

一种平流层飞艇高度控制方法

肖鸣超, 陈欣, 李春涛, 杨艺
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 现代平流层飞艇要求飞艇能够安全、平稳地抵达平流层目标高度。首先分析了平流层飞艇高度控制与压差控制的关系, 然后针对平流层飞艇的特点提出了一种前馈式高度控制的方法。仿真结果表明, 前馈式高度控制器具有一定的局限性, 不能同时满足高度和压差的控制目标。为此, 提出了压差控制器以及两种解决高度控制器与压差控制器融合问题的方案, 最后的仿真结果表明, 限制高度控制权限的方案能保证飞艇安全平稳地到达目标高度。

关键词: 平流层飞艇; 高度控制; 压差控制

中图分类号: V249.12

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2014)06-0086-04

A Method for Altitude Control of Stratospheric Airships

XIAO Ming-chao, CHEN Xin, LI Chun-tao, YANG Yi

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The modern stratospheric airship is required to reach the altitude of stratosphere safely and smoothly. The relationship between the airship's altitude control and pressure difference control was analyzed. According to the characteristics of stratospheric airships, a feedforward altitude control approach was proposed. The simulation results showed that the feedforward controller had some limitations, and couldn't meet the goals for altitude and pressure control. Thus we put forward a pressure difference controller, and two solutions to resolve the integration problem of altitude and pressure controller. The final simulation results make known that the scheme of restricting the altitude controller's authority can ensure the airship to reach the required altitude safely and stably.

Key words: stratospheric airship; altitude control; pressure difference control

0 引言

平流层又称同温层, 在中纬度地区位于离地表约 11~50 km 的高度, 是地球外围大气层中最平静的一段, 平流层中大气没有对流, 以平流运动为主, 飞行器在平流层中受力稳定, 便于实现操纵, 平流层环境的这一独特优势使其成为 21 世纪各航空大国关注和开发的热点^[1]。飞艇是一种轻于空气的特殊飞行器, 主要依靠其内部的浮升气体(一般是氦气)来提供升力, 能够实现低速飞行和悬停操作, 这是飞艇不同于传统飞行器的主要特点, 另外, 飞艇还具有造价低、维护简单、隐身性能好等优势^[2]。20 世纪 90 年代以来, 随着控

制、材料、结构力学等科学技术的迅猛发展, 平流层飞艇平台(Stratospheric Airship Platform)的概念被提出, 它是一种能够悬停或低速飞行于平流层指定高度的飞行器, 通过携带不同的有效载荷, 平流层无人飞艇能够完成通信、空中观测和侦察、监视、长途运输、灾区巡逻和营救等多种任务, 其广阔的应用前景引发了全世界各航空大国的研究兴趣^[3]。

1 问题分析与描述

飞艇的主要构成包括: 气囊(主气囊和副气囊)、尾翼、吊舱(主要用来装载艇载设备、飞控系统、通信系统等)以及动力设备。图 1 所示为本文研究的样例平流层飞艇的结构示意图。

艇内有 5 个独立的气室, 每个气室内包含主气囊和副气囊, 副气囊上安装有风机和阀门, 通过风机、阀门的充放气操作实现对飞艇高度的控制和气囊内外压差的调整。本文将对样例飞艇在高度方向上的控制进行分析和设计。

收稿日期: 2013-08-12

修回日期: 2013-09-01

基金项目: 飞行器控制一体化技术重点实验室航空科学基金(20125252057); 江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目(CXLX12_0159)

作者简介: 肖鸣超(1989—), 男, 河南新乡人, 硕士生, 研究方向为平流层飞艇控制技术。

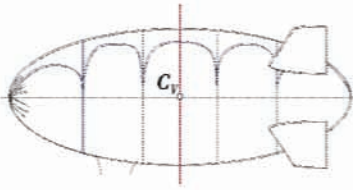


图1 平流层飞艇结构示意图

Fig.1 Stratospheric airship structural diagram

平流层飞艇通过对副气囊的充放气来改变飞艇的自重,实现对飞艇高度的控制;同时在飞艇的飞行过程中,需要保持一定的气囊内外压差,压差不足会造成飞艇的外形结构变化,压差过大会造成飞艇外蒙皮膨胀,从而导致囊内浮升气体泄漏,甚至是外蒙皮破裂,威胁飞艇安全,压差的控制也需要通过副气囊的充放气来实现,因此飞艇的高度、压差控制是耦合的^[4]。

1.1 假设条件

为简化分析,做出如下假设:1) 只考虑飞艇在垂直方向上的运动;2) 同一气室内的两个气囊间的压强相等;3) 囊内外的气体均为理想气体^[5];4) 飞艇气囊仅含一个主气囊和副气囊。

1.2 飞艇高度方向的受力分析

飞艇在高度方向的受力分析如图2所示。

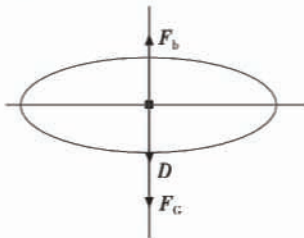


图2 飞艇在高度方向的受力分析

Fig.2 Force analysis of airship in vertical direction

静浮力为

$$F_b = \rho g V \quad (1)$$

重力为

$$F_c = (m_{He} + m_{air} + m_s) g \quad (2)$$

阻力为

$$D = \frac{1}{2} \rho u^2 C_d V^{\frac{2}{3}} \quad (3)$$

其中: ρ 为大气密度; g 为重力加速度; V 为飞艇体积; u 为飞艇上升速度; C_d 为阻力系数; m_{air} 、 m_{He} 、 m_s 分别为囊内空气、氦气以及飞艇固定结构的质量,则

$$m \dot{u} = F_b - F_c - D \quad (4)$$

其中: m 为飞艇的总质量; \dot{u} 为浮升加速度^[6]。

1.3 影响压差的主要因素

根据上述分析和假设可得

$$P_{air} = P_{He} = P_{in} = P + \Delta p \quad (5)$$

$$V_{air} + V_{He} = V \quad (6)$$

其中: V_{air} 、 V_{He} 、 V 分别为空气囊、氦气囊以及飞艇总体积; P_{air} 、 P_{He} 、 P_{in} 、 P 分别为空气囊、氦气囊、囊内气体以及大气的压强; Δp 为飞艇气囊内外的压差^[7]。下面将分析在飞艇处于不同状态时,影响其压差的主要因素^[5]。

1.3.1 静稳定状态

当飞艇处于静稳定状态时,其阻力为0,则飞艇在高度方向所受的合力

$$B = F_b - F_c = 0 \quad (7)$$

由理想气体状态可得

$$P_{air} V_{air} = m_{air} R_{air} T_{air} \quad (8)$$

$$P_{He} V_{He} = m_{He} R_{He} T_{He} \quad (9)$$

其中, T_{air} 、 T_{He} 分别为空气囊和氦气囊的囊内气体温度。

由式(8)、式(9)可得

$$(P + \Delta p) V = m_{air} R_{air} T_{air} + m_{He} R_{He} T_{He} \quad (10)$$

联立式(1)、(2)、(7)、(10)可得

$$\Delta p_0 = \frac{(\rho V - m_{He} - m_s) R_{air} T_{air} + m_{He} R_{He} T_{He}}{V} - P \quad (11)$$

其中: V 、 m_{He} 、 m_s 、 R_{air} 、 R_{He} 均为常值,等式右边其他项仅与高度有关(样例飞艇中的温度模型采用高度差值函数),因此 Δp 是高度 H 的函数,仿真结果如图3所示。

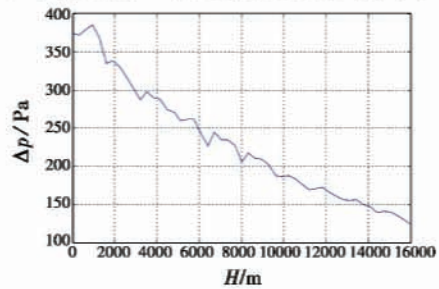


图3 静稳定状态下压差与高度关系

Fig.3 The relationship between static stable pressure and height

1.3.2 飞艇匀速上升

当飞艇匀速上升时

$$B = F_b - F_c - D = 0 \quad (12)$$

由式(3)、(11)、(12)可得

$$\Delta p = \frac{(\rho V - \frac{D}{g} - m_{He} - m_s) R_{air} T_{air} + m_{He} R_{He} T_{He}}{V} - P \quad (13)$$

上式可表示为

$$\Delta p = \frac{(\rho V - m_{He} - m_s) R_{air} T_{air} + m_{He} R_{He} T_{He}}{V} - P - \frac{D R_{air} T_{air}}{g V} \quad (14)$$

定义 $\Delta p_u = \frac{D R_{air} T_{air}}{g V}$ 为速度压差,则 $\Delta p = \Delta p_0 + \Delta p_u$,

其中, Δp_0 为飞艇在静稳定状态时的压差;通过仿真分析飞艇在不同高度下压差随浮升速度的变化曲线,结果如图4所示。

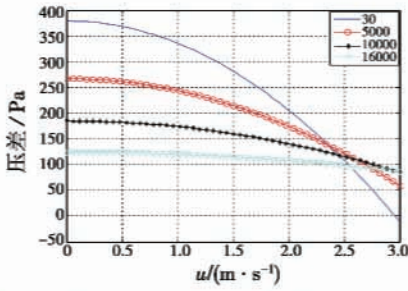


图4 飞艇匀速上升时压差与浮升速度关系

Fig.4 The relationship between pressure and climbing speed when airship is in uniform speed climbing

从仿真结果可以看出,飞艇动态压差受浮升速度影响较大,相同高度下,浮升速度越大,压差越小;随着高度的增加,飞艇压差受速度的影响逐渐减弱^[8]。

1.3.3 飞艇变速上升

飞艇变速上升时

$$B = F_b - F_c - D = m\dot{u} \quad (15)$$

由式(13)、(15)可推得

$$\Delta p = \frac{(\rho g V - D - m_{He} - m_s)R_{air}T_{air} + m_{He}R_{He}T_{He}}{g + \dot{u}} - P \quad (16)$$

对比式(14)、式(16)可知,浮升加速度对压差的影响可以表示为

$$\Delta p_{\dot{u}} = \left(\frac{\rho g V - D}{g + \dot{u}} - \rho V + \frac{D}{g} \right) \frac{R_{air}T_{air}}{V} \quad (17)$$

飞艇浮升加速度 \dot{u} 相对于 g 要小得多,所以加速度对压差的影响很小(相对于速度对压差的影响),因此,影响压差的主要因素就是飞艇的高度和浮升速度^[9]。

2 控制策略与控制器设计

反馈控制属于后入式控制;对飞艇这种具有体积大、速度慢、惯性大等特点的特殊对象,单独采用反馈控制时,控制效果很差,容易导致控制对象失控,因此,本文提出了一种前馈式高度控制的思路。

本文提出的前馈式高度控制策略是指,在搭建完成飞艇的非线性模型之后,在设计控制器之前先利用飞艇数学模型的配平,在同时满足各气囊压差条件以及飞艇俯仰角为零的前提下,获取飞艇在不同高度下的平衡状态时各气囊内气体质量的合理分布,将飞艇当前高度下的平衡质量与实际质量的差作为控制器的输入,然后解算出相应的输出流量,前馈式高度控制器如图5所示。

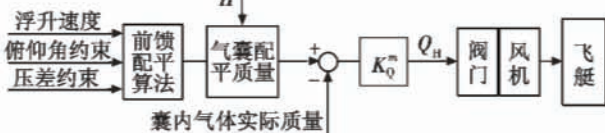


图5 前馈式高度控制器

Fig.5 The feedforward height controller

飞艇前馈式高度控制中的关键步骤是在完成数学模型的基础上,通过配平算法对其非线性模型进行配平,得到飞艇在不同高度平衡状态下,各气囊内气体质量的合理分布,然后将囊体实际质量与配平质量的差解算为输出流量。针对本文研究的样例飞艇,图6~图8为采用前馈式高度控制的仿真结果。

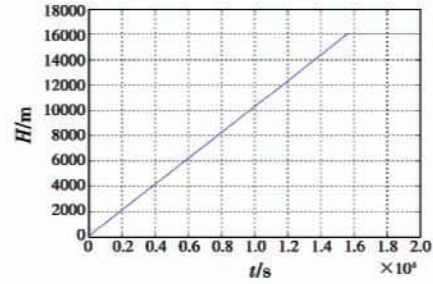


图6 高度

Fig.6 Height

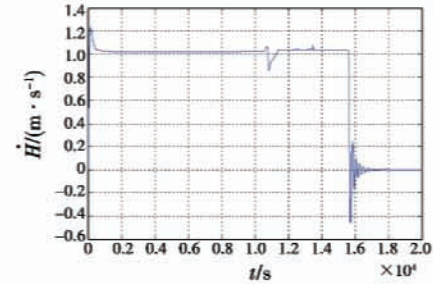


图7 爬升速度

Fig.7 Climbing speed

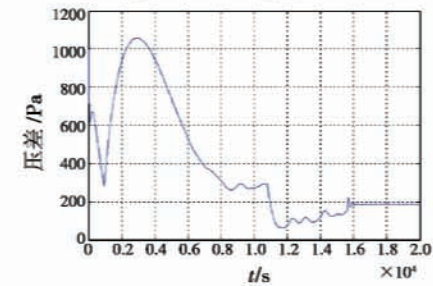


图8 气囊压差

Fig.8 Bladder pressure

从仿真结果可以看出,虽然前馈式高度控制能够完成高度控制的目标,但是气囊压差的控制效果不能满足飞艇的安全需求(100~450 Pa);为此还需要加入一个压差控制器,通过两个控制器的协调来完成控制目标的要求。压差控制器采用如图9所示的PD结构。

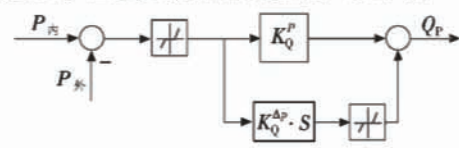


图9 压差控制器

Fig.9 Pressure controller

前馈式高度控制能完成高度控制目标,压差控制

器将飞艇的内外压差控制在安全的范围之内,保证飞艇的安全,但是两个控制器的输出均为风机和阀门的流量,两个控制器的关系究竟如何处理,如何能够在既完成控制目标的前提下,又体现出压差控制的高优先级^[10],针对此问题,本文提出如下两种方案。

1) 采用逻辑控制的方法,当压差满足要求(约为 100~400 Pa)并且 $H < H_g$ 时,控制器输出高度控制的结果,否则,控制器输出压差控制的结果,其数学表达式为:
$$\begin{cases} Q = Q_H, & \Delta p_{\min} \leq \Delta p \leq \Delta p_{\max} \\ Q = Q_P, & \Delta p_{\min} > \Delta p \text{ or } \Delta p < \Delta p_{\max} \end{cases}$$
。其中, Q_H 、 Q_P 分别表示高度与压差控制的输出。

2) 通过限制高度控制权限来体现压差控制的优先权,控制结构如图 10 所示,其中,虚线框内的部分表示通过限幅来限制高度控制器的权限。

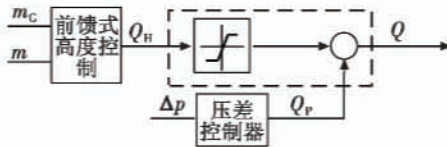


图 10 方案 2) 结构示意图
Fig. 10 Option II structure block

3 仿真结果分析

在完成方案的设计之后,对非线性模型进行仿真验证,仿真初值条件为: $H = 30 \text{ m}$, 姿态角 $(\phi \theta \psi) = (0 \ 0 \ 0)$, 单位为 rad, 角速度 $(p \ q \ r) = (0 \ 0 \ 0)$, 单位为 rad/s, 线速度 $(u \ v \ w) = (6 \ 0 \ 0)$, 单位为 m/s, 目标高度为 16000 m, 仿真结果如图 11~图 13 所示。

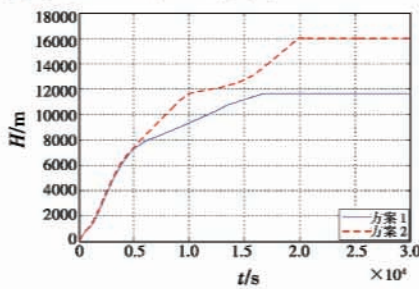


图 11 高度
Fig. 11 Height

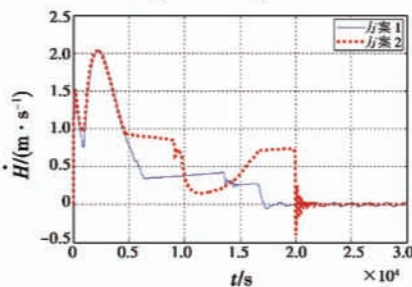


图 12 爬升速度
Fig. 12 Climbing speed

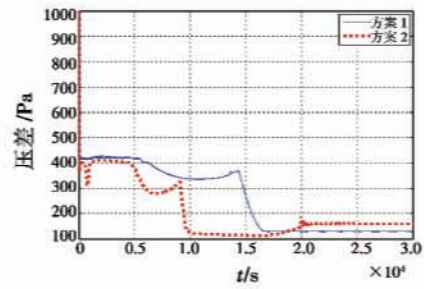


图 13 气囊压差
Fig. 13 Bladder pressure

从仿真结果图中可以看出:方案 1 虽然可以解决压差问题,但是在一定条件下,高度与压差控制器会产生内耗,从而导致控制器失效;方案 2 则可以解决两种控制器输出的差模问题(即两种控制器输出极性不同),能够在保证飞艇压差安全的前提下,完成飞艇的高度控制目标,是一种合理可行的方案。

4 结束语

平流层飞艇不同于传统飞行器,主要依靠浮升气体来提供升力,其高度与压差控制是耦合的,现代平流层飞艇的发展要求飞艇能够安全平稳地到达目标高度;为了达到上述目标,本文依据某样例平流层飞艇的非线性模型,针对平流层飞艇的特点,提出一种前馈式的高度控制策略,以及相应的压差控制器,最后将两者结合并应用到平流层飞艇的非线性模型中进行仿真验证,结果表明采用限制高度控制器权限的结合方案,能够在保证飞艇安全的前提下,完成高度控制的目标,是一种合理可行的方案。

参考文献

[1] 郑伟,杨跃能,吴杰. 平流层飞艇飞行控制研究综述 [J]. 飞行力学, 2013, 31(3): 193-197.
ZHENG W, YANG Y N, WU J. Survey of flight control for the stratosphere airship [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(3): 193-197.

[2] 杨秉,杨健,李小将,等. 临近空间飞艇运行环境及其影响 [J]. 航天器环境工程, 2008, 25(6): 555-557.
YANG B, YANG J, LI X J, et al. The operating environment of near-space and its effects on the airship [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(6): 555-557.

[3] 李智斌,吴雷,张景瑞,等. 平流层飞艇动力学与控制研究进展 [J]. 力学进展, 2012, 42(4): 482-493.
LI Z B, WU L, ZHANG J R, et al. Review of dynamics and control of stratospheric airships [J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(4): 482-493.

- LI H N, BAI T Z, CAO F M, et al. Infrared imaging model for scene simulation and its validation[J]. *Journal of Infrared & Millimeter Waves*, 2010, 29(1):57-62.
- [4] 曾一凡, 刘建平, 王元斌, 等. 海天背景下三维目标红外成像仿真方法研究[J]. *计算机与数字工程*, 2012(9):99-101.
- ZENG Y F, LIU J P, WANG Y B, et al. Target infrared imaging simulation in the sea-sky background[J]. *Computer & Digital Engineering*, 2012(9):99-101.
- [5] 季卫亚, 胡江华, 李晓光, 等. 舰船的红外辐射特性[J]. *舰船电子对抗*, 2007, 30(5):43-45.
- JI W Y, HU J H, LI X G, et al. Infrared radiation characteristics of ship[J]. *Shipboard Electronic Countermeasure*, 2007, 30(5):43-45.
- [6] 姜贵彬, 蓝天, 倪国强. 红外热成像系统评价的重要参数及测试方法[J]. *红外与激光工程*, 2008, 37:470-473.
- JIANG G B, LAN T, NI G Q. Important parameters and testing methods of performance evaluation of thermal infrared imaging system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37:470-473.
- [7] THOMPSON J, VAITEKUNAS D, BROOKING B. Signature management—the pursuit of stealth lowering warship signatures; Electromagnetic and infrared [C]//SMi “Signature Management—The Pursuit of Stealth” Conference, DAVIS W R. Engineering Limited Ottawa, Ontario, Canada, 21 & 22 February, 2000:9-18.
- [8] VAITEKUNAS D A, FRAEDRICH D S. Validation of the NATO-standard ship signature model (SHIPIR) [C]//SPIE, 1999, 3699:103-113.
- [9] 任海霞, 任海刚, 徐杲. 实时海面舰船红外热像仿真平台[J]. *红外与激光工程*, 2007, 36(2):202-206.
- REN H X, REN H G, XU G. Real-time infrared simulator of marine ship[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(2):202-206.
- [10] 杨明月, 杨卫平. 复杂海天背景下红外舰船目标的自动检测方法[J]. *红外与激光工程*, 2008, 37(4):638-641.
- YANG M Y, YANG W P. Automatic detection method of warship target in the complex sea-sky background[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(4):638-641.
- [11] 杨述华, 廖守亿, 王仕成, 等. 应用 Vega 模块的红外成像系统仿真建模方法[J]. *探测与控制学报*, 2008, 30(3):32-36.
- YANG S H, LIAO S Y, WANG S C, et al. The modeling methods of infrared imaging system simulation based on the modules of Vega software[J]. *Journal of Detection & Control*, 2008, 30(3):32-36.
- [12] 褚宏伟, 许小剑. 火箭尾喷焰红外辐射特性的理论计算[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(1):10-14.
- CHU H W, XU X J. Theoretical computation of the infrared radiation from rocket plume[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(1):10-14.
- [13] 陆志洋, 王春财, 郭刚, 等. 红外成像仿真外部渲染方法研究[J]. *计算机仿真*, 2007, 24(9):206-209.
- LU Z F, WANG C C, GUO G, et al. Research on external rendering in infrared imaging system[J]. *Computer Simulation*, 2007, 24(9):206-209.

(上接第 89 页)

- [4] 钟华飞. 平流层飞艇压力控制系统的建模与仿真[D]. 上海:上海交通大学, 2008.
- ZHONG H F. The mathematic modeling and simulation of pressure control of stratospheric airship [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008.
- [5] MILLER C J, SULLIVAN J, MCDONALD S. High altitude airship simulation control and low altitude flight demonstration[C]//AIAA:2007-2766, 2007:1-22.
- [6] SCHMIDT D K. Dynamic modeling, control and station-keeping guidance of a large high-altitude nearspace airship [C]//AIAA 2006-6781, 2006:1-14.
- [7] MUELLER J B, PALUSZEK M A, ZHAO Y Y. Development of an aerodynamic model and control law design for a high altitude airship[C]//AIAA 2004-6479, 2004:1-17.
- [8] 陈慧, 杨新, 周江华. 高空飞艇高度保持控制器设计[J]. *航天控制*, 2009, 27(2):56-61.
- CHEN H, YANG X, ZHOU J H. The design of height-hold controller for high altitude airship[J]. *Aerospace Control*, 2009, 27(2):56-61.
- [9] 吴雷, 李勇, 李智斌. 平流层飞艇高度压差协调控制策略[J]. *中南大学学报:自然科学版*, 2011, 42:327-332.
- WU L, LI Y, LI Z B. Coord-inated control strategy of pressure difference and height of stratospheric airships[J]. *Journal of Central South University: Science and Technology*, 2011, 42:327-332.
- [10] CHEN X J, QI H, WANG X P, et al. Modeling and simulation of pressure control for stratospheric platform airship[C]//Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation, 2006:6208-6212.