

近空间飞行器的 DSF:vsat 鲁棒快速 Terminal 滑模控制

张军, 姜长生, 文杰

(南京航空航天大学自动化学学院, 210016, 南京)

摘要: 针对一类强耦合强非线性系统,依据趋近角的概念定义了新型动态饱和函数,并利用连续趋近方法证明了动态饱和函数的平衡面趋近性能.设计了基于动态饱和函数的快速 Terminal 滑模面,不仅确保了滑模到达过程,而且减少了参数导致的振颤和奇异问题,并依据 Lyapunov 稳定性理论设计了包含动态饱和函数的鲁棒跟踪控制律,而后证明了系统的有限时间收敛性.针对具有大飞行包络的变结构近空间飞行器,给出了不同飞行状态下的有效动力学系统描述,将先前提出的控制函数算法应用于飞行控制系统中,分别设计了快慢通道滑模面和相应的控制律,有效抑制了参数不确定性与外干扰对系统的影响.仿真结果证明了控制方案的有效性与鲁棒性.

关键词: 动态饱和函数;近空间飞行器;大飞行包络;跟踪控制

中图分类号: V249.1;TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2009)03-0110-06

Robust Tracking Control of Near Space Vehicle Based on Dynamic Saturation Function Fast Terminal Sliding-Mode

ZHANG Jun, JIANG Changsheng, WEN Jie

(Automation Engineering College, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new dynamic saturation function is developed for a class of strong coupling and non-linear system according to the definition of approaching angle. Approaching ability is proved by continuous approximation of the dynamic saturation function. Then fast terminal sliding-mode hyperplane is advanced based on the function. Arriving process is assured, chattering and singularity caused by parameters is eliminated more effectively than switching hyperplane designed without dynamic saturation function. The robust tracking control law with the function is approved based on Lyapunov stability theory and finite time convergence is further verified. Finally, effective dynamic equations are developed under different flight conditions of variable structure near space vehicle. Application of above control method in flight control system is achieved by designing control hyperplanes and laws of fast and slow channels respectively. This new method compensates the disadvantages due to parameter uncertainty and outside disturbance. Simulation demonstrates the rationality and robustness.

Keywords: dynamic saturation function; near space vehicle; large flight envelop; tracking control

近空间距海平面高度为 20 km 至 100 km,介于
传统航空器最高飞行空域与空间轨道飞行器最低飞

行空域之间,由于其特殊的空间位置,关系到国家对
主权与空天权的控制,具有异常重要的战略价值.美

欧等国已陆续开展了近空间领域的基础研究,尤其是针对近空间飞行器(NSV)的研究已经或正在取得开创性成果,而我国在该领域内的研究还处于起步阶段.由于NSV的飞行环境特殊,飞行过程中伴有快时变、不确定、强耦合等特点,因此必须采用先进的制导与控制方法,而且要确保飞行运动的全程鲁棒稳定性,这就要求设计适合NSV的有效控制方法.

变结构控制作为非线性控制的重要方法近年来得到了广泛深入的研究,其中一个重要的研究分支是抑制切换振颤,这方面已取得了不小的进展^[1-4].文[1]提出了等效控制、切换控制与模糊控制的组合模糊调整控制方法,其中等效控制用来配置极点,切换控制用来保证不确定外扰存在下的到达过程,模糊调整控制则用来提高控制性能并减少振颤.文[2]研究了一类非线性系统的模糊滑模变结构控制方法,设计了滑模控制器和PI控制器的组合模糊逻辑控制器,充分发挥了各控制器的优点.文[3]提出了基于有限时间机理的快速Terminal滑模控制方法,并给出了与普通Terminal滑模控制性能的比较.文[4]设计了针对参数不确定与外干扰的非奇异Terminal滑模控制方法,并提出了分等级控制结构以简化控制器设计.上述这些方法在实际系统中虽然得到了有效应用^[5-6],但无论是自适应滑模控制还是模糊神经网络控制,均增加了系统复杂性与物理实现难度.显然,寻找具有良好效能并易于实现的控制方法具有重要意义.

本文的研究目的是基于动态饱和函数(DSF),采用动态函数方法代替复杂控制模块来实现不间断连续逼近切换面的功能,依据快速滑模的快速到达性和鲁棒性设计控制律,从而有效地抑制切换振颤以及参数奇异现象,进而设计变结构近空间飞行器(VSNSV)全程有效的鲁棒飞行控制方法,确保大包裹的有效与稳定飞行运动.

1 问题的引入

考虑 n 阶非线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_i &= x_{i+1} \quad i = 1, 2, \dots, n-1 \\ \dot{x}_n &= f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})u + d(t) \\ d(t) &= \Delta f(\mathbf{x}) + \Delta g(\mathbf{x})u + \delta(t) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: $x_i (i=1, 2, \dots, n-1)$ 为系统状态; $f(\mathbf{x})$ 、 $g(\mathbf{x})$ 为明确的标称函数; $d(t)$ 为系统不确定外扰, 包含 $\Delta f(\mathbf{x})$ 、 $\Delta g(\mathbf{x})$ 以及外干扰 $\delta(t)$.

假设 1 $f(\mathbf{x})$ 、 $g(\mathbf{x})$ 的不确定项 $\Delta f(\mathbf{x})$ 、 $\Delta g(\mathbf{x})$ 是 $\mathbf{x}$ 的连续函数, $\|\Delta f(\mathbf{x})\| \leq \xi$, $\|\Delta g(\mathbf{x})\| \leq \zeta$, 且

$\|d(t)\| \leq \kappa$, 其中 ξ, ζ 为正常数, κ 为复合不确定 $d(t)$ 的上确界.

假设 2 系统(1)的初始动态稳定, 并且系统输入、输出为时间的连续可导函数.

针对系统(1), 在传统的滑模变结构控制中, 控制函数包含切换项, 切换函数可以定义为符号函数, 而起切换作用的符号函数诱发了控制律的振颤问题. 为了消减振颤, 可以引入带饱和区域的符号函数 $\text{sat}(\mathbf{x}, \lambda)$, 而更有效的方法是运用不含切换函数的、基于有限时间收敛原理的 Terminal 滑模控制方法^[7]. 设计快速 Terminal 滑模控制律时, 滑模面可以定义为

$$s = \dot{\mathbf{x}} + \phi \mathbf{x} + \varphi \mathbf{x}^{q/p} \quad (2)$$

式中: ϕ, φ 为可设计的正数; p, q 为正奇数, 通常取 $q < p < 2q$.

滑模面中引入的不确定参数 p, q 在滑动模式下可能带来奇异问题, 这是由于参数组合不当造成的. 受文[8]的启发, 考虑趋近角在饱和区域内的连续变化, 我们给出如下定义.

定义 1 滑模趋近角 θ 为系统第 i 状态 x_i 逐渐沿状态轨迹趋向平衡位置时, 系统状态与平衡位置、纵轴构成的自然角.

该区域内的 DSF: $\text{vsat}(\mathbf{x})$ 与趋近角函数 $f(\theta, \epsilon)$ 定义如下

$$\text{vsat}(x_i, \lambda) = \begin{cases} \text{vsat}[\zeta(\theta)x_i] & |x_i| > \lambda \\ \zeta(\theta)x_i & |x_i| \leq \lambda \end{cases} \quad (3)$$

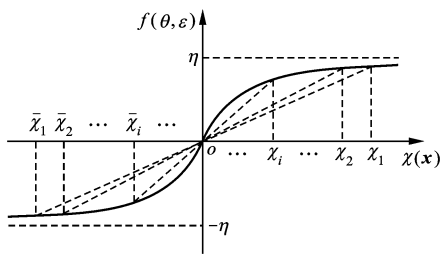
$$\zeta(\theta) = \frac{1}{\lambda \tau(\theta, \epsilon)} \quad (4)$$

$$\tau(\theta, \epsilon) = \begin{cases} \eta & \epsilon \leq \theta < \pi/2 \\ f(\theta, \epsilon) & 0 \leq \theta < \epsilon \\ -f(\theta, \epsilon) & -\epsilon < \theta < 0 \\ -\eta & -\pi/2 < \theta \leq -\epsilon \end{cases} \quad (5)$$

式中: ϵ 是一个领域的可调整量, $\epsilon = \arctan\left(\frac{\chi(x_i)}{\eta}\right)$; λ, η 为可选正数; $\chi(x_i)$ 将在下面给出详细描述. 上述定义可依次推广至 $\mathbf{x}$.

假设 3 式(3)~式(5)中的趋近角 θ 在系统靠近滑模面时起作用, 其变化范围应与可调量 ϵ 相关, 即 DSF 在系统状态靠近滑模面时起作用, 对应的趋近角的变化范围为 $-\pi/2 < \theta < \pi/2$.

假设 4 趋近角函数 $f(\theta, \epsilon)$ 具有如下性质: $f(\theta, \epsilon)$ 对 χ 连续可导且 $|f(\theta, \epsilon)| \leq \eta$, 其中 $\chi(x_i)$ 为 x_i 到平衡点的距离, 可以根据需要选取, $f(\theta, \epsilon)$ 的定义如图 1 所示.

图1 趋近角函数 $f(\theta, \epsilon)$ 的定义

引理 1^[8] 趋近角 θ 的绝对值构成的饱和函数在 θ 连续变化时, 将连续逼近符号函数, 即

$$\lim_{|\theta| \rightarrow 0} \text{sat}\left(\frac{s_i}{\Phi |\theta|}\right) = \text{sgn}(s_i) \quad (6)$$

定理 1 趋近角函数 $\tau(\theta, \epsilon)$ 可以依据系统状态的变化连续调节趋近角的大小和系统状态的逼近方式, 具备饱和函数的连续逼近性能.

证明 不失一般性, 将趋近角函数表示为 $\tau(x_i, \chi^*, \epsilon)$, 其中 χ^* 为任意取定的状态 x_i 远离平衡位置的距离, η 为 $\tau(x_i, \chi^*, \epsilon)$ 的确定界.

(1) 当 $\epsilon \leq \theta < \pi/2$ 时, 结合式(5)有

$$\lim_{x_i \rightarrow \chi^*} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = \lim_{\theta \rightarrow \epsilon} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = \eta$$

$$\lim_{x_i \rightarrow \chi^*} \text{vsat}(x_i, \lambda) = \lim_{x_i \rightarrow \chi^*} \text{vsat}\left(\frac{x_i}{\lambda \tau(x_i, \chi^*, \epsilon)}\right) = \frac{\text{sat}(x_i)}{\eta} = \frac{\text{sgn}(x_i)}{\eta}$$

(2) 当 $0 \leq \theta \leq \epsilon$ 或 $-\epsilon \leq \theta \leq 0$ 时

$$\lim_{x_i \rightarrow 0^+} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = \lim_{\theta \rightarrow 0^+} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = 0$$

$$\lim_{x_i \rightarrow 0^-} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = \lim_{\theta \rightarrow 0^-} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = 0$$

则 $\lim_{x_i \rightarrow 0} \tau(x_i, \chi^*, \epsilon) = 0$.

同理可证明

$$\lim_{x_i \rightarrow 0} \tau(x_i, \bar{\chi}^*, \epsilon) = 0$$

由引理 1 得

$$\lim_{x_i \rightarrow 0} \text{vsat}(x_i, \lambda) = \text{sgn}(s_i)$$

(3) 当 $-\pi/2 \leq \theta < -\epsilon$ 时

$$\lim_{x_i \rightarrow \bar{\chi}^*} \tau(x_i, \bar{\chi}^*, \epsilon) = \lim_{\theta \rightarrow -\epsilon} \tau(x_i, \bar{\chi}^*, \epsilon) = -\eta$$

$$\lim_{x_i \rightarrow \bar{\chi}^*} \text{vsat}(x_i, \lambda) = \lim_{x_i \rightarrow \bar{\chi}^*} \text{vsat}\left(\frac{x_i}{\lambda \tau(x_i, \bar{\chi}^*, \epsilon)}\right) = \frac{\text{sat}(x_i)}{\eta} = \frac{\text{sgn}(x_i)}{\eta}$$

命题得证.

注 1 $\bar{\chi}^*$ 为 χ^* 关于纵轴的对称量, 目的是说明趋近角从正、负不同方向的趋近过程; η 是使问题具备

一般性的趋近角函数的上界, 通常可取 $\eta=1$.

注 2 趋近角函数 $\tau(x_i, \chi^*, \epsilon)$ 具备连续、有界、平衡点收敛性能, 具有类似性质的非线性函数可以应用于动态饱和函数 vsat 的定义, 证明方法同上.

2 控制方案设计

针对非线性系统(1), 基于 DSF: vsat($\mathbf{x}$) 设计如下的快速 Terminal 滑模超平面

$$\mathbf{s} = \dot{\mathbf{x}} + \phi \mathbf{x} + \varphi [|\mathbf{x}|^{q/p} \text{vsat}(\mathbf{x}, \tau)] = 0 \quad (7)$$

式中: ϕ, φ, p, q 与基本 Terminal 滑模面中的定义相同.

对于 n 阶系统, 令

$$\hat{s}_i = |s_i|^{q_i/p_i} \text{vsat}(s_i, \tau_i) \quad (8)$$

式中: $i=0, 1, \dots, n-2$. 设计如下的递推滑模面

$$s_0 = x_1$$

$$s_1 = \dot{s}_0 + \phi_0 s_0 + \varphi_0 \hat{s}_0$$

$$s_i = \dot{s}_{i-1} + \phi_{i-1} s_{i-1} + \varphi_{i-1} \hat{s}_{i-1}$$

$$\vdots$$

$$s_{n-1} = \dot{s}_{n-2} + \phi_{n-2} s_{n-2} + \varphi_{n-2} \hat{s}_{n-2}$$

式中: $\phi_i, \varphi_i > 0$; q_i, p_i 为正奇数且一般均满足 $q_i < p_i < 2q_i$. 由于

$$\dot{s}_i = \ddot{s}_{i-1} + \phi_{i-1} \dot{s}_{i-1} + \varphi_{i-1} (\hat{s}_{i-1})' \quad i = 1, \dots, n-1$$

进而有

$$s_i^{(k)} = s_{i-1}^{(k+1)} + \phi_{i-1} s_{i-1}^{(k)} + \varphi_{i-1} (\hat{s}_{i-1})^{(k)} \quad (9)$$

得到

$$\begin{aligned} \dot{s}_{n-1} &= \ddot{s}_{n-2} + \phi_{n-2} \dot{s}_{n-2} + \varphi_{n-2} (\hat{s}_{n-2})' = \\ &= s_{n-3}^{(3)} + \phi_{n-3} s_{n-3}^{(2)} + \varphi_{n-3} \hat{s}_{n-3}^{(2)} + \\ &= \phi_{n-2} \dot{s}_{n-2} + \varphi_{n-2} (\hat{s}_{n-2})' = \\ &\vdots \end{aligned}$$

$$s_0^{(n)} + \mathcal{T}(s_i) + \mathcal{R}(s_i) \quad (10)$$

式中: $\mathcal{T}(s_i) = \sum_{i=1}^{n-2} \phi_i s_i^{(n-i-1)}$; $\mathcal{R}(s_i) = \sum_{i=1}^{n-2} \varphi_i \hat{s}_i^{(n-i-1)}$.

将系统表达式(1)代入式(10)并令 $\dot{s}_{n-1} = 0$, 得

$$x_1^{(n)} + \mathcal{T}(s_i) + \mathcal{R}(s_i) = 0$$

即

$$f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})u + d(t) + \mathcal{T}(s_i) + \mathcal{R}(s_i) = 0$$

引理 2^[9] 若连续函数 $x(t)$ 满足: 对于任何 $a, b > 0$, $t \geq t_0$, p, q 为正奇数且 $q < p < 2q$, 均有 $\dot{x}(t) \leq -ax(t) - bx(t)^{q/p}$ 成立, 则 $x(t)$ 将在有限时间内收敛到 0, 且收敛时间

$$t_s = t_0 + \frac{p}{a(p-q)} \ln \left(\frac{ax(t_0)^{(p-q)/p} + b}{b} \right)$$

定理 2 对于非线性系统(1), 定义 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s}, \text{ 设计系统控制律}$$

$$u = -g^{-1}(\mathbf{x})[f(\mathbf{x}) + d(t) + \mathcal{T}(s_{n-1}) + \mathcal{R}(s_{n-1}) + \xi s_{n-1} + \vartheta \hat{s}_{n-1}] \quad (11)$$

式中: ξ, ϑ 为可选择正数,可以保证滑模到达过程,并确保系统在有限时间内收敛。

证明 对于系统(1)中所设计的递推滑模面,考虑式(10)并结合系统表达式,得

$$\dot{s}_{n-1} = x_1^{(n)} + \mathcal{T}(s_i) + \mathcal{R}(s_i) = f(\mathbf{x}) + g(\mathbf{x})u + d(t) + \mathcal{T}(s_i) + \mathcal{R}(s_i) \quad (12)$$

将式(11)的控制律 u 带入式(12)得

$$\dot{s}_{n-1} = -\xi s_{n-1} - \vartheta \hat{s}_{n-1} =$$

$$-\xi s_{n-1} - \vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} \text{vsat}(s_{n-1}, \tau_{n-1})]$$

进而有

$$\dot{V}_{n-1} =$$

$$s_{n-1}[-\xi s_{n-1} - \vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} \text{vsat}(s_{n-1}, \tau_{n-1})]] = -\xi s_{n-1}^2 - \vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} s_{n-1} \text{vsat}(s_{n-1}, \tau_{n-1})] \quad (13)$$

结合定理1,做如下分析:

(1) 当 $\chi(s_{n-1}) > \chi^*$, 即 $\epsilon \leq \theta < \pi/2$ 时

$$\dot{V}_{n-1} =$$

$$-\xi s_{n-1}^2 - \vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} s_{n-1} \text{vsat}(s_{n-1}, \tau_{n-1})] = -\xi s_{n-1}^2 - \frac{\vartheta}{\eta} |s_{n-1}|^{(q_{n-1}+p_{n-1})/p_{n-1}}$$

(2) 当 $\bar{\chi}^* \leq \chi(s_{n-1}) \leq \chi^*$, 即 $-\epsilon \leq \theta \leq \epsilon$ 时

$$\dot{V}_{n-1} = -\xi s_{n-1}^2 -$$

$$\vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} s_{n-1} \text{vsat}(s_{n-1}, \tau_{n-1})] \leq -\xi s_{n-1}^2 - \vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} s_{n-1} \text{sgn}(s_{n-1})] = -\xi s_{n-1}^2 - \vartheta |s_{n-1}|^{(q_{n-1}+p_{n-1})/p_{n-1}}$$

(3) 当 $\chi(s_{n-1}) \leq \bar{\chi}^*$, 即 $-\pi/2 \leq \theta \leq -\epsilon$ 时

$$\dot{V}_{n-1} =$$

$$-\xi s_{n-1}^2 - \vartheta[|s_{n-1}|^{q_{n-1}/p_{n-1}} s_{n-1} \text{vsat}(s_{n-1}, \tau_{n-1})] = -\xi s_{n-1}^2 - \frac{\vartheta}{\eta} |s_{n-1}|^{(q_{n-1}+p_{n-1})/p_{n-1}}$$

由于 p_{n-1}, q_{n-1} 均为奇数, 显然 $(p_{n-1} + q_{n-1})$ 为偶数, 则 $\dot{V}_{n-1} \leq 0$, 等号成立的条件是 $s_{n-1} = 0$ 。

以上已证明第 $n-1$ 个滑模面保证了系统的可达性和稳定性, 依次下去, 可证明 $\dot{V}_i \leq 0 (i=1, 2, \dots, n-2)$, 结合引理2, 于是可证明系统能在有限时间内收敛。

3 VSNSV 动力学

VSNSV 的飞行包络非常大, 在没有施加控制增稳的情况下, 运动过程是严重不稳定的, 为保证

VSNSV 的全包络有效稳定飞行, 需结合 DSF 快速 Terminal 滑模设计控制律来进行 VSNSV 的大包络姿态运动控制。VSNSV 控制舵面包含左、右升降舵副翼, 方向舵副翼和水平鸭翼舵面, VSNSV 全包络飞行中鸭翼保证亚声速阶段的稳定有效飞行, 超声速、高超声速阶段鸭翼舵面收回机体, 此时气动舵面控制项中不再包含鸭翼舵面。VSNSV 的飞行控制系统表示如下

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = \mathbf{f}_1 + \mathbf{g}_1 \boldsymbol{\omega} + \mathbf{g}_1^{\delta} \boldsymbol{\delta} + \boldsymbol{\Delta}_1 \quad (14)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{f}_2 + \mathbf{g}_2 \mathbf{g}_2^{\delta} \boldsymbol{\delta} + \boldsymbol{\Delta}_2 \quad (15)$$

式中: $\mathbf{f}_1 = [f_a \ f_\beta \ f_\mu]^T$; $\mathbf{f}_2 = [f_p \ f_q \ f_r]^T$; $f_a = (-\hat{q}SC_L^a + Mg \cos \gamma \cos \mu - T_x \sin \alpha) / MV \cos \beta$; $f_p = (I_{yy} - I_{zz})qr / I_{xx} + (-\dot{I}_{xx}p + l_b) / I_{xx}$; f_β, f_μ, f_q, f_r 可进行类似推导得出, 限于篇幅不再详述;

$$\mathbf{g}_1 = \begin{bmatrix} -\tan \beta \cos \alpha & 1 & \tan \beta \sin \alpha \\ \sin \alpha & 0 & -\cos \alpha \\ \sec \beta \cos \alpha & 0 & \sec \beta \sin \alpha \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}_1^{\delta} = \begin{bmatrix} g_a^{\delta_e} & g_a^{\delta_a} & 0 & g_a^{\delta_c} & 0 & 0 & g_a^{\delta_z} \\ g_\beta^{\delta_e} & g_\beta^{\delta_a} & g_\beta^{\delta_r} & 0 & 0 & g_\beta^{\delta_y} & g_\beta^{\delta_z} \\ g_\mu^{\delta_e} & g_\mu^{\delta_a} & g_\mu^{\delta_r} & g_\mu^{\delta_c} & 0 & g_\mu^{\delta_y} & g_\mu^{\delta_z} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}_2 = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}^{-1}$$

$$\mathbf{g}_2^{\delta} = \begin{bmatrix} g_p^{\delta_e} & g_p^{\delta_a} & g_p^{\delta_r} & 0 & g_p^{\delta_x} & 0 & 0 \\ g_q^{\delta_e} & g_q^{\delta_a} & g_q^{\delta_r} & g_q^{\delta_c} & 0 & 0 & g_q^{\delta_z} \\ g_r^{\delta_e} & g_r^{\delta_a} & g_r^{\delta_r} & 0 & 0 & g_r^{\delta_y} & 0 \end{bmatrix}$$

$\mathbf{g}_1^{\delta}, \mathbf{g}_2^{\delta}$ 各元素为包含气动力与力矩系数的函数项, 在此省略其细节; $\boldsymbol{\delta} = [\delta_e \ \delta_a \ \delta_r \ \delta_c \ \delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T$, 其中的元素分别表示左、右升降舵副翼偏转量、方向舵副翼偏转量、鸭翼舵面偏转量和等效矢量喷口与机体坐标系各轴间的偏转量; g_j^i 表示由 i 飞行控制舵面造成的 j 状态影响项, $i = \delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_c, \delta_x, \delta_y, \delta_z$; $j = \alpha, \beta, \mu, p, q, r$; C_j^i 表示由 i 控制舵面构成的 j 气动力与力矩系数影响项, $i = \delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_c$; $j = D, L, Y, l, m, n$; $\boldsymbol{\Delta}_1 = \Delta \mathbf{f}_1 + \Delta \mathbf{g}_1 \boldsymbol{\omega} + \Delta \mathbf{g}_1^{\delta} \boldsymbol{\delta}$, $\boldsymbol{\Delta}_2 = \Delta \mathbf{f}_2 + \Delta \mathbf{g}_2 \mathbf{M}_c$, 其中 $\Delta \mathbf{f}_1, \Delta \mathbf{g}_1, \Delta \mathbf{f}_2, \Delta \mathbf{g}_2$ 分别表示 VSNSV 慢、快通道系统中由于气动力与气动参数变化所产生的系统不确定性, 其他符号的具体意义参见文[10]。

注3 l_b, m_b, n_b 表示非控制舵面构成的基本力矩项, $l_b = \hat{q}Sb[C_l^{\beta} \beta + C_l^{\frac{pb}{2v}} + C_l^{\frac{rb}{2v}}]$, m_b, n_b 可经类似推导得出。

对 VSNSV 而言,由操纵面与推力矢量偏转所产生的操纵力矩比操纵力大得多,响应也快得多,即舵面偏转 δ 的变化对 $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ 的作用比对 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}$ 显著得多,但 p, q, r 的变化对 $\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}$ 影响很大. 此处忽略 δ 对姿态角的影响,式(14)可以写成

$$\dot{\Omega} = f_1 + g_1 \omega + \Delta_1 \quad (16)$$

注4 系统(14)、(15)中的 g_1^p, g_1^q 在 VSNSV 亚声速阶段为 3×7 矩阵,在 VSNSV 超声速与高超声速阶段为 3×6 矩阵,即没有鸭翼舵面影响量的 $g_1^{\delta_c}$.

4 VSNSV 飞行控制系统设计

VSNSV 大包络飞行包含亚声速、超声速和高超声速阶段,控制目的是设计控制力矩矩阵 M_c ,由能量最小法映射成舵面指令 $\delta_p (\rho = e, a, r, c)$ 和引擎等效指令 $\delta_v (v = x, y, z)$,使 VSNSV 的姿态角 Ω 有效跟踪制导指令 Ω_c ,依据时标分离原则,对式(14)、(15)分别设计慢、快通道控制系统.

定义2 设姿态角系统跟踪误差

$e_a = [e_a^1 \ e_a^2 \ e_a^3]^T = [\alpha \ \beta \ \mu]^T - [\alpha_c \ \beta_c \ \mu_c]^T$
式中: α, β, μ 为姿态角; α_c, β_c, μ_c 为姿态角指令. 设计滑模面为

$$s_a^i = e_a^i + \int_0^t a_1 e_a^i dt + \int_0^t b_1 \dot{e}_a^i dt \quad i = 1, 2, 3 \quad (17)$$

设计系统控制律为

$$w = g_1^{-1} [\dot{\Omega}_c - f_1 - \Delta_1 - a_1 e_a - b_1 \dot{e}_a - c_1 s_a - d_1 \hat{s}_a] \quad (18)$$

式中

$$\hat{e}_a = [\hat{e}_a^1 \ \hat{e}_a^2 \ \hat{e}_a^3]^T; \hat{e}_a^i = [e_a^i | q_a/p_a \text{vsat}(e_a^i, \tau_a^i)]$$

$$\hat{s}_a = [\hat{s}_a^1 \ \hat{s}_a^2 \ \hat{s}_a^3]^T; \hat{s}_a^i = [s_a^i | \tilde{q}_a/\tilde{p}_a \text{vsat}(s_a^i, \tilde{\tau}_a^i)]$$

$\tau_a^i, \tilde{\tau}_a^i (i=1, 2, 3)$ 为 $\hat{e}_a^i$ 与 $\hat{s}_a^i$ 的趋近角函数. 其他参数设置与前文相同.

姿态角速度通道的控制系统可仿照姿态角通道进行,类似地定义跟踪误差,设计滑模面与系统控制函数,此处不再赘述.

VSNSV 控制系统的结构如图2所示.

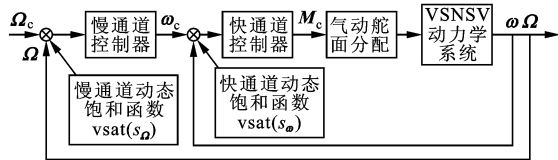


图2 VSNSV 控制系统结构图

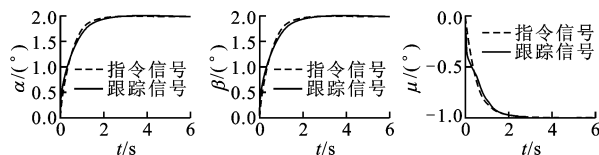
5 仿真研究

为了分析控制方法对 VSNSV 大包络运动的有效性,以下针对3个不同飞行动态过程进

行跟踪控制仿真,目的是使姿态角快速准确地跟踪上 VSNSV 的制导指令.

5.1 亚声速飞行阶段

仿真条件:高度为12 km,速度为0.9 马赫,飞行质量为140 000 kg,引擎推力为210 kN,姿态角初始值为 $\alpha_0 = 0.2^\circ, \beta_0 = 0.2^\circ, \mu_0 = -0.2^\circ$,制导指令为 $\alpha_c = 2^\circ, \beta_c = 2^\circ, \mu_c = -1^\circ$. 绘制气动参数含30%不确定性时的姿态跟踪情况,如图3所示.

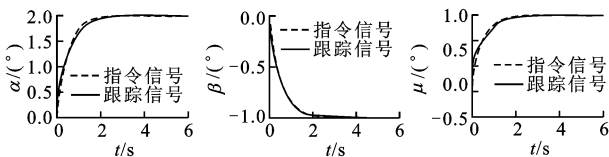


(a)姿态角 α (b)姿态角 β (c)姿态角 μ

图3 气动参数含30%不确定性时的亚声速姿态跟踪情况

5.2 超声速飞行阶段

仿真条件:高度为31 km,速度为2 马赫,飞行质量为138 600 kg,引擎推力为200 kN,姿态角初始值为 $\alpha_0 = 0.2^\circ, \beta_0 = 0^\circ, \mu_0 = 0.2^\circ$,制导指令为 $\alpha_c = 2^\circ, \beta_c = -1^\circ, \mu_c = 1^\circ$. 绘制气动参数含30%不确定性时的姿态跟踪情况,如图4所示.

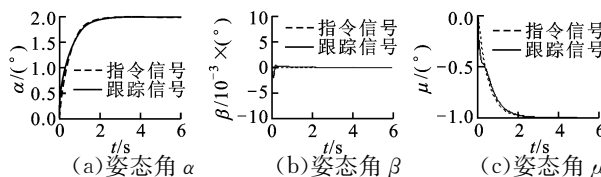


(a)姿态角 α (b)姿态角 β (c)姿态角 μ

图4 气动参数含30%不确定性时的超声速姿态跟踪情况

5.3 高超声速飞行阶段

仿真条件:高度为70 km,速度为22 马赫,飞行质量为138 000 kg,引擎推力为200 kN,姿态角初始值为 $\alpha_0 = 0.2^\circ, \beta_0 = 0^\circ, \mu_0 = -0.2^\circ$,制导指令为 $\alpha_c = 2^\circ, \beta_c = 0^\circ, \mu_c = -1^\circ$. 绘制气动参数含30%不确定性时的姿态跟踪情况,如图5所示.



(a)姿态角 α (b)姿态角 β (c)姿态角 μ

图5 气动参数含30%不确定性时的高超声速姿态跟踪情况

从以上不同飞行状态下制导指令的跟踪曲线可以看出,在系统含有不确定性时,VSNSV 飞行控制

系统采用的DSF快速滑模控制方案仍能很好地保证系统的跟踪性能,具备优良的鲁棒稳定性.

6 结 论

本文的研究表明,新型动态饱和函数使得基于趋近角的切换函数能够连续逼近切换平面,有效地避免了因固定切换区域所导致的振颤现象,据此设计的快速Terminal滑模控制律亦能有效地保证系统状态在有限时间内收敛.该控制方案对于VSNSV这样具有大飞行包络的运动系统非常适用,能够显著抑制不同飞行状态下的参数不确定性与外界干扰的影响,并能保证VSNSV快速准确地跟踪制导信号.仿真结果有力地证明了该控制方案的有效性.

参考文献:

- [1] HA Q P, NGUYEN Q H, RYE D C, et al. Fuzzy sliding-mode controllers with applications [J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2001, 48(1): 38-46.
- [2] WONG L K, LEUNG F H F, TAM P K S. A fuzzy sliding controller for nonlinear systems [J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2001, 48(1): 32-37.
- [3] YU Xinghuo, MAN Zhihong. Fast terminal sliding mode control design for nonlinear dynamical systems [J]. IEEE Trans on Circuits and Systems: Fundamental Theory and Applications, 2002, 49(2): 261-264.
- [4] FENG Yong, YU Xinghuo, ZHENG Jianfei. Nonsingular terminal sliding mode control of uncertain multi-variable systems [C]// Proceedings of 2006 Interna-

tional Workshop on Variable Structure Systems. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2006: 196-201.

- [5] YU Jinyong, XU Qingjiu, ZHAO Guorong, et al. A scheme of integrated guidance/autopilot design for UAV based on TSM control [C]// Proceedings of 2007 IEEE International Conference on Control and Automation. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2007: 707-711.
- [6] LIN Faajeng, LIN Chihong, SHEN Pohung. Variable structure control for linear synchronous motor using recurrent fuzzy neural network [C]// Proceedings of IEEE 28th Annual Conference. New York, USA: IEEE, 2002: 2108-2113.
- [7] PARK K B, TSUIJI T. Terminal sliding mode control of second-order nonlinear uncertain systems [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 1999, 9(11): 769-780.
- [8] BUCKHOLTZ K R. Approach angle-based switching function for sliding mode control design [C]// Proceedings of American Control Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2002: 2368-2373.
- [9] YU Shuanghe, YU Xinghuo, MAN Zhihong. A fuzzy neural network approximator with fast terminal sliding mode and its applications [J] Fuzzy Sets and Systems, 2004, 148(3): 469-486.
- [10] KESHMIRI S, MIRMIRANI M D, COLGREN R D. Six-DOF modeling and simulation of a generic hypersonic vehicle for conceptual design studies [C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston, Virginia, USA: AIAA, 2004: 1-12.

(编辑 葛赵青)