

基于参数依赖滚动时域 H_∞ 控制的高超声速飞行器控制

秦伟伟¹, 刘刚¹, 汪立新¹, 何兵¹, 马建军²

(1. 第二炮兵工程大学自动控制系, 西安 710025; 2. 国防科技大学自动控制系, 长沙 410073)

摘要: 针对输入受限的高超声速飞行器强耦合、强非线性以及严重不确定性的特点, 提出一种参数依赖滚动时域 H_∞ 控制(PD-RHHC)的方法. 首先在考虑控制输入约束的条件下, 引入参数依赖 Lyapunov 函数和松弛因子并提出了基于 LMI 优化的 PD-RHHC; 然后采用函数替换方法, 结合张量积模型转换方法实现高超声速飞行器(HSV)纵向非线性弹性模型的 LPV 描述, 并将 PD-RHHC 应用到高超声速飞行器纵向控制中, 以实现 HSV 在大飞行包线内的机动飞行; 最后通过仿真实验验证了所提出算法的有效性.

关键词: 高超声速飞行器; 参数依赖滚动时域 H_∞ 控制; LPV 模型; 张量积模型转换

中图分类号: TP273

文献标志码: A

Parameter dependent receding horizon H_∞ control for a hypersonic vehicle

QIN Wei-wei¹, LIU Gang¹, WANG Li-xin¹, HE Bing¹, MA Jian-jun²

(1. The Department of Automatic Control, The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China;

2. The Department of Automatic Control, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China.

Correspondent: QIN Wei-wei, E-mail: qww_1982@163.com)

Abstract: For the complicated aerodynamics characteristic and severely uncertainty of nonlinear model of a flexible hypersonic vehicle with input constraints, a parameter dependent receding horizon H_∞ control (PD-RHHC) scheme based on linear parameter varying (LPV) is developed. Firstly, under the condition of considering input constraints and characters of the LPV system, an on-line PD-RHHC strategy is presented based on LMI optimization by introducing the parameter dependent Lyapunov function and relaxation factor. Then, the complicated nonlinear flexible model is transformed into the LPV form by using the function substitution and Tensor-Product model transformation method. And the parameter dependent robust controller is designed for the LPV model of the hypersonic vehicle, to guarantee large scale maneuver of the hypersonic vehicle in flight envelop. The digital simulation results show the effectiveness of the proposed method.

Key words: hypersonic vehicle; parameter dependent receding horizon H_∞ control; LPV model; tensor-product model transformation

0 引言

高超声速飞行器(HSV)一般是指飞行速度超过5倍声速的飞行器. 与传统飞行器相比, 由于采用机体/发动机一体化技术使其弹性机体、推进系统以及结构动态之间的耦合更强, 从而系统模型非线性更强, 并且飞行高度和马赫数跨度范围大, 运行环境更加复杂, 飞行过程中气热和气动特性变化剧烈^[1]. 为了确保 HSV 在复杂条件下拥有稳定的飞行特性和良好的控制性能, 研究人员采用了非线性动态逆^[2]、动态逆与神经网络相结合^[3]、动态逆与滑模控制相结

合^[4]、基于动态逆的自适应控制^[5]等方法实施控制. 为了提高鲁棒性, 文献[6]采用非线性鲁棒控制, 文献[7]采用自适应控制, 文献[8-9]采用 Backstepping 方法设计了控制器. 为了更加真实地反映高超声速飞行器的特征模态, 文献[10-11]给出了弹性非线性纵向模型及相应的控制算法. 相对于非线性方法, 基于线性变参数(LPV)的变增益控制方法具有实用性强、设计相对简单等优点. LPV 系统动态特性依赖于实时可测的外参数, 采用线性控制理论设计变增益控制器, 使得控制器增益随调度参数的变化而变化^[12].

收稿日期: 2012-12-06; 修回日期: 2013-01-31.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61105116).

作者简介: 秦伟伟(1982-), 男, 讲师, 博士, 从事模型预测控制、高超声速飞行器控制的研究; 刘刚(1964-), 男, 教授, 博士, 从事信息融合、鲁棒控制、精确制导与控制等研究.

文献[13-14]针对高超声速飞行器的纵向动态,采用不同方法设计了鲁棒线性变参数控制器。

输入约束是飞控系统设计中经常遇到的问题,如果不考虑约束影响,飞行器可能无法达到期望的性能要求。对于高超声速飞行器而言,控制系统的高性能要求往往意味着大的控制动作,控制变量约束(如升降舵等执行机构饱和)会破坏期望控制性能的获得,甚至会造成系统不稳定。另外,高超声速飞行器的气动参数一般源于CFD仿真或者由吹风获得,可能具有严重的不确定性,因此飞控系统的鲁棒性分析和设计在高超声速飞行器控制系统设计中具有十分重要的意义。鲁棒控制一般无法直观地处理系统约束,在一定程度上限制了它在约束系统中的应用。

模型预测控制(MPC)是一种有效处理约束的控制策略,其中鲁棒控制理论与滚动时域优化相结合的控制策略因具有较强的鲁棒性而受到了学术界的关注。文献[15-17]研究了基于滚动时域优化的保性能鲁棒控制策略,但是该控制算法主要适用于线性时不变系统或者多胞不确定线性系统。对于LPV系统,若直接采用文献[16-17]中的方法可能会增加控制器的保守性。因此,本文提出一种参数依赖的滚动时域 H_∞ 控制策略,并对高超声速飞行器实施控制。

针对高超声速飞行器的强耦合、强非线性特点,在考虑控制输入约束的条件下,提出一种参数依赖的鲁棒模型预测控制方法。首先研究基于LMI优化的约束LPV系统参数依赖滚动时域 H_∞ 控制(PD-RHHC)策略;然后讨论高超声速飞行器非线性模型的LPV描述,并结合基于张量积(T-P)的模型转换方法建立LPV模型的多胞形式;最后设计参数依赖控制器,实现高超声速飞行器大范围机动的鲁棒控制。该方法不仅避免了复杂的非线性控制器设计,并且能够有效抑制模型参数的变化,从而保证高超声速飞行器的稳定飞行。

1 高超声速飞行器的模型描述

考虑弹性与刚性模态耦合、发动机与飞行动态耦合的高超声速飞行器纵向非线性模型,描述为^[11]

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - g \sin(\theta - \alpha), \\ \dot{\alpha} = -\frac{L + T \sin \alpha}{mV} + Q + \frac{g}{V} \cos(\theta - \alpha), \\ \dot{h} = V \sin(\theta - \alpha), \\ \dot{\theta} = Q, \\ I_{yy} \dot{Q} = M, \\ \ddot{\eta}_i = -2\zeta_i \omega_i \dot{\eta}_i - \omega_i^2 \eta_i + N_i, \quad i = 1, 2. \end{cases} \quad (1)$$

其中: V 表示飞行速度, T 表示发动机推力, α 表示攻角, D 表示阻力, g 表示重力常数, θ 表示俯仰角, L 表

示升力, Q 表示俯仰角速率, h 表示飞行高度, I_{yy} 表示转动惯量, M 表示俯仰力矩, η_i 表示弹性模态, ζ_i 表示阻尼系数, ω_i 表示弹性模态的自然频率, N_i 表示广义力。这里

$$\begin{cases} L \approx 0.5\rho V^2 S C_L, \\ D \approx 0.5\rho V^2 S C_D, \\ M \approx z_T T + 0.5\rho V^2 S \bar{c} [C_{M,\alpha}(\alpha) + C_{M,\delta}(\delta)], \\ T \approx C_T^{\alpha^3} \alpha^3 + C_T^{\alpha^2} \alpha^2 + C_T^\alpha \alpha + C_T^0. \end{cases} \quad (2)$$

空气密度 $\rho = \rho_0 \exp(-(h - h_0)/h_s)$, S 表示参考面积, C_L 表示升力系数, C_D 表示阻力系数, z_T 表示推力对俯仰力矩的耦合影响, \bar{c} 表示平均气动弦长, $C_{M,\alpha}(\alpha)$ 表示与攻角有关的力矩系数, $C_{M,\delta}(\delta)$ 表示升降舵偏角和鸭翼偏角有关的力矩系数, C_T 表示推力系数。

将发动机动态描述为二阶系统,模型^[10]表示为

$$\ddot{\Phi} = -2\xi\omega\dot{\Phi} - \omega^2\Phi + \omega^2\Phi_c. \quad (3)$$

其中: Φ_c 表示期望的 Φ , ξ 表示阻尼系数, ω 表示自然频率。

高超声速飞行器纵向弹性模型的控制输入包括发动机参数 Φ , 升降舵 δ_e 和鸭翼 δ_c ^[10-11]。在纵向模型中加入鸭翼控制舵面的主要目的是用于补偿升降舵对升力的影响,进而减弱或者克服刚体动态非最小相位特征的影响^[10]。气动参数表示为

$$\begin{cases} C_L = C_L^\alpha \alpha + C_L^{\delta_e} \delta_e + C_L^{\delta_c} \delta_c + C_L^0, \\ C_D = C_D^{\alpha^2} \alpha^2 + C_D^\alpha \alpha + C_D^{\delta_e^2} \delta_e^2 + C_D^{\delta_e} \delta_e + \\ C_D^{\delta_c^2} \delta_c^2 + C_D^{\delta_c} \delta_c + C_D^0, \\ C_T^{\alpha^3} = \beta_1(h, \bar{q}) \Phi + \beta_2(h, \bar{q}), \\ C_T^{\alpha^2} = \beta_3(h, \bar{q}) \Phi + \beta_4(h, \bar{q}), \\ C_T^\alpha = \beta_5(h, \bar{q}) \Phi + \beta_6(h, \bar{q}), \\ C_T^0 = \beta_7(h, \bar{q}) \Phi + \beta_8(h, \bar{q}), \\ C_{M,\alpha}(\alpha) = C_{M,\alpha}^{\alpha^2} \alpha^2 + C_{M,\alpha}^\alpha \alpha + C_{M,\alpha}^0, \\ C_{M,\delta}(\delta) = c_e \delta_e + c_c \delta_c. \end{cases} \quad (4)$$

其中: C_L^α 、 $C_L^{\delta_e}$ 、 $C_L^{\delta_c}$ 分别表示与攻角、升降舵、鸭翼相关的升力系数, C_L^0 表示升力系数中的常数项; $C_D^{\alpha^2}$ 、 C_D^α 、 $C_D^{\delta_e^2}$ 、 $C_D^{\delta_e}$ 、 $C_D^{\delta_c^2}$ 、 $C_D^{\delta_c}$ 、 C_D^0 分别表示阻力系数的相关耦合项系数; $\beta_i(h, \bar{q})$ 表示推力拟合参数, $\bar{q} = 0.5\rho V^2$; Φ 表示标准化的燃空比; $C_{M,\alpha}^i$ 表示 α 的 i 阶系数对 $C_{M,\alpha}$ 的影响, $C_{M,\alpha}^0$ 表示常数项; c_e 和 c_c 分别表示 $C_{M,\delta}$ 中的 δ_e 和 δ_c 系数。

广义力定义为

$$\begin{cases} N_1 \approx N_1^{\alpha^2} \alpha^2 + N_1^\alpha \alpha + N_1^0, \\ N_2 \approx N_2^{\alpha^2} \alpha^2 + N_2^\alpha \alpha + N_2^{\delta_e} \delta_e + N_2^{\delta_c} \delta_c + N_2^0. \end{cases} \quad (5)$$

其中: $N_i^{\alpha^j}$ 表示与 α^j 相关的广义力系数, $N_2^{\delta_e}$ 表示升

赖 Lyapunov 函数为 $V(x(k)) = x(k)^T P(p)x(k)$, 其中

$$P(p) = \sum_{i=0}^L w_i(p) \bar{P}_i, \bar{P}_i = \bar{Q}_i^{-1}.$$

将状态反馈控制输入 (16) 代入 (6), 得到

$$\begin{cases} x(k+1) = A_{cl}(k)x(k) + B_1(k)w(k), \\ y(k) = C_{cl}(k)x(k) + D_1(k)w(k). \end{cases} \quad (22)$$

其中

$$\begin{cases} A_{cl}(k) = A(k) + B_u(k)K(p), \\ C_{cl}(k) = C_1(k) + D_{1u}(k)K(p). \end{cases} \quad (23)$$

1) 对于不等式约束 (18), 将式 (22) 和参数依赖 Lyapunov 函数代入, 得到

$$\begin{aligned} & (A_{cl}(k)x(k) + B_1(k)w(k))^T P(k)(A_{cl}(k)x(k) + \\ & B_1(k)w(k)) + (C_{cl}(k)x(k) + D_1(k)w(k))^T \times \\ & (C_{cl}(k)x(k) + D_1(k)w(k)) - \gamma^2 w^T(k)w(k) \leq \\ & x(k)^T P(k)x(k). \end{aligned} \quad (24)$$

根据 Schur 补定理以及 $P(p) = \sum_{i=0}^L w_i(p) \bar{P}_i$ 可知,

如果下式成立, 则可以保证式 (24) 成立:

$$\begin{bmatrix} \bar{P}_j & * & * & * \\ 0 & \gamma I & * & * \\ \bar{P}_j(A(k) + B_u(k)K(p)) & \bar{P}_j B_1(k) & \bar{P}_j & * \\ C_1(k) + D_{1u}(k)K(p) & D_1(k) & 0 & \gamma I \end{bmatrix} \geq 0, \quad (25)$$

$j = 1, 2, \dots, L.$

又因为 $\bar{Q}_j = \bar{P}_j^{-1}$, 引入松弛因子 G 并利用 $\text{diag}(G^T, I, \bar{Q}_j, I)$ 进行同余变换, 得到

$$\begin{bmatrix} G^T \bar{P}_j G & * & * & * \\ 0 & \gamma I & * & * \\ (A(k) + B_u(k)K(p))G & B_1(k) \bar{Q}_j & * & * \\ (C_1(k) + D_{1u}(k)K(p))G & D_1(k) & 0 & \gamma I \end{bmatrix} \geq 0, \quad (26)$$

$j = 1, 2, \dots, L.$

参数依赖矩阵可转变为如下形式:

$$\begin{aligned} & A(k) + B_u(k)K(p) = \\ & \sum_{i=1}^L \lambda_i(p) A_i + \sum_{i=0}^L \sum_{l=0}^L \lambda_i(p) \lambda_l(p) B_{u,i} K_l = \\ & \sum_{i=1}^L \sum_{l \geq i} 2\lambda_i(p) \lambda_l(p) \left(\frac{A_i + A_l + B_{u,i} K_l + B_{u,l} K_i}{2} \right). \end{aligned} \quad (27)$$

因此保证式 (26) 成立的充分条件是

$$\begin{bmatrix} G^T \bar{P}_j G \\ 0 \\ \left(\frac{A_i + A_l + B_{1u,i} K_l + B_{1u,l} K_i}{2} \right) G \\ \left(\frac{C_{1,i} + C_{1,l} + D_{1u,i} K_l + D_{1u,l} K_i}{2} \right) G \end{bmatrix} \rightarrow$$

$$\left[\begin{array}{ccc} * & * & * \\ \gamma I & * & * \\ \leftarrow \frac{B_{1,i} + B_{1,l}}{2} \bar{Q}_j & * & * \\ \frac{D_{1,i} + D_{1,l}}{2} & 0 & \gamma I \end{array} \right] \geq 0,$$

$$j = 1, 2, \dots, L, i = 1, 2, \dots, L, l = 1, 2, \dots, L. \quad (28)$$

进一步, 取 $Y_i = K_i G$, 由扩张效应可知, $G^T S^{-1} G \geq G + G^T - S$, 故式 (9) 是 (28) 成立的充分条件, 即式 (9) 是 (18) 成立的充分条件.

2) 对于约束条件 (20), 需证明式 (11) 是满足硬约束 (20) 的充分条件. 如果满足如下约束:

$$\begin{aligned} & (e_j^T Y(p(k)) G^{-1} x(k))^T (e_j Y(p(k)) G^{-1} x(k)) \leq u_{j,\max}^2, \\ & j = 1, 2, \dots, m_2, \end{aligned} \quad (29)$$

则硬约束 (20) 成立 (e_j 表示标准矢量积), 即

$$\begin{aligned} & x(k)^T (e_j^T Y(p(k)) G^{-1})^T (e_j^T Y(p(k)) G^{-1}) x(k) \leq \\ & u_{j,\max}^2, j = 1, 2, \dots, m_2, \end{aligned} \quad (30)$$

又因为椭圆不变集约束 (19) 可以描述为

$$\frac{x(k)^T P(k)x(k)}{r} \leq 1, \quad (31)$$

所以, 如果下式成立:

$$\begin{aligned} & (e_j^T Y(p(k)) G^{-1})^T (e_j^T Y(p(k)) G^{-1}) \leq \\ & \frac{P(k)}{r} u_{j,\max}^2, \end{aligned} \quad (32)$$

则不等式 (30) 成立, 并且等价于

$$\begin{aligned} & \frac{u_{j,\max}^2 P(k)}{r} - \\ & (e_j^T Y(p(k)) G^{-1})^T (e_j^T Y(p(k)) G^{-1}) \geq 0. \end{aligned} \quad (33)$$

根据 Schur 补, 并利用同余变换, 可知

$$\begin{bmatrix} u_{j,\max}^2/r & * \\ (e_j^T \bar{Y}_i)^T & G^T \bar{Q}_i^{-1} G \end{bmatrix} \geq 0, \quad (34)$$

$j = 1, 2, \dots, m_2, i = 1, 2, \dots, L.$

由扩张效应可知式 (11) 可保证 (34) 成立, 因此式 (11) 是保证 (20) 成立的充分条件.

同理可知, 式 (10) 和 (12) 分别是不等式约束 (19) 和 (21) 成立的充分条件.

综上所述, 通过式 (15) 描述的 LMI 优化过程得到的参数依赖控制律 (16) 满足滚动时域 H_∞ 控制闭环稳定的充分条件, 可保证系统在满足约束的条件下渐近稳定, 因此特点 1) 和 2) 得证. 特点 3) 和 4) 的证明与文献 [15,17] 类似, 因此 PD-RHHC 能够保证闭环系统稳定. \square

3 基于PD-RHHC的输入受限高超声速飞行器纵向控制器设计

3.1 高超声速飞行器纵向系统的LPV建模

为便于控制器的设计, 作出如下简化:

$$\sin(\theta - \alpha) \approx \theta - \alpha, \quad (35)$$

将气动参数代入非线性模型(1), 并采用函数替换方法得到高超声速飞行器纵向非线性动态的LPV模型, 即

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{Q} \\ \dot{h} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\beta_8 \cos \alpha - \bar{q}SC_D^0}{mV} & A'_{12} & 0 & 0 & -g \\ \frac{\bar{q}SC_L^0}{2mV^2} + \frac{g}{V^2} & -\frac{\bar{q}SC_L^\alpha + 2(\beta_2\alpha^3 + \beta_4\alpha^2 + \beta_6\alpha + \beta_8)}{2mV} & 1 & 0 & 0 \\ \frac{z_T\beta_8 + \bar{q}S\bar{c}C_{M,\alpha}^0}{I_{yy}V} & \frac{z_T(\beta_2\alpha^2 + \beta_4\alpha + \beta_6) + \bar{q}S\bar{c}(C_{M,\alpha}^{\alpha^2} + C_{M,\alpha}^\alpha)}{I_{yy}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -V & 0 & 0 & V \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ Q \\ h \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\bar{q}S(C_D^{\delta_e^2}\bar{\delta}_e + C_D^{\delta_e}) & -\bar{q}S(C_D^{\delta_c^2}\bar{\delta}_c + C_D^{\delta_c}) & \frac{(\beta_1\alpha^3 + \beta_3\alpha^2 + \beta_5\alpha + \beta_7)\cos\alpha}{m} \\ -\frac{\bar{q}SC_L^{\delta_e}}{2mV} & -\frac{\bar{q}SC_L^{\delta_c}}{2mV} & -\frac{\beta_1\alpha^4 + \beta_3\alpha^3 + \beta_5\alpha^2 + \beta_7\alpha}{mV} \\ \frac{\bar{q}S\bar{c}c_e}{I_{yy}} & \frac{\bar{q}S\bar{c}c_c}{I_{yy}} & \frac{z_T(\beta_1\alpha^3 + \beta_3\alpha^2 + \beta_5\alpha + \beta_7)}{I_{yy}} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_c \\ \Phi \end{bmatrix}, \quad (36)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \\ \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{N_1^0}{V} & N_1^\alpha\alpha + N_1^\alpha & 0 & 0 & 0 & -\omega_1^2 & 0 & -2\zeta_1\omega_1 \\ \frac{N_2^0}{V} & N_2^\alpha\alpha + N_2^\alpha & 0 & 0 & 0 & 0 & -\omega_2^2 & 0 \\ & & & & & & & -2\zeta_2\omega_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ Q \\ h \\ \theta \\ \eta_1 \\ \eta_2 \\ \dot{\eta}_1 \\ \dot{\eta}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ N_2^{\delta_e} & N_2^{\delta_c} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_c \\ \Phi \end{bmatrix}, \quad (37)$$

其中

$$A'_{12} = [(\beta_2\alpha^2 + \beta_4\alpha + \beta_6)\cos\alpha - \bar{q}S(C_D^{\alpha^2}\alpha + C_D^\alpha)]/m + g.$$

$x = (V, \alpha, Q, h, \theta)^T$, $v = (\eta_1, \eta_2, \dot{\eta}_1, \dot{\eta}_2)^T$, p 表示调度参数, μ 表示慢变的系统参数. 这里调度参数 p 分别表示为 $p_1 = V$, $p_2 = V^{-2}$, $p_3 = V^{-3}$, $p_4 = \alpha$, $p_5 = \alpha^2$, $p_6 = \alpha^3$, $p_7 = \bar{q}$.

高超飞行器纵向系统LPV模型可以表示成状态方程的形式

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}(\rho, \mu) & A_{12}(\rho, \mu) \\ A_{21}(\rho, \mu) & A_{22}(\rho, \mu) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_1(\rho, \mu) \\ B_2(\rho, \mu) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_c \\ \Phi \end{bmatrix}, \quad (38)$$

3.2 LPV模型的多胞形描述

给定LPV系统的多胞形表示并不是唯一的, 不同的多胞形表示会给系统稳定性分析和控制器综合带来不同的结果. 具有仿射参数依赖形式的LPV系统可根据变参数的上下界组合表示成多胞形式, 继而进行稳定分析和控制器综合. 对于一般LPV模型的多胞形表示, 文献[19]提出了一种基于张量积(T-P)的转换方法. 其主要思想是: 将LPV模型的变参数进行网格划分; 然后把系统离散化组成张量, 并对其进行高阶张量积; 最后计算分解得到LTI顶点系统的权系数.

将高超声速飞行器LPV模型表示为

$$S(p(t)) = [A(p(t)), B(p(t))]. \quad (39)$$

式(39)表示一个时变对象, 其中 $p(t)$ 为一个三维的参数向量, 是闭空间体 $P = [V_{\min}, V_{\max}] \times [\alpha_{\min}, \alpha_{\max}] \times [h_{\min}, h_{\max}]$ 的一个元素.

按照 T-P 模型转换方法, 高超声速飞行器 LPV 系统多胞转换可按以下步骤:

1) 按照函数替换方法, 得到高超声速飞行器的 LPV 模型.

2) 将 LPV 模型离散化, 主要包括如下过程:

① 定义变参数空间 $P: p(t) \in P$;

② 对变参数空间 P 进行任意的网格划分, 可以采用平均划分的方法;

③ 在划分好的参数空间上离散化给定的函数 $S(p(t))$;

④ 将离散化后的一系列矩阵存储于张量 S 中.

3) 提出 LTI 顶点系统. 此步骤是整个过程的核心部分, 主要是对张量 S 应用高阶张量积, 通过舍弃 0 或者很小的奇异值以及与之对应的奇异值向量, 得到有限个 LTI 系统模型.

4) 构建连续的权系数函数, 具体构建方式参见文献 [19].

由此, 可以得到高超声速飞行器纵向动态 LPV 模型的多胞形描述.

3.3 基于 PD-RHHC 的高超声速飞行器纵向系统控制器设计

对于速度范围为 $V_{\min} \sim V_{\max}$, 高度范围为 $h_{\min} \sim h_{\max}$, 攻角变化范围为 $\alpha_{\min} \sim \alpha_{\max}$ 的飞行空间, 将非线性系统的 LPV 描述进行多胞化处理. 考虑到高度相对于速度是慢变过程, 并且考虑计算量以及蕴含精度, 按照等分原则进行区域划分, 将系统状态空间划分为 $L_V \times L_h$ 个区域, 即

$$X = \bigcup_{i=1}^{L_V} \bigcup_{j=1}^{L_h} X_{ij}.$$

其中 $X_{ij} = [V_{\min}^i, V_{\max}^i] \times [\alpha_{\min}^j, \alpha_{\max}^j] \times [h_{\min}^j, h_{\max}^j]$ 表示变参数所划分的一个区域. 在每个区域采用 T-P 模型转换方法, 即可得到该区域 LPV 模型的多胞描述.

由上述 LPV 系统多胞模型, 高超声速飞行器鲁棒模型预测控制算法设计如下:

Step 1: 在每个采样时刻 k , 给定状态 $x(k)$ 和调度参数 $p(k)$, 求解 LMI 优化问题 (15), 计算状态反馈增益 (16), 设计状态反馈作用于系统;

Step 2: 测量下一时刻系统状态, 令 $k = k + 1$, 返回 Step 1.

4 仿真与分析

为了验证本文设计的 PD-RHHC 策略的正确性, 对高超飞行器纵向非线性模型进行仿真. 假设初始平衡条件为 $M = 6.9$, $V_0 = 2347.6 \text{ m/s}$, $h_0 = 25908 \text{ m}$, 从 0 时刻开始高超飞行器跟踪给定速度和高度参考指令 V_r, h_r . 为了实现控制目标, 在速度范围为

2200 ~ 3000 m/s, 高度范围为 25500 ~ 32000 m 的空间建模.

首先采用函数替换方法建立系统的 LPV 模型, 然后在调度参变量 $2200 \leq 3000 \text{ m/s}$, $25500 \leq h \leq 32000 \text{ m}$ 的范围内, 利用 T-P 模型转换方法, 得到 LPV 模型的多胞形描述. 这里采用 5×6 个区域进行划分, 可得到区间 $2360 \leq V \leq 2520 \text{ m/s}$, $25500 \leq h \leq 26583 \text{ m}$, $-10 \leq \alpha \leq 10 \text{ deg}$ 内被描述为 30 个顶点的凸胞系统的多胞 LPV 系统.

采用 PD-RHHC 设计控制器, 输入变化范围为

$$\begin{cases} 0.1 \leq \Phi \leq 1.0, \\ -20 \leq \delta_e \leq 20 \text{ deg}, \\ -30 \leq \delta_c \leq 30 \text{ deg}. \end{cases}$$

仿真中, 分别采用二阶滤波系统设计速度和高度的参考指令信号: 速度指令信号滤波系统自然频率 $\omega_V = 0.0195$, 阻尼系数 $\zeta_V = 0.9$, 高度指令信号滤波系统自然频率 $\omega_h = 0.0219$, 阻尼系数 $\zeta_h = 0.9$.

假设系统初始平衡状态为: $q_0 = 0 \text{ deg/s}$, $\alpha_0 = 1.5153 \text{ deg}$, $\theta_0 = 1.5153 \text{ deg}$, $Q = 0$; 弹性模态: $\eta_1 = 1.0122$, $\dot{\eta}_1 = 0$, $\eta_2 = 1.2114$, $\dot{\eta}_2 = 0$; 控制输入: $\Phi = 0.2514$, $\delta_e = 11.4635 \text{ deg}$, $\delta_c = -17.19525 \text{ deg}$. 气动参数可参见文献 [10-11]. 假设拟合计算的气动参数与实际气动参数误差分别表示为: $|\Delta T| \leq 0.03$, $|\Delta D| \leq 0.40$, $|\Delta L| \leq 0.20$, $|\Delta M| \leq 0.20$.

假设期望速度 $V_c = 2987.4 \text{ m/s}$, 期望高度 $h_c = 31699.86 \text{ m}$, 仿真结果如图 1~图 5 所示. 从图 1 可知, 高超飞行器成功跟踪了速度和高度指令信号, 实现了高超飞行器的高超声速大范围机动飞行. 图 2 给出的

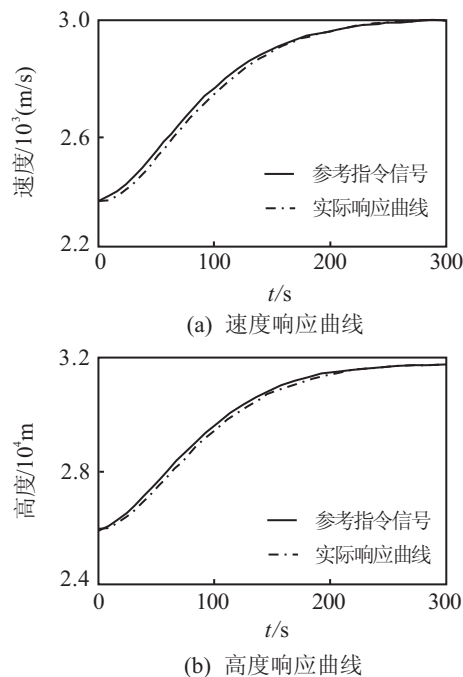
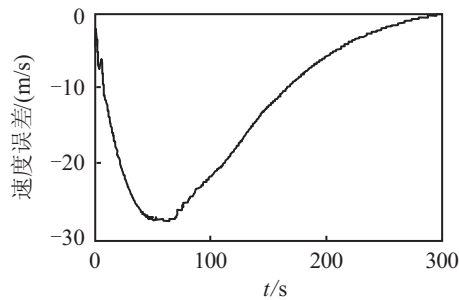
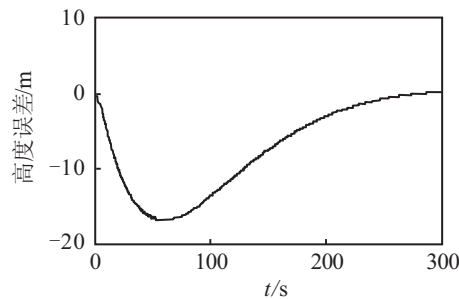


图 1 指令轨线与实际轨线比较

跟踪误差曲线表明, 系统对速度和高度指令参考信号实现了无偏差响应跟踪, 并且有效抑制了严重的气动参数不确定性. 图3和图4的控制输入变化曲线表明,



(a) 速度跟踪误差



(b) 高度跟踪误差

图2 跟踪误差变化曲线

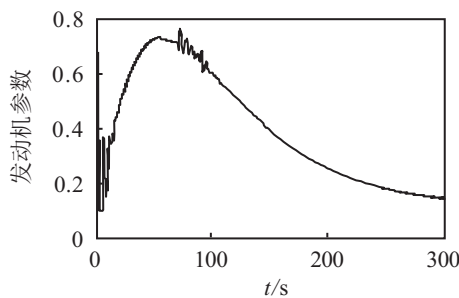


图3 发动机参数变化曲线

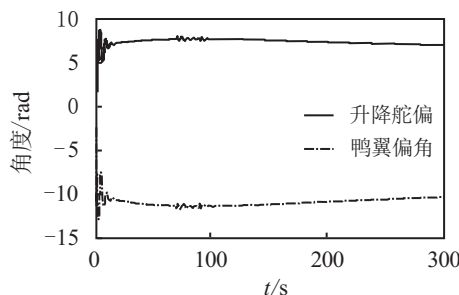


图4 升降舵及鸭翼的偏转角变化曲线

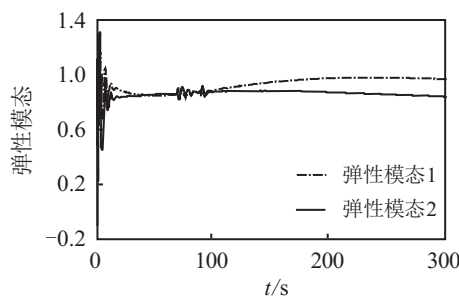


图5 弹性模态变化曲线

发动机参数、升降舵以及鸭翼的偏角均满足系统约束. 图5给出了飞行过程中弹性模态的变化曲线, 表明控制器能够抑制弹性模态的影响, 保证飞行器对速度和高度指令的无偏差跟踪.

仿真结果表明了本文在非线性系统LPV化的基础上, 采用滚动时域 H_∞ 优化控制设计的鲁棒模型预测控制器能够有效抑制参数不确定和弹性模态的影响, 实现高超飞行器大范围机动飞行.

5 结 论

本文针对具有输入约束的强耦合、强非线性的高超声速飞行器纵向弹性模型, 在考虑控制输入约束的条件下, 设计了PD-RHHC策略, 结果表明: 1) PD-RHHC能够保证高超声速飞行器在满足控制输入约束的条件下, 实现高超声速大范围机动飞行; 2) 基于LPV的非线性系统控制方法具有简单、易操作的特点, 对不确定性具有较强的鲁棒性, 因此具有更强的工程实际价值.

参考文献(References)

- [1] Mirmirani M, Chivey Wu, Clark A, et al. Modeling for control of a generic air-breathing hypersonic vehicle[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. San Francisco, 2005: 6256.
- [2] Qian Wang, Robert F Stengel. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Portland, 1999: 413-423.
- [3] Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P A. Robust neural adaptive control of a hypersonic aircraft[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Austin, 2003: 5614.
- [4] Xu H J, Ioannou P A, Mirmirani M. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. J of Guidance, Control and Dynamic, 2004, 27(5): 829-838.
- [5] 刘燕斌, 陆宇平, 何真. 高超音速飞机鲁棒自适应控制的研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(4): 620-624.
(Liu Y B, Lu Y P, He Z. Research on robust adaptive control for hypersonic vehicle[J]. J of Astronautics, 2006, 27(4): 620-624.)
- [6] 李扬, 陈万春. 高超声速飞行器BTT非线性控制器设计与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(3): 249-253.
(Li Y, Chen W C. Design and simulation of BTT nonlinear controller for hypersonic vehicle[J]. J of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(3): 249-253.)
- [7] Fiorentini L, Serrani A, Bolender Michael A, et al. Nonlinear robust/adaptive controller design for an air-

- breathing hypersonic vehicle model[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Hilton Head, 2007: 6329.
- [8] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(5): 805-810.
(Gao D X, Sun Z Q, Luo X, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method[J]. Control Theory & Applications, 2008, 25(5): 805-810.)
- [9] 高道祥, 孙增圻, 杜天容. 高超声速飞行器基于 Backstepping 的离散控制器设计[J]. 控制与决策, 2009, 24(3): 459-463.
(Gao D X, Sun Z Q, Du T R. Discrete-time controller design for hypersonic vehicle via Backstepping[J]. Control and Decision, 2009, 24(3): 459-463.)
- [10] Parker J T, Serrani A. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.
- [11] Fiorentini L, Serrani A, Bolender M A, et al. Nonlinear robust adaptive control of flexible air-breathing hypersonic vehicles[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 2009, 32(2): 401-416.
- [12] Rugh Wilson J, Shamma Jeff S. Research on gain scheduling[J]. Automatica, 2000, 36(10): 1401-1425.
- [13] 黄显林, 葛东明. 吸气式高超声速飞行器纵向机动飞行的鲁棒变参数控制[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1789-1797.
(Huang X L, Ge D M. Robust linear parameter-varying control for longitudinal maneuvering flight of air-breathing hypersonic vehicle[J]. J of Astronautics, 2010, 31(7): 1789-1797.)
- [14] 秦伟伟, 郑志强, 刘刚, 等. 基于 LPV 的高超声速飞行器鲁棒变增益控制[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(6): 1327-1331.
(Qin W W, Zheng Z Q, Liu G, et al. Robust variable gain control of a hypersonic vehicle based on LPV[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(6): 1327-1331.)
- [15] Chen Hong, Scherer C W. An LMI based model predictive control scheme with guaranteed performance and its application to active suspension[C]. Proc of the 2004 American Control Conf. Boston, 2004: 189-195.
- [16] 陈虹, 韩光信, 刘志远. 基于 LMI 的约束系统 H_∞ 控制及其滚动优化实现[J]. 控制理论与应用, 2005, 22(2): 189-195.
(Chen H, Han G X, Liu Z Y. LMI based H_∞ control scheme for constrained systems and its moving horizon implementation[J]. Control Theory & Applications, 2005, 22(2): 189-195.)
- [17] Chen Hong, Scherer W C. Moving horizon H_∞ control with performance adaptation for constrained linear systems[J]. Automatica, 2006, 42(6): 1033-1040.
- [18] Chen Hong. A feasible moving horizon H_∞ control scheme for constrained uncertain linear systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2007, 52(7): 343-348.
- [19] Lathauwer L, Moor B, Vandewalle J. A multi-linear singular value decomposition[J]. SIAM J on Matrix Analysis and Applications, 2000, 21(4): 1253-1278.

(责任编辑: 齐 霖)