



# 高超声速飞行器主被动复合一体化容错控制方法

周大鹏\*, 富佳伟, 杨大鹏

沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035

\* 通信作者. E-mail: 18624064969@buaa.edu.cn

收稿日期: 2023-10-29; 修回日期: 2023-12-20; 接受日期: 2024-01-31; 网络出版日期: 2024-09-29

**摘要** 针对高超声速飞行环境力热载荷严酷, 执行机构易发生脆化、热损伤、缺损等故障, 进而导致姿态控制精度下降甚至失稳等问题, 本文提出了主被动复合故障容错控制方法. 该方法在舵面缺失故障发生初期, 采用滑模控制策略满足鲁棒增稳控制需求, 同时, 采用在线气动辨识方法, 估计故障引起的气动参数变化, 在满足瞬时增稳需求后, 结合气动参数辨识结果与飞发一体化自适应控制进行控制重构, 提升故障后高超声速飞行器飞发一体化控制品质. 通过数学仿真对比验证表明该方法的有效性, 验证了该方法相对于单一容错控制策略具有更强的鲁棒性和更好的控制性能.

**关键词** 高超声速飞行器, 舵面缺失故障, 容错控制, 气动参数辨识, 飞发一体化

## 1 引言

吸气式高超声速飞行器 (airbreathing hypersonic vehicle, AHV) 凭借可重复使用、大作战半径、宽速度等优点引起了世界各国的广泛关注<sup>[1,2]</sup>. 由于其系统构成复杂、飞行环境不确定性强、飞行空域跨度大, 执行机构极易出现突发故障, 因此高超声速飞行器的安全飞行控制是设计飞控系统需要重点考虑的要素<sup>[3]</sup>. 如何使高超声速飞行器具备良好的容错性能, 已经成为目前学者研究的一个重要问题<sup>[4]</sup>. 目前容错飞行控制理论分为被动容错控制和主动容错控制.

被动容错控制方法在面对故障时控制律结构保持不变, 其鲁棒性强, 但其保守性较大, 较难满足舵面故障情况下的 AHV 的高精度控制需求. 现有的被动容错方法大多是基于 Lyapunov 函数, 以传统控制方法如反步控制法、滑模控制法等为基础, 将传统控制方法应用到飞行器姿态控制系统故障中来研究容错控制律. 其中, 基于滑模控制 (sliding mode control, SMC) 的容错控制方法由于其不受外界扰动和内在摄动的影响, 已经成为处理带有不确定性、执行故障等系统的一种重要的被动容错控制方法<sup>[5]</sup>. Nguyen 等<sup>[6]</sup> 提出了一种不需要扰动上界信息的自适应滑模控制方法作为基线控制器来处理抖振问题和系统不确定性, 接着为了提高该方案的性能, 将径向基函数神经网络与自适应方案相结合, 在存在系统不确定性和执行器故障的情况下进行快速补偿, 并应用 Lyapunov 理论验证所提方法的稳

**引用格式:** 周大鹏, 富佳伟, 杨大鹏. 高超声速飞行器主被动复合一体化容错控制方法. 中国科学: 信息科学, 2024, 54: 2295–2307, doi: 10.1360/SSI-2023-0322  
Zhou D P, Fu J W, Yang D P. Fault-tolerant control method for airbreathing hypersonic vehicles based on an active-passive composite approach (in Chinese). Sci Sin Inform, 2024, 54: 2295–2307, doi: 10.1360/SSI-2023-0322

定性. Zhao 等<sup>[7]</sup> 针对四旋翼无人机姿态控制系统设计了自适应积分滑模容错控制器, 以应对不确定性和非干扰建模. 即使在不确定的条件下, 控制器也能通过引入状态反馈及其误差来有效跟踪参考系统的状态输出. Li 等<sup>[8]</sup> 针对螺旋桨损坏和执行器故障条件下, 在四旋翼无人驾驶小型直升机上设计、实现并测试了基于滑模的容错控制 (sliding mode-fault tolerant control, SM-FTC). 证明了容错控制系统处理航空系统故障的能力, 但是不能进行系统外界扰动的分析. Gong 等<sup>[9]</sup> 考虑具有执行器故障和外部干扰的无人机姿态稳定问题, 开发了两种固定时间容错控制方案, 第 1 种方案利用标称控制器来实现无故障系统的固定时间稳定性. 第 2 种方案引入了积分型滑模和自适应技术, 以抑制干扰和执行器故障, 从而提供稳健的控制并通过 Lyapunov 方法证明了所提方案的理论稳定性. Sun 等<sup>[10]</sup> 设计了一种基于数据驱动的执行器故障离散时间系统的容错控制方法. 该方法利用直接从系统采集的输入和输出数据, 为模型未知或复杂的离散时间系统制定了容错控制策略. Li 等<sup>[11]</sup> 提出一种鲁棒级联非线性容错控制框架, 将增量式非线性动态反演控制与改进的分段常数非线性 L1 自适应控制相结合, 以提高受损飞机的稳定性和跟踪性能. Cui 等<sup>[12]</sup> 提出了一种将径向基函数神经网络与自适应滑模控制相结合的容错控制方法, 并通过对高超声速飞行器纵向模型的数值模拟进一步验证了控制器的鲁棒性和有效性.

主动容错控制方法在被控系统发生故障后, 依据故障估计的信息, 通过重构控制器提高故障后的控制性能, 但其在故障发生初期鲁棒性差, 容易发生失稳. 目前针对飞行器执行机构故障有大量主动容错控制策略的研究. Xu 等<sup>[13]</sup> 提出了一种基于 T-S 模糊模型设计的自适应故障诊断观测器的故障诊断与容错控制策略来处理执行器故障. Bustan 等<sup>[14]</sup> 考虑飞行器存在的模型不确定性、外部干扰和执行器故障, 提出了一种连续的跟踪控制算法, 该算法可以处理未知的执行器故障、控制输入饱和、惯性矩阵的不确定性和外部干扰, 该控制器在存在有限干扰的情况下快速而准确, 能够承受执行器功效的部分损失, 并明确考虑控制输入饱和度. 然后基于 Lyapunov 函数和反步控制设计了主动容错控制器, 实现了状态饱和限制下系统的渐近稳定. Zhao 等<sup>[15]</sup> 针对执行器完全失效的柔性航天器的姿态控制问题, 设计了一种基于观测器的自适应估计方法来估计灵活性的不确定性, 该方法用于反馈容错控制方案, 保证了系统稳定性和渐近姿态收敛特性. Xu 等<sup>[16]</sup> 针对双引擎高超声速飞行器出现意外油门故障的情况设计纵向控制器, 提出了一种自适应近似定律来估计不确定的系统参数, 并使用 Nussbaum 增益函数来处理未知的速度控制方向问题. 它基于标称控制器设计容错控制定律, 以解决意外的执行器故障, 设计的控制器具有良好的跟踪性能和容错能力. Ijaz 等<sup>[17]</sup> 提出了一种改进的递归最小二乘算法识别液压作动器的参数故障并测量了执行器的有效性水平, 结合状态反馈控制和积分滑模控制, 分别对每个执行器设计了分数阶控制器进行容错控制. Wu 等<sup>[18]</sup> 针对飞行器执行机构故障设计了一类迭代神经网络观测器来实时估计故障, 然后加入这一估计故障的影响设计主动容错控制方案, 仿真结果表明该方案可保证飞行器姿态稳定. Zhu 等<sup>[19]</sup> 针对高超声速飞行器执行器增益损失故障和卡死故障问题, 提出了一种基于快速故障观测器的容错控制方法. Wu 等<sup>[20]</sup> 提出了一种以性能为中心、基于深度学习的过驱动高超声速再入飞行器分层容错控制框架. 分层容错机制是指在控制分配和控制层都可以实现的容. Hu 等<sup>[21]</sup> 基于 II 类模糊逻辑, 针对参数不确定的变结构高超声速飞行器多传感器故障, 提出了一种鲁棒的自适应故障诊断与容错控制方案.

本研究结合主动容错控制与被动容错控制的优点, 提出了高超声速飞行器主被动复合的容错控制方法, 该策略在故障发生初期采用滑模被动容错控制实现高超声速飞行器姿态高鲁棒控制, 并在飞行过程中, 通过在线辨识的方法挖掘故障发生后气动参数不确定性大小, 然后采用主动容错控制思想, 通过基于在线气动辨识的飞发一体化自适应控制方法提高姿态控制的响应特性, 以此提高了被动容错控制对于不同故障情况下的控制性能, 改善主动容错控制在参数估计不准确情况下控制品质变差的缺点.

## 2 AHV 飞发一体化建模

吸气式高超声速飞行器以冲压发动机作为推力提供单元, 冲压发动机是一种高性能航空发动机, 它利用了飞行器高速飞行时的气流来增加燃烧效率和推力输出. 与传统的涡轮发动机相比, 冲压发动机具有更高的燃烧效率和推力比, 使得飞行器能够以更高的速度飞行.

目前, 对 AHV 气动特性建模的方式有很多, 本研究基于研究者已有的研究工作, 采用比较成熟的面元法, 面元法用于对高超声速飞机的气动特性进行建模和分析. 它将飞行器的外形离散化为许多小的平面面元, 然后利用数值计算方法来求解面元上的气动力和气动力矩. 首先对所研究的 AHV 气动外形进行面元划分. 共将飞行器划分为 5 个部分, 分别进行气动特性估算: (1) 前体压缩段与机身; (2) 机翼; (3) 升降舵; (4) 副翼; (5) 方向舵. 具体的计算算法为: 在迎风部分采用修正牛顿 (Newton) 法, 如式 (1) 和 (2); 非迎风面采用普朗特 - 迈耶尔 (Prandtl-Meyer) [22,23], 如式 (3) 所示:

$$C_p = K \sin^2 \tau, \quad (1)$$

$$K = \frac{2}{\gamma_e Ma^2} \left\{ \left[ \frac{(\gamma_e + 1)^2 Ma^2}{4\gamma_e Ma^2 - 2(\gamma_e - 1)} \right]^{\frac{\gamma_e}{\gamma_e - 1}} \left[ \frac{1 - \gamma_e + 2\gamma_e Ma^2}{\gamma_e + 1} \right] - 1 \right\}, \quad (2)$$

$$C_p = \begin{cases} -\frac{(\gamma_e + 1)\tau^2}{2} \left\{ \sqrt{1 + \left[ \frac{4}{(\gamma_e + 1) Ma \tau} \right]^2} - 1 \right\}, & \text{if } Ma > Ma_2, \\ -\frac{(\gamma_e + 1)\tau^2 (Ma - Ma_1)^2}{8} \left\{ \sqrt{1 + \left[ \frac{8}{(\gamma_e + 1) Ma \tau (Ma - Ma_1)} \right]^2} - 1 \right\}, & \text{if } Ma_1 < Ma < Ma_2, \\ 0, & \text{if } Ma < Ma_1, \end{cases} \quad (3)$$

其中  $\gamma_e$  为比热比,  $\tau$  为气流与面元的夹角,  $Ma$  为飞行速度,  $C_p$  面元法计算中, 计算每一个面元所受压力的系数,  $K$  为高马赫情况下,  $C_p$  计算时需用的修正系数. 通过面元法计算每一个面元的受力后, 对所有的面元受力求和力即可得到飞行器的气动特性.

另外还需对冲压发动机进行热力循环建模, 进气道采用激波膨胀波理论, 计算每一个波面后的气流参数, 当波系足够复杂时就计算此处的平均气流参数. 隔离段燃烧室采用一维模型, 忽略摩擦与燃烧速率, 从守恒定理和能量增涨的角度计算燃料燃烧对气流参数的影响规律. 在尾喷管采用羽流模型, 根据自由流与高速膨胀气流压强相等处的剪切层计算压强 [24].

在面元法与热力循环建模中, 进气道对空气的压缩效率受到飞行姿态 (攻角) 的影响 [25], 以及燃油当量比对升力、阻力、俯仰力矩等气动特性的影响体现了高超声速飞行器的飞/推耦合特性. 其具体作用机理分别为: (1) 飞/推耦合模型中, 飞行器进气道在不同攻角情况下对空气压缩性能不同, 因而影响冲压发动机性能, 进一步影响推力输出; (2) 飞行器的尾喷管部分产生的气流对尾部局部的流场产生影响, 导致在尾喷管附近产生局部升力、阻力以及俯仰力矩, 这些额外力和力矩受燃油当量比以及攻角的影响.

根据牛顿 - 欧拉 (Newton-Euler) 法, 在苏联坐标系下建立 AHV 飞发一体化动力学模型:

$$\begin{cases} \dot{V} = (P \cos \alpha - X - mg \sin \theta)/m, \\ \dot{\theta} = (P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta)/mV, \\ \dot{\omega}_z = (M_z + M_{th})/J_z, \\ \dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta}, \\ \dot{H} = V \sin \theta, \end{cases} \quad (4)$$

其中,  $\omega_z$  是俯仰角速度,  $J_z$  是俯仰转动惯量,  $V$  是速度,  $\theta$  是轨迹倾角,  $H$  为飞行高度,  $m$  为飞行器质量,  $P, Y, X$  分别表示推力、升力和阻力, 由式 (1)~(3) 进行的面元法求解,  $g$  表示重力加速度,  $\alpha$  表示攻角.  $M_z, M_{th}$  分别是气动俯仰力矩和推进系统产生的俯仰力矩, 同由面元法求解.

根据小扰动线性化理论, 将高超声速飞行器在纵向运动平衡状态点上展开. 小扰动动力学方程如下:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= a_{11}\Delta V + a_{13}\Delta\theta + a_{14}\Delta\alpha + a_{15}\Delta\delta_z + a_{16}\Delta\varphi_c, \\ \dot{\omega}_z &= a_{21}\Delta V + a_{22}\Delta\omega_z + a_{24}\Delta\alpha + a_{25}\Delta\delta_z + a_{26}\Delta\varphi, \\ \dot{\alpha} &= -a_{31}\Delta V + \Delta\omega_z - a_{33}\Delta\vartheta - a_{34}\Delta\alpha - a_{35}\Delta\delta_z - a_{36}\Delta\varphi, \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z, \end{aligned} \quad (5)$$

其中,  $\vartheta$  为俯仰角,  $\varphi$  指燃油当量比指令,  $\varphi_c$  为燃油当量比指令.  $a_{11} = (P^V - X^V)/m$  表示速度引起的加速度变化,  $P^V, X^V$  表示速度引起的推力和阻力变化.  $a_{13} = -g \cos \theta$  表示重力加速度在速度方向的分量.  $a_{14} = (P^\alpha - P\alpha - X^\alpha)/m$  表示攻角引起的加速度变化;  $P^\alpha, X^\alpha$  表示攻角引起的推力和阻力变化.  $a_{15} = (-X^{\delta_z})/m$  表示升降舵偏转引起的加速度变化,  $X^{\delta_z}$  表示升降舵引起的阻力变化.  $a_{16} = (P^\varphi - X^\varphi)/m$  表示燃油当量比引起的加速度变化,  $P^\varphi, X^\varphi$  表示推力和阻力变化对燃油当量比的导数.  $a_{21} = (M_z^V + M_{th}^V)/J_z$  表示速度引起的绕体轴角加速度变化,  $M_z^V$  和  $M_{th}^V$  为速度引起的气动和推力俯仰力矩变化,  $J_z$  为转动惯量.  $a_{22} = M_z^{\omega_z}/J_z$  表示俯仰角速度引起角加速度偏量,  $M_z^{\omega_z}$  指俯仰角速度引起俯仰力矩偏量.

$$a_{24} = (M_z^\alpha + M_{th}^\alpha)/J_z, \quad (6)$$

$a_{24}$  表示飞行器的静稳定性, 是单位攻角引起的俯仰角加速度变化; 其中,  $M_z^\alpha$  为单位攻角引起的气动俯仰力矩变化,  $M_{th}^\alpha$  为单位攻角引起的由推力俯仰力矩变化.

$$a_{25} = M_z^{\delta_z}/J_z = m_z^{\delta_z} q S b_A / J_z, \quad (7)$$

$a_{25}$  表征静操纵性, 表征升降舵的效率;  $M_z^{\delta_z}$  是操纵机构单位偏转量引起的俯仰力矩偏量,  $m_z^{\delta_z}$  是操纵机构单位偏转量引起的俯仰力矩系数偏量,  $q$  是迎面气流动压,  $S$  为飞机参考面积,  $b_A$  是平均气动弦长.  $a_{26} = M_{th}^\varphi/J_z$  表示燃油当量比引起角加速度偏量,  $M_{th}^\varphi$  指燃油当量比引起俯仰力矩偏量.  $a_{31} = (P^V \alpha + Y^V)/(mV)$  表示速度引起弹道斜线方向的转动角速度偏量,  $P^V, Y^V$  分别是推力和升力对速度导数.  $a_{33} = g \sin \theta/V$  表示重力加速度引起弹道斜线方向的转动角速度偏量.  $a_{34} = (P^\alpha \alpha + P + Y^\alpha)/(mV)$  表示攻角能够引起的弹道斜线方向的转动角速度偏量,  $P^\alpha, Y^\alpha$  分别是推力和升力对攻角导数.  $a_{35} = Y^{\delta_z}/(mV)$  表示操纵舵面偏转引起的弹道斜线方向的转动角速度偏量,  $Y^{\delta_z}$  是升力对升降舵导数.  $a_{36} = (P^\varphi \alpha + Y^\varphi)/(mV)$  表示燃油当量比引起的弹道斜线方向的转动角速度偏量,  $P^\varphi, Y^\varphi$  分别是推力和升力对燃油当量比的导数.

针对纵向短周期扰动运动的状态空间标准表达形式为

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\omega}_z \\ \Delta \dot{\theta} \\ \Delta \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & 0 & a_{24} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -a_{31} & 1 & -a_{33} & -a_{34} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \omega_z \\ \Delta \theta \\ \Delta \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_{15} & a_{16} \\ a_{25} & a_{26} \\ 0 & 0 \\ -a_{35} & -a_{36} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_z \\ \Delta \varphi_c \end{bmatrix}, \quad (8)$$

系统有两个控制量,分别是升降舵和燃油当量比指令;状态量分别是速度、角速度、俯仰角、攻角.该系统是耦合多入多出系统.

本文主要考虑和研究了升降舵缺失故障,下面建立升降舵故障模型,设舵面正常状态的偏转角为 $\delta_z(t)$ , $\delta_{zF}(t)$ 为故障下舵面实际偏转角,考虑效率损失故障,建立故障模型如下.

升降舵的效能降低,会使得输出值未按照指令执行,这种故障称为效率损失故障,假设第 $i$ 个舵面实际力矩相较于期望控制力矩按比例减小,即升降舵损失了部分执行效力,其数学模型可以表示为

$$\delta_{zF}(t) = \lambda_F \delta_z(t), \quad (9)$$

其中 $\lambda_F = \text{diag}\{\lambda_{F,1}, \dots, \lambda_{F,i}, \dots, \lambda_{F,q}\}$ , $0 < \lambda_{F,i} \leq 1$  ( $i = 1, 2, \dots, q$ ), $q$ 表示气动舵面总数量, $\lambda_{F,i}$ 反映了气动舵面 $i$ 的效率损失程度,当 $\lambda_{F,i} = 1$ 时表示舵面正常,当 $0 < \lambda_{F,i} < 1$ 时表示气动舵面 $i$ 出现效率损失故障.

### 3 基于滑模控制和自适应重构控制的一体化容错控制方法

由于高超声速飞行器具有更加恶劣的飞行环境等因素,容易在飞行过程中发生故障,需要设计容错控制方法使得高超声速飞行器在故障后能够继续迅速平稳地跟踪给定指令,本文设计了一种基于滑模控制和自适应重构控制的容错控制方法.在所设计的控制策略中,首先在发生故障之后短时间之内,采用滑模控制方法,使高超声速飞行器在短时间内保证姿态稳定,在保持稳定的这一段时间,利用在线辨识手段计算气动数据,得到飞行器故障之后的气动参数.利用该参数进行在线重构控制器,使飞行器在故障之后的姿态控制仍然能够保证较高的性能,整体控制策略如图1所示.

#### 3.1 基于鲁棒滑模控制的被动容错控制方法

由上所述,在舵面故障发生后短时间内,利用滑模控制方法设计瞬时鲁棒姿态稳定控制器.由于滑模控制算法对参数变化及扰动的不敏感、控制器结构简单和无需参数辨识等优点而被国内外学者关注<sup>[8,9]</sup>.

由于高超声速飞行器显著的飞行/推进耦合特性,因此在飞行控制设计阶段把高超声速飞行器视为多入多出系统.假设高超声速飞行器在高空高速变进气道过程中,飞行力学性能参数均匀变化.本文通过滑模控制实现耦合反馈控制,将高超声速飞行器的控制系统分为速度子系统和姿态子系统,其中姿态子系统又可以分为内外双闭环,外环是缓慢变化的姿态角反馈,姿态角误差是外环控制器输入,输出是内环预期角速率指令.内环为快速变化的角速率反馈,角速率误差作为内环控制器的输入,输出为控制力矩,作用于飞行器.两个子系统都采用滑模变结构控制器.

这里以纵向控制器的设计为例介绍所应用的滑模控制:

(1) 速度子系统滑模控制器的设计.

$$e_V = V - V_c. \quad (10)$$

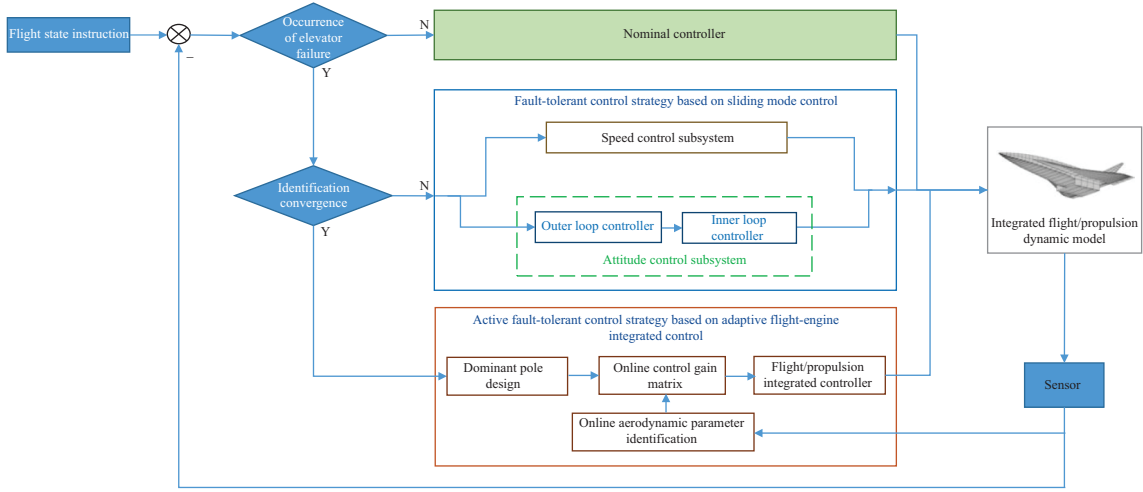


图 1 基于滑模控制和自适应重构控制的一体化容错控制方法示意图

Figure 1 Schematic diagram of integrated fault-tolerant control method based on sliding mode control and adaptive reconfigurable control

定义滑模面

$$s_V = k_0 e_V, \quad (11)$$

求导可得

$$\dot{s}_V = k_0 (f_V + g_V \varphi_c - \dot{V}_c), \quad (12)$$

其中,  $f_V = a_{11}\Delta V + a_{13}\Delta\theta + a_{14}\Delta\alpha + a_{15}\Delta\delta_z$ ,  $g_V = a_{16}$  取趋近律  $\dot{s} = -\eta \text{sgn}(s)$ ,  $\eta > 0$ , 可设计如下控制器:

$$\varphi_c = (k_0 g_v)^{-1} (k_0 V_c - k_0 f_V - \eta \text{sgn}(s)). \quad (13)$$

选取 Lyapunov 函数如下:

$$V_0 = \frac{1}{2} s_V^2, \quad (14)$$

其中,  $V_0$  是 Lyapunov 函数, 是一个正定的标量函数, 对该式进行求导得到

$$\dot{V}_0 = s_V \dot{s}_V = -\eta_0 |s_V| \leq 0. \quad (15)$$

因此速度可以在控制律的作用下用有限的时间收敛到 0, 速度子系统的控制是稳定的.

(2) 姿态子系统滑模控制器的设计.

(i) 姿态外环滑模控制器的设计:

俯仰角误差为

$$e_\vartheta = \vartheta - \vartheta_c. \quad (16)$$

俯仰角误差的变化率为

$$\dot{e}_\vartheta = \omega_z - \dot{\vartheta}_c. \quad (17)$$

此时, 定义滑模面

$$s_\vartheta = k_1 e_\vartheta + k_2 \dot{e}_\vartheta, \quad (18)$$

其中,  $k_1, k_2$  是正常数, 为控制器设计参数.

其导数为

$$\dot{s}_\theta = k_1 (\omega_z - \dot{\vartheta}_c) + k_2 \ddot{e}_\theta. \quad (19)$$

这里取趋近律为  $\dot{s} = -\eta \operatorname{sgn}(s)$ ,  $\eta > 0$ , 可得外环控制律为

$$\omega_{zc} = (k_1)^{-1} [k_1 \dot{\vartheta}_c + k_2 \ddot{e}_\theta + \eta_1 \operatorname{sgn}(s_\theta)], \quad (20)$$

其中,  $\eta_1$  为设计参数,  $\omega_{zc}$  是期望俯仰角速率.

选取 Lyapunov 函数如下:

$$V_1 = \frac{1}{2} s_\theta^2, \quad (21)$$

其中,  $V_1$  是 Lyapunov 函数, 是一个正定的标量函数, 对该式进行求导得到

$$\dot{V}_1 = s_\theta \dot{s}_\theta = -\eta_1 |s_\theta| \leq 0. \quad (22)$$

因此, 姿态角误差在外环滑模变结构控制律作用下可以有限时间收敛到零, 外环控制系统稳定.

(ii) 姿态内环滑模控制器的设计:

俯仰角速率误差为

$$e_{\omega_z} = \omega_{zc} - \omega_z. \quad (23)$$

俯仰角速率误差变化率为

$$\dot{e}_{\omega_z} = \dot{\omega}_{zc} - M_z / I_{zz}. \quad (24)$$

定义滑模面

$$s_{\omega_z} = k_3 (\omega_{zc} - M_z / I_{zz}) + k_4 \ddot{e}_{\omega_z}, \quad (25)$$

其中,  $k_3, k_4$  是正常数, 为控制器设计参数.

同样选取上述趋近律, 得到内环控制律为

$$M_{zc} = (k_3 / I_{zz})^{-1} [k_3 \dot{\omega}_{zc} + k_4 \ddot{e}_{\omega_z} + \eta_2 \operatorname{sgn}(s_{\omega_z})], \quad (26)$$

其中,  $\eta_2$  为控制器设计参数,  $M_{zc}$  是期望俯仰力矩.

选取 Lyapunov 函数如下:

$$V_2 = \frac{1}{2} s_{\omega_z}^2, \quad (27)$$

其中,  $V_2$  是 Lyapunov 函数, 是一个正定的标量函数, 对该式进行求导得到

$$\dot{V}_2 = s_{\omega_z} \dot{s}_{\omega_z} = -\eta_2 |s_{\omega_z}| \leq 0. \quad (28)$$

因此, 角速率误差在内环滑模变结构控制律作用下可以有限时间收敛到零, 并且内环控制系统稳定.

由于高超飞行器的飞发耦合特性, 期望俯仰力矩由气动力矩和推力力矩产生, 因此最后求得的指令可如下所示:

$$M_{\delta_z} = M_{zc} - M_{th}, \quad (29)$$

$$\delta_z = (m_z^d)^{-1} \left( (k_3 / I_{zz})^{-1} [k_3 \dot{\omega}_{zc} + k_4 \ddot{e}_{\omega_z} + \eta_2 \operatorname{sgn}(s_{\omega_z})] - m_{th}^\varphi \varphi \right), \quad (30)$$

其中,  $m_z^d$  为俯仰力矩对舵面的气动导数,  $m_{th}^\varphi$  是俯仰力矩对燃油当量比的气动导数. 其中, 在发生升降舵损伤故障时, 升降舵舵效变为  $\lambda_F \cdot m_z^d$ , 但是不影响其 Lyapunov 函数  $V_1$  与  $V_2$  的符号, 因此在高

超声速飞行器发生突发故障时仍采用故障前的小扰动模型进行滑模控制设计能够保证故障瞬间的飞行器姿态稳定。

本文采用准滑动模态法来抑制抖振. 该方法是一种将不连续的函数采用连续的函数近似逼近的方法, 即将系统的运动点轨迹限制在滑模面附近的边界层邻域内, 使得系统运动点在边界层时使控制律连续化, 并且保持在边界层内运动. 其中, 边界层宽度的选取十分重要, 它会改变系统控制精度, 假如边界层的宽度选取得较宽, 那么系统控制的精度就会变低, 而抖振就会减小. 其实现形式为采用连续的线性函数  $\psi(s)$  代替使得系统非线性切换函数  $\text{sgn}(s)$  实现系统输出的线性化, 其形式如下:

$$\psi(s) = \frac{s}{|s| + \delta}, \quad (31)$$

其中,  $\delta$  是设计参数, 是一小量.

### 3.2 基于自适应重构控制的主动容错控制方法

为了利用飞行数据进行空气动力学建模<sup>[26]</sup>, 首先将空气动力学中无量纲的力和力矩系数作为建模问题的因变量, 由于不能在飞行中直接测量无量纲空气动力和力矩系数的值, 所以必须使用以下等式从测量的和已知的量中计算得出, 本文主要对纵向俯仰力矩相关的参数进行辨识, 纵向俯仰力矩的计算公式:

$$m_z = \frac{I_{zz}\dot{\omega}_z}{\bar{q}Sb}, \quad (32)$$

其中,  $m_z$  是无量纲俯仰力矩系数,  $\bar{q}$  是动压,  $S$  是飞行器机翼面积,  $b$  是飞行器平均气动弦长.

而纵向俯仰力矩的建模函数如下所示:

$$m_z = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\omega_z} \frac{\bar{q}b}{2V} + m_z^{\delta_z} \delta_z + m_{\text{th}}^\varphi \varphi_c, \quad (33)$$

其中,  $m_{z0}$  是当其余参数为 0 时的俯仰力矩系数,  $m_z^\alpha$  是静稳定系数,  $m_z^{\delta_z}$  是舵效参数,  $m_z^{\omega_z}$  是俯仰阻尼力矩系数,  $\delta_z$  是升降舵偏转大小,  $m_{\text{th}}^\varphi$  是燃油当量比引起的俯仰力矩变化参数.

接着利用递归最小二乘的方法得到所需要的辨识参数, 下面简单按照文献 [26] 介绍递归最小二乘法 (recursive least square, RLS), 首先将动力学模型与气动参数写成线型参数模型

$$z = Ha + V. \quad (34)$$

利用最小二乘估计参数的最优值

$$a = (H^T H)^{-1} H^T z. \quad (35)$$

这里不再给出具体的推导过程, 递推最小二乘公式为

$$\begin{cases} K(k+1) = P(k)H^T(k+1) [I + H(k+1)P(k)H^T(k+1)]^{-1}, \\ P(k+1) = P(k) - K(k+1)H(k+1)P(k), \\ a(k+1) = a(k) + K(k+1)[z(k+1) - H(k+1)a(k)]. \end{cases} \quad (36)$$

根据升降舵控制俯仰角和燃料当量比控制油门的逻辑, 将状态空间方程构建的四阶系统分解为三阶系统和一阶系统, 对应俯仰角控制系统和燃油当量比控制系统. 通常认为三阶系统具有两个主导极



点和一个非主导极点,系统动态指标由两个主导极点决定;主导极点的位置与其对应系统的性能指标有明确对应关系,可以通过计算阻尼比和固有频率,然后选择主导极点.公式如下:

$$\lambda_{1,2} = -\xi\omega_n \sqrt{\xi^2 - 1}, \quad (37)$$

$$\begin{cases} t_s = 4/(\xi\omega_n), \\ \xi = \ln(1/\sigma)/\sqrt{\pi^2 - \left(\ln \frac{1}{\sigma}\right)^2}, \end{cases} \quad (38)$$

其中,  $\lambda_{1,2}$  表示两个主导极点,  $\xi$  为系统阻尼比,  $\omega_n$  为系统自然频率,  $t_s$  为调节时间,  $\sigma$  为系统超调量.

完成了两个主导极点的选择后,可以根据主导极点的实部,自主选择第3个极点即非主导极点,通常选主导极点的5倍以上的值作为非主导极点,即  $\lambda_3 = -n\xi\omega_n$ ,  $n$  为选定的倍数,这个倍数可以通过实际控制效果进行调整.

一阶系统有一个极点,记为  $\lambda_4 = -1/T$ . 其中  $T$  为一阶系统时间常数,一阶系统调节时间通常为  $4T$ ,所以可以通过理想的调节时间选定一阶系统的极点.

至此,4个期望极点的位置可以全部确定.控制器可以表示为

$$U = U_c - K\Delta X, \quad (39)$$

其中,  $U_c$  是配平状态下的控制输入.在控制矩阵解算  $K$  方面,可以采用变换矩阵法.

$$T = [A \quad AB \quad \dots \quad A^{n-1}B] \begin{bmatrix} a_3 & a_2 & a_1 & 1 \\ a_2 & a_1 & 1 & 0 \\ a_1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (40)$$

其中,  $a_i$  是  $A$  矩阵特征多项式的系数.耦合负反馈控制系统  $A - BK$  在选定目标极点上的特征方程为

$$(s - \lambda_1)(s - \lambda_2)(s - \lambda_3)(s - \lambda_4) = s^4 + \alpha_1 s^3 + \alpha_2 s^2 + \alpha_3 s + \alpha_4. \quad (41)$$

当吸气式高超声速飞行器在宽速域飞行,且气动参数发生显著变化.通过调整控制矩阵  $K$ ,保证矩阵元素值  $A + BK$  保持不变.如图2所示是控制增益在线更新策略图.

控制矩阵  $K$  为2行4列矩阵,第1行对控制量升降舵偏角  $\delta_z$  进行计算;第2行对控制量  $\varphi_c$  燃油当量比指令进行计算.两个控制量都由速度、角速度、俯仰角、攻角4个物理量的偏差共同决定.相对于传统解耦控制,即通过攻角偏差计算升降舵偏角;速度偏差计算燃油当量比,实现了一体化的耦合反馈控制.

#### 4 仿真验证

在完成容错控制策略设计后,对其开展数学仿真验证分析.本文利用文献[27]某高超飞行器的气动模型,对所提出的容错控制策略进行仿真实验,验证了该策略的可行性.仿真条件如表1所示.

设计升降舵面发生如式(42)所示的缺失故障,得到了如图3所示的仿真结果.

$$\lambda_F = \begin{cases} 1, & 0 < t \leq 5, \\ 0.7, & t > 5. \end{cases} \quad (42)$$

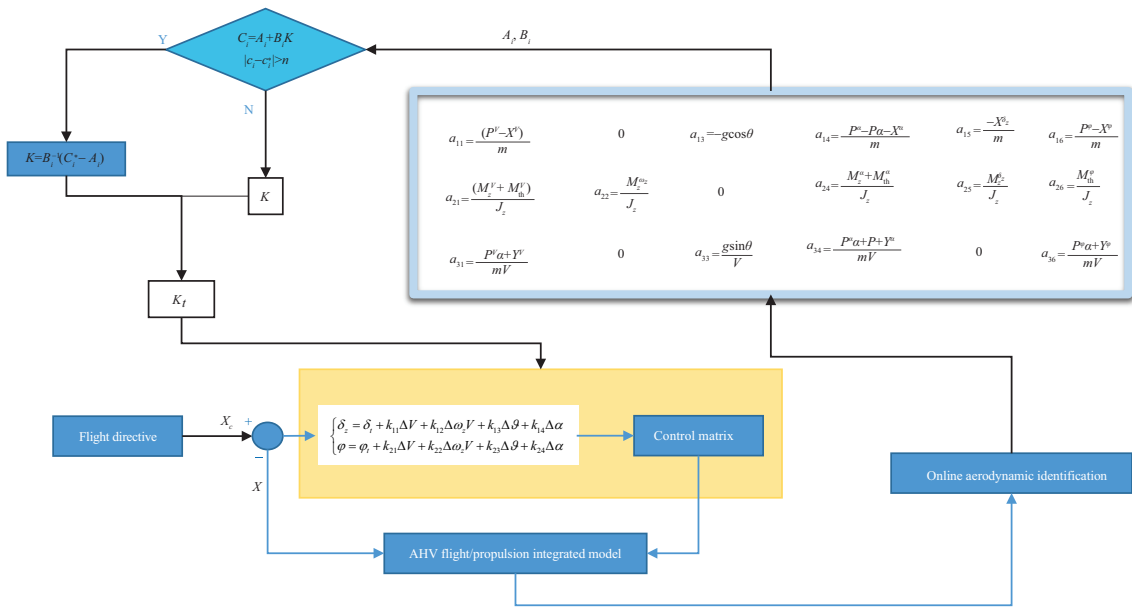


图 2 控制增益在线更新策略  
Figure 2 Control gain online update strategy

表 1 仿真条件

Table 1 Simulation conditions

Category	Parameter	Value
Body parameters	Mass (kg)	18000
	Characteristic area (m <sup>2</sup> )	80
	Characteristic length (m)	10
	Moment of inertia around z axis (kg·m <sup>2</sup> )	400000
Flight status	Initial flight height (m)	30000
	Flight speed (Mach) (Ma)	6
	Expected pitch angle (°)	1
	Fault time (s)	5
	Failure mode (%)	Elevator missing 30

为了验证方法的鲁棒性, 开展了舵效参数拉偏条件下的主被动复合容错控制仿真, 仿真结果如下图 4 所示. 仿真结果表明, 在舵效拉偏 ±20% 的条件下, 故障后俯仰角的控制误差的变化在 5% 以内, 在参数拉偏之后仍然具有很高的控制精度, 说明该方法具有较强的鲁棒性.

## 5 结论

本文设计了一种基于滑模控制和自适应重构控制的高超声速飞行器主被动复合一体化容错控制策略, 结合了被动容错控制故障瞬间鲁棒性强与主动容错控制提高故障后姿态控制品质的特点, 在高超声速飞行器的故障发生初期使用滑模控制稳定姿态, 在稳定的这段时间积累故障后姿态响应数据, 开展高超声速飞行器舵面故障情况下的气动参数辨识, 并利用辨识参数重构姿态控制器, 使其能够在

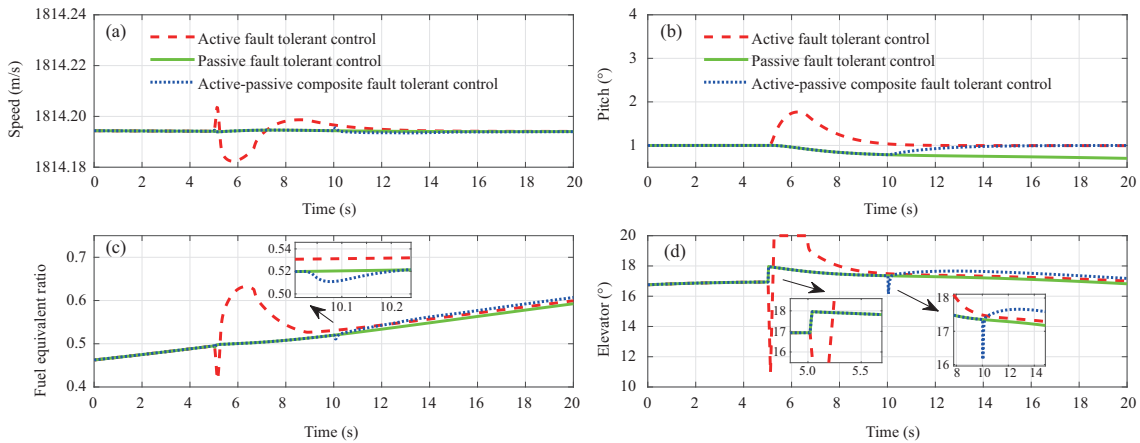


图 3 升降舵缺失故障条件下的对比仿真结果

Figure 3 Comparative simulation results under the condition of elevator missing failure. (a) Speed response; (b) pitch angle response; (c) fuel equivalent ratio response; (d) elevator response

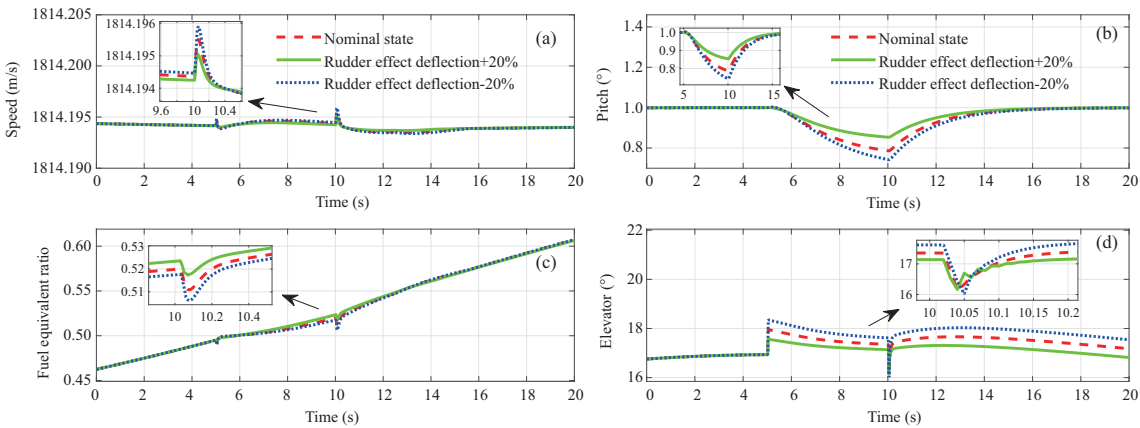


图 4 升降舵缺失故障情况下的舵效参数拉偏仿真结果

Figure 4 Simulation results of rudder effect parameter deviation under the condition of elevator missing failure. (a) Speed response; (b) pitch angle response; (c) fuel equivalent ratio response; (d) elevator response

故障后仍然能够保证高精度的姿态跟踪。最后,开展相关仿真实验,仿真结果表明,该策略相比单独使用滑模控制和自适应重构控制具有更强的鲁棒性和更好的姿态跟踪性能。

参考文献

- 1 Liu C, Dong C, Zhou Z, et al. Barrier Lyapunov function based reinforcement learning control for air-breathing hypersonic vehicle with variable geometry inlet. *Aerospace Sci Tech*, 2020, 96: 105537
- 2 Cao L, Tang S, Zhang D. Flight control for air-breathing hypersonic vehicles using linear quadratic regulator design based on stochastic robustness analysis. *Front Inf Technol Electron Eng*, 2017, 18: 882–897
- 3 Zong Q, Zeng F L, Zhang X B, et al. *Hypersonic Vehicle Modeling and Model Verification*. Beijing: Science Press, 2016 [宗群, 曾凡琳, 张希彬, 等. 高超声速飞行器建模与模型验证. 北京: 科学出版社, 2016]
- 4 Xu B, Shi Z K. An overview on flight dynamics and control approaches for hypersonic vehicles. *Sci China Inf Sci*, 2015, 58: 070201
- 5 Hu K Y, Yang C, Sun W. Adaptive sliding mode fault compensation for sensor faults of variable structure hypersonic

- vehicle. *Sensors*, 2022, 22: 1523
- 6 Nguyen N, Hong S. Fault-tolerant control of quadcopter UAVs using robust adaptive sliding mode approach. *Energies*, 2018, 12: 95
  - 7 Zhao H, Yong X, Zhang Y, et al. Adaptive fault tolerant control of UAV attitude control system. In: *Proceedings of International Conference on Control, Automation and Artificial Intelligence, Wuhan, 2017*. 70–76
  - 8 Li T, Zhang Y, Gordon B W. Nonlinear fault-tolerant control of a quadrotor UAV based on sliding mode control technique. *IFAC Proc Volumes*, 2012, 45: 1317–1322
  - 9 Gong W, Li B, Yang Y, et al. Fixed-time integral-type sliding mode control for the quadrotor UAV attitude stabilization under actuator failures. *Aerospace Sci Tech*, 2019, 95: 105444
  - 10 Sun Y, Fan Q Y, Li H, et al. Data-driven fault-tolerant control for discrete-time systems based on LMI. *IFAC-PapersOnLine*, 2022, 55: 160–165
  - 11 Li Y, Liu X, Ming R, et al. A cascaded nonlinear fault-tolerant control for fixed-wing aircraft with wing asymmetric damage. *ISA Trans*, 2023, 136: 503–524
  - 12 Cui P, Gao C S, Jing W X, et al. Fault-tolerant control of hypersonic vehicle using neural network and sliding mode. *Int J Aerospace Eng*, 2022, 2022: 1637305
  - 13 Xu Y F, Jiang B, Qi R Y, et al. TS fuzzy adaptive observer based fault diagnosis and fault tolerant control for near space vehicle. *J Southeast Univ (Nat Sci Ed)*, 2009, 39: 189–194 [许域菲, 姜斌, 齐瑞云, 等. 基于模糊 T-S 自适应观测器的近空间飞行器故障诊断与容错控制. *东南大学学报 (自然科学版)*, 2009, 39: 189–194]
  - 14 Bustan D, Pariz N, Sani S K H. Robust fault-tolerant tracking control design for spacecraft under control input saturation. *ISA Trans*, 2014, 53: 1073–1080
  - 15 Zhao D, Yang H, Jiang B, et al. Attitude stabilization of a flexible spacecraft under actuator complete failure. *Acta Astronaut*, 2016, 123: 129–136
  - 16 Xu B, Qi R, Jiang B, et al. Nussbaum gain adaptive fault tolerant control for hypersonic vehicles with uncertain parameters and actuator faults. *IFAC-PapersOnLine*, 2017, 50: 5256–5262
  - 17 Ijaz S, Yan L, Hamayun M T, et al. Active fault tolerant control scheme for aircraft with dissimilar redundant actuation system subject to hydraulic failure. *J Franklin Inst*, 2019, 356: 1302–1332
  - 18 Wu Q, Saif M. Robust fault diagnosis for a satellite large angle attitude system using an iterative neuron PID (INPID) observer. In: *Proceedings of IEEE American Control Conference*, 2006
  - 19 Zhu P, Jiang J, Yu C. Fault-tolerant control of hypersonic vehicles based on fast fault observer under actuator gain loss fault or stuck fault. *Aeronaut J*, 2020, 124: 1190–1207
  - 20 Wu T, Wang H, Yu Y, et al. Hierarchical fault-tolerant control for over-actuated hypersonic reentry vehicles. *Aerospace Sci Tech*, 2021, 119: 107134
  - 21 Hu K, Li W, Cheng Z. Fuzzy adaptive fault diagnosis and compensation for variable structure hypersonic vehicle with multiple faults. *Plos one*, 2021, 16: e0256200
  - 22 Li Y H, Chen B Y, Liu Y B, et al. Performance analysis of hypersonic vehicle based on aerodynamic derivatives. In: *Proceedings of IEEE Chinese Control Conference, Dalian, 2017*. 10370–10375
  - 23 Ebrahimi-Fizik A, Lakzian E, Hashemian A. Numerical investigation of wet inflow in steam turbine cascades using NURBS-based mesh generation method. *Int Commun Heat Mass Transfer*, 2020, 118: 104812
  - 24 Shen H, Liu Y, Chen B, et al. Control-relevant modeling and performance limitation analysis for flexible air-breathing hypersonic vehicles. *Aerospace Sci Tech*, 2018, 76: 340–349
  - 25 Shen H, Cao R, Liu Y, et al. Control-oriented low-speed dynamic modeling and trade-off analysis of air-breathing aerospace vehicles. *J Zhejiang Univ Sci A*, 2019, 20: 893–907
  - 26 An S, Zang J, Yan M, et al. Research on adaptive prescribed performance control method based on online aerodynamics identification. *Drones*, 2023, 7: 50
  - 27 Li J, Liu K, Wang Y, et al. An integrated control approach for air-breathing hypersonic vehicle. In: *Proceedings of IEEE International Conference on Unmanned Systems, Harbin, 2020*. 1005–1011

# Fault-tolerant control method for airbreathing hypersonic vehicles based on an active-passive composite approach

Dapeng ZHOU\*, Jiawei FU & Dapeng YANG

*Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China*

\* Corresponding author. E-mail: 18624064969@buaa.edu.cn

**Abstract** Airbreathing hypersonic vehicles (AHVs) feature a severe force and thermal loads flight environment, which leads to a high risk of elevator failures such as embrittlement, thermal damage, chipping, furthermore to affect the attitude control accuracy degradation and even destabilization. Accordingly, this paper proposes a fault-tolerant control strategy via the active-passive composite approach, which employs a sliding mode control (SMC) to guarantee the robustness of the system when aerodynamic parameters change abruptly at the initial stage of an elevator failure. Simultaneously, sensor data and the online aerodynamic identification approach are utilized to calculate aerodynamic force damages. After meeting the transient stabilization requirements, it will switch to the adaptive integrated-flight-propulsion control, thereby performing control reconfiguration and enhancing the flight control quality after the failure occurs. Finally, the simulation results verify the effectiveness and robustness of the strategy and also show a better control effect compared with a single fault-tolerant control strategy.

**Keywords** hypersonic vehicle, missing elevator failure, fault-tolerant control, aerodynamic parameter identification, integrated flight/propulsion