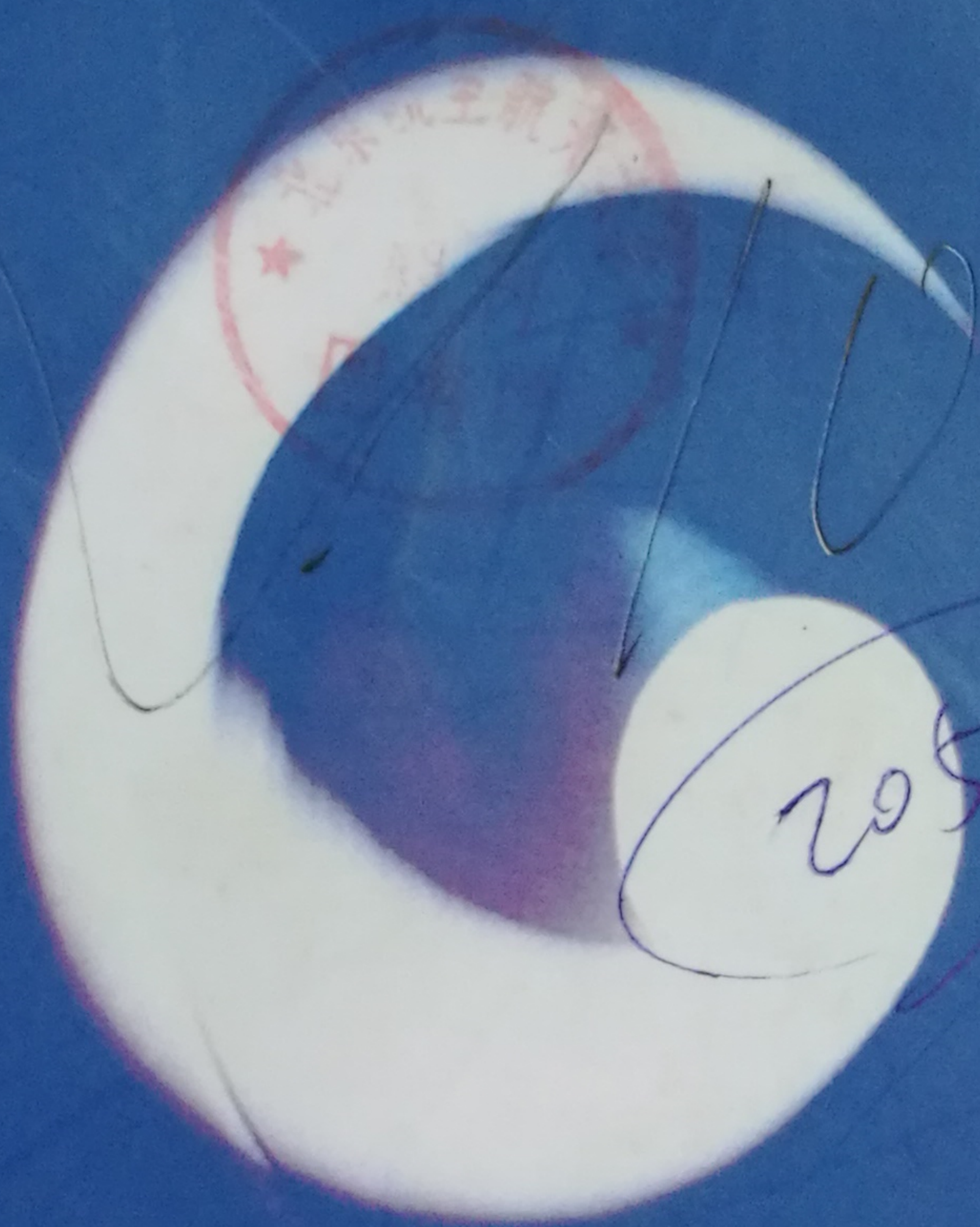


ISSN 1000-6893
CN 11-1929/V

中国航空学会 北京航空航天大学

航空学报

HANGKONG XUEBAO Vol.33 No.9



2012.9

北京航空航天大学
60周年校庆专刊

ACTA
AERONAUTICA
ET ASTRONAUTICA
SINICA

目 次

流体力学与飞行力学

- 离散 RCS 的 PWPF 调制方式改进及混合控制逻辑设计(论文) 陆艳辉, 张曙光(1561)
- 板翅式换热器换热效能三元线性回归模型及其系数辨识(论文)
..... 董素君, 王凯, 高红霞, 王浚(1571)
- 高超声速下表面凸起干扰气动热实验研究(论文) ESTRUCH-SAMPER David, 卜雪琴(1578)
- 基于飞行品质评估的无人直升机鲁棒控制器设计(论文) 刘鹏, 王强, 蒙志君, 武哲(1587)
- 适用于混合网格的约束最小二乘重构方法(简报) 康忠良, 闫超(1598)
- 放宽静稳定电传客机纵向短周期品质评定方法(简报) 周堃, 王立新, 谭详升(1606)
- Gurney 襟翼对某型客机流动控制数值模拟(简报) 刘沛清, 杨硕(1616)
- 压气机进气畸变数值模拟技术研究(简报) 安玉戈, 刘火星(1624)

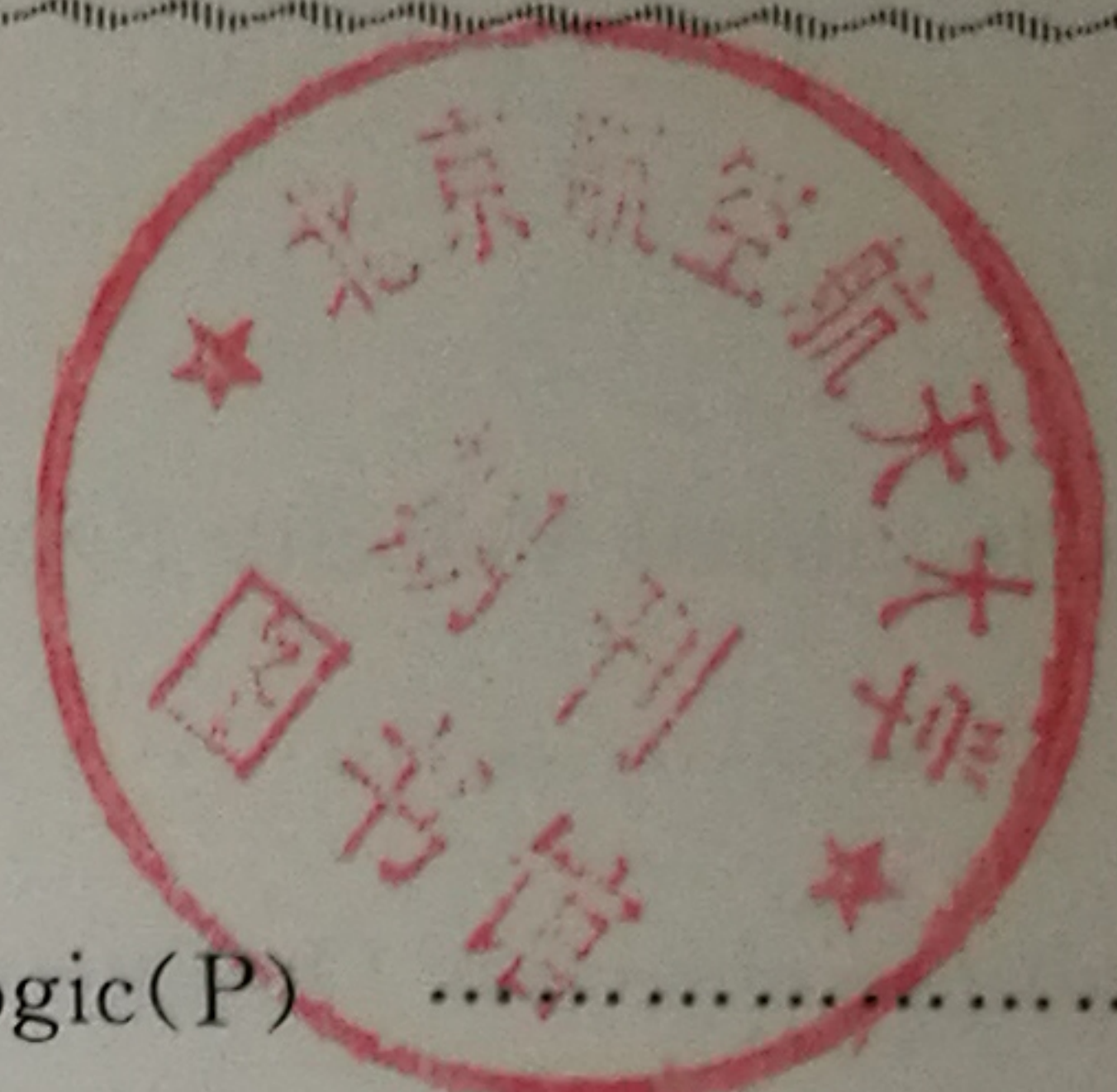
固体力学与飞行器总体设计

- 高速巡航导弹翼面结构热-振联合试验研究(论文)
..... 吴大方, 赵寿根, 潘兵, 王岳武, 牟朦, 吴爽(1633)
- 星上光学有效载荷的两级隔振研究(论文) 张尧, 徐世杰(1643)
- 含胶层复合材料梁构件性能分析(论文) 王东方, 杨嘉陵(1655)
- 基于浴盆曲线故障率函数的 FFOP 预计方法(论文) 马纪明, 万蔚, 曾声奎(1664)
- 非恒定温度场合弹上性能退化型部件贮存可靠性评估(论文) 刘震宇, 马小兵, 赵宇(1671)

电子与自动控制

- 基于双捷联算法的 POS 误差在线标定方法(论文) 刘占超, 房建成(1679)
- 一种基于 QoS 的自适应混合协同传输方法及性能分析(论文) 李国彦, 张有光, 廖芒(1688)
- 挠性航天器的退步直接自适应姿态跟踪控制(论文) 刘敏, 徐世杰, 韩潮(1697)
- 高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制方法(论文) 张增辉, 杨凌宇, 申功璋(1706)

CONTENTS



Fluid Mechanics and Flight Mechanics

- An Improvement on PWPF Modulation of Discrete RCS and Design of the Blended Control Logic(P) LU Yanhui, ZHANG Shuguang(1561)
- A Ternary Linear Regression Model and Its Coefficients Identification of Heat Transfer Efficiency for Plate-fin Heat Exchanger(P) DONG Sujun, WANG Kai, GAO Hongxia, WANG Jun(1571)
- Experimental Investigation on Hypersonic Interference Heating Around Surface Protuberance(P) ESTRUCH-SAMPER David, BU Xueqin(1578)
- Unmanned Helicopter Robust Controller Design Based on Aircraft Flying Qualities Evaluation(P) LIU Peng, WANG Qiang, MENG Zhijun, WU Zhe(1587)
- Constrained Least-squares Reconstruction Method for Mixed Grids(TN) KANG Zhongliang, YAN Chao(1598)
- Handling Qualities Assessment of Short Period Mode for Fly-by-Wire Passenger Airliner with Relaxed Static Stability Design(TN) ZHOU Kun, WANG Lixin, TAN Xiangsheng(1606)
- Numerical Simulation of Flow Control over a Certain Aircraft with Gurney Flaps(TN) LIU Peiqing, YANG Shuo(1616)
- Numerical Simulation of Compressor with Inlet Distortion(TN) AN Yuge, LIU Huoxing(1624)

Solid Mechanics and Vehicle Conceptual Design

- Research on Thermal-vibration Joint Test for Wing Structure of High-speed Cruise Missile(P) WU Dafang, ZHAO Shougen, PAN Bing, WANG Yuewu, MU Meng, WU Shuang(1633)
- Dual-stage Vibration Isolation of Optical Payloads for Satellites(P) ZHANG Yao, XU Shijie(1643)
- Analysis of the Performance of a Beam Made of Composite Materials with a Glue Layer(P) WANG Dongfang, YANG Jiahong(1655)
- FFOP Prediction Method Based on Bathtub-shaped Failure Rate Function(P) MA Jiming, WAN Wei, ZENG Shengkui(1654)
- Storage Reliability Assessment for Missile Component with Degradation Failure Mode in a Temperature Varying Environment(P) LIU Zhenyu, MA Xiaobing, ZHAO Yujie(1660)

Avionics and Autocontrol

- Online Calibration of POS Error Based on Double Strapdown Algorithm(P) ... LIU Zhanchao, FANG Jiancheng(1679)
- Method and Performance of QoS-based Adaptive Hybrid Cooperative Transmission(P) LI Guoyan, ZHANG Youguang, LIAO Mang(1688)

Direct Adaptive Attitude Tracking Control of Flexible Spacecraft Based on Backstepping Method(P)
..... LIU Min, XU Shijie, HAN Chao(1697)

Switching LPV Control Method in Wide Flight Envelope for Hypersonic Vehicles(P)
..... ZHANG Zenghui, YANG Lingyu, SHEN Gongzhang(1706)

Material Engineering and Mechanical Manufacturing

An Improved Velocity Synchronization Control on Electro-hydraulic Load Simulator(P)
..... WANG Chengwen, JIAO Zongxia, LUO Caijin(1717)

Multiple-objective Optimization Algorithm Based on Key Assembly Characteristics to Posture Best Fit for Large Component Assembly(P)
..... ZHU Xusheng, ZHENG Lianyu(1726)

Precision Analysis of iGPS Measurement Field and Its Application(P)
..... DU Fuzhou, CHEN Zhehan, TANG Xiaoqing(1737)

Intelligent Product Design Based on Open Knowledge Representation(P)
..... XI Ping, ZHANG Baoyuan, NING Tao(1746)

P: Paper; TN: Technical Note

高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制方法

张增辉, 杨凌宇, 申功璋*

北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191

摘要: 高超声速飞行器飞行包线和参数变化范围大, 气动参数存在较强不确定性, 要求控制器能够适应大的飞行包线并具有良好的鲁棒性。针对上述问题, 提出一种基于间隙度量的大包线滞后切换线性变参数 (LPV) 控制方法。依照时变参数将设计包线划分为若干子区域, 将多胞理论和间隙度量引入控制器求解, 提出了基于最优间隙度量的 LPV 控制方法, 并利用此方法独立设计各子区域的 LPV 控制器, 以改善控制器控制性能和鲁棒性能; 利用基于重叠区域的滞后切换策略实现大包线内各子区域控制器的切换, 以抑制切换面附近控制器的切换抖动, 并证明了切换闭环系统的稳定性; 最后以某型高超声速飞行器为对象设计了对称大包线滞后切换 LPV 控制器。仿真结果表明该方法可实现控制指令的精确跟踪, 提高设计包线内 LPV 控制器的控制性能和鲁棒性能, 并能保证切换系统的稳定性。

关键词: 线性变参数控制; 切换系统; 高超声速飞行器; 大包线; 间隙度量; 滞后切换

中图分类号: V448 文献标识码: A

高超声速飞行器飞行包线范围大, 气动特性和飞行动力学特性变化剧烈, 参数存在较强的不确定性, 因此对飞行控制系统有着很高的要求, 其控制系统必须能够适应较大参数变化范围并具有良好的鲁棒性^[1-4]。传统的增益调参方法在大包线内的调参过程极其繁杂, 对系统的不确定性鲁棒性较差, 并且无法从理论上保证系统在整个包线内的稳定性^[5]。线性变参数 (Linear Parameter Varying, LPV) 控制是一种新颖的增益调度技术, 通过实时可测或可估计的系统参数变化体现系统时变特性, 可在整个参数轨迹上保证鲁棒稳定性和鲁棒性能^[5-6], 该方法克服了传统增益调参控制器的插值问题和稳定性问题, 大大减少了调参工作量, 同时保证了工程实现性, 被广泛用于飞机、导弹、卫星等航空航天系统的控制器设计研究中^[7-13]。但是随着飞行包线范围的扩大, 系统的

时变参数范围随之变大, 大的设计包线内单一的 LPV 控制器性能将变得很差甚至无法求得 LPV 控制器。Lu 等^[11-13]将 LPV 控制方法与切换控制理论相结合, 提出了一种基于参变 Lyapunov 函数的切换 LPV 控制方法, 并将其应用于 F-16 飞机进行了验证; Hu 和 Yuan^[14]将此方法应用于核蒸汽发生器的水位控制, 取得了良好的控制器效果; 袁士春等^[15]忽略了参变 Lyapunov 函数矩阵的参数导数项, 简化了线性矩阵不等式 (LMI) 的求解。但此类基于参变 Lyapunov 函数的 LPV 方法需求解无穷多组 LMI, 而网格化的求取方法^[16]随着高超声速飞行器飞行包线的增大, 需求解的 LMI 将呈级数增加, 使控制器求解变得非常困难, 并且网格化方法也无法从理论上保证求解控制器的稳定性。

针对上述问题, 本文提出了一种新的大包线

收稿日期: 2011-10-14; 退修日期: 2011-11-08; 录用日期: 2012-03-14; 网络出版时间: 2012-03-31 11:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120331.1146.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(60804007); 航空科学基金(20070151004)

* 通讯作者. Tel.: 010-82338064 E-mail: shengz@buaa.edu.cn

引用格式: Zhang Z H, Yang L Y, Shen G Z. Switching LPV control method in wide flight envelope for hypersonic vehicles. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1706-1716. 张增辉, 杨凌宇, 申功璋. 高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制方法. 航空学报, 2012, 33(9): 1706-1716.

切换 LPV 控制方法。针对各子区域的飞行器模型,将多胞理论、间隙度量和单一 Lyapunov 函数引入控制器求解,以简化控制器求解过程,降低系统的保守性,并从理论上保证系统的稳定性;采用基于重叠区域的滞后切换策略实现子控制器组之间的切换,以保证切换系统的稳定性和切换平稳性。最后将其应用于某型高超声速飞行器中进行了仿真验证。

1 切换 LPV 系统

考虑如下非线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x, v, u, w) \\ z = c_1(x, v, u, w) \\ y = c_2(x, v, u, w) \end{cases} \quad (1)$$

式中: $x \in \mathbf{R}^n$ 为系统状态; $u \in \mathbf{R}^{n_u}$ 为系统输入信号; $z \in \mathbf{R}^{n_z}$ 为所控制的误差信号; $y \in \mathbf{R}^{n_y}$ 为输入到控制系统的测量输出信号; $w \in \mathbf{R}^{n_w}$ 为外部调参信号或外来信号(如参考信号); $v \in \mathbf{R}^{n_v}$ 为干扰和噪声输入信号。根据非线性系统的时变特性,选择调参变量 $\theta \in P \subset \mathbf{R}^k$, θ 为可测量或可估计的矢量参数, P 为系统变参数区域。则非线性系统(1)可写成如下的开环 LPV 系统^[11]:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ z \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(\theta) & B_1(\theta) & B_2(\theta) \\ C_1(\theta) & D_{11}(\theta) & D_{12}(\theta) \\ C_2(\theta) & D_{21}(\theta) & D_{22}(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \\ u \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: A 、 B_1 、 B_2 、 C_1 、 C_2 、 D_{11} 、 D_{12} 、 D_{21} 和 D_{22} 为 LPV 系统矩阵。

假设 P 可由一系列切换面分割为一组子区域集 $\{P_i\}_{i \in Z_N}$ 即 $P = \bigcup P_i$, $Z_N = \{1, 2, \dots, N\}$, 各子区域可以互相重叠或是互联。对于开环 LPV 系统,不同的子区域可独立设计 LPV 控制器:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_k \\ u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{k,i}(\theta) & B_{k,i}(\theta) \\ C_{k,i}(\theta) & D_{k,i}(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_k \\ y \end{bmatrix}, i \in Z_N \quad (3)$$

式中: $x_k \in \mathbf{R}^{n_k}$ 为控制器状态。当调参变量 θ 碰到切换面时,对不同区域的子控制器进行切换,通过合适的切换策略保证设计包线内闭环系统稳定。综合式(2)和式(3),可得闭环切换 LPV 系统:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{cl} \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{cl,\sigma}(\theta) & B_{cl,\sigma}(\theta) \\ C_{cl,\sigma}(\theta) & D_{cl,\sigma}(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{cl} \\ v \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $x_{cl}^T = [x^T \quad x_k^T] \in \mathbf{R}^{n+n_k}$; σ 为切换信号。

2 大包线切换 LPV 控制方法

2.1 基于间隙度量的 LPV 控制原理

定义 1^[17] 矩阵多胞可定义成由有限个顶点矩阵 N_m 所组成的凸组合, N_m 具有相同的维数。具体可描述为

$$\text{Co}\{N_m, m = 1, 2, \dots, r\} := \left\{ \sum_{m=1}^r \alpha_m N_m : \alpha_m \geq 0, \sum_{m=1}^r \alpha_m = 1 \right\} \quad (5)$$

定义 2^[17] 设变参数向量 $\rho(t) \in \mathbf{R}^l$, l 为时变参数向量 $\rho(t)$ 的维数,且 $\rho(t) = p(\theta(t))$, 其中 $p: \mathbf{R}^k \rightarrow \mathbf{R}^l$ 为一个映射函数,则由变参数描述的多胞为

$$\Theta := \text{Co}\{\omega_m, m = 1, 2, \dots, r\} := \left\{ \sum_{m=1}^r \alpha_m \omega_m : \alpha_m \geq 0, \sum_{m=1}^r \alpha_m = 1 \right\} \quad (6)$$

式中: $r = 2^l$ 为顶点数; ω_m 为多胞的顶点。当 LPV 系统的系统矩阵 $A(\theta(t))$ 、 $B(\theta(t))$ 、 \dots 仿射依赖于时变参数向量 $\rho(t)$, 且 $\rho(t)$ 变化于多胞 Θ 内时,称 LPV 系统为多胞 LPV 系统。

将 LPV 系统(2)的系统矩阵做多胞凸分解:

$$\begin{bmatrix} A(\theta(t)) & B(\theta(t)) \\ C(\theta(t)) & D(\theta(t)) \end{bmatrix} := \sum_{m=1}^r \alpha_m(t) \begin{bmatrix} A_m & B_m \\ C_m & D_m \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中: A_m 、 B_m 、 C_m 和 D_m 为 LPV 系统多胞顶点模型系统矩阵。根据多胞系统的顶点性质和实有界定理^[17-18],设计控制器时只设计其顶点即可。

定理 1(实有界定理)^[18] 考虑系统

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ u \end{bmatrix} \quad (8)$$

系统(8)渐近稳定且满足 $\|y\|_2 < \gamma \|u\|_2$ 的充要条件为:存在一个正定对称阵 $X > 0$ 和任意正数 γ 满足

$$\begin{bmatrix} A^T X + XA & XB & C^T \\ B^T X & -\gamma I & D^T \\ C & D & -\gamma I \end{bmatrix} < 0 \quad (9)$$

定理 2^[17] 考虑 LPV 广义对象(2)。令 N_R 和 N_S 分别为 $[B_2^T \quad D_{12}^T]$ 和 $[C_2 \quad D_{21}]$ 的任意零空间,则在时变参数多胞 Θ 内的任一轨迹上存在一个满足二次 H_∞ 性能的 LPV 控制器的充要条件为:存在两个 $n \times n$ 维的对称矩阵 R 和 S , 满足下列 $2r+1$ 个 LMI:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left[\begin{array}{cc} N_R & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{array} \right]^T \left[\begin{array}{ccc} A_m R + R A_m^T & R C_{1m}^T & B_{1m} \\ C_{1m} R & -\gamma I & D_{11m} \\ B_{1m}^T & D_{11m}^T & -\gamma I \end{array} \right] \cdot \\ \left[\begin{array}{cc} N_R & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{array} \right] < \mathbf{0} \\ \left[\begin{array}{cc} N_S & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{array} \right]^T \left[\begin{array}{ccc} A_m S + S A_m^T & S B_{1m} & C_{1m}^T \\ B_{1m}^T S & -\gamma I & D_{11m}^T \\ C_{1m} & D_{11m} & -\gamma I \end{array} \right] \cdot \\ \left[\begin{array}{cc} N_S & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{array} \right] < \mathbf{0} \\ \left[\begin{array}{cc} R & I \\ I & S \end{array} \right] \geq \mathbf{0} \\ m=1, 2, \dots, r \end{array} \right. \quad (10)$$

由定理 2 可知, LPV 控制的核心问题为对所有的多胞顶点寻找相同的 Lyapunov 函数, 以保证对 LPV 对象所有可能轨迹都具有 H_∞ 性能。一旦 (R, S) 确定, 对应的 Lyapunov 矩阵和顶点控制器均可确定。

利用 LMI 工具箱^[19] 求解上述 $2r + 1$ 个 LMI, 寻找 (R, S) 使得 γ 的值最小, 得到 (R, S) 和 γ 。在此基础上选取 Lyapunov 函数矩阵:

$$X = \begin{bmatrix} S & R^{-1} - S \\ R^{-1} - S & S - R^{-1} \end{bmatrix} \quad (11)$$

将求得的 Lyapunov 函数矩阵和 γ 应用于实有界定理, 利用标准的 H_∞ 控制器求解方法^[18-19], 求取各个多胞顶点的控制器:

$$K_{\text{cornm}} = \begin{bmatrix} A_{k,m} & B_{k,m} \\ C_{k,m} & D_{k,m} \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中: $A_{k,m}$ 、 $B_{k,m}$ 、 $C_{k,m}$ 和 $D_{k,m}$ 为顶点控制器系统矩阵, 全部离线计算获得。LPV 控制器可由各顶点控制器线性组合得到, 形式为

$$\begin{bmatrix} A_k(\theta(t)) & B_k(\theta(t)) \\ C_k(\theta(t)) & D_k(\theta(t)) \end{bmatrix} := \sum_{m=1}^r \alpha_m(t) \begin{bmatrix} A_{k,m} & B_{k,m} \\ C_{k,m} & D_{k,m} \end{bmatrix} \quad (13)$$

为了保证系统稳定性, 调参系数 α_m 须与凸分解系数相同。

定义 3^[20] 对于多输入多输出系统, 总存在规范互质分解, 不妨设 $G_1, G_2 \in \mathbf{R}^{n \times m}(s)$ 为具有 m 个输入、 n 个输出的传递函数阵, (D_1, N_1) 和 (D_2, N_2) 分别为 G_1 和 G_2 的规范右互质分解, 则

G_1 和 G_2 之间的间隙度量为

$$\delta(G_1, G_2) = \max\{\bar{\delta}(G_1, G_2), \bar{\delta}(G_2, G_1)\} \quad (14)$$

式中:

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{\delta}(G_1, G_2) = \inf_{Q \in \text{RH}_\infty} \left\| \begin{bmatrix} D_1 \\ N_1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} D_2 \\ N_2 \end{bmatrix} Q \right\| \\ \bar{\delta}(G_2, G_1) = \inf_{Q \in \text{RH}_\infty} \left\| \begin{bmatrix} D_2 \\ N_2 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} D_1 \\ N_1 \end{bmatrix} Q \right\| \\ 0 \leq \delta(G_1, G_2) \leq 1 \end{array} \right.$$

其中: RH_∞ 为实 H_∞ 空间。

间隙度量提供了系统之间的一种广义距离度量, 体现了两系统之间的“差异程度”, 距离越小说明两个系统的动态特性越相近^[21-22]。将间隙度量引入调参策略中, 使控制器设计与系统的动态特性相关联, 使得所设计状态点系统模型与顶点模型的间隙度量最小, 进而得到性能更优的 LPV 控制器。调参系数 α_m 的求解步骤如下:

1) 对于任意时刻的参数向量 $\rho = [\rho_1 \ \rho_2 \ \dots \ \rho_l]^T$, 计算当前时刻系统模型与 r ($r=2^l$) 个顶点模型之间的间隙度量 $\delta_1, \delta_2, \dots, \delta_r$ 。

2) 对于每一个多胞顶点 ω_m ($m=1, 2, \dots, r$), 调参系数 α_m 可由式(15)优化得到。

$$\left\{ \begin{array}{l} \min J = \sum_{m=1}^r \alpha_m \delta_m \\ \sum_{m=1}^{r/2} \alpha_{2m-1} \underline{\rho}_1 + \sum_{m=1}^{r/2} \alpha_{2m} \bar{\rho}_1 = \rho_1 \\ \sum_{m=1}^{r/4} \alpha_{4m-3} \underline{\rho}_2 + \sum_{m=1}^{r/4} \alpha_{4m-2} \underline{\rho}_2 + \sum_{m=1}^{r/4} \alpha_{4m-1} \bar{\rho}_2 + \\ \sum_{m=1}^{r/4} \alpha_{4m} \bar{\rho}_2 = \rho_2 \\ \vdots \\ \sum_{m=1}^{r/2} \alpha_m \underline{\rho}_l + \sum_{m=r/2}^r \alpha_m \bar{\rho}_l = \rho_l \\ \sum_{m=1}^r \alpha_m = 1 \\ 0 \leq \alpha_m \leq 1 \end{array} \right. \quad (15)$$

式中: J 为间隙度量的和; $\bar{\rho}_l$ 为参数 ρ_l 的上界; $\underline{\rho}_l$ 为参数 ρ_l 的下界。间隙度量 δ_m 在任意时刻唯一, 故任意时刻的调参策略确定且唯一。利用基于 LMI 的 H_∞ 控制方法求解多胞顶点控制器, 离线计算获得式(13)中的 $A_{k,m}$ 、 $B_{k,m}$ 、 $C_{k,m}$ 和 $D_{k,m}$; 根据测量参数 $\theta(t)$ 的值在线更新 $A_k(\theta(t))$ 、 $B_k(\theta(t))$ 、

$C_k(\theta(t))$ 和 $D_k(\theta(t))$, 实现控制器实时调参。

针对各个子区域, 利用上述方法独立设计控制器, 在子区域控制器设计的基础上, 选择合适的切换策略来保证大包线切换系统的稳定性。

2.2 基于重叠区域的滞后切换 LPV 控制方法

对设计包线进行区域划分, 使得任意两个参数子区域相互重叠, 如图 1 所示。

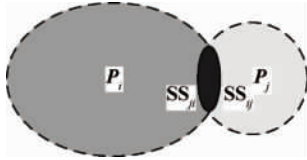


图 1 基于滞后切换策略的切换区域
Fig. 1 Hysteresis switching region

由图 1 可知, 在两个子区域之间存在两个切换面 SS_{ij} 和 SS_{ji} , 用 SS_{ij} 表示从 P_i 到 P_j 方向的切换。当参数轨迹碰到切换面时, 切换事件将发生。切换信号 σ 的演化过程描述如图 2 所示。

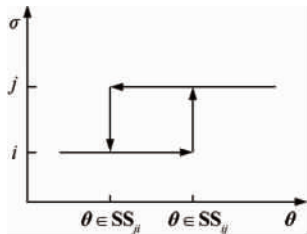


图 2 基于滞后切换策略的切换信号
Fig. 2 Hysteresis switching signal

若 $\theta(0) \in P_i$, 则 $\sigma(0) = i$ 。对所有 $t > 0$, 有

$$\sigma(t) = \begin{cases} i, & \sigma(t^-) = i \text{ 且 } \theta(t) \in P_i \\ j, & \sigma(t^-) = i \text{ 且 } \theta(t) \in SS_{ij} \end{cases} \quad (16)$$

若 $\theta(0) \in P_j$, 则 $\sigma(0) = j$ 。对所有 $t > 0$, 有

$$\sigma(t) = \begin{cases} j, & \sigma(t^-) = j \text{ 且 } \theta(t) \in P_j \\ i, & \sigma(t^-) = j \text{ 且 } \theta(t) \in SS_{ji} \end{cases} \quad (17)$$

定理 3^[12] 对于切换 LPV 系统(4), 假设子区域 LPV 系统稳定, 且子区域集 $\{P_i\}_{i \in Z_N}$ 存在一组对应的 Lyapunov 函数:

$$V_\sigma(x_{cl}) = x_{cl}^T X_\sigma x_{cl} \quad (18)$$

$X_\sigma = \{X_i\}_{i \in Z_N}$ 为对应的正定矩阵。若在切换面 $\theta \in SS_{ij}$, Lyapunov 函数满足

$$V_i(x_{cl}) \geq V_j(x_{cl}) \quad (19)$$

则切换 LPV 系统可实现稳定切换。

定理 4 考虑开环 LPV 系统(2), 时变参数区域 $P = \{P_i\}_{i \in Z_N}$ 。令 N_{R_i} 和 N_{S_i} 分别为 $[B_{2i}^T \ D_{12i}^T]$ 和 $[C_{2i} \ D_{21i}]$ 的任意零空间, 若对于任意的 $\theta \in P_i$, 存在两个正定对称常数矩阵 R_i 和 S_i , 满足下列条件:

$$\left\{ \begin{array}{l} \begin{bmatrix} N_{R_i} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} A_{m,i}R_i + R_iA_{m,i}^T & R_iC_{1m,i}^T & B_{1m,i} \\ C_{1m,i}R_i & -\gamma_i I & D_{11m,i} \\ B_{1m,i}^T & D_{11m,i}^T & -\gamma_i I \end{bmatrix} \cdot \\ \begin{bmatrix} N_{R_i} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \\ \begin{bmatrix} N_{S_i} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} A_{m,i}S_i + S_iA_{m,i}^T & S_iB_{1m,i} & C_{1m,i}^T \\ B_{1m,i}^T S_i & -\gamma_i I & D_{11m,i}^T \\ C_{1m,i} & D_{11m,i} & -\gamma_i I \end{bmatrix} \cdot \\ \begin{bmatrix} N_{S_i} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & I \end{bmatrix} < \mathbf{0} \\ \begin{bmatrix} R_i & I \\ I & S_i \end{bmatrix} \geq \mathbf{0} \\ m=1, 2, \dots, r \end{array} \right. \quad (20)$$

并且对于任意的 $\theta \in SS_{ij}$, 满足

$$\begin{cases} R_i \leq R_j \\ S_i - R_i^{-1} \geq S_j - R_j^{-1} \end{cases} \quad (21)$$

则在整个时变参数区域内, 基于重叠区域的滞后切换 LPV 控制器使得闭环 LPV 系统(4)稳定, 并且其性能满足

$$\|z\|_2 < \gamma \|v\|_2, \gamma = \max\{\gamma_i\}_{i \in Z_N} \quad (22)$$

证明

1) 在任意选定的时变参数区域 P_i 中, 对于其中任意的 $\theta \in P_i$, 选定式(20)中的 i , 直接运用定理 2, 可得在任意子区域内设计的 LPV 控制器满足二次 H_∞ 性能, 即控制器在子区域内稳定且鲁棒性能满足

$$\|z\|_2 < \gamma_i \|v\|_2 \quad (23)$$

综合各子区域 $\gamma = \max\{\gamma_i\}_{i \in Z_N}$, 即可得式(22)。

2) 对于闭环 LPV 系统(4), 在任意切换时刻变参数 $\theta \in SS_{ij}$, 选定

$$X_i = \begin{bmatrix} S_i & R_i^{-1} - S_i \\ R_i^{-1} - S_i & S_i - R_i^{-1} \end{bmatrix}$$

则

$$X_i = \begin{bmatrix} I & -I \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_i^{-1} & 0 \\ 0 & S_i - R_i^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I & 0 \\ -I & I \end{bmatrix}$$

又由 $R_i \leq R_j$ 和 $S_i - R_i^{-1} \geq S_j - R_j^{-1}$, 可知

$$X_i = \begin{bmatrix} I & -I \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_i^{-1} & 0 \\ 0 & S_i - R_i^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I & 0 \\ -I & I \end{bmatrix} \geq$$

$$\begin{bmatrix} I & -I \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_j^{-1} & 0 \\ 0 & S_j - R_j^{-1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I & 0 \\ -I & I \end{bmatrix} = X_j \quad (24)$$

代入式(18)可得

$$V_i(x_{cl}) = x_{cl}^T X_i x_{cl} \geq x_{cl}^T X_j x_{cl} = V_j(x_{cl}) \quad (25)$$

由定理 3 可知, 在任意的切换时刻闭环 LPV 系统(4)保持稳定。综合 1) 和 2), 定理 4 得证。

R_i^{-1} 和 R_j^{-1} 的存在使得切换控制器的求解比较困难, 并且需要满足的 LMI 数量增多, 增加了约束条件和计算量。将 LPV 控制器(3)的状态进行限制, 在控制器切换瞬时将控制器状态重置为控制对象的状态^[13]:

$$\begin{cases} \dot{x}_k(t) = A_{k,i}(\theta)x_k(t) + B_{k,i}(\theta)y(t), & \forall \theta \in P_i \\ x_k(t^+) = x(t), & \forall \theta \in SS_{ij} \\ u(t) = C_{k,i}(\theta)x_k(t) + D_{k,i}(\theta)y(t) \end{cases} \quad (26)$$

将 $x_k(t^+) = x(t)$ 代入式(18), 结合式(24)可将定理 4 中的条件式(21)简化为

$$R_i \leq R_j \quad (27)$$

依照上述基于重叠区域的滞后切换策略可实现设计包线内子控制器组的稳定切换。切换 LPV 自增益调参控制方法设计流程如图 3 所示。

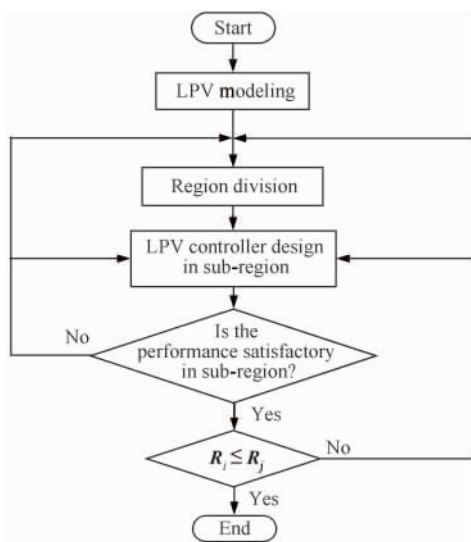


图 3 切换 LPV 控制方法设计流程

Fig 3 Flow chart of switching LPV control law design

由图 3 可知, 切换 LPV 自增益调参控制律设计步骤如下:

① 将非线性系统转化为 LPV 系统, 建立系统的 LPV 模型。

② 将设计包线分成相互重叠的子区域。

③ 利用基于最优间隙度量的 LPV 控制方法设计子区域的 LPV 控制器。

④ 验证切换稳定性条件 $R_i \leq R_j$ 是否满足, 若不满足则返回步骤③或步骤②, 通过调整子区域控制器的设计参数或子区域划分的大小来保证稳定性条件。

2.3 高超声速飞行器大包线切换 LPV 控制律设计

以锥形体高超声速飞行器^[23-24]为研究对象设计大包线(高度 $H \in [17, 25]$ km, 马赫数 $Ma \in [10, 12]$)纵向切换 LPV 控制律。利用 Jacobian 线性化方法将其非线性模型转化为 LPV 模型, 纵向模型为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ z \\ y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(\theta) & 0 & B(\theta) \\ C_1 & D_{11} & D_{12} \\ I & D_{21} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \\ u \end{bmatrix} \quad (28)$$

式中: $x = [\alpha \ q]^T$, $z = [u \ e]^T$, $v = [w \ d]^T$,

$$u = [\delta_z], \quad A = \begin{bmatrix} a_{11} & 1 \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix}_e, \quad B = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \end{bmatrix}_e, \quad C_1 =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ -I \end{bmatrix}, \quad D_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ I & -I \end{bmatrix}, \quad D_{12} = \begin{bmatrix} I \\ 0 \end{bmatrix}, \quad D_{21} =$$

$\begin{bmatrix} 0 & I \end{bmatrix}$; α 为迎角; q 为俯仰角速率; δ_z 为升降舵偏角; e 为误差信号; d 为噪声信号; a_{11} 、 a_{21} 、 a_{22} 、 b_1 和 b_2 为飞行器模型线性化后对应的系统矩阵元素。高超声速飞行器纵向切换 LPV 控制器结构如图 4 所示。

图 4 中: G 为高超声速飞行器 LPV 模型; Act、Sen 分别为作动器和传感器模型; α_c 为指令信号; σ 为切换信号; K_1, K_2, \dots, K_r 为子区域 LPV 控制器; W_u, W_e, W_n 为加权函数阵; z_e 和 z_u 分别为误差信号和输入信号的加权输出。

以高度和马赫数 (H, Ma) 为 LPV 系统调参变量 θ , 时变参数向量 $\rho(t) = [a_{11} \ a_{21} \ b_1 \ b_2]^T$, 选取覆盖整个设计包线的状态点 $\theta(t)$, 通过拟合得到 $\rho(t)$ 中各个元素 $\rho_i(t)$ 关于 $\theta(t)$ 的函数, 即 $\rho_i(t) = p(\theta(t))$, 则高超声速飞行器纵向 LPV 系

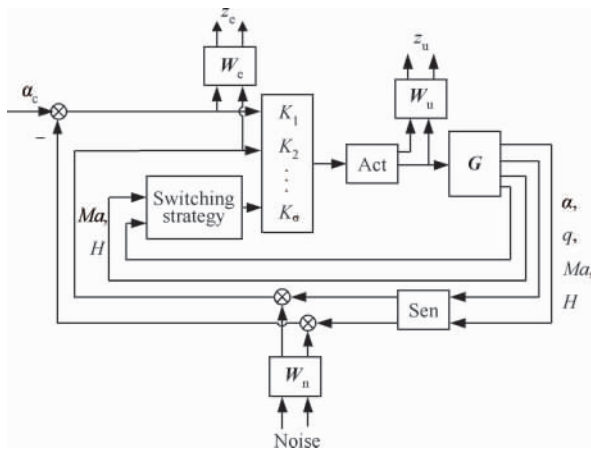


图 4 纵向切换 LPV 控制器结构

Fig 4 Structure of longitude switching LPV controller

统仿射依赖于 $\rho(t)$ 。依据此构型飞行器的 LPV 模型特性及控制任务要求,将设计包线依照高度分为 4 个子区域: $P_1: 22.8 \text{ km} \leq H \leq 25.0 \text{ km}$; $P_2: 20.8 \text{ km} \leq H \leq 23.2 \text{ km}$; $P_3: 18.8 \text{ km} \leq H \leq 21.2 \text{ km}$; $P_4: 17.0 \text{ km} \leq H \leq 19.2 \text{ km}$ 。切换面为: $SS_{12}: H = 22.8 \text{ km}$, $SS_{21}: H = 23.2 \text{ km}$, $SS_{23}: H = 20.8 \text{ km}$, $SS_{32}: H = 21.2 \text{ km}$, $SS_{34}: H = 18.8 \text{ km}$, $SS_{43}: H = 19.2 \text{ km}$, 如图 5 所示。

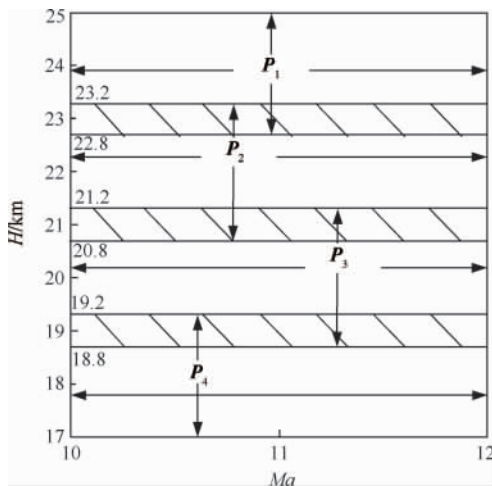


图 5 包线区域划分图

Fig 5 Partition of the envelope

在各个子区域内,时变参数向量 $\rho(t)$ 各元素的上、下界 $(\underline{\rho}_i, \bar{\rho}_i)$ ($i = 1, 2, \dots, l; l = 4$) 为

$$\underline{\rho}_i = \min p(\theta(t)), \bar{\rho}_i = \max p(\theta(t)) \quad (29)$$

子区域内的多胞 LPV 系统为

$$P_\rho := \text{Co}\{P_{v_1}, P_{v_2}, \dots, P_{v_l}\}, \nu^l = 2^l \quad (30)$$

式中: P_{v_i} 为多胞系统的顶点模型,其系统矩阵各个元素由时变参数 $\rho_i(t)$ 的上、下界 $(\underline{\rho}_i, \bar{\rho}_i)$ 任意排列得到。根据各个子区域模型的特性以及设计目标,选取区域 P_1, P_2, P_3 和 P_4 加权函数 W_{ei} 分别为

$$W_{e1} = \text{diag}\left(\frac{2.5s + 2.1}{s + 0.6}, 0.8\right) \quad (31)$$

$$W_{e2} = \text{diag}\left(\frac{7s + 8}{4s + 3.5}, 0.7\right) \quad (32)$$

$$W_{e3} = \text{diag}\left(\frac{7.5s + 8}{4s + 3}, 0.6\right) \quad (33)$$

$$W_{e4} = \text{diag}\left(\frac{5s + 8}{s + 3}, 0.5\right) \quad (34)$$

整个设计包线内控制输入罚函数 W_u 为

$$W_u = \text{diag}\left(\frac{1}{30}, \frac{1}{300}\right) \quad (35)$$

作动器模型 W_{act} 为

$$W_{act} = \frac{1225}{s^2 + 49s + 1225} \quad (36)$$

传感器模型 W_{sen} 为

$$W_{sen} = \text{diag}\left(\frac{12.5}{s + 12.5}, \frac{12.5}{s + 12.5}\right) \quad (37)$$

噪声模型 W_n 为

$$W_n = \text{diag}(0.1^\circ, 0.7^\circ/s) \quad (38)$$

针对上述高超声速飞行器的多胞顶点模型,通过 2.1 节中基于 LMI 的 H_∞ 控制方法求得各个顶点控制器 $K_{\sigma_{cornm}}$, 利用基于最优间隙度量的凸分解策略求得系数 α_m , 构造子区域内的 LPV 鲁棒控制器,形式为

$$K_\sigma = \sum_{m=1}^{\nu_l} \alpha_m(t) K_{\sigma_{cornm}} \quad (39)$$

当高超声速飞行器调参变量 $\theta(H, Ma)$ 通过切换面时,利用 2.2 节中的滞后切换策略,实现控制器组 $K_1, K_2, \dots, K_\sigma$ 间的稳定切换。

3 仿真验证与分析

以锥形体高超声速飞行器为对象对本文方法进行仿真验证。控制律的设计目标是在飞行包线 ($H \in [17, 25]$ km, $Ma \in [10, 12]$) 内保证系统的稳定性,并以小于 1% 的误差跟踪指令信号 α_c 。

仿真分析 1:

任意选取初始状态点 ($H=24\text{ km}, Ma=11, \alpha=0.539\text{ }^\circ$), 利用上述切换 LPV 控制方法设计高超声速飞行器的纵向控制器, 对大包线切换控制器稳定性进行验证。给定如图 6 所示迎角指令, 加入高超声速飞行器非线性模型进行仿真, 响应结果如图 6~图 8 所示。

由图 6~图 8 可知, 子区域 LPV 控制器在切换面 $22.8\text{ km}(22.10\text{ s})$ 、 $20.8\text{ km}(33.58\text{ s})$ 和 $18.8\text{ km}(40.36\text{ s})$ 进行了切换, 各个切换时刻升降舵偏角有很小范围的波动, 迎角实现了平稳精确跟踪, 稳态误差均小于 0.5% 。可见本文设计的切换 LPV 控制器实现了迎角指令的精确跟踪, 并且能够很好地保持控制器之间的平稳切换, 保证了系统的稳定性。

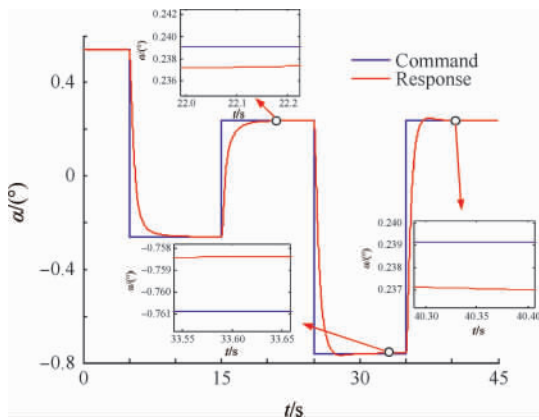


图 6 迎角响应曲线

Fig. 6 Response curves of angle of attack

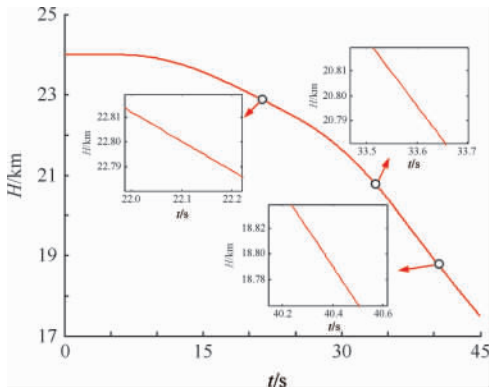


图 7 高度曲线

Fig. 7 Curves of altitude

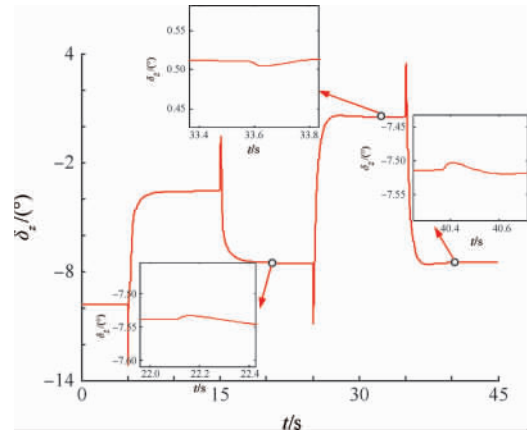


图 8 舵偏曲线

Fig. 8 Curves of elevator deflection angle

仿真分析 2:

在模型参数存在不确定性的情况下, 对切换 LPV 方法的鲁棒性进行仿真验证。任选取初始状态点 ($H=24\text{ km}, Ma=11, \alpha=0.539\text{ }^\circ$), 利用上述切换 LPV 控制方法设计高超声速飞行器的纵向控制器, 将非线性模型气动力系数加入边界值为 $\pm 15\%$ 的随机不确定性, 气动力矩系数加入边界值为 $\pm 25\%$ 的随机不确定性。给定如图 9 所示迎角指令, 对高超声速飞行器非线性系统进行 100 次蒙特卡罗仿真, 结果如图 9~图 11 所示。

由图 9~图 11 可知, 采用本文方法设计的大包线切换 LPV 控制器在模型参数存在不确定性的情况下, 仍能实现迎角指令精确跟踪, 具有较强的鲁棒性, 并且在模型参数存在不确定性的情况下仍实现了平稳切换, 保证了系统的稳定性。

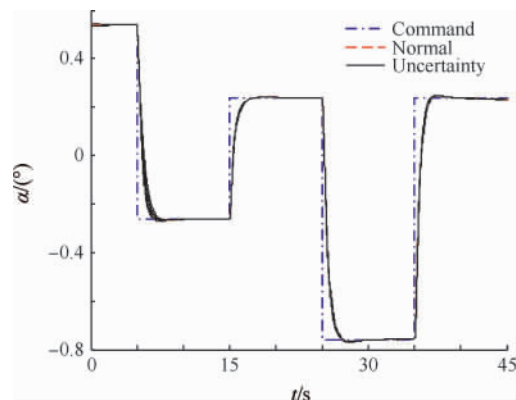


图 9 不确定性下迎角响应曲线

Fig. 9 Response curves of angle of attack under uncertainty

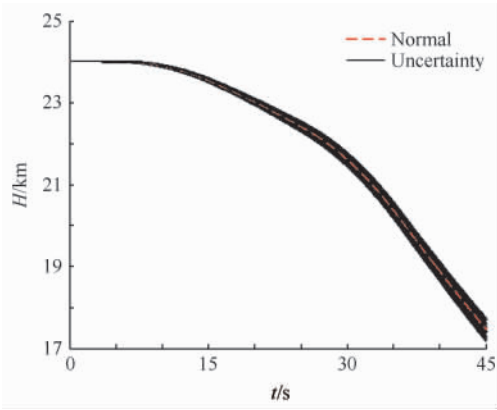


图 10 不确定性下高度曲线

Fig. 10 Curves of altitude under uncertainty

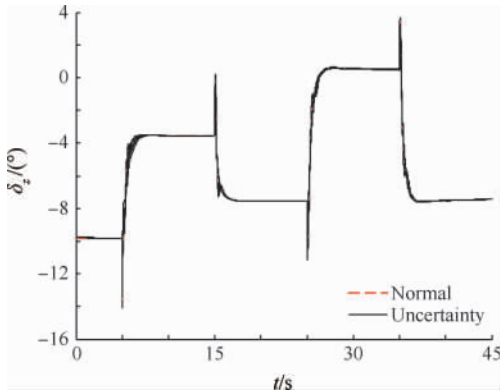


图 11 不确定性下舵偏曲线

Fig. 11 Curves of elevator deflection angle under uncertainty

仿真分析 3:

取多组覆盖设计包线的初始飞行状态点,对全包线内单一 LPV 控制方法和本文基于重叠区域的大包线切换 LPV 控制方法进行仿真对比。两种方法设计的控制器 H_∞ 性能指标 γ 如表 1 所示。

表 1 两种方法 H_∞ 性能指标 γ 对比

Table 1 Effect of the two methods on H_∞ performance level γ

Design method	Design region	H_∞ performance level γ
Single LPV	P	2.418
Switching LPV	P_1	1.973
Switching LPV	P_2	1.717
Switching LPV	P_3	1.628
Switching LPV	P_4	1.841
Switching LPV	P	1.973

由表 1 可知,不同的子区域独立设计控制器得到的控制器 H_∞ 性能指标 γ 不同。全包线内采用单一 LPV 控制方法得到的 γ 为 2.418,将设计包线划分为若干子区域,使得设计的区域变小,各个子区域采用单一的 LPV 控制方法设计得到的 γ_i 最大为 1.973。因此采用切换 LPV 方法设计的控制器得到的 H_∞ 性能指标 γ 相比单一 LPV 方法更优,提高了设计包线内控制器的鲁棒性能。

选取初始状态点 ($H = 24 \text{ km}, Ma = 11, \alpha = 0.5391^\circ$),将非线性模型气动力系数加入 $\pm 25\%$ 的不确定性,气动力矩系数加入 $\pm 40\%$ 的不确定性,对切换 LPV 方法和单一 LPV 方法设计的控制器的鲁棒性进行对比仿真验证,结果如图 12 和图 13 所示。

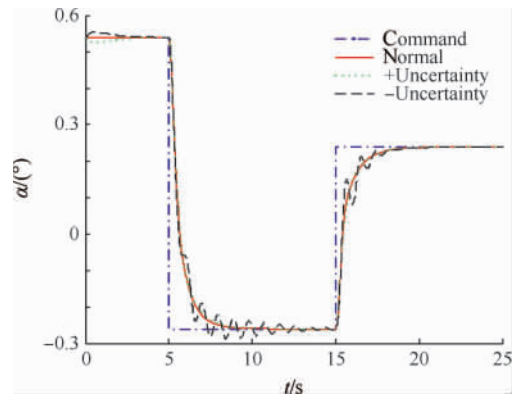


图 12 单一 LPV 方法不确定性下迎角响应曲线

Fig. 12 Response curves of angle of attack using single LPV method under uncertainty

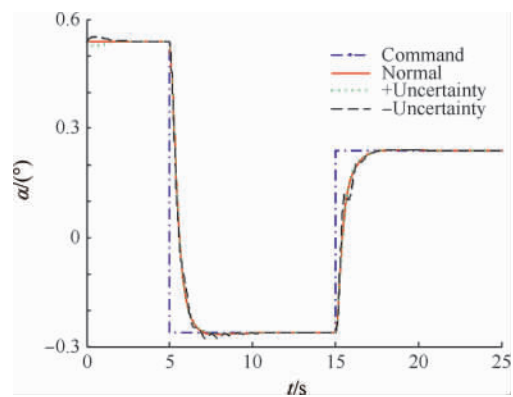


图 13 切换 LPV 方法不确定性下迎角响应曲线

Fig. 13 Response curves of angle of attack using switching LPV method under uncertainty

由图 12 可知,利用单一 LPV 设计方法设计的控制器,当模型参数存在大的不确定性时,控制器性能下降,迎角响应出现了振荡,鲁棒性较差;而基于切换 LPV 方法设计的控制器鲁棒性较强,仍能保持良好的跟踪性能(见图 13)。

将高超声速飞行器的设计包线扩大,选定设计包线($H \in [15, 25]$ km, $Ma \in [10, 12]$),将上述两种方法分别应用于锥形体高超声速飞行器非线性系统,给定相同的输入指令 α_c , 对控制器的控制性能进行比较。首先将一组覆盖全包线所有初始状态点的迎角控制到相同的初始迎角 $\alpha_0 = -0.5^\circ$, 再给定相同的迎角指令 $\alpha_c = 0.5^\circ$, 其全包线内的迎角响应曲线仿真结果如图 14 和图 15 所示,迎角响应的边界对比曲线如图 16 所示。

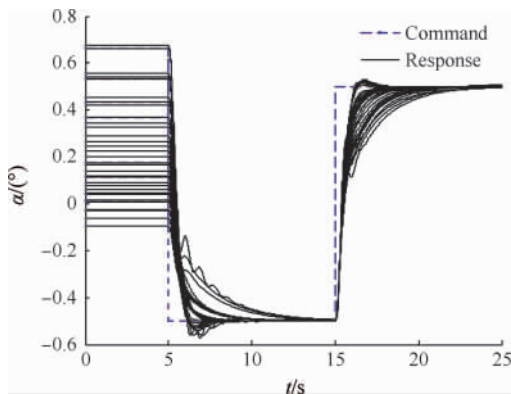


图 14 单一 LPV 方法全包线迎角响应曲线

Fig. 14 Response curves of angle of attack using single LPV method in the full envelope

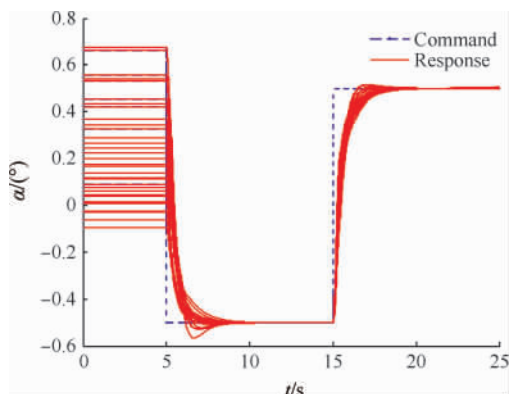


图 15 切换 LPV 方法全包线迎角响应曲线

Fig. 15 Response curves of angle of attack using switching LPV method in the full envelope

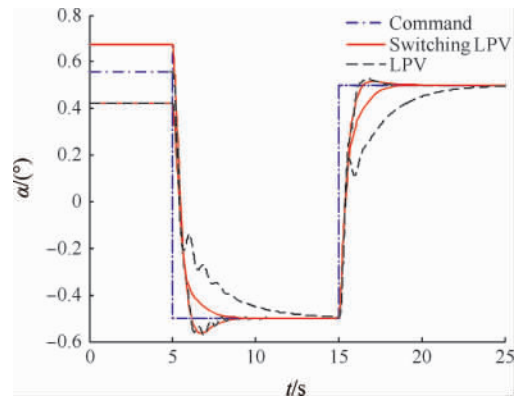


图 16 全包线迎角响应边界对比曲线

Fig. 16 Response boundary curves of angle of attack in the full envelope

由仿真图 14~图 16 可知,采用基于重叠区域的切换 LPV 控制方法设计的控制器较单一 LPV 控制器的控制性能有所提高。单一 LPV 控制方法得到的控制器随着包线的增大性能逐步下降,迎角响应出现了振荡,并且大包线内迎角响应调整时间差别很大,控制器性能一致性较差。而切换 LPV 方法的迎角响应调整时间和超调量的变化范围更小,动态性能更趋向于一致,降低了控制系统设计的保守性,提高了其控制性能。同时,基于重叠区域的滞后切换策略保证了切换 LPV 控制器在整个设计包线内的稳定性。

4 结 论

提出一种基于间隙度量的大包线滞后切换 LPV 控制方法,并以某型高超声速飞行器为例进行了仿真验证。此方法相比单一 LPV 控制方法提高了控制器的性能和鲁棒性能,并能保证大包线内系统的稳定性。

1) 基于间隙度量的大包线滞后切换 LPV 控制方法可以很好地实现控制指令的跟踪,并能保证控制器切换时的稳定性。

2) 基于间隙度量的大包线滞后切换 LPV 控制方法具有很好的鲁棒性,在模型参数存在大的不确定性时仍能实现指令的精确跟踪,并保证切换系统的稳定性。

3) 基于间隙度量的大包线滞后切换 LPV 控制方法比单一 LPV 控制器设计方法保守性更小,得到的大包线内控制器的控制性能一致性更优,

且大包线内控制器的鲁棒性能得到提高。

参 考 文 献

- [1] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles; review and new directions. AIAA-2003-7081, 2003.
- [2] Hanson J M. Advanced guidance and control project for reusable launch vehicles. AIAA-2000-3957, 2000.
- [3] Hanson J M. A plan for advanced guidance and control technology for 2nd generation reusable launch vehicles. AIAA-2002-4557, 2002.
- [4] Rodriguez A A, Dickeson J J, Cifdaloz O, et al. Modeling and control of scramjet-powered hypersonic vehicle: challenges, trends, & tradeoffs. AIAA-2008-6793, 2008.
- [5] Shamma J S, Athans M. Gain scheduling: potential hazards and possible remedies. IEEE Control System, 1992, 12(3): 101-107.
- [6] Lee C H, Shin M H, Chung M J. A design of gain-scheduled control for a linear parameter varying system; an application to flight control. Control Engineering Practice, 2001, 9(1): 11-21.
- [7] Shin J Y, Gregory I. Robust gain-scheduled fault tolerant control for a transport aircraft. IEEE International Conference on Control Application, 2007: 1209-1214.
- [8] Wu F, Packard A, Balas G. Systematic gain-scheduling control design: a missile autopilot example. Asian Journal of Control, 2002, 4(3): 341-347.
- [9] Biannic J M, Pittet C, Lafourcade L, et al. LPV analysis of switched controllers in satellite attitude control systems. AIAA-2010-7903, 2010.
- [10] Fezans N, Alazard D, Imbert N, et al. Robust LPV control design for a RLV during reentry. AIAA-2010-8194, 2010.
- [11] Lu B, Wu F. Switching LPV control designs using multiple parameter-dependent Lyapunov functions. Automatica, 2004, 40(11): 1973-1980.
- [12] Lu B, Wu F, Kim S. Switching LPV control for high performance tactical aircraft. AIAA-2004-4999, 2004.
- [13] Lu B, Wu F, Kim S. Switching LPV control of an F-16 aircraft via controller state reset. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2): 267-277.
- [14] Hu K, Yuan J Q. On switching H_∞ controllers for nuclear steam generator water level: a multiple parameter-dependent Lyapunov functions approach. Annals of Nuclear Energy, 2008, 35(10): 1857-1863.
- [15] Yuan S C, Guo C, Lu J. Switching linear parameter-varying of ship steering control. Journal of Center South University, 2007, 38(Supp. 1): 335-340. (in Chinese)
- 袁士春, 郭晨, 吕进. 基于切换 LPV 的船舶航向控制. 中南大学学报, 2007, 38(增刊): 335-340.
- [16] Hughes H D, Wu F. Optimal control for spacecraft large angle maneuvers using H_∞ linear varying parameter control techniques. AIAA-2008-7311, 2008.
- [17] Apkarian P, Gahinet P, Becker G. Self-scheduled H_∞ control of linear parameter-varying systems; a design example. Automatica, 1995, 31(9): 1251-1262.
- [18] Jia Y M. Robust H_∞ control. Beijing: Science Press, 2007: 149-160. (in Chinese)
- 贾英民. 鲁棒 H_∞ 控制. 北京: 科学出版社, 2007: 149-160.
- [19] Gahinet P, Nemirovski A, Laub A J, et al. LMI control tool box. Massachusetts: The MathWorks, Inc., 1995: 7. 2-7. 15.
- [20] Li W Q, Zheng Z Q. Robust gain-scheduling controller to LPV system using gap metric. Proceedings of the 2008 IEEE International Conference on Information and Automation, 2008: 514-518.
- [21] El-Sakkary A. The gap metric: robustness of stabilization of feedback systems. IEEE Transactions on Automatic Control, 1985, 30(3): 240-247.
- [22] Kyle A M, Beale G O. Performance and the gap metric. Proceedings of the 33rd IEEE Conference on Decision and Control, 1994: 2656-2658.
- [23] Shaughnessy J D, Zane Pinckney S, McMinn J D, et al. Hypersonic vehicle simulation model; winged-cone configuration. NASA TM-102610, 1990.
- [24] Zhang Z H, Yang L Y, Shen G Z, et al. Modeling and analysis for a generic hypersonic vehicle. IEEE 2010 8th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2010: 152-158.

作者简介:

张增辉 男, 博士研究生. 主要研究方向: 高超声速飞行器飞行控制及制导方法。

Tel: 010-82316873

E-mail: zhangzenghui@asee.buaa.edu.cn

杨凌宇 男, 博士, 讲师. 主要研究方向: 先进布局飞行器飞行控制技术, 高超声速飞行器飞行控制方法等。

Tel: 010-82316873

E-mail: yly@asee.buaa.edu.cn

申功璋 男, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 综合控制技术, 先进飞行控制技术等。

Tel: 010-82338064

E-mail: shengz@buaa.edu.cn

Switching LPV Control Method in Wide Flight Envelope for Hypersonic Vehicles

ZHANG Zenghui, YANG Lingyu, SHEN Gongzhang^{*}

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

Abstract: Hypersonic vehicles traverse a broad flight envelope with a wide parameter variation range and strong parameter uncertainties. Therefore it is important to improve the controller performance and robustness in a wide envelope. A new hysteresis switching linear parameter varying (LPV) control method using polytope theory and gap-metric is presented in this paper. The design envelope is firstly divided into several sub-regions in accordance with the time-varying parameters. A new LPV control method with the optimal gap-metric is proposed, and then a family of single LPV controllers are designed independently using the new method to improve the performance and robustness, each suitable for a specific sub-region. They are switched according to the time-varying parameter trajectories using the hysteresis switching strategy based on overlap regions to avoid chattering. The stability of the closed-loop switching system is also proved. Finally, the new switching LPV design approach is applied to a hypersonic vehicle. Simulation results show that this new method can improve the performance and enhance the robustness of the LPV controllers in a wide design envelope. The performance of command tracking and the robustness of the switching LPV control system are satisfactory. The stability of the system is also guaranteed.

Key words: linear parameter varying control; switching systems; hypersonic vehicle; wide flight envelope; gap-metric; hysteresis switching

Received: 2011-10-14; Revised: 2011-11-08; Accepted: 2012-03-14; Published online: 2012-03-31 11:46

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120331.1146.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (60804007); Aeronautical Science Foundation of China (20070151004)

^{*} Corresponding author. Tel.: 010-82338064 E-mail: shengz@buaa.edu.cn