。对于发动机控制系统设计验证,“真实部件”主要指控制器,而“虚拟模型”主要指航空发动机模型。借助硬件在环试验,可以从工程可行性的角度对容错控制算法及其与控制系统软硬件的兼容性进行实时验证,大大提高了算法的置信度。

本文搭建硬件在环试验平台如图8所示,由发动机模拟器、分布式控制器<sup>[23]</sup>及监控计算机组成。发动机模拟器又包括NI MyRIO与接口模拟器两部分,其中MyRIO负责实时运行发动机模型,接口模拟器负责模拟发动机各传感器信号,以及采集执行机构控制信号。分布式控制器由若干智能节点组成,包括转速信号采集节点、压力信号采集节点、燃油量控

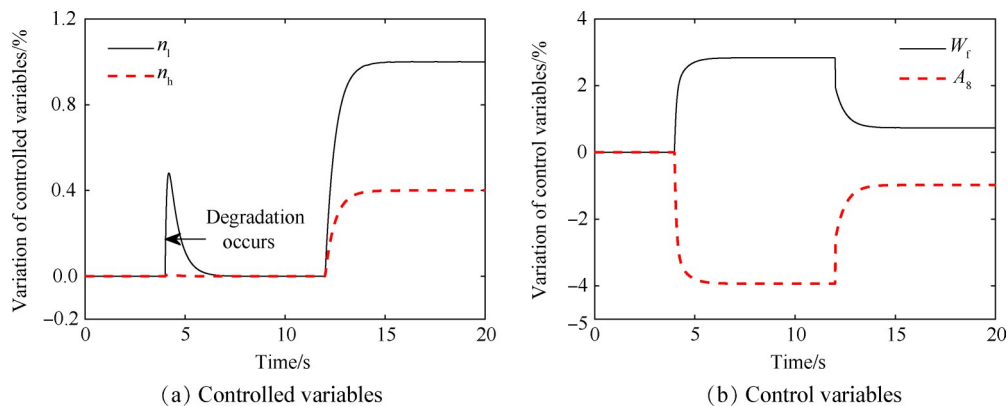


Fig. 4 Accommodating effect of adaptive SMC design

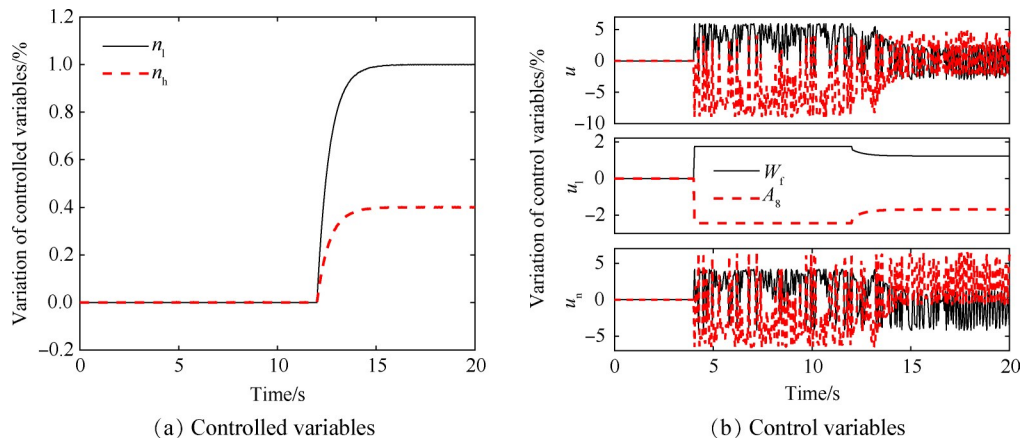


Fig. 5 Accommodating effect of robust SMC design

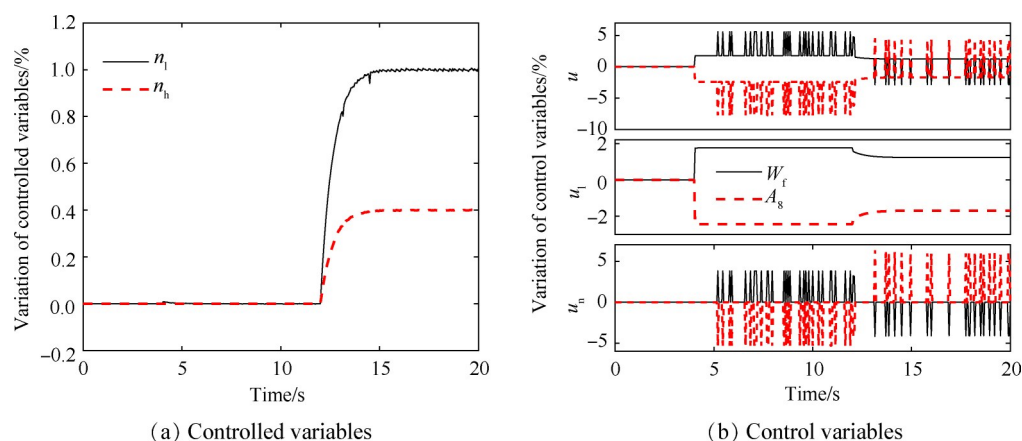


Fig. 6 Accommodating effect of robust SMC design with a 'separation' action when  $s < 2.5 \times 10^{-5}$

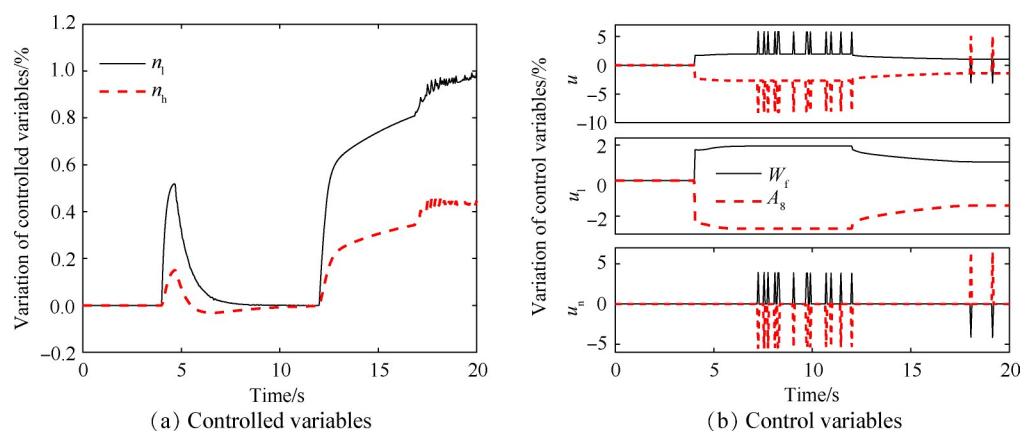


Fig. 7 Accommodating effect of robust SMC design with a 'separation' action when  $s < 2.5 \times 10^{-3}$

制节点、尾喷管面积控制节点、核心控制节点及其备份,互相之间通过TTP/C总线进行通讯<sup>[24]</sup>。监控计算机负责发送控制指令并监控发动机状态。

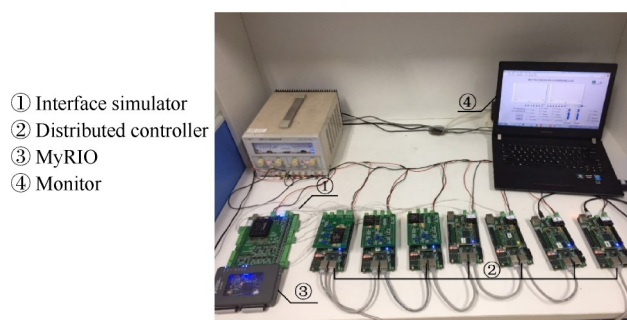


Fig. 8 Hardware-in-the-loop test system

#### 4.1 基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的容错设计验证

本节对2.1节基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的退化容错设计进行验证。同样,发动机工作在与2.2节数字仿真相同的工作点处。2.7s时,风扇效率退化 $\Delta SE_2 = -0.01$ ,风扇流量退化 $\Delta SW_2 = -0.02$ ,由图9可以看到,退化引起了高低压转子转速的上升,其中低压转子转速上升明显,增加约0.8%,随后,容错控制器对其进行调

整,并在大约15s后基本恢复转速,控制过程平缓,调节时间较长。稳态时,燃油量增加约2.0%,尾喷管喉道面积减小约4.1%,与2.2节数字仿真较为一致。约24.5s时,改变控制指令为使低压转子转速增加1.0%,高压转子转速增加0.3%,可以看到,被控转速大约在15s后到达设定值,其中低压转子转速稍有超调。稳态时,燃油量从2.0%增加到3.4%,尾喷管面积从-4.1%变化到-2.9%。

综上,基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的容错设计可以较好地弥补部件性能退化给发动机转速带来的影响,其控制器参数往往比较保守,导致了较长的调节时间,实际工程应用可以在此基础上进一步考虑加入动态响应性能指标或者放弃引入整形滤波器以减小控制器保守性。

#### 4.2 基于ASMC的容错设计验证

由于第3节所述的基于鲁棒滑模控制的性能退化容错设计具有一定局限性,因此此处主要对基于自适应滑模控制的退化容错设计进行验证。同样,发动机工作在与3.2节数字仿真相同的工作点处。5s时,风扇效率及流量发生退化,为 $h = [-0.01 \quad -0.02]^T$ ,由图10可以看到,退化引起了高低

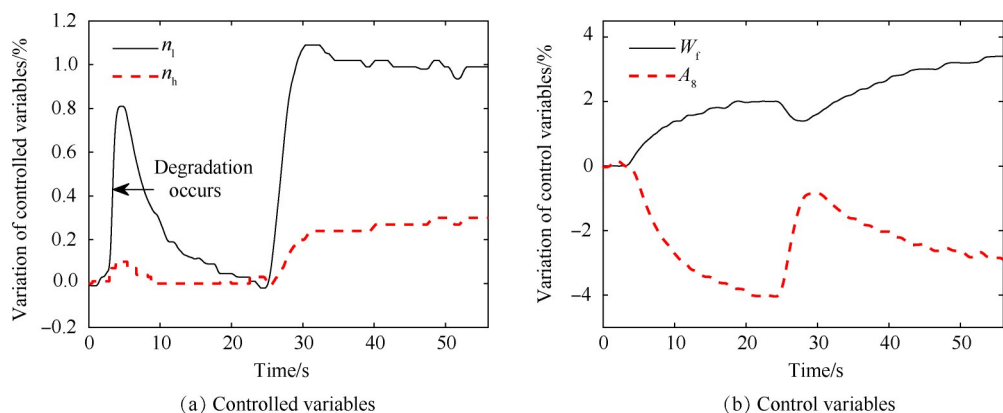


Fig. 9 Accommodating effect of  $H_\infty$  robust design in the HIL test

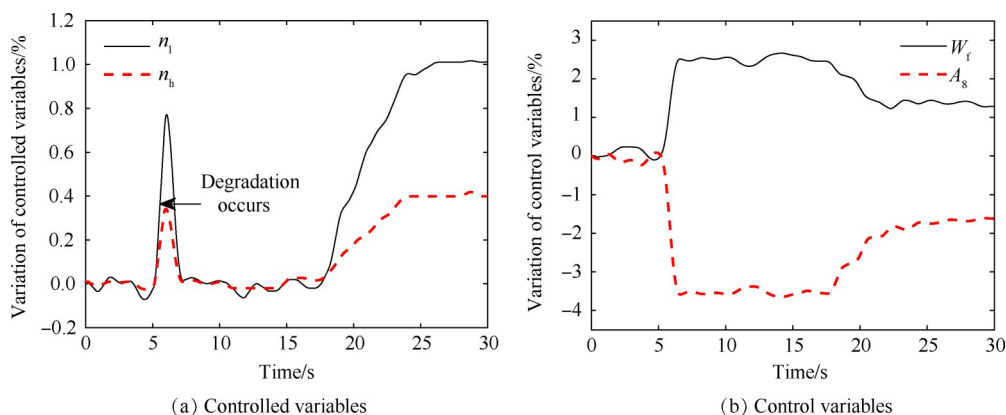


Fig. 10 Accommodating effect of ASMC design in the HIL test

压转子转速的上升。随后容错设计加入,两转速在约 2.5s 后重新恢复初值,稳态时,燃油量增加了约 2.6%,尾喷管面积减小了约 3.6%。17.8s 时,改变控制目标为将高低压转子转速分别提高 0.4% 和 1%,可以看到,两转速大约在 7s 后到达设定目标,过程调节时间较数字仿真稍长,这主要是由于对滑模控制器参数进行了适应性改动。

综上,基于自适应滑模控制的退化容错设计对于发动机部件性能具有较好的恢复及跟踪能力。该设计在实际工程应用中可能需要重新配置控制器参数,而这主要是由被控对象特性、离散控制系统特性等因素造成的。

## 5 结 论

本文针对部件性能退化给发动机状态参数带来的影响,提出了两种退化容错方案,并进行了硬件在环仿真验证,主要结论如下:

(1) 提出一种基于  $H_\infty$  鲁棒控制的航空发动机部件性能退化容错控制设计。在风扇退化情形下对其开展数字仿真验证,结果表明,该设计可以较好地弥补由长期性退化引起的发动机参数变化,过程调节

时间较长,这是因为该设计没有对动态控制品质进行考虑,此外,整形滤波器和误差积分环节的引入使得求解控制器增益的 LMI 具有了较高的维度,也导致了一定的保守性。同时可以看到,由于该设计限制了系统传递函数的  $H_\infty$  范数,因此其对周期性退化引起的发动机参数变化也具有较好的抑制效果,这一点可以从系统幅频特性曲线中看出。

(2) 提出两种基于滑模控制器的航空发动机部件性能退化容错设计。在风扇退化情形下对这两种设计进行数字仿真验证,结果表明,自适应滑模设计较好地实现了发动机转速的恢复与跟踪;鲁棒滑模设计尽管最终也实现了相同的控制目标,但实施过程依赖于快速且不确定的控制量变化,而这是由控制量中的非线性部分  $u_n$  引起的,  $u_n$  量级仅取决于  $s/\|s\|$ ,因此它并不会随着  $s$  的减小而消失。

(3) 在基于分布式控制器的硬件在环试验平台中对上述两类设计进行了验证,证明了本文所提出容错控制方案的有效性及其与实时嵌入式平台的兼容性,将研究向工程应用方向推进了一步。两者对比,基于  $H_\infty$  鲁棒控制的容错设计具有较长的调节时间,保守性大,控制结构简单;基于 ASMC 的容错设计具有更好的

动态特性,但在应用过程中需重新配置控制参数。

致谢:感谢国家自然科学基金和基础加强计划的资助。

## 参考文献

- [1] Grewal M S. Gas Turbine Engine Performance Deterioration Modelling and Analysis[D]. Bedford: Cranfield Institute of Technology, 1989.
- [2] Kurz R, Brun K. Degradation in Gas Turbine Systems[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines Power*, 2001, 123(1): 70-77.
- [3] Wang W, Shao X, Li Q, et al. Research on Active Disturbance Rejection Control Method for Turbine Blade Tip Clearance[J]. *Science China-Technological Sciences*, 2019, 62(10): 1795-1804.
- [4] Léonard O, Borguet S, Dewallef P. Adaptive Estimation Algorithm for Aircraft Engine Performance Monitoring[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(4): 763-769.
- [5] Lambert H H. A Simulation Study of Turbofan Engine Deterioration Estimation Using Kalman Filtering Techniques[R]. NASA TM-104233, 1991.
- [6] Lu F, Ju H, Huang J. An Improved Extended Kalman Filter with Inequality Constraints for Gas Turbine Engine Health Monitoring[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 58: 36-47.
- [7] Zhao Z, Liang B, Wang X, et al. Remaining Useful Life Prediction of Aircraft Engine Based on Degradation Pattern Learning[J]. *Reliability Engineering and System Safety*, 2017, 164: 74-83.
- [8] 叶志锋,孙健国.应用神经网络诊断航空发动机气路故障的前景[J].推进技术,2002,23(1):1-4.(YE Zhi-feng, SUN Jian-guo. Prospect for Neural Networks Used Aeroengine Fault Diagnosis Technology[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002, 23(1): 1-4.)
- [9] Litt J S, Parker K I, Chatterjee S. Adaptive Gas Turbine Engine Control for Deterioration Compensation Due to Aging[R]. NASA TM-212607, 2003.
- [10] Rausch R T, Goebel K F, Eklund N H, et al. Integrated In-Flight Fault Detection and Accommodation: A Model-Based Study[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines Power*, 2007, 129(4): 962-969.
- [11] Turso J, Intelligent L J. Robust Control of Deteriorated Turbofan Engines via Linear Parameter Varying Quadratic Lyapunov Function Design[C]. Chicago: AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference, 2004.
- [12] 赵凯,李冬,李本威.发动机性能退化恢复技术研究[J].推进技术,2015,36(10):1560-1566.(ZHAO Kai, LI Dong, LI Ben-wei. Research on Performance Recovery for Engine Performance Deterioration[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1560-1566.)
- [13] Chatterjee S, Litt J. Online Model Parameter Estimation of Jet Engine Degradation for Autonomous Propulsion Control[R]. AIAA 2003-5425.
- [14] Brunell B J, Mathews Jr H K, Kumar A. Adaptive Model-Based Control Systems and Methods for Controlling a Gas Turbine[P]. USA: 6823675B2, 2004-11-30.
- [15] Ellefsen A L, Bjorlykhaug E, Æsøy V, et al. Remaining Useful Life Predictions for Turbofan Engine Degradation Using Semi-Supervised Deep Architecture[J]. *Reliability Engineering and System Safety*, 2019, 183: 240-251.
- [16] 闻新,张洪钺,周露.控制系统的故障诊断和容错控制[M].北京:机械工业出版社,1998.
- [17] Xie L, Fu M, de Souza C E.  $H_\infty$  Control and Quadratic Stabilization of Systems with Parameter Uncertainty via Output Feedback[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1992, 37(8): 1253-1256.
- [18] Zhao X, Zong Q, Tian B, et al. Integrated Fault Estimation and Fault-Tolerant Tracking Control for Lipschitz Nonlinear Multiagent Systems[J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2020, 50(2), 678-688.
- [19] Alwi H, Edwards C. Fault Tolerant Control Using Sliding Modes with On-Line Control Allocation[J]. *Automatica*, 2008, 44(7): 1859-1866.
- [20] Farkas B, Wegner S A. Variations on Barbălat's Lemma[J]. *The American Mathematical Monthly*, 2016, 123(8): 825-830.
- [21] Isermann R, Schaffnit J, Sinsel S. Hardware-in-the-Loop Simulation for the Design and Testing of Engine Control Systems[J]. *Control Engineering Practice*, 1999, 7(5): 643-653.
- [22] Bacic M. On Hardware-in-the-Loop Simulation[C]. Seattle: Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, 2005.
- [23] 陈飞.航空发动机分布式控制系统的容错研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.
- [24] 张文豪,张天宏,陈飞,等.基于ZYNQ的TTP/C分布式控制系统智能节点设计[J].单片机与嵌入式系统应用,2016,16(5):53-56.

(编辑:朱立影)