

弹性高超声速飞行器可调 Tube-MPC 容错控制



米涵芑¹, 胡超芳¹, 杨晓荷¹, 胡永太²

1. 天津大学, 天津 300072

2. 航空工业西安飞行自动控制研究所 飞行控制航空科技重点实验室, 陕西 西安 710065

摘要:针对反馈线性化后带有状态依赖输入饱和的弹性高超声速飞行器,并考虑执行器失效或随机漂移故障和参数不确定,本文提出了可调Tube预测控制(Tube-MPC)容错控制方法。首先,基于反馈线性化后的多胞线性参变模型,考虑到部分故障发生下的保守性问题,在传统Tube-MPC控制器中引入调节因子,将鲁棒正不变集进行等比例缩减,以平衡控制性能与鲁棒性。其次,基于缩减后的不变集,分别设计辅助鲁棒控制律和标称控制律。为处理虚拟输入饱和,将标称控制律设计为无约束和约束下的凸组合形式。同时,将实际输入约束转化为约束界限与飞行状态相关的虚拟输入线性多项式约束,并利用平方和(SOS)技术将多项式约束转化为线性矩阵不等式约束进行控制律求解。最后,仿真结果验证了控制方法的有效性。

关键词:弹性高超声速飞行器;容错控制;预测控制;输入饱和;平方和

中图分类号:TJ765

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.08.011

高超声速飞行器具有飞行速度快、生存力高以及灵活性等优点,近年来逐渐成为各国发展的重点^[1-2]。但其强非线性、强耦合性^[3]、快时变以及不确定性等特点,为控制系统的设计带来了极大的挑战^[4]。同时,由于飞行环境复杂多变和硬件限制,飞行器还要面临执行器故障^[5]与输入饱和^[6]等问题。除此之外,高速飞行时气动热会导致飞行器结构发生形变^[7],降低机体固有频率,激发弹性模态,从而影响飞行器的气动力和飞行状态^[8]。因此,设计有效的控制策略,保证飞行器稳定飞行,具有十分重大的研究意义。

反馈线性化通过状态或输入输出的变换与反馈,处理系统中的非线性部分,从而得到期望的线性系统,是解决高超声速飞行器模型非线性问题的有效手段,受到诸多学者的青睐。如Ding等^[9]基于反馈线性化技术,针对弹性高超声速飞行器,提出了一种连续滑模控制器。An等^[10]研究了一类反馈线性化系统,用于研究外部扰动和输入受限下的抗饱和和控制问题。Yang等^[11]通过反馈线性化将存在参数不确定的纵向非线性模型,转化为带有附加扰动的线性参变模型,并设计了预测控制器。

针对输入饱和问题,通常是研究实际输入受限下的抗饱和方法。如Chen等^[12]利用双曲正切函数,解决了高超声速飞行器在再入阶段的舵偏角输入饱和问题。Xia等^[13]提出了基于积分滑模和自适应动态规划的控制律,以处理舵偏角输入饱和。但对于反馈线性化模型,实际控制输入约束会在线性化过程中转换为与状态相关非线性函数形式的虚拟输入约束,这就给控制器的设计带来了挑战。

基于以上问题,本文针对弹性高超声速飞行器反馈线性化后具有的状态依赖输入饱和特性,提出了一种基于可调Tube预测控制(Tube-MPC)的容错控制方法。首先,采用反馈线性化建立多胞线性参变模型。其次,对于执行器卡死或随机漂移故障,在传统Tube-MPC基础上,引入了调节因子,改变鲁棒正不变集大小,以降低保守性,实现系统控制性能和鲁棒性的折中。对于状态依赖输入饱和,将标称控制律设计为凸组合形式。同时利用平方和(SOS)技术,将多项式形式的虚拟输入约束转换为线性矩阵不等式,进行控制律求解。最后,进行了仿真验证。

收稿日期: 2022-02-18; 退修日期: 2022-04-20; 录用日期: 2022-06-17

基金项目: 国家自然科学基金(61773279);航空科学基金(20180748002)

引用格式: Mi Hanpeng, Hu Chaofang, Yang Xiaohe, et al. Fault-tolerant tube-MPC control of flexible hypersonic vehicle under state-dependent saturation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(08): 88-94. 米涵芑, 胡超芳, 杨晓荷, 等. 弹性高超声速飞行器可调Tube-MPC容错控制[J]. 航空科学技术, 2022, 33(08): 88-94.

1 弹性高超声速飞行器模型

1.1 纵向动力学模型

本文所使用的纵向弹性高超声速飞行器动力学模型^[14]如下

$$\begin{aligned} \dot{h} &= V \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{V} &= \frac{1}{m} (T \cos \alpha - D) - g \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{\alpha} &= \frac{1}{mV} (-T \sin \alpha - L) + Q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha) \\ \dot{\theta} &= Q I_{yy} \\ \dot{Q} &= M + \tilde{\psi}_1 \ddot{\eta}_1 + \tilde{\psi}_2 \ddot{\eta}_2 \\ k_1 &= 1 - \frac{\tilde{\psi}_1}{I_{yy}}, k_2 = 1 - \frac{\tilde{\psi}_2}{I_{yy}} \\ k_1 \ddot{\eta}_1 &= -2\zeta_1 \omega_1 \dot{\eta}_1 - \omega_1^2 \eta_1 N_1 - \tilde{\psi}_1 \frac{M}{I_{yy}} - \frac{\tilde{\psi}_1 \tilde{\psi}_2 \ddot{\eta}_2}{I_{yy}} \\ k_2 \ddot{\eta}_2 &= -2\zeta_2 \omega_2 \dot{\eta}_2 - \omega_2^2 \eta_2 N_2 - \tilde{\psi}_2 \frac{M}{I_{yy}} - \frac{\tilde{\psi}_2 \tilde{\psi}_1 \ddot{\eta}_1}{I_{yy}} \end{aligned} \quad (1)$$

式中：飞行状态 $h, V, \alpha, \theta, Q, \eta_{1,2}$ 分别为飞行高度、速度、迎角、俯仰角、俯仰率和一、二阶弹性模态。 m 为飞行器的质量， g 为重力加速度， I_{yy} 为转动惯量。 $L, D, T, M, N_{1,2}$ 为升力、阻力、推力、俯仰力矩和弹性模态广义力。 $\omega_{1,2}$ 为弹性模态自然振荡频率， $\zeta_{1,2}$ 为弹性模态阻尼。 $\tilde{\psi}_{1,2}$ 为约束梁耦合常数。

考虑刚体、弹性、气动系统、推进系统互相耦合，气动参数表示如下

$$\begin{aligned} L &\approx \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L(\alpha, \delta_e) \\ D &\approx \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D(\alpha, \delta_e) \\ M &\approx \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} C_{M\alpha}(\alpha) + \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{C} C_{M\delta_e}(\delta_e) + z_T T \\ T &\approx C_T^{\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\alpha^2} \alpha^2 + C_T^{\alpha} \alpha + C_T^0 \\ N_1 &\approx N_1^{\alpha^2} \alpha^2 + N_1^{\alpha} \alpha + N_1^0 \\ N_2 &\approx N_2^{\alpha^2} \alpha^2 + N_2^{\alpha} \alpha + N_2^{\delta_e} \delta_e + N_2^0 \end{aligned} \quad (2)$$

式中： ρ 为空气密度， S 为参考面积， z_T 为推力力矩耦合系数， $\bar{c}$ 为平均气动弦长， δ_e 为升降舵偏转角。 $C_L, C_D, C_M, C_T, N_{1,2}$ 为气动参数的拟合系数。二阶发动机系统模型如下

$$\ddot{\Phi} = -2\xi \omega_e \dot{\Phi} + \omega_e^2 \Phi_e \quad (3)$$

式中： Φ 为空气当量比， Φ_e 为空气当量比控制量， ω_e 为发动机自然频率， ξ 为发动机阻尼比。

1.2 反馈线性化模型

基于参考文献[11]和[15]，在原有状态的基础上引入速度和高度的积分项 $h^* = \int_{t_0}^t h(\tau) d\tau, V^* = \int_{t_0}^t V(\tau) d\tau$ 。为了能够使用反馈线性化方法，忽略弹性模态状态方程，并引入发

动机二阶模型(3)。定义微分同胚与线性化后的状态 z 以及虚拟输入 v ，可得到如下反馈线性化模型

$$\dot{z}(t) = A z(t) + B v(t) \quad (4)$$

式中： A, B 分别为状态矩阵和输入矩阵。

进而可以得到标称系统模型如下

$$\dot{z}_0(t) = A z_0(t) + B v_0(t) \quad (5)$$

以及参考点处的飞行器模型如下

$$\dot{z}_m = A z_m + B v_m \quad (6)$$

考虑参数不确定，将式(4)转换为如下等效线性形式

$$\dot{z}(t) = A z(t) + B(\Delta_B(t)) v(t) + B_\omega(\Delta_\omega^*(t)) \omega(t) \quad (7)$$

式中： $B(\Delta_B(t)), B_\omega(\Delta_\omega^*(t)), \omega(t)$ 为由参数矩阵构成的仿射形式矩阵与矢量。

1.3 故障模型

当执行器发生失效或随机漂移故障时，实际输入变为如下

$$\begin{aligned} u_f &= \rho u + \Delta \\ \rho &= \begin{bmatrix} \rho_l & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \Delta = \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

式中： ρ_l 为执行器的有效系数， $\Delta \delta_e(t)$ 为故障舵随时间变化的随机漂移量。将式(7)转换为有执行器故障和参数不确定的线性模型

$$\dot{z}(t) = A z(t) + B(\Delta_B(t)) v(t) + B_\omega(\Delta_\omega^*(t)) \omega(t) + f \quad (9)$$

式中： f 为故障附加等效项，即

$$f = B(\Delta_B(t)) N_0(x, p_0) (\rho - I) u + B(\Delta_B(t)) N_0(x, p_0) \Delta$$

式中： $N_0(x, p_0)$ 为与实际状态和标称参数相关的矩阵。

2 状态依赖输入饱和

在实际飞行过程中，受限于执行器的具体物理结构，控制输入 $u = [\delta_e, \Phi_c]^T$ 的变化范围是有限的，其中包括舵面饱和和限制和空气当量比控制量限制。具体形式如下

$$u = \text{sat}(u, u_{\min}, u_{\max}) \quad (10)$$

式中： $u_{\min}, u_{\max}$ 分别为实际输入的上下限。

由此得到虚拟控制输入的饱和函数形式如下

$$v = \text{sat}(v, v_{\min}, v_{\max}) \quad (11)$$

式中： $v_{\min}, v_{\max}$ 分别为虚拟输入的上下限，其具体形式如下

$$\begin{aligned} v_{\min} &= M_0(x, p_0) + \min[N_0(x, p_0) u] \\ v_{\max} &= M_0(x, p_0) + \max[N_0(x, p_0) u] \end{aligned} \quad (12)$$

式中： p_0 为飞行器模型的标称参数， $x = [h^*, V^*, h, V, \alpha, \theta, Q, \Phi, \dot{\Phi}]^T$ 为飞行状态， $M_0(x, p_0)$ 同样为标称参数下与实际状态相关的矩阵。

可见虚拟输入的上下限是与实际飞行状态相关的非线性函数,为了简化计算,将其拟合成关于状态误差的线性多项式。首先构建状态误差,将式(5)与模型(6)相减,并进行离散化可得到

$$z_{e1}(k+1) = A z_{e1}(k) + B v_{e1}(k) \quad (13)$$

式中:状态误差 z_{e1} 与输入误差 v_{e1} 形式如下

$$z_{e1}(k) = z_0(k) - z_m$$

$$v_{e1}(k) = v_0(k) - v_m$$

拟合后的虚拟输入上下限如下

$$v_{\min(\max)}(z_{e1}) = \kappa_0 + \kappa_1 z_{e1} \quad (14)$$

式中: $\kappa_0 \in \mathbb{R}^{2 \times 1}$, $\kappa_1 \in \mathbb{R}^{2 \times 9}$ 为拟合系数。

因此,虚拟输入饱和可表示如下

$$v = \text{sat}[N_0(x, p_0)u + M_0(x, p_0), v_{\min}(z_{e1}), v_{\max}(z_{e1})] \quad (15)$$

3 Tube-MPC控制器设计

为使实际系统跟踪上标称系统,还需要构建实际系统与标称系统的误差模型。将模型(9)与模型(5)相减,离散化可得误差模型如下

$$z_{e2}(k+1) = A z_{e2}(k) + B(\Delta_B(k))v_{e2}(k) + d \quad (16)$$

式中: $d = B'_\omega(\Delta_\omega(k))\omega(k) + f \in W$ 为由参数不确定和故障转化而来的有界附加扰动, W 为扰动集, $B'_\omega(\Delta_\omega(k))$ 为由参数矩阵构成的仿射形式矩阵,状态误差与输入误差形式如下

$$z_{e2}(k) = z(k) - z_0(k)$$

$$v_{e2}(k) = v(k) - v_0(k)$$

传统的Tube-MPC控制律形式如下

$$v = K z_{e2} + F z_{e1} + v_m \quad (17)$$

式中: K 为Tube-MPC的辅助反馈控制律, F 为标称控制律。

本文在传统方法基础上,引入调节因子,通过调节实现控制性能和鲁棒性折中。同时,将标称控制律构造为无约束的标称控制律与约束下控制律的凸组合形式。具体设计过程如下。

3.1 辅助反馈控制律设计

定义矩阵 Q_m, Q_n ,通过求解以下线性矩阵不等式可以求得辅助鲁棒反馈控制律 $K = Q_m Q_n^{-1}$ 。

$$\begin{bmatrix} Q_n & (A(k)Q_n + B_B(k)Q_m)^T \\ A(k)Q_n + B_B(k)Q_m & Q_n \end{bmatrix} > 0 \quad (18)$$

3.2 调节因子

在传统Tube-MPC控制中,利用最小鲁棒正不变集 Z 来表示“Tube”的大小。为保证控制器的稳定性,通常会针对故障最严重的情况来设计控制律,但这会导致控制器的保守性过强,从而降低控制性能。考虑到实际飞行中不一定发生最坏情况,可以适当降低系统鲁棒性,以提高控制性能。因此,不必使用完全故障情况下扰动集 W 所对应的 Z 。

基于上述思想,本文借鉴参考文献[16]的思想,引入了调节因子 $\tau \in [0,1]$,用于调节不变集的大小。当故障并非完全发生时,即 W 变为不完备扰动集 W' 时,由于不变集与所发生的故障程度成正比,通过改变 τ ,可以将 Z 变为不完备扰动最小鲁棒正不变集 Z' 。由于 τ 的引入,不变集的各个维度以一定的比率缩减,因此两种不变集的关系可表示为 $Z' = \tau Z$ 。

为简化起见,在本文中我们假设 W 和 Z 在每一个维度都缩小同样的比率,因此 τ 可以取一个定值。为了有效求解对应于 W' 的 Z' ,采用参考文献[17]的方法进行计算。

由此,引入调节因子的控制律如下

$$v = \tau K z_{e2} + F z_{e1} + v_m \quad (19)$$

接下来分析 τ 对控制性能和鲁棒性的影响。传统Tube-MPC的标称控制律要满足

$$v_0 \in (V\Theta KZ) = \{v_{0\min}(z_{e1}) \leq v_0 \leq v_{0\max}(z_{e1})\} \quad (20)$$

式中: Θ 为集差, $v_{0\min}, v_{0\max}$ 为标称虚拟输入的上下限。

引入 τ 后约束条件则变为

$$v_0 \in (V\Theta\tau KZ) = \{v'_{0\min}(z_{e1}) \leq v_0 \leq v'_{0\max}(z_{e1})\} \quad (21)$$

式中: $v'_{0\min}, v'_{0\max}$ 为经 τ 调节后的上下限。

可见 τ 的引入扩大了标称控制输入约束范围。随着 τ 减小,标称系统约束放松,控制性能变好,而鲁棒性则变差。反之,随着 τ 增大,标称系统约束变严格,控制性能降低,但系统的鲁棒性会有所提升。

3.3 标称控制律设计

本文设计的标称控制律为

$$v_0 = \lambda F_n z_{e1} + (1 - \lambda) F_s z_{e1} + v_m \quad (22)$$

式中: F_n, F_s 为无约束和约束下的标称控制律, $\lambda \in [0,1]$ 为权重系数。

在求解标称控制律时,需要考虑输入饱和问题,从式(15)中可以看出, M_0, N_0 是复杂非线性函数,而且 $v_{\min}, v_{\max}$ 是多项式形式,这使得饱和和约束难以求解。因此考虑到SOS技术处理多项式约束的优势,引入SOS将上述多项式转化为线性矩阵不等式约束,以便于控制律的求解。

定义 $1^{[18]}$

针对多项式 $H(x)$,假设它可以表示为如下一组多项式 $g_i(x), i = 1, \dots, m$ 平方和的形式。

$$H(x) = \sum_{i=1}^m g_i^2(x) \quad (23)$$

则 $H(x) \in \sum[x]$ 就是 SOS 多项式, 其中 $\sum[x]$ 为 SOS 多项式集合, 且 $H(x) \geq 0, \forall x \in R^n$ 。

对于带有状态依赖输入约束的误差系统(13), 给定合适的系统状态权重矩阵 $\psi \in R^{9 \times 9}$, 控制输入权重矩阵 $\sigma \in R^{2 \times 2}$, 约束控制下影响不变集的参数 $\kappa \in R^{9 \times 9}$ 。如果存在正标量 γ_n , 正定对称矩阵 Y_s 和 Y_n , 可以使辅助 SOS 多项式 $s_1(z_{e1}(k)), s_2(z_{e1}(k)), s_3(z_{e1}(k)), s_4(z_{e1}(k))$ 满足以下优化问题, 则本文所设计的标称增益 $F_s = Y_s Q^{-1}, F_n = Y_n Q^{-1}$ 可以保证误差系统(13)的稳定。

$$\begin{aligned} & \min \epsilon_n \\ & \text{s.t. } Q - \kappa^{-1} < 0 \\ & \begin{bmatrix} Q & * & * & * \\ A(k)Q + B(k)Y_n & Q & * & * \\ \psi^{\frac{1}{2}}Q & 0 & \epsilon_n I & * \\ \sigma^{\frac{1}{2}}Y_n & 0 & 0 & \epsilon_n I \end{bmatrix} \geq 0 \\ & \begin{bmatrix} 1 & * \\ z_{e1}(k) & Q \end{bmatrix} \geq 0 \\ & \begin{bmatrix} X_1 & Y_s \\ * & Q \end{bmatrix} \in \sum^{n+1}[z_{e1}(k)] \end{aligned} \quad (24)$$

式中: * 代表线性矩阵不等式中对称的部分, 其余部分如下

$$\begin{aligned} X_1 &= \begin{bmatrix} a_1 & 0 \\ 0 & d_1 \end{bmatrix}, X_2 = \begin{bmatrix} a_2 & 0 \\ 0 & d_2 \end{bmatrix} \\ a_1 &= v'_{0\max(1)}(z_{e1}(k)) - z_{e1}(k)^T \kappa z_{e1}(k) s_1(z_{e1}(k)) \\ d_1 &= v'_{0\max(2)}(z_{e1}(k)) - z_{e1}(k)^T \kappa z_{e1}(k) s_2(z_{e1}(k)) \\ a_2 &= v'_{0\min(1)}(z_{e1}(k)) - z_{e1}(k)^T \kappa z_{e1}(k) s_3(z_{e1}(k)) \\ d_2 &= v'_{0\min(2)}(z_{e1}(k)) - z_{e1}(k)^T \kappa z_{e1}(k) s_4(z_{e1}(k)) \end{aligned} \quad (25)$$

式中: $v'_{0\max(1)}$ 表示 $v'_{0\max}$ 的第一行, 其余变量定义相似, 在此不再赘述。可以注意到, 式中 $v'_{0\max}, v'_{0\min}$ 是经过调节因子调节后的上下限, 因此当调节因子改变后, 标称控制律也随之变化。

由此, 可以求得虚拟控制律, 经过式(26)转换后可得到实际控制输入如下

$$u = N_0^{-1}(x, p_0)(v - M_0(x, p_0)) \quad (26)$$

4 仿真验证与分析

仿真条件: 初始高度为 25908m, 初始速度为 2347m/s, 期望高度为 29184.6m, 期望速度为 3017.5m。故障在 350s 时发生, 为 10% 失效故障。为验证本方法的有效性, 与传统 Tube-MPC 控制器进行对比。

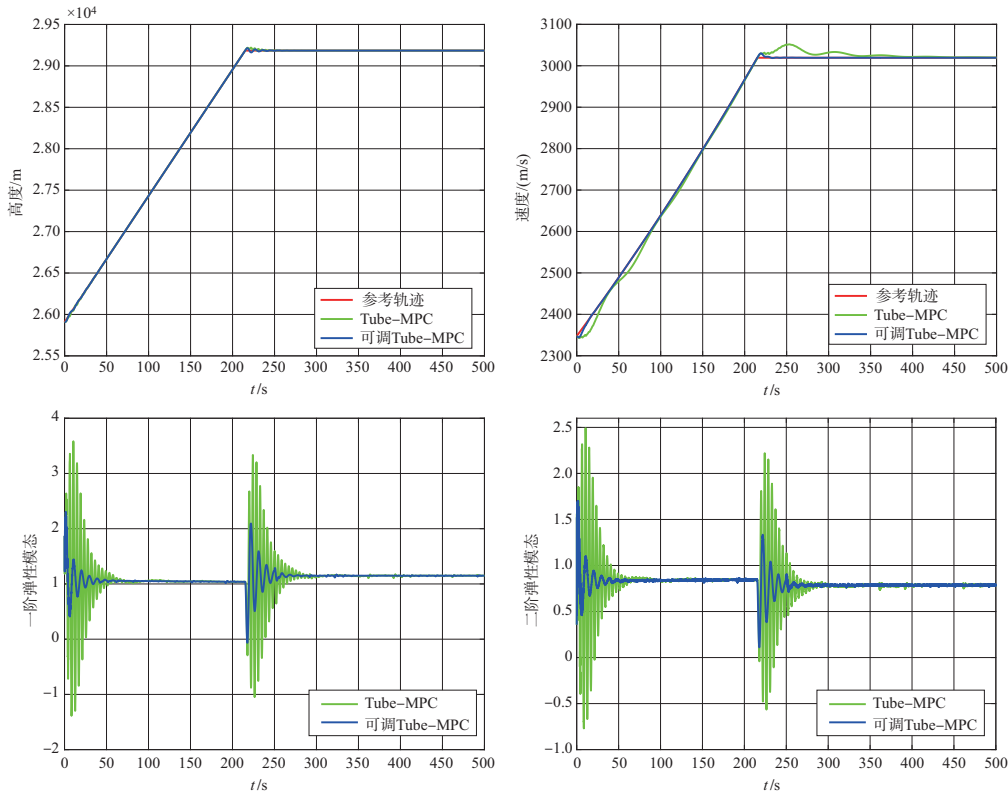


图1 飞行状态

Fig.1 Flight states

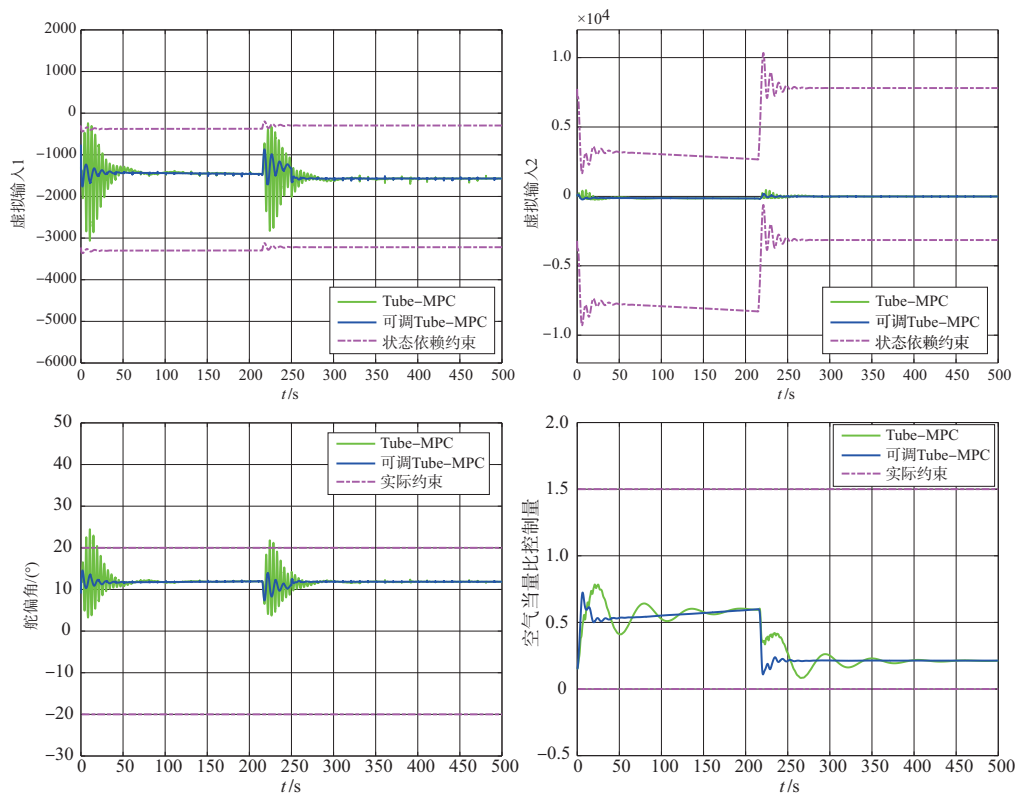


图2 控制输入

Fig.2 Control inputs

首先,选取 $\tau = 1$,即不引入调节因子,仅对控制器的容错以及抗饱和能力进行验证,仿真结果如图1和图2所示。

由图1可知,本方法能使弹性高超声速飞行器在故障发生时,精确完成跟踪任务。由图2可知,虚拟和实际控制输入均在约束范围内。在相同仿真条件下,分别选取 τ 为1和0.7进行仿真,仿真结果如图3~图5所示。由图3~图5可知,减小调节因子至0.7后,与调节因子为1时相比,系统的响应速度变快,超调量减小,控制性能提升。但故障发生后,飞行状态和控制输入的抖动变大,证明鲁棒性降低。因此选择合理的调节因子,可以既保证系统鲁棒性,也可以提升控制性能。

5 结论

本文针对状态依赖输入饱和、参数不确定和执行器故障下的弹性高超声速飞行器,设计了基于可调Tube-MPC的容错控制器。在多胞线性参变模型基础上,针对反馈线性化后形成的状态依赖输入饱和问题,将虚拟输入约束上下限拟合为线性多项式,并通过SOS技术将多项式约束转化为线性矩阵不等式约束。考虑到故障发生的程度不同,为改善控制

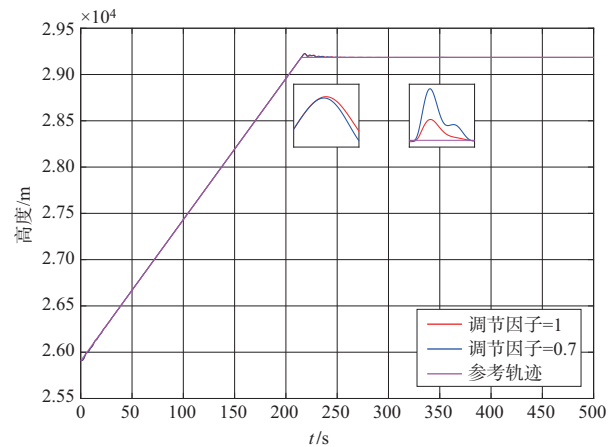


图3 加入调节因子的高度

Fig.3 Altitude with adjustable factor

系统的保守性,引入了调节因子,改变不变集大小,以提升系统的控制性能。同时,将传统标称控制律设计为无约束与约束下的加权凸组合形式,使得虚拟输入满足约束。 **AST**

参考文献

- [1] Wang Xiao, Guo Jie, Tang Shengjing, et al. Fixed-time distur-

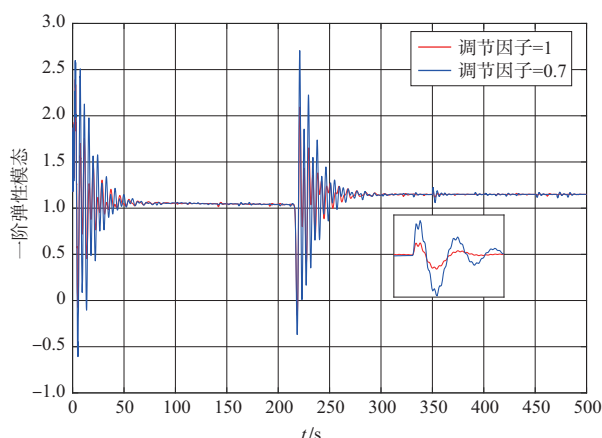


图4 加入调节因子的一阶弹性模态

Fig.4 First order elastic mode with adjustable factor

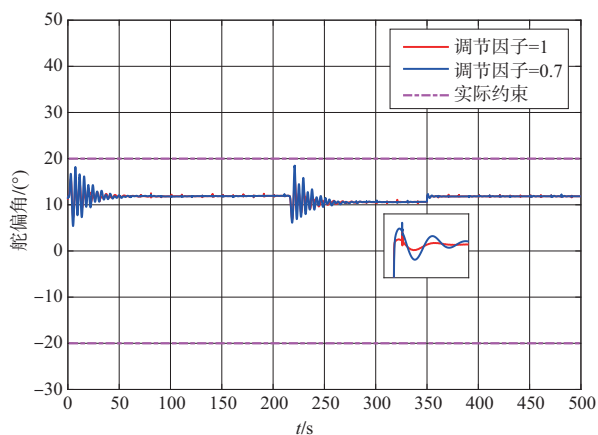


图5 加入调节因子的舵偏角

Fig.5 Elevator deflection with adjustable factor

bance observer based fixed-time back-stepping control for an air-breathing hypersonic vehicle[J]. ISA Transactions, 2019 (88): 233-245.

- [2] 陈召斌, 廖孟豪, 李飞, 等. 高超声速飞机总体气动布局设计特点分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(2): 6-11.

Chen Zhaobin, Liao Menghao, Li Fei, et al. Analysis of design characteristics of overall aerodynamic layout of hypersonic aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(2): 6-11. (in Chinese)

- [3] 邹学锋, 潘凯, 燕群, 等. 多场耦合环境下高超声速飞行器结构动强度问题综述[J]. 航空科学技术, 2020, 31(12): 3-15.

Zou Xuefeng, Pan Kai, Yan Qun, et al. Overview of dynamic strength of hypersonic vehicle structure in multi-field coupling environment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31

(12): 3-15. (in Chinese)

- [4] Yu Xinghu, Wang Tong, Qiu Jianbin, et al. Barrier lyapunov function-based adaptive fault-tolerant control for a class of strict-feedback stochastic nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2019, 51(2): 938-946.
- [5] Shen Haidong, Liu Yanbin, Chen Boyi, et al. Control-relevant modeling and performance limitation analysis for flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018(76): 340-349.
- [6] Huang Huang, Yang Ke, Qin Weiwei, et al. PD-RMPC for a flexible air-breathing hypersonic vehicle with input saturation and state constraints[C]// Proceedings of 2014 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference, 2014: 1224-1229.
- [7] 高刚, 张金鹏, 李群生. 燃料消耗下吸气式高超声速飞行器自适应控制[J]. 航空科学技术, 2020, 31(2): 46-53.
- Gao Gang, Zhang Jinpeng, Li Qunsheng. Robust control for an air-breathing hypersonic vehicle against fuel consumption[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(2): 46-53. (in Chinese)
- [8] Cao Lin, Zhang Dong, Zhang Ao. Back-stepping control for flexible air-breathing hypersonic vehicles based on uncertainty and disturbance estimator[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2020, 106(4): 73-82.
- [9] Ding Yibo, Wang Xiaogang, Bai Yuliang, et al. An improved continuous sliding mode controller for flexible air-breathing hypersonic vehicle[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2020, 30(14): 5751-5772.
- [10] An Hao, Wu Qianqian. Anti-windup disturbance suppression control of feedback linearizable systems with application to hypersonic flight vehicles[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(11): 3952-3967.
- [11] Hu Chaofang, Yang Xiaohe, Wei Xiaofang, et al. Robust model predictive control for hypersonic vehicle with state-dependent input constraints and parameter uncertainty[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2021, 31: 9676-9691.
- [12] Chen Haolan, Zhou Jun, Zhou Min, et al. Nussbaum gain adaptive control scheme for moving mass reentry hypersonic vehicle with actuator saturation[J]. Aerospace Science and Technol-

- ogy, 2019, 91: 357-371.
- [13] Xia Rongsheng, Chen Mou, Wu Qingxian, et al. Neural network based integral sliding mode optimal flight control of near space hypersonic vehicle[J]. Neurocomputing, 2019, 379: 41-52.
- [14] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Approximate feedback linearization of an air-breathing hypersonic vehicle[R]. AIAA-2006-6556, 2006.
- [15] Gao Gang, Wang Jinzhi. Reference command tracking control for an air-breathing hypersonic vehicle with parametric uncertainties[J]. Journal of the Franklin Institute, 2013, 350(5): 1155-1188.
- [16] Hu Chaofang, Wei Xiaofang, Ren Yanli. Passive fault-tolerant control based on weighted LPV Tube-MPC for air-breathing hypersonic vehicles[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2019(17): 1957-1970.
- [17] Yang Xiaohe, Lyu Weijie, Hu Chaofang, et al. Tube-model predictive control based on sum of squares for hypersonic vehicle with state-dependent input constraints[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2022, 44(5): 1000-1013.
- [18] Thomas G, Michael J, Jurgen A. Controller design for a class of nonlinear systems with input saturation using convex optimization[J]. Systems & Control Letters, 2012, 61: 258-265.

Fault-Tolerant Tube-MPC Control of Flexible Hypersonic Vehicle Under State-Dependent Saturation

Mi Hanpeng¹, Hu Chaofang¹, Yang Xiaohe¹, Hu Yongtai²

1. Tianjin University, Tianjin 300072, China

2. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Aircraft Control, AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China

Abstract: An adjustable Tube-model predictive control (Tube-MPC) fault-tolerant control method is proposed for the flexible hypersonic vehicle with state-dependent input saturation resulted from feedback linearization by considering actuator loss of efficiency fault or random drift fault and parameter uncertainty. Firstly, based on the polytopic linear parameter varying model by feedback linearization, taking the conservatism problem under partial fault into account, the adjustable factor is introduced into the traditional Tube-MPC controller. The robust positive invariant set is reduced in equal proportion to balance the control performance and robustness. Then, based on the reduced invariant set, the auxiliary robust control law and nominal control law are designed respectively. In order to deal with virtual input saturation, the nominal control law is developed as a convex combination of unconstrained and constrained control. Simultaneously, the actual input constraints are transformed into the linear polynomial constraints of virtual inputs being related to the flight states. The SOS technique is used to transform the polynomial constraints into linear matrix inequality constraints to calculate the control law. Finally, simulation results verify the effectiveness of the proposed control method.

Key Words: flexible hypersonic vehicle; fault-tolerant control; model predictive control; input saturation; SOS

Received: 2022-02-18; **Revised:** 2022-04-20; **Accepted:** 2022-06-17

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61773279); Aeronautical Science Foundation of China (20180748002)