第7期 第4期 空间科学学报 Vol. 7, No. 4
1987 年 10 月 GHINESE JOURNAL OF SPACE SCIENCE Oct., 1987

气球吊篮姿态的自适应控制

颜 岩
(中国科学院空间科学技术中心)

摘 要

本文从理论上分析了吊篮姿态控制系统数学模型中参数的不确定性，并且通过数字仿真和实验验证了这种不确定性对系统控制性能的影响. 为保证得到良好的控制特性，在 Popov 超稳定理论的基础上，引出了气球吊篮姿态的模型参考自适应控制法. 本文推出一套具有时变自适应增益的离散自适应算法，并在此基础上进行了大量数字仿真. 仿真结果表明，吊篮姿态的模型参考自适应方法可以解决吊篮姿态的经典控制方法难以应付的参数大幅度变化、参数未知和非线性等问题. 另外，与其它自适应方法相比，该方法还有自适应速度快、工程上易于实现等优点.

一、前 言

高空探测气球是空间探测的重要手段之一. 它与飞机、探空火箭、卫星等空间飞行器互为补充，在多学科的空间探测实验中起着重要作用. 为了保证高空气球满足某些科学观测的要求，必须使吊篮保持一定的位置或跟踪观测目标，并要求在整个观测过程中排除外界干扰和吊篮系统参数变化引起的等价扰动. 因此在某些情况下，气球吊篮必须具有姿态控制系统.

二、现有姿控系统分析及改进方案的提出

气球吊篮控制方式大致可以分为两类. 一类是直接驱动吊篮内的观测仪器，使其对准观测目标，这种方式适用于吊篮转动惯量远大于观测仪器转动惯量的系统；另一类是直接控制吊篮姿态，使其上安装的观测仪器对准观测目标. 目前国内大多数使用后一种控制方式，其典型的系统配置如图 1 所示*.

吊篮通过吊挂系统(单股反捻绳、降落伞和绳笼)悬挂在气球之下. 反作用飞轮装在吊篮底部，它由一个大力矩电机驱动，磁强计为姿态敏感元件. 反捻装置紧靠气球底部放置，它由一个直流电机和减速器组成. 飞轮力矩电机和反捻电机都由磁强计输出信号激励.

吊篮方位控制系统工作可由下列微分方程描述:

本文于 1987 年 2 月 19 日收到.

* 楼岳，"遥感气球吊篮的姿控与测量"，中国空间科学学会空间机械专业委员会报告，1986.

$$J_1\theta = -J_2\ddot{\varphi} - K(\theta - \theta_1), \tag{1}$$

或

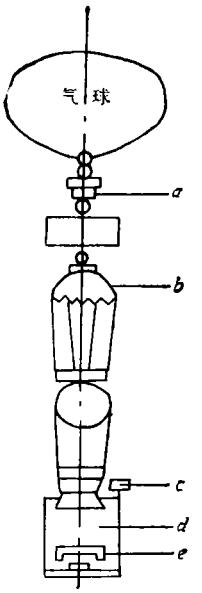
$$\ddot{\theta} = -\alpha\ddot{\varphi} - \omega_0^2(\theta - \theta_1). \tag{2}$$

其中 J_1 为吊篮（包括其上所有设备）的转动惯量；J_2 为和飞轮一起转动部分的转动惯量；α 为 J_2/J_1；K 为吊绳的刚度系数；ω_0 为吊篮无阻尼固有频率 $\omega_0 = \sqrt{K/J_1} = 2\pi/T$；$T$ 为吊篮的自由转动周期；$\ddot{\theta}$ 为吊篮的偏转加速度；θ_1 为在反捻电机作用下吊篮的转角；$\ddot{\varphi}$ 为飞轮的转动加速度.

为了确保吊篮方位控制系统能够稳定的工作，并具有满意的动态特性，必须引入校正网络. 当引入 PID 和 PI 校正网络并忽略电机的机械时间常数后，系统的方框图如图 2 所示. 从而可以写出方位控制系统的开环传递函数

$$G(s) = \{\alpha a's^3 + (\alpha b' + \omega_0^2 aA')s^2 + \omega_0^2(aB' + bA') + bB\omega_0^2\}/\{s^2(s^2 + \omega_0^2)\}.$$

式中 $a' = aK_1'K_1''$；$b' = bK_1'K_1''$；$A' = AK_2'K_2''$；$B' = BK_2'K_2''$；$K_1'(K_2')$ 为反捻回路（反作用飞轮回路）PWM 放大器放大系数；$K_1''(K_2'')$ 为反捻（飞轮）电机放大系数.



a——反捻电机 (Twisting motor)
b——降落伞 (Parachute)
c——磁敏感器 (Magnetic sensor)
d——吊篮 (Gondola)
e——反作用飞轮 (Reaction wheel)

图 1　气球吊篮系统示意图

Fig. 1　Schematic diagram of the balloon-borne gondola

系统的闭环传递函数为

$$\varphi(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} = \{\alpha a's^3 + (\alpha b' + \omega_0^2 aA')s^2 + \omega_0^2(aB' + bA')s + bB'\omega_0^2\}/\{s^4 + \alpha a's^3 + (\alpha b' + \omega_0^2 aA' + \omega_0^2)s^2 + \omega_0^2(aB' + bA') + bB'\omega_0^2\}. \tag{3}$$

由上式似乎可以认为，只要适当选取 α、ω_0、a'、b'、A'、B'，也就是适当配置系统的闭环极点，就可以使系统获得满意的动态性能，例如取 $\alpha=0.2$，$\omega_0=0.1$，$a' = 80$，$b' = 104$，$A' = 1600$，$B' = 1700$，$K_1' = 100$，$K_1'' = 1$，可以得到系统的开环和闭环传递函数 $G(s)$ 和 $\varphi(s)$

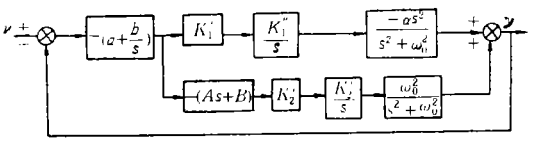


图 2　吊篮系统方框图

Fig. 2　Block diagram of balloon-borne gondola

$$G(s)=\frac{16s^3+33.6s^2+30.2s+18.02}{s^2(s^2+0.01)}, \tag{4}$$

$$\varphi(s)=\frac{16s^3+33.6s^2+30.2s+18.02}{s^4+16s^3+33.61s^2+30.2s+18.02}. \tag{5}$$

对于上述系统进行四阶龙格-库塔法数字仿真得到系统跟踪单位阶跃信号和系统对干扰进行调节时系统过渡过程特性. 此时系统超调量 $\sigma=9.7\%$，调节时间 $t_s=1.3$s，2% 误差带.

表面上看来控制性能是不错的，但是问题远非如此简单. 实际上，参数 α 在气球飞行中常常是大幅度变化，例如需要将装在吊篮内的砂子抛出，以改变气球飞行的航迹时就是如此. 吊篮内观测仪器的转动也会改变 α 值. 由于地面和空间温差很大，吊绳长度随之改变，因此 ω_0 也是一个不易确定的参数. 另外，PWM 放大器的饱和非线性，磁强计的死区等非线性因素也没有在图 2 中考虑. 因此(3)式远不能描述这个系统的实际特性.

例如 α 由 0.2 变为 0.1 时，开环传递函数变为

$$G(s)=\frac{8s^3+23s^2+30.2s+18.02}{s^2(s^2+\omega_0^2)}. \tag{6}$$

此时系统的相位裕度为 69°，而由(4)式描述的系统的相位裕度为 82.4°，并且开环通频带也变窄. 因此根据控制理论，当 α 减小到 0.1 后，超调量将增大，调节时间加长. 图 3 画出了两种不同 α 时，控制系统的过渡过程曲线，由曲线看出，α 变小时，系统性能明显变坏. 我们在实际系统上的实验也证明了这一点.

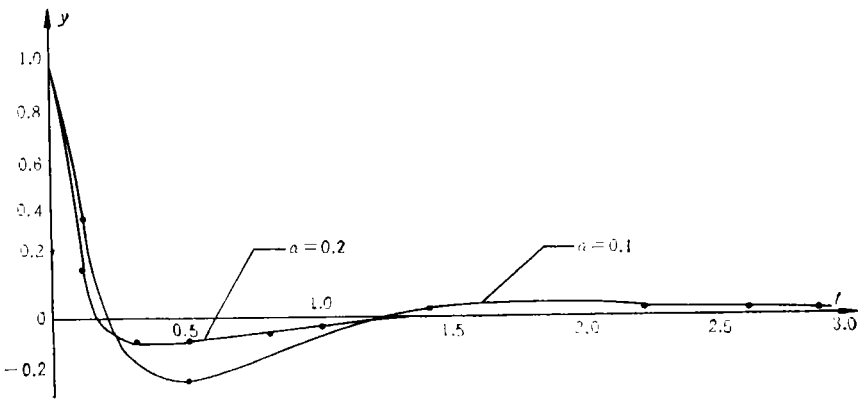


图 3 不同 α 时系统响应曲线

Fig. 3 Dynamic performance of systems with different α

总之，吊篮方位控制系统是一个参数未知或时变的非线性系统. 对此，常规控制已经不能圆满地解决问题，寻找一种适应参数变化的控制方法是十分必要的.

作者认为模型参考自适应方法不仅可以满足上述要求，还有工程上便于实现的优点，将它应用于吊篮方位控制是合适的.

三、气球吊篮姿态的模型参考自适应控制方法

模型参考自适应控制的基本思想是用参数模型代表理想的动态特性，定义

$$\varepsilon = y_m - y.$$

其中 y_m 为模型输出，y 为可调系统输出．以 ε 为依据，通过自适应机构，对可调系统施加控制，从而使 $\lim\limits_{t\to\infty}\varepsilon = 0$.

为便于实现计算机控制，首先将(4)式的系统离散化，其离散化形式为：

$$\varphi(z) = \frac{z^{-1}B(z^{-1})}{A(z^{-1})}$$

$$= \frac{z^{-1}[b_0(k) + b_1(k)z^{-1} + b_2(k)z^{-2} + b_3(k)z^{-3}]}{1 + a_1(k)z^{-1} + a_2(k)z^{-2} + a_3(k)z^{-3} + a_4(k)z^{-4}}.$$

其中参数是 k 的函数是时变参数．例如在某一时刻连续系统开环传递函数由(6)式表示时，则 $b_0(k) = 0.8$, $b_1(k) = -2.16$, $b_2(k) = 1.95$, $b_3(k) = -0.589$, $a_1(k) = -3.282$, $a_2(k) = 4.035$, $a_3(k) = -2.2$, $a_4(k) = 0.448$.

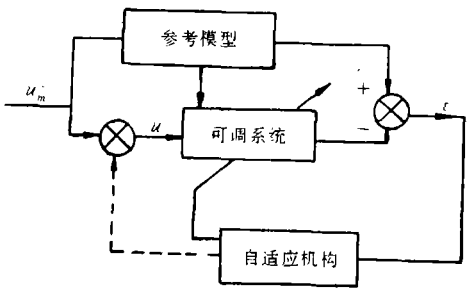


图 4　模型参考自适应控制原理图

Fig. 4　Schematic diagram of MRAC

取参考模型为 $C_1(z^{-1})y^m(k) = z^{-1}D(z^{-1})u^m(k)$,

其中，$y^m(k)$ 和 $u^m(k)$ 为模型的输出和输入．吊篮系统-模型误差定义为

$$\varepsilon(k) = y(k) - y^m(k), \tag{7}$$

其中 $y(k)$ 为吊篮系统输出．

控制目标是

$$C_2(z^{-1})\varepsilon(k+1) = 0, \quad k > 0. \tag{8}$$

其中 $C_2(z^{-1}) = 1 + C_1z^{-1} + C_2z^{-2} + C_3z^{-3} + C_4z^{-4}$ 为一渐近稳定多项式．

因为

$$\begin{aligned} C_2(z^{-1})y(k+1) &= C_2(z^{-1})y(k+1) - zA(z^{-1})y(k) + B(z^{-1})u(k) \\ &= [C_2(z^{-1}) - A(z^{-1})]y(k+1) + B(z^{-1})u(k) \\ &= R(z^{-1})y(k+1) + B(z^{-1})u(k), \end{aligned} \tag{9}$$

式中

$$R(z^{-1}) = C_2(z^{-1}) - A(z^{-1}),$$

令

$$R(z^{-1}) = r_1(k) + r_2(k)z^{-1} + r_3(k)z^{-2} + r_4(k)z^{-3},$$

和 $$B^*(z^{-1}) = B(z^{-1}) - b_0(k).$$

由(7)—(9)式可得

$$C_2(z^{-1})\varepsilon(k+1) = R(z^{-1})y(k) + b_0(k)u(k) + B^*(z^{-1})u(k) - C_2(z^{-1})y^m(k+1) = 0, \quad (10)$$

即 $$u(k) = b_0^{-1}(k)[C_2(z^{-1})y^m(k+1) - R(z^{-1})y(k) - B^*(z^{-1})u(k)]. \quad (10)$$

引入记号 $\phi_0^T(k) = [u(k-1), \cdots u(k-3),\ y(k)\cdots y(k-3)]$,

$p_0^T(k) = [b_1(k), \cdots b_3(k),\ r_1(k)\cdots r_4(k)]$,

$\phi^T(k) = [u(k);\ \phi_0^T(k)]$, $p_0^T(k)$ 为参数矢量,

$p^T(k) = [b_0(k);\ p_0^T(k)]$.

则(10)式可写成

$$u(k) = b_0^{-1}(k)[C_2(z^{-1})y^m(k+1) - p_0^T(k)\phi_0(k)]. \quad (11)$$

从(11)式看出,为求出控制 $u(k)$,必须知道当时时刻的参数矢量 $p^T(k)$,而它在实际中是随时间而变化的,为用递推的方法求出 $\hat{p}(k)$,根据波波夫超稳定理论和有关参数自适应算法的定理[1],可以建立 $p(k)$ 的递推算法.

现引入系统-模型误差为

$$\varepsilon^1(k) = C_2(z^{-1})\varepsilon(k) = [p - \hat{p}(k-1)]^T\phi(k-1), \quad (12)$$

以找出一个自适应算法,使

$$\lim_{k\to\infty}\varepsilon(k) = 0,\ \forall\varepsilon(0) \neq 0,\ \hat{p}(0) \in R. \quad (13)$$

并且

$$\|\phi(k)\| \leqslant M < \infty,\ \forall k.$$

鉴于(12)式的形式,问题还不能直接解决. 通过定理[1]可以建立一个增广系统-模型误差

$$\varepsilon^*(k) = [p - \hat{p}(k)]^T\phi(k-1). \quad (14)$$

现在找一个自适应算法,使

$$\lim_{k\to\infty}\varepsilon^*(k) = 0.$$

显然,(12)式和(14)式是有差别的,为此引入一个辅助误差 $\bar{\varepsilon}(k) = [\hat{p}^T(k-1) - \hat{p}^T(k)]\phi(k-1)$.

并定义 $\varepsilon^*(k) = \varepsilon^1(k) + \bar{\varepsilon}(k)$, 则有

$$\varepsilon^*(k) = C_2(z^{-1})\varepsilon(k) + [\hat{p}(k-1) - \hat{p}(k)]^T\phi(k-1) = C_2(z^{-1})\varepsilon(k) + \hat{p}^T(k-1)\phi(k-1) - \hat{p}^T(k)\phi(k-1).$$

考虑到(12)式,则有

$$\varepsilon^*(k) = [p - \hat{p}(k-1)]^T\phi(k-1) + \hat{p}^T(k-1)\phi(k-1) - \hat{p}^T(k)\phi(k-1) = [p - \hat{p}(k)]^T\phi(k-1) = C_2(z^{-1})y(k) - \hat{p}^T(k)\phi(k-1). \quad (15)$$

另外,根据文献[1]中定理 2.1 中的(2)式和矩阵求逆定理,可以求出自适应增益

$$F_{k+1} = \frac{1}{\lambda_1(k)}\left[F_k - \frac{F_k\phi(k-1)\phi^T(k-1)F_k}{\lambda_1(k)/\lambda_2(k) + \phi^T(k-1)F_k\phi(k-1)}\right].$$

现考虑到 $\hat{p}(k)$ 的递推自适应算法为

$$\hat{p}(k) = \hat{p}(k-1) + F_k\phi(k-1)\varepsilon^*(k),$$

并将其代入到(15)式后有

$$\varepsilon^*(k) = C_2(z^{-1})y(k) - [\hat{p}(k-1) + F_k\phi(k-1)\varepsilon^*(k)]^T\phi(k-1). \qquad (16)$$

由于 F_k 是一正定对称阵，即 $F_K^T = F_k$，所以(16)式可以写为

$$\varepsilon^*(k) = C_2(z^{-1})y(k) - \hat{p}^T(k-1)\phi(k-1) - \varepsilon^*(k)\phi^T(k-1)F_k\phi(k-1).$$

整理后即有

$$\varepsilon^*(k) = \frac{C_2(z^{-1})y(k) - \hat{p}^T(k-1)\phi(k-1)}{1 + \phi^T(k-1)F_k\phi(k-1)}.$$

现整理得完整的自适应算法为

$$u(k) = b_0^{-1}(k)[C_2(z^{-1})y^m(k+1) - \hat{p}_0^T(k)\phi_0(k)],$$

$$\phi_0^T(k) = [u(k-1),\cdots u(k-3),\ y(k)\cdots y(k-3)],$$

$$p_0^T(k) = [\hat{b}_1(k),\cdots\hat{b}_3(k),\cdots\hat{r}_1(k),\cdots\hat{r}_4(k)],$$

$$\phi^T(k) = [u(k),\ \phi_0^T(k)],$$

$$\hat{p}^T(k) = [\hat{b}_0(k),\ \hat{p}_0^T(k)],$$

$$\hat{p}(k) = \hat{p}(k-1) + F_k\phi(k-1)\varepsilon^*(k),$$

$$\varepsilon^*(k) = \frac{C_2y(k) - \hat{p}^T(k-1)\phi(k-1)}{1 + \phi^T(k-1)F_k\phi(k-1)},$$

$$F_{k+1} = \frac{1}{\lambda_1(k)}\left[F_k - \frac{F_k\phi(k-1)\phi^T(k-1)F_k}{\lambda_1(k)/\lambda_2(k) + \phi^T(k-1)F_k\phi(k-1)}\right]$$

$$0 < \lambda_1(k) \leqslant 1,\ 0 \leqslant \lambda_2(k) < 2,\ F_0 > 0,$$

$$H'(z^{-1}) = H(z^{-1}) - \frac{1}{2}\lambda.$$

这套算法可以保证满足(13)式。

作者应用上述自适应算法，对吊篮姿态自适应控制系统进行了数字仿真. 对于调节问题，采用调节模型为　$C_2(q^{-1}) = 1 - 0.95q^{-1} + 0.025q^{-2} + 0.11q^{-3} - 0.08q^{-4}$.

对于跟踪问题，采用跟踪模型为

$$\frac{z^{-1}D(z^{-1})}{C_1(z^{-1})} = \frac{z^{-1}(0.8 - 2.16z^{-1} + 1.95z^{-2} - 0.589z^{-3})}{1 - 3.282z^{-1} + 4.035z^{-2} - 2.2z^{-3} + 0.448z^{-4}}.$$

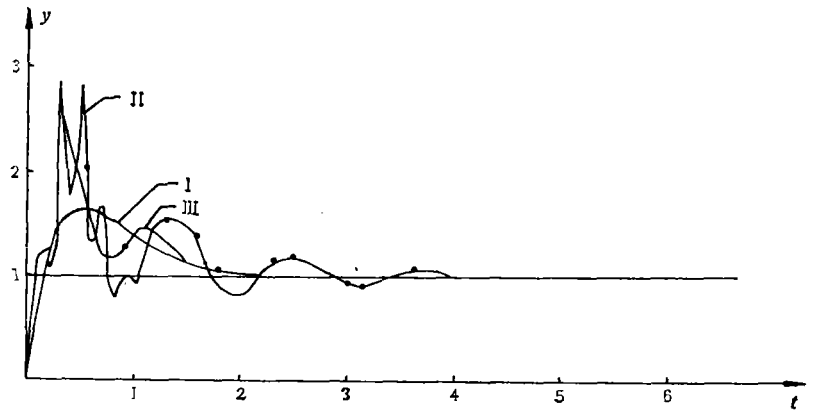
它反映了 $\alpha = 0.1$ 时吊篮方位控制系统的性能.

在仿真中，假定在 $k = 1$ 时 α 由 0.1 变为 0.15，此时吊篮方位控制系统由下式描述

$$\frac{z^{-1}B(z^{-1})}{A(z^{-1})} = \frac{z^{-1}(1.2 - 3.306z^{-1} + 3.043z^{-2} - 0.936z^{-3})}{1 - 3.129z^{-1} + 3.578z^{-2} - 1.749z^{-3} + 0.301z^{-4}}$$

同时考虑采用不同类型的自适应增益 F_k，做出了图 5 及图 6 中的几条自适应方位控制的特性曲线。

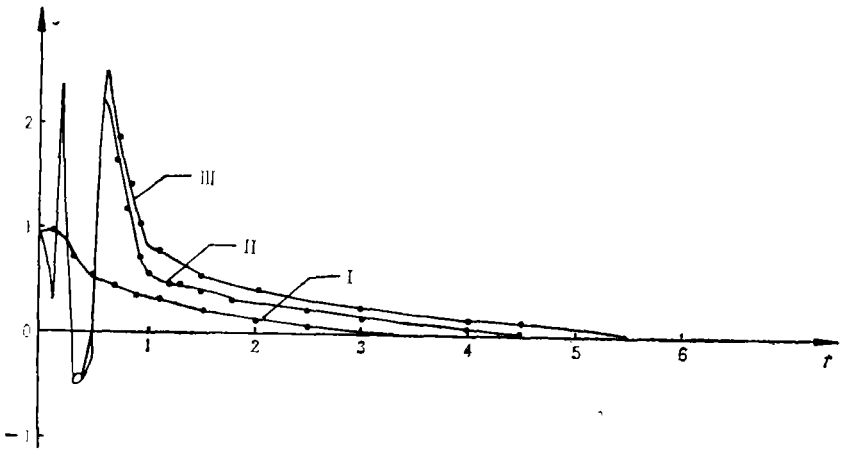
由图 5 可见，虽然常自适应增益计算量小，但它比采用时变自适应增益性能要差，其主要原因在于每一步的参数矢量的改变通常不是沿着最好的方向趋近于实际吊篮方位系



I——参考模型 (Model)， II——常自适应增益 (Constont gain)， III——时变自适应增益 (Time varying gain, $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.97$)

图 5 吊篮姿态自适应控制(跟踪情况)

Fig. 5 MRAC of gondola attitude in tracking



I——模型 (Model)， II——时变自适应增益 (Time varying gain $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.95$)，
III——时变自适应增益 (Time varying gain $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.97$)

图 6 吊篮姿态自适应控制(调节情况)

Fig. 6 MRAS of gondola attitude in regulation

统的真正参数，因此收敛慢.

由图 6 可以看出，采用不同的遗忘因子，对控制性能也有影响，例如当取 $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.95$ 时，比取 $\lambda_1 = \lambda_2 = 0.97$ 时的效果要好一些，其原因在于采用较小的 λ，可使得更快的"遗忘"不准确参数，从而使参数矢量更快的逼近吊篮系统的实际参数.

自适应控制可以克服吊篮系统中非线性因素对控制性能的影响. 例如系统中有死区非线性时，其结构如图 7 所示.

在图 8 和图 9 中分别画出了常规和自适应控制下吊篮方位系统的动态特性. 由图 8 可见，采用常规控制，当存在非线性时，不仅超调量增大，更重要的是系统不能完全跟踪上

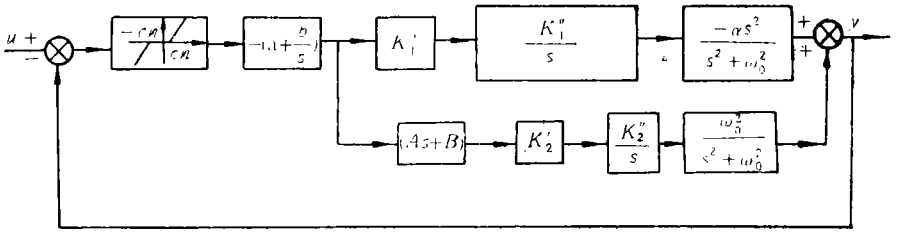
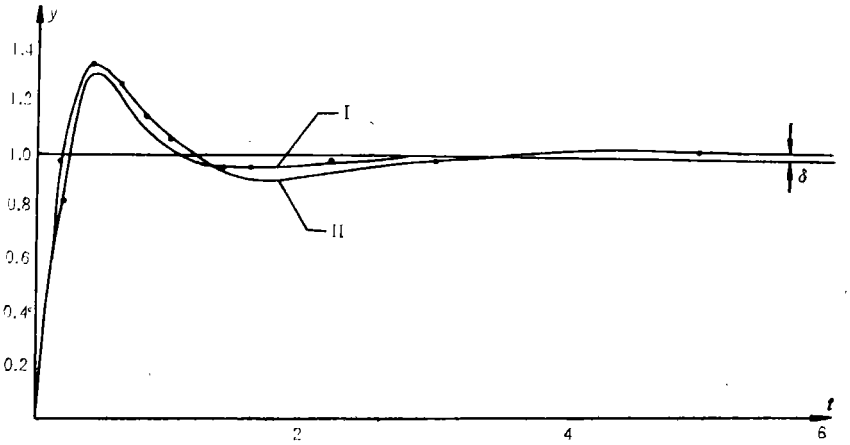


图 7　非线性吊篮姿态控制系统

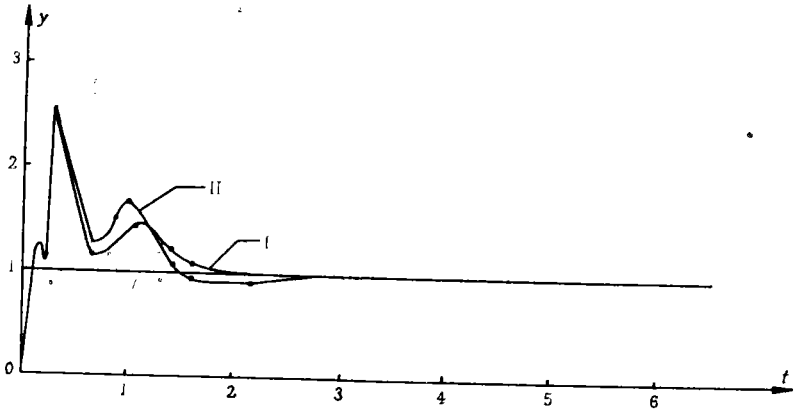
Fig. 7　Block diagram of the gondola system with a nonlinearity



I——吊篮系统为线性 (Gondola system is linear)，　II——吊篮系统为非线性 (Gondola system is nonlinear)。

图 8　常规控制下非线性对控制性能的影响

Fig. 8 Effect of nonlinearity on control performance in traditional control)



I——吊篮系统为线性 (Gondola system is linear)，　II——吊篮系统为非线性 (Gondola system is nonlinear)

图 9　自适应控制下非线性对控制性能的影响

Fig. 9　Effect of nonlinearity on control performance in MRAC

输入信号，例如在 $t = 10$ 秒时，$\delta = 1.024$，即 $\delta \times 100\% = 2.4\%$.

这意味着在动态过程中，吊篮方位角与输入信号有 2.4% 的相对误差.

而采用自适应控制时，由图 9 可见，有无非线性存在，动态特性相差不大，而不会出现跟踪不上输入信号的问题.

四、结 论

本文应用控制理论，分析了现存气球吊篮控制系统存在的主要问题，讨论了常规控制方法在吊篮控制中应用的局限性，从而提出了新的吊篮姿态控制系统，也就是把模型参考自适应控制方法引入气球吊篮系统. 本文不仅从理论上推导了模型参考自适应吊篮方位控制系统的自适应算法，而且还从实际上考虑了该系统需要解决的基本问题. 在吊篮姿态控制中，采用模型参考自适应方法有如下主要优点:

1. 模型参考自适应控制方法可以适应吊篮参数的变化，在系统参数变化的情况下做到跟踪和调节，使吊篮姿态逼近一个预先确定的理想姿态. 克服了常规控制方法在系统参数变化时性能下降的不足.

2. 模型参考自适应控制方法中的模型可以直接由电子线路制成或存在控制计算机内存中，不需要对吊篮系统的参数进行在线辨识，因此，自适应速度较其它自适应方法为快. 而且在模型参考自适应方法中，计算量不大，因此较其它自适应方法便于实现.

3. 本文提出的离散模型自适应控制系统和连续模型自适应控制系统相比，虽然自适应速度要慢一些，但由于在离散情况下可以采用时变自适应增益，因此比连续情况采用常自适应增益有更好的自适应效果. 在计算机大为普及的今天，采用离散方法也不会过多的增加控制系统的价格.

4. 采用模型参考自适应控制方法，可以不需要知道吊篮系统的准确参数，而是在自适应过程中实时计算系统的参数矢量 $\hat{p}(k)$，这样克服了常规方法设计时需要准确知道吊篮系统参数的苛刻要求，使在吊篮控制系统设计时更加方便.

当然，采用自适应控制，要比采用常规控制复杂得多，在要求不高的吊篮姿态控制系统中，就不必采用自适应控制方法. 但是当吊篮姿态要求较高时，采用自适应控制方法则是比较理想的.

参 考 文 献

[1] Landau, I. D., IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. AC-25, p. 814, 1980.
[2] Landau, I. D., IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. AC-24, p. 305, 1979.

Adaptive Control of Scientific Balloon-Borne Gondola Attitude

Yan Yan

(Space Science and Technology Center, Academia Sinica)

Abstract

The uncertainty of parameters of the mathematical model for the control system of balloon-borne gondola attitude is analysed in this paper. The effects of such uncertainty on the system performance are also verified through digital simulations and experiments. To search the ideal control characteristics, a model reference adaptive control for gondola attitude is developed based on Popov's hyperstability theory. This paper presents the discrete adaptive algorithm which gives time varying adaptive gain. Large amount of digital simulations are conducted accordingly. The results show the advantages of this new method over the traditional one in coping with the problems such as parameter variations over a wide arrange, unknown parameters and nonlinearities. The new approach also proves to have higher adaptive speed and to be implemented more easily as compared with other adaptive control methods.