

文章编号:1000-8055(2011)11-2593-08

基于改进混合卡尔曼滤波器的航空发动机 机载自适应模型

陆 军, 郭迎清, 张书刚

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 提出了基于改进混合卡尔曼滤波器的航空发动机机载自适应模型方法,即以机载非线性模型的输出作为分段线性卡尔曼滤波器的稳态基准值,将性能蜕化因子作为该滤波器的增广状态量进行在线估计,并反馈给机载非线性模型使其完成在线更新.同时,根据工作模式切换机制使该模型获得有效输出.通过将该方法应用于某型涡扇发动机进行一系列仿真表明,在全飞行包线内、不同工作状态以及性能蜕化严重的情况下,该模型能够始终与实际发动机相匹配,满足实际应用需求.

关 键 词: 航空发动机机载自适应模型; 混合卡尔曼滤波器; 分段线性卡尔曼滤波器; 性能蜕化; 状态变量模型

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Aeroengine on-board adaptive model based on improved hybrid Kalman filter

LU Jun, GUO Ying-qing, ZHANG Shu-gang

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A method of establishing aeroengine on-board adaptive model was proposed based on improved hybrid Kalman filter (IHKF). The output of nonlinear on-board engine model (NOBEM) was regarded as the steady-state basic model of piecewise linear Kalman filter (PWKF), while its performance deterioration factor was regarded as the augmented state vector of PWKF for on-line estimation, and fed back to NOBEM for on-line updating. In addition, the switching logic of work mode was established, which could make the IHKF work better. By applying this method to a turbofan engine, a series of simulation results show that the model can always match the actual engine in the whole flight envelope, under different engine states and severe performance deterioration, thus meeting the needs of practical applications.

Key words: aeroengine on-board adaptive model; hybrid Kalman filter; piecewise linear Kalman filter; performance deterioration; state variable model

随着对现代航空发动机综合性能要求的不断提高以及全权限数字发动机控制(FADEC)概念的逐步深化,智能控制、性能寻优、在线故障诊断

与预测等复杂方法得到了国内外专家学者的密切关注与大量研究,其中尤以基于模型的方法为主^[1].对该类模型的要求是能够始终准确反映发

收稿日期:2010-12-15; 修订日期:2011-06-23

作者简介:陆军(1981—),男,上海金山人,博士生,主要从事航空发动机控制与仿真研究.

发动机的动静态特性,此外应满足机载实时性。一般情况下,发动机性能模型按额定工作状态下部件特性建立,而实际发动机的制造、安装公差以及使用生命周期内发生的性能蜕化等不确定因素使其工作在非额定状态,从而难以满足应用需求。

对于解决该类机载自适应模型的建模问题,目前主要以线性卡尔曼滤波器^[2-8]及其扩展方法^[9-10]为主。其中 Sugiyama N^[9]根据 FADEC 硬件性能的不断提提高已完全能胜任部件级气动热力模型的实时计算,提出基于固定增益扩展卡尔曼滤波器方法,直接由机载非线性模型与一个固定的卡尔曼滤波增益矩阵组成,不仅可解决稳态基准模型的偏差问题,而且能处理一些非线性特性,该方法已在单轴涡喷发动机上完成可行性验证^[11],但其缺点在于会因较大的偏离量输入而容易引起该机载非线性模型的计算鲁棒性问题。为此, Kobayashi T 等人^[10]则提出机载非线性模型与分段线性卡尔曼滤波器的混合结构,其机理是将卡尔曼滤波增益矩阵与状态变量模型组成线性卡尔曼滤波器进行性能参数估计,稳态基准模型则由并行运行的机载非线性模型给出,而性能蜕化因子由地面状态监视系统根据实际飞行数据进行周期性的离线更新,从而避免了计算鲁棒性。

该混合结构的离线更新过程虽然简单实用,但仍需有机载与地面之间进行较为频繁的数据通讯及相关配套设施。此外,该模型有效工作的前提假设是忽略发动机在本次或者多次飞行过程中的性能蜕化因素,即认为在更新周期内发动机没有发生较大的性能蜕化,这在一些特殊情况下并不合适,如严重的外物损伤(FOD)。为此,本文在其基础上提出了一种基于改进混合卡尔曼滤波器的航空发动机机载自适应模型,并应用于某型涡扇发动机进行验证。为叙述方便,后文对前者模型简称为原混合模型(THKF),后者则为改进混合模型(IHKF)。

1 改进混合模型

1.1 模型结构

改进混合模型的总体结构由发动机机载非线性模型(NOBE)以及分段线性卡尔曼滤波器(PWKF)两部分组成,前者为能够实时计算并考虑性能蜕化因素的部件级气动热力模型,而后者则由全飞行包线内诸多稳态工作点的状态变量模型与相应的卡尔曼滤波增益矩阵构成。两者的混

合方式是以机载非线性模型的输出作为分段线性卡尔曼滤波器的稳态基准值,将其性能蜕化因子作为该滤波器的增广状态量进行在线估计,并反馈给机载非线性模型使其实现在线更新,从而与实际发动机相匹配,其结构如图1所示。

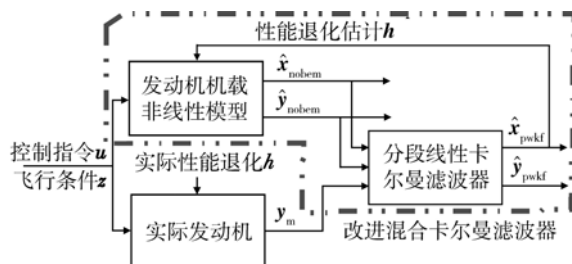


图1 改进混合模型结构

Fig. 1 Structure of IHKF

该模型包含两个可控闭环更新回路,即大闭环由机载非线性模型与分段线性卡尔曼滤波器混合构成,小闭环为分段线性卡尔曼滤波器本身的内部结构,且这两个更新回路可随时冻结而不影响继续工作。同时也包含两部分输出,即机载非线性模型以及分段线性卡尔曼滤波器各自的输出,其实际有效输出由工作模式来确定。

1.2 工作模式

改进混合模型可根据当前发动机状态配置成多种工作模式,如表1所示。其中,稳态模式是指在发动机处于稳态工作情况下,两个模型同时对性能蜕化因子进行更新,在稳定后两者的输出应相一致,都为有效输出;过渡态模式是指在发动机处于过渡态工作情况下,如加速/减速、加力接通/切断等,由于该过程工作时间短,受到严重的外物损失几率小,其性能蜕化因素可忽略,为避免过大扰动,两个模型则同时对性能蜕化因子进行冻结,而此时机载非线性模型的输出更为有效;非正常模式是指当机载非线性模型由于性能蜕化因子的更新出现计算鲁棒性时,应恢复到最近正常工作时刻的性能蜕化因子进行计算并冻结之后的更新程序,其输出由于不再考虑性能蜕化因素的影响将有所偏差,此时也必须冻结分段线性卡尔曼滤波器对性能蜕化因子的更新从而保证其正常工作,该情况下的更新回路配置与过渡态模式相同,但分段线性卡尔曼滤波器的输出更为有效,而机载非线性模型的输出仅作为稳态基准模型使用,直至完成本次任务进行地面检查。

表 1 工作模式
Table 1 Work modes

序号	模式	NOBEM	PWKF	有效输出
1	稳态	更新	更新	皆是
2	过渡态	冻结	冻结	NOBEM
3	非正常	冻结	冻结	PWKF

根据发动机的工作状态变化情况,以上三种模式相互切换,其基本逻辑如图 2 所示.其中,在正常工作状态下,当上个周期的模式 1 切换到当前周期的模式 2 时,所冻结的性能蜕化因子反映目前发动机状态,则模型在过渡时偏离发动机的幅度变小,从而提高其有效性.

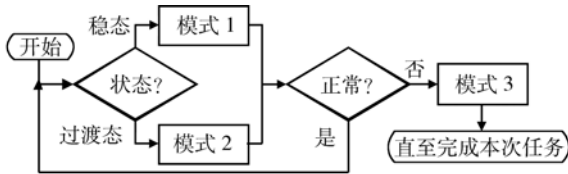


图 2 各模式之间切换逻辑

Fig. 2 Switching logic among the work modes

此外,该模型的非正常模式与原混合模型工作原理相同,但由于两者对性能蜕化因子的更新周期不同,则两者输出有所偏差,前者精度更高.

1.3 模型设计

设计该模型的主要步骤为:①获取部件级气动热力模型;②在全飞行包线内确定诸多稳定工作状态;③针对每个稳定工作状态,建立其包含性能蜕化因子的状态变量模型以及相应卡尔曼滤波增益阵,两者结合后得线性卡尔曼滤波器;④将线性卡尔曼滤波器集合通过相似原理换算到海平面标准大气压下并对其中的异常工作点进行修正;⑤确定调度变量,利用插值方式将该集合联结成分段线性卡尔曼滤波器;⑥将分段线性卡尔曼滤波器与机载非线性模型以图 1 的结构进行混合.可见,整个过程中涉及到诸多内容,受篇幅所限,这里仅论述关键技术.

1.3.1 状态变量模型

假定已获取部件级气动热力模型,其在考虑性能蜕化因素时可表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{h}, \mathbf{u}, \mathbf{z}) \\ \mathbf{y}_m = g_m(\mathbf{x}, \mathbf{h}, \mathbf{u}, \mathbf{z}) \\ \mathbf{y}_u = g_u(\mathbf{x}, \mathbf{h}, \mathbf{u}, \mathbf{z}) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x}$ 为状态向量, $\mathbf{h}$ 为蜕化参数向量, $\mathbf{u}$ 为输入向量, $\mathbf{z}$ 为定义飞行条件的参数向量, $\mathbf{y}$ 为输出向量;下标“m”表示可测量,“u”表示不可测量.

在确定飞行条件下的某个基准性能稳定工作状态点 $(\mathbf{x}_{ss}, \mathbf{u}_{ss}, \mathbf{y}_{ss}, \mathbf{h}_{ref})$ 处,对式(1)进行线性化,可得其状态变量模型为

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{x} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u} + \mathbf{L} \Delta \mathbf{h} \\ \Delta \mathbf{y}_m = \mathbf{C}_m \Delta \mathbf{x} + \mathbf{D}_m \Delta \mathbf{u} + \mathbf{M}_m \Delta \mathbf{h} \\ \Delta \mathbf{y}_u = \mathbf{C}_u \Delta \mathbf{x} + \mathbf{D}_u \Delta \mathbf{u} + \mathbf{M}_u \Delta \mathbf{h} \end{cases} \quad (2)$$

式中

$$\Delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_{ss}, \quad \Delta \mathbf{u} = \mathbf{u} - \mathbf{u}_{ss}$$

$$\Delta \mathbf{y} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_{ss}, \quad \Delta \mathbf{h} = \mathbf{h} - \mathbf{h}_{ref}$$

$\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{L}, \mathbf{C}_m, \mathbf{D}_m, \mathbf{M}_m, \mathbf{C}_u, \mathbf{D}_u, \mathbf{M}_u$ 为系统矩阵.

由式(2)可看出,仅从数学意义上来说, $\Delta \mathbf{h}$ 与 $\Delta \mathbf{u}$ 的作用相同,都可当成控制输入,因此可转化为如下标准形式:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}} = \tilde{\mathbf{A}} \Delta \mathbf{x} + \tilde{\mathbf{B}} \Delta \tilde{\mathbf{u}} \\ \Delta \tilde{\mathbf{y}} = \tilde{\mathbf{C}} \Delta \mathbf{x} + \tilde{\mathbf{D}} \Delta \tilde{\mathbf{u}} \end{cases} \quad (3)$$

式中

$$\Delta \tilde{\mathbf{u}} = [\Delta \mathbf{u}^T \quad \Delta \mathbf{h}^T]^T,$$

$$\Delta \tilde{\mathbf{y}} = [\Delta \mathbf{y}_m^T \quad \Delta \mathbf{y}_u^T]^T;$$

$$\tilde{\mathbf{A}} = \mathbf{A}, \quad \tilde{\mathbf{B}} = [\mathbf{B} \quad \mathbf{L}],$$

$$\tilde{\mathbf{C}} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_m \\ \mathbf{C}_u \end{bmatrix}, \quad \tilde{\mathbf{D}} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_m & \mathbf{M}_m \\ \mathbf{D}_u & \mathbf{M}_u \end{bmatrix}$$

对于该式中系统矩阵的求取,可采用偏导数法^[12]或者拟合法^[13].为了避免非线性拟合法在建模过程中存在的初值问题,同时提高其建模精度,这里将采用线性拟合法^[14]来求取.此外,通过该方法建立一簇状态变量模型时,其矩阵系数更具规律性,为建立有效的分段线性模型奠定基础.

1.3.2 改进混合卡尔曼滤波器

对于实际工作的发动机,需考虑其系统误差和测量误差,则其状态变量模型应表示为

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \Delta \mathbf{x} + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u} + \mathbf{L} \Delta \mathbf{h} + \mathbf{v} \\ \Delta \mathbf{y}_m = \mathbf{C}_m \Delta \mathbf{x} + \mathbf{D}_m \Delta \mathbf{u} + \mathbf{M}_m \Delta \mathbf{h} + \mathbf{w} \\ \Delta \mathbf{y}_u = \mathbf{C}_u \Delta \mathbf{x} + \mathbf{D}_u \Delta \mathbf{u} + \mathbf{M}_u \Delta \mathbf{h} \end{cases} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{v}$ 和 $\mathbf{w}$ 分别为系统噪声阵和测量噪声阵,其协方差阵分别为 $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$,其中 $\mathbf{Q}$ 是状态变量模型精度的度量, $\mathbf{R}$ 是传感器测量精度的度量.确定 $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 需要有足够的工程经验,在此假设系统噪声和传感器测量噪声均为不相关正态分布的零均值白噪声, $\mathbf{Q}$ 和 $\mathbf{R}$ 都为对角阵,即

$$\begin{cases} E(\mathbf{v} \mathbf{v}^T) = \mathbf{Q}; \quad E(\mathbf{w} \mathbf{w}^T) = \mathbf{R} \\ E(\mathbf{v}) = 0; \quad E(\mathbf{w}) = 0 \end{cases} \quad (5)$$

卡尔曼滤波器通过含有测量噪声的发动机可测输出偏差量 Δy_m 估计蜕化偏差量 Δh , 从式(4)无法直接得到 Δh 估计值, 需先将其作为状态量进行增广, 从而得到如下增广状态变量模型:

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}}' = \mathbf{A}' \Delta \mathbf{x}' + \mathbf{B}' \Delta \mathbf{u} + \mathbf{v} \\ \Delta \mathbf{y}_m = \mathbf{C}_m' \Delta \mathbf{x}' + \mathbf{D}_m' \Delta \mathbf{u} + \mathbf{w} \\ \Delta \mathbf{y}_u = \mathbf{C}_u' \Delta \mathbf{x}' + \mathbf{D}_u' \Delta \mathbf{u} \end{cases} \quad (6)$$

式中

$$\Delta \mathbf{x}' = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x} \\ \Delta h \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}' = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{L} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}' = \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C}_m' = [\mathbf{C}_m \quad \mathbf{M}_m], \quad \mathbf{D}_m' = \mathbf{D}_m,$$

$$\mathbf{C}_u' = [\mathbf{C}_u \quad \mathbf{M}_u], \quad \mathbf{D}_u' = \mathbf{D}_u$$

经卡尔曼滤波器估计后可得

$$\begin{cases} \Delta \dot{\hat{\mathbf{x}}}' = \mathbf{A}' \Delta \hat{\mathbf{x}}' + \mathbf{B}' \Delta \mathbf{u} + \mathbf{K}(\Delta \mathbf{y}_m - \Delta \hat{\mathbf{y}}_m) \\ \Delta \hat{\mathbf{y}}_m = \mathbf{C}_m' \Delta \hat{\mathbf{x}}' + \mathbf{D}_m' \Delta \mathbf{u} \\ \Delta \hat{\mathbf{y}}_u = \mathbf{C}_u' \Delta \hat{\mathbf{x}}' + \mathbf{D}_u' \Delta \mathbf{u} \end{cases} \quad (7)$$

式中 $\mathbf{K}$ 为卡尔曼滤波器增益阵, $\mathbf{K} = \mathbf{P} \mathbf{C}_m'^T \mathbf{R}^{-1}$, 其中 $\mathbf{P}$ 为如下 Riccati 方程的解:

$$\mathbf{A}' \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}'^T - \mathbf{P} \mathbf{C}_m'^T \mathbf{R}^{-1} \mathbf{C}_m' \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (8)$$

此外, 为了计算 $\mathbf{K}$ 时能够收敛, 系统矩阵对 $(\mathbf{A}', \mathbf{C}_m')$ 应满足可观性。

现将机载非线性模型的输出直接作为卡尔曼滤波器的稳态基准模型, 即在式(7)中各偏差量的稳态基准部分用 $(\mathbf{x}_{nobe}, \mathbf{u}, \mathbf{y}_{nobe}, \mathbf{h}_{nobe})$ 替代 $(\mathbf{x}_{ss}, \mathbf{u}_{ss}, \mathbf{y}_{ss}, \mathbf{h}_{ref})$, 同时将估计值 $\hat{\mathbf{h}}$ 在线反馈给机载非线性模型, 则更新后模型可表示为 $(\hat{\mathbf{x}}_{nobe}, \mathbf{u}, \hat{\mathbf{y}}_{nobe}, \hat{\mathbf{h}}_{nobe})$, 结合后可得

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}' = \mathbf{A}'(\hat{\mathbf{x}}' - \hat{\mathbf{x}}_{nobe}') + \mathbf{K}(\mathbf{y}_m - \hat{\mathbf{y}}_m) \\ \hat{\mathbf{y}}_m = \mathbf{C}_m'(\hat{\mathbf{x}}' - \hat{\mathbf{x}}_{nobe}') + \hat{\mathbf{y}}_{m,nobe} \\ \hat{\mathbf{y}}_u = \mathbf{C}_u'(\hat{\mathbf{x}}' - \hat{\mathbf{x}}_{nobe}') + \hat{\mathbf{y}}_{u,nobe} \end{cases} \quad (9)$$

式(9)即为改进混合卡尔曼滤波器, 其内部结构如图3所示。其中, $\Delta \mathbf{u}$ 以及 $\mathbf{B}', \mathbf{D}_m', \mathbf{D}_u'$ 并没有出现在该式中, 这是由于控制输入的影响已计入机载非线性模型的输出响应中。

1.3.3 分段线性卡尔曼滤波器

在某个飞行条件下, 发动机具有诸多稳定功率状态, 如慢车、节流、最大状态等, 为此需建立其分段线性卡尔曼滤波器。因本文所提出的模型结构特殊, 无需稳态基准模型以及部分系统矩阵, 只求式(9)的线性部分即可, 即系统矩阵 $(\mathbf{A}', \mathbf{C}_m', \mathbf{C}_u', \mathbf{K})$ 的分段线性模型

$$\begin{cases} \mathbf{A}' = \mathbf{A}'_{ss}(\boldsymbol{\eta}), & \mathbf{C}_m' = \mathbf{C}'_{m,ss}(\boldsymbol{\eta}) \\ \mathbf{C}_u' = \mathbf{C}'_{u,ss}(\boldsymbol{\eta}), & \mathbf{K} = \mathbf{K}_{ss}(\boldsymbol{\eta}) \end{cases} \quad (10)$$

式中 $\boldsymbol{\eta}$ 为调度向量; 下标“ss”表示稳定工作状态点。再代入式(9)可得

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{x}}}' = \mathbf{A}'_{ss}(\boldsymbol{\eta})(\hat{\mathbf{x}}' - \hat{\mathbf{x}}_{nobe}') + \mathbf{K}_{ss}(\boldsymbol{\eta})(\mathbf{y}_m - \hat{\mathbf{y}}_m) \\ \hat{\mathbf{y}}_m = \mathbf{C}'_{m,ss}(\boldsymbol{\eta})(\hat{\mathbf{x}}' - \hat{\mathbf{x}}_{nobe}') + \hat{\mathbf{y}}_{m,nobe} \\ \hat{\mathbf{y}}_u = \mathbf{C}'_{u,ss}(\boldsymbol{\eta})(\hat{\mathbf{x}}' - \hat{\mathbf{x}}_{nobe}') + \hat{\mathbf{y}}_{u,nobe} \end{cases} \quad (11)$$

该模型结构如图4所示。

1.3.4 扩展到全飞行包线

为了将模型扩展到全飞行包线内工作, 通常采用燃气涡轮发动机的相似原理将发动机参数换算到标准大气条件下实现计算, 并将该参数定义

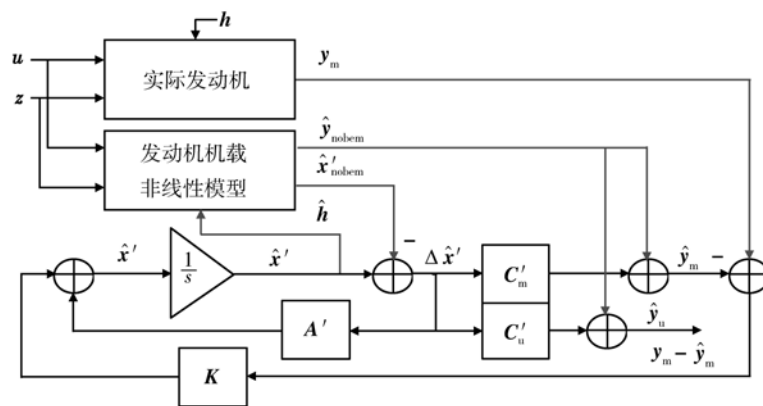


图3 改进混合卡尔曼滤波器的内部结构

Fig.3 Inside structure of IHKF

为飞行条件的可测参数,一般是发动机进口总温 T_{in} 与总压 p_{in} 。因此,式(11)的换算参数形式为

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}^{cor} = A_{ss}^{cor}(\eta^{cor})(\hat{x}^{cor} - \hat{x}_{nobe}^{cor}) + \\ \quad K_{ss}^{cor}(\eta^{cor})(y_m^{cor} - \hat{y}_m^{cor}) \\ \hat{y}_m^{cor} = C_{m,ss}^{cor}(\eta^{cor})(\hat{x}^{cor} - \hat{x}_{nobe}^{cor}) + \hat{y}_{m,nobe}^{cor} \\ \hat{y}_u^{cor} = C_{u,ss}^{cor}(\eta^{cor})(\hat{x}^{cor} - \hat{x}_{nobe}^{cor}) + \hat{y}_{u,nobe}^{cor} \end{cases} \quad (12)$$

式中,上标“cor”为相似换算参数。

$$\eta^{cor} = f(x^{cor}, u^{cor}); \quad A_{ss}^{cor} = P_x^{-1} A_{ss}' P_x';$$

$$K_{ss}^{cor} = P_x^{-1} K_{ss}' P_x'; \quad C_{m,ss}^{cor} = P_y^{-1} C_{m,ss}' P_y';$$

$$C_{u,ss}^{cor} = P_y^{-1} C_{u,ss}' P_y'$$

其中,对角矩阵 $P_x', P_y', P_{y_m}, P_{y_u}$ 由发动机物理参数与换算参数之间相似关系构成,从而连接两者如下:

$$\begin{cases} \dot{x}' = P_x' \dot{x}^{cor}, & x' = P_x' x^{cor} \\ y_m = P_{y_m} y_m^{cor}, & y_u = P_{y_u} y_u^{cor} \end{cases} \quad (13)$$

需要指出,对于飞行包线中高空和高马赫数条件的区域,应将雷诺数影响考虑在内。

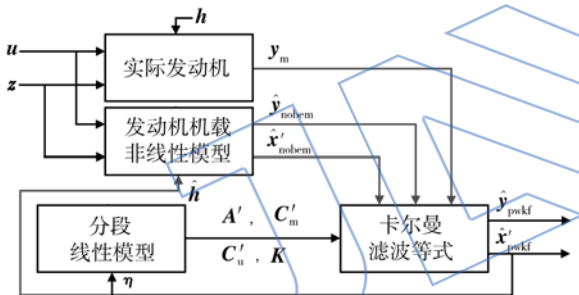


图 4 分段线性卡尔曼滤波器的内部结构

Fig. 4 Inside structure of PWKF

2 数字仿真验证

以某型涡扇发动机为例,应用前述方法建立其全飞行包线内机载自适应模型,状态从慢车到最大非加力。定义如下: $u = [W_{fm} \ A_8]^T$, 依次为主燃油量、尾喷口面积; $x = [N_l \ N_h]^T$, 依次为风扇、压气机转速; $y_m = [N_l \ N_h \ T_{25} \ T_6 \ p_{31} \ p_6]^T$, T_{25}, p_{31} 为压气机进口总温、出口总压, T_6, p_6 为低压涡轮出口总温、总压; $y_u = [F_n \ S_{mf} \ W_{21} \ T_{41}]^T$, 依次为发动机推力、风扇稳定裕度、风扇空气流量、高压涡轮进口温度; $h = [D_{el} \ D_{eh} \ D_{wl} \ D_{wh}]^T$, 依次为风扇效率、压气机效率、风扇流量、压气机流量蜕化因子; $z = [T_1 \ p_1]^T$, 依次为风扇进口总温、总压; $\eta = N_{lcor}$ 。

对于测量噪声,在实际情况中可测输出量的

传感器标准差百分比约在 0.1%~1% 之间,这里假设都为 0.2%。因此,在 Matlab 中参数设置如下:选取稳态工作点的发动机功率范围为 $[0.5 : 0.05 : 1.05]$;建立状态变量模型时,扰动幅度 $\epsilon_1 = \epsilon_2 = 0.5\%$,采样周期为 25 ms,初值任意选取,优化算法为 Gauss-Newton 法;设计卡尔曼滤波器时, R 的对角线根据测量噪声的标准差百分比统一为 0.002²,而 Q 则通过试凑法统一为 0.004²;实现分段线性卡尔曼滤波器时,采用分段三次 Hermite 插值,异常工作点修正采用基于低权值的鲁棒平滑方式。

根据图 1 建立了带数字电子控制器的 Simulink 模型。其中,实际发动机由该型部件级气动热力模型代替,数字电子控制器根据该型实际控制规律以及 LQG/LTR 控制算法建立。

2.1 稳态工作模式

以地面最大非加力状态为例,对实际性能分别进行 4%, 3%, 2%, 1% 的蜕化阶跃,其对应时刻分别为 5, 25, 45, 65 s 以及 5, 5, 45, 45 s,即前者检验单个性能独自蜕化,而后者则检验多个性能同时蜕化,仿真结果如图 5 所示。

由图 5(a)可知,在 5 s 时刻,当实际发动机风扇效率发生 4% 的性能蜕化后,自适应模型迅速估计出该值变化情况,并在 8 s 之后逼近实际值。而其他蜕化因子估计值则仅受到轻微扰动,其中压气机流量因子幅度较大,约为 0.5%,在 8 s 之后恢复到对应实际值。相应地,其他三个因子在蜕化时的情况类似。而对于多个性能参数同时蜕化的情况,同样可实现其有效估计,如图 5(b)所示。

在准确估计性能蜕化的情况下,以图 5(a)为例,其对应输出情况如图 5(c)和(d)所示,限于篇幅,这里仅列出风扇转速与发动机推力来分别代表可测与不可测输出。从图中可知,机载非线性模型与分段线性模型的输出在经过 8 s 的过渡后都与实际发动机输出相匹配,几乎没有稳态偏差。此外,相对于分段线性模型的输出抖动程度,机载非线性模型要小得多,因此其输出更为有效。

在该模式下,也进行了在不同飞行条件、不同功率状态、不同性能蜕化情况下的大量稳态工作点等仿真验证,其结果与前述相同。

2.2 过渡态/非正常工作模式

当自适应模型从稳态模式切入过渡态模式工作时,需将机载非线性模型和分段线性卡尔曼滤波器的蜕化因子同时冻结,此时存在两种可能情

况,即已完成和未完成准确估计,这将会影响到该模型在过渡态模式下工作的估计精度.当然,在实际中第二种情况发生概率非常小可以忽略,但该情况的结果与非正常工作模式相同.

通过改变油门杆角度进行在地面条件下的闭环过渡态仿真,其变化规律如图6(a)所示.其中,在19.5s和45s时刻分别对两个效率因子、流量因子进行阶跃蜕化,幅度分别为4%,3%以及

2%,1%.仿真结果如图6(b)~(d)所示,在已完成准确估计情况下,机载非线性模型的输出更为有效;而在第二种情况下,分段线性模型输出更为有效.该结果也验证了自适应模型的非正常工作模式.

2.3 综合工作模式下的模型对比

相比原混合模型,通过飞行器的标准工作循

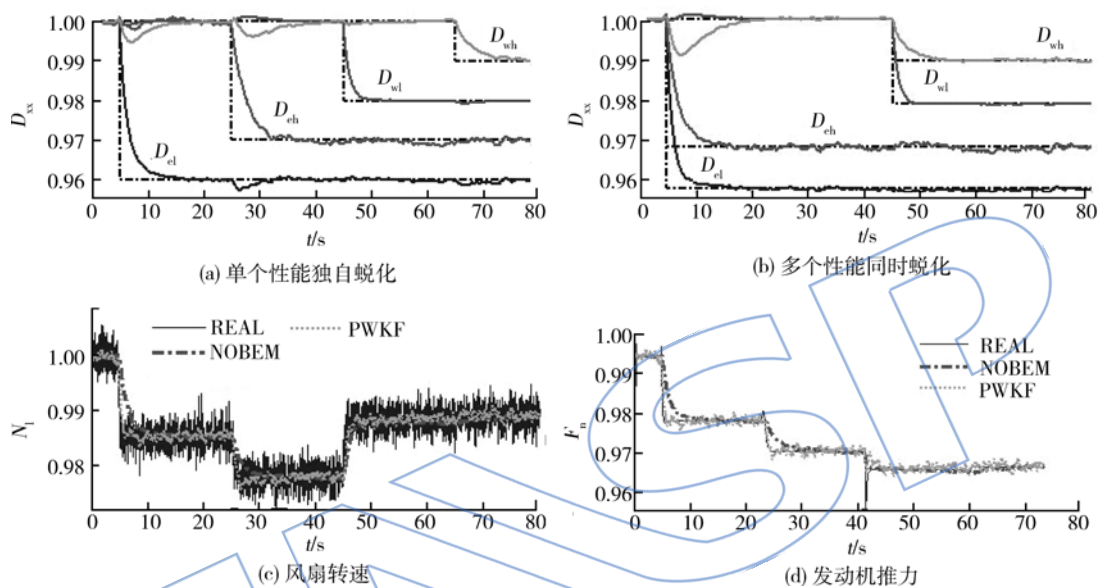


图5 稳态工作模式下的验证情况

Fig. 5 Simulation results at the steady-state mode

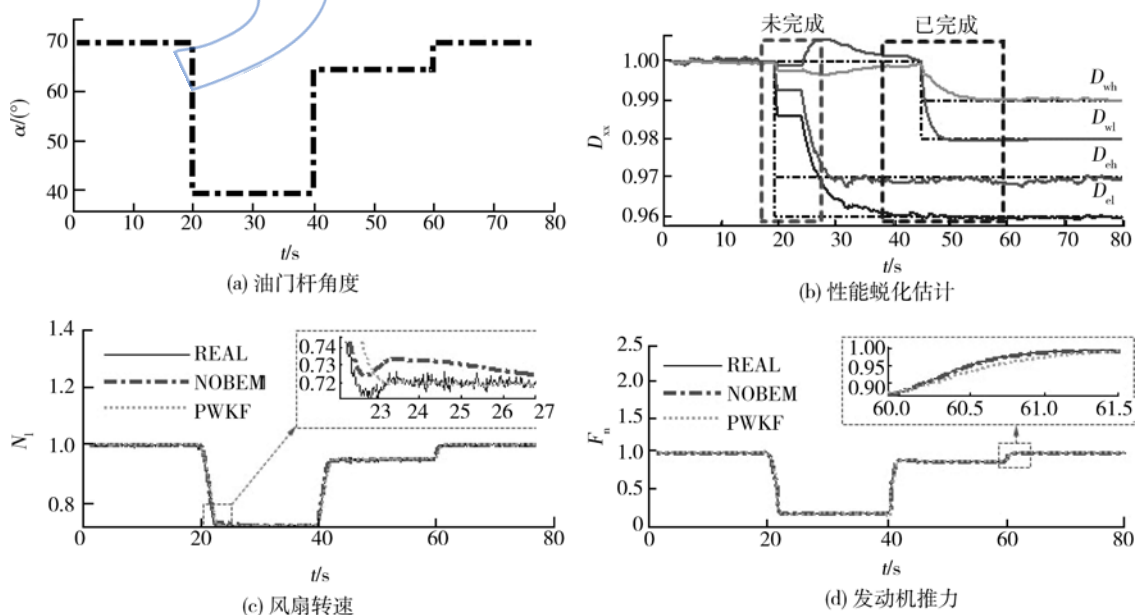


图6 过渡态/非正常工作模式下的验证情况

Fig. 6 Simulation results at the transition-state/abnormal-state mode

环来验证改进混合模型在严重外物损伤情况下的有效性。其中,高度 H 、马赫数 Ma 以及油门杆角度 α 的变化规律如图 7(a) 所示,4 个性能蜕化因子随时间呈线性下降,幅度分别为 4%,3%,2%,1%,在 500s 时刻受到严重外物损伤促使其性能阶跃蜕化 1%。仿真结果则如图 7(b)~(d) 所示。

由图 7(b) 可知,原混合模型性能蜕化因子在

整个仿真过程中保持不变,而改进混合模型性能蜕化因子则准确估计出实际发动机性能蜕化情况,包括在 500s 时刻的阶跃蜕化。相应的可测与不可测输出估计情况如图 7(c) 和 (d) 所示,在 500s 之前两者都能与实际发动机相匹配;在该时刻之后,改进混合模型仍然能够有效匹配,而原混合模型则始终存在一定稳态偏差。

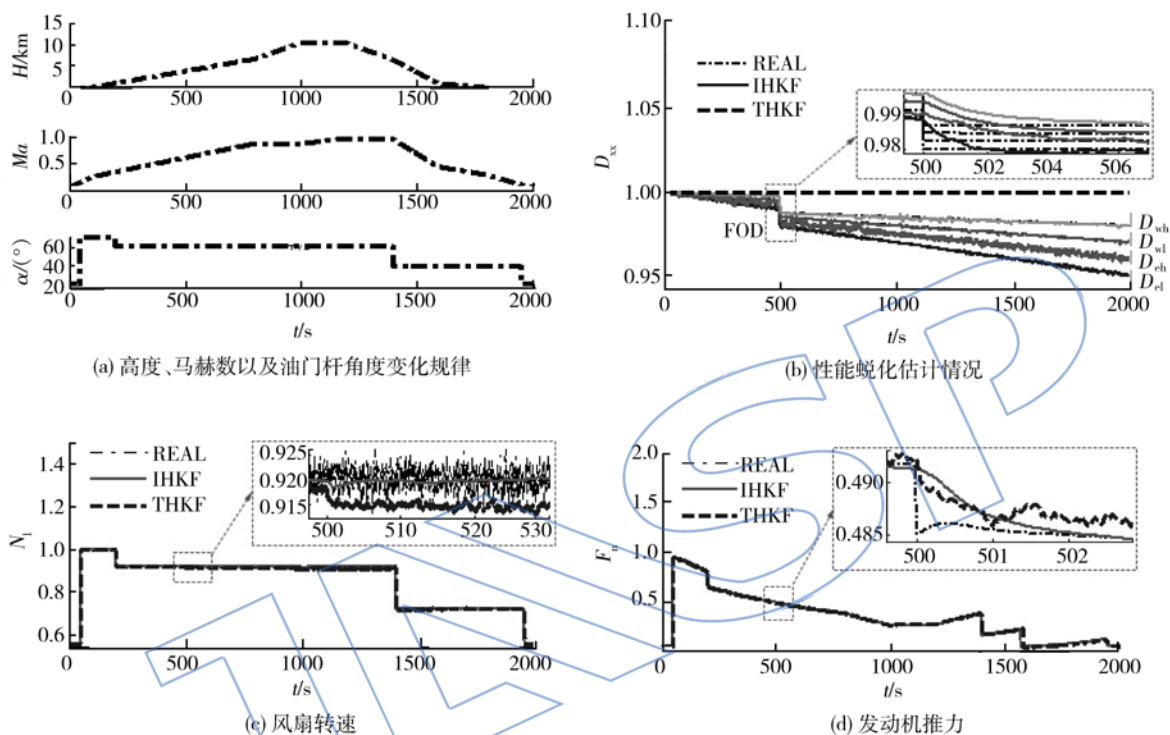


图 7 综合工作模式下的模型对比

Fig. 7 Compared simulation results at the several state modes

以上结果表明,原混合模型在更新周期内且性能蜕化不严重的情况下,基于线性卡尔曼滤波器的鲁棒性,可有效跟踪实际发动机,但在严重的情况下则偏差明显。对于这种情况,改进混合模型则表现出了良好的自适应性,能够始终与实际发动机相匹配,相比原混合模型更为有效。

3 结 论

本文提出了基于改进混合卡尔曼滤波器的航空发动机机载自适应模型方法,并对该模型结构、工作模式以及关键技术进行了详细论述。通过将该方法应用于某型涡扇发动机建立其全飞行包线内机载自适应模型,开展在稳态、过渡态\非正常以及综合工作模式下一系列数字仿真验证,并与原混合模型实现对比。其结果表明,在全飞行包线内、不同工作状态以及出现严重的性能蜕化情况

下,该模型都表现出良好的自适应性,能够始终与实际发动机相匹配,满足实际应用需求。

参考文献:

- [1] Litt J S, Simon D L, Garg S, et al. A survey of intelligent control and health management technologies for aircraft propulsion systems [R]. NASA/TM-2005-213622; ARL-TR-3413, 2005.
- [2] Luppold R H, Roman J R, Gallops G W, et al. Estimating in-flight engine performance variations using kalman filter concepts [R]. AIAA-89-2584, 1989.
- [3] 王信德, 孙健国, 李松林. 神经网络在发动机自适应建模中的应用研究 [J]. 航空动力学报, 2003, 18(06): 845-849.
WANG Xinde, SUN Jianguo, LI Songlin. Application of neural networks to aeroengine adaptive modeling [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 845-849. (in Chinese)
- [4] Volponi A J, Depold H, Ganguli R, et al. The use of kalman filter and neural network methodologies in gas turbine

- performance diagnostics: a comparative study[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2003, 125(4): 917-924.
- [5] 袁春飞, 姚华, 杨刚. 航空发动机机载实时自适应模型研究[J]. *航空学报*, 2006, 27(4): 561-564.
- YUAN Chunfei, YAO Hua, YANG Gang. On-board real-time adaptive model of aero-engine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(4): 561-564. (in Chinese)
- [6] Borguet S, Dewallef P, Leonard O. A way to deal with model-plant mismatch for a reliable diagnosis in transient operation[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2008, 130(3): 31601(8 pages).
- [7] 黄伟斌, 黄金泉. 航空发动机故障诊断的机载自适应模型[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(3): 580-584.
- HUANG Weibin, HUANG Jinquan. On board self-tuning model for aero-engine fault diagnostics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(3): 580-584. (in Chinese)
- [8] 邹先权, 孙健国, 张海波. 旋翼/涡轴发动机的自适应模型[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(10): 1192-1196.
- ZOU Xianquan, SUN Jianguo, ZHANG Haibo. Adaptive model of rotor/turbo-shaft engine[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(10): 1192-1196. (in Chinese)
- [9] Sugiyama N. System identification of jet engines[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2000, 122(1): 19-26.
- [10] Kobayashi T, Simon D L. Integration of on-line and off-line diagnostic algorithms for aircraft engine health management[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2007, 129(4): 986-993.
- [11] Tagashira T, Mizuno T, Koh M, et al. ATF test evaluation of model based control for a single spool turbojet engine[R]. ASME Paper GT2009-59854, 2009.
- [12] Sugiyama N. Derivation of ABCD system matrices from nonlinear dynamic simulation of jet engines[R]. AIAA-92-23319, 1992.
- [13] 冯正平, 孙健国. 一种建立航空发动机状态变量模型的新方法[J]. *航空动力学报*, 1998, 13(4): 435-438.
- FENG Zhengping, SUN Jianguo. A new method for establishing a state space model of aeroengine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998, 13(4): 435-438. (in Chinese)
- [14] 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 Ju, GUO Yingqing, CHEN Xiaolei. Establishment of aeroengine state variable model based on linear fitting method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(5): 1172-1177. (in Chinese)