

doi: 10.7690/bgzd.2015.12.012

小型飞翼布局无人机控制律设计与试飞验证

马雯, 张宁, 马蓉, 陈小龙, 张奕煊

(中航工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

摘要: 针对无尾飞翼布局的无人机由于取消了水平尾翼和垂直尾翼, 导致纵向、横航向的稳定下降, 特别是横航向变为静不安定的问题, 设计一种小型飞翼布局无人机全流程飞行控制律。以某型飞翼布局飞机的缩比飞机为控制对象, 分析该飞机纵向与横航向的气动特性, 采用特征结构配置方式, 分别对纵向与横航向进行增稳设计。仿真与实际试飞结果表明: 该控制律能够很好地跟踪期望的轨迹, 并能有效地抑制侧风扰动, 具有良好的工程应用价值。

关键词: 飞翼布局; 特征结构配置; 控制律设计

中图分类号: TJ85 **文献标志码:** A

Flight Control Law Design and Flight Test for Small Flying Wing Aircraft

Ma Wen, Zhang Ning, Ma Rong, Chen Xiaolong, Zhang Yixuan

(AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: For a due to the cancellation of the vertical tail and horizontal tail result in decreased stability, especially unstable heading for flying-wing. We design the flight control law for the full process base on the scaled flying-wing aircraft. Taking certain type shrinkage ratio aircraft of flying-wing as the control object, analysis aerodynamic characteristics of the aircraft longitudinal and lateral directional, and using eigenstructure assignment method, respectively, the longitudinal and lateral directional add stability design. The simulation results and actual test data show that, the control law can track a desired trajectory effectively, inhibit the gust disturbance, and has great practical significance.

Keywords: flying-wing; eigenstructure assignment; control law design

0 引言

飞翼布局是机翼与机身融为一体的新型布局, 飞翼布局无人机有气动力效率高、升阻比高、隐身性能好等众多优点^[1], 从而受到广泛关注。目前, 世界上最先进的隐身飞机都采用了无尾飞翼式布局, 例如美国的 B-2、X-47B^[2-3]等; 但由于取消了水平尾翼和垂直尾翼, 导致稳定性下降, 舵效降低, 特别是横侧向静不稳定性强, 耦合严重给控制带来了巨大的挑战^[4]。基于此, 笔者以某型飞翼布局飞机的缩比飞机作为控制对象, 进行了全流程飞行控制律的设计, 并进行了仿真与试飞验证。试验结果表明: 该控制律很好地解决了飞翼布局飞机航向静不稳定, 操纵困难的问题。能够很好地跟踪期望的轨迹, 并能有效地抑制侧风扰动, 具有良好的工程应用价值。

1 飞翼飞机气动特性分析

飞翼飞机从气动外形上看, 翼身融合, 整体上飞机是一个升力面, 高度符合全升力飞行器 (all lifting vehicle) 的概念, 即飞行器上所有的水平安装部件都能够在全包线内成比例地提供升力, 同时,

取消了垂直立尾; 因此, 其纵向与横航向的气动特性和常规飞机必然存在着差异, 研究其独特的气动性能, 是进一步设计飞行控制系统的必要准备。

1.1 纵向气动特性分析

俯仰特性主要表现在迎角俯仰力矩系数和俯仰阻尼系数上, 由于没有平尾, 气流下洗对飞机影响很小, 笔者忽略了洗流时差效应。

1.1.1 升阻特性

由图 1 的升力/阻力特性分析可以看出: 飞机具有良好的升力、阻力特性, 升力系数较大, 而升阻比高 (A300 的最大升阻比在 18 左右), 这个特性有利于飞机满足的大航程-载荷设计要求。

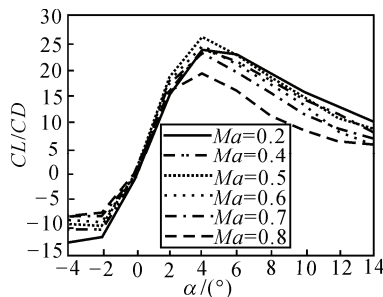


图 1 升阻比随迎角变化曲线

收稿日期: 2015-07-14; 修回日期: 2015-08-30

作者简介: 马雯 (1984—), 女, 陕西人, 硕士, 工程师, 从事导航、制导与控制研究。

1.1.2 纵向静稳定性

飞翼布局的纵向静稳定性与常规布局飞机相同，当翼型确定后主要取决于重心和焦点的位置。原则上说重心位置只要足够靠前，飞翼飞机总能配置成纵向静稳定的飞机。

$$C_{m\alpha} = (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ca}) \frac{\partial CL}{\partial \alpha}$$

式中： \bar{x}_{cg} 为重心位置； \bar{x}_{ca} 为焦点位置； α 为迎角； CL 为升力系数。

由图2可以看出：该飞机的俯仰力矩曲线在马赫数0.2， $\alpha < 12^\circ$ 时，曲线斜率为负值；马赫数在0.2~0.7之间， $\alpha < 10^\circ$ 时，其斜率为负值；马赫数在0.8， $\alpha < 8^\circ$ 时，其斜率为负值。这说明飞机在上述状态下纵向是静稳定的，其余状态为静不稳定。

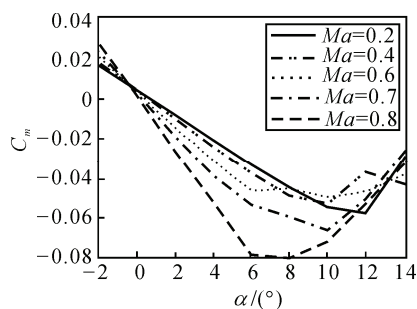


图2 俯仰力矩系数随迎角变化曲线

可以看出：随着迎角的增大，飞机的俯仰力矩特性由线性变为非线性，同时，飞机由纵向静稳定变为纵向静不稳定。随着速度的增大，非线性特性和静不稳定出现的迎角值减小，这样会给纵向稳定和控制造成困难。需要设计增稳系统来提供飞机的稳定性，并建议使用迎角限制器将飞机的迎角控制在安全范围以下，以保证飞机获得良好的性能，同时保证飞机安全。

1.1.3 纵向阻尼特性

常规布局飞机的俯仰阻尼力矩主要由机翼、机身、平尾产生，其中平尾的贡献最大。而飞翼飞机因为没有平尾，俯仰阻尼力矩会变得很小。图3为俯仰阻尼力矩的变化曲线。

从俯仰阻尼力矩系数的数值上来看，俯仰阻尼力矩系数的绝对值比常规布局飞机小得多。低马赫数下的俯仰阻尼力矩较小，而高马赫数俯仰阻尼力矩较大。

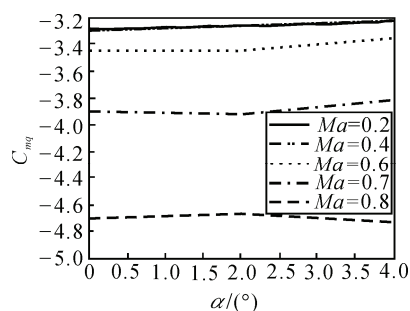


图3 各个马赫数下俯仰阻尼力矩系数随迎角变化曲线

1.2 横 航向气动特性分析

1.2.1 横向静稳定性

飞机由侧滑产生的滚转力矩取决于机翼上反角、机翼后掠角、机翼和机身的相对位置以及垂直尾翼等因素。常规飞机的横向静稳定性主要来源于翼身组合体和垂尾，且二者的贡献相当；飞翼布局飞机取消了垂尾，将导致横向静稳定度降低。

由图4可知：该飞机的横向静稳定导数 $C_{l\beta}$ 在 14° 迎角以内，正迎角对应的值小于0，负迎角对应值大于0，横向为静安定的；在迎角大于 14° 后， $C_{l\beta}$ 变为正值，横向变为静不安定。同时可看到 $C_{l\beta}$ 的最大值在0.004左右，同常规布局飞机相比要小。

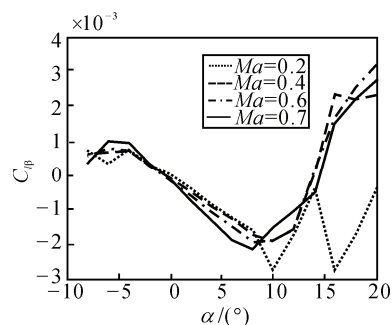


图4 横向静稳定导数随迎角变化

1.2.2 航向静稳定性

垂尾是提供常规布局飞机航向静稳定力矩的最主要部件。飞翼布局飞机由于完全取消了垂尾，机身的航向静不稳定性更加明显。

由图5可知：航向静稳定性导数 $C_{n\beta}$ 比常规布局飞机要小得多，且 $C_{n\beta} < 0$ 时，该飞机为航向静不安定。为了使得飞翼布局飞机具有较好的航向稳定性，很多飞机都设计有类似垂直安定面的装置，例如YB-49的背鳍和小垂尾、B2起降时张开的主起落架舱门、暗星在起飞着陆时用的腹鳍等。

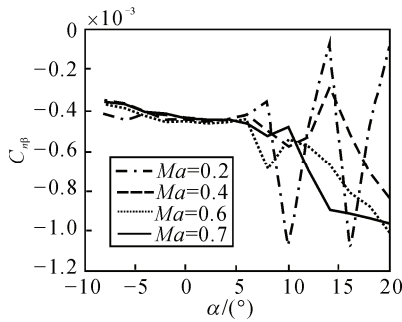


图 5 航向静稳定导数随迎角变化

1.2.3 阻尼特性

飞翼布局和其他布局的飞机阻尼特性^[5]对比如表 1 所示。

表 1 阻尼对比

对比项	Boeing747	NAVION	飞翼
偏航阻尼	-0.274 0	-0.125 0	-0.001 4
滚转阻尼	-0.330 0	-0.410 0	-0.400 0
偏航交叉导数	0.040 7	-0.057 5	-0.024 0
滚转交叉导数	0.304 0	0.107 0	-0.003 5

由上表可知：飞机的滚转阻尼力矩系数绝对值和常规布局飞机的滚转阻尼系数数量级基本相当；但偏航阻尼力矩系数比常规飞机的小很多，与滚转交叉导数为一个数量级，比偏航交叉导数还要小。

2 飞翼布局飞机控制律设计

由上述分析可知：该飞机由于取消了水平尾翼和垂直尾翼，导致纵向、横航向的稳定下降，特别是横航向变为静不安定，且荷兰滚模态已经退化为一组实根，原本的模态特性不清晰，横航向耦合严重；因此需要单独设计增稳系统来解决上述问题^[6]。笔者采用特征结构配置方式进行增稳系统的设计。

2.1 特征结构配置

考虑线性、时不变、连续系统，其状态方程为：

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

其中 $A \in R^{n \times n}$ 、 $B \in R^{n \times r}$ ，且 $[A \ B]$ 能控。

输出反馈控制律为

$$u = Ky \quad (2)$$

则得闭环系统为

$$\dot{x} = A_c x, \quad A_c = A + BKC \quad (3)$$

设 A_c 具有 n' ($\leq n$) 个互异特征值 $\lambda_i, i=1,2,\dots,n'$ ，对应的特征向量为 v_i ，则有

$$A_c v_i = \lambda_i v_i \quad (4)$$

该问题转化为寻找一个 $m \times n$ 反馈阵置，使矩阵 A_c (即矩阵 $A + BKC$) 有期望的特征值和特征向量^[7]。

2.2 纵向控制律设计

2.2.1 增稳控制律设计

纵向的小扰动方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p \\ y_p = C_p x_p \end{cases}$$

式中：状态量 $x_p = [V, AOA, ROP, PIT]$ ；输出量 $y_p = [V, AOA, ROP, PIT]$ ；输入量 $u_p = [DE, DT]$ 。

一般的，传统的纵向控制增稳控制律设计是将俯仰速率、迎角、法向过载作为反馈的系统，在设计时仅考虑短周期模态；所以可将选取的特征向量简化为：

$$V^d = \begin{bmatrix} 1 & X & X \\ X & 1 & X \\ X & X & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \text{Alpha}^\circ \\ nz \end{bmatrix}$$

选择希望的闭环特征值为

$$\lambda^d = [-3+2i \quad -3-2i \quad -0.5+0.5i]$$

选择希望的闭环特征值为

$$V^d = \begin{bmatrix} 1 & \times & 1 \\ \times & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \omega_z \\ \theta \end{bmatrix}$$

其中：1 为主要运动；× 为自由的；0 为无关运动。计算得到的反馈阵 K (具体计算方法见文献[8]) 为：

$$K = [-3.0578 \quad 0.8755 \quad 2.2557]$$

增稳控制结构如图 6 所示。

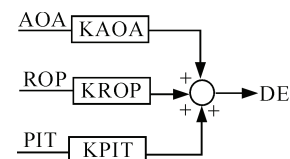


图 6 纵向控制增稳控制律结构

2.2.2 俯仰角保持与控制

在飞机起飞与着陆滑跑时进行俯仰角控制，在巡航段作为高度控制的内回路。俯仰角保持与控制模态采用比例控制，引入俯仰速率反应用于增强阻尼，滚转角用于补偿飞机倾斜时姿态的变化。GAMAFUN 模块为

$$\frac{1 - \cos(v_{\text{gama}})}{\cos(v_{\text{gama}})}$$

在巡航段的转弯过程 $v_{\text{gama}} = \text{GAMA_REF}$ ，其余 $v_{\text{gama}} = \text{GAMA}$ 。俯仰角保持与控制结构如图 7 所示。

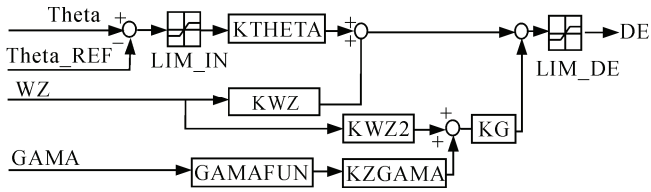


图 7 俯仰角保持控制回路结构

2.2.3 高度保持与控制

巡航和下降段需进行高度保持与控制，采用比例加积分加微分的控制结构进行高度保持控制律设计，引入垂直速度信号作为高度的微分信号，用于增强系统阻尼。高度保持与控制结构如图 8 所示。

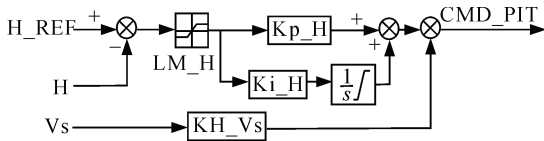


图 8 高度保持控制回路结构

2.2.4 垂直速度保持与控制

飞机在着陆拉平段拟进行垂直速度保持与控制，垂直速度保持与控制以俯仰角控制作为内回路，采用比例加积分控制构型，控制结构如图 9 所示。

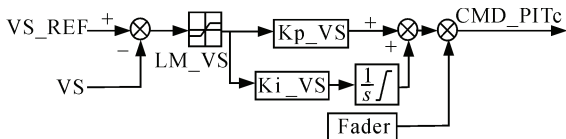


图 9 垂直速度保持与控制回路结构

2.3 横航向控制律设计

2.3.1 增稳控制律设计

横侧向的小扰动方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_l = A_l x_l + B_l u_l \\ y_l = C_l x_l \end{cases}$$

其中：状态量 $x_l = [AOS, ROR, ROY, BANK]$ ；输出量 $y_l = [AOS, ROR, ROY, BANK]$ ；输入量 $u_l = [DA, DR]$ 。

选择希望的闭环特征值为

$$\lambda^d = [-3+0.1i \quad -3-0.1i \quad -4 \quad -0.01]$$

期望的特征向量为

$$V^d = \begin{bmatrix} 1 & \times & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \times \\ \times & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \times & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \gamma \end{bmatrix}$$

其中：1 为主要运动， \times 为自由的；0 为无关运动。计算得到的反馈阵

$$K = \begin{bmatrix} -0.6944 & -0.0921 & -0.1092 & 0.0245 \\ -6.6715 & -0.2427 & 2.1049 & -0.3630 \end{bmatrix}$$

控制增稳之后新系统的特征值和特征向量：

$$\lambda^d = [-3+0.1i \quad -3-0.1i \quad -4 \quad -0.01];$$

$V^d =$

$$\begin{bmatrix} -0.0382 & 0.3375+0.0122i & 0.3375-0.0122i & 0.0013 \\ 0.0615 & -0.0053 & -0.0053 & 0.9701 \\ -0.2283 & 0.9411 & 0.9411 & -0.0003 \\ -0.9709 & -0.0159-0.005i & -0.0159+0.005i & -0.2425 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \gamma \end{bmatrix}$$

可以看出新系统的特征值配置达到了指定的位置。特征向量之间也基本实现了解耦。

采用特征结构配置方式实现了特征向量之间的解耦，但并没有实现输入输出的解耦。在不改变特征结构，即不改变模态特性的情况下，考虑输入端的解耦。希望设计解耦矩阵 T ，使副翼与方向舵之间实现解耦，即使得副翼的操纵对应滚转角速率，而方向舵对应偏航角速率。

$$BB^*T = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

其中 BB 为 B 阵中的中间两行（即对应滚转角速率和偏航角速率）。

横航向增稳控制的结构如图 10 所示。

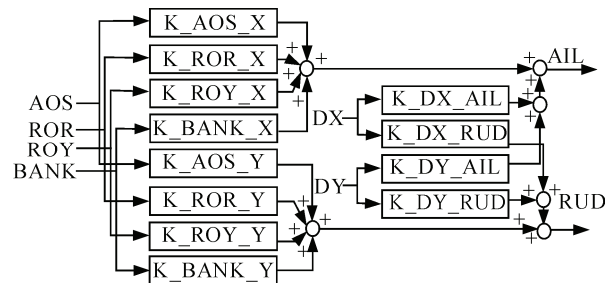


图 10 横航向控制增稳控制律结构

2.3.2 倾斜姿态保持与控制

倾斜角保持与控制作为横航向控制律的内回路，在起飞滑跑段，起飞爬升段和巡航飞行中飞机处于内插航段时使用。倾斜角保持与控制模态主要采用比例加积分的控制方式，引入倾斜角速率来增加横向的阻尼。倾斜角保持与控制结构如图 11。

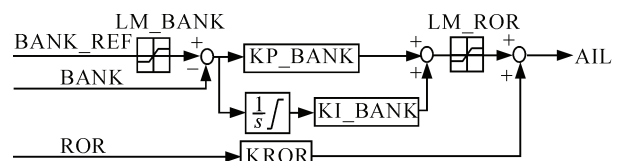


图 11 倾斜角保持与控制结构

2.3.3 区域导航

导航模态以滚转角控制为内回路实现航路保持。文中的导航模态主要控制侧偏距，采用比例加积分的控制方式，引入速度作为阻尼项。区域导航模态结构如图 12 所示。

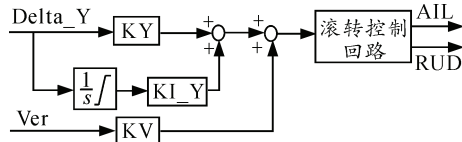


图 12 导航回路控制框图

2.3.4 抗偏流机动

抗偏流机动模态在着陆接地前 1.5 m 高度时起用，其主要作用是在侧风着陆的情况下纠正偏航角，以使接地时机头对准跑道。抗偏流机动控制结构如图 13 所示。

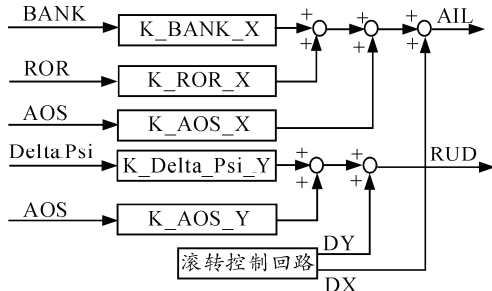


图 13 抗偏流机动控制框图

2.3.5 滑跑纠偏

滑跑纠偏模态在起飞滑跑段，起飞拉起段，着陆滑跑段时启用，使得飞机能沿既定的方向和轨迹向前滑行。滑跑纠偏模态在地面滑跑时使用，滑跑纠偏以方向舵和前轮转向作为控制机构，将航向偏差和侧偏距综合后分别送入方向舵和前轮转向，达到同时纠正航向和侧偏的效果。滑跑纠偏模态结构如图 14 所示。

FUNPSI 实现以下逻辑：

$$ERPSIF = \begin{cases} ERPSI - 360 & ERPSI > 180 \\ ERPSI & -180 < ERPSI < 180^\circ \\ ERPSI + 360 & ERPSI < -180 \end{cases}$$

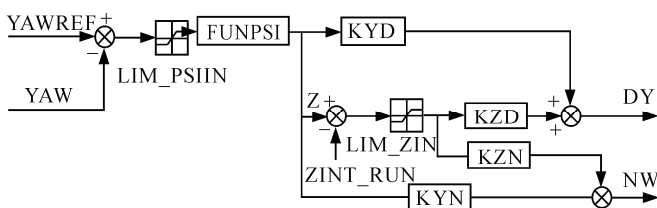


图 14 滑跑纠偏回路控制结构

3 仿真与试飞验证

3.1 飞行控制系统设计

飞行控制系统是无人机的主要组成部分^[9-10]，它担负着数据采集、控制律计算、航线控制、任务管理等重要飞行任务。

该飞行控制系统以一体化飞控计算机为核心，与接收机、舵机、大气数据传感器、发动机控制器 (ECU) 及起落架系统连接。接收机接收遥控器指令信号，包括各通道控制信号、手自切换信号等，发送给飞控计算机进行逻辑判断与控制解算。飞控计算机为飞机导航、控制、通信的中心，完成相关导航参数、制导与控制算法的解算，将解算出的控制指令驱动舵机运动。飞控计算机与地面控制站双向数据通信，将采集到的飞机信息发送给地面监控站，并接收地面站发送来的指令信息和 GPS 基站信息。地面监控站用于接收飞控计算机送来的传感器信息并进行显示，实现对飞机状态的监视，同时将飞行指令与 GPS 基站信息上传。

3.2 仿真结果与分析

笔者采用 StateFlow 工具箱进行自主飞行控制逻辑的设计、仿真和验证，并将其通过 Rtwins 工具自动生成可执行二进制代码，加载至机载软件中执行。基本的飞行过程如图 15 所示。

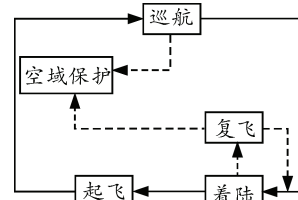


图 15 飞行控制逻辑

从起飞到着陆全过程定义为 4 个阶段：自主起飞、空中巡航、自主着陆、复飞，巡航与复飞阶段可以进入空域保护阶段。整个过程路线如图 16。

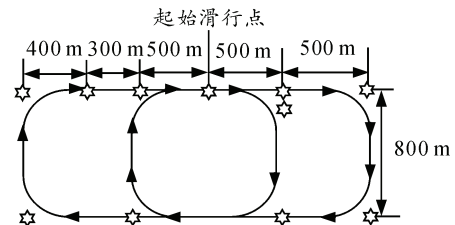


图 16 飞行路线示意图

选取初始状态高度 1 000 m，巡航速度 45 m/s 进行仿真。在无扰动情况下，全流程仿真结果如图 17 所示。

图 17 中，虚线为指令曲线，实线为飞行曲线。从仿真结果可以看到：该控制方法可以很好地跟踪给定指令，完成较为精确的航迹跟踪，着陆平稳，

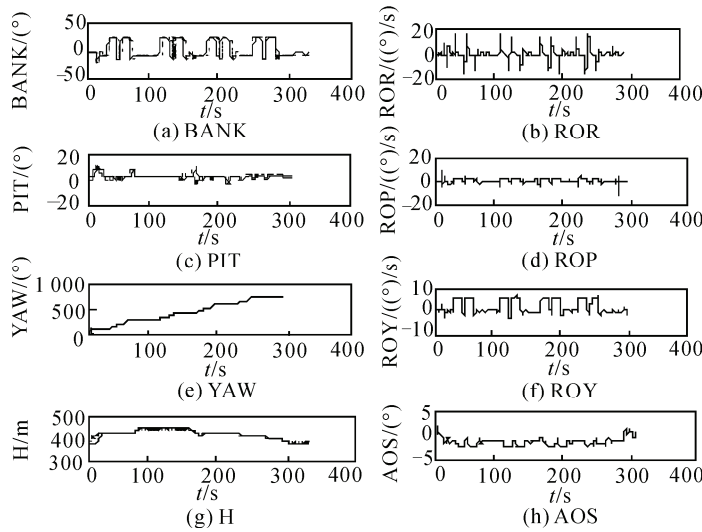


图 17 正常状态仿真结果

由图 18 可以看出：加入侧风后会出现震荡现象，但可快速恢复，有较强的抗侧风能力。

对整个飞行过程进行 2 500 次的蒙特卡罗拉偏仿真。其中动导数拉偏 80%，静导数拉偏 50%，没有出现发散或复飞现象，图 19 为 2 500 组着陆点分布情况。

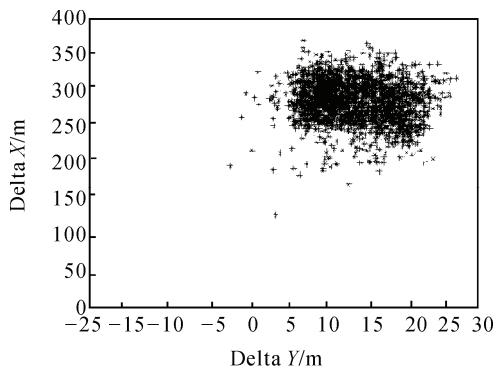


图 19 蒙特卡罗拉偏着陆散布

由图 20 可以看到：在大幅度拉偏试验中，没有出现发散或者复飞状态，并且依然能够很好地跟踪给定指令，说明该控制方式有较强的鲁棒性。

3.3 试飞结果与分析

飞机在 367 m 场高，以 45 m/s 的巡航速度，完成从自主起飞→爬升→巡航→下降→自主着陆，全流程飞行。飞行结果如图 21。

达到预期效果。

仿真过程中，在 40~50 s 时加入 4 m/s 的侧风，仿真结果如图 18 所示。

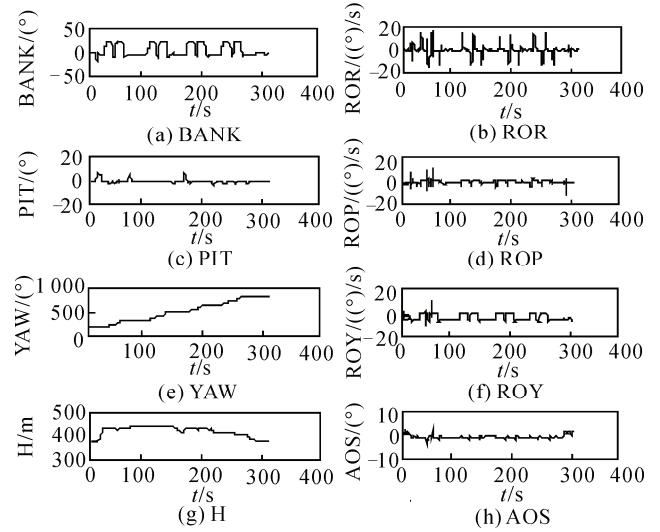


图 18 加入侧风后仿真结果

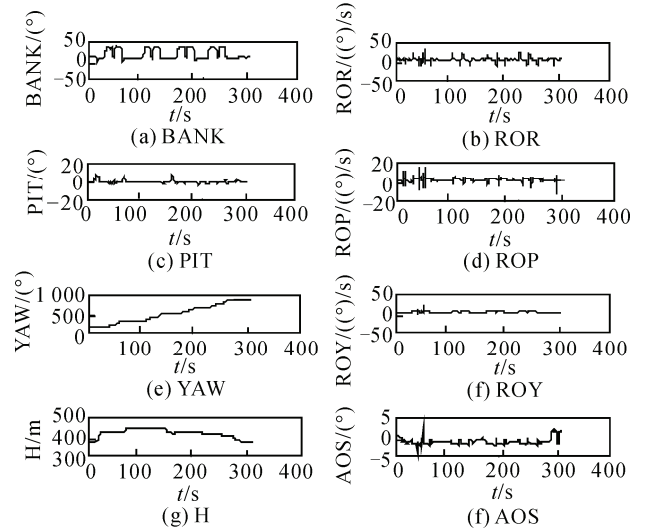


图 20 拉偏后的仿真曲线



(a) 通场 (b) 起飞

图 21 实际试飞场景

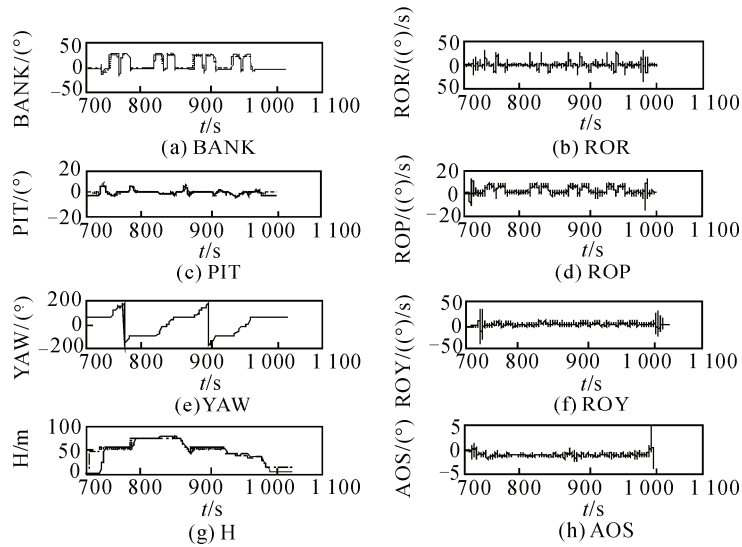


图 22 实际试飞曲线

由图 22 可以看到：该方法响应速度快，能够很好地跟踪期望的轨迹，并能有效地抑制侧风扰动，具有良好的工程应用价值。

4 结束语

笔者以某型飞翼布局飞机的缩比飞机为控制对象，分析了飞翼布局飞机的气动特性，采用特征结构配置方法进行了增稳回路的设计，在此基础上进行全流程飞行控制律的设计。在 Matlab/Simulink 环境下进行了抗侧风与蒙特卡罗偏仿真，并进行了实际的试飞试验，顺利完成了自主起飞、巡航、自主着陆全流程飞行控制。仿真与试飞结果表明：该方法很好地解决了飞翼布局飞机横航向不稳定及舵效低等问题，其跟踪精度高，抗侧风扰动能力强，具有很好的工程应用前景。

参考文献：

[1] 王艳丽, 周洲, 张琳. 飞翼无人机侧风着陆控制方法研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(1): 24-27.

[2] 嵇鼎毅, 陆宇平. 飞翼布局无人作战飞机自动着陆控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2007, 15(10): 1340-1345.

[3] 李卫星, 李秀娟, 李春涛, 等. 飞翼无人机的一种鲁棒自适应控制律设计方法[J]. 电光与控制, 2014(7): 19-23.

[4] 马松辉, 吴成富, 陈怀民. 飞翼飞机稳定性与操纵性研究[J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 17-21.

[5] Etkin B, Reid L D. Dynamics of Flight: Stability and Control[Z]. 3rd ed. Wiley: New York, 1996.

[6] 郭锁凤. B-2 飞行控制系统的设计技术[J]. 国际航空, 1994(8): 57-59.

[7] Jae Weon Choi, Young Bong Seo. LQR Design with Eigenstructure Assignment Capability[J]. IEEE Flight Dynamic, 2007, 25(1): 9-11.

[8] 马小娟. 特征结构配置方法在飞控系统中的应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.

[9] 陈天华, 郭培源. 小型无人机自主飞行控制系统的实现[J]. 航天控制, 2006, 24(5): 86-90.

[10] 都基焱, 张振. 小型无人机飞行控制系统硬件设计[J]. 兵工自动化, 2014, 33(9): 64-67.