高超声速再入飞行器不确定性分析与 μ 综合控制

王章磊[1,2]，罗建军[1,2]，苏二龙[1,2]

(1. 西北工业大学 航天学院; 2. 航天飞行动力学技术重点实验室，陕西 西安 710072)

摘 要: 针对高超声速飞行器再入过程中飞行包线大,飞行环境复杂,其间各种复杂的力学过程不可能完全精确地考虑在控制系统设计模型中,存在大量不确定参数的特点,为了便于鲁棒控制器设计,提出了基于最坏情况增益(WCG)灵敏度分析的不确定参数简化方法,在保证不丢失大量 WCG 信息的情况下,简化模型不确定参数个数;然后基于简化不确定模型和 μ 综合方法进行姿态控制系统设计;最后通过高超声速再入飞行器横侧向鲁棒控制器的实例设计与仿真分析,验证分析与设计方法的有效性。结果表明,基于 WCG 的参数灵敏度分析方法能有效地简化模型不确定参数,在保证控制系统鲁棒性的同时可提高控制器设计效率。

关 键 词: 高超声速再入飞行器,鲁棒控制,μ 综合,;参数灵敏度分析,最坏情况增益,WCG

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-2758(2013)04-0571-06

与传统飞行器相比,高超声速飞行器再入过程中,飞行高度和马赫数跨度范围大,飞行环境复杂,其气动特性有很剧烈的变化。这些复杂的力学环境因素以及各种无法预知的外界扰动,很难全面精确地考虑到飞行器的控制模型中。高超声速再入飞行器控制系统应具有较强的鲁棒性来克服飞行过程中存在的不确定性和外界干扰对控制性能造成的影响。

现代鲁棒控制方法可以充分考虑模型不确定性以及外界扰动对系统的影响,所设计的控制器能使系统性能指标在不确定性和扰动存在的情况下保持不变,已大量应用到各类现代飞行器的姿态控制系统设计当中[1-4]。其中 μ 综合控制方法在处理具有结构不确定性系统的鲁棒控制问题中优势明显,具有较小的保守性,能同时针对鲁棒稳定性和鲁棒性能进行设计[5]。然而,在采用 μ 综合方法设计飞行器姿态控制系统过程时,需要先对模型中存在的不确定性进行分析并利用线性分式转换(LFT)方法进行建模。对于高超声速再入飞行器而言,模型中包含大量的不确定参数,如果在控制器设计过程中全部加以考虑,必然使得设计过程复杂,控制器阶数过高。针对这一问题,目前在飞行器的控制系统设计过程中通常根据经验简化对飞行器稳定性和操纵性影响较小的不确定参数,再通过反复的仿真验证来确保飞行器的鲁棒性能[6,7]。但是,对于高超声速再入飞行器这类包含大量不确定参数,且飞行机理尚未明确的控制对象,依赖于经验的简化方法会大大降低控制器的设计效率。

本文研究了基于 μ 综合方法的高超声速再入飞行器鲁棒控制系统设计,首先针对飞行器模型不确定参数的简化问题,以高超声速再入飞行器横侧向控制为例,采用最坏情况增益(worst-case gain, WCG)参数灵敏度分析方法,求得各不确定参数在频域内的灵敏度值,然后分别从各频段选出灵敏度值较大的参数,在保证不丢失大量 WCG 信息的情况下,建立了包含较少不确定参数的简化 LFT 模型。在此基础上,考虑到飞行器建模时除了参数不确定性,还受未建模不确定性以及测量噪声的影响,采用基于模型跟踪的控制器结构以及 μ 综合鲁棒控制设计方法,进行了飞行器鲁棒控制系统设计,通过仿真分析说明了不确定参数简化方法和控制系统设计的有效性。

收稿日期: 2012-11-01

作者简介: 王章磊(1987—),西北工业大学硕士研究生,主要从事航天动力学与控制研究。

1 控制系统模型

高超声速飞行器再入过程中，俯仰通道相对独立，而滚转通道与偏航通道耦合严重，且受俯仰通道的耦合影响，因此在解决飞行器横侧向控制问题时，需对滚转通道与偏航通道进行联合控制。假设飞行器为刚体，且相对于纵轴对称，利用小扰动假设对飞行器姿态动力学模型[8]线性化，经横纵向解耦，可得到高超声速再入飞行器横侧向控制系统模型如下

$$\begin{bmatrix}\beta\\ \dot{\sigma}\\ \dot{\omega}_x\\ \dot{\omega}_y\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\frac{C_z^{\beta}qS}{mV} & 0 & \alpha & 1\\ 0 & 0 & 1 & -\alpha\\ \frac{m_x^{\beta}qSL}{J_x} & 0 & \frac{m_x^{\bar{\varepsilon}_x}qSL^2}{VJ_x} & \frac{J_y-J_z}{J_x}\omega_z\\ \frac{m_y^{\beta}qSL}{J_y} & 0 & \frac{J_z-J_x}{J_y}\omega_z & \frac{m_y^{\bar{\varepsilon}_y}qSL^2}{VJ_y}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\beta\\ \sigma\\ \omega_x\\ \omega_y\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0 & \frac{C_z^{\delta_y}qS}{mV}\\ 0 & 0\\ \frac{m_x^{\delta_x}qSL}{J_x} & \frac{m_x^{\delta_y}qSL}{J_x}\\ \frac{m_y^{\delta_x}qSL}{J_y} & \frac{m_y^{\delta_y}qSL}{J_y}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_x\\ \delta_y\end{bmatrix} \tag{1}$$

式中，α、β、σ 分别是飞行器的攻角、侧滑角和倾侧角；ω_x、ω_y、ω_z 分别是滚转角速度、偏航角速度和俯仰角速度；δ_x、δ_y 分别是副翼舵偏和方向舵舵偏。高超声速飞行器再入过程中，飞行高度和飞行马赫数跨度范围大，且由于速度剧烈变化带来严重的气动加热和气动烧蚀，引起飞行器质量和转动惯量的变化，再加上缺乏足够的飞行试验导致气动系数不够精确，使得(1)式中的模型系数都有不同程度上的不确定性。因此，在设计控制器过程中需对该不确定性进行系统的分析与建模，以保证控制系统具备鲁棒性。

2 系统不确定参数灵敏度分析与LFT建模

高超声速再入飞行器横侧向控制系统模型中包含大量的不确定参数，为了便于 μ 综合控制器设计，需对模型不确定参数进行适当简化。不确定参数灵敏度分析可以确认不同参数摄动对系统动态响应的影响，通过忽略灵敏度较低的参数减少模型中的不确定参数，然后利用简化的不确定参数建立LFT模型，从而进行 μ 综合控制器设计。

2.1 WCG参数灵敏度分析

最坏情况增益(WCG)分析指在所有不确定参数的取值范围内，找出系统的最大频域响应幅值，即最坏情况增益。对于多输入多输出系统，WCG表示频域响应矩阵的最大奇异值。定义不确定参数灵敏度为WCG对系统不确定参数摄动范围的灵敏度，取值为正数，即不确定参数摄动范围扩大 $a\%$，引起WCG增加 $b\%$，则不确定参数灵敏度表示为 $S=b/a\times100$，在Matlab平台下有计算该灵敏度值的算法模块。由定义可知，不确定参数灵敏度越大，则该参数摄动对系统的影响越大，在控制器设计过程中应重点考虑。

选取标称轨迹上高度36 km，速度10Ma的特征点对(1)式中的模型进行分析，得某飞行器主要不确定参数及其标称值如表1所示。

表1 不确定参数

不确定参数	$m_x^{\bar{\varepsilon}_x}$	$m_x^{\delta_x}$	$m_x^{\delta_y}$	$m_y^{\bar{\varepsilon}_y}$	$m_y^{\delta_x}$	$m_y^{\delta_y}$	$C_z^{\delta_y}$
标称值	-0.07	-0.026	-0.01	-0.037	0.003 8	-0.006 0	-0.017
不确定参数	m_x^{β}	m_y^{β}	C_z^{β}	$J_x/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^{-2})$	$J_y/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^{-2})$	$J_z/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^{-2})$	m/kg
标称值	-0.06	0.002	-0.75	325	2 000	1 800	2 600

由表1可知飞行器模型共包含14个不确定参数，其中气动力系数和力矩系数的不确定范围取为[-30% 30%]，转动惯量和质量的不确定范围取为[-10% 10%]。通过WCG灵敏度分析，可得到频域范围内各不确定参数的灵敏度，如图1所示。从图中可以看出WCG主要对3个参数比较敏感，分别是：低频段敏感参数 $m_y^{\delta_y}$，中频段敏感参数 m_x^{β}，高频段敏感参数 $m_x^{\delta_x}$。

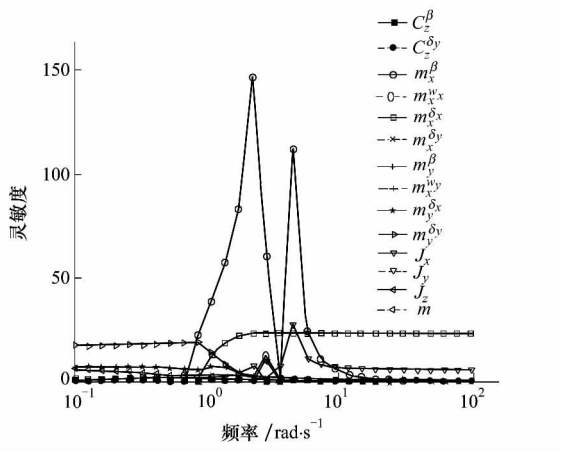


图 1　不确定参数灵敏度分析

将其余不确定参数设定为名义值，仅保留上述 3 个主要敏感参数，对控制模型进行 WCG 分析。图 2 表示原不确定模型与简化不确定模型的 WCG 比较。由图可知，简化后的不确定模型在各频段与原不确定模型非常接近，这表明在不丢失大量 WCG 信息的情况下，可仅采用 $m_y^{\delta_y}$，m_x^{β}，$m_x^{\delta_x}$ 3 个不确定参数来表示原控制模型的不确定性。

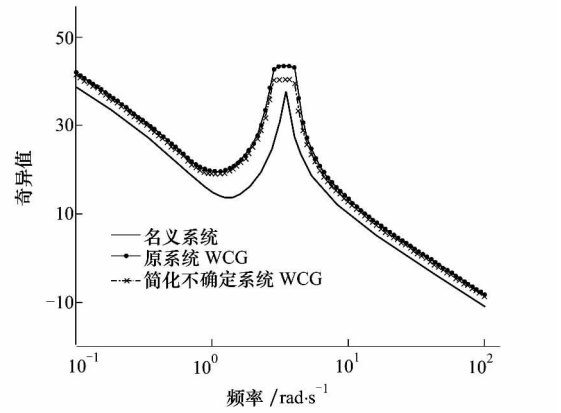


图 2　原不确定模型与简化不确定模型 WCG 对比

2.2　不确定系统的 LFT 建模

在采用 μ 综合对(1)式所示的系统进行鲁棒控制器设计之前，须将(1)式转化为特殊的不确定系统表达形式，即线性分式转换(LFT)。利用上述得到的 3 个不确定参数，对系统矩阵中受不确定参数影响的各项展开，忽略高阶项并整理为 $A_0+\sum\delta_iA_i$，$B_0+\sum\delta_iB_i$，…，则得到参数不确定系统的标准型为

$$\begin{bmatrix}\dot{x}\\ y\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}A_0+\sum_{i=1}^{3}\delta_iA_i & B_0+\sum_{i=1}^{3}\delta_iB_i\\ C_0+\sum_{i=1}^{3}\delta_iC_i & D_0+\sum_{i=1}^{3}\delta_iD_i\end{bmatrix}\begin{bmatrix}x\\ u\end{bmatrix}$$

$$=\left(\begin{bmatrix}A_0 & B_0\\ C_0 & D_0\end{bmatrix}+\sum_{i=1}^{3}\delta_i\begin{bmatrix}A_i & B_i\\ C_i & D_i\end{bmatrix}\right)\begin{bmatrix}x\\ u\end{bmatrix}\quad(2)$$

式中，δ_1、δ_2、δ_3 分别表示 $m_y^{\delta_y}$、m_x^{β}、$m_x^{\delta_x}$ 3 个不确定参数。通过 LFT 的四则运算法则[9]，可将(2)式中的不确定参数 δ_i 提取出来，得到包含所有不确定参数的摄动块 Δ 以及矩阵 $\boldsymbol{M}$，表示为上 LFT 形式，有

$$F_u(\boldsymbol{M},\boldsymbol{\Delta})=\boldsymbol{M}_{22}+\boldsymbol{M}_{21}\boldsymbol{\Delta}(\boldsymbol{I}-\boldsymbol{M}_{11}\Delta)^{-1}\boldsymbol{M}_{12}\quad(3)$$

式中

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_{11} & \boldsymbol{M}_{12}\\ \boldsymbol{M}_{21} & \boldsymbol{M}_{22}\end{bmatrix},\boldsymbol{\Delta}=\mathrm{diag}(\delta_1I_1,\delta_2I_2,\delta_3I_3)$$

3　基于 μ 综合的控制系统设计

3.1　控制系统结构

高超声速再入飞行器横侧向控制的目标是跟踪倾侧角指令，同时保持侧滑角在 0°附近。控制指令的精确跟踪要求控制系统对外界干扰以及参数摄动有很好的鲁棒特性，侧滑角的抑制则要求控制系统具有很好的解耦性。本文通过设计理想跟踪模型保证飞行器的指令跟踪特性，同时利用低频高增益的性能权函数抑制侧滑角的变化，并采用 μ 综合鲁棒控制方法保证系统的鲁棒性能。飞行器横侧向控制系统结构如图 3 所示。

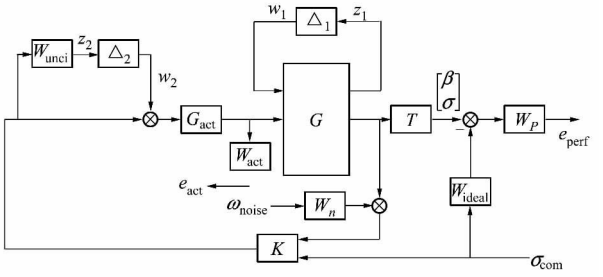


图 3　飞行器横侧向控制系统结构图

图中 $(\boldsymbol{G},\boldsymbol{\Delta}_1)$ 为上述得到的系统简化不确定性 LFT 模型，$\boldsymbol{G}_{act}$ 为舵机模型，$\boldsymbol{K}$ 为采用 μ 综合方法设计的鲁棒控制器；$\boldsymbol{\Delta}_2$ 表示系统未建模不确定性，$\boldsymbol{W}_{unci}$ 为其不确定性界函数，即未建模不确定性权函

数; W_{ideal} 为理想跟踪模型, W_p 为性能权函数, W_{act} 为舵机权函数, W_n 为噪声权函数; σ_{com} 为倾斜角指令, e_{perf} 为评价输出信号。

3.2 权函数选取

在 μ 综合控制器设计的过程中,控制器的解算优化过程可以通过 MATLAB 中的工具箱自动完成,权函数的选取则成为控制器设计中的一项最重要工作。在这一过程中,要同时考虑闭环系统的响应特性以及对不确定性和干扰的抑制能力,才能得到满足要求的控制器。针对本文所选特征点处的控制模型,根据相关权函数选取原则[5],设计权函数如下:

1) 未建模不确定性权函数: 此权函数反映了标称模型与实际飞行器模型的差异,采用输入端乘型不确定性表示,取为

$$\boldsymbol{W}_{\text{unci}} = \text{diag}\left[\frac{2(s+1.6)}{s+104}, \quad \frac{2(s+1.6)}{s+104}\right] \tag{4}$$

该函数表明模型不确定性随着频率的增大而增大,低频(低于 2rad/s)时为 3%,高频(高于 60rad/s)时达到 100%。

2) 理想跟踪模型: 此模型反映了闭环系统的期望响应特性,一般用一个二阶函数表示。根据飞行器的性能要求,取其阶跃响应指标为: 超调量 $\sigma \approx 4\%$; 上升时间 $t_r < 1.7$ s; 调节时间 $t_s < 2.4$; 稳态误差 $e_{ss} = 0$,如下式所示。

$$\boldsymbol{W}_{\text{ideal}} = \left[0 \quad \frac{4}{s^2 + 2 \times 0.72 \times 2s + 4}\right]^{\text{T}} \tag{5}$$

由于指令输入只有 1 个信号 σ_{com},而输出有 2 个误差信号 $\Delta\beta$ 和 $\Delta\sigma$,所以设置 W_{ideal} 为 2×1 的矢量形式。

3) 性能权函数: 为获得理想模型的响应特性,对于确定的输入,要求设计的控制系统输出按理想模型输出变化。为了使系统具有良好的命令跟踪能力和抗干扰能力,该函数在低频段的幅值应较大,在高频段幅值一般取在 0.1 ~ 0.8 之间,其常见的形式为一阶或二阶函数。现取为如下

$$\boldsymbol{W}_P = \text{diag}\left[\frac{0.3s+7.6}{s+0.04} \quad \frac{0.8s+3.6}{s+0.045}\right] \tag{6}$$

4) 噪声权函数: 此函数反映了传感器测量噪声的特性。真实的测量噪声一般为频率的函数,在低频段其幅值较小,但随着频率的增高,噪声幅值将变大。从不增加控制器的阶次考虑,噪声权函数取为常数,即 $\boldsymbol{W}_n = \text{diag}\ [0.01, 0.01, 0.001, 0.001]$。

5) 舵机模型: 根据设定的舵机特性,将副翼与方向舵取为二阶传递函数矩阵,输出为舵机的偏转速率与偏转角度

$$\boldsymbol{G}_{\text{act_rud}} = \boldsymbol{G}_{\text{act_ail}} = \begin{bmatrix} \dfrac{80^2 s}{s^2 + 2 \times 80 \times 0.7s + 80^2} \\ \dfrac{80^2}{s^2 + 2 \times 80 \times 0.7s + 80^2} \end{bmatrix}$$

则

$$\boldsymbol{G}_{\text{act}} = \text{diag}\ [\boldsymbol{G}_{\text{act_rud}} \quad \boldsymbol{G}_{\text{act_ail}}] \tag{7}$$

6) 舵机权函数: 取为常数矩阵,用于限定舵机偏转的最大角速率和角度

$$\boldsymbol{W}_{\text{act}} = \text{diag}\left[\frac{57.3}{300}, \frac{57.3}{20}, \frac{57.3}{300}, \frac{57.3}{20}\right] \tag{8}$$

3.3 控制器设计

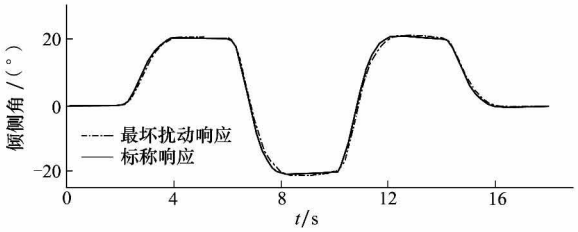
将高超声速再入飞行器的控制模型和选取的权函数代入图 3 所示的控制系统结构,经进一步转化,得到 μ 综合控制器设计的混合不确定性 LFT 模型。利用 MATLAB 平台的 μ 控制工具箱,可自动实现由一系列复杂的矩阵运算和优化算法组成的 D-K 迭代法,进行 μ 综合控制器设计。经过 5 次迭代,得到了一个 24 阶的控制器,最大结构奇异值为 0.978,满足鲁棒性能要求。

4 仿真分析

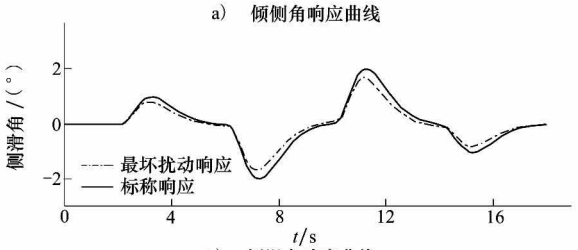
为了验证控制器的性能,采用三通道非线性不确定仿真模型,分别给出标称状态和最坏扰动情况下的系统响应。其中,最坏扰动响应定义为在所有不确定性和扰动的组合中,使得系统 H_∞ 范数最大时的响应。仿真中的不确定参数仅取横侧向模型系数,见表 1,俯仰通道模型系数则取特征点处名义值。参考输入信号 σ_{com} 为对称方波信号,仿真结果如图 4 和图 5 所示。

从图 4 中可以看出,无论标称状态还是最坏扰动情况,倾侧角响应均满足理想跟踪模型的时域设计指标,且最坏扰动响应与标称响应的差别很小,显示了非常好的抗不确定性。与此同时,飞行器侧滑角始终保持在 ±2.5°以内,且收敛速度很快,满足高超声速飞行器再入末端的 BTT 控制要求。由图 5 可见,副翼与方向舵也都满足舵偏角和舵偏角速度的限制要求。理论分析和仿真结果表明,基于简化不确定模型设计的 μ 综合控制器,对忽略的不确定参数依然显示了很好的鲁棒稳定性和鲁棒性能,这表明基于 WCG 的参数灵敏度分析方法能有效的简

化控制模型中的不确定参数,减少鲁棒控制器设计的保守性,较好地解决 μ 综合方法中参数不确定的分析简化问题。

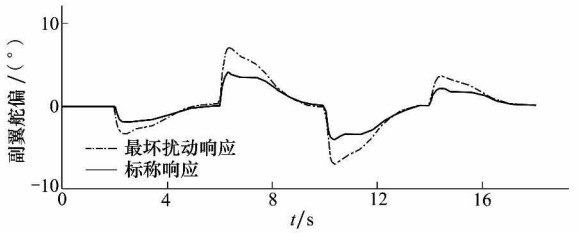


a)　倾侧角响应曲线

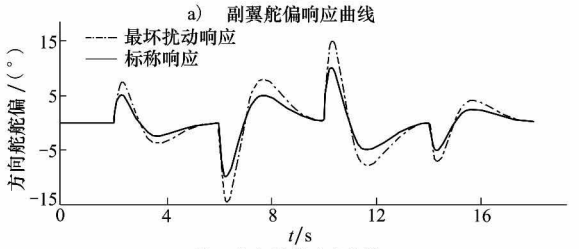


b)　侧滑角响应曲线

图 4　倾侧角与侧滑角响应曲线



a)　副翼舵偏响应曲线



b)　方向舵偏响应曲线

图 5　副翼与方向舵舵偏响应曲线

5　结　论

本文研究了高超声速飞行器鲁棒控制器的设计,将 WCG 分析法应用于系统不确定参数的灵敏度分析,分别从各频段选出对系统 WCG 影响最大的不确定参数,建立简化的不确定系统 LFT 模型,基于 μ 综合方法,设计出满足系统鲁棒性能与解耦性的控制系统。非线性仿真结果表明,基于 WCG 的参数灵敏度分析方法有效地简化了控制模型中的不确定参数,在保证控制系统鲁棒性的同时提高了 H_∞、μ 综合等基于模型不确定性的鲁棒控制方法的设计效率,减少控制器设计的保守性,为鲁棒控制方法应用于高超声速飞行器之类的包含大量不确定参数的控制对象,带来很大方便。

参考文献:

[1] Amato Francesco, Ciniqlio Umberto. μ Synthesis for a Small Commercial Aircraft: Design and Simulator Validation. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(3): 479-490

[2] 姚成法. BTT 导弹鲁棒自动驾驶仪设计: [硕士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 2007
Yao Chengfa. Robust Autopilot Design for Bank-to-Turn Missile. Master Degree Dissertation. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007 (in Chinese)

[3] Irene M. Gregory, Rajiv S. Chowdhry. Hypersonic Vehicle Model and Control Law Development Using H_∞ and μ Synthesis. NASA TM-4562, 1994

[4] 尉建利, 于云峰, 闫　杰. 高超声速飞行器鲁棒控制方法研究. 宇航学报, 2008, 29(5): 1526-1530
Wei Jianli, Yu Yunfeng, Yan Jie. Research on Robust Control of Hypersonic Vehicle. Journal of Astronautics, 2008, 29(5): 1526-1530 (in Chinese)

[5] 郑建华. 鲁棒控制理论在倾斜转弯导弹中的应用. 北京: 国防工业出版社, 2001
Zheng Jianhua. The Application of Robust Control Theory to Bank-to-Turn Missile. Beijing: National Defense Industry Press (in Chinese)

[6] 张　民, 陈　欣, 陆宇平. 基于 μ 综合方法的空空导弹鲁棒驾驶仪设计. 上海交通大学学报, 2011, 45(3): 418-422
Zhang Min, Chen Xin, Lu Yuping. Robust Autopilot Design for Air-to-Air Missile Using μ Synthesis. Journal of Shang Hai Jiao Tong University, Shanghai, 2011, 45(3): 418-422 (in Chinese)

[7] 梁 宵，王宏伦. 飞行器不确定性建模与 μ-H_∞ 鲁棒动态逆控制. 控制与决策，2012，27(7)：1066-1070
Liang Xiao，Wang Honglun. Uncertainty Modeling and μ-H_∞ Robust Nonlinear Dynamic Inversion Control of Aircraft. Control and Decision，2012，27(7)：1066-1070 (in Chinese)

[8] Costa R Rd，Chu Q P，Mulder J A. Reentry Flight Controller Design Using Nonlinear Dynamic Inversion. Journal of Spacecraft and Rockets，2003，40(1)：64-71

[9] Terlouw J，Lambrechts P. Parametric Uncertainty Modeling Using LFTs. Proceedings of the American Control Conference，New York，1993，267-272

Uncertainty Analysis and μ Synthesis Robust Controller Design for Hypersonic Re-Entry Flight Vehicle

Wang Zhanglei[1,2] Luo Jianjun[1,2] Su Erlong[1,2]

(1. College of Astronautics，Northwestern Polytechnical University，Xi′an 710072，China
2. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory，Northwestern Polytechnical University，Xi′an 710072，China)

Abstract: The hypersonic re-entry flight vehicle traverses a broad flight envelope in altitude and speed. The mathematical dynamic model used to describe the vehicle in control system design can hardly reflect all complex physical dynamic characteristics，resulting in numerous uncertain parameters in the model throughout the flight envelope. This paper proposes a new sensitivity analysis method based on worst-case gain (WCG) which can get the sensitivity of the control system's WCG to all the individual uncertain parameter's uncertain ranges. The uncertain parameters with small sensitivity values relatively are ignored and kept constant as nominal values in the model. The uncertain dynamic model is thus simplified and is used as the control model for the μ synthesis control law design. Then，on the basis of the requirements of flight performance，a structure of the flight vehicle attitude control system is presented and the corresponding weighting functions are selected. The proposed methods of WCG sensitivity analysis and μ synthesis are used to design the attitude controller of a hypersonic re-entry flight vehicle，and the nonlinear simulation results and their analysis show preliminarily that the μ synthesis control system which is designed based on the simplified control model also has good robust performance to the ignored uncertain parameters，and both under the nominal condition and the worst case，the closed-loop system fulfills the control characteristic requirements.

Key words: hypersonic vehicles，reentry，robustcontrol，sensitivity analysis；worst-case gain，μ synthesis