上海交通大學

SHANGHAI JIAO TONG UNIVERSITY

学士学位论文

THESIS OF BACHELOR



论文题目: 基于 Simulink 的临近空间浮 空器控制系统设计

学生姓名:喜进军学生学号:5081509159专 业:航空航天工程指导教师:陈丽学院(系):航空航天学院



基于 Simulink 的临近空间浮空器控制系统设计

摘要

本文所研究的临近空间浮空器特指平流层飞艇。平流层飞艇是工作在距地面 20km 高度的平流层下部弱风区的大型飞艇,可作为实时监视与侦察平台和太空中转平台,在环境监测、灾难救援、通信等方面都有着极大的应用价值,近年来得到各国家的广泛关注和深入研究。

平流层飞艇具有巨型柔性结构和复杂的操纵机构配置,包括压力/浮力系统、气动舵面、矢量推力、前/后副气囊等,各执行机构对飞行器的位置和姿态的控制存在冗余;平流层飞艇从地面起飞到平流层工作高度,易受环境影响。因此大飞行包线下,平流层飞艇运动模型与控制系统设计成为临近空间浮空器系统研制的关键问题之一。

本文首先建立了平流层飞艇动力学模型,包括环境模型和非线性气动力模型;然后针对平流层飞艇的大飞行包线和冗余操纵机构配置,采用分阶段规划和控制分配策略进行控制系统设计;最后基于 MATLAB/Simulink 软件搭建了全数字仿真平台,并以某平流层演示验证飞艇为例,给出了从地面起飞到返回整个飞行过程的控制仿真结果。

研究结果表明所建立的动力学模型能够基本反映临近空间浮空器的运动特性,所设计的 分阶段规划模块能够实现飞行任务的合理切换,所采用的分段控制策略能够根据不同阶段、 不同约束要求,实现飞行控制;通过控制分配策略可以实现冗余操纵的合理分配。研究成果 可以为其它类柔性飞行器的研究提供参考。

关键词: 临近空间, 平流层飞艇, 控制分配, Simulink, 数字仿真



CONTROL SYSTEM DESIGN OF NEAR-SPACE AEROSTAT BASED ON SIMULINK

ABSTRACT

Near space aerostats discussed here refer to stratospheric airships. Stratospheric airships are lighter-than-air vehicles, working at the altitude of 20km in the lower calm part of stratosphere. They can be used as real-time surveillance platforms or space transfer platforms and have significant applications in future environment monitoring, emergence rescue, and civil communication, etc. Stratospheric airships have attracted many countries' wide attention and in-depth research in recent years.

Stratospheric airships have a huge flexible structure and complex configuration of manipulation mechanism, including pressure/buoyancy system, pneumatic actuator, vectored thrust, and ballonet, etc. There exist redundant manipulations when using every actuator to control position and attitude. When rising from the ground to the working height, stratospheric airships are easily affected by the environment. So, considering large flight envelope, the dynamic model and control system design have become a key problem in researching near space aerostats.

Firstly, the dynamic model of stratospheric airships was built, including environment model and nonlinear aerodynamic model. Secondly, the staging plan and control allocation were used to design the control system. Finally, a digital simulation platform for the stratospheric airship was established using the MATLAB/Simulink environment. For a stratospheric demo validation airship, the simulation results of the whole flight from rising to return were given.

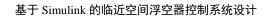
The results indicated that the motion characteristics of stratospheric airship could be reflected by the dynamic model and the switch of flight task could be achieved by the staging plan module. The flight control could be achieved by the staging control strategy according to different stages and restraint. The redundant manipulation could be solved by control allocation. The results could provide reference to other flexible aircrafts.

Key words: near space, stratospheric airship, control allocation, Simulink, digital simulation



目 录

第一章 绪论1
1.1 研究背景1
1.2 平流层飞艇介绍1
1.3 国内外研究现状2
1.3.1 平流层飞艇平台的研究现状2
1.3.2 飞艇建模研究现状4
1.3.3 飞艇控制研究现状4
1.3.4 平流层飞艇数字仿真系统研究现状5
1.4 平流层飞艇建模与控制特点5
1.5 主要研究内容及文章结构6
1.6 本章小结6
第二章 验证飞艇动力学建模7
2.1 验证飞艇介绍7
2.1.1 飞艇的操纵配置7
2.1.2 飞艇的冗余操纵8
2.2 飞行环境建模 g
2.3 验证飞艇的运动学方程11
2.4 验证飞艇的动力学方程13
2.5 本章小结15
第三章 飞行控制系统设计16
3.1 控制系统总体设计16
3.1.1 总体框架16
3.1.2 任务规划18
3.2 控制器设计
3.2.1 高度控制18
3.2.2 速度控制18
3.2.3 俯仰姿态控制19
3.2.4 偏航姿态控制19
3.2.5 位置追踪20
3.3 控制分配20
3.4 本章小结21
第四章 全数字仿真系统22
4.1 系统概述 22
4.2 基于 Simulink 的控制系统设计方法22
4.2.1 模块的创建与封装22
4.2.2 系统仿真参数设置24
4.2.3 模型属性设置24
4.2.4 Simulink 的调试24





4.2.5 基于 Simulink 进行控制器设计的优势2
4.3 仿真系统框架与模型图2
4.4 仿真结果分析3
4.5 本章小结3
第五章 结论与展望3
5.1 总结3
5.2 展望3
参考文献3
谢辞3



第一章 绪论

临近空间是指距地面 20~100km 的空域,拥有着大气平流层区域、大气中间层区域和小部分增温层区域。平流层位于对流层的上方,即 20~50km,是大气层中最为平静的一段。在平流层中距地面 20km 左右,平均风速较低,飞艇所需克服的阻力最小。

浮空器一般是指比重轻于空气的、依靠大气浮力升空的飞行器。浮空器一般可以分为系留气球和飞艇。系留气球一般没有动力系统,依靠系留缆绳与地面设备或站点相连接;飞艇是一种依靠动力推进系统产生的推力来克服空气阻力,依靠艇载功能系统和舵面操纵实现空中机动及巡航飞行的浮空飞行器^[1]。

本课题所研究的临近空间浮空器特指平流层飞艇。

1.1 研究背景

由于平流层有着稳定的气象条件和良好的电磁特性,数十年来人们一直在尝试利用平流 层平台长期驻空,进行观测和通信^[2]。

随着航空科学技术的发展,能源和环境保护的需求,平流层飞艇具有的许多卫星和飞机(直升机)无法比拟的优点越来越显现出来。相对卫星平台,平流层飞艇的优点在于:卫星需要利用火箭将其送入轨道,具有很高的发射成本,且在轨卫星寿命较短,期间一旦发生放障,很难回收只能报废成为太空垃圾。平流层飞艇易于升空、回收,可重复使用,可根据任务需要更换或增加载荷,可机动部署到特定地区,可自主往返于天地间,效费比高、机动性好、易于更新和维护。平流层飞艇距目标的距离一般只是低轨卫星的1/10~1/20,可收到卫星不能监听到的低功率传输信号,容易实现高分辨率对地观测,对任务载荷的技术难度要求相对较低。相对航空平台,平流层飞艇的优点在于:传统飞机满载油量的情况下留空时间少则几小时多则十几小时,平流层飞艇工作所需能源主要源自太阳能等可再生能源,可确保飞艇平台长时间工作,滞留时间可达0.5~3年,可长时间留空执行任务。平流层飞艇工作在20km高空,可克服地球曲率对任务载荷的影响,覆盖范围比对流层飞艇、飞机等空中平台更广。此外飞艇还具有生存能力强、噪声污染小、飞行平稳、起降场地简单等优点。在军事方面,飞艇广泛应用于侦察、电子战、反潜、武器发射平台、空中预警和各种监视任务;在国民经济各领域,飞艇广泛应用于运输、通信、反恐、旅游观光等。所以,从各方面考虑,平流层飞艇平台具有极高的研究价值。

平流层飞艇平台的设计、制造、运行、维护是一个庞大而复杂的系统工程。在平台设计的前期,大量的数字仿真是实验验证的基础。本课题基于现有平流层飞艇动力学模型,进行控制器设计和控制方法研究,实现飞艇的姿态和位置控制,并给出基于Simulink的飞行控制系统设计与仿真结果。研究成果可以为其它类柔性飞行器的研究提供参考。

1.2 平流层飞艇介绍

一般从结构上看,飞艇可分为三种类型:硬式飞艇、半硬式飞艇和软式飞艇。硬式飞艇 是由其内部骨架(金属或木材等制成)保持形状和刚性的飞艇,外表覆盖着蒙皮,骨架内部 则有许多为飞艇提供升力的充满气体的独立气囊。半硬式飞艇要保持其形状主要是通过气囊 中的气体压力,部分也要靠刚性骨架。软式飞艇通过外壳内的氦气压力来维持外形,辅之以



内部副气囊的可变体积空气。现代飞艇一般都是软式飞艇,要保持它们的外形,只能是通过 气囊中氦气压力来实现,其主要组成部分有:

- (1) 气囊: 里面充满了氦气以提供升力,另外里面还有辅助气囊。现代飞艇上气囊由涤纶、聚脂纤维、迈拉等人造材料织成,可有效的防止氦气的泄漏,并具有很长的使用时间;
- (2) 辅助气囊(副气囊):飞艇内部一个小的、辅助性的气囊,可通过在飞行中的冲气和放气来控制和保持飞艇形状和浮力;
- (3) 吊舱: 位于飞艇下方的舱室,包括驾驶舱、发动机和人员舱(如果是有人驾驶飞艇的话):
 - (4) 推进装置: 为飞艇的起飞、降落和空中悬停提供动力:
 - (5) 尾翼、方向舵和升降舵: 为飞艇提供机动能力。



图1-1 常规飞艇气动布局和动力配置图

1.3 国内外研究现状

1.3.1 平流层飞艇平台的研究现状

在科学技术发展的支持下和在对飞艇价值重新认识的基础上,平流层飞艇作为在平流层活动的一类特殊飞行器,成为各国目前研究的热点。

(1) 美国

早在 20 世纪 60 年代,美国空军就已经开始尝试平流层平台的研制和试飞。但由于各方面的原因,未能取得成功^[3]。

1996年,美陆军开始执行"浮空器先进技术演示计划"。1999年10月,研制STI反恐飞艇,长61m,容积7200m³。2003年初,美空军施里弗基地和空间作战实验室开始实行"近空间机动飞艇计划",第一个试验型叫做"攀登者"。2003年伊拉克战争之后,加紧"海象"巨型飞艇研制,可一次运送1800名士兵和500吨装备,航程可达11000km。2003年9月洛马公司得到国防部大型 HAA 研制合同,经费4000万美元,计划2006年交付第一架样机,作为美导弹防御系统的预警和信息平台。与此同时,美国导弹防御局"高空飞艇先进防御技术演示计划"(Advanced Concept Technology Demonstration, ACTD)启动。2004年,公布的"军事行动快速响应空间"(Operationally Responsive Space, ORS)和"联合作战空间"(Joint War fighting Space, JWS)线路图中包括了近空间发展计划内容。2005年5月,美国Sanswire Networks公司开发的一种称为"平流层卫星"的近空间飞艇,按计划完成了原型机的演示验证。2005年11月由美陆军空间和导弹防御司令部资助下研制的高空哨兵(HiSentinel)飞艇成功进入近空间,留空达5小时。

现在,美国从事近空间飞行平台研制的单位主要有: Lockheed Martin(一家以军事电子产品研发为主的公司,在兼并了Loral公司后,进入浮空器开发领域); Sanswire Networks(



Globe communications Cop.公司的一家子公司,开发平流层无线电通信平台 Stratellite TM); Aeros (曾参与高空飞艇计划投标,失败后,2005 年宣布将开始高空飞艇第二阶段研制计划) 等^[4]。

2006 年,洛克希德•马丁公司从美国国防高级研究计划局(DARPA)赢得集成传感器即结构平流层飞艇项目(ISIS,Integrated Sensor Is Structure),并将于 2013 年制造并应用缩比飞艇演示样机 $^{[5]}$ 。艇长 300m,艇体最大直径 50m,体积不小于 30 万 m 3 结果重量 5500kg $^{[6]}$ 。

2009 年 12 月,经过近 10 年的艰辛努力,俄亥俄飞艇公司的一架长 117 英尺(约 35.6 米)的 Dynalifter 样机已经建成。Dynalifter 飞艇独特的设计使得该飞艇具备两大优势:省油和着陆滑行距离短。俄亥俄飞艇公司的未来目标是生产出长 1000 英尺(约合 305 米)、载货量 250 吨的 Dynalifter [1]。

2010年5月,由美国 E-Green Technologies 公司研制的 Bullet 580 飞艇成功升空。该飞艇长71.6米,是目前世界上已升空的最大飞艇,其充气时间约6小时,可垂直起降。

2010年6月,美国陆军与诺斯罗普•格鲁门公司签订了为期5年、价值5.17亿美元的合同,研制长航时多情报飞行器LEMV(Long Endurance Multi Intelligence Vehicle)技术验证机。LEMV飞艇能载重2500磅(约合1.1吨)在22000英尺(约合6700米)的高度连续飞行3个星期,是世界上滞空时间最长的无人驾驶航空器(UAV)。

美国海军于 2010 年 3 月重新启动了浮空器研制计划,在 VXS-1 与其母公司美国海军研究实验室及海军航空系统司令部的共同研发下,MZ-3A 飞艇成功升空^[7]。

2010年11月, HiSentinel 80成功试飞^[8]。

2011年7月25日,由和 Lockheed Martin 和美国陆军合力开发的高空长耐久力示范机 (High Altitude Long Endurance-Demonstrator,HALE-D),从俄亥俄州的 Akron 起飞进行首 航。首航一开始还算顺利,达到了约9.75公里的高空,但随后碰到的技术问题,使它不得不迫降在宾州的森林里。

(2) 俄罗斯

1992年成立的阿夫古力浮空器中心是一个现代化的研制实验基地。2003年研制出长度为34m,容积为1250m³的双座载人飞艇。目前正在研制的高速长航时载人飞艇,长268m,载重180t,速度为170 km/h,航程可达15000 km。

Rosaerosystems 公司是从事系留气球和飞艇研制的专业单位,飞艇研究计划分两阶段:第一阶段是容积 9 000 m^3 的试验艇,升空 4000 m ;第二阶段升空 20000 m 。此外,阿夫古力 浮空器中心还制订了一个叫做"金雕"的平流层飞艇方案,飞艇长 250 m ,直径 50 m ,容积 320000 m^3 ,有效载荷可达 1200kg,飞行高度为 20 l 22km。

(3) 英国

ATG (Advanced Technologies Group)公司是从事平流层飞艇研发较早的单位,开发的Stratstar飞艇已完成概念设计,2002 年进行了验证艇低空试飞,现正与马来西亚合作研制平流层目标艇。同时该公司于2002年开始了高空无人飞艇"天猫"(SkyCat) 计划。

2010 年,英国伦敦 Seymourpowell 公司提出 Aircruise 概念飞艇,该飞艇功能先进、各种设施一应俱全,装饰豪华。

(4) 德国

成立于1993年的新齐柏林公司已生产出长75m的齐柏林NT载人飞艇,该艇可乘坐12人,由2名驾驶员操纵。德国浮空货运飞艇制造公司成立于1996年9月,专门研制巨型飞艇,用于运送超重和超大体积的货物和设备。

(5) 日本



1998 年成立了由邮政省和科技厅以及许多大学、企业单位参加的飞艇研发国家项目, 计划用15个平流层平台覆盖全部国土面积。1998 年JAXA开始平流层飞艇研究。2004年试飞 了一艘平流层试验飞艇,长68m、容积10500m³、飞高4000m、耗资2亿美元。

(6) 韩国

1998年韩国由信息通信部支持完成飞艇平台可行性研究,开始大型飞艇的研制工作。 2003年试飞了一艘平流层试验飞艇,长50m,可在3000m高空停留3h。2007年试飞长200m的 平流层飞艇,并于2010年投入商业运营。

(7) 中国

中国在平流层试验飞艇的科研项目启动方面也不甘落后,于2000年在国家信息产业部组织下,由航空部各专业所、信息产业部下属研究所、上海交通大学及清华大学等单位,从飞艇材料、结构尺寸、载荷配置、自动控制、遥感遥测、能源系统、动力系统、气动载荷以及飞艇通讯网络系统等方面进行了全面可行性预研和方案论证。此项目的第一阶段计划采用我国自主研制的内充氦气的 LTA 软式飞艇作为验证飞艇,主要用于飞艇的升空、控制及回收技术的可行性研究,并进行低空定点保持的飞行试验;第二阶段,计划在 2007 年建成能够在平流层滞留 2 年的试验飞艇,作为商业服务平台的基础,主要用于检验控制系统的精确性、各功能单元工作的可靠性以及飞行操作规则等。

目前,中电科技集团第38研究所、航空605所、中科院光电研究院、航空五院、北京航空航天大学、上海交通大学、西北工业大学、清华大学等单位正在开展平流层飞艇关键技术研究。

1.3.2 飞艇建模研究现状

飞艇的动力学模型方面,Goineau等^{[9][10]}给出了飞艇的六自由度模型,分析了飞艇的纵向以及侧向的动力学特性,并给出了线性化后飞艇的动力学分析。该分析基于刚性体的假设,分析了飞艇纵向和侧向运动的模态并加以命名。Mueller等^{[11][12][13]}人针对 HAA 开展了一系列研究,在建模方面,基于刚体并具有纵向对称面的假设,考虑附加惯性,建立六自由度非线性运动方程。Gomes等^[14]利用势流理论和 Kirchhoff 方程的现有结论,给出了飞艇的简单动力学模型。Bestaoui^[15]从拉格朗日方程入手对飞艇进行建模,并分析了风场和变质量的影响。上海交通大学的欧阳晋^[16]等也建立了飞艇的动力学方程并进行了动力学分析,而东北大学方存光等^[17]则从控制角度针对具体的运动通道进行了建模和分析。王晓亮等^[18]提出了利用板块法来建立飞艇的空气动力学模型,其中利用 CFD 方法来计算飞艇附加质量。刘屿等^[19]在线性模型下,分析了飞艇的六种模态。

1.3.3 飞艇控制研究现状

国外方面,Hygounenc 等^[20]人针对法国 Karma 飞艇设计了自动控制系统,Ramos 等^[21]人针对巴西 AURORA 飞艇设计了控制系统。荷兰 Amsterdam 国家航空航天实验室针对某平流层硬式飞艇 RAD 开发了基于 MATLAB/Simulink 的飞行仿真环境,利用该仿真环境,可以对各种控制指令的响应进行分析,也可分析各种风场模型对飞艇的影响^[22]。美国 Minn esota 大学与 Princeton Satellite Systems^{[11][12][13]}基于非线性方程的线性化,将飞艇的运动分解为纵向运动和横向运动,针对每一环节设计 PID 控制器,根据鲁棒性裕度和时间响应指标确定控制参数,进行仿真分析并研究闭环控制系统的稳定性。Azinheira 等^[23]提出了飞艇的路径跟踪问题,分别采用 H∞控制方法和 PI 控制方法来设计水平面内的跟踪控制系统。R epoulias^[24]基于四元数数学模型,采用 Backstepping 方法设计了非线性控制器,并考虑了控制饱和约束。Trevino^[25]应用了滚动时域控制(Receding Horizon Control — RHC)方法来控制六自由小型遥控室内飞艇,把滚动时域控制器设计转化为线性矩阵不等式优化问题(



Linear Matrix Inequality —LMI) 的求解。

国内方面,方存光、王伟等^[26]人探索了飞艇的部分结构参数的理论设计方法,采用离散滑模变结构控制方法完成了姿态保持、浮力调节等方面的控制。欧阳晋、屈卫东等^{[16][27]}人采用 LMI 的方法对姿态控制做出了尝试,提高了控制系统的鲁棒性。孙烨、陈澜、王志峰^[28]提出了基于 H ∞ 鲁棒控制和 EA 的平流层验证飞艇姿态控制器设计。

1.3.4 平流层飞艇数字仿真系统研究现状

文献[29]飞艇运动建模与仿真验证设计了一种低空实验飞艇,且为了评价该飞艇的稳定性和操纵性,建立了飞艇的六自由度运动方程数学模型, 使用 MATLAB/Simulink 软件完成了飞艇飞行仿真软件设计。另外采用 Flightgear 作为飞行仿真视景软件, 设计飞行仿真软件驱动视景软件的网络接口程序。利用飞行仿真软件, 进行了该低空飞艇运动的仿真验证。

这篇文献建立了飞艇低空飞行的运动模型,但是文章所用的飞艇模型并不适用于飞艇高空飞行。而且在模型中,并没有添加高空风场。

文献[30]基于 MATLAB/Simulink 的飞艇全数字仿真系统在设计全数字仿真系统时,根据飞艇实际飞行中的各个量之间的关系将系统分解为各个相对独立又互相相关的功能模块。建立全数字仿真模型时分别对各个模块建立模型,便于分工合作;同时若某一个模块有了更加精确的模型,也可以方便地替换而不影响其他各部分的工作。

虽然本篇文献提供了实现飞艇数字仿真的一种方法,但是也具有一定的局限。在建模过程中作者简化了飞行过程,且没有添加实际的风场模型。在平流层飞艇飞行高度为10~15km范围内,风(气流)是最剧烈的。因此飞艇从地面起飞的整个飞行过程没有得到描述以及显示。

综上所述,可以看出能够得到接近实际情况下的平流层飞艇全数字仿真研究,需要注意以下几点:

- (1) 加入风对平流层飞艇飞行的影响;
- (2) 建立飞艇上升、前行、下降以及返回四个阶段的飞行全过程模型。

1.4 平流层飞艇建模与控制特点

平流层飞艇的飞行动力学与飞机、导弹等相比具有较大差异:

- (1) 平流层飞艇作为一个柔性体, 其整体刚性较小;
- (2) 当低速运动时,作用在飞艇上的外力和外力矩不但对飞艇本身做功,而且要为外界空气流场的变化而做功。即飞艇不仅要克服自身的惯性,还要克服流场的惯性,这种流场的惯性就是附加惯性^[31];
- (3) 飞艇受力包括重力、浮力、推力和气动力;用浮力克服重力,用推力抵御风场干扰, 并为机动飞行提供控制力^[32];
- (4) 随着高度的变化,副气囊的空气质量调整会影响到飞艇质量、惯量特性和重心位置变化;
- (5) 质心与体积中心不重合,飞艇动力学方程的参考点通常取为体心而非传统的质心。 平流层飞艇平台是一个巨大的结构体,其控制的动力学和控制机制与以往的飞行器有着 许多差别^[33]:

(1) 压力控制

平流层飞艇是充气的柔性体,必须通过压力控制,在整个飞行过程中保持内外压力平衡, 从而保持整个飞艇的外部形状。一般通过对飞艇内部的空气囊进行充气或放气来实现压力控



制。

(2) 浮力控制

平流层飞艇的升力主要源于它所受的浮力,通过对浮力的控制,可以使飞艇实现大幅度的升降,或者在重量因某种因素而改变的情况下,仍使飞艇保持原来的高度。通过主气囊或副气囊进行浮力控制。

(3) 飞行姿态控制

通常,在有风或飞艇以一定速度飞行的情况下会采用舵面来调整飞行姿态,但在无风或 飞艇静止时,操纵舵面作用有限,必须采用其他方法来控制飞艇的姿态。

1.5 主要研究内容及文章结构

本课题的主要研究内容有:建立临近空间浮空器动力学模型,进行临近空间浮空器飞行控制器设计,给出基于 Simulink 的临近空间浮空器控制仿真结果。全文分为六章。

第一章为绪论部分,介绍了本课题的研究背景与国内外研究现状等。

第二章建立了验证飞艇的动力学模型,考虑了飞行环境对飞艇的影响,对飞艇的受力情况进行分析,推导出飞艇的动力学和运动学方程。

第四章设计了飞艇的控制策略,对每个阶段使用何种控制器进行了说明,同时介绍了使用 PID 进行控制器设计的方法。

第五章构建了飞艇全数字仿真系统,对飞艇飞行全程进行了仿真,验证了控制律的有效 性。

第六章为本文的总结和展望。

1.6 本章小结

本章对论文课题进行了调研,主要介绍了平流层飞艇的研究背景、综合优势、国内外研究现状。在研究现状中,又详细介绍了平流层飞艇建模方法、控制理论、数字仿真系统以及实践(样机)的研究进展。之后介绍了平流层建模与控制的特点,并提出了课题的研究意义与主要方向。



第二章 验证飞艇动力学建模

精确的飞艇数学模型是飞艇稳定性分析、运动分析、航迹规划和控制系统设计等问题的基础。平流层飞艇体积质量比大,惯性显著,重心与体积中心不重合,飞行速度较慢且主要依靠浮力提供静升力,因此,其运动特性和受力情况与传统飞行器有很大的差别,为建模带来了困难。

考虑到在飞艇研制的初期,缺乏实验数据,故采用机理分析方法为飞艇建立数学模型。 机理建模的方法是通过分析对象的动力学机制,直接运用已知的物理定律和方程来建立表征 系统动态过程的数学模型。具体的对于飞艇来说,我们将在分析其受力情况的基础上,利用 理论力学中的动量定理和欧拉动力学方程以及一些几何关系,推导出其运动方程作为飞艇的 数学模型。

2.1 验证飞艇介绍

本课题以上海交通大学"致远一号"飞艇为参考,如图 2-1 所示,艇长 25m,体积 800m³,重量 890kg,它作为低空演示验证平台,具有如下特点:

- (1) 以可再生燃料电池为理想储能装置,实现了国内燃料电池在飞艇上的首次应用;
- (2) 采用了我校自行设计的低阻外形, 其裸艇阻力系数为 0.02;
- (3) 在总体积近 800m³ 的情况下,推进功率仅为 6.5kw,并实现了在小推力情况下的有效飞行控制;
 - (4) 实践了符合平流层飞艇特征的净浮力升空净重力返回的工作方式。



图 2-1 "致远一号"飞艇

2.1.1 飞艇的操纵配置

本文所研究的飞艇的操纵机构配置共有四项:尾部螺旋桨(主推进器),吊舱两侧各对称分布一个矢量推进螺旋桨(腹部推进器),两个尾翼升降舵舵面,以及两个尾翼方向舵舵面,如图 2-2 所示:



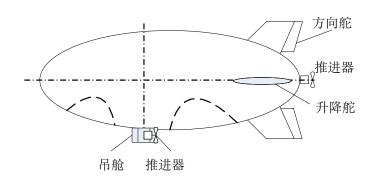


图 2-2 飞艇的操纵配置

(1) 尾部螺旋桨

尾部螺旋桨无法自由偏转,推力方向通过体心,主要用于控制飞艇飞行速度。 其转速为 $N_{...}$,产生的推力为 $T_{...}$ 。

(2) 矢量推进螺旋桨

腹部推进系统主要由直流电机、螺旋桨、涵道、导流片等组成。涵道螺旋桨的转动产生矢量推力,左右矢量推力合力可以用来调节飞艇的轴向速度,左右矢量推力的差动可用来调节偏航姿态,同时,矢量推力在垂直方向上的分力可调节飞艇的高度。当飞艇采用了矢量推力之后,发动机推力上下偏转,不再通过飞艇的重心,产生了绕飞艇重心的俯仰力矩,这时,推力就发挥了和飞艇操纵面一样的作用。采用矢量推力技术的飞艇,不仅其机动性大大提高,而且还具有前所未有的短距和垂直起降能力。

左右两侧螺旋桨的转速分别为 N_l 和 N_r ,分别产生推力为 T_l 和 T_r ,转动的矢量转角为 δ_c 。

(3) 尾翼舵面

在飞艇的尾部安装有 4 片尾翼,包括垂直尾翼和水平尾翼,均由安定面和操纵舵面组成。飞艇的尾翼通过改变方向舵偏角来调整偏航角的变化,进而可调整飞艇的横向和纵向运动,通过改变升降舵偏角来调整俯仰角的变化,进而可调整飞艇的垂向运动。飞艇通过调整垂直尾翼上的方向舵面和水平尾翼上的升降舵面的位置,使舵面受到的空气动力不平衡,从而调整飞艇姿态。舵面受到的空气动力大小与飞艇舵面的大小、飞行速度的快慢密切相关,通常飞艇的舵面越大、飞行速度越快,尾翼舵面的控制效果越好。

升降舵的舵偏角为 δ_e 和方向舵的舵偏角为 δ_r ,其中方向舵 δ_r 向左偏转为正,升降舵 δ_e 向下偏转为正。

2.1.2 飞艇的冗余操纵

在飞艇的飞行控制系统中,各个操纵机构之间存在控制互补关系,即不同的操纵机构可以实现同一目的,例如矢量螺旋桨和升降舵都可以实现飞艇的升降。如表 2-1 所示,飞艇各通道均有多项操纵机构提供控制,并且各类操纵机构自身驱动特性不同。飞艇的俯仰控制以及高度控制可以通过控制升降舵舵角的偏转,以及改变腹部推力矢量大小和方向来实现。飞艇的偏航控制可以通过方向舵的偏转以及改变腹部推力矢量大小和方向来实现。而飞艇的速度控制可以通过任一操纵机构作用来实现。为实现同一控制目的,如果所有的操纵机构同时作用,势必会造成不同控制通道的耦合和资源的浪费,因此在飞艇不同的飞行阶段使用合理的控制通道和操纵机构,可以大大降低系统成本和复杂程度。



表	2-1	操纵机	几构对各	通道的	控制作用
2		レ ト・クノソル	ロージハコーロ	~~~ IIJ	1

控制通道	腹部左右螺旋桨	升降舵	方向舵	尾部螺旋桨
俯仰	√	√		
偏航	\checkmark		\checkmark	
高度	\checkmark	\checkmark		
速度	\checkmark	\checkmark	\checkmark	\checkmark

注: "√"表示对该通道起控制作用。

2.2 飞行环境建模

飞艇从地面到工作高度,所经历的大气环境如大气密度、大气温度、风速风向会有较大的变化,这会给飞艇的飞行轨迹带来影响,因此需要了解大气温度、压力、密度、风等随高度的分布情况。

(1) 大气密度

大气密度随着海拔高度的增加而变小,变化的规律可以用下面的公式进行计算[23]:

$$H = R_0 h / (R_0 + h) (2-1)$$

$$\rho = \begin{cases} 1.225(1 - 0.225577^{-4} H)^{4.25588} & 0 \le H \le 11000 \\ 0.3639176e^{(-1.576885^{-4}(H - 11000))} & 11000 \le H \le 20000 \\ 8.803471e^{-2}(1 + 4.615740^{-6}(H - 20000))^{-35.16322} & 20000 \le H \le 32000 \end{cases}$$

$$(2-2)$$

式中, R_0 为地球半径,h为飞行高度。

(2) 大气温度

$$T = \begin{cases} 288.15 - 0.0065H & 0 \le H \le 11000 \\ 216.65 & 11000 \le H \le 20000 \\ 216.65 + 0.001(H - 20000) & 20000 \le H \le 32000 \end{cases}$$

$$(2-3)$$

(3) 大气压强^[34]

$$P = \begin{cases} 101325 \times ((288.15 - 0.0065H) / 288.15)^{5.25588} & 0 \le H \le 11000 \\ 22631.8 \times e^{-\frac{H - 11000}{6341.62}} & 11000 \le H \le 20000 \\ 5474.86 \times ((216.65 + 0.001(H - 20000)) / 216.65)^{-34.1632} & 20000 \le H \le 32000 \end{cases}$$

$$(2-4)$$

(4) 风场模型

按风速剖面的分解方式,在风模型的建立中将风场分为定常风、风切变、大气紊流和 突风四种表现形式^[35]:

定常风 — 指空间中某点处某时刻风的主要部分,是该点处某时间段内观测值的平均值,在时间上相对稳定^[36]。

风切变 — 指平均风速在一定时间和距离上变化。表现为风矢量沿垂直或水平方向一定 距离上的该变量,分别称为风的垂直切变和风的水平切变。

阵风(突风) — 在短时间或高度间隔内,相对于基准定常风的确定性的随机增量。



大气紊流 — 一组无规则的连续的随机大气运动。

为了使风场接近实际的自然风的情况,需要将以上四种风的模型进行叠加。用公式表达为:

$$V = V_P + V_{OB} + V_Z + V_{WN} (2-5)$$

其中, V_P 为平均风, V_{OB} 为风切变, V_Z 为阵风, V_{WN} 为大气紊流。

相关文献表明^[37]: 叠加后的风场模型的东风分量和北风分量与平均风的趋势相同,只在低空阶段和高度约为 12km 处风速有跳变,这是因为叠加了阵风模型。并且在整个风速曲线的每一点上的值有小幅度随机的波动,这是因为叠加了紊流风,这种随机波动的幅值与平均风速值相比很微小。另外在垂直方向上的风也只是幅值小于 1m/s 的紊流风,没有很大的波动。因此我们可以近似使用平均风模型作为风场模型。

对于平均风,因为每个地方的气候条件不一样,特定地方每年的气候也会有所差别,因此选定放飞区域,对该区域的风场的建模一般需要长期的大量的气象数据,对其进行分析统计,以得出概率最大的风场分布模型。因为气象数据的缺乏,本文借用文献[38]中所提供的某处风场数据作为风场模型建立的基础。

将平均风速小的秋天作为飞艇的放飞时间,利用统计数据建立风场的模型,包括风的大小和方向。利用七阶多项式拟合统计的风速分量,得到如下的风速分量在高度范围 0 到 20km 之间的拟合方程^[38]:

$$w_{E}(\bar{h}) = 3.770\bar{h}^{7} - 12.558\bar{h}^{6} - 9.1512\bar{h}^{5} + 50.2420\bar{h}^{4} +6.3696\bar{h}^{3} - 73.9562\bar{h}^{2} - 4.4017\bar{h} + 42.6254$$
(2-6)

$$w_N(\bar{h}) = 4.5571\bar{h}^7 - 4.8683\bar{h}^6 - 16.180\bar{h}^5 + 12.8161\bar{h}^4 + 17.7469\bar{h}^3 - 7.6892\bar{h}^2 - 3.3630\bar{h} + 4.5189$$
 (2-7)

其中 w_E 、 w_N 表示东风和北风,这里为了提高计算的精度,将高度h单位化为 \overline{h} , $\overline{h}=(h-\mu_d)/\sigma_d$, $\mu_d=12.135$, $\sigma_d=9022m$ 。

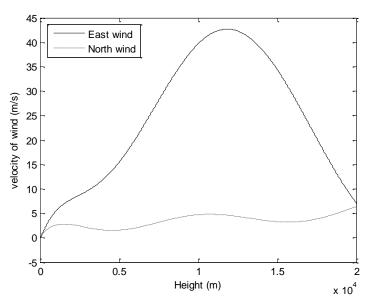


图 2-3 平均风随高度分布曲线



2.3 验证飞艇的运动学方程

本文要用到的坐标系有机体坐标系,速度坐标系和地面坐标系,各坐标系都遵从右手定则。与传统飞行器不同的是,飞艇机体坐标系与速度坐标系的原点并不取在质心,而是取在 其体积中心。

1、地面坐标系 $O_{g}x_{g}y_{g}z_{g}$

原点 O_g 取地面上的某固定点, $O_g x_g$ 轴在水平面内,并常指向飞行航线; $O_g z_g$ 轴垂直于地面,并指向地心; $O_g y_g$ 轴也在水平面内并垂直于 $O_g x_g$ 轴,其指向按照右手定则确定。为简化问题的复杂性,本文把地面坐标系认为是惯性参考系,简称惯性系。

2、机体坐标系 Oxyz

原点O取在飞艇的体积中心处,坐标系与飞艇固连。Ox 轴在飞艇对称平面内,与艇身的设计轴线平行,指向艇头;Oy 轴垂直于飞艇对称平面,指向艇身右侧;Oz 轴在飞艇对称平面内,与Ox 轴垂直并指向艇身下方。

3、气流坐标系 $Ox_a y_a z_a$

原点也取在飞艇的体积中心O, Ox_a 轴与飞行速度向量V 的方向一致; Oz_a 在飞艇对称平面内,与 Ox_a 轴垂直并指向艇身下方; Oy_a 垂直于 x_aOz_a 平面,并指向艇身右侧。

坐标系之间的转换是建立飞机运动方程不可缺少的重要环节,只有这样才能使得作用在不同坐标系中的力统一到选定的坐标系中,并由此建立沿着各个轴向的力的方程以及绕着各轴的力矩方程。

机体坐标系与地面坐标系之间的关系由飞艇的三个姿态角确定,即俯仰角、偏航角和滚转角,分别用 θ , ψ 和 ϕ 表示。其中,俯仰角 θ 是指机体轴Ox与地平面的夹角,以飞艇抬头为正;偏航角 ψ 是指机体轴Ox在地面上的投影与地轴 O_gx_g 间的夹角,以艇头右偏航为正;滚转角 ϕ 是指机体轴Ox与通过机体轴Ox的铅垂面间的夹角,飞艇向右滚转时为正,如图2-3所示。

机体坐标系与气流坐标系之间的关系由飞艇的两个气流角确定,即飞艇的迎角和侧滑角,分别用 α 和 β 表示。其中,迎角 α 是指飞行速度向量V在飞艇对称平面上的投影与机体轴Ox的夹角,以V的投影在Ox轴之下为正;侧滑角 β 是指V与飞艇对称平面的夹角,以V处于飞艇对称平面的右侧时为正,如图2-4所示。

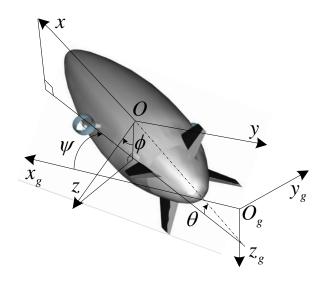


图 2-4 惯性坐标系和机体坐标关系图



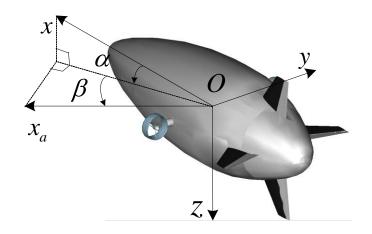


图 2-5 气流坐标系和机体坐标系关系图

机体坐标系 Oxyz,可以通过惯性坐标系 $O_gx_gy_gz_g$ 进行了俯仰、偏航和滚转三次转动而获得(不考虑原点的移动),也可以通过速度坐标系 $Ox_ay_az_a$ 经过迎角 α 和侧滑角 β 两次旋转得到。这里给出从机体坐标系到惯性坐标系的坐标转换矩阵以及从气流坐标系到机体坐标系的坐标转换矩阵,分别是 R_{gb} 与 R_{ba} ,如下:

$$R_{gb} = \begin{bmatrix} \cos\psi\cos\theta & \cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi \\ \sin\psi\cos\theta & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \cos\psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix}$$

$$(2-8)$$

$$R_{ba} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix}$$
(2-9)

飞艇的运动学方程描述的是飞艇在运动过程中相对地面的位移变化情况以及姿态角的 变化率,通常是依据运动参数之间的几何参数和数学关系建立起来的。

首先定义运动参数,飞行速度向量沿机体坐标系 Ox, Oy, Oz 轴方向的分量分别用 u,v, w 表示,机体系相对惯性系的转动角速度在 Ox, Oy, Oz 轴的分量分别用 p, q, r 表示。飞艇相对于地面系的位移,分解为沿地面系 $O_g x_g$ 轴方向的纵向位移 x_g ,沿 $O_g y_g$ 轴方向的侧向位移 y_g ,以及沿 $O_g z_g$ 轴方向的垂直位移 -h。

飞艇相对于地面的位移变化分解为地面系三轴方向上的位移变化率 \dot{x}_g , \dot{y}_g ,和 $-\dot{h}$,由机体坐标系与地面坐标系之间的关系,可以得到

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ -\dot{h} \end{bmatrix} = R_{gb} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$$
 (2-10)

由此可以推出

 $\dot{x}_{g} = u\cos\theta\cos\psi + v(\sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi) + w(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \quad (2-11)$

 $\dot{y}_{g} = u\cos\theta\sin\psi + v(\sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi) + w(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \quad (2-12)$



$$\dot{h} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \tag{2-13}$$

同样,由机体坐标系与地面坐标系之间的关系,不难写出姿态角变化率($\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\phi}$)与机体坐标系的三个角速度分量(p, q, r)之间的关系式。姿态角变化率($\dot{\theta}$, $\dot{\psi}$, $\dot{\phi}$)在地面坐标系中的分量为

$$\begin{bmatrix} -\dot{\theta}\sin\psi + \dot{\phi}\cos\theta\cos\psi \\ \dot{\theta}\cos\psi + \dot{\phi}\cos\theta\sin\psi \\ \psi - \dot{\phi}\sin\theta \end{bmatrix}$$

从而有

$$\begin{bmatrix} -\dot{\theta}\sin\psi + \dot{\phi}\cos\theta\cos\psi \\ \dot{\theta}\cos\psi + \dot{\phi}\cos\theta\sin\psi \\ \psi - \dot{\phi}\sin\theta \end{bmatrix} = R_{gb} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$
(2-14)

由此可以解出

$$\dot{\phi} = p + (r\cos\phi + q\sin\phi)\tan\theta \tag{2-15}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \tag{2-16}$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \theta} (r\cos\phi + q\sin\phi) \tag{2-17}$$

式(2-11)~(2-13)和(2-15)~(2-17)提供了飞艇位移和姿态角的动态方程,即为飞艇的运动学方程组。

气流角 α 和 β 也可以由运动参数表示,根据这两个角的定义,有

$$\alpha = \arctan(w/u)$$

$$\beta = \arcsin(v / \sqrt{u^2 + v^2 + w^2})$$

2.4 验证飞艇的动力学方程

基于风洞试验获得该飞艇的动力学参数,并采用流固耦合分析软件针对气动参数进行校正,可以建立该飞艇的非线性动力学方程^{39]}。

应用牛顿第二定律,相对于机体坐标系 Oxyz 的动力学模型可以写为:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{T}_{GB} + \mathbf{T}_{A} + \mathbf{T}_{I} + \mathbf{T}_{P} \tag{2-18}$$

其中M为整个飞艇的附加质量矩阵,表达式见式(2-19),V 为飞艇在机体坐标系下的速度的状态向量,由两部分组成,即线速度 $\begin{bmatrix} u & v & w \end{bmatrix}^T$ 和角速度 $\begin{bmatrix} p & q & r \end{bmatrix}^T$, \mathbf{T}_{GB} 为飞艇所受的重力G 和浮力B 所产生的沿着飞艇Ox、Oy 轴与Oz 轴的合力以及分别绕这三个轴转动的合力矩,其表达式如式(2-20), \mathbf{T}_A 为飞艇受到的空气动力和力矩,如式(2-21), \mathbf{T}_I 为飞艇所受到的哥氏力和力矩(2-22),如式, \mathbf{T}_P 为飞艇的所受螺旋桨与矢量转角共同作用所产生的推力以及力矩,如式(2-23)。



$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m + m_{11} & 0 & 0 & 0 & mz_{G} & -my_{G} \\ 0 & m + m_{22} & 0 & -mz_{G} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m + m_{33} & my_{G} & 0 & 0 \\ 0 & -mz_{G} & my_{G} & m + m_{44} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ mz_{G} & 0 & 0 & -I_{xy} & m + m_{55} & -I_{yz} \\ -my_{G} & 0 & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & m + m_{66} \end{bmatrix}$$
(2-19)

其中,m 为飞艇的质量, $\left(x_G,y_G,z_G\right)$ 为飞艇的质心坐标,飞艇的转动惯量为 $\left[I_x,I_y,I_z\right]$,惯性积为 $\left[I_x,I_y,I_y\right]$ 。

$$\mathbf{T}_{GB} = \begin{bmatrix} -(G - B)\sin\theta \\ (G - B)\cos\theta\sin\phi \\ (G - B)\cos\theta\cos\phi \\ -z_{G}G\cos\theta\sin\phi \\ -z_{G}G\sin\theta - x_{G}G\cos\theta\cos\phi \\ x_{G}G\cos\theta\sin\phi \end{bmatrix}$$
(2-20)

因为浮力B作用中心与体心重合,所以对飞艇产生的力矩为零,在上式中没有浮力B的力矩。

$$\mathbf{T}_{A} = \begin{bmatrix} C_{x}q_{\infty}S_{ref} + (Y_{a1} + Y_{a2})\cos\alpha\sin\beta - (Z_{a1} + Z_{a2})\sin\alpha \\ C_{y}q_{\infty}S_{ref} + (Y_{a1} + Y_{a2})\cos\beta \\ C_{z}q_{\infty}S_{ref}\sin\alpha\sin\beta + (Z_{a1} + Z_{a2})\cos\alpha \\ C_{l}q_{\infty}S_{ref}L_{ref} + l_{a1} + l_{a2} \\ C_{m}q_{\infty}S_{ref}L_{ref} + m_{a1} + m_{a2} \\ C_{n}q_{\infty}S_{ref}L_{ref} + n_{a1} + n_{a2} \end{bmatrix}$$
(2-21)

式中各项气动力的计算公式及气动参数的物理意义见参考文献[39]。 $q_{\infty}=0.5\rho V_a^2$ 为动压, $S_{ref}=V_m^{~2/3}$ 为参考面积, $L_{ref}=V_m^{~1/3}$ 为参考长度, V_m 为参考体积。

$$\mathbf{T}_{I} = \begin{bmatrix} m(wq - vr - x_{G}q^{2} + z_{G}pr - x_{G}r^{2}) \\ m(ur - wp + z_{G}qr + x_{G}pq) \\ m(vp - uq - z_{G}p^{2} + x_{G}pr - z_{G}q^{2}) \\ -m(z_{G}ur - z_{G}wp) - I_{xz}pq - (I_{y} - I_{z})qr \\ m(z_{G}wq - z_{G}vr - x_{G}vp + x_{G}uq) + I_{xz}(p^{2} - r^{2}) - (I_{z} - I_{x})pr \\ -m(x_{G}wp - x_{G}ur) - (I_{x} - I_{y})pq + I_{xz}qr \end{bmatrix}$$
(2-22)

$$\mathbf{T}_{P} = \begin{bmatrix} T_{w} + (T_{l} + T_{r})\cos\delta_{c} \\ 0 \\ (T_{l} + T_{r})\sin\delta_{c} \\ T_{l}\sin\delta_{c}y_{l} + T_{r}\sin\delta_{c}y_{r} \\ T_{l}(z_{l}\cos\delta_{c} - x_{l}\sin\delta_{c}) + T_{r}(z_{r}\cos\delta_{c} - x_{r}\sin\delta_{c}) \\ -T_{l}y_{l}\cos\delta_{c} - T_{r}y_{r}\cos\delta_{c} \end{bmatrix}$$

$$(2-23)$$



其中 T_w 为尾部螺旋桨所产生的推力, T_l 和 T_r 分别为左右螺旋桨所产生的推力, (x_l,y_l,z_l) 和 (x_r,y_r,z_r) 分别为左右螺旋桨的安装位置坐标。

2.5 本章小结

本章建立了飞艇的六自由度非线性动力学模型。首先对研究对象 — 致远一号飞艇作了介绍;其次对飞艇的飞行环境进行了建模,介绍了大气温度、压力、密度、风等随高度的分布情况;之后定义了描述飞艇空间运动状态的坐标系—机体坐标系、速度坐标系和地面坐标系,给出了它们之间的转换关系,并推导出飞艇的运动学方程;最后给出了气动力及其力矩、推力及其力矩、重力及其力矩、浮力及其力矩和惯性力及其力矩的表达式,并推导出飞艇的动力学方程。飞艇的运动学方程和动力学方程共同构成了飞艇的六自由度非线性空间运动方程。



第三章 飞行控制系统设计

3.1 控制系统总体设计

3.1.1 总体框架

整个飞行过程可分为上升、前行、降落和返回四个阶段。飞艇具有左右侧螺旋桨,可以产生垂直方向的推力,因此飞艇可以垂直起落,为验证这一点,在上升阶段采用侧向螺旋桨倾转产生垂直推力的方式使飞艇快速爬升。同时,在降落阶段采用舵机(方向舵和升降舵)控制来实现飞艇的螺旋降落,也可以与飞艇的垂直上升作比较。为解决飞艇的冗余操纵问题,每阶段的飞行轨迹、控制策略、控制要求如下表:

表 3-1 飞行任务

飞行 阶段	飞行轨迹描述	控制策略	控制要求
垂直上升	初始位置坐标(0,0,0) 目标位置坐标(0,0,500) 即垂直上升 500m	高度控制	(1) 推力 T_z 位于 $T_{z\min}$ 和 $T_{z\max}$ 之间(即±220); (2) 推力变化率 $dT_z = 0.1$
前行	初始位置坐标(0,0,500) 目标位置坐标(400,0,500) 即横向(<i>X</i> 方向)前行400m	速度控制	横向速度为 10m/s
螺旋 降落	初始位置坐标(400,0,500) 目标位置 Z 坐标为 50 即螺旋降落到距离地面一定 高度处(此处为 50)	(1) 速度控制 (2) 俯仰/偏航姿 态控制	(1) ψ 的实际值与目标值误差在 $\pm\pi$ 之间; (2) 方向舵偏角 δ ,变化率为 0.5; (3) 方向舵偏角 δ ,位于 ± 30 ° 之间; (4) 俯仰角的目标值 θ_d 位于 $\pm\pi/6$ 之间; (5) 升降舵偏角 δ e变化率为 1; (6) 升降舵偏角 δ e位于 ± 30 ° 之间。



续表 3-1

			7/1/
飞行 阶段	飞行轨迹描述	控制策略	控制要求
返回	初始位置 Z 坐标为 50 目标位置(0,0,0) 即返回到原点	(1) 俯仰/偏航 姿态控制 (2) 位置追踪	(1) ψ 的实际值与目标值误差在 $\pm \pi$ 之间; (2) 方向舵偏角 δ_r 变化率为 0.5; (3) 方向舵偏角 δ_r 位于 $\pm 30^\circ$ 之间; (4) 俯仰角的目标值 θ_d 位于 $\pm \pi/6$ 之间; (5) 升降舵偏角 δ_e 变化率为 1; (6) 升降舵偏角 δ_e 位于 $\pm 30^\circ$ 之间。

根据飞行任务,飞艇进行位置判断,判断实时位置是否达到预定位置,当达到预定位置后,自动进入下一阶段。任务规划框图如下:

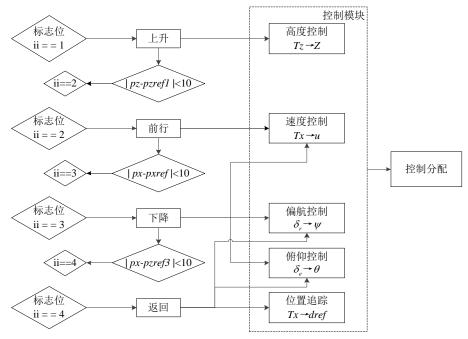


图 3-1 飞艇飞行任务规划图

整体思路是:

- (1) 引入标志位来实现不同飞行阶段(上升、前行、下降和返回)的切换。当飞艇控制系统开始运行时,自动进入标志位 ii=1 的上升阶段,之后飞艇实时判断自身位置是否达到目标位置,当达到后,给标志位 ii 赋值,进入下一飞行阶段。
- (2) 设定不同飞行阶段的任务目标(可以是具体值,也可以是表达式),如上升阶段的高度目标为 500m,前行阶段的速度目标为 10m/s,降落阶段的位置目标为 $x_d = R\sin\omega\pi t$, $y_d = R\cos\omega\pi t$ 等。
 - (3) 根据任务目标选择合适的控制器,如上升阶段选择高度控制,前行阶段选择速度控



制等。

(4) 根据控制结果进行控制分配,由 T_z 、 T_x 计算尾推 T_w 、左侧推 T_l 、右侧推 T_r 和侧推的矢量转角 δ_c ,并与舵机偏角一同输出给执行结构,控制飞艇按照预设目标飞行。

3.1.2 任务规划

(1) 上升阶段

飞艇爬升可以依靠倾转系统改变推力方向或者单纯依靠升降舵。飞艇高度控制可通过升降舵和倾转机构进行控制,在高度偏差较小以及空速较大时,采用升降舵进行控制。高度偏差较大时,采用倾转机构倾转产生法向力使飞艇很快地爬升^[40]。

上升阶段的任务是使飞艇从地面垂直、快速上升至 500m 高空,因此选择使用改变推力方向来实现飞艇的爬升,即高度控制。上升阶段部分变量的目标值为: $x_d=0$, $y_d=0$, $z_d=500$ 。

(2) 前行阶段

当飞艇达到 500m 的高空后,改为巡航状态,前行 400m,此处保速度为 10m/s,故选择速度控制通道。此飞行阶段部分变量的目标值为: $x_d=400$, $y_d=0$, $z_d=500$, $\dot{x}_d=10$ 。

(3) 降落阶段

降落阶段的任务是使飞艇从离地面 500m 处螺旋降落至离地面 50m 处,飞艇的目标值如下: $x_d = R\sin\omega\pi t$, $y_d = R\cos\omega\pi t$, $z_d = 50$, $\dot{x}_d = R\cdot\omega\cdot\pi\cdot\cos\omega\pi t$, $\dot{y}_d = -R\cdot\omega\cdot\pi\cdot\sin\omega\pi t$.

由于是螺旋轨迹,需要飞艇方向舵不断改变航向、升降舵不断改变高度,因此降落阶段 为速度控制、俯仰/偏航控制。

(4) 返回阶段

飞艇螺旋降落到离地面 50m 处时,水平位置仍离飞艇初始位置较远,所以需要返回阶段使飞艇能够回到初始位置。本阶段,飞艇的目标值如下: $x_d = 0$, $y_d = 0$, $z_d = 0$ 。

此阶段选择的控制为偏航/俯仰姿态控制、位置追踪。

3.2 控制器设计

3.2.1 高度控制

高度控制的目标是使飞艇爬升或下降至指定高度。飞艇高度控制可通过升降舵和倾转机构进行控制,此处的高度控制指采用倾转机构倾转产生法向力,而通过升降舵控制高度将在下面的俯仰姿态控制中介绍。

计算实时高度 z 与目标高度 z_d 的误差 ez , 建立起 T_z 与 ez 的 PID 控制方程, 如下:

$$ez = z - z_d \tag{3-1}$$

$$T_z = K_P \cdot ez + K_I \cdot \int ez + K_D \cdot \dot{e}z \tag{3-2}$$

可调参数为 K_P 、 K_I 、 K_D , 经反复调试,确定参数为 $K_P = -1$, $K_I = 0$, $K_D = -100$ 。

$$T_z = (-1) \cdot ez + (-100) \cdot \dot{e}z$$
 (3-3)

3.2.2 速度控制

前行阶段需要保持速度一直为 10 m/s,通过建立 T_x 与 edx的 PID 控制方程来实现速度 控制。

$$edx = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2} - \sqrt{\dot{x}_d^2 + \dot{y}_d^2}$$
 (3-4)



$$T_{x} = K_{P} \cdot edx + K_{I} \cdot \int edx + K_{D} \cdot edx$$
 (3-5)

经调试,确定参数为 $K_P = -50$, $K_I = 0$, $K_D = 0$ 。

考虑到风速影响,添加前馈项,计算过程如下:

设风速为 V_{wd} ,根据机体坐标系至惯性坐标系的转换矩阵,则有

$$V_{wh} = R_{oh}^{-1} \times V_{wd}$$

$$uw = V_{wb}(1)$$
, $vw = V_{wb}(2)$, $ww = V_{wb}(3)$

$$V_{v} = \sqrt{(u - uw)^{2} + (v - vw)^{2} + (w - ww)^{2}}$$

$$T_{x} = (-50) \cdot edx + (-\frac{1}{2} \cdot C_{x} \cdot \rho \cdot V_{v}^{2} \cdot S_{ref})$$
 (3-6)

3.2.3 俯仰姿态控制

俯仰通道的控制量是升降舵的舵偏角 δ_e ,飞艇的俯仰角为 θ ,俯仰角目标值 $\theta_d = (z-z_d)/16$ 。

建立 δ_a 与俯仰角偏差 $(\theta - \theta_a)$ 的 PID 方程,如下:

$$\delta_{e} = K_{P} \cdot (\theta - \theta_{d}) + K_{I} \cdot \int (\theta - \theta_{d}) + K_{D} \cdot \frac{d(\theta - \theta_{d})}{dt}$$
(3-7)

其中 K_P 、 K_I 提供比例和积分控制信号, K_D 提供速度反馈。经调试,确定 $K_P=1$, $K_I=0$, $K_D=1$ 。

因此

$$\delta_e = 1 \cdot (\theta - \theta_d) + 1 \cdot \frac{d(\theta - \theta_d)}{dt}$$
 (3-8)

飞艇升降舵的偏角变化范围是有限的,本文研究飞艇的舵偏角限幅为[-30°,30°],即 $-30^\circ \le \delta_a \le 30^\circ$,因此必须在执行机构前加上该限幅环节。

同时控制量 δ_{ϵ} 的变化速率需满足 $-1 \le \dot{\delta}_{\epsilon} \le -1$ 。

3.2.4 偏航姿态控制

偏航通道的控制量是方向舵的舵偏角 δ_r , 飞艇的偏航角为 ψ , 偏航角目标值 $\psi_d = \tan^{-1}\frac{y_d-y}{x_*-x} \ .$

建立 δ_{r} 与俯仰角偏差 $(\psi - \psi_{d})$ 的 PID 方程,如下:

$$\delta_r = K_P \cdot (\psi - \psi_d) + K_I \cdot \int (\psi - \psi_d) + K_D \cdot \frac{d(\psi - \psi_d)}{dt}$$
(3-9)

根据系统在不同速度下的线性化模型,发现使用 PD 控制已经可以很好的完成控制任务。可调参数为 K_p 和 K_D 。 $K_P=0.1$, $K_D=0.1$, 其中 K_P 提供比例控制信号, K_D 提供内环速度反馈。

$$\delta_r = 0.1 \cdot (\psi - \psi_d) + 0.1 \cdot \frac{d(\psi - \psi_d)}{dt}$$
(3-10)

飞艇方向舵的偏角变化范围是有限的,本文研究飞艇的舵偏角限幅为[-30°,30°],即 $-30^\circ \le \delta_r \le 30^\circ$,因此必须在执行机构前加上该限幅环节。

同时控制量 δ , 的变化速率需满足 $-0.5 \le \dot{\delta}$, ≤ -0.5 。



3.2.5 位置追踪

位置追踪是指飞艇根据飞行任务跟踪指定航迹点。航迹点的设计由飞行任务决定, 航迹 跟踪回路根据得到的航迹点产生平滑的导引命令, 使得飞艇按照指定航迹飞行。

飞艇的实时位置与目标位置之间的距离 dref 为

$$dref = \sqrt{(x - x_d)^2 + (y - y_d)^2}$$
 (3-11)

在飞艇的返回阶段,建立起 T_x 与 dref 的 PID 控制方程实现飞艇逐渐向目标位置即坐标原点逐渐靠近。

$$T_{x} = K_{P} \cdot dref + K_{I} \cdot \int dref + K_{D} \cdot dr\dot{e}f$$
 (3-12)

经调试,发现比例控制器即能很好的实现位置追踪, $K_P=2$ 。

$$T_{n} = 2 \cdot dref \tag{3-13}$$

3.3 控制分配

飞艇的推进装置是尾桨、左侧浆、右侧浆,推力依次为 T_w 、 T_l 、 T_r ,其中尾桨推力 T_w 为X方向,左右侧螺旋桨可以转动,偏角为 S_c , T_l 与 T_r 可分解到X方向与Z方向。

由于飞艇靠推进装置进行飞行,那么就需要输入 T_w 、 T_l 、 T_r 、 δ_c 参数的大小。控制器输出可以得到坐标轴方向的推力 T_x 与 T_z ,本节根据控制器输出的 T_x 与 T_z 计算 T_w 、 T_l 、 T_r 、 T_r 、 T_r 0、 T_r 0、也即将两者分配给尾部推力 T_r 0、左侧推力 T_r 1、和右侧推力 T_r 2。

分配框图如下:

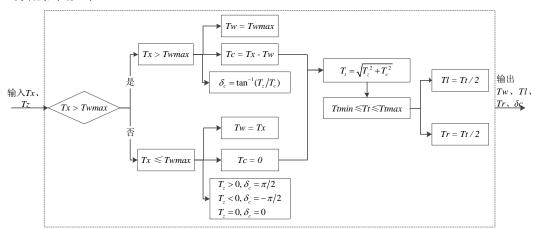


图 3-2 控制分配图

根据尾部推力优先的原则,首先比较 T_x 与 T_{wmax} 的大小,如果 T_x 比 T_{wmax} 大,则尾桨推力 T_w 置为最大,为 T_{wmax} 。超过的部分 T_x-T_w 由左右侧桨提供,考虑到 Z 方向的推力 T_z ,则 $T_t=T_r=\frac{1}{2}\sqrt{(T_x-T_w)^2+T_z^2}$ 。由于此时左右侧螺旋桨同时提供 X 向和 Z 向的推力,故会有一定的转角 $\delta_c=\tan^{-1}(T_z/(T_x-T_w))$ 。

如果 T_x 小于或等于 T_{wmax} ,则 T_x 可全部有尾桨提供, $T_w = T_x$,此时左右侧桨只需提供 Z方向的推力, $T_l = T_r = \frac{1}{2}T_z$,螺旋桨的偏角视 T_z 的正负,可能为 $-\frac{\pi}{2}$ 、 $\frac{\pi}{2}$ 或 0。



3.4 本章小结

本章详细地设计了飞艇的控制系统。首先将飞艇整个飞行过程分为上升、前行、降落和返回四个阶段,根据每个阶段的特点,设计出每个阶段的飞行轨迹、控制策略和控制要求,并对每个阶段使用何种控制器进行了说明。然后设计出飞行过程中用到的控制器,包括矢量高度控制、速度保持空气、俯仰姿态控制、偏航姿态控制、位置追踪。在控制器的设计上,采用了经典的 PID 控制器。之后根据控制器输出的量计算推进装置所需参数。



第四章 全数字仿真系统

4.1 系统概述

飞艇的仿真在于快速、方便地建立一个虚拟飞艇运动的全数字仿真系统。其主要目标除能够模拟飞艇本身的动力学特性外,还应该能够模拟外部环境、气动力、推力、重力与浮力以及控制系统的特性,从而完成一个可以用来分析飞艇运动特性以及检验控制效果的仿真系统。

本章建立了飞艇的全数字仿真系统。该系统能够快速地进行飞艇动力学的仿真,可以根据仿真任务的不同方便地进行不同控制任务的仿真、控制律验证等工作。

4.2 基于 Simulink 的控制系统设计方法

4.2.1 模块的创建与封装

(1) PID

在工程实际中,应用最为广泛的调节器控制规律为比例、积分、微分控制,简称 PID 控制,其传递函数为: $G_c(s) = K_P + K_I/s + K_D s$,PID 控制通过积分作用消除误差,而微分控制可缩小超调量。

Simulink 环境下,可以方便地建立起 PID 控制器的模型,如图 4-1。

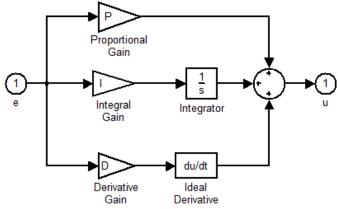


图 4-1 PID 控制器模型

绘制了原系统的框图,可以选中其中所有的模块来构造子系统,进行子系统的封装。模块封装完成,就可以在其他系统里直接使用该模块,如图 4-2 所示,双击封装模块,弹出对话框,允许用户输入 PID 控制器的参数;右击模块,选择"look under mask",可以查看 PID 控制器的模型。



图 4-2 PID 模块

(2) S-Function

S 函数(S—Function)或称系统函数(System Function)实质上是具有特殊调用格式的



MATLAB 函数,它使用特定的语法使动态系统具有交互功能,以连续、离散或连续离散混合方式最大程度地使自身与系统相适应,表征系统动态特性。利用 Simulink 中提供的 S 函数模板进行适当的"剪裁",就可根据实际建模的需要,建立用户所需的模型。

SIMULINK 采用系统模块直观地描述系统典型环节,但并非所有的数学模型都能利用 SIMULINK 模块轻易搭建起来,有的模型可能更适合于 MATLAB 或 C 语言的编写方法, 因此,用户仍然需要定义自己的模块,实现特殊的算法、特定功能的子系统以及仿真过程的 图形动画等等^[41]。S-函数正好弥补了这一不足,它提供了扩展 SIMULINK 功能的有力工具, 支持参数传递,可以使用 MATLAB、C、C++、Ada、Fortran 等语言来编写。其主要应用体 现在:

- (a) 向 Simulink 增加一些新的通用块;
- (b) 增加作为硬件设备驱动程序的块;
- (c) 将已有的 C 代码组合到仿真中;
- (d) 使用一组数学方程式来对系统进行描述;
- (e) 使用可视化动作。

使用 S-function 的优点是可以创建一个普通用途的块,在一个模型中多次使用,并且可单独改变模型中所使用的每个块的参数。此外,开发 M-文件的 S-function 避免了开发编译语言的编译-连接-执行所需的时间开销,M-文件的 S-function 更容易地访问 MATLAB 和工具箱函数。

创建 S 函数有两个独立的任务:一是初始化模块特性,包括输入、输出个数、连续和离散状态初始条件以及采样时间;另一个是将算法放在合适的 S 函数子程序中。

对于 M 形式的 S 函数开发步骤是对系统提供的模版程序进行适当"剪裁",生成用户自己的 S 函数。然后把 S 函数嵌入到 Simulink 提供的 S - Function 框架标准模块中,生成自己的 S 函数模块,如需要可对 S 函数模块进行适当封装。模板由一个主函数([sys, x0, str, ts] = f(t, x, u, flag, p1, p2, ...))和一组骨架子函数组成,每个子函数对应于一个特定的 flag 值。主函数通过 flag 的值分别调用不同的子函数。在仿真期间,这些子函数被S-function 以回调程序的方式调用,执行 S-function 所需的任务。

Simulink 中的 S-Function 模块如图 4-3 所示:



图 4-3 S-Function 模块

(3) MATLAB Function

对输入信号进行 MATLAB 函数及表达式的处理,使用 MATLAB 语言进行编写。 Simulink 中的 MATLAB Function 模块如图 4-4 所示:

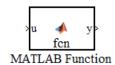


图 4-4 MATLAB Function 模块

(4) Subsystem

对于复杂系统的 Simulink 仿真模型,可以把模型中完成特定功能的一部分模块组合起



来,创建一个新的模块,这新的模块称为子系统(Subsystem)。子系统减少了系统 Simulink 框图中模块数量,使模型的层次、结构及功能更加清晰,一目了然。子系统形成的新的模块,也可以被其他 Simulink 模型调用,具有可移植性。同时采用封装的方法定制子模块可以使模块的使用者不必考虑模块内部的复杂性;可提供一个对话框式的友好交互用户界面,便于模块参数的输入。

仿真建立子系统有两种方法:通过已有的模块建立子系统和通过 Subsystem 模块建立子系统。这两种创建的子系统最后实现一模一样的功能,只不过操作顺序不同,两者的区别是:前者先将结构搭建起来,然后把相关模块封装起来建立子系统;后者先做一个封装容器,然后再封装容器中添加模块。

通过已有的模块建立子系统可以使用 Edit 菜单中的 Create Subsystem 命令,对于简单的模型,可以通过已有的模块建立子系统,这种操作一般不容易出错,能够顺利搭建模型。而对于复杂的系统,可先将模型分成若干个子系统,然后通过 Simulink 的 Subsystem 模块进行建模。在此介绍一下通过 Subsystem 模块建立子系统:

- (a) 打开 Simulink 模块库浏览器,搜索 "Subsystem" 模块,将 Subsystem 模块添加到模型编辑窗口中;
- (b) 双击 Subsystem 模块,打开一个空白的 Subsystem 窗口,将要组合的模块添加到该窗口中,并根据需要添加输入模块和输出模块,表示子系统的输入端口和输出端口,即可完成子系统的建立。

Simulink 中的 Subsystem 模块如图 4-5 所示:

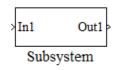


图 4-5 Subsystem 模块

4.2.2 系统仿真参数设置

打开Simulink 的窗口中的simulation / Configuration Parameters 选项,设置仿真参数。对话框包括了10个选择页(MATLAB R2011b版本),它们是: solver(求解器),Data Import/Export(数据输入输出) ,Optimization(优化),Diagnostics(诊断) ,Hardware Implementation(硬件实现),Model Referencing(参考模型),Simulation Target(仿真目标),Code Generation(代码生成),HDL Code Generation(HDL代码生成),SimEvents(事件模拟)。其中Solver(求解器)的正确设置是得到合理、可信的仿真结果的前提条件,因而在此介绍一下Solver的设置:

(1) Simulation time

开始时间0,结束时间为2000。

(2) Solver options

Type选择"Variable-step", Solver选择"ode45 (Dormand-Prince)"。

4.2.3 模型属性设置

打开 File / Model Properties,选择"Callbacks"分页,可以对 PreLoadFcn、PostLoadFcn、InitFcn、StartFcn、PauseFcn、ContinueFcn、StopFcn、PreSaveFcn、PostSaveFcn、CloseFcn项目进行设置。

4.2.4 Simulink 的调试

Simulink 作为高性能的系统设计、仿真和分析平台,给用户提供了强大的模型调试工



具。通过 Simulink 的调试工具,用户可以对动态系统模型进行调试,使用不同方法运行仿真,以检查方法的仿真结果,发现其中可能存在的问题,并进行修改,从而快速完成系统设计、仿真和分析工作。

启动调试器,设置合适的调试断点之后,便可对系统模型中指定的模块和信号进行调试。调试方法在此不做介绍。

4.2.5 基于 Simulink 进行控制器设计的优势

Matlab 作为一种面向科学和工程计算的高级计算机语言,已经成为国际科技界公认的最优秀的应用软件之一。Simulink 是 Matlab 提供的仿真工具,可以方便地进行动态系统建模、仿真、分析以及控制律设计等^[30],相比于程序语言,Simulink 模型更清晰、直观。

如本文设计的控制器主要是 PID 控制器,而 Simulink 中直接有 PID 模块,编辑模块的属性,即可更改比例、积分、微分系数,方便的实现 PID 参数的更改。而如果采用程序语言编写 PID 模块,需要计算误差的积分与微分,并编写 PID 方程,这些用程序语言编写特别费时且不够直观。

考虑到建模的直观性、数字仿真的快速性与准确性,使用 Matlab 的仿真工具 Simulink 来建立飞艇的全数字控制仿真系统。

4.3 仿真系统框架与模型图

设计全数字仿真系统时,可以根据飞艇实际飞行中的各个量之间的关系将系统分解为各个相对独立又互相相关的功能模块。飞艇仿真系统的框架如图所示。平流层飞艇的全数字仿真平台分解为以下几个主要功能模块:

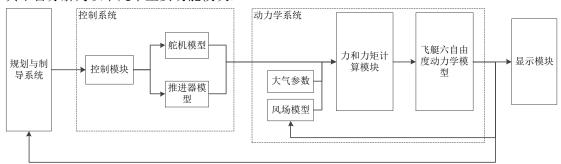


图 4-6 飞艇仿真系统框架图

(1) 规划与制导系统

根据飞行任务,以标志位为工具,对飞行位置进行判断,进而规划每个飞行阶段的目标值,包括 x_a 、 y_a 、 \dot{z}_a 、 \dot{y}_a 、 \dot{z}_a 、 ϕ_a 、 θ_a 、 ψ_a 、 $\dot{\phi}_a$ 、 $\dot{\phi}_a$ 、 $\dot{\psi}_a$ 。 其中

$$x_{d} = \begin{cases} 0 & \text{上升} \\ 400 & \text{前行} \\ R \sin \omega \pi t & \text{降落} \end{cases}, \quad y_{d} = \begin{cases} 0 & \text{上升} \\ 0 & \text{前行} \\ R \cos \omega \pi t & \text{降落} \end{cases}, \quad z_{d} = \begin{cases} 500 & \text{上升} \\ 500 & \text{前行} \\ 50 & \text{降落} \end{cases};$$



$$\sqrt{\dot{x}_d^2 + \dot{y}_d^2} = \begin{cases}
0 & \text{上升} \\
10 & \text{前行} \\
\sqrt{(R \cdot \omega \cdot \pi \cdot \cos \omega \pi t)^2 + (-R \cdot \omega \cdot \pi \cdot \sin \omega \pi t)^2} & \text{降落}; \\
0 & \text{返回}
\end{cases}$$

$$\phi_d = 0$$
, $\theta_d = (z - z_d)/10$, $\psi_d = \tan^{-1} \frac{y_d - y}{x_d - x}$

规划与制导系统的结构框图如图 5-2 所示:

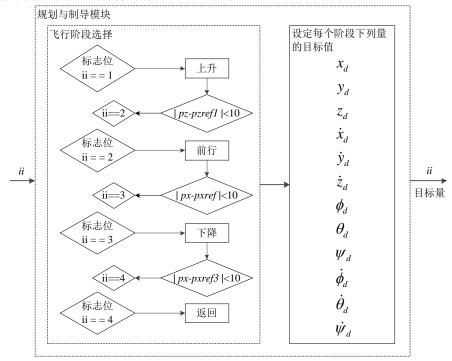


图 4-7 规划与制导系统框图

Simulink 中建立的导航系统模型如下图所示:

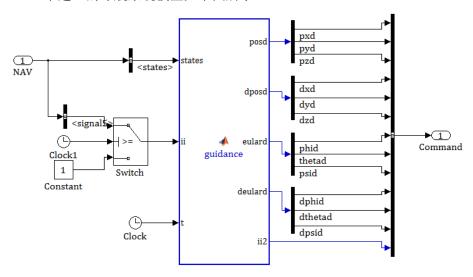


图 4-8 制导模块 Simulink 模型图



(2) 控制模块

包括 PID 控制器和控制分配两部分,结构框图如下:

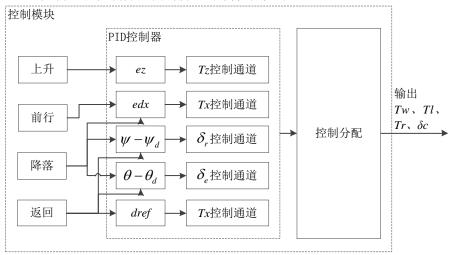


图 4-9 控制模块框架图

根据飞艇实时状态与位置,以及各项参数的目标值,计算误差,并按照设计好的控制律进行控制量的计算,输出控制量送至各个执行器。其中 δ_r 与 δ_e 分别输出给方向舵、升降舵; T_z 、 T_x 通过控制分配模块分配给 T_w 、 T_t 、 T_r ,输出给推进装置。

对于 PID 控制器,不同的飞行阶段调用不同的控制通道,通过开关予以实现。

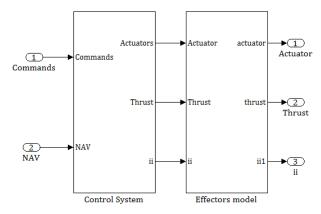


图 4-10 控制系统 Simulink 模型图

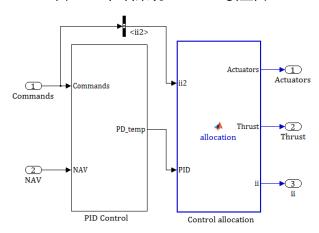


图 4-11 控制模块 Simulink 模型图



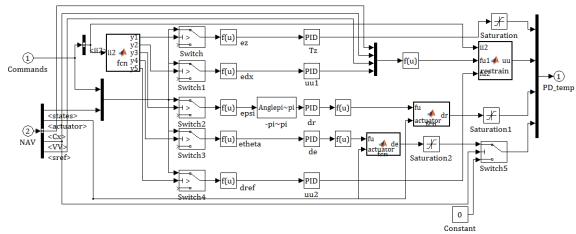


图 4-12 PID 控制器 Simulink 模型图

(3) 舵机与推进器模块

考虑方向舵和升降舵舵机的实际情况,加入其伺服特性。实际上,当舵机得到一个角度信号后,是不可能马上就摆到给定位置的。因此设计控制律时必须考虑舵机的伺服特性,采用加入一阶惯性环节来仿真实际的舵机伺服系统。

同样,考虑调速电机的调速和倾转机构的实际情况,也需加入其伺服特性,其中 T=0.02。

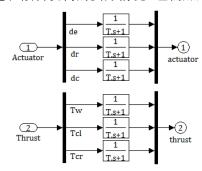


图 4-13 舵机/推进器 Simulink 模型图

(4) 风场模块

飞艇的运动速度缓慢,与通常与风速在同一个数量级。因此风速对飞艇的运动影响显著,设计时必须考虑风场情况。本模块根据不同的环境条件设定外部风场模型,获得风速、风向等。

(5) 力和力矩计算模块

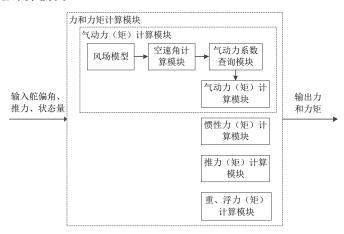


图 4-14 力和力矩计算模块框架图



(a) 气动力计算模块

根据风速、攻角、侧滑角以及升降舵、方向舵的舵偏角信号,结合事先测得的气动力系数数据库,得到飞艇所受的气动力和气动力矩。

空气动力计算模块中还包含两个重要的子模块:

一是空速角计算模块,其根据风速和飞艇的地速来计算空速、攻角和侧滑角;

另一个是气动力系数查询模块,根据空速角计算模块计算攻角、侧滑角,查询气动力系数数据库中对应的各项气动力和气动力矩系数,为计算气动力和气动力矩提供数据。

(b) 惯性力计算模块

根据飞艇的速度和角速度,以及转动惯量和附加质量计算流体惯性力和惯性力矩。

(c) 推力计算模块

根据控制模块提供的尾部螺旋桨推力 T_w 、左侧螺旋桨推力 T_r 和右侧螺旋桨推力 T_r ,计算螺旋桨所需的推力和推力力矩。

(d) 重力、浮力计算模块

根据所在高度的大气密度和重力加速度,以及飞艇自身的质量和体积,可以得到飞艇的重力、浮力及其力矩。将二者合并计算是由于二者均只与高度和大气密度相关,同时是一对平衡力。

(6) 六自由度动力学模块

根据计算得到的力和力矩,结合质量矩阵,更新飞艇的实时速度和角速度,起到模拟现实飞艇的作用。在此基础上,结合坐标变换矩阵以及体心运动方程等,更新飞艇的位置以及 当前姿态,进而实时输出飞艇的十二个状态量。

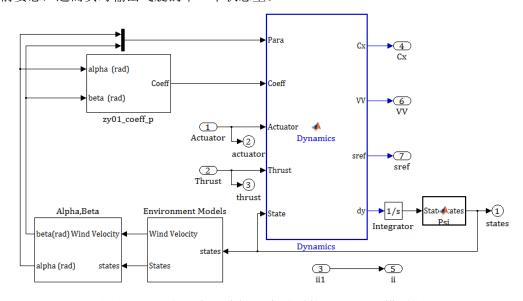


图 4-15 六自由度非线性动力学系统 Simulink 模型图

(7) 显示模块

在显示系统中,加入 scope 模块,用于实时显示各个变量的变化情况,包括 u、 v、 w、 p、 q、 r、 x、 y、 z、 ϕ 、 θ 、 ψ 、 δ_e 、 δ_r 、 δ_r 、 δ_r 、 T_v 、 T_v 。



(8) 飞艇仿真系统 Simulink 模型图

根据以上不同模块的 simulink 模型,将其进行封装和连接,最后搭建出仿真系统的模型图如下:

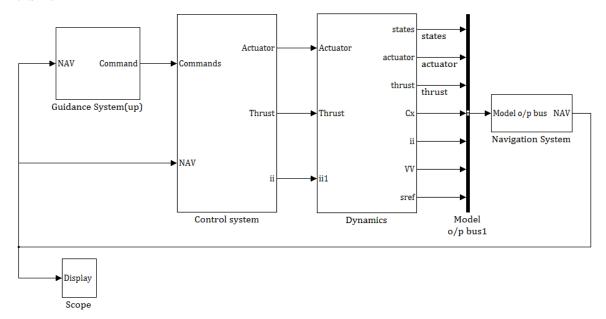


图 4-16 飞艇全数字仿真系统 Simulink 模型图

4.4 仿真结果分析

利用上述模型完成第四章所提到的飞行任务即上升、前行、降落、返回,同时也可对所设计的控制律—飞艇的高度控制、速度保持、俯仰控制、航向控制和位置追踪等进行了验证。

导航模块中添加的标志位可以实现不同飞行阶段的切换,控制模块中的 PID 控制器可以实时追踪误差,实现控制,从而完成复杂的飞行任务。

仿真的初始条件是:飞艇初始位置坐标(0,0,0),初始速度为 0,初始姿态角均为 0。控制结果是第四章所提到的垂直上升至 500m,前行 400m,螺旋下降至 50m,返回到初始位置。

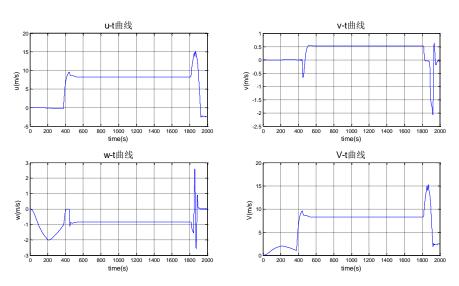


图 4-17 飞艇 u、v、w、V 随时间的变化曲线图



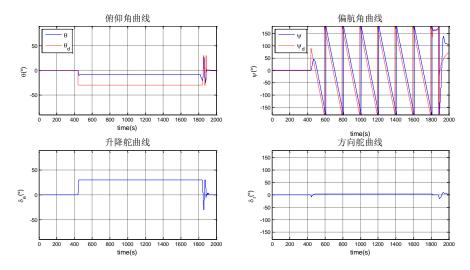


图 4-18 飞艇姿态角与舵偏角随时间的变化曲线

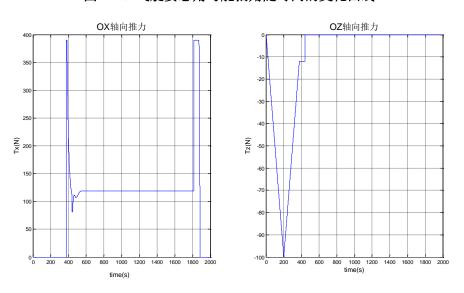


图 4-19 轴向推力随时间的变化曲线

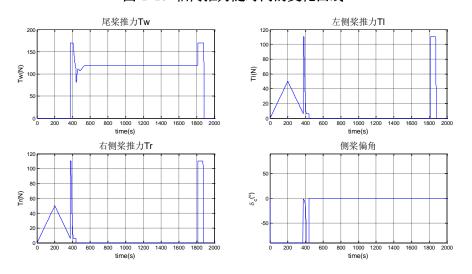


图 4-20 飞艇推进装置推力及偏角随时间的变化曲线



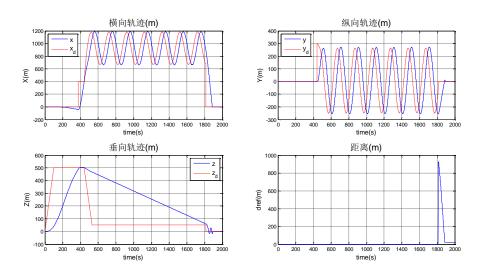


图 4-21 飞艇 X、Y、Z 向轨迹图

飞艇三维轨迹图

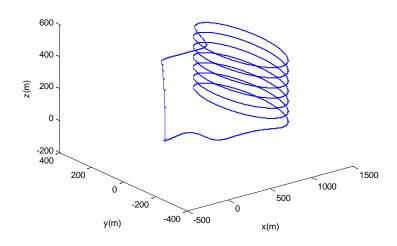


图 4-22 飞艇全程三维轨迹图

从图中可以看出,飞艇良好地完成了预期的任务,在 2000 秒的仿真时间内按照预定的轨迹飞行。

 $0\sim390$ s,飞艇完成了垂直上升至 500m 高空的任务。从图 5-17、图 5-18 可以看出,飞艇的横向速度 u、纵向速度 v、姿态角 θ 与 ψ 、舵偏角 δ_e 与 δ_r 均为 0。由于此阶段使用矢量高度控制,从图 5-19 可以看出 $T_x=0$, T_z 逐渐增大后逐渐减小。从图 5-20 可以看出此阶段 $T_w=0$,因为 $T_x=0$,不需要尾部螺旋桨产生 X 方向的推力, T_l 、 T_r 、 δ_c 均不为 0,表明通过偏转左、右侧螺旋桨产生垂向推力 T_z ,快速实现飞艇的上升。

390~440s,飞艇在距离地面 500m 高空前行。从图 5-17、图 5-18 可以看出,飞艇的纵向速度 v、姿态角 θ 与 ψ 、舵偏角 δ_e 与 δ_r 均为 0。此阶段使用速度保持控制,即通过 T_x 来使速度达到 10m/s,从图 5-19 可以看出 T_x 在 390s 左右锐增,而此时 T_x 远大于 T_{wmax} ,因此从图 5-20 可以看出尾部螺旋桨推力 T_w 在 390s 左右达到最大值 $T_w = T_{wmax} = 170$,同时左右螺旋桨偏转以产生 X 方向的推力,使飞艇的速度逐渐增大到 10m/s。之后 T_x 逐渐减小, T_w 、 T_x 、 T_x



随之减小。

440~1830s,飞艇螺旋降落, 此阶段使用速度控制、俯仰控制、偏航控制使飞艇螺旋降落至离地面 50m 处。从图 5-17 可以看出,此阶段,飞艇的横向速度 u、纵向速度 v、垂向速度 w 基本保持不变。从图 5-18 可以看出,飞艇的升降舵和方向舵良好地执行了控制命令,升降舵偏角 δ_e 为最大偏角 30°,方向舵偏角 δ_r 约为 3.2°,从而改变飞艇的俯仰角和偏航角。由于此阶段使用了速度控制,故从图 5-19 可以看出 T_x 保持一定的数值,而不适用矢量高度控制,故将 T_z 置为 0 。此时 T_x 全部尾部螺旋桨提供, $T_w = T_x = 118.7$,而左右螺旋桨的推力均为 0,见图 5-20。

1830~2000s,飞艇返回,此阶段使用位置追踪、俯仰控制和偏航控制使飞艇从离地面 50m 处返回至初始原点。 1830s 左右,飞艇由螺旋降落状态改为返回,此时,见图 5-17、图 5-18,飞艇的横向速度 u、纵向速度 v、垂向速度 w、姿态角 θ 与 ψ 、舵偏角 δ_e 与 δ_r 均出现了波动,从图 5-19 中可以看出 T_x 出现了突变,这是由于位置追踪控制器建立的是 T_x 和实际位置与目标位置的距离 dref 之间的关系,此时 T_w 、 T_r 、 T_r 也随之发生突变,见图 5-20。随后当飞艇逐渐逼近初始原点时,以上物理量也逐渐逼近 0。

4.5 本章小结

本章对飞艇仿真平台的功能模块进行了划分和描述,主要有导航模块、控制模块、舵机模块、推进器模块、风场模块、力和力矩计算模块、六自由度动力学模块、显示模块等,并设计了基于 MATLAB/Simulink 的飞艇全数字仿真系统。利用该系统,本章进行了飞艇上升、前行、降落、返回四个阶段的仿真任务,验证了第四章提出的矢量高度控制、速度保持控制、俯仰控制、偏航控制、位置追踪等 PID 控制器的有效性。



第五章 结论与展望

5.1 总结

本文以上海交通大学"致远一号"飞艇为参考,对平流层飞艇飞行控制系统进行研究:建立了平流层飞艇的动力学模型,实现了飞艇控制器设计,搭建了基于 Simulink 的全数字仿真控制系统,并给出了验证飞艇的全包线内的仿真结果。

首先建立平流层飞艇动力学模型,包括环境模型和非线性气动力模型;将飞艇飞行的全过程分为了垂直上升、前行、螺旋降落与返回四个阶段,根据每个阶段的特点设计了每个阶段所采用的控制器,包括矢量高度控制、速度控制、偏航控制、俯仰控制与位置追踪控制器,并实现了多矢量推力的控制分配;结合本课题的研究内容,选择了 Simulink 工具进行系统设计,建立了动力学仿真模型,实现导航、制导与控制仿真模块,进而搭建了全数字系统仿真平台。

控制规划将整个飞行阶段分为垂直上升、前行、螺旋降落与返回,在每一个阶段中采用不同的控制通道来减少冗余操纵和实现对飞艇的控制,分别采用两侧矢量推力实现飞艇的高度控制,采用尾部推力和两侧矢量推力共同作用实现飞艇的前行,采用气动舵面和推进器共同作用实现飞艇的姿态控制和返回控制。

控制分配中,采用优先原则和分配策略,水平前飞时,优先使用尾部推力,如果尾部推力不够,则再考虑使用左右侧矢量推力;垂直上升时,侧向推力优先用于垂直高度控制,其次用来补充前向位置控制;在低速时,侧向力的差动补充方向舵的不足;同时根据机体轴 O_Z 轴方向推力的大小以及 O_X 轴方向推力与尾部推力的差值来确定矢量螺旋桨的转角。

飞艇仿真中,使用建立的全数字仿真平台良好地完成了预期任务,飞艇能够按照预定的 轨迹飞行,实现控制器的平滑切换,并具有一定的抗扰动能力。

研究结果表明所建立的动力学模型能够反映临近空间浮空器的运动特性,所设计飞行控制系统能够实现飞行任务的合理切换;所采用的分段控制策略能够根据不同阶段、不同控制任务实现简化控制器设计;通过控制分配策略可以实现冗余操纵的合理分配。研究成果可以为其它类柔性飞行器的研究提供参考。

5.2 展望

本文在建立飞艇的动力学模型的基础上,对飞艇的运动规律和基本特性有更深入的了解,进一步可进行临近空间浮空器模型和飞行环境的仿真,验证控制器的效果;

在控制律设计方面,本文仅实现了基础的 PID 控制律,可以考虑滑模变结构控制、 $H\infty$ 鲁棒控制等加以尝试,进行多变量控制系统设计,完备控制系统方案;

由于风场对浮空器的影响很大,不可以作为扰动加入,可以考虑飞行控制系统添加轨迹规划和轨迹优化模块等,完善全数字仿真系统功能。



参考文献

- [1] 龙飞,罗臣. 国外飞艇最新发展概述与分析[C]. 2011 中国浮空器大会论文集. 北京: 航空工业出版社,2011:57-66.
- [2] 王明建. 平流层飞艇平台的建模与控制方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2007:1-3.
- [3] 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,2008:5-7.
- [4] 崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题[J]. 力学进展,2009,39(6):658-673.
- [5] 曹旭,顾正铭,王伟,志杨庆. 美国 ISIS 平流层飞艇概述[C]. 2011 中国浮空器大会论文集. 北京: 航空工业出版社,2011:113-120.
- [6] 贾光沿,陈萍. 新概念平流层 ISR 飞艇 ISIS—未来大型定点传感器平台[J]. 飞航导弹,2011 (8):17-21.
- [7] Zitarosa, R. and Marcum, L.T.R., New Navy Airship[J]. Wings of Gold,2010:30-40.
- [8] Smith, S. and Fortenberry, M., HiSentinel80: Flight of a High Altitude Airship[C]. 11t h AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference. Virginia Bea ch,VA,2011:1-14.
- [9] Goineau, F. and Cook, M.V., The Stability and Control Characteristics of the Neutrally Bouyant Non-Rigid Airship[J]. College of Aeronautics Report, 1999 (9911):3-37.
- [10] Khoury, G.A. and Gillett, J.D., Airship Technology[M]. Cambridge:Cambridge University Press,1999:181-190.
- [11] Mueller, J.B., Paluszek, M.A. and Zhao, Y., Development of an Aerodynamic Model and Control Law Design for a High Altitude Airship[C]. AIAA 3rd "Unmanned Unlimite d"Technical Conference, Workshop and Exhibit. Chicagei,2004:1-17.
- [12] Zhao, Y., Garrard, W. L. and Mueller, J.B., Benefits of Trajectory Optimization in Airship Fights[C]. AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit. Chicage,2004:1-10.
- [13] Mueller, J.B., Guidance, Navigation and Control of High-Altitude Airships[R]. White Paper of Princeton Satellite Systems, 2005:2-9.
- [14] Gomes, S.B.V., An Investigation of the Flight Dynamics of Airships with Application to the YEZ-2A[M]. Cranfield University,1990:3-231.
- [15] Bestaoui, Y., A Lagrangian Approach to Modeling of an Airship with Wind and Var ying Mass Effects[C]. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Orlando,Florida,2010:1-10.
- [16] 欧阳晋. 空中无人飞艇的建模与控制方法研究[D]. 上海:上海交通大学,2003:1-30.
- [17] 方存光. 平流层信息平台-自主飞艇动力学建模与控制的研究[D]. 沈阳:东北大学,2003: 1-30.
- [18] Wang Xiao Liang, Ma Ye, Shan Xue Xiong. Modeling of Stratosphere Airship[C]. Sy stems and Control in Aeronautics and Astronautics (ISSCAA),2010:121-130.
- [19] Liu Yu, Wu Yi Lin, Wu Xiao Tao, Hu Yue Ming. Modelling and Analysis of Auton omous Stratospheric Airship[C]. Proceedings of the 29th Chinese Control Conference,2010. [20] Hygounenc, E., Jung, I.-K., Souères, P. and Lacroix, S., The Autonomous Blimp Project of LAAS-CNR: Achievements in Flight Control and Terrain Mapping[J]. International Journal of Robotics Research,2004,23(4-5):473-511.
- [21] Ramos, J.G.Jr., de Paiva, E.C., Azinheira, J.R., Bueno, S.S., Maeta, S.M., Mirisola, L. G.B., Bergeman, M. and Faria, B.G., Autonomous Flight Experiment With A Robotic Unm anned Airship[C]. International Conference on Robotics & Automation. Seoul, Korea, 2001:41 52 4157.
- [22] Lemmers, A.J.J and Marsman, A.P.L.A., A Basic Flight Simulation Tool for Rigid Ai rships[R]. Technical report (NLR-TP-2000-443), National Aerospace Laboratory NLR, 2000:3-112.



- [23] Azinheira, J.R., de Paiva, C.E. and Ramos, J.G., etc., Mission Path Following for an Autonomous Unmanned Airship [A]. IEEE International Conference on Robotics & Automation[C]. San Francisco: IEEE, 2000: 1269-1275.
- [24] Repoulias, F. and Papadopoulos E., Robotic Airship Trajectory Tracking Control Usin g a Backstepping Methodology[A]. IEEE International Conference on Robotics and Automa tion[C]. Pasadena CA: IEEE, 2008:188-193.
- [25] Trevino, R., Frye, M. and Franz, J.A., Robust Receding Horizon Control of a Tri-Tur bofan Airship[C]. 2007 IEEE International Conference on Control and Automation, GuiZhou, 2007:671-676.
- [26] 方存光,王伟. 自主飞艇浮力调节系统的建模及控制[J]. 控制与决策,2004,19(6):631-637.
- [27] 屈卫东,罗昌行,欧阳晋. 无人飞艇的鲁棒航向控制系统设计[J]. 系统仿真学报,2004(11): 2575-2579.
- [28] 孙烨,陈澜,王志峰. 基于 H∞鲁棒控制和 EA 的平流层验证飞艇姿态控制器设计[J]. 计算机测量与控制.2011.19(9):2183-2187.
- [29] 王海峰,宋笔锋,钟小平. 飞艇运动建模与仿真验证[J]. 飞行力学,2009(1):31-35.
- [30] 苗景刚,周江华,杨新. 基于 Matlab/Simulink 的飞艇全数字仿真系统[J]. 系统仿真学报,20 09(9):2658-2661.
- [31] 刘丹,王晓亮,单雪雄. 平流层飞艇的附加质量及其对飞艇运动的影响[J]. 计算机仿真,20 06,23(6):52-56.
- [32] 李智斌,李果,王大轶,李勇. 近空间飞行器动力学与控制的研究现状及难点[J]. 动力学与控制及航天应用,2008:120-142.
- [33] 王浩. 浮空器飞控系统的多学科设计优化[D]. 上海:上海交通大学,2009:3-81.
- [34] 袁子航. 平流层飞艇的压力控制[D]. 上海:上海交通大学,2006:16-23.
- [35] 肖业伦.金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 国防工业出版社. 1993:20-25.
- [36] 屈耀红. 小型无人机航迹规划及组合导航关键技术研究[D]. 陕西:西北工业大学:2006:5-56.
- [37] 秦凤平. 平流层飞艇轨迹优化设计研究[D]. 上海:上海交通大学,2011:5-35.
- [38] Mueller, J.B., Optimal Ascent Trajectories for Stratospheric Airships Using Wind Ener gy[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics.2009:1232-1245.
- [39] 王晓亮. 平流层对地观测平台非线性气动力及其运动的研究[D]. 上海:上海交通大学,2 006:9-50.
- [40] 苗景刚. 飞艇动力学分析及运动控制[D]. 北京:中国科学院空间科学与应用研究中心,2 008:3-87.
- [41] 胡琳静,孙政顺. SIMULINK 中自定义模块的创建与封装[J]. 系统仿真学报,2004,16(3):4 88-450.



谢辞

在论文完成之际,首先要诚挚地感谢我的导师陈丽副教授。在做本科毕业设计的这半年,陈老师在课题研究上对我尽心指导,严格要求,给了我很多启发和帮助,使我能够明确研究的方向、思路,让我的理论水平和实践能力都获得很大的提高。针对研究过程中遇到的理论问题或是程序编译问题,陈老师都给予了耐心而详尽的指导,并循循善诱,让我自己逐步去探讨问题的答案,逐步培养了我发现问题、解决问题的能力。同时,在毕业论文的撰写过程中,陈老师不辞劳苦,多次批阅,提出了很多宝贵的建议。在生活中,陈老师也给予我充分的理解和帮助,让我感觉到家人般的温暖。陈老师热忱善良的品格、严谨的治学态度和对研究工作孜孜不倦的追求精神,深深地教育和影响了我,必将让我终身受益。

感谢胡士强教授、余文胜副教授、肖刚副教授、刘世前副教授和李元祥副教授对论文提出的宝贵意见。

感谢同一实验室的张茂华师兄、崔柳师姐、惠光飞师兄、孟蒙师兄、张昊师兄,感谢你们对我在课题研究和论文撰写上给予的指导,并耐心地对我提出的问题进行讲解,也感谢你们给实验室带来的欢声笑语,使得实验室充满了团结互助、共同进步的良好氛围,感谢半年来你们对我的照顾,给我本科最后半年的生活留下了美好的回忆。

感谢班级的所有同学,感谢有你们陪伴的大学四年的生活,感谢你们对我的生活上的真诚关心和热情帮助。你们在学习中的严谨热情,讨论时的认真积极,生活上的热心主动,所有这些都让我的四年充满了感动。

感谢我的父母、家人和朋友,多年来对我的关心、理解、教导和支持,是你们给了我学习的动力和精神的支持,给了我不断前行的力量。

感谢我的母校上海交通大学为我们提供了良好的生活和学习环境,使我们能够在此专心学习,陶冶情操。

最后,再次对所有关心、帮助我的师长、朋友和同学表示衷心的感谢!



CONTROL SYSTEM DESIGN OF NEAR-SPACE AEROSTAT BASED ON SIMULINK

Near space means the airspace which is 20~100 km above the ground and includes the stratosphere, mesosphere and a small part of thermosphere. Aerostat generally refers to the aircraft which contains the lighter-than-air gas and rises depending on atmospheric buoyancy. Stratospheric airship which is one kind of near space aerostat, usually works at the bottom of the stratosphere (20 km above the ground). The comprehensive technical features and advantages of the airship are easy-off, easy-recycling, and reusable. Meanwhile, the airship can replace or increase the load according to the need of task and be deployed to specific area and fly independently between the sky and the earth. The cost-effectiveness of airship is high and the mobility is good. The airship is easy to update and maintenance and can fly high and cover a wide range and be left in the sky for a long time. The airship can also fix to one point for a long term in the sky and has high viability. In the military field, the airship is widely used in reconnaissance, electronic warfare, antisubmarine, launching weapons platform, early warning and a variety of monitoring tasks. In various fields of national economy, the airship is widely used in transport, communications, counter-terrorism, tourism and so on. So, for all things considered, it is valuable to research the stratospheric airship platform.

At the beginning of this paper, the research background of stratospheric airship, structural characteristics, research status, as well as modeling and control features were introduced. Generally, from a structural point of view, the airship can be divided into three types: the rigid airship, the semi-rigid airship and non-rigid airship. Modern airships are mainly non-rigid airship, using helium pressure in the airbag to keep their shape. Design, manufacture, operation, maintenance of stratospheric airship platform is a large and complex project. In the early stage of the platform design, digital simulation is the foundation of experimental verification. This research result can provide a reference for other types of flexible aircraft. With the development of science and technology and new understanding of airship value, stratospheric airship as a special of aircraft in the stratosphere activities is drawing more and more attention in recent years. This chapter introduced domestic and overseas research status from the stratospheric airship platform, the modeling and control of the stratospheric airship and simulation systems. Then this chapter introduced the main contents of this project: the establishment of dynamic model of the stratospheric airship, the design of airship control system, and the controlling results based on Simulink, as well as the structure of this paper.

Modeling of airship's motion is the base of airship's stability analysis, motion analysis, path planning and control system design. This Chapter used mechanism analysis to build mathematical model for the airship. The mechanism method directly used the known physical laws and equations to create a mathematical model which characterized the dynamic process through analyzing the dynamic mechanism of the object. For the airship, we used the momentum theorem



and Euler dynamic equations in the theory of mechanics, as well as some geometric relations to derive motion equation as the mathematical model of the airship based on analyzing its forces and moment. This chapter firstly gave the definition of commonly used coordinate system (the body coordinate system, the speed coordinate system and the ground coordinate system) in airship research and the conversion between coordinate systems. Differing from traditional aircraft, the origin of the body coordinate system and the speed coordinate system of airship is located not in the center of gravity, but in the center of volume. A detailed analysis of forces and moment of the airship, including the inertia force (moment), the aerodynamic force (moment), thrust (torque), gravity (moment) and buoyancy (moment) followed by. The forces and moment of the airship can be expressed of the motion parameters and control parameters. Analyzing external forces and moment correctly when the airship is moving is the key to do mechanism modeling based on the theoretical principles of mechanics. At the end of this chapter, airship dynamic equations, namely, the relationship between the external forces and moment and motion parameters were established based on theoretical principles of mechanics. Then put the expressions of the forces and moment into the dynamical equations to obtain the equations containing only the motion parameters and their derivative and control parameters, which is six degrees of freedom equations of motion. At the same time, referring to complex geometric relationships between the various motion parameters of the airship, we established the kinematical equations. So the finished dynamical equations and kinematical equations together constituted the equations of motion of the airship.

The third chapter designed the control strategy of the airship. The whole flying process was divided into rising, cruising, landing and return. The right and left propellers of the airship can produce vertical thrust, so the airship can rise and land vertically. The airship can also use the control surface (rudder, and elevator) to control the rising and landing of the airship. To compare the two ways, the rising process used vertical way while the landing process used spiral way. The controller of each phase was designed according to the characteristics of each phase. The rising phase used the vector height control, while the cruising phase used the speed control. The landing phase used the speed control and the pitch, yaw attitude control, while the return phase used the pitch, yaw attitude control and position tracking. The height control used the normal force produced by tilting of tilt-body to achieve the rising or landing of the airship while the speed control used thrust in ox direction - Tx to control the speed. The pitch, yaw attitude control used elevator and rudder to control pitch angle and yaw angle, while position tracking means that the airship tracks the specified track point according to flying mission. Here, we introduced how to plan the whole flying process. Firstly, we introduced the flag to switch different phases of flight (rising, cruising, landing and return). When the airship control system began to run, the flag - ii was automatically equal to one and the airship began to rise. When the airship came to the target location, the flag - ii was assigned new number and the airship began to enter the next flying phase. At the same time, set the task of each phase. Under the guidance of the control law, the airship propulsion device and control surface manipulated the airship to fly in accordance with the preset task. When designing controller, we used the classic PID control to establish proportional integral - differential equations including control parameters and error (the actual value minus target deviation). We determined the PID parameters by debugging.

Chapter 4 designed an all-digital simulation platform. The simulation of the airship is to create an all-digital simulation system which can simulate the movement of airship quickly and



easily. When designing the all-digital simulation system, we divided the system into different functional modules which are relatively independent and related to each other based on the relationship between parameters in the actual flight of the airship. These functional modules included navigation module, control module, control surface module, propulsion device module, wind field module, forces and moment calculation module, dynamic module, display module and so on. Then we established Simulink models of each module to build the Simulink model of the whole system. We can use this Simulink model to complete the mission referred in Chapter 4 (rising, cruising, landing, and return), and to check whether the design of control law – the height control, the speed control, the pitch and yaw attitude control, and the position tracking was ok. Analyzing the simulation results, we can see that the airship completed the task and flied according to predetermined trajectory in 2000 seconds. At the same time, we can validate that the control laws designed for each stage were valid.

The end of this paper is the summary. The paper completed the research tasks and also pointed out the inadequacies in the paper. For example, the flying altitude set by the subject was 500m which is far away from the flying altitude of the stratospheric airship-20km. When we use this control law and simulation platform to research stratospheric airship, the PID parameters and simulation models need to be further improved. Then this chapter put forward some further thought and suggestion. We can analyze the motion of airship to make a better understanding of movement rules and basic characteristics of the airship in terms of stability of motion, longitudinal and lateral movement modes and motion features. We can also try other control laws such as the sliding mode control, robust control to find the advantages and disadvantages of each controller. We can also simulate the wind speed perturbation and take the change that the atmospheric density varies with altitude into account.

The results indicated that the motion characteristics of stratospheric airship could be reflected by the dynamic model and the switch of flight task could be achieved by the flight control system. The design of controller could be simplified by the staging control strategy according to different stages and tasks. The redundant manipulation could be solved by control allocation. The results could provide reference to other flexible aircraft.