



航空学报

Acta Aeronautica et Astronautica Sinica

ISSN 1000-6893, CN 11-1929/V

## 《航空学报》网络首发论文

题目：基于学习的飞行器分层协调容错方法  
作者：武天才，王宏伦，任斌，严国乘，吴星雨  
收稿日期：2024-01-19  
网络首发日期：2024-05-29  
引用格式：武天才，王宏伦，任斌，严国乘，吴星雨. 基于学习的飞行器分层协调容错方法[J/OL]. 航空学报. <https://link.cnki.net/urlid/11.1929.V.20240528.1632.008>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

**引用格式：**武天才, 王宏伦, 任斌, 等. 基于学习的飞行器分层协调容错方法[J]. 航空学报 (X):XXXXX. WU T C, WANG H L, REN B, et al. Learning-based Hierarchical Coordination Fault-tolerant Method for Hypersonic Vehicles [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica (X):XXXXX (in Chinese). doi:10.7527/S1000-6893.2024.30191

# 基于学习的飞行器分层协调容错方法

武天才<sup>1, 2, 3</sup>, 王宏伦<sup>1, 2, \*</sup>, 任斌<sup>1, 2</sup>, 严国乘<sup>1, 2</sup>, 吴星雨<sup>1, 2</sup>

1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191
2. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191
3. 浙大城市学院滨江创新中心, 杭州 310056

**摘要：**为系统提升高超声速飞行器在不同严重程度的执行机构故障情况下的容错能力和任务完成度, 本文提出一种基于学习的飞行器分层协调容错方法。首先, 为实现执行机构故障严重程度的在线量化分析, 提出了基于深度神经网络的飞行器可配平能力预示方法和可达区域边界预示方法; 接着, 以上述两种预示方法为“纽带”, 构建分层协调容错的总体框架——根据预示结果在线判断当前执行机构故障的严重程度, 并针对性地协调控制层、制导层和规划层的容错机制, 来尽可能弥补执行机构故障对飞行性能和任务完成能力的影响; 最后, 在三种不同严重程度的故障情况下进行仿真来验证所提方法的有效性。

**关键词：**高超声速飞行器; 执行机构故障; 深度学习; 可配平能力; 可达区域; 容错

**中图分类号：**V249.1 **文献标识码：**A

由于飞行环境的恶劣性及机载设备受到老化、烧蚀等因素的影响, 高超声速飞行器可能出现故障情况<sup>[1]</sup>。其中, 执行机构故障是发生几率较高且造成后果较为严重的故障模式之一<sup>[2]</sup>。如果未对这类故障进行有效的处理, 不仅会使系统性能降级, 还会导致经济损失、人员伤亡等灾难性后果<sup>[3]</sup>。

为降低执行机构故障对飞行器的影响, 许多研究人员进行了容错控制方法的研究。其中, 基于观测补偿的容错控制、基于自适应的容错控制以及基于故障诊断的容错控制方法受到了人们的青睐。An和Liu等<sup>[4]</sup>利用扰动观测器来估计和补偿执行机构故障对飞行器控制系统的影响; Li和Yu等<sup>[5,6]</sup>先后构建了基于有限时间和固定时间控

收稿日期: 2024-01-19; 退修日期: 2024-02-27; 录用日期: 2024-05-13

基金项目: 国家自然科学基金(62173022); 航空科学基金(2018ZC51031); 北京航空航天大学沈元学院卓越研究基金(230121205)

\*通讯作者. E-mail: wang\_hl\_12@126.com

制理论的容错控制方法；Hu和Wang等<sup>[7]</sup>基于自适应方法进行执行机构故障上界的估计，并结合动态面控制方法进行容错控制方法设计；Xu和Shi等<sup>[8]</sup>结合模糊逻辑系统和障碍李雅普诺夫函数来进行容错控制方法设计；Wu和Wang等<sup>[9]</sup>提出一种基于深度学习故障诊断单元的容错控制方法。总体而言，上述方法的本质都是通过控制回路进行容错来补偿执行机构故障对飞行器性能造成的影响。

然而，当执行机构故障较为严重，会影响到飞行器的可控能力/可配平能力时，仅在控制回路进行容错方法设计不足以弥补故障造成的影响。Oppenheimer和Doman等<sup>[10,11]</sup>分析了执行机构故障对飞行器可配平能力的影响，并将其视作约束，进行了故障下飞行器轨迹重塑方法的研究；余跃和王宏伦等<sup>[12]</sup>考虑了执行机构故障对升、阻特性和可配平攻角剖面的影响，并在此基础上提出了一种预测校正容错制导方法；Lv和Jiang等<sup>[13]</sup>介绍了无故障情况下飞行器轨迹、制导和控制方法设计之间的关系，钱佳淞和齐瑞云等<sup>[14]</sup>进一步进行了从制导环到控制环容错方法的研究；Yu和Zhou等<sup>[15]</sup>提出了一种集成的容错重构机制，首先进行故障下飞行器的可控能力分析，然后进行可考虑控制能力的轨迹规划，并结合容错控制方法来提升飞行器的容错能力；Schierman等<sup>[16]</sup>为提升飞行器在执行机构故障情况下的自主性和恢复能力，提出了一种集成的自适应容错制导和控制方法，并在波音X40A上进行了飞行测试；为提升高超声速飞行器在执行机构故障等多源干扰下的强自主和强适应能力，郭雷和王陈亮等<sup>[17]</sup>提出了一种包含干扰在线预示、风险在线预警和强抗扰控制策略的自主精细控制方法。

总的来说，针对高超声速飞行器故障情况下的容错问题，近年来在容错控制方面形成了丰硕的研究成果，但在容错制导、容错规划以及综合考虑控制、制导与规划层的一体化容错方面的研究还较为薄弱。然而，对于会影响飞行器可控能力及任务完成能力的故障情况，仅在控制层进行容错重构，难以弥补其对飞行器造成的影响。因此，有必要结合规划层、制导层和控制层进行系统性容错方法的研究，来尽可能提升飞行器的容错能力。

基于上述分析，本文提出一种基于学习的飞行器分层协调容错方法。首先，提出了基于深度神经网络的飞行器可配平能力预示方法和可达区域边界预示方法，来实现执行机构故障严重程度的在线量化分析；接着，以上述两种预示方法为“纽带”，构建分层协调容错的总体框架——根据预示结果在线判断当前执行机构故障的严重程度，并针对性地协调控制、制导和规划层的容错机制，来尽可能弥补执行机构故障对飞行性能和任务完成能力的影响；最后，在三种不同严重程度的故障情况下进行仿真来验证所提容错方法的有效性。

## 1 问题描述

### 1.1 高超声速飞行器模型

飞行器的运动学和动力学方程可建立为<sup>[9]</sup>：

$$\begin{cases} \dot{r} = V \sin \theta \\ \dot{\lambda} = -V \cos \theta \sin \sigma / (r \cos \phi) \\ \dot{\phi} = V \cos \theta \cos \sigma / r \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{V} = -D/m - g \sin \theta + C_V \\ \dot{\theta} = L \cos \gamma / (mV) + (V/r - g/V) \cos \theta + C_\theta \\ \dot{\sigma} = -L \sin \gamma / (mV \cos \theta) + V \cos \theta \sin \sigma \tan \phi / r + C_\sigma \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -L / (mV \cos \beta) + g \cos \theta \cos \gamma / (V \cos \beta) - w_x \cos \alpha \tan \beta + w_y \sin \alpha \tan \beta + w_z \\ \dot{\beta} = g \cos \theta \sin \gamma / V + w_x \sin \alpha + w_y \cos \alpha \\ \dot{\gamma} = L (\tan \theta \sin \gamma + \tan \beta) / (mV) + w_x \cos \alpha \sec \beta - g \cos \theta \cos \gamma \tan \beta / V - w_y \sin \alpha \sec \beta \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{w}_x = \left( \begin{matrix} I_{yy} M_x + I_{xy} (I_z - I_x - I_y) w_x w_z + \\ I_{xy} M_y + (I_y (I_y - I_z) + I_{xy}^2) w_y w_z \end{matrix} \right) / I^* \\ \dot{w}_y = \left( \begin{matrix} I_{xy} M_x + I_{xy} (I_x - I_z - I_y) w_x w_z + \\ I_x M_y + (I_x (I_z - I_x) - I_{xy}^2) w_x w_z \end{matrix} \right) / I^* \\ \dot{w}_z = \left( \begin{matrix} M_z + (I_x - I_y) w_x w_y \\ I_{xy} (w_x^2 - w_y^2) \end{matrix} \right) / I_z \end{cases} \quad (4)$$

式中： $r$ 、 $\lambda$ 、 $\phi$ 表示地心距、经度和纬度； $V$ 、 $\theta$ 、 $\sigma$ 表示速度、弹道倾角和偏角； $m$ 、 $g$ 表示质量和重力加速度； $\alpha$ 、 $\beta$ 、 $\gamma$ 表示攻角、侧滑角和倾侧角； $w_x$ 、 $w_y$ 、 $w_z$ 表示滚转、偏航和俯仰角速率； $L$ 、 $D$ 表示升力和阻力； $M_x$ 、 $M_y$ 、 $M_z$

表示滚转、偏航和俯仰力矩； $I_x$ 、 $I_y$ 、 $I_z$ 、 $I_{xy}$ 表示转动惯量， $I^* = I_x I_y - I_{xy}^2$ ； $C_V$ 、 $C_\theta$ 、 $C_\sigma$ 表示地球自转对飞行器质心运动的作用项。

气动力矩定义为：

$$\begin{cases} M_x = qSbm_x \\ M_y = qSbm_y \\ M_z = qScm_z \end{cases} \quad (5)$$

式中： $q = \rho V^2 / 2$ 表示动压， $\rho$ 表示大气密度； $S$ 、 $b$ 、 $c$ 表示参考面积、气动弦长和展长； $m_x$ 、 $m_y$ 、 $m_z$ 表示滚转、偏航和俯仰力矩系数，定义为：

$$\begin{cases} m_x = m_x^\beta \beta + m_x^\delta \delta \\ m_y = m_y^\beta \beta + m_y^\delta \delta \\ m_z = m_{z,\alpha} + m_z^\delta \delta \end{cases} \quad (6)$$

式中： $m_x^\beta$ 、 $m_y^\beta$ 分别表示滚转和偏航力矩系数对侧滑角的偏导数； $m_{z,\alpha}$ 表示俯仰力矩系数与攻角相关的静导数项； $m_x^\delta$ 、 $m_y^\delta$ 、 $m_z^\delta \in \mathbb{R}^{1 \times 8}$ 表示力矩系数对气动舵偏角的偏导数； $\delta \in \mathbb{R}^{8 \times 1}$ 表示气动舵偏角。

执行机构故障可描述为<sup>[3]</sup>：

$$\delta = \lambda \delta_c + \varsigma \quad (7)$$

式中： $\delta_c = [\delta_{1c}, \delta_{2c}, \dots, \delta_{8c}]^T$ 表示期望的气动舵偏角向量，其中 $\delta_{1c} \sim \delta_{8c}$ 分别表示8个气动舵的期望偏转角； $\delta = [\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_8]^T$ 表示实际的气动舵偏角； $\lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_8\}$ 表示增益故障参数，增益取值范围为 $0 \leq \lambda_i \leq 1 (i=1, 2, \dots, 8)$ ； $\varsigma = [\varsigma_1, \varsigma_2, \dots, \varsigma_8]^T$ 表示偏置故障参数。

## 1.2 分层协调容错的任务目标

针对飞行器可能出现的不同严重程度的执行机构故障，通过协调规划层、制导层和控制层的容错机制，来尽可能降低故障对飞行器及原飞行任务的影响。

## 2 分层协调容错方法设计

### 2.1 故障严重程度的划分

本文从“是否影响飞行器的可控能力”和“是否影响飞行器对任务落点的可达能力”的角度进行了执行机构故障严重程度的划分，如表 1

所示。其中：

(1) “执行机构故障是否影响飞行器的可控能力”通过判断攻角指令剖面是否可旋转配平来确定；

(2) “执行机构故障是否影响飞行器对任务落点的可达能力”通过判断当前任务落点是否位于可达区域边界内来确定。

表 1 执行机构故障的严重程度分类

Table 1 Classification of the severity of actuator faults

执行机构故障的严重程度类别	是否影响飞行器的可控能力	是否影响飞行器对任务落点的可达能力
“轻微”故障	否	否
“影响控制能力”故障	是	否
“影响任务能力”故障	是	是

### 2.2 方法的总体架构

本文所提方法的总体框图如图 1所示，该方法包含规划层、制导层、控制层三个层面的容错机制。所提方法的总体流程图如图 2所示，具体可描述为：

(1) 在控制层，实现容错姿态控制及故障诊断，确保姿控系统对制导指令跟踪性能和控制层的容错能力；

(2) 根据诊断出的故障信息进行飞行器可配平能力预示和可达区域边界预示；

(3) 根据可达区域边界预示结果判断当前任务落点是否可达：

①若落点可达，则跳至步骤（4）；

②若落点不可达，则根据基于深度神经网络的可达区域边界预示方法预示出的故障下可达区域范围进行新降级任务落点的选取，在规划层来提高飞行器的容错能力；

(4) 在制导层，根据基于深度神经网络的可配平能力预示方法的预示结果对制导指令进行修正，并传输给姿控系统可控的制导指令信号，在制导层来提高飞行器的容错能力；

**注1：**本文所提的分层协调容错方法并不依赖于固定的制导、控制方法。其中，可配平能力和可达区域边界预示结果可视作是制导层和控制层期望指令的约束条件，因此，可较为灵活的与其他飞行器制导、控制方法相结合。



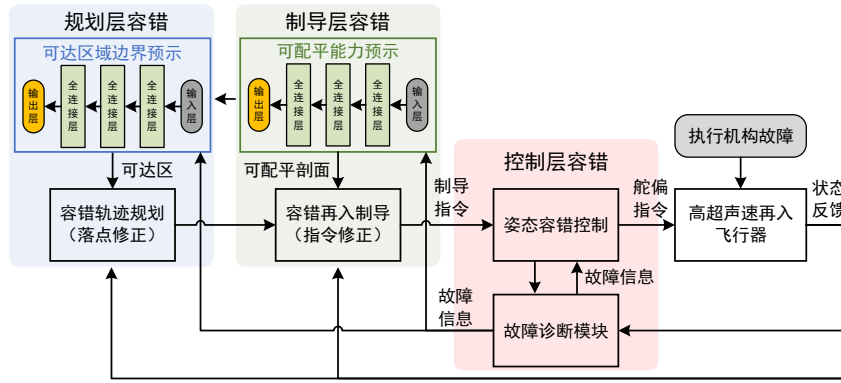


图 1 所提方法的总体框图

Fig. 1 Schematic diagram of the proposed method

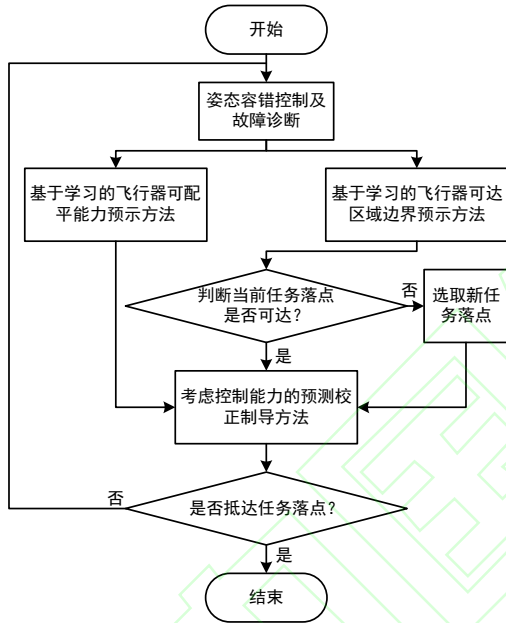


图 2 所提方法的流程图

Fig. 2 Flowchart of the proposed method

### 2.3 姿态容错控制及故障诊断

本文借鉴文献[9]进行容错控制系统的构建,该方法由基于深度学习的故障诊断单元、固定时间扩张状态观测器和预设性能容错控制律构成。该方法除可实现飞行器的姿态容错控制外,还可进行执行机构故障参数 $\hat{\lambda}, \hat{\zeta}$ 的在线诊断,供所提容错方法使用。

**注2:** 本文所提方法本质上基于“可获取到较为准确的故障诊断信息”这一假设。故障诊断信息可通过成熟的故障诊断方法或模块提供[18]。

### 2.4 基于深度神经网络的可配平能力预示方法

本文通过计算飞行器在执行机构故障情况下的旋转配平能力来量化表征执行机构故障对飞行器可控能力的影响。

能旋转配平飞行器的必要条件是:由气动舵偏转而产生的力矩项和由静稳定性导数组成力矩项大小相等,方向相反,表示为:

$$\begin{pmatrix} m_x^\delta \delta \\ m_y^\delta \delta \\ m_z^\delta \delta \end{pmatrix} = - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ m_{z,\alpha} \end{pmatrix} \quad (8)$$

飞行器旋转配平条件可描述为如下的优化问题:

$$J_t = \min_{\delta} \left( \begin{aligned} & \left| m_x^\delta (\hat{\lambda} \delta_c + \hat{\zeta}) \right| + \left| m_y^\delta (\hat{\lambda} \delta_c + \hat{\zeta}) \right| \\ & + \left| m_z^\delta (\hat{\lambda} \delta_c + \hat{\zeta}) + m_{z,\alpha} \right| \end{aligned} \right) \quad (9)$$

s.t.  $\underline{\delta} \leq \delta_c \leq \bar{\delta}$

式中:  $\hat{\lambda}, \hat{\zeta}$  表示执行机构的故障参数;  $\bar{\delta}, \underline{\delta}$  分别表示气动舵偏转角的上界和下界。

在故障情况下,如果式(9)的值为零,则表明飞行器可旋转配平;如果式(9)的值非零,则表明飞行器不可旋转配平。

对于本文所考虑的具有面对称构型的高超声速飞行器而言,气动力矩系数为攻角和马赫数的非线性函数,因此,飞行器可配平能力可在“攻角-马赫数”二维剖面中进行表征。

图 3 给出了执行机构  $\delta_1 \sim \delta_4$  出现  $\lambda_i = 0$  ( $i=1,2,3,4$ ) 的有效性损失故障时,在“攻角-马赫数”二维剖面中的可配平和不可配平区域的示意图。

由图 3 可得,当故障对飞行器可配平能力产生影响时,可通过将攻角指令约束在可配平的包

络界内, 来实现在制导层提升飞行器的容错能力。然而, 在使用优化方法求解式(9)时, 需要对整个“攻角-马赫数”二维平面进行遍历求解, 该过程极其耗时, 难以在线计算。

为提升求解效率, 本文设计了基于深度神经网络的可配平能力预示方法。即, 利用飞行器可配平能力预示网络来进行飞行器故障与可配平区域间映射关系的拟合。预示网络的结构如图4所示, 由全连接网络构成, 包含2个隐藏层, 每个隐藏层节点数均设置为20个。

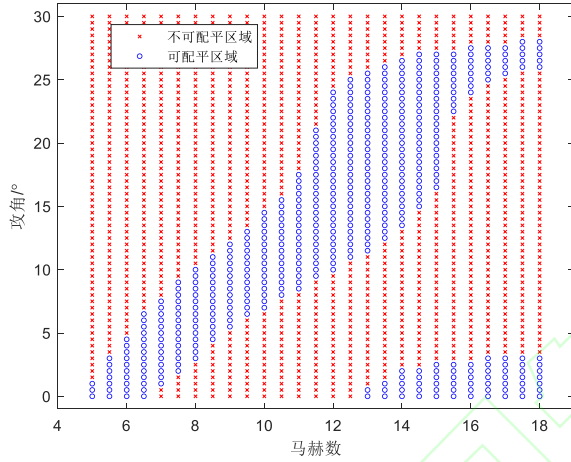


图3 配平能力剖面示意图

Fig. 3 Schematic diagram of trim capability profile

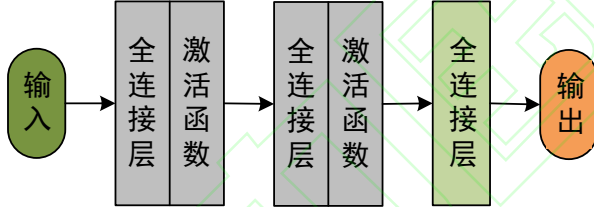


图4 预示网络的结构示意图

Fig. 4 Structure of the prediction network

飞行器的气动力矩系数为攻角和马赫数的非线性函数, 结合式(8)、(9)和图3可得, 飞行器的故障状态 $\hat{\lambda}$ 、 $\hat{\zeta}$ 、马赫数 $Ma$ 和可配平攻角上下界 $\bar{\alpha}_{\max}$ 、 $\bar{\alpha}_{\min}$ 存在一一映射关系。因此, 飞行器可配平能力预示网络的输入 $x_t$ 和输出 $y_t$ 选择为:

$$x_t = [\hat{\lambda}, \hat{\zeta}, Ma]^T \quad (10)$$

$$y_t = [\bar{\alpha}_{\max}, \bar{\alpha}_{\min}]^T \quad (11)$$

在进行样本生成时, 攻角范围设置为:  $[0^\circ, 30^\circ]$ , 马赫数范围设置为:  $[5, 18]$ , 攻角和马赫数的遍历间隔分别选取为  $0.5^\circ$  和  $0.5$ ; 飞行器执行机构故障条件设置为: 执行机构 $\delta_1 \sim \delta_8$ 出现有效性损失 $\lambda_i$  ( $i=1, 2, \dots, 8$ ) 和偏置故障 $\rho_i$  ( $i=1, 2, \dots, 8$ ), 并进行排列组合进行样本生

成。有效性损失的取值范围为  $[0, 1]$ , 偏置故障 $\zeta_i$ 的上界为  $[30^\circ, 30^\circ, 30^\circ, 30^\circ, 26^\circ, 26^\circ, 30^\circ, 60^\circ]$ , 偏置故障 $\zeta_i$ 的下界为  $[-30^\circ, -30^\circ, -30^\circ, -30^\circ, -15^\circ, -15^\circ, -60^\circ, -30^\circ]$ 。执行机构故障的排列组合间隔分别设置为:  $0.1$  和  $1^\circ$ 。

采用优化法在上述范围内进行式(9)的遍历优化求解, 按照上述网络的输入和输出进行训练样本的保存, 本文共生成离线数据115290组。预示网络的损失函数设计为均方误差形式, 采用Adam优化器进行网络参数的更新。经过充分的训练迭代, 最终可得到进行在线应用的飞行器可配平能力预示网络。

该网络的训练曲线如图5所示, 可以发现经过350次左右的迭代, 网络的均方根误差指标可收敛至0.1左右, 达到较高的精度。

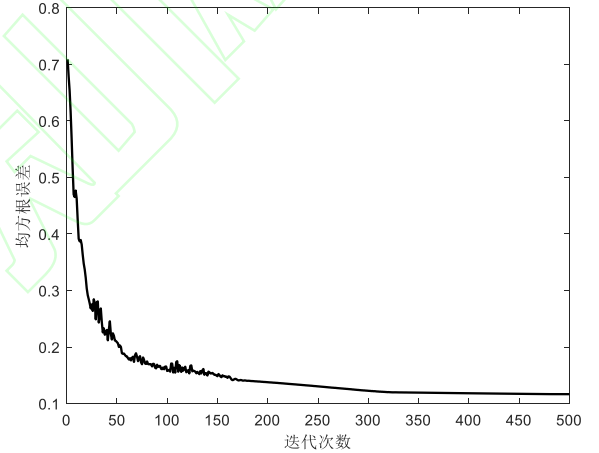


图5 可配平能力预示网络的训练曲线

Fig. 5 Training curve of the trim capability prediction network

## 2.5 考虑可控能力的预测校正制导方法

本文以文献[19]所提的制导方法为基础, 进行考虑可控能力的制导方法设计。由2.4节可知, 执行机构故障会影响飞行器的可配平攻角剖面。因此, 本文在攻角指令设计时, 利用2.4节给出的可配平攻角的上、下界对原标称指令剖面进行修正, 来实现制导层的容错。

结合2.4节所提预示方法, 纵向制导中的攻角指令可修正为:

$$\alpha = \alpha_0(V) + \Delta\alpha \quad (12)$$

式中:  $\Delta\alpha$  为攻角修正量, 来确保飞行器攻角指令 $\alpha \in [\bar{\alpha}_{\min}, \bar{\alpha}_{\max}]$ ;  $\alpha_0(V)$  表示原分段标称攻角剖

面。

进一步，在制导的预测环节也采用上述修正后的攻角剖面，从而可预测出执行机构故障情况下飞行器更准确的落点，以迭代校正出考虑飞行器当前可控能力的倾侧角幅值指令，实现在制导层提升飞行器容错能力和提高执行机构故障下的制导性能。

## 2.6 基于深度神经网络的可达区域边界预示方法

由2.5节可知，制导层可通过修正攻角指令剖面来提升飞行器的容错能力。但是，当故障对飞行器可配平能力产生较大影响时，原标称指令剖面(12)会被大范围修正。而原标称剖面(12)中的 $\alpha_{\min}$ 通常选择为最大升阻比攻角，当攻角指令剖面被大范围修正后，会导致飞行器的可飞航程明显缩小，甚至出现无法抵达任务落点的情况。因此，有必要计算执行机构故障情况下飞行器的可达区域范围。

可达区域的求解方法有常值倾侧角法、数值优化法、剖面参数规划法等<sup>[20]</sup>。为同时考虑执行机构对可配平攻角剖面的影响，本文选取工程中常用的“常值倾侧角法”来计算飞行器的可达区域边界。在计算时，攻角指令设计为与式(12)一致；倾侧角指令则选取为固定值，指令范围设置为 $\gamma \in [-80^\circ, 80^\circ]$ ，每间隔 $20^\circ$ 进行取值。然后，进行多次数值积分迭代，即可求得当前飞行器的可达区域范围。

图6给出了飞行器在无故障和三种不同严重程度故障下的可达区域边界示意图（飞行器初始位置位于 $(0^\circ, 0^\circ)$ ），故障情况1为执行机构 $\delta_1$ 出现 $\lambda_1 = 0$ 的有效性损失故障，故障情况2为执行机构 $\delta_1 \sim \delta_4$ 出现 $\lambda_i = 0$  ( $i=1, 2, 3, 4$ ) 的有效性损失故障，故障情况3为执行机构 $\delta_1 \sim \delta_4$ 出现 $\zeta_i = 30^\circ$  ( $i=1, 2, 3, 4$ ) 的卡死故障。可以发现，当出现故障情况1和2时，飞行器的可达区域边界与无故障情况接近；当出现情况3时，飞行器的可达区域边界会明显缩小。此时，若原任务落点位于缩小后的可达区域边界外时，则会出现无法抵达的情况。因此，有必要结合规划层进行新任务落点的选取，从而进一步提高飞行器的容错能力。

虽可采用上述方法得到不同故障情况下的可

达区域边界，但是大量的数值积分过程极其耗时，难以在线应用。

因此，为提高飞行器在故障情况下可达区域边界计算的效率，本文设计了基于深度神经网络的可达区域边界预示方法，该方法同样借助深度全连接网络的拟合能力，来进行飞行器当前故障和状态与可达边界范围映射关系的拟合。飞行器可达区域边界预示网络的结构图可见图4。

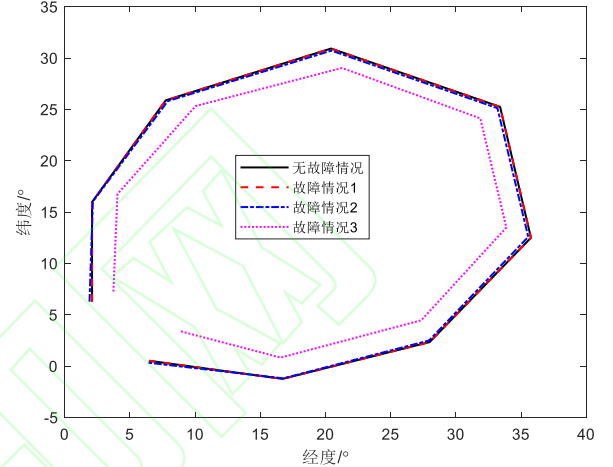


图6 可达区域边界示意图

Fig. 6 Schematic diagram of reachable area boundaries

分析飞行器方程(1)~(2)可知，飞行器质心运动状态、执行机构的故障会对飞行器的可达区域造成明显的影响。因此飞行器可达区域边界预示网络的输入 $\mathbf{x}_r$ 和输出 $\mathbf{y}_r$ 设计为：

$$\mathbf{x}_r = [\lambda, \phi, h, V, \theta, \sigma, \hat{\lambda}, \hat{\zeta}]^T \quad (13)$$

$$\mathbf{y}_r = [\lambda_1, \phi_1, \lambda_2, \phi_2, \lambda_3, \phi_3, \lambda_4, \phi_4, \lambda_5, \phi_5, \lambda_6, \phi_6, \lambda_7, \phi_7, \lambda_8, \phi_8, \lambda_9, \phi_9]^T \quad (14)$$

式中： $\lambda, \phi, h, V, \theta, \sigma$  分别表示飞行器当前的经度、纬度、高度、速度、航迹倾角和航迹偏角； $\hat{\lambda}, \hat{\zeta}$  表示故障参数； $\lambda_i, \phi_i$  ( $i=1, 2, \dots, 9$ ) 表示用于包络飞行器可达区域边界的顶点的经、纬度。

在进行样本生成时，执行机构故障范围与遍历间隔与2.4节一致。采用“常值倾侧角法”在上述故障情况下进行大量数值仿真，并采集过程中的每个制导周期的飞行器状态、执行机构故障参数、落点的经度和纬度作为网络的输入和标签值，本文共生成离线数据59500组。损失函数也设置为均方误差形式，网络参数采用Adam优化器根据损失值计算梯度来更新。经过充分的训练迭代，最终可得到用于在线应用的飞行器可达区域边界预示网络。

可达区域边界预示网络的训练曲线如图 7 所示, 可以发现经过 300 次左右的迭代, 均方根误差指标可收敛至 0.06 左右, 达到较高的精度。

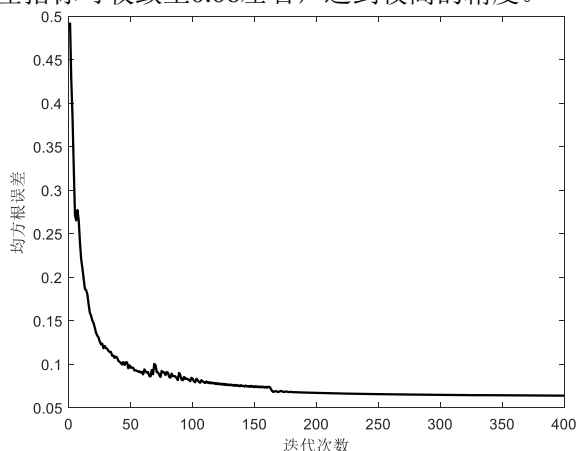


图 7 可达区域边界预示网络的训练损失曲线

Fig. 7 Loss curve of the reachable area boundaries prediction network

### 3 仿真验证

飞行器初始状态选取为： $h = 50 \text{ km}$ ， $V = 5 \text{ km/s}$ ， $\lambda = 0^\circ$ ， $\phi = 0^\circ$ ， $\theta = 0^\circ$ ， $\sigma = -50^\circ$ ， $\alpha = 25^\circ$ ， $\beta = 0^\circ$ ， $\gamma = 30^\circ$ ， $w_x = 0^\circ/\text{s}$ ， $w_y = 0^\circ/\text{s}$ ， $w_z = 0^\circ/\text{s}$ 。

飞行器终端状态设置为： $h_f^* = 22 \text{ km}$ ， $V_f^* = 2 \text{ km/s}$ ， $\lambda_f^* = 35^\circ$ ， $\phi_f^* = 16^\circ$ 。

终端误差上界设置为  $\delta_R = 10 \text{ km}$ ， $\delta_h = 2 \text{ km}$ ， $\delta_V = 200 \text{ m/s}$ 。

三种不同严重程度的执行机构故障设置如表 2 所示。

表 2 故障情况设置  
Table 2 Actuator Fault Settings

情况	故障设置
一	$t = 100 \text{ s}$ 时, $\delta_1$ 出现 $\lambda_1 = 0$ 的有效性损失故障, $\delta_2 \sim \delta_8$ 不存在故障
二	$t = 100 \text{ s}$ 时, $\delta_1 \sim \delta_4$ 出现 $\lambda_i = 0$ 的有效性损失故障, $\delta_5 \sim \delta_8$ 不存在故障
三	$t = 100 \text{ s}$ 时, $\delta_1 \sim \delta_4$ 出现 $\zeta_i = 30^\circ$ 的有效性损失故障, $\delta_5 \sim \delta_8$ 不存在故障

此外, 为从仅控制层容错、制导和控制层结合容错以及综合考虑规划、制导与控制层的分层协调容错三个层次进行系统对比来验证所提方法的有效性, 设置三个用于对比的方法, 如表 3 所示。

表 3 对比方法设置  
Table 3 Comparison Method Settings

对比方法	控制层	制导层	规划层
1	自抗扰方法容错控制方法 <sup>[21]</sup>	不考虑容错	
2	本文所采用容错控制方法	不考虑容错	
3	本文所采用容错控制方法	考虑可控能力的预测校正制导方法	不考虑容错

#### 3.1 故障情况一

图 8 和图 9 给出了所提可配平能力和可达区域边界预示方法的预示结果, 可以发现可配平攻角预示误差的绝对值不超过  $0.5^\circ$ , 可达区域边界预示误差的绝对值不超过  $2 \text{ km}$ , 体现出了预示方法的有效性。

由图 8~图 9 也可得, 当前故障并未影响标称攻角剖面指令的可配平能力和任务落点的可达能力, 根据表 1, 当前故障属于“轻微”故障, 仅在控制层容错即可完成原飞行任务。图 10 给出了两种方法的飞行轨迹, 经统计, 所提方法和对比方法 1 的终端位置误差分别为  $5.08 \text{ km}$  和  $8.45 \text{ km}$ , 均满足终端制导误差的要求, 但是制导精度会受不同容错控制方法的影响。

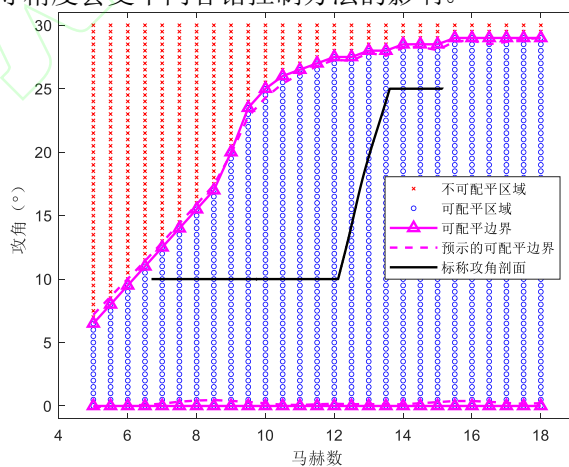


图 8 情况一中所提可配平能力预示方法结果图  
Fig. 8 Curves of the proposed trim capability prediction method in case one



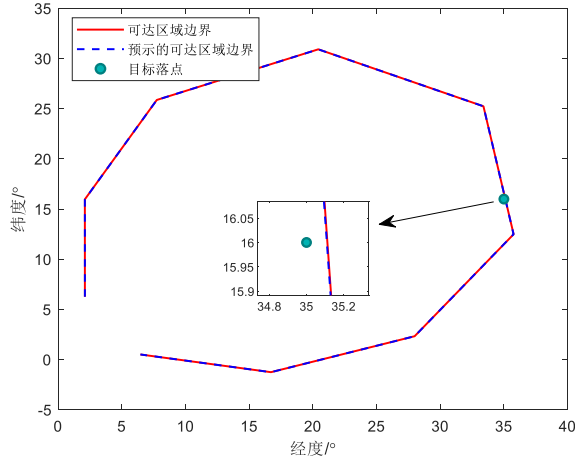


图 9 情况一中所提可达区域边界预示方法结果图  
Fig. 9 Curves of the proposed reachable area boundary prediction method in case one

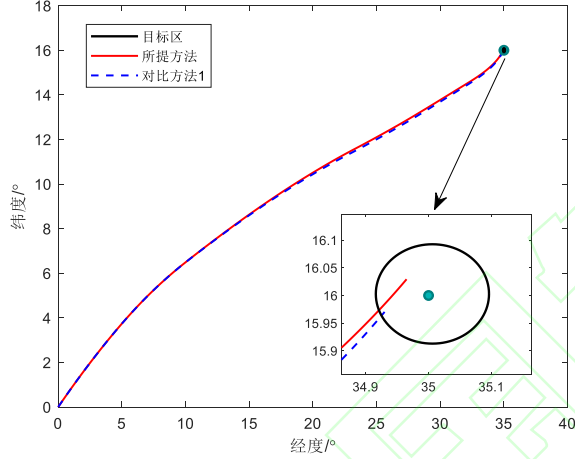


图 10 情况一中的飞行轨迹  
Fig. 10 Flight trajectory in case one

### 3.2 故障情况二

图 11和图 12给出了在故障情况二下所提可配平能力预示方法和可达区域边界预示方法的预示结果，可以发现可配平攻角预示误差的绝对值不超过  $0.49^\circ$ ，可达区域边界预示误差的绝对值不超过 2 km，均取得较高的精度。

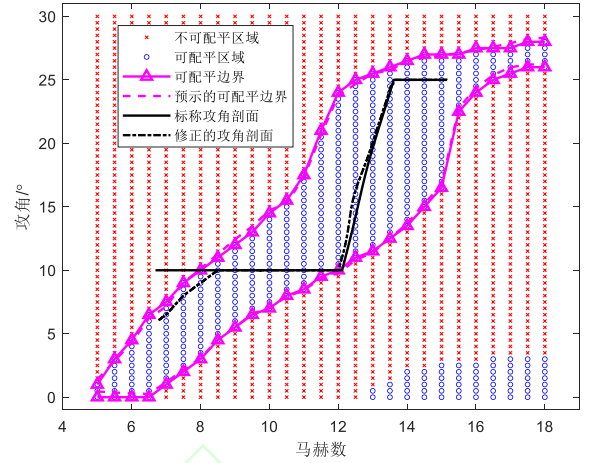


图 11 情况二中所提可配平能力预示方法结果图  
Fig. 11 Curves of the proposed trim capability prediction method in case two

由图 11和图 12也可得，当前执行机构故障已经影响到飞行器在标称攻角剖面指令下的可配平能力（在马赫数小于  $8.5 Ma$  后，原攻角剖面中部分指令无法配平），但是并没有影响到飞行器的可达区域范围。因此，根据表 1，当前故障属于“影响控制能力”故障。

根据所提分层协调容错方法的思想，须结合制导层和控制层容错来弥补当前故障对原飞行任务的影响。

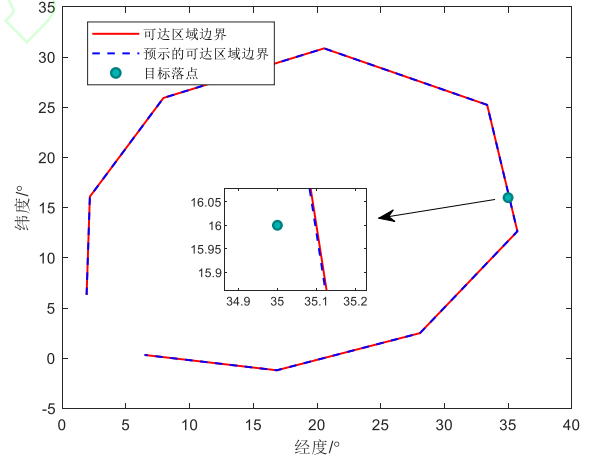


图 12 情况二中所提可达区域边界预示方法结果图  
Fig. 12 Curves of the proposed reachable area boundary prediction method in case two

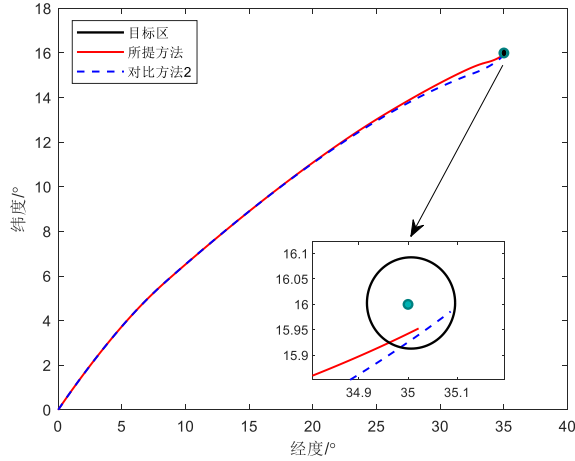


图 13 情况二中的飞行轨迹  
Fig. 13 Flight trajectory in case two

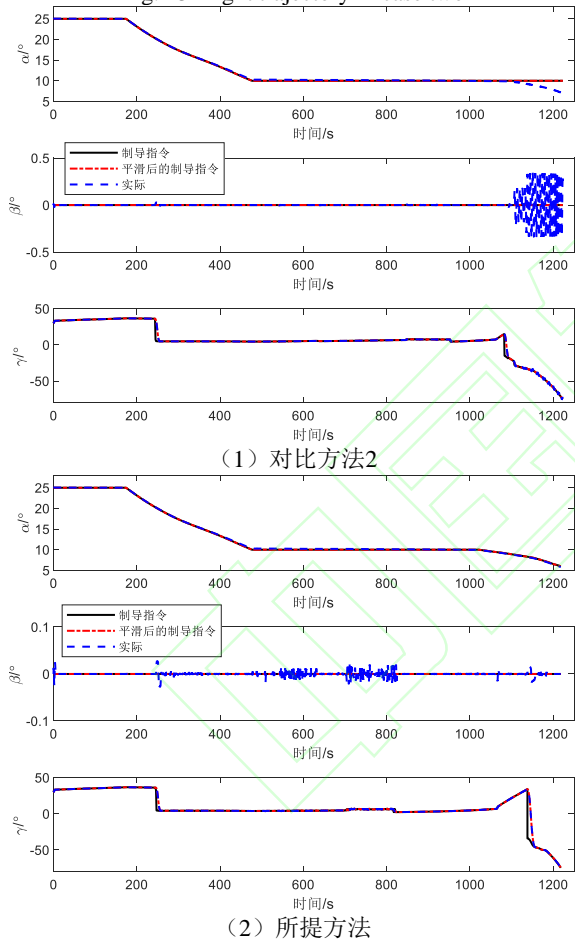


图 14 情况二中的姿态角跟踪曲线

Fig. 14 Attitude angle tracking curves in case two

由图 14 可得, 所提方法的姿态角和角速率跟踪误差的绝对值分别不超过  $0.5^\circ$  和  $0.5^\circ \cdot s^{-1}$ , 取得了较好的控制性能; 而对比方法2的角速率回路存在明显的抖震, 攻角和倾侧角的跟踪误差也逐渐增大, 并呈现发散趋势, 这是由于并未考虑故障对飞行器可配平攻角剖面的影响。

由图 15~图 16 给出的舵偏曲线可得, 对比方法2并未在制导层考虑容错, 当飞行器攻角指令处于无法配平的区域时, 执行机构的舵偏角也出现明显的震荡。

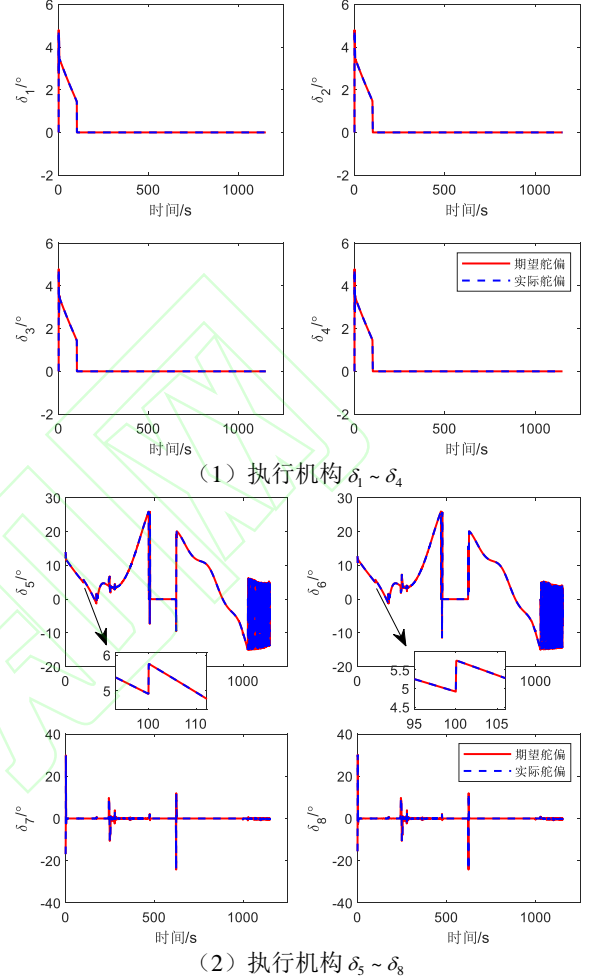
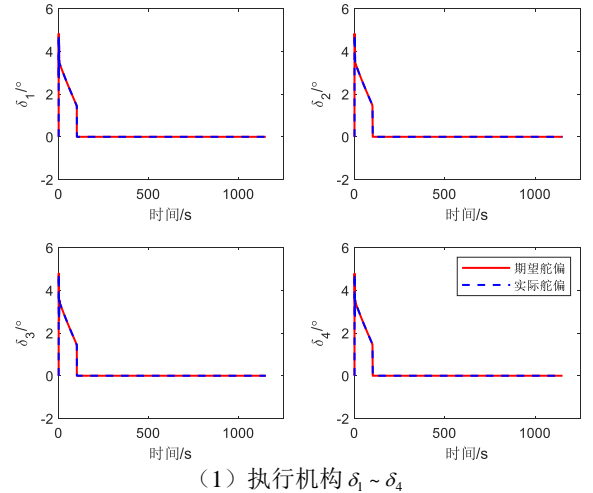


图 15 情况二中对方法2的舵偏曲线  
Fig. 15 Rudder deviation curve of the second comparison method in case two



(1) 执行机构  $\delta_1 \sim \delta_4$

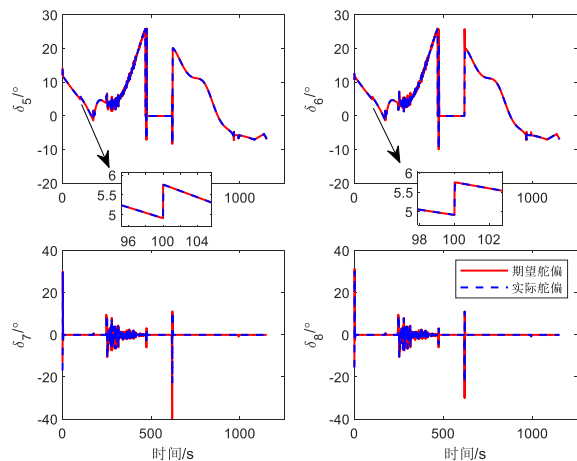

 (2) 执行机构  $\delta_5 \sim \delta_8$ 

图 16 情况二中所提方法的舵偏曲线

Fig. 16 Rudder deviation curve of the proposed method in case two

### 3.3 故障情况三

图 17和图 18分别给出了在故障情况三下所提预示方法的结果，可以发现可配平攻角预示误差的绝对值不超过  $0.5^\circ$ ，可达区域边界预示误差的绝对值不超过 2 km，体现出了预示方法的鲁棒性。

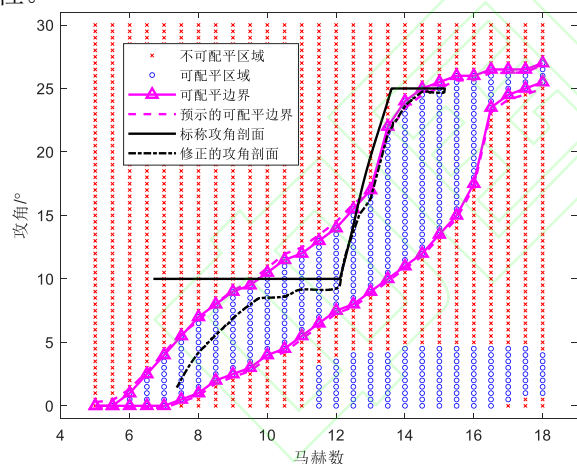


图 17 情况三中所提可配平能力预示方法结果图

Fig. 17 Curves of the proposed trim capability prediction method in case three

由图 17和图 18可得，当前执行机构故障已经严重影响到了飞行器在标称攻角指令下的可配平能力，而且飞行器的可达区域范围也产生明显缩小，原有任务落点已不可达。因此，根据表 1，当前故障属于“影响任务能力”故障。

根据所提分层协调容错方法的思想，必须结合规划层进行任务落点的重新选取，进而结合制导层和控制层容错才可尽量避免执行机构故障对飞行任务的严重影响。

根据图 18给出的可达区域范围，将新任务落点选取为： $\lambda_f^* = 31^\circ$ ， $\phi_f^* = 15^\circ$ 。

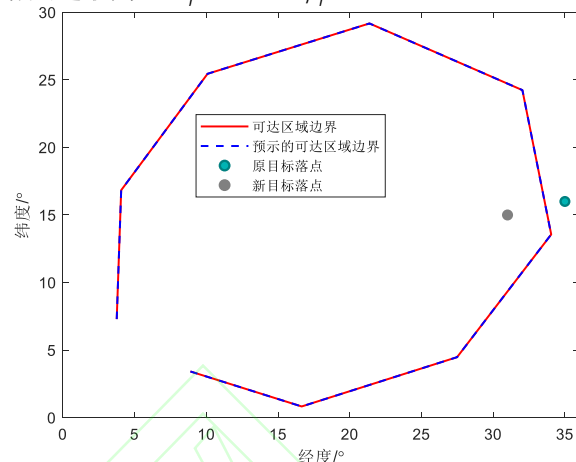


图 18 情况三中所提可达区域边界预示方法结果图

Fig. 18 Curves of the proposed reachable area boundary prediction method in case three

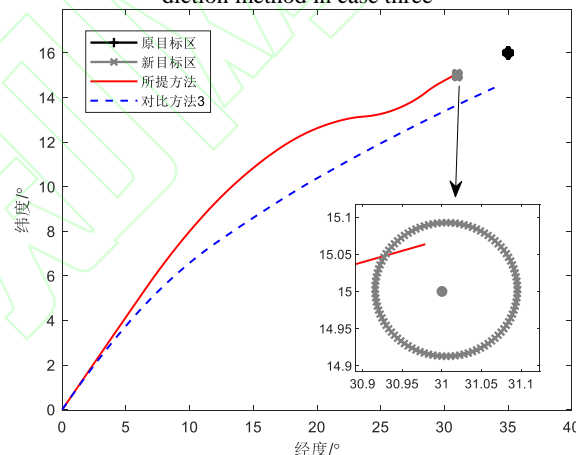


图 19 情况三中的飞行轨迹

Fig. 19 Flight trajectory in case three

图 20给出了所提方法的姿态角跟踪曲线。所提方法根据可配平攻角剖面进行了制导指令的修正，避免了飞行器姿态控制系统失稳，但是由于执行机构故障较为严重，姿态角和角速率跟踪均产生明显的跟踪误差。

图 21给出了所提方法的舵偏曲线，由于该飞行器具有八个冗余的执行机构，当执行机构  $\delta_1 \sim \delta_4$ （分别为右内升降舵、右外升降舵、左内升降舵和左外升降舵）出现卡死故障后，可通过协调  $\delta_5$ （右副翼）和  $\delta_6$ （左副翼）的偏转来弥补当前故障的影响。

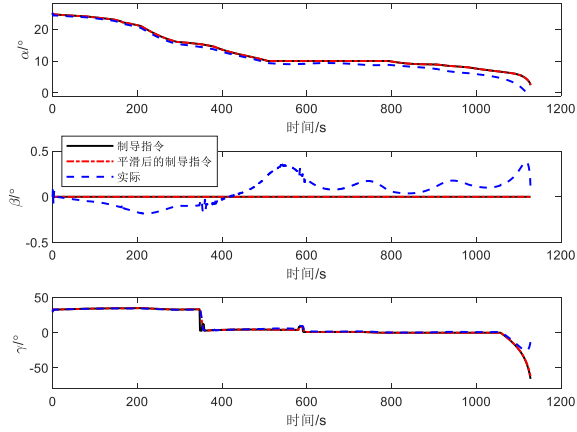


图 20 情况三中的姿态角跟踪曲线

Fig. 20 Attitude angle tracking curves in case three

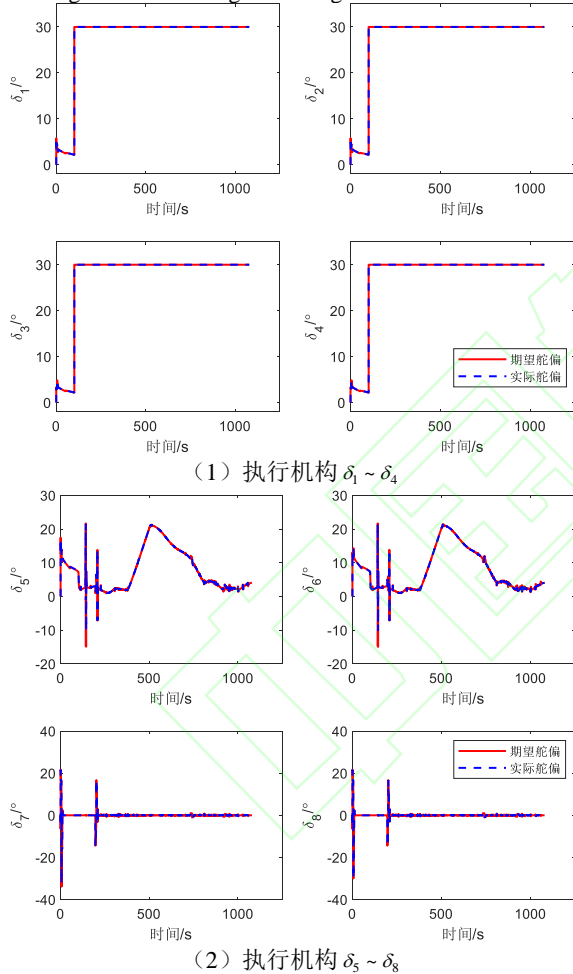


图 21 情况三中所提方法的舵偏曲线

Fig. 21 Rudder deviation curve of the proposed method in case three

## 4 结 论

执行机构故障会对高超声速飞行器的稳定性、任务完成能力和安全性造成明显影响。针对这一问题，为系统提升飞行器在不同严重程度

的执行机构故障情况下的容错能力和任务完成能力，本文提出了基于学习的飞行器分层协调容错方法。

首先，为实现执行机构故障严重程度的在线量化分析，提出了基于深度神经网络的飞行器可配平能力预示方法和可达区域边界预示方法；接着，以两种预示方法为“纽带”，构建分层协调容错的整体框架——首先根据预示结果在线判断当前执行机构故障的严重程度，并针对性地协调控制、制导和规划层的容错机制，来尽可能弥补执行机构故障对飞行性能和任务完成能力的影响；最后，通过仿真来验证了所提方法的有效性。

本文所提方法本质上基于“可获取到较为准确的故障诊断信息”这一假设。如何增强所提预示方法在故障诊断信息存在误差等情况下的鲁棒性和准确性，是作者下一步要深入研究的问题。

## 参 考 文 献

- [1] DING Y B, YUE X K, CHEN G S, et al. Review of control and guidance technology on hypersonic vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(7): 1-18.
- [2] 姜雨石. 高超声速飞行器再入故障诊断及容错控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.  
JIANG Y S. Research on Reentry Fault Diagnosis and Fault Tolerant Control of Hypersonic Vehicle[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021 (in Chinese).
- [3] WU T C, WANG H L, YU Y, et al. Quantized fixed-time fault-tolerant attitude control for hypersonic reentry vehicles[J]. Applied Mathematical Modelling, 2021, 98: 143-160.
- [4] AN H, LIU J X, WANG C H, et al. Approximate backstepping fault-tolerant control of the flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 21(3): 1680-1691.
- [5] LI P, YU X, ZHANG Y M, et al. Adaptive multivariable integral TSMC of a hypersonic gliding vehicle with actuator faults and model uncertainties[J]. IEEE/ASME Transactions On Mechatronics, 2017, 22(6): 2723-2735.
- [6] YU X, LI P, ZHANG Y M. Fixed-time actuator fault accommodation applied to hypersonic gliding vehi-



- cles[J]. IEEE Transactions on Automation science and Engineering, 2020, 18(3): 1429-1440.
- [7] HU Q L, Wang C L, Li Y, et al. Adaptive control for hypersonic vehicles with time-varying faults[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2018, 54(3): 1442-1455.
- [8] XU B, SHI Z K, SUN F C, et al. Barrier Lyapunov function based learning control of hypersonic flight vehicle with AOA constraint and actuator faults[J]. IEEE transactions on cybernetics, 2018, 49(3): 1047-1057.
- [9] WU T C, WANG H L, YU Y, et al. Hierarchical fault-tolerant control for over-actuated hypersonic reentry vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 119: 107134.
- [10] OPPENHEIMER M, DOMAN D, BOLENDER M. A method for estimating control failure effects for aerodynamic vehicle trajectory retargeting: AIAA-2004-5169 [R]. Reston, VA: AIAA, 2004.
- [11] SHAFFER P J, ROSS I M, OPPENHEIMER M W, et al. Fault-tolerant optimal trajectory generation for reusable launch vehicles[J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 2007, 30(6): 1794-1802.
- [12] 余跃, 王宏伦. 基于深度学习的高超声速飞行器再入预测校正容错制导[J]. 兵工学报, 2020, 41(04): 656-669.
- YU Y, WANG H L. Deep learning based reentry predictor-corrector fault-tolerant guidance for hypersonic vehicles[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(04): 656-669 (in Chinese).
- [13] LV X H, JIANG B, QI R Y, et al. Survey on nonlinear reconfigurable flight control[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2013, 24(6): 971-983.
- [14] 钱佳淞, 齐瑞云, 姜斌. 高超声速飞行器再入容错制导技术综述[J]. 飞行力学, 2015, 33(05): 390-394.
- QIAN J S, QI R Y, JIANG B. Review of reentry fault-tolerant guidance technology on hypersonic vehicles[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(05): 390-394 (in Chinese).
- [15] YU X, ZHOU S C, GUO K X, et al. Integrated Reconfiguration Mechanism for Quadrotors with Capability Analysis Against Rotor Failure[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2023, 46(2): 401-409.
- [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] 郭雷, 王陈亮, 王雨, 朱玉凯, 乔建忠. 多源干扰下高超声速飞行器自主精细控制[J]. 宇航学报, 2023, 44(04): 558-565.
- GUO L, WANG C L, WANG Y, et al. Autonomous Refined Control for Hypersonic Flight Vehicles with Multiple Disturbances[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(04): 558-565 (in Chinese).
- [18] YU X, FU Y, PENG X Y. Fuzzy logic aided fault-tolerant control applied to transport aircraft subject to actuator stuck failures[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2017, 26(4): 2050-2061.
- [19] 武天才, 王宏伦, 任斌, 等. 考虑规避与突防的高超声速飞行器智能容错制导控制一体化设计方法[J]. 航空学报, 2024.
- WU T C, WANG H L, REN B, et al. Learning-based integrated fault-tolerant guidance and control method for hypersonic vehicles considering avoidance and penetration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024 (in Chinese).
- [20] 章吉力, 周大鹏, 杨大鹏, 等. 禁飞区影响下的空天飞机可达区域计算方法[J]. 航空学报, 2021, 42(08): 272-285.
- ZHANG J L, ZHOU D P, YANG D P, et al. Computation method for reachable domain of aerospace plane under the influence of no-fly zone[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(08): 272-285 (in Chinese).
- [21] YU Y, WANG H L, LI N, et al. Finite-time model-assisted active disturbance rejection control with a novel parameters optimizer for hypersonic reentry vehicle subject to multiple disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 588-600.

## Learning-based Hierarchical Coordination Fault-tolerant Method for Hypersonic Vehicles

WU Tiancai<sup>1,2,3</sup>, WANG Honglun<sup>1,2,\*</sup>, REN Bin<sup>1,2</sup>, YAN Guocheng<sup>1,2</sup>, WU Xingyu<sup>1,2</sup>

1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

2. The Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China

3. Hangzhou City University Binjiang Innovation Center, Hangzhou 310056, China

**Abstract:** To enhance hypersonic vehicles' fault-tolerance capability and mission completion ability under various severity levels of actuator faults, this paper proposes a learning-based hierarchical coordination fault-tolerant method for hypersonic vehicles. Firstly, to achieve online quantitative analysis of the severity of actuator faults, deep neural network-based approaches for predicting vehicle trim capability and reachable region boundaries are proposed. Subsequently, using the above prediction methods as "bridges," a hierarchical coordinated fault-tolerance framework is constructed. The method assesses the severity of current actuator faults in real-time based on prediction results, then selectively coordinates fault-tolerant mechanisms at the control, guidance, and planning layers to mitigate the impact of actuator faults on flight performance and mission completion capability as much as possible. Finally, simulations under three different severity levels of actuator faults are conducted to validate the effectiveness of the proposed fault-tolerant method.

**Keywords:** Hypersonic vehicle; Actuator fault; Deep learning; Trim capability; Reachable area; Fault tolerance

Received: 2024-01-19; Revised: 2024-02-27; Accepted: 2024-05-13

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62173022), Aeronautical Science Foundation of China (2018ZC51031), Outstanding Research Project of Shen Yuan Honors College, BUAA (230121205)

\*Corresponding author. E-mail: wang\_hl\_12@126.com