

文章编号: 1001-0920(2012)07-1066-05

飞行器不确定性建模与 μ - H_∞ 鲁棒动态逆控制

梁 宵, 王宏伦, 盖文东

(北京航空航天大学 a. 飞行器控制一体化技术重点实验室, b. 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191)

摘 要: 针对动态逆方法作为一种先进飞行器控制方法因需被控对象精确的数学模型而难以保证算法鲁棒性的问题, 在深入研究飞行器的不确定性模型基础上, 将动态逆方法作为鲁棒控制的内环, 对模型不确定性进行外环鲁棒控制补偿. 在传统 H_∞ 控制基础上进行了 μ 综合的分析与设计, 并进行了最差情况分析. 从仿真结果可以看出, 这种方法既保证了动态逆方法的鲁棒性, 又提高了整体控制性能.

关键词: 飞行器; 不确定性建模; μ - H_∞ 鲁棒控制; 动态逆

中图分类号: TP249.1

文献标识码: A

Uncertainty modeling and μ - H_∞ robust nonlinear dynamic inversion control of aircraft

LIANG Xiao, WANG Hong-lun, GAI Wen-dong

(a. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, b. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China. Correspondent: LIANG Xiao, E-mail: connyzone@yahoo.com.cn)

Abstract: For the problem that dynamic inversion control as an advanced control method of aircraft needs for precise mathematical model, so its robustness is difficult to be ensured. Therefore, the uncertainty model of aircraft is introduced deeply. The dynamic inversion method is used as inner loop of robust control, and robust control is to compensate for model uncertainty as outer loop. By the analysis and design of μ based on traditional H_∞ , the worst-case analysis is given. The simulation results show that the method can improve the robustness and the performance of the aircraft.

Key words: aircraft; uncertainty modeling; μ - H_∞ robust control; nonlinear dynamic inversion

1 引 言

动态逆方法以其优越的非线性控制能力, 成为飞行器控制中的研究热点. 而由于飞行器的建模过程本身即是不精确的, 气动参数摄动、外界干扰以及求逆计算的误差均限制了动态逆方法的使用. 许多学者对如何补偿动态逆进行了研究. Eric 等^[1]将动态逆与神经网络相结合, 利用神经网络的非线性逼近能力补偿动态逆方法的误差, 并从李亚普诺夫函数出发证明了这种结构的稳定性. Stefan 等^[2]采用 L1 自适应控制器修正动态逆的模型逆误差, 对实际的飞行数据进行校验并获得了较好的控制效果. 现有的一些动态逆补偿方法只是单纯考虑模型的逆误差, 忽略了模型本身的摄动影响. 根据误差的具体情况有针对性地设计控制器, 将是这一问题更好的解决办法.

利用线性分式变换 (LFT) 模型将系统模型的部分误差分离^[3], 对动态逆方法进行鲁棒性能验证, 是将动态逆推广为更实用的方法之一. Juliana 等^[4]针对飞行器进行 LFT 建模后, 采用了内环 NDI 控制, 外环 PI/PD 控制的方法进行飞行控制律设计. Howard 等^[5]将 Juliana 的理论应用于超音速飞机的控制律设计中, 利用参数的不确定性来表示系统间的耦合, 并进行了线性仿真. Yew 等^[6]则对 LFT 模型采用了 H_∞ 控制和 μ 控制器进行比较分析, 并对一种微小型无人机进行了 6-DOF 非线性仿真, 得到了满意的仿真结果.

本文针对其鲁棒性难以保证的问题, 利用动态逆的非线性控制能力, 提出了飞行器动态逆与鲁棒控制相结合的控制思想. 文中将动态逆作为内环, 对原非

收稿日期: 2011-01-06; 修回日期: 2011-06-13.

基金项目: 教育部新世纪优秀人才支持计划项目(NCET-10-0032).

作者简介: 梁宵(1984—), 男, 博士生, 从事飞行器先进控制、飞行器航路规划等研究; 王宏伦(1970—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器自主飞行控制与管理、飞行器攻击武器系统等研究.

线性模型进行非线性动态逆设计. 之后将内环作为外环的控制对象, 对内环具有线性化特性的综合模型进行 LFT 变换, 从而建立内环不确定模型, 利用 μ 综合与分析对快回路外环进行了 μ - H_∞ 控制器设计. 最后, 根据模型的最差参数组合, 将经本文设计的 μ - H_∞ 控制器、 H_∞ 控制器以及自适应控制器的控制效果进行了对比和分析. 仿真结果表明, μ - H_∞ 控制器对系统内部不确定性的鲁棒性和系统外部抗干扰能力的表现能够达到满意效果.

2 不确定系统的 LFT 模型

2.1 结构化参数不确定性

飞行器模型所包含的与具体参数有关的建模误差, 由结构化不确定性表示, 其被描述为对象状态空

间模型中参数的摄动. 通过实验手段得到的气动参数与惯量参数不准确, 影响飞行器模型结构不确定性的参数主要表现在静导数、动导数、舵面效率和惯量的摄动, 因此主要选择这 4 种参数作为系统不确定参数. 为后面进行 μ -分析作准备, 需要将具有摄动范围 $[\delta^-, \delta^+]$ 的 δ 进行标准归一化处理成 δ' , δ 与 δ' 的关系如下所示^[7]:

$$\delta = \frac{\delta^+ + \delta^-}{2} + \frac{\delta^+ - \delta^-}{2} \delta'. \quad (1)$$

其中: $\delta \in [\delta^-, \delta^+]$, $\delta' \in [-1, 1]$. 这样, 不确定参数被分成标称部分和摄动部分两部分. 式(1)是一种具有中心值的参数归一化方法, 对于非中心值参数可参考文献[8]的方法. 飞行器主要不确定参数的标称部分取值如表 1 所示.

表 1 主要的不确定参数

不确定参数	$C_{D\alpha}$	C_{lr}	$C_{L\alpha}$	C_{np}	C_{mq}	C_{nr}	$C_{Y\delta_r}$	$C_{l\delta_a}$	$C_{l\beta}$	$C_{l\delta_r}$
标称值	0.3249	-0.0935	6.6501	0.0264	-8.8112	-0.2769	-0.4103	-0.1937	-0.2138	-0.0314
不确定参数	$C_{n\beta}$	$C_{n\delta_r}$	$C_{m\alpha}$	$C_{m\delta_e}$	C_{lp}	C_{mq}	$C_{Y\beta}$	$I_x / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$I_y / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$I_z / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$
标称值	-0.1549	-0.1631	-2.4387	-1.1721	-0.6479	-8.9021	-0.8134	1.014×10^7	1.987×10^7	1.031×10^7

2.2 非结构不确定性

参数摄动与系统间实际结构未知的情况, 称作非结构化不确定性, 其可分为加成和乘积型两类. 设标称模型为 P , 模型误差为 Δ , 用权重 W_1 和 W_2 对 Δ 加以度量, 不确定项可以表示为 $W_1 \Delta W_2$, 则加成不确定性中, 新的系统表示为 $\Pi = P + W_1 \Delta W_2$; 乘积不确定性中, 新系统则表示为 $\Pi = (1 + W_1 \Delta W_2)P$. 文献[9]对于这两种结构的稳定性进行了分析, 当系统具有加成及乘积不确定性时, 可用等效转换的方式使其成为结构化误差.

2.3 LFT 建模

将前述的结构不确定性和非结构不确定性分别用纯量形式和全量形式对系统进行标准化的线性分式变换(LFT), $\underline{\Delta}$ 为系统的整个不确定结构块, 其广义摄动模型为

$$\underline{\Delta} = \text{diag}(\delta_1 I_{r_1}, \delta_2 I_{r_2}, \dots, \delta_s I_{r_s}, \Delta_1, \Delta_2, \dots, \Delta_F). \quad (2)$$

其中: $\delta_i \in \mathbf{C}$, $\Delta_j \in \mathbf{C}^{m_j \times m_j}$, $1 \leq i \leq S$, $1 \leq j \leq F$. δ_i 是表 1 中的结构不确定参数, Δ_j 是第 2.2 节中的非结构不确定块, r_i 和 m_j 分别表示纯量和全量不确定性的维数. LFT 具有上 LFT 和下 LFT 两种形式, 其相应的计算公式为

$$\begin{aligned} F_u(M, \underline{\Delta}) &= M_{22} + M_{21} \underline{\Delta} (I - M_{11} \underline{\Delta})^{-1} M_{12}, \\ F_l(M, \underline{\Delta}) &= M_{11} + M_{12} \underline{\Delta} (I - M_{22} \underline{\Delta})^{-1} M_{21}, \\ M &= \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (3)$$

当参数摄动呈现为线性时, 可用第 2.1 节中的结构不确定参数进行不确定描述; 当参数摄动呈现非线性时, 可将该参数表述为不确定量 δ 的 m 次多项式函数 $P(\delta) = a_0 + a_1 \delta + \dots + a_m \delta^m$. 由于气动参数较小, 忽略 3 阶以上高阶小项后令 $\delta_1 = \delta, \delta_2 = \delta^2$, $P(\delta)$ 可以表示成下 LFT 形式 $P(\delta) = F_l(X, \delta I)$, 从而转化为线性摄动, 其中

$$X = \begin{bmatrix} a_0 & a_1 & a_2 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

对于结构化不确定性, 需要将系统矩阵中受不确定参数影响的各项展开, 忽略高阶项并整理成 $A_0 + \sum \delta_i A_i, B_0 + \sum \delta_i B_i, \dots$. 结构化不确定系统的标准型为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_0 + \sum_{i=1}^m \delta_i A_i & B_0 + \sum_{i=1}^m \delta_i B_i \\ C_0 + \sum_{i=1}^m \delta_i C_i & D_0 + \sum_{i=1}^m \delta_i D_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} = \left(\begin{bmatrix} A_0 & B_0 \\ C_0 & D_0 \end{bmatrix} + \sum_{i=1}^m \delta_i \begin{bmatrix} A_i & B_i \\ C_i & D_i \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix}. \quad (4)$$

其中: $A_i \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $B_i \in \mathbf{R}^{n \times n_u}$, $C_i \in \mathbf{R}^{n_y \times n}$, $D_i \in \mathbf{R}^{n_y \times n_u}$. 当不确定项处于分母位置时, 可以通过分式变换将其表达为不确定参数的乘积形式, 之后根据 LFT 的四则运算法则进行处理^[10].

通过将摄动矩阵 A_i, B_i, C_i, D_i 进行矩阵分解(如 SVD), 可以得到结构化不确定 LFT 模型^[11]. 非结构化不确定性的标准化较为简单, 具体参见文献[12], 这

里不再赘述. 在对模型进行两种不确定性分析以及分离之后, 建立起了飞行器不确定 LFT 模型.

3 控制策略与控制器设计

将之前建立的飞行器 LFT 模型应用于飞行控制系统中, 按照保证飞行器解耦和鲁棒特性的控制目的, 采用了内环动态逆控制、外环鲁棒控制的控制策略设计控制器. 本文设计的飞行控制系统如图 1 所示, 动态逆的快回路与飞行器非线性模型构成内回路, 外回路是快回路鲁棒控制器.

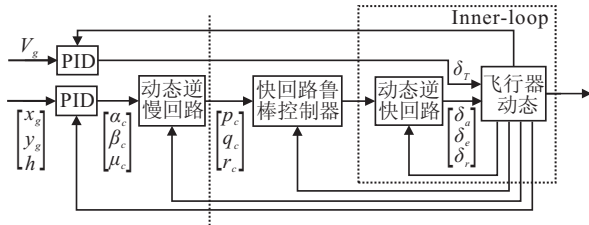


图 1 飞行控制系统结构

动态逆内回路能够抵消模型非线性项, 此时内回路闭环系统呈现出线性系统特性, 摄动部分则主要表现为系统不确定参数、结构的摄动以及未建模误差, 因此, 可以设计一个阶数较低并且结构参数固定的外环鲁棒控制器, 以避免直接使用 H_∞ 等鲁棒控制设计方法带来的高阶控制器. 仿真实验表明, 加入慢回路鲁棒控制器不会大幅改善控制效果, 反而会加长运行时间, 因此慢回路鲁棒控制器并不是必要的. 下文将以快回路动态逆与鲁棒控制系统为例进行控制器设计.

3.1 非线性动态逆控制律——内环

动态逆方法是将相互耦合的状态逐步变成相互解耦状态的一种有效控制方法, 本节将按照原始非线性模型进行内环动态逆设计, 采用了非线性动态逆方法. 根据动态逆理论^[13], 将飞行器非线性方程中的速度方程与角速度方程整理如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u, \\ y = h(x). \end{cases} \quad (5)$$

其中: $x \in \mathbf{R}^n$ 为状态变量; $u \in \mathbf{R}^p$ 为控制变量; $y \in \mathbf{R}^m$ 为系统输出, 系统的动态逆可以通过对输出 y 求导数直到结果中出现 u 为止. 若 $p = m$, 则控制律可以写成

$$u = \left[\frac{\partial CV}{\partial x} g_m(x) \right]^{-1} \left[C\dot{V}_d - \frac{\partial CV}{\partial x} f_m(x) \right]. \quad (6)$$

g_m 和 f_m 是动态模型和控制分配函数, $CV(x)$ 是状态变量的函数, $C\dot{V}_d$ 是期望的控制量命令. 如果飞行器模型是精确的, 则 $g_m = g$, $f_m = f$. 当状态变量作为输出变量, 即 $y = x$ 时, 由式 (5) 有 $\dot{y} = \dot{x} = f(x) + g(x)u$, 从而闭环变成 $\dot{y} = \dot{x} = C\dot{V}_d$. 可以选取 $C\dot{V}_d = K_c(x_c - x)$, 其中 x_c 为期望输出, K_c 为频带带宽. 对

应于快回路, 其控制输入具有如下形式:

$$\begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} = g^{-1}(x) \left(\begin{bmatrix} \dot{p}_d \\ \dot{q}_d \\ \dot{r}_d \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} f_p(x) \\ f_q(x) \\ f_r(x) \end{bmatrix} \right). \quad (7)$$

其中 $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ 为普通飞行器的 3 个控制舵面, 当控制面个数多于 3 个时, 可以采用广义逆或保守性较小的直接分配方法求解各舵面的控制量.

3.2 H_∞ 控制与 NDI——外环

标准的 H_∞ 控制问题可以用下式表示:

$$P = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{21} & P_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B_1 & B_2 \\ C_1 & D_{11} & D_{12} \\ C_2 & D_{21} & D_{22} \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中 P 为增广对象, 它包括被控对象和为了描述设计指标而设定的加权函数.

应用动态逆方法构成的快回路闭环, 其输入是三维向量的角速率指令, 输出是三维向量的舵面指令. 在精确求逆的理想情况下, 解耦对象 $G_{\text{inner-loop}}$ 是 3×3 的解耦积分型系统, 加入外环 H_∞ 控制时需要将被控对象增广成 $P_{\text{outer-loop}}$.

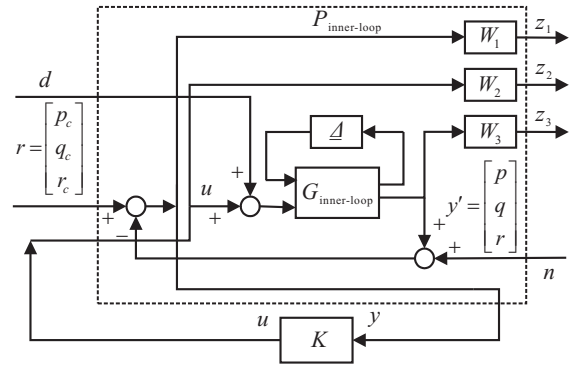


图 2 控制系统外环及飞行器不确定系统的增广

图 2 所示的是外环系统结构图, $P_{\text{outer-loop}}$ 包括内环动态逆闭环系统 $G_{\text{inner-loop}}$, 系统不确定性 Δ 和 H_∞ 控制所需的加权函数. 图中 r 为施加在系统上的命令; n 为传感器噪声; d 为输入干扰; W_1, W_2, W_3 为 3×3 的加权矩阵.

系统增广后的模型可按照输入和输出的维数进行如式 (8) 的分块, 而加入不确定性描述后的 $P_{\text{outer-loop}}$ 的状态空间实现如下式所示:

$$P_{\text{outer-loop}} = \begin{bmatrix} A + \Delta A & B_1 & B_2 + \Delta B_2 \\ C_1 & D_{11} & D_{12} \\ C_2 & D_{21} & D_{22} \end{bmatrix}. \quad (9)$$

这样, 包含不确定性的增广 LFT 系统模型则建立完毕.

3.3 系统鲁棒稳定性与 μ - H_∞ 控制器

对于一般的非结构化扰动, 可以通过 H_∞ 控制器来达到稳定 (如回路成型 H_∞ 控制), 但是对于一些具

有结构化扰动的元素, 则无法被考虑在内, 此时回路成型设计会带来控制器的保守性, 并且系统的稳定性和鲁棒性在结构扰动作用下不易保证. Doyle^[14]提出用结构化奇异值 μ 取代奇异值方法进行设计, 对于不确定系统可以得到很好的控制效果.

Zhou 等^[15]给出了类似图 1 控制结构所需要的内稳定条件, 并且将其转化为 μ 边界值条件, 将鲁棒稳定性与鲁棒性能统一起来, 并指出稳定性并不是闭环系统对扰动必须鲁棒的唯一性质. 当存在扰动时, 干扰对跟踪和调节误差的影响会极大增强. 大多数情况下, 远在不稳定产生之前, 闭环性能将恶化到不可接受的地步, 因此还需要对鲁棒性能进行最差参数分析.

按照 μ 值的定义很难求得 μ 值, 可以采用 D-K 迭代方法^[16]对系统 μ 的边界进行逼近, 这种方法得到的 μ 边界虽然不精确, 但在实际应用中具有很大价值. 按照内环动态逆方法所对应的系统模型, 其不确定性 Δ 包含 5 个维数为 1×1 的不确定参数 $\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_5$, 输入和输出端各有两个 3×3 的非结构不确定块 Δ_1 和 Δ_2 , 因此 $\Delta = \text{diag}(\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_5, \Delta_1, \Delta_2)$.

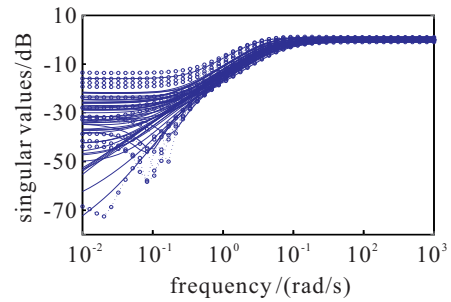
经过 H_∞ 增广后的不确定系统模型具有 14 个输入和 14 个输出, 闭环反馈回路 p, q, r 构成 3×3 的反馈矩阵. Matlab 鲁棒控制工具箱提供了 μ 计算的图形用户界面, 调用该界面经过 5 次迭代, μ 值稳定在 0.91 左右, 满足鲁棒稳定性 $\mu < 1$ 的条件.

4 仿真分析

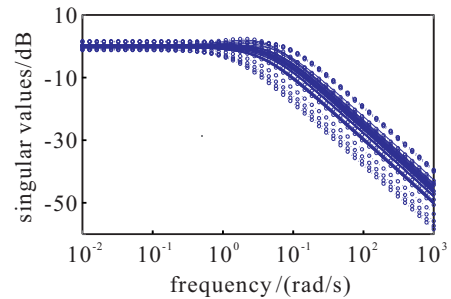
4.1 不确定系统的鲁棒稳定性

动态逆内回路采用 6-DOF 非线性模型, 在鲁棒控制外回路计算增广 LFT 模型时, 将飞行器按照 6000 m 高空, 190 m/s 的速度定高平飞为平衡状态进行配平, 从而计算出不确定参数的系数. 本文对飞行器从设计状态点 (6000 m, 190 m/s) 过渡到另一状态点 (4000 m, 170 m/s) 的稳定性进行了仿真研究.

图 3 为系统在两个状态点采用第 3.3 节的 μ - H_∞ 控制器后, 灵敏度函数 S 和补灵敏度函数 T 的奇异值曲线图. 其中: $S = (I + P_{\text{outer-loop}}K_{\mu-H_\infty})^{-1}$, $T = P_{\text{outer-loop}}K_{\mu-H_\infty}(I + P_{\text{outer-loop}}K_{\mu-H_\infty})^{-1}$, 实线代表设计状态点 (6000 m, 190 m/s), 圆圈线代表状态点 (4000 m, 170 m/s). 可以看出对于两个飞行状态点, 当参数发生扰动时, S 在低频段的幅值均很小, 保证了控制系统具有良好的抗干扰能力和跟踪能力; T 在高频段的幅值迅速衰减, 可以保证控制系统的强鲁棒稳定性及噪声抑制性能. 由于控制器参数是在设计状态点 (6000 m, 190 m/s) 得到的, 当飞行器处于状态点 (4000 m, 170 m/s) 时, S 和 T 的幅值较设计状态点的偏差有所增大, 但仍在容许范围内.



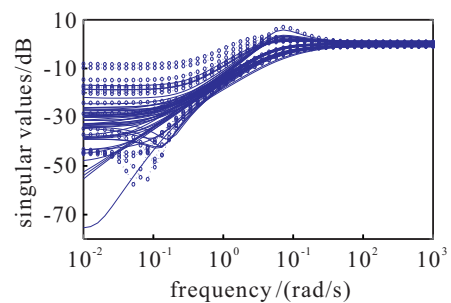
(a) μ - H_∞ 控制器 S 曲线



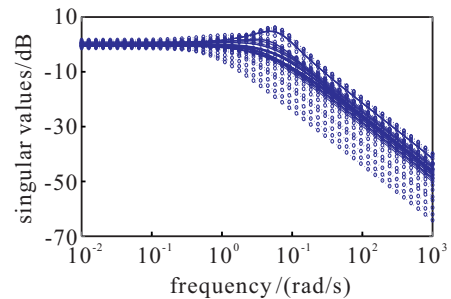
(b) μ - H_∞ 控制器 T 曲线

图 3 采用 μ - H_∞ 控制器的系统扰动时的闭环奇异值

图 4 为系统在两个状态点时, 采用文献 [2] 的自适应控制器后, 灵敏度函数和补灵敏度函数的奇异值曲线图, 其中实线代表设计状态点 (6000 m, 190 m/s), 圆圈线代表状态点 (4000 m, 170 m/s). 与图 3 相比较可以看出, 自适应控制器对于参数扰动具有一定的稳定能力. 但是当参数变化较大, 尤其在状态点 (4000 m, 170 m/s) 时, 本文设计的 μ - H_∞ 控制器控制效果优于文献 [2] 的自适应控制器.



(a) 自适应控制器 S 曲线



(b) 自适应控制器 T 曲线

图 4 采用自适应控制器的系统扰动时的闭环奇异值

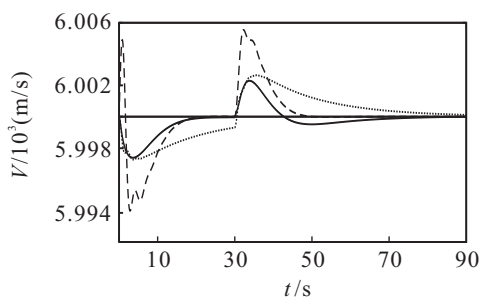
在第 3.3 节计算出 μ - H_∞ 控制器的同时, 可以找到系统的最差参数组合, 表 2 为对系统性能影响最大的最差参数组合及其摄动范围。

表 2 对系统影响最大的最差参数组合和摄动范围 %

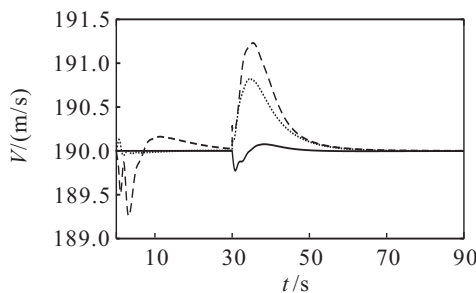
$C_{L\alpha}$	$C_{Y\delta}$	$C_{l\delta}$	$C_{l\beta}$	$C_{n\beta}$	$C_{n\delta}$
20	30	30	20	20	30
$C_{m\delta}$	$C_{Y\beta}$	I_x	I_y	I_z	
30	20	10	10	10	

4.2 μ - H_∞ 控制器的鲁棒性能

将 H_∞ 控制器、自适应控制器以及 μ - H_∞ 控制器对于整个飞行器系统的控制效果进行比较分析。图 5 是在最差参数影响下, 采用图 1 的控制结构, 3 种控制器对于高度和速度的控制效果曲线图。其中: 虚线代表 H_∞ 控制器控制效果, 点线代表自适应控制器控制效果, 实线代表 μ - H_∞ 控制器控制效果, 并且在 30 s 处加入了值为 10 m/s 的垂向阶跃风干扰。由图 5 可以看出, 在最差参数情况下, 飞行器的高度和速度控制效果在采用了 μ - H_∞ 控制器后有了明显改善, 并且对风的干扰也有较强的鲁棒性。虽然调节时间有一定延长, 但是延长部分并不十分明显, 而 μ - H_∞ 控制器对于不确定性影响的抑制却十分有效。



(a) 飞行高度控制(6000 m)



(a) 飞行速度控制(190 m/s)

图 5 3 种控制器在飞行器高度和速度控制中的控制效果

H_∞ 控制器的控制效果依赖于权重函数的选择, 而 H_∞ 控制的权重函数选择并没有统一的标准, 仍然有许多研究内容^[17]。 μ 理论对于 H_∞ 控制的这种不足进行了改善, 放宽了在 D-K 迭代时的初始 H_∞ 控制器的选择标准, 这也是 μ - H_∞ 控制器的另一优势。

5 结 论

本文将飞行器控制中的动态逆方法与鲁棒控制

相结合, 克服了动态逆对精确模型的要求, 同时利用动态逆方法抵消原模型的非线性特性, 降低了鲁棒控制器的阶数。针对动态逆内环闭环对象建立了包含结构不确定性和非结构不确定性的飞行器 LFT 模型, 借助 μ 理论, 在满足鲁棒稳定性的条件下设计出满足鲁棒性能的 μ - H_∞ 控制器。非线性仿真结果表明, 所设计的控制器能够对不确定性进行有效抑制, 并且抗干扰能力增强, 在保证系统稳定性的同时, 达到满意的控制效果。

参考文献(References)

- [1] Eric N Johnson, Anthony J Calise. Neural network adaptive control of systems with input saturation[C]. Proc of the American Control Conf. Arlington, 2001: 3527-3532.
- [2] Stefan F Campbell, John T Kaneshige. A nonlinear dynamic inversion L1 adaptive controller for a generic transport model[C]. 2010 American Control Conf. Marriott Waterfort, 2010, 12(2): 862-867.
- [3] Zhou K, Doyle J C, Glover K. Robust and optimal control[M]. New Jersey: Prentice Hall, 1996.
- [4] Juliana S, Chu Q, Mulder J, et al. The analytical derivation of non-linear dynamic inversion control for parametric uncertain systems[C]. AIAA, Guidance, Navigation and Control Conf and Exhibit. San Francisco: AIAA, 2005: 1-14.
- [5] Howard P Lee, Stephen E Reiman, Charles H Dillon, et al. Robust nonlinear dynamic inversion control for a hypersonic cruise vehicle[C]. AIAA, Guidance, Navigation and Control Conf and Exhibit. Hilton Head: AIAA, 2007: 1-9.
- [6] Yew Chai Paw, Gary J Balas. Uncertainty modeling, analysis and robust flight control design for a small UAV system[C]. AIAA, Guidance, Navigation and Control Conf and Exhibit. Honolulu: AIAA, 2008: 1-16.
- [7] Magni J-F. User manual of the linear fractional representation toolbox[C]. AIAA, Guidance, Navigation and Control Conf and Exhibit. New York: Systems Control and Flight Dynamics Department, 2005.
- [8] Cockburn J C. Linear fractional representation of systems with rational uncertainty[C]. Proc of the American Control Conf. Philadelphia, 1998: 1008-1012.
- [9] David D J Limeber, Michael Green. Linear robust control[M]. New Jersey: Prentice Hall, 1995.
- [10] Doyle J C, Packard A A, Zhou K Kaneshige. Review of LFTs, LMIs, and μ [C]. Proc of the 30th IEEE Conf on Decision and Control. Brighton: IEEE, 1991(2): 1227-1232.

(下转第 1076 页)