

飞行器气动模型辅助导航方法的研究概况与进展

吕品¹, 赖际舟¹, 刘建业¹, 朱斌², 宋亦凡¹

(1. 南京航空航天大学 导航研究中心, 南京 210016; 2. 中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710000)

摘要: 气动模型辅助导航是一种新型的导航方法, 将描述飞行器飞行状态的气动模型信息与现有导航系统信息相融合, 可以提高导航精度和可靠性, 近年来受到国内外学者的关注, 有望成为飞行器的新型自主导航方法. 通过对气动模型辅助导航方法研究现状的调研和分析, 阐述了该导航方法的概念与原理; 分析了目前主要的3种技术方案——气动模型/惯性导航融合、气动模型/卫星导航融合、气动模型/惯性/卫星导航融合的各自特点; 对气动模型辅助导航方法与当前几种主要的辅助导航方法进行综合比较, 分析了该方法的技术优势与应用前景; 结合目前的研究现状, 探讨了气动模型辅助导航方法后续研究的关键技术和发展方向. 气动模型辅助导航方法与飞行器的气动模型特性、制导、导航和控制流程密切相关, 该方法的研究有助于推动导航、制导与控制(GNC)3个方向的各自发展和深度融合.

关键词: 气动模型; 惯性导航; 组合导航; 导航、制导与控制

中图分类号: V241.5

文献标志码: A

Overview and progress on study of aircraft aerodynamics model aided navigation method

LÜ Pin¹, LAI Ji-zhou¹, LIU Jian-ye¹, ZHU Bin², SONG Yi-fan¹

(1. Navigation Research Center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. AVIC the First Aircraft Institute, Xi'an 710000, China. Correspondent: LÜ Pin, E-mail: lvpin@nuaa.edu.cn)

Abstract: The aerodynamics model aided navigation method hopefully becomes a new trend in the field of aircraft navigation. Through the survey and analysis of the method, the concept and the principle are explained. Three schemes including the aerodynamics model/inertial navigation integrated scheme, the aerodynamics model/satellite navigation integrated scheme, and the aerodynamics model/inertial/satellite navigation integrated scheme are analyzed. The aerodynamics model aided navigation method is compared with several other aided navigation methods. The technical advantages and application prospects are analyzed and the further research directions are discussed. The aerodynamics model aided navigation method is closely related with the aerodynamics characteristics and the guidance, navigation, control(GNC) process, so the study of the method helps drive the development and deep integration of GNC.

Keywords: aerodynamics model; inertial navigation; integrated navigation; GNC

0 引言

随着现代军用、民用飞行器执行任务多样化、飞行环境复杂化的发展趋势, 其对导航系统的要求也越来越高. 目前, 单一的导航方法已无法满足导航系统的性能需求, 飞行器的导航系统通常采用多种导航方法相融合的形式, 例如: 惯性/卫星组合导航系统被广泛应用于各类飞行器中^[1]; 惯性/视觉组合导航系统主要应用于低空及室内飞行器^[2]; 惯性/天文组合导航系统主要应用于高空飞行器^[3]. 每一种新型导航方法的

发现与完善, 都在一定程度上提高了当前导航系统的精度、可靠性、经济性、自主性、适用性中某一项甚至几项指标, 给相应的导航需求带来新的解决方案, 从而推动导航技术的发展.

气动模型辅助导航的最初设想是 Koifman 等^[4]于 1999 年提出的, 他们利用描述飞行器飞行状态的气动模型对导航系统进行辅助导航, 是一种综合了导航、制导与控制(GNC)、飞行动力学多学科领域的导航技术. 自主性用以衡量导航系统的独立性程度, 目

收稿日期: 2014-12-16; 修回日期: 2015-03-17.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61174197); 航空科学基金项目(2012ZC52045); 江苏省“青蓝工程”基金项目.

作者简介: 吕品(1987-), 男, 博士生, 从事气动模型辅助导航、自主导航技术的研究; 刘建业(1957-), 男, 教授, 博士生导师, 从事惯性技术与组合导航系统、卫星定位系统等研究.

前在许多军用与民用的导航需求中,对导航的自主性均提出了一定的要求.采用气动模型辅助导航方法,无需增加外部设备,具有成本低、自主性强、适用范围广等优点,有望成为一种飞行器新型自主导航方法.近年来,国外研究者对气动模型辅助导航的理论和方案进行了较为广泛的研究,其应用载体包含了固定翼飞行器、旋翼飞行器以及炮弹等.按照辅助导航系统类型区分,目前研究方案主要分为气动模型/惯性导航融合、气动模型/卫星导航融合、气动模型/惯性/卫星导航融合.

近年来,作者所在研究团队对气动模型辅助导航方法开展了研究工作,通过本文对该方法的研究概况及发展进行概述,对其后续发展中需要解决的关键问题进行了探讨.

1 气动模型辅助导航的基本原理

气动模型描述了飞行器控制指令、结构参数、飞行环境以及运动信息之间的关系^[5].其中:控制指令指的是对飞行器舵面、发动机等执行机构的控制信息;结构参数一方面包含了与飞行器所受力、力矩相关的气动参数,另一方面包含了与其质量分布、外形尺寸相关的构造参数;飞行环境一方面包含了飞行器的迎角、侧滑角、空速等大气数据,另一方面包含了飞行器所在位置的重力场、磁场等物理场信息;运动信息包含了飞行器的加速度、速度、角速度、姿态等,其与飞行器的导航参数直接相关.目前,人们利用气动模型描述的各物理量之间关系,已将其成功地应用于气动参数辨识^[6]和大气数据估计^[7-8]中.基于此,Koifman等^[4]提出了利用气动模型辅助导航的概念.

气动模型辅助导航的原理是:根据飞行器的气动模型,将其控制指令、结构参数以及飞行环境作为已知量,对飞行器的运动信息进行求解;根据得到的运动信息,对飞行器的导航参数进行解算,进而与现有的导航系统进行数据融合,提高导航性能.经过多年研究,气动模型辅助导航方法已发展了多种实施方案,不同方案的运算流程有所区别,其中一种较为完整的运算流程如图1所示.

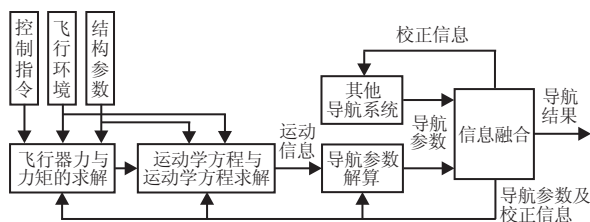


图1 气动模型辅助导航方法流程

由图1可以看出,该气动模型辅助导航方案的运算流程可分为以下几步:

1) 根据飞行器的控制指令、飞行环境和结构参

数对其所受的力和力矩进行求解;

2) 根据飞行器的动力学方程和运动学方程,对飞行器的运动信息进行求解,并对导航参数进行解算;

3) 将解算得到的导航参数与其他导航系统的输出进行信息融合,输出导航结果并反馈校正信息.

目前,气动模型辅助导航方法的应用载体主要包括固定翼飞行器、旋翼飞行器和炮弹.在应用于不同类型飞行器时,由于各类型飞行器的结构参数、控制指令不同,其区别主要体现在步骤1)中力和力矩的求解方面.

通过上述对气动模型辅助导航方法原理与流程的分析,可以看出该方法具有以下特点:

1) 输出导航信息类型丰富.通过对飞行器运动信息的求解与推算,可以得到飞行器的加速度、速度、位置、角加速度、角速度、姿态,是一套较为全面的导航信息.

2) 气动模型辅助导航属于推算式导航方法.在对飞行器的姿态和位置进行解算时,需对求解的速度、角速度进行积分,属于推算式导航,其误差会随时间累积.因此,在利用气动模型辅助导航时,可与其他导航系统相结合对其误差进行校正.

2 气动模型辅助导航方案分析

近年来,国外学者对气动模型辅助导航的原理及方案展开了较为广泛的研究.目前较为常用的3种气动模型辅助导航方案是气动模型/惯性导航融合、气动模型/卫星导航融合以及气动模型/惯性/卫星导航融合.本节分别针对这3种方案的研究现状进行分析,并对其各自特点进行讨论.

2.1 气动模型/惯性导航融合方案

惯性导航系统采用推算式导航方法,其导航误差随时间发散,需要利用其他导航系统信息进行校正.虽然气动模型辅助导航同样为推算式导航方法,但二者的导航原理与误差源不同,因此可以通过信息融合的方式互相校正,以达到提高导航精度的目的.

Koifman等^[4]在1999年提出气动模型辅助导航的概念时,采用的即为气动模型/惯性导航融合方案.其以固定翼飞行器为研究对象,阐述了方案原理和实施流程,并对气动模型/惯性导航融合滤波器进行了设计.图2为滤波器结构图,其利用气动模型解算飞行器的速度、位置、姿态信息,与惯性导航系统通过扩展卡尔曼滤波器(EKF)相融合,继而输出滤波后的导航信息并校正惯性导航系统和气动模型的误差.Koifman等通过仿真验证了气动模型/惯性导航融合方案的可行性,仿真结果同时表明飞行航迹、气动参数的准确性对导航结果有较大影响.

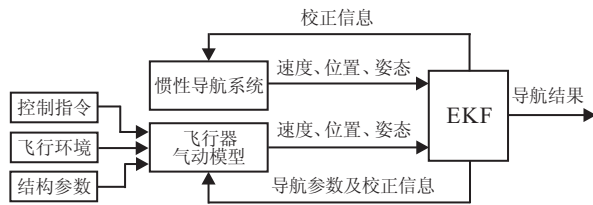


图 2 文献 [4] 的气动模型/惯性导航滤波器结构

由第 1 节的分析可知, 气动模型可输出多种导航参数. 文献 [4] 设计的气动模型/惯性导航融合滤波方案采用了速度、位置、姿态信息. Bryson 等^[9]将该方案与基于角速度、加速度信息的滤波方案(滤波器结构如图 3 所示)进行了对比. 通过分析, Bryson 等指出, 两种方案相对于纯惯性导航系统均可提高精度, 但在考虑气动模型误差时, 基于速度、位置、姿态信息的滤波方案优于基于角速度、加速度信息的滤波方案.

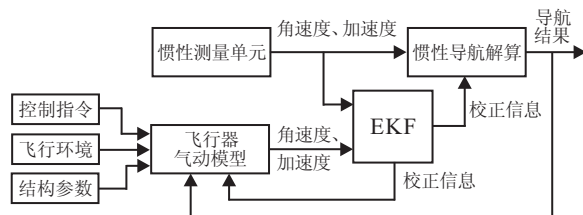


图 3 文献 [9] 的气动模型/惯性导航滤波器结构

在文献 [4] 和文献 [9] 的滤波方案中, 均将气动模型作为独立的模块进行了解算. Vasconcelos 等^[10]提出了一种嵌入式的气动模型/惯性导航融合滤波方案, 图 4 为其滤波器结构图. 在该方案中将气动模型的解算嵌入到滤波器中. 通过分析, Vasconcelos 等指出, 嵌入式方案的导航精度与传统方案基本相同, 但可以在一定程度上降低计算量.

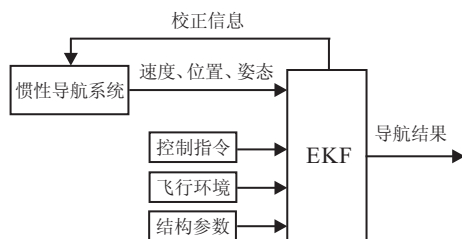


图 4 文献 [10] 的气动模型/惯性导航滤波器结构

由上述分析可以看出, 气动模型/惯性导航融合采用速度、位置、姿态信息的滤波方案可以获得较高的精度, 而文献 [10] 的嵌入式方案可以进一步降低计算量.

在气动模型/惯性导航融合方案中, 气动模型作为独立的导航参数提供源, 其误差特性对系统精度有着重要的影响. 然而, 文献 [4, 9-10] 的研究仅限于滤波器设计的本身, 采用的气动模型较为简单, 未对其误差特性进行充分考虑, 结论具有一定的局限性.

除了对气动模型/惯性导航融合方案的理论研究外, 近年来在气动模型/惯性导航融合方法的工程应用方面也有了一定进展. 2011 年, Bristeau 等^[11]公布了 AR.Drone 四旋翼飞行器中采用的一种基于气动模型辅助的速度估计方法. AR.Drone 是一款由 Parrot 公司生产的面向民用市场的四旋翼飞行器, 速度测量精度对于其功能开发是一项重要的性能指标^[12]. 在 AR.Drone 中安装了摄像头, 可以采用视觉导航对其速度进行估计. 然而视觉导航的速度估计精度和使用范围有限, 因此该公司在对 AR.Drone 进行精确建模的基础上^[13-14], 采用了气动模型/惯性导航融合方案对其速度进行估计, 并将该估计结果与视觉导航得到的速度信息再次融合. 实验结果表明, 通过该方案得到的速度信息在精度与更新频率方面均优于视觉导航, 可以满足 AR.Drone 在室内、室外连续飞行的导航需求.

美国陆军研究实验室 Fresconi 和 Fairfax 等^[15-17]在对多款炮弹进行建模分析的基础上, 将气动模型/惯性导航融合方案应用于炮弹定位中^[18-19], 取得了良好的效果. 图 5 给出了炮弹飞行过程中几种导航方法的定位精度对比情况, 可以看出, 气动模型/惯性导航融合精度与惯性/GPS (Global positioning system) 组合导航系统基本一致.

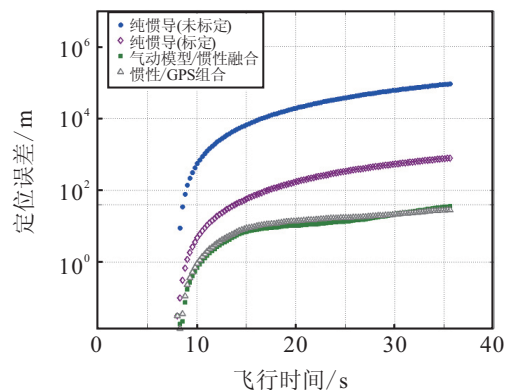


图 5 炮弹飞行过程中各导航系统的定位误差对比曲线

根据上述分析, 可以对气动模型/惯性导航融合方案的特点及发展现状总结如下:

- 1) 气动模型/惯性导航融合方案的导航精度优于纯惯性导航方案, 且该方案具有较好的自主性.
- 2) 由于气动模型辅助导航与惯性导航均为推算式导航方法, 二者融合后的导航误差将随时间发散. 可见, 该方案不适用于长时间导航环境. 一方面, 可用于飞行时间较短的飞行器(如炮弹), 或作为卫星导航系统短时失效时的补充; 另一方面, 可采用其他导航系统对其进行校正(如 AR.Drone 中采用的视觉导航系统).
- 3) 目前, 对该方案的理论研究主要集中于滤波器

设计方面,一些关键问题(如模型精确辨识技术、误差特性分析)尚未得到解决,后续需要进行重点研究。

2.2 气动模型/卫星导航融合方案

卫星导航系统可以直接输出位置、速度信息,在军用、民用领域得到了广泛应用。采用多天线载波相位干涉方法,可将多天线配置的卫星导航系统用于载体姿态测量。然而,由于其采用了多天线配置方案,系统的成本和复杂度较高。利用气动模型辅助,单天线配置的卫星导航系统即可测量载体姿态,降低了系统的成本和复杂度。

Kornfeld等^[20]于1998年提出了基于气动模型辅助的单天线GPS测姿方案。其利用GPS提供的速度矢量和重力加速度矢量,在假设无风且迎角为零的情况下,根据飞行器的动力学约束,对飞行器的横滚角、俯仰角、航向角进行了求解。该方案流程如图6所示,其中气动模型的辅助主要体现在基于动力学约束的姿态求解模块。

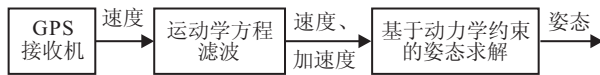


图6 基于气动模型辅助的单天线GPS测姿方案流程

在2003年,韩国首尔大学的Lee和Cho等^[21-22]对该方案进行了发展与完善,并在固定翼无人飞行器中进行了实验验证。实验结果表明,在无惯性导航系统辅助的情况下,气动模型辅助的单天线GPS测姿方案可以满足固定翼无人飞行器在起飞、滑行、降落阶段对姿态精度的需求。Tenn等^[23]则将该测姿方案应用于小型无人直升机,通过实验证明在平稳飞行状态下其姿态误差在 2° 以内。

在上述研究的测姿方案中,并未使用飞行器完整的气动模型,而仅将其用于约束飞行器的动力学方程。由于该方案在推导过程中对气动模型的简化,致使其求解的姿态并非飞行器的真实姿态,通常被称为伪姿态^[24],其中横滚角为飞行器的偏转角,俯仰角和航向角分别为纵向航迹角和水平航迹角。文献^[25]指出,在已知风速矢量、迎角、侧滑角的条件下,可以完成伪姿态到真实姿态的转换。在平稳飞行状态下,伪姿态与真实姿态的差别较小;但在机动飞行或风速较大的飞行环境中,二者之间的差别会增大^[26]。

Park等^[27]采用较为完整的气动模型对文献^[20]的方案进行了改进,其流程如图7所示。改进方案将气动模型解算的速度、角速度、姿态信息与GPS解算的速度、加速度、姿态信息进行卡尔曼滤波,从而对载体姿态进行估计。虽然完整气动模型的引入提高了机动飞行环境下的姿态估计精度,但由于其解算原理与传统方案相同,求解的仍为伪姿态。

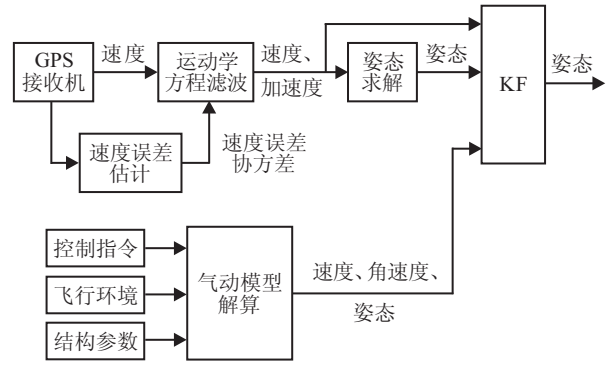


图7 文献^[27]的气动模型辅助单天线GPS测姿方案流程

Lievens等^[28]提出了一种基于气动模型/GPS融合的单天线GPS测姿方案,该方案区别于文献^[20]方案的解算思路,可以对飞行器的真实姿态进行估计,方案流程如图8所示。其利用气动模型特性构建滤波器状态方程,将GPS的输出与通过经验公式预估计的横滚角、俯仰角、风速等信息作为量测量,并通过无迹卡尔曼滤波器(UKF)进行信息融合,最终得到滤波后的姿态信息。文献^[28]通过仿真与飞行数据事后复现的形式,将该方案在Cessna Citation I无人固定翼飞行器中进行了验证,实验结果表明该方案可以对飞行器姿态进行较好的估计。

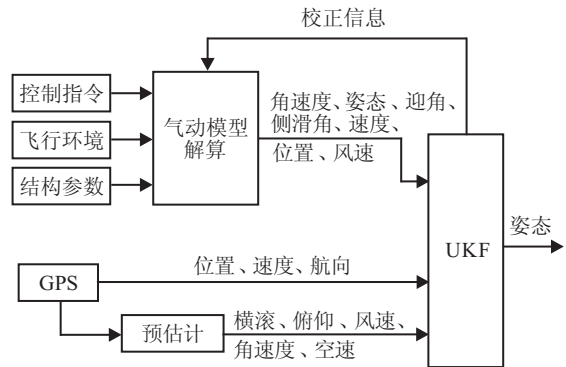


图8 文献^[28]的气动模型/卫星导航融合方案流程

由此可见,飞行器在小机动、低风速环境飞行时,可采用基于气动模型约束的GPS测姿方案,该方案结构简单,较易实现。而在大机动、高风速环境飞行时,上述方案得到的伪姿态信息与真实姿态差别较大,因此需要采用文献^[28]的气动模型/GPS融合方案,对飞行器姿态进行较为准确的估计。

根据上述分析,可以对气动模型/卫星导航融合方案的特点及发展现状总结如下:

1) 通过气动模型辅助,单天线配置卫星导航系统可实现测姿功能。相对于多天线配置的卫星导航测姿系统,降低了系统的成本和复杂度。

2) 在稳定飞行状态下,文献^[20]的气动模型辅助单天线GPS测姿方案可对姿态进行较好的估计,并得

到了一定的实验验证. 但在机动飞行或风速较大的环境中, 该方案得到的姿态误差较大.

3) 文献 [28] 的气动模型/卫星导航融合方案克服了文献 [20] 的方案对飞行环境的敏感, 但该方案采用了许多飞行经验公式, 还需进一步优化与验证.

2.3 气动模型/惯性/卫星导航融合方案

惯性/卫星组合导航系统已广泛地应用于飞行器导航中. 由于卫星导航系统易受外界自然或人为因素的干扰, 当其不可用时, 系统处于纯惯性状态, 精度将随时间发散. 采用气动模型/惯性/卫星导航融合方案, 可在卫星导航系统失效时转为气动模型/惯性融合模式, 降低系统误差的发散速度, 增加系统可靠性.

Eck^[29]于 2001 年提出了气动模型/惯性/GPS 融合方案. 该方案的基本思路如图 9 所示: 当 GPS 可用时, 采用惯性/GPS 组合导航模式, 并对气动模型进行校正; 当 GPS 不可用时, 采用气动模型/惯性组合导航模式. Eck 将该方案在瑞士联邦理工学院自主研制的无人直升机上进行了实验. 实验结果表明, 当 GPS 可用时, 该方案能有效辨识气动模型参数; 当 GPS 失效时, 气动模型/惯性组合导航模式相对纯惯性导航模式可以获得更高的导航精度.

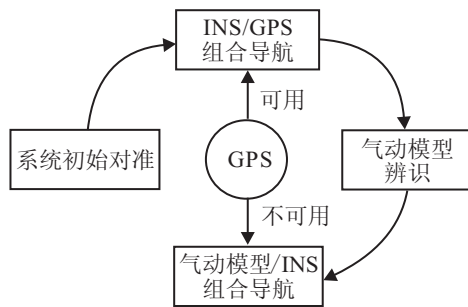


图 9 文献 [29] 的气动模型/惯性/GPS 融合方案框架

Vissière 等^[30-31]提出了一种应用于小型无人直升机的气动模型/惯性/GPS/气压高度计融合方案. 该方案的目的在于提高低成本导航系统的可靠性(实验中采用的所有导航传感器总价不超过 3 000 美元), 当惯性传感器、GPS、气压高度计中任一器件短时失效时, 剩余系统在气动模型的辅助下能继续输出可靠的姿态、速度、位置等导航信息, 保障安全飞行. Vissière 在 Goliath 无人直升机中对该方案进行了验证, 结果证实了方案的可行性.

由于 GPS 信号易受干扰, GPS 的完好性监测是保障其导航应用的重要技术. GPS 的完好性监测通常利用 GPS 内部冗余信息或其他导航传感器信息进行, 其中惯性传感器是常用的外部参考源. 然而高精度的惯性传感器价格昂贵, 对此, Bruggemann 等^[32-34]提出了利用低成本 MEMS 惯性传感器结合气动模型来对 GPS 完好性进行监测的方案. 方案流程如图 10 所

示, 惯性传感器、GPS 以及气动模型通过 EKF 进行信息融合, 并采用故障标准解分离法对 GPS 的完好性进行监测, 系统输出载体位置信息、GPS 完好性信息以及 GPS 的校正信息. Bruggemann 等通过实验证实, 气动模型/惯性辅助的 GPS 完好性监测方案性能略优于惯性辅助的 GPS 完好性监测方案.

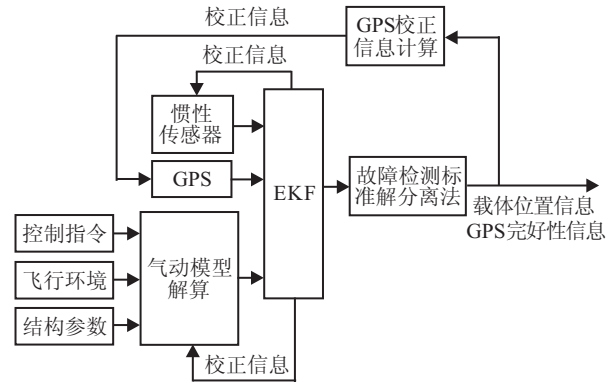


图 10 文献 [32-34] 的气动模型/惯性辅助 GPS 完好性监测方案结构

根据上述分析, 可以对气动模型/惯性/卫星导航融合方案的特点及发展现状总结如下:

1) 气动模型/惯性/卫星导航融合方案主要用于提高系统的可靠性. 一方面, 在卫星导航系统失效时可以提高系统导航精度; 另一方面, 气动模型/惯性导航数据融合后可作为信息参考源, 用于卫星导航系统完好性监测.

2) 目前对该方案的研究主要集中在方案构架设计方面. 在后续的研究中, 要将研究重点由“功能”转向“性能”, 结合气动模型的误差特性对融合方案和故障诊断方法进行改进.

3 气动模型辅助导航方法的技术优势分析

上述对气动模型辅助导航方法的原理、方案以及发展进行了阐述与分析, 可以看出该导航方法具有以下技术优势:

1) 自主性强. 采用气动模型辅助导航方法, 无需与外界发生任何光、电、磁的信息联系, 不易受自然或人为因素的干扰.

2) 输出的导航参数类型丰富. 根据飞行器的气动模型, 可以得到加速度、速度、位置、角加速度、角速度、姿态等导航信息, 类型全面, 便于与其他导航系统进行融合.

3) 无需增加外部设备, 成本低. 气动模型辅助导航方法的核心是飞行器的气动模型, 可通过风洞实验或飞行数据辨识的方法得到, 而在应用该导航方法时不用增加硬件设备.

4) 适用范围广. 气动模型辅助导航方法没有成本、体积、载重、耗能的要求, 因此可适用于各类飞行

器. 目前已在固定翼飞行器、旋翼飞行器、炮弹中得到了应用, 以后有潜力拓展应用到更多类型的飞行器中.

为了对气动模型辅助导航方法的特点有更清晰的认识, 将其与天文导航^[35]、视觉导航^[36]、无线电导航^[37]以及地磁导航^[38]这4种常用的辅助导航方法进行对比. 对比的性能指标包括: 自主性, 衡量抵抗外界环境干扰的能力; 经济性, 衡量导航方法的成本; 精确性, 衡量导航结果的精度; 适用性, 衡量导航方法的应用范围; 可用性, 衡量提供导航参数的丰富性. 几种导航方法的对比结果如表1所示.

表1 几种辅助导航方法的性能对比

导航系统	自主性	经济性	精确性	适用性	可用性
天文导航	***	**	***	**	**
视觉导航	**	***	***	**	***
无线电导航	**	***	***	***	***
地磁导航	***	**	**	***	**
气动模型辅助导航	*****	***	**	***	*****

注: 好:***** 较好:*** 一般:** 较差:*

从表1中可以看出, 气动模型辅助导航方法在自主性、经济性、适用性、可用性4个方面处于优势. 由于其为推算式导航方式, 其导航误差随时间发散, 导航精度一般.

4 气动模型辅助导航方法发展前景分析

自从Koifman等提出气动模型辅助导航方法以来, 气动模型辅助导航的概念、原理和方案已得到了较大的发展与延伸, 其中部分研究结果已得到了实验验证. 然而总体来说, 气动模型辅助导航方法的研究尚处于起步阶段, 其相关理论方法和技术手段有待进一步发展, 应用领域也有待进一步拓展.

作者所在南京航空航天大学导航研究中心(NRC)自2010年开始关注气动模型辅助导航方法的研究, 对该方法在固定翼飞行器和旋翼飞行器中的应用进行了探索, 对其导航方案、误差特性、验证方法等问题进行了研究. 针对GPS失效时四旋翼飞行器的传统导航方案(惯性/磁传感器/气压高度计融合方案)测速、定位误差迅速发散的问题, 提出了一种气动模型/惯性/磁传感器/气压高度计融合方案^[39]. 并对研发团队自主研制的四旋翼飞行器^[40]气动模型辅助导航方案进行了实验验证.

飞行实验在一块约140 m × 90 m的长方形草地进行, 实验场景如图11所示. 控制四旋翼飞行器按照长方形航迹飞行, 实验时间约为5 min, 其定位结果如图12所示. 以GPS为参考, 对传统方案与气动模型辅助导航方案的测速、定位精度进行评价. 表2为实验中两种方案测速、定位误差的均值统计结果. 可以看出, 相对于传统方案, 气动模型辅助导航方案的测速

精度提高了一个数量级, 定位精度提高了两个数量级, 显著提高了导航精度.



图11 四旋翼飞行器室外飞行实验场景

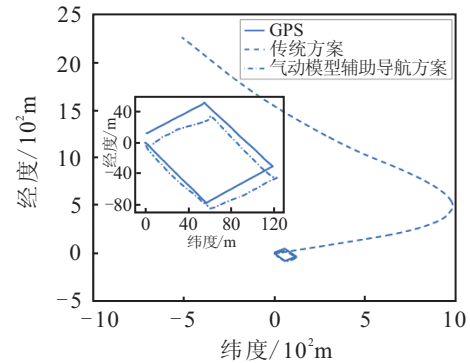


图12 四旋翼飞行器室外飞行实验中几种导航方案的定位结果对比

表2 四旋翼飞行器两种导航方案的测速、定位误差统计

误差类型	传统方案	气动模型辅助导航方案
东向速度误差 RMS/(m/s)	9.5	2.5×10^{-1}
北向速度误差 RMS/(m/s)	5.8	1.9×10^{-1}
水平速度误差 RMS/(m/s)	6.8	2.1×10^{-1}
经度误差 RMS/m	6.3×10^2	4.1
纬度误差 RMS/m	3.9×10^2	2.4
水平位置误差 RMS/m	5.8×10^2	4.2

经过对气动模型辅助导航方法研究进展的跟踪与分析, 以及自身对其的研究, 作者所在团队认为该方法在后续发展中需要重点关注如下关键问题:

1) 面向不同类型飞行器的气动模型辅助导航方案研究. 气动模型辅助导航方案与飞行器的气动模型特性密切相关, 由于不同类型飞行器的气动模型之间存在较大差异, 其相应的气动模型辅助导航方案并不相同. 为拓展气动模型辅助导航方法的应用领域, 需结合不同飞行器的气动模型特性研究其相应的气动模型辅助导航方案.

2) 气动模型辅助导航方法的误差特性分析. 在气动模型辅助导航方法中, 气动模型误差特性是融合方案设计以及系统导航精度评估的重要参考依据, 然而此方面的研究目前尚未见报道. 因此, 需结合具体的气动模型辅助导航方案, 对其误差特性进行研究.

3) 气动模型辅助导航的融合方案研究. 在目前常用的融合方案中, 气动模型与其他导航系统通过EKF滤波器进行信息融合时, 并未充分考虑气动模型时变、非线性强、参数耦合性强的特点. 在后续研究中,

需结合气动模型特点, 重点关注滤波器的构建以及气动模型的在线校正。

另外, 根据气动模型辅助导航方法的特点以及目前的研究现状, 可以预计该方法在以下领域具有较好的应用前景:

1) 小型无人飞行器. 该类飞行器通常要求导航系统具有成本低、体积小、重量轻的特点, 这与气动模型辅助导航方法的技术优势较为符合. 采用气动模型辅助导航方法可以有效提高小型无人飞行器的导航精度和可靠性。

2) 容错导航. 根据飞行器的气动模型可解算出类型丰富的导航参数, 其可以作为独立的导航信息源, 结合现有的导航系统用于导航系统的故障诊断、监测与隔离。

3) 辅助GPS测姿. 相对于多天线配置的卫星导航测姿系统, 基于气动模型辅助的单天线GPS测姿方案降低了系统成本与复杂度, 具有较强的实用价值。

5 结 论

气动模型辅助导航是一种应用于飞行器的新型导航方法, 具有成本低、自主性强、适用范围广、输出导航参数类型丰富等技术优势. 近年来, 国外研究者对该导航方法的原理与方案进行了较为广泛的研究, 探讨了其在固定翼飞行器、旋翼飞行器以及炮弹中的应用, 并对其中部分研究成果进行了实验验证. 本文对气动模型辅助导航方法的研究及发展概况进行了阐述与分析, 并讨论了其在后续发展中亟待解决的问题。

作为一种新型的导航方法, 气动模型辅助导航具有良好的发展前景. 同时, 气动模型辅助导航方法是一种涉及了飞行动力学、导航、控制多学科领域的前沿技术, 对促进GNC三个方向的发展与深度融合具有积极意义。

参考文献(References)

- [1] Adusumillia S, Bhatt D, Wang H, et al. A low-cost INS/GPS integration methodology based on random forest regression[J]. *Expert Systems with Applications*, 2013, 40(11): 4653-4659.
- [2] Nilsson J, Zachariah D, Jansson M, et al. Realtime implementation of visual-aided inertial navigation using epipolar constraints[C]. *IEEE/ION Position Location and Navigation Symposium(PLANS)*. Myrtle Beach, 2012: 711-718.
- [3] 赖际舟, 于永军, 熊智, 等. 惯性/天文深组合非线性定位算法[J]. *控制与决策*, 2012, 27(11): 1649-1652. (Lai J Z, Yu Y J, Xiong Z, et al. SINS/CNS tightly integrated navigation positioning algorithm with nonlinear filter[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(11): 1649-1652.)
- [4] Koifman M, Bar-Itzhack I Y. Inertial navigation system aided by aircraft dynamics[J]. *IEEE Trans on Control Systems Technology*, 1999, 7(4): 487-493.
- [5] Koehl A, Rafaralahy H, Boutayeb M, et al. Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV[J]. *J of Intelligent & Robotic Systems*, 2012, 68(1): 53-68.
- [6] Wang Qing, Wu Kaiyuan, Zhang Tianjiao, et al. Aerodynamic modeling and parameter estimation from QAR data of an airplane approaching a high-altitude airport[J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2012, 25(3): 361-371.
- [7] Wise K. Flight testing of the X45A JUCAS computational alpha beta system[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit*. Colorado, 2006: 1-16.
- [8] Nebula F, Palumbo R, Morani G, et al. Virtual air data system architecture for space reentry applications[J]. *J of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(4): 818-828.
- [9] Bryson M, Sukkarieh S. Vehicle model aided inertial navigation for a UAV using low-cost sensors[C]. *Proc of the Australasian Conf on Robotics and Automation*. Canberra, 2004: 1-9.
- [10] Vasconcelos J F, Silvestre C, Oliveira P, et al. Embedded UAV model and laser aiding techniques for inertial navigation systems[J]. *Control Engineering Practice*, 2010, 18(3): 262-278.
- [11] Bristeau P J, Callou F, Vissière D, et al. The navigation and control technology inside the AR.Drone micro UAV[C]. *World Congress of the Int Federation of Automatic Control*. Milano, 2011: 1477-1484.
- [12] Bristeau P J, Dorveaux E, Vissière D, et al. Hardware and software architecture for state estimation on an experimental low-cost small-scaled helicopter[J]. *Control Engineering Practice*, 2010, 18(7): 733-746.
- [13] Vissière D, Petit N. An embedded system for small—Scaled autonomous vehicles[C]. *Int Conf on Informatics in Control, Automation and Robotics*. Funchal, 2008: 157-164.
- [14] Bristeau P J, Martin P, Salaun E, et al. The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor uav[C]. *Proc of the European Control Conf*. Budapest, 2009: 683-688.
- [15] Fresconi F E, Harkins T. Aerodynamic characterizations of asymmetric and maneuvering 105mm, 120mm, and 155mm fin-stabilized projectiles derived from telemetry experiments[C]. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf*. Oregon, 2011: 1-30.
- [16] Fairfax L D, Fresconi F. Affordable state estimation using inertial navigation sensor arrays[C]. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf*. Oregon, 2011: 51-58.

- [17] Fresconi F E, Cooper G, Costello M. Practical assessment of real-time impact point estimators for smart weapons[J]. *J of Aerospace Engineering*, 2011, 24(1): 1-11.
- [18] Fairfax L D, Fresconi F E. Cost-efficient state estimation for precision projectiles[C]. *AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. Orlando, 2011: 1-11.
- [19] Fairfax L D, Fresconi F E. Position estimation for projectiles using low-cost sensors and flight dynamics[R]. Aberdeen: Army Research Laboratory 0704-0188, 2012.
- [20] Kornfeld R P, Hansman R J, Deyst J J. Single-antenna GPS-based aircraft attitude determination[J]. *Navigation*, 1998, 45(1): 51-60.
- [21] Lee S, Lee T, Park S, et al. Flight test results of UAV automatic control using a single-antenna GPS receiver[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit*. Texas, 2003: 1-16.
- [22] Cho A, Kim J, Lee S, et al. Fully automatic taxing, takeoff and landing of a UAV only with a single-antenna GPS receiver[C]. *World Congress of the Int Federation of Automatic Control*. Seoul, 2008: 4719-4724.
- [23] Tenn H K, Jan S S, Hsiao F B. Pitch and roll attitude estimation of a small-scaled helicopter using single antenna GPS with gyroscopes[J]. *GPS Solution*, 2009, 13(3): 209-220.
- [24] Kornfeld R P, Hansman R J, Deyst J J, et al. Applications of global positioning system velocity-based attitude information[J]. *J of Guidance, Control and Dynamics*, 2001, 24(5): 998-1008.
- [25] Johnson E N, Fontaine S, Kahn A D. Minimum complexity uninhabited air vehicle guidance and flight control system[C]. *AIAA Digital Avionics Conf*. Daytona Beach, 2001: 1-9.
- [26] James T P. GNSS based attitude determination for small unmanned aerial vehicles[D]. England: University of Canterbury, Mechanical Engineering, 2011.
- [27] Park S, Kee C. Enhanced method for single-antenna GPS-based attitude determination[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2006, 78(3): 236-243.
- [28] Lievens K P A, Mulder J A, Chu P. Single GPS antenna attitude determination of a fixed wing aircraft aided with aircraft aerodynamics[C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit*. San Francisco, 2005: 1-14.
- [29] Eck C. Navigation algorithms with applications to unmanned helicopters[D]. Swiss: Measurement and Control Laboroty, Swiss Federal Institute of Technology Zurich, 2001.
- [30] Vissière D. Guidance, navigation, and control solutions for unmanned heterogeneous vehicles in a collaborative mission[D]. French: Centre Automatique et Systèmes, École Nationale Supérieure des Mines de Paris, 2008.
- [31] Vissière D, Bristeau P J, Martin A P, et al. Experimental autonomous flight of a small-scaled helicopter using accurate dynamics model and low-cost sensors[C]. *World Congress of the Int Federation of Automatic Control*. Seoul, 2008: 14642-14650.
- [32] Bruggemann T S, Greer D G, Walker R A. GPS integrity monitoring with an aerodynamic model and low quality INS[C]. *Int Global Navigation Satellite System Society Symposium*. Sydney, 2007: 1-13.
- [33] Bruggemann T S. Investigation of MEMS inertial sensors and aircraft dynamic models in global positioning system integrity monitoring for approaches with vertical guidance[D]. Australia: Engineering Systems Faculty of Built Environment of Engineering, Queensland University of Technology, 2009.
- [34] Bruggemann T S, Greer D G, Walker R A. GPS fault detection with IMU and aircraft dynamics[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 2011, 47(1): 305-316.
- [35] Stuart R G. Applications of complex analysis to celestial navigation[J]. *Navigation*, 2009, 56(4): 221-227.
- [36] Tomáš K, Matías N, Libor P, et al. A simple visual navigation system for an UAV[C]. *Int Conf on Systems, Signals and Devices*. Chemnitz, 2012: 1-6.
- [37] Tiwary K, Behera S K, Sharada G, et al. Modelling and simulation of pseudolite-based navigation: A GPS-independent radio navigation system[J]. *Defence Science J*, 2010, 60(5): 541-550.
- [38] Zhou Yingying, Zhang Yanshuan, Guo Lei. Simulation of geomagnetic/inertial integrated navigation system[C]. *Int Conf on Measuring Technology and Mechatronics Automation*. Shanghai, 2011: 253-256.
- [39] 吕品, 赖际舟, 刘建业, 等. 基于气动模型辅助的四旋翼飞行器室内自主导航方法[J]. *航空学报*, 2015, 36(4): 1275-1284.
(Lü P, Lai J Z, Liu J Y, et al. Autonomous navigation method aided by aerodynamics model for an indoor quadrotor[J]. *Chinese J of Aeronautics*, 2015, 36(4): 1275-1284.)
- [40] 刘建业, 贾文峰, 赖际舟, 等. 微小型四旋翼飞行器多信息非线性融合导航方法及实现[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(5): 575-582.
(Liu J Y, Jia W F, Lai J Z, et al. Multi-information nonlinear fusion technology of micro quadrotor aircraft [J]. *J of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 45(5): 575-582.)