

1 绪论

1.1 研究背景及意义

无人航空器 (Unmanned aerial vehicle, UAV), 又称无人机, 是一种无需机载操作人员的、使用空气动力的飞行器, 它可以由机载计算机自动驾驶或者由地面站通过无线通信进行远程操作。

按照欧洲无人机系统协会的综合分类^[1], 无人机可以分为微型无人机、小型无人机、战术型无人机、战略型无人机和特殊任务型无人机。微、小型无人机具有体积小、结构紧凑、易于控制、机动性能出色、噪声低、隐蔽性好、安全性高等特点。军事上可用于战场侦查、敌情监视、情报获取、自杀式袭击等。民用领域包括科学研究、公共安全事务、农药喷洒、短距离运输、航空测绘、灾难救援、交通流量监控等。可见微小型无人机可以执行许多复杂危险的任务, 而且不会造成巨大的经济压力和人员伤亡, 无论是在军事领域还是在民用领域, 都有不可替代的位置, 具有非常好的市场前景和开发价值。

导航系统是无人机最重要的组成部分之一。导航算法用于测量无人机的姿态、速度和位置信息, 为无人机飞行控制与完成任务提供准确可靠的信息。导航按照技术手段可分为天文导航、多普勒导航、卫星导航、无线电导航、惯性导航。惯性导航是建立在牛顿力学基础上的, 由惯性元件陀螺仪和加速度计测量物体的角速度和加速度, 从而获得运动物体的姿态、速度和位置等导航参数, 是一种自主式导航技术^[2]。惯性导航技术产生于稳定平台技术, 通过将惯性器件安装在一个稳定的平台上, 与载体的转动进行隔离来实现对运载体运动数据的收集和导航功能。捷联惯性导航技术是将惯性器件固定在载体上, 除去了平台系统复杂而庞大的平台机械结构。这种方法的好处是它的成本低、尺寸小, 可以安装到小型飞行器上。但是实现捷联惯性导航技术, 需要能够测量高转速的器件, 对无人机的硬件性能提出了更高的要求。

传统的微小型无人机单纯依靠卫星定位系统获取位置信息, 但在遇到信号遮挡时, 就会出现定位失败。新近发展起来的微机电系统 (Micro-Electro-Mechanical System, MEMS) 使得大量的 MEMS 惯性器件出现且迅速发展。组合导航技术^[3]使得基于多传感器、利用计算机技术对不同导航信息进行综合处理的导航技术的实现成为可能。使用低成本的 MEMS 惯性传感器 (陀螺仪和加速度计)、磁力计、气压计和空速计, 将多传感器数据和 GPS 接收数据进行数据融合。但是低成本的 MEMS 传感器有限的精度和现存的飞控硬件平台有限的运算能力, 限制了上述方法的发展, 以致很多现存的飞控硬件平台只做了姿态测量, 只使用了卫星导航确定飞行器的位置。

以前无人机大多是地面人员在视距范围内进行遥控飞行或进行第一人称主视角 (First person view, FPV) 飞行, 对无人机自主导航的能力要求不高。但是近年来, 由于微小型无人机在军用和民用领域的应用范围在不断扩大, 需要无人机在复杂环境下进行自主导航, 所以对无人机的自主导航定位能力提出了要求。此外, 基于多传感器数据信息融合的

导航技术的实现,亦有赖于能高效处理多组传感器信息的导航算法,如何处理传感器信息,从多组具有耦合特征的数据中计算出实现导航所需的飞行姿态等信息,同时确保导航算法在实际操作中能稳定及时的适应实际飞行环境,为飞行过程提供可靠的导航条件,是导航算法需要解决的问题。所以必须针对微小型无人机的导航算法进行深入研究,使其能够获得连续可靠的导航信息,以保证无人机飞行的安全、稳定。

本文以微小型无人机的导航系统为研究对象,设计了具有多 MEMS 传感器的飞控硬件平台,传感器包括 MEMS 惯性传感器(陀螺仪和加速度计)、磁力计、空速计、气压计,另外还包括 GPS 接收器。为避免由于 MEMS 传感器存在系统误差和噪声对导航计算的干扰,对每个传感器的测量数据进行了误差补偿和滤波处理。基于所设计的飞控硬件平台,重点研究了导航算法,包括基于互补滤波的姿态解算算法和基于扩展卡尔曼滤波的多传感器数据融合算法,实现了无人机在飞行过程中对其姿态、速度和位置的实时测量。本文在所设计的飞控硬件平台上实现了这两种算法,并设计实验验证了算法的正确性。

1.2 国内外研究现状

1.2.1 微小型无人机研究现状

目前,各无人机厂商已陆续推出了多款尺寸、性能各异的微小型无人机,根据飞行原理和气动布局的不同可将其分为如下几类:

(1) 固定翼式:此类微小型无人机需要借助外力进行起飞。如俄罗斯 Unmanned Systems Technology 公司的 Penguin,该款无人机用于长距离飞行,大范围搜索。Aurora Flight Science 公司的 Switchblade 无人机可以将副翼和尾翼进行折叠,机体可以放置到弹射桶里,无人机被弹射出来后会自动展开机翼和尾翼平稳飞行。德国 EMT Penzberg 公司的 LUNA 无人机适用于各种不同的恶劣环境,如有风、雨雪、气流、海洋、陆地、山区等。美国 Prioria Robotic 公司的 Maveric 无人机重量极轻,可以折叠放入桶袋中,便于士兵在军事应用中携带。还有 AeroVironment 公司的 RQ-11B Raven,它具有快速部署和大机动的特点,多用于军事上的低空侦查和情报侦查。

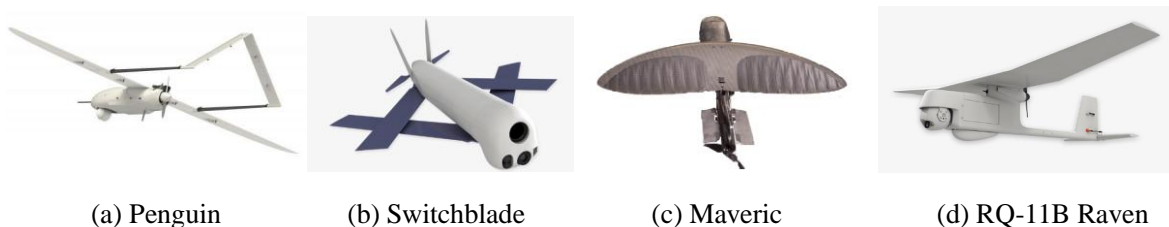


图 1-1 固定翼式微小型无人机

Figure 1-1 Fixed-wing Micro UAV

(2) 旋翼式:此类机型依靠单个或多个旋转翼产生的动力飞行,可以实现垂直起落和悬停。如德国 microdrone 公司的 MD4-3000 四旋翼、德国 EMT Penzberg 公司的 MUSECO 直升机、挪威 Prox Dynamics 公司的 Black Hornet Nano 微型侦察直升机、Aibot 公司的 X6 六旋翼、法国 Parrot 公司的 AR Drone、MIT 的 Quadro-copter、宾夕法尼亚大学的微型四

轴飞行器。



图 1-2 旋翼式微小无人机

Figure 1-2 Rotor Micro UAV

(3) 扑翼式：是指像鸟一样通过机翼主动运动产生升力和前行力的飞行器，又称振翼机。如加利福尼亚工学院研究的“蜂鸟”微型扑翼机、德国 FESTO 公司的 SmartBird 仿生鸟扑翼机和 eMotion 仿生蝴蝶扑翼机、荷兰代尔夫特科技大学的 DelFly Explorer、纽约大学的 Flying Jellyfish、Aero Vironment 公司的 Microba 等。



图 1-3 扑翼式微小无人机

Figure 1-3 Flapping wing Micro UAV

近年来国内的微小型无人机也正处于快速发展阶段，大疆（DJI）、Aircraft、零度智控（ZERO Tech）和 SIGMA 等无人机公司在近年内相继推出了多款专业级别的多旋翼和固定翼无人机产品。与此同时，北京航空航天大学^{[4][5][6]}、南京航空航天大学^{[7][8][9][10]}、西北工业大学^{[11][12][13][14]}、国防科技大学^{[15][16][17]}和浙江大学^{[18][19][20]}等高校也都自主研发了多款微小型无人机。

微小型无人机的应用范围不断扩大，带动了微小型无人机市场的发展，目前市面上涌现了一批具有代表性的飞控硬件。国外知名飞控有最流行的基于 Arduino Mega Platform 的 ArduPilot Mega、苏黎世联邦理工大学与 APM 开源小组联合开发的 Pixhawk、最早的开源飞控法国 MWC 飞控等。国内知名飞控有大疆的多旋翼 A3 飞控、成都纵横的工业级飞控 NP-100、零度智控的 YS 系列自驾仪等。以上介绍的这些飞控硬件，它们所使用的主控芯片都是 CortexM3/M4 内核的低成本控制器，这一类的控制器主频一般不超过 180MHz，内置 Flash 和 RAM 空间比较小，不可以做导航算法中的高维矩阵运算。所以这类平台，由于其硬件的限制只能做简单的姿态解算、飞行控制，只是用 GPS 来获得飞机的位置进行定位进行航点跟踪控制。

但是随之无人机技术的发展，使得无人机在降低成本的同时，又能够增加更多智能化功能。比如可以做精度更高的导航定位技术，在飞控上集成基于视觉的导航技术做目标跟踪，实现多个无人机的编队飞行和协同作战等。这些应用上的需求，给低成本飞控硬件带来了新的发展机遇，同时也带来了大的挑战。这些需求就需要我们能够设计出计算性能更

高、外围扩展资源更为丰富的硬件，同时在算法研究方面，不仅要考虑到算法的创新性，还要考虑到在实际应用过程中，算法的可操作性和实用性。

1.2.2 微小型无人机导航算法研究现状

随着导航技术的发展，产生了能够适用于不同运载体和运动环境的导航系统，例如全球卫星定位系统、天文导航系统、多普勒导航系统、无线电导航系统和惯性导航系统^[21]。全球卫星导航系统的优点是精度高、成本低，导航误差不随时间积累，缺点是数据更新速率低且信号容易被遮挡或者受到干扰。天文导航系统的优点是自主性和保密性强，缺点是容易受到气象条件和观测时间的限制。多普勒导航系统的优点是不受气候和地区的限制，缺点是它的原理是使用了航位推算，误差会随时间积累。无线电导航系统的优点是不受时间的影响，但是缺点是它的作用范围受基站覆盖区域的限制。惯性导航系统的优点是自主性强，不受外界环境的干扰，在短时间内精度比较高，缺点是它的误差会随时间积累。所以每一种导航系统都有它自己的优点和缺点。

目前，随着各类应用场合对无人机在复杂环境下自主导航定位的要求的提高，单一的导航系统已经无法满足需求，所以需要可靠的方法将多种导航系统组合到一起，通过融合多种信息源的数据来提高无人机的导航精度和导航的可靠性。在实际研究和应用的过程中发现惯性导航由于其自身的优势成为组合导航必备的子系统，只需要将惯性导航和其他导航系统配合使用，用外部观测量对惯性导航的误差进行修正，就可以满足长时间导航的需求。

在导航系统最常用的信息融合方法是使用卡尔曼滤波^{[22][23][24]}对多个来源的数据进行数据融合。对于一个具有高斯分布的噪声的线性系统，可以直接使用标准卡尔曼滤波得到状态的最优估计。而对于一个非线性系统，就需要将系统模型中的非线性部分线性化处理。对于一个导航系统，线性化后将会引入较大的误差，这将会导致结果的发散。因此，需要研究如何建立系统非线性模型和非线性滤波算法，这对提高导航的精度有重要意义。常用的非线性滤波算法有：基于函数线性化的扩展卡尔曼滤波（Extended Kalman Filter, EKF）^{[25][26]}、基于确定性采样的无迹卡尔曼滤波（Unscented Kalman Filter, UKF）^{[27][28]}与基于蒙特卡罗法的粒子滤波（Particle Filter, PF）^[29]。

扩展卡尔曼滤波的原理是在状态估计值处对该点进行泰勒展开只保留一阶项，然后使用标准的卡尔曼滤波进行递推，所以该算法具有较强的实用性。扩展卡尔曼滤波的局限性主要体现在将非线性函数一阶线性化精度较低的问题上，为了提高扩展卡尔曼滤波的性能，一些学者提出了改进的方法，例如高阶扩展卡尔曼滤波^[30]，它是通过保留泰勒展开的高阶项来提高线性化的精度，但是这样就会增加计算的复杂度。例如还有迭代扩展卡尔曼滤波^{[31][32]}，它是在一个滤波周期内，通过再次线性化更新后的状态来提高估计的精度，这种方法在实际场合中是无法应用的。

无迹卡尔曼滤波也是基于标准的卡尔曼滤波，它是使用无迹变化来取代局部的线性

化。用这种方法捕获到的后验均值与协方差可以精确到泰勒展开式的三阶或更高阶项。和扩展卡尔曼滤波相比,无迹卡尔曼滤波能够更好的解决非线性问题,提高导航精度,但是相应的随着状态个数的增加,无迹卡尔曼滤波的计算量也迅速增加,在实际应用的过程中需要考虑到实时性问题。

粒子滤波是基于蒙特卡洛方法,通过寻找一组在状态空间传播的随机样本对概率密度函数进行近似,以样本均值代替积分运算,从而获得状态最小方差分布。由于是利用粒子集来表示概率,可以用在任何形式的状态空间模型上。该方法在处理非高斯、非线性条件下的状态估计问题时具有明显的优势。但是由于它存在很多问题,例如粒子退化、计算量大、实时性差等问题,所以在导航算法中应用难度很大^{【33】【34】}。

此外,随着人工智能的快速发展,神经网络开始被用于 GPS 失锁时的导航信息融合,R. Sharaf 等^{【35】}与 T. C. Liu 等^{【36】}利用 RBF 神经网络,在 GPS 失锁时对捷联惯导计算结果误差进行预测,提高了在 GPS 失锁时导航系统的导航精度。M. Malleswaran 等^{【37】}与 K. W. Chiang 等^{【38】}利用 BP 神经网络,在 GPS 失锁时对捷联惯导计算结果误差进行预测,提高 GPS 信号丢失时的导航精度。虽然使用人工智能的方法能够很好的解决一些问题,但实际应用中,它们存在实时性差、算法精度依赖于训练样本等问题。

1.3 本文的研究内容与章节安排

针对微小型无人机飞行控制系统的国内外研究现状,本文旨在开发一个能够较好的应用于微小型无人机的导航系统,为微小型无人机提供导航信息。本文的重点是设计一块计算性能高并且具有多传感器的飞行控制板和研究基于多传感器的微小型无人机的导航算法,能够为微小型无人机高效完成任务做好基础。

本文首先根据导航算法需求设计了多传感器的飞行控制电路板,完成了对飞行控制硬件电路板的调试。然后对传感器进行数据预处理,包括对陀螺仪、加速度计、磁力计、空速计和气压计的误差补偿校准和噪声滤波。在所设计的飞行控制硬件电路板上,分别实现了基于互补滤波的姿态解算算法和基于扩展卡尔曼滤波的多传感器数据融合算法。最后将该飞控硬件电路板和导航算法用于航点跟踪实验,验证导航算法的正确性和所设计的飞控硬件电路的实用性。

本文的内容安排如下:

第一章,主要介绍了本文的研究背景及意义,微小型无人机的飞行控制平台的国内外研究状况,以及未来的发展趋势。介绍了本文的主要研究内容和章节安排。

第二章,介绍了飞行实验使用模型的选择、飞行控制系统的硬件电路板设计和软件平台设计。由于固定翼航模飞机载重大、续航时间长,选用固定翼航模飞机作为实验机型。飞控硬件电路主要包括主控芯片和传感器的选型和整体电路设计,还考虑到电路板的功耗问题。软件采用了 QNX 实时操作系统,在这个软件平台上测试了飞行控制板的运算性能。

第三章，对所设计的飞控硬件中各个传感器进行了介绍，其中有三轴陀螺仪，三轴加速度计，三轴磁力计，空速计，气压计。由于这些 MEMS 传感器测量存在的系统误差和噪声对导航计算结果产生很大的干扰，所以需要对这些传感器进行误差补偿校准来消除测量的系统误差，使用滤波器滤除部分测量噪声。

第四章，重点研究了导航算法。一种方法是使用互补滤波算法解算出飞行器的姿态，使用 GPS 来获得飞行器的速度和位置信息。另一种方法是使用基于扩展卡尔曼滤波的多传感器数据融合算法，该算法是使用扩展卡尔曼滤波融合了惯性传感器（陀螺仪和加速度计）、磁力计、空速计、气压计、GPS 等多个来源的数据，得到飞行器的姿态、速度、位置信息。最后将导航算法和飞控硬件用于航点跟踪实验。

第五章，总结与展望，分析总结了本课题研究的主要内容和存在的不足，对内容进行展望。

2 飞行控制实验平台设计

本章介绍飞行控制实验平台的设计。由于固定翼飞机载重大、飞行时间长、速度快、灵活性好，非常适用于做导航算法的实验与研究。根据导航算法对计算性能的要求设计了计算能力强，并且有多传感器的飞行控制控硬件电路。为了保证算法的实时性并且能够更好地处理多个复杂任务，选用了 QNX 实时操作系统。

2.1 固定翼飞行器

固定翼飞行器是靠螺旋桨或者涡轮发动机产生的推力作为飞机向前飞行的动力，主要的升力来自机翼与空气的相对运动。固定翼飞行器具有很多优点，它的巡航面积大，飞行高度高，飞行速度快，也可以做大机动动作，因此能采集到更全面的目标对象的数据。同时，固定翼飞行器的载重大，可将实验飞控电路板放入仓内进行挂飞实验。它的续航时间长，方便采集到足够量的飞行实验数据。

本文选用的是如图 2-1 所示的固定翼无人机，型号是天捷力 X-UAV，机体使用的是 EPO 泡沫，内部有碳杆做支撑，动力是电力驱动。



图 2-1 天捷力 X-UAV
Figure 2-1 Tianjieli X-UAV

整机参数如表 2-1 所示：

表 2-1 整机参数
Table 2-1 Parameter of the X-UAV

材料	EPO 泡沫	
翼面积	54.5	dm ²
翼展	1718	mm
翼载荷	55~66	g/dm ²
推力	3000	g
飞行重量	2500~3000	g
机身长度	1100	mm