



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103809449 B

(45) 授权公告日 2016. 03. 23

(21) 申请号 201410069950. X

CN 102929144 A, 2013. 02. 13,

(22) 申请日 2014. 02. 28

US 2009230912 A1, 2009. 09. 17,

(73) 专利权人 西安费斯达自动化工程有限公司

JP 2007287153 A, 2007. 11. 01,

地址 710075 陕西省西安市高新区科技路金  
桥国际广场 12101 号

史忠科 . 飞行器模型簇描述及鲁棒控制器设计 . 《控制与决策》. 2004, 第 19 卷 (第 8 期), 第 911-914, 926 页 .

(72) 发明人 史忠科

审查员 欧鑫磊

(51) Int. Cl.

G05B 13/04(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 101004592 A, 2007. 07. 25,

CN 102929134 A, 2013. 02. 13,

CN 102929138 A, 2013. 02. 13,

CN 102929139 A, 2013. 02. 13,

CN 102929140 A, 2013. 02. 13,

CN 102929142 A, 2013. 02. 13,

权利要求书4页 说明书8页

(54) 发明名称

飞行器多回路模型簇颤振抑制复合 PID 鲁棒  
控制器设计方法

(57) 摘要

本发明提供了一种飞行器多回路模型簇颤振抑制复合 PID 鲁棒控制器设计方法, 该方法在给定不同高度、马赫数条件下通过扫频飞行试验直接确定获得全包线内的幅频和相频特性构成的模型簇; 根据飞行包线内的幅频特性直接确定开环截止频率区间; 根据飞行包线内的相频特性直接确定与截止频率区间所对应的相位裕度区间; 通过加入多级 PID 控制器并在飞行器全包线内的相位裕度指标和系统辨识中的模型辨识方法确定多级 PID 鲁棒控制器级数和参数值; 在飞行器全飞行包线内的幅值裕度指标  $\Delta$  分贝数给定情况下进行控制器效果验证; 从相位裕度和幅值裕度的概念出发设计出符合全飞行包线的能够抑制颤振、超调量小、平稳的低空飞行鲁棒控制器。

1. 一种飞行器多回路模型簇颤振抑制复合PID鲁棒控制器设计方法,其特点是包括以下步骤:

步骤1、给定不同高度、马赫数下通过扫频飞行试验直接由允许飞行的全包线内的幅频和相频特性构成飞行器全包线内的操纵舵面与飞行高度之模型簇,并且能够跨越飞行包线获得飞行器的颤振频率,得到对应的飞行器操纵舵面与飞行高度之间开环传递函数模型簇矩阵为:

$$\mathbf{G}(s, h, M, \Delta) = \mathbf{P}(s, h, M, \Delta) \mathbf{D}(s, h, M, \Delta) \mathbf{Q}(s, h, M, \Delta) / \varphi(s, h, M, \Delta)$$

其中,  $\mathbf{G}$  为  $m \times m$  方阵,  $m > 1$  为正整数,  $s$  为拉普拉氏变换的自变量,  $h$  为飞行器飞行高度,  $M$  为马赫数,  $\Delta$  为不确定向量,  $\mathbf{P}$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\mathbf{D}$  为  $m \times m$  多项式对角矩阵,  $\mathbf{Q}$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\varphi$  为多项式,  $n > 1$  为正整数;

选取

$$\mathbf{G}_E(s, h, M, \Delta) = \mathbf{P}_E(s) \mathbf{D}_E(s, h, M, \Delta) \mathbf{Q}_E(s) / \varphi_E(s, h, M, \Delta)$$

满足条件:

$$\begin{aligned} & |\mathbf{P}_E(j\omega)| |\mathbf{Q}_E(j\omega)| |d_{I_E, E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi_E(j\omega, h, M, \Delta)| \\ & \leq |\mathbf{P}(j\omega)| |\mathbf{Q}(j\omega)| |d_{I_E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi(j\omega, h, M, \Delta)| \end{aligned} \quad \text{以及}$$

$$\arg[d_{I_E, E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi_E(j\omega, h, M, \Delta)] \geq \arg[d_{I_E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi(j\omega, h, M, \Delta)]$$

其中,  $\mathbf{G}_E$  为  $m \times m$  方阵,  $\mathbf{P}_E$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\mathbf{D}_E$  为  $m \times m$  多项式对角矩阵,  $d_{I_E, E}$  为  $\mathbf{D}_E$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $d_{I_E}$  为  $\mathbf{D}$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $I_E = 1, 2, \dots, m$ ,  $\mathbf{Q}_E$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\varphi_E$  为多项式,  $\arg$  为相角数学符号;

飞行器多回路系统的控制器设为:

$$\mathbf{G}_{CA}(s) = \mathbf{Q}_E^{-1}(s) \mathbf{G}_{e0}(s) \mathbf{P}_E^{-1}(s)$$

其中,  $\mathbf{G}_{CA}(s)$  为  $m \times m$  方阵,  $\mathbf{G}_{e0}(s) = \text{diag}[G_{e,1}(s), G_{e,2}(s), \dots, G_{e,m}(s)]$  为  $m \times m$  对角矩阵;  $G_{e,I_E}(s)$  为  $\mathbf{G}_{e0}(s)$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $I_E = 1, 2, \dots, m$ ;

步骤2、控制器  $G_{e,I_E}(s)$ ,  $I_E = 1, 2, \dots, m$  的设计过程如下:

(1) 令  $G_{I_E}(s) = d_{I_E, E}(s, h, M, \Delta) / \varphi_E(s, h, M, \Delta)$ , 具体表达形式为:

$$G_{I_E}(s) = \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} + \Delta_{I_E}(s)$$

颤振频率为:  $\omega_{ASE}(h, M)$ ;

其中

$$A(h, M, s) = s^m + a_{m-1}(h, M)s^{m-1} + a_{m-2}(h, M)s^{m-2} + \cdots + a_1(h, M)s + a_0(h, M),$$

$B(h, M, s) = s^n + b_{n-1}(h, M)s^{n-1} + b_{n-2}(h, M)s^{n-2} + \cdots + b_1(h, M)s + b_0(h, M)$  为多项式,  $s$  为传递函数中常用的拉普拉斯变化后的变量,  $h, M$  分别为飞行高度和马赫数,  $\sigma(h, M)$  是俯仰回路的延迟时间,  $K(h, M)$  为随  $h, M$  变化的增益,  $a_i(h, M), i = 0, 1, 2, \dots, m-1$  为多项式  $A(h, M, s)$  中随  $h, M$  变化的系数簇,  $b_i(h, M), i = 0, 1, 2, \dots, n-1$  为多项式  $B(h, M, s)$  中随  $h, M$  变化的系数簇,  $\Delta_{I_E}(s)$  为模型中的不确定项;

(2) 判断在已知模型不确定部分  $|\Delta_{I_E}(s)|_{s=j\omega} \leq \Delta_0$  时, 根据飞行包线内的幅频特性直接确定开环截止频率区间确定方法:

$$\text{从 } |G_{I_E}(j\omega)| = 1 \text{ 即 } \left| \frac{e^{-\sigma(h, M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} + \Delta_{I_E}(s) \right|_{s=j\omega} = 1 \text{ 中, 近似为}$$

$$\left| \frac{e^{-\sigma(h, M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} \right|_{s=j\omega} = 1 + \Delta_0, \text{ 得到未加控制器系统的开环截止频率 } \omega_c \text{ 解的最大值 } \omega_{c_{\max}} \text{ 和最小值 } \omega_{c_{\min}},$$

式中,  $\Delta_0$  为正实数,  $j\omega$  为频率特性中的变量,  $j$  为虚部表示,  $\omega$  为角频率;

(3) 判断在已知模型不确定部分  $\arg[\Delta_{I_E}(j\omega)] \geq -\Delta_1^\circ$  时, 根据飞行包线内的相频特性, 计算包线内最大相位裕度  $\gamma_{\max}(\omega_c) = \max\{180^\circ - \sigma(h, M)\omega_c + \arg[A(h, M, j\omega_c)] - \arg[B(h, M, j\omega_c)]\}, \omega_{c_{\min}} \leq \omega_c \leq \omega_{c_{\max}}$  和包线内最小相位裕度

$$\gamma_{\min}(\omega_c) = \min\{180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h, M)\omega_c + \arg[A(h, M, j\omega_c)] - \arg[B(h, M, j\omega_c)]\}, \omega_{c_{\min}} \leq \omega_c \leq \omega_{c_{\max}}$$

直接确定与截止频率区间所对应的相位裕度区间为:  $\gamma_{\min}(\omega_c) \leq \gamma(\omega_c) \leq \gamma_{\max}(\omega_c), \omega_{c_{\min}} \leq \omega_c \leq \omega_{c_{\max}}$ ; 其中,  $\Delta_1$  为正实数;

$$(4) \text{ 候选多级PID控制器的传递函数为: } G_{c, I_E}(s) = \frac{\prod_{i=1}^N [k_p(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1}$$

式中,  $N$  为整数, 表示待确定的多级PID控制器的级数,  $k_p(i)$ 、 $k_I(i)$ 、 $k_D(i)$   $i = 1, 2, \dots, N$  为待确定的常数,  $k_{ASE}$  为颤振抑制增益;

加入多级PID控制器后,

$$\text{从 } |G_{I_E}(j\omega) G_{c, I_E}(j\omega)| = 1 \text{ 即}$$

$$\left| \left( \frac{\prod_{i=1}^N [k_p(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1} \cdot \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h,M) A(h,M,s)}{B(h,M,s)} \right)_{s=j\omega} \right| = 1 + \Delta_0 \text{ 中, 得到加入控}$$

制器后的开环截止频率  $\omega_{fc}$  解的最大值  $\omega_{fc\max}$  和最小值  $\omega_{fc\min}$ , 加入控制器后的开环截止频率  $\omega_{fc}$  区间为  $\omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$ ,

在飞行器全包线内的相位裕度指标  $\gamma^*$  给定情况下, 加入多级PID控制器后系统的相位裕度  $\gamma_f(\omega_{fc})$  应该满足:

$$\gamma_f(\omega_{fc}) = 180^\circ - \Delta_1^\circ + \arg[G_{I_k}(j\omega_{fc})] + \arg[G_{c,I_k}(j\omega_{fc})] > \gamma^*, \omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$$

即满足:

$$180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h,M)\omega_{fc} + \arg[A(h,M,j\omega_{fc})] - \arg[B(h,M,\omega_{fc})] + \arg[G_{c,I_k}(j\omega_{fc})] > \gamma^*$$

$$\omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$$

同时, 在颤振频率  $\omega_{ASE}(h,M)$  处还应满足:

$$\gamma_L(\omega_{ASE}) = 180^\circ - \Delta_1^\circ + \arg[G_{I_k}(j\omega_{ASE})] + \arg[G_{c,I_k}(j\omega_{ASE})] > 0$$

即满足:

$$180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h,M)\omega_{ASE} + \arg[A(h,M,j\omega_{ASE})] - \arg[B(h,M,\omega_{ASE})] + \arg[G_{c,I_k}(j\omega_{ASE})] > 0$$

在上述指标和极大似然准则或其它准则共同约束下, 可以根据系统模型结构辨识中的极大似然方法或辨识方法确定多级PID控制器的级数N、常数  $k_p(i)$ 、 $k_I(i)$ 、 $k_D(i)$   
 $i = 1, 2, \dots, N$  和颤振抑制增益  $k_{ASE}$ ;

(5) 在飞行器全包线内的幅值裕度指标  $L^*$  分贝数给定情况下,

从  $20\log_{10}|G_{I_k}(j\omega)G_{c,I_k}(j\omega)| = -L^*$  即

$$20\log_{10}\left| \left( \frac{\prod_{i=1}^N [k_p(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1} \cdot \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h,M) A(h,M,s)}{B(h,M,s)} \right)_{s=j\omega} \right| = -L^* \text{ 中, 得到频}$$

率  $\omega_{Lc}$  解的最大值  $\omega_{Lc\max}$  和最小值  $\omega_{Lc\min}$ ,  $\omega_{Lc}$  区间为  $\omega_{Lc\min} \leq \omega_{Lc} \leq \omega_{Lc\max}$ ,

判断:

$$\gamma_L(\omega_{Lc}) = 180^\circ - \Delta_1^\circ + \arg[G_{I_k}(j\omega_{Lc})] + \arg[G_{c,I_k}(j\omega_{Lc})] > 0, \omega_{Lc\min} \leq \omega_{Lc} \leq \omega_{Lc\max}$$

即满足:

$$180^\circ - \Delta_1^* - \sigma(h, M) \varpi_{Lc} + \arg[\alpha(h, M, j\varpi_{Lc})] - \arg[\beta(h, M, \varpi_{Lc})] + \arg[G_{e, f_p}(j\varpi_{Lc})] > 0$$
$$\varpi_{Lcmin} \leq \varpi_{Lc} \leq \varpi_{Lcmax}$$

若满足，则飞行控制器设计完成；若不满足，再增加多级PID控制器的级数。

## 飞行器多回路模型簇颤振抑制复合PID鲁棒控制器设计方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞行器控制器设计方法,特别涉及飞行器多回路模型簇颤振抑制复合PID鲁棒控制器设计方法,属于测控技术和飞行力学等范畴。

### 背景技术

[0002] 飞行器起降过程的控制对飞行安全有重要作用;由于飞行器起降过程中飞行速度变化大,即使按照纵向模型也会面临强非线性问题;另一方面,飞行器的操纵舵存在饱和、死区等现象;从飞行安全考虑,超低空飞行(如飞机起飞/着陆)时,控制器必须保证系统具有一定的稳定裕度、无超调和平稳性,这样,就使得超低空飞行控制器设计非常复杂,不能直接套用现有控制理论进行飞行器控制的设计。

[0003] 在现代实际飞行控制器的设计中,一部分采用状态空间法进行设计,而大多数仍然采用以PID为代表的经典频域法和逆Nyquist阵列法为代表的现代频率法进行控制器设计。现代控制理论以状态空间法为特征、以解析计算为主要手段、以实现性能指标为最优的现代控制理论,而后有发展了最优控制方法、模型参考控制方法、自适应控制方法、动态逆控制方法,反馈线性化方法、直接非线性优化控制、变增益控制法、神经网络控制方法,模糊控制方法,鲁棒控制法以及多种方法组合控制等一系列控制器设计方法,发表的学术论文数以万计,例如2011年Ghasemi A 设计了自适应模糊滑模控制的再入飞行器(Ghasemi A, Moradi M, Menhaj M B. Adaptive Fuzzy Sliding Mode Control Design for a Low-Lift Reentry Vehicle[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 25(2): 210–216),2013年Babaei A R为非最小相位和非线性飞行器设计了模糊滑模控制自动驾驶仪(Babaei A R, Mortazavi M, Moradi M H. Fuzzy sliding mode autopilot design for nonminimum phase and nonlinear UAV[J]. Journal of Intelligent and Fuzzy Systems, 2013, 24(3): 499–509),很多研究仅仅停留在理想化的仿真研究阶段;而且这种设计存在三个问题:(1) 由于无法进行飞行器超低空操纵稳定性试验,难以得到精确的被控对象的数学模型;(2) 对于军标规定的稳定裕度等评价飞行控制系统的重要性能指标,状态空间法远不像经典频率法那样能以明显的形式表达出来;(3) 控制器结构过于复杂、没有考虑实际控制器和飞行状态的约束,设计的控制器物理上不可实现。

[0004] 英国的学者Rosenbrock系统地、开创性地研究了如何将频域法推广到多变量系统的设计中去,利用矩阵对角优势概念,把多变量问题转化为能用人们熟知的古典方法的单变量系统的设计问题,以后相继出现了Mayne序列回差法, MacFarlane特征轨迹法、Owens 并矢展开法等方法,共同特点是把多输入一多输出、回路间严重关联的多变量系统的设计,化为一系列单变量系统的设计问题,进而可选用某一种古典方法( Nyquist和Bode的频率响应法, Evans 的根轨迹法等) 完成系统的设计,上述这些方法保留和继承了古典图形法的优点,不要求特别精确的数学模型,容易满足工程上的限制。特别是当采用有图形显示终端的一机对话式的计算机辅助设计程序实现时,可以充分发挥设计者的经验和智慧,设计出既满足品质要求,又是物理上可实现的、结构简单的控制器;国内外对多变量频率

法进行了改进研究(高大远 , 罗成 , 沈辉 , 胡德文,挠性卫星姿态解耦控制器多变量频率域设计方法,宇航学报,2007,Vol.28(2),pp442-447;熊柯 , 夏智勋 , 郭振云 , 倾斜转弯高超声速巡航飞行器多变量频域法解耦设计,弹箭与制导学报,2011, Vol.31(3),pp25-28)但是,这种设计方法可考虑系统不确定问题时保守性过大,在飞行器操纵舵限制情况下不能得到合理的设计结果;特别是当飞行器发生颤振时,所设计的控制系统有可能难以保证系统的稳定性。

[0005] 综上所述,目前的控制方法还不能在飞行器模型变化、按照全飞行包线内的稳定裕度指标设计出能够抑制颤振、超调量小、平稳的低空飞行控制器。

## 发明内容

[0006] 为了克服现有方法不能在飞行器在全飞行包线内模型变化大的情况下设计出符合全飞行包线内的稳定裕度指标并能够抑制颤振的超调量小、平稳低空飞行控制器的技术缺陷,本发明提供了一种飞行器多回路模型簇颤振抑制复合PID鲁棒控制器设计方法,该方法在给定不同高度、马赫数条件下通过扫频飞行试验直接确定获得全包线内的幅频和相频特性构成的模型簇;根据飞行包线内的幅频特性直接确定开环截止频率区间;根据飞行包线内的相频特性直接确定与截止频率区间所对应的相位裕度区间;通过加入多级PID控制器并在飞行器全包线内的相位裕度指标和系统辨识中的模型辨识方法确定多级PID鲁棒控制器级数和参数值;在飞行器全飞行包线内的幅值裕度指标 $\zeta^*$ 分贝数给定情况下进行控制器效果验证;从相位裕度和幅值裕度的概念出发设计出符合全飞行包线的能够抑制颤振、超调量小、平稳的低空飞行鲁棒控制器。

[0007] 本发明解决其技术问题所采用的技术方案:一种飞行器多回路模型簇颤振抑制复合PID鲁棒控制器设计方法,其特点是包括以下步骤:

[0008] 步骤1、给定不同高度、马赫数下通过扫频飞行试验直接由允许飞行的全包线内的幅频和相频特性构成飞行器全包线内的操纵舵面与飞行高度之模型簇,并且能够跨越飞行包线获得飞行器的颤振频率,得到对应的飞行器操纵舵面与飞行高度之间开环传递函数模型簇矩阵为:

$$[0009] \quad \mathbf{G}(s, h, M, \Delta) = \mathbf{P}(s, h, M, \Delta) \mathbf{D}(s, h, M, \Delta) \mathbf{Q}(s, h, M, \Delta) / \varphi(s, h, M, \Delta)$$

[0010] 其中,  $\mathbf{G}$  为  $m \times m$  方阵,  $m > 1$  为正整数,  $s$  为拉普拉斯变换的自变量,  $h$  为飞行器飞行高度,  $M$  为马赫数,  $\Delta$  为不确定向量,  $\mathbf{P}$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\mathbf{D}$  为  $m \times m$  多项式对角矩阵,  $\mathbf{Q}$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\varphi$  为多项式,  $n > 1$  为正整数;

[0011] 选取

$$[0012] \quad \mathbf{G}_E(s, h, M, \Delta) = \mathbf{P}_E(s) \mathbf{D}_E(s, h, M, \Delta) \mathbf{Q}_E(s) / \varphi_E(s, h, M, \Delta)$$

[0013] 满足条件:

$$[0014] \quad \begin{aligned} & |\mathbf{P}_E(j\omega)| |\mathbf{Q}_E(j\omega)| |d_{I_E, E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi_E(j\omega, h, M, \Delta)| \\ & \leq |\mathbf{P}(j\omega)| |\mathbf{Q}(j\omega)| |d_{I_E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi(j\omega, h, M, \Delta)| \end{aligned} \quad \text{以及}$$

[0015]  $\arg[d_{I_E, E}(j\omega h, M, \Delta)/\varphi_E(j\omega h, M, \Delta)] \geq \arg[d_{I_E}(j\omega h, M, \Delta)/\varphi(j\omega h, M, \Delta)]$

[0016] 其中,  $\mathbf{G}_E$  为  $m \times m$  方阵,  $\mathbf{P}_E$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\mathbf{D}_E$  为  $m \times m$  多项式对角矩阵,  $d_{I_E, E}$  为  $\mathbf{D}_E$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $d_{I_E}$  为  $\mathbf{D}$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $I_E = 1, 2, \dots, m$ ,  $\mathbf{Q}_E$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\varphi_E$  为多项式,  $\arg$  为相角数学符号;

[0017] 飞行器多回路系统的控制器设为:

[0018]  $\mathbf{G}_{CA}(s) = \mathbf{Q}_E^{-1}(s)\mathbf{G}_{c0}(s)\mathbf{P}_E^{-1}(s)$

[0019] 其中,  $\mathbf{G}_{CA}(s)$  为  $m \times m$  方阵,  $\mathbf{G}_{c0}(s) = \text{diag}[G_{c,1}(s), G_{c,2}(s), \dots, G_{c,m}(s)]$  为  $m \times m$  对角矩阵;  $G_{c,I_E}(s)$  为  $\mathbf{G}_{c0}(s)$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $I_E = 1, 2, \dots, m$ ;

[0020] 步骤2、控制器  $G_{c,I_E}(s)$ ,  $I_E = 1, 2, \dots, m$  的设计过程如下:

[0021] (1) 令  $G_{I_E}(s) = d_{I_E, E}(s, h, M, \Delta)/\varphi_E(s, h, M, \Delta)$ , 具体表达形式为:

[0022] 
$$G_{I_E}(s) = \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} + \Delta_{I_E}(s)$$

[0023] 颤振频率为:  $\omega_{ASE}(h, M)$ ;

[0024] 其中

[0025]  $A(h, M, s) = s^m + a_{m-1}(h, M)s^{m-1} + a_{m-2}(h, M)s^{m-2} + \dots + a_1(h, M)s + a_0(h, M)$ ;

[0026]  $B(h, M, s) = s^n + b_{n-1}(h, M)s^{n-1} + b_{n-2}(h, M)s^{n-2} + \dots + b_1(h, M)s + b_0(h, M)$  为多项式,  $s$  为传递函数中常用的拉普拉斯变化后的变量,  $h, M$  分别为飞行高度和马赫数,  $\sigma(h, M)$  是俯仰回路的延迟时间,  $K(h, M)$  为随  $h, M$  变化的增益,  $a_i(h, M), i = 0, 1, 2, \dots, m-1$  为多项式  $A(h, M, s)$  中随  $h, M$  变化的系数簇,  $b_i(h, M), i = 0, 1, 2, \dots, n-1$  为多项式  $B(h, M, s)$  中随  $h, M$  变化的系数簇,  $\Delta_{I_E}(s)$  为模型中的不确定项;

[0027] (2) 判断在已知模型不确定部分  $|\Delta_{I_E}(s)|_{s=j\omega}| \leq \Delta_0$  时, 根据飞行包线内的幅频特性直接确定开环截止频率区间确定方法为:

[0028] 从  $|G_{I_E}(j\omega)| = 1$  即  $\left| \left[ \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} + \Delta_{I_E}(s) \right]_{s=j\omega} \right| = 1$  中, 近似为

$\left| \left[ \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} \right]_{s=j\omega} \right| = 1 + \Delta_0$ , 得到未加控制器系统的开环截止频率  $\omega_c$  解的最大值  $\omega_{c\max}$  和最小值  $\omega_{c\min}$ , 未加控制器系统的开环截止频率  $\omega_c$  区间为  $\omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$ ;

[0029] 式中,  $\Delta_0$  为正实数,  $j\omega$  为频率特性中的变量,  $j$  为虚部表示,  $\omega$  为角频率;

[0030] (3) 判断在已知模型不确定部分  $\arg[\Delta_{I_E}(j\omega)] \geq -\Delta_1^\circ$  时, 根据飞行包线内的相频特性, 计算包线内最大相位裕度  $\gamma_{\max}(\omega_c) = \max\{180^\circ - \sigma(h, M)\omega_c + \arg[A(h, M, j\omega_c)] - \arg[B(h, M, \omega_c)]\}, \omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$  和包线内最小相位裕度

$$[0031] \gamma_{\min}(\omega_c) = \min\{180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h, M)\omega_c + \arg[A(h, M, j\omega_c)] - \arg[B(h, M, \omega_c)]\}, \omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$$

[0032] 直接确定与截止频率区间所对应的相位裕度区间为:  $\gamma_{\min}(\omega_c) \leq \gamma(\omega_c) \leq \gamma_{\max}(\omega_c), \omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$ ;

[0033] 其中,  $\Delta_1$  为正实数;

$$[0034] (4) 候选多级PID控制器的传递函数为: G_{e,I_E}(s) = \frac{\prod_{i=1}^N [k_P(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1}$$

[0035] 式中, N 为整数, 表示待确定的多级 PID 控制器的级数,  $k_P(i)$ 、 $k_I(i)$ 、 $k_D(i)$   
 $i=1, 2, \dots, N$  为待确定的常数,  $k_{ASE}$  为颤振抑制增益;

[0036] 加入多级PID控制器后,

$$[0037] \text{从 } |G_{I_E}(j\omega)G_{e,I_E}(j\omega)| = 1 \text{ 即}$$

$$[0038] \left| \frac{\prod_{i=1}^N [k_P(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1} \cdot \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} \right|_{s=j\omega} = 1 + \Delta_0 \text{ 中, 得到加}$$

入控制器后的开环截止频率  $\omega_{fc}$  解的最大值  $\omega_{fc\max}$  和最小值  $\omega_{fc\min}$ , 加入控制器后的开环截止频率  $\omega_{fc}$  区间为  $\omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$ ,

[0039] 在飞行器全包线内的相位裕度指标  $\gamma^*$  给定情况下, 加入多级PID控制器后系统的相位裕度  $\gamma_f(\omega_{fc})$  应该满足:

$$[0040] \gamma_f(\omega_{fc}) = 180^\circ - \Delta_1^\circ + \arg[G_{I_E}(j\omega_{fc})] + \arg[G_{e,I_E}(j\omega_{fc})] > \gamma^*, \omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$$

[0041] 即满足:

$$180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h, M)\omega_{fc} + \arg[A(h, M, j\omega_{fc})] - \arg[B(h, M, \omega_{fc})] + \arg[G_{e,I_E}(j\omega_{fc})] > \gamma^* \\ \omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$$

[0042] 同时, 在颤振频率  $\omega_{ASE}(h, M)$  处还应满足:

$$[0043] \gamma_L(\omega_{ASE}) = 180^\circ - \Delta_1^\circ + \arg[G_{I_E}(j\omega_{ASE})] + \arg[G_{e,I_E}(j\omega_{ASE})] > 0$$

[0044] 即满足:

$$[0045] 180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h, M)\omega_{ASE} + \arg[A(h, M, j\omega_{ASE})] - \arg[B(h, M, \omega_{ASE})] + \arg[G_{e,I_E}(j\omega_{ASE})] > 0$$

[0046] 在上述指标和极大似然准则或其它准则共同约束下, 可以根据系统模型结构辨识

中的极大似然方法或辨识方法确定多级PID控制器的级数N、常数 $k_P(i)$ 、 $k_I(i)$ 、 $k_D(i)$   
 $i=1, 2, \dots, N$  和颤振抑制增益 $k_{ASE}$ ；

[0047] (5) 在飞行器全包线内的幅值裕度指标 $L^*$ 分贝数给定情况下，

[0048] 从 $20\log_{10}|G_{I_e}(j\omega)G_{c,I_e}(j\omega)| = -L^*$ 即

$$[0049] 20\log_{10} \left| \frac{\prod_{i=1}^N [k_P(i) + k_I(i)/s + k_D(i)s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}}s + 1} \cdot \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} \right|_{s=j\omega} = -L^* \text{ 中, 得}$$

到频率 $\omega_{Le}$ 解的最大值 $\omega_{Le\max}$ 和最小值 $\omega_{Le\min}$ ， $\omega_{Le}$ 区间为 $\omega_{Le\min} \leq \omega_{Le} \leq \omega_{Le\max}$ ，

[0050] 判断：

[0051]  $\gamma_L(\omega_{Le}) = 180^\circ - \Delta_1^\circ + \arg[G_{I_e}(j\omega_{Le})] + \arg[G_{c,I_e}(j\omega_{Le})] > 0, \omega_{Le\min} \leq \omega_{Le} \leq \omega_{Le\max}$

[0052] 即满足：

$$180^\circ - \Delta_1^\circ - \sigma(h, M)\omega_{Le} + \arg[A(h, M, j\omega_{Le})] - \arg[B(h, M, \omega_{Le})] + \arg[G_{c,I_e}(j\omega_{Le})] > 0$$

$$\omega_{Le\min} \leq \omega_{Le} \leq \omega_{Le\max}$$

[0053] 若满足，则飞行控制器设计完成；若不满足，再增加多级PID控制器的级数。

[0054] 本发明的有益效果是：从相位裕度和幅值裕度的概念出发，通过加入多级PID控制器，在全飞行包线内按照符合给定相位裕度和幅值裕度的要求和模型辨识方法确定多级PID鲁棒控制器的参数，设计出符合全飞行包线的能够抑制颤振、超调量小、平稳的低空飞行鲁棒控制器。

[0055] 下面结合实施例对本发明作详细说明。

## 具体实施方式

[0056] 步骤1、给定不同高度、马赫数下使用线性扫频信号 $f(t) = A(t)\cos[(2\pi(f_0t + \frac{1}{2}rt^2)]$

( $f_0$  为起始频率， $f_1$  为截止频率， $r = (f_1 - f_0)/T$ ， $T$  为扫频时间)或对数扫频信号 $f(t) = A(t)\sin(2\pi f_0 t / r \cdot [\exp(rt) - 1])$  ( $f_0$  为起始频率， $f_1$  为截止频率， $r = \ln(f_1/f_0)/T$ ， $T$  为扫频时间)对飞机激励，可直接得到允许飞行的全包线内的幅频和相频特性，并且能够跨越飞行包线获得飞行器的颤振频率，得到对应的飞行器操纵舵面与飞行高度之间开环传递函数模型簇矩阵为：

[0057]  $\mathbf{G}(s, h, M, \Delta) = \mathbf{P}(s, h, M, \Delta)\mathbf{D}(s, h, M, \Delta)\mathbf{Q}(s, h, M, \Delta)/\varphi(s, h, M, \Delta)$

[0058] 其中， $\mathbf{G}$  为 $m \times m$  方阵， $m > 1$  为正整数， $s$  为拉普拉斯变换的自变量， $h$  为飞行器飞行高度， $M$  为马赫数， $\Delta$  为不确定向量， $\mathbf{P}$  为 $m \times m$  单模方阵， $\mathbf{D}$  为 $m \times m$  多项式对角矩阵， $\mathbf{Q}$  为 $m \times m$  单模方阵， $\varphi$  为多项式， $n > 1$  为正整数；

[0059] 选取

[0060]  $\mathbf{G}_E(s, h, M, \Delta) = \mathbf{P}_E(s) \mathbf{D}_E(s, h, M, \Delta) \mathbf{Q}_E(s) / \varphi_E(s, h, M, \Delta)$

[0061] 满足条件:

[0062]  $|\mathbf{P}_E(j\omega)| |\mathbf{Q}_E(j\omega)| |d_{I_E, E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi_E(j\omega, h, M, \Delta)|$  以及  
 $\leq |\mathbf{P}(j\omega)| |\mathbf{Q}(j\omega)| |d_{I_E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi(j\omega, h, M, \Delta)|$

[0063]  $\arg[d_{I_E, E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi_E(j\omega, h, M, \Delta)] \geq \arg[d_{I_E}(j\omega, h, M, \Delta) / \varphi(j\omega, h, M, \Delta)]$

[0064] 其中,  $\mathbf{G}_E$  为  $m \times m$  方阵,  $\mathbf{P}_E$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\mathbf{D}_E$  为  $m \times m$  多项式对角矩阵,  $d_{I_E, E}$  为  $\mathbf{D}_E$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $d_{I_E}$  为  $\mathbf{D}$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $I_E = 1, 2, \dots, m$ ,  $\mathbf{Q}_E$  为  $m \times m$  单模方阵,  $\varphi_E$  为多项式,  $\arg$  为相角数学符号;

[0065] 飞行器多回路系统的控制器设为:

[0066]  $\mathbf{G}_{CA}(s) = \mathbf{Q}_E^{-1}(s) \mathbf{G}_{a0}(s) \mathbf{P}_E^{-1}(s)$

[0067] 其中,  $\mathbf{G}_{CA}(s)$  为  $m \times m$  方阵,  $\mathbf{G}_{a0}(s) = \text{diag}[G_{a,1}(s), G_{a,2}(s), \dots, G_{a,m}(s)]$  为  $m \times m$  对角矩阵;  $G_{a,I_E}(s)$  为  $\mathbf{G}_{a0}(s)$  的第  $I_E$  行、第  $I_E$  列元素,  $I_E = 1, 2, \dots, m$ ;

[0068] 步骤2、控制器  $G_{c,I_E}(s)$ ,  $I_E = 1, 2, \dots, m$  的设计过程如下:

[0069] (1) 令  $G_{I_E}(s) = d_{I_E, E}(s, h, M, \Delta) / \varphi_E(s, h, M, \Delta)$ , 具体表达形式为:

[0070]  $G_{I_E}(s) = \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} + \Delta_{I_E}(s)$

[0071] 颤振频率为:  $\omega_{ASE}(h, M)$ ;

[0072] 其中

[0073]  $A(h, M, s) = s^n + a_{m-1}(h, M)s^{m-1} + a_{m-2}(h, M)s^{m-2} + \dots + a_1(h, M)s + a_0(h, M)$ 、

[0074]  $B(h, M, s) = s^n + b_{n-1}(h, M)s^{n-1} + b_{n-2}(h, M)s^{n-2} + \dots + b_1(h, M)s + b_0(h, M)$  为多项式,  $s$  为传递函数中常用的拉普拉斯变化后的变量,  $h, M$  分别为飞行高度和马赫数,  $\sigma(h, M)$  是俯仰回路的延迟时间,  $K(h, M)$  为随  $h, M$  变化的增益,  $a_i(h, M), i = 0, 1, 2, \dots, m-1$  为多项式  $A(h, M, s)$  中随  $h, M$  变化的系数簇,  $b_i(h, M), i = 0, 1, 2, \dots, n-1$  为多项式  $B(h, M, s)$  中随  $h, M$  变化的系数簇,  $\Delta_{I_E}(s)$  为模型中的不确定项;

[0075] (2) 判断在已知模型不确定部分  $[\Delta_{I_E}(s)]_{s=j\omega} \leq \Delta_0$  时, 根据飞行包线内的幅频特性直接确定开环截止频率区间确定方法为:

[0076] 从  $|G_{I_E}(j\omega)|=1$  即  $\left| \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h,M) A(h,M,s)}{B(h,M,s)} + \Delta_{I_E}(s) \right|_{s=j\omega} = 1$  中, 近似为

$\left| \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h,M) A(h,M,s)}{B(h,M,s)} \right|_{s=j\omega} = 1 + \Delta_0$ , 得到未加控制器系统的开环截止频率  $\omega_c$  解的最大值  $\omega_{c\max}$  和最小值  $\omega_{c\min}$ , 未加控制器系统的开环截止频率  $\omega_c$  区间为  $\omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$ ;

[0077] 式中,  $\Delta_0$  为正实数,  $j\omega$  为频率特性中的变量,  $j$  为虚部表示,  $\omega$  为角频率;

[0078] (3) 判断在已知模型不确定部分  $\arg[\Delta_{I_E}(j\omega)] \geq -\Delta_1^*$  时, 根据飞行包线内的相频特性, 计算包线内最大相位裕度  $\gamma_{\max}(\omega_c) = \min(180^\circ - \sigma(h,M)\omega_c + \arg(A(h,M,j\omega_c)) - \arg[\delta(h,M,\omega_c)]), \omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$  和包线内最小相位裕度

[0079]  $\gamma_{\min}(\omega_c) = \min(180^\circ - \Delta_1^* - \sigma(h,M)\omega_c + \arg(A(h,M,j\omega_c)) - \arg[\delta(h,M,\omega_c)]), \omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max}$

[0080] 直接确定与截止频率区间所对应的相位裕度区间为:

$$\gamma_{\min}(\omega_c) \leq \gamma(\omega_c) \leq \gamma_{\max}(\omega_c), \omega_{c\min} \leq \omega_c \leq \omega_{c\max};$$

[0081] 其中,  $\Delta_1$  为正实数;

[0082] (4) 候选多级PID控制器的传递函数为:  $G_{c,I_E}(s) = \frac{\prod_{i=1}^N [k_p(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1}$

[0083] 式中,  $N$  为整数, 表示待确定的多级PID控制器的级数,  $k_p(i)$ 、 $k_I(i)$ 、 $k_D(i)$   $i=1, 2, \dots, N$  为待确定的常数,  $k_{ASE}$  为颤振抑制增益;

[0084] 加入多级PID控制器后,

[0085] 从  $|G_{I_E}(j\omega) G_{c,I_E}(j\omega)| = 1$  即

[0086]  $\left| \frac{\prod_{i=1}^N [k_p(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1} \cdot \frac{e^{-\sigma(h,M)s} K(h,M) A(h,M,s)}{B(h,M,s)} \right|_{s=j\omega} = 1 + \Delta_0$  中, 得到加入控制器后的开环截止频率  $\omega_{fc}$  解的最大值  $\omega_{fc\max}$  和最小值  $\omega_{fc\min}$ , 加入控制器后的开环截止频率  $\omega_{fc}$  区间为  $\omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$ ,

[0087] 在飞行器全包线内的相位裕度指标  $\gamma^*$  给定情况下, 加入多级PID控制器后系统的相位裕度  $\gamma_f(\omega_{fc})$  应该满足:

[0088]  $\gamma_f(\omega_{fc}) = 180^\circ - \Delta_1^* + \arg[G_{I_E}(j\omega_{fc})] + \arg[G_{c,I_E}(j\omega_{fc})] > \gamma^*, \omega_{fc\min} \leq \omega_{fc} \leq \omega_{fc\max}$

[0089] 即满足：

$$180^\circ - \Delta_1^* - \sigma(h, M) \omega_{pe} + \arg[A(h, M, j\omega_{pe})] - \arg[B(h, M, \omega_{pe})] + \arg[G_{e, I_p}(j\omega_{pe})] > \gamma^*$$

$$\omega_{pe\min} \leq \omega_{pe} \leq \omega_{pe\max}$$

[0090] 同时，在颤振频率  $\omega_{ASE}(h, M)$  处还应满足：

$$[0091] \gamma_I(\omega_{ASE}) = 180^\circ - \Delta_1^* + \arg[G_{I_p}(j\omega_{ASE})] + \arg[G_{e, I_p}(j\omega_{ASE})] > 0$$

[0092] 即满足：

$$[0093] 180^\circ - \Delta_1^* - \sigma(h, M) \omega_{ASE} + \arg[A(h, M, j\omega_{ASE})] - \arg[B(h, M, \omega_{ASE})] + \arg[G_{e, I_p}(j\omega_{ASE})] > 0$$

[0094] 在上述指标和极大似然准则或其它准则共同约束下，可以根据系统模型结构辨识中的极大似然方法或辨识方法确定多级PID控制器的级数N、常数  $k_P(i)$ 、 $k_I(i)$ 、 $k_D(i)$  ( $i = 1, 2, \dots, N$ ) 和颤振抑制增益  $k_{ASE}$ ；

[0095] (5) 在飞行器全包线内的幅值裕度指标  $L^*$  分贝数给定情况下，

[0096] 从  $20\log_{10}|G_{I_p}(j\omega)G_{e, I_p}(j\omega)| = -L^*$  即

$$[0097] 20\log_{10} \left| \frac{\prod_{i=1}^N [k_P(i) + k_I(i)/s + k_D(i) \cdot s]}{\frac{k_{ASE}}{\omega_{ASE}} s + 1} \cdot \frac{e^{-\sigma(h, M)s} K(h, M) A(h, M, s)}{B(h, M, s)} \right|_{s=j\omega} = -L^* \text{ 中, 得}$$

到频率  $\omega_{Lc}$  解的最大值  $\omega_{Lc\max}$  和最小值  $\omega_{Lc\min}$ ， $\omega_{Lc}$  区间为  $\omega_{Lc\min} \leq \omega_{Lc} \leq \omega_{Lc\max}$ ，

[0098] 判断：

$$[0099] \gamma_I(\omega_{Lc}) = 180^\circ - \Delta_1^* + \arg[G_{I_p}(j\omega_{Lc})] + \arg[G_{e, I_p}(j\omega_{Lc})] > 0, \omega_{Lc\min} \leq \omega_{Lc} \leq \omega_{Lc\max}$$

[0100] 即满足：

$$180^\circ - \Delta_1^* - \sigma(h, M) \omega_{Lc} + \arg[A(h, M, j\omega_{Lc})] - \arg[B(h, M, \omega_{Lc})] + \arg[G_{e, I_p}(j\omega_{Lc})] > 0$$

$$\omega_{Lc\min} \leq \omega_{Lc} \leq \omega_{Lc\max}$$

若

满足，则飞行控制器设计完成；若不满足，再增加多级PID控制器的级数。