

滑翔式高超声速飞行器大包线状态反馈控制

罗建军^{1,2}, 常江^{1,2}, 王章磊^{1,2}, 闵昌万³, 黄兴李³

(1. 西北工业大学航天学院, 西安 710072; 2. 航天飞行动力学技术重点实验室, 西安 710072;
3. 空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘要:研究了基于状态反馈的滑翔式高超声速飞行器控制系统设计方法。首先建立了滑翔式高超声速飞行器的动力学模型并对其耦合特性进行了分析,然后考虑到该飞行器再入过程中存在的扰动、参数大范围变化和强耦合情况,针对一类抗扰动鲁棒控制系统,在采用伺服补偿器和基于特征根配置设计的镇定补偿器的基础上,引入状态反馈解耦控制器实现输入输出的近似解耦,得到了一种改进的控制系统结构,设计了滑翔式高超声速飞行器的控制系统。最后,通过定点仿真、参数拉偏仿真及大包线全轨迹飞行仿真,对控制系统的性能进行了检验,校验了控制系统设计方法的有效性。

关键词:滑翔式高超声速飞行器; 强耦合; 大包线; 状态反馈解耦; 极点配置

中图分类号: V448.2 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2014)02-0192-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2014.02.010

State Feedback Control for Gliding Hypersonic Vehicle in Wide Flight Envelope

LUO Jian-jun^{1,2}, CHANG Jiang^{1,2}, WANG Zhang-lei^{1,2}, MIN Chang-wan³, HUANG Xing-li³

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Xi'an 710072, China;

3. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: A state feedback-based method is proposed for design a gliding hypersonic vehicle control system. After establishing the dynamics model for the gliding hypersonic vehicle, the features of its strong coupling is analyzed. Then, an improved gliding hypersonic vehicle control system is considered for solving the problems such as external disturbance, wide parameter variation range and strong coupling during the reentry of the gliding hypersonic vehicle. The robust control system composed of servo compensator and pole assignment-based stable compensator is improved by adding a state feedback-based decoupled structure to approximately decouple inputs and outputs of the gliding hypersonic vehicle. Simulation results of tracking attitude angle commands after random variation of parameters and trajectory commands in wide flight envelope validate the control ability of the control system, also demonstrate the validity of the design method for the control system of gliding hypersonic vehicle.

Key words: Gliding hypersonic vehicle; Strong coupling; Wide flight envelope; State feedback decoupling; Pole assignment

0 引言

滑翔式高超声速飞行器是一类升力体再入飞行器,它由气动舵控制再入轨迹,充分利用其高升阻比

的气动外形,采用滑翔和跳跃的组合弹道在临近空间飞行,在有效载荷远程投送和远程精确打击等方面有明显优势,具有重要的军民应用价值,是国外滑翔式高超声速飞行器系统与技术研究的重点^[1-6]。

由于滑翔式高超声速飞行器有着更大的飞行包线和马赫数跨度范围,飞行环境复杂,飞行器面临更多的摄动和干扰,轨道和姿态以及姿态各通道间存在严重耦合,因此,飞行器动力学和控制存在着强时变、强非线性及强耦合特性^[3-6]。目前的研究文献中以针对 X-38 或 X-33 纵向动力学模型的动态逆控制^[7]、滑模控制^[8]以及鲁棒控制^[9]为主。

然而现有研究中对于飞行器在大包线全轨迹上的控制研究还未做太多涉及,如何保证飞行器在飞行高度、速度、姿态角大范围变化过程始终具有良好的稳态及动态性能是控制系统设计面临的巨大挑战之一。由于滑翔式高超声速飞行器再入段通过改变飞行器俯仰舵、水平舵以及副翼偏角使飞行器攻角、侧滑角、倾侧角跟踪姿态角控制指令,从而获得理想的运动航迹,故仅仅研究其纵向动力学控制是远远不够的。更值得关注的是滑翔式高超声速飞行器姿态动力学三通道间存在严重耦合,如何对其进行有效解耦也是现有研究中面临的主要难题之一,张军^[10]、熊嵩^[11]等人都采取内外环独立设计来实现高超声速飞行器的解耦控制,但这种在控制设计中根据奇异摄动理论将姿态角与姿态角速度进行完全独立控制的方法从设计角度出发与实际情况不完全符合且缺乏相应的针对性,故如何对动力学模型进行有效的整体解耦是控制系统设计中必须考虑的问题。

本文研究了基于状态反馈控制的滑翔式高超声速飞行器控制系统设计,首先分析了飞行器姿态通道间的耦合,建立了控制系统设计所需的控制模型;在此基础上,考虑扰动及强耦合现象,对一类针对扰动的鲁棒控制系统结构上进行了改进,通过引入状态反馈解耦控制器对同时包含姿态角和姿态角速度在内的动力学模型进行整体解耦,有效减轻了控制过程中飞行器通道间严重的耦合影响,进而通过合理期望特征根配置有效在飞行器稳态与动态性能之间找到最大限度扩宽控制区域的平衡性能状态,分阶段控制保证了飞行器在大包线内对控制指令的精确跟踪。最后,定点飞行仿真及大包线全轨迹仿真校验了控制系统设计的有效性。

1 控制模型建立

滑翔式高超声速飞行器是一类典型的通用大气

飞行器,假设飞行器为刚体,相对纵轴对称,采用无动力飞行且质量与质心位置不变,忽略经纬度变化和地球自转角速度等对姿态角变化的影响,利用数值计算得到的气动系数插值可建立飞行器动力学模型如下^[12-13]:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \omega_z - \omega_x \beta - \frac{C_y^\alpha q S}{mV} \alpha - \frac{C_y^{\delta_z} q S}{mV} \delta_z \\ \dot{\beta} = \omega_y + \omega_x \alpha + \frac{C_z^\beta q S}{mV} \beta + \frac{C_z^{\delta_y} q S}{mV} \delta_y \\ \dot{\sigma} = \omega_x - \omega_y \alpha \\ \dot{\omega}_x = \frac{m_x^{\omega_x} q S L^2}{V J_x} \omega_x + \frac{m_x^\beta q S L}{J_x} \beta + \frac{m_x^{\delta_x} q S L}{J_x} \delta_x + \\ \quad \frac{m_x^{\delta_y} q S L}{J_x} \delta_y + \frac{J_y - J_z}{J_x} \omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{m_y^\beta q S L}{J_y} \beta + \frac{m_y^{\omega_y} q S L^2}{V J_y} \omega_y + \frac{m_y^{\delta_y} q S L}{J_y} \delta_y + \\ \quad \frac{m_y^{\delta_x} q S L}{J_y} \delta_x + \frac{J_z - J_x}{J_y} \omega_x \omega_z \\ \dot{\omega}_z = \frac{m_z^\alpha q S L}{J_z} \alpha + \frac{m_z^{\omega_z} q S L^2}{V J_z} \omega_z + \frac{m_z^{\delta_z} q S L}{J_z} \delta_z + \\ \quad \frac{J_x - J_y}{J_z} \omega_x \omega_y \end{cases} \quad (1)$$

式中, α, β, σ 分别为飞行器的攻角、侧滑角、倾侧角; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别是飞行器的滚转角速度、偏航角速度、俯仰角速度; $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 分别为飞行器副翼偏角、水平舵偏角、俯仰舵偏角; J_x, J_y, J_z 为飞行器相对体坐标系三轴的转动惯量; S, L 分别为飞行器特征面积和特征长度, q 为来流动压, m 为飞行器质量, V 为飞行器瞬时速度; 其他为气动力系数。显然,滑翔式高超声速飞行器动力学模型是时变非线性系统,且三个通道间有较强的耦合,主要表现在以下几个方面:运动学耦合——俯仰通道 $\omega_x \beta$, 偏航通道 $\omega_x \alpha$; 惯性耦合——俯仰通道 $(J_x - J_y) \omega_x \omega_y / J_z$, 偏航通道 $(J_z - J_x) \omega_x \omega_z / J_y$, 滚转通道 $(J_y - J_z) \omega_y \omega_z / J_x$; 气动耦合——滚转通道 $m_x^\beta q S L \beta / J_x$; 控制耦合——滚转力矩耦合 $m_x^{\delta_y} q S L \delta_y / J_x$, 偏航力矩耦合 $m_y^{\delta_x} q S L \delta_x / J_y$ 。

在控制系统设计过程中,需要对动力学模型进行合理简化,考虑到飞行器三通道间存在严重耦合,故控制模型仍采用三通道联合形式;又考虑到飞行器再入过程通常采用 BTT 控制进行侧向机动,偏航角速度数值较小,故可在式(1)的基础上忽略耦合

影响较小的滚转通道耦合项 $\omega_y \alpha$, $(J_y - J_z)\omega_x \omega_y / J_x$, 并将引起较大耦合影响的 ω_x 设定为滚转角速度变化平均值, 从而得到简化后的控制模型如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (2)$$

其中

$$\begin{aligned} x &= [\alpha \quad \beta \quad \sigma \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T, \\ u &= [\delta_x \quad \delta_y \quad \delta_z]^T \end{aligned} \quad (3)$$

取 $C = [I_3 \quad 0]$ 、 $D = 0$, 矩阵 A 和 B 易由式(1)经上述简化推得, 不再赘述。

2 控制系统设计

2.1 控制系统结构

滑翔式高超声速飞行器再入段姿态控制系统的主要任务是跟踪攻角和侧倾角指令, 并保持侧滑角在 0° 附近。大包线内控制指令的跟踪要求控制系统能较好地抑制外界干扰并保证足够的稳定裕度来抵抗参数大范围变化的影响; 而良好的指令跟踪性能和侧滑角的抑制则要求控制系统具有较强的解耦能力。

根据状态反馈控制和内模控制原理, 一类针对

扰动的鲁棒控制系统^[14]的设计思路为: 通过伺服补偿器来实现无静差控制以及扰动抑制; 通过镇定补偿器使系统镇定并具有良好的动态性能。然而针对滑翔式高超声速飞行器三个姿态通道之间存在的强耦合现象, 这类针对扰动的鲁棒控制系统并无相应结构进行有效解耦处理, 而强耦合现象的存在会对控制系统的控制效果造成极为恶劣的影响^[15]。本文对这类针对扰动的鲁棒控制系统进行了改进, 通过在原有控制系统结构上加入基于状态反馈解耦方法设计的解耦控制器, 得到一种解耦抗扰动的鲁棒控制系统, 如图 1 所示。改进后的这种解耦抗扰动鲁棒控制系统的设计流程及其主要特征有: 首先, 通过引入解耦控制器, 使得解耦闭环系统的传递函数矩阵近似对角化, 改善了系统在通道间存在强耦合情况下的控制效果; 其次, 通过伺服补偿器设计来满足无静差跟踪及对外界扰动抑制的控制要求; 最后, 通过期望特征根配置方法设计镇定补偿器使得控制系统具有足够的稳定裕度以实现大包线内对控制指令的跟踪。控制系统设计的主要工作有: 由参数矩阵 K_d, L_d 构成的解耦控制器的设计; 由参数矩阵 A_c, B_c 构成的伺服补偿器的设计; 由参数矩阵 K, K_c 构成的镇定补偿器的设计。

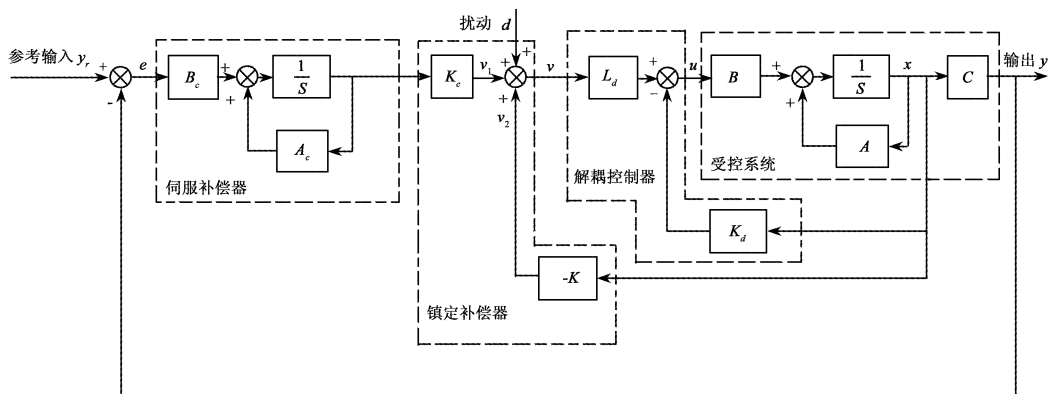


图 1 改进的控制系统结构图

Fig. 1 The improved control system structure

2.2 解耦控制器设计

本文采用状态反馈动态解耦(简称状态反馈解耦)方法进行解耦控制器设计。状态反馈解耦是一种时域综合方法, 其解耦适用前提条件为系统输入向量维数与输出向量维数一致且输入向量与输出向量中分量都线性无关, 经验证, 滑翔式高超声速飞行

器控制模型(2)满足解耦适用性条件。状态反馈解耦采用状态反馈与输入变换相结合的方案:

$$u = -K_d x + L_d v \quad (4)$$

式中, K_d 为 $p \times n$ 维状态反馈矩阵; L_d 为 $p \times p$ 维输入变换矩阵; v 为 p 维参考输入向量。状态反馈解耦控制器结构如图 1 中所示。

设计解耦控制器的过程中,首先根据控制模型

(2)得到解耦阶常数为:

$$\alpha_i = \min\{k \mid \mathbf{c}_i \mathbf{A}^{k-1} \mathbf{B} \neq 0\} (i = 1, 2, \dots, p) \quad (5)$$

其中, p 为控制模型中输出矩阵的行向量个数。求得解耦阶常数后,易得可解耦性矩阵:

$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} \mathbf{c}_1 \mathbf{A}^{\alpha_1-1} \mathbf{B} \\ \vdots \\ \mathbf{c}_p \mathbf{A}^{\alpha_p-1} \mathbf{B} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{e}_p \end{bmatrix} \quad (6)$$

为了避免积分型解耦带来不理想的动态性能,提出了特征根配置要求:给定期望解耦后子系统期望特征多项式如下:

$$\begin{aligned} \varphi_i^* &= \prod_{j=1}^{\alpha_i} (s - \lambda_{ij}^*) \\ &= s^{\alpha_i} + \beta_{i(\alpha_i-1)}^* s^{\alpha_i-1} + \dots + \beta_{i1}^* s + \beta_{i0}^* \end{aligned} \quad (7)$$

结合解耦阶常数可得出:

$$\begin{aligned} \mathbf{F} &= \begin{bmatrix} \mathbf{c}_1 \mathbf{A}^{\alpha_1} + \beta_{1(\alpha_1-1)}^* \mathbf{c}_1 \mathbf{A}^{\alpha_1-1} + \dots + \beta_{11}^* \mathbf{c}_1 \mathbf{A} + \beta_{10}^* \mathbf{c}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{c}_p \mathbf{A}^{\alpha_p} + \beta_{p(\alpha_p-1)}^* \mathbf{c}_p \mathbf{A}^{\alpha_p-1} + \dots + \beta_{p1}^* \mathbf{c}_p \mathbf{A} + \beta_{p0}^* \mathbf{c}_p \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{c}_1 \varphi_1^*(\mathbf{A}) \\ \vdots \\ \mathbf{c}_p \varphi_p^*(\mathbf{A}) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

当系统的可解耦性矩阵 \mathbf{E} 非奇异,且原受控系统能控,则可得解耦控制器中状态反馈阵和输入变换阵如下:

$$\mathbf{K}_d = \mathbf{E}^{-1} \mathbf{F}, \mathbf{L}_d = \mathbf{E}^{-1} \quad (9)$$

2.3 伺服补偿器设计

根据内模控制原理,为了实现无静差控制和扰动抑制,设计伺服补偿器时须植入外部给定参考输入信号 $\mathbf{y}_r(t)$ 和外部扰动信号 $\mathbf{d}(t)$ 共同不稳定部分的模型,应用零极点对消的思想消除外部信号对系统的影响。

设 $\Lambda_1(s), \Lambda_2(s)$ 分别为扰动 d 以及参考输入信号 \mathbf{y}_{ref} 的拉式变换式的分母多项式,且只考虑 $\Lambda_1(s), \Lambda_2(s)$ 的最小公倍式 $\Lambda(s)$, 设 $\Lambda(s)$ 为 s 的 m 次多项式,即

$$\Lambda(s) = s^m + \delta_m s^{m-1} + \dots + \delta_2 s + \delta_1 \quad (10)$$

式中最高幂次 m 及系数 δ_i 由外作用的结构形式确定。则取能控规范型矩阵如下:

$$\boldsymbol{\gamma}_i = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I}_{m-1} \\ -\delta_1 & -\delta_2 & \dots & -\delta_m \end{bmatrix}, \boldsymbol{\beta}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

进而可得伺服补偿器状态矩阵如下:

$$\mathbf{A}_c = \text{diag}(\boldsymbol{\gamma}_1, \boldsymbol{\gamma}_2, \dots, \boldsymbol{\gamma}_i), \mathbf{B}_c = \text{diag}(\boldsymbol{\beta}_1, \boldsymbol{\beta}_2, \dots, \boldsymbol{\beta}_i) \quad (12)$$

2.4 镇定补偿器的设计

设经解耦后,受控系统模型如下式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_j \mathbf{x} + \mathbf{B}_j \mathbf{v} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \mathbf{x} \end{cases} \quad (13)$$

其中 $\mathbf{A}_j = \mathbf{A} - \mathbf{B} \mathbf{K}_d, \mathbf{B}_j = \mathbf{B} \mathbf{L}_d \mathbf{v}$ 。

综合上述伺服补偿器 $\mathbf{A}_c, \mathbf{B}_c$, 解耦后受控系统 & 镇定补偿器 \mathbf{K}, \mathbf{K}_c , 可得控制系统状态方程为

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ \dot{\mathbf{x}}_c \end{bmatrix} &= \bar{\mathbf{A}} \mathbf{x} + \bar{\mathbf{B}}_1 \mathbf{v} + \bar{\mathbf{B}}_2 \mathbf{y}_r \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}_j & \mathbf{0} \\ -\mathbf{B}_c \mathbf{C} & \mathbf{A}_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_j \\ -\mathbf{B}_c \mathbf{D} \end{bmatrix} \mathbf{v} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{B}_c \end{bmatrix} \mathbf{y}_r \end{aligned} \quad (14)$$

其中控制作用 \mathbf{v} 为

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_1 + \mathbf{v}_2 = [-\mathbf{K} \quad \mathbf{K}_c] \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{x}_c \end{bmatrix} \quad (15)$$

系统的动力学特性和各种品质指标很大程度上是由特征根在 s 平面上的位置决定的,故为了使控制系统能保证飞行器在大包线内飞行时具有期望的跟踪性能,采用特征根配置法对控制系统(14)进行期望特征根配置,即设计 \mathbf{K}_c 和 \mathbf{K} 使系统镇定且具有良好的动态性能。

采用基于龙伯格能控规范型的多输入系统特征根配置算法对控制系统进行期望特征根配置:首先通过建立行向搜索格栅图,从控制系统能控性矩阵中搜索与状态维数相同的 n 个线性无关列向量,组成如下的非奇异矩阵:

$$\mathbf{S} = [\mathbf{b}_1 \quad \bar{\mathbf{A}} \mathbf{b}_1 \quad \dots \quad \bar{\mathbf{A}}^{\mu_1-1} \mathbf{b}_1 \mid \dots \mid \mathbf{b}_r \quad \bar{\mathbf{A}} \mathbf{b}_r \quad \dots \quad \bar{\mathbf{A}}^{\mu_r-1} \mathbf{b}_r] \quad (16)$$

其中, μ_j 为格栅图中第 j 列的线性无关列向量数。然后对 \mathbf{S} 求逆,取各个矩阵块的末行组成变换矩阵的逆阵 \mathbf{P}^{-1} 如下:

$$\mathbf{P}^{-1} = [\mathbf{q}_{1\mu_1} \quad \mathbf{q}_{1\mu_1} \bar{\mathbf{A}} \quad \dots \quad \mathbf{q}_{1\mu_1} \bar{\mathbf{A}}^{\mu_1-1} \mid \dots \mid \mathbf{q}_{r\mu_r} \quad \mathbf{q}_{r\mu_r} \bar{\mathbf{A}} \quad \dots \quad \mathbf{q}_{r\mu_r} \bar{\mathbf{A}}^{\mu_r-1}]^T \quad (17)$$

通过如下矩阵变换将控制系统动态方程转化为龙伯格能控规范型

$$\tilde{\mathbf{A}} = \mathbf{P}^{-1}\mathbf{A}\mathbf{P}, \tilde{\mathbf{B}} = \mathbf{P}^{-1}\mathbf{B} \quad (18)$$

其中 $\tilde{\mathbf{A}}$ 为 n 维方阵, $\tilde{\mathbf{B}}$ 为 $r \times n$ 维矩阵。在得到控制系统的龙伯格能控规范型后,将设定的 n 个期望闭环特征根分为 r 组,分别求得每组对应的如下子特征多项式:

$$\begin{aligned} \varphi_i^* &= \prod_{j=1}^r (s - \lambda_{ij}^*) \\ &= s^r + \alpha_{i(r-1)}^* s^{r-1} + \dots + \alpha_{i1}^* s + \alpha_{i0}^* \end{aligned} \quad (19)$$

根据上式可得期望系统矩阵的能控规范型矩阵 \mathbf{A}^* 。由特征根配置法知,对龙伯格能控规范型,一定存在状态反馈矩阵 $\tilde{\mathbf{K}}$,使闭环系统的系统矩阵为:

$$\tilde{\mathbf{A}} - \tilde{\mathbf{B}}\tilde{\mathbf{K}} = \mathbf{A}^* \quad (20)$$

由上式解算得到状态反馈矩阵 $\tilde{\mathbf{K}}$ 后,由下式可得原状态空间的状态反馈矩阵

$$\hat{\mathbf{K}} = \tilde{\mathbf{K}}\mathbf{P}^{-1} \quad (21)$$

式中, $\hat{\mathbf{K}} = [-\mathbf{K} \quad \mathbf{K}_c]$,根据相应维数可确定镇定补偿器中的 \mathbf{K} 和 \mathbf{K}_c 。

3 数值仿真与结果分析

为了分析和校验前述控制系统设计的正确性和有效性,进行了定点仿真和全轨迹飞行仿真。定点仿真中为了校验控制系统的鲁棒性能,进行了参数拉偏飞行仿真。仿真中结合工程实际情况要求,对飞行器可用舵偏进行如下限制:

$$\begin{aligned} -20^\circ \leq \delta_x \leq 20^\circ, \quad -20^\circ \leq \delta_y \leq 20^\circ, \\ -30^\circ \leq \delta_z \leq 10^\circ \end{aligned}$$

3.1 标称状态定点仿真

在标称轨迹上选取特征点: $H = 36\ 000\text{m}, V = 3\ 127\text{m/s}, \beta = 0^\circ, \sigma = 0^\circ$ 。仿真初始时刻给控制系统输入 $\alpha = 10^\circ, \beta = 0^\circ, \sigma = 0^\circ$ 的阶跃激励信号,使姿态角在4秒内稳定在指令状态上,并使舵偏达到配平稳态值;第4秒初给控制系统输入 $\alpha = 10^\circ, \beta = 0^\circ, \sigma = 20^\circ$ 的阶跃激励信号;考虑飞行器再入过程中存在的力矩干扰,结合式(2),在仿真过程中加入由外界力矩干扰引起的扰动信号如下:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \mathbf{d}$$

其中考虑扰动信号为阶跃形式,取值如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{d} &= [0 \quad 0 \quad 0 \quad \frac{\Delta M_x}{J_x} \quad \frac{\Delta M_y}{J_y} \quad \frac{\Delta M_z}{J_z}]^T \\ &= [0 \quad 0 \quad 0 \quad 3 \quad 3 \quad 3]^T (\text{°/s}^2) \end{aligned} \quad (22)$$

式中 $\Delta M_i (i = x, y, z)$ 为沿体坐标系三轴的外界力矩干扰, $J_i (i = x, y, z)$ 为飞行器相对体坐标系三轴的转动惯量。

图2、图3为改进前后控制系统的仿真结果曲线。

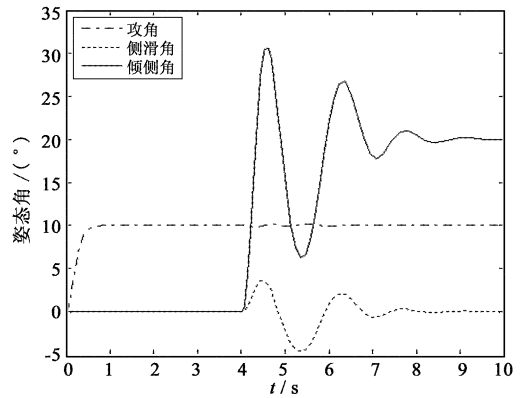


图2 改进前控制系统姿态角响应曲线

Fig. 2 The attitude angle responses of unimproved control system

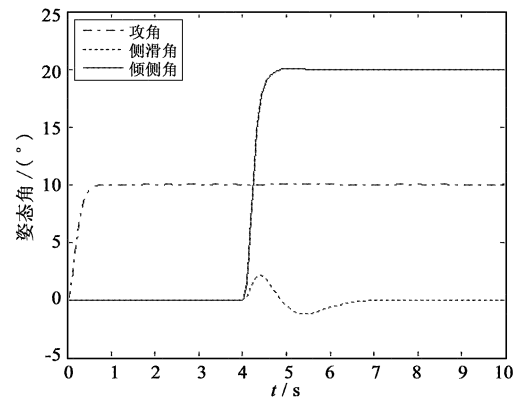


图3 改进后控制系统姿态角响应曲线

Fig. 3 The attitude angle responses of improved control system

由图2可知,在外界扰动存在情况下,改进前控制系统虽然能使飞行器姿态快速跟踪输入指令,但由于偏航通道与滚转通道严重的耦合影响,使得倾侧角出现高达50%的超调量且侧滑角较长时间内振荡。而由图3可知,经引入解耦控制器,改进后的控制系统在外界扰动存在情况下能使飞行器姿态快速平稳地跟踪输入指令,倾侧角超调量近似为0%且侧滑角振荡时间缩减了50%,控制效果得到了明

显改善。

3.2 参数拉偏定点仿真

在标称状态仿真的基础上,通过 WCG 参数灵敏度分析,在不丢失大量 WCG 信息的情况下忽略灵敏度较低的参数,得到表示原模型不确定性的 6 个不确定参数: $m_y^{\delta_y}, m_x^{\beta}, m_x^{\delta_x}, m_z^{\alpha}, m_z^{\delta_z}$ 以及大气密度 ρ 。参数拉偏仿真中大气密度 ρ 不确定范围取为 $\pm 50\%$, 其余参数不确定范围取为 $\pm 30\%$ 。参考文献[16]中的仿真方法,姿态角参数拉偏仿真结果如图 4 所示。

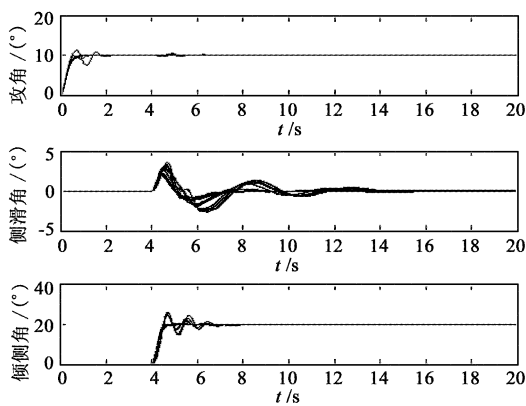


图 4 姿态角参数拉偏仿真响应曲线

Fig. 4 The attitude angle responses after random variation of parameters

由图 4 可知,在各种参数拉偏情况下,攻角跟踪超调量最大有 1% 的增加,但收敛速度很快,稳态误差为零;侧滑角初期出现一定振荡,收敛时间有所增加,但其最大幅值仍然维持在 4° 以内;倾侧角最大出现 25% 的超调量,调节时间有所增加,但稳态误差为零。

3.3 全轨迹仿真

考虑滑翔式高超声速飞行器再入过程对加热率、过载、动压的限制,得出再入过程中姿态角的约束,从而设计飞行器再入标称轨迹。将标称轨迹划分为四个阶段,分别对应一组控制参数,进行大包线内六自由度非线性仿真,即仿真中采用飞行器原始非线性动力学模型。飞行控制轨迹与标称轨迹的对比如图 5 ~ 图 9 所示。

在整个飞行过程中,飞行高度从 60km 降到 18km,飞行速度从 $Ma22$ 降到 $Ma5$ 。由图 5 ~ 图 8 可知,在大包线内全轨迹气动特性大范围变化且攻角、倾侧角大范围机动的情况下,姿态角控制有较高的

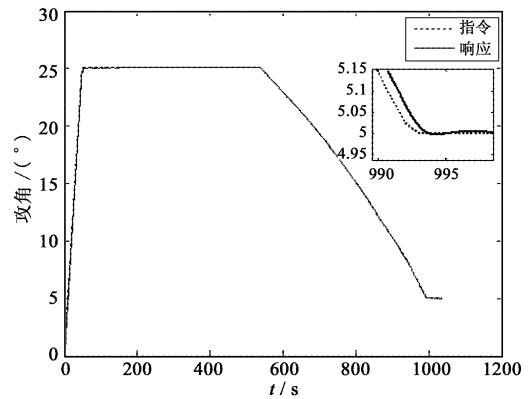


图 5 全轨迹攻角变化曲线

Fig. 5 The attack angle response during the whole flight

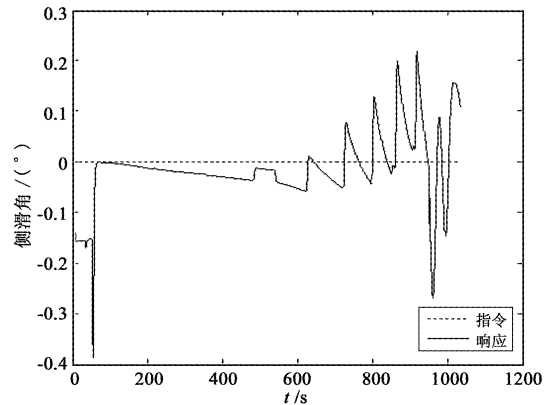


图 6 全轨迹侧滑角变化曲线

Fig. 6 The slideslip angle response during the whole flight

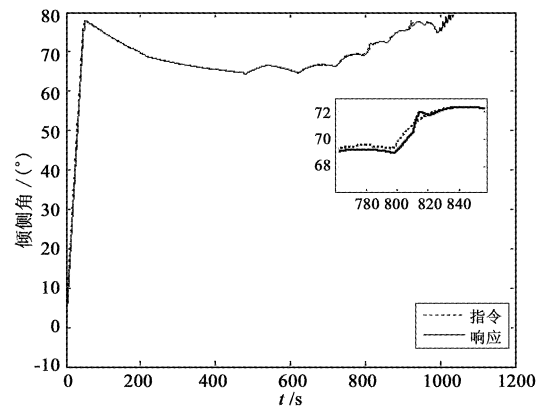


图 7 全轨迹倾侧角变化曲线

Fig. 7 The heeling angle response during the whole flight

跟踪精度:全轨迹中攻角的偏差基本为 0° ;倾侧角最大偏差小于 1° ;侧滑角最大偏差为 -0.4° ,满足侧滑角偏差保持在 $\pm 5^\circ$ 以内的工程要求。由图 9 可知,舵偏角在全轨迹仿真过程中满足工程要求,且均未饱和。这说明基于状态反馈设计的控制系统具有

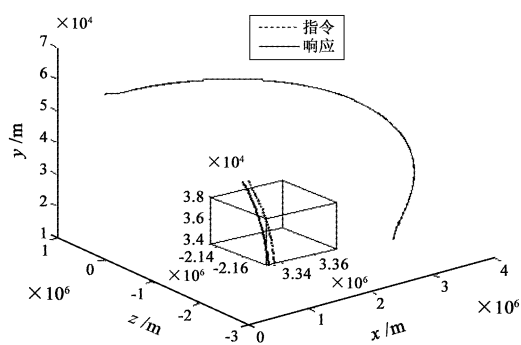


图 8 三维轨迹

Fig. 8 Three-dimensional trajectory

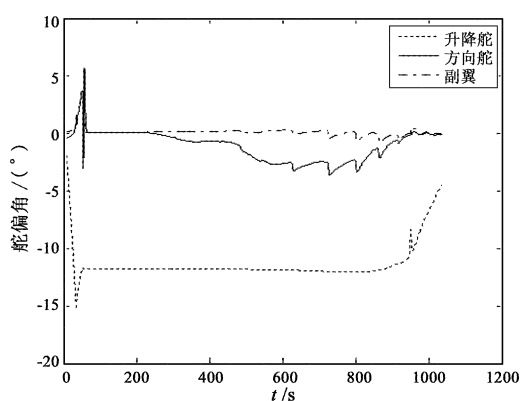


图 9 全轨迹舵偏角变化曲线

Fig. 9 The control deflections response during the whole flight

充足的稳定裕度、良好的动态性能及解耦性能,能实现滑翔式高超声速飞行器在大包线内对轨迹的精确跟踪。

4 结 论

针对滑翔式高超声速飞行器的强耦合性,对一类针对扰动的鲁棒控制系统结构进行了解耦性能方面的改进,设计了飞行器姿态控制系统,并进行了定点仿真及大包线全轨迹飞行仿真校验。结果表明,改进后的控制系统不仅能有效抑制外界扰动,且显著改善了控制系统在强耦合情况下的控制效果;在控制系统作用下,飞行器在大包线内具有良好的轨迹跟踪性能。

参 考 文 献

[1] Hanson J M. Advanced guidance and control project for reusable launch vehicle [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Denver, USA, August 17 - 21, 2000.

- [2] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 临近空间滑翔式高超声速飞行器关键技术及展望 [J]. 宇航学报, 2010, 31 (5): 1259 - 1265. [Huang Wei, Luo Shi-bin, Wang Zhen-guo. Key techniques and prospect of near-space hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31 (5): 1259 - 1265.]
- [3] Rodriguez A A, Dickeson J J, Cifdaloz O, et al. Modeling and control of scramjet-powered hypersonic vehicle: challenges, trends, & tradeoffs [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Honolulu, USA, August 15 - 18, 2008.
- [4] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicles: review and new directions [C]. 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, Virginia, USA, Dec. 15 - 19, 2003.
- [5] Hanson J M. A plan for advanced guidance and control technology for 2nd generation reusable launch vehicles [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, California, USA, August 12 - 16, 2002.
- [6] Bahm C, Baumann E, Martin J, et al. The X-43A Hyper-X Mach 7 flight 2 guidance, navigation, and control overview and flight test results [C]. AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, May 16 - 20, 2005.
- [7] Georgie J, Valasek J. Evaluation of longitudinal desired dynamics for dynamic-inversion controlled generic reentry vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26 (10): 811 - 819.
- [8] Hall C E, Shtessel Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29 (6): 1315 - 1328.
- [9] Recasens J J, Chu Q P, Mulder J A. Robust model predictive control of a feedback linearized system for a lifting body re-entry vehicle [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, USA, August 15 - 18, 2005.
- [10] 张军, 赵德安, 王玫. 一种滑翔式高超声速飞行器的鲁棒解耦控制方法 [J]. 宇航学报, 2011, 32 (5): 1100 - 1107. [Zhang Jun, Zhao De-an, Wang Mei. A robust decoupling control law for hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2011, 32 (5): 1100 - 1107.]
- [11] 熊嵩, 周军, 呼卫军. 滑翔式高超声速飞行器姿态自适应解耦控制方法研究 [J]. 计算机仿真, 2011, 28 (11): 59 - 63. [Xiong Song, Zhou Jun, Hu Wei-jun. Research on adaptive decoupling control method for hypersonic vehicle [J]. Computer Simulation, 2011, 28 (11): 59 - 63.]
- [12] 李惠峰, 肖进, 林平. 基于参数化外形的通用大气飞行器建模与分析 [J]. 宇航学报, 2011, 32 (11): 2305 - 2311. [Li

- Hui-feng, Xiao Jin, Lin Ping. Modeling and analyzing of common aero vehicle with parametric configuration[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(11): 2305-2311.]
- [13] Keshmiri S, Mirmirani M D, Colgren R. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle for conceptual design studies [C]. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Rhode Island, USA, August 16 - 19, 2004.
- [14] 赵光宙. 现代控制理论[M]. 北京:机械工业出版社, 2009: 192-282.
- [15] 熊柯, 夏智勋, 郭振云. 倾斜转弯高超声速巡航飞行器多变量频域法解耦设计[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(3): 25-28. [Xiong Ke, Xia Zhi-xun, Guo Zhen-yun. Decoupling design for autopilot using multivariable frequency domain approach for bank-to-turn hypersonic cruise vehicle[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(3): 25-28.]
- [16] Marcos A. A gain scheduled H-infinity controller for a re-entry benchmark [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Toronto, Canada, August 2 - 5, 2010.

作者简介:

罗建军(1965-),男,教授,博士生导师,主要从事航天动力学与控制、组合导航与制导研究。

通信地址:西安西北工业大学 251 信箱(710072)

电话:(029)88493685

E-mail:jjluo@nwpu.edu.cn

(编辑:曹亚君)