

高超声速飞行器应用保护映射的大包线控制律

刘梦影¹, 刘燕斌^{1†}, 肖地波¹, 陆宇平², 张亚平¹

(1. 南京航空航天大学 航天学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对高超声速飞行器模型具有高度非线性和易变的动态特性, 应用保护映射理论提出了一种高超声速飞行器大包线控制律设计方法. 首先, 结合间隙度量理论建立高超声速飞行器线性变参数(linear parameter-varying, LPV)模型, 然后设计控制器结构并计算初始点的控制器参数, 并根据保护映射理论分析初始控制器使闭环系统稳定的参数区间, 通过迭代运算自适应地获得满足性能要求的控制器参数集合. 仿真结果表明, 建立的LPV模型具有良好的精确度; 所设计的大包线控制律能够满足高超声速飞行器的性能要求, 并且保证系统在飞行域内全局稳定.

关键词: 高超声速飞行器; 大包线; 线性变参数; 间隙度量; 保护映射

中图分类号: TP273 文献标识码: A

Control law for wide envelope of hypersonic vehicles applying guardian maps

LIU Meng-ying¹, LIU Yan-bin^{1†}, XIAO Di-bo¹, LU Yu-ping², ZHANG Ya-ping¹

(1. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China;
2. College of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 210016, China)

Abstract: To deal with the high nonlinearity and variable dynamic properties existing in the hypersonic vehicle model, we apply the guardian maps to propose a method for designing the control law for the wide flight envelope of hypersonic vehicles. Firstly, we use the gap-metric principle to build a linear parameter-varying (LPV) model for the hypersonic vehicle. Then, we select the structure for the controller and calculate the controller parameters for the initial point. Furthermore, according to the guardian maps, we analyze the interval of the parameter at the initial point for the close-loop system to be stable, and find out a set of allowable control parameter values by adaptively using iterative operations, such that the performance requirements are satisfied in the expected flight process. Simulation results show that the established LPV model maintains a good accuracy, and the control law ensures the global stability throughout the wide flight envelope for the hypersonic vehicle, making the system fulfilling the prospective performance demands.

Key words: hypersonic vehicles; wide envelope; linear parameter-varying; gap metric; guardian maps

1 引言(Introduction)

自20世纪二三十年代首次提出高超声速飞行器技术概念, 涌现了多种技术机理的高超声速飞行器(hypersonic vehicles, HSV), 主要有准确打击时敏目标, 全球快速到达以及快速进出空间的空天飞行器^[1]. HSV在民用和军事方面蕴藏着不可忽视的潜在价值, 因此对高超声速飞行器的研究已然成为各航空航天大国的关注热点及优先发展方向. 且飞行器控制系统是高超声速飞行器的核心, 是安全飞行的重要保证, 因此飞行控制技术是发展高超声速飞行器的关键技术之一^[2].

高超声速飞行器模型具有阶次高, 参数变化大等

特点^[3]. 此外, 这类飞行器飞行速度快, 飞行高度跨度广, 飞行环境复杂, 这些特点导致设计具有良好控制性能和强鲁棒性能的控制器的控制器面临一定的困难和挑战. 传统的增益调度控制器根据飞行状态在飞行包线内不断切换, 虽可实现各平衡点的性能指标, 但无法保证整个飞行包线性能稳定^[4]. 文献[5]设计的控制器参数随动压单调变化, 避免了飞行控制律中控制器参数难以拟合的问题. 文献[6]则针对乘波体高超声速飞行器的机动/动力耦合以及大包线飞行特点, 基于线性二次整定(linear quadratic regulator, LQR)和 H_∞ 理论设计双回路控制系统. 文献[7]就某无人机为研究对象, 划分其飞行包线, 设计控制律以及增益调度机制.

收稿日期: 2015-05-25; 录用日期: 2015-09-25.

[†]通信作者. E-mail: liuyb@nuaa.edu.cn; Tel.: +86 25-84896521-6206.

国家自然科学基金项目(61403191), 江苏省2015年度普通高校研究生实践创新计划项目(SJLX15.0137)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61403191), 2015 Annual General University Graduate Students Practice Innovation Program of Jiangsu Province (SJLX15.0137).

近几年, LPV 系统的研究成为控制领域的研究热点, 它能够使线性控制方法解决非线性系统的控制问题. 间隙度量理论由 Zames 和 El-Sakkary 引入控制领域, 目的是为了更精确地描述线性系统之间的差异程度. 文献[8–9]采用最普遍的雅克比线性化方法建立高超声速飞行器 LPV 模型, 文献[10]提出改进函数替换方法并用该方法建立无尾式飞行器 LPV 模型, 文献[11]以设计数目较少的控制器来满足全包线的控制需求为目的, 按照间隙度量理论划分飞行包线, 文献[12]则更进一步将间隙度量与 LPV 鲁棒技术相结合设计控制律.

保护映射理论最初由 Saydy 等人提出, 用于分析矩阵族和多项式族的稳定性问题. David Saussie 等人通过一个二阶线性模型验证了保护映射理论用于解决带参数线性系统的鲁棒广义稳定性问题的有效性^[13]. 随后, 他们又针对发射器的上升阶段运用保护映射设计控制系统^[14]. 文献[15]基于该理论对火星无人机设计控制器以确保系统具有良好的鲁棒稳定性. 文献[9]则针对高超声速飞行器应用保护映射理论设计自适应控制律. 文献[16]进一步将保护映射与遗传算法以及 LQR 技术相结合, 以 Lynx 直升机和 Citation X 飞行器为研究对象设计了一种新的鲁棒分析方法.

本文针对高超声速飞行器大包线控制设计问题进行研究. 首先, 基于间隙度量理论构建高超声速飞行器 LPV 模型; 进而运用保护映射理论分析该控制器使闭环系统稳定的参数区间, 再以该参数区间的边界点作为设计点, 搜索新的控制器参数; 迭代上述过程, 直至得到覆盖整个飞行区域的控制器参数集合. 该算法能够避免传统 LPV 建模方法计算冗余, 缺乏理论依据等不足, 确保线性模型具有良好的精确度; 设计过程中固定控制器结构, 给定初始条件之后自动获得覆盖整个飞行区域的控制器参数集合, 避免了在多个状态点分别设计控制器的繁琐过程, 同时保证系统的全局稳定性.

2 高超声速飞行器的 LPV 模型建立 (LPV modeling of hypersonic vehicles)

2.1 间隙度量理论 (Gap-metric theory)

令 K 是 Hilbert 空间 H 内的任意一个线性算子, u_1 和 u_2 位于 H 空间内, 那么, $H \times H$ 是 u_1, u_2 的集合. $G(K)$ 是 $\{u, Ku\}$ 的集合, 也是 K 的图谱, 其中

$$u \in D(K) = \{u | u \in H, Ku \in H\},$$

$D(K)$ 称为 K 的域.

因为 K 是线性算子, 所以 $G(K)$ 是 $H \times H$ 的子空间. 若 K 的图谱 $G(K)$ 是 $H \times H$ 的闭合子空间, 则 K 也是闭合的^[17].

定义 1 K_1 和 K_2 是 Hilbert 空间 H 内的两个闭合

算子, 定义该算子之间的间隙, 即它们图谱之间的间隙, 表示为^[18]

$$\delta(K_1, K_2) = \delta(G(K_1), G(K_2)). \quad (1)$$

其中:

$$\begin{aligned} \delta(G(K_1), G(K_2)) = & \max(\bar{\delta}_{12}(G(K_1), G(K_2)), \bar{\delta}_{21}(G(K_2), G(K_1))), \quad (2) \\ \bar{\delta}_{12}(G(K_1), G(K_2)) = & \sup_{u_1 \in D(K_1)} \inf_{u_1 \neq 0, u_2 \in D(K_2)} \frac{\|u_1 - u_2\|^2 + \|K_1 u_1 - K_2 u_2\|^2}{\|u_1\|^2 + \|K_1 u_1\|^2}. \quad (3) \end{aligned}$$

同样, $\bar{\delta}_{21}(G(K_2), G(K_1))$ 的定义同式(3)类似.

对于多输入多输出线性系统, 通过状态矩阵 A 和 B 以及输入矩阵 C 和 D 来表示, 其传递函数阵可表示为 $G(s) = C(sI - A)^{-1}B + D$, 其中 $G \in g^{n \times m}$, m, n 分别表示系统输入量和输出量的个数, I 为相应维数的单位阵. 可见, $G(s)$ 是 Hilbert 空间的线性算子.

不妨设 G_1 和 G_2 分别是两个系统的传递函数阵, 则这两个系统之间的间隙定义^[19]为

$$\delta(G_1, G_2) = \max(\delta_{12}(G_1, G_2), \delta_{21}(G_2, G_1)). \quad (4)$$

间隙度量 $\delta(G_1, G_2)$ 的值表示的是两个系统空间的差异程度. 根据上述定义, 可推导出 $\delta(G_1, G_2)$ 满足 $0 \leq \delta(G_1, G_2) \leq 1$. 深入研究可知, 如果 $\delta(G_1, G_2)$ 的值越接近于 0, 则表示两个系统的动态特性越相似; 反之, $\delta(G_1, G_2)$ 的值越接近于 1, 那么该两个系统的动态特性存在的差异越大.

2.2 高超声速飞行器模型描述 (Description of hypersonic vehicle model)

与传统的飞行器相比, 高超声速飞行器采用诸如超燃冲压发动机, 机体/发动机一体化等先进技术, 因此其模型具有更高的非线性, 更强的耦合性以及参数不确定性等特点.

本文参考文献[20]并以 NASA 的高超声速飞行器仿真模型 Winged-cone 为研究对象. 首先基于拉格朗日方程, 建立飞行器的纵向动力学方程^[21]为

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D_r}{m} - g \sin \mu, \\ \dot{\mu} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{g \cos \mu}{V}, \\ \dot{\alpha} = q - \dot{\mu}, \\ \dot{q} = \frac{M_y}{I_y}, \\ \dot{H} = V \sin \mu. \end{cases} \quad (5)$$

其中: m 和 I_y 分别是飞行器质量和绕轴转动惯量, H, V, α, q, μ 分别表示飞行高度, 速度, 迎角, 俯仰角

速率以及航迹倾斜角;俯仰力矩,升力,阻力和推力的符号表示分别为 M_y, L, D_r, T , 它们的表达式如式(6):

$$\begin{cases} M_y = 0.5\rho V^2 s\bar{c}C_M, \\ L = 0.5\rho V^2 sC_L, \\ D_r = 0.5\rho V^2 sC_D, \\ T = 0.5\rho V^2 sC_T. \end{cases} \quad (6)$$

其中: \bar{c} 是飞行器的平均气动弦长, s 是飞行器的参考面积; ρ 为空气密度,且满足表达式:

$$\rho = 1.2266 e^{-H/73152}.$$

C_M, C_L, C_D, C_T 分别表示力矩系数、升力系数、阻力系数以及推力系数.文献[22]给出了该系数的具体多项表达式:

$$\begin{aligned} C_L = & -0.0236 + 0.9661\alpha + 0.2494\varphi - \\ & 0.240\delta_e + 0.0061M + 0.59869\alpha\varphi + \\ & 0.0656\alpha\delta_e - 0.0486\alpha M - 0.0164\varphi M - \\ & 0.0012\delta_e M + 0.1954\alpha^2 - 0.0003M^2, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_D = & 0.0039 + 0.0314\alpha - 0.0478\varphi + \\ & 0.0022\delta_e - 0.0002M - 0.021\alpha\varphi - \\ & 0.05\alpha\delta_e + 0.0006\alpha M + 0.0039\varphi M - \\ & 0.001\delta_e M + 0.6802\alpha^2, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_T = & 0.0069 - 0.0438\alpha - 0.1409\varphi + 0.0046\delta_e - \\ & 0.0016M - 0.2107\alpha\varphi - 0.0266\alpha\delta_e + \\ & 0.0057\alpha M + 0.0111\varphi M - 0.0001\delta_e M + \\ & 0.1287\alpha^2 + 0.0001M^2, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_M = & 0.0273 - 0.233\alpha - 0.137\varphi + 0.04\delta_e - \\ & 0.0054M - 0.2505\alpha\varphi - 0.0538\alpha\delta_e \\ & + 0.0182\alpha M + 0.0098\varphi M - 0.0016\delta_e M + \\ & 0.2057\alpha^2 + 0.0003M^2. \end{aligned}$$

其中: δ_e, φ 分别表示升降舵偏转角和发动机节流阀, M 为飞行马赫数,满足

$$M = V/(8.99 \times 10^{-9} H^2 - 9.16 \times 10^{-4} H + 996).$$

在该论文中,以 V, μ, α, q, H 作为状态量; δ_e 和 φ 作为控制输入量.

2.3 基于间隙度量建立LPV模型(LP V modeling based on map-metric)

2.3.1 LPV系统描述(LP V system description)

LPV系统是一种重要的时变系统,该线性系统的状态空间矩阵是关于时变参数向量 $\mathbf{r}(t)$ 的函数.一般连续状态空间的LPV模型可写作

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = A(\mathbf{r}(t))\mathbf{x}(t) + B(\mathbf{r}(t))\mathbf{u}(t), \\ \mathbf{y}(t) = C(\mathbf{r}(t))\mathbf{x}(t) + D(\mathbf{r}(t))\mathbf{u}(t), \end{cases} \quad (7)$$

式中 $\mathbf{x}(t), \mathbf{y}(t), \mathbf{u}(t)$ 分别表示状态向量,输出向量以及输入向量.由于高超声速飞行器大范围的飞行环境,故选择速度和高度作为时变参数.如果飞行包线表示为 $[V_{\min}, V_{\max}] \times [H_{\min}, H_{\max}]$,且为简化数值范围,对时变参数向量作归一化^[8]:

$$\begin{cases} \delta_V = (2V - (V_{\max} + V_{\min})) / (V_{\max} - V_{\min}), \\ \delta_H = (2H - (H_{\max} + H_{\min})) / (H_{\max} - H_{\min}). \end{cases}$$

显而易见, $\delta_V \in [-1, 1], \delta_H \in [-1, 1]$.将 δ_V 和 δ_H 带入式(7),得到LPV模型表达式

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}} = A(\delta_V, \delta_H)\Delta \mathbf{x} + B(\delta_V, \delta_H)\Delta \mathbf{u}, \\ \Delta \mathbf{y} = C(\delta_V, \delta_H)\Delta \mathbf{x} + D(\delta_V, \delta_H)\Delta \mathbf{u}. \end{cases} \quad (8)$$

2.3.2 建立LPV模型(LP V modeling)

假设飞行大包线记为 Φ ,其范围为 $[V_{\min}, V_{\max}] \times [H_{\min}, H_{\max}]$,首先将 Φ 划分为 n 个子包线,记作 $\phi_i = [V_{i\min}, V_{i\max}] \times [H_{i\min}, H_{i\max}]$;接着求取每个包线内与其他状态点线性模型差异最小的状态点,称为标称点,记作 $P_{1,2,\dots,n}^{[11]}$;随后,求取这 n 个状态点线性系统数据,并对这些数据拟合得到飞行器的LPV模型.

定义划分包线指标 γ ,当间隙度量值累积到该数值时,取对应的速度 V_0 和高度 H_0 作为该子包线的边界值,公式表示为

$$\begin{cases} \sum_{H=H_0} \delta \geq \gamma, \\ \sum_{V=V_0} \delta \geq \gamma. \end{cases}$$

例如第 i 个子包线 ϕ_i ,则必然存在标称点 P_i ,该点的线性模型与其他状态点的线性模型差异程度最小,它能够很好地代表该区域的其他线性系统.将其他任意的状态点记作 p_a ,它们的线性系统分别用 $S(P_i)$ 和 $S(p_a)$ 表示,那么 P_i 与 p_a 的线性系统的间隙度量值之和 $\delta_s(P_i)$ 最小,公式描述为

$$\delta_s(P_i) = \min_{P_i \in \phi_i, p_a \in \phi_i} [\sum \delta(S(P_i), S(p_a))].$$

上述算法的流程图如图1所示,且该过程的具体描述为:

1) 首先按照速度和高度分别为 $\Delta v, \Delta h$ 的间隔平均划分飞行大包线,共得到 $N \times Q$ 个状态点,其中

$$\begin{aligned} N &= (V_{\max} - V_{\min}) / \Delta v + 1, \\ Q &= (H_{\max} - H_{\min}) / \Delta h + 1; \end{aligned}$$

2) 运用Taylor展开方法在这些状态点附近求取平衡点,并且线性化系统得到一系列的线性时不变(LTI, linear time invariant)模型;

3) 计算任意点与其相邻状态点线性系统之间的间隙度量值,以确定子包线边界;

4) 分析同一高度或者同一速度下间隙度量的变化

趋势;

5) 根据研究对象确定 γ 的值, 当 $\sum_{H=H_0} \delta \geq \gamma$ 或者 $\sum_{V=V_0} \delta \geq \gamma$ 时, 取相应的 V_0 或 H_0 作为子包线速度或高度的边界;

6) 计算每个状态点与子包线 ϕ_i 内其余状态点系统的间隙度量值均值, 均值最小的状态点为标称点 P_i , 即 P_i 点与其他状态点的间隙度量值均值 $\bar{\delta}(P_i)$ 满足

$$\bar{\delta}(P_i) = \min_{i=1,2,\dots,m_i \times q_i} \left\{ \frac{1}{m_i \times q_i} \left[\sum_{a=1}^{m_i \times q_i} \delta(S(P_i), S(p_a)) \right] \right\},$$

其中 $N_i \times Q_i$ 表示子包线内状态点的个数;

7) 比较标称点与其他状态点线性系统的动态响应特性, 验证所取标称点的合理性;

8) 将线性化的局部系统进行数值拟合得到系统的LPV模型:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\mathbf{x}} &= A(\delta_V, \delta_H) \Delta \mathbf{x} + B(\delta_V, \delta_H) \Delta \mathbf{u}, \\ \Delta \mathbf{y} &= C(\delta_V, \delta_H) \Delta \mathbf{x} + D(\delta_V, \delta_H) \Delta \mathbf{u}. \end{aligned}$$

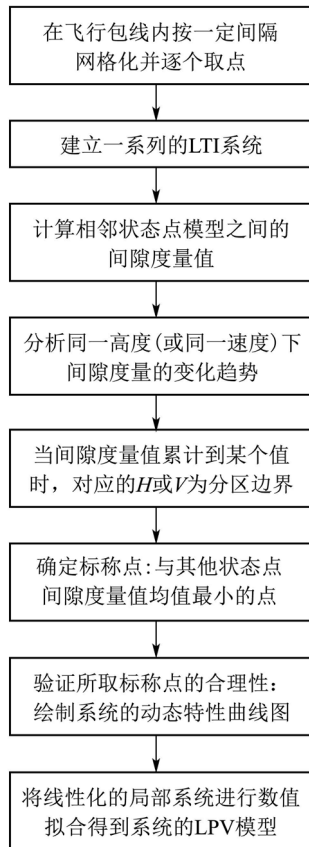


图 1 基于间隙度量的LPV建模流程图

Fig. 1 Flow chart of LPV modeling based on gap-metric

3 基于保护映射理论的控制器设计(Controller design based on guardian maps theory)

3.1 保护映射理论(Guardian maps theory)

保护映射是定义在 $n \times n$ 阶实矩阵(或者 n 阶多项

式)上的标量值映射. 首先定义如式(9)的广义稳定域:

$$S(\Omega) = \{A \in \mathbb{R}^{n \times n} : \sigma(A) \subset \Omega\}. \quad (9)$$

式(9)中: Ω 是复平面的一个开子集, $\sigma(A)$ 表示 A 的特征值集合. 这样则称 $S(\Omega)$ 为广义稳定性集合, 它代表所有相对 Ω 稳定的矩阵集合^[13].

定义 2 映射 v 将 $\mathbb{R}^{n \times n}$ 映射到复数域 \mathbb{C} 中. 根据定义, 当且仅当 $A \in \bar{S}(\Omega)$ 时, $v(A) = 0$, 映射 v 保护 $S(\Omega)$, 公式描述为^[14]

$$v(A) = 0 \Leftrightarrow A \in \bar{S}(\Omega). \quad (10)$$

其中 \bar{S} 是集合 S 的闭包.

参考文献 [14], 列出几种典型区域的保护映射(图2):

1) 边界左移 α 的左半开平面区域的保护映射为

$$v_\alpha(A) = \det(A \otimes I - \alpha I \otimes I) \det(A - \alpha I). \quad (11)$$

2) 内角为 2θ 的圆锥面, 它的保护映射为

$$v_\theta(A) = \det [A^2 \otimes I + (1 - 2\xi^2)A \otimes A] \det(A). \quad (12)$$

3) Schur稳定域(即半径为 ω 的圆形域), 它的保护映射为

$$v_\omega(A) = \det(A \otimes A - \omega^2 I \otimes I) \det(A^2 - \omega^2 I). \quad (13)$$

其中 \otimes 表示bialternate乘积.

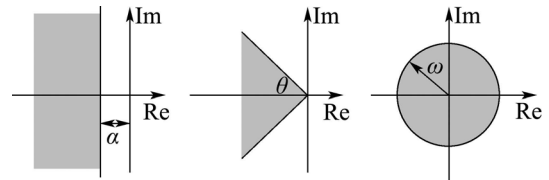


图 2 保护映射的典型域

Fig. 2 Typical regions

为获得其他稳定域的保护映射, 引用下述性质: 存在若干个子区域 $\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_n$, 它们的保护映射分别为 v_1, v_2, \dots, v_n , 若 $\varphi = \varphi_1 \cap \varphi_2 \cap \dots \cap \varphi_n$, 那么 φ 的保护映射为 $v = v_1 \cdot v_2 \cdot \dots \cdot v_n$ ^[23].

如果稳定域如图3所示, 阴影区域为稳定域 Ω , 可以发现该区域由3个约束条件限定, 记作

$$\begin{aligned} \Omega \triangleq \Omega(\alpha, \xi, \omega) = \\ \{ \lambda \in \mathbb{C} : \text{Re}(\lambda) \leq \alpha, \xi(\lambda) \geq \xi, |\lambda| \leq \omega_n \}, \quad (14) \end{aligned}$$

其中: $\xi(\lambda)$ 表示复数 λ 的阻尼比, $\text{Re}(\lambda)$ 表示复数 λ 的实部, 而 ω_n 则表示自然频率. 根据上述性质, 并结合例1描述经典域的保护映射, 可以推导出该稳定域的保护映射的表达式为式(15):

$$v = v_\alpha(A)v_\theta(A)v_\omega(A). \quad (15)$$

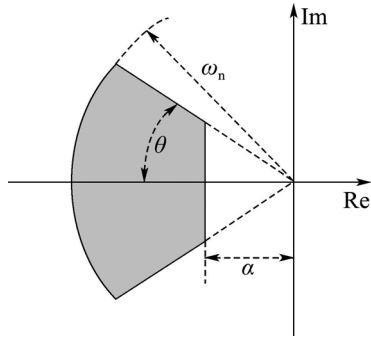


图3 Ω稳定域

Fig. 3 Stability region

引理 1^[13] $\{A(r): r \in \Psi \subset \mathbb{R}^k\}$ 是一个 n 阶连续矩阵族, 令 v_Ω 是 $S(\Omega)$ 的保护映射, 当且仅当:

1) $\exists r_0 \in \Psi, A(r_0) \in S(\Omega)$, 即 $A(r_0)$ 是名义上稳定的;

2) $\forall r \in \Psi, v_\Omega[A(r_0)]v_\Omega[A(r)] > 0$, 即 $v_\Omega[A(r)]$ 在 Ψ 域中不为 0

成立, $A(r)$ 关于 Ω 稳定.

3.2 控制器结构(Controller architecture)

David Saussie 等人在文献 [13] 中分别设计了姿态

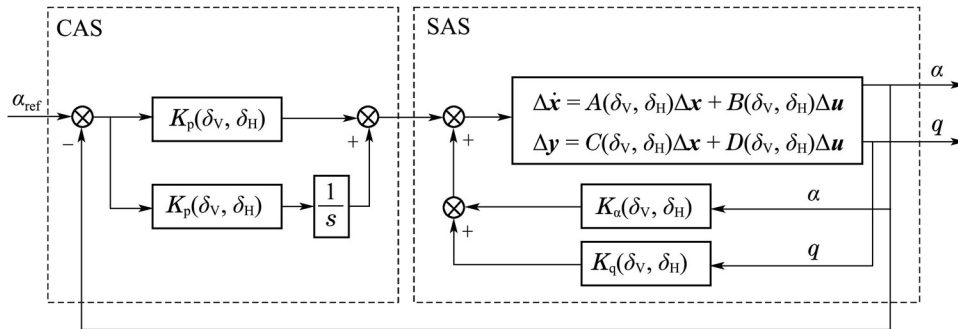


图4 控制器结构图

Fig. 4 Controller architecture

3.3 参数整定算法(Adjusting algorithm)

飞行控制系统设计的目的是使控制系统满足飞行器操作品质要求, 因此该文确定目标稳定域的 3 个约束条件分别为极点实部 $\alpha < -5$, 短周期阻尼比 $\zeta = 0.8$, 短周期自然频率 $\omega_n < 10$, 以此确定目标稳定域 Ω_t 如图 5 阴影部分所示.

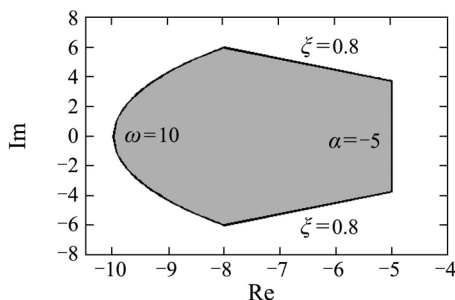


图5 目标稳定域

Fig. 5 Target region

保持控制系统和 C^* 控制控制系统, 并采用基于保护映射的增益调度控制算法确定控制器参数, 将闭环系统的极点配置于稳定区域内. 综合考虑, 本文采用如图 4 所示的控制器实现姿态跟踪控制, 该控制器结构属于典型的飞行器控制器结构, 由增稳系统 (stability augmentation system, SAS) 和控制增稳系统 (control augmentation system, CAS) 两部分构成. 直接反馈状态变量 α, q 构成 SAS, CAS 则采用经典的 PI 控制器. 其中控制器参数可用向量 $\mathbf{k} = [K_\alpha, K_q, K_p, K_i]$ 表示, 各元素均依赖于变参数 (δ_V, δ_H) , 此时闭环系统的状态方程为

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}}_{cl} = A_{cl}(\delta_V, \delta_H, \mathbf{k}) \Delta \mathbf{x}_{cl} + B_{cl}(\delta_V, \delta_H, \mathbf{k}) \alpha_{ref}, \\ \Delta \mathbf{y}_{cl} = C_{cl}(\delta_V, \delta_H, \mathbf{k}) \Delta \mathbf{x}_{cl} + D_{cl}(\delta_V, \delta_H, \mathbf{k}) \alpha_{ref}, \end{cases} \quad (16)$$

其中: $\Delta \dot{\mathbf{x}}_{cl} = [\Delta \dot{\mathbf{x}}^T \dot{x}_e]^T, \dot{x}_e = \alpha_{ref} - \Delta \alpha$. 状态矩阵具体的表达式为

$$A_{cl} = \begin{bmatrix} A + BK_\alpha C_\alpha + BK_q C_q - BK_p C & BK_i \\ -C & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_{cl} = [BK_p \ 1]^T, C_{cl} = [C \ 0], D_{cl} = [D \ 0].$$

根据式 (11)–(13) 和 (15) 构造 Ω_t 的保护映射

$$v_{\Omega_t}(A_{cl}) = v_\alpha(A_{cl})v_\theta(A_{cl})v_{\omega_n}(A_{cl}), \quad (17)$$

其中各项具体表达式写作

$$v_\alpha(A_{cl}) = \det(A_{cl} \otimes I - 5 \cdot I \otimes I) \det(A_{cl} - 5I),$$

$$v_\theta(A_{cl}) = \det[A_{cl}^2 \otimes I - 0.28 \cdot A_{cl} \otimes A_{cl}] \det(A_{cl}),$$

$$v_{\omega_n}(A_{cl}) = \det(A_{cl} \otimes A_{cl} - 100 \cdot I \otimes I) \cdot$$

$$\det(A_{cl}^2 - 100 \cdot I).$$

3.3.1 单参数整定算法(Single-parameter adjusting algorithm)

固定控制器结构并确定稳定域, 接着可确定控制器增益参数. 如果系统仅有一个变化参数, 即 r 是标量, 基于保护映射理论的单参数系统控制器参数自适应整定算法流程图如图 6 所示.

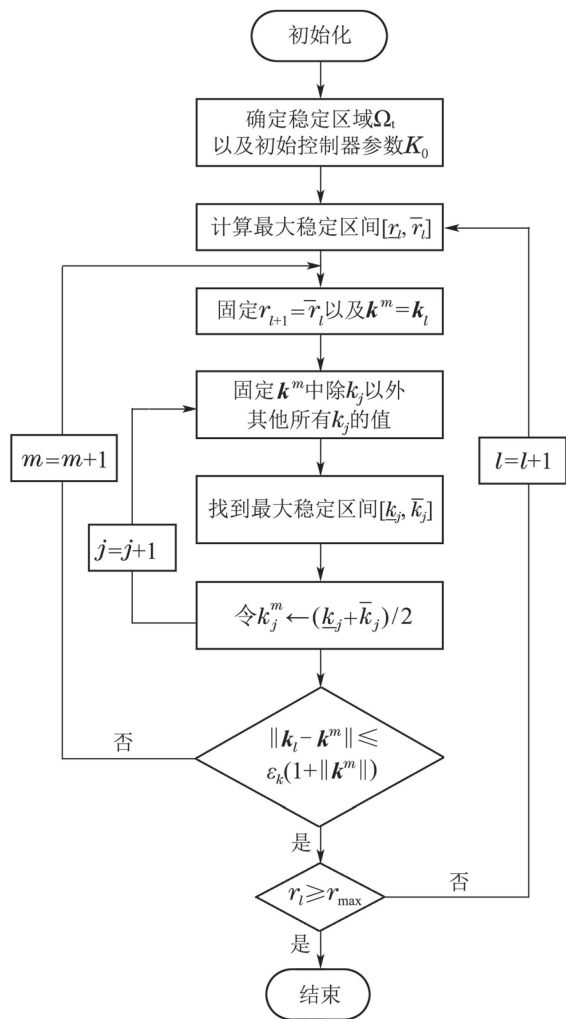


图 6 保护映射单参数算法流程图

Fig. 6 Flow chart of single-parameter adjusting algorithm

根据图6所示流程, 其具体步骤为:

1) 初始化: 定义稳定域 Ω_t , v_{Ω_t} 为其保护映射, 确定参数变化范围 $r \in [r_{\min}, r_{\max}]$, 令 $l = 1, r_0 = r_{\min}$;

2) $A(r, \mathbf{k})$ 表示闭环状态空间矩阵, 配置 $A(r^0, \mathbf{k})$ 的特征值于稳定域内, 从而确定初始控制器 \mathbf{k}_1 ;

3) 稳定性分析: 计算使 $A(r_l, \mathbf{k}_l)$ 关于 Ω_t 稳定的最大区间 $[r_l, \bar{r}_l]$, 其中, r_l 是 $v_{\Omega_t}[A(r, \mathbf{k}_l)] = 0$ 在区间 $(-\infty, \bar{r}_{l-1})$ 内的最大实根, 而 \bar{r}_l 则是 $v_{\Omega_t}[A(r, \mathbf{k}_l)] = 0$ 在区间 $(\bar{r}_{l-1}, +\infty)$ 内的最小实根;

4) 计算控制器参数: 确定控制器参数 \mathbf{k}_{l+1} 使得 $A(r_{l+1}, \mathbf{k}_{l+1})$ 关于 Ω_t 稳定, 其中 $\mathbf{k} \in [k_j] \in \mathbb{R}^p$. 计算过程如下:

1° 初始化: $m = 1, \mathbf{k}^m = \mathbf{k}_l, r_{l+1} = \bar{r}_l$;

2° 固定 \mathbf{k}^m 中除 k_j 以外的其他 k_i 的值;

3° 计算得到最大稳定区间 $[k_j, \bar{k}_j]$, 其中, k_j 是 $v_{\Omega_t}[A(r_{l+1}, \mathbf{k}^{m+1})] = 0$ 在区间 $(-\infty, \bar{k}_j^m)$ 内的最大

实根, 而 \bar{k}_j 则是 $v_{\Omega_t}[A(r_{l+1}, \mathbf{k}^{m+1})] = 0$ 在区间 $(\bar{k}_j^m, +\infty)$ 内的最小实根;

4° 令 $k_j^m \leftarrow (k_j + \bar{k}_j)/2, j = j + 1$;

5° 当 $j > p$ 时, 判断 $\|\mathbf{k}_l - \mathbf{k}^m\| \leq \varepsilon_k(1 + \|\mathbf{k}^m\|)$, 若是, 则进入下一步; 否则, $m = m + 1$ 同时返回1°.

5) 结束判定指标: 如果 $r_l \geq r_{\max}$ 则结束; 否则, 令 $l \leftarrow l + 1, r_l = \bar{r}_{l-1}$, 并且返回到第3)步.

成功运行该算法可以得到一组控制器集合 $\{\mathbf{k}_0, \dots, \mathbf{k}_i, \dots, \mathbf{k}_l\}$ 以及满足稳定性要求的相应区间集合 $\{[r_{\min}, \bar{r}_0], \dots, [r_i, \bar{r}_i], \dots, [r_l, r_{\max}]\}$, 且该区间集合覆盖整个变参数的定义域.

3.3.2 双参数整定算法(Two-parameter adjusting algorithm)

如果系统变参数 \mathbf{r} 为二维向量, 表示为 $\mathbf{r} = (r_1, r_2)$, 则闭环系统的状态空间矩阵表示 $A(r_1, r_2, \mathbf{k})$, 控制器参数依然写作 $\mathbf{k} \in [k_j] \in \mathbb{R}^p$, 参数变化范围为 $(r_1, r_2) \in [r_{1,\min}, r_{1,\max}] \times [r_{2,\min}, r_{2,\max}]$.

基于保护映射理论的双参数系统控制器参数整定算法是以第3.3.1节所设计的算法作为基础上进一步研究得到的, 其基本思想可以描述为:

1) 初始化: 定义稳定域 Ω_t , v_{Ω_t} 为其保护映射, 确定参数变化范围 $(r_1, r_2) \in [r_{1,\min}, r_{1,\max}] \times [r_{2,\min}, r_{2,\max}]$, 令 $l = 1, r_{2,0} = r_{2,\min}$;

2) 配置 $A(r_{1,\min}, r_{2,\min}, \mathbf{k})$ 的特征值于 Ω_t 内, 得到初始控制器 \mathbf{k}_1 ;

3) $\mathbf{k}_l(r_1)$ 关于 r_2 的稳定性分析: 参考文献[9]确定包含 $r_{2,l}$ 的最大开区间 $(r_{2,l}, \bar{r}_{2,l})$, 此时的稳定区域为 $[r_{1,\min}, r_{1,\max}] \times (r_{2,l}, \bar{r}_{2,l})$;

4) 计算控制器参数: 固定 $r_2 = r_{2,l}$, 然后参照第3.3.1节中单参数系统控制器参数整定算法, 确定 $\mathbf{k}_l(r_1)$, 且 $\mathbf{k}_l(r_1)$ 能够使系统在区域 $[r_{1,\min}, r_{1,\max}] \times \{r_{2,l}\}$ 内稳定;

5) 结束判定指标: 如果 $\bar{r}_{2,l} \geq r_{2,\max}$, 则结束; 否则, 令 $l \leftarrow l + 1, r_{2,l} = \bar{r}_{2,l-1}$, 同时返回到第3)步.

该算法能够成功地产生一系列控制器参数集合 $\{\mathbf{k}_0(r_1), \dots, \mathbf{k}_i(r_1), \dots, \mathbf{k}_l(r_1)\}$ 使闭环系统在 $[r_{1,\min}, r_{1,\max}] \times \{(r_{2,\min}, \bar{r}_{2,0}), \dots, (r_{2,i}, \bar{r}_{2,i}), \dots, (r_{2,m}, r_{2,\max})\}$ 上关于 Ω_t 稳定, 可见该稳定域也覆盖了变参数的定义域.

总的来说, 本文的研究过程如图7所示, 首先, 采用间隙度量LPV建模方法建立某高超声速飞行器的线性模型, 然后针对LPV系统设计控制律, 基于保护映射理论确定控制器参数, 最后进行仿真验证.

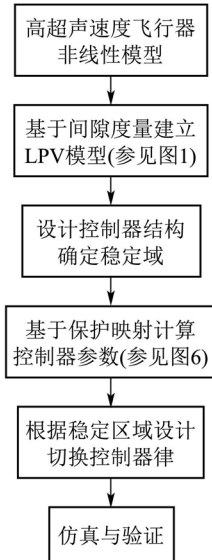


图7 基本思路流程图

Fig. 7 Flow chart of basic idea

4 仿真结果(Simulation results)

4.1 LPV建模仿真(Simulation of LPV modeling)

确定飞行包线参数为 $V \in [2.8, 3.4]$ km/s, $H \in [28, 32]$ km, 接着以 $\Delta v = 50$ m/s, $\Delta h = 500$ m 的间隔均匀划分飞行包线, 得到 9×13 个线性系统。

采用第2.3.2节提出的算法, 分析同一速度或者同一高度下间隙度量值的变化趋势。图8和图9分别表示不同飞行速度条件下间隙度量值随高度的变化规律以及不同飞行高度条件下间隙度量值随速度的变化规律。图8清晰地表示在速度不同的情况下, 间隙度量值随高度的变化规律一致; 图9同样说明在不同的飞行高度下, 间隙度量值随速度的变化规律相似。

经过多次试验得知 γ 取值大约为0.5左右时, 能够划分出最佳数目的子包线, 且每个子包线内各个状态点线性模型的动态特性相似度较高。因此, 确定 $\gamma = 0.45$, 根据图8, 将高度区间划分为4个小区间, 分别记作

$$\begin{aligned} \phi_{H_1} &= [28, 29] \text{ km}, \quad \phi_{H_2} = [29, 30] \text{ km}, \\ \phi_{H_3} &= [30, 31] \text{ km}, \quad \phi_{H_4} = [31, 32] \text{ km}; \end{aligned}$$

依据图9则将速度区间划分为3个小区间, 即为

$$\begin{aligned} \phi_{V_1} &= [2.8, 3.0] \text{ km/s}, \\ \phi_{V_2} &= [3.0, 3.2] \text{ km/s}, \\ \phi_{V_3} &= [3.2, 3.4] \text{ km/s}, \end{aligned}$$

最终得到12个子包线。

确定12个子包线内的标称点以用于之后建立LPV模型。子包线内与其他状态点的间隙度量均值

最小的状态点即为需要寻找的标称点 P_i 。以 ϕ_{V_2} 和 ϕ_{H_2} 构成的子包线为例, 绘制该区域各个状态点间隙度量均值的3维图(见图10), 找到间隙度量均值最小的状态点为 $P_{22} = (3.10 \text{ km/s}, 29.5 \text{ km})$ 。

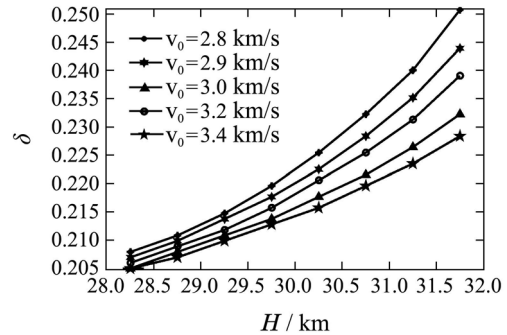


图8 间隙度量值随高度的变化

Fig. 8 Gaps vary with respect to height

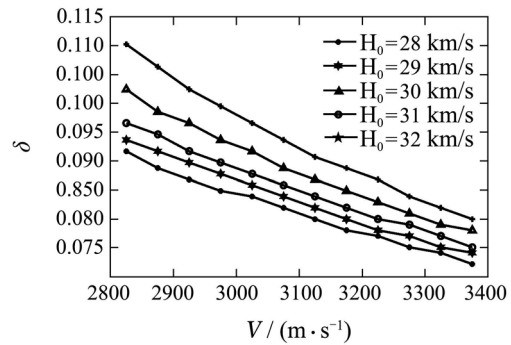


图9 间隙度量值随速度的变化

Fig. 9 Gaps vary with respect to velocity

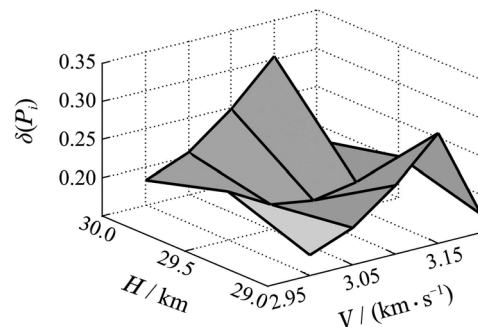


图10 间隙度量均值示意图

Fig. 10 Display mean values of gaps

比较标称点 P_{22} 线性系统与其他状态点线性系统各通道的动态特性, 以验证标称点选取的合理性。图11中3张图分别表示油门-高度, 油门-速度以及油门-迎角通道的动态响应图。如图11所示, P_{22} 系统的动态响应曲线位于其他状态点系统响应曲线包络的中心, 说明 P_{22} 能够代表该子包线, 该点的选取是合理的。

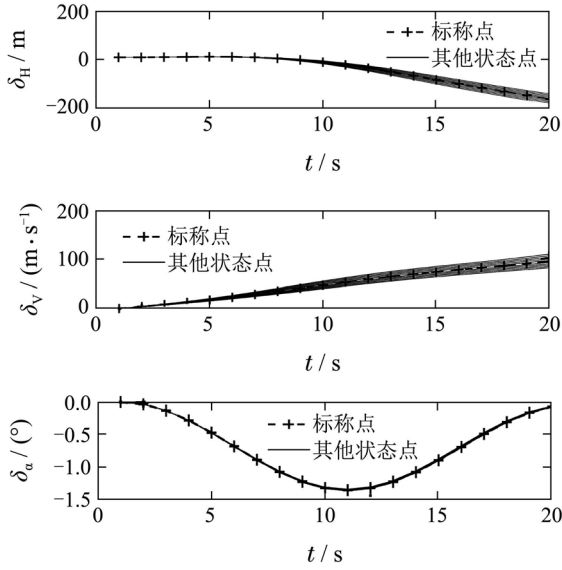


图 11 标称点与其他状态点的线性系统动态特性比较

Fig. 11 Dynamic characteristics comparison

确定 12 个标称点, 进而得到 12 个线性系统; 采用最小二乘拟合方法, 得到该高超声速飞行器的 LPV 模型, 表达式为

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}} = A(\delta_V, \delta_H) \Delta \mathbf{x} + B(\delta_V, \delta_H) \Delta \mathbf{u}, \\ \Delta \mathbf{y} = C_0 \Delta \mathbf{x}. \end{cases} \quad (18)$$

状态向量 $\Delta \mathbf{x} = [\Delta V; \Delta \mu; \Delta \alpha; \Delta q; \Delta H]$, 输入向量 $\Delta \mathbf{u} = [\Delta \delta_e; \Delta \varphi]$. 状态方程中的各个矩阵表示为

$$A(\delta_V, \delta_H) = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 & a_{15} \\ a_{21} & 0 & a_{23} & 0 & a_{25} \\ a_{31} & 0 & a_{33} & 1 & a_{35} \\ a_{41} & 0 & a_{43} & 0 & a_{45} \\ 0 & a_{52} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B(\delta_V, \delta_H) = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \\ b_{31} & b_{32} \\ b_{41} & b_{42} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, C_0 = I_{5 \times 5}.$$

其中变化参数 a_{ij}, b_{ij} 是关于 δ_V, δ_H 的函数, 具体的表示形式如下:

$$a_{ij} = a_{ij0} + a_{ij1} \cdot \delta_V + a_{ij2} \cdot \delta_V^2 + a_{ij3} \cdot \delta_H + a_{ij4} \cdot \delta_H^2 + a_{ij5} \cdot \delta_H \cdot \delta_V,$$

$$b_{ij} = b_{ij0} + b_{ij1} \cdot \delta_V + b_{ij2} \cdot \delta_V^2 + b_{ij3} \cdot \delta_H + b_{ij4} \cdot \delta_H^2 + b_{ij5} \cdot \delta_H \cdot \delta_V + b_{ij6} \cdot \delta_V^2 \cdot \delta_H + b_{ij7} \cdot \delta_V \cdot \delta_H^2.$$

该系统短周期模态的零极点分布如图 12 所示, 可以清楚地看到开环系统存在右半平面内的极点, 飞行器纵向运动的短周期模态是不稳定的, 此外左

半平面内的极点也未分布于图 5 所示的目标稳定域 Ω_t 内, 因此需要设计控制器配置所有极点于 Ω_t 内.

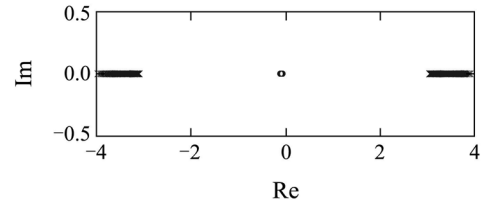


图 12 开环系统零极点分布图

Fig. 12 Open-loop zero-pole dispersion

4.2 控制器设计仿真(Simulation of the controller designing)

以建立的 LPV 模型为设计对象, 采用第 3.2 节设计的控制器结构. 只考虑短周期模态, 升降舵偏转角 δ_e 为控制输入, 迎角 α 和俯仰角速率 q 为状态向量. 由于本文仅研究飞行高度变化时控制器参数的整定算法, 因此固定速度 $V = 3.06 \text{ km/s}$, 即 $\delta_V = -0.133$, 该情况下闭环系统的状态方程可简化为

$$\begin{cases} \Delta \dot{\mathbf{x}}_{cl} = A_{cl}(\delta_H, \mathbf{k}) \Delta \mathbf{x}_{cl} + B_{cl}(\delta_H, \mathbf{k}) \alpha_{ref}, \\ \Delta \mathbf{y}_{cl} = C_{cl} \Delta \mathbf{x}_{cl}. \end{cases} \quad (19)$$

其中: $\dot{\mathbf{x}}_{cl} = [\Delta \dot{\alpha}, \Delta \dot{q}, \dot{x}_e]^T$, $\dot{x}_e = \alpha_{ref} - \Delta \alpha$; 进一步推导可得

$$A_{cl} = \begin{bmatrix} a_{33}(\delta_H) + b_{31}(\delta_H) \cdot (K_\alpha - K_p) \\ a_{43}(\delta_H) + b_{41}(\delta_H) \cdot (K_\alpha - K_p) \\ -1 \\ 1 + b_{31}(\delta_H) \cdot K_q & b_{31}(\delta_H) \cdot K_i \\ b_{41}(\delta_H) \cdot K_q & b_{41}(\delta_H) \cdot K_i \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_{cl} = \begin{bmatrix} b_{31}(\delta_H) \cdot K_p \\ b_{41}(\delta_H) \cdot K_p \\ 1 \end{bmatrix}, C_{cl} = I_{3 \times 3}.$$

首先, 在高度区间左边界 $H = 28 \text{ km}$ 即 $\delta_H = -1$ 处确定初始控制器. 从图 12 中可发现开环系统有一个靠近原点的零点, 它的存在会增加系统的超调量, 且加入控制器并不影响该零点, 因此配置积分器的闭环极点于零点附近, 目的是抵消该零点对控制效果的影响, 其余两个极点需落在目标稳定域内即可, 此处的 3 个极点分别设置为 $[-0.01, -8.5 + 4j, -8.5 - 4j]$. 通过极点配置方法, 确定初始控制器参数 $\mathbf{k}_0 = [13.829, 2.2564, -1.3163]$ (其中 $\mathbf{k} = [K_A, K_q, K_i]$, $K_A = K_\alpha - K_p$), 然后根据第 3.3.1 节提出的算法得到 \mathbf{k}_0 使闭环系统稳定的参数区间 $\delta_H \in [-1, -0.01707]$, 可以看出该控制器参数初值选取是合理

的. 接着, 固定 $\delta_H = -0.01707$, 按照图6的搜索步骤得到 k_2 , 分析 k_2 使闭环系统稳定的参数区间, 重复上述过程直至参数稳定区间覆盖整个飞行高度区域. 表1详尽地列出了每次迭代得到的控制器参数以及相应的参数稳定区间, 图13则根据这些参数绘制了控制器参数随 δ_H 的变化情况.

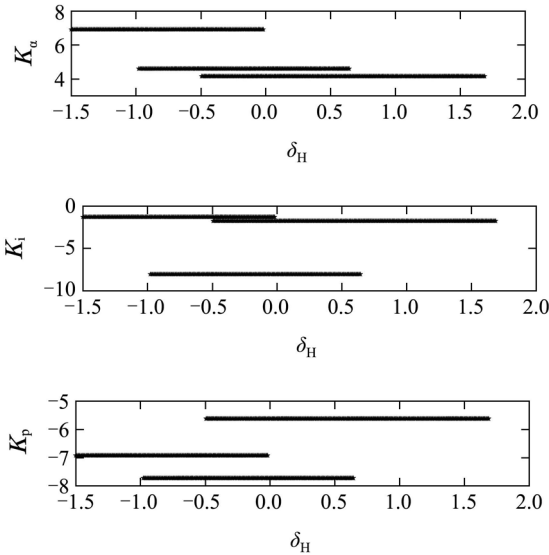


图 13 控制器 k 随 δ_H 的变化情况

Fig. 13 Controller parameters vary with respect to δ_H

表 1 控制器参数及对应的稳定区间

Table 1 Controller parameters and corresponding stability intervals

Step n	K_α^n	K_i^n	K_p^n	δ_H	$\bar{\delta}_H$
1	6.9145	-1.3163	-6.9145	-1.4994	-0.01707
2	4.6010	-8.044	-7.7157	-0.97811	0.64955
3	3.73315	-4.02165	-6.84375	-0.60381	0.95234
4	4.15885	-1.7906	-5.61775	-0.49371	1.0694

采用表1所列出的控制器参数, 在不同高度下, 闭环系统短周期模态的极点分布如图14所示, 可见所有的极点均在目标稳定域内.

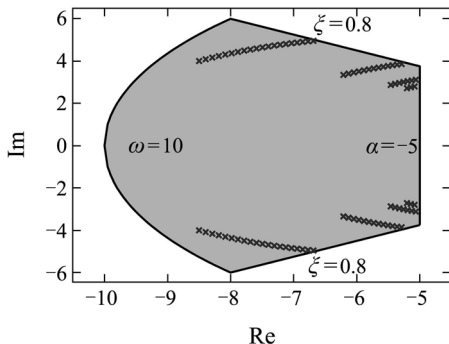


图 14 闭环系统极点分布图

Fig. 14 Close-loop poles confinement

根据引理1可验证控制器参数是否使得系统在任意点稳定. 将控制器参数代入闭环系统的保护映射, 可得闭环系统关于稳定域 Ω 的保护映射与 δ_H 有关. $A_{cl}(\delta_{H0})$ 的特征值为 $-8.5 + 4j$ 和 $-8.5 - 4j$, 可见 $A_{cl}(\delta_{H0}) \in S(\Omega)$. 在飞行域内 $v_\Omega(\delta_{H0})v_\Omega(\delta_H)$ 的值如图15所示, 在整个飞行区间内, 其值均大于0. 因此, 根据该算法计算得到的控制器可以保证系统在整个飞行区间内稳定.

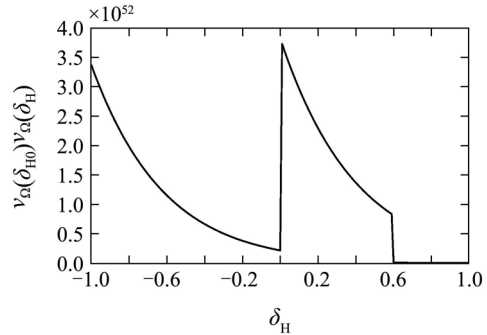


图 15 $v_\Omega(\delta_{H0})v_\Omega(\delta_H)$ 随 δ_H 的变化

Fig. 15 $v_\Omega(\delta_{H0})v_\Omega(\delta_H)$ varies with δ_H

采用上述控制器参数, 在飞行区域内, 跟踪迎角 α 的指令信号进行仿真分析. 给定一个幅值为 5° 且通过一个一阶滤波器的阶跃信号作为迎角跟踪指令信号, 迎角响应曲线如图16所示. 可以发现即使在不同的飞行高度下, 本文设计的控制器能够自动调节控制器参数, 使得 α 保持良好的跟踪效果.

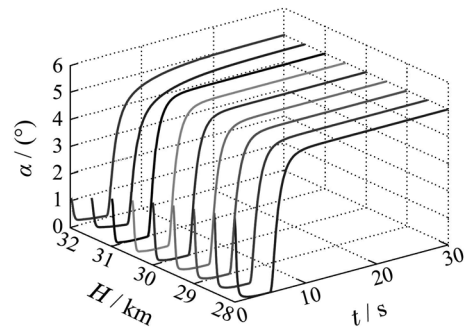


图 16 不同高度下迎角 α 的响应曲线

Fig. 16 The responses of α at different heights

如果固定控制器参数为初始控制器参数, 其对迎角 α 的跟踪效果如图17所示. 可以清楚地看到在该控制条件下, 迎角响应过程的调节时间相对较长, 稳态误差较大, 且无法消除. 而本文应用保护映射所设计的控制器能够很好地跟踪到指令信号, 满足设计要求.

图18为不同高度, 升降舵偏转角 δ_e 响应曲线, 图19则是俯仰角速率 q 响应曲线. 从图中可以看出, δ_e 和 q 最终也趋于稳定, 其中, δ_e 终值的最大值大约

为 9° , q 终值也稳定在 $0^\circ/\text{s}$ 附近, 这表明飞行器最终保持姿态稳定. 由此看出本文中的控制器具有良好的控制效果, 该控制器的设计目的也达到.

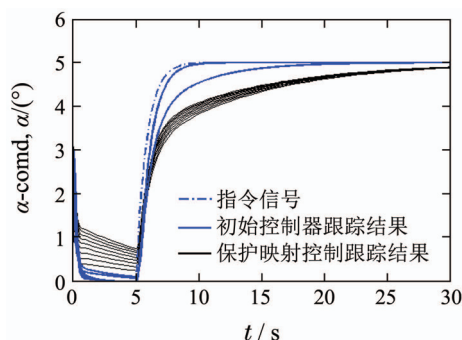


图 17 跟踪效果对比图

Fig. 17 Comparison of tracking performance

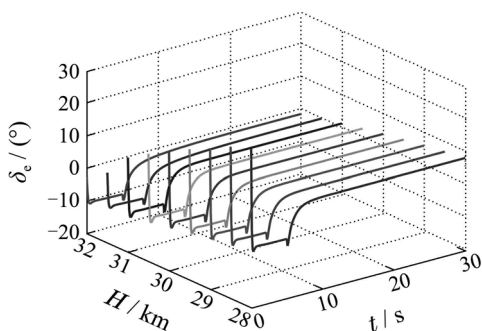


图 18 不同高度时控制输入 δ_e 的响应

Fig. 18 Control input δ_e responses for various heights

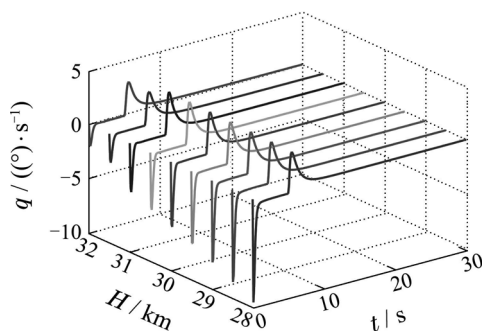


图 19 不同高度时俯仰角速率 q 的响应

Fig. 19 Pitch rate q responses for various heights

由于考虑高超声速飞行器模型的不确定性, 对其质量和气动参数分别加入不超过20%和10%的随机变量, 在飞行速度为3060 m/s, 飞行高度为30 km的飞行状态点处, 应用该控制律, 进行100次蒙特卡洛仿真, 最终得到如图20所示的迎角响应曲线. 从图中可以看到, 在该不确定性范围内, 迎角依然能够跟踪上指令信号, 控制器始终能够保持较好的控制效果.

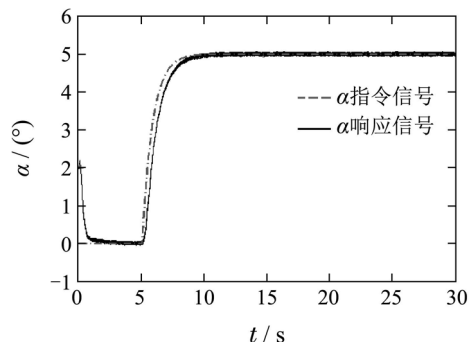


图 20 加入不确定性后迎角 α 的响应

Fig. 20 The responses of α with model uncertainty

5 结论(Conclusions)

首先, 本文针对某高超声速飞行器建立LPV模型并进行仿真验证. 结果表明基于间隙度量的LPV建模方法在确保线性模型精确度的同时, 简化了传统方法建立LPV模型复杂的计算过程, 为平衡点的选取提供一定的理论依据, 避免了传统方法凭经验选取平衡点的随机性.

其次, 本文将保护映射理论应用于高超声速飞行器控制设计中, 提出了一种能够在飞行大包线内自适应调整控制器参数的算法, 以构建的高超声速飞行器LPV模型作为对象, 设计控制律并在原非线性模型中进行验证. 结果表明通过该算法获得的控制器能够使俯仰姿态保持较好的跟踪效果, 同时保证了飞行器系统的全局稳定; 与传统的增益预置方法相比, 该设计方法不需要在多个状态点处分别设计控制器, 减少了工作量并且简化了设计过程; 此外, 该方法不受控制器结构限制.

参考文献(References):

- [1] 陆宇平, 陈柏屹, 刘燕斌, 等. 吸气式高超声速飞行器考虑控制约束的设计优化 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(12): 1695 – 1706. (LU Yuping, CHEN Boyi, LIU Yanbin, et al. Control relevant design optimization for air-breathing hypersonic vehicle considering performance limitation [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(12): 1695 – 1706.)
- [2] 黄琳, 段志生, 杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制学科的挑战 [J]. 控制理论与应用, 2011, 28(10): 1496 – 1505. (HUANG Lin, DUAN Zhisheng, YANG Jianying. Challenges of control science in near space hypersonic aircrafts [J]. *Control Theory & Applications*, 2011, 28(10): 1496 – 1505.)
- [3] 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 Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method [J]. *Control Theory & Applications*, 2008, 25(5): 805 – 810.)
- [4] 陈勇, 董新名, 薛建平, 等. 过驱动飞行器线性参变鲁棒预测跟踪控制策略 [J]. 控制理论与应用, 2013, 30(4): 432 – 442. (CHEN Yong, DONG Xinming, XUE Jianping, et al. Robust linear parameter-varying predictive tracking control scheme for over-actuated vehicle [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(4): 432 – 442.)

- [5] 李文广, 贾秋玲, 章卫国, 等. 一种飞机大包线控制律增益调参方法 [J]. 飞行力学, 2010, 28(1): 29 – 31.
(LI Wenguang, JIA Qiuling, ZHANG Weiguo, et al. Gain scheduling method of aircraft control law in the large flight envelope [J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(1): 29 – 31.)
- [6] 孟中杰, 闫杰. 乘波体高超声速飞行器大包线鲁棒控制技术 [J]. 飞行力学, 2011, 29(5): 62 – 65.
(MENG Zhongjie, YAN Jie. Robust control for waverider hypersonic vehicle of large envelope [J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(5): 62 – 65.)
- [7] 杨大鹏. 某无人机全包线控制律设计技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
(YANG Dapeng. *Research on control technologies over full flight envelope for UAV* [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.)
- [8] 吉月辉. 基于LPV方法的临近空间飞行器建模和控制研究 [D]. 天津: 天津大学, 2009.
(JI Yuehui. *LPV modeling and control of near spacecraft* [D]. Tianjin: Tianjin University, 2009.)
- [9] 肖地波, 陆宇平, 刘燕斌, 等. 应用保护映射理论的高超声速飞行器自适应控制律设计 [J]. 航空学报, 2015, DOI: 10.7527/S1000-6893.2015.0030.
(XIAO Dibo, LU Yuping, LIU Yanbin, et al. Adaptive control design using guardian maps theory for hypersonic vehicles [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, DOI: 10.7527/S1000-6893.2015.0030.)
- [10] 李文强. LPV系统鲁棒变增益控制研究及其应用 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2009: 33 – 34.
(LI Wenqiang. *Research and application of robust gain-scheduling based on LPV system* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009: 33 – 34.)
- [11] 何超凡, 杨凌宇, 李鑫, 等. 基于间隙度量的高超声速飞行器包线定量划分 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(9): 1250 – 1255.
(HE Chaofan, YANG Lingyu, LI Xin, et al. Flight envelope quantitative division of hypersonic vehicle based on gap metric [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(9): 1250 – 1255.)
- [12] 张增辉, 杨凌宇, 张晶, 等. 基于间隙度量的鲁棒LPV控制律设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(11): 1430 – 1434.
(ZHANG Zenghui, YANG Lingyu, ZHANG Jing, et al. Robust LPV control design using gap metric [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(11): 1430 – 1434.)
- [13] SAUSSIE D, SAYDY L. Gain scheduling with guardian maps for longitudinal flight control [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2011, 34(4): 1045 – 1059.
- [14] SAUSSIE D, DUBANCHET V, BERARD C, et al. Robust control of a launch vehicle in atmospheric ascent based on guardian maps [C] // *2012 American Control Conference*. Montreal, Canada: IEEE, 2012: 938 – 943.
- [15] 李臣亮, 刘燕斌, 彭福军, 等. 保护映射理论在火星无人机鲁棒自适应控制的应用 [J]. 宇航学报, 2014, 35(11): 1262 – 1269.
(LI Chenliang, LIU Yanbin, PENG Fujun, et al. Application of guardian mapping theory in robust adaptive control of Mars unmanned vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(11): 1262 – 1269.)
- [16] GHAZI G, BOTEZ R M. New robust control analysis methodology for Lynx helicopter and Cessna Citation X aircraft using guardian maps, genetic algorithms and LQR theories combinations [C] // *American Helicopter Society 70th Annual Forum & Technology Display*. Quebec, Canada: ResearchGate, 2014.
- [17] EL-SAKKARY A K. An upper bound to the gap between two unstable systems [C] // *The 1982 21st IEEE Conference on Decision and Control*. Orlando, USA: IEEE, 1982: 256 – 259.
- [18] EL-SAKKARY A K. The gap metric: robustness of stabilization of feedback systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1985, 30(3): 240 – 247.
- [19] EL-SAKKARY A K. Necessary and sufficient condition for Convergence in the gap metric [C] // *The 1985 24th IEEE Conference on Decision and Control*. FL, USA: IEEE, 1985: 2048 – 2050.
- [20] SHAUGHNESSY J D, PINCKNEY S Z, MCMINN J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model: winged-cone configuration [R]. NASA TM-102610, NASA Langley Research Center, USA, 1990.
- [21] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 56 – 63.
(WU Sentang, FEI Yuhua. *Flight Control System* [M]. Beijing: Beijing Aerospace Press, 2005: 56 – 63.)
- [22] CLARK A, WU C, MIRMIRAM M, et al. Development of an airframe-propulsion integrated generic hypersonic vehicle model [C] // *The 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: AIAA, 2006.
- [23] SAYDY L, ANDRE L T, EYAD H A. Guardian maps and the generalized stability of parametrized families of matrices and polynomials [J]. *Mathematics of Control Signals and Systems*, 1990, 3(4): 345 – 371.

作者简介:

刘梦影 (1991–), 女, 硕士研究生, 目前研究方向为高超声速飞行器动力学与控制, E-mail: lmy19910520@126.com;

刘燕斌 (1980–), 男, 副教授, 目前研究方向为高超声速飞行器飞行控制、飞行器复杂建模与控制, E-mail: liuyb@nuaa.edu.cn;

肖地波 (1986–), 男, 博士研究生, 目前研究方向为高超声速飞行器建模与控制, E-mail: xiaodibo1986@163.com;

陆宇平 (1957–), 男, 教授, 目前研究只能变形体控制技术、网络化控制系统理论与应用、高超声速飞行器精确控制, E-mail: yplac@nuaa.edu.cn;

张亚平 (1992–), 男, 硕士研究生, 目前研究导航制导与控制, E-mail: zhangyaping1992@nuaa.edu.cn.