

文章编号 1004-924X(2017)增-0052-07

## 可重复使用飞行器制导控制一体化技术

崔乃刚<sup>1</sup>, 李 浩<sup>1</sup>, 卢宝刚<sup>2</sup>, 韦常柱<sup>1\*</sup>

- (1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076)

**摘要:** 为了确保下一代可重复使用飞行器具有自主再入的能力, 避免气动舵故障导致的再入失败, 建立了制导控制一体化系统。对该系统所采用的反演制导、控制分配、模型跟踪滤波、抗饱和等算法进行研究。首先, 根据再入动力学和运动学方程推导了反演制导算法。接着, 由动态逆原理设计了气动舵的分配算法, 即先计算控制力矩的伪逆矩阵后进行控制分配。然后, 为了提高系统应对模型误差等的鲁棒性, 说明了采用前置滤波器进行制导指令跟踪的算法。最后, 介绍了系统带宽自适应方法以及积分抗饱和方法。实验结果表明: 飞行器安全再入返回的成功率为 77%; 控制系统的跟踪精度为  $0.1^\circ$ 。一体化系统可以有效地提高气动舵故障后飞行器再入的安全性, 且控制系统具有精度高、抗干扰能力强等要求。

**关键词:** 可重复使用飞行器; 气动舵故障; 反演制导; 控制分配; 模型跟踪; 抗饱和

**中图分类号:** V488.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172514.0052

## Integrated guidance and control for reusable launch vehicle

CUI Nai-gang<sup>1</sup>, LI Hao<sup>1</sup>, LU Bao-gang<sup>2</sup>, WEI Chang-zhu<sup>1\*</sup>

- (1. Harbin Institute of Technology, School of Astronautic, Harbin 150001, China;
2. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China)

\* Corresponding author, E-mail: weichangzhu@hit.edu.cn

**Abstract:** In order to assure the automatic re-entry ability for next generation Reusable Launch Vehicle (RLV), and avoid the failure lead by breakdown of actuators, an integrated guidance and control system was established. And its applied algorithms such as backstepping guidance, control allocator, model following prefilter, anti-windup and etc were investigated. First, backstepping guidance algorithm was deduced based on entry dynamics and kinematics. Actuators control allocator was analyzed by utilizing the dynamic inverse theory, thus computing the pseudo-inverse matrix based on moments command to reassign actuator commands. Then the algorithm of prefilter by guidance commands following was analyzed to improve the system robustness for model errors. Finally, the method of reference model bandwidth attenuation and integrator anti-windup were discussed. Experimental results indicate that the success ratio of re-entry is 77% and the precision of the control error is within  $0.1^\circ$ . The integrated system can satisfy the system requirements of higher precision and robustness, and increase re-entry safety while RLV's actuators failed to work normally.

收稿日期: 2017-08-20; 修订日期: 2017-09-10.

基金项目: 微小型航天器技术国防重点学科实验室开放基金资助项目 (No. HIT, KLOF, MST, 201704)

**Key words:** Reusable Launch Vehicle(RLV); actuator failure; backstepping guidance; control allocator; model following; anti-windup

## 1 引言

可重复使用飞行器(Reusable Launch Vehicle, RLV)是指可以多次往返于地球表面和太空之间的运载器,它与以火箭为代表的一次性运载器相比,具有成本低、发射周期短等优点。

随着第一代可重复使用飞行器——航天飞机的退役,各国加紧了对第二代可重复使用飞行器的研究<sup>[1-4]</sup>。美国在太空发射项目中提出,新一代可重复使用飞行器应具有更安全、可靠、低成本等特点<sup>[7-8]</sup>。因此,第二代可重复使用飞行器必须具有很强的自主性,能够有效应对再入过程中控制机构(如气动舵)发生故障、着陆场变更等意外情况。

为了达到这一设计目标,国内外对 RLV 的再入制导、控制可重构技术开展了大量研究。Lu Ping 等人提出了基于准平衡滑翔条件的再入轨迹在线生成方法,并采用线性二次调节器进行轨迹跟踪,成功应用于 X-33 飞行器<sup>[5-7]</sup>。Saraf 等在航天飞机再入制导的基础上,研究了改进的加速度制导方法(EAGLE)<sup>[8]</sup>。此外,预测-校正技术也成功地应用于 RLV 的再入问题<sup>[9]</sup>。对于 RLA 的控制,传统的增益调度控制仍然可以使用<sup>[10]</sup>,非线性模糊控制<sup>[11]</sup>、轨迹线性化控制<sup>[12]</sup>、SDRE 控制<sup>[13]</sup>、滑模变结构控制<sup>[14]</sup>等其他方法也得到了应用。Schierman 等在 X-40A 飞行器上采用了制导控制一体化设计技术<sup>[15-18]</sup>,在投放测试中取得了很好的结果,可以有效提高飞行器着陆的安全性。王谦等认为 RLV 的制导和控制系统之间存在较强的耦合关系,制导和控制系统独立设计的传统思想已很难继续应用,以在线弹道优化得到的舵偏作为制导指令,控制系统可以实现高精度的稳定跟踪<sup>[19]</sup>。

本文针对 RLV 安全再入的特殊需求,设计了制导控制一体化系统,给出了反演制导、控制分配与抗饱和方法,得到了气动舵故障下的安全再入结果,并对仿真结果进行了分析。

## 2 制导控制一体化系统的构成

RLV 为升力体外形,气动舵包括左右副翼、体襟翼与左右尾舵<sup>[15]</sup>,它采用的制导与控制一体化系统的整体框架如图 1 所示。

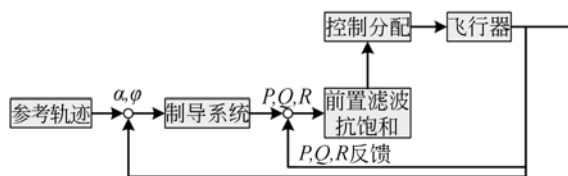


图 1 制导控制一体化结构框图

Fig. 1 Block diagram of integrated guidance & control system

由图 1 可知,一体化系统主要由参考轨迹模块、制导模块、抗饱和模块和控制分配模块组成。系统是一个典型的两环结构:外环生成攻角  $\alpha$  和倾侧角  $\varphi$  偏差,内环则用于跟踪制导模块生成的姿态角速度指令  $P$ (偏航)、 $Q$ (俯仰)、 $R$ (滚转)。参考轨迹在线实时生成,本文不对在线轨迹设计方法进行深入研究,采用离线设计好的最优轨迹数据库来代替。

## 3 制导控制一体化系统设计

### 3.1 外环反演制导

忽略自转,采用圆球形地球模型,在半速度坐标系建立六自由度运动方程<sup>[5]</sup>:

$$\begin{aligned} \dot{R} &= v \sin \gamma \\ \dot{\lambda} &= \frac{v \cos \gamma \sin \psi}{R \cos \varphi} \\ \dot{\varphi} &= \frac{v \cos \gamma \cos \psi}{R} \\ \dot{V} &= -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{L \cos \varphi}{m v} - \frac{g \cos \gamma}{v} \\ \dot{\psi} &= \frac{L \sin \varphi}{m v \cos \gamma}, \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $R$ 为飞行器地心距; $\lambda, \varphi$ 分别为经度、纬度;

$v$  为飞行器相对于地球的速度;  $\gamma, \psi$  分别为弹道倾角和航向角;  $\alpha, \varphi$  分别为攻角和倾侧角;  $m$  为飞行器质量;  $L, D$  分别为气动升力和阻力。

由图 1 可知, 参考轨迹提供攻角和倾侧角指令, 制导系统基于反演原理最终可将它转化为姿态角速度指令 ( $P_{\text{cmd}}, Q_{\text{cmd}}, R_{\text{cmd}}$ )。首先, 假设只考虑纵平面运动, 则:

$$\dot{\alpha} = Q - \dot{\gamma}, \quad (2)$$

其中:

$$\dot{\gamma} = \frac{L}{mv} - \frac{g \cos \gamma}{v}, \quad (3)$$

于是有:

$$Q = \dot{\alpha}_{\text{des}} + \frac{L}{mv} - \frac{g \cos \gamma}{v}. \quad (4)$$

为了提高攻角  $\alpha$  的跟踪效果, 采用比例反馈进行修正:

$$\dot{\alpha}_{\text{des}} = K_{\alpha} (\alpha_{\text{cmd}} - \alpha), \quad (5)$$

式中  $\alpha_{\text{cmd}}$  为参考轨迹指令,  $K_{\alpha}$  为反馈系数。

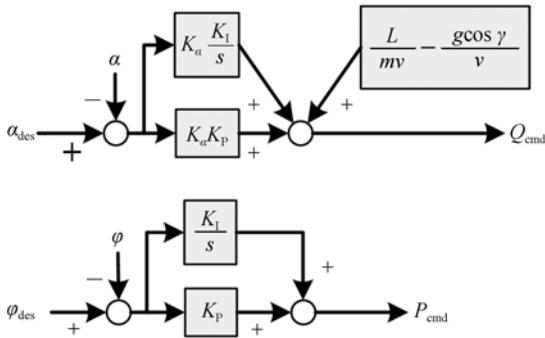


图 2 滚转和俯仰角速度指令生成

Fig. 2 Generation of P and Q commands

由姿态角速度关系可得偏航角速度指令为:

$$P_{\text{cmd}} = R_{\text{cmd}} + \frac{g \sin \varphi}{V}, \quad (6)$$

当飞行器需要进行横向机动时, 倾侧角  $\varphi$  不为零, 此时纵向运动和横向运动之间存在很强的耦合。此时需要对俯仰角速度指令  $Q_{\text{cmd}}$  进行修正。

考虑到倾侧角不为零, 此时根据相对运动关系可知:

$$\dot{\alpha} = -\dot{\gamma} + Q \cos \varphi - R \sin \varphi. \quad (7)$$

最终俯仰角速度指令为:

$$Q_{\text{cmd}} = \frac{\dot{\alpha}_{\text{des}} + \frac{L}{mv} - \frac{g \cos \gamma}{v} + R \sin \varphi}{\cos \varphi}. \quad (8)$$

基于反演原理的制导系统与控制系统的设计有很多相似之处, 它通过动力学解析表达式来预测飞行器下一周期的状态, 并与内环控制回路组成一个更大的回路。

### 3.2 内环可重构控制

内环可重构控制模块主要包括基于动态逆原理的控制分配算法、模型跟踪前置滤波器与抗饱和和积分器三部分。

#### 3.2.1 基于动态逆的控制分配

内环控制系统采用 PID 控制来跟踪姿态角速度指令 ( $p_{\text{des}}, q_{\text{des}}, r_{\text{des}}$ )。体坐标系下的姿态运动方程为:

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{G}_B - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}, \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{I}$  为转动惯量矩阵,  $\boldsymbol{\omega} = [p, q, r]^T$ ,  $\mathbf{G}_B$  为飞行器气动力矩矢量, 包括机翼-机体产生的基本力矩 (下标 WB) 和气动舵产生的附加力矩 (下标  $\delta$ ), 即有:

$$\mathbf{G}_B = \mathbf{G}_{WB}(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{X}) + \mathbf{G}_{\delta}(\boldsymbol{\delta}, \mathbf{X}), \quad (10)$$

其中:  $\mathbf{X}$  为计算力矩所需的攻角、侧滑角、速度等组成的矢量;  $\boldsymbol{\delta} = [\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_5]$ , 为气动舵的偏转矢量。于是:

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{G}_{WB}(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{X}) - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{G}_{\delta}(\boldsymbol{\delta}, \mathbf{X}). \quad (11)$$

令  $f(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{X}) = \mathbf{I}^{-1} [\mathbf{G}_{WB} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}]$ ,  $\mathbf{G}_{\delta} = \tilde{\mathbf{G}}_{\delta} \cdot \boldsymbol{\delta}$ , 为了实现姿态的稳定跟踪, 即  $\dot{\boldsymbol{\omega}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{des}}$ , 则:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{des}} - f(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{X}) = \mathbf{I}^{-1} \tilde{\mathbf{G}}_{\delta} \boldsymbol{\delta}. \quad (12)$$

令  $\mathbf{B} = \mathbf{I}^{-1} \tilde{\mathbf{G}}_{\delta}$ ,  $\mathbf{B}$  为控制效率矩阵, 则式 (12) 变为:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{des}} - f(\boldsymbol{\omega}, \mathbf{X}) = \mathbf{B} \boldsymbol{\delta}. \quad (13)$$

由于飞行器具有 5 个气动舵, 而控制只需 3 个通道的控制力矩, 因此需要进行气动舵的控制分配, 而由公式 (12) 即可计算  $\boldsymbol{\delta}$ 。其中  $\tilde{\mathbf{G}}_{\delta}$  为舵效矩阵, 表示各个气动舵单位舵偏下产生的偏航、俯仰、滚转力矩, 即:

$$\tilde{\mathbf{G}}_{\delta} = \begin{bmatrix} \frac{\partial L}{\partial \delta_1} & \frac{\partial L}{\partial \delta_2} & \frac{\partial L}{\partial \delta_3} & \frac{\partial L}{\partial \delta_4} & \frac{\partial L}{\partial \delta_5} \\ \frac{\partial M}{\partial \delta_1} & \frac{\partial M}{\partial \delta_2} & \frac{\partial M}{\partial \delta_3} & \frac{\partial M}{\partial \delta_4} & \frac{\partial M}{\partial \delta_5} \\ \frac{\partial N}{\partial \delta_1} & \frac{\partial N}{\partial \delta_2} & \frac{\partial N}{\partial \delta_3} & \frac{\partial N}{\partial \delta_4} & \frac{\partial N}{\partial \delta_5} \end{bmatrix}. \quad (14)$$

当某个或多个气动舵卡死时, 需要将舵效矩

阵  $\tilde{\mathbf{G}}_\delta$  中对应舵的舵效系数改为零, 即当前舵不可用。同时在舵偏矢量  $\delta$  中令相应的舵偏改为卡死角度。于是根据式(12)和式(13), 最终的舵偏矢量  $\delta_f$  为:

$$\delta_f = \tilde{\mathbf{G}}_\delta [\dot{\mathbf{I}}\omega_{des} - f(\omega, X)]. \quad (15)$$

基于动态逆的控制分配原理如图 3 所示。

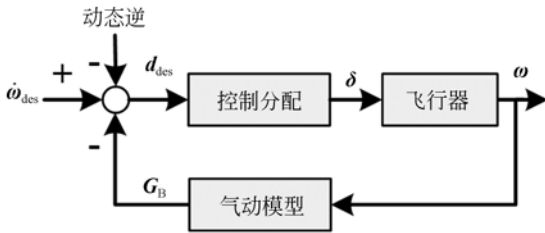


图 3 基于动态逆的控制分配

Fig. 3 Control allocation based on dynamic inversion

### 3.2.2 模型跟踪前置滤波器

为了提高系统的鲁棒性, 以更好地处理模型误差和动态逆产生的偏差, 同时加快系统的响应速度, 本文在动态逆控制之前加入了模型跟踪前置滤波器。将系统简化为一阶系统, 则有:

$$\frac{\omega}{\omega_{des}} = \frac{K_{BW}}{s + K_{BW}}, \quad (16)$$

式中系数  $K_{BW}$  表示飞行器的实际带宽。

基于前置滤波器+动态逆的控制分配原理如图 4 所示。

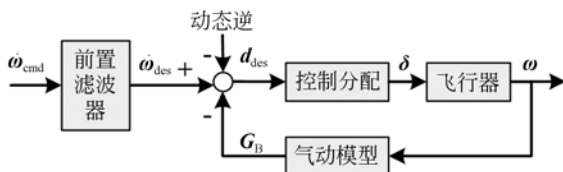


图 4 前置滤波器+基于动态逆的控制分配

Fig. 4 Dynamic inversion based on control allocation and prefilter

### 3.2.3 抗饱和和积分器与模型带宽自适应

当气动舵发生满偏或达到最大偏转速度时, 即认为出现了控制饱和, 这是控制系统设计中需要极力避免的情况。分析发现, 控制分配器的输入  $d_{des}$  与输出  $\mathbf{B}\delta$  可以用来判断系统是否饱和。为了减小饱和导致的跟踪误差, 给出以下抗饱和和积分算法, 从而减小舵面偏转, 避免饱和

出现。

$$I_{AW} = K_{AW}(\mathbf{B}\delta - d_{des}), \quad (17)$$

式中:  $K_{AW}$  为抗饱和系数,  $d_{des}$  为需用舵偏角速度,  $\mathbf{B}\delta$  则为气动舵预计可产生的控制力矩。若未发生饱和, 则  $\mathbf{B}\delta - d_{des} = 0$ , 控制系统跟踪效果良好; 若  $\mathbf{B}\delta - d_{des} \neq 0$ , 则前置滤波积分器会减小相应的输出。

发生饱和后, 控制系统的响应速度会降低, 飞行器无法继续跟踪正常的制导指令。此时利用系统带宽  $K_{BW}$  来改善控制系统的跟踪性能。而系统的实际带宽不易获得, 因此本文通过判断  $K'_i = \frac{k_i K_{i+1}}{k_i + K_{i+1}}$  (限制在  $0 \sim 1$  之间), 采用如下公式来近似系统的实际带宽:

$$\begin{aligned} K_{BW,P} &= K_{BW,P0} [1 - 0.9 | \mathbf{B}\delta - d_{des} |], \\ K_{BW,Q} &= K_{BW,Q0} [1 - 0.8 | \mathbf{B}\delta - d_{des} |], \\ K_{BW,R} &= K_{BW,R0} [1 - 0.9 | \mathbf{B}\delta - d_{des} |], \end{aligned} \quad (18)$$

式中:  $K_{BW,P0}$ ,  $K_{BW,Q0}$ ,  $K_{BW,R0}$  为未发生故障时系统各通道的带宽。

## 4 仿真结果与分析

### 4.1 仿真条件

仿真用到的各项参数设置如表 1 所示。

表 1 各项参数设置  
Tab. 1 Setting of parameters

参数	设置
滚转通道带宽, $K_{BW,P0}$	8.0
俯仰通道带宽, $K_{BW,Q0}$	8.0
偏航通道带宽, $K_{BW,R0}$	5.0
抗饱和和滚转通道, $K_{AW,P}$	0.12
抗饱和和俯仰通道, $K_{AW,Q}$	0.15
抗饱和和偏航通道, $K_{AW,R}$	0.15
比例反馈系数, $K_P$	0.8
积分反馈系数, $K_I$	0.5
攻角反馈系数, $K_\alpha$	$K_\alpha = 0.6 K_{BW,Q}$
倾侧角反馈系数, $K_\delta$	$K_\delta = 0.5 K_{BW,P}$

4.2 仿真分析

当所有气动舵均正常工作时,参考轨迹与再入走廊如图 5 所示。由图可知,再入过程满足热流、动压和过载约束。初始下降段约在 70 km 高度结束,然后转入准平衡滑翔飞行,当高度下降至 28 km 时飞行结束。

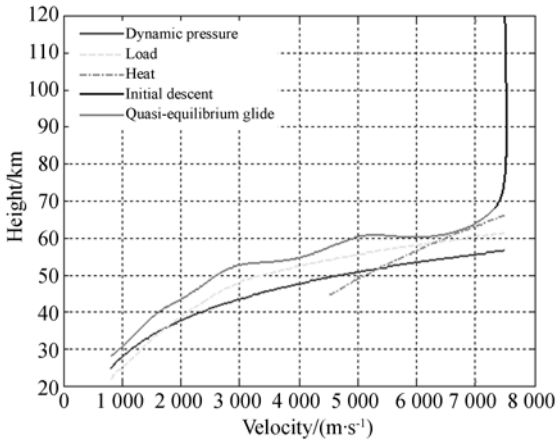


图 5 飞行轨迹与再入走廊  
Fig. 5 Trajectory and entry corridor

当气动舵出现卡死故障后,如其它舵正常,左副翼卡死在  $-22^\circ$ ,仿真结果表面飞行器仍能够实现参考轨迹的良好跟踪,如图 6 所示。

副翼和尾舵舵偏变化曲线如图 7 所示。分析发现,当左副翼卡死后,右副翼和尾舵配合起来进行滚转机动控制。由于尾舵主要起着俯仰力矩配平的作用,因此滚转机动主要由右副翼来实现,由图 7(a)可以发现,当滚转机动发生时,右副翼的偏转幅度很大,而尾舵偏转不明显。

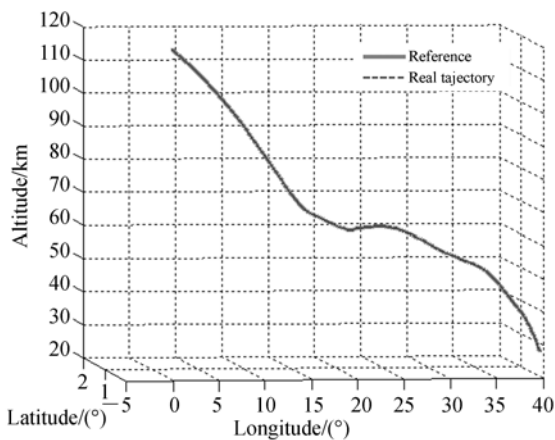


图 6 实际飞行轨迹与参考轨迹  
Fig. 6 Trajectory and reference profile

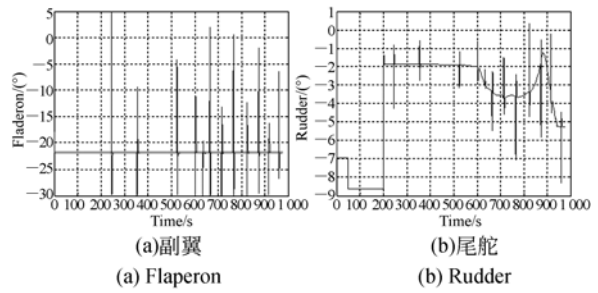


图 7 副翼和尾舵的舵偏曲线

Fig. 7 Flaperon and rudder curves

攻角和倾侧角随速度变化的曲线如图 8 所示。分析发现,攻角的跟踪误差在 0.1% 以内,跟踪良好。而倾侧角跟踪出现一定延迟,稳态偏差在 2% 左右,可见当左副翼卡死后对飞行器滚转通道响应速度产生了一定影响。

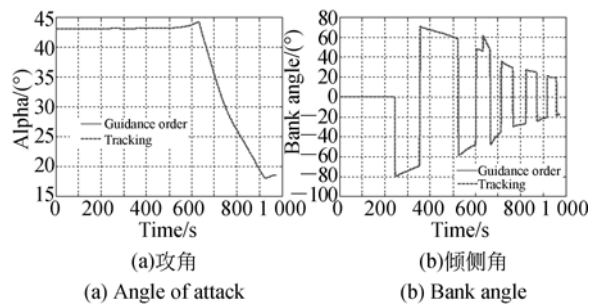


图 8 攻角和倾侧角的变化曲线

Fig. 8 Variation of angle of attack and bank angle with time

通过类似分析,本文得到了气动舵故障的可控范围,如表 2 所示。需要说明的是,当终点位置偏差小于 1 km,速度偏差小于 50 m/s 时,飞行器满足终点精度要求。

表 2 故障情况汇总

Tab. 2 Summary of failures

气动舵	正常偏转范围/ $(^\circ)$	可控卡死范围/ $(^\circ)$	位置偏差/km	速度偏差/ $(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$
体襟翼	20~20	20~0	7.5	33.8
副翼	30~30	30~15	8.4	44.1
尾舵	25~25	20~15	9.1	43.9

本文分别单独对体襟翼、副翼和尾舵进行了分析,在此基础上进行蒙特卡罗打靶发现,当制导

和控制系统独立工作时,可安全返回的机率只有 39%;而采用一体化系统后,成功返回的机率达到了 77%,增加了一倍,可见制导控制一体化系统可以有效地应对气动舵故障,极大地提高了可重复使用飞行器再入返回的可靠性和安全性。

## 5 结 论

本文针对可重复使用飞行器对再入返回可靠性、安全性的要求,提出了制导控制一体化设计的

方法,并介绍了一体化的结构和工作原理。然后研究了基于反演原理的自适应反演制导方法,该方法通过系统带宽与控制系统产生密切的联系。最后,给出了基于动态逆原理的控制分配算法、前置滤波及抗饱和算法,并给出了系统带宽自适应方法。实验结果证明:攻角的跟踪误差在 0.1% 以内;倾侧角的跟踪偏差在 2% 左右;采用制导控制一体化系统后飞行器在各种故障模式下,返回的成功率为 77%。一体化系统可以有效地提高可重复使用飞行器再入返回的安全性。

### 参考文献:

- [1] FUJII K, ISHIMOTO S. Research activities to realize advanced space transportation system[C]. *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, AIAA, 2009.
- [2] TOMATIS C, BOUAZIZ L, FRANCK T, et al.. RLV candidates for European future launchers preparatory programme[J]. *Acta Astronautica*, 2009, 65(1-2): 40-46.
- [3] PAMADI B N, NEIRYNCK T A, HOTCHKO N J, et al.. Simulation and analyses of stage separation of two-stage reusable launch vehicles [C]. *AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies*, AIAA, 2008.
- [4] WEI ZH ZH, ZHANG G J, LI X. The application of machine vision in inspecting position-control accuracy of motor control systems[C]. *Proceedings of the Fifth International Conference on Electrical Machines and Systems*, IEEE, 2001, 2: 787-790.
- [5] SHEN Z J, LU P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(1): 111-121.
- [6] LU P. Entry guidance: a unified method[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2014, 37(3): 713-728.
- [7] LU P, FORBES S, BALDWIN M. Gliding guidance of high L/D hypersonic vehicles[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference*, AIAA, 2013: 1-22.
- [8] SARAF A, LEAVITT J A, CHEN D T, et al.. Design and evaluation of an acceleration guidance algorithm for entry[J]. *Journal of Spacecraft Rockets*, 2004, 41(6): 986-996.
- [9] XUE S B, LU P. Constrained predictor-corrector entry guidance[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(4): 1273-1281.
- [10] HALBE O, RAJA R G, PADHI R. Robust reentry guidance of a reusable launch vehicle using model predictive static programming[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 37(1): 134-148.
- [11] XU Y J, XIN M, VEDULA P. Nonlinear stochastic control Part II: ascent phase control of reusable launch vehicles [C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA, 2009.
- [12] ZHU J J, BANKER B D, HALL C E, et al.. X-33 ascent flight control design by trajectory linearization-a singular perturbation approach [C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, AIAA, 2000: 151-170.
- [13] LAM Q M, KRISHNAMURTHY P, KHORRAMI F. Enhancing flight control system performance using SDRE based controller as an augmentation layer[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA, 2009.
- [14] HALL C E, SHTESSEL Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(6): 1315-1328.
- [15] SCHIERMAN J D, HULL J R, WARD D G. Adaptive guidance with trajectory reshaping for reusable launch vehicles[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, AIAA, 2002.

- [16] SCHIERMAN J D, WARD D G, HULL J R, *et al.*. Integrated adaptive guidance and control for re-entry vehicles with flight-test results[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(6): 975-988.
- [17] BOLLINO K P, OPPENHEIMER M W, DOMAN D D. Optimal guidance command generation and tracking for reusable launch vehicle reentry[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences*, AIAA, 2006.
- [18] 王谦, 李新国. 重复使用运载器的制导与控制一体化设计研究[J]. *飞行力学*, 2014, 32(1): 57-61.
- WANG Q, LI X G. Study on integrated guidance and control of reusable launch vehicles[J]. *Flight Dynamics*, 2014, 32(1): 57-61. (in Chinese)

#### 作者简介:



崔乃刚(1965—),男,河北沧州人,辽宁沈阳人,教授,博士生导师,1986年于国防科技大学获得学士学位,1989年、1996年于哈尔滨工业大学分别获得硕士、博士学位,主要从事导弹飞行力学与控制、组合导航及自主导航技术、惯导系统对准技术、导弹攻防对抗仿真、滤波理论及应用等研究。E-mail: cui-naigang@163.com



李浩(1987—),男,河北沧州人,博士研究生,2011年、2013年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,主要从事飞行器再入制导与控制算法的研究。E-mail: lihao1800366@126.com

#### 通讯作者:



韦常柱(1982—),男,江苏赣榆人,副教授,2005年、2010年于哈尔滨工业大学分别获得学士、博士学位,2012年于韩国延世大学进行博士后研究,主要研究方向为飞行器弹道设计与优化、控制理论及应用、先进制导算法设计。E-mail:weichangzhu@hit.edu.cn