

# 组合飞行器飞行控制律设计分析与试飞验证

胡芳芳, 章胜, 朱喆, 黄江涛, 杜昕

(中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 绵阳 621000)

**摘要:** 组合飞行器分离前后, 主机焦点和重心会发生突变, 其姿态受分离影响亦会发生剧烈变化。针对该问题, 研究适用于组合飞行器的飞行控制方法, 建立包含跟踪信号的被控对象模型, 采用鲁棒伺服思想发展适用于组合飞行器的纵/横航向飞行控制律, 该控制律由制导回路/角度外回路和角速率内回路组成, 通过在角速率内回路中引入积分环节来提高系统对外界扰动的鲁棒性。通过频域法分析闭环系统特性, 并在考虑多种误差源的情况下通过时域蒙特卡洛仿真验证控制律的有效性和鲁棒性。开展组合飞行器验证性飞行试验, 结果表明: 飞行过程中主机与子机安全分离、全程姿态可控, 进一步验证了本文鲁棒伺服飞行控制律的可行性。

**关键词:** 组合飞行器; 鲁棒伺服控制; 频域分析; 蒙特卡洛仿真; 飞行试验

中图分类号: V217

文献标识码: A

## Design, analysis and verification flight test of control law for combined aircraft

HU Fangfang, ZHANG Sheng, ZHU Zhe, HUANG Jiangtao, DU Xin

(Aerospace Technology Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** The neutral point, center of gravity and flight attitude of the carrier aircraft will change dramatically after the separation of the combined aircraft. Aiming at this problem, this paper studied a flight control method suitable for combinational aircraft and carrier aircraft. The state space model including tracking signal is established, and the longitudinal/lateral heading flight control law suitable for the composite aircraft is developed by using the robust servo. The control law is composed of guidance loop/angular outer loop and angular rate inner loop, and the robustness of the system to external disturbances is improved by integrating in the inner loop of the angular rate. The closed-loop system characteristics are analyzed using the frequency domain method, and the validity and robustness of the control law are verified by Monte-Carlo simulation in time-domain under consideration of various error sources. Finally, a verification flight test of the combined aircraft is carried out. During the flight, the carrier aircraft and the child aircraft are separated safely, and the attitude is controllable throughout the flight. This further verifies the reliability of the robust servo flight control law proposed in this paper.

**Key words:** combined aircraft; robust servo control; frequency-domain analysis; Monte-Carlo simulation; flight test

收稿日期: 2024-02-05; 修回日期: 2024-04-12

通信作者: 杜昕(1985-), 男, 博士, 高级工程师。E-mail: duxin\_cardc@foxmail.com

引用格式: 胡芳芳, 章胜, 朱喆, 等. 组合飞行器飞行控制律设计分析与试飞验证[J]. 航空工程进展.

HU Fangfang, ZHANG Sheng, ZHU Zhe, et al. Design, analysis and verification flight test of control law for combined aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

## 0 引言

组合飞行器是一种新型概念飞行器,其内涵是将多种不同功能的飞行器组合成一体协同飞行,可有效实现优势互补。

国外很早就开展过组合飞行器的相关研究,如二战后美国进行的翼尖耦合与拖曳试验<sup>[1-3]</sup>,由于当时无法突破技术瓶颈和空中加油技术的冲击,该项研究停滞了40多年。直到21世纪,美国、德国、英国、中国等相继开始了组合飞行器的相关研究。国外研究人员提出分布式飞行阵列(Distributed Flight Array)、链翼组合飞行器(Wingtip Chained Combined Aerial Vehicle)、元飞行器(Meta Aircraft)等组合飞行器概念,开展了组合飞行控制、柔性连接结构、多体运动建模控制、互联系统重构等关键技术问题的研究<sup>[4-11]</sup>。国内的相关研究集中在翼尖连接组合式飞行器,尚处于概念研究和技术探索阶段。An C等<sup>[12]</sup>设计了多机翼尖铰接组合式飞行器,通过翼尖铰接机构连接组合,开展三机地面预铰接飞行试验;杨延平等<sup>[13]</sup>开展了平行翼间并联式组合体构型研究,采用柔性机构、磁性机构进行连接组合,开展多架小型模型组合飞行试验;周伟等<sup>[14]</sup>、Wu M J等<sup>[15]</sup>也开展过类似试验。

已有的研究大多集中于翼尖组合形式,这种形式在组合飞行时存在不稳定的相对滚转模态,控制律设计需要额外考虑相应的增稳措施,该组合形式分离前后重心和焦点变化很小,纵向稳定控制的难度不大,已有的研究大都采用常规的PID控制器<sup>[11-12]</sup>。Lavreysky等<sup>[16]</sup>对鲁棒伺服控制理论开展了探索,并成功应用于空中无人加油试验中,本文继续研究适用于组合飞行器的纵向/横航向鲁棒伺服控制律。

本文研究的组合飞行器为后缘对接布局形式,主机左右机翼后缘通过伸缩分离机构分别与2架子机翼前缘连接在一起,主机为翼身融合体布局,子机为飞翼布局。该布局飞行器分离前后主机重心和焦点变化剧烈,对控制律的设计提出了较大挑战。基于鲁棒伺服理论,在角速率控制回路中引入角速率误差积分的反馈,使飞行控制系统跟踪恒定指令的同时对外界恒定干扰具有鲁

棒性,以实现分离前后主机的稳定平滑控制,并通过仿真和飞行试验来验证控制律的有效性。

## 1 问题描述

研究对象为组合式飞行器,2架小飞翼(后文均称子机)挂载在大后掠三角翼飞机(后文均称主机)后缘处,组成完整的组合体飞行器。

组合体飞行时,子机舵面处于锁死状态,不参与飞行控制,防止飞行过程中子机舵面干扰组合体控制。组合体依靠主机舵面进行控制,此时组合体飞机静稳定度较大,如表1所示。安全分离后,控制对象由组合体变为单独主机,重心前移,静稳定度变化近50%,如表2所示。控制对象纵向特性变化较为剧烈,对控制系统的鲁棒性提出了较高要求。

表1 组合体不同状态下静稳定度  
Table 1 Pitching static margin of combined aircraft

状态	静稳定度
满油	6.2%~8.5%
半油	6.1%~6.7%
空油	3.7%~3.9%

表2 主机不同状态下静稳定度  
Table 2 Pitching static margin of carrier aircraft

状态	静稳定度
满油	11.3%~13.7%
半油	12.5%~13.1%
空油	9.8%~10.1%

## 2 鲁棒伺服控制律设计

不失一般性,考虑如下有限维线性时不变状态空间模型<sup>[17]</sup>:

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

其中未知有界扰动为 $w$ ,代表系统状态、控制、输出的信号分为 $x \in \mathbb{R}^{n_x}$ 、 $u \in \mathbb{R}^{n_u}$ 和 $y \in \mathbb{R}^{n_y}$ 。假定系统可控且可观,希望输出矢量 $y$ 的预选子集来跟踪指令输入矢量 $r \in \mathbb{R}^{n_r}$ ,并且假定 $r$ 的维数小于或等于该系统输出的维数(即 $n_y \geq n_r$ )。并假定 $r(t)$ 的 $p$ 阶微分方程由以下模型给出:

$$r^{(p)} = \sum_{i=1}^p a_i r^{(p-i)} \quad (2)$$

其中标量系数矩阵  $a_i$  是已知的,上标  $(p)$  表示  $p$  阶导数。对式(2)进行拉普拉斯变换得到:

$$r(s) = s^p I + \sum_{i=1}^p a_i s^{p-i} \quad (3)$$

它代表一类幅值已知的参考输入。控制目标是跟踪该指令且保持零稳态误差。对于扰动输入,假设其与跟踪指令  $r(t)$  的模型阶数相同,则:

$$w = \sum_{i=1}^p b_i w \quad (4)$$

式中标量系数矩阵  $b_i$  是已知的,  $w_0 = w(0)$  是未知的。

定义跟踪误差信号为

$$e = y_c - r \quad (5)$$

其中,  $y_c \in \mathbb{R}^{n_r}$  为受控输出  $y$  的子集且  $e \in \mathbb{R}^{n_r}$ 。可以应用负反馈误差及其导数形成反馈控制,调整输出矢量,使得  $y$  中的前  $n_r$  个变量定义为  $y_{nc}$ ,从而有:

$$y = [y_c^T \quad y_{nc}^T]^T \quad (6)$$

其中  $y_{nc}$  为不受控的输出变量。  $y_c \in \mathbb{R}^{n_r}$  为系统调节输出,其模型可以描述为

$$y_c = C_c x + D_c u \quad (7)$$

就系统鲁棒性而言,目标是在存在不可测扰动  $w$  时,随着  $t \rightarrow \infty$ ,使得误差趋近于零  $e \rightarrow 0$ ,即  $y_c \rightarrow r$ 。对式(5)进行  $p$  阶微分,则误差的微分方程可以表示为

$$e - \sum_{i=1}^p a_i e = y_c - \sum_{i=1}^p a_i y_c - \left( r - \sum_{i=1}^p a_i r \right) \quad (8)$$

由式(2)可知,式(8)右侧括号内的项为零。

由式(7)可得:

$$y_c = C_c x + D_c u \quad (9)$$

将式(9)代入式(8)得到一组耦合的常微分方程:

$$e - \sum_{i=1}^p a_i e = C_c \left[ x - \sum_{i=1}^p a_i x \right] + D_c \left[ u - \sum_{i=1}^p a_i u \right] \quad (10)$$

不妨令

$$\xi = x - \sum_{i=1}^p a_i x \quad (11)$$

$$\mu = u - \sum_{i=1}^p a_i u \quad (12)$$

误差方程为

$$e - \sum_{i=1}^p a_i e = C_c \xi + D_c \mu \quad (13)$$

对式(11)进行微分得到:

$$\dot{\xi} = x - \sum_{i=1}^p a_i x \quad (14)$$

将式(1)中状态变量的微分方程  $\dot{x}$  代入式(14)得到:

$$\dot{\xi} = A \xi + B \mu \quad (15)$$

它是原系统模型减去干扰项所得。设新的状态矢量为  $z$ ,  $z \in \mathbb{R}^{n_r + p \times n_r}$ ,它的分量是误差及其各阶导数以及  $\xi$ ,即:

$$z = \left[ e^T \quad \dot{e}^T \quad \cdots \quad e^{(p-1)T} \quad \xi^T \right]^T \quad (16)$$

对上式进行微分可得伺服控制系统模型为

$$\dot{z} = \tilde{A} z + \tilde{B} \mu \quad (17)$$

其中,

$$\tilde{A} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & & 0 & 0 \\ & & \ddots & & & \\ 0 & 0 & & 0 & I & 0 \\ a_p & a_{p-1} & \cdots & a_2 & a_1 & C_c \\ 0 & \cdots & \cdots & \cdots & 0 & A \end{bmatrix},$$

$$\tilde{B} = [0 \quad 0 \quad \cdots \quad 0 \quad D_c \quad B]^T.$$

以纵向俯仰角控制为例,目前工程上常用的俯仰角控制律为形式为<sup>[18]</sup>:

$$\delta_e = K_y^g (\theta_g - \theta) - K_y^q q \quad (18)$$

从(18)可以看出,角速率和角度误差的变化都会直接影响控制输出的变化,特别在扰动情况下,该控制结构对舵机的动态性能要求极为严苛。取状态量和输出量为  $x = q, y = q$ ,因此有俯仰角速率跟踪误差  $e = q_g - q$ ,而增广后的状态矢量为

$$z = [e \quad q]^T \quad (19)$$

可以得到包含参考输入的形如式(17)所示的被控对象模型,将增广后的状态作为俯仰角速率反馈的输入,得到俯仰角速率回路控制律为

$$\delta_e = K_{eq} \int e dt + K_{eq} q \quad (20)$$

控制器结构如图1所示。

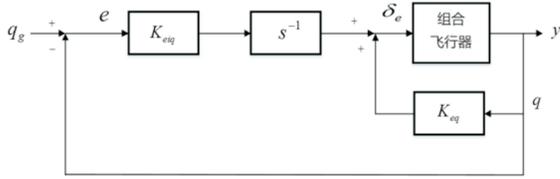


图1 俯仰角速度回路控制器结构

Fig. 1 Controller structure of pitching rate loop

俯仰角速率指令由俯仰角指令和当前俯仰角的误差得到,即:

$$q_g = K_{pitch}(\theta_g - \theta) \quad (21)$$

俯仰角指令由外环制导回路给出,本文设计制导律跟踪垂直速度,因此有:

$$\theta_g = K_{vz} v_{zg} + K_{evz}(v_z - v_{zg}) + K_{evz} \int (v_z - v_{zg}) dt \quad (22)$$

其中,上式右侧第一项为前馈项,用以改善垂直速度跟踪的动态性能。 $v_{zg}$ 为垂直速度指令,有:

$$v_{zg} = K_{eh}(H - H_g) \quad (23)$$

其中, $H$ 为当前高度, $H_g$ 为指令高度。

另外,通过俯仰角反馈实现俯仰通道姿态控制,通过滚转角反馈实现协调转弯时的升降舵补偿。因此,最终得到纵向姿态内回路控制形式如图2所示。

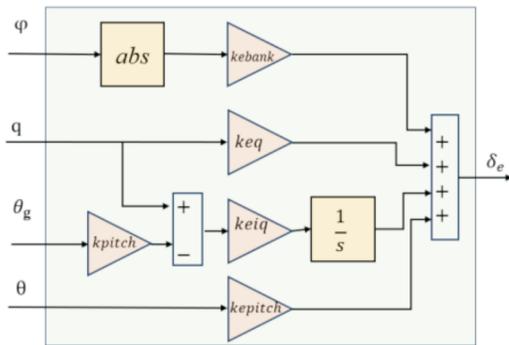


图2 纵向姿态控制律SIMULINK框图

Fig. 2 SIMULINK block of longitudinal attitude control

横向控制中,内回路姿态角速度控制采用与纵向控制相同的设计思想,这里不再赘述。另外,飞行器从地面滑跑起飞到拉偏着陆,包括多种飞行模态,每个模态下的控制律尤其是制导律设计略有差异,这里仅以巡航模态控制为例给出设计过程,其他模态不再详细阐述。

### 3 仿真与飞行试验结果分析

#### 3.1 控制律频域特性分析

对于飞行控制系统,稳定是其工作前提,同时又要求闭环控制系统对各种可能存在的干扰具有一定的鲁棒性。为评估在上述控制律作用下的飞行控制品质,通过伯德图分析闭环系统进行频域,通过开环系统传递函数的幅值裕度与相位裕度,考察控制律的鲁棒性,下面分别针对纵向控制律与横侧向控制律分析系统的鲁棒性能。

首先考察纵向控制通道,俯仰角通道开环传递函数的幅值响应曲线与相位响应曲线如图3所示,高度通道开环传递函数的幅值响应曲线与相位响应曲线如图4所示。可以看出:系统是稳定的,且具有充足的相位裕度与幅值裕度,同时幅值曲线也比较符合控制器系统的三段式原则,具有较好的性能。

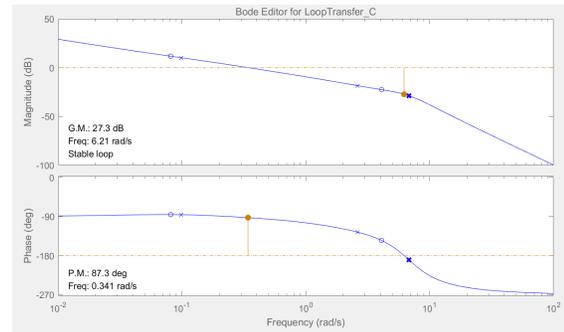


图3 俯仰角控制回路开环传递函数伯德图

Fig. 3 Bode diagram of open-loop transfer function of pitching angle control loop

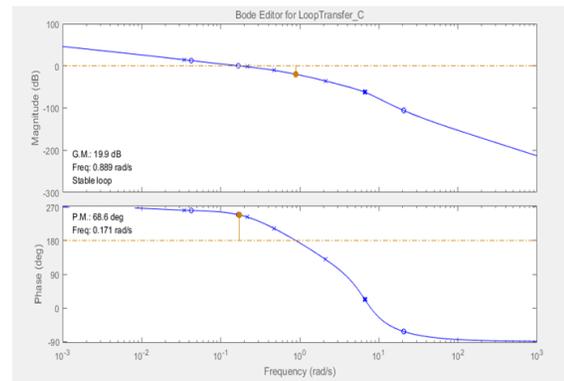


图4 高度控制回路开环传递函数伯德图

Fig. 4 Bode diagram of open-loop transfer function of altitude control loop

进一步考察横侧向控制通道,偏航通道开环传递函数的幅值响应曲线与相位响应曲线如图5所示,侧偏距控制回路开环传递函数的幅值响应曲线与相位响应曲线如图6所示,同样可以看出:系统是稳定的,当然由于横侧向动态的固有特性,其幅值与相位曲线比较复杂,但是其具有一定的相位裕度与幅值裕度,总体上满足要求。

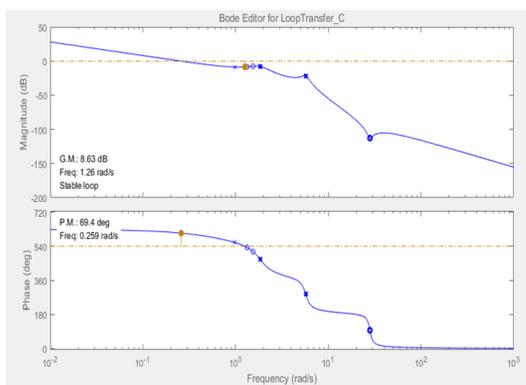


图5 偏航角控制回路开环传递函数伯德图  
Fig. 5 Bode diagram of open-loop transfer function of yaw angle control loop

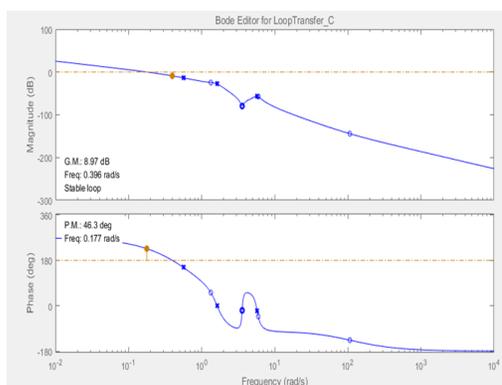


图6 侧边距控制回路开环传递函数伯德图  
Fig. 6 Bode diagram of open-loop transfer function of side margin control loop

### 3.2 数值仿真结果分析

为检验控制律在偏差情况下的有效性,假设气动偏差大小为30%,呈高斯分布;质量特性偏差设置为10%,呈均匀分布。对气动和质量参数进行拉偏,开展了500次蒙特卡洛仿真,结果如图7~图9所示。

仿真初值为 $H_0=50\text{ m}$ 、 $V_0=35\text{ m/s}$ 、 $Y_0=0\text{ m}$ ,期望值为 $H_c=50\text{ m}$ 、 $V_c=35\text{ m/s}$ 、 $Y_c=50\text{ m}$ 。在给定初值条件下,系统处于不平衡状态,经过控制系统作用,系统达到稳定状态。从图7可以看出:因为高度通过升降舵来调整,升降舵需要依次经过

姿态角速度、姿态角、垂向速度控制才能达到高度控制的目的,在允许的气动和质量偏差范围内,高度在40 s左右达到了稳态值,且稳态误差不超过0.02 m。从图8可以看出:因为油门直接控制速度,故速度在10 s内快速收敛,速度超调量不超过0.3 m/s,稳态误差小于0.05 m/s,具有较满意的动态和稳态性能。从图9可以看出:侧偏距在40 s左右达到平衡状态,侧偏距控制通过滚转角机动来实现,滚转效率比较高,故收敛速度比较快。

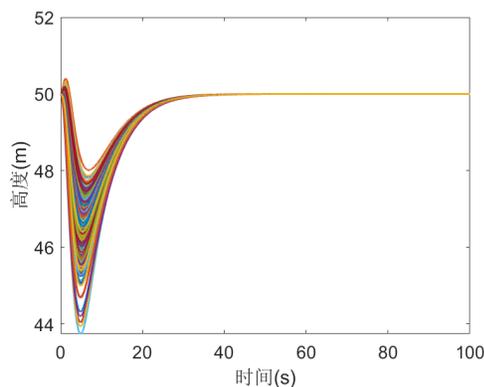


图7 高度控制拉偏仿真结果  
Fig. 7 Deviation simulation results of altitude control

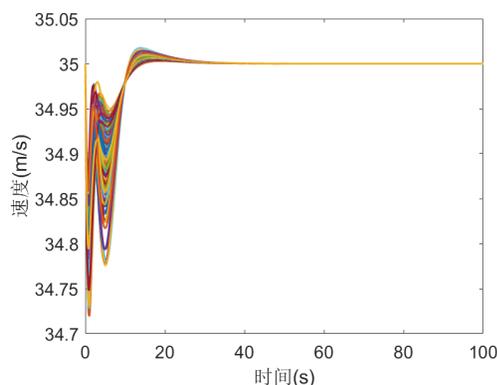


图8 速度控制拉偏仿真结果  
Fig. 8 Deviation simulation results of velocity control

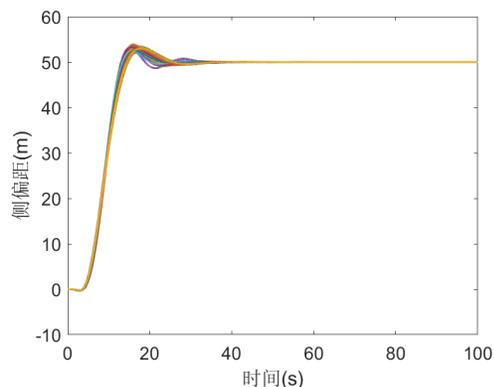


图9 侧边距控制拉偏仿真结果  
Fig. 9 Deviation simulation results of side margin control

从蒙特卡洛仿真结果可以看到,控制律在质量和气动参数在上述给定的偏差范围内变化情况下均能保持较好的控制性能,具有较好的鲁棒性。

### 3.3 飞行试验结果分析

飞行试验在某通用机场开展。飞行航线设置为矩阵航线,巡航高度80 m。巡航过程中通过地面站注入分离指令,之后连接主机与子机的爆炸螺栓剪断,执行分离任务。由于主机飞行器俯仰力矩曲线的线性段较短,在 $10^\circ$ 迎角左右会发生迎角导数 $C_{m\alpha}$ 反号的问题,这会导致飞行器系统的稳定性发生改变,从而引起设计的控制律发生失稳,因此在实际飞行中为了避免这种情况,在控制律中增加了迎角保护环节。

其中一次飞行试验结果如图10~图14所示,可以看出:分离前后,飞机的姿态角没有出现剧烈波动,飞机稳定可控,跟踪指令迅速。由于风的影响,图13中地速出现两次较大的波动,空速跟踪较为平稳。飞机能够较好地跟踪航线,由于制导逻辑中判断到达航点的航点半径设置稍大,导致转弯稍早,转弯处的航线跟踪稍差。

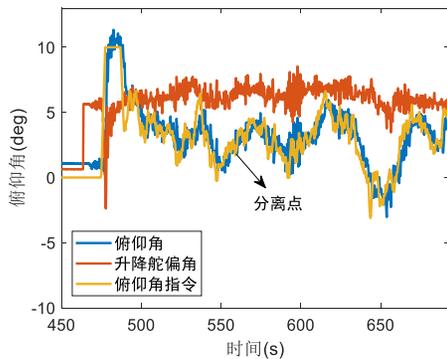


图10 俯仰角指令跟踪

Fig. 10 Pitching angle command tracking

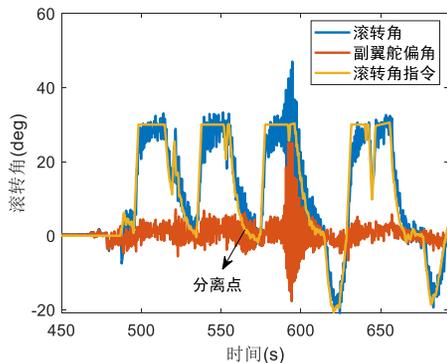


图11 滚转角指令跟踪

Fig. 11 Roll angle command tracking

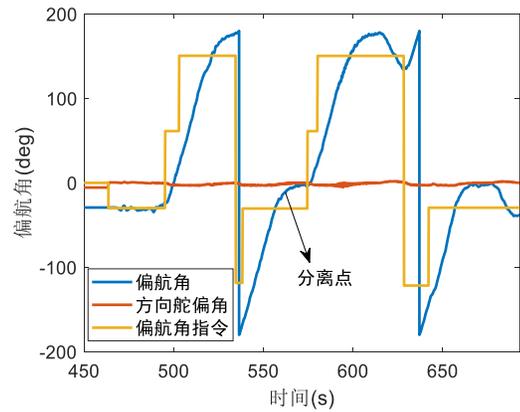


图12 偏航角指令跟踪

Fig. 12 Yaw angle command tracking

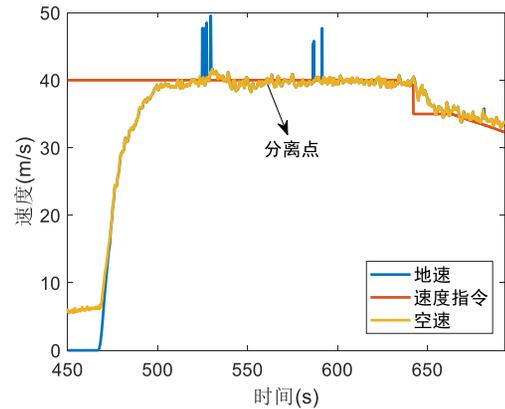


图13 速度指令跟踪

Fig. 13 Velocity command tracking



图16 航线跟踪

Fig. 16 Route tracking

## 4 结论

1) 本文鲁棒伺服控制律对气动 $\pm 30\%$ 误差和质量 $\pm 10\%$ 误差具有较大的鲁棒性,且能够保证组合和分离状态下飞行器具有足够的幅值和相位

裕度。

2) 分离瞬间,组合飞行器能够克服较大气流扰动,实现主机和子机安全平稳分离,且全程姿态可控。

3) 本文鲁棒伺服控制律对组合飞行器分离前后都能够实现稳定控制,可为工程使用提供技术支持。

### 参考文献

- [1] ANDERSON C. Dangerous experiments: wingtip coupling at 15000 feet[J]. *Flight Journal*, 2000, 5(6): 64-72.
- [2] MILLER J. Project "Tom-Tom"[J]. *Aerophile*, 1977, 1(12): 161-164.
- [3] NEELY R H. Flutter tests of a 1/25-scale model of the B-36J/RF-84F tip-coupled airplane configuration in the Langley 19-foot pressure tunnel [R]. Research Memorandum for the U. S. Air Force, 1956.
- [4] KÖTHE A, BEHRENS A, HAMANN A, et al. Closed-Loop flight tests with an unmanned experimental multi-body aircraft [C] // 17th International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Italy: AIAA, 2017: 1-12.
- [5] WLACH S, BALMER G, HERMANN M, et al. ELAHA-elastic aircraft for high altitudes concept and current development state of an unconventional strato-spheric UAV [C] // 23rd ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research. Sweden, 2017.
- [6] BEHRENS A, GRUND T, EBERT C, et al. Investigation of the aerodynamic interaction between two wings in a parallel flight with close lateral proximity [J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2020, 11: 553-563.
- [7] MAGILL S A. Compound aircraft transport study: wingtip-docking compared to formation flight [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2002.
- [8] MAGILL S A, SCHETZ J A, MASON W H. Compound aircraft transport: a comparison of wing tip-docked and close-formation flight [C] // 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA: 2003.
- [9] MONTALVO C, COSTELLO M. Meta aircraft flight dynamics [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(1): 107-115.
- [10] COLLIN C, MONTALVO C. Experimental control of two connected fixed wing aircraft [J]. *Aerospace*, 2018, 5(4): 113.
- [11] COOPER J R, ROTHHAAR P M. Dynamics and control of in-flight wing tip docking [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2018, 41(11): 2327-2337.
- [12] AN C, XIE C, MENG Y, et al. Flight mechanical analysis and test of unmanned multi-body aircraft [C] // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Savannah, USA, 2019.
- [13] 杨延平, 张子健, 应培, 等. 集群组式柔性无人机: 创新、机遇及技术挑战 [J]. *飞行力学*, 2021, 39(2): 1-9.
- YANG YanPing, ZHANG Zijian, YING Pei, et al. Flexible modular swarming UAV: innovative, opportunities, and technical challenges [J]. *Flight Dynamics*, 2021, 39(2): 1-9. (in Chinese)
- [14] 周伟, 马培洋, 郭正, 等. 基于翼尖链翼的组合固定翼无人机研究 [J]. *航空学报*, 2022, 43(9): 32946.
- ZHOU Wei, MA Peiyang, GUO Zheng, et al. Research of combined fixed-wing UAV based on wingtip chained [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, 43(9): 325946. (in Chinese)
- [15] WU M J, SHI Z W, XIAO T H, et al. Effect of wingtip connection on the energy and flight endurance performance of solar aircraft [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 108: 106404.
- [16] LAVREYSKY E, WISE K A. Robust and adaptive control with aerospace applications [M]. Springer, 2012: 52.
- [17] 杜昕, 朱喆, 胡芳芳, 等. 空中无人加油自主对接导航制导与控制 [J]. *航空学报*, 2023, 44(20): 628827.
- DU Xin, ZHU Zhe, HU Fangfang, et al. Guidance, navigation and control for airborne docking of autonomous aerial refueling [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(2): 628827. (in Chinese)
- [18] 段镇. 无人机鲁棒伺服 LQR 飞行控制律设计 [J]. *计算机测量与控制*, 2015, 23(8): 2713-2715.
- DUAN Zhen. Robust servo LQR flight control law design of UAV [J]. *Computer Measurement and Control*, 2015, 23(8): 2713-2715. (in Chinese)

(编辑:马文静)