第9卷第1期2011年3月
1672-6553/2011/09(1)/091-6

动力学与控制学报
JOURNAL OF DYNAMICS AND CONTROL

Vol.9 No.1
Mar. 2011

高超飞行器的再入非线性鲁棒控制*

张军[1] 王玫[2] 赵德安[1]

(1. 江苏大学电气信息工程学院，镇江 212013)(2. 上海机电工程研究所，上海 200233)

摘要 针对再入段高超飞行器非线性动力学模型存在不确定性和干扰，基于奇异摄动理论提出了鲁棒变结构＋动态逆内外环解耦控制方法．为避免在线实时求逆，控制系统的外环基于简化的模型设计自适应滑模变结构控制律，通过反馈干扰观测器在线估计广义干扰量，实现角度的跟踪和闭环系统的稳定，抑止外来干扰．强耦合的姿态动力学内环采用动态逆跟踪角速度指令，期望动力学采用PI形式提高内环的鲁棒性．最后，通过仿真验证了所提算法的有效性．

关键词 高超飞行器， 姿态控制， 动态逆， 变结构控制， 干扰观测器

引言

为满足近空间再入飞行的力学和热学环境要求，高超飞行器需要以大攻角再入大气层内．因此，系统模型存在快时变、强非线性耦合、不确定性、多干扰、高实时性等特点．基于传统的小攻角系数冻结PID增益调节使得控制系统的鲁棒性和自适应性能力较弱，难以适应大范围飞行的高机动性要求[1]．因此，非线性飞行控制系统的设计与实现，成为高超飞行器发展和应用中的一项关键技术，形成了理论和工程界研究的热点．

目前，动态逆法、反馈线性化、变结构控制、线性参数变化控制器等方法应用到高超飞行器的控制系统中[2-5]．动态逆方法是X-38再入成功返回应用的新技术，研究成果较多[2]；主要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，用动态逆方法设计控制律，这样综合的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．文献[3]在高超飞行器的再入和上升阶段，将动态逆控制的非线性解耦与变结构理论的鲁棒性结合，在一定程度改善了控制性能，但是干扰用最大值估计，设计过于保守[6]．文献[4]考虑高超飞行器姿态动力学中的更为复杂的不确定性和干扰，基于等价控制方法设计了变结构控制律．文献[5]设计低阶滑模观测器对外部的干扰在线估计，进行前馈补偿，提高控制系统的鲁棒性．上面这几类方法计算较为繁琐，工程上需要控制估计参数尽可能少，以便提高可靠性．

针对高超飞行器再入非线性动力学模型，本文基于奇异摄动理论提出了鲁棒变结构＋动态逆内外环解耦控制．由于外环姿态远动学耦合关系较弱，采用抑制耦合策略，基于简化的模型设计自适应变结构控制律，通过反馈扰动观测器在线估计广义的干扰量，实现角度的跟踪和闭环系统的稳定，抑止外来干扰．内环动力学耦合关系强，采用解耦策略，基于非线性动态逆跟踪角速度指令，期望动力学采用PI形式提高内环的鲁棒性．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飞行器的无动力再入动力学模型为：

$$\begin{aligned}\dot{\alpha} = {} & q - \tan\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha) + \\ & \frac{\sin(\sigma)}{\cos(\beta)}\{\dot{\chi}\cos(\gamma) - \dot{\delta}\sin(\chi)\sin(\gamma) + \\ & (\dot{\tau} + \Omega_E)[\cos(\delta)\cos(\chi)\sin(\gamma) - \\ & \sin(\delta)\cos(\gamma)]\} - \frac{\cos(\sigma)}{\cos(\beta)}[\dot{\gamma} - \dot{\delta}\cos(\chi) - \\ & (\dot{\tau} + \Omega_E)\cos(\delta)\sin(\chi)]\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{\beta} = {} & -r\cos\alpha + p\sin\alpha + \sin(\sigma)[\dot{\gamma} - \\ & \dot{\delta}\cos(\chi) - (\dot{\tau} + \Omega_E)\cos(\delta)\sin(\chi)] + \\ & \cos(\sigma)\{\dot{\chi}\cos(\gamma) - \dot{\delta}\sin(\chi)\sin(\gamma) -\end{aligned}$$

2010-11-09 收到第1稿，2010-12-19 收到修改稿．
*江苏大学高级专业人才科研启动基金项目(10JDG074)

$$(\dot{\tau}+\Omega_E)[\cos(\delta)\cos(\chi)\sin(\gamma)-\sin(\delta)\cos(\gamma)]\}$$

$$\dot{\mu}=\frac{1}{\cos\beta}(p\cos\alpha+r\sin\alpha)+\alpha\sin(\beta)-\dot{\chi}\sin(\gamma)-\dot{\delta}\sin(\chi)\cos(\gamma)+(\dot{\tau}+\Omega_E)[\cos(\gamma)\cos(\delta)\sin(\chi)+\sin(\delta)\sin(\gamma)]$$

$$\dot{p}=\frac{1}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}[I_{xz}(I_{zz}-I_{yy}+I_{xx})pq+(I_{zz}I_{yy}-I_{zz}^2-I_{xz}^2)qr]+\frac{I_{zz}l}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xz}n}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\Delta l$$

$$\dot{q}=\frac{1}{I_{yy}}[m+(I_{zz}-I_{xx})pr+I_{xz}(r^2-p^2)]+\Delta m$$

$$\dot{r}=\frac{1}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}[((I_{zz}^2-I_{xx}^2-I_{xx}I_{yy})pq+(I_{xz}I_{yy}-I_{xx}I_{xz}-I_{zz}I_{zz})qr]+\frac{I_{xz}l}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xx}n}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\Delta n \tag{1}$$

式中，α,β,μ 分别是飞行器的攻角、侧滑角、倾斜角；χ 是方位角，γ 是弹道倾角，δ 为纬度，τ 为经度，Ω_E 为地球自转角速率；p,q,r 分别是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} 分别是飞行器的主转动惯量，由于飞行器相对于 $x-z$ 平面对称，$I_{xz}\neq 0$. l,m,n 分别是飞行器的滚动力矩，俯仰力矩和偏航力矩，由 RCS 和气动舵面联合控制. $\Delta l,\Delta m,\Delta n$ 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[4]，这里省略. 从式(1)可以看出，高超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[1-4].

飞行控制系统的设计目的是实现三通道的解耦，并满足下面要求：α,μ 的控制精度保持在 $\pm 1°$ 以内；飞行器飞行过程中侧滑角 β 保持在 0°附近.

2 控制器设计

直接对系统(1)设计六维非线性精确解耦控制，很难处理不确定性，并且计算量较大，难以保证实时性. 高超飞行器姿态动力学各状态变量的变化在时间上具有明显差异[2-4]，故可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 ~ 2*rad/s*；滚动角速度 p、俯仰角速度 q 和偏航角速度 r 为快变量，频带在 5 ~ 10rad/s；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. 因此将飞行状态分为内环和外环两个回路，从内到外分回路进行设计，外环保证控制系统的稳定性，内环保证响应的快速性. 外环的输出期望 p,q,r 作为内环的输入跟踪命令(见图 1).

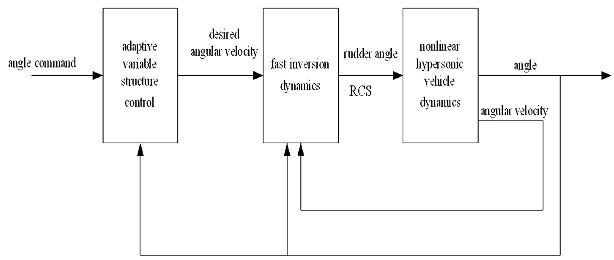

图 1 控制系统结构

Fig. 1 Control system structure

将外环的姿态运动学方程整理成下面的模型形式：

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

$$R(\gamma)=\begin{bmatrix}-\tan\beta\cos\alpha & 1 & -\tan\beta\sin\alpha\\ \sin\alpha & 0 & -\cos\alpha\\ \sec\beta\cos\alpha & 0 & \sec\beta\sin\alpha\end{bmatrix} \tag{2}$$

其中 $\gamma_c=[\alpha_c,\beta_c,\mu_c]$，$\omega_c=[p_c,q_c,r_c]$，$\Delta f$ 为姿态运动方程中的轨道运动对姿态运动的时变耦合量. 由于地球自转角速率 Ω_E 远小于飞行器的旋转角速率，因此方程中与 Ω_E 对应的各项为小量，同时由于再入过程中轨道动力学为长周期运动，姿态运动为短周期运动，轨道运动比姿态远动慢得多. 因此影响期望角速率的主要是动力学方程 $\dot{\gamma}=R(\gamma)\omega_c$，设计控制律要具有一定的鲁棒性，抑制对气流角跟踪精度影响. 由于再入过程中是大攻角(往往大于 10°)，因此姿态运动方程是三通道耦合，不能利用小攻角系数冻结法线性化. 文献[3,4]采用变结构控制实现内外环的鲁棒控制，要其界为状态变量或可测外部变量的已知函数即可；但是控制律设计仍然保留 $R^{-1}(\gamma)$，这仍然要求模型参数精确，削弱系统的鲁棒性，并且在线实时求逆增加了计算量. 文献[7]采用 PI 控制器设计气流系角三通道解耦，效果明显，有明确的裕度物理意义，工程上可直接应用；但只对阶跃型常值干扰抑制能力强，对于时变的干扰效果 Δf 较弱.

为了避免外环求逆，这里进一步简化姿态运动学模型，通过设计扰动观测器在线估计广义的扰动量，采用变结构控制增强系统的鲁棒性. 再入过程

中要求侧滑角保持在零值附近,因此 $\sin(\beta)\approx 0$, $\tan(\beta)\approx 0$, $\cos(\beta)\approx 1$. 将(2)式进一步简化:

$$\dot{\gamma}=A\omega_c+\Delta f_1+\Delta f$$

$$\Delta f_1=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\\ \sin\alpha & 0 & 1-\cos\alpha\\ \cos\alpha-1 & 0 & \sin\alpha\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p_c\\ q_c\\ r_c\end{bmatrix},$$

$$A=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\\ 0 & 0 & -1\\ 1 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

由于工程上 $\begin{bmatrix}p_c\\ q_c\\ r_c\end{bmatrix}$ 的最大值和飞行包络上的攻角范围都有约束,因此 $\Delta f_1=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\\ \sin\alpha & 0 & 1-\cos\alpha\\ \cos\alpha-1 & 0 & \sin\alpha\end{bmatrix}\begin{bmatrix}p_c\\ q_c\\ r_c\end{bmatrix}$ 时变有界,可估算的. 定义 $\Delta F=\Delta f_1+\Delta f$ 为广义的扰动量,这样系统简化为:

$$\dot{\gamma}=A\omega_c+\Delta F\quad |\Delta F|\leqslant d \tag{3}$$

简化后的系统 $\dot{\gamma}=A\omega_c$ 为线性系统,ΔF 相对 Δf 是快时变的,干扰边界很难离线准确获得,这里通过反馈型扰动观测器在线估计(见图 2).

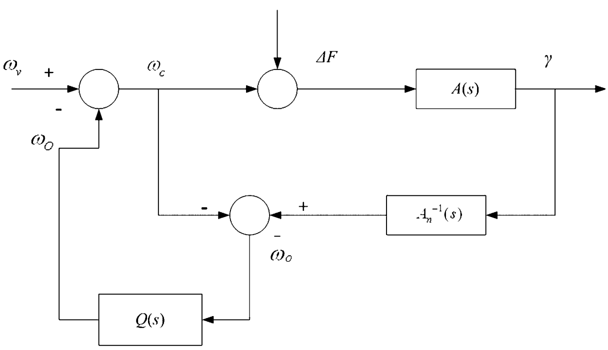

图 2　反馈型扰动观测器

Fig. 2　Feedback form disturbance observer

当 $Q=1$ 时,$G_{\Delta F}(s)=0$,扰动信号完全被消除;由于扰动一般为低频信号,所以将 $Q(s)$ 设计成低通滤波器:$Q(s)=\dfrac{3\tau s+1}{\tau^3s^3+3\tau^2s^2+3\tau s+1}$ 是低通滤波[8].

由于变结构控制抑制干扰能力强,这里与观测器结合,通过扰动观测器 ω_O 在线估计直接补偿变结构控制量 ω_c,该方案估计参数少. 目的在于:

(1)干扰观测器用来补偿大的干扰和不确定性,可减少变结构控制的抖振现象;

(2)变结构控制器可用来消除干扰观测误差,并满足系统跟踪性能的要求.

定义误差 $\gamma_e=\gamma_c-\gamma$,选择(3)的滑模为:

$$s=\gamma_e+K_1\int_0^t\gamma_e \tag{4}$$

$K_1=\mathrm{diag}(k_{1i})$, $K_1\in R^{3\times 3}$,对滑模函数进行微分得到:

$$\dot{s}=\dot{\gamma}_c-A\omega_c-\Delta F+K_1\gamma_e$$

取 Lyapunov 函数:

$$V=\frac{1}{2}s^Ts+\frac{1}{2\lambda}(\hat{d}-d)^2 \tag{5}$$

$\hat{d}$ 为 d 的估计值,$\lambda>0$. Lyapunov 函数微分得到:

$$\dot{V}_1=s^T(\dot{\gamma}_c-A\omega_c-\Delta F+K_1\gamma_e)+\frac{1}{\lambda}(\hat{d}-d)^T\dot{\hat{d}}$$

为使系统稳定 $\dot{V}_1\leqslant 0$,设计虚拟角速度控制量为:

$$\omega_c=A^{-1}(\dot{\gamma}_c+K_1\gamma_e+ks-\hat{d}\,\mathrm{sgn}(s)-\omega_o),\ k>0 \tag{6}$$

估计参数 $\hat{d}$ 由下面的自适应算法得到:

$$\dot{\hat{d}}=-\lambda|s| \tag{7}$$

当 $|s|\geqslant s_\Delta$,只要取得大一些,则有:

$$\dot{V}_1=s^T(-ks+\hat{d}\,\mathrm{sgn}(s)+\omega_o-\Delta F)+\frac{1}{\lambda}(\hat{d}-d)\dot{\hat{d}}\leqslant -ks^2+(\hat{d}-d)^T(|s|+\frac{1}{\lambda}\dot{\hat{d}})+\omega_os=-ks^2+\omega_os\leqslant 0$$

则 $s\to|s_\Delta|$,实现了滑模动态的稳定. 为减少变结构控制的抖振现象,在 $|s|\leqslant s_\Delta$ 时,采用切换控制,即传统的 PI 控制,减少跟踪静态误差:

$$\begin{bmatrix}p_c\\ q_c\\ r_c\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\underset{q\max}{\mathrm{sat}}\{e_\alpha(k_\alpha+\frac{k_{\alpha i}}{s})\}\\ \underset{r\max}{\mathrm{sat}}\{e_\beta(k_\beta\alpha+\frac{k_{\beta i}}{s})\}\\ \underset{p\max}{\mathrm{sat}}\{e_\mu(k_\mu+\frac{k_{\mu i}}{s})\}\end{bmatrix}-\omega_o \tag{8}$$

其中 s_Δ 参数根据实际情况和经验确定.

分析:变结构控制量(6)中的 A^{-1} 是常值,与实时导航测量状态 $[\alpha,\beta,\mu]$ 无关,不会带来求逆计算误差,因此不必像文献[5,6]中的 $R^{-1}(\gamma)$ 实时求逆,以及估计气动参数的误差边界. 姿态运动方程(2)是弱耦合关系,通过 PI 控制器、变结构不连续项、扰动观测器抑制耦合,可实现闭环系统的稳定.

2)快速变化的 $[p,q,r]$ 内环设计

p_c,q_c,r_c 作为内环的跟踪输入命令. 从动力学模型(1)的后三个力矩与角速度关系知道,非对称体飞行器存在力矩和运动的强耦合,并且动力学模

型随着飞行马赫数和动压快速变化，而一般的方法难以适应快时变模型，因此内环采用动态逆非线性解耦控制方法[3]，无需复杂的变增益调节. 将姿态动力学方程中的动力学模型不确定性（气动力矩参数，惯量）、不同的组合干扰力矩（结构干扰）合并为$[\Delta l,\Delta m,\Delta n]^T$，得到：

$$\begin{bmatrix}\dot p\\ \dot q\\ \dot r\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}f(p)\\ f(q)\\ f(r)\end{bmatrix}+g_f\begin{bmatrix}u_1+\Delta l\\ u_2+\Delta m\\ u_3+\Delta n\end{bmatrix} \tag{9}$$

利用动态逆得到期望虚拟输入：

$$\begin{bmatrix}u_1\\ u_2\\ u_3\end{bmatrix}=g_f^{-1}\left\{\begin{bmatrix}\dot p_d\\ \dot q_d\\ \dot r_d\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}f(p)\\ f(q)\\ f(r)\end{bmatrix}\right\}-\begin{bmatrix}\Delta l\\ \Delta m\\ \Delta n\end{bmatrix} \tag{10}$$

① 当气动舵作为执行机构

$$l=\bar qS_{ref}b(C_{l\beta}\beta+C_{lp}p\frac{b}{2V}+C_{lr}r\frac{b}{2V}+C_{l\delta a}\delta a+C_{l\delta r}\delta r)$$

$$m=\bar qS_{ref}b(C_{m\alpha}(\alpha-\alpha_t)+C_{mq}q\frac{b}{2V}+C_{m\delta e}(\delta e-\delta et))$$

$$n=\bar qS_{ref}b(C_{n\beta}\beta+C_{np}p\frac{b}{2V}+C_{nr}r\frac{b}{2V}+C_{n\delta a}\delta a+C_{n\delta r}\delta r)$$

$$f(p)=\frac{1}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}[I_{xz}(I_{zz}-I_{yy}+I_{xx})pq+(I_{zz}I_{yy}-I_{zz}^2-I_{xz}^2)qr]+\frac{I_{zz}(\bar qS_{ref}b(C_{l\beta}\beta+C_{lp}p\frac{b}{2V}+C_{lr}r\frac{b}{2V})}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xz}(\bar qS_{ref}b(C_{n\beta}\beta+C_{np}p\frac{b}{2V}+C_{nr}r\frac{b}{2V})}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}$$

$$f(q)=\frac{1}{I_{yy}}[\bar qS_{ref}b(C_{m\alpha}(\alpha-\alpha_t)+C_{mq}q\frac{b}{2V}))+(I_{zz}-I_{xx})pr+I_{xz}(r^2-p^2)]$$

$$f(r)=\frac{1}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}[(I_{xz}^2+I_{xx}^2-I_{xx}I_{yy})pq+(I_{xz}I_{yy}-I_{xx}I_{xz}-I_{zz}I_{zz})qr]+\frac{I_{xz}(\bar qS_{ref}b(C_{l\beta}\beta+C_{lp}p\frac{b}{2V}+C_{lr}r\frac{b}{2V})}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xx}(\bar qS_{ref}b(C_{n\beta}\beta+C_{np}p\frac{b}{2V}+C_{nr}r\frac{b}{2V})}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}$$

控制分布矩阵：

$$g_f=\begin{bmatrix}\frac{I_{zz}\bar qS_{ref}bC_{l\delta a}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xz}\bar qS_{ref}bC_{n\delta a}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{zz}\bar qS_{ref}bC_{l\delta r}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xz}\bar qS_{ref}bC_{n\delta r}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}\\ 0 & \frac{1}{I_{yy}}\bar qS_{ref}bC_{m\delta e} & 0\\ \frac{I_{xz}\bar qS_{ref}bC_{l\delta a}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xx}\bar qS_{ref}bC_{n\delta a}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xz}\bar qS_{ref}bC_{l\delta r}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}+\frac{I_{xx}\bar qS_{ref}bC_{n\delta r}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}\end{bmatrix} \tag{11}$$

②当 RCS 作为执行机构

$$f(p)=\frac{1}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}[I_{xz}(I_{zz}-I_{yy}+I_{xx})pq+(I_{zz}I_{yy}-I_{zz}^2-I_{xz}^2)qr]$$

$$f(q)=\frac{1}{I_{yy}}[(I_{zz}-I_{xx})pr+I_{xz}(r^2-p^2)]$$

$$f(r)=\frac{1}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}[(I_{xz}^2+I_{xx}^2-I_{xx}I_{yy})pq+(I_{xz}I_{yy}-I_{xx}I_{xz}-I_{zz}I_{zz})qr]$$

控制分布矩阵：

$$g_f=\begin{bmatrix}\frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}\\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0\\ \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2} & 0 & \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz}-I_{xz}^2}\end{bmatrix} \tag{12}$$

式中S_{ref}为飞行器的参考面积；b 为飞行器的翼展，c 为飞行器平均气动弦. C_l,C_m,C_n 为飞行器滚转力矩系数、俯仰力矩和偏航力矩系数，它们是关于 α,M_a,p,q,r，以及操纵舵的函数. 行列式(11)和(12)在飞行包络线内不等于0（与气动力矩系数和总体设计相关），因此逆总存在，是可行的. 为提高鲁棒性，从公式(10)角度出发，文献[5]通过低阶滑模观测器估计干扰力矩$[\Delta l,\Delta m,\Delta n]^T$，直接进行前馈补偿. 根据时域、频域的控制性能和鲁棒稳定性综合要求，期望的动力学形式 $\dot p_d,\dot q_d,\dot r_d$ 选为下面 PI 形式：

$$\begin{cases}\dot p_d=\omega_p(p_c-p)+\int_0^t\omega_{pi}(p_c-p)\mathrm{d}t\\ \dot q_d=\omega_q(q_c-q)+\int_0^t\omega_{qi}(p_c-p)\mathrm{d}t\\ \dot r_d=\omega_r(r_c-r)+\int_0^t\omega_{ri}(r_c-r)\mathrm{d}t\end{cases} \tag{13}$$

这里 PI 参数选择与内环的带宽相关.

3　仿真研究

飞行器模型和气动参数来自 *NASA* 的报告[9],飞行器质量为 63503kg,机翼参考面积 334.73m^2. 飞行器的 $V=3000\text{m/s}$,$\gamma=-3°$. 仿真条件:初值 $\alpha=15°$,$\beta=5°$,$\mu=15°$,期望值 $\alpha=0°$,$\beta=0°$,$\mu=10°$. 仿真周期 20ms;三通道姿态内环分别加上 10% 惯量的常值力矩干扰. 分下面几种情况仿真:

(1) 当外环的不确定性 $\Delta f=0.01^{*}\sin(0.01^{*}t)^{*}[1\quad 1\quad 1]^{T}$(文献 4 的不确定性)时,分别采用基于动态逆的变结构控制(文献 4)与本文控制方法进行仿真,结果见图 3 – 图 4,两者动态和稳态效果相差不大,本文的侧滑角调整时间更少,但是本文方法没有实时的外环动态逆解耦计算,同样达到了解耦效果.

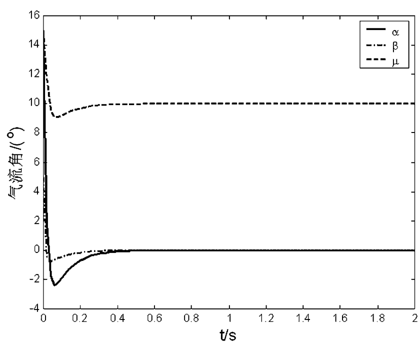

图 3　动态逆 + 变结构控制的气流系角跟踪

Fig. 3　Curve of angle with dynamic inversion plus variable structure control

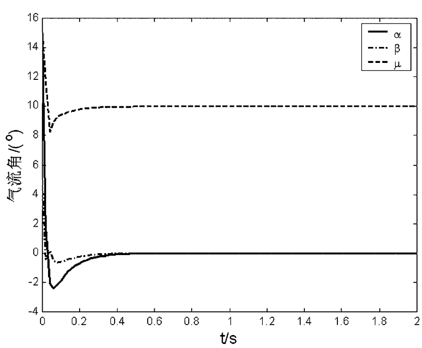

图 4　本文方法控制的气流系角跟踪

Fig. 4　Curve of angle with proposed method

(2) 当外环不确定性增大为 $\Delta f=0.5^{*}\sin(t)^{*}[1\quad 1\quad 1]^{T}$ 时,采用基于动态逆的变结构控制与本文控制方法进行仿真,结果见图 5 – 图 6,两者动态和稳态效果出现明显差别. 单纯的动态逆 + 变结构控制,出现明显的跟踪误差,动态调节时间过长;而本文基于观测器补偿的变结构控制很好抑制了干扰的影响.

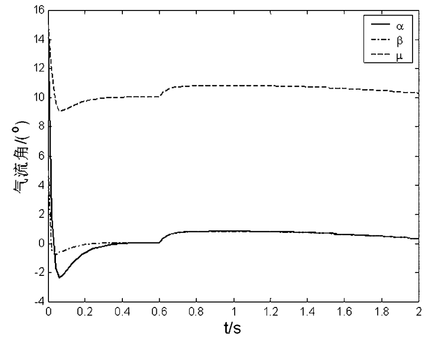

图 5　动态逆 + 变结构控制的气流系角跟踪

Fig. 5　Curve of angle with dynamic inversion plus variable structure control

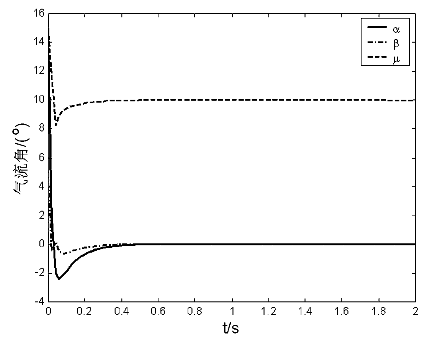

图 6　本文方法控制的气流系角跟踪

Fig. 6　Curve of angle with proposed method

4　结论

本文研究了内外环解耦的高超飞行器再入非线性控制问题. 由于外环运动学耦合较弱,采用自适应变结构控制抑制耦合,避免了实时动态求逆计算,通过干扰观测器在线估计补偿通道之间的耦合量和不确定量. 强耦合的内环采用动态逆跟踪外环角速度指令,期望动力学采用 PI 形式提高了抑制力矩干扰的能力. 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. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1979, XXV II(3): 239 ~ 268

2　Jennifer G, John V. Evaluation of longitudinal desired dynamics for dynamic-inversion controlled generic reentry vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(5): 811 ~ 819

3 Yuri B S ,Charles E H. Reusable launch vehicle control in multiple-time scale sliding modes. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,2000,23(6):1013 ~1020

4 Costa R R d, Chu Q P, Mulder J A. Reentry flight controller design using nonlinear dynamic inversion. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2003, 40(1): 64 ~71

5 Charles E H, Yuri B S. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006,29(6):1315 ~ 1328

6 赵艳彬, 王萍萍, 王本利, 马兴瑞. 挠性飞行器姿态稳定鲁棒变结构控制. 动力学与控制学报. 2005,3(3)1 ~5 (Zhao Yanbin, Wang Pingping ,Wang Benli, Ma Xingrui. Application of variable structure robust attitude controller to flexible spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2005,3(3)1 ~5 (in Chinese))

7 Juliana S, Chu Q P, Mulder A. Reentry flight clearance using interval analysis. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008,31(5):1295 ~1307

8 王广雄,何朕. 控制系统设计. 北京: 清华大学出版社, 2007 (Wang Guangxiaong ,He Zhen. Control system design. Beijing: Tsinghua Unversity Publishing Company, 2007(in Chinese))

9 Wallner E M, Well K H. Attitude control of a reentry vehicle with internal dynamics. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2003, 26(6): 846 ~854

RE-ENTRY NONLINEAR ROBUST CONTROL LAW FOR HYPERSONIC VEHICLES *

Zhang Jun[1] Wang Mei[2] Zhao De-an[1]

(1. *School of Electrical and Information Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang* 212013, *China*)

(2. *Shanghai Electro-Mechanical Engineering Institute, Shanghai* 200233, *China*)

Abstract A robust variable structure control plus dynamic inversion method was presented for nonlinear re-entry attitude dynamics of hypersonic vehicles under model uncertainties and external disturbances. The dynamics is separated into fast and slow loops as angular velocity and attitude angular in terms of singular perturbation theory. Out-loop gets the control laws based on adaptive variable structure control theory of reduced model without inversion computation, the disturbances observer is to compensate the generalized disturbances, to improve robustness and guarantee stability of closed-loop systems. In-loop system is affine in control, the decoupling controller based on nonlinear dynamic inversion and state feedback is designed, the desired dynamics is proportional plus integral dynamics form. Lastly, Simulation result demonstrates the effectiveness of the proposed method.

Key words hypersonic vehicles, attitude control, dynamic inversion, variable structure control, disturbances observer

Received 9 November 2010, revised 19 December 2010.

* Jiangsu university advanced human start-up item fund(10JDG074)