

基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法*

刘 君, 陈克俊, 汤国建

(国防科技大学 航天与材料学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:对多约束条件下远程助推滑翔飞行器再入滑翔飞行问题,提出了一种基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法。建立了远程助推滑翔飞行器的动力学模型,确定了飞行轨迹约束条件,详细阐述了基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法的制导原理,设计了远程助推滑翔飞行器的侧向和纵向制导律,并采用LQR(linear quadratic regular)方法设计了纵向制导参数,仿真验证了该方法的可行性。与以往再入滑翔制导方法不同,该制导方法主要利用飞行攻角的变化来调节飞行轨迹,飞行过程中飞行器的速度倾侧角较小。仿真结果表明,该制导方法能满足远程助推滑翔飞行器的再入滑翔制导问题,并且具有较好的鲁棒性和自适应性。

关键词:广义标准轨迹;平衡滑翔;制导方法;LQR方法

中图分类号:V448.232 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2012)02-00134-07

Research on equilibrium-glide state-feedback guidance method based on generalized reference-trajectory

LIU Jun, CHEN Kejun, Tang Guojian

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A new equilibrium-glide state-feedback guidance method based on generalized reference-trajectory was presented for the glide of long-range boost-glide vehicles, considering all path constraints. The 3DOF dynamic equations of boost-glide vehicles were established, and the path constraints were specified. Next, the principle of the guidance method was explained in detail. At the same time, the basis guidance law was designed, and its longitudinal parameter was set by LQR (linear quadratic reentry guidance methods), the new guidance method adjusted the trajectory by the change of angle of attract, and the bank angle profile was small through the glide phase. The simulations show that the new guidance method can satisfy the glide guidance problem of long-range boost-glide vehicles, and have the characteristics of being robust and adaptive.

Key words: generalized reference-trajectory; equilibrium glide; guidance method; LQR method

制导、导航与控制系统(GNC)是远程助推滑翔飞行器的中枢系统,高可靠性、高精度的制导、导航与控制系统是飞行器完成任务的根本保障,其中制导系统是GNC的指挥部。远程助推滑翔飞行器飞行空间跨越大,飞行环境十分复杂,具有很多不确定性因素,同时,其飞行过程的轨迹约束和落点精度要求很高。因此,要求远程助推滑翔飞行器制导方法具有高精度、强鲁棒、自适应性。

目前,远程助推滑翔飞行器滑翔段制导主要借鉴于航天飞机、RLV等天基平台再入式滑翔飞行器的制导方法,主要可分为两大类:一类是标准轨迹制导法;另一类是预测制导方法^[1-6]。然而,现在正在研究的滑翔飞行器制导方法,无论是标准轨迹制导法还是预测制导方法大多都是事先根据要求选择好总攻角程序,通过设计倾侧角控制

飞行轨道,这样设计的轨道在轨道初段和中段具有较大的侧向机动,且飞行器的倾侧角很大^[4-5],而大的倾侧角会给飞行器带来强烈的动力学耦合、惯性耦合、气动耦合以及控制耦合,从而增加了飞行器姿态控制系统的设计难度。天基平台再入式滑翔飞行器采用大倾侧角设计方案,是为了通过大的侧向机动消耗天基再入时所带来的巨大能量,而远程助推滑翔飞行器可以通过发射诸元的设计,控制再入时飞行器的飞行状态与能量,并使飞行平面直接指向目标点。因此,采用天基平台再入式滑翔飞行器的制导方案并不是远程助推滑翔飞行器最优的制导方法。

平衡滑翔在滑翔过程中航迹角变化率近似为零,早在20世纪七八十年代就已被用于航天飞机飞行剖面的设计。Shen和Lu在文献[6]中详细

* 收稿日期:2011-02-21

作者简介:刘君(1979—),男,湖南常宁人,博士研究生,E-mail:liujun9702@163.com;

汤国建(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:gjtang@263.com

阐述了平衡滑翔条件与拟平衡滑翔条件的异同,并利用拟平衡滑翔条件将飞行器再入时各种过程约束转换为对控制变量倾侧角的约束。本文借鉴这种思想从工程应用背景出发研究远程助推滑翔飞行器的再入滑翔制导问题,基于广义标准轨迹采用小倾侧角方案,选取飞行攻角作为纵向飞行控制参数,利用平衡滑翔条件将过程约束转换为对飞行攻角的约束,并生成平衡滑翔时所需攻角,这种制导方法意在减小飞行器的耦合效应,从而

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{v} &= -\frac{C_D \rho v^2 S}{2m} - \frac{g}{r} (\cos \sigma_T \cos \theta_T \cdot x + \sin \theta_T \cdot (y + r_0) - \sin \sigma_T \cos \theta_T \cdot z) \\ &\quad + \omega_e^2 r (\cos^2 \varphi \sin \theta_T - \cos \varphi \sin \varphi \cos \sigma_T \cos \theta_T) \\ \dot{\theta}_T &= \frac{C_L \rho v S}{2m} \cos \gamma_v - \frac{C_N \rho v S}{2m} \sin \gamma_v - \frac{g}{rv} [-\cos \sigma_T \sin \theta_T \cdot x + \cos \theta_T \cdot (y + r_0) + \sin \sigma_T \sin \theta_T \cdot z] \\ &\quad + \frac{\omega_e^2 r}{v} (\cos \varphi \sin \varphi \cos \sigma_T \sin \theta_T + \cos^2 \varphi \cos \theta_T) - 2\omega_e \cos \varphi \sin \sigma_T + \frac{v \cos \theta_T}{r} \\ \dot{\sigma}_T &= -\frac{C_N \rho v S}{2m \cos \theta_T} \cos \gamma_v - \frac{C_L \rho v S}{2m \cos \theta_T} \sin \gamma_v + \frac{g}{rv \cos \theta_T} (\sin \sigma_T \cdot x + \cos \sigma_T \cdot z) \\ &\quad + \frac{\omega_e^2 r \cos \varphi \sin \varphi \sin \sigma_T}{v \cos \theta_T} + \frac{2\omega_e}{\cos \theta_T} (\cos \varphi \cos \sigma_T \sin \theta_T - \sin \varphi \cos \theta_T) + \frac{vtg \varphi \cos^2 \theta_T \sin \sigma_T}{r} \\ \dot{\varphi} &= \frac{v \cos \theta_T \cos \sigma_T}{r} \\ \dot{\lambda} &= -\frac{v \cos \theta_T \sin \sigma_T}{r \cos \varphi} \\ \dot{x} &= v \cos \theta_T \cos \sigma_T \\ \dot{y} &= v \sin \theta_T \cos \sigma_T \\ \dot{z} &= -v \sin \sigma_T \\ r &= (x^2 + (y + r_0)^2 + z^2)^{1/2} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中, m 为飞行器质量, v 为飞行速度, ρ 为大气密度, θ_T 为相对于惯性系的速度倾角, σ_T 为相对于惯性系的航迹偏航角, γ_v 为速度倾侧角, φ 为地心纬度, λ 为经度, S 为飞行器特征横截面积, r_0 为地球平均半径, ω_e 为地球自转角速度, C_D 、 C_L 、 C_N 分别为阻力系数、升力系数、侧力系数, x 、 y 、 z 分别为飞行器质心在返回坐标系中的坐标, r 为飞行器质心到地心的距离, $g = \frac{fM}{r^2} = g_0 \left(\frac{r_0}{r} \right)^2$ 为引力加速度。

1.2 终端约束与过程约束

选取高度 h 、速度 v 和射角 β 为远程助推滑翔飞行器滑翔段结束时的终端约束量,其终端约束条件为:

$$\xi(x) = [h, v, \beta]^T - [h_f, v_f, \beta_f]^T = 0 \quad (2)$$

在飞行过程中,远程助推滑翔飞行器还需考虑以下三个过程约束:

降低姿态控制系统的设计难度。采用 LQR (linear quadratic regular) 方法设计了纵向制导参数,并通过仿真分析验证了该制导方法的可行性。

1 远程助推滑翔飞行器动力学建模

1.1 三自由度动力学方程

远程助推滑翔飞行器在大气层内属于无动力飞行,考虑地球旋转,忽略地球扁率,其质心运动方程在半速度坐标系的表示为^[2]:

$$Q = c_q \rho^{0.5} v^{3.05} < Q_{\max} \quad (3)$$

$$N = \sqrt{(D \sin \alpha)^2 + (L \cos \alpha)^2} / mg < N_{\max} \quad (4)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2 < q_{\max} \quad (5)$$

式中, c_q 为热流传递系数, D 、 L 分别为阻力与总升力, α 为飞行攻角, Q 、 N 、 q 分别为驻点热流、法向过载和动压,不等式右边为其最大允许值。

2 平衡滑翔状态反馈制导

远程助推滑翔飞行器具有较高的气动升阻比,其侧向控制方式采用倾斜转弯 BTT 模式,可认为理想侧滑角为 0。假设目标在初始地理系中的位置矢量为 r_T ,当前飞行器位置矢量为 r ,则可由此两矢量确定出当前时刻远程助推滑翔飞行器的瞬时飞行平面,基于飞行瞬时平面,可将远程助推滑翔飞行器运动分为纵向运动和侧向运动^[7]。

标准轨迹是指飞行器预先计算出来的、合乎

要求的飞行轨迹,而广义标准轨迹并非狭义指一条固定的飞行轨迹,而是指飞行器根据当前状态在线生成满足约束条件的制导指令,由制导指令引导飞行器在线飞行。本文提出的基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法的基本原理是:远程助推滑翔飞行器根据当前飞行状态,利用平衡滑翔条件在线生成实时制导指令,并在制导指令中引入一个状态反馈调节器,对平衡滑翔条件生成的制导指令进行修正,整个制导飞行过程中采用飞行攻角的变化来调节纵向飞行弹道参数,利用侧向力来调节侧向位置及速度参数。远程助推滑翔飞行器总的气动力在半速度坐标系中可描述为:

$$\mathbf{R}_H = \begin{bmatrix} -D \\ L \cdot \cos\gamma_v \\ L \cdot \sin\gamma_v \end{bmatrix}$$

显然, $L \cdot \cos\gamma_v$ 是总升力在飞行纵平面的投影,直接影响到飞行器的纵向运动,而 $L \cdot \sin\gamma_v$ 是总升力在飞行侧平面的投影,直接影响到飞行器的侧向运动。两者相结合,通过调节总升力 L 和速度

$$\begin{cases} dv/dt = -C_D \frac{\rho v^2 S}{2m} - g \sin\Theta + \omega_e^2 r (\cos^2\varphi \sin\Theta - \cos\varphi \sin\varphi \cos\Theta) \\ d\Theta/dt = C_L \frac{\rho v S}{2m} + \left(\frac{v}{r} - \frac{g}{v}\right) \cos\Theta + \frac{\omega_e^2 r}{v} (\cos\varphi \sin\varphi \sin\Theta + \cos^2\varphi \cos\Theta) \\ dr/dt = v \sin\Theta \\ d\beta/dt = \frac{v}{r} \cos\Theta \end{cases} \quad (7)$$

式中, Θ 为航迹角。

平衡滑翔过程中航迹角 Θ 和航迹角变化率 $\dot{\Theta}$ 几乎为 0,因此,方程(7)中第二个等式可化简为:

$$C_L \frac{\rho v S}{2m} + \left(\frac{v}{r} - \frac{g}{v}\right) + \frac{\omega_e^2 r}{v} \cos^2\varphi = 0 \quad (8)$$

式(8)称之为平衡滑翔条件^[6]。由于 C_L 是攻角 α 的函数,故从平衡滑翔条件式(8)中可求出飞行器在此高度的平衡滑翔攻角 α_{eq} 。 α_{eq} 是标准飞行状态和简化模型下求得理想攻角值,而在实际飞行过程中存在着许多不确定性因素,这个值无法保证飞行器平稳飞行和飞行任务要求,为增强攻角控制器的适应能力,还需引入对实际飞行状态信号的状态反馈调节器 $\Delta\alpha$:

$$\Delta\alpha = k_1 \cdot \Delta h + k_2 \cdot \Delta \dot{h} + k_3 \cdot \Delta\beta + k_4 \cdot \Delta \dot{\beta} \quad (9)$$

其中, Δh 、 $\Delta \dot{h}$ 、 $\Delta\beta$ 、 $\Delta \dot{\beta}$ 为滑翔飞行器高度、高度变化率、航程角和航程变化率的实际值与要求值的偏差, k_1 、 k_2 、 k_3 、 k_4 分别为反馈增益系数,可根据具体条件要求分析确定。式(9)中高度 Δh 和高

倾侧角 γ_v ,即可实现远程助推滑翔飞行器的纵向制导和侧向制导。

2.1 侧向制导

已知导航模型得到的远程助推滑翔飞行器当前速度为 \mathbf{v} ,对于侧向制导来说,只要把飞行速度控制在当前瞬时飞行平面内,即可实现远程助推滑翔飞行器侧向制导,其条件为

$$\mathbf{v} \cdot (\mathbf{r}_T \times \mathbf{r}) = 0$$

即垂直于瞬时射面的速度分量为 0。

因此可利用上述速度与瞬时平面的关系组成侧向制导信号

$$\gamma_v^* = l \cdot \frac{\mathbf{v} \cdot (\mathbf{r}_T \times \mathbf{r})}{|\mathbf{v}| \cdot |\mathbf{r}_T| \cdot |\mathbf{r}|} \quad (6)$$

其中, l 为侧向制导反馈系数,可根据具体条件要求分析确定。

2.2 纵向制导

飞行器在理想条件下的运动垂直于纵平面的侧向力和运动可忽略,因此远程助推滑翔飞行器质心运动方程(1)可简化为:

度变化率 $\Delta \dot{h}$ 状态信号的引入是将飞行器保持在所要求的高度上,而航程角 $\Delta\beta$ 和航程变化率 $\Delta \dot{\beta}$ 的引入是为了减弱外部干扰和初始飞行状态偏差对飞行落点的影响。因此,在不考虑约束条件下,远程助推滑翔飞行器制导攻角由平衡滑翔攻角 α_{eq} 和状态反馈调节器给出的攻角 $\Delta\alpha$ 两部分构成,纵向制导规律可表示为:

$$\alpha_{unc} = \alpha_{eq} + \Delta\alpha \quad (10)$$

$$\text{由式(8)求得 } \rho = 2m \cdot \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{r}\right) / (C_L \cdot vS),$$

代入式(3)、式(5),可解得驻点热流最小允许攻角 α_{minQ} 和动压最小允许攻角 α_{minq} ,由式(4)可求得法向过载最大允许攻角 α_{maxN} 。令

$$\alpha_{\min_max} = \max\{\alpha_{minQ}, \alpha_{minq}\} \quad (11)$$

则 α_{maxN} 与 α_{\min_max} 就构成了远程助推滑翔飞行器的攻角飞行走廊(见图 1)。约束条件下远程助推滑翔飞行器的纵向制导规律为:

$$\alpha^* = \begin{cases} \alpha_{\max N} & \alpha_{unc} > \alpha_{\max N} \\ \alpha_{unc} & \alpha_{\min_max} < \alpha_{unc} \leq \alpha_{\max N} \\ \alpha_{\min_max} & \alpha_{unc} \leq \alpha_{\min_max} \end{cases} \quad (12)$$

3 纵向制导参数设计

3.1 纵平面运动的线性化方程

由于地球自转量对制导系数的求取影响很小,可忽略不考虑,式(7)进一步线性化简化后可得:

$$\begin{cases} \Delta \dot{v} = a_{11} \Delta v + a_{12} \Delta \Theta + a_{13} \Delta h + p_1 \Delta \alpha \\ \Delta \dot{\Theta} = a_{21} \Delta v + a_{22} \Delta \Theta + a_{23} \Delta h + p_2 \Delta \alpha \\ \Delta \dot{h} = a_{31} \Delta v + a_{32} \Delta \Theta + a_{33} \Delta h \\ \Delta \dot{\beta} = a_{41} \Delta v + a_{42} \Delta \Theta + a_{43} \Delta h \end{cases} \quad (13)$$

其中, $p_1 = -\frac{\rho v^2 S}{2m} \left(\frac{dC_D}{d\alpha} \right)$, $p_2 = -\frac{\rho v^2 S}{2m} \left(\frac{dC_L}{d\alpha} \right)$, $a_{11} = -C_D \frac{\rho v S}{m} - \frac{\rho v^2 S}{2ma} \left(\frac{dC_D}{dM} \right)$, $a_{12} = -g \cos \Theta$, $a_{13} = \left(\frac{\rho v^3 S}{2ma^2} \right) \left(\frac{dC_D}{dM} \right) \left(\frac{da}{dh} \right) - \left(\frac{\rho v^2 S}{2m} \right) \left(\frac{d\rho}{dh} \right) + \frac{2g \sin \Theta}{r}$, $a_{21} = \frac{C_L \rho S}{2m} + \left(\frac{1}{r} + \frac{g}{v^2} \right) \cos \Theta + \frac{\rho v S}{2ma} \left(\frac{dC_L}{dM} \right)$, $a_{22} = \left(\frac{g}{v} - \frac{v}{r} \right) \sin \Theta$, $a_{23} = -\frac{\rho v^2 S}{2ma^2} \left(\frac{dC_L}{dM} \right) \left(\frac{da}{dh} \right) + \frac{C_L v S}{2m} \left(\frac{d\rho}{dh} \right) + \left(\frac{2g}{rv} - \frac{v}{r^2} \right) \cos \Theta$, $a_{31} = \sin \Theta$, $a_{32} = v \cos \Theta$, $a_{33} = 0$, $a_{41} = \frac{1}{r} \cos \Theta$, $a_{42} = -\frac{v}{r} \sin \Theta$, $a_{43} = -\frac{1}{r^2} v \cos \Theta$, M 为飞行马赫数。

由式(13)后两式可得:

$$C_{4 \times 3} = \begin{bmatrix} \dot{a}_{31} + a_{31} a_{11} + a_{32} a_{21} & a_{31} a_{12} + \dot{a}_{32} + a_{32} a_{22} & a_{31} a_{13} + a_{32} a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & 0 \\ \dot{a}_{41} + a_{42} a_{21} + a_{43} a_{11} & a_{41} a_{12} + \dot{a}_{42} + a_{43} a_{22} + a_{43} a_{32} & a_{41} a_{13} + a_{42} a_{23} + \dot{a}_{43} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} \end{bmatrix}, H_{4 \times 1} = \begin{bmatrix} a_{31} p_1 + a_{32} p_2 \\ 0 \\ a_{41} p_1 + a_{42} p_2 \\ 0 \end{bmatrix}$$

令

$$\begin{aligned} X &= (\Delta \dot{h}, \Delta h, \Delta \dot{\beta}, \Delta \beta)^T \\ U &= \Delta \alpha \\ G &= C_{4 \times 3} \cdot B_{3 \times 4} \end{aligned}$$

则可得纵平面运动的线性化方程为:

$$\frac{dX}{dt} = G \cdot X + H \cdot U \quad (17)$$

3.2 最佳反馈增益系数确定

在工程应用中,LQR方法^[8]是常用的一种方法,经过线性化得到纵向小扰动状态空间方程式(17),采用此方法可求解反馈增益系数 k_1, k_2, k_3, k_4 。

$$(\Delta v, \Delta \Theta, \Delta h)^T = B_{3 \times 4} \cdot (\Delta \dot{h}, \Delta h, \Delta \dot{\beta}, \Delta \beta)^T \quad (14)$$

$$\text{其中, } B_{3 \times 4} = \begin{bmatrix} a_{42}/b_0 & a_{43} a_{32}/b_0 & -a_{32}/b_0 & 0 \\ -a_{41}/b_0 & -a_{41} a_{31}/b_0 & a_{31}/b_0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$b_0 = a_{42} a_{31} - a_{41} a_{32}$$

要求的方程式为

$$\begin{cases} \frac{d\Delta \dot{h}}{dt} = \dot{a}_{31} \Delta v + a_{31} \dot{\Delta v} + \dot{a}_{32} \Delta \Theta + a_{32} \dot{\Delta \Theta} \\ \frac{d\Delta h}{dt} = \Delta \dot{h} \\ \frac{d\Delta \dot{\beta}}{dt} = \dot{a}_{41} \Delta v + a_{41} \dot{\Delta v} + \dot{a}_{42} \Delta \Theta + a_{42} \dot{\Delta \Theta} + \dot{a}_{43} \Delta h + a_{43} \dot{\Delta h} \\ \frac{d\Delta \beta}{dt} = \Delta \dot{\beta} \end{cases} \quad (15)$$

式中, $\dot{a}_{31} = \cos \Theta \left(\frac{d\Theta}{dt} \right)$, $\dot{a}_{32} = \cos \Theta \left(\frac{dv}{dt} \right) - v \sin \Theta \left(\frac{d\Theta}{dt} \right)$, $\dot{a}_{41} = -\frac{1}{r} \sin \Theta \left(\frac{d\Theta}{dt} \right) - \frac{v}{r^2} \cos \Theta \left(\frac{dr}{dt} \right)$, $\dot{a}_{42} = -\frac{1}{r} \sin \Theta \left(\frac{dv}{dt} \right) - \frac{v}{r} \cos \Theta \left(\frac{d\Theta}{dt} \right) + \frac{v}{r^2} \sin \Theta \left(\frac{dr}{dt} \right)$, $\dot{a}_{43} = -\frac{1}{r^2} \cos \Theta \left(\frac{dv}{dt} \right) + \frac{v}{r^2} \sin \Theta \left(\frac{d\Theta}{dt} \right) + 2 \frac{v}{r^3} \cos \Theta \left(\frac{dr}{dt} \right)$ 。

将(13)式中 $\Delta \dot{v}, \Delta \Theta, \Delta \dot{h}, \Delta L$ 代入上式,整理得

$$\frac{d}{dt} (\Delta \dot{h}, \Delta h, \Delta \dot{\beta}, \Delta \beta)^T = C_{4 \times 3} \cdot (\Delta v, \Delta \Theta, \Delta h)^T + H_{4 \times 1} \Delta \alpha \quad (16)$$

式中:

取性能指标

$$J = \frac{1}{2} X^T(t_f) F X(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} (X^T F X + U^T R U) dt \quad (18)$$

其中, F, Q 为非负定阵, R 为正定阵。 F, Q, R 形式如下:

$$F = \begin{bmatrix} 1/\Delta h_f^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/\Delta h_f^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\Delta \beta_f^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/\Delta \beta_f^2 \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} 1/\Delta h_m^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1/\Delta h_m^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\Delta \beta_m^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/\Delta \beta_m^2 \end{bmatrix}$$

$$R = \frac{1}{\delta[\Delta\alpha]^2}$$

其中, $\Delta h_f, \Delta h_m, \Delta \beta_f, \Delta \beta_m$ 为落点期望的精度; $\Delta h_m, \Delta h_m, \Delta \beta_m, \Delta \beta_m$ 为状态允许的最大偏差; $\delta[\Delta\alpha]$ 为允许的最大控制偏差。对于特定飞行器, 给定一条飞行轨道, 利用 Matlab 软件的 lqr 函数便可计算得到反馈增益系数 k_1, k_2, k_3, k_4 。

4 仿真分析

采用某 CAV 模型, 质量、参考面积及气动参数都按照该模型数据。不考虑地球扁率的影响, 取地球半径为 6371.140km。采用美国 1976 年标准大气模型计算当地音速和空气密度。初始条件: 高度为 60km; 经度为 0° ; 纬度为 0° ; 航向角为 270° ; 航迹角为 0° ; 速度为 4462.097m/s。终端位置: 高度为 45km; 经度为西经 95° ; 纬度为 0° ; 速度为 2200m/s。设计约束最大值: $Q_{\max} = 5000\text{kW}/\text{m}^2$; $N_{\max} = 2$; $q_{\max} = 10\text{kPa}$ 。

图 1 为远程助推滑翔飞行器满足上述约束的飞行走廊及实际攻角指令, 图 2 为动压、驻点热流及法向过载变化曲线图, 在滑翔初段, 飞行速度大, 飞行攻角主要受热流限制, 而后随着高度的降低、大气密度的增加, 动压和法向过载成为攻角指令生成的主要约束, 该飞行轨迹实际攻角指令始终在飞行走廊内。图 3 为侧向制导指令曲线, 由于飞行器一直在赤道平面内飞行, 赤道平面与飞行瞬时平面重合, 因此图中速度倾侧角一直都为 0。图 4 为该轨迹的航迹角变化图, 图 5 为远程助推

滑翔飞行器的三维飞行轨迹, 仿真计算得到的落点偏差分别为: $\Delta\varphi = 0^\circ$; $\Delta\lambda = -0.0071^\circ$; $\Delta v = 6.74\text{m/s}$ 。结果表明, 飞行轨迹高度变化平稳, 飞行轨迹能够满足设计约束条件, 本文提出的基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法是可行的。

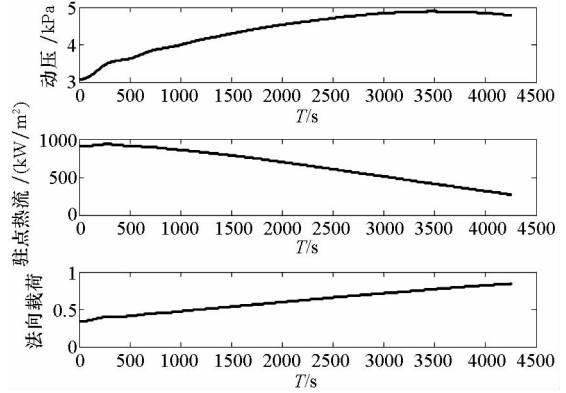


图 2 过程约束变化曲线
Fig. 2 Path constraints variation curves

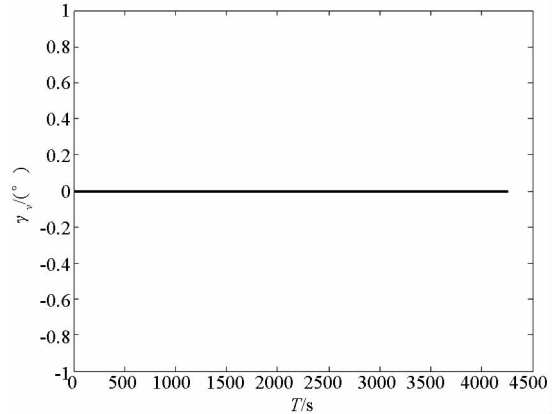


图 3 侧向制导指令
Fig. 3 Lateral guidance commands

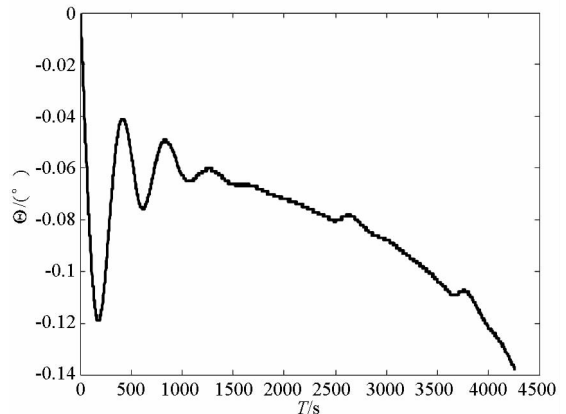


图 4 航迹角曲线
Fig. 4 Flight path angle curve

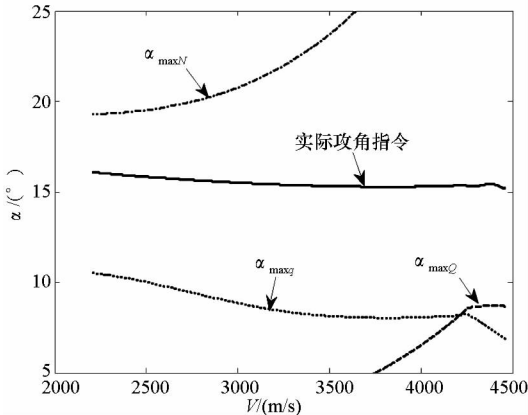


图 1 纵向制导指令及飞行走廊
Fig. 1 Longitudinal guidance commands and flight corridor

考虑再入初始条件的不确定性, 仿真验证本文设计的基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法的鲁棒性。表 1 为再入初始偏差量及其

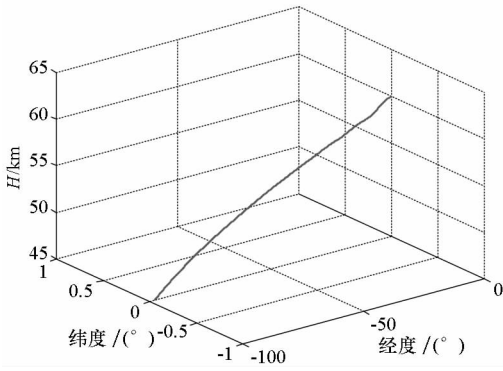


图5 三维飞行轨迹

Fig. 5 Three-dimensional flight path

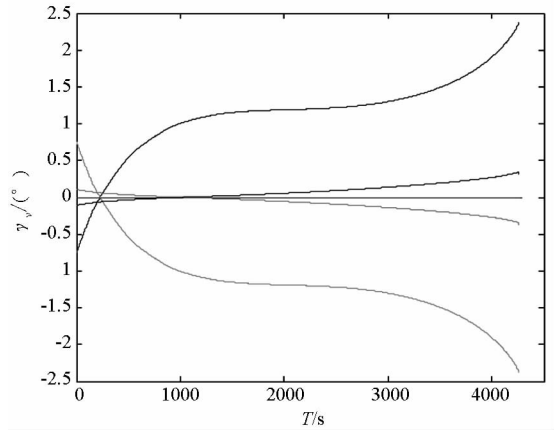


图7 侧向制导指令比较图

Fig. 7 The comparison of lateral guidance commands

航迹角等偏差的影响;

(2)该方法对消除再入初始量纵向位置(此处指经度)和速度量能偏差的影响较弱,但也有一定的自适应调节能力;

(3)该方法对再入初始条件偏差的调节能力是通过攻角指令的变化来实现的,整个飞行过程中飞行器的速度倾侧角较小,这样降低了飞行器的运动、惯性、气动、控制耦合程度,从而减小了飞行器控制系统的设计难度。

由此可见,本文设计的制导方法对再入初始量的侧向位置偏差、高度及速度的方位偏差具有良好的鲁棒性,但对纵向位置偏差及速度量能偏差鲁棒性效弱。

5 结 论

建立了远程助推滑翔飞行器的动力学模型,介绍了其飞行过程中所受的约束条件,从工程应用背景出发提出了一种基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法,用于解决此类飞行器的再入滑翔飞行制导问题。与天基平台再入滑翔飞行器固定飞行攻角设计倾侧角的制导方案不同,文中通过飞行器瞬时的位置与目标点位置构建飞行器的飞行瞬时平面,利用简单的比例控制设计侧向制导律,将远程助推滑翔飞行器控制在飞行瞬时平面内,然后利用飞行攻角的变化来调节纵向飞行弹道参数,同时通过平衡滑翔条件将过程约束转化为飞行攻角走廊,从而实现对约束的限制。仿真结果表明,基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法设计的倾侧角较小,其对再入初始量的侧向位置偏差、高度及速度的方位偏差具有良好的鲁棒性,但对纵向位置偏差及速度量能偏差鲁棒性效弱。采用基于广义标准轨迹的平衡滑翔状态反馈制导方法实现远程助推滑翔飞

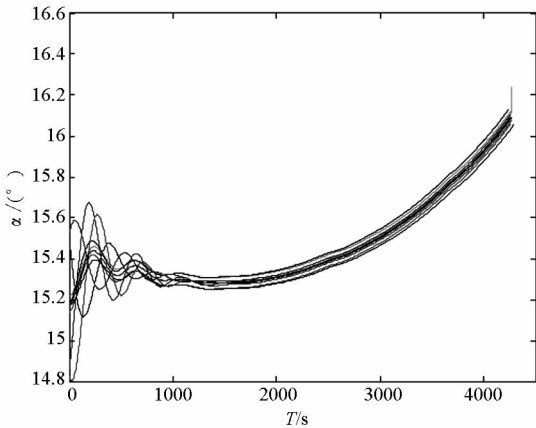


图6 纵向制导指令比较图

Fig. 6 The comparison of longitudinal guidance commands

仿真结果,图6、图7分别为偏差飞行轨迹纵向和侧向制导指令比较图。从表1及图6、图7分析可知:

表1 再入初始偏差量及其仿真结果

Tab. 1 The initial reentry deviation quantity and simulation results

偏差项	偏差量	$\Delta\varphi(^{\circ})$	$\Delta\lambda(^{\circ})$	$\Delta V(m/s)$
纬度	+1°	0.0002	-0.0060	6.834
	-1°	0.0001	-0.0134	6.322
经度	+1°	0	0.8699	-2.249
	-1°	0	-0.8847	15.186
航迹角	+0.2°	0	-0.3114	9.464
	-0.2°	0	0.2824	3.428
射向角	+1°	-0.0019	-0.0581	1.427
	-1°	0.0019	-0.0581	1.427
高度	+1km	0	-0.1080	7.611
	-1km	0	0.0761	5.487
速度	+20m/s	0	-0.9298	15.855
	-20m/s	0	0.9076	2.626

(1)本文设计的制导方法能有效地消除初始再入时侧向位置(此处指纬度)、高度、射向角及

行器的再入滑翔制导时,需要通过主动段制导严格控制飞行器的再入纵向位置偏差及再入能量,该方法能够实现小倾侧角飞行,从而降低了控制系统的设计难度,因此在工程上基于广义标准轨迹的平衡滑翔自适应制导方法具有良好的应用价值及前景。

参考文献 (References)

- [1] 胡建学,陈克俊,赵汉元,等. RLV 再入标准轨道制导与轨道预测制导方法比较分析[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(1):26-29.
HU Jianxue, CHEN Kejun, ZHAO Hanyuan, et al. Comparisons between reference-trajectory and predictor-corrector entry guidances for RLVs [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(1): 26-29. (in Chinese)
- [2] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997:382-388.
ZHAO Hanyuan. The spacecraft reentry dynamics and guidances [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997:382-388.
- [3] 陈刚,董龙雷,闫桂荣,等. 航天器再入制导方法研究现状与发展评述[J]. 飞行力学, 2008, 26(1):1-4.
CHEN Gang, DONG Longlei, YAN Guirong, et al. Recent status and development review of spacecraft reentry guidance methods [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(1): 1-4. (in Chinese)
- [4] 魏毅寅,李瑜,段广仁. 远程滑翔导弹滑翔段制导算法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(2):481-485.
WEI Yiyin, LI Yu, DUAN Guangren. Research on guidance method of glide phase for long-range glide missile [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(2): 481-485. (in Chinese)
- [5] 李惠峰,谢陵. 基于预测校正方法的 RLV 再入制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(11): 1344-1348.
LI Hui Feng, XIE Ling. Reentry guidance law design for RLV based on predictor-corrector method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1344-1348. (in Chinese)
- [6] Shen Z, Lu P. Onboard generation of three-dimensional constrained entry trajectories [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(1):111-121.
- [7] Adler F P. Missile Guidance by Three-Dimensional Proportional Navigation [J]. Journal of Applied Physics, 1956, 27(5):500-507.
- [8] Dukeman G A. Profile-following entry guidance using linear quadratic regulator theory [C]// Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Monterey, CA, 2002:1-10