

平流层卫星的建模与控制系统设计

常晓飞, 杨 韬, 符文星, 闫 杰

(西北工业大学 航天学院, 710072 西安)

摘 要: 为减小控制力在传递过程中的偏差与时滞对轨迹控制精度的影响, 对平流层卫星控制系统进行设计. 针对系统构成建立了轨迹控制器和气球系统的经向运行模型, 基于滑模变结构控制方法, 根据气球南北方向的实际指令位置和指令位置的偏差, 采用指数趋近律和边界层削抖的方法, 设计出轨迹控制器的控制系统. 仿真结果表明, 采用该方法的轨迹控制器, 可以有效克服绳索带来扰动和时滞的影响, 完成平流层卫星的东西方向运动控制, 控制误差约 80 m.

关键词: 平流层卫星; 轨迹控制器; 滑模变结构控制

中图分类号: V476.3

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2012)09-0113-05

The design of trajectory controller based on variable structure control with sliding mode for stratospheric satellite

CHANG Xiao-fei, YANG Tao, FU Wen-xing, YAN Jie

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, 710072 Xi'an, China)

Abstract: To reduce the influence of deflection and time lag of control force during the dispersion of tether on trajectory control precision, this paper designed stratospheric satellite control system. According to the system composition this paper established the trajectory control system and the longitude motion model of balloon system; Based on sliding mode variable structure control, according to deflection between the actual instruct position and instruct position in north-south direction, the methods of exponent reaching law and the flutter reduction around boundary layers are used to design the control system of trajectory controller. The simulation results have shown that the control system can overcome the disturbance and time lag caused by tether effectively, and complete the stratosphere satellite east and west direction motion control with the error of 80 m.

Key words: stratospheric satellite; trajectory control system; sliding mode variable structure control

平流层通常指距地面 8 ~ 50 km 的高空区域. 该区域气流的移动基本在水平方向上, 温度基本为常数, 有着稳定的气象条件和良好的电磁特性^[1]. 平流浮空器运行在 20 ~ 35 km 的平流层中, 通过携带不同的有效载荷, 完成数据通讯、地面观测、战场监控等任务, 具有滞空时间长、覆盖面积广、生存能力强、观测分辨率高、成本较低等优点^[2]. 因此, 世界各国纷纷投入大量的人力物力,

开展平流层浮空器的可行性研究论证及试验^[3].

目前, 平流层浮空器发展有两个方向: 飞艇和高空气球. 飞艇由于其结构和蒙皮质量相对较大, 难以飞到 20 km 以上的高度, 并且飞行中需要采用螺旋桨等产生控制力, 完成定点悬停和机动控制, 能耗问题成为制约其有控飞行的瓶颈因素; 高空气球具有结构简单、能耗较低的优点, 但由于不能进行轨迹控制, 只能随风漂浮, 一般仅用于大气研究等领域.

1999 年美国 Global Aerospace 公司提出了平流层卫星系统的概念. 该系统在传统高空气球的基础上, 增加轨迹控制器实现运动轨迹的控制, 使其在平流层内沿特定轨道绕地球运动, 类似卫星

收稿日期: 2012-03-20.

基金项目: 国家高技术研究发展计划资助项目(2009AA7050103);
西北工业大学基础研究基金资助项目(JC201003).

作者简介: 常晓飞(1983—), 男, 讲师.

通信作者: 符文星, wenxingfu@nwpu.edu.cn.

的运行轨道,故称为平流层卫星^[4],具有成本低、能耗低等优点.

本文针对平流层卫星的工作特点,建立系统的经向运动模型.针对系绳带来的时滞和耦合特性,基于滑模变结构控制设计了控制系统,并进行了不同条件下的仿真验证.

1 平流层卫星构成及运行环境

平流层卫星由超压氦气球、有效载荷、系绳、轨迹控制器等组成^[5](如图 1 所示).

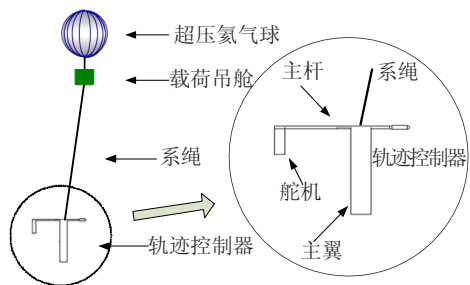


图 1 平流层卫星的系统构成

平流层中温度随高度增加而上升,逆温结构使得平流层大气稳定,风向主要为东西方向,风速大小随着高度而发生变化^[6].大气密度随着海拔的升高而逐渐减小.

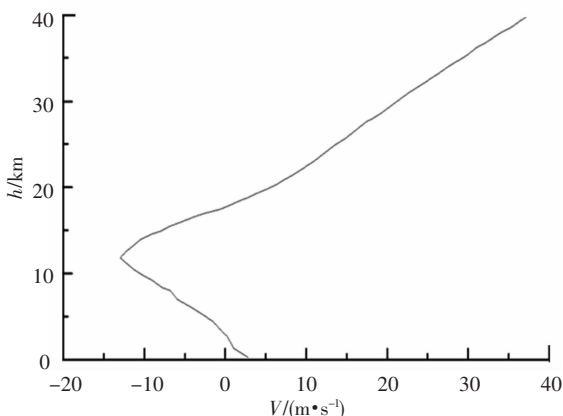


图 2 Alice Springs 平均风速轮廓线(1983 年 1 月)

从图中可以看出,平流层在 20、35 km 之间,存在一个较大的风速偏差;而通过对大气密度的统计可知,海拔 20 km 处的大气密度约为海拔 35 km 处的 10 倍.

平流层卫星的巧妙之处在于控制器和气球之间通过一根长约 15 km 的系绳连接,将其轨迹控制器置于一个较低高度,利用不同海拔高度的风速差和密度差产生控制力,这种轨迹控制方法几乎不需要消耗能源,是一种新的轨迹控制思想,为平流层浮空器以较低的能耗实现轨迹控制提供了可能性^[7-8].

2 平流层卫星经向运动模型

平流层卫星系统通过系绳将气球和轨迹控制器连接起来,三者的运动相互作用、相互约束,构成了一个由气球-系绳-轨迹控制器三者组成的多体柔性约束系统.在设计轨迹控制器的控制系统时,主要考虑气球经向的受力情况和运动情况.

2.1 系统假设

平流层卫星是一个复杂系统,为了便于研究,有必要在符合实际情况的基础上对整个系统以及运行环境进行一些假设.

- 1) 仅考虑气球在南北方向的受力情况和运动状态,忽略气球质量变化.
- 2) 根据气象数据分析,气球工作高度的经向风很小,假设为零;忽略垂直对流;同时,不考虑大地的曲率和旋转.
- 3) 气球在工作高度处于超压状态,因此假设气球受力的作用点集中在气球质心,忽略气球弹性形变;忽略吊舱对气球气动力的影响;忽略附加惯性力的影响.
- 4) 忽略系绳在传递牵引力过程中对牵引力大小和方向的改变,将系绳的影响作为牵引力的干扰来进行考虑.
- 5) 在设计轨迹控制器时,将其机体重心位于远离机体与系绳悬挂点的下方,使其具有良好的静稳定性,假设机体纵轴与水平面平行,机翼与水平面垂直;假设轨迹控制器处于瞬时平衡状态.

2.2 坐标系定义

为了分析系统的受力和运动情况,定义几个相关的坐标系.

2.2.1 地面坐标系($o_E - x_E y_E z_E$)

坐标原点为初始位置在地面的投影点. $o_E x_E$ 轴在水平面,向东为正; $o_E y_E$ 轴垂直地面,向上为正; $o_E z_E$ 轴指向为正南.在此,认为地面坐标系为惯性系.

2.2.2 球体坐标系($o_B - x_B y_B z_B$)

坐标原点 o_B 位于气球质心,3 个轴的方向与地面坐标系相同.

2.2.3 机体坐标系($o_C - x_{Cb} y_{Cb} z_{Cb}$)

坐标原点 o_C 在轨迹控制器质心, $o_C x_{Cb}$ 轴沿纵轴方向指向机头, $o_C y_{Cb}$ 轴位于机体纵向对称平面内,向上为正, $o_C z_{Cb}$ 轴构成右手直角坐标系.由上述假设可知,轨迹控制器与地面惯性坐标系之间的关系,只存在一个偏航角 ψ_C .

2.2.4 速度坐标系($o_C - x_{Cv} y_{Cv} z_{Cv}$)

速度坐标系原点 o_C 取在轨迹控制器质心,

$o_c x_{c_c}$ 轴指向速度方向为正, $o_c y_{c_c}$ 轴位于机体纵向对称平面内, 向上为正, $o_c z_{c_c}$ 轴组成右手直角坐标系. 考虑到 $o_c x_{c_c}$ 轴与水平面平行, 则机体坐标系和速度坐标系间的相对关系可用侧滑角 β_c 来描述, 可以用来求解轨迹控制产生的气动力大小.

2.3 轨迹控制器气动受力分析

轨迹控制器飞行在系绳的下端, 通过控制舵偏角, 调整其空中姿态, 改变翼面受到的气动力的方向和大小, 从而达到改变系绳张力的目的.

2.3.1 平衡侧滑角求解

通过对轨迹控制器外形吹风数据的分析可以发现, 在侧滑角和舵偏角较小的情况下, 偏航力矩系数的线性度较好, 可以认为偏航力矩系数与侧滑角和偏航角成线性关系. 根据瞬时平衡假设, 求解出平衡侧滑角. 平衡侧滑角的求解公式为

$$\beta = -\frac{m_y^{\delta_y}}{m_y^{\beta}} \delta_y \approx k \delta_y.$$

2.3.2 气动力分析

根据对气动数据的分析, 轨迹控制器在侧滑角较小的姿态下, 阻力系数基本为常值, 侧向力系数对侧滑角基本呈线性关系. 即

$$\begin{aligned} C_{C_x} &\approx a, \\ C_{C_z} &\approx b_1 \beta + p_0 = b_1 k \delta_y + b_0. \end{aligned}$$

由于忽略了垂直对流, 则轨迹控制器受到的气动力均在水平平面, 图3给出了气动力分解示意图.

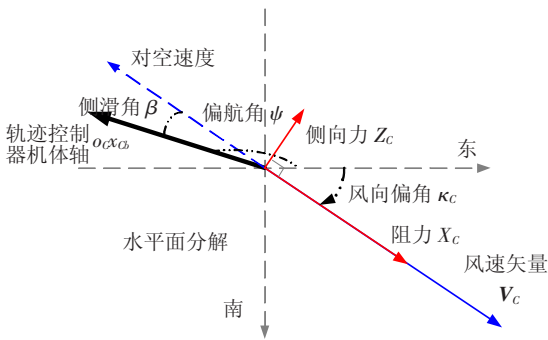


图3 轨迹控制器气动力受力分析

图中, κ_c 为轨迹控制器处的风速偏角, 其定义为风向与正东方向的偏角. 根据轨迹控制器的平衡假设, 可知其对空速度即为当地高度的风速, 其方向与风向相反, 则轨迹控制器受到的气动阻力方向与对空速度相反, 侧向力方向垂直于对空速度, 指向对空速度的右侧. 侧向力和阻力的计算公式为

$$\begin{cases} X_c = C_x q S = \frac{1}{2} \rho V_c^2 C_x S, \\ Z_c = C_z q S = \frac{1}{2} \rho V_c^2 C_z S. \end{cases} \quad (1)$$

2.3.3 轨迹控制器受力分析

轨迹控制器受到重力、系绳拉力和气动力的作用, 3个力的合力为零. 在地面坐标系中列出在经向方向的受力平衡方程为

$$T_z = X_c \sin \kappa_c - Z_c \cos \kappa_c. \quad (2)$$

式中: T_z 为轨迹控制器与系绳连接处系绳张力矢量在地面坐标系 z 轴的分量.

2.4 气球经向运动方程

气球在南北方向的受力主要包括轨迹控制器产生的牵引力, 以及气球运动所受到的气动力. 根据假设, 气球工作高度的南北方向风速为零, 即气球对空速度等于对地速度, 则气球在南北方向的运动方程为

$$m_B \ddot{z} = T_z - \frac{1}{2} \text{sign}(\dot{z}) \rho_B C_{BD} S_B \dot{z}^2. \quad (3)$$

式中: ρ_B 为气球飞行高度的大气密度; C_{BD} 为气球系统的阻力系数; S_B 为气球系统的有效参考面积.

将式(1)、(2)代入到式(3)中, 整理可得

$$\begin{aligned} m_B \ddot{z} = & -\frac{1}{2} b_1 k \rho_c V_c^2 S_c \cos \kappa_c \delta_y + \\ & \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 S_c (a \sin \kappa_c - b_0 \cos \kappa_c) - \\ & \frac{1}{2} \text{sign}(\dot{z}) \rho_B C_{BD} S_B \dot{z}^2. \end{aligned}$$

选取 $\mathbf{x} = [x_1 \ x_2]^T = [z \ \dot{z}]^T$, 则系统模型转换为

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2, \\ \dot{x}_2 &= -\frac{1}{2m_B} b_1 k \rho_c V_c^2 S_c \cos \kappa_c \times \delta_y + \\ & \frac{1}{2m_B} \rho_c V_c^2 S_c (a \sin \kappa_c - b_0 \cos \kappa_c) - \\ & \frac{1}{2m_B} \text{sign}(\dot{z}) \rho_B C_{BD} S_B \dot{z}^2. \end{aligned} \quad (4)$$

3 基于滑膜变结构的控制系统

平流层卫星依靠系绳传递轨迹控制器的侧向力来控制气球的经向运动. 系绳受到重力和气动力的影响, 控制力在传递的过程中会出现大小和角度的偏差, 并且会造成控制效果存在明显的时滞现象. 另外, 由于系统在飞行过程中会受到气动湍流或阵风等各种干扰的影响, 使得系统中存在大量不确定因素. 综上所述, 控制时滞、控制随机扰动和状态参数的不确定性, 是轨迹控制系统设计时面临的难题.

滑膜变结构控制对系统参数的时变规律、非线性程度以及外界干扰等不需要精确的数学模型, 并且对系统内部的耦合不必做专门解耦^[9].

其控制特性能够迫使系统在一定特性下沿规定的状态轨迹做小幅高频的运动. 当系统进入滑动模态后, 它对系统参数及扰动变化反应迟钝, 始终沿着设定滑模面运动, 具有很强鲁棒性^[10-11], 加之其算法简单, 易于实现, 从而为强滞后的不确定系统的控制问题提供了较好的解决途径.

3.1 滑动模态面的选取

设期望的气球经向位置和速度为 $\mathbf{x}^* = [x_1^* \ x_2^*]^T = [z^* \ \dot{z}^*]^T$, 取其偏差来设计线性滑动模态面为

$$s(x) = K(x_1 - x_1^*) + (x_2 - x_2^*) = K(z - z^*) + (\dot{z} - \dot{z}^*). \quad (5)$$

3.2 变结构控制律的设计

本文基于指数趋近律方法设计控制律, 并采用边界层的方法来削弱抖动, 得到的滑膜变结构控制律为

$$K(\dot{z} - \dot{z}^*) + (\ddot{z} - \ddot{z}^*) = -\frac{\varepsilon s}{|s| + \xi} - ks. \quad (6)$$

结合式(4)~式(6), 可以推导出轨迹控制器的期望舵偏角为

$$\delta_y^* = \frac{2m_b}{kb\rho_c V_c^2 S_c \cos \kappa_c} \left(\frac{\varepsilon s}{|s| + \xi} + ks - \ddot{z}^* + K(\dot{z} - \dot{z}^*) \right) + \frac{1}{kb_1 \rho_c V_c^2 S_c \cos \kappa_c} \left((\rho_c V_c^2 S_c (a \sin \kappa_c - b_0 \cos \kappa_c) - \text{sign}(\dot{z}) \rho_B C_{BD} S_B \dot{z}^2) \right).$$

4 仿真验证

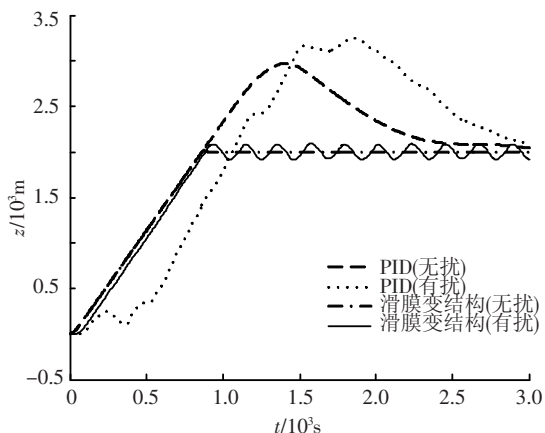
假设仿真开始时刻, 系统处于平衡状态, 目标是控制轨迹控制器拖动气球向正南方向移动 2 000 m.

仿真参数为: 氢气球的高度为 35 km, 质量为 310 kg, 参考面积 1 825 m²; 系绳长度为 12 km; 轨迹控制器的参考面积为 12² m²; 风场为 Alice Springs 地区 1983 年 1 月的风场模型; 控制系统舵偏限幅为 8°, 滑膜变结构的控制参数 $K = 0.15$, $k = 10$, $\varepsilon = 0.004$, $\xi = 0.01$, PID 控制器的参数为 $K_p = 0.005$, $K_i = 0.000\ 015$, $K_d = 0.000\ 5$.

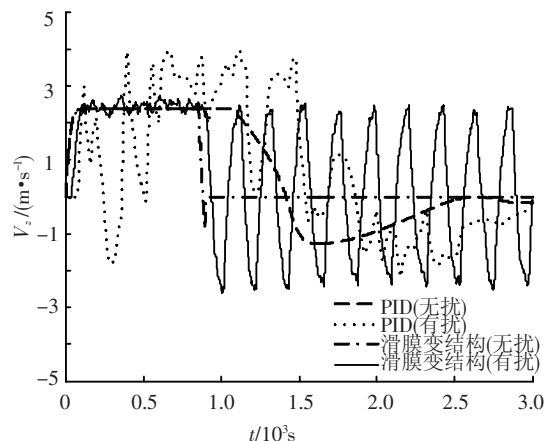
由于轨迹控制器对气球的控制作用是通过系绳传递的, 因此, 在传递过程中不可避免地会对控制效果产生延时和扰动. 为了检验滑膜变结构控制器的控制效果, 在模型中添加了延时和控制扰动. 设定延时效果 40 s, 控制扰动是将控制侧向力进行 $\pm 50\%$ 的随机拉偏, 并将仿真结果与 PID 控制的结果进行了对比. 图 4 给出了仿真对比结果.

从仿真结果的对比可以看出, 当控制作用存在延时及控制扰动的情况下, 虽然造成气球侧向

位置出现震荡, 但精度依然很高, 定位偏差 < 80 m. 与 PID 控制相比较, 气球机动调整时运行平稳, 超调量很小, 抗干扰能力强.



(a) 气球系统侧向位移变化曲线



(b) 气球系统侧向速度变化曲线

图 4 轨迹控制器仿真结果

5 结 论

1) 平流层卫星利用气球和轨迹控制器之间的风速差和密度差来产生控制力, 为以较低的能耗完成轨迹控制提供了一种解决方法. 但系绳在传递控制力的过程中, 产生时滞和随机扰动, 影响其轨迹控制精度. 本文在合理假设的基础上, 建立了经向运动模型; 针对系绳带来的扰动和时滞, 基于滑膜变结构控制设计出轨迹控制器的控制系统.

2) 采用轨迹控制器和系绳系统, 可以实现对平流层卫星南北方向运动的稳定控制, 确保其沿东西方向轨道运动.

3) 采用滑膜变结构控制的轨迹控制器控制系统, 能够较好地克服了控制延时和扰动对控制造成的偏差.

4) 和 PID 控制比较, 机动调整过程和定点保持过程的动态性能和稳态性能良好, 机动速度约

为 2 m/s, 控制偏差 < 80 m.

参考文献:

- [1] STEPHENS H. Near-space[J]. Air Force Magazine, 2005, 88(7): 31.
- [2] 王彦广, 李健全, 李勇. 近空间飞行器的特点及其应用前景[J]. 航天器工程, 2007, 16(1): 50 - 57.
- [3] ORR G D, BALL D R J, SMITH I S. The NASA balloon program: an overview[C]//AIP Conf Proc 609. BOLOGNA, ITALY: AIP, 2001: 235 - 238.
- [4] CATHEY Jr, HENRY M. Evolution of the NASA Ultra Long Duration Balloon[C]//AIAA Balloon Systems Conference. Williamsburg: AIAA, 2007: 1 - 13.
- [5] 张晶敏, 陆宇平, 刘家宁. 平流层长航时气球轨迹控制系统研究[J]. 飞机设计, 2007, 27(2): 22 - 24.
- [6] HEUN M K, NOCK K T, SCHLAIFER S. Latitudinal dispersion characteristics of very long duration stratospheric constant-altitude balloon trajectories[C]//AIAA International Balloon Technology Conference. Norfolk: AIAA, 1999: 214 - 220.
- [7] 符文星, 朱苏朋, 闫杰, 等. 平流层卫星轨道控制系统研究[J]. 宇航学报, 2008, 25(5): 1480 - 1484.
- [8] CHUNG Soon-Jo, KONG E M, MILLER D W. Dynamics and controls of tethered formation flight spacecraft using the spheres testbed[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005: 1 - 26.
- [9] 宋斌, 马广富, 李传江. 基于自适应滑模方法的航天器位置与姿态控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(9): 1353 - 1357.
- [10] TIAN Yanfeng, GUO Qingding. Robustness-tracking control based on sliding mode and H_∞ theory for linear servo system[J]. Journal of Harbin Institute of Technology (New Series), 2005, 12(2): 213 - 217.
- [11] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.

(编辑 张 红)

(上接第 72 页)

- [4] 刘湘宁, 向锦武. 大展弦比柔性复合材料机翼的气动弹性剪裁[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 35(6): 1404 - 1408.
- [5] JOSEPH A G. Numerical investigation of nonlinear aeroelastic effects on flexible high aspect ratiowings[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 1025 - 1036.
- [6] WILLIAM W G. Mission adaptive wing system for tactical aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(7): 597 - 563.
- [7] YIN Weilong, SUN Qijian, ZHANG Bo, *et al.* Seamless morphing wing with SMP skin[J]. Advanced Materials Research, 2008, (47 - 50): 97 - 100.
- [8] YIN Weilong. Stiffness requirement of flexible skin for variable trailing-edge camber wing[J]. Science China Technological Sciences, 2010, 53(4): 1077 - 1081.
- [9] LIU Shili, GE Wenjie, LI Shujun. Optimal design of compliant trailing edge for shape changing[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(2): 187 - 192.
- [10] DAYNES S, NALL S J, WEAVER P, *et al.* Bistable composite flap for an airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(1): 334 - 338.
- [11] PALACIOS R, CESNIK C. Low-speed aeroelastic modeling of very flexible slender wings with deformable airfoils[C]//Proceedings of the 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Schaumburg: Illinois, 2008: 1 - 10.
- [12] PALACIOS R, CESNIK C E S. On the one-dimensional modeling of camber bending deformations in active anisotropic slender structures[J]. International Journal of Solids and Structures, 2008, 45(7/8): 2097 - 2116.
- [13] FORSCHING H W. 气动弹性力学原理[M]. 沈克扬, 译. 上海: 上海科学技术文献出版社, 1982: 240 - 250.
- [14] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京: 科学出版社, 1997: 118 - 119.

(编辑 张 红)