

文章编号:1000-8055(2011)03-0680-07

基于支持向量回归机的发动机/直升机 扭矩超前控制

孙立国, 孙健国, 张海波, 陈国强
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 主要研究涡轴发动机转速按扰动补偿控制问题,提出了一种基于迭代约简最小二乘支持向量回归机算法和模型预测机制的直升机扭矩动态超前预测模型设计方法. 首先用迭代约简最小二乘支持向量回归机设计了旋翼扭矩按飞行状态和操纵量估计的非参数动态反馈模型,然后设置了扭矩模型预测机制,以获得扭矩的超前动态信息. 接着利用扭矩超前预测信息设计了涡轴发动机的按扭矩补偿控制器. 其中,为充分利用所预测扭矩的动态信息,发动机前馈补偿控制器使用了比例加微分环节. 最后,综合仿真验证表明该控制方案能较好地抑制直升机操控过程中大的扭矩扰动对涡轴发动机造成的不利影响,相比于传统的按总距补偿方案能显著降低功率涡轮转速下垂量 10% 以上.

关 键 词: 发动机/直升机; 支持向量机; 最小二乘; 扭矩预测; 按扰动补偿
中图分类号: V231 **文献标识码:** A

Torque feed-forward control of engine/helicopter system based on support vector regression

SUN Li-guo, SUN Jian-guo, ZHANG Hai-bo, CHEN Guo-qiang
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Turbo-shaft engine's controller design based on the compensation from disturbance was mainly studied in this article. A torque prediction model design scheme was proposed based on recursive reduced least squares support vector regression (RR-LSSVR) algorithm and model prediction procedure. Firstly, reduced least squares support vector regression was utilized to train the dynamic estimation nonparametric model of torque by using the handling input and flight state variables as training data. Then, a prediction procedure was arranged to obtain the torque information in advance. After that, the turbo-shaft engine's compensator was implemented using the former predicted torque information. In order to take full advantage of the disturbance signal and its dynamic information, the proportional-differential form was adopted in the compensator design. Finally, simulation of integrated helicopter/turbo-shaft engine system shows that the control scheme has better dynamic disturbance rejection ability than traditional system, it can decrease the droop of power turbine's speed more than 10%.

Key words: engine/helicopter; support vector machine; least squares;
torque prediction; compensation from disturbance

收稿日期:2010-02-05; 修订日期:2010-05-18

基金项目:航空支撑科技基金(04B52006)

作者简介:孙立国(1984—),男,河北玉田人,硕士生,主要从事直升机/发动机建模、控制及优化研究.

现代武装直升机对机动性能要求大幅提升,直升机子系统和涡轴发动机子系统之间的耦合愈加显著,传统控制规律设计方法已显得能力不足.国外学者相继提出了一些综合控制方法^[1-2],充分利用耦合信息,使综合系统具有更为理想的控制品质.另外,从直升机操控的角度来看,飞行员希望发动机在所有飞行任务中能够稳定工作的同时,在最短时间内满足直升机当前的功率需求.直升机在绝大部分飞行工况中要求旋翼转速恒定,在此情况下,旋翼扭矩随飞行任务的变化显然是施加在涡轴发动机上的强扰动.鉴于此,子系统抗扰控制方法也能充分利用子系统间耦合信息,进而有效地提升综合系统的操控品质.

国内外直升机动力系统控制长时期内一直采用简单操纵输入前馈补偿的控制方法^[3].但如前所述,旋翼轴扭矩是直接影响发动机工况的干扰信号,可以预见若能充分利用旋翼扭矩的瞬态信息,实现理想的扭矩干扰前馈补偿,必将能够在一定程度上提升直升机可操纵极限,充分挖掘直升机机动潜力^[1-2].然而不幸的是,由于旋翼具有非定常特性,操纵量变化后,桨轴处扭矩呈现近似于二阶环节的渐变过程,造成桨轴处扭矩的测量值相对于操纵量变化存在明显滞后^[3-4].21世纪初,美国军方开展了对装配P&W(Pratt & Whitney) 3000SHP发动机的UH-60A直升机的综合控制研究^[3,5].该研究计划给出了一种利用神经网络估计桨叶处旋翼的瞬态扭矩,并用作发动机前馈补偿信号的功率涡轮转速控制结构.研究还表明,设计扭振高阶数字滤波器可以提高发动机闭环系统的频宽,从动力控制的角度改善直升机可操纵性.该控制方案的难点在于如何获得较准确的扭矩估计实时模型,迭代约简最小二乘支持向量回归机(RR-LSSVR)^[6]无疑是一种优秀的估计器设计算法.它将约简技术^[7]以及Jiao等人提出的迭代策略^[8]与标准最小二乘支持向量回归机^[9]结合起来,不仅实现了解的稀疏性进而提高了算法的实时性,而且考虑到了其他非支持向量产生的约束对目标函数的影响.一般来说在支持向量数目相同的情况下,迭代约简最小二乘支持向量回归机的泛化能力要好于实现稀疏性的一般方法,在训练精度和实时性方面也具有一定优势^[6].尤其,该方法已经成功应用于涡扇发动机部件级模型的推力估计器设计中^[10].

本文针对直升机/涡轴发动机综合对象中涡轴发动机子系统抗扰控制问题,提出了一种控

制结构,即串级PID(proportion integration differentiation)+旋翼瞬态扭矩预测补偿的方法:首先采用迭代约简最小二乘支持向量回归机算法训练全包线范围内的扭矩估计实时模型,其次设计预测机制求得扭矩的瞬态预测值,然后在原有串级PID控制的基础上用前述瞬态扭矩预测值及其微分信号来解决涡轴发动机转速按扰动补偿控制问题,实现发动机对直升机操纵的良好跟踪.最后,在具有高置信度的直升机/涡轴发动机综合仿真平台上,模拟直升机的大幅升降操作对涡轴发动机转速闭环系统的扰动,验证了本文提出的串级PID+瞬态扭矩预测补偿控制方案相比传统的串级PID+总距线性前馈方法,在系统抗扰能力、降低旋翼转速下垂量和超调量等方面有了显著改善.

为下文叙述方便,表1给出了本文涉及的主要变量及其注释.

表1 符号表
Table 1 Symbol table

物理量	符号
主供油量/(kg/s)	W_f
燃气涡轮转速/(r/min)	N_g
功率涡轮转速/(r/min)	N_p
旋翼转速/(r/min)	N
旋翼扭矩/(N·m)	T
高度/m	H
直升机爬升速度/(m/s)	V_z
直升机前飞速度/(m/s)	V_x
直升机侧飞速度/(m/s)	V_y
直升机偏航角/(°)	ϕ
旋翼总距/(°)	θ_0
横向周期变距/(°)	A_{1c}
纵向周期变距/(°)	B_{1s}
尾桨总距/(°)	θ_t
指令	下标 r

1 扭矩预测原理

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^[3].但由于旋翼的非定常

特性,致使该扭矩传至桨轴需要一定的时间,并且通常的扭矩测量装置及测量方法也使得扭矩测量值存在一定的滞后^[4]. 不难推断,倘若能够通过实时模型预估未来时刻扭矩的大小和趋势,并用它对涡轴发动机进行干扰补偿,必能在一定程度上提升综合系统的操控品质. 扭矩的动态预测问题就是要解决如何从过去以及当前的直升机操纵输入和飞行状态来得到若干时间段后的扭矩负载信息.

支持向量机是一种基于统计学理论和结构风险最小化原则的机器学习方法,和传统的人工智能方法如神经网络相比较,它有良好的泛化能力和不陷入局部最优解的优势,因此本文采用文献[6]提出的具有更好实时性的迭代约简最小二乘支持向量回归机算法训练直升机旋翼扭矩的动态估计模型,核函数采用 Gaussian 核 $k(\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j) = \exp(-\|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\|^2/2\gamma^2)$, 其中 γ 为核参数. 该算法的精髓在于:①每一迭代步中以对目标函数贡献最大为原则,从非支持向量集中选一个样本进入支持集;②训练数据 $(\mathbf{x}_q, \mathbf{d}_q)$ 被选中作为支持向量后,利用 Cholesky 分解来迭代计算新解. 详细的算法过程、收敛性证明和复杂度分析此处从略.

为了使非参数实时模型更好地保留原系统动态特性,提高估计精度,训练数据输入量不仅包含直升机操纵量,而且包含其飞行状态及其历史信息. 本文扭矩估计模型训练数据的输入量选为 $H, V_x, V_z, \theta_0, B_{1s}, A_{1c}$ 和 N_p , 输出训练目标为当前扭矩实测值 T (本文把非线性模型计算得出的扭矩值当作实测值,未考虑扭矩测量本身的误差). 扭矩动态估计非参数模型拓扑结构如图1所示. 扭矩估计模型可以表达成

$$\mathbf{Y} = f(\mathbf{X}) \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} H_{(k)}, H_{(k-1)}, \dots, H_{(k-N_1)}, \\ V_{x(k)}, V_{x(k-1)}, \dots, V_{x(k-N_2)}, \\ V_{z(k)}, V_{z(k-1)}, \dots, V_{z(k-N_3)}, \\ \theta_{0(k)}, \theta_{0(k-1)}, \dots, \theta_{0(k-N_4)}, \\ B_{1s(k)}, B_{1s(k-1)}, \dots, B_{1s(k-N_5)}, \\ A_{1c(k)}, A_{1c(k-1)}, \dots, A_{1c(k-N_6)}, \\ N_{p(k)}, N_{p(k-1)}, \dots, N_{p(k-N_7)}, \\ T_{(k-1)}, T_{(k-2)}, \dots, T_{(k-N_8)} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{Y} = [T_{(k)}]$$

下标中变量 $N_1, N_2, \dots, N_8$ 通过仿真用调试法选取,既要保证合适的动静态估计精度又要让各参数尽可能小.

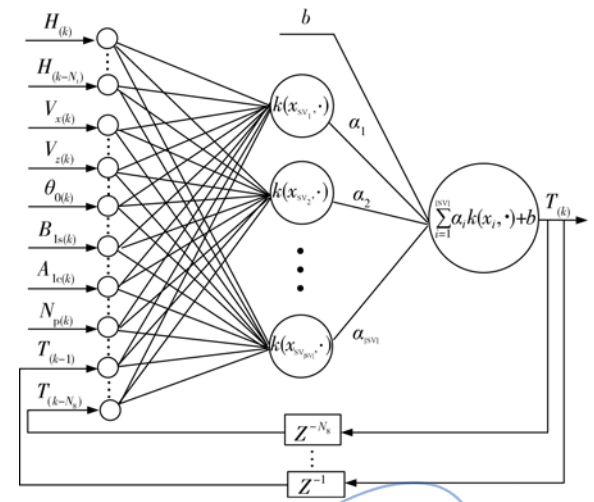


图1 基于RR-LSSVR的扭矩动态估计器结构

Fig.1 Configuration of dynamic estimation for torque based on RR-LSSVR algorithm

采训练数据时,以高度100 m,水平前飞速度5 m/s为间隔对直升机飞行包线进行划分,令 V_z 连续取遍爬升和下降速率极限之间的值.可以近似认为所采数据已经涵盖了直升机纵向平面内的几乎所有可能飞行状态,实现了 $H-V_x-V_z$ 三维遍历.

有了直升机旋翼扭矩动态估计模型之后,便可由当前 k 时刻的操纵输入 $\theta_{0(k)}, B_{1s(k)}, A_{1c(k)}$,飞行状态参数 $H_{(k)}, V_{x(k)}, V_{z(k)}, N_{p(k)}$,扭矩输出 $T_{(k)}$,以上三者的历史值、前两者的后 N 步的值,构建求解当前时刻后 N 步 $\{T_{(k+1)}, T_{(k+2)}, \dots, T_{(k+N)}\}$ 值的支持向量机预测(SVMP)模型.由式(1)经如下推导可得SVMP预测模型:

$$\begin{cases} T_{(k)} = f(X_{(k)}) \\ T_{(k+1)} = f(X_{(k+1)}) \\ \vdots \\ T_{(k+N)} = f(X_{(k+N)}) \end{cases} \quad (2)$$

其中 $X_{(k)}$ 根据式(1)确定.

令

$$\overline{\mathbf{X}} =$$

$$\begin{bmatrix} H_{(k)}, H_{(k+1)}, \dots, H_{(k+N)}, V_{x(k)}, V_{x(k+1)}, \dots, V_{x(k+N)}, \\ V_{z(k)}, V_{z(k+1)}, \dots, V_{z(k+N)}, \theta_{0(k)}, \theta_{0(k+1)}, \dots, \theta_{0(k+N)}, \\ B_{1s(k)}, B_{1s(k+1)}, \dots, B_{1s(k+N)}, A_{1c(k)}, A_{1c(k+1)}, \dots, A_{1c(k+N)}, \\ N_{p(k)}, N_{p(k+1)}, \dots, N_{p(k+N)}, T_{(k-1)}, T_{(k)}, \dots, T_{(k-1+N)} \end{bmatrix}$$

$$\bar{Y} = [T_{(k)}, T_{(k+1)}, \dots, T_{(k+N)}]$$

则

$$\bar{Y} = F(\bar{X}) \quad (3)$$

2 直升机/涡轴发动机综合系统控制器的数字仿真验证

2.1 数字仿真环境介绍

本文使用直升机/涡轴发动机综合系统实时仿真平台进行数字仿真验证,其中直升机非线性、非定常实时模型采用黑鹰 UH-60A 直升机数据^[11-13],包含主旋翼、机身、尾桨、平尾和垂尾等五个子模块;涡轴发动机非线性部件级模型采用 T700 数据.对其中直升机模型采用多变量鲁棒控制方法,实现了全飞行包线内的前飞、侧飞、爬升以及偏航四通道的控制,详见文献[12].直升机/涡轴发动机非线性综合仿真平台的结构框图如图2所示,该综合仿真模型经过大量的仿真验证,具有可靠的置信度.直升机纵向平面内机动飞行时,如何降低涡轴发动机功率涡轮转速下垂量或者超调量,并缩短过渡时间是本文研究的重点.

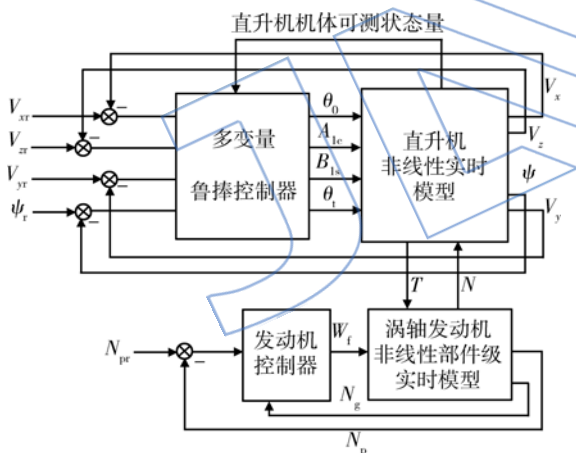


图2 直升机/涡轴发动机非线性综合模型仿真结构图

Fig. 2 Simulation configure of the non-linear integrated helicopter/turbo-shaft engine model

2.2 涡轴发动机 PID+扭矩预测值补偿控制器设计

本文所提出的扭矩预测补偿控制器主要包括两部分:一部分是扭矩预测实时模型;另一部分是基于比例微分环节(PD)的涡轴发动机内环燃气涡轮转速指令的补偿器.其中,扭矩预测模型又可细分为两部分,基于约简最小二乘支持向量回归机的扭矩一步动态估计模型,以及根据公式(3)建

立起的预测机制.之所以将扭矩信号补偿在内环指令上,是考虑到串级 PID 内环的快模态特性.按扭矩预测值补偿的涡轴发动机控制结构如图3所示,其中 X 见公式(1), $y = [V_x \ V_y \ V_z \ \psi]$ 为直升机输出量.

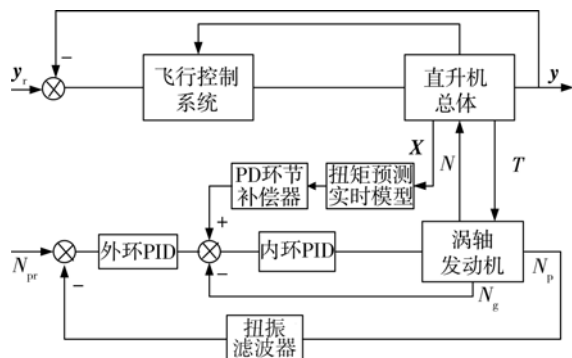


图3 按扭矩预测值补偿的涡轴发动机控制结构

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

控制器设计步骤如下.

Step 1:划分飞行包线,在网格点上配平综合模型后变换 V_z 指令,在直升机闭环飞行时采集动态训练数据,并用 RR-LSSVR 方法训练扭矩估计的非参数动态实时模型,建立公式(1)的映射关系.

Step 2:根据公式(3)建立扭矩未来 N 步的支持向量机预测(SVMP)模型.

Step 3:设计扭矩瞬态预测值到内环燃气涡轮指令 N_{gr} 的前馈补偿器,本文采用比例+微分的形式.

Step 4:将控制器植入非线性直升机发动机综合仿真模型,反复调参,寻得最优的一组补偿器控制参数以及合适的扭矩预估步数 N .

说明:采样周期 $\times N$ 近似表征了扭矩的超前预测时间,本文拟用这一时间来抵消两部分滞后时间,即扭矩测量滞后和操纵量对旋翼轴处扭矩影响的滞后.扭矩预测模型每个子步中扭矩实时估计模型计算耗时(小于 0.5ms)远小于该步所能预测的近似时间(约 50ms).

3 数字仿真验证及结果分析

3.1 支持向量机扭矩非参数模型训练精度

采取 0.9, 1.0, 1.1 km 三个高度下,前飞速度为 0.5, 10, $\dots$, 70, 75 m/s 飞行包线点上的动态数

据训练该区间上的扭矩动态估计模型. 此处所指动态为: 爬升指令在 0.1 s 处从 0 m/s 变为 6 m/s, 在 7.5 s 处又从 6 m/s 变为 0 m/s. 选取核参数 $\gamma=0.22$, 支持向量个数 1000, 正则化参数 $C=2^{25}$. 如图 4 所示, 训练数据相对误差小于 1.4‰, 图中左中右三区分别表示三个不同高度, 每区内前飞速度递增. 此外, 不难看出训练误差随前飞速度的增加呈增大的趋势.

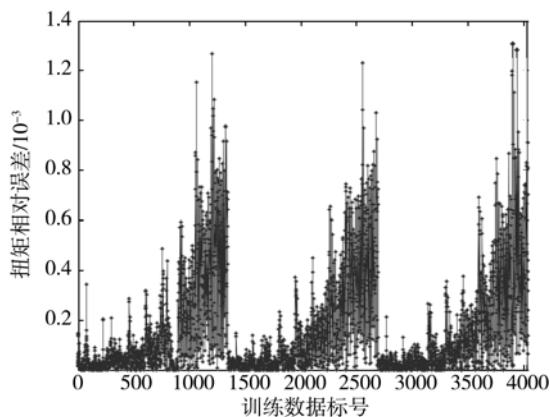


图 4 训练数据测试的结果

Fig. 4 Experimental result of training data set

选取包线内的 $H=1.05$ km, $V_x=0$ m/s 处的动态数据 (V_x 变化与图 4 相同) 作为测试数据, 校验前面训练的支持向量机扭矩动态估计模型的泛化能力和估计精度. 测试结果如图 5 所示, 测试点扭矩估计误差小于 1.5‰, 扭矩的绝对量跟踪曲线吻合度很高.

事实上本文进行了训练包线范围内的大量校验 (爬升指令阶跃变化小于 6 m/s), 扭矩估计相对误差均不大于 8‰, 足以表明约简最小二乘支持向量机训练的扭矩估计模型具有足够的精度和泛化能力. 并且分析可知, 扭矩预测补偿器设计中, 我们更关心的是扭矩值的变化速率和趋势, 对于扭矩的绝对量估计精度要求并不严格, 而从图 5 可以看出, 前述扭矩估计模型完全满足估计精度要求.

3.2 旋翼瞬态扭矩预测效果

有了支持向量机扭矩动态估计模型, 合理选择扭矩预测步长 N , 便可得到最有利于作为前馈干扰补偿信号的旋翼扭矩预测值 T_p . 图 6 给出预测步长 $N=15$, $H=1$ km, $V_x=10$ m/s, 随爬升速度 V_x 变化 (爬升指令在 0.1 s 处阶跃变成 6 m/s, 第 12.5 s 处阶跃变成 0 m/s) 的扭矩预测值 T_p 、支持向量机模型动态估计值 T_{svm} 与测量值 T 的对

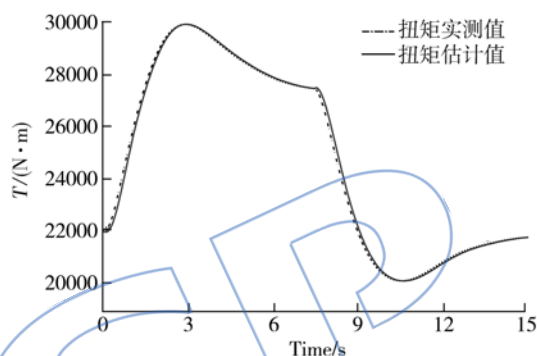
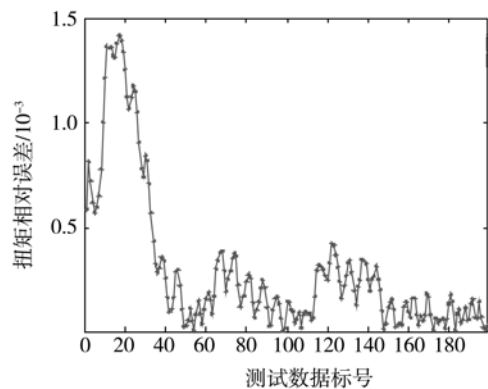


图 5 测试数据测试的结果

Fig. 5 Experimental result of testing data set

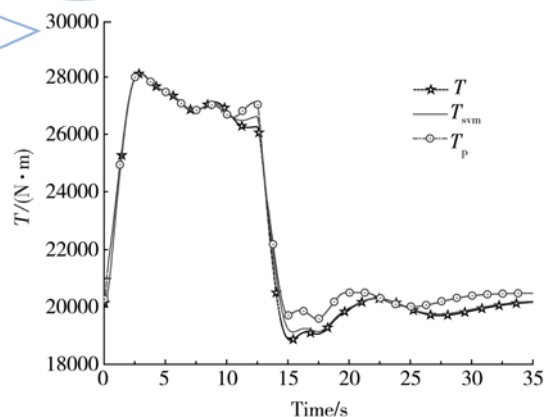


图 6 预测扭矩与测量扭矩的对比曲线

Fig. 6 Comparison result of measured and predicted torque

比曲线.

由图 6 可见, 扭矩预测值的相位比扭矩测量值提前, 旋翼操纵量变化大的地方扭矩相位差别明显, 而在扭矩变化平缓区域, 两者高度吻合. 以上结果的另一种表述是: 能够通过扭矩预测获得机动飞行时扭矩的未来信息, 这无疑有利于对涡轴发动机进行按扰动补偿.

3.3 机动飞行中旋翼转速和下垂量仿真结果

传统的带有总距线性前馈补偿的涡轴发动机串级PID控制方案已经相当成熟^[3,13],此处不再赘述.而扭矩实测值前馈补偿的控制结构与图4基本相同,仅在其基础上去掉扭矩预测模块,直接前馈扭矩实测信号,下面将直接给出以上两控制方案的仿真结果.本文用比例微分环节实现补偿器的设计,选取比例参数 $k_p=0.1362$, $k_d=0.02$, 扭矩预测步 $N=15$.总距补偿、实测扭矩补偿以及扭矩预测信息补偿三种控制方案下,发动机功率涡轮转速动态仿真对比曲线如图7所示. $H=1\text{ km}$, $V_x=10\text{ m/s}$,爬升指令在 0.1 s 处阶跃变成 6 m/s ,第 12.5 s 处阶跃变成 0 m/s .

从图7可以看出,总距前馈时功率涡轮瞬时转速下垂量为 1.5045% ,使用扭矩实测值信号作为发动机前馈补偿信号时 N_p 下垂量为 1.374% ,使用扭矩预测值信号补偿时 N_p 下垂量为 0.9440% ,与传统的总距前馈线性补偿控制器相比,本文控制方案使 N_p 下垂量降低了 37.25% .

该控制器在包线内不同点上与总距前馈补偿控制器、扭矩实测值补偿控制器对比的控制仿真

结果如表2所示.其中 V_z 阶跃指令值均在 0.1 s 和 12.5 s 处施加,指令大小如表2中第一行所示.最后一行给出了本文控制方案相对于总距前馈补偿控制器,降低功率涡轮转速下垂量的百分比.从表2中不难发现,扭矩预测补偿控制器具有明显地抑制涡轴发动机转速下垂的能力.

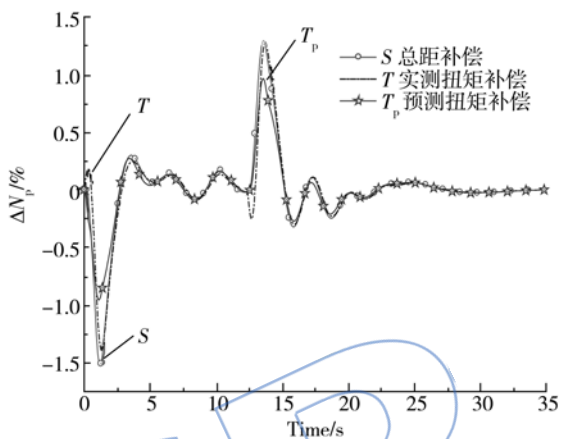


图7 旋翼转速下垂量的对比曲线

Fig.7 Comparison result on overshoot or droop of N_p with the compensation of different signals

表2 控制仿真结果
Table 2 Simulation result of controller

补偿类型	$H=1\text{ km}$, $V_x=0\text{ m/s}$, $V_z=6\text{ m/s}$	$H=1\text{ km}$, $V_x=20\text{ m/s}$, $V_z=4\text{ m/s}$	$H=1\text{ km}$, $V_x=40\text{ m/s}$, $V_z=6\text{ m/s}$	$H=1\text{ km}$, $V_x=60\text{ m/s}$, $V_z=6\text{ m/s}$
总距补偿 S	1.35964	1.145	0.97068	0.4641
实测扭矩补偿 T	1.34951	1.08743	0.90452	0.4563
预测扭矩值补偿 T_p	0.9154	0.95825	0.86151	0.3784
N_p 下垂降低/%	32.67	16.33	11.25	18.42

4 结论

本文采用迭代约简最小二乘支持向量回归机算法设计的旋翼扭矩动态估计模型估计精度较高,测试相对误差小于 8% ,模型泛化能力强,具有实时性.桨叶处瞬态扭矩的预测模型,能够有效预估直升机操纵量改变后扭矩的变化速率和趋势,为涡轴发动机的按扰动补偿提供了更有利的信息.补偿器采用比例加微分的形式,充分利用了扭矩的微分信息,并且工程实现简单.基于具有可靠置信度的直升机/发动机非线性综合仿真模型

的全包线内大量仿真研究表明:本文所设计的涡轴发动机按扭矩预测值补偿控制器能有效降低直升机机动飞行过程中旋翼转速的下垂量或超调量 10% 以上,因此该控制方案具有重要的工程应用价值.

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. Next generation control system for helicopter engines [R]. Washington, DC: The 57th AHS International Annual Forum, 2001.
- [4] 姜昆, 梁廷伟, 董海峰. 直升机发动机扭矩测控系统现场校准装置[J]. 计测技术, 2006, 26(4): 17-21.
JIANG Kun, LIANG Tingwei, DONG Haifeng. The field verifying unit of torque measuring and control system for helicopter engine[J]. Metrology & Measurement Technology, 2006, 26(4): 17-21. (in Chinese)
- [5] 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.
- [6] ZHAO Yongping, SUN Jianguo. Recursive reduced least squares support vector regression [J]. Pattern Recognition, 2009, 42(5): 837-842.
- [7] Lee Y J, Mangasarian O L. RSVM: reduced support vector machines [R]. Chicago, IL, USA: The First SIAM International Conference on Data Mining, 2001.
- [8] Jiao L, Bo L, Wang L. Fast sparse approximation for least squares support vector machine [J]. IEEE Transaction on Neural Networks, 2007, 18(3): 685-697.
- [9] Suykens J A K, Vandewalle J. Least squares support vector machine classifiers [J]. Neural Process Letter, 1999, 9(3): 293-300.
- [10] 赵永平, 孙健国, 王前宇, 等. 基于 K-均值聚类 and 约简最小二乘支持向量回归机的推力估计器设计 [J]. 航空动力学报, 2009, 25(5): 1177-1183.
ZHAO Yongping, SUN Jianguo, WANG Qianyu, et al. Thrust estimator design based on K-means clustering and reduced least squares support vector regression [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 25(5): 1177-1183. (in Chinese)
- [11] Howlett J J. UH-60A black hawk engineering simulation program Volume 1: mathematical model [R]. NASA 166309, 1981.
- [12] 孙立国, 孙健国, 张海波. 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 Liguang, SUN Jianguo, ZHANG Haibo. Augmented LQR controller design based on non-linear integrated helicopter/engine model [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 471-476. (in Chinese)
- [13] 姚文荣. 涡轴发动机/旋翼综合建模控制及优化研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
YAO Wenrong. Research on integrated modeling, control and optimization of turboshaft engine/rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)