

高超声速变外形飞行器建模与固定时间预设性能控制

曹承钰¹ 李繁飙¹ 廖宇新¹ 殷泽阳¹ 桂卫华¹

摘要 以一种折叠式高超声速变外形飞行器 (Hypersonic morphing vehicle, HMV) 为研究对象, 综合考虑变形引起的气动特性、动力学特性的动态变化和模型不确定性、外部干扰的影响, 开展飞行器建模与固定时间预设性能控制方法研究。首先, 建立高超声速变外形飞行器的运动模型和姿态控制模型; 然后, 采用固定时间干扰观测器实现对模型不确定性和外部干扰构成的复合总扰动的精确估计, 并设计一种新型固定时间预设性能函数以定量描述期望性能约束, 在此基础上, 基于预设性能控制架构并结合动态面控制技术设计预设性能姿态控制器, 利用 Lyapunov 稳定性理论证明闭环系统的固定时间稳定性; 最后, 通过数值仿真验证所提出方法的有效性和鲁棒性。

关键词 高超声速变外形飞行器, 固定时间, 预设性能, 干扰观测器, 动态面控制

引用格式 曹承钰, 李繁飙, 廖宇新, 殷泽阳, 桂卫华. 高超声速变外形飞行器建模与固定时间预设性能控制. 自动化学报, 2024, 50(3): 486-504

DOI 10.16383/j.aas.c230240

Modeling and Fixed-time Prescribed Performance Control for Hypersonic Morphing Vehicle

CAO Cheng-Yu¹ LI Fan-Biao¹ LIAO Yu-Xin¹ YIN Ze-Yang¹ GUI Wei-Hua¹

Abstract Taking a folding hypersonic morphing vehicle (HMV) as the research object, comprehensively considering dynamic changes caused by the deformation of aerodynamic characteristics and kinetics characteristics, as well as the influence of model uncertainties and external disturbances, the research on vehicle motion modeling and fixed-time prescribed performance control method is carried out. Firstly, the motion model and attitude control model of hypersonic morphing vehicle are established. Then, a fixed-time disturbance observer is established to accurately estimate the complex disturbance composed of model uncertainties and external disturbances, a novel fixed-time prescribed performance function is designed to quantitatively describe the expected performance constraints, the attitude controller is designed by integrating the dynamic surface control technique into the prescribed performance control framework, and the fixed-time stability of the closed-loop system is proved by Lyapunov stability theory. Finally, the numerical simulation is carried out to verify the effectiveness and robustness of the proposed method.

Key words Hypersonic morphing vehicle, fixed-time, prescribed performance, disturbance observer, dynamic surface control

Citation Cao Cheng-Yu, Li Fan-Biao, Liao Yu-Xin, Yin Ze-Yang, Gui Wei-Hua. Modeling and fixed-time prescribed performance control for hypersonic morphing vehicle. *Acta Automatica Sinica*, 2024, 50(3): 486-504

收稿日期 2023-04-26 录用日期 2023-07-22

Manuscript received April 26, 2023; accepted July 22, 2023

国家优秀青年科学基金 (62222317), 国家自然科学基金 (61973319, 62003372, 62103446), 湖南省自然科学基金 (2022JJ40633), 装备预研教育部联合基金 (8091B032134), 湖南省科技重大专项 (2021GK1030), 湖南省重点研发计划 (2023GK2023), 中南大学中央高校基本科研业务费专项资金 (2023ZZTS0345) 资助

Supported by National Science Fund for Excellent Young Scholars (62222317), National Natural Science Foundation of China (61973319, 62003372, 62103446), Natural Science Foundation of Hunan Province (2022JJ40633), Joint Fund of The Ministry of Education for Equipment Pre-Research (8091B032134), Major Science and Technology Projects in Hunan Province (2021GK1030), Key Research and Development Program of Hunan Province (2023GK2023), and Fundamental Research Funds for the Central Universities of Central South University (2023ZZTS0345)

本文责任编辑 杨涛

Recommended by Associate Editor YANG Tao

1. 中南大学自动化学院 长沙 410083

1. School of Automation, Central South University, Changsha 410083

高超声速变外形飞行器 (Hypersonic morphing vehicle, HMV) 是一种环境适应能力和突防生存能力较强的新型可变构型高超声速飞行器。飞行器飞行过程中, 变形会引起气动力、气动力矩和质心、压心、转动惯量等参数的改变, 导致飞行器存在较大的模型不确定性; 同时, 飞行过程中外界环境复杂且变化剧烈, 飞行器不仅受到外界未知干扰的影响, 还需要满足面向特定任务与复杂环境的性能约束条件。因此, 设计高超声速变外形飞行器高精度、强鲁棒和满足指定性能约束要求的姿态控制方法具有重要意义。

通常可将飞行器模型不确定性和飞行过程中的外部干扰视为复合总扰动, 再通过扰动观测的方法对其进行精确估计与补偿, 从而提高控制系统的鲁

棒性. 基于扩张状态观测器^[1-2]、干扰观测器^[3-4]的控制方法在现有变外形飞行器姿态控制研究中获得了广泛应用. 文献 [1] 将折叠翼飞行器纵向非线性动力学模型中存在的非线性项、耦合项以及参数时变项都视为系统内外总扰动, 利用扩张状态观测器对总扰动进行实时估计和补偿, 实现了飞行器的高精度稳定控制. 文献 [3] 基于模糊理论提出了一种模糊干扰观测器, 可在有限时间内对飞行器模型的匹配和非匹配扰动进行精确估计, 求解得到前馈控制补偿用于变外形飞行器鲁棒姿态控制. 文献 [4] 建立了固定时间干扰观测器以实现对外部干扰包含模型不确定性、外部干扰和执行机构故障信息的复合扰动的快速精确估计, 并基于反步法设计了具有较强抗干扰能力的容错控制器.

飞行器控制系统在满足稳定性的前提下往往还存在快速性和高精度的性能要求^[5]. 预设性能控制方法因其在定量表征控制系统的瞬态性能和稳态性能方面的突出优势, 被广泛应用于高超声速飞行器控制^[6-7]. 文献 [8] 针对干扰有界但未知的可重复使用飞行器姿态控制系统, 提出了一种基于预设性能的自适应多变量控制算法, 可以保证再入姿态跟踪误差被限制在与有界扰动无关的预设区域. 文献 [9] 综合考虑可重复使用飞行器执行器饱和、气动参数摄动和外部扰动, 融合高增益扩张状态观测器和低复杂度的输出反馈扰动补偿控制方案, 提出了一种基于反步法的保性能姿态控制方法. 文献 [10] 研究了存在跟踪误差约束和模型不确定性影响下的高超声速飞行器控制问题, 提出一种新型预设时间性能函数以确保跟踪误差在预定义时间内收敛至预设约束边界, 实现了飞行器快速且高精度的跟踪控制.

目前针对变外形飞行器变形及控制的研究多集中于飞行速度小、高度低的航空飞行器^[11-12]. 文献 [13] 研究了非匹配扰动影响下的半倾转旋翼变外形无人机的轨迹跟踪控制问题. 文献 [14] 设计开发了一种新的仿生变外形无人机并实现了变外形无人机构型优化的自主变形控制. 针对可变构型高超声速飞行器, 文献 [2] 研究了一类可变后掠飞行器的建模与姿态控制问题, 文献 [15] 研究了一类可变展长飞行器的制导控制一体化问题.

总体来看, 当前针对可变构型高超声速飞行器建模及控制问题的研究还相对较少, 尤其是采用大尺度折叠变构方式的高超声速变外形飞行器, 鲜有公开资料. 因此, 开展此类飞行器变形影响下具有强耦合、强非线性特征的运动建模和气动特性分析具有重要现实意义. 同时, 飞行器飞行过程中存在的模型不确定性和外界干扰具有未知、复杂、多源以及与飞行状态和变外形过程强烈耦合等特点, 这对所设计控制方案的干扰适应能力提出了较高要

求. 因此, 可采用收敛时间具有常值上界的有限时间观测器^[16]或固定时间观测器^[17]对扰动进行精确估计和前馈补偿, 既为提高控制系统鲁棒性提供了简单、高效的解决方案, 也能降低观测器调节过程对系统的不利影响. 进一步, 考虑到飞行器飞行过程中的特定任务和复杂环境, 预设性能控制为确保姿态控制系统具备期望的瞬态及稳态性能提供了良好的解决途径^[18]. 因此, 可基于预设性能控制框架设计姿态控制器, 实现姿态跟踪误差在预定义时间内收敛至平衡点的给定邻域, 并确保在不同变形条件及干扰影响下均能实现期望的控制性能.

本文针对大尺度变外形、模型不确定性和外部干扰影响下的高超声速变外形飞行器建模及控制问题开展研究, 提出了一种可实现预先设定瞬态和稳态性能的高精度、强鲁棒固定时间控制方法. 本文的主要贡献如下:

1) 本文研究对象为高超声速下的变外形滑翔飞行器, 具有一定的特殊性, 且目前对该研究对象的具体建模与控制的研究还较少, 缺乏相应的参考资料. 鉴于此, 本文在该飞行器的建模及特性分析方面进行了较为完备的工作, 具体包括: 建立了变形过程中由机翼折叠引起的附加力及附加力矩的具体形式和折叠翼变质心的位置方程; 建立了飞行器气动模型并开展气动特性分析, 分析了变折叠角对飞行器气动特性的影响规律, 研究了机翼折叠变形以及附加力/附加力矩对飞行器闭环动态特性的影响特性. 本部分工作不仅是本文姿态控制方法设计的重要基础, 也可为高超声速变外形滑翔飞行器轨迹规划、制导与控制提供较为可靠的模型依据.

2) 采用固定时间干扰观测器来估计模型不确定性和外部干扰构成的复合总扰动, 提升了系统的抗干扰能力. 提出了一种新型固定时间预设性能函数, 定量描述姿态跟踪误差的瞬态和稳态性能, 并基于预设性能控制和动态面控制设计了姿态跟踪控制器, 实现系统的固定时间收敛. 与现有基于滑模控制的固定时间控制方法相比, 该方法避免了状态量的分数幂次运算和符号函数, 既减少了计算量, 也克服了由符号函数导致的控制量不连续的问题. 同时, 该方法采用了积分障碍 Lyapunov 函数处理性能约束, 并将其嵌入动态面控制和预设性能控制相结合的控制方案中, 既简化了设计流程, 又保证了期望的优异控制性能.

本文其余内容安排如下: 第 1 节建立了高超声速变外形飞行器的运动模型、气动模型和姿态控制模型; 第 2 节提出了一种基于预设性能的固定时间姿态控制方法, 包括固定时间干扰观测器、预设性能函数和基于动态面控制的预设性能控制器的设计;

第 3 节进行了仿真验证和结果分析; 第 4 节总结了本文工作并得出结论.

1 飞行器运动建模及问题描述

1.1 研究对象概述

本文以图 1 所示的折叠式高超声速变外形飞行器为研究对象. 作为一种无动力飞行器, 其通常由助推器运送到某一高度并分离, 依靠自身较大的升阻比, 借助气动升力以实现宽速域、大空域和长航程的高速滑翔飞行.

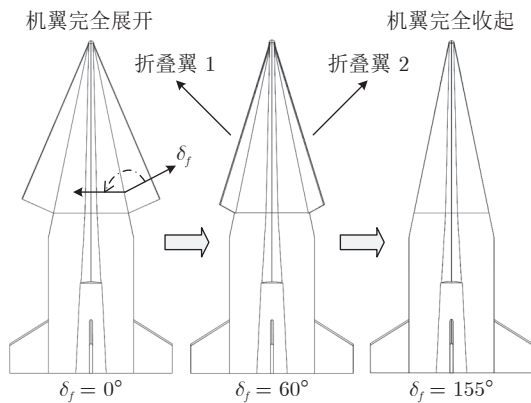


图 1 高超声速变外形飞行器气动外形及变形过程示意图
Fig.1 Aerodynamic shape and morphing process of hypersonic morphing vehicle

作为一种含有大尺度变形机构的飞行器, 高超声速变外形飞行器可根据任务需要和环境变化自主改变气动外形, 以保证飞行器在任意飞行阶段均具有优良的气动特性和飞行性能. 折叠式高超声速变外形飞行器是其中的一种典型形式, 能够通过机翼的折叠改变自身构型, 以适应于不同的飞行任务. 机翼折叠时, 翼面积减小, 可有效减小阻力, 适合高速飞行及大范围机动; 机翼展开时, 翼面积增大, 升阻比增大, 适合高空长航时滑翔, 可有效提高射程.

相较于传统固定构型飞行器, 折叠式高超声速变外形飞行器在机身前部多出一对可变形的折叠翼, 变形过程如图 1 所示. 其中, 折叠翼 1 和折叠翼 2 同时运动且对称变形, 当 $\delta_f = 0^\circ$ 时, 机翼为完全展开状态; 当 $\delta_f = 155^\circ$ 时, 机翼为完全收起状态.

本文仅针对 30 ~ 40 km 高度的无动力滑翔段开展研究, 重点研究该阶段下考虑机翼折叠变形、模型不确定性和外部干扰影响的高性能姿态控制方法.

1.2 飞行器运动模型

考虑如下假设:

假设 1^[19]. 忽略地球自转, 将地球视为均质圆球, 大气相对地球静止且在相同高度均匀分布.

假设 2^[19]. 忽略姿态运动方程中的质心运动耦合项, 即, 认为 $\dot{\lambda} = \dot{\phi} = \dot{\theta} = \dot{\psi}_v = 0$.

假设 3^[1-2]. 将飞行器机体视作主刚体, 两侧折叠翼视作从刚体, 整个飞行器系统可视为由 3 个刚体组成的多刚体系统. 飞行器折叠翼做对称变形, 且翼密度及厚度均匀.

根据假设 1、2, 高超声速变外形飞行器六自由度运动方程可表示如下:

$$\begin{cases} \dot{R} = V \sin \theta \\ \dot{\lambda} = -\frac{V \cos \theta \sin \psi_v}{R \cos \phi} \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos \theta \cos \psi_v}{R} \\ \dot{V} = \frac{X_t}{m} - g \sin \theta \\ \dot{\theta} = \frac{Y_t \cos \sigma - Z_t \sin \sigma}{mV} - \frac{g \cos \theta}{V} + \frac{V \cos \theta}{R} \\ \dot{\psi}_v = -\frac{Y_t \sin \sigma + Z_t \cos \sigma}{mV \cos \theta} + \frac{V \cos \theta \sin \psi_v \tan \phi}{R} \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \tan \beta (\omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha) \\ \dot{\beta} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha \\ \dot{\sigma} = \sec \beta (\omega_x \cos \alpha - \omega_y \sin \alpha) \\ \dot{\omega}_x = I_2 M_{tx} + I_4 M_{ty} + I_6 \omega_x \omega_z + I_7 \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y = I_4 M_{tx} + I_1 M_{ty} + I_8 \omega_x \omega_z - I_6 \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_z = I_3 M_{tz} + I_5 \omega_x^2 - I_5 \omega_y^2 + I_9 \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (2)$$

式中, R 为地心距; m , V 分别为飞行器质量和速度; λ , ϕ 分别为经度和纬度; θ , ψ_v 分别为航迹倾角和航迹偏角; α , β , σ 分别为攻角、侧滑角和倾侧角; ω_x , ω_y , ω_z 为机体轴三通道角速率; $I_1 \sim I_9$ 为飞行器惯量参数, 具体形式见式 (3); X_t , Y_t , Z_t 分别为总阻力、总升力和总侧力, M_{tx} , M_{ty} , M_{tz} 分别为滚转、偏航和俯仰通道的合力矩, 其具体形式见式 (4).

$$\begin{cases} I_* = I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2, I_1 = \frac{I_{xx}}{I_*}, \\ I_2 = \frac{I_{yy}}{I_*}, I_3 = \frac{1}{I_{zz}}, I_4 = \frac{I_{xy}}{I_*}, I_5 = \frac{I_{xy}}{I_{zz}} \\ I_6 = \frac{I_{xy} I_{zz} - I_{xx} - I_{yy}}{I_*} \\ I_7 = \frac{I_{xy}^2 + I_{yy}^2 - I_{xy} I_{zz}}{I_*} \\ I_8 = \frac{I_{xx} I_{zz} - I_{xx}^2 - I_{xy}^2}{I_*}, I_9 = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} X_t \\ Y_t \\ Z_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -D \\ L \\ Y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} F_{sx} \\ F_{sy} \\ F_{sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_D Q_A S_r + F_{sx} \\ C_L Q_A S_r + F_{sy} \\ C_Y Q_A S_r + F_{sz} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} M_{tx} \\ M_{ty} \\ M_{tz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{sx} \\ M_{sy} \\ M_{sz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{mx} Q_A S_r b_A + M_{sx} \\ C_{my} Q_A S_r b_A + M_{sy} \\ C_{mz} Q_A S_r c_A + M_{sz} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (4)$$

式中, D, L, Y 分别为阻力、升力和侧力; C_D, C_L, C_Y 分别为阻力系数、升力系数和侧力系数; M_x, M_y, M_z 分别为滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩; C_{mx}, C_{my}, C_{mz} 分别为滚转力矩系数、偏航力矩系数和俯仰力矩系数; S_r 为参考面积, b_A 为参考气动展长, c_A 为参考气动弦长; $Q_A = \rho_A V^2/2$ 为动压, ρ_A 为大气密度, 所采用大气模型见文献 [20]. F_s, M_s 的计算公式见式 (5).

$$\begin{cases} F_s = T_{VB} \sum_{i=1}^2 F_{Bsi}, \quad M_s = \sum_{i=1}^2 M_{si} \\ F_{Bsi} = m_i \left(\frac{\delta^2 s_i}{\delta t^2} + 2\omega \times \frac{\delta s_i}{\delta t} + \frac{\delta \omega}{\delta t} \times s_i + \omega \times (\omega \times s_i) \right) \\ M_{si} = s_i \times (m_i T_{BG} g) - m_i s_i \times \left(T_{BH} \frac{\delta v_0}{\delta t} + \omega \times (T_{BH} v_0) \right) - s_i \times F_{Bsi} \end{cases} \quad (5)$$

式中, $i = 1, 2$, 分别表示折叠翼 i ; $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 为角速度向量; $v_0 = [V, 0, 0]^T$ 为速度向量; $s_i = [s_{xi}, s_{yi}, s_{zi}]^T$ 为折叠翼 i 质心位置向量, 其具体推导过程见下文; $g = [0, -g, 0]^T$ 为引力向量; T_{VB}, T_{BG}, T_{BH} 均为转换矩阵, 具体形式见式 (6).

$$\begin{cases} T_{BV} = M_3(\alpha) M_2(\beta) \\ T_{VH} = M_1(\sigma) \\ T_{HG} = M_3(\theta) M_2(\psi_v) \\ T_{VB} = T_{BV}^T \\ T_{BH} = T_{BV} T_{VH} \\ T_{BG} = T_{BV} T_{VH} T_{HG} \end{cases} \quad (6)$$

式中, M_1, M_2, M_3 为初等转换矩阵, 其形式见文献 [21].

飞行器两侧机翼对称, 则 $s_{x1} = s_{x2}, s_{y1} = s_{y2},$

$s_{z1} = -s_{z2}$. 以 O_1 为坐标系原点建立折叠翼参考坐标系 $E_1(O_1x_1y_1z_1)$, 如图 2 所示. $\triangle ACD_1$ 表示折叠翼 2 完全展开, $\delta_{f0} = 0^\circ$; $\triangle ACD_2$ 表示折叠角为 δ_f ; $\triangle ACB$ 表示折叠翼完全收起, $\delta_{f\max} = 155^\circ$. 根据假设 3, 当折叠角逐渐增大时 ($\delta_{f0} \rightarrow \delta_f \rightarrow \delta_{f\max}$), 其质心位置变化为 ($G_1 \rightarrow G_2 \rightarrow G_n$), 且 $EG_1 = ED_1/3$, E 为 AC 中点. 过 G_1 作垂线 $G_1F \perp CA$, 过 G_2 作垂线 $G_2G_p \perp G_1F$, 则 G_p 为折叠翼质心位置在 $\triangle ACD_1$ 所构成平面上的投影点, 当折叠角变化时, 即 $\delta_f \in [0, 155^\circ]$, G_p 由 G_1 点向 F 点方向移动.

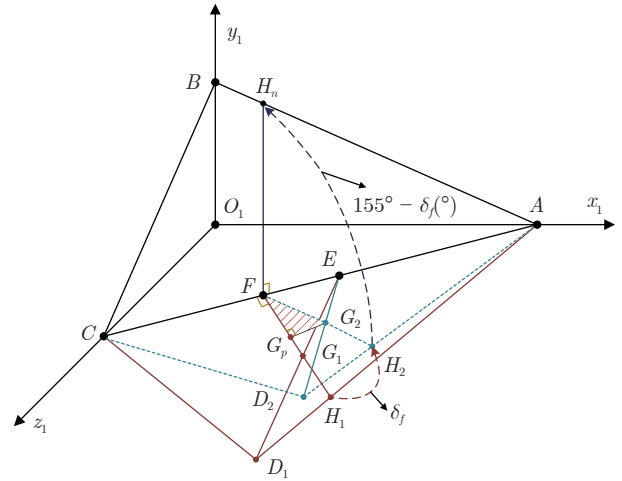


图 2 折叠翼几何关系示意图

Fig. 2 Geometric relationship diagram of folding wing

根据图 2 可知, O_1A, O_1B, O_1C 均为已知常量, 设 $O_1A = a_{h1}, O_1B = b_{h1}, O_1C = c_{h1}$, 令 $\angle CAD_1 = \alpha_{h1}, \angle O_1CA = \alpha_{h2}$, 则有如下关系:

$$\begin{cases} x_p = \frac{a_{h1}}{2} - \frac{a_{h1} \cos 2\alpha_{h1}}{6} + \frac{a_{h1} \sin 2\alpha_{h1} \cos \alpha_{h2}}{6 \sin \alpha_{h2}} \cos \delta_f \\ y_p = \frac{a_{h1} \sin 2\alpha_{h1}}{6 \sin \alpha_{h2}} \sin \delta_f \\ z_p = c_{h1} - \left(\frac{a_{h1}}{2 \sin \alpha_{h2}} - \frac{a_{h1} \cos 2\alpha_{h1}}{6 \sin \alpha_{h2}} \right) \cos \alpha_{h2} + \frac{a_{h1} \sin 2\alpha_{h1}}{6} \cos \delta_f \end{cases} \quad (7)$$

式中, 除折叠角 δ_f 外, 其他参数均为常量, 故式 (7) 可进一步改写为

$$\begin{cases} s_{x2} = p_{x1} + p_{x2} \cos \delta_f \\ s_{y2} = p_{y1} + p_{y2} \sin \delta_f \\ s_{z2} = p_{z1} + p_{z2} \cos \delta_f \end{cases} \quad (8)$$

式中, $p_{x1}, p_{x2}, p_{y1}, p_{y2}, p_{z1}, p_{z2}$ 均为常量, 与式 (7) 中参数一一对应。

1.3 飞行器气动模型

将影响飞行器气动力系数和气动力矩系数的主要变量定义为 \mathbf{X}_A , 且 $\mathbf{X}_A = [x_1, \dots, x_k, \dots, x_7]^T = [Ma, \alpha, \beta, \delta_x, \delta_y, \delta_z, \delta_f]^T$. 在此基础上建立飞行器气动参数模型, 即建立 \mathbf{C}_F 、 \mathbf{C}_M 与 \mathbf{X}_A 的函数关系, 即

$$\begin{cases} \mathbf{C}_F = f_F(\mathbf{X}_A) \\ \mathbf{C}_M = f_M(\mathbf{X}_A) \end{cases} \quad (9)$$

式中, $\mathbf{C}_F = [C_D, C_L, C_Y]^T$ 为气动力系数向量; $\mathbf{C}_M = [C_{mx}, C_{my}, C_{mz}]^T$ 为气动力矩系数向量; f_F, f_M 通常为复杂非线性函数, 其数学模型一般包括代数模型、微分方程和积分模型等, 其中代数模型形式较为简单, 本文拟采用代数模型中的多项式模型, 其一般表达式为

$$\begin{cases} C_i = \sum_{j_1=0}^{N_1} \cdots \sum_{j_p=0}^{N_p} c_i(*) \prod_{k=1}^p x_k^{j_k}, & i = D, L, Y \\ C_{mi} = \sum_{j_1=0}^{N_1} \cdots \sum_{j_p=0}^{N_p} c_{mi}(*) \prod_{k=1}^p x_k^{j_k}, & i = x, y, z \end{cases} \quad (10)$$

式中, j_k 为 x_k 的幂次方, $c_i(*)$ 和 $c_{mi}(*)$ 为气动参数对应于乘积项 $\prod_{k=1}^p x_k^{j_k}$ 的气动导数; $0 \leq j_k, N_p \leq 3, 1 \leq k, p \leq 7$. 式 (10) 的详细展开式见式 (11)、(12).

$$\begin{cases} C_L = \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,L}^0 \boldsymbol{\alpha} + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,L}^{\delta_{f1}} \boldsymbol{\alpha}, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,L}^{\delta_{f2}} \boldsymbol{\alpha} \right] \boldsymbol{\delta}_f + \\ \quad \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,L}^{\delta_x} \boldsymbol{\alpha} \delta_{x,L} + \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,L}^{\delta_z} \boldsymbol{\alpha} \delta_{z,L} \\ C_D = \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^0 \boldsymbol{\alpha}_D + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^{\delta_{f1}} \boldsymbol{\alpha}_D, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^{\delta_{f2}} \boldsymbol{\alpha}_D \right] \boldsymbol{\delta}_f + \\ \quad \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^{\delta_x} \boldsymbol{\alpha}_D \delta_{x,D} + \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^{\delta_y} \boldsymbol{\alpha}_D \delta_{y,D} + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^{\delta_{z1}} \boldsymbol{\alpha}_D, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,D}^{\delta_{z2}} \boldsymbol{\alpha}_D \right] \boldsymbol{\delta}_{z,D} \\ C_Y = \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,Y}^0 \boldsymbol{\alpha} \boldsymbol{\beta} + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,Y}^{\delta_{f1}} \boldsymbol{\alpha}, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,Y}^{\delta_{f2}} \boldsymbol{\alpha} \right] \boldsymbol{\delta}_f \boldsymbol{\beta} + \\ \quad \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,Y}^{\delta_x} \boldsymbol{\alpha} \delta_{x,Y} + \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,Y}^{\delta_y} \boldsymbol{\alpha} \delta_{y,Y} \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} C_{mx} = \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mx}^0 \boldsymbol{\alpha} \boldsymbol{\beta} + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mx}^{\delta_{f1}} \boldsymbol{\alpha}, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mx}^{\delta_{f2}} \boldsymbol{\alpha} \right] \boldsymbol{\delta}_f \boldsymbol{\beta} + \\ \quad \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mx}^{\delta_x} \boldsymbol{\alpha} \delta_{x,mx} \\ C_{my} = \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,my}^0 \boldsymbol{\alpha} \boldsymbol{\beta} + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,my}^{\delta_{f1}} \boldsymbol{\alpha}, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,my}^{\delta_{f2}} \boldsymbol{\alpha} \right] \boldsymbol{\delta}_f \boldsymbol{\beta} + \\ \quad \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,my}^{\delta_y} \boldsymbol{\alpha} \delta_{y,my} \\ C_{mz} = \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mz}^0 \boldsymbol{\alpha} + \\ \quad \left[\mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mz}^{\delta_{f1}} \boldsymbol{\alpha}, \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mz}^{\delta_{f2}} \boldsymbol{\alpha} \right] \boldsymbol{\delta}_f + \\ \quad \mathbf{Ma}^T \mathbf{C}_{k,mz}^{\delta_z} \boldsymbol{\alpha} \delta_{z,mz} \end{cases} \quad (12)$$

式中,

$$\begin{cases} \mathbf{Ma} = [1, Ma]^T, \boldsymbol{\delta}_f = [1, \delta_f]^T, \boldsymbol{\alpha} = [1, \alpha]^T \\ \boldsymbol{\alpha}_D = [1, \alpha^2]^T, \boldsymbol{\beta} = [\beta] \\ \boldsymbol{\delta}_{x,L} = [\delta_x^2], \boldsymbol{\delta}_{z,L} = [\delta_z], \boldsymbol{\delta}_{x,D} = [\delta_x^2] \\ \boldsymbol{\delta}_{y,D} = [\delta_y^2], \boldsymbol{\delta}_{z,D} = [\delta_z, \delta_z^2]^T \\ \boldsymbol{\delta}_{x,Y} = [\delta_x], \boldsymbol{\delta}_{y,Y} = [\delta_y], \boldsymbol{\delta}_{x,mx} = [\delta_x] \\ \boldsymbol{\delta}_{y,my} = [\delta_y], \boldsymbol{\delta}_{z,mz} = [\delta_z] \end{cases} \quad (13)$$

高超声速变外形飞行器的气动特性有别于传统固定构型飞行器, 对其进行气动特性分析有助于深刻理解飞行器运动特性, 为高精度姿态控制提供可靠模型基础. 基于式 (10) 所描述的飞行器气动模型, 可计算得到不同工况及不同变形条件下的气动力系数和气动力矩系数. 式 (10) 气动系数所涉及状态量范围如表 1 所示. 对于该飞行器而言, 机翼折叠变形改变翼面积, 继而影响其升阻特性, 因此, 有必要研究飞行器升阻特性变化规律. 面向本文所研究的姿态控制问题, 还应分析飞行器气动力矩系数的变化规律.

考虑如下条件: 零舵偏, 即 $\delta_x = \delta_y = \delta_z = 0^\circ$; 不考虑变形参数, 零折叠角, 即 $\delta_f = 0^\circ$; 零侧滑角, 即 $\beta = 0^\circ$. 在上述条件下, 绘制不同马赫数下升阻比随攻角变化的曲线, 如图 3 所示. 由图可知, 宽速域下, 升阻比呈先增大后减小趋势, 在 $\alpha = 6^\circ$ 处获得最大升阻比. 进一步考虑变形影响, 绘制零舵偏、零侧滑角、 $Ma = 5$ 时不同攻角下升阻比随折叠角变化的曲线, 如图 4 所示. 由图可知, 当折叠角为负时, 随着折叠角逐渐增大并趋近于零, 升阻比呈现增大趋势, 当折叠角为 0° 时, 升阻比最大; 当折叠角为正时, 随着折叠角逐渐增大至 90° , 升阻比逐渐

表 1 气动模型状态量范围

Table 1 State quantity range of aerodynamics model

状态量	符号	取值范围
马赫数	Ma	[2, 18]
攻角	α	$[0^\circ, 20^\circ]$
侧滑角	β	$[-2^\circ, 2^\circ]$
滚转舵偏角	δ_x	$[-20^\circ, 20^\circ]$
偏航舵偏角	δ_y	$[-20^\circ, 20^\circ]$
俯仰舵偏角	δ_z	$[-20^\circ, 20^\circ]$
折叠角	δ_f	$[-30^\circ, 155^\circ]$

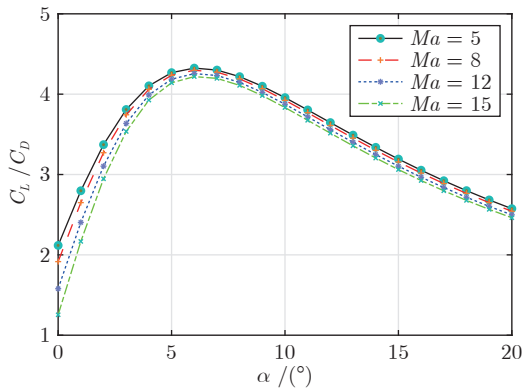


图 3 升阻比随攻角变化曲线

Fig.3 Curves of lift-drag ratio varying with angle of attack

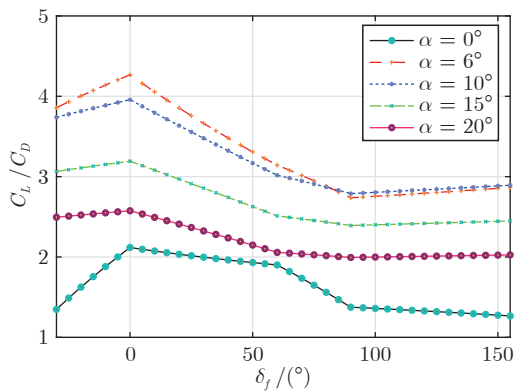


图 4 升阻比随折叠角变化曲线

Fig.4 Curves of lift-drag ratio varying with folding angle

减小, 折叠角大于 90° 时, 升阻比基本维持不变. 图 5 ~ 7 给出了不同攻角、侧滑角条件下气动力矩系数随折叠角变化的曲线. 对于横侧向力矩系数, 必须考虑侧滑角的影响. 由图 5 和图 6 可知, 随着折叠角变化, 滚转力矩系数先增大后减小, 转折折叠角为 60° ; 而偏航力矩系数变化则更为复杂, 分别在 0° 、

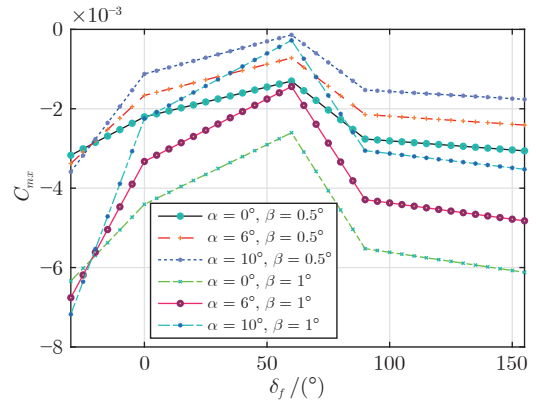


图 5 滚转力矩系数随折叠角变化曲线

Fig.5 Curves of rolling moment coefficient varying with folding angle

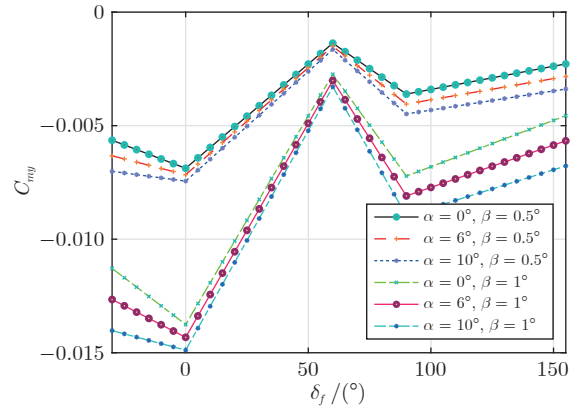


图 6 偏航力矩系数随折叠角变化曲线

Fig.6 Curves of yawing moment coefficient varying with folding angle

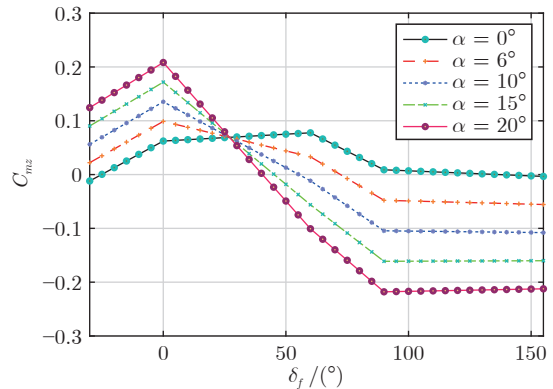


图 7 俯仰力矩系数随折叠角变化曲线

Fig.7 Curves of pitching moment coefficient varying with folding angle

60° 和 90° 改变升降趋势. 对于纵向力矩系数, 即俯仰力矩系数, 由式 (7) 和图 7 可知, 其主要受攻角

和折叠角影响, 折叠变形的影响特性与升阻比基本保持一致.

通过上述对飞行器气动特性的分析, 可以得到如下主要结论:

1) 对于升阻特性, 当 $\alpha = 6^\circ$ 时, 飞行器升阻比最大; 折叠变形对升阻比影响较大, $\delta_f = 0^\circ$ 时, 升阻比最大, $\delta_f = 155^\circ$ 时, 升阻比最小. 因此可以根据需要设计折叠角剖面, 以达到飞行器增程的目的.

2) 对于俯仰力矩系数, 折叠变形对其数值上的影响与升阻比类似; 折叠变形影响 $\frac{\partial C_{mz}}{\partial \alpha}$, 即影响飞行器静稳定性, 具体来看, 当 $\delta_f < 30^\circ$ 时, 飞行器静不稳定; 当 $\delta_f \geq 30^\circ$ 时, 飞行器静稳定. 显然, 变形会进一步增大姿态控制系统的压力.

3) 对于滚转力矩系数和偏航力矩系数, 折叠变形对其产生不同影响趋势, 同时也与俯仰力矩系数不同. 总的来说, 当 $\delta_f \in [0^\circ, 60^\circ]$, 无论是纵向参数还是横侧向参数, 折叠变形对气动参数的影响成单调递增或递减趋势, 交联耦合较少; 当 $\delta_f \in (60^\circ, 90^\circ]$ 时, 折叠变形对横侧向气动参数影响趋势发生转折, 且远离力矩平衡状态; 当 $\delta_f \in (90^\circ, 155^\circ]$ 时, 折叠变形对气动参数影响不大, 且会导致机体表面气流耦合加剧, 增大模型不确定性和外界干扰. 因此, 在本文中, 仅选用 $\delta_f \in [0^\circ, 60^\circ]$ 和 $\delta_f = 155^\circ$ 时的变形参数, 确保获得优良气动特性的同时减轻姿态控制系统的压力.

4) 侧滑角对滚转力矩系数和偏航力矩系数影响较大, 折叠变形会进一步增大影响趋势, 且增大横纵向气动耦合效应. 本文飞行器采用倾斜转弯 (Bank to turn, BTT) 方式, 需保证侧滑角为 0° , 以提升姿态控制性能.

注 1. 对高超声速变外形飞行器而言, 折叠变形带来的最大影响便是对升阻特性的影响, 变化值最大可达 1.4. 在实际中, 可根据不同任务需要调整折叠角, 其带来的机动性和灵活性可有效提高飞行器任务适应性和实现能力. 同时, 机翼折叠造成的升阻特性变化, 可对整个飞行弹道产生巨大影响, 有效提高射程.

注 2. 根据前文结论可知, 变形参数满足 $\delta_f \in [0^\circ, 60^\circ]$ 或 $\delta_f = 155^\circ$. 这里是指, 只选择 $\delta_f \in [0^\circ, 60^\circ]$ 和 $\delta_f = 155^\circ$ 时的飞行器构型作为中间形态, 飞行器长时间在该范围内的折叠角剖面下滑翔飞行; $\delta_f \in (60^\circ, 155^\circ)$ 为短期过渡形态, 仅在机翼完全折叠时短暂出现.

1.4 控制问题描述

考虑模型不确定性及外部干扰, 可将式 (2) 改

写为如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}_1 = \mathbf{X}_2 \\ \dot{\mathbf{X}}_2 = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 \mathbf{u} + \mathbf{d}_1 \end{cases} \quad (14)$$

式中,

$$\begin{cases} \mathbf{X}_1 = \Theta \\ \mathbf{X}_2 = \mathbf{R}\omega \\ \mathbf{f}_1 = \dot{\mathbf{R}}\omega - \mathbf{R}\mathbf{I}^{-1}\omega^\times \mathbf{I}\omega \\ \mathbf{g}_1 = \mathbf{R}\mathbf{I}^{-1} \\ \mathbf{d}_1 = \mathbf{R}\mathbf{I}^{-1}\Delta\mathbf{d}_1 + \Delta\mathbf{d}_2 \\ \Delta\mathbf{d}_2 = \Delta\mathbf{f}_1 + \Delta\mathbf{g}_1 + \Delta\mathbf{f}_\delta \\ \mathbf{u} = \mathbf{M}_t = \mathbf{f}_\delta(\delta_E) \\ \delta_E = \mathbf{f}_\delta^{-1}(\mathbf{u}) \end{cases} \quad (15)$$

式中, $\Theta = [\alpha, \beta, \sigma]^T$ 为姿态角向量; \mathbf{u} 为控制力矩向量, $\delta_E = [\delta_x, \delta_y, \delta_z]^T$ 为等效舵偏角向量, \mathbf{f}_δ 为 δ_E 和 \mathbf{M}_t 的映射函数, 联立式 (4) ~ (13) 即可唯一确定; \mathbf{d}_1 为复合总扰动, 由外部干扰力矩 $\Delta\mathbf{d}_1$ 和模型不确定项 $\Delta\mathbf{d}_2$ 构成, $\Delta\mathbf{f}_1$, $\Delta\mathbf{g}_1$, $\Delta\mathbf{f}_\delta$ 表示模型不确定性导致的偏差量; 矩阵 \mathbf{I} , ω^\times 和 \mathbf{R} 可表示如下:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & 0 \\ -I_{xy} & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & \tan \beta \sin \alpha & 1 \\ \sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ \sec \beta \cos \alpha & -\sec \beta \sin \alpha & 0 \end{bmatrix} \quad (18)$$

本文所研究的姿态控制问题可总结如下:

1) 控制目标. 在飞行器存在总扰动 \mathbf{d}_1 的情况下, 设计干扰观测器以实现总扰动 \mathbf{d}_1 的固定时间精确估计, 并基于估计结果设计控制力矩 \mathbf{u} , 继而得到舵偏角控制量 δ_E , 使姿态角 Θ 跟踪期望姿态角 Θ_d , 满足预先设定的瞬态性能和稳态性能并能适应不同的变形条件.

2) 扰动来源及形式. 由式 (15) 可知, 待估计总扰动为 \mathbf{d}_1 , 一般由外部干扰和模型不确定性构成. 根据实际经验, 飞行器所受外部干扰力矩 $\Delta\mathbf{d}_1$ 主要受气流影响. 此外, 飞行器折叠翼大尺度变形会对惯量参数和等效机体参数产生较大影响. 对转动惯量而言, 一般难以准确获得变形过程中惯量参数变化的实时特性, 但结合第 1.3 节飞行器气动特性分析结论和式 (8) 可知, 惯量参数主要与 $\sin \delta_f$ 或 $\cos \delta_f$ 有关, 故可采用式 (19) 对飞行器转动惯量进行近似

计算.

$$\begin{cases} I_{xx} = I_{xx,0} + \frac{(I_{xx,1} - I_{xx,0})(\cos \delta_{f,1} - \cos \delta_f)}{\cos \delta_{f,1} - \cos \delta_{f,0}} \\ I_{yy} = I_{yy,0} + \frac{(I_{yy,1} - I_{yy,0})(\sin \delta_{f,1} - \sin \delta_f)}{\sin \delta_{f,1} - \sin \delta_{f,0}} \\ I_{zz} = I_{zz,0} + \frac{(I_{zz,1} - I_{zz,0})(\cos \delta_{f,1} - \cos \delta_f)}{\cos \delta_{f,1} - \cos \delta_{f,0}} \\ I_{xy} = I_{xy,0} + \frac{(I_{xy,1} - I_{xy,0})(\sin \delta_{f,1} - \sin \delta_f)}{\sin \delta_{f,1} - \sin \delta_{f,0}} \end{cases} \quad (19)$$

式中, $I_{xx,0}$, $I_{yy,0}$, $I_{zz,0}$, $I_{xy,0}$ 分别为转动惯量的下界, 对应 $\delta_{f,1} = 155^\circ$; $I_{xx,1}$, $I_{yy,1}$, $I_{zz,1}$, $I_{xy,1}$ 分别为转动惯量的上界, 对应 $\delta_{f,0} = 0^\circ$. 因此, 需要考虑上述惯量参数的估计误差 ΔI , 此为偏差量 Δf_1 , Δg_1 的主要来源. 机翼折叠变形还会对气动力系数、气动力矩系数、质心和压心位置以及等效参考长度等参数造成不确定影响, 进而引入偏差量 Δf_δ . 综上所述, 总扰动 d_1 包含了复杂多源的不确定性, 且同样具有快时变、强耦合和强非线性的特点, 有必要对其进行快速精确估计, 从而增强姿态控制性能. 在本文中, 所考虑总扰动 d_1 始终满足假设 4.

3) 参考指令. 飞行器参考指令主要包括期望姿态角 Θ_d 和期望折叠角 δ_f . $\Theta_d = [\alpha_d, \beta_d, \sigma_d]^T$ 一般由制导回路给出. 本文采取开环独立变形控制策略, 即折叠翼的变形方案由飞行任务的先验内容提前确定, 此时的控制方案类似于开环控制, 飞行控制系统的作用是实现变外形飞行器的变形与飞行协调控制. 所述折叠翼的变形方案即为折叠角剖面的预先设计. 在本文中, 参考指令始终满足假设 5.

4) 执行机构驱动策略. 实际中, 飞行器跨大空域、宽速域飞行, 全飞行包线内需采用反作用控制系统 (Reaction control system, RCS) 和气动舵等多种执行机构来进行复合控制. 考虑到本文仅研究 30 ~ 40 km 高度无动力滑翔段的飞行器姿态控制问题, 故仅以气动舵为执行机构. 根据图 1 可知, 飞行器采用 4 片“十”字形配置尾舵作为控制舵, 尾舵实际舵偏角向量 $\delta_R = [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4]^T$, 且 $\delta_E = M_\delta \delta_R$, M_δ 为舵面控制分配矩阵, 可表示如下:

$$M_\delta = \begin{bmatrix} \frac{1}{4} & \frac{1}{4} & -\frac{1}{4} & -\frac{1}{4} \\ \frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} & 0 & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \quad (20)$$

假设 4^[2,9]. 总扰动 $d_{1,i}$ 有界、连续、一阶可导, 且满足: $|d_{1,i}| \leq L_{d1}$, $|\dot{d}_{1,i}| \leq L_{d2}$, 其中, L_{d1} , L_{d2} 为已知常数.

假设 5^[22]. 参考指令 α_d , β_d , σ_d , δ_f 均有界、连续、一阶可导, 其一阶导数也有界、连续.

针对上述控制问题, 本文提出了一种基于固定时间预设性能的姿态控制方法, 具体控制方案如图 8 所示.

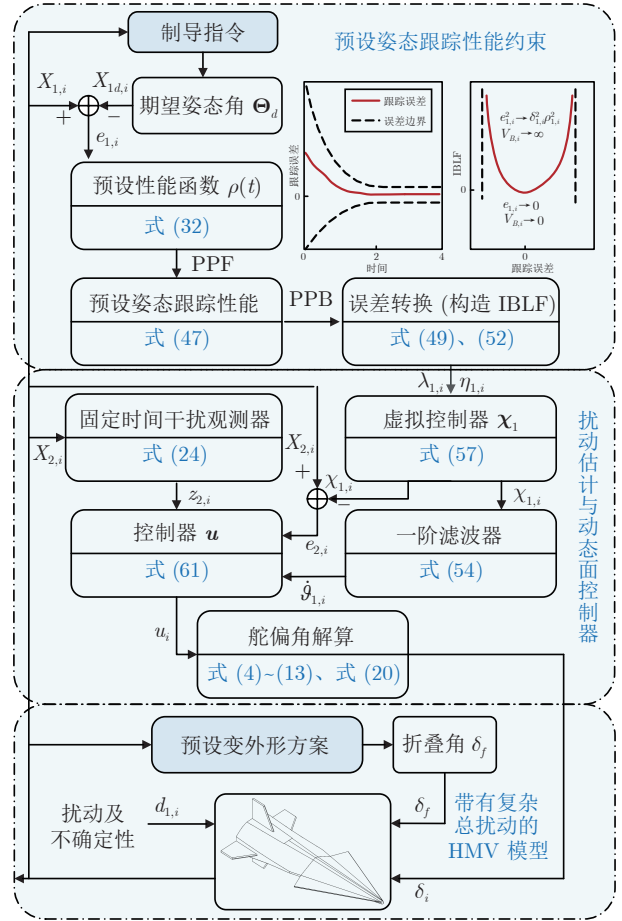


图 8 飞行器固定时间预设性能控制方案框图

Fig. 8 Flowchart of fixed-time prescribed performance control for HMV

注 3. 在本文中, 考虑到飞行器模型中 f_δ 函数的复杂性, 采用式 (15) 表示形式可有效避免 f_δ 函数冗长的显式表达, 有利于简化后续控制器的设计流程. 同时, 基于式 (4) ~ (13) 以及式 (20) 可确定 M_t , δ_R , 和 δ_E 三者之间唯一的对应关系. 因此, 以控制力矩作为待设计控制量并解算得到舵偏角具有充分可行性.

2 基于预设性能的固定时间姿态控制方法

2.1 预备知识

为便于后续控制方法设计, 下面将介绍本文所

用到的定义及引理.

定义 1.1) \mathbf{R}^n 表示 n 维欧氏空间, \mathbf{R}_+ 表示正实数; 2) 对于向量 $\mathbf{a} = [a_1, a_2, a_3]^T$ 和 $\mathbf{b} \in \mathbf{R}^3$, $\mathbf{a} \times \mathbf{b}$ 表示两向量叉乘, $\mathbf{a} \times \mathbf{b} = \mathbf{S}(\mathbf{a})\mathbf{b}$, 其中,

$$\mathbf{S}(\mathbf{a}) = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

3) 对任意向量 $\mathbf{a}_* = [a_{*,1}, a_{*,2}, \dots, a_{*,n}]^T$, $a_{*,i}$ ($i = 1, 2, \dots, n$) 为 \mathbf{a}_* 的分量形式, 当 $n = 3$ 时, 除非特别说明, 一般省略其后缀 ($i = 1, 2, 3$), $\|\mathbf{a}_*\|$ 为向量 \mathbf{a}_* 的二范数; 4) 对 $x \in \mathbf{R}$, $p \in \mathbf{R}$, 令 $[x]^p = \text{sgn}(x)|x|^p$, $\text{sgn}(x)$ 为符号函数.

定义 2^[23]. 令 \mathcal{D} 为一包含原点的开区域, 积分障碍 Lyapunov 函数 (Integral barrier Lyapunov function, IBLF) $V(x)$ 为定义在 \mathcal{D} 上关于系统 $\dot{x} = f(x)$ 的标量函数, 它具有以下特性: 1) 光滑、正定; 2) \mathcal{D} 上的每个点的一阶连续偏导数存在; 3) 当 x 趋向 \mathcal{D} 的边界时, $V(x) \rightarrow \infty$; 4) 当 $x(0) \in \mathcal{D}$ 时, $\forall t \geq 0$, $V(x(t)) \leq b$, 其中, b 为某个正常数.

引理 1^[24]. 对于初始条件有界的系统, 若存在一个 \mathcal{C}^1 连续且正定的 Lyapunov 函数 $V(x)$, 满足 $\|\pi_1\| \leq V(x) \leq \|\pi_2\|$, 若 $\dot{V}(x) \leq c_1 V(x) + c_2$, 则系统的解 $x(t)$ 一致有界, 其中, π_1, π_2 为 κ_∞ 类函数, c_1, c_2 为正常数.

引理 2^[25]. 定义开集 \mathbf{Q}_1 及区间 \mathbf{N}_1 :

$$\begin{cases} \mathbf{Q}_1 := \{q_1 \in \mathbf{R} : -k_b < q_1 < k_b\} \subset \mathbf{R}, & k_b \in \mathbf{R}_+ \\ \mathbf{N}_1 := \mathbf{R}^l \times \mathbf{Q}_1 \subset \mathbf{R}^{l+1}, & l \in \mathbf{R}_+ \end{cases}$$

考虑系统

$$\dot{\mathbf{Q}}_0 = h_1(t, \mathbf{Q}_0) \quad (21)$$

式中, $\mathbf{Q}_0 := [q_1, q_2]^T \in \mathbf{N}_1$ 与 $h_1 := \mathbf{R}_+ \times \mathbf{N}_1 \rightarrow \mathbf{R}^{l+1}$ 分段连续于 t , 局部 Lipschitz 于 q_1 , 且一致于 t 和 $\mathbf{R}_+ \times \mathbf{N}_1$. 假设存在连续可微的正定函数 $V_{L1} := \mathbf{Q}_1 \rightarrow \mathbf{R}_+$ 和 $V_{L2} := \mathbf{R}^l \rightarrow \mathbf{R}_+$, 满足:

$$\begin{cases} \lim_{|q_1| \rightarrow k_b} V_{L1}(q_1) = \infty \\ \pi_3(\|q_2\|) \leq V_{L2}(q_2) \leq \pi_4(\|q_2\|) \end{cases} \quad (22)$$

式中, π_3 和 π_4 均为 κ_∞ 类函数. 令 $V(\mathbf{Q}_0) = V_{L1}(q_1) + V_{L2}(q_2)$, $q_1(0) \in \mathbf{Q}_1$, 若满足:

$$\dot{V} = \frac{\partial V}{\partial \mathbf{Q}_0} h_1 \leq -c_3 V + c_4 \quad (23)$$

则 $\forall t \in [0, \infty)$, $q_1(t) \in \mathbf{Q}_1$, 其中, c_3, c_4 为正常数.

2.2 固定时间干扰观测器设计

基于文献 [26], 本节设计了一种固定时间干扰观测器, 可实现对总扰动 \mathbf{d}_1 的固定时间精确估计.

观测器形式如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_{1,i} = z_{0,i} + \frac{k_{z1,i}}{\varepsilon_{0,i}} \varphi_1 \left(\frac{X_{2,i} - z_{1,i}}{\varepsilon_{0,i}} \right) + z_{2,i} \\ \dot{z}_{2,i} = \frac{k_{z2,i}}{\varepsilon_{0,i}} \varphi_2 \left(\frac{X_{2,i} - z_{1,i}}{\varepsilon_{0,i}} \right) \end{cases} \quad (24)$$

式中, $\mathbf{z}_0 = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 \mathbf{u}$, $z_{1,i}, z_{2,i}$ 为观测器状态量; 修正项 $\varphi_1(x), \varphi_2(x)$ 的形式如下:

$$\begin{cases} \varphi_1(x) = [x]^{\gamma_1} + [x]^{\gamma_2} \\ \varphi_2(x) = [x]^{2\gamma_1-1} + [x]^{2\gamma_2-1} \end{cases} \quad (25)$$

$k_{z1,i}, k_{z2,i}$ 为观测器增益, 满足

$$\left\{ k_{z1,i}, k_{z2,i} \in \mathbf{R}_+ \mid k_{z1,i} \geq 2\sqrt{k_{z2,i}} \right\} \quad (26)$$

$\varepsilon_{0,i} \in (0, 1)$ 为放大因子; $\gamma_1 \in (0.5, 1)$, $\gamma_2 \in (1, 1.5)$. 定义观测误差:

$$\begin{cases} e_{z1,i} = X_{2,i} - z_{1,i} \\ e_{z2,i} = d_{1,i} - z_{2,i} \end{cases} \quad (27)$$

令 $z_{\eta j,i} = e_{zj,i}(\varepsilon_{0,i}t)/\varepsilon_{0,i}^{2-j}$, $j = 1, 2$, 可得

$$\begin{cases} \dot{z}_{\eta 1,i} = -k_{z1,i} \left([z_{\eta 1,i}]^{\gamma_1} + [z_{\eta 1,i}]^{\gamma_2} \right) + z_{\eta 2,i} \\ \dot{z}_{\eta 2,i} = -k_{z2,i} \left([z_{\eta 1,i}]^{2\gamma_1-1} + [z_{\eta 1,i}]^{2\gamma_2-1} \right) + \varepsilon_{0,i} \dot{d}_{1,i} \end{cases} \quad (28)$$

定义 $\mathbf{z}_{\eta,i} = [z_{\eta 1,i}, z_{\eta 2,i}]^T$, $d_{2,i} = \varepsilon_{0,i} \dot{d}_{1,i}$.

根据文献 [26] 的定理 1 可知, 对于系统 (28), 误差向量 $\mathbf{z}_{\eta,i}$ 将在固定时间内收敛至原点的某个邻域内, 收敛域可表示如下:

$$\begin{cases} \mathbf{E}_{1,i} = \{ \mathbf{z}_{\eta,i} \in \mathbf{R}^2 \mid V_z(\mathbf{z}_{\eta,i}) \leq V_{z1,i} \}, & d_{3,i} > 1 \\ \mathbf{E}_{2,i} = \{ \mathbf{z}_{\eta,i} \in \mathbf{R}^2 \mid V_z(\mathbf{z}_{\eta,i}) \leq V_{z2,i} \}, & d_{3,i} \leq 1 \end{cases} \quad (29)$$

$$\begin{cases} V_{z1,i} := (d_{3,i})^{\frac{2\gamma_1}{2\gamma_1-1}} \\ V_{z2,i} := (d_{3,i})^{\frac{2\gamma_2}{2\gamma_2-1}} \end{cases} \quad (30)$$

收敛时间上界可表示如下:

$$\begin{cases} T_{z1,i} = \frac{2\gamma_2}{c_{01}(\gamma_2-1)} (d_{3,i})^{\frac{-\gamma_1(\gamma_2-1)}{\gamma_2(2\gamma_1-1)}}, & d_{3,i} > 1 \\ T_{z2,i} = \frac{1}{c_{01}} \left(\frac{2\gamma_1}{(1-\gamma_1)} + \frac{2\gamma_2}{(\gamma_2-1)} \right), & d_{3,i} \leq 1 \end{cases} \quad (31)$$

式中, $d_{3,i} = 2c_{02}d_{2,i}/c_{01}$, $c_{01}, c_{02} \in \mathbf{R}_+$ 为常数.

综上所述, 当总扰动满足假设 3 条件时, 采用式 (24) 所示干扰观测器, 可保证 $z_{2,i}$ 在固定时间 $T_{z1,i}, T_{z2,i}$ 内实现对 $d_{1,i}$ 的精确估计.

注 4. 对于式 (28) 所示观测器系统, 当参数 $c_1,$

c_2 确定后, 若 $\varepsilon_{0,i} \rightarrow 0$, 则 $V_{z1,i}, V_{z2,i} \rightarrow 0$, 即干扰观测器系统可在理论上实现精确收敛. 与传统的扰动估计方法如扩张状态观测器^[1]、干扰观测器^[13]不同, 本部分采用的干扰观测器可以实现固定时间精确收敛, 适用于一些需要快速响应的实时任务.

2.3 固定时间预设性能函数设计

为定量描述姿态跟踪性能, 本节基于固定时间控制理论建立了一个新型固定时间预设性能函数 (Prescribed performance function, PPF). 该性能函数的形式及性质由定理 1 给出.

定理 1. 考虑性能函数 $\rho(t)$, 其一阶导数为

$$\dot{\rho}(t) = \begin{cases} -\alpha_0(\alpha_{01}\rho_e(t)^{\sigma_1} + \alpha_{02}\rho_e(t)^{\sigma_2}), & \rho_e(t) > 0 \\ 0, & \rho_e(t) = 0 \end{cases} \quad (32)$$

式中,

$$\begin{cases} \sigma_1 = \left(\frac{m_1}{m_2}\right)^{\text{sgn}(1-|\rho_e(t)|)} \\ \sigma_2 = \left(\frac{n_1}{n_2}\right)^{\text{sgn}(1-|\rho_e(t)|)} \\ \rho_e(t) = \rho(t) - \rho_\infty \end{cases} \quad (33)$$

式中, $\alpha_0, \alpha_{01}, \alpha_{02} \in \mathbf{R}_+$ 均为常数, 且 $\alpha_0\alpha_{01} = \alpha_1, \alpha_0\alpha_{02} = \alpha_2$; $m_1, m_2, n_1, n_2 \in \mathbf{R}_+$ 为整奇数, 且满足 $m_1 < m_2, n_1 < n_2$; ρ_0 和 ρ_∞ 分别为性能函数初值和终值, 即 $\rho(t=0) = \rho_0, \rho(t \rightarrow \infty) = \rho_\infty$, 且 $\rho_0 > \rho_\infty > 0$. 此时, $\rho(t)$ 可在时间 T_0 内收敛至 ρ_∞ , 并在 $t > T_0$ 后保持不变, 且 T_0 满足:

$$T_0 < T_{0,\max} = \min\{T_{01,m}, T_{01,n}\} + \min\{T_{02,m}, T_{02,n}\} \quad (34)$$

证明. 建立如下 Lyapunov 函数:

$$V_0 = \frac{1}{2}(\rho(t) - \rho_\infty)^2 \quad (35)$$

对 V_0 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_0 &= (\rho(t) - \rho_\infty)\dot{\rho}(t) = \\ &= -\alpha_1(2V_0)^{\frac{1+\sigma_1}{2}} - \alpha_2(2V_0)^{\frac{1+\sigma_2}{2}} \end{aligned} \quad (36)$$

由式 (36) 可知, \dot{V}_0 负定, 因此 $\rho(t)$ 是稳定的. 基于文献 [27], 为进一步获得 $\rho(t)$ 收敛时间的上界, 可将其收敛过程划分为两个阶段. 因此, 式 (32) 可改写为

$$\dot{\rho}(t) = \begin{cases} -\alpha_1\rho_e(t)^{\frac{m_2}{m_1}} - \alpha_2\rho_e(t)^{\frac{n_2}{n_1}}, & \rho_e(t) \geq 1 \\ -\alpha_1\rho_e(t)^{\frac{m_1}{m_2}} - \alpha_2\rho_e(t)^{\frac{n_1}{n_2}}, & 0 \leq \rho_e(t) < 1 \end{cases} \quad (37)$$

1) 当 $\rho_e(t) \geq 1$ 时, 定义辅助变量 $y_1 = \rho_e(t)^{1-m_2/m_1}$, 考虑到 $1 - m_2/m_1 < 0$, 因此 $y_1 \in (0, 1]$, $\rho_e(t) =$

$y_1^{\frac{m_1}{m_1-m_2}}$, 则可得

$$\dot{y}_1 = -\frac{m_1 - m_2}{m_1} \left(\alpha_1 + \alpha_2 y_1^{\frac{n_2 m_1 - n_1 m_2}{n_1(m_1 - m_2)}} \right) \quad (38)$$

令 $\beta_1 = \frac{n_2 m_1 - n_1 m_2}{n_1(m_1 - m_2)}$, 则 $\beta_1 - 1 = \frac{m_1(n_2 - n_1)}{n_1(m_1 - m_2)} < 0$, 即 $\beta_1 < 1$. 式 (38) 可进一步改写为

$$\begin{aligned} \frac{m_1}{m_2 - m_1} \frac{dy_1}{dt} &= \alpha_1 + \alpha_2 y_1^{\beta_1} \Leftrightarrow \\ \frac{1}{\alpha_1 + \alpha_2 y_1^{\beta_1}} dy_1 &= \frac{m_2 - m_1}{m_1} dt \end{aligned} \quad (39)$$

然后, 对式 (39) 两端分别进行积分, 可得

$$\varphi(y_1) = \int_0^{y_1} \frac{1}{\alpha_1 + \alpha_2 y_1^{\beta_1}} dy_1 = \frac{m_2 - m_1}{m_1} t \quad (40)$$

式中, $\varphi(y_1)$ 在 $y_1 \in (0, 1]$ 上单调递增, 当且仅当 $t = T_{01}$ 时, $y_1 = 1$, 因此 T_{01} 可由式 (41) 得到.

$$\begin{aligned} T_{01} &= \frac{m_1}{m_2 - m_1} \int_0^1 \frac{1}{\alpha_1 + \alpha_2 y_1^{\beta_1}} dy_1 < \\ &= \frac{m_1}{m_2 - m_1} \int_0^1 \frac{1}{\alpha_1 + \alpha_2 y_1} dy_1 = \\ &= \frac{m_1}{m_2 - m_1} \frac{1}{\alpha_2} \ln \left(1 + \frac{\alpha_2}{\alpha_1} \right) := T_{01,m} \end{aligned} \quad (41)$$

同理, 若定义辅助变量 $y_1 = \rho_e(t)^{1-n_2/n_1}$, 则

$$T_{01} < \frac{n_1}{n_2 - n_1} \frac{1}{\alpha_1} \ln \left(1 + \frac{\alpha_1}{\alpha_2} \right) := T_{01,n} \quad (42)$$

2) 当 $0 \leq \rho_e(t) < 1$ 时, 定义辅助变量 $y_2 = \rho_e(t)^{1-m_1/m_2}$, 考虑到 $0 < 1 - m_1/m_2 < 1$, 因此, $y_2 \in [0, 1)$, $\rho_e(t) = y_2^{\frac{m_2}{m_2 - m_1}}$. 与式 (38) ~ (40) 推导过程类似, 可得如下关系:

$$\varphi(y_2) = \int_1^{y_2} \frac{1}{\alpha_1 + \alpha_2 y_2^{\beta_2}} dy_2 = \frac{m_1 - m_2}{m_2} t \quad (43)$$

式中, $\beta_2 = \frac{n_1 m_2 - n_2 m_1}{n_2(m_2 - m_1)} < 1$, $\varphi(y_2)$ 在定义域 $y_2 \in [0, 1)$ 上单调递减, 当且仅当 $t = T_{01} + T_{02}$ 时, $y_2 = 0$, 因此 T_{02} 可由式 (44) 得到.

$$\begin{aligned} T_{02} &= \frac{m_2}{m_2 - m_1} \int_1^0 \frac{1}{-\alpha_1 - \alpha_2 y_2^{\beta_2}} dy_2 < \\ &= \frac{m_2}{m_2 - m_1} \int_1^0 \frac{1}{-\alpha_1 - \alpha_2 y_2} dy_2 = \\ &= \frac{m_2}{m_2 - m_1} \frac{1}{\alpha_2} \ln \left(1 + \frac{\alpha_2}{\alpha_1} \right) := T_{02,m} \end{aligned} \quad (44)$$

同理, 若定义辅助变量 $y_2 = \rho_e(t)^{1-n_1/n_2}$, 则

$$T_{02} < \frac{n_2}{n_2 - n_1} \frac{1}{\alpha_1} \ln \left(1 + \frac{\alpha_1}{\alpha_2} \right) := T_{02,n} \quad (45)$$

因此, 结合式 (41)、式 (42)、式 (44) 和式 (45), 可得

$$T_0 = T_{01} + T_{02} < (\min\{T_{01,m}, T_{01,n}\} + \min\{T_{02,m}, T_{02,n}\}) := T_{0,\max} \quad (46)$$

综上, 当 $t \leq T_0$ 时, $\lim_{t \leq T_0} \rho(t) = \rho_\infty$; 当 $t > T_0$ 时, $\dot{\rho}(t) = 0$, 即 $\rho(t)$ 保持不变。□

注 5. 通过本文所提出的预设性能函数, 可实现在预期固定时间内完成控制任务。图 9 给出了不同预期收敛时间上界及稳态误差边界性能函数变化曲线, 由图可知, 可根据实际控制任务, 预先设定性能函数的收敛特性, 以定量约束姿态跟踪的瞬态性能和稳态性能。

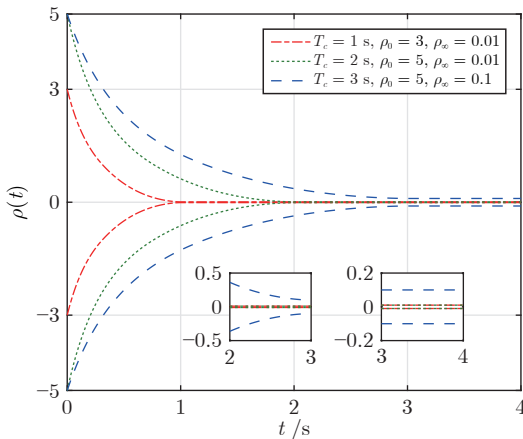


图 9 不同预设性能函数的变化曲线
Fig.9 Curves of different PPF

2.4 预设性能姿态控制器设计

在本节中, 为定量描述姿态跟踪性能, 定义如下预设性能约束:

$$-\delta_{1,i}\rho_{1,i}(t) < e_{1,i} < \delta_{2,i}\rho_{1,i}(t) \quad (47)$$

式中, $\rho_{1,i}(t)$ 为前文所定义性能函数; $\delta_{1,i}, \delta_{2,i} \in \mathbf{R}_+$ 为常数; 为简便描述, 定义 $\rho_i(t) = \rho_i$, 即省略下标 (t); $e_{1,i}$ 为定义的姿态角跟踪误差:

$$e_{1,i} = X_{1,i} - X_{1d,i} \quad (48)$$

接下来基于动态面控制技术设计姿态跟踪控制器。

步骤 1. 基于定义 2, 定义积分障碍 Lyapunov 函数如下:

$$\begin{cases} V_1 = \sum_{i=1}^3 V_{B,i}(e_{1,i}, \rho_{1,i}) \\ V_{B,i}(e_{1,i}, \rho_{1,i}) = (1 - \ell_1) \int_0^{e_{1,i}} \frac{s\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}^2}{\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}^2 - s^2} ds + \\ \ell_1 \int_0^{e_{1,i}} \frac{s\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}^2}{\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}^2 - s^2} ds \end{cases} \quad (49)$$

式中,

$$\ell_1 = \begin{cases} 1, & e_{1,i} \geq 0 \\ 0, & e_{1,i} < 0 \end{cases} \quad (50)$$

对 V_1 求导可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \sum_{i=1}^3 (\eta_{1,i} + \lambda_{1,i} \dot{e}_{1,i}) = \\ &= \sum_{i=1}^3 \left(\eta_{1,i} + \lambda_{1,i} (X_{2,i} - \dot{X}_{1d,i}) \right) \end{aligned} \quad (51)$$

式中,

$$\begin{cases} \lambda_{1,i} = (1 - \ell_1) \frac{e_{1,i}\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}^2}{\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}^2 - e_{1,i}^2} + \ell_1 \frac{e_{1,i}\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}^2}{\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}^2 - e_{1,i}^2} \\ \eta_{1,i} = (-1 + \ell_1) \int_0^{e_{1,i}} \frac{2s^3\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}\dot{\rho}_{1,i}}{(\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}^2 - s^2)^2} ds - \\ \ell_1 \int_0^{e_{1,i}} \frac{2s^3\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}\dot{\rho}_{1,i}}{(\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}^2 - s^2)^2} ds \end{cases} \quad (52)$$

定义角速度跟踪误差为

$$e_{2,i} = X_{2,i} - \chi_{1,i} \quad (53)$$

式中, $\chi_{1,i}$ 为虚拟控制器, 将 $\chi_{1,i}$ 通过一阶滤波器, 可得

$$\varepsilon_{1,i} \dot{\vartheta}_{1,i} = \chi_{1,i} - \vartheta_{1,i}, \quad \vartheta_{1,i}(0) = \chi_{1,i}(0) \quad (54)$$

式中, $\varepsilon_{1,i} \in \mathbf{R}_+$ 为滤波时间常数; $\vartheta_{1,i}$ 和 $\dot{\vartheta}_{1,i}$ 分别为 $\chi_{1,i}$ 和 $\dot{\chi}_{1,i}$ 的估计值, 定义其估计误差为 $\zeta_{1,i} = \vartheta_{1,i} - \chi_{1,i}$, $\xi_{1,i} = \dot{\vartheta}_{1,i} - \dot{\chi}_{1,i}$. 因此, \dot{V}_1 可改写为

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \sum_{i=1}^3 \left(\eta_{1,i} + \lambda_{1,i} (X_{2,i} - \dot{X}_{1d,i}) \right) = \\ &= \sum_{i=1}^3 \left(\eta_{1,i} + \lambda_{1,i} (e_{2,i} - \dot{X}_{1d,i} + \chi_{1,i}) \right) = \\ &= \sum_{i=1}^3 \left(\eta_{1,i} + \lambda_{1,i} (e_{2,i} - \dot{X}_{1d,i} + \vartheta_{1,i} - \zeta_{1,i}) \right) \end{aligned} \quad (55)$$

对式 (55) 应用 Young 不等式, 可得

$$\begin{aligned} \lambda_{1,i} (e_{2,i} - \zeta_{1,i}) &\leq \frac{2(1 - \ell_1)e_{1,i}^2\delta_{1,i}^4\rho_{1,i}^4}{(\delta_{1,i}^2\rho_{1,i}^2 - e_{1,i}^2)^2} + \\ &= \frac{2\ell_1 e_{1,i}^2\delta_{2,i}^4\rho_{1,i}^4}{(\delta_{2,i}^2\rho_{1,i}^2 - e_{1,i}^2)^2} + \frac{e_{2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2}{2} = \\ &= 2\lambda_{1,i}^2 + \frac{e_{2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2}{2} \end{aligned} \quad (56)$$

因此, 虚拟控制器 $\chi_{1,i}$ 可设计为

$$\begin{cases} \chi_{1,i} = \dot{X}_{1d,i} - 2\lambda_{1,i} - \frac{\eta_{1,i}}{\lambda_{1,i}} - k_{1,i}e_{1,i}, & e_{1,i} \neq 0 \\ \chi_{1,i} = \dot{X}_{1d,i}, & e_{1,i} = 0 \end{cases} \quad (57)$$

式中, $k_{1,i} \in \mathbf{R}_+$ 为控制增益.

步骤 2. 考虑到 $e_2 = \mathbf{X}_2 - \boldsymbol{\chi}_1$, 可得

$$\dot{e}_2 = \dot{\mathbf{X}}_2 - \dot{\boldsymbol{\chi}}_1 = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 \mathbf{u} + \mathbf{d}_1 - \dot{\boldsymbol{\chi}}_1 \quad (58)$$

为估计总扰动 \mathbf{d}_1 , 可依据式 (24) 建立干扰观测器. 在步骤 2 中, 定义如下 Lyapunov 函数:

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} \mathbf{e}_2^T \mathbf{e}_2 \quad (59)$$

对式 (59) 求导可得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \mathbf{e}_2^T (\mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 \mathbf{u} + \mathbf{d}_1 - \dot{\boldsymbol{\chi}}_1) \quad (60)$$

考虑到 $\hat{\mathbf{d}}_1 = \mathbf{z}_2$, $\hat{\boldsymbol{\chi}}_1 = \dot{\boldsymbol{\vartheta}}_{1,i}$, 姿态跟踪控制器可设计为

$$\begin{cases} \mathbf{u} = \mathbf{g}_1^{-1} \mathbf{u}_e \\ u_{e,i} = -f_{1,i} - z_{2,i} + \dot{\boldsymbol{\vartheta}}_{1,i} - \left(k_{2,i} + \frac{3}{2}\right) e_{2,i} \end{cases} \quad (61)$$

式中, $k_{2,i} \in \mathbf{R}_+$ 为控制增益.

2.5 固定时间稳定性分析

本节对闭环系统进行稳定性分析, 各状态变量的有界性以及跟踪误差的收敛特性由定理 2 给出.

定理 2. 针对式 (14) 所描述的飞行器姿态跟踪控制系统, 基于固定时间干扰观测器 (24) 对总扰动 \mathbf{d}_1 的精确估计, 设计控制器 \mathbf{u} (联立式 (57) 和式 (61)), 可得到如下结论: 1) 闭环系统跟踪误差 $e_{1,i}$ 和 $e_{2,i}$ 均一致最终有界; 2) 姿态跟踪误差 $e_{1,i}$ 将在固定时间内收敛至预设性能边界 (Prescribed performance bound, PPB) 内; 3) 在整个时域内, 预先设定的性能约束条件 (47) 可得到满足.

证明. 联立式 (55) 和式 (60), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \sum_{i=1}^3 \left(-e_{2,i} e_{z2,i} + e_{2,i} \xi_{1,i} - \right. \\ \left. \left(k_{2,i} + \frac{3}{2}\right) e_{2,i}^2 \right) \end{aligned} \quad (62)$$

对于式 (62), 应用 Young 不等式, 可得

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^3 (-e_{2,i} e_{z2,i} + e_{2,i} \xi_{1,i}) \leq \\ \sum_{i=1}^3 \left(\frac{e_{2,i}^2 + e_{z2,i}^2}{2} + \frac{e_{2,i}^2 + \xi_{1,i}^2}{2} \right) \end{aligned} \quad (63)$$

对于 \dot{V}_1 , 联立式 (55) ~ (57), 存在如下关系:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq - \sum_{i=1}^3 \left[k_{1,i} \rho_{1,i}^2 e_{1,i}^2 \left(\frac{(1-\ell_1)\delta_{1,i}^2}{\delta_{1,i}^2 \rho_{1,i}^2 - e_{1,i}^2} + \right. \right. \\ \left. \left. \frac{\ell_1 \delta_{2,i}^2}{\delta_{2,i}^2 \rho_{1,i}^2 - e_{1,i}^2} \right) \right] + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (e_{2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2) \end{aligned} \quad (64)$$

将式 (64) 和式 (63) 代入式 (62), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leq - \sum_{i=1}^3 k_{1,i} \lambda_{1,i} e_{1,i} + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (e_{2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2) + \\ \sum_{i=1}^3 \left(e_{2,i}^2 + \frac{e_{z2,i}^2 + \xi_{1,i}^2}{2} \right) + \\ \sum_{i=1}^3 \left(-k_{2,i} e_{2,i}^2 - \frac{3e_{2,i}^2}{2} \right) = \\ - \sum_{i=1}^3 k_{1,i} \lambda_{1,i} e_{1,i} - \sum_{i=1}^3 k_{2,i} e_{2,i}^2 + \\ \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (e_{z2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2 + \xi_{1,i}^2) \end{aligned} \quad (65)$$

根据文献 [28] 中定理 1 可知, 对于式 (49) 所示积分障碍 Lyapunov 函数, 当 $e_{1,i}$ 始终处于式 (47) 所述性能约束之内时, $V_{B,i}(e_{1,i}, \rho_{1,i}) \leq \lambda_{1,i} e_{1,i}$ 恒成立. 因此, 可得到如下关系:

$$\begin{aligned} - \sum_{i=1}^3 k_{1,i} \lambda_{1,i} e_{1,i} - \sum_{i=1}^3 k_{2,i} e_{2,i}^2 \leq \\ - \sum_{i=1}^3 k_{1,i} V_{B,i}(e_{1,i}, \rho_{1,i}) - \sum_{i=1}^3 k_{2,i} e_{2,i}^2 \leq \\ - k_1^* \sum_{i=1}^3 V_{B,i}(e_{1,i}, \rho_{1,i}) - 2k_2^* \sum_{i=1}^3 e_{2,i}^2 / 2 = \\ - k_1^* V_1 - 2k_2^* (V_2 - V_1) = (2k_2^* - k_1^*) V_1 - 2k_2^* V_2 \end{aligned} \quad (66)$$

式中, $k_1^* = \min\{k_{1,i}\}$, $k_2^* = \min\{k_{2,i}\}$, $i = 1, 2, 3$. 然后, 基于文献 [29] 和第 2.2 节所述固定时间干扰观测器收敛特性, 干扰观测器观测误差 $e_{z2,i}$, 滤波器估计误差 $\zeta_{1,i}$, $\xi_{1,i}$ 均有界, 并且均可通过参数整定收敛至极小值. 换言之, 总存在如下关系:

$$\frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (e_{z2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2 + \xi_{1,i}^2) \leq \nu_1 \quad (67)$$

式中, $\nu_1 \in \mathbf{R}_+$ 为一足够小的常数. 因此, \dot{V}_2 满足:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leq (2k_2^* - k_1^*) V_1 - 2k_2^* V_2 + \\ \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 (e_{z2,i}^2 + \zeta_{1,i}^2 + \xi_{1,i}^2) \leq -\bar{h}_1 V_2 + \nu_1 \end{aligned} \quad (68)$$

式中, $h_1 = \min \{2k_2^*, k_1^*\}$. 解不等式 (68), 可得

$$0 \leq V_2(t) \leq \left(V(0) - \frac{v_1}{h_1} \right) e^{-h_1 t} + \frac{v_1}{h_1} \leq V_2(0)e^{-h_1 t} + \frac{v_1}{h_1} \quad (69)$$

基于式 (69) 和引理 1, 可知闭环系统跟踪误差 $e_{1,i}$ 和 $e_{2,i}$ 均一致最终有界. 进一步根据定义 2 和引理 2 可知, 姿态跟踪误差 $e_{1,i}$ 始终不超出预设性能约束 (47). 与此同时, 当 $e_{1,i}$ 始终满足性能约束时, 基于式 (47) 所建立的不等式关系, 易证明 $e_{1,i}$ 将在固定时间内收敛至预设的极小边界内. \square

注 6. 本文闭环控制系统的固定时间稳定性由所设计性能函数保证, 且该性能函数具有如下特性: 系统调节时间上界与控制参数和初始状态无关, 而是根据实际需要预先设定. 根据文献 [30] 可知, 当稳态边界值 ρ_∞ 足够小时, 可认为跟踪误差系统是固定时间稳定的.

注 7. 与现有研究中的有限时间或固定时间控制方法 (如文献 [2] 和 [4]) 相比, 本节方法避免了状态量的分数次幂和符号函数的使用, 极大地降低了计算量和简化了控制器结构. 此外, 固定时间干扰观测器可由线性观测器代替, 仍可基于性能函数获得优异的快速收敛能力, 实际中可以根据计算能力和收敛性能的实际需求选择相应的观测器. 这也进一步说明了所提出的控制方法的灵活性.

3 仿真验证与结果分析

本节将基于所建立飞行器运动模型和所设计姿态控制器开展仿真验证. 针对飞行器滑翔飞行过程中的某一段, 进行姿态控制基本性能仿真, 以验证飞行器姿态跟踪性能和所提出控制方法的有效性; 同时, 为了进一步验证所提出方法的鲁棒性, 进行参数拉偏和注入干扰等相关内容的适应性仿真.

仿真 1: 基本性能仿真. 在不考虑模型不确定性和外部干扰的情况下, 选取某一工作点进行飞行器滑翔段六自由度运动仿真, 飞行器机体参数如表 2 所示, 仿真初始条件设置如表 3 所示. 具体来说:

- 1) 采用式 (57) 和式 (61) 所示控制器, 不采用观测器, 参数设置如表 3 所示.
- 2) 为验证飞行器在不同变形条件 (变形量和变形速率) 下的姿态跟踪性能和动态特性, 分别设计了多段不同的折叠角剖面.
- 3) 姿态角期望指令为预先设定, 如图 10 所示.

仿真 2: 适应性仿真. 考虑模型不确定性和外部干扰, 总扰动参数设置如表 3 所示. 选取与仿真 1 相同的初始条件, 进行飞行器滑翔段六自由度运动

表 2 高超声速变外形飞行器机体参数
Table 2 Body parameters of HMV

参量	符号	数值	单位
机身质量	m_f	2950	kg
折叠翼质量	m_1, m_2	55	kg
x 主轴转动惯量	I_{xx}	[283, 298]	kg·m ²
y 主轴转动惯量	I_{yy}	[2 679, 2 722]	kg·m ²
z 主轴转动惯量	I_{zz}	[2 528, 2 630]	kg·m ²
惯量积	I_{xy}	[163, 169]	kg·m ²
参考面积	S_r	1.8	m ²
参考气动弦长	c_A	2.4	m
参考气动展长	b_A	1.1	m

表 3 仿真参数设置
Table 3 Setting of simulation parameters

参数类型	参数值
	$H = 35 \text{ km}, V = 3\ 200 \text{ m/s}$
初始状态参数	$\lambda = 120^\circ, \phi = 20^\circ, \theta = -1^\circ, \psi_v = 10^\circ$ $\alpha = 8^\circ, \beta = 1^\circ, \sigma = 18^\circ$ $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0, \delta_x = \delta_y = \delta_z = 0$
控制参数	$\rho_0 = [\rho_{0,1}, \rho_{0,2}, \rho_{0,3}]^T = [5, 3, 5]^T$ $\rho_\infty = [\rho_{\infty,1}, \rho_{\infty,2}, \rho_{\infty,3}]^T = [0.2, 0.1, 0.3]^T$ $m_{1,i} = 3, m_{2,i} = 5, n_{1,i} = 5, n_{2,i} = 7$ $\alpha_{01,i} = 0.15, \alpha_{02,i} = 0.2, \delta_{1,i} = \delta_{2,i} = 1$ $k_{1,i} = k_{2,i} = 2, k_{3,i} = k_{4,i} = 4$ $\varepsilon_{1,i} = 0.02, \gamma_{1,i} = 0.6, \gamma_{2,i} = 1.4$ $k_{z1,i} = 4, k_{z2,i} = 4, \varepsilon_{0,i} = 0.2$
仿真步长	$dt = 0.01 \text{ s}$
外部干扰项	$\Delta d_{1,1} = 500 (-\cos(\pi t/20) + \sin(\pi t/40)) \text{ N} \cdot \text{m}$ $\Delta d_{1,2} = 300 (-\cos(\pi t/30) + \sin(\pi t/60)) \text{ N} \cdot \text{m}$ $\Delta d_{1,3} = 1\ 000 \cos(\pi t/30) \sin(\pi t/20) \text{ N} \cdot \text{m}$
模型不确定项	$\Delta C_L = \Delta C_D = \Delta C_Y = \pm 20\%$ $\Delta C_{mx} = \Delta C_{my} = \Delta C_{mz} = \pm 20\%$ $\Delta I_{xx} = \Delta I_{yy} = \Delta I_{zz} = \Delta I_{xy} = \pm 20\%$ $\Delta S_r = \Delta b_A = \Delta c_A = \pm 5\%$

仿真. 具体来说:

- 1) 采用式 (57) 和式 (61) 所示控制器, 并采用式 (24) 所示干扰观测器对总扰动进行精确估计, 参数设置如表 3 所示.
- 2) 飞行器变外形策略一般由前端轨迹及制导回路给出, 在仿真中, 折叠角和期望姿态角均为预先给定的开环剖面.
- 3) 将本文所提出控制方法 (记为 FxTPPC) 分别与文献 [31] 中的动态面控制方法 (记为 DSC) 和文献 [32] 中的预设性能动态面控制方法 (记为 PP-DSC) 进行对比, 且均采用式 (24) 所示干扰观测器.

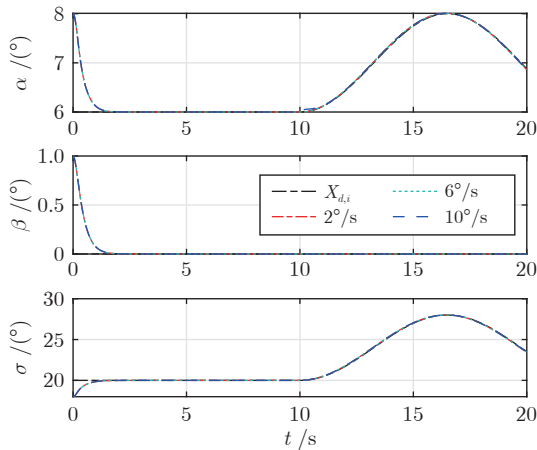


图 10 仿真 1 姿态角跟踪曲线

Fig. 10 Tracking curves of attitude angle in Simulation 1

在仿真中, 为定量描述 3 种方法下的姿态跟踪性能, 定义姿态跟踪累计误差 CE, $CE = \int_0^{T_f} t \|e_1\| dt$. 对于第 1.4 节所述外部干扰和模型不确定性, 本文仿真通过干扰注入和参数拉偏进行模拟, 具体见表 3.

图 10 ~ 12 分别给出了仿真 1 的姿态角跟踪曲线、姿态角跟踪误差曲线和姿态角速度变化曲线. 由图 10 ~ 12 可知, 可将整个仿真过程分为 3 段: 1) 0 ~ 4 s, 姿态角跟踪误差从一较大值收敛至零, 该过程中飞行器姿态角速度剧烈变化; 2) 4 ~ 10 s, 姿态角跟踪误差已收敛至零附近, 姿态角速度也趋近于零; 3) 10 ~ 20 s, 跟踪一组三角函数型姿态角指令, 姿态角速度持续变化.

由图 13 可知, 在每一段, 均令折叠角分别以 $2^\circ/s$, $6^\circ/s$ 和 $10^\circ/s$ 的速度变化, 直至区间终点. 结合图 10、11 可知, 在不同变形条件, 采用本文所提出的控制方法均可以实现较高品质的控制性能. 在 0 ~ 4 s 阶段, 各通道稳态误差均能在预设时间 2 s 内收敛至 10^{-3}° 内, 并在 4 ~ 10 s 阶段保持这一误差区间; 在 10 ~ 20 s 阶段, 攻角误差不超过 0.05° , 侧滑角误差不超过 2×10^{-4} , 倾侧角误差不超过 0.1° .

图 14 ~ 19 分别给出了仿真中各段的气动力/力矩和附加力/力矩变化曲线. 综合图 14 ~ 19, 可得到如下结论:

1) 机翼折叠变形对气动力影响较大, 主要是对飞行器升阻特性的影响, 但变形对气动力矩影响较小. 机翼折叠变形对附加力矩影响远大于对附加力的影响. 总体来看, 折叠角变化率越大, 所产生的附加力及附加力矩越大.

2) 折叠变形引起的附加力与气动力相差较大, 附加力远小于相应通道的阻力、升力和侧力. 折叠

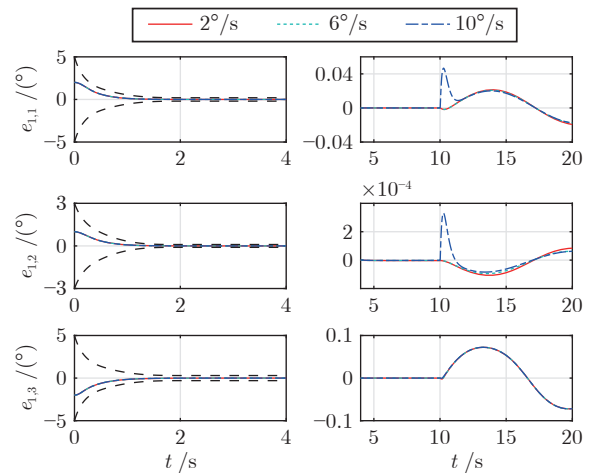


图 11 仿真 1 姿态角跟踪误差曲线

Fig. 11 Curves of attitude angle tracking error in Simulation 1

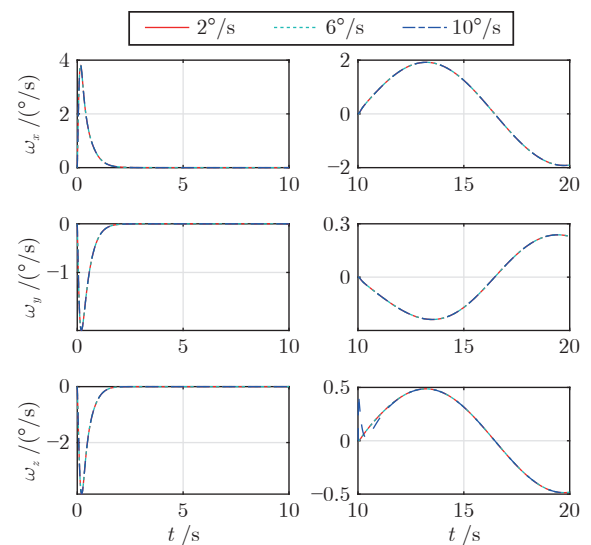


图 12 仿真 1 姿态角速度变化曲线

Fig. 12 Curves of attitude angular velocity in Simulation 1

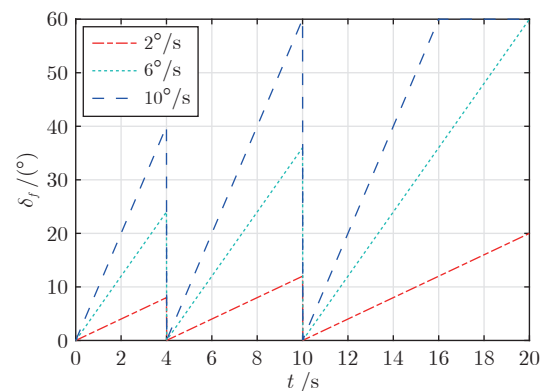


图 13 仿真 1 折叠角变化曲线

Fig. 13 Curves of folding angle in Simulation 1

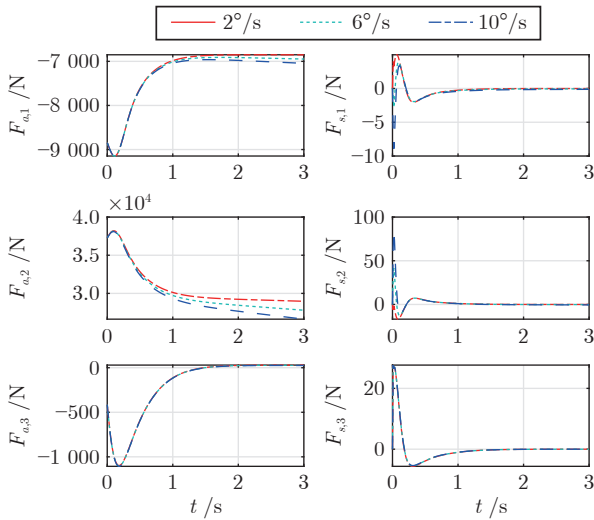


图 14 仿真 1 气动力和附加力变化曲线 (0 ~ 3 s)

Fig.14 Curves of aerodynamic force and additional force in Simulation 1 (0 ~ 3 s)

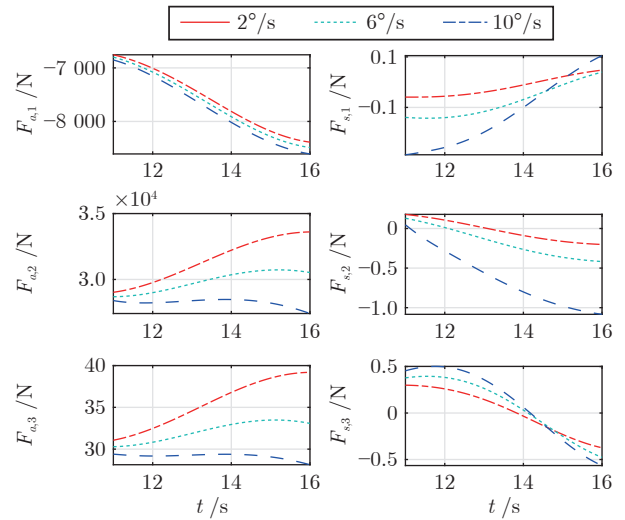


图 16 仿真 1 气动力和附加力变化曲线 (11 ~ 16 s)

Fig.16 Curves of aerodynamic force and additional force in Simulation 1 (11 ~ 16 s)

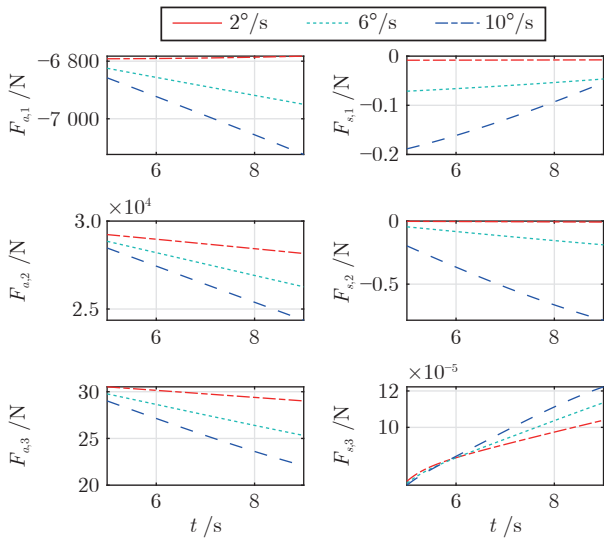


图 15 仿真 1 气动力和附加力变化曲线 (5 ~ 9 s)

Fig.15 Curves of aerodynamic force and additional force in Simulation 1 (5 ~ 9 s)

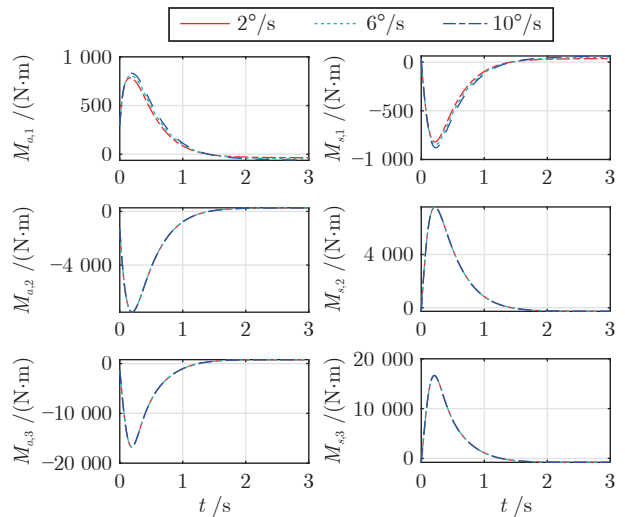


图 17 仿真 1 气动力矩和附加力矩变化曲线 (0 ~ 3 s)

Fig.17 Curves of aerodynamic torque and additional torque in Simulation 1 (0 ~ 3 s)

变形引起的附加力矩与气动力矩基本相当, 并且, 俯仰通道的附加力矩最大, 远高于偏航通道附加力矩, 滚转通道附加力矩最小. 由此说明变形机构产生的附加力矩是飞行器所受力矩的主要来源, 执行机构需产生相应控制力矩抵消附加力矩并达到跟踪期望姿态指令的目标, 也进一步说明了本文控制方法对变外形的适应能力.

3) 变形过程中, 附加力和附加力矩受姿态角速度变化影响较大, 远大于其受折叠角变化率的影响. 尤其是初始姿态稳定控制阶段, 当姿态角速度较大时, 变形所导致的附加力及附加力矩将急剧增大.

这说明附加力及附加力矩与状态 (尤其是姿态角速度) 严重耦合, 若要实现快速收敛的瞬态性能, 必然引起极大的附加力矩, 但本文控制方法仍可以实现较高品质的控制性能.

图 20 ~ 22 分别给出了仿真 2 攻角、侧滑角和倾侧角的跟踪曲线; 图 23 给出了仿真 2 总扰动及其观测误差的变化曲线; 图 24 ~ 26 分别给出了仿真 2 等效舵偏角、折叠角和姿态角跟踪累积误差的变化曲线. 结合图 20 ~ 22 和图 26 可知, 在收敛时间上, FxTPPC 方法最短, PPDSC 方法次之, DSC 方法最长; 在稳态精度上, FxTPPC 方法最优, 可确保姿态角跟踪误差始终处于预设性能约束内, 而

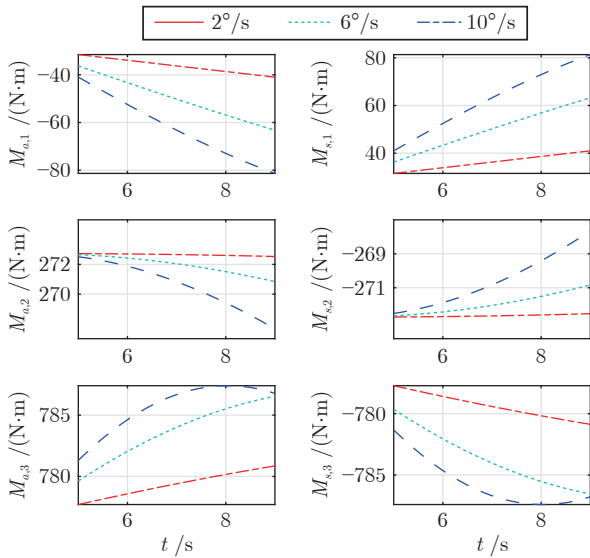


图 18 仿真 1 气动转矩和附加力矩变化曲线 (5 ~ 9 s)
 Fig.18 Curves of aerodynamic torque and additional torque in Simulation 1 (5 ~ 9 s)

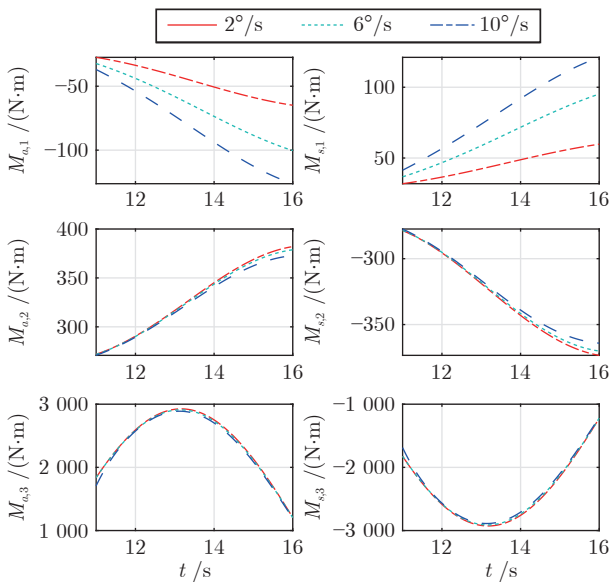


图 19 仿真 1 气动转矩和附加力矩变化曲线 (11 ~ 16 s)
 Fig.19 Curves of aerodynamic torque and additional torque in Simulation 1 (11 ~ 16 s)

DSC 方法则不能全程保证,且稳态误差最大.从图 23 可以看出,本文所设计的固定时间干扰观测器可实现对模型不确定性和外部干扰共同构成的复杂总扰动的精确估计.由图 24 可知,在 FxTPPC 方法下,舵偏角平滑变化,无饱和,无抖振.综合来看,即使在模型不确定性和外部干扰作用下,本文提出的 FxTPPC 方法仍能实现较高品质的姿态控制,相比于 PPDSC 方法和 DSC 方法, FxTPPC 方法具备更优异的控制性能,即收敛速度更快,超调量

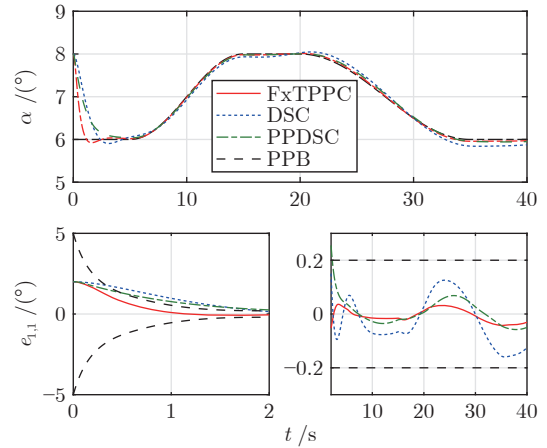


图 20 仿真 2 攻角跟踪曲线
 Fig.20 Tracking curves of angle of attack in Simulation 2

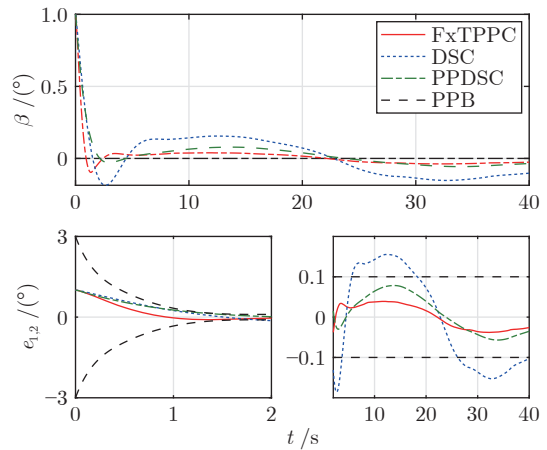


图 21 仿真 2 侧滑角跟踪曲线
 Fig.21 Tracking curves of angle of sideslip in Simulation 2

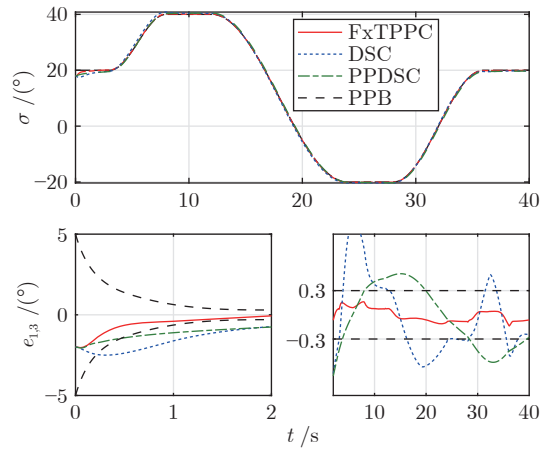


图 22 仿真 2 倾侧角跟踪曲线
 Fig.22 Tracking curves of bank angle in Simulation 2

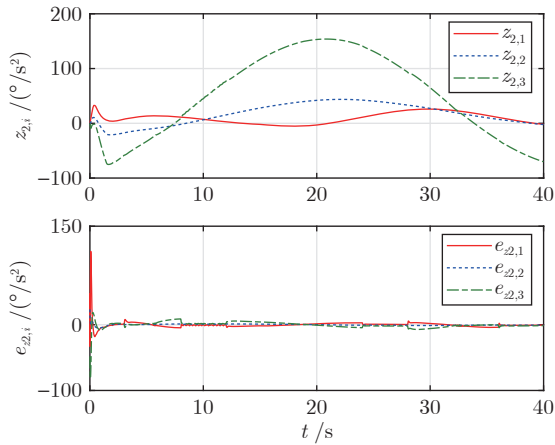


图 23 仿真 2 总扰动及其观测误差曲线

Fig. 23 Curves of total disturbance and its observation error in Simulation 2

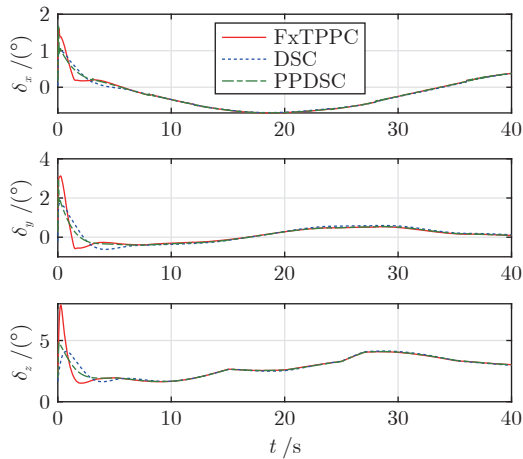


图 24 仿真 2 等效舵偏角变化曲线

Fig. 24 Curves of equivalent deflection angle in Simulation 2

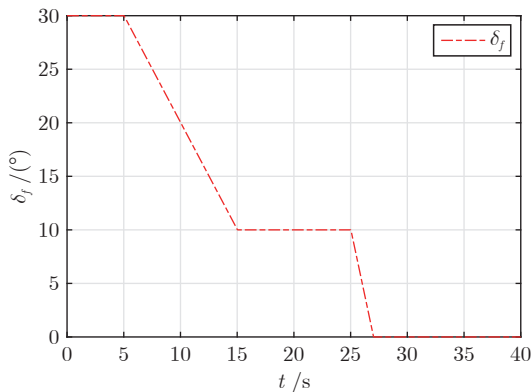


图 25 仿真 2 折叠角变化曲线

Fig. 25 Curves of folding angle in Simulation 2

更小, 稳态误差更小, 进一步说明了本文方法的有效性与鲁棒性。

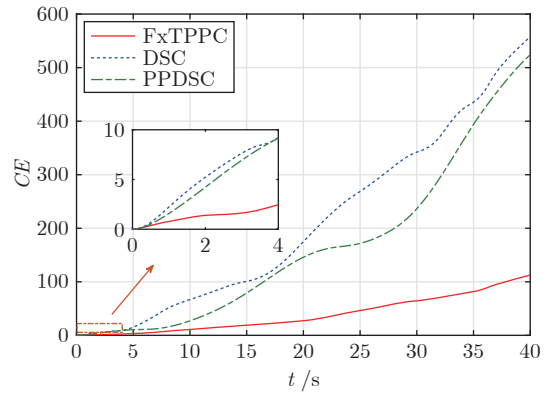


图 26 仿真 2 累积误差曲线

Fig. 26 Curves of cumulative error in Simulation 2

4 结论

针对一种新型折叠式高超声速变外形飞行器, 本文建立了飞行器完整运动模型并开展了气动特性分析和运动特性分析, 在此基础上, 充分考虑不同变形条件、模型不确定性和外部干扰对飞行器姿态控制的影响, 融合基于固定时间干扰观测器的扰动补偿控制、基于固定时间性能函数的预设性能控制和动态面控制的复合控制方案, 设计了一种新型固定时间姿态控制方法. 此外, 本文还进行了滑翔段某工况下的对比仿真, 仿真结果表明, 本文所提出的控制方法在大尺度变形、模型不确定性和外部干扰影响下可实现预先设定的姿态跟踪瞬态和稳态性能, 充分说明了本文所提出方法的有效性和鲁棒性. 在今后的工作中, 为进一步提高高超声速变外形飞行器在高不确定性和强干扰环境下的姿态控制精度和控制器的鲁棒性, 可从以下几个方面进一步完善本文工作: 1) 如何降低初值、过程噪声等对观测器的影响, 并进一步提升观测器系统的收敛能力, 是进一步提升本文控制方法鲁棒性的关键; 2) 实际中往往存在执行机构控制能力不足的问题, 如何在保证姿态跟踪瞬态性能和稳态性能的同时降低本文控制方法在姿态响应初始时刻对控制量的需求以避免控制饱和, 也是后续需要关注的重点。

References

- 1 Song Hui-Xin, Jin Lei. Dynamic modeling and stability control of folding wing aircraft. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2020, **52**(6): 1548-1559
(宋慧心, 金磊. 折叠翼飞行器的动力学建模与稳定控制. 力学学报, 2020, **52**(6): 1548-1559)
- 2 Zhang Yuan, Huang Wan-Wei, Lu Kun-Feng, Bai Wen-Yan, Yu Jiang-Long. Modeling and finite-time control for hypersonic morphing flight vehicle. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2022, **48**(10): 1979-1993
(张远, 黄万伟, 路坤锋, 白文艳, 于江龙. 高超声速变外形飞行器建模与有限时间控制. 北京航空航天大学学报, 2022, **48**(10): 1979-1993)

- 3 Bao C Y, Wang P, He R Z, Tang G J. Observer-based optimal control method combination with event-triggered strategy for hypersonic morphing vehicle. *Aerospace Science and Technology*, 2023, **136**: Article No. 108219
- 4 Liang X H, Wang Q, Xu B, Dong C Y. Back-stepping fault-tolerant control for morphing aircraft based on fixed-time observer. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2021, **19**(12): 3924–3936
- 5 Zhang Kang-Kang, Zhou Bin, Cai Guang-Bin, Hou Ming-Zhe. Prescribed-time tracking control of hypersonic vehicles by time-varying high-gain feedback. *Acta Automatica Sinica*, DOI: 10.16383/j.aas.c210895
(张康康, 周彬, 蔡光斌, 侯明哲. 高超声速飞行器指定时间时变高增益反馈跟踪控制. 自动化学报, DOI: 10.16383/j.aas.c210895)
- 6 Bu X W, Jiang B X, Lei H M. Nonfragile quantitative prescribed performance control of waverider vehicles with actuator saturation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2022, **58**(4): 3538–3548
- 7 Ding Y B, Yue X K, Chen G S, Si J S. Review of control and guidance technology on hypersonic vehicle. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, **35**(7): 1–18
- 8 Tian B L, Li Z Y, Zhao X P, Zong Q. Adaptive multivariable reentry attitude control of RLV with prescribed performance. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2022, **52**(10): 6674–6678
- 9 Luo Shi-Bin, Wu Xia, Wei Cai-Sheng. A novel attitude tracking control with guaranteed performance for reusable launch vehicle. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, **42**(11): 415–426
(罗世彬, 吴瑕, 魏才盛. 可重复使用飞行器的保性能姿态跟踪控制方法. 航空学报, 2021, **42**(11): 415–426)
- 10 Wang F, Wen L Z, Zhou C, Hua C H. Adaptive preassigned-time controller design for a hypersonic vehicle with improved performance and uncertainties. *ISA Transactions*, 2023, **132**: 309–328
- 11 Chu L L, Li Q, Gu F, Du X T, He Y Q, Deng Y C. Design, modeling, and control of morphing aircraft: A review. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, **35**(5): 220–246
- 12 Wang Peng, Chen Hao-Lan, Bao Cun-Yu, Tang Guo-Jian. Review on modeling and control methods of morphing vehicle. *Journal of Astronautics*, 2022, **43**(7): 853–865
(王鹏, 陈浩岚, 鲍存余, 汤国建. 变形飞行器建模及控制方法研究综述. 宇航学报, 2022, **43**(7): 853–865)
- 13 Li Xin-Kai, Zhang Hong-Li, Fan Wen-Hui. Prescribed performance control for morphing aerospace vehicle under mismatched disturbances. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2022, **43**(2): 382–397
(李新凯, 张宏立, 范文慧. 非匹配扰动下变体无人机预设性能控制. 航空学报, 2022, **43**(2): 382–397)
- 14 Xu D, Hui Z, Liu Y Q, Chen G. Morphing control of a new bionic morphing UAV with deep reinforcement learning. *Aerospace Science and Technology*, 2019, **92**: 232–243
- 15 Bao C Y, Wang P, Tang G J. Integrated method of guidance, control and morphing for hypersonic morphing vehicle in glide phase. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, **34**(5): 535–553
- 16 Song M S, Zhang F, Huang B X, Huang P F. Anti-disturbance control for tethered aircraft system with deferred output constraints. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2023, **10**(2): 474–485
- 17 Wang Ning, Gao Ying, Wang Ren-Hui. Fixed-time fault-tolerance control of an unmanned surface vehicle with uncertain measurements and unknown dynamics. *Acta Automatica Sinica*, 2023, **49**(5): 1050–1061
(王宁, 高颖, 王仁慧. 状态测量不确定和动力学未知的无人艇固定时间容错控制. 自动化学报, 2023, **49**(5): 1050–1061)
- 18 Li Xiao-Hua, Hu Li-Yao. Prescribed performance finite-time H_∞ tracking control for a class of p -normal form nonlinear systems. *Acta Automatica Sinica*, 2021, **47**(12): 2870–2880
(李小花, 胡利耀. 一类 p 规范型非线性系统预设性能有限时间 H_∞ 跟踪控制. 自动化学报, 2021, **47**(12): 2870–2880)
- 19 Chen Chen. Research on Reentry Attitude Control for Hypersonic Vehicle Based on Disturbance Compensation [Ph.D. dissertation], Harbin Institute of Technology, China, 2018.
(陈辰. 基于扰动补偿的高超声速飞行器再入姿态控制研究 [博士学位论文], 哈尔滨工业大学, 中国, 2018.)
- 20 Yang Bing-Wei. Formulization of standard atmospheric parameters. *Journal of Astronautics*, 1983, (1): 83–86
(杨炳尉. 标准大气参数的公式表示. 宇航学报, 1983, (1): 83–86)
- 21 Zipfel P H. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, Third Edition*. Reston: AIAA Education Series, 2014.
- 22 Wen Li-Yan, Tao Gang, Jiang Bin, Yang Jie. A multiple-model based adaptive actuator failure compensation scheme for nonlinear systems with dynamic mutations. *Acta Automatica Sinica*, 2022, **48**(1): 207–222
(文利燕, 陶钢, 姜斌, 杨杰. 非线性动态突变系统的多模型自适应执行器故障补偿设计. 自动化学报, 2022, **48**(1): 207–222)
- 23 Tee K P, Ge S S, Tay E H. Barrier Lyapunov functions for the control of output-constrained nonlinear systems. *Automatica*, 2009, **45**(4): 918–927
- 24 Ge S S, Wang C. Adaptive neural control of uncertain MIMO nonlinear systems. *IEEE Transactions Neural Networks*, 2004, **15**(3): 674–692
- 25 Ren B B, Ge S S, Tee K P, Lee T H. Adaptive neural control for output feedback nonlinear systems using a barrier Lyapunov function. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2010, **21**(8): 1339–1345
- 26 Wu R, Wei C Z, Yang F, Cui N G, Zhang L. FxTDO-based nonsingular terminal sliding mode control for second-order uncertain systems. *IET Control Theory and Applications*, 2018, **12**(18): 2459–2467
- 27 Yu L, He G, Wang X K, Zhao S L. Robust fixed-time sliding mode attitude control of tilt trirotor UAV in helicopter mode. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2021, **10**(69): 10322–10332
- 28 Fu M Y, Zhang T, Ding F G, Wang D S. Appointed-time integral barrier Lyapunov function-based trajectory tracking control for a hovercraft with performance constraints. *Applied Sciences*, 2020, **10**(20): 1–21
- 29 Liu W, Fei S Q, Ma Q, Zhao H Y, Xu S Y. Prescribed performance dynamic surface control for nonlinear systems subject to partial and full state constraints. *Applied Mathematics and Computation*, 2022, **431**: Article No. 127318
- 30 Yin Z Y, Luo J J, Wei C S. Quasi fixed-time fault-tolerant control for nonlinear mechanical systems with enhanced performance. *Applied Mathematics and Computation*, 2019, **352**: 157–173
- 31 Liu Xiao-Dong, Huang Wan-Wei, Yu Chun-Mei. Dynamic surface attitude control for hypersonic vehicle containing extended state observer. *Journal of Astronautics*, 2015, **36**(8): 916–922
(刘晓东, 黄万伟, 禹春梅. 含扩张状态观测器的高超声速飞行器动态面姿态控制. 宇航学报, 2015, **36**(8): 916–922)
- 32 Shen Z P, Li F, Cao X M, Guo C. Prescribed performance dynamic surface control for trajectory tracking of quadrotor UAV with uncertainties and input constraints. *International Journal of Control*, 2020, **94**(11): 2945–2955



曹承钰 中南大学自动化学院博士研究生. 2022 年获得中南大学硕士学位. 主要研究方向为高超声速飞行器制导与控制.

E-mail: chengyu.cj@csu.edu.cn

(CAO Cheng-Yu Ph.D. candidate at the School of Automation, Central South University. He received his master degree from Central South University in 2022. His research in-

his research in-

terest covers guidance and control of hypersonic vehicle.)



李繁飙 中南大学自动化学院教授. 2015 年获得哈尔滨工业大学博士学位. 主要研究方向为复杂工业过程智能控制与优化, 空天飞行器智能控制. E-mail: fanbiaoli@csu.edu.cn

(LI Fan-Biao Professor at the School of Automation, Central South University. He received his Ph.D. degree from Harbin Institute of Technology in 2015. His research interest covers intelligent control and optimization of complex industrial process, intelligent control of aerospace vehicle.)



廖宇新 中南大学自动化学院副教授. 2017 年获得北京航空航天大学博士学位. 主要研究方向为空天飞行器轨迹规划、制导和控制. 本文通信作者. E-mail: liaoyuxin@csu.edu.cn

(LIAO Yu-Xin Associate professor at the School of Automation, Central South University. He received his Ph.D. degree from Beihang University in 2017. His research interest covers trajectory planning, guidance and control of aerospace vehicle. Corresponding author of this paper.)



殷泽阳 中南大学自动化学院讲师. 2020 年获得西北工业大学博士学位. 主要研究方向为空天飞行器动力学建模、智能决策及先进制导和控制.

E-mail: yinze yang@csu.edu.cn

(YIN Ze-Yang Lecturer at the School of Automation, Central South University. He received his Ph.D. degree from Northwestern Polytechnical University in 2020. His research interest covers dynamics modeling, intelligent decision-making, advanced guidance and control of aerospace vehicle.)



桂卫华 中国工程院院士, 中南大学自动化学院教授. 1981 年获得中南矿冶学院硕士学位. 主要研究方向为工业过程控制理论、技术和工程应用.

E-mail: gwh@csu.edu.cn

(GUI Wei-Hua Academician of the Chinese Academy of Engineering, and professor at the School of Automation, Central South University. He received his master degree from Central South Institute of Mining and Metallurgy in 1981. His research interest covers industrial process control theory, technology and engineering application.)