

飞航导弹动力装置的预测控制设计^{*}

孙明玮, 王 健, 薛丽华

(北京机电工程研究所, 北京 100074)

摘 要: 在大空域内实现对于飞航导弹巡航马赫数的有效控制是一个迫切需要解决的问题。首先通过机理分析, 确定了连续形式的导弹/动力装置线性简化数学模型, 然后通过一种具有强鲁棒性的递推阻尼最小二乘参数辨识算法, 对于它的离散模型特征参数进行实时估计, 最后以这个离散模型为基础通过设计预测控制得到了燃油调节规律。通过与传统 PID 调节方法的比较, 显示了这种方法在工况大范围变化的情况下, 能够保持马赫数调节的高精度与快速性, 改善了动态品质, 具有很强的鲁棒性与适应性。

关键词: 飞航式导弹; 发动机; 动力装置; 预测; 动态特性

中图分类号: V235.21; TP273

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 03-0230-03

Predictive control design on power pack of cruise missile

SUN Ming-wei, WANG Jian, XUE Li-hua

(Beijing Electromechanical Engineering Inst., Beijing 100074, China)

Abstract: Effective Mach number control of cruise missile in large airspace is an urgent problem to be solved. Firstly, a simple continuous linear model of missile power is presented via mechanism analysis, and the coefficients of its discrete version are estimated in real time by a kind of robust recursive damped least square identification algorithm. Secondly, fuel regulation law is obtained by predictive control designed based on the discrete model. Finally, some comparative simulations are made between routine PID control and predictive control. The results demonstrate that predictive control remains high precision and good dynamic performance regardless of drastic environment variation.

Key words: Aerodynamic missile; Engine; Power plant; Prediction; Dynamic characteristic

1 引 言

飞航导弹的大飞行包络可以采用多种飞行弹道, 如果希望能够达到远射程, 必须采取长距离等速巡航的策略。对于等马赫数飞行的情况, 主要是对于发动机推力的控制, 而这是通过发动机燃油量的调节来实现的。显然这是一个小回路的跟踪控制问题。

传统的发动机控制采用模拟体制, 控制回路的设计相当复杂^[1,2]。目前的发动机控制已经采用了完全的数字控制, 这就为设计工作提供了极大的方便。随着飞航导弹向大空域机动方向的发展趋势, 由于工况的大范围变化, 对于燃油调节系统的精度要求很高。燃油量的调节通常采用比较简单的 PID 控制形式, 但

是它对于马赫数调节这种时间常数很大的惯性过程往往难以达到满意的控制效果, 同时对于不同温度、高度和巡航马赫数的调节也缺乏适应性。

本文根据马赫数调节的机理分析, 提出了一种新型的自适应预测控制方式, 并通过数学仿真验证了它的有效性, 无论是在动态品质、鲁棒性还是适应性方面, 都具有巨大的优势。

2 模型的建立

通过发动机-导弹联合体的数学模型分析, 导弹的时间常数(推力对马赫数的影响)一般达数十秒, 而发动机的时间常数(燃油量对推力的影响)仅为数十毫秒, 两者相差很大。这就是说, 发动机工作状态的

* 收稿日期: 2003-05-12; 修订日期: 2003-11-28。

作者简介: 孙明玮 (1972—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为飞行控制与制导、数据融合。

E-mail: sun_mingwei@263.net

变化不可能对导弹产生迅速的影响;相反,导弹飞行速度的改变就立即使发动机工作状态改变。因此,联合体模型可以简化为

$$T_w \frac{dMa}{dt} + Ma = K_{q_{mf}} q_{mf} + f \quad (1)$$

其中 Ma 是导弹的飞行马赫数, q_{mf} 是发动机供油量, f 是各种干扰和未建模动态的综合。

由式(1)可见,整个回路可以看做是一个长周期一阶惯性过程。对于不同的工况(高度和马赫数),惯性时间常数 T_w 和控制增益 $K_{q_{mf}}$ 会发生很大的变化,给传统的控制设计带来困难。特别是由于对象时间常数远大于发动机控制周期,使得 PID 控制的效果往往不理想,调整时间比较长,很难保证在大空域内发动机的稳定供油。这里给出一种自适应预测控制算法,具有良好的动态品质和鲁棒性。

3 自适应预测控制

3.1 鲁棒递推阻尼最小二乘法

为了保证算法的鲁棒性,这里使用一种有限区间内的鲁棒递推阻尼最小二乘法。下面介绍一下需要使用辨识算法^[3,4]。

设被辨识的模型为:

$$A(q^{-1})y(t) = B(q^{-1})u(t-1) + e(t) \quad (2)$$

其中多项式 $A(q^{-1})$ 的阶数为 n_a , 多项式 $B(q^{-1})$ 的阶数为 n_b , $e(t)$ 为噪声, $\Phi(t)$ 为输入-输出观测向量, θ 为未知参数向量,且

$$\Phi^T(t) = [-y(t-1), \dots, -y(t-n_a), \\ u(t-1), \dots, u(t-1-n_b)] \quad (3)$$

$$\theta = [a_1, \dots, a_{n_a}, b_0, \dots, b_{n_b}] \quad (4)$$

设根据输入输出观测测量对于 θ 的估计为 $\hat{\theta}$, 定义实际观测值 $y(t)$ 与估计模型计算值 $y_m(t) = \Phi^T(t)\hat{\theta}$ 之间的偏差称为残差 $\varepsilon(t)$, 有

$$\varepsilon(t) = y(t) - \Phi^T(t)\hat{\theta} = \Phi^T(t)(\theta - \hat{\theta}) + e(t) \quad (5)$$

引入符号 y, Φ, e, ε ^[3], 并且设 N_t 为需要进行优化的时间窗口长度。这样,整个窗口内的关系可以用向量矩阵方程表示为

$$\varepsilon = y - \Phi\hat{\theta} = \Phi(\theta - \hat{\theta}) + e \quad (6)$$

参数的标准最小二乘估计,就是使下列目标函数最小化

$$J = \varepsilon^T P \varepsilon = (y - \Phi\hat{\theta})^T P (y - \Phi\hat{\theta}) \quad (7)$$

这里 P 是一个对角线正加权矩阵。

为了使参数变化不至于出现间歇性突跳(主要是通过保证小信号时在进行矩阵求逆的过程中不至于出现小数被除的现象),我们在这里引入一个阻尼因子 η , 并且记前一时刻的参数辨识向量为 θ^* , 可以重新定义新的目标函数如下

$$J = \varepsilon^T P \varepsilon + \eta(\theta - \theta^*)^T (\theta - \theta^*) =$$

$$(y - \Phi\hat{\theta})^T P (y - \Phi\hat{\theta}) + \eta(\theta - \theta^*)^T (\theta - \theta^*) \quad (8)$$

将上式展开,通过优化可以得到参数估计值为

$$\hat{\theta}_{LS} = (\Phi^T P \Phi + \eta I)^{-1} (\Phi^T P y + \eta \theta^*) \quad (9)$$

3.2 预测控制

下面主要介绍一下广义预测控制(GPC)^[4]。

GPC 采用式(2)所示的 CARIMA 模型作为预测模型。考虑如下性能指标:

$$J = E \left| \sum_{j=1}^N [y(t+j|t) - w(t+j)]^2 + \right. \\ \left. \lambda \sum_{j=1}^{N_u} [\Delta u(t+j-1)]^2 \right| \quad (10)$$

式中 $\lambda \geq 0$ 是控制增量加权因子, N 是预测时域, N_u 是控制时域,即在优化中规定:

$$\Delta u(t+j-1) = 0, \quad j > N_u \quad (11)$$

$\{y(t+j|t)\}$ 是向前 j 步的输出序列, $\{w(t+j)\}$ 是设定值序列,由如下动态方程产生:

$$\begin{cases} w(t) = y(t) \\ w(t+j) = \alpha w(t+j-1) + (1-\alpha)y_r(t), \quad j=1, \dots, N \end{cases} \quad (12)$$

式中 $0 \leq \alpha < 1$ 为柔化因子, $y_r(t)$ 为当前设定值。

令 $\partial J / \partial \Delta U = 0$, 可得最优控制序列为:

$$\Delta U = (G^T G + \lambda I)^{-1} G^T (W - Y_0) \quad (13)$$

取其第一项为当前控制:

$$\Delta u(t) = d^T (W - Y_0) \quad (14)$$

式中

$$d^T = [1, 0, \dots, 0] (G^T G + \lambda I)^{-1} G^T \stackrel{\text{def}}{=} [d_1, \dots, d_N]$$

在下一个采样周期,重复上述过程,产生新的控制动作。

对于时间常数比较大的一阶惯性环节,通过分析仿真发现,使用一种特殊的 d^T 选取方法可以达到很理想的品质,这里从略。

3.3 Ma 数控制

将前面的设计方法用在发动机-导弹联合体的数

学模型(1)上,需要估计和控制的对象离散数学模型为:

$$\frac{Ma(q^{-1})}{q_{mf}(q^{-1})} = \frac{q^{-1} \cdot b}{1 + aq^{-1}} \quad (15)$$

也就是需要估计两个参数即可,其中 $a = -e^{-\frac{h}{T_w}}$, $b = K_{q_{mf}}(1 - e^{-\frac{h}{T_w}})$, h 是采样间隔。由于模型的特征参数 T_w 与 $K_{q_{mf}}$ 很难得到,所以直接使用 3.1 节中的鲁棒递推阻尼最小二乘法,利用实时得到的马赫数数据,进行模型(15)的参数辨识,得到参数 a 与 b 的估计值。以模型(15)为基础,采用 3.2 节的预测控制算法,以巡航马赫数为程序参考信号,就可以得到需要的供油量 q_{mf} 了。控制框图如图 1 所示。

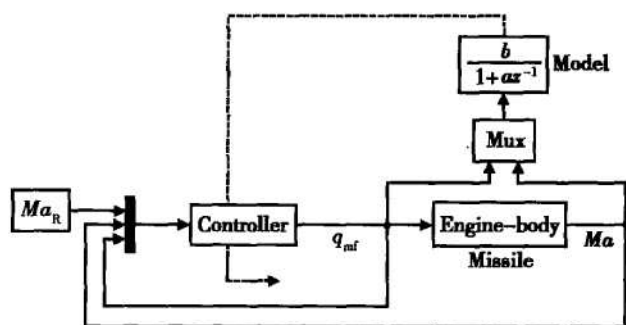


Fig. 1 Block diagram of adaptive predictive control on Mach number

按照这一节的方法与传统的 PID 控制方法,利用一组控制参数对于导弹在 Ma 为 3.0 和 2.7 两种巡航飞行状态分别进行了仿真计算,结果如图 2~ 图 5 所示。

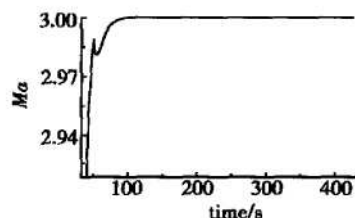


Fig. 2 High altitude Mach number obtained by predictive control

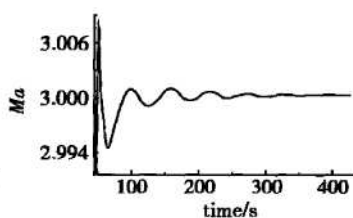


Fig. 3 High altitude Mach number obtained by PID control

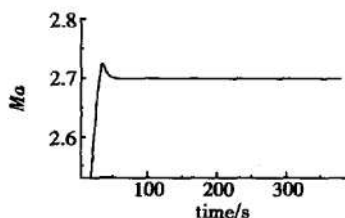


Fig. 4 Low altitude Mach number obtained by predictive control

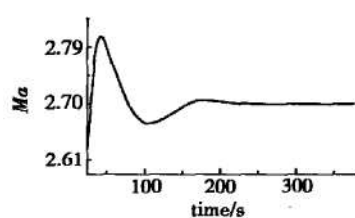


Fig. 5 Low altitude Mach number obtained by PID control

通过以上的数学仿真可看出,使用预测控制可使 Ma 数的调节很快稳定在稳态值并且精度极高,充分体现了它的高反馈效率。而预测控制对于慢过程的控制正是它的一大优势,并可以把采样控制时间进行适当的加长,降低执行器的动作频率,实现了快动态和高精度的统一,具有很强的适应性。而使用固定参数的 PID 控制,由于结构所限,很难实现对于具有大时间常数的导弹/动力系统的快速与高精度控制,而且对于不同的飞行高度和飞行马赫数,由于工况变化比较剧烈,难以实现对于各种情况的性能鲁棒性。

4 结 论

本文利用自适应预测控制设计了保证巡航马赫数的供油调节规律,是在目前的技术能力下实现高品质控制的有效途径。使用自适应预测控制可以有效

地实现鲁棒性与动态性能这两个矛盾指标的分离设计,并且可以极大地降低调试工作量和难度,具有现实的工程指导意义。

参考文献:

- [1] 刘兴洲. 飞航导弹动力装置(上)[M]. 北京: 宇航出版社, 1992.
- [2] 韩捷初. 某型号燃油调节系统[J]. 推进技术, 1998, 19(2). (HAN Jie-chu. Fuel regulation system of a ramjet engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1998, 19(2).)
- [3] 孙明玮, 张 奇, 邵继法, 等. 鲁棒递推阻尼最小二乘算法[J]. 航空计算技术, 2003, 33(1): 22~ 25.
- [4] 韩曾晋. 自适应控制[M]. 北京: 清华大学出版社, 1995.
- [5] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波理论与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.

(编辑: 梅 瑛)