

文章编号: 1001-0920(2004)08-0911-04

飞行器模型簇描述及鲁棒控制器设计

史忠科

(西北工业大学 自动控制系统, 陕西 西安 710072)

摘要: 通过分析飞行器运动方程, 给出了分段线性化模型簇描述。为了得到一定飞行区域的鲁棒控制器, 选取负实极点并采用对角占优势的方法对状态反馈矩阵进行设计。同时, 提出了全飞行区域(飞行包线内)的多个子系统划分及鲁棒镇定控制的设计方法。为了抑制飞行器的建模误差, 采用了输入补偿方法。与常规鲁棒控制设计方法相比较, 该方法可以降低飞行控制器设计的复杂度。飞行控制器设计结果表明, 该方法对不确定系统的分析和设计是有效的。

关键词: 鲁棒控制; 飞行控制; 反馈控制

中图分类号: TP273

文献标识码: A

Aircraft manifold model description and robust controller design

SHI Zhong-ke

(Department of Automatic Control, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China. E-mail: zkeshi@nwpu.edu.cn)

Abstract: Through analyzing the motion equation, the manifold models with segmented linearization are provided. Negative real closed-loop poles are allocated and diagonally dominated criterion is used to determine state feedback matrices. For whole flight region, subsystems are used and multi-feedback matrices are designed. Moreover, an input compensation is given to decrease the influence of modeling errors. Comparing with ordinal robust control methods, the new method can reduce the complex designing of aircraft controller. Designing for an aircraft shows that the new method can give satisfactory results.

Key words: robust control; flight control; feedback control

1 引言

飞行控制器是保证飞行器稳定飞行并达到预定性能指标的必需设备。因此, 对飞行控制器结构和控制规律的研究具有重要意义。通常人们按照多个不同高度和马赫数的飞行区域设计一系列控制器, 然后根据不同飞行状态进行切换^[1]。这种方法有时为了保证在飞行包线内的飞行稳定性和性能指标, 而使得飞行控制器个数太多, 结构过于复杂; 另一方面, 可能给出的控制器个数太少, 不能保证整个飞行包线内的性能稳定, 在飞行状态切换时影响飞行性能甚至出现飞行事故。近年来, 国际上对鲁棒控制

展开了广泛研究, 提出了许多解决不确定问题的有效方法^[2-4]。然而, 大多数方法要求过于严格, 在飞行控制设计中难以实现。为此, 本文研究了飞行包线内的控制器和控制规律的设计方法, 以确保控制器切换时和整个飞行包线内的稳定性和性能指标。

2 飞行器模型簇描述方法

飞行状态控制涉及到复杂的非线性问题, 实际中难以得到控制解。因此在通过风洞或飞行试验获取飞行器模型时, 都是给定马赫数 M 和飞行高度 H ; 然后通过对飞机运动模型线性化处理得到飞行器的纵向、横侧向线性运动方程。

收稿日期: 2003-06-09; 修回日期: 2003-09-11

基金项目: 国家杰出青年科学基金资助项目(69925306); 973 计划资助项目(5130802)

作者简介: 史忠科(1956—), 男, 陕西岐山人, 教授, 博士生导师, 从事交通控制的研究

在给定马赫数和飞行高度条件下,当飞行器作纵向小扰动运动时,考虑到横航向影响后,飞机纵向运动可用下列气动参数描述的简化状态方程描述:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_z^q & M_z^\alpha & 0 & M_z^V \\ 1 + C_z^q & C_z^\alpha & 0 & C_z^V \\ \cos \mathcal{Q} & 0 & 0 & 0 \\ -C_x^q & C_x^\alpha + \frac{g}{57.3} \cos \mathcal{Q} & -\frac{g}{57.3} & C_x^V \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_z^{\delta_e} & M_z^{\delta_c} & M_z^{\delta_l} & b_q \\ C_z^{\delta_e} & C_z^{\delta_c} & C_z^{\delta_l} & b_\alpha \\ 0 & 0 & 0 & b_\theta \\ C_x^{\delta_e} & C_x^{\delta_c} & C_x^{\delta_l} & b_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_c \\ \delta_l \\ 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: q 为俯仰角速度; α 为气流迎角; θ 为俯仰角; V_0 为空速; M_z^d, C_x^d, C_z^d 为俯仰力矩系数、阻力系数和升力系数, 其中 $d = q, \alpha, V, \delta_e, \delta_c, \delta_l$; \mathcal{Q} 为给定马赫数和飞行高度条件下的滚转角; $b_d (d = q, \alpha, \theta, V)$ 为模型误差; $\delta_e, \delta_c, \delta_l$ 分别为升降舵偏角、鸭翼偏角和机头前沿襟翼偏角

在给定马赫数和飞行高度条件下,飞行器横航向小扰动运动的简化状态方程为

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} p \\ r \\ \beta \\ \mathcal{Q} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x^p & M_x^r & M_x^\beta & 0 \\ M_y^p & M_y^r & M_y^\beta & 0 \\ C_y^p + \frac{\alpha_0}{57.3} & -1 + C_y^r & C_y^\beta & \frac{g}{V_0} \cos \theta \\ 1 & \tan \theta & 0 & \alpha_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ r \\ \beta \\ \mathcal{Q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_x^{\delta_x} & M_x^{\delta_y} & b_p \\ M_y^{\delta_x} & M_y^{\delta_y} & b_r \\ C_y^{\delta_x} & C_y^{\delta_y} & b_\beta \\ 0 & 0 & b_\mathcal{Q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: p 为滚转角速度; r 为偏航角速度; β 为侧滑角; \mathcal{Q} 为滚转角; M_x^d, M_y^d, C_y^d 分别为滚转力矩系数、偏航力矩系数和侧力系数; 其中 $d = p, r, \beta, \delta_x, \delta_y$; θ, α_0 为给定马赫数和飞行高度条件下的俯仰角和气流迎角; $b_d (d = p, r, \beta, \mathcal{Q})$ 为模型误差; δ_x 为副翼偏转角; δ_y 为方向舵偏转角

由此, 式(1)和(2)的状态方程可表示为

$$\dot{x}(t) = A(\Theta)x(t) + B(\Theta)u(t) + \Delta \quad (3)$$

式中: $x \in R^n$ 为飞行状态向量, $u \in R^m$ 为控制向量 (纵向运动时 $x = [q, \alpha, \theta, V_0]^T, u = [\delta_e, \delta_c, \delta_l]^T$, 横侧运动时 $x = [p, r, \beta, \mathcal{Q}]^T, u = [\delta_x, \delta_y]^T$), Δ 为相应的模型误差, $A(\Theta)$ 和 $B(\Theta)$ 为相应维数的系数矩阵

在给定的飞行区域, 虽然矩阵 $A(\Theta)$ 和 $B(\Theta)$ 都随气动参数变化, 但每个元素都属于给定的区间, 并可描述如下:

设

$$A(\Theta) = \{a_{ij}\}_{n \times n}, R = \{r_{ij}\}_{n \times n}, Q = \{q_{ij}\}_{n \times n},$$

$$B(\Theta) = \{b_{ij}\}_{n \times m}, H = \{h_{ij}\}_{n \times m}, G = \{g_{ij}\}_{n \times m},$$

且

$$r_{ij} = a_{ij} - q_{ij}, i, j = 1, 2, \dots, n;$$

$$h_{ij} = b_{ij} - g_{ij},$$

$$i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, m.$$

定义集合

$$\Xi(R, Q) = \{A \in R^{n \times n} \mid r_{ij} = a_{ij} - q_{ij}, i, j = 1, 2, \dots, n\},$$

$$\Gamma(H, G) = \{B \in R^{n \times m} \mid h_{ij} = b_{ij} - g_{ij}, i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, m\},$$

或 $A(\Theta) \in \Xi(R, Q), B(\Theta) \in \Gamma(H, G). \quad (4)$

选取

$$A_0 = \frac{1}{2}(Q + R); B_0 = \frac{1}{2}(H + G);$$

$$M = \frac{1}{2}(Q - R) = \begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ \vdots \\ M_n \end{bmatrix};$$

$$N = \frac{1}{2}(G - H) = \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ \vdots \\ N_n \end{bmatrix};$$

$$\Delta A = \begin{bmatrix} M_1 \Lambda_1 \\ M_2 \Lambda_2 \\ \vdots \\ M_n \Lambda_n \end{bmatrix}, \Lambda_i = \text{diag}(\lambda_{i,j}),$$

$$0 < \lambda_{i,j} < 1, i, j = 1, 2, \dots, n; \quad (5)$$

$$\Delta B = \begin{bmatrix} N_1 \Omega_1 \\ N_2 \Omega_2 \\ \vdots \\ N_n \Omega_n \end{bmatrix}, \Omega_i = \text{diag}(\omega_{i,j}),$$

$$\begin{aligned} 0 & \quad \omega_{i,j} \quad 1, i = 1, 2, \dots, n, \\ & \quad j = 1, 2, \dots, m. \end{aligned} \quad (6)$$

则 $(A_0 \pm \Delta A) \quad \Xi(R, Q)$ 可表示为 $A(\Theta) \quad \Xi(R, Q)$ 的任意值; $(B_0 \pm \Delta B) \quad \Gamma(H, G)$ 可表示 $B(\Theta) \quad \Gamma(H, G)$ 的任意值 式(3) 则可表示为

$$\dot{x}(t) = (A_0 + \Delta A)x(t) + (B_0 + \Delta B)u(t) + \Delta \quad (7)$$

3 给定飞行区域的鲁棒控制器设计

$$u(t) = v(t) - Kx(t), \quad (8)$$

式中 K 为常数反馈矩阵

将式(8) 代入(7), 得

$$\dot{x}(t) = [A_0 + \Delta A - (B_0 + \Delta B)K]x(t) + (B_0 + \Delta B)v(t) + \Delta \quad (9)$$

令 $x = Tz$, 由系统(9) 可得

$$\begin{aligned} \dot{z}(t) &= T^{-1}[A_0 + \Delta A - (B_0 + \Delta B)K]Tz(t) + T^{-1}(B_0 + \Delta B)v(t) + T^{-1}\Delta \end{aligned} \quad (10)$$

式中 T 为线性变换矩阵

式(9) 的稳定性与(10) 等价, 因此可按照以下算法设计反馈矩阵 K :

1) 按通常 M M O 系统的状态反馈方法选取 K 阵, 使得 $A_0 - B_0K$ 的特征值全部为各不相同的负实数;

2) 求解线性变换阵 T , 使 $T^{-1}(A_0 - B_0K)T = \text{diag}(\sigma_i), i = 1, 2, \dots, n$;

3) 令 $C = T^{-1}(\Delta A_0 - \Delta B_0K)T = \{c_{i,j}\}, i, j = 1, 2, \dots, n$, 判定行对角占优

$$-\sigma_i - c_{i,i} > \sum_{j=1, j \neq i}^n |c_{i,j}|, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (11)$$

或列对角占优

$$-\sigma_i - c_{i,i} > \sum_{j=1, j \neq i}^n |c_{j,i}|, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (12)$$

是否成立 若成立, 则反馈矩阵 K 设计完毕; 否则, 对 C 进行对角线性变换或重新选择 K 阵

上述设计方法可以保证系统的稳定性 当式(11) 或(12) 成立时, 矩阵 $T^{-1}[A_0 + \Delta A - (B_0 + \Delta B)K]T$ 对角占优势, 根据 Gerschgorin 圆盘定理^[5], 其特征值与 $\sigma_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 同号

模型误差 Δ 随高度、马赫数变化, 可按以下方法或由驾驶员操纵驾驶杆来实现误差拟制

$$\begin{aligned} v &= [(B_0 + \Delta B)^T \int_0^t \exp\{[A_0 + \Delta A - (B_0 + \Delta B)K](t - \tau)\} d\tau (B_0 + \Delta B)^T [x^*(t) - x(t)] \\ &+ [(B_0 + \Delta B)^T T \cdot \text{diag}\left\{\frac{1}{\sigma_i} \exp[\sigma_i(t - t_0)] - 1\right\} T^{-1}(B_0 + \Delta B)]^{-1} (B_0 + \Delta B)^T [x^*(t) - x(t)] \end{aligned} \quad (13)$$

4 全飞行区域的分段鲁棒控制器设计

当飞行器在较大的飞行区域飞行时, 系统参数变化范围较大, 仅用式(12) 描述系统已不合适, 使得式(11) 或(12) 的条件显得过于苛刻而难以满足 为此, 取

$$A_i(\Theta) \quad \Xi_i(R_i, Q_i), B_i(\Theta) \quad \Gamma_i(H_i, G_i), \quad i = 1, 2, \dots, l \quad (14)$$

系统可表示为

$$\begin{aligned} \dot{x}_i(t) &= (A_{i,0} + \Delta A_i)x_i(t) + (B_{i,0} + \Delta B_i)u_i(t) + \Delta_i, \\ & \quad i = 1, 2, \dots, l \end{aligned} \quad (15)$$

设

$$u_i(t) = v_i(t) - K_i x_i(t), \quad (16)$$

代入式(15), 得

$$\begin{aligned} \dot{x}_i(t) &= [A_{i,0} + \Delta A_i - (B_{i,0} + \Delta B_i)K_i]x_i(t) + (B_{i,0} + \Delta B_i)v_i(t) + \Delta_i, \\ & \quad i = 1, 2, \dots, l \end{aligned} \quad (17)$$

这样, 可以按第 3 节的方法设计反馈控制器并抑制误差

5 飞行控制器设计举例

当某飞行器在马赫数和高度分别为 $M = 1.5, H = 10 \text{ km}$ 飞行时, 飞行器状态方程为

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_\sigma \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -1.21 & -20.546 & 0 & 0.0001 \\ 1 & -1.08 & 0 & -0.00052 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.168 & -0.171 & -0.103 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_\sigma \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} -14.61 & -0.053 & 0 & b_q \\ -0.13 & -0.22 & 0 & b_\alpha \\ 0 & 0 & 0 & b_\theta \\ 0.07 & 0 & 0 & b_V \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \delta \\ \delta \\ 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (18)$$

当某飞行器在马赫数和高度分别为 $M = 1.2, H = 9 \text{ km}$ 飞行时, 飞行器状态方程为



$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_\sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.283 & -17.86 & 0 & 0.00008 \\ 1 & -1.066 & 0 & -0.00044 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.166 & -0.171 & -0.095 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_\sigma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -13.21 & -0.049 & 0 & b_q \\ -0.138 & -0.195 & 0 & b_\alpha \\ 0 & 0 & 0 & b_\theta \\ 0.057 & 0 & 0 & b_{V_\sigma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_c \\ \delta_r \\ 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

当某飞行器在马赫数和高度分别为 $M = 1.8$, $H = 11 \text{ km}$ 飞行时, 飞行器状态方程为

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_\sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.16 & -24.6 & 0 & 0.00013 \\ 1 & -1.28 & 0 & -0.00067 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1693 & -0.171 & -0.12 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ \theta \\ V_\sigma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -16.32 & -0.055 & 0 & b_q \\ -0.126 & -0.24 & 0 & b_\alpha \\ 0 & 0 & 0 & b_\theta \\ 0.1 & 0 & 0 & b_{V_\sigma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_c \\ \delta_r \\ 1 \end{bmatrix} \quad (20)$$

根据 $M = 1.5, H = 10 \text{ km}$ 时的飞行状态方程设计的反馈矩阵和闭环极点为

$$K = \begin{bmatrix} -1.0000 & 1.2000 & -0.1000 & 0 \\ 0 & -10.0000 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (21)$$

$$T^{-1}(A_0 - B_0K)T = \text{diag}[-15.4757, -3.3819, -0.0859, -0.1034]$$

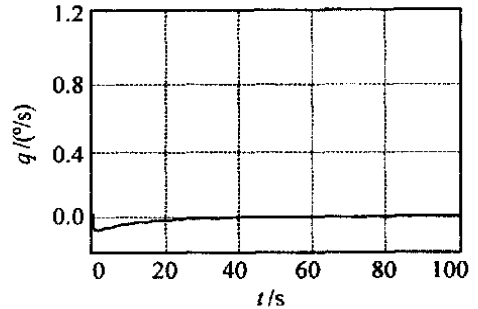
当 $M = 1.2, H = 9 \text{ km}$ 飞行时

$$C = T^{-1}(\Delta A_0 - \Delta B_0K)T = \begin{bmatrix} 1.2698 & -0.7351 & -0.0009 & -0.0001 \\ -0.0672 & 0.3305 & 0.0009 & -0.0001 \\ 0.7394 & -0.1924 & 0.0004 & 0.0001 \\ -0.7436 & 0.1649 & 0.0075 & 0.0079 \end{bmatrix}$$

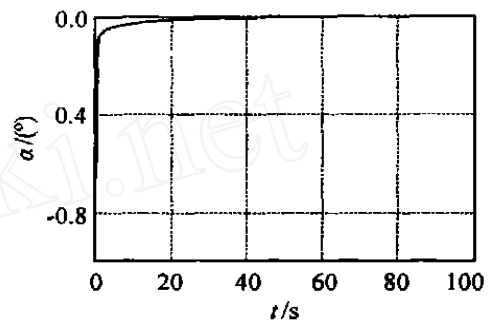
当 $M = 1.8, H = 11 \text{ km}$ 飞行时

$$C = T^{-1}(\Delta A_0 - \Delta B_0K)T = \begin{bmatrix} -1.5376 & 1.6398 & -0.0038 & 0.0002 \\ 0.0819 & -0.5283 & -0.0014 & 0.0001 \\ -0.8945 & 0.5986 & -0.0008 & -0.0002 \\ -0.9150 & -0.5368 & -0.0175 & -0.0168 \end{bmatrix}$$

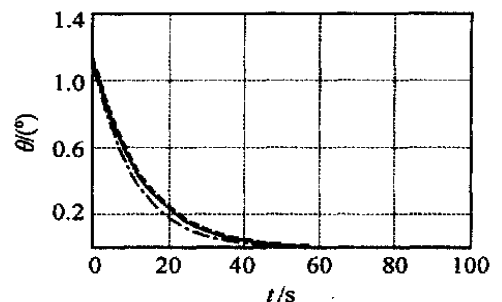
满足列对角占优势条件, 故系统鲁棒稳定. 系统(18)~(20)的响应曲线如图1所示. 图中实线、虚线、点划线分别为系统(18)~(20)的响应曲线. 由图1可见, 当系统确定部分的闭环极点为负实数且对角占优时, 系统具有良好的响应特性.



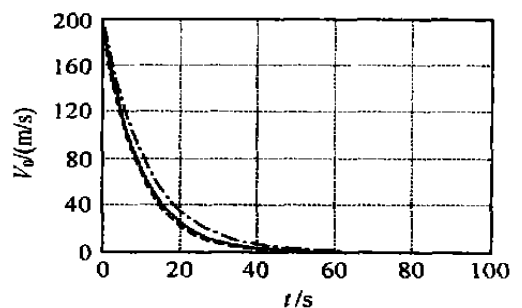
(a) 3种俯仰角速度



(b) 3种气流仰角



(c) 3种俯仰角变化量



(d) 不加推力时3种速度变化量

图1 3种系统的响应曲线比较

(下转第926页)

PE 的温度设定值来协调它们的控制动作,目标是使 E_3 的值在规定范围内 根据操作员的经验,可提取智能预测控制规则,如表 2 所示 其中:(+)表示温度设定值增加,(-)表示温度设定值减少;I 表示干燥 1 区和 2 区温度;II 表示干燥 3 区和 4 区温度;III 表示回潮 1 区温度;IV 表示回潮 2 区温度

表 2 智能预测控制规则

$E_1(+)$	$E_1(-)$	$E_2(+)$	$E_2(-)$	$E_3(+)$	$E_3(-)$
$\Delta E_1(+)$	II(+)	I(+)		IV(+)	
$\Delta E_1(-)$	II(-)		I(-)		IV(-)
$\Delta E_2(+)$		I(++)	I(-)	II(+)	
$\Delta E_2(-)$		I(+)	I(-)		II(-)
$\Delta E_3(+)$				III(++)	III(-)
$\Delta E_3(-)$				III(+)	III(-)

以往对叶片复烤机的控制,主要依赖于操作员根据工作经验在线手动调整各工艺分区的控制参数,实现各工艺分区的温度协调 其缺点是各控制级 PE 的控制参数调整主要依赖人工设定和修改,难以协调控制动作,一致性差;主要控制指标(出口水分)对各控制级 PE 控制动作的参考作用有限;对各工艺分区温度的调整未考虑入口水分和中部水分,滞后明显

应用分布式智能预测控制方法后,协调级的 PE 根据各水分指标选取相应控制规则,自动调整各控制级 PE 的控制参数,控制动作的协调得以实现,

一致性好;主要控制指标(出口水分)的参考作用得以发挥,各 PD 环设定值整定合理准确;充分考虑入口水分和中部水分在控制中的预测作用,减弱了热容滞后对控制效果的影响 该控制方法已应用于云南红河卷烟厂复烤厂叶片复烤机的控制,并获得了较好的控制效果

5 结 语

对于难以整体建模的复杂系统,常采用现场总线系统结合分区域控制 可选择恰当的系统特征变量作为规划控制策略的依据,根据智能预测控制方法将各子系统的控制动作协调起来,以实现全局的优化控制 烟叶叶片复烤过程控制系统的设计与实现,证明了本文提出的分布式智能预测控制方法具有较好的应用效果

参考文献(References):

- [1] Eduardo Camponogara, Dong Jia, Bruce H Krogh, et al Distributed model predictive control [J]. *IEEE Control System Magazine*, 2002, 22(1): 44-52
- [2] 李士勇 模糊控制·神经控制和智能控制论[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1998
- [3] 傅京孙, 蔡自兴, 徐光佑 人工智能及其应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 1987
- [4] 周其鉴 仿人智能控制器[J]. *中国仪器仪表*, 1993, (2): 5-9
(Zhou Q J. Human simulation intelligent controller[J]. *China Instrumentation*, 1993, (2): 5-9.)

(上接第 914 页)

6 结 语

本文根据飞行试验中常用的有关模型简化方法,分析了飞行器运动方程,并给出了分段线性化模型簇描述 在实际中,可通过一系列飞行试验和气动参数辨识方法得到该模型簇 为了简化设计并减少控制器个数,可选定某些给定飞行高度、马赫数设计控制器,利用式(11)或(12)检验对角占优势来检查该飞行区域的鲁棒稳定性 这样,在全飞行区域(飞行包线)内,可以选取多个子系统构成全系统的鲁棒镇定控制器 对于飞行器的建模误差,可采用输入补偿方法抑制误差 本文方法计算简单,可以降低飞行控制器设计的复杂度 但也存在常规鲁棒控制设计方法的保守性问题

参考文献(References):

- [1] Gad-el-Hak M. Micro-air-vehicles: Can they be controlled better[J]? *J of Aircraft*, 2001, 38(3): 419-429
- [2] Kwakernaak H. Robust Control and H[∞] optimization-tutorial Paper[J]. *Automatica*, 1993, 29(2): 255-273
- [3] Kenney, C. S. Numerical integration of the differential matrix Riccati equation[J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 1985, AC-30(10): 962-970
- [4] Yaakov O. Eigenfactor solution of the matrix Riccati equation—a continuous square root algorithm[J]. *IEEE Trans on Automatic Control*, 1985, AC-30(10): 971-979
- [5] 程云鹏, 徐仲, 张凯院 矩阵论[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2000