

文章编号:1000-8055(2013)05-1166-07

基于预测扭矩前馈的涡轴发动机 内模控制方法

卢辰昊, 李秋红, 姜 洁, 李业波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于内模原理设计了涡轴发动机功率涡轮转速控制器. 针对主旋翼扭矩变化对功率涡轮转速的干扰, 提出了一种基于极端学习机的扭矩预测方法. 极端学习机训练基于动态仿真数据, 其输入通过分析获得. 基于内模原理的功率涡轮转速控制器采用极点配置的设计方法, 将输入信号的内模直接加入控制器, 实现鲁棒跟踪. 扭矩前馈采用比例微分(PD)控制策略, 实现对发动机负载变化干扰的有效补偿. 数字仿真结果表明: 极端学习机扭矩预测精度高, 扭矩相对误差小于 1.5%, 与不加前馈控制相比, 所提出的控制方法减小了机动飞行过程中功率涡轮转速的超调或下垂 30% 以上.

关 键 词: 涡轴发动机; 内模控制; 极端学习机; 相关分析法; 扭矩预测

中图分类号: V231

文献标志码: A

Internal model control method based on predicted torque feed-forward for turbo-shaft engine

LU Chen-hao, LI Qiu-hong, JIANG Jie, LI Ye-bo

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The power turbine rotor speed controller based on internal model principle was designed for turbo-shaft engine. To suppress the disturbance of the torque variation of the main rotor to the power turbine rotor speed, a torque prediction method based on extreme learning machine was proposed. The training of extrem learning machine (ELM) was based on the data of dynamic simulation, and the input variables were obtained by correlation analysis approach. The internal model based on power turbine rotor speed controller was designed by pole placement. The internal model of input signals was embedded into the controller to obtain robust tracking. In order to achieve effective compensation of the engine's load variation, the proportional-differential feed-forward compensator was adopted. The simulation results indicate that the torque prediction based on ELM has excellent accuracy, and the relative prediction error is less than 1.5%. Compared with the control without torque feed-forward, the proposed control method reduces both the overshoot and droop of the power turbine rotor speed more than 30% during maneuvering flight.

Key words: turbo-shaft engine; internal model control; extreme learning machine; correlation analysis approach; torque prediction

收稿日期: 2012-05-13

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1166_028.html

基金项目: 航空科学基金(20110652003); 中央高校基本科研业务费专项资金(NZ2012104); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 卢辰昊(1988—), 男, 江苏苏州人, 硕士生, 主要从事直升机/发动机建模与控制技术研究.

直升机和涡轴发动机之间存在着强的耦合,为提高控制系统的性能,采用综合控制方法就尤为必要^[1-3]。在涡轴发动机控制方面,文献[4]研究了针对 T700 涡轴发动机的一种鲁棒保性能抗扰控制方法,文献[5]研究了基于直升机/发动机非线性综合仿真模型的增广线性二次型调节器(LQR)控制方法,文献[6]研究了基于内模原理的涡轴发动机控制方法,其控制器结构和文献[5]相同,均含有阶跃输入信号的内模。

直升机和涡轴发动机综合控制的一个重要方面是扭矩前馈,利用旋翼扭矩的瞬态信息,实现对扭矩干扰引起的功率涡轮转速变化的前馈补偿,减小机动飞行过程中功率涡轮转速的波动,进而保持旋翼转速恒定,必将能够在一定程度上提升直升机操纵的品质^[7]。

常用的扭矩前馈方法有扭矩线性前馈,扭矩自抗扰控制(ADRC)前馈^[8]和利用支持向量机预测的扭矩比例微分(PD)控制前馈^[9]。

本文利用极端学习机对旋翼扭矩进行预测。极端学习机是一种新型的单隐层前馈神经网络^[10-12]。与通常的单隐层前向神经网络不同之处在于,训练时随机地选择输入权值,即网络输入层和隐含层的连接权值,而输出权值,即连接输出层和隐含层的权值,是通过解析的方法来确定的。该学习机能够大大地提高网络的收敛速度和泛化性能。与文献[9]的扭矩预测方法相比,本文的预测输入量通过相关分析获得,只是文献[9]中输入的一部分,减少了输入数据的数量,进而减小了扭矩预测器的规模。文献[9]基于支持向量回归机进行扭矩预测,受支持向量机规模的限制,需要采取约简技术,对支持向量进行选择,算法复杂,而基于极端学习机的算法,只要隐含层的神经元个数确定,则最终获得学习机的规模确定,与参加训练的数据数量无关,能充分利用数据信息,同时简化扭矩预测过程。

本文针对某型涡轴发动机转速控制的鲁棒跟踪和干扰抑制问题,提出了基于内模原理的功率

涡轮转速控制加基于极端学习机的扭矩预测前馈补偿方法,并在具有高置信度的直升机/涡轴发动机综合仿真平台上开展了数字仿真验证研究。

为下文叙述方便,表1给出了本文涉及的主要变量及其物理含义。

表1 变量定义
Table 1 Variable definition

变量	物理含义
W_{fb}	主供油量(kg/s)
N_g	燃气涡轮转速(r/min)
N_p	功率涡轮转速(r/min)
N_{pnc}	燃气涡轮相对转速
N_{pnp}	功率涡轮相对转速
H	高度(m)
V_z	直升机爬升速度(m/s)
V_x	直升机前飞速度(m/s)
r	指令信号
T	旋翼扭矩(N·m)
θ_0	旋翼总距(°)

1 旋翼扭矩预测

当直升机操纵量变化时,桨叶处的瞬态扭矩蕴含了操纵量信息以及机体六自由度动态信息,表征了直升机功率需求,因而是对发动机进行按扰动补偿最有利的信号^[7]。

极端学习机是一种新型的单隐层前馈神经网络。它将传统的神经网络参数训练问题转化为求解线性方程组,根据广义逆矩阵理论,解析求得具有最小范数的最小二乘解作为网络权值,其训练过程可一次完成而无需迭代^[12-13]。一个包含 L 个隐层神经元,激励函数为 $f(\cdot)$ 的极端学习机回归模型可表示为

$$H\beta = T \quad (1)$$

式中 H 为神经元矩阵,且

$$H = \begin{bmatrix} f(\alpha_1 x_1 + b_1) & f(\alpha_2 x_1 + b_2) & \cdots & f(\alpha_L x_1 + b_L) \\ f(\alpha_1 x_2 + b_1) & f(\alpha_2 x_2 + b_2) & \cdots & f(\alpha_L x_2 + b_L) \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ f(\alpha_1 x_k + b_1) & f(\alpha_2 x_k + b_2) & \cdots & f(\alpha_L x_k + b_L) \end{bmatrix}$$

式中 k 为训练样本的数量,激励函数为 $f(y) = 1/(1 + e^{-y})$, x_i 为极端学习机输入, n 为输入变量

个数,且

$$x_i = [x_{i1} \quad x_{i2} \quad \cdots \quad x_{in}]^T$$

α_j 为连接第 j 个神经元的输入权值, 且

$$\alpha_j = [\alpha_{j1} \quad \alpha_{j2} \quad \cdots \quad \alpha_{jn}]$$

β 为输出权值, 且

$$\beta = [\beta_1 \quad \beta_2 \quad \cdots \quad \beta_L]^T$$

T 为期望输出, 且

$$T = [t_1 \quad t_2 \quad \cdots \quad t_k]^T$$

其中 t_k 为对应输入 x_k 的期望输出.

求解式(1)可得输出权值

$$\beta = PH^T T$$

$$P = \left(H^T H + \frac{I}{C} \right)^{-1}$$

其中 I 为单位矩阵, C 为岭回归系数.

令爬升指令在 0.1 s 时从 0 m/s 变为 6 m/s, 在 7.5 s 时又从 6 m/s 变为 0 m/s, 分别在 0.9, 1.0, 1.1 km 高度下, 前飞速度为 0.5, 10, $\cdots$, 40, 45 m/s 进行动态数据采集, 并用这些数据来训练该区间上的扭矩估计器^[9].

为了保证扭矩估计精度的同时减少扭矩预测的计算量, 本文采用了相关分析法, 从直升机操纵量、飞行状态及发动机输出参数中, 通过相关分析来选择极端学习机的输入. 以相关性系数表征两个随机变量 X, Y 之间的相关性, 其定义为

$$\rho_{XY} = \frac{E[(X - \bar{X})(Y - \bar{Y})]}{\sigma_X \sigma_Y}$$

其中 $\bar{X}, \bar{Y}$ 分别为 X, Y 的数学期望; $E(\cdot)$ 为数学期望算子; σ_X, σ_Y 分别为标准差; $0 \leq |\rho_{XY}| \leq 1$.

如果给出 M 组数据点, 可以使用下式逼近 ρ_{XY} :

$$\hat{\rho}_{XY} = \frac{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (X_i - \bar{X})^2} \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (Y_i - \bar{Y})^2}}$$

通过相关分析, 从直升机操纵量、飞行状态、发动机状态中, 选择 $H, V_z, \theta_0, N_{pnc}, N_{pnp}$ 共 5 个变量作为扭矩预测的输入.

以 $H=0.9$ km, $V_x=0$ m/s 区间的训练测试结果为例, 预测扭矩和实际扭矩的比较和扭矩相对误差如图 1 所示. 由图可见, 扭矩相对误差小于 1.5%, 预测扭矩和实际扭矩的曲线吻合度很高. 经过大量数据的校验, 基于极端学习机的扭矩估计实时模型具有足够的精度和泛化能力, 满足扭矩预测补偿器的设计要求.

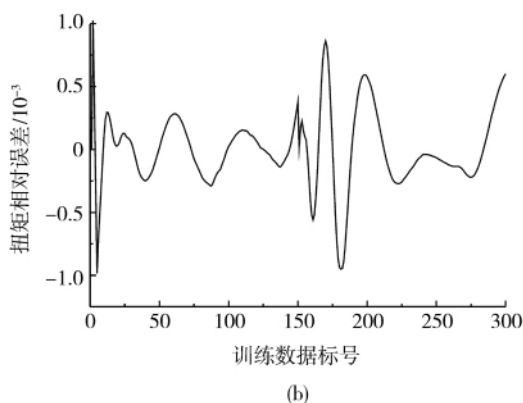
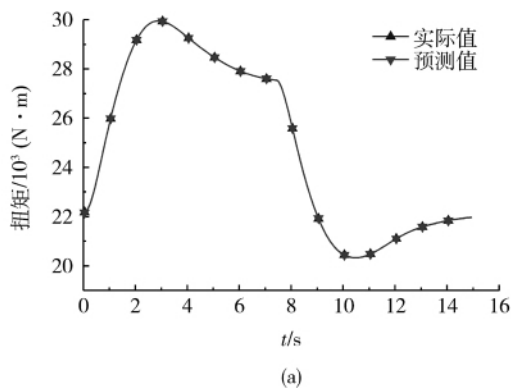


图 1 训练数据结果

Fig. 1 Results of training data

2 基于极端学习机的涡轴发动机内模控制律设计

2.1 内模原理

内模原理是指把外部作用信号(含输入信号和干扰信号)的动力学模型植入控制器来构成高精度反馈控制系统的一种设计方法, 见定理 1. 基于传递函数形式数学模型的控制结构原理如图 2 所示. 图中 r 为指令信号, e 为跟踪误差信号, y 为输出信号, $g(s)$ 为对象模型, $\omega(t)$ 为外界干扰, $C(s) = B(s)/[\tilde{A}(s)\phi(s)]$ 为补偿器, $\phi(s)$ 为外作用信号的内模.

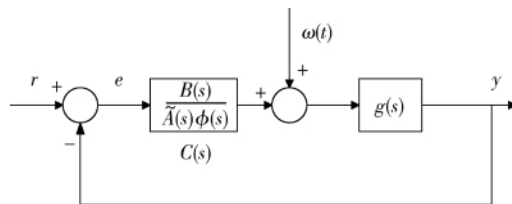


图 2 嵌入式内模补偿器控制结构框图

Fig. 2 Block diagram of control system with embedded internal model compensator

定理 1: 对于一个如图 2 所示的单位负反馈控制系统, 对象严格正则, $g(s) = N(s)/D(s)$, 其中 $N(s)$ 和 $D(s)$ 为互质分式. 参考信号 $r(t)$ 和干扰信号 $\omega(t)$ 的 Laplace 变换为 $R(s) = N_r(s)/D_r(s)$, $\omega(s) = N_\omega(s)/D_\omega(s)$. 令 $\phi(s)$ 为 $D_r(s)$ 和 $D_\omega(s)$ 不稳定极点的最小公分母, 如果 $\phi(s)$ 的极点均不是 $g(s)$ 的零点, 则存在一个正则的补偿器使得闭环系统能够渐近且鲁棒地跟踪 $r(t)$, 并有效抑制干扰 $\omega(t)$ [14].

涡轴发动机参考指令恒定, 可视为阶跃信号, 主要的干扰信号为旋翼扭矩变化, 两个稳态之间扭矩的变化也为常数, 将其理想化为阶跃信号, 则内模 $\phi(s) = s$.

2.2 涡轴发动机内模控制器设计

采用小扰动法建立涡轴发动机的线性化数学模型 [15], 得从燃油到功率涡轮转速的传递函数为

$$g(s) = \frac{N_p(s)}{W_{fb}(s)} = \frac{N(s)}{D(s)} = \frac{N_0 + N_1 s + N_2 s^2}{D_0 + D_1 s + D_2 s^2} \quad (2)$$

其中

$$[N_0 \quad N_1 \quad N_2] = [2.2206 \quad 0.4814 \quad 0]$$

$$[D_0 \quad D_1 \quad D_2] = [1.5092 \quad 3.8445 \quad 1]$$

本文采用极点配置的方法对控制器进行设计. 设 $F(s)$ 为含有理想闭环极点的多项式, 则由图 2 有

$$\tilde{A}(s)D(s)\phi(s) + B(s)N(s) = F(s) \quad (3)$$

令 $A(s) = \tilde{A}(s)\phi(s)$, 式(3)补偿器有解的充分必要条件见定理 2.

定理 2: 对于单位负反馈系统, 对象 $g(s) = N(s)/D(s)$ 严格正则, 且其分子 $N(s)$ 和分母 $D(s)$ 为互质分式, 对象为 n 阶, 令 $m \geq n-1$, 则对于任意给定的 $(n+m)$ 阶多项式 $F(s)$, 存在一个正则的补偿器 $C(s) = B(s)/A(s)$, 使得闭环系统传递函数为 [14]

$$g_0(s) = \frac{N(s)B(s)}{A(s)D(s) + B(s)N(s)} = \frac{N(s)B(s)}{F(s)}$$

有两种方法可以用来求解控制器参数. 一种是在设计中把内模增广到对象中, 则增广后设计对象的分子多项式为

$$\tilde{D}(s) = D(s)\phi(s) \quad (4)$$

对象为 2 阶, 内模为 1 阶, 则 $\tilde{D}(s)$ 为 3 阶, 若想使补偿器存在, 依据定理 2, $\tilde{A}(s)$ 和 $B(s)$ 所形成的控制器最低应为 2 阶 [14]. 而内模属于控制器, 则 $\tilde{A}(s)\phi(s)$ 的阶次最低为 3 阶. 比对象阶次还高了 1 阶. 为此我们考虑另外一种求解方法, 将内模直

接嵌入在控制器中, 设

$$A(s) = \tilde{A}(s)\phi(s) = A_0 + A_1 s + A_2 s^2 \quad (5)$$

由于对象阶次 $n=2$, 控制器阶次 $m=2$, 则控制器存在, 则可选 $n+m=4$ 个理想闭环极点, 记其多项式为 $F(s) = F_0 + F_1 s + F_2 s^2 + F_3 s^3 + F_4 s^4$.

综合考虑对系统响应速度和超调量的要求, 选

$$F(s) = (s+6)(s+8.6)(s^2 + 2.616s + 2.12) = s^4 + 17.216s^3 + 91.9136s^2 + 165.9376s + 109.392$$

根据式(3)可得如下代数方程:

$$\begin{bmatrix} A_0 & B_0 & A_1 & B_1 & A_2 & B_2 \end{bmatrix} S = \begin{bmatrix} F_0 & F_1 & F_2 & F_3 & F_4 \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} D_0 & D_1 & D_2 & 0 & 0 \\ N_0 & N_1 & N_2 & 0 & 0 \\ 0 & D_0 & D_1 & D_2 & 0 \\ 0 & N_0 & N_1 & N_2 & 0 \\ 0 & 0 & D_0 & D_1 & D_2 \\ 0 & 0 & N_0 & N_1 & N_2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

5 个方程而有 6 个未知数, 所以有 1 个参数可以自由设置, 令 $A_0=0$, 则 $A(s)$ 的常数项为 0, 含有内模, 同时可以去掉式(6)中 S 矩阵的第 1 行, 使其成为 1 个非奇异的方阵, 则可通过矩阵求逆对方程进行求解. 求得控制器的传递函数为

$$C(s) = \frac{B(s)}{A(s)} = \frac{23.78s^2 + 62.74s + 49.26}{s^2 + 1.925s}$$

将此控制器按 50 ms 的采样步长进行离散化得

$$C(z) = \frac{23.78z^2 - 44.51z + 20.85}{z^2 - 1.908z + 0.9083}$$

本文所设计的涡轴发动机嵌入式内模控制器加扭矩预测值前馈补偿控制结构如图 3 所示. 图中 x 为扭矩预测的输入, $\hat{T}$ 为扭矩预测输出, 通过 PD 控制将预测扭矩转化为对燃油质量流量的补偿.

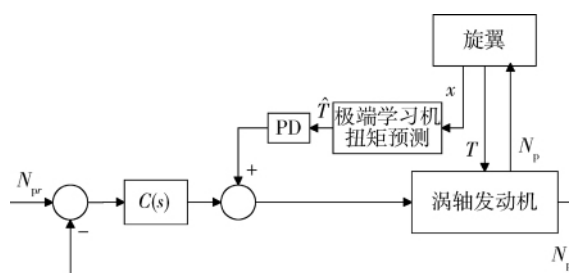


图 3 按扭矩预测值补偿的涡轴发动机控制结构

Fig. 3 Configuration of turbo-shaft engine controller with compensation of predicted torque

3 数字仿真验证

本文的研究基于直升机/涡轴发动机综合系统仿真平台展开,其中非线性实时直升机模型是基于黑鹰 UH-60A 直升机数据^[16]建立的,涡轴发动机模型是用部件法建立的非线性实时数学模型,该综合仿真平台经过大量的仿真验证,具有较高的置信度。

在 $H=900\text{ m}$, $V_x=0\text{ m/s}$ 和 $V_z=0\text{ m/s}$ 条件下,开展仿真验证工作,5 s 时给直升机一个急升指令($V_z=6\text{ m/s}$),持续一段时间,在 17 s 的时候令该指令为 0 ($V_z=0\text{ m/s}$),直到趋向稳定状态(如图 4 所示)。直升机/涡轴发动机综合系统的响应曲线如图 5~图 9 所示。因功率涡轮的控制目标恒定,为此在图 9 给出了功率涡轮转速增量的变化曲线,增量 $\Delta N_{\text{pnc}} = N_{\text{pnc}} - 100\%$ 。图中用符号 EIM+ELM 来代表基于极端学习机扭矩预测前馈补偿的嵌入式内模控制系统响应,用 casPID+SVM 来代表采用文献[9]方法得出的串级比例积分微分控制器加基于支持向量机扭矩预测前馈补偿的控制系统响应,用 EIM 来代表无扭矩预测前馈补偿的内模控制系统响应。

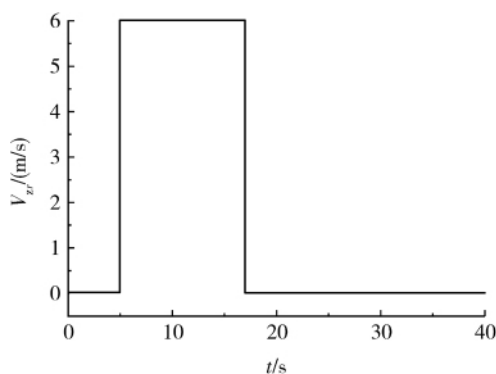


图 4 测试指令 V_z

Fig. 4 Testing reference signal V_z

从图 5~图 9 可以看出,相比于文献[9]中的方法,本文提出的基于内模的控制方法,具有优越的干扰抑制能力,同时鲁棒跟踪性能良好,增加了基于极端学习机的扭矩预测的前馈补偿后,干扰抑制能力得到进一步的改善,功率涡轮转速最大下垂量为 0.415 51%,相比于不加前馈时的最大下垂量 0.690 13%,下垂量降低了 39.79%。

同样地,在其他飞行包线点具有类似的控制效果。限于篇幅这里仅列出了 $H=1\,100\text{ m}$, $V_x=10\text{ m/s}$ 的仿真结果,对系统施加相同的爬升指令

(图 4),系统响应如图 10~图 13 所示。文献[9]中的方法,不加前馈的内模控制方法和 EIM+EIM 控制方法功率涡轮转速下垂量分别为

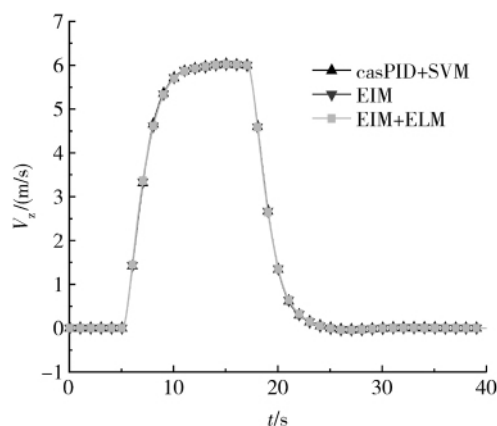


图 5 直升机 V_z 变化情况 ($H=900\text{ m}$)

Fig. 5 Change of V_z of helicopter ($H=900\text{ m}$)

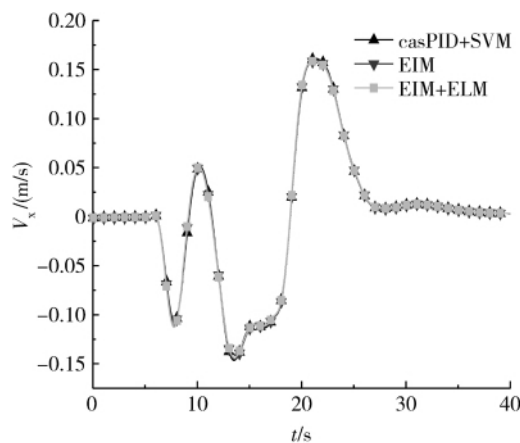


图 6 直升机 V_x 变化情况 ($H=900\text{ m}$)

Fig. 6 Change of V_x of helicopter ($H=900\text{ m}$)

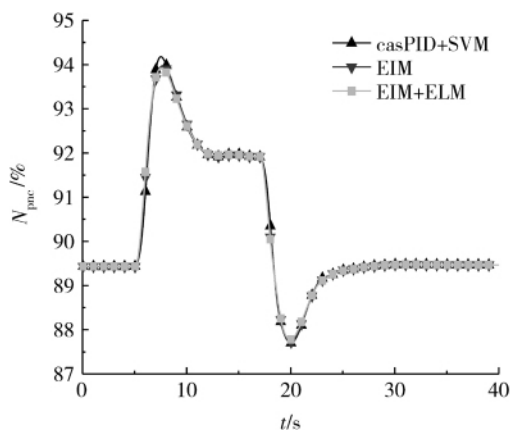
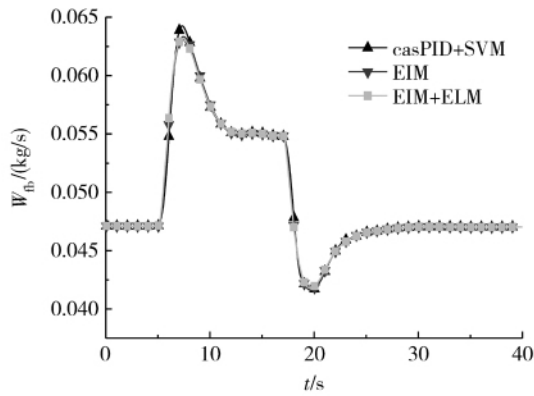
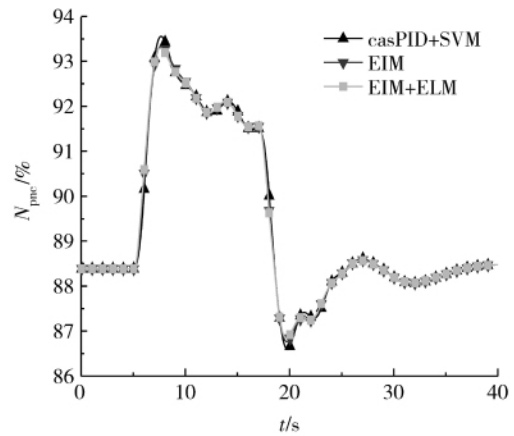
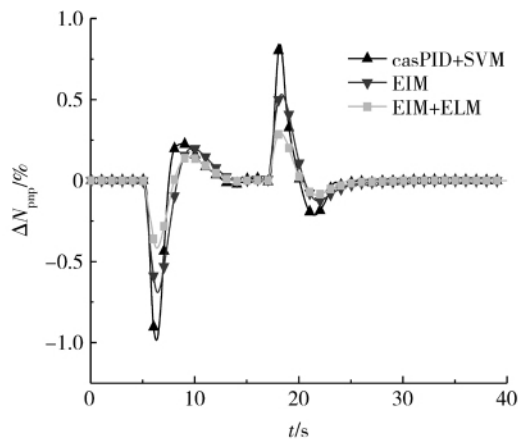
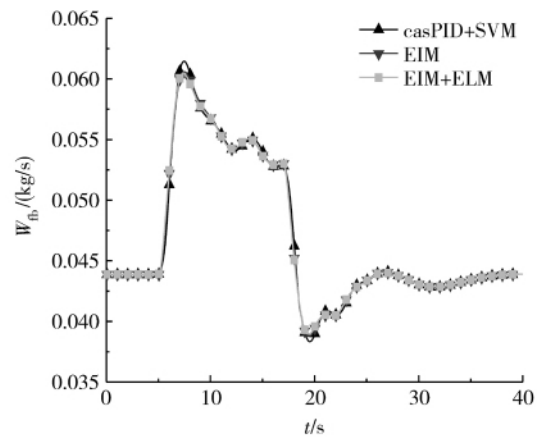
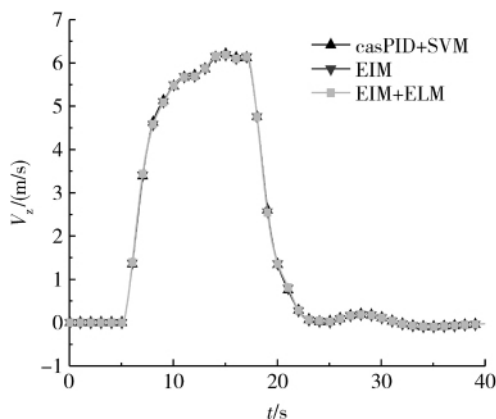
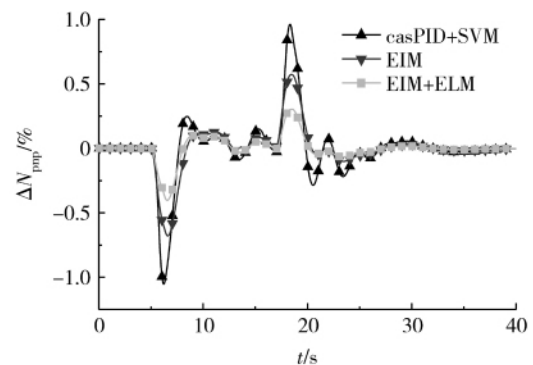


图 7 发动机 N_{pnc} 变化情况 ($H=900\text{ m}$)

Fig. 7 Change of N_{pnc} of engine ($H=900\text{ m}$)

图8 发动机 W_{fb} 变化情况 ($H=900\text{ m}$)Fig. 8 Change of W_{fb} of engine ($H=900\text{ m}$)图11 发动机 N_{pnc} 变化情况 ($H=1100\text{ m}$)Fig. 11 Change of N_{pnc} of engine ($H=1100\text{ m}$)图9 不同控制方法下发动机 N_{pnp} 超调或下垂的对比 ($H=900\text{ m}$)Fig. 9 Comparison of overshoot or droop of N_{pnp} of engine with different control methods ($H=900\text{ m}$)图12 发动机 W_{fb} 变化情况 ($H=1100\text{ m}$)Fig. 12 Change of W_{fb} of engine ($H=1100\text{ m}$)图10 直升机 V_z 变化情况 ($H=1100\text{ m}$)Fig. 10 Change of V_z of helicopter ($H=1100\text{ m}$)图13 不同控制方法下发动机 N_{pnp} 超调或下垂的对比 ($H=1100\text{ m}$)Fig. 13 Comparison of overshoot or droop of N_{pnp} of engine with different control methods ($H=1100\text{ m}$)

1.05453%, 0.67943% 和 0.4065%。相比于前两种方法,采用 EIM+ELM 控制方法使功率涡轮转速下垂量分别降低了 61.45% 和 40.17%。在其

他飞行包线上,与不加前馈控制相比,EIM+ELM控制方法使功率涡轮转速下垂量都降低了30%以上。

4 结 论

本文研究了基于极端学习机的旋翼扭矩预测方法,通过分析选择预测器输入,降低了扭矩预测计算工作量。设计了基于极点配置的低阶内模控制器,使系统获得鲁棒跟踪和干扰抑制能力。在直升机/涡轴发动机综合仿真平台验证中,与传统的串级PID+SVM控制相比,系统只需要1个回路,控制结构更加简单,扭矩预测训练工作量小,预测器输入少,预测机规模小,同时在机动飞行中,表现出了更优越的抗干扰能力,验证了本方法的有效性。

参考文献:

- [1] Garg S, Ouzts P J, Lorenzo C F, et al. IMPAC: an integrated methodology for propulsion and airframe control[C]//Proceedings of the IEEE American Control Conference, Boston, MA, USA: IEEE, 1991: 747-754.
- [2] Garg S, Mattern D L. Application of an integrated methodology for propulsion and airframe control design to a STOVL aircraft[R]. AIAA-94-3611, 1994.
- [3] Smith B J, Zagranski R D. Closed loop bench testing of the next generation control system for helicopter engines[C]//Proceedings of 58th Annual Forum, Montreal, Canada: AHS International, 2002: 1041-1050.
- [4] 张海波, 孙立国, 孙健国. 直升机/涡轴发动机综合系统鲁棒抗扰控制设计[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 883-892.
ZHANG Haibo, SUN Ligu, SUN Jianguo. Robust disturbance rejection control design for integrated helicopter system/turbo-shaft engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 883-892. (in Chinese)
- [5] 孙立国, 孙健国, 张海波, 等. 基于直升机/发动机非线性综合仿真模型的增广LQR控制器设计[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 471-476.
SUN Ligu, SUN Jianguo, ZHANG Haibo, et al. Augmented linear quadratic regulator controller design based on non-linear integrated helicopter/engine model[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 471-476. (in Chinese)
- [6] 李胜泉, 杨征山, 孙健国. 基于内模原理的涡轴发动机状态反馈控制方法[J]. 航空动力学报, 2007, 22(5): 829-832.
LI Shengquan, YANG Zhengshan, SUN Jianguo. Investigation of state feedback control based on internal model principle for an turbo-shaft engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(5): 829-832. (in Chinese)
- [7] 孙立国. 基于直升机/发动机综合仿真的发动机性能优化及控制[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
SUN Ligu. Performance seeking control of aero-engine based on integrated helicopter/turboshaft engine simulation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [8] 张海波, 孙健国, 孙立国. 一种涡轴发动机转速抗扰控制器设计及应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4): 943-950.
ZHANG Haibo, SUN Jianguo, SUN Ligu. Design and application of a disturbance rejection rotor speed control method for turbo-shaft engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 943-950. (in Chinese)
- [9] 孙立国, 孙健国, 张海波, 等. 基于支持向量回归机的发动机/直升机扭矩超前控制[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 1-7.
SUN Ligu, SUN Jianguo, ZHANG Haibo, et al. Torque feed-forward control of engine/helicopter system based on support vector regression[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 1-7. (in Chinese)
- [10] 张弦, 王宏力. 具有选择与遗忘机制的极端学习机在时序预测中的应用[J]. 物理学报, 2011, 60(8): 080504. 1-080504. 6.
ZHANG Xian, WANG Hongli. Selective forgetting extreme learning machine and its application to time series prediction[J]. Acta Physica Sinica, 2011, 60(8): 080504. 1-080505. 6. (in Chinese)
- [11] 唐晓亮, 韩敏. 一种基于极端学习机的半监督学习方法[J]. 大连理工大学学报, 2010, 50(5): 771-776.
TANG Xiaoliang, HAN Min. A semi-supervised learning method based on extreme learning machine[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2010, 50(5): 771-776. (in Chinese)
- [12] HUANG Guangbin, ZHU Qinyu, Siew C K. Extreme learning machine: theory and applications[J]. Neurocomputing, 2006, 70(1/2/3): 489-501.
- [13] 王新迎, 韩敏. 基于极端学习机的多变量混沌时间序列预测[J]. 物理学报, 2012, 61(8): 97-105.
WANG Xinying, HAN Min. Multivariate chaotic time series prediction based on extreme learning machine[J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(8): 97-105. (in Chinese)
- [14] Chen C T. Linear system theory and design[M]. Oxford, UK: Oxford University Press, 1999.
- [15] 李秋红, 孙健国. 基于遗传算法的航空发动机状态变量模型建立方法[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2): 427-431.
LI Qiuhong, SUN Jianguo. Aero-engine state variable modeling based on the genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 427-431. (in Chinese)
- [16] Howlett J J. UH-60A Black Hawk engineering simulation program: Volume 1 mathematical model [R]. NASA 166309, 1981.