

无人直升机发动机恒转速广义预测控制

陈林林¹, 魏民祥², 邵金菊²

(1. 聊城大学汽车与交通工程学院 山东 聊城 252059; 2. 南京航空航天大学能源与动力学院 南京 210016)

【摘要】采用基于受控自回归积分滑动平均值模型的广义预测控制和总距前馈补偿相结合的复合控制策略设计恒转速控制器, 实现进入恒转速闭环控制模式发动机的恒转速控制。针对实际中的几种典型情况进行仿真, 与传统PID控制进行对比, 并做地面系留试验。离线仿真和地面系留试验结果表明, 所设计的控制器鲁棒性强, 能满足小型无人直升机对发动机的跟踪性、抗干扰性要求, 保证直升机主旋翼在各种飞行状态下恒速运转, 以获得最佳的气动效率。

关键词 航空; 广义预测控制; 小型无人直升机; 活塞式发动机; 鲁棒性; 转速控制

中图分类号 V233.7

文献标识码 A

doi:10.3969/j.issn.1001-0548.2010.03.034

Generalized Predictive Controller Design for an Unmanned Helicopter Engine Speed

CHEN Lin-lin¹, WEI Min-xiang², and SHAO Jin-ju²

(1. College of Automobile and Transportation Engineering, Liaocheng University Liaocheng Shandong 252059;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Nanjing 210016)

Abstract Classical PID speed control method provides no guarantees for closed-loop system stability or performances for the full operating range of a piston engine. Complex engine control strategy, including generalized predictive control (GPC) and forward-feed compensation control rule, is proposed for an unmanned helicopter engine speed regulation based on controlled auto-regressive integrated moving-average (CARIMA). According to several typical conditions in practice, off-line simulations are carried out and compared with PID. The simulations and tethered test show that the proposed controller can meet the performance requirements for the unmanned helicopter engine use, namely tracking performance, disturbance rejection and robustness.

Key words aviation; generalized predictive control; helicopters; piston engines; robustness; speed control

小型无人直升机汽油发动机恒转速控制是无人机动装置控制的关键技术之一^[1-2]。本文研究的某小型无人直升机采用双缸双冲程风冷活塞式电控喷油发动机, 要求发动机能安全平滑启动, 并按设定转速在各种功率状态下保持输出轴转速恒定。当操作输入、飞行状态或气流环境改变等引起发动机负载变化时, 保证直升机主旋翼恒速运转以获得最佳的气动效率。

汽油发动机是一个典型的非线性、时滞、时变的动力学系统, 其工作时的各种参数随着输出功率、转速及环境状况的变化而变化, 如旋翼总距改变及前飞速度、升降速度等直升机飞行状态改变时发动机模型的变化, 对汽油发动机恒转速控制带来了很大的困难。PID算法在一定工况范围内容易实现发动机恒转速控制, 并取得了令人满意的效果。但该方

法对被控对象的参数变化比较敏感, 在某一条件下设计的最优控制参数通用差, 很难保证所有工况范围内转速控制的稳定性要求, 控制鲁棒性较差, 自适应性不强。一些先进控制算法逐步应用于发动机恒转速控制特别是怠速控制, 如滑模控制、自适应控制等^[3], 但目前大部分工作都集中于如何确定发动机的延迟以及得到发动机动态特性的精确描述。

广义预测自校正控制(GPC)是在自适应控制研究中发展起来的一类预测控制算法^[4], 是一个兼具自适应控制和预测控制性能的控制策略。该算法以受控自回归积分滑动平均(CARIMA)模型为基础。文献[4-7]肯定了广义预测控制系统在控制过程中的稳定性和鲁棒性。GPC算法抗负载扰动、随机噪声、时延变化、阶次变化和参数变化能力较强, 不仅适用于开环不稳定系统、最小相位系统, 而且对未知

收稿日期: 2008-05-10; 修回日期: 2009-06-17

基金项目: 部级预研项目

作者简介: 陈林林(1974-), 男, 博士, 主要从事发动机电子控制、发动机建模与仿真等方面的研究。

时延或阶次未知的过程,在模型失配时也能取得较好的控制效果^[7-10]。GPC算法是迄今所知的自校正控制方法中最为接近具有鲁棒性的一种算法^[11]。

本文研究发动机进入恒转速闭环控制模式时的恒转速控制器设计。根据时域中的阶跃响应法建立发动机不同负载和转速工况点下的模型,基于GPC方法设计出一种机载汽油发动机恒转速控制阶段全工况转速控制器。该控制器结合螺旋总距和油门的联动关系,用转速广义预测控制和总距前馈补偿相结合的复合控制策略实现控制。

1 GPC算法

GPC算法^[4-5,8,11]的基本思想和机理可以用预测模型、滚动优化、反馈校正3个基本特征来概括。具体控制算法参见文献[4, 8, 11], 本文不再详述。

1.1 预测模型

模型是预测控制的关键,它应具有预测功能,即能根据系统的历史数据和未来输入,预测系统未来的输出值。在GPC中,最小方差控制采用CARIMA模型描述受到随机干扰的装置,有:

$$A(z^{-1})y(k) = B(z^{-1})u(k-1) + C(z^{-1})\xi(k)/\Delta \quad (1)$$

式中 $B(z^{-1})$ 和 $C(z^{-1})$ 分别为 n 、 m 和 n 阶的 z^{-1} 的多项式; $\Delta = 1 - z^{-1}$; $y(k)$ 、 $u(k)$ 和 $\xi(k)$ 分别表示输出、输入和均值为零的白噪声序列。若系统时滞大于零,则 $B(z^{-1})$ 多项式开头的一项或几项系数等于零。

1.2 滚动优化

1.2.1 目标函数

为了增强系统的鲁棒性,在目标函数中考虑现在时刻的控制 $u(k)$ 对系统未来时刻的影响,采用下列目标函数:

$$J = \sum_{j=1}^N [y(k+j) - w(k+j)]^2 + \sum_{j=1}^M \lambda(j) [\Delta u(k+j-1)]^2 \quad (2)$$

式中 N 为最大预测长度,一般应大于 $B(z^{-1})$ 的阶数; M 表示控制长度 ($M \leq N$); $\lambda(j)$ 为大于零的控制加权系数,常取为常数。为了进行柔化控制,控制的目的是使输出直接跟踪设定值,而是跟踪参考轨线,参考轨线为:

$$w(k+j) = \alpha^j y(k) + (1-\alpha^j) y_r \quad j=1,2,\dots,n \quad (3)$$

式中 y_r 、 $y(k)$ 和 $w(k+j)$ 分别为设定值、输出和参考轨线; α 为柔化系数, $0 < \alpha < 1$ 。目标函数中后一项的加入,主要用于压制过于剧烈的控制增量,

以防止系统超出限制范围或发生剧烈振荡。

1.2.2 输出预测

根据预测理论,为了得到预测超前 j 步后输出 $y(k+j)$ 的最优预测值,Diophantine方程为^[11]:

$$\hat{y}(k+j) = E_j B \Delta u(k+j-1) + F_j y(k) \quad (4)$$

由式(4)计算预测值 $\hat{y}(k+j)$,必须首先知道 E_j 、 F_j 。为了减小计算量,使用 E_j 、 F_j 的递推算法^[10],根据式(4)可得最优输出预测值为:

$$\hat{Y} = G \Delta U + f \quad (5)$$

式中 G 和 f 的表达式参见文献[10]。

1.2.3 最优控制律

若令:

$$W = [w(k+1), w(k+2), \dots, w(k+N)]^T$$

则式(2)可表示为:

$$J = (Y - W)^T (Y - W) + \lambda \Delta U^T \Delta U \quad (6)$$

采用 Y 的最优预测值 \hat{Y} 代替 Y ,即将式(5)代入式(6),并令 $\frac{\partial J}{\partial \Delta U} = 0$,可得:

$$\Delta U = (G^T G + \lambda I)^{-1} G^T (W - f) \quad (7)$$

实际控制时,每次仅将第一个分量加入系统,即有:

$$u(k) = u(k-1) + g^T (W - f) \quad (8)$$

式中 g^T 为 $(G^T G + \lambda I)^{-1} G^T$ 的第一行。

为了使计算简便,通常可以选取 $M < N$, $\Delta u(k+j-1) = 0$ 。此时, ΔU 变成了 $M \times 1$ 矩阵, $(G^T G + \lambda I)$ 则变成了 $M \times M$ 方阵,降低了维数,减小了计算量。

1.3 反馈校正

在控制的每一步,都要检测实际输出并与预测值比较,以此修正预测的不确定性。当实际系统存在非线性、时变、模型失配、干扰等因素时,反馈校正就能及时修正预测值,使优化建立在较准确的预测基础上。

2 总距和油门联动关系及发动机CARIMA模型

总距 P 与油门 W_t 的联动关系由发动机地面试车试验得到,实际开车时需要不断验证总距改变与所需的油门大小,以找到最佳匹配,联动关系如图1所示。联动关系可根据试验拟合成一个公式,进行实际控制时,当总距变化导致负载扭矩产生很大的变化时,前馈控制器根据所拟合的公式及时改变油门,补偿负载的改动,使转速波动变化平缓。

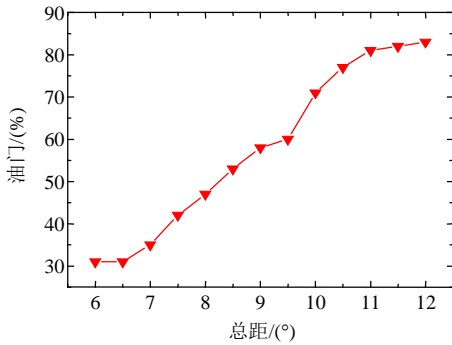


图1 总距与油门联动关系

本文根据试验数据拟合一个五阶多项式为:

$$y = 3\,330.2 - 1\,940.3x + 448.9x^2 - 51.3x^3 + 2.9x^4 - x^5 \quad (9)$$

式中 x 代表总距; y 代表油门。

设计广义预测控制器, 必须建立发动机 CARIMA 模型。本文通过变换总距杆位置选取发动机 3 个不同的工况点进行了 18 次试验。所选择的 3 个工况点如下: 发动机转速分别为 3 000 r/m、3 500 r/m、4 000 r/m, 与转速相对应的发动机负载扭矩分别为 11、14、16 Nm。在每个工况点, 重复做 3 次正反向试验, 以检验被控对象的非线性特性, 消除偶然性因素, 便于对离线信号求平均, 给出更可靠的数据进行分析及模型验证。油门开度阶跃变化量为 10%, 最大阶跃变化量不超过 20%。

根据试验阶跃响应曲线可以推断, 发动机模型可由一阶系统表示^[13]。此外, 转速对节气门的阶跃响应存在明显的纯时滞, 时滞是由于发动机工作行程的离散特性导致的。由此可得发动机模型为:

$$G(s) = \frac{Ke^{-\tau s}}{Ts + 1} \quad (10)$$

式中 K 为增益; T 为时间常数; τ 为时间延迟。

3 个不同工况下辨识得到的发动机模型参数如表 1 所示。

表1 不同转速和负载扭矩下发动机模型的参数

转速/r·m ⁻¹	负载扭矩/Nm	K	T/s	τ/s	拟合精度/(%)
3 000	11.5	158.75	3.6	0.6	86.54
3 500	14.1	178.50	3.7	0.5	89.78
4 000	16.7	87.50	2.2	0.3	88.43

将传递函数进行离散化为:

$$G(z^{-1}) = \frac{bz^{-1}}{1-az^{-1}} z^{-d} \quad (11)$$

式中 $a = e^{-T_s/T}$; $b = K(1-a)$; $d = \tau/T$; T_s 为采样时间。选择适当的 T_s 值, 则根据表 1 中模型参数的值即可确定 a 、 b 和 d 的值。

对被控对象建立 CARIMA 模型, 实际系统可表示为:

$$A(z^{-1})y(k) = z^{-d}B(z^{-1})u(k-1) + \xi(k)/\Delta \quad (12)$$

式中 $A(z^{-1}) = 1 - az^{-1}$; $B(z^{-1}) = b$ 。

根据式 (12) 确定发动机 3 个不同工况下的 CARIMA 模型。

当各工况点的发动机 CARIMA 模型的结构确定以后, 还可以根据各稳定工况点油门开度和转速的输入输出数据, 利用最小二乘递推辨识法辨识发动机 CARIMA 模型中的参数, 直接建立各工况点的发动机 CARIMA 模型。该方法可用于模型的在线辨识, 提高模型的准确性。

3 基于 GPC 算法的恒转速控制器设计

在无人直升机起飞、着陆或机动飞行时, 总距角变化很大, 发动机负载功率相应变化较大, 要求最大转速偏差小于 5%。若只用转速反馈控制, 其转速波动量较大 (大于 5%), 不能满足飞行控制对发动机控制的要求^[12, 14]。总距前馈补偿可以有效地抑制因直升机总距角变化而造成大的负载扰动, 及时增大或减小油门, 减轻 GPC 控制的负荷, 使转速波动较为平滑^[12]。

根据总距操作引起的负载变化确定油门前馈补偿, 使总距改变引起的发动机负载变化较大时, 前馈补偿控制部分能实时产生补偿油门, 减轻反馈控制的负荷; 同时根据发动机转速偏差采用 GPC 策略, 以便直升机飞行状态与气流环境改变等引起发动机负载扭矩变化时, 能自动改变节气门位置保证发动机转速跟随期望的参考轨迹, 抑制转速波动, 保证汽油发动机在整个运行工况内的转速都具有很高的控制精度及稳定性。图 2 所示为无人驾驶直升机发动机控制系统的控制原理框图。

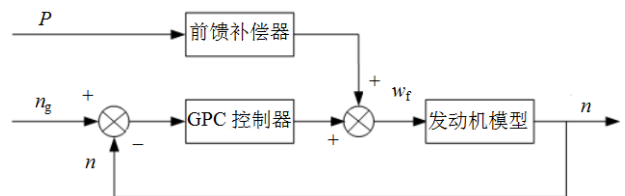


图2 无人驾驶直升机发动机控制系统的控制原理框图

恒转速闭环控制模式阶段, 转速控制器总的设计思路是: 首先根据总距和油门的联动关系确定前馈补偿量, 同时根据此时工况点确定发动机工况模型, 以该模型为预测模型进行恒转速广义预测控制。当总距变化较大时, 根据此时负载范围及时切换工况模型, 保证转速波动范围在一定的精度要求之内。

3.1 GPC具体的计算步骤

- (1) 设置 N 、 M 、 λ 、 α 等参数初值;
- (2) 根据总距变化产生的负载范围确定发动机工况模型, 得到 $A(z^{-1})$ 、 $B(z^{-1})$;
- (3) 根据所得的 $A(z^{-1})$, 采用递推法计算 E 、 F ;
- (4) 根据 $B(z^{-1})$ 、 E 、 F 计算 G 和 f ;
- (5) 重新计算出 g^T , 并按式(8)计算出 $u(t)$, 将其作用于对象;
- (6) 返回计算步骤(2)。

3.2 GPC控制器参数的选择及改进方法

参考文献[10-11]详细分析了设计GPC控制器参数的选择方法, 本文采用了以下的改进方法。

- (1) 根据式(8), 在多步预测中包含的 $\Delta u(k+1)$ 、 $\Delta u(k+2)$ 、 \dots 、 $\Delta u(k+M-1)$ 有用信息实际上并未被充分利用, 而一步控制增量 $\Delta u(k)$ 又可能受预测误差、噪音干扰等因素影响。为了改善控制效果, 充分利用多步预测中现有的信息, 采用平滑滤波作用的输入加权控制律^[15]:

$$u(k) = \frac{\sum_{i=1}^M \psi(i) u(k-i+1)}{\sum_{i=1}^M \psi(i)} \quad (13)$$

式中 $\psi(i)$ 为控制量加权系数。

- (2) 为能保证在最小时域系统输出 $y(k)$ 不被第一次控制变量 $u(k)$ 所影响, 在目标函数中最小预测时域应该大于或等于死区时间 d , 所以预测时域取为 $[d+1, d+N]$, 以消除系统纯滞后时间的影响。

4 仿真与试验结果

无人直升机发动机是一个具有较多未知特性的复杂被控对象, 在工程上按解析的方法设计的控制规律, 直接进行飞行试验是非常危险的, 还必须进行数字仿真、地面试车、整机地面系留试验等多种试验方式, 尽可能找出在设计过程中存在的不足和缺陷, 验证其控制规律的可行性和控制系统的可靠性, 最后才能进行整机外场试飞试验。

4.1 仿真结果

本文针对无人直升机发动机恒转速控制闭环系统稳态误差低于5%的性能设计要求, 并结合实际飞行控制中遇到的情况, 分别对跟踪参考转速变化、加阶跃负载干扰、模型失配(包括时延变化和参数变化)等几种情况进行了仿真, 并分析了控制系统的鲁棒性, 与传统的PID控制进行了一些对比。

4.1.1 参考转速变化时GPC控制跟踪性能的仿真

对应实际控制中地面指挥系统对无人机转速的控制, 本文进行了某一负载范围内发动机参考转速

从3 000 r/min阶跃增加到3 500 r/min, 再阶跃增加到4 000 r/min时发动机转速跟踪仿真, 仿真曲线如图3所示。从仿真结果可以看出, 发动机能快速跟踪参考转速, 超调量较小, 在阶跃输入下的稳态误差低于5%, 满足控制要求。

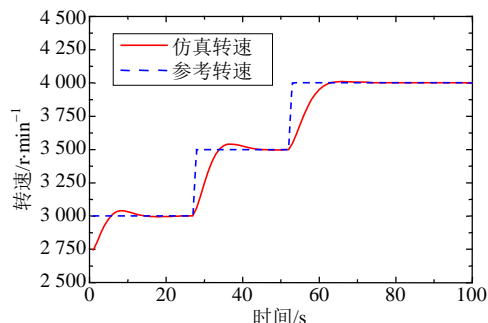


图3 发动机参考转速变化时跟踪性能仿真曲线

4.1.2 负载扰动时GPC控制和PID控制的对比仿真

旋翼总距以及前飞速度、升降速度等直升机飞行状态突然改变, 相当于负载阶跃扰动, 此时控制器应保证转速以较快的速度稳定在参考转速范围内, 使波动较小。本文进行了GPC控制和PID控制的负载扰动对比仿真, 其中PID控制参数采用Ziegler-Nichols整定方法获得。

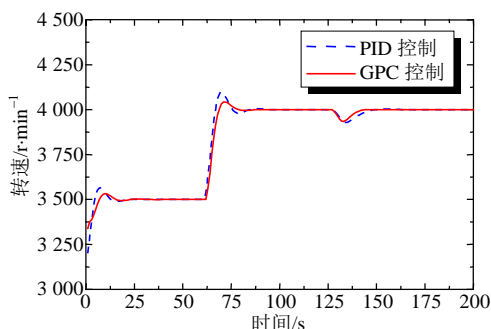


图4 负载阶跃扰动时GPC控制仿真曲线

图4为转速从3 500 r/min阶跃增加到4 000 r/min, 并且在125 s时加一负载阶跃扰动的仿真结果曲线。由图4可以看出, 与PID控制相比, GPC控制的超调量和调节时间有明显的改善, 超调量降低为3%, 低于5%。从125 s处的阶跃负载扰动响应可以看出, 转速恢复到参考值的调节时间缩短, 由10 s缩短为7 s。

4.1.3 模型失配时GPC控制和PID控制的对比仿真

旋翼总距的改变及前飞速度、升降速度等直升机飞行状态的改变会使发动机模型发生变化, 导致模型失配, 包括发动机的时延变化和参数变化。

为了验证模型失配时GPC控制器的鲁棒性, 本文进行了仿真研究。图5所示为模型失配时转速GPC控制仿真结果曲线, 仿真从第50 s开始, 每100 s变化一次模型, 分为3个工况点模型。从仿真结果可看

出,在GPC控制参数不变的情况下,模型发生变化时系统仍能按要求快速跟踪目标值,而且基本满足所要求的性能指标。仿真结果说明GPC控制对模型要求不高、鲁棒性较强的特性。

图6所示为模型失配时GPC控制器和传统PID控制器的对比仿真结果曲线。仿真中PID控制参数对50~100 s的工况模型整定为最优后不变。从仿真曲线可看出,PID对被控对象的参数变化比较敏感,在某一条件下设计的最优控制参数通用性差,很难保证大工况范围内转速控制的稳定性要求。模型失配时,控制鲁棒性较差,自适应性不强。

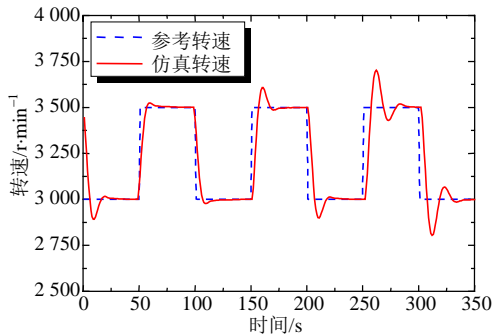


图5 模型失配时转速GPC控制仿真曲线

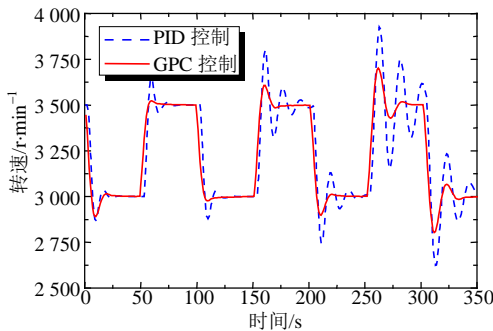
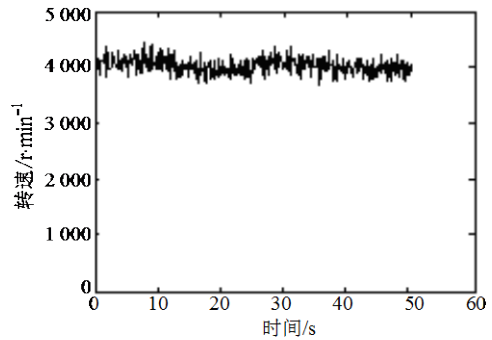


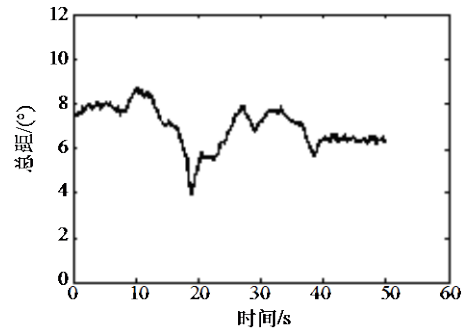
图6 PID控制器和GPC控制器对比仿真曲线

4.2 试验结果

本文采用总距前馈补偿和恒转速闭环控制复合控制策略进行地面系留试验,验证GPC控制器的控制效果。当发动机稳定在4 000 r/min工况一段时间之后,改变旋翼总距使负载发生变化,分别用GPC控制器和PID控制器控制转速,使之稳定在参考转速4 000 r/min附近。图7所示为地面系留试验发动机恒转速GPC控制器控制结果数据曲线,图8所示为地面系留试验发动机恒转速PID控制器控制结果数据曲线。从控制结果数据曲线可以看出,当飞行状态及总距变化引起负载有较大的变化时, GPC控制器控制发动机转速波动较小,响应速度快,鲁棒性好,稳态误差基本控制在5%以内;而PID控制器控制发动机转速波动较大,稳态误差超过5%。

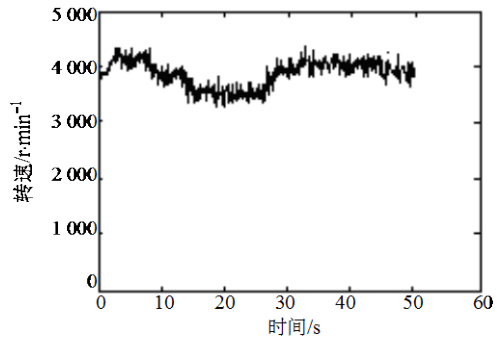


a. 发动机转速变化曲线

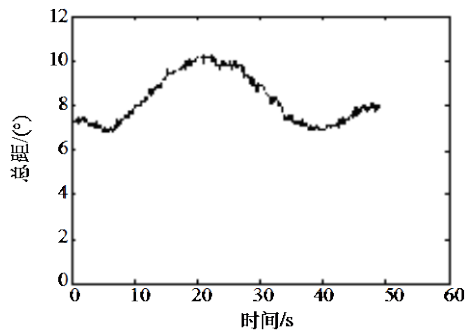


b. 总距变化曲线

图7 地面系留试验发动机恒转速GPC控制器控制曲线



a. 发动机转速变化曲线



b. 总距变化曲线

图8 地面系留试验发动机恒转速PID控制器控制曲线

5 结论

本文采用对模型要求较低、抗负载扰动性和鲁棒性较强的GPC控制器,设计了无人直升机恒转速闭环控制模式的闭环恒转速控制器,针对实际中的几种典型工况进行仿真,并进行了地面系留试验。仿真和试验证明, GPC算法抗负载扰动、时延变化

和参数变化能力较强, GPC控制器能按设定转速在各种功率状态下保持输出轴转速恒定, 保证直升机主旋翼恒速运转以获得最佳的气动效率。

参 考 文 献

- [1] 杨振祥, 阮红霞. 小型无人直升机动力装置活塞发动机的动态效应[J]. 直升机技术, 2006, (2): 32-35.
YANG Zhen-xiang, RUAN Hong-xia. The dynamic effect for piston engine on mini-unmanned helicopter[J]. Helicopter Technique, 2006, (2): 32-35.
- [2] 陈林林, 魏民祥, 杨海青, 等. 基于隐式广义预测算法的无人直升机发动机恒转速控制[J]. 机械科学与技术, 2009, 28(8): 1092-1095.
CHEN Lin-lin, WEI Min-xiang, YANG Hai-qing, et al. Design of an implicit generalized predictive controller for the speed of an unmanned helicopter engine[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2009, 28(8): 1092-1095.
- [3] 樊林, 裴普成, 杨武, 等. 电控汽油机怠速控制方式[J]. 汽车工程, 2002, 24(6): 490-494.
FAN Lin, PEI Pu-cheng, YANG Wu, et al. Idling control schemes for electronically controlled gasoline engine[J]. Automotive Engineering, 2002, 24(6): 490-494.
- [4] CLARKE D W, MOHTADI C, TUFFS P S. Generalized predictive control[J]. Automatica, 1987, 23(2): 137-160.
- [5] CLARKE D W. Application of generalized predictive control to industrial processes[J]. IEEE Contr Syst Mag, 1998, 8(4): 49-55.
- [6] GARCIA C E, PRETT D M, MORARI M. Model predictive control, theory and practice-a survey[J]. Automatica. 1989, 25(3): 335-348.
- [7] LIM K W, LING K V. Generalized predictive control of a heat exchanger[J]. IEEE Contr Syst Mag, 1989, 9(4): 9-12.
- [8] 席裕庚. 预测控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993.
XI Yu-geng. Predictive control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993.
- [9] 舒迪前. 预测控制系统及其应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 1996.
SHU Di-qian. Predictive control and its application[M]. Beijing: China Machine Press, 1996.
- [10] 钱积新, 赵均, 徐祖华. 预测控制[M]. 北京: 化学工业出版社, 2007.
QIAN Ji-xin, ZHAO Jun, XU Zu-hua. Predictive control [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2007.
- [11] 李国勇. 智能控制及其MATLAB实现[M]. 北京: 电子工业出版社, 2005.
LI Guo-yong. Intelligent control and matlab realization[M]. Beijing: Publishing House of Electronic Industry, 2005.
- [12] 杨志家, 赵光宙, 严兆大. 发动机怠速模型及前馈补偿控制[J]. 小型内燃机, 1997, 26(5): 19-23.
YANG Zhi-jia, ZHAO Guang-zhou, YAN Zhao-da. Idling model and feedforward compensation control of engine[J]. Small Internal Combustion Engine, 1997, 26(5): 19-23.
- [13] 邵金菊, 魏民祥, 温卫东. 基于LMI活塞式发动机恒转速 H_∞ 动态输出反馈控制[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1195-1199.
SHAO Jin-ju, WEI Min-xiang, WEN Wei-dong. Piston engine speed H_∞ dynamic output feedback regulation based on LMI[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1195-1199.
- [14] 黄向华, 彭召勇. 无人驾驶直升机发动机模糊自适应PID控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 487-493.
HUANG Xiang-hua, PENG Zhao-yong. Fuzzy adaptive PID control for an unmanned helicopter engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 487-493.
- [15] 周德云, 陈新海. 采用加权控制律的自适应广义预测控制器[J]. 控制与决策, 1991, 6(1): 1-7.
ZHOU De-yun, CHEN Xin-hai. Weighted input adaptive generalized predictive controller[J]. Control and Decision, 1991, 6(1): 1-7.

编辑 黄莘