

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2011.03.023

平流层飞艇上升段高度控制方案

侯勇, 杨军

(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘要: 为更好地进行平流层飞艇上升段控制并提高上升速度, 建立飞艇三自由度纵向动力学方程。从理论上分析了副气囊单一控制存在上升速度较慢的问题, 提出了在飞艇上升段采用螺旋桨推力+动升力+静升力的复合控制方案, 分别对 2 种方案设计了控制器, 并通过数字仿真验证了在飞艇上升段采用复合控制方案的合理性。

关键词: 飞艇; 高度控制; 控制方案; 上升段

中图分类号: TP273+.3 **文献标志码:** A

Height-Control Scheme of Stratospheric Airship Ascending Stage

Hou Yong, Yang Jun

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

Abstract: In order to better control stratospheric airship ascending stage and accelerate its ascending speed, construct the stratospheric airship 3-dimensional portrait dynamics equation. After analyze the problem of slow ascending speed of the semi-control scheme of ballonets, a new control scheme that depend on static lift, airscrew thrust and aerodynamic lift to ascend in the ascending stage is presented. According to these two schemes, the comparison controller is designed. The feasibility of the composite control scheme is tested by computer simulation.

Keywords: airship; height-control; control scheme; ascending stage

0 引言

平流层飞艇一般运行在大气层中平流层底部, 离地面约 20 km。此高度大气上热下冷, 对流很弱, 以平流运动为主, 飞艇在其中受力稳定, 易于控制。飞艇内部携带充有氦气的气囊, 以提供静浮力作为升力, 并通过充有空气的副气囊对飞艇进行高度调节。由于可以不依靠运动产生升力, 所以此类飞艇能够以极慢的速度飞行, 甚至能够在空中长期保持定点, 即相对地面静止, 被认为是继地面通讯站和卫星之后的第三代通讯平台 (High Altitude Platform Stations, HAPS)。平流层飞艇在军事上有广泛的应用, 如情报侦察、预警探测、导弹防御、反潜作战、战场监测以及电子对抗等。近年来, 随着惰性气体的使用, 材料、控制等技术的进步。美国、日本、韩国、德国、英国、意大利、俄罗斯、澳大利亚、以色列、巴西以及中国等国家, 都竞相展开了对飞艇的研制开发, 特别是平流层飞艇, 已经成为当今飞艇技术研究的热点和前沿问题^[1]。

平流层飞艇从地面放飞时有一个快速上升段, 主要目的是尽快使飞艇穿越气象条件复杂的对流层, 接近预定放飞高度。在此段, 大气温度、压力、湿度、风场等不确定因素使得飞行控制难度增加^[2]。迄今为止, 见诸报道的有关平流层飞艇定点控制与

姿态控制的资料比较多, 而论及上升段高度控制的文献还没有见到。笔者针对目前平流层飞艇研究可能采取的单纯通过副气囊充放气进行高度控制的方案进行相关研究。以半硬式平流层飞艇为背景, 建立了飞艇三自由度动力学模型, 分析了单纯利用副气囊充放气进行高度控制时, 飞艇上升速度较慢的原因, 提出了利用螺旋桨推力+动升力+静升力进行复合控制的方案, 并对 2 种方案进行了数字仿真验证及对比。

1 数学建模

采用欧美坐标系建立飞艇纵向动力学方程, 运动学方程同传统飞行器。为简化分析, 做出如下假设:

1) 飞艇为刚体, 忽略其弹性效应; 2) 飞艇具有纵向对称平面, 并且重心在对称平面内; 3) 飞艇的体心 C_p 和浮力中心重合。

与飞机等传统飞行器不同的是, 艇体坐标系与速度坐标系的原点并不是取在飞艇的质心, 而是取在其体积中心。这样建立的方程形式上比较简单。

如图 1, 在艇体坐标系中, 沿 ox 、 oy 、 oz 轴向的速度分别用 u 、 v 、 w 表示, 绕 ox 、 oy 、 oz 轴的角速度和转动惯量分别用 p 、 q 、 r 、 I_x 、 I_y 、 I_z 表示。飞艇的俯仰角、偏航角和滚转角分别用 θ 、 ψ 和 ϕ 表示。飞艇的迎角和侧滑角分别用 α 和 β 表示。

收稿日期: 2010-11-22; 修回日期: 2010-12-25

作者简介: 侯勇 (1978—), 男, 四川人, 硕士, 工程师, 从事平流层飞艇控制技术研究。

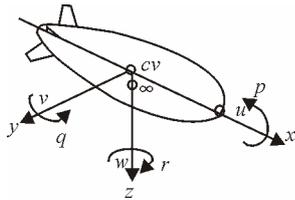


图 1 舰体坐标系

作用在飞艇上的力包括：流体惯性力（因为飞艇密度和大气相当，必须考虑）、空气动力、螺旋桨推力、重力和浮力。则艇体坐标系上纵向运动的动力学方程为^[3]：

$$m \cdot [(\dot{u} + wq) + z_G \dot{q}] = \Sigma X \quad (1)$$

$$m \cdot [(\dot{w} - uq) - z_G q^2] = \Sigma Z \quad (2)$$

艇体坐标系上绕 *oy* 轴的旋转动力学方程为：

$$I_y \dot{q} + m z_G (\dot{u} + qw) = \Sigma M \quad (3)$$

式 (1)~式 (3) 右端为作用在飞艇上的力和力矩在艇体坐标系各轴上的分量之和；飞艇重心在艇体坐标系的坐标 $C_G = (0, 0, z_G)$ ，*m* 为飞艇质量。

2 控制方案分析

因为受飞艇蒙皮材料的约束，艇内外压差必须保持在一定范围之内。如果低于下界，飞艇的蒙皮会在外界气动力的作用下变形，增加飞行阻力甚至破坏飞艇结构。如果高于上界，则由于内外压差大于飞艇蒙皮的结构强度，会导致浮升气体的快速渗漏乃至蒙皮的破裂。上述 2 种情况在受到垂直气流影响时特别容易出现^[4]。笔者考虑的压差约束为 $200 \leq \Delta P \leq 500$ 。在整个飞控设计方案中，压差约束具有最高的优先级。

2.1 副气囊单一控制方案

副气囊单一控制方案是在压差约束条件下，利用副气囊充放气进行高度调节，空气舵用于姿态控制，俯仰角保持在 0°，螺旋桨推力用于抗风飞行。在放飞坐标系 $O_e - X_e Y_e Z_e$ 中，飞艇 *Z* 方向受力为：

$$Z = B - G + Z_a^e \quad (4)$$

其中，*B* 为飞艇所受浮力；*G* 为飞艇所受重力； Z_a^e 为飞艇所受的气动力在放飞坐标系的投影。当飞艇垂直上升时， Z_a^e 为负的最大值。其高度控制系统组成如图 2。

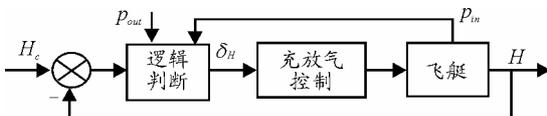


图 2 副气囊高度控制

副气囊充放气控制指令 δ_H 为：

$$\delta_H = \begin{cases} 1 & \Delta p > 500 \text{ Pa} \\ \text{sgn}(H_c - H) & 200 \text{ Pa} \leq \Delta p \leq 500 \text{ Pa} \\ -1 & \Delta p < 200 \text{ Pa} \end{cases} \quad (5)$$

其中， $\Delta p = p_{in} - p_{out}$ 为艇囊内外压差。 δ_H 为 1 时，控制气囊放气； δ_H 为 -1 时，控制气囊充气。

2.2 高度复合控制方案

高度复合控制方案是在压差约束条件下，综合使用螺旋桨推力+动升力+静升力进行高度调节，即高度控制指令除了控制副气囊充放气以外，还对飞艇俯仰角进行控制。在放飞坐标系 $O_e - X_e Y_e Z_e$ 中，飞艇 *Z* 方向受力为：

$$Z = T \sin \vartheta + B - G + Z_a^e \quad (6)$$

其中， $T \sin \vartheta$ 为螺旋桨推力在放飞坐标系的投影。相比副气囊单一控制情况，多了 $T \sin \vartheta$ 项，而 Z_a^e 项有所减小。因此，当高度差较大时，令飞艇保持较大的俯仰角飞行，一方面可以减小上升时的气动阻力，另一方面可以利用螺旋桨向上的推力分量提高爬升速度，达到较快通过对流层的目的。姿态控制器采用经典 PID 设计方法。副气囊控制部分同单一控制。控制系统组成如图 3。

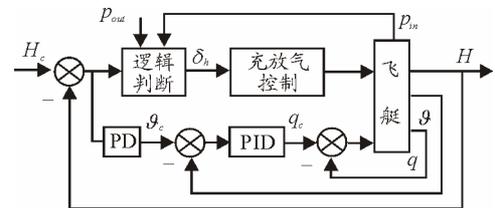


图 3 高度复合控制

俯仰角控制指令 ϑ_c 为：

$$\vartheta_c = K_{P\vartheta} (H_c - H) + K_{D\vartheta} (\dot{H}_c - \dot{H}) \quad (7)$$

其中， $K_{P\vartheta} = 0.11$ ， $K_{D\vartheta} = 0.6$ 。

角速度增稳回路控制指令为：

$$q_c = K_{Pq} (\vartheta_c - \vartheta) + K_{Iq} \int (\vartheta_c - \vartheta) + K_{Dq} (\dot{\vartheta}_c - \dot{\vartheta}) \quad (8)$$

其中， $K_{Pq} = 0.11$ ， $K_{Pq} = 0.002$ ， $K_{Dq} = 0.6$ 。

3 数字仿真分析

以下以文献[5]中提供的平流层飞艇数据为例，通过 MATLAB/SIMULINK 仿真，在压差约束条件下，对 2 种上升段高度控制方案进行验证。

(下转第 89 页)

5 结束语

该系统能较好地满足导航系统的要求, 具有开发简单、性能可靠等优点, 有着良好的应用前景。下一步, 还将继续完善系统功能模块, 并对现有的设计进行改进和优化。

参考文献:

[1] 屈继楠, 付梦印, 等. 基于ETX与VxWorks的嵌入式车辆导航系统的设计[J]. 汽车电子, 2007, 23(1): 308-309.

[2] 周游. 基于GIS/GPS的车载定位导航监控软件系统的研究与设计[D]. 武汉科技大学, 2005: 37-38.
 [3] 汪永红, 解云虹. 车辆导航系统实现中的关键技术[J]. 测绘科学技术学报, 2007, 24(增刊): 37-38.
 [4] 赵亦林(美). 车辆定位与导航系统[M]. 谭国真译. 北京: 电子工业出版社, 1999: 110-132.
 [5] 陈智育, 等. VxWorks 程序开发实践[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2004.
 [6] 汤璇, 陈和平, 陈彬. 嵌入式车载导航系统的设计与研究[J]. 计算机与现代化, 2009(3): 108-109.

(上接第74页)

3.1 仿真初值

设定仿真初值, 初始高度 $H_{ini} = 1\ 000\ m$, 初始姿态角 $\theta_{ini} = 0^\circ$, 飞艇保持巡航速度, $V = 10\ m/s$; 指令高度 $H_{cmd} = 1\ 500\ m$, 单一控制的姿态指令保持为零, $\theta_{cmd} = 0^\circ$, 复合控制的姿态指令随高度偏差自动生成, 仿真时间 $t = 500\ s$ 。

3.2 仿真结果与分析

如图 4, 单一控制方案俯仰角保持在 0° , 符合控制要求, 而复合控制方案俯仰角在增大和减小过程中都没有超过 6° , 在安全范围之内, 只是存在 0.76° 的静差。

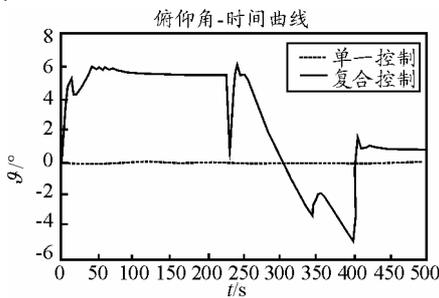


图 4 俯仰角时间曲线

如图 5, 2 种控制方案的压差都在要求范围之内, 当高度超调时, 复合控制方式下副气囊有一个充气回调的过程, 而单一控制方式因为没有在规定的时间内到达高度, 所以没有充气的过程。

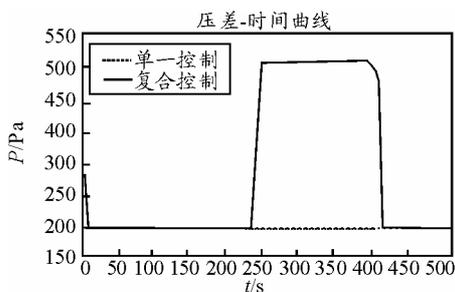


图 5 压差时间曲线

如图 6, 复合控制方案上升速度达到 $2.5\ m/s$, 回调速度也有 $2\ m/s$, 而单一控制方案上升速度不足

$0.053\ m/s$ 。

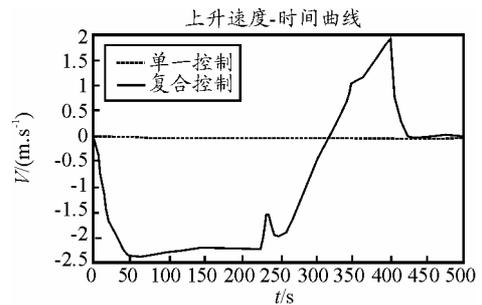


图 6 上升速度时间曲线

如图 7, 单一控制方案在 $500\ s$ 之内只上升了 $24.7\ m$, 没有达到指定高度; 复合控制方案在 $236.95\ s$ 到达指定高度, 并在 $180\ s$ 之内进入定点状态, 定高精度 $0.15\ m$ 。

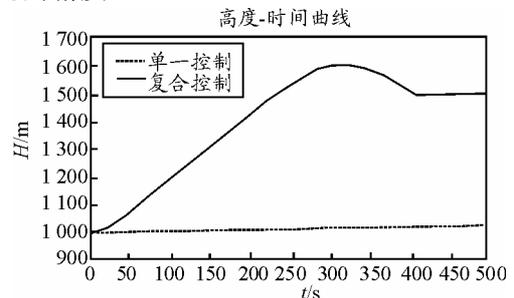


图 7 高度时间曲线

4 结论

理论分析和 MATLAB/SIMULINK 仿真验证证明, 复合控制比副气囊单一控制更适合于飞艇的上升段的高度控制。

参考文献:

[1] 施红, 等. 平流层飞艇上升过程的数值模拟[J]. 导弹与航天运载技术, 2008(3): 37.
 [2] 李智斌, 等. 近空间浮空飞艇飞行控制研究现状及问题[J]. 控制工程, 2006(5): 16-17.
 [3] 王明建. 平流层飞艇平台的建模与控制方法研究[D]. 15-18.
 [4] 邓黎. 平流层飞艇的环境控制[J]. 航天返回与遥感, 2006(9): 52.
 [5] Joseph B.Mueller, Michael A.Paluszek and Yiyuan Zhao, Development of an Aerodynamic Model and Control Law Design for a High Altitude Airship, AIAA 2004-6479: 16.