

火星着陆器的大气进入段有限时间抗干扰制导律设计

闫晓鹏^{1,2}, 孙海滨^{1,2}, 郭雷^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术国防重点实验室, 北京 100191)

摘要: 考虑含有外部干扰影响下的火星着陆器的大气进入段制导律设计问题, 提出一种基于阻力跟踪的复合制导策略。首先, 根据火星着陆器的动力学模型, 并结合阻力曲线定义, 给出了含有外部干扰的阻力剖面动态方程; 其次, 为了保证系统有良好的抗干扰性能和较快的跟踪速度, 基于阻力剖面动态方程, 设计了有限时间反馈制导律; 然后, 为进一步提高系统的抗干扰能力, 设计了干扰观测器, 估计未知干扰, 利用干扰估计值前馈补偿, 最终形成复合制导律。最后, 通过对比仿真验证了该方法的有效性和优越性。

关键词: 火星大气进入段; 有限时间反馈; 干扰观测器; 复合控制

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2016)01-0061-07

DOI: 10.15982/j.issn.2095-7777.2016.01.010

引用格式: 闫晓鹏, 孙海滨, 郭雷. 火星着陆器的大气进入段有限时间抗干扰制导律设计[J]. 深空探测学报, 2016, 3(1): 61-67.

Reference format: Yan X P, Sun H B, Guo L. Finite time anti-disturbance guidance law design for mars entry[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(1): 61-67.

0 引言

大气进入段始于着陆器接触火星大气层时, 止于降落伞打开后。期间, 由于大气阻力的作用, 着陆器消耗掉约99%的动能, 速度由5 900 m/s左右降至约2 Ma。该过程持续将近7 min, 时间虽短暂, 但进入段却是不确定性因素最多、状态变化最快、气动环境最复杂、对着陆精度影响最大的阶段。因此, 进入段的导航制导控制是实现整个火星精确着陆任务必不可少的条件。

目前, 火星大气进入段主要采用基于“阿波罗”式的进入制导策略, 制导律的设计是基于阻力剖面, 因为阻力可以直接从惯性制导元件中获取。基于反馈线性化的标称轨迹跟踪方法是处理严重非线性系统控制问题常用的方法, 但由于火星进入段着陆器模型高度的非线性和时变问题, 单纯的反馈线性化会带来较大的跟踪误差^[1-2]; 基于非线性预测控制的制导方法虽然可以获得良好的跟踪精度, 但计算量较大^[3]; 直接模型参考自适应控制可以有效克服参数不确定性的影响, 但对建模误差和外部干扰(如阵风)没有很好的鲁棒性^[4]。

为了提高系统的抗干扰性能, 从反馈控制角度出发, 有限时间控制(finite time control, FTC)是一种有效的控制方法。相比于传统的渐近稳定系统, 有限时间控制系统具有在平衡点附近的收敛速度快和抗干扰性能好的明显优势^[5]。因此, 有限时间控制方法被广泛应用于各种系统中^[6-8]。

然而, 和其他传统的反馈控制一样, 有限时间控制也只是通过反馈调节部分抑制干扰, 并没有在控制器设计时直接考虑对干扰的处理。当遇到强干扰时, 这些方法将会受到很大的限制。为了进一步提高系统的抗干扰性能, 前馈补偿技术是一种有效的方法。但是实际中干扰无法通过传感器测量。干扰估计技术成为一种可行的方法。干扰观测器(disturbance observer, DOB)是一种有效的干扰估计方法, 并广泛应用于系统的前馈补偿设计中^[9-11]。

本文提出一种干扰存在情况下火星着陆器的大气进入段复合制导律设计方法。首先, 根据火星着陆器动力学模型, 并结合阻力曲线定义, 给出含有外部干扰下的阻力剖面动态方程; 其次, 结合阻力剖面模型

收稿日期: 2014-10-20; 修回日期: 2015-11-25

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(91016004, 61127007, 61121003, 61320106010); 国家重点基础研究发展计划973项目(2012CB720003); 中国国际科学与技术合作项目(S2014GR0363)

动态方程设计有限时间反馈控制器来保证系统具有良好的稳定性和收敛速度；然后，针对模型中存在的干扰，设计一种非线性干扰观测器来估计干扰，利用干扰估计值前馈补偿；最后，通过对比仿真分析该方法的有效性和优越性。

1 大气进入段着陆器模型

假设着陆器是刚性的质点，火星是均匀分布的球体，不考虑火星自转和公转的影响，将着陆器视为刚体，建立火星着陆器进入段模型为^[12]

$$\dot{r} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \cos \Psi}{r \cos \phi} \quad (2)$$

$$\dot{\phi} = \frac{V \cos \gamma \sin \Psi}{r} \quad (3)$$

$$\dot{V} = -D - g \sin \gamma \quad (4)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \right] + d \quad (5)$$

$$\dot{\Psi} = \frac{-1}{V \cos \gamma} \left[L \sin \sigma + \frac{V^2}{r} \cos^2 \gamma \cos \Psi \tan \Phi \right] \quad (6)$$

$$\dot{S} = V \cos \gamma \quad (7)$$

其中： r 是高度； θ 是经度； Φ 是纬度； V 是速度； γ 是飞行路径角； Ψ 是航向角； σ 是倾侧角； S 是航程； d 为外界未知干扰(如大气密度变化，阵风等)。 D 和 L 分别为阻力和升力加速度，由下述表达式给出

$$D = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 C_D S_r}{m} = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2}{B_f} \quad (8)$$

$$L = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 C_L S_r}{m} \quad (9)$$

其中： m 是着陆器质量； S_r 是着陆器的参考表面积； ρ 为大气密度，是高度的函数，大气密度的指数模型表达式为

$$\rho(r) = \rho_s \exp(-\beta(r - r_s)) \quad (10)$$

其中： ρ_s 是在参考的高度 r_s 处的大气密度； β 是参考高度的倒数； B_f 是着陆器的弹道系数，由式(11)给出

$$B_f = \frac{m}{C_D S_r} \quad (11)$$

其中： C_D 、 C_L 分别称为阻力系数和升力系数； g 为火星重力加速度，其表达式为

$$g(r) = \frac{\mu}{r^2} \quad (12)$$

其中 μ 是火星引力常数。

由动态模型可以看出，纵向动态方程和航向角动态方程是解耦的。因此以倾侧角作为输入量设计制导律时优先考虑纵向的设计，随后经过倾侧角翻转机制可以实现对横向变量的有效跟踪^[13]。本文给出了存在外部干扰的情况下纵向制导律的设计方法。

2 制导控制律

基于阻力加速度剖线的制导律设计中阻力加速度作为标称系统的状态变量其表达式由式(8)给出，在假定弹道系数 B_f 和火星引力常数 μ 为常值的条件下对阻力加速度表达式求一阶导数得到表达式

$$\dot{D} = -\frac{2D}{V}(D + g \sin \gamma) - D\beta V \sin \gamma \quad (13)$$

此时，阻力导数表达式中不含干扰项，对阻力加速度求二阶导数后得到含有干扰项的阻力加速度二阶导数表达式

$$\begin{aligned} \ddot{D} &= [-\dot{D}V\beta \sin \gamma + D\beta \sin \gamma(D + g \sin \gamma) - \\ &\quad \frac{2D\dot{D}}{V} - \frac{2\dot{D}}{V}(D + g \sin \gamma) - \\ &\quad \frac{2D}{V^2}(D + g \sin \gamma)^2 - D\beta\left(\frac{V^2}{r} - g\right)\cos^2 \gamma - \\ &\quad \frac{2Dg}{V^2}\left(\frac{V^2}{r} - g\right)\cos^2 \gamma + \\ &\quad [-D \cos \gamma\left(\beta + \frac{2g}{V^2}\right)L]u - \\ &\quad \left(\frac{2D}{V}g \cos \gamma + D\beta V \cos \gamma\right)d \\ &= a + bu + fd \end{aligned} \quad (14)$$

其中： a 、 b 是状态变量的非线性函数； f 是干扰项的系数；控制变量定义为 $u = \cos \sigma$ ，输出为阻力加速度，通过设计复合制导律来实现对标称的阻力加速度曲线 D_r 的跟踪。

控制器设计思路如下：首先，结合着陆器动态方程，以及阻力加速度二阶导数动态方程，在假定实际系统干扰值 d 可测的条件下，对倾侧角 σ 设计有限时间控制律来保证系统的稳定性；其次，针对飞行路径角 γ 项存在的干扰，设计非线性干扰观测器来估计干扰，将估计值用来做前馈补偿消除干扰量；最后，结合干扰观测器和控制器，将干扰观测器估计出的干扰值带入控制器中得到最终的复合制导律。

带有干扰观测器的控制器结构如图1所示。

2.1 非线性干扰观测器的设计

为了引入输入状态稳定的相关结论，考虑如下系统

$$\dot{x} = f(t, x, u), x \in R^n, u \in R^m \quad (15)$$

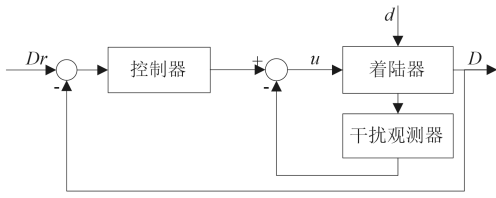


图 1 带有干扰观测器的系统结构图

Fig. 1 Block diagram of system with disturbance observer

引理 1^[4]. 如果以下条件成立

1) 系统(15)是全局输入状态稳定的

2) $\lim_{t \rightarrow \infty} u = 0$

则系统(15)的状态渐近稳定收敛到零, 即

$$\lim_{x \rightarrow \infty} x = 0.$$

假设干扰 d 在稳态时为常值^[15-16], 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} d = 0$.

注释 1. 为了方便分析闭环系统的稳定性, 这里给出了假设. 事实上, 设计的干扰观测器也可以用来估计不满足假设条件的外部干扰, 这一点将通过仿真来验证.

着陆器进入火星大气层时, 若遇到有轻微的阵风或是大气密度变化等干扰量影响其飞行路径角时, 容易导致着陆器直接飞离火星表面而无法进入大气层中, 这将直接导致着陆任务的失败. 因此, 针对火星飞行路径上可能出现的影响其飞行路径角的不确定干扰项的估计和补偿工作具有重要意义.

为了提高系统的干扰抑制性, 设计非线性干扰观测器来估计式(15)中存在的干扰, 并将干扰估计值用来前馈补偿, 根据文献[10], 设计了如下的非线性干扰观测器

$$\begin{cases} \hat{d} = z + ly \\ \dot{z} = -l \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \right] - l \hat{d} \end{cases} \quad (16)$$

其中 $l > 0$.

定理 1. 若系统满足假设条件, 则非线性干扰观测器的干扰估计值 \hat{d} 能渐近收敛到系统的干扰真实值 d .

证明: 定义干扰误差为 $e = d - \hat{d}$

应用公式(16), 可以得到干扰估计误差系统为

$$\begin{aligned} \dot{e} &= \dot{d} - \dot{\hat{d}} = \dot{d} - (\dot{z} + l\dot{y}) \\ &= \dot{d} - \left\{ \begin{array}{l} -l \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \right] - l \hat{d} \\ + l \frac{1}{V} \left[L \cos \sigma - \left(g - \frac{V^2}{r} \right) \cos \gamma \right] + l d \end{array} \right\} \\ &= \dot{d} - l(d - \hat{d}) = \dot{d} - le \end{aligned} \quad (17)$$

由于系统(17)是全局输入状态稳定的, 因此结合

假设和引理1可以得到 $\lim_{t \rightarrow \infty} e = 0$, 即干扰估计渐近收敛到干扰的真实值.

2.2 有限时间控制器的设计

为了进行有限时间控制器的设计, 首先给出以下引理和定理.

引理 2^[9]. 考虑如下形式的二阶系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = u \end{cases} \quad (18)$$

设计的有限时间状态反馈控制器表达式为

$$u = -k_1 |x_1|^{\alpha_1} \text{sign}(x_1) - k_2 |x_2|^{\alpha_2} \text{sign}(x_2)$$

其中 k_1, k_2 为大于零的常数, 且 $0 < \alpha_1 < 1, \alpha_2 = 2\alpha_1 / (1 + \alpha_1)$. 则在控制器的作用下, 系统(18)是有限时间稳定的.

结合含有干扰的火星着陆器阻力加速度二阶导数表达式(14), 定义变量 x_1 和 x_2 , 其中

$$x_1 = D - D_r, x_2 = \dot{D} - \dot{D}_r$$

则系统的状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = a + bu + fd - \ddot{D}_r \end{cases} \quad (19)$$

假定系统干扰 $d = 0$ 时, 给出如下的反馈控制器.

定理 2. 如果系统的反馈控制器设计为

$$u = [-k_1 |x_1|^{\alpha_1} \text{sign}(x_1) - k_2 |x_2|^{\alpha_2} \text{sign}(x_2) - a + \ddot{D}_r] / b \quad (20)$$

则闭环系统(18)是有限时间稳定的.

证明: 把控制器(20)代入系统(19)得到如下的闭环系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -k_1 |x_1|^{\alpha_1} \text{sign}(x_1) - k_2 |x_2|^{\alpha_2} \text{sign}(x_2) \end{cases} \quad (21)$$

结合引理, 可知闭环系统(18)是有限时间稳定的.

2.3 复合制导律设计

根据2.1节和2.2节, 将干扰观测器中估计出的干扰值代入控制器中, 给出如下的复合制导律

$$u = [-k_1 |x_1|^{\alpha_1} \text{sign}(x_1) - k_2 |x_2|^{\alpha_2} \text{sign}(x_2) - a - f\hat{d} - \ddot{D}_r] / b \quad (22)$$

注释 2. 为了保证着陆器系统在复合制导律(22)作用下的控制性能, 只需把干扰观测器的估计速度调整得比系统动态响应快. 合理地选取干扰观测器的参数, 可以保证干扰观测器的动态比系统状态的动态要快, 并且结合调整反馈控制律的参数来保证闭环系统的性能.

注释3. 通常情况下, 干扰观测器参数选取的越大, 干扰估计的动态响应速度越快, 但这也会带来较大的超调。因此, 干扰观测器参数的选取要综合考虑干扰估计的动态响应速度和超调的大小。

3 仿真分析

为了突出本方法的有效性, 将本方法(FTC+DOB)与基于非线性干扰观测器的PD制导律(PD+DOB)进行对比, 其中PD+DOB制导律的设计形式为

$$u = \frac{1}{b}(-a + \ddot{D}_r - k_D(\dot{D} - \dot{D}_r) - k_P(D - D_r) - f\hat{d})$$

假定着陆器弹道系数和火星阻力加速度系数为常数的情况下, 参考文献[12]标称系统仿真数据选取如下:

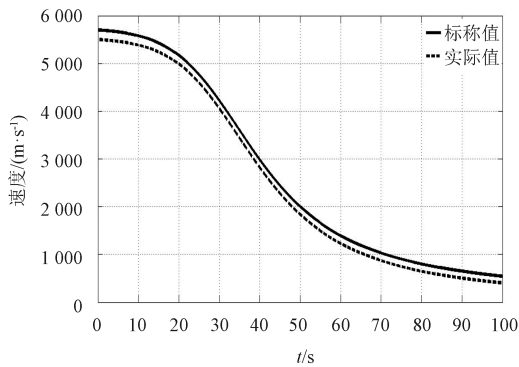
着陆器的升阻比 $L/D = 0.24$, 弹道系数 $B_f = 120 \text{ kg/m}^2$, $r = 3\,457\,200 \text{ m}$, $\theta = \Phi = \Psi = 0$, $V = 5\,700 \text{ m/s}$, $\gamma = -14^\circ$ 。火星大气密度呈指数模型 $\rho_s = 0.00\,078 \text{ kg/m}^3$, $r_s = 3\,429\,000 \text{ m}$, $\beta = 0.00\,011 \text{ m}$ 。 $\mu = 4.28\,282\,868\,534 \times$

$10^{13} \text{ m}^3/\text{s}^2$, 火星中心高度 $r_0 = 3\,397\,200 \text{ m}$ 。倾侧角曲线满足下述方程:

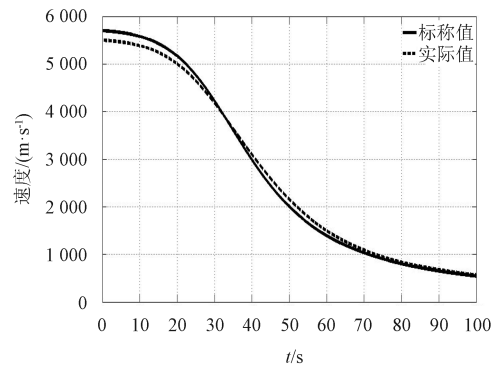
$$\begin{cases} V > 3\,500 \text{ m/s时}, \sigma = 75^\circ \\ 1\,500 \text{ m/s} < V < 3\,500 \text{ m/s时}, \sigma = 0.0125V + 31.25 \\ \quad \text{假定干扰量为正弦, 即 } dr = 0.01\sin(t) \\ V < 1\,500 \text{ m/s时}, \sigma = 50^\circ \end{cases}$$

为了更好地模拟实际条件下控制器的跟踪过程, 实际系统的状态变量初值与标称系统存在一定差值, 图2~图7给出了初值存在一定偏差情况时两种控制器作用下实际系统对标称系统的纵向状态变量的跟踪曲线。图8是非线性干扰观测器对于干扰值的估计曲线。图9为干扰观测器的估计误差曲线。

着陆器刚接触火星大气层时由于大气稀薄, 阻力较小, 着陆器速度衰减较慢, 但随着火星大气密度的增加, 阻力数值显著增加, 着陆器速度急剧下降。随后, 阻力逐渐趋于固定值, 速度衰减值变化率也趋于稳定。大气进入段速度的变化以及实际系统对标称系统的跟踪效果如图2所示。其中图2(a)为PD+DOB制导



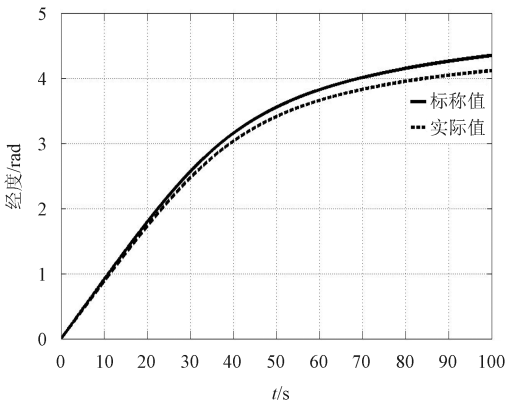
(a) PD+DOB 制导律



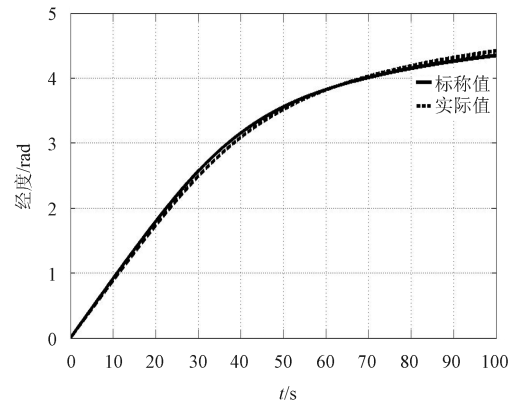
(b) FTC+DOB 制导律

图2 速度跟踪曲线

Fig. 2 Curve of velocity



(a) PD+DOB 制导律



(b) FTC+DOB 制导律

图3 经度跟踪曲线

Fig. 3 Curve of latitude

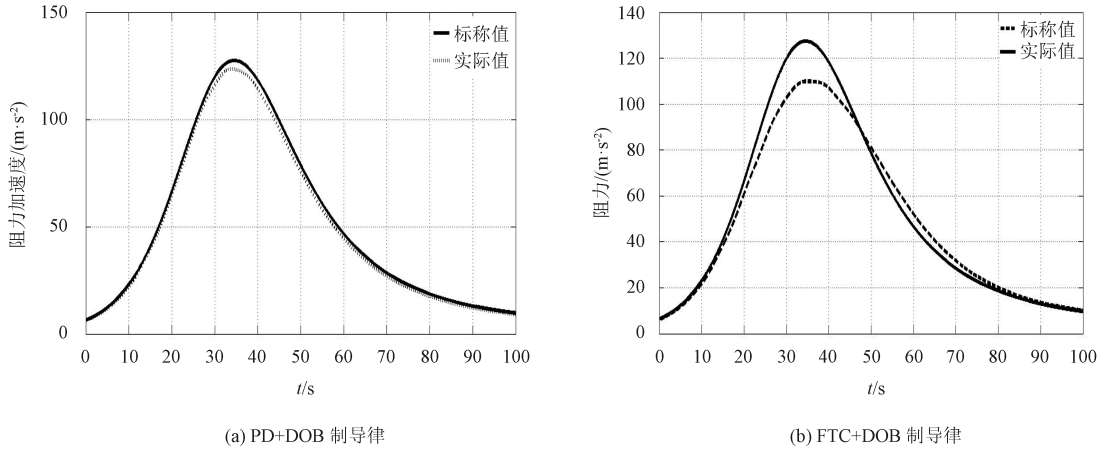


图 4 阻力加速度跟踪曲线
Fig. 4 Curve of drag acceleration

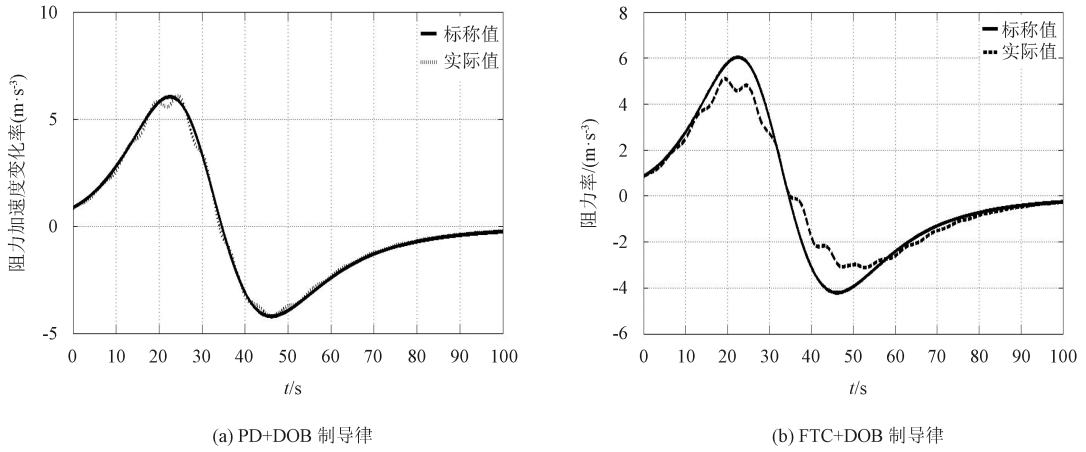


图 5 阻力加速度变化率跟踪曲线
Fig. 5 Curve of the rate of drag acceleration

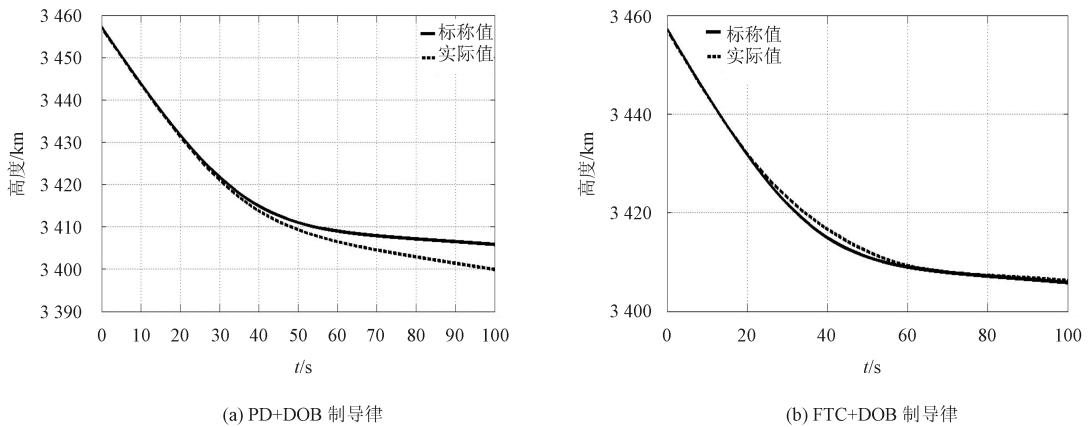
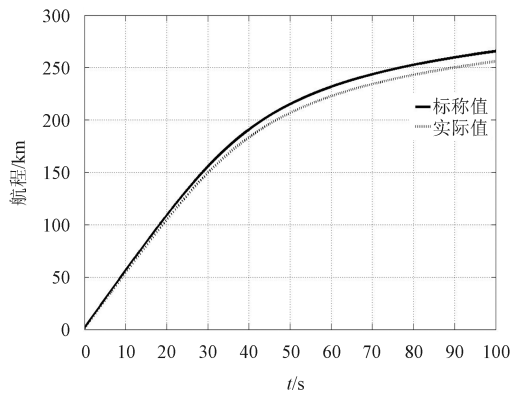


图 6 高度跟踪曲线
Fig. 6 Curve of altitude

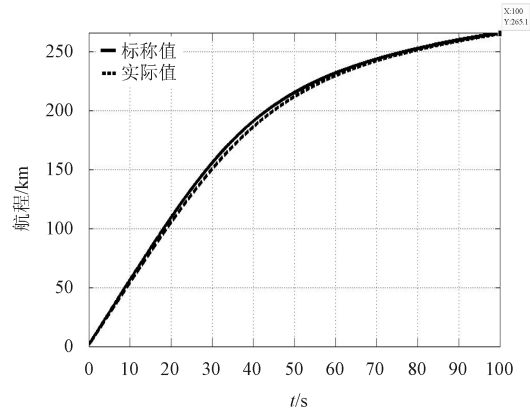
律作用下速度的跟踪曲线，图2(b)为FTC+DOB制导律作用下的速度跟踪效果曲线。可以看出，当初始值存在偏差时，在PD+DOB制导律作用下，速度跟踪曲线存在较大的偏差，而采用FTC+DOB制导律作用的系统则能以较高的精度跟踪标称系统速度的变化。

由图3的仿真结果可以看出，图3(b)中实际系统对标称系统的经度的跟踪效果很好，相比于PD+DOB制导律，FTC+DOB制导律更能够实现实际系统对标称系统的经度的有效跟踪。

图4是实际系统对标称系统阻力加速度的跟踪曲



(a) PD+DOB 制导律



(b) FTC+DOB 制导律

图7 航程跟踪曲线

Fig. 7 Curve of crossrange

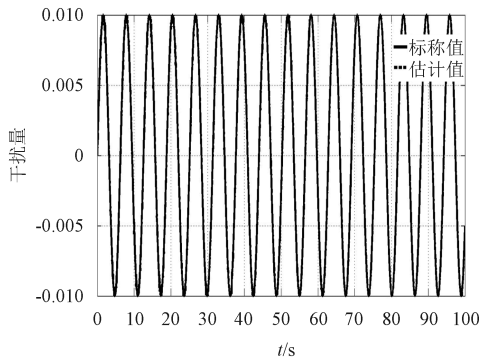


图8 干扰真实值与估计值曲线

Fig. 8 Curves of the real value and estimated value of disturbances

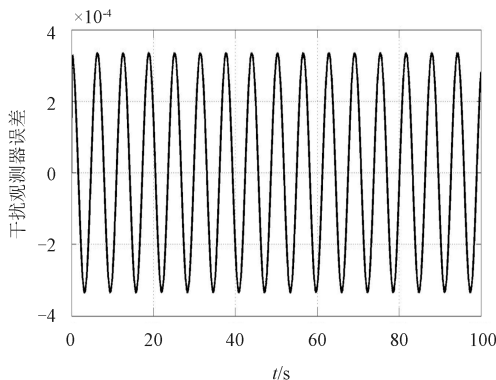


图9 干扰观测器估计误差曲线

Fig. 9 Curve of error of disturbance observer

线, 初始阶段由于实际的速度初始值和标称轨迹的速度初始值之间存在差值, 实际系统不能很好地跟踪标称系统阻力加速度曲线的峰值变化, 但经过两种控制器的反馈作用后, 实际系统最终都能以较高精度跟踪标称系统。相对于FTC+DOB制导律, PD+DOB制导律能够较快地实现实际系统对标称系统变量的跟踪。

图5给出了实际系统对标称系统的阻力加速度变化

率的跟踪曲线。由于实际系统中存在干扰信号, 初始阶段阻力加速度的变化率存在较大波动, 当非线性干扰观测器观测出的干扰值作用于制导律对于干扰量进行前馈补偿后, 实际系统能很好地跟踪标称阻力加速变化率曲线。

实际系统中, 高度和航程的跟踪是我们关注的重点。图6给出了实际系统对标称系统的高度跟踪效果图。由图6(a)可以看出采用PD+DOB制导律作用时, 实际系统对标称高度的跟踪误差较大, 而FTC+DOB制导律作用下实际系统最终可以以较高的精度跟踪标称系统的变化。

同样, 图7给出了实际系统对标称系统的航程的跟踪效果图。由仿真结果的对比可以看出PD+DOB制导律作用下, 航程的跟踪曲线出现较大的误差, 而FTC+DOB制导律作用下实际系统可以有效地跟踪标称系统航程的变化。

图8是干扰观测器对干扰值的估计效果图, 由仿真结果可以看出, 当干扰量为非假设的常值信号时, 干扰观测器仍然能很好地估计出干扰值。图9是观测器估计的误差曲线, 由仿真结果可以看出非线性干扰观测器可以很好地估计干扰值, 估计误差在4%以内。

注释4. 通过观察仿真图, 可以看出系统状态的动态比较慢, 干扰估计的动态比较快。经过一段时间的调节, 干扰观测器可以准确地估计出干扰, 这样就可以精确地补偿掉系统的干扰, 从而改善系统的干扰抑制性能。

4 结论

本文研究了在干扰作用下基于阻力加速度跟踪的火星着陆器大气进入段复合制导律设计问题, 利用干扰观测器来估计模型中的干扰, 控制器采用有限时间

方法,保证系统具有良好的稳定性和收敛性速度。最后将干扰观测器估计值代入控制器中构成FTC+DOB的复合制导律。为了更好地验证本文方法的有效性,仿真分析中将该方法与PD+DOB的制导律的跟踪效果进行了对比分析。结果表明该方法可以实现实际系统对标称系统良好的跟踪效果。特别是航程和高度跟踪方面,FTC+DOB的跟踪方法相比于PD+DOB的跟踪方法具有明显的优越性。

参 考 文 献

- [1] Tu K Y, Munir M S, Mease K D. Drag-based predictive tracking guidance for Mars precision landing[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2000, 23(4):620–628.
- [2] Bharadwaj S. Entry trajectory tracking law via feedback linearization[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(5):726–732.
- [3] Benito J, Mease K D. Nonlinear predictive controller for drag tracking in entry guidance[C]// *Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*. Honolulu, Hawaii:[s. n.], 2008.
- [4] Restrepo C, Valasek J. Structured adaptive model inversion controller for Mars atmospheric flight[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(4):937–957.
- [5] 李世华, 丁世宏, 田玉平. 一类二阶非线性系统的有限时间状态反馈镇定方法[J]. *自动化学报*, 2007, 33(1): 101–104.
Li S H., Ding S H, Tian Y P. A finite-time state feedback method for second-order nonlinear system[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2007, 33(1):101–104.
- [6] Li S H, Ding S H, Li Q. Global set stabilization of the spacecraft attitude using finite-time control technique[J]. *International Journal Control*, 2009, 82(5): 822–836.
- [7] Wang Z, Li S H, Fei S M. Finite-time tracking control of a nonholonomic mobile robot[J]. *Asian Journal Control*, 2009, 11(3):344–357.
- [8] Bhat S P, Bernstein D S. Continuous finite-time stabilization of the translational and rotational double integrators[J]. *IEEE Transaction on Automatic Control*, 1998, 43(5): 678–682.
- [9] Guo L, Chen W H. Disturbance attenuation and rejection for a class of nonlinear systems via DOBC approach[J]. *International Journal Robust Nonlinear Control*, 2005, 15(3): 109–125.
- [10] Chen W H. Disturbance observer based control for nonlinear systems[J]. *IEEE/ASME Trans Mechatron*, 2004, 9(4):706–710.
- [11] Chen W H, Balance D J, Gawthrop P J, et al. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2000, 47(4): 932–938.
- [12] Talole S E, Benito J, Mease K D. Sliding mode observer for drag tracking in entry guidance[C]// *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. [S. l.]:AIAA, 2007.
- [13] Benito J, Mease K D. Mars entry guidance with improved altitude control[C]//*AIAA/AAS Astro dynamics Specialist Conference and Exhibit*. [S. l.]:AIAA, 2006.
- [14] Khalil H K. *Nonlinear systems*[M]. Prentice-Hall, Third Edition, 2002.
- [15] Yang J, Zolotas A, Chen W H, et al. Robust control of nonlinear MAGLEV suspension system with mismatched uncertainties via DOBC approach[J]. *ISA Transactions*, 2011, 50(3): 389–396.
- [16] Yang J, Chen W H, Li S H. Non-linear disturbance observer-based robust control for systems with mismatched disturbances/uncertainties[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2011, 5(18): 2053–2062.

作者简介:

闫晓鹏(1990–), 女, 硕士研究生。主要研究方向: 自动化科学与电气工程。

通信地址: 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院(100191)

E-mail: yanxp1013@asee.buaa.edu.cn

Finite Time Anti-Disturbance Guidance Law Design for Mars Entry

YAN Xiaopeng^{1,2}, SUN Haibin^{1,2}, GUO Lei^{1,2}

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: This paper considers the guidance design for Mars entry vehicles with disturbance modulation, providing a composite strategy based on drag. First, according to dynamic equations of the vehicle and combining with the definition of drag, the drag dynamic equation contained with disturbance is given. Second, in order to make sure the system obtain a better anti-disturbance performance and more quickly track speed, the finite time feedback guidance law is designed based on drag dynamic equation. With the purpose of further improving the anti-disturbance ability, a disturbance observer is designed to estimate unknown disturbance and the estimated value is used for feed-forward compensation, then a composite law is obtained. In the end, a comparison simulation is carried out to examine the efficiency and superiority of this strategy.

Key words: Mars entry; finite time feedback; disturbance observer; composite control

[责任编辑: 杨晓燕]