

基于增量动态逆的高超声速飞行器控制律设计

张 军, 丁世宏, 陆佳辉
(江苏大学电气信息工程学院, 江苏 镇江 212013)

摘要: 针对传统动态逆鲁棒性差的特点, 设计了基于增量动态逆的高超声速飞行器的再入鲁棒控制律。首先建立了高超声速飞行器快慢两个回路的控制模型, 通过非线性干扰观测器估计再入动力学外来的强干扰, 进行前馈补偿; 然后通过状态速率反馈, 对快慢回路分别设计了增量动态逆控制律, 期望动力学采用了抗干扰能力和收敛速度快的非光滑控制律, 提高了系统的鲁棒性; 引入了线性跟踪-微分器解决了增量动态逆控制律所需状态速率无法测量的问题。最后, 通过仿真验证了所提算法的有效性。

关键词: 高超声速飞行器; 再入; 增量动态逆; 干扰观测器; 非光滑控制

中图分类号: V271.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)11-0016-05

Control Law Design of Hypersonic Vehicle Based on Incremental Dynamic Inverse

ZHANG Jun, DING Shihong, LU Jiahui
(Electrical and Information Engineering College, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China)

Abstract: The incremental dynamic inverse robust control law was designed for hypersonic reentry vehicle. First, two loop control models, fast and slow, were established for the hypersonic vehicle. The reentry foreign strong disturbance was estimated through nonlinear disturbance observer for feed-forward compensation. Then, the incremental dynamic inversion control laws were designed respectively for the fast and slow loop through the state rate feedback. Non-smooth control law, with high anti-interference ability and fast convergence speed, was used to improve the system robustness. Finally, the linear tracking-differentiator was introduced to solve the problem that the state rate required by the incremental dynamic inversion control law can't be measured. The simulation verifies the effectiveness of the proposed algorithm.

Key words: hypersonic vehicle; reentry; incremental dynamic inverse; disturbance observer; non-smooth control

0 引言

再入滑翔返回的高超声速飞行器飞行高度和飞行马赫数跨度范围大, 飞行器气热特性和气动特性变化剧烈。再入动力学模型存在快时变、强非线性耦合、不确定性、多干扰、高实时性等特性^[1], 传统控制很难适应大包络、多任务模式飞行运动。因此, 国内外研究先进再入控制方法, 使得飞行器具有稳定的飞行特性和强鲁棒性能。

动态逆控制在再入控制中研究较多, 文献[2]根据高超声速飞行器 X-38 的再入动态特性, 简化了复杂姿态动力学模型, 基于时标分离理论将动力学方程中的快变量与慢变量分离, 用动态逆设计控制律, 这样综合的系统无需复杂的变增益调节, 动态特性与增益之间的关系是一种简单的线性、解耦、时不变的一阶或二阶系统, 并且能够以固定增益自动适应飞行条件和构型的大范围变化; 文献[3]对不同形式动态逆的期望动力学模型选择进行对比研究, 给出了选择原则, 但动态逆方法存在两个缺点, 一个缺点是飞行器的非线性动态特性非常复杂, 难以建立精确的数学模型, 鲁棒性较差, 另一个缺点是在整个飞行包线内对飞行器的非线性模型实时解析求逆; 为了提高动态逆的鲁棒性, 文献[4]在高超声速飞行器的再入段和上升段, 将动态

收稿日期: 2012-12-03

修回日期: 2013-03-08

基金项目: 国家自然科学基金(61203014); 江苏省自然科学基金(BK2012283); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 张 军(1972—), 男, 黑龙江富锦人, 副教授, 研究方向为预测控制、计算机控制。

逆控制的非线性解耦与变结构控制的鲁棒性相结合；文献[5]进一步改善控制结构，通过设计低阶收敛的滑模观测器提高再入随机干扰估计的准确性，削弱了飞行过程中的强干扰对控制性能影响。

针对传统动态逆鲁棒性差的特点，本文设计了基于增量动态逆的高超声速飞行器的再入鲁棒控制律；根据奇异摄动理论，建立了高超声速飞行器快慢两个回路的控制模型，通过增量动态逆、非光滑控制、干扰观测器提高控制的鲁棒性；引入了线性跟踪-微分器解决了增量动态逆控制律所需状态速率无法测量的问题；最后，通过仿真验证了所提算法的有效性。

1 模型描述

具有面对称外形的高超声速飞行器的再入无动力模型为^[6]

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{\alpha} &= q - \tan \beta (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \frac{\sin(\sigma)}{\cos(\beta)} \{ \dot{\chi} \cos(\gamma) - \\ &\quad \dot{\delta} \sin(\chi) \sin(\gamma) + (\dot{\tau} + \Omega_E) \times [\cos(\delta) \cos(\chi) \sin(\gamma) - \\ &\quad \sin(\delta) \cos(\gamma)] \} - \frac{\cos(\sigma)}{\cos(\beta)} [\dot{\delta} - \dot{\delta} \cos(\chi) - \\ &\quad (\dot{\tau} + \Omega_E) \cos(\delta) \sin(\chi)] \\ \dot{\beta} &= -r \cos \alpha + p \sin \alpha + \sin(\sigma) [\dot{\gamma} - \dot{\delta} \cos(\chi) + \\ &\quad (\dot{\tau} + \Omega_E) \times \cos(\delta) \sin(\chi)] + \cos(\sigma) \{ \dot{\chi} \cos(\gamma) - \\ &\quad \dot{\delta} \sin(\chi) \sin(\gamma) - (\dot{\tau} + \Omega_E) \times [\cos(\delta) \cos(\chi) \sin(\gamma) - \\ &\quad \sin(\delta) \cos(\gamma)] \} \\ \dot{\sigma} &= \frac{1}{\cos \beta} (p \cos \alpha + r \sin \alpha) + \dot{\alpha} \sin(\beta) - \dot{\chi} \sin(\gamma) - \\ &\quad \dot{\delta} \sin(\chi) \cos(\gamma) + (\dot{\tau} + \Omega_E) \times [\cos(\gamma) \cos(\delta) \sin(\chi) + \\ &\quad \sin(\delta) \sin(\gamma)] \\ \dot{p} &= \frac{1}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} [I_{xx} (I_{zz} - I_{yy} + I_{xx}) pq + (I_{xx} I_{yy} - I_{zz}^2 - \\ &\quad I_{xz}^2) qr] + \frac{I_{xz} l}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz} n}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} + \Delta l \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}} [m + (I_{zz} - I_{xx}) pr + I_{xz} (r^2 - p^2)] + \Delta m \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} [(I_{zz}^2 + I_{xx}^2 - I_{xx} I_{yy}) pq + (I_{xz} I_{yy} - I_{xx} I_{zz} - \\ &\quad I_{xz} I_{zz}) qr] + \frac{I_{xz} l}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} + \frac{I_{xz} n}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} + \Delta n \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中： α, β, σ 分别为高超声速飞行器的攻角、侧滑角、倾斜角； χ 为方位角； δ 为纬度； τ 为经度； Ω_E 为地球自转角速率； p, q, r 分别为飞行器的滚动角速度、俯仰角速度、偏航角速度； I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 分别为飞行器的主转动惯量，由于飞行器相对于 $x-z$ 平面对称， $I_{xx} \neq 0$ ； l, m, n 分别为飞行器的滚动力矩、俯仰力矩和偏航力矩，由 RCS 和气动舵面联合控制； $\Delta l, \Delta m, \Delta n$ 分别为气动力矩参

数、惯量不确定性、结构干扰等带来的组合干扰，具体的形式参见文献[6]。从式(1)可以看出，高超声速飞行器姿态动力学模型是时变的非线性系统，并且与轨道参数耦合^[6]。

2 干扰观测器设计

高超声速飞行器的再入环境恶劣，存在气动、结构、风等多种干扰，并且干扰边界很难离线保守估计，单独的状态反馈设计负担过重，影响了控制精度。为消除未知干扰对系统的影响，采用非线性干扰观测器对系统干扰进行估计，并进行前馈补偿，未观测的干扰误差用后面的非光滑控制和增量动态逆控制共同来抑制。这里将再入动力学模型(1)写成一般非线性系统形式为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})u + d \\ y = h(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (2)$$

式中： \mathbf{x} 为系统状态； u 为输入； y 为输出； $h(\mathbf{x})$ 为存在广义右逆； d 为外来干扰，满足 $\int_0^{\infty} d^2(t) < \infty$ 。设计非线性干扰观测器为

$$\begin{cases} \hat{d} = z + p(\mathbf{x}) \\ \dot{z} = -l(\mathbf{x})z - l(\mathbf{x})(p(\mathbf{x}) + f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})u) \end{cases} \quad (3)$$

式中： $p(\mathbf{x}) = [l_1 \quad l_2][x_1 \quad x_2]^T$ ， $l(\mathbf{x}) = \frac{\partial p(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}}$ 为观测器的增益； \hat{d} 为干扰 d 的估计，估计误差 $e_1 = d - \hat{d}$ ，则干扰观测器的动态方程为

$$\dot{e}_1(t) + \frac{\partial p(\mathbf{x})}{\partial \mathbf{x}} e_1(t) = 0 \quad (4)$$

取 Lyapunov 函数为 $V_{e_1} = \frac{1}{2} e_1^T e_1$ ，求导得到

$$\dot{V}_{e_1} = e_1^T \dot{e}_1 = -e_1^T l(\mathbf{x}) e_1 \quad (5)$$

当 $l_1 > 0$ ，选取 $l(\mathbf{x}) = [l_1, l_2] = [10 \quad 0]$ ，保证干扰观测器误差的指数渐近趋近于零^[7]。

3 增量动态逆

传统的动态逆要求系统模型精确，但鲁棒性差，这里提出增量动态逆控制^[8-9]。考虑非线性系统(2)在工作点 (x_0, u_0) 的模型为

$$\dot{x}_0 = f(x_0) + g(x_0)u_0 + d \quad (6)$$

$$\begin{cases} A_0 = \left[\frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}} (f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})u) \right] \Big|_{\mathbf{x}=x_0, u=u_0}, \\ B_0 = g(x_0) \Big|_{\mathbf{x}=x_0}, \\ \Delta u = u - u_0 \end{cases} \quad (7)$$

$$\dot{\mathbf{x}} \approx \dot{x}_0 + A(\mathbf{x} - x_0) + B_0 \Delta u + d \quad (8)$$

$$\dot{y} = h_x [\dot{x}_0 + A(\mathbf{x} - x_0) + B_0 \Delta u + d] \quad (9)$$

$\Delta u = (h_x B_0)^{-R} [\dot{y}_{des} - h_x(\dot{x}_0 + A(x - x_0) + \hat{d} + e_1)]$, $(h_x B_0)^{-R}$ 表示右逆, 由于 (x, u) 在工作点 (x_0, u_0) 的领域内, 可以近似 $x_0 \approx x$, 得到

$$\Delta u = (h_x B_0)^{-R} [\dot{y}_{des} - h_x(\dot{x}_0 + \hat{d} + e_1)] \quad (10)$$

增量动态逆特点如下所述。

1) 控制量 Δu 中的 $(h_x B_0)^{-R}$ 与传统的动态逆 $(h_x B)^{-R}$ 有明显区别, 有效克服了状态逆的不确定性, 提高系统鲁棒性。

2) 干扰观测器估计 \hat{d} , 可以直接前馈补偿, 抑制干扰 d 。

3) 由于干扰观测器的收敛性, $|e_1|$ 为有界干扰。而期望特性的 \dot{y}_{des} 选择形式对闭环控制性能有重要影响, 常用比例 P 的 $k_p(x_c - x)$ 和比例积分 PI 的 $(k_p + \frac{k_i}{s}) \cdot (x_c - x)$ 两类形式, 其中, PI 能较好地克服外来干扰和不确定性, 但是选择 PI 参数需要一定的经验和先验信息。目前, 由于非连续光滑控制器中带有分数幂项, 在系统具有不确定和干扰的情况下, 基于连续非光滑的控制技术的闭环系统可以同时具有抗干扰性能和收敛速度好两方面优点, 选用下面的非光滑控制形式^[10-11]

$$\dot{y}_{des} = \begin{cases} k_1(x_c - x), & |x_c - x| \geq 1, k_1 > 0 \\ k_1 |x_c - x|^\mu \text{sign}(x_c - x), & |x_c - x| < 1, 0 < \mu < 1 \end{cases} \quad (11)$$

式中: x_c 是期望值, 期望形式虽然是分段形式, 但具有连续性。下面分别对非光滑控制有限时间收敛和增量动态逆的不确定性进行分析。

1) 非光滑控制特性分析。

考虑如下带扰动的一阶系统 $\dot{x} = u + d_1(t)$, 其中, $d_1(t)$ 为有界干扰, 即存在一个有界常数 $l_1 > 0$ 使得 $|d_1(t)| \leq l_1$, 设计非光滑控制器 $u = -k|x|^\alpha \text{sign}(x)$, 则系统的状态将会在有限时间内被镇定到区域 Ω_1 , 假设平衡点是原点, 其中, $\Omega_1 = \left\{ x_1: |x_1| \leq \left(\frac{c_1 + l_1}{k} \right)^{1/\alpha} \right\}$, 其中: $k > 0; 0 < \alpha < 1; c_1$ 为任意一个小常数。

证明: 选择一个连续的 Lyapunov 函数

$$V(x) = \frac{1}{2} x^2. \quad (12)$$

对 $V(x)$ 求导得到

$$\dot{V}(x) = -k|x|^{1+\alpha} + x d_1(t) \leq -k|x|^{1+\alpha} + l_1|x| = -(k|x|^\alpha - l_1)|x|. \quad (13)$$

令 $\Omega_1 = \left\{ x_1: |x_1| \leq \left(\frac{c_1 + l_1}{k} \right)^{1/\alpha} \right\}$, 其中, $c_1 > 0$ 为一个任意小的常数, 对任意的 $x \in R - \Omega_1$, 有 $|x| > \left(\frac{c_1 + l_1}{k} \right)^{1/\alpha}$ 。根据上式, 可以得到对任意 $x \in R - \Omega_1$ 有

$$\dot{V}(x) \leq -c_1 \left(\frac{l_1 + c_1}{k} \right)^{1/\alpha} < 0 \quad (14)$$

系统的初始状态有两种情况: 第一种情形是初始状态位于 Ω_1 集合的外面, 即 $x \in R - \Omega_1$, 由于 $\dot{V}(x) < 0$, 所以存在一个时刻 $t_1 > 0$, 使得 $x(t_1) \in bd\Omega_1$, 其中 $bd\Omega_1$ 代表集合 Ω_1 的边界; 第二种情形是系统初始状态在集合 Ω_1 内部, 即 $x(0) \in \Omega_1$, 如果状态 $x(t_1)$ 一直停留在集合 Ω_1 内且不会逃离集合。现在要证明对于任意的 $t \in [t_1, \infty)$, 有 $x(t) \in \Omega_1$, 令 $m_1 = \inf_{x \in bd\Omega_1} |x|$ 和

$$p(x) = k|x|^{1+\alpha} - l_1|x|, \text{ 则可以得到 } m = \left(\frac{l_1 + c_1}{k} \right)^{1/\alpha} \text{ 和} \quad (15)$$

$$p(m) = c_1 \left(\frac{l_1 + c_1}{k} \right)^{1/\alpha}$$

注意到对于任意的 $x \in bd\Omega_1$, 有 $\dot{V}(x) \leq -p(m) < 0$, 又因为 $V(x)$, $p(x)$ 是连续函数, 根据连续函数性质可知, 存在 $s_1 > 0$ 使得任意的 $t \in [t_1, t_1 + s_1]$, 有 $x(t) \in \Omega_1$ 。证明完毕。

2) 增量动态逆不确定分析。

$$\dot{x} = x_0 + (g(x_0) + \Delta g(x_0))(u - u_0) + d \quad (16)$$

$$u = (h_x B_0)^{-R} [\dot{y}_{des} - h_x(\dot{x}_0 + \hat{d} + e_1)] + u_0 \quad (17)$$

$$\dot{x} = x_0 + (g(x_0) + \Delta g(x_0))((h_x B_0)^{-R}(\dot{y}_{des} - h_x(\dot{x}_0 + \hat{d} + e_1)) + u_0 - u_0) + d \quad (18)$$

由于 e_1 的有界和非光滑控制的鲁棒性, 近似得到 $\dot{x} \approx -Cx_0 + (I + C)v$, $C = \Delta B_0 B_0^{-R}$ 。可看出, 当系统存在外来干扰和不确定性时, 系统输入和输出的关系没有变化, 克服传统的动态逆依赖于对象精确模型的弱点, 通过非光滑控制律提高了收敛速度, 改善了控制性能。

4 基于增量动态逆再入控制器

由于再入系统状态变量的动态响应过程具有明显时间尺度差异的特性, 因此根据奇异摄动理论, 采用分阶控制的思想, 将状态变量分为两个层次: 其中攻角 α 、侧滑角 β 和倾斜角 μ 为慢变量, 频带在 $1 \sim 2$ rad/s; 滚转角速度 p 、俯仰角速度 q 和偏航角速度 r 为快变量, 频带在 $5 \sim 10$ rad/s^[12-14]; 控制舵面或者 RCS 对于 $[\alpha, \beta, \mu]$ 的作用是非常慢的, 对于 $[p, q, r]$ 的作用比较快。因此, 在设计 $[p, q, r]$ 的控制律时, 可近似认为 $[\alpha, \beta, \mu]$ 变量为常量; 设计 $[\alpha, \beta, \mu]$ 的控制律, 不考虑 $[p, q, r]$ 的动态响应过程。外环的输出期望 p, q, r 作为内环的输入跟踪命令 (见图 1)。基于奇异摄动理论的动态逆方法是 X-38 成功返回应用的技术^[11], 该方法使综合系统无需复杂的变增益调节, 能够以固定增益自动适应飞行条件和构型的大范围变化, 但是要求模型精确, 且鲁棒性较差, 本节采用增量动态逆控制。

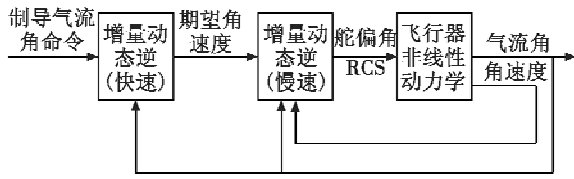


图 1 再入控制系统结构

Fig.1 Reentry control system structure

1) 快慢控制器设计。

将外环的姿态运动学方程写为下面设计模型形式

$$\dot{\gamma}_c = R(\gamma) \omega_c + \Delta f \quad (19)$$

$$R(\gamma) = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & 1 & -\tan \beta \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \sec \beta \cos \alpha & 0 & \sec \beta \sin \alpha \end{bmatrix}$$

其中： $\gamma_c = [\alpha_c, \beta_c, \mu_c]$ ； $\omega_c = [p_c, q_c, r_c]$ ； Δf 为姿态运动方程中的轨道运动对姿态运动的时变耦合量，采用式(3)作为广义的外来干扰估计 $\Delta \hat{f}$ 。则慢回路的增量形式控制律为

$$\Delta \omega_c = (R(\gamma_0))^{-R} (\dot{\gamma}_{des} - \dot{\gamma} - \Delta \hat{f}) \quad (20)$$

$$\omega_c = \omega_{c0} + \Delta \omega_c \quad (21)$$

把 ω_c 作为内环的跟踪输入命令，为减少虚拟输入微分膨胀的问题，经过一阶滤波器得到

$$\omega_c = \dot{\omega}_{c1} + \tau_1 \omega_{c1} \quad (22)$$

采用式(3)作为广义的外来干扰估计 \hat{d} ，则跟踪 ω_{c1} 快回路的增量形式控制律为

$$\Delta \delta = (f(\omega_{c1}))^{-R} (\dot{\gamma}_{des} - \dot{\omega}_{c1} - \hat{d}) \quad (23)$$

$$\delta = \delta_0 + \Delta \delta \quad (24)$$

滤波器误差 $e_2 = \omega_c - \omega_{c1}$ 被内环非光滑控制抑制了， k_2 是内环的带宽，为外环带宽 k_1 的 5 倍。

2) 状态信号微分的获取。

增量动态逆的 \dot{x}_0 是状态信号微分，而 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ 不能直接由惯导设备测量，这是影响增量动态逆应用的关键。文献[15]中 \dot{x}_0 通过五点差分、预测滤波、坐标系变换获得，计算复杂，精度较差；尤其差分法只能获得某段时间信号增量与时间增量的比值，并不是某时刻的信号微分，且误差大，不适用于高精度的测量。文献[15]给出了非线性跟踪微分器的设计过程，改变了以前采用差分法求微分的情况，所设计的跟踪微分器具有解析解，能很好地跟踪在任意有限区域上积分有界的输入信号，但其设计复杂、运算量较大，影响系统的实时性。而线性跟踪-微分器设计简单，运算速度快，适用于高精度控制。线性跟踪-微分器获取信号的导数^[16]，离散形式滤波器形式为

$$x(k+1) = e^{L \frac{\Delta t}{s}} \frac{1}{s} \Gamma x(k) + \int_0^{\Delta t} e^{L \frac{\Delta t - \tau}{s}} \frac{1}{s} \Gamma d \begin{bmatrix} 0 \\ a_1 R^2 \end{bmatrix} v(k) \quad (25)$$

在 $a_1 > 0, a_2 > 0, R > 0, a_2^2 - 4a_1 > 0$ 的情况下， $\lim_{R \rightarrow \infty} x_1(k) \rightarrow v(k-1), \lim_{R \rightarrow \infty} x_2(k) \rightarrow \dot{v}(k-1), x(k) = [x_1(k), x_2(k)]^T, T$ 为离散时间，周期为 10 ms，与飞行器控制周期相同，满足香农采样定理，证明略。

5 仿真研究

飞行器模型和气动参数来自 NASA 的报告^[17]，飞行器质量为 63503 kg，机翼参考面积 334.73 m²。飞行器的 $V=3000$ m/s, $\gamma = -3^\circ$ 。仿真条件：初值 $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ, \mu = 0^\circ$ ；期望值 $\alpha = 5^\circ, \beta = 0^\circ, \mu = 10^\circ$ ；仿真周期 10 ms；三通道姿态内环分别加上 10% 惯量的常值力矩干扰。当干扰为 $\Delta f = 0.5 * \sin(t) * [1 \ 1 \ 1]^T$ ，分别采用基于增量动态逆和传统的基于 P 动态逆控制进行仿真，结果如图 2 所示。

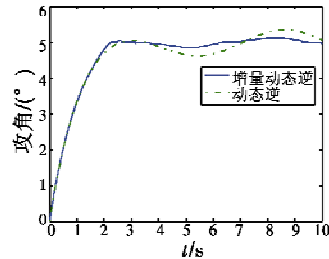


图 2 两种动态逆方法的攻角跟踪曲线

Fig.2 Attack angle tracking curves of two dynamic inversion methods

当干扰为常值 $\Delta f = 0.5 * [1 \ 1 \ 1]^T$ ，仿真见图 3，其中实线为增量动态逆跟踪曲线，点划线为动态逆跟踪曲线。

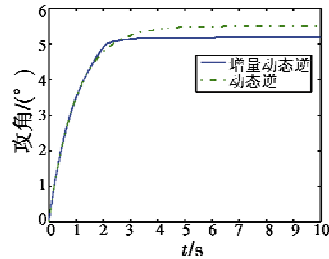


图 3 动态逆和增量动态逆的攻角跟踪曲线

Fig.3 Attack angle tracking curves of two dynamic inversion methods

从仿真中可以看出，增量动态逆控制的攻角稳态误差小，调节时间短，而传统的动态逆有明显的稳态误差，调节时间长，鲁棒性差。

6 结论

针对强非线性耦合、不确定性的再入动力学模型，提出了基于增量动态逆的再入鲁棒控制律。建立了高超声速飞行器快慢两个回路的控制模型，通过非线性干扰观测器在线估计再入外来的强干扰，进行前馈补

偿;引入了线性跟踪-微分器解决了增量动态逆控制律所需状态速率无法测量的问题;分别对快慢回路设计了增量动态逆控制律,期望动力学采用了抗干扰能力和收敛速度快的非光滑控制律,提高了系统的鲁棒性。最后,通过仿真验证了所提算法的有效性。

参 考 文 献

- [1] HARPOLD J. Shuttle entry guidance [J]. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1979, 28(3):239-268.
- [2] SHTESSEL Y B, CHARLES E H. Reusable launch vehicle control in multiple-time scale sliding modes [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(6):1013-1020.
- [3] JENNIFER G, JOHN V. Evaluation of longitudinal desired dynamics for dynamic-inversion controlled generic reentry vehicles [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(5):811-819.
- [4] SHTESSEL Y B, MCDUFFIE J. Sliding mode control of the X-33 vehicle in launch and re-entry modes [J]. NASA-AIAA-98-4414. A98-37139.
- [5] CHARLES E H, YURI B S. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, 29(6):1315-1328.
- [6] 杨俊春,胡军,吕孝乐.高超声速飞行器再入段跟踪控制设计[C]//第26届中国控制会议,湖南张家界,2007:1-5.
- [7] RACHID E, MOHAND O, CHEN Wenhua. Robust cascaded nonlinear predictive control of a permanent magnet synchronous motor with antiwindup compensator [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2012, 59(8):3078-3088.
- [8] SIMPLICIO P, PAVEL M D, VAN KAMPEN E, et al. An acceleration measurements-based approach for helicopter nonlinear flight control using Incremental Nonlinear Dynamic Inversion [J]. *Control Engineering Practice*, 2013, 21(8):1065-1077.
- [9] 陈海兵,张曙光,方振平.加速度反馈的隐式动态逆鲁棒非线性控制律设计 [J]. *航空学报*, 2009, 30(4):597-603.
- [10] DING Shihong, LI Shihua, ZHENG Weixing. Nonsmooth stabilization of a class of nonlinear cascaded systems [J]. *Automatica*, 2012, 48(10):2597-2606.
- [11] DING Shihong, LI Shihua, LI Qi. Adaptive set stabilization of the attitude of a rigid spacecraft without angular velocity measurements [J]. *Journal of Systems Science and Complexity*, 2011, 24(1):105-119.
- [12] ITO D. Robust dynamic inversion controller design and analysis (using the X-38 vehicle as a case study) [D]. Houston: Department of Aerospace Engineering, Texas A & M University, 2001.
- [13] ERT S U, GÖRLACH T, ROENNEKE A. German contribution to the X-38 CRV demonstrator in the field of guidance, navigation and control [J]. *Acta Astronautica*, 2004, 56(8):737-749.
- [14] JULIANA S, CHU Q P, MULDER A. Reentry flight clearance using interval analysis [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5):1295-1307.
- [15] 韩京清. 自抗扰控制技术 [M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
- [16] 李志刚,王宝光,杜振辉,等.激光多普勒信号跟踪微分器的分析与设计 [J]. *电子科技大学学报*, 2004, 33(4):453-456.
- [17] SHAHRIAR K. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle for conceptual design studies [C]//Modeling and Simulation Conference, Chicago, USA, 16 August 2004-19. AIAA, 2004-4805.

(上接第 10 页)

参 考 文 献

- [1] 宋敏敏. 红外系统作用距离与影响关系因素的研究 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [2] 高思峰. 飞行器红外特征分析与红外热成像系统作用距离的预估算方法 [D]. 南京:南京航空航天大学, 2007.
- [3] 易亚星,姚梅,王国玉,等. 大气参数对红外目标可测度的影响分析 [J]. *红外技术*, 2006, 28(2):120-123.
- [4] 宣益民,韩玉阁. 地面目标和背景的热红外特性 [M]. 北京:国防工业出版社, 2004:50-60.
- [5] 张敬贤,李玉丹,金伟其,等. 微光与红外成像技术 [M]. 北京:北京理工大学出版社, 1995:45-60.
- [6] 廖猛蛟. 飞机红外辐射图像生成、仿真与传输研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2001:60-70.
- [7] 吴北婴,李卫,陈洪滨,等. 大气辐射传输实用算法 [M]. 北京:气象出版社, 1998:21-30.