

# 基于 NFTET 的高超声速飞行器鲁棒轨迹重构设计

郭小平 齐瑞云

(南京航空航天大学自动化学院, 南京, 211106)

**摘要:**考虑高超声速飞行器故障下安全再入飞行问题, 针对飞行器发生较大故障的情况, 提出了基于相邻可行轨迹存在定理 (Neighboring feasible trajectory existence theorem, NFTET) 的鲁棒在线轨迹重构算法。在标称情况下基于反馈线性化预测校正制导算法生成满足各种约束条件的再入轨迹; 由于 NFTET 只适用于发生较小故障的情况, 为保证较大故障下飞行器仍能以较高精度安全着陆, 基于 NFTET 理论设计了鲁棒轨迹重构算法, 得到了较高落点精度的飞行轨迹。仿真结果表明, 本文所提出算法能有效解决飞行器较大故障下的安全再入轨迹重构问题, 提高了飞行器的自主容错能力。

**关键词:**高超声速飞行器; 安全再入; 相邻可行轨迹存在定理; 鲁棒轨迹重构算法; 自主容错

中图分类号: V249.1

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2017)S-0082-07

## Design of Robust Trajectory Reshaping for Hypersonic Vehicle Based on NFTET

GUO Xiaoping, QI Ruiyun

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 211106, China)

**Abstract:** For the safety reentry flight problem of hypersonic vehicle at fault, a robust trajectory reshaping algorithm is proposed based on the neighboring feasible trajectory existence theorem (NFTET) under the large failure of the vehicle. In the nominal case, an improved predictor-corrector guidance law based on the feedback linearization theory is proposed to generate the reentry trajectory to satisfy the various constraints. Since NFTET is only applied to the occurrence of small failures, to ensure the safe landing with high precision under the large failure, the robust trajectory reshaping algorithm is designed based on NFTET, and the higher landing accuracy of the flight path is obtained. The simulation results show that the algorithm proposed in this paper can effectively solve the problem of the safety reentry trajectory reshaping under the large failure of vehicle, and improve the autonomous fault tolerance ability of the vehicle.

**Key words:** hypersonic vehicle; safety reentry flight; NFTET; robust trajectory reshaping algorithm; autonomous fault tolerance ability

纵观高超声速飞行器的发展史, 高超声速飞行试验过程并非是一帆风顺的, 由试验失败而导致国家遭受巨大损失的案例非常多, 因此高超声速飞行器应具有较强的自主性、安全性和可靠性, 这就要求飞行器必须具备应付突发事件的能力, 使得故障

下飞行器能够安全飞行至既定的终端位置。

目前, 高超声速飞行器容错控制方面优秀的研究成果主要包括: 状态反馈<sup>[1-2]</sup>、直接输出反馈<sup>[3-4]</sup>和观测器输出反馈<sup>[5-6]</sup>等容错控制方案。针对轨迹重构技术方面, 故障对飞行器性能的影响主要为定

**基金项目:**国家自然科学基金(61374116)资助项目; 江苏省“六大人才高峰”高层次人才项目(HKHT-010)资助项目。

**收稿日期:**2017-05-15; **修订日期:**2017-06-20

**通信作者:**齐瑞云, 女, 教授, 博士生导师, E-mail: ruiyun. qi@nuaa. edu. cn.

**引用格式:**郭小平, 齐瑞云. 基于 NFTET 的高超声速飞行器鲁棒轨迹重构设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S): 82-88. GUO Xiaoping, QI Ruiyun. Design of robust trajectory reshaping for hypersonic vehicle Based on NFTET [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S): 82-88.

性地描述,或是对飞行试验数据进行分析,仍无系统的研究方案。文献[7-8]将故障信息引入制导环,采用伪谱法实现了飞行器故障下的轨迹重构;呼卫军<sup>[9]</sup>采用动态伪谱法实现了运载器变更着陆点与控制能力下降情况下的应急再入轨迹重构;Schierman<sup>[10]</sup>运用最优飞行路径自适应算法,对离线轨迹库进行编码,找到故障下最优轨迹,实现了轨迹重构。文献[11]基于相邻可行轨迹存在定理(Neighboring feasible trajectory existence theorem, NFTET)和轨迹鲁棒定理(Trajectory robustness theorem, TRT)实现了下降着陆段故障下的轨迹重构。文献[12]将 NFTET 扩展至飞行再入段,采用预测校正算法生成标称轨迹,完成了在线容错制导算法的设计。

NFTET 定理<sup>[11-12]</sup>只适用于发生较小偏差的情况,对于较大的故障偏差,文献[11]基于 NFTET 的 TRT 定理仅适用于单输入系统,对于多输入系统,TRT 定理无法满足重构轨迹的有效性。由于本文采用非固定攻角,则实际模型包含两个控制量,故本文结合反馈线性化预测校正制导算法,提出了基于 NFTET 的鲁棒轨迹重构算法,实现了多输入系统较大故障下的轨迹重构。通过仿真验证,该算法有效实现了较大偏差故障下的轨迹重构,飞行器能够安全降落在既定的终端位置。

## 1 再入模型

### 1.1 再入运动方程

简化的再入飞行运动方程<sup>[13]</sup>

$$\dot{V} = -D/m - g \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{mV} + \left( \frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \gamma \quad (2)$$

$$\dot{\psi} = -\frac{L \sin \sigma}{mV \cos \gamma} + \frac{V}{r} \cos \gamma \sin \phi \tan \sigma \quad (3)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (4)$$

$$\dot{\theta} = -\frac{V \cos \gamma \sin \phi}{r \cos \sigma} \quad (5)$$

$$\dot{\varphi} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \quad (6)$$

式中:状态量  $\mathbf{x} = [V, \gamma, \psi, h, \theta, \varphi]$  分别为速度、航迹角、航向角、高度、经度和纬度;控制量  $\mathbf{u} = [\alpha, \sigma]$  分别为攻角和倾侧角; $r$  为地心距; $m$  为飞行器质量; $g$  为重力加速度。 $L$  和  $D$  分别为升力和阻力,其表达式为

$$L = 0.5 \rho V^2 S C_L, D = 0.5 \rho V^2 S C_D \quad (7)$$

式中: $S$  为飞行器的有效参考面积; $\rho$  为大气密度; $C_L$  与  $C_D$  分别表示升力系数和阻力系数。

### 1.2 再入约束条件

高超声速飞行器再入飞行过程存在多种路径

约束,包括热流率  $\dot{Q}$ 、过载  $N$  动压  $q$  等“硬约束”条件,以及拟平衡滑翔条件(Quasi-equilibrium glide condition, QEGC)的“软约束”条件<sup>[14]</sup>。

飞行器必须满足一定的终端约束条件

$$h(t_f) = h_f^*, \theta(t_f) = \theta_f^*, \varphi(t_f) = \varphi_f^*, V(t_f) = V_f^*$$

式中: $h_f^*, \theta_f^*, \varphi_f^*$  和  $V_f^*$  为所期望的终端状态值。

攻角和倾侧角约束条件

$$\alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}, \sigma_{\min} < \sigma < \sigma_{\max} \quad (8)$$

式中: $\alpha_{\min}$  和  $\alpha_{\max}$  ( $\sigma_{\min}$  和  $\sigma_{\max}$ ) 为控制量的边界值。

### 1.3 轨迹重构控制目标

先进制导控制技术作为高超声速飞行器的核心技术,必须具有强鲁棒性和自适应调节能力。当飞行器再入条件改变、飞行器故障或任务重构时,飞行器必须具有处理紧急事件的能力,即容错控制与轨迹重构能力。本文主要基于所设计的制导律,进行故障下再入重构轨迹设计。

## 2 标称制导律设计

本文采用非固定攻角,基于反馈线性化思想改进了预测校正制导算法,以过载为中间量,分别在纵向和侧向通过反馈线性化实时预测校正终端位置,设计制导律,生成再入飞行轨迹。

### 2.1 约束转换

再入制导与控制过程通常将路径约束转化为高度-速度( $h$ - $V$ )剖面进行飞行约束控制<sup>[15]</sup>。实际飞行过程中,纵向过载  $n_y$  和侧向过载  $n_z$ <sup>[13]</sup> 分别为

$$n_y = \frac{\rho V^2 S C_L \cos \sigma}{2mg_0}, n_z = -\frac{\rho V^2 S C_L \sin \sigma}{2mg_0} \quad (9)$$

设  $\cos \gamma = 1$ , 联立纵向过载  $n_y$  与 QEGC, 可得新的 QEGC, 结合( $h$ - $V$ )剖面, 获得飞行约束条件

$$1 - V^2 / (gr_{\text{down}}) \leq n_y \leq n_{y_{\max}} \quad (10)$$

式中: $n_{y_{\max}}$  为纵向最大过载。可通过设计满足路径约束条件的过载去实现高超声速飞行器再入制导过程。

### 2.2 制导律设计

为了消除纵向轨迹之间的偏差,本文定义了视线偏角  $\gamma_{\text{LOS}}$ , 如图 1 所示。

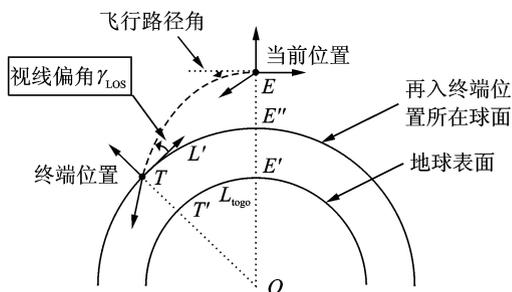


图 1 纵向角度之间的关系图

Fig. 1 Relationship between the longitudinal angles

由于地心距远远大于飞行高度,可将图形  $EE'T$  视为直角三角形,得视线偏角为

$$\tan\gamma_{LOS} = \frac{R_e(h - h_f^*)}{(R_e + h_f^*)L_{\text{to go}}} \quad (11)$$

式中:  $L_{\text{to go}}$  为剩余航程。

由于视线偏角  $\gamma_{LOS}$  与飞行路径角  $\gamma$  的方向相反且  $\gamma \leq 0$ , 则速度倾角误差为

$$\Delta\gamma = \gamma_{LOS} + \gamma \quad (12)$$

侧向制导需要逐渐消除航向角误差  $\Delta\psi$ , 定义航向角误差为当前位置到目标位置视线与航向角之间的夹角

$$\Delta\psi = \psi_{LOS} - \psi \quad (13)$$

式中:  $\psi_{LOS}$  为视线角。

则再入飞行制导任务为

$$\lim_{t \rightarrow t_f} \Delta\gamma = 0, \quad \lim_{t \rightarrow t_f} \Delta\psi = 0 \quad (14)$$

易推导出速度倾角  $\dot{\Delta}\gamma$  与航向角  $\dot{\Delta}\psi$  误差的微分。由反馈线性化理论获得飞行器所需的过载

$$\begin{cases} n_y = -\frac{V}{g_0}(\dot{\gamma}_{LOS} + (\frac{V}{r} - \frac{g}{V})\cos\gamma + k_y\Delta\gamma) \\ n_z = \frac{V\cos\gamma}{g_0}(\dot{\psi}_{LOS} + \frac{V}{r}\cos\gamma\sin\psi\tan\varphi + k_z\Delta\psi) \end{cases} \quad (15)$$

式中:  $k_y, k_z$  均大于 0。显然式(14)成立, 结合飞行路径约束条件即可获得所需的飞行过载。

则攻角、倾侧角为

$$\begin{cases} \rho V^2 SC_L / (2mg) = \sqrt{n_y^2 + n_z^2} \\ \sigma = -\arctan(n_z/n_y) \end{cases} \quad (16)$$

同时满足控制约束条件, 即可获得控制量, 从而完成飞行器再入制导律的设计。

### 3 轨迹重构理论分析

#### 3.1 轨迹重构问题描述

考虑通用的非线性系统

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(t, \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{c}(t)) \quad (17)$$

式中:  $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{R}^n$  为系统状态变量,  $\mathbf{u}(t) \in \mathbf{R}^m$  为控制变量,  $\mathbf{c}(t) \in \mathbf{R}^p$  为系统参数, 表征系统的故障信息。系统在不同的条件下, 系统参数  $\mathbf{c}(t)$  可能会有所不同, 故可将  $\mathbf{c}(t)$  作为系统特殊的状态变量, 则系统新的状态量可表示为:  $\mathbf{X}(t) = [\mathbf{x}(t) \quad \mathbf{c}(t)]^T \in \mathbf{R}^{n+p}$ 。

假设系统标称轨迹为  $(\mathbf{x}^*, \mathbf{u}^*, \mathbf{c}^*)$ , 当小扰动  $\delta\mathbf{x}(t_0)$  和  $\delta\mathbf{c}$  施加在初始状态和系统参数上, 通过  $\delta\mathbf{x}(t_0, \delta\mathbf{c})$  和  $\dot{\mathbf{x}}(t)$  可获得邻近可行轨迹  $\mathbf{X}(t)$  与新的控制量  $\mathbf{u}(\delta\mathbf{X}, t)$ 。将系统控制量进行泰勒展开

$$\begin{aligned} \mathbf{u}(\delta\mathbf{X}, t) &= \mathbf{u}^*(t) + \left[ \frac{\partial \mathbf{u}^*}{\partial \mathbf{X}}(t) \right] \delta\mathbf{X}(t) + \\ &\frac{1}{2} \delta\mathbf{X}^T(t) \left[ \frac{\partial^2 \mathbf{u}^*}{\partial \mathbf{X}^2}(t) \right] \delta\mathbf{X}(t) + \text{h. o. t.} \quad (18) \end{aligned}$$

式中: 轨迹偏差量  $\delta\mathbf{X} = \mathbf{X} - \mathbf{X}^*$ , 其中,  $\mathbf{X}^*(t) = [\mathbf{x}^*(t) \quad \mathbf{c}^*]^T$  为标称轨迹, h. o. t. 为展开的高阶偏微分项。

发生故障时, 系统状态量和参数均会产生一定的偏差, 式(18)中, 若增益矩阵已知, 即可获得故障下的重构控制律。故系统故障下轨迹重构技术的核心就是获得精确反馈增益矩阵的过程。

#### 3.2 基于 NFETET 的鲁棒轨迹重构算法

NFETET<sup>[11]</sup> 可表述为

(1) 在一定的约束条件下, 系统存在邻近可行状态量  $\mathbf{X}(t)$  与控制量  $\mathbf{u}(t)$ , 满足

$$\sup_t \|\mathbf{X}(t) - \mathbf{X}^*(t)\| \leq K \quad (19)$$

式中:  $K$  为上边界值, 常值。

(2) 当实际系统参数  $c(t)$  与标称时参数  $c^*(t)$  存在较小偏差  $\delta c(t)$ , 存在邻近可行状态量  $\mathbf{X}(t)$  与控制量  $\mathbf{u}(t)$ , 控制量  $\mathbf{u}(t)$  可由式(20)获得

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}^*(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \Delta\mathbf{X}(t) \quad (20)$$

式中:  $\Delta\mathbf{X}(t) = \mathbf{X}(t) - \mathbf{X}^*(t)$ 。基于原标称轨迹  $(\mathbf{X}^*(t), \mathbf{u}^*(t))$  的扰动, 可获得反馈增益矩阵为

$$\begin{aligned} \mathbf{G}(t) &= \delta\mathbf{U}(t) \cdot \delta\bar{\mathbf{X}}^{-1}(t) \\ \delta\mathbf{U}(t) &= [\delta u^1(t), \dots, \delta u^{n+p}(t)] \in \mathbf{R}^{m \times (n+p)} \\ \delta\bar{\mathbf{X}}(t) &= \begin{bmatrix} \delta x^1(t), \dots, \delta x^{n+p}(t) \\ \delta c^1(t), \dots, \delta c^{n+p}(t) \end{bmatrix} \in \mathbf{R}^{(n+p) \times (n+p)} \end{aligned} \quad (21)$$

式中: 偏差量  $\delta u^i(t)$ ,  $\delta x^i(t)$  和  $\delta c^i(t)$  ( $i=1, 2, \dots, n+p$ ) 为轨迹库中第  $i$  条轨迹与标称轨迹之间的偏差量。

式(18)中, 忽略二阶及以上的偏微分高阶项, 系统控制律为

$$\mathbf{u}(\delta\mathbf{X}, t) = \mathbf{u}^*(t) + \left[ \frac{\partial \mathbf{u}^*}{\partial \mathbf{X}}(t) \right] \delta\mathbf{X}(t) \quad (22)$$

比较式(27)与式(25), 可得

$$\frac{\partial \mathbf{u}^*}{\partial \mathbf{X}}(t) = \mathbf{G}(t) \quad (23)$$

可用反馈增益矩阵  $\mathbf{G}(t)$  逼近控制量的一阶微分项。式(22)仅考虑了一阶微分项, 其控制算法只适用于较小的偏差。偏差较大时, 高阶项不能被忽略, 为补偿线性逼近的影响, 本文考虑控制量的二阶微分项。增加二阶微分补偿项  $\mathbf{u}_s(t)$ , 则系统控制量可表示为

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}^*(t) + \mathbf{G}(t) \cdot \Delta\mathbf{X}(t) + \mathbf{u}_s(t) \quad (24)$$

由于再入制导模型为多输入系统, 考虑二阶偏微分项的计算成本及复杂程度, 分别计算单个输入二阶微分项的值。分别用  $x_{n+1}, \dots, x_{n+p}$  表示特征参数  $c(t)$ , 则表达式(18)中第  $j$  ( $j=1, \dots, m$ ) 个控制输入的二阶偏微分项可扩展为

$$\delta\mathbf{X}^T \frac{\partial^2 \mathbf{u}_j}{\partial \mathbf{X}^2}(t) \delta\mathbf{X} = [\delta x_1 \quad \delta x_2 \quad \dots \quad \delta x_{n+p}]$$

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_1^2} & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_1 \partial x_2} & \cdots & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_1 \partial x_{n+p}} \\ \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_2 \partial x_1} & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_2^2} & \cdots & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_2 \partial x_{n+p}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_{n+p} \partial x_1} & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_{n+p} \partial x_2} & \cdots & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_{n+p}^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x_1 \\ \delta x_2 \\ \vdots \\ \delta x_{n+p} \end{bmatrix} \quad (25)$$

式中:矩阵为 $(n+p) \times (n+p)$ 的二阶增益对称矩阵。故可将式(25)进行展开

$$\begin{aligned} \delta \mathbf{X}^\top \frac{\partial^2 u_j(t)}{\partial \mathbf{X}^2(t)} \delta \mathbf{X} = & \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_1^2} \delta x_1 \delta x_1 + 2 \left( \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_1 \partial x_2} \delta x_1 \delta x_2 + \cdots + \right. \\ & \left. \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_1 \partial x_{n+p}} \delta x_1 \delta x_{n+p} \right) + \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_2^2} \delta x_2 \delta x_2 + \\ & 2 \left( \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_2 \partial x_3} \delta x_2 \delta x_3 + \cdots + \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_2 \partial x_{n+p}} \delta x_2 \delta x_{n+p} \right) + \\ & \cdots + \frac{\partial^2 u_j}{\partial x_{n+p}^2} \delta x_{n+p} \delta x_{n+p} \end{aligned} \quad (26)$$

由于有限差分方程计算控制增益函数更加灵活,可逐步计算增益矩阵中的单个元素,故可通过二阶有限差分去逼近二阶微分。基于系统光滑连续的标称轨迹 $(\mathbf{X}^*, \mathbf{u}^*)$ ,可获得标称轨迹的光滑连续控制量函数信息 $\mathbf{u}(x_i)$ 。则控制量扩展二阶增益元素的标准有限差分表达式为

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x_i^2} \approx & \frac{\mathbf{u}(x_i^* + 2\Delta x_i) - 2\mathbf{u}(x_i^* + \Delta x_i) + \mathbf{u}(x_i^*)}{|\Delta x_i^2|} \approx \\ & \frac{\mathbf{u}(x_i^* + 2\Delta x_i) - 2\mathbf{u}(x_i^*) + \mathbf{u}(x_i^* - 2\Delta x_i)}{|\Delta x_i^2|} \end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 \mathbf{u}}{\partial x_i \partial x_j} \approx & \frac{[\mathbf{u}(x_i^* + \Delta x_i + \Delta x_j) - \mathbf{u}(x_i^* + \Delta x_i - \Delta x_j) - \\ & \mathbf{u}(x_i^* - \Delta x_i + \Delta x_j) + \mathbf{u}(x_i^* - \Delta x_i - \Delta x_j)] \cdot \\ & 1}{|4\Delta x_i \Delta x_j|} \end{aligned} \quad (28)$$

式中: $\mathbf{u}(x_i^* + \Delta x_i + \Delta x_j)$ 表示控制量函数信息 $\mathbf{u}(x_i)$ 在 $x_i = x_i^* + \Delta x_i + \Delta x_j$ 处的控制输入信息,其余控制输入信息与之类似。

式(27~28)中,偏微分的求解精度依赖于有限差分间隔 $\Delta x_i$ 的大小,有限差分间隔 $\Delta x_i$ 的大小将根据轨迹生成算法已知或期望的精度来确定。在控制过程中,状态偏差 $\delta x$ 所导致控制量偏差小于所允许控制量扰动最大值 $\delta \mathbf{u}_{\max}$ ,即

$$\delta x \rightarrow \|\delta \mathbf{u}\| \leq \delta \mathbf{u}_{\max} \quad (29)$$

通常,状态量偏差 $\delta x$ 越大,所需要的控制量扰动 $\delta \mathbf{u}$ 就越大。由于控制过程中,状态量扰动逐渐

减小,故可采用连续递减的有限差分间隔控制策略,使得所得的控制量扰动幅度维持恒定。本文采用的有限差分间隔控制策略为

$$\Delta x_i = 0.5 \delta x_i \quad (30)$$

基于所设计的有限差分间隔策略,逐渐迭代求得控制量的二阶增益元素,结合 NFTET 理论求得反馈增益矩阵,由式(24)获得重构控制量的解,从而实现较大偏差故障下的轨迹重构。

## 4 故障下再入轨迹重构设计

飞行器发生故障时,故障性能影响最终反应在气动参数的改变上,故将气动参数 $C_D$ 与 $C_L$ 作为轨迹重构算法中可变的特征参数。将 NFTET 应用于实际模型,则闭环系统重构控制律为

$$\begin{bmatrix} \alpha_{\text{FTR}} \\ \sigma_{\text{FTR}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha^* \\ \sigma^* \end{bmatrix} + \mathbf{G} \cdot (\mathbf{X} - \mathbf{X}^*) + \mathbf{u}_s(t) \quad (31)$$

式中: $\mathbf{u}_s(t) = [\alpha_s \quad \sigma_s]^\top$ , $\alpha_{\text{FTR}}$ 和 $\sigma_{\text{FTR}}$ 分别为故障下重构的轨迹控制律, $\mathbf{G}$ 为 NFTET 的反馈增益矩阵。为了计算反馈增益矩阵 $\mathbf{G}$ ,算法实现如下。

选择 8 个线性无关的扰动实例,通过改进的预测校正再入制导算法生成飞行轨迹数据库,每一条轨迹与原标称轨迹均存在一定的偏差量。

轨迹库中 8 条轨迹分别与标称轨迹之间存在一定的偏差,定义轨迹状态偏差矩阵和控制偏差矩阵

$$\begin{aligned} \delta \bar{\mathbf{X}}(t) = & \begin{bmatrix} V^1 - V^* & V^2 - V^* & \cdots & V^8 - V^* \\ \gamma^1 - \gamma^* & \gamma^2 - \gamma^* & \cdots & \gamma^8 - \gamma^* \\ \phi^1 - \phi^* & \phi^2 - \phi^* & \cdots & \phi^8 - \phi^* \\ h^1 - h^* & h^2 - h^* & \cdots & h^8 - h^* \\ \theta^1 - \theta^* & \theta^2 - \theta^* & \cdots & \theta^8 - \theta^* \\ \varphi^1 - \varphi^* & \varphi^2 - \varphi^* & \cdots & \varphi^8 - \varphi^* \\ C_L^1 - C_L^* & C_L^2 - C_L^* & \cdots & C_L^8 - C_L^* \\ C_D^1 - C_D^* & C_D^2 - C_D^* & \cdots & C_D^8 - C_D^* \end{bmatrix} \\ \delta \mathbf{U}(t) = & \begin{bmatrix} \alpha^1 - \alpha^* & \alpha^2 - \alpha^* & \cdots & \alpha^8 - \alpha^* \\ \sigma^1 - \sigma^* & \sigma^2 - \sigma^* & \cdots & \sigma^8 - \sigma^* \end{bmatrix} \end{aligned}$$

式中上标“1~8”表示不同初始偏差所对应 8 条轨迹。

将轨迹状态偏差矩阵 $\delta \bar{\mathbf{X}}(t)$ 和控制偏差矩阵 $\delta \mathbf{U}(t)$ 代入式(21)中,计算出反馈增益矩阵 $\mathbf{G}$ 。

由 NFTET 鲁棒轨迹重构算法,根据故障所引起的状态偏差,选择合适的有限差分间隔 $\Delta x_i$ ;由标准有限差分表达式计算出各二阶项微分系数;根据当前状态偏差以及微分系数计算出各扩展二阶项,获得二阶偏微分补偿项 $\mathbf{u}_s(t)$ 。

根据不同故障的偏差大小,采用不同的制导律重构方法,较小偏差下,可忽略补偿项 $\mathbf{u}_s(t)$ ,采用简化算法(22)重构制导律;较大偏差下,加入补偿项 $\mathbf{u}_s(t)$ ,采用鲁棒重构算法(31)重构制导律。在某一确定的故障下,易获得初始飞行状态与标称轨迹

之间的偏差,由式(31)即可获得初始位置控制变量  $\alpha_{\text{FTR}}$  和  $\sigma_{\text{FTR}}$ ,同时满足其控制约束条件,迭代更新飞行状态量,重复计算反馈增益矩阵、当前飞行偏差、二阶补偿项以及重构控制量,直至飞行器安全抵达终端位置,从而完成较小/较大偏差故障下的安全轨迹重构设计。

## 5 仿真校验

### 5.1 故障下生成重构轨迹

给定飞行器再入初始状态为

$$\mathbf{x}_0 = [V, \gamma, \psi, h, \theta, \varphi]^T = [6\ 500\ \text{m/s}, 0, 0, 70\ \text{km}, 0, 0]^T$$

期望的终端位置:高度为  $25 \pm 2\text{km}$ ,速度为  $1\ 000 \pm 200\ \text{m/s}$ ,经/纬度为  $(15^\circ \pm 1^\circ, 35^\circ \pm 1^\circ)$ 。攻角约束为  $[5^\circ, 35^\circ]$ ,倾侧角约束为  $[-70^\circ, 70^\circ]$ 。

故障发生后,如舵面卡死故障,将导致气动参数发生明显的变化,必须进行再入轨迹重构以恢复原再入飞行任务,保证飞行器安全可靠地飞行至终端位置。本文直接利用文献[12]给定飞行器舵面故障时的气动系数值。考虑如下故障:故障1为双垂直方向舵故障,较小偏差故障;故障2为机身襟翼故障,较大偏差故障。

将以上两种故障下的气动系数引入实际再入模型,图2和图3分别为采用反馈线性化预测校正再入标称制导算法、故障下重构轨迹之前以及分别采用式(22,31)重构算法所生成的轨迹曲线。

图2为较小偏差故障1下的仿真曲线,较小偏

差故障时,若不进行轨迹重构,轨迹不满足终端约束条件,则再入制导任务失败。如图2所示,只有故障下重构轨迹前的轨迹曲线不满足终端约束,采用简化算法(22)或鲁棒重构算法(31)均能按预定的再入任务飞行至终端。图3为较大偏差故障2下的仿真曲线,故障后,仅采用鲁棒在线重构算法能使飞行器按预定的再入任务飞行至终端。较大偏差故障下,标称轨迹与轨迹重构前后轨迹终端状态如表1所示,表中阴影部分数据表示终端状态不满足再入终端约束条件。

表1 较大偏差故障2条件下不同方法飞行轨迹终端状态  
Tab. 1 Terminal states of different methods under severe failure case 2

终端状态	速度 $V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	高度 $h/\text{km}$	经度 $\theta/(\text{°})$	纬度 $\varphi/(\text{°})$
标称轨迹	998.041 4	25.032	14.988 6	35.031 1
未重构轨迹	881.803 1	28.036	13.917 1	33.592 5
简化 NFTET 算法	986.454 7	22.339	15.293 3	35.666 7
鲁棒重 构算法	1003.346 6	25.770	15.126 0	35.053 5

较小偏差故障时,由于采用简化算法(22)或鲁棒重构算法(式(31))重构轨迹时,均能完成预定的再入飞行任务,但采用(式(31))重构轨迹时,算法复杂度高、执行效率低。故较小偏差故障下,仅采用简化算法(式(22))就可完成故障下的轨迹重构,且算法执行效率高,不需要扩展 NFTET 二阶及以上的微分项。较大偏差故障时,采用式(22)重构轨

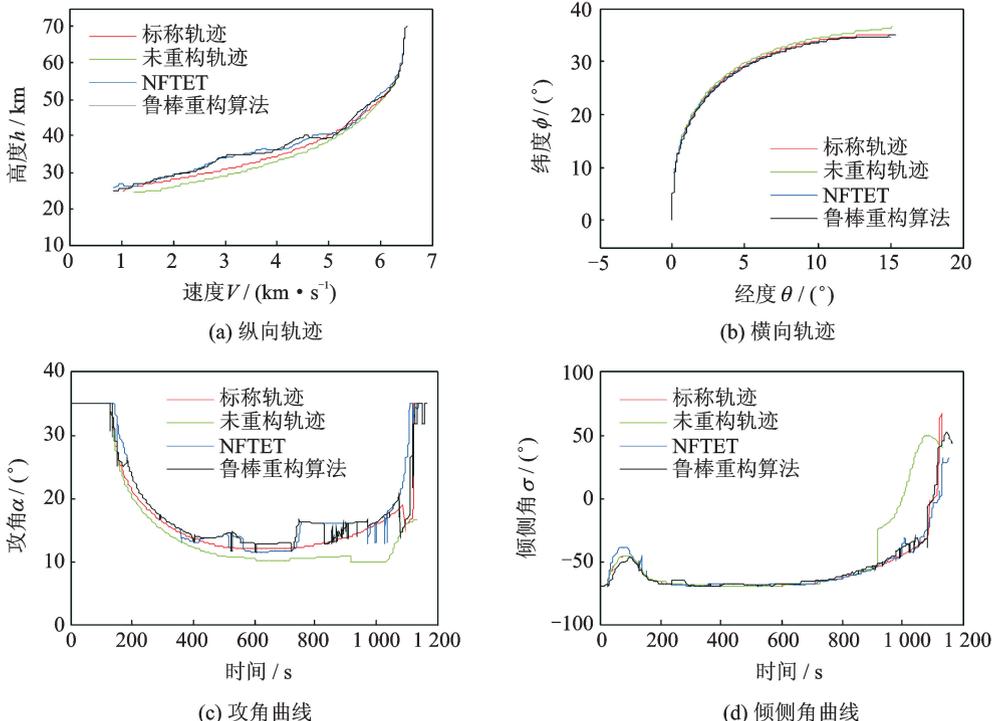


图2 较小偏差故障下重构轨迹

Fig. 2 Trajectory reshaping under smaller failure

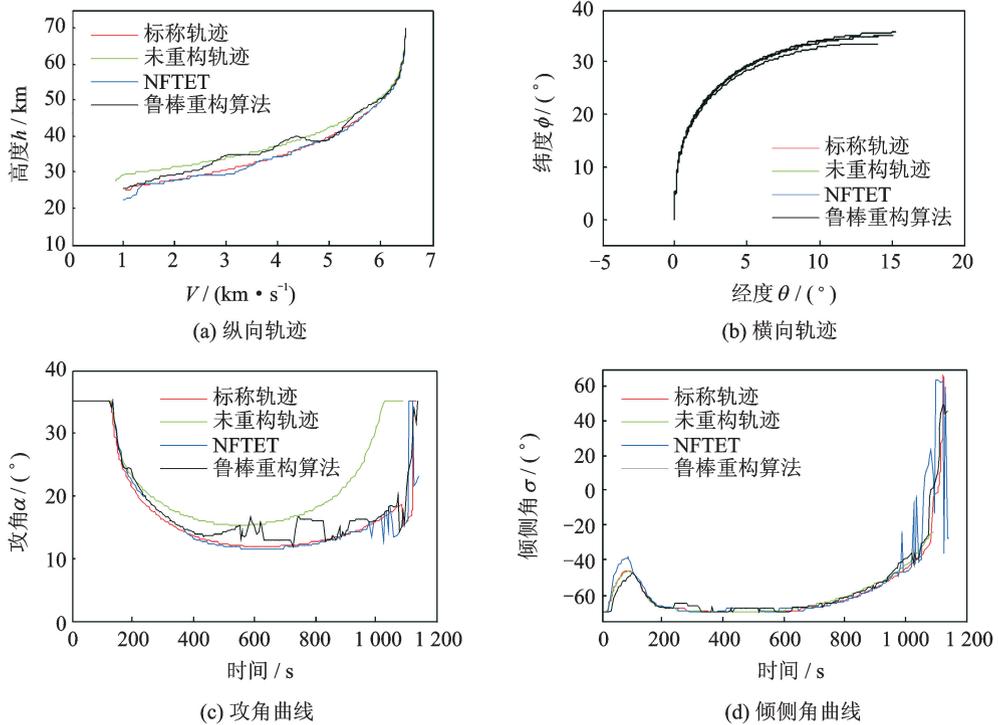


图3 较大偏差故障下重构轨迹

Fig. 3 Trajectory Reshaping Under Severe Failure

迹无法完成再入飞行任务,故飞行器应采用鲁棒重构算法(式(31))实现较大偏差故障下的轨迹重构。

在相同环境下(主频 3.20 GHz 的戴尔 OptiPlex 7010 Mini Tower 计算机,Windows 7 操作系统, MATLAB 2014a 软件),通过大量的仿真试验,经测算采用不同算法生成再入轨迹的算法 CPU 平均执行时间如表 2 所示。

表 2 各算法的 CPU 执行时间

Tab. 2 CPU execution time of algorithms

算法	执行时间/s
反馈线性预测校正算法	2.242
预测校正算法	5.272
简化 NFTET 算法	8.758
鲁棒重构算法	15.593

由于鲁棒重构算法需进行大量的二阶微分计算,故其算法的复杂度高,CPU 执行效率低,所以在进行再入轨迹重构设计时,在保证满足再入任务及约束条件的前提下,应充分考虑算法的执行效率。

飞行器发生较小故障时,由于简化算法(式(22))或鲁棒重构算法(式(31))重构轨迹时,均能完成预定的再入飞行任务,但采用鲁棒重构算法重构轨迹时,算法复杂度高,执行效率低。故较小故障下应采用简化算法(式(22))可完成较小故障下的轨迹重构,且重构算法执行效率较高。当发生较大故障时,采用简化算法(式(22))重构轨迹无法完

成原再入任务,故飞行器应采用鲁棒重构算法(式(31))实现较大故障下轨迹重构,从而完成再入飞行任务。

## 5.2 扰动偏差

为了验证设计方法具有良好的鲁棒性,分别在初始状态和气动参数偏差条件下,采用本文提出的再入制导与轨迹重构算法,通过大量仿真,生成满足飞行任务及约束条件的再入轨迹,确定算法的鲁棒性及冗余程度。各种算法所适用的扰动偏差允许变化范围如表 3 所示。

表 3 初始条件下随机偏差的变化范围

Tab. 3 Range of random perturbations in initial variables

扰动范围	反馈线性预测校正算法	简化 NFTET 算法	鲁棒重构算法
高度 $h$	-7.1%~+7.7%	-15.6%~+12.1%	-19.3%~+14.5%
速度 $V$	-5.2%~+1.8%	-10.2%~+6.9%	-17.4%~+9.1%
经度 $\theta/(^\circ)$	-2.7~3.4	-4.0~4.1	-5.8~4.6
纬度 $\varphi/(^\circ)$	-4.6~2.7	-5.8~4.2	-6.2~4.9
$\theta$ & $\varphi/(^\circ)$	-2.6~4.6	-3.5~5.0	-3.8~5.4
升力系数 $C_L$	-3%~+5.2%	-6.4%~+9.8%	-8.5%~+12.6%
阻力系数 $C_D$	-2.3%~+6.6%	-7.7%~+11.5%	-8.0%~+15.3%
$C_L$ & $C_D$	-1.7%~+3.7%	-4.9%~+7.3%	-6.2%~+9.4%

如表3所示,采用反馈线性化预测校正算法所允许的随机偏差变化范围较小,性能较差,但仍具有一定的鲁棒性与冗余程度;而基于 NFTET 的简化算法(22)重构轨迹时,其偏差允许变化范围变大,性能得到了改善;采用鲁棒轨迹重构算法(31)进行轨迹重构时,其允许范围将进一步扩大,则算法的鲁棒性最好及冗余程度大,性能最好。故可依据飞行器故障引起状态量或气动参数的偏差大小,采用不同的理论算法生成飞行轨迹,从而完成高超声速飞行器再入任务。

## 6 结束语

高超声速飞行器发生故障时,飞行轨迹将偏离标称轨迹,需要对制导环进行轨迹重构以使飞行器安全着陆。飞行故障信息性能最终反映在状态偏差或气动参数的改变上,依据故障引起的状态量或气动参数偏差大小,本文提出了基于 NFTET 定理的鲁棒轨迹重构算法,能够有效解决飞行器发生较大故障时的在线轨迹重构问题。本文再入制导与轨迹重构算法所生成的轨迹,满足所有飞行过程约束条件和终端约束条件,有效实现了不同故障下的再入轨迹重构,提高了飞行器容错能力与安全系数。

### 参考文献:

- [1] HU Xiaoxiang, GAO Huijun, KARIMI H R, et al. Fuzzy reliable tracking control for flexible air-breathing hypersonic vehicles [J]. *International Journal of Fuzzy Systems*, 2011, 13(4): 323-334.
- [2] 宋超, 赵国荣, 刘旭. 高超声速飞行器的自适应容错控制[J]. *固体火箭技术*, 2012, 35(5): 593-596.  
SONG Chao, ZHAO Guorong, LIU Xu. Adaptive fault-tolerant control for hypersonic vehicle [J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2012, 35(5): 593-596.
- [3] LI Hongyi, WU Ligang, SI Yulin, et al. Multi-objective fault-tolerant output tracking control of a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part I, Journal of Systems & Control Engineering*, 2010, 1(16): 1-21.
- [4] CAI Xuejing, WU Fen. Robust parameter-dependent fault-tolerant control for actuator and sensor faults [J]. *International Journal of Control*, 2010, 83(7): 1475-1484.
- [5] 刘艺宁, 郭建国, 周军, 等. 高超声速飞行器积分型 Terminal 滑模控制设计[J]. *电光与控制*, 2014, 21(12): 67-70.  
LIU Yining, GUO Jianguo, ZHOU Jun, et al. Design of integral type terminal sliding mode controlling method for hypersonic vehicle based on disturbance observer[J]. *Electronics Optics & Control*, 2014, 21(12): 67-70.
- [6] SERRANI A, BOLENDER M A. Nonlinear adaptive recon-figurible controller for a generic 6-DOF hypersonic vehicle model[C]// *American Control Conference*. [S.l.]:IEEE, 2014: 1384-1389.
- [7] FAHROO F, DOMAN D. A direct method for approach and landing trajectory reshaping with failure effect estimation [C]// *Navigation, and Control Conference and Exhibit*. [S.l.]:AIAA,2004.
- [8] 解永锋, 唐硕. 基于伪谱法的亚轨道返回轨迹在线重构方法[J]. *飞行力学*, 2011, 29(6): 63-67.  
XIE Yongfeng, TANG Shuo. On-line trajectory reshaping of suborbital return entry via pseudospectral method [J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(6): 63-67.
- [9] 呼卫军, 周军, 常晶, 等. RLV 应急再入轨迹规划问题的动态伪谱法求解[J]. *宇航学报*, 2015, 36(11): 1255-1261.  
HU Weijun, ZHOU Jun, CHANG Jing, et al. Emergency reentry trajectory planning for reusable launch vehicle based on dynamic gauss pseudo-spectral[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(11): 1255-1261.
- [10] SCHIERMAN J, HULL J, Ward D. On-line trajectory command reshaping for reusable launch vehicles [C]// *AIAA 17 of 18 American Institute of Aeronautics and Astronautics Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. [S.l.]:AIAA,2003.
- [11] JIANG Z, Ordóñez R. On-line robust trajectory generation on approach and landing for reusable launch vehicles [J]. *Automatica*, 2009, 45(7): 1668-1678.
- [12] 钱佳淞, 齐瑞云. 基于 NFTET 的高超声速飞行器再入容错制导[J]. *航空学报*, 2015, 36(10): 3370-3381.  
QIAN Jiasong, QI Ruiyun. The study of the fault-tolerant guidance for reentry hypersonic flight vehicles based on NFTET [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(10): 3370-3381.
- [13] ZHU Jianwen, LIU Luhua, TANG Guojian, et al. Optimal diving maneuver strategy considering guidance accuracy for hypersonic vehicle [J]. *Acta Astronautica*, 2014, 104(1): 231-242.
- [14] XU Mingliang, CHEN Kejun, LIU Luhua, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles [J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(3): 856-866.
- [15] 王光伦. 高超声速飞行器再入段预测校正制导研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010: 32-37.  
WANG Guanglun. Predictor-corrector reentry guidance for hypersonic vehicles[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010: 32-37.

