

大型客机进近倾斜姿态 H_∞ 控制研究

李欣, 江驹, 甄子洋, 张平, 辛君捷

(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 实现快速、精准、抗扰动性强的倾斜姿态控制, 是大型客机自动着陆控制系统设计的关键技术之一。以 Boeing707 飞机在常值侧风扰动下的非线性数学模型为基础, 通过配平线性化得到线性方程, 综合设计了进近着陆阶段的姿态控制律。由于使用 PID 控制方法的滚转角响应难以兼顾快速性与稳态性能, 设计了基于鲁棒 H_∞ 理论的倾斜姿态控制律。分别对两种控制方法跟踪滚转角阶跃指令, 以及抗侧风扰动的控制效果进行了比较分析。仿真结果表明, 状态反馈 H_∞ 控制方法能够实现快速、精准、无超调的倾斜姿态控制, 且有侧风扰动存在时具有快速的恢复能力、较好的乘坐品质和较大的抗扰动控制余度。

关键词: 大型客机; 倾斜姿态控制; 侧风扰动; 鲁棒 H_∞ 控制

中图分类号: V249.1; TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)04-0034-04

Research on Landing Roll Attitude H_∞ Control for Large Civil Aircrafts

LI Xin, JIANG Ju, ZHEN Ziyang, ZHANG Ping, XIN Junjie

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Quick, accurate, and anti-disturbance roll attitude control is one of the key technologies of automatic landing control system design for air buses. Based on nonlinear mathematical model of Boeing707 under constant crosswind disturbance, the linear model was obtained by trim and linearization, and the attitude control law for approach and landing was designed. Considering that it's difficult to realize rapid and stable response of roll angle with PID control method, we designed a robust H_∞ control law. The two methods were analyzed on their capability of tracking roll attitude command and anti-crosswind disturbance. Simulation results indicated state feedback H_∞ controller can achieve quick, accurate and no overshoot roll attitude control, and has ability of faster recovery, better riding quality and larger control redundancy of restraining crosswind disturbance.

Key words: large civil aircraft; roll attitude control; crosswind disturbance; robust H_∞ control

0 引言

大型客机的进近着陆过程飞行高度低、速度慢、控制精度要求高, 控制过程复杂, 受气流扰动影响明显, 因此进近着陆过程对飞行安全性、舒适性、精确性提出了较高的要求。相对于其他阶段, 进近着陆阶段姿态控制的快速性与精确性尤为重要, 同时快速性与精确性也关系到飞行的安全性, 所以实现快速、无超调的倾

斜姿态控制是十分必要的。

目前, 国内外关于运输类飞机进近着陆阶段的控制律设计方法有多种, 但是关于客机倾斜姿态控制律设计方面的文献很少。文献[1]利用基于能量的控制方法设计民机自动着陆控制律, 所设计的控制系统能够实现多种飞行条件下的控制, 并且证明了系统的鲁棒性。文献[2]利用自适应滑模控制方法设计了民机飞行路径跟踪控制律, 提高了飞行性能, 同时能抑制外部扰动和模型不确定性。文献[3]利用模糊控制方法设计自动着陆控制律, 所设计的控制律能够灵活有效地控制飞机进行自动着陆, 并且具有较好的抗气流扰动性能。文献[4]针对 NASA 的飞行验证机设计了 L1 自适应控制律, 使得系统存在大量不确定性的交叉耦

收稿日期: 2012-04-19

修回日期: 2012-06-04

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(kfj20110207); 自然科学基金(71071076); 航空基金(2010ZA52002)

作者简介: 李欣(1987—), 男, 河北唐山人, 硕士生, 研究方向为飞行控制。

合时,仍能保证较好的控制效果。以上国外文献大多针对纵向控制律的设计,并且较少研究抗阵风扰动性能。我国大型客机自动飞行控制系统方面研究仍处于起步阶段,关于民机自动着陆系统控制律设计的文献不多。文献[5]设计了民机自动着陆系统的模糊PID控制器,但是没有验证自动着陆控制系统的抗风扰动性能。文献[6]使用PID控制方法设计了A300飞机进近着陆阶段的倾斜姿态控制律,但是没有验证抗侧风扰动性能。文献[7]针对某型运输机设计了鲁棒 H_∞ 最优控制律,使控制系统能够抑制货物移动对运输机俯仰姿态的影响,改善了飞行品质,但没有验证抗阵风扰动性能。文献[8]利用根轨迹法设计大型客机CJ818俯仰姿态控制律,但是所研究的对象是线性系统,且没有验证控制系统的抗扰动性能。国内大多数文献针对大型客机的纵向控制进行研究,较少研究抗阵风扰动性能。关于大型客机倾斜姿态控制律的研究,对我国大型客机的自动飞行控制系统的研制具有一定的参考价值。

1 大型客机进近阶段数学模型

民用飞机的进近着陆过程相对复杂,整个过程大致可以分为5个阶段:定高飞行(离地大约在300~500 m)、高度捕获、下滑、拉平(离地大约15 m)以及着陆滑跑。本文仅研究下滑过程,使用选自文献[9]的Boeing707飞机数据,建立六自由度非线性模型,并在模型中加入常值阵风扰动。

选取配平点为高度500 m,空速80 m/s,迎角 0.97° ,航迹倾斜角 -3° 。在配平点附近通过小扰动线性化方法,并且忽略纵向和横侧向之间的耦合后,可得到纵向和横侧向的线性模型,其中横侧向状态空间方程为

$$\dot{x} = A_{lat}x + B_{lat}u + E_{wind}v \quad (1)$$

$$\text{式中: } A_{lat} = \begin{bmatrix} -0.0984 & 0.0088 & -0.9851 & 0.1224 \\ -3.8071 & -2.2866 & 6.9582 & 0.0000 \\ 0.8256 & -0.4328 & -0.3319 & 0.0000 \\ 0.0000 & 1.0000 & -0.0355 & 0.0000 \end{bmatrix};$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} 0.0000 & 0.0320 \\ -1.8129 & 0.2901 \\ 0.0000 & -0.7661 \\ 0.0000 & 0.0000 \end{bmatrix}; E_{wind} = \begin{bmatrix} 0.0012 \\ 0.0476 \\ -0.0103 \\ 0 \end{bmatrix}; x =$$

$[\beta \ p \ r \ \phi]; u = [\delta_a \ \delta_r]; v$ 是侧风速度大小,单位为m/s,各个角度的单位为rad,各个角速率的单位为rad/s。这里仅给出了横侧向方程,在仿真验证中,仍然控制纵向运动,纵向采用经典的PID控制方法,本文以侧向为例验证状态反馈 H_∞ 控制方法的效果,纵向不再赘述。

考虑到实际情况,本文加入理想舵机环节。舵机(升降舵、副翼以及方向舵)的传递函数为式(2),发动机传递函数为式(3),油门伺服器传递函数为式(4),对舵机进行幅值限幅($\pm 20^\circ$)以及速率限幅($\pm 100^\circ/s$),对油门开度进行限幅(0~1)。

$$G_{\delta_e} = G_{\delta_a} = G_{\delta_r} = \frac{-10}{s+10} \quad (2)$$

$$G_E = \frac{\Delta\delta_T(s)}{\Delta u_{\delta_r}(s)} = \frac{1}{s+1} \quad (3)$$

$$G_s = \frac{\Delta u_{\delta_r}(s)}{\Delta u(s)} = \frac{1}{0.05s+1} = \frac{20}{s+20} \quad (4)$$

2 进近阶段姿态控制系统总体结构

本文的研究对象是非线性系统,整个进近阶段的姿态控制系统总体控制框图如图1所示。其中的纵向控制都是PID控制器,自动油门控制的目的是改善响应特性以及增强飞行的安全性,实现空速保持功能。俯仰姿态控制内回路采用 C^* 控制方案来纵向改善飞行品质,横侧向倾斜姿态控制器是本文研究的重点。对于基于PID方法的倾斜姿态控制,副翼通道反馈滚转角速率和滚转角,方向舵通道反馈偏航角速率和侧滑角,设计目的是实现无侧滑的倾斜姿态控制。利用根轨迹法,可以设计整个自动着陆姿态控制系统的PID控制器,图1中,给定 $\Delta\theta_e$ 或 $\Delta\phi$ 。可以分别实现俯仰姿态和倾斜状态的跟踪控制。

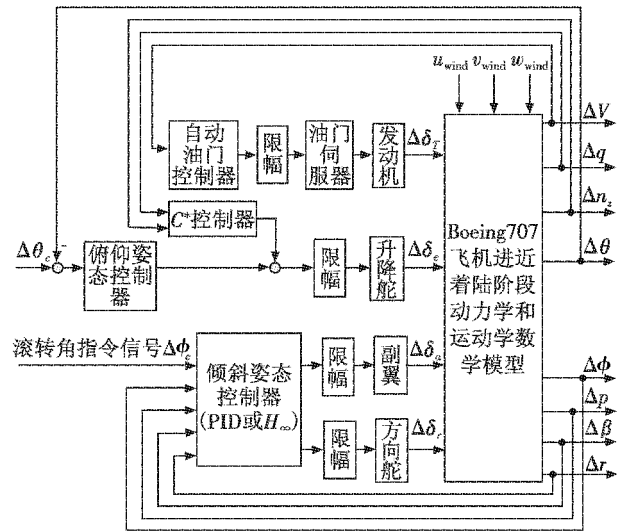


图1 进近阶段姿态控制系统结构框图

Fig.1 Structure diagram of landing attitude control system

3 状态反馈 H_∞ 控制理论与设计

3.1 状态反馈 H_∞ 控制理论

对于式(1)所示的系统,将 v 看成外部(干扰)输入。标准 H_∞ 问题如图2所示^[10]。

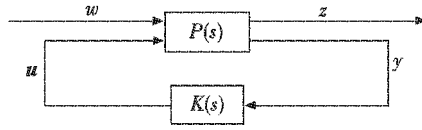


图2 H_∞ 控制的标准问题

Fig.2 Standard problem of H_∞ control

图2中所示广义被控对象可由式(5)所表示的状态空间方程描述。

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + B_1w + B_2u \\ z = C_1x + D_{11}w + D_{12}u \\ y = C_2x + D_{21}w + D_{22}u \end{cases} \quad (5)$$

式中： x 是系统的状态变量； w 是外部干扰信号，包括参考信号、干扰和噪声； z 是被控输出信号，通常包括跟踪信号、调节信号和执行机构输出； u 是控制输入信号； y 是测量信号，如传感器输出信号等。

根据文献[11]，将阵风扰动下的姿态控制问题转化为设计一个静态的状态反馈控制器 $u = Kx$ 使得相应的闭环系统

$$\begin{cases} \dot{x} = (A + B_2K)x + B_1w \\ z = (C_1 + D_{12}K)x + D_{11}w \end{cases} \quad (6)$$

是渐进稳定的，且从 w 到 z 的传递函数满足式(7)所示条件。

$$\|T_{zw}(s)\|_\infty = \|(C_1 + D_{12}K)[sI - (A + B_2K)]^{-1}B_1 + D_{11}\|_\infty < \gamma \quad (7)$$

定理1 系统(5)存在一个状态反馈 H_∞ 控制器使得闭环系统(6)是渐进稳定的，且满足性能指标(7)，当且仅当存在一个对称正定阵 $X > 0$ 和矩阵 Y 使得式(8)所示的不等式成立

$$\begin{bmatrix} AX + B_2Y + (AX + B_2Y)^T & B_1 & (C_1X + D_{12}Y)^T \\ B_1^T & -I & D_{11}^T \\ C_1X + D_{12}Y & D_{11} & -\gamma^2 I \end{bmatrix} < 0 \quad (8)$$

进一步，如果式(8)有解，则 $K = YX^{-1}$ 是系统(5)的一个状态反馈 H_∞ 控制器。

矩阵不等式(8)是关于矩阵变量 X 和矩阵 Y 的一个线性矩阵不等式，可以使用 Matlab 中的 LMI 工具箱，利用求解器 feasp 求解矩阵不等式(8)。基于状态反馈 H_∞ 控制器的存在条件(8)，通过求解式(9)可以得到状态反馈 H_∞ 控制器，相应的最小干扰抑制能力为 $\sqrt{\rho}$ 。

$$\begin{aligned} \min \rho \\ \text{s.t.} \begin{bmatrix} AX + B_2Y + (AX + B_2Y)^T & B_1 & (C_1X + D_{12}Y)^T \\ B_1^T & -I & D_{11}^T \\ C_1X + D_{12}Y & D_{11} & -\rho I \end{bmatrix} < 0, X > 0. \end{aligned} \quad (9)$$

3.2 状态反馈 H_∞ 控制律设计

将式(1)所表示的系统转换成式(5)所表示的标

准形式。各个系数矩阵为： $A = A_{lat}$ ， $B_1 = E_{wind}$ ， $B_2 = B_{lat}$ ， $C_1 = C_2 = I$ ， $D_{11} = D_{12} = 0$ 。

基于3.1小节中的方法，只需要调节 ρ ，就能求出满足设计要求的状态反馈 H_∞ 控制器。在控制律设计程序中不断调整 ρ ，当 $\rho = 75$ 时，将求得的状态反馈 H_∞ 控制器带入到非线性模型中进行仿真测试，此时给定滚转角指令为 1° 的倾斜姿态控制系统具有较好的响应效果。相应的矩阵 X, Y 为

$$X = \begin{bmatrix} 10.2080 & 0.0353 & 7.6981 & -0.6388 \\ 0.0353 & 18.3059 & 0.0032 & -8.2892 \\ 7.6981 & 0.0032 & 18.9431 & 0.3073 \\ -0.6388 & -8.2892 & 0.3073 & 9.6201 \end{bmatrix},$$

$$Y = \begin{bmatrix} 7.5726 & -3.4354 & 62.2128 & 16.0081 \\ -0.5996 & -5.0048 & 49.2888 & 3.3640 \end{bmatrix}.$$

最终的状态反馈 H_∞ 控制律为

$$u = -[G_{\delta_a} \quad G_{\delta_r}]^T Kx \quad (10)$$

其中， $K = \begin{bmatrix} 2.2891 & -0.7218 & -4.1819 & -2.0004 \\ 2.9471 & 0.4160 & -3.8049 & 0.3260 \end{bmatrix}.$

4 仿真与分析

采用PID方法设计的 Boeing707 飞机进近阶段倾斜姿态控制律如式(11)所示。

$$\begin{cases} \Delta\delta_a = \frac{-10}{s+10}(-3\Delta p - 8(\Delta\phi - \Delta\phi_g) - 2.5\int(\Delta\phi - \Delta\phi_g)dt) \\ \Delta\delta_r = \frac{-10}{s+10}(-3.5\Delta r + 2.8(\Delta\beta - \Delta\beta_g) + 2\int(\Delta\beta - \Delta\beta_g)dt) \end{cases} \quad (11)$$

将两种控制律带入到非线性系统中进行仿真，比较两种倾斜姿态控制方法在跟踪阶跃指令，以及抗侧风扰动方面的控制效果。在仿真开始后的第10~30s之间加入 10° 的滚转角指令，在第50~60s之间加入速度大小为5m/s的常值侧风。本文仅给出横侧向状态的仿真结果，如图3所示。图3中，实线表示采用状态反馈 H_∞ 控制器的响应曲线，虚线表示采用PID控制器的响应曲线。仿真结果及其分析如下。

对于跟踪阶跃指令的响应，使用状态反馈 H_∞ 控制方法的滚转角响应快速(3s到达稳态值)，且无超调，响应曲线光滑，无震荡；使用PID控制方法的滚转角响应虽略快(调节时间1.5s)，但是存在超调，并且响应曲线不光滑。尝试多组PID控制参数，仍然无法解决快速性与稳态性能之间的矛盾，即无法实现快速、无超调、无稳态误差的控制效果。在 10° 滚转角阶跃指令下，使用状态反馈 H_∞ 控制方法的侧滑角响应稳态值为 1.2° ，而使用PID控制方法能够实现滚转过程的无侧滑控制，但是整个过程中侧滑角变化幅度略大(约为 3°)。跟踪滚转角阶跃响应的过程中，使用状态反馈

H_∞ 控制方法的偏航角速率略小于使用 PID 控制方法的偏航角速率。使用状态反馈 H_∞ 控制方法的舵面偏转略小于使用 PID 控制方法的舵面偏转,说明其控制效率略高于 PID 控制方法。

对于倾斜姿态保持时,抗侧风扰动效果的仿真比较,使用状态反馈 H_∞ 控制方法的响应仍然光滑、快速、无震荡。但是,与 PID 控制方法相比,在常值阵风扰动的稳态过程中,使用状态反馈 H_∞ 控制方法存在一定的滚转角及侧滑角,对于初始进近阶段、短时间的侧风扰动,是可以接受的,但是对于终端进近过程,这种情况是比较危险的。由于本文研究的是初始进近阶段(即下滑过程),所以较小的滚转角和侧滑角可以及时纠

正。对于偏航角速率响应情况与侧滑角大致相同,不再赘述。侧风扰动过程中,采用两种方法的舵面偏转都略大,主要是通过舵面偏角产生力和力矩,平衡因常值侧风扰动产生的外加力和力矩,同时也是因为文献[9]中部分数据不准确造成的。采用状态反馈 H_∞ 控制的舵面偏角略小于 PID 控制的舵面偏角,说明其抗侧风扰动效率略高于 PID 控制方法,具有相对较好的抗扰动控制余度。

总之,两种控制方法各有优缺点。对于初始进近过程,使用状态反馈 H_∞ 控制方法的滚转角响应光滑、快速、无超调现象,具有一定的抗侧风扰动能力,总体上优于 PID 控制方法。

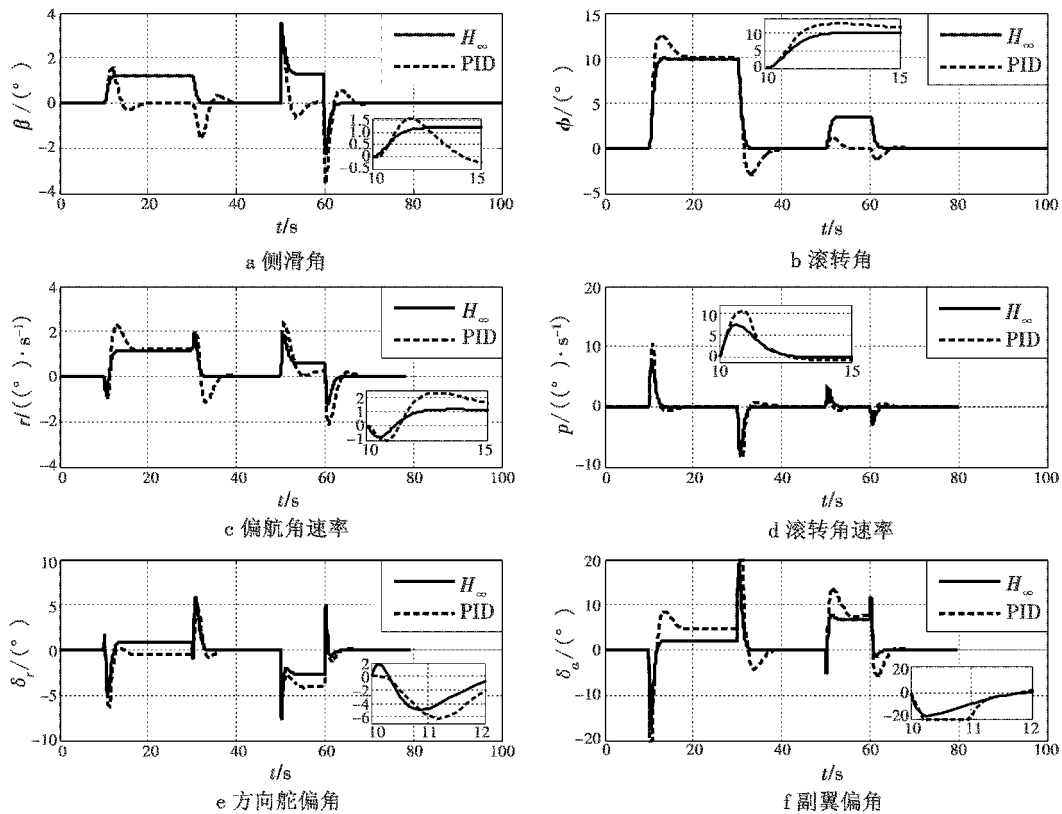


图3 两种倾斜姿态控制的仿真结果

Fig. 3 Simulation results of the two kinds of roll attitude control

5 结束语

本文重点设计初始进近阶段的状态反馈 H_∞ 倾斜姿态控制律,并与 PID 控制进行比较。仿真结果表明,状态反馈 H_∞ 控制方法可以实现无超调控制,响应平滑,具有略高的舵面控制效率和一定的抗阵风扰动能力,且控制结构简单易于工程实现。相对于 PID 控制方法,改善了初始进近过程中飞行的安全性和舒适性,对我国大型客机进近着陆控制律的研究具有一定的参考价值。

参考文献

- [1] AKMELIAWATI R, MAREELS I M Y. Nonlinear energy-based control method for aircraft automatic landing systems[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2010, 18(4): 871-884.
- [2] BOUADI H, WU H, MORA-CAMINO F. Flight path tracking based on direct adaptive sliding mode control[C]// 2011 IEEE Intelligent Vehicles Symposium (IV), Baden-Baden, Germany, June 5-9, 2011: 25-30.

(下转第46页)

从另一角度也可以说明,离差最大化是一种客观赋权法,在指标赋权时没有考虑到决策者的主观意向,利用改进的离差最大化法赋权时,考虑到了决策者对于上层指标的主观意向,使得赋权更加合理有效。

5 结束语

本文通过分析离差最大化赋权方法在对多方案多指标效能评估赋权时的不足和缺点,引进层次分析法中对于上层指标的赋权思路,对同一隶属关系下的底层指标进行离差最大化赋权,然后将其权重和上层指标的权重相乘,以求得最后的权重,解决了离差最大化赋权方法兼容度差的问题。通过对某军事信息网络基本通信能力进行效能评估,进一步验证改进的离差最大化法赋权时兼容度较高,可靠性强。结果表明,该方法不仅相比离差最大化赋权方法有较高的兼容度,而且对于几种比较普遍的赋权方法都有明显的优势,值得在应用中推广。

参 考 文 献

- [1] 熊文涛,齐欢,雍龙泉. 一种新的基于离差最大化的客观权重的确定[J]. 系统工程,2010,28(5):95-98.
- [2] 郭辉,徐浩军,谷向东,等. 基于离差最大化的空战目标威胁评估[J]. 电光与控制,2010,17(9):13-16.
- [3] 梁冠辉,朱元昌,邸彦强. 改进兼容度极大化模型的效能评估结果融合[J]. 火力与指挥控制,2011,36(11):114-117.
- [4] 苗海,罗朝晖,黎放. 一种基于兼容度的组合评估方法[J]. 海军工程大学学报,2005,17(3):112-114.
- [5] 安天霞,魏汝祥,刘灿. 基于兼容度准则的模糊多属性决策方法[J]. 武汉理工大学学报:信息与管理工程版,2006,28(1):135-138.
- [6] 董一哲,党耀国. 基于离差最大化的灰色聚类方法[J]. 系统工程与理论实践,2009,29(9):141-144.
- [7] 徐金华,刘光斌. 基于灰色层次分析法的战场电磁环境效应评估[J]. 电光与控制,2010,17(4):13-16.
- [8] 龚胜科,徐浩军,周莉,等. 基于区间 AHP 法与粗糙集的飞机空战效能评估[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2010,11(5):16-20.
- [9] HANDEFILED R, WALTON S V, SROUFE R. et al. Applying environment criteria to supplier assessment: A study in the application of analytical hierarchy process[J]. European Journal of Operational Research,2002,141(1):70-87.
- [10] MICHELE B, CHRISTINE C. The analytic hierarchy process and the theory of measurement[J]. Management Science,2010,56(4):699-711.
- [11] 张杰,唐杰,苏凯,等. 效能评估方法研究[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
- [12] 张幸,胡建旺,郝永峰. 基于改进模糊综合判别法的 C³I 系统效能评估[J]. 电光与控制,2011,18(4):41-45.
- [13] 刘晓亮,谭守林,朱国华,等. 基于多属性决策的打击目标选择[J]. 四川兵工学报,2011,31(9):135-138.
- (上接第 37 页)
- [3] KATO A, INAGAKI Y. Control law for automatic landing using fuzzy-logic control[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences,2008,50:274-283.
- [4] GREGORY I M, GAO C, XARGAY E, et al. L1 adaptive control design for NASA AirSTAR flight test vehicle [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Chicago, Illinois, 10-13 August, 2009:1-16.
- [5] 李冬青,孟宪尧. 民用客机自动着陆控制系统的研究[D]. 大连:大连海事大学,2006:56-60.
- [6] 姬猛,江驹. 推力不对称时民机飞行控制律重构技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011:21-25.
- [7] 韩艳铎,陆宇平. 运输机超低空空投重物动力学分析与 H_∞ 鲁棒控制设计[J]. 南京航空航天大学学报,2012,44(1):75-78.
- [8] 王鹏鹏,刘超,徐州,等. CJ818 自动驾驶仪系统及控制律设计[J]. 民用飞机设计与研究,2009(s1):156-158.
- [9] 鲁道夫·布罗克豪斯(德). 飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社,1999:568-673.
- [10] 谢蓉,王新民. 鲁棒控制在某型直升机飞控系统中的应用[D]. 西安:西北工业大学,2007:31-35.
- [11] 贾英民. 鲁棒 H_∞ 控制[M]. 北京:科学出版社,2007:151-153.