

## 集群无人作战飞机相对导航研究

水恒淼, 谢 军

(空军工程大学工程学院, 西安 710038)

**摘要:** 用时空分解的方法建立了无人作战飞机飞行控制体系结构的层次模型, 以自主生存和自主任务完成为导向分析各层次模块之间的信息传递关系, 得出导航信息在无人作战飞机自主飞行控制中的基础作用。从统计的角度建立无人作战飞机导航信息误差累积模型, 用相对导航原理设计出无人作战飞机集群飞行时的导航信息校正步骤和计算方法, 并论证了该方法的可行性, 给出导航信息效用度的计算方法。仿真验证了该方法的可行性和适用性。

**关键词:** 误差校正; 相对导航; 无人作战飞机; 体系结构; 效用度

**中图分类号:** U666.1

**文献标识码:** A

## Relative Navigation in Unmanned Combat Aerial Vehicle

SHUI Heng-miao, XIE Jun

(Air Force Engineering University Engineering College, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** The hierarchical flight control architecture model of Unmanned Combat Aerial Vehicle (UCAV) is built using space-time decomposition method. By analyzing the information transfer relations in hierarchical architecture from the aspect of autonomous survival and autonomous task achievement, the basic role of the navigation information through autonomous flight control of Unmanned Combat Aerial Vehicle is obtained. The navigation accumulate error model of Unmanned Combat Aerial Vehicle is built using statistic method, the steps and calculation for the navigation information adjustment based on relative navigation is put forward, and the feasibility of this method is approved later. The method for calculating the availability of the navigation information is given. The simulation results shows the feasibility and applicability of the method.

### 0 引言

无人作战飞机 (Unmanned Combat Aerial Vehicle, UCAV) 是一种能够对敌作战力量进行直接摧毁的可重复使用的无人飞机。主要用途有对敌防空压制 (SEAD), 空中格斗, 低空突防, 战场态势评估和监视等。为适应未来空战空天一体化联合作战的特点, 提出了 UCAV 组群联合作战的思想, 其中对 UCAV 导航和飞行控制系统的基本要求是快速、准确和自主, 同时要求整个系统成本低廉。

为了使 UCAV 自主飞行, 需要解决两个基本问题: 首先要解决导航定位问题, 这方面的研究主要围绕提高导航精度和提高导航效益这两个方向展开<sup>[1-2]</sup>; 其次就是要解决实时跟踪控制问题, 近期的研究主要集中在自主战略决策、任务规划、路径规划、航迹规划、编队飞行、航迹优化和航迹跟随<sup>[3-6]</sup>。

**收稿日期:** 2004-12-08

**作者简介:** 水恒淼 (1981—), 男, 硕士研究生, 导航、制导与控制专业, 研究领域为无人机导航与控制。

这两个问题是由UCAV的控制体系结构联系起来的。建立UCAV的自主控制体系结构这方面的研究有从顶层至底层和自底层向顶层的研究方法,比较通用的有分层递阶的体系结构<sup>[7]</sup>。

## 1 问题提出

### 1.1 UCAV飞行控制体系结构

为实现UCAV在无人参与的情况下能够以较小代价完成预定目标,需要在线任务规划和实时跟踪控制,因而以自主生存和自主任务完成为导向,依据任务规划的时空分解方法<sup>[8]</sup>,建立图1所示的UCAV飞行控制体系结构层次模型。

该模型着重考虑各层次之间的信息传递关系。首先,关于该模型中的各个层次目前都有不同程度的研究<sup>[3-7]</sup>,但这些研究都是基于能够实时获得实时导航信息的假设基础之上的,实际上导航精度和导航成本是相互矛盾的。其次,自主导航定位的作用可从图中清楚地看出,导航信息是贯穿于整个飞行控制体系结构的关键信息,影响了UCAV能否完成既定的作战任务和完成的质量。

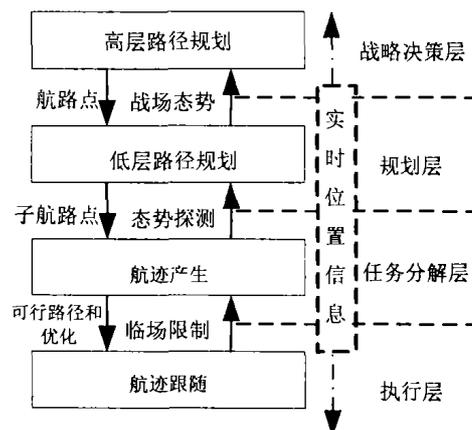


图1 无人作战飞机飞行控制体系结构

### 1.2 基于相对导航的导航信息校正系统的提出

由于各种导航系统各自的局限性,飞行器导航系统已经向组合导航的方向发展。目前国内外航空飞行器常用的组合导航系统是INS/GPS。在非战时的情况下,该组合导航系统能够很好地满足实时、连续、精确导航定位的要求,也是国内外公认的最佳组合导航系统<sup>[9]</sup>。

其基本思想是用GPS定位信息校正INS的随时间增加的积累误差,从而获得准确、全面的导航信息。但是考虑到:1)组合导航要求至少两种以上不同类型的导航子系统,成本较高;2)UCAV主要用于军事,而GPS的是军事受限的;3)GPS在该系统中作用就是校正INS。所以设计一种新的导航技术来替代GPS对INS的校正是有意义的。基于相对导航技术的美国三军联合战术分发系统(Joint Tactical Information Distribution System, JTIDS)<sup>[10]</sup>与组合导航系统能够互补。

目前相对导航主要用于航天器飞行或编队飞行的导航定位上,在这方面也有较多的研究<sup>[11-12]</sup>,但用于军事航空领域的相对导航系统主要是JTIDS,该系统是C<sup>4</sup>ISR的一个典型表现,它利用时分多址通信技术和测时测距原理,较好地解决了系统内各成员的定位和识别问题。

但该系统由以下两方面的不足:1)为了实现所有成员的导航定位,基准成员的选定必须要求是能够精确定位的成员,而且系统成员之间需要时钟同步;2)系统庞大,成本高。这两点对基于自主生存和自主任务完成的联合作战的UCAV来说都是难以容忍的。本文基于相对导航原理设计了一种不受导航子系统类型和数目限制的导航方法,用以实时校正导航子系统输出的导航信息,在多架UCAV组群联合作战时提高导航精度而不增加导航成本,并对该方法进行了仿真验证。

## 2 一般相对导航的基本原理

相对导航就是在相对导航坐标系中通过某种途径确定组成成员之间的相对几何位置关系,再利用基准成员在导航坐标系中的位置,就可以计算出各成员在导航坐标系中的位置。类似于GPS定位原理<sup>[10]</sup>,若已知网内4个已经定位成员的坐标 $P_i = [x_i, y_i, z_i]$ ,设要定位的成员 $k$ 与已经定位成员 $i$ 之间的钟

差为  $\Delta t$ , 通过测伪距来求要定为成员的坐标  $p_k$  和  $\Delta t$ , 如图 2 所示, 则对应如下的方程:

$$\rho_{ki}^2 = c^2 \cdot \text{TOA}_{ki}^2 = (p_k - p_i)^T (p_k - p_i) + \Delta t_k \cdot c$$

其中,  $i = 1, 2, 3, 4$ ;  $k \neq i$ ;  $\rho_{ki}$  表示第  $K$  架飞机到第  $i$  架飞机的伪距;  $c$  为电磁波传播速度;  $\text{TOA}_{ki}$  表示第  $K$  架飞机到第  $i$  架飞机的信号传播时间测量值。

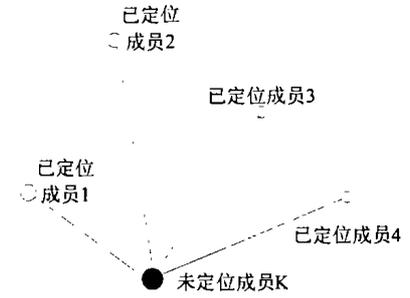


图2 相对导航原理示意图

### 3 UCAV 累积误差模型

不妨假设 UCAV 的主导航系统为 INS (校正原理对其它导航系统仍然适用), 则其主要误差源一般考虑如下几种: a) 惯性元件的安装误差和标度因素误差; b) 陀螺漂移和加速度计零位偏差; c) 导航未知参数和姿态航向的初始误差; d) 计算误差; e) 机体角运动所引起的动态误差。其中 b)、c)、e) 项的误差源引起的累积误差往往是不确定的或随机的, 这也是 INS 在初始对准过程中难以消除的偏差。

对于单个 UCAV 来说, 把上述误差源包含在如下误差累积模型中是可行的。第  $k$  架 UCAV 在第  $z$  次飞行中, 经  $l$  次校正后 INS 工作  $t$  时间的误差为:

$$\varepsilon_{kz}(t_l) = \int_0^t [a_{kz}(\tau, l) + b_{lz} + \eta_{kz}(t)] d\tau \quad (1)$$

式中,  $a_{kz}(\tau, l)$  表示非随机因素引起的随时间有确定性规律的误差,  $b_{lz}$  表示  $l$  次校正后的残差,  $\eta_{kz}(t)$  表示由随机因素引起的误差项。

对于单个 INS 系统, 不同架次的飞行即  $z$  取不同值时,  $\eta_{kz}(t)$  是相互独立的, 又因为式中的  $a_{kz}(\tau, l)$  是误差的确定性动力方程, 因而可以通过滤波技术和初始对准过程使其减小到很小, 不妨记为  $a_0$ 。但由于惯性元件的记忆效应, 该项必将存在, 无法避免, 所以设其值的大小为  $K(a) \cdot a_0 \cdot t_l$ 。式(1)中第二项残差  $b_{lz}t$  也将存在, 定义真实位置姿态信息与导航系统实际输出偏差的比值为导航信息的效用度:

$$A(t_l) = p(t_l) / \tilde{p}_l(t_l)$$

则  $b_{lz}$  的大小取决于第  $l$  次校正利用的导航信息的效用度。式(1)最后一项的随机因素很强, 也是影响 INS 导航精度的一个主要因素。对于联合作战的多架 UCAV 来说, 由于各自随机因素引起的误差的时空独立性, 在某一时刻  $t$  多架 UCAV 的导航信息就能作为互不相关的一组测量值, 再滤波随机干扰引起的偏差。

### 4 导航信息的实时校正设计思路和校正步骤

#### 4.1 $t$ 时刻多架 UCAV 相对导航信息的获取和转化

不妨选导航坐标系为地球坐标系  $ox_e y_e z_e$ , 设 UCAV  $i$  在  $t$ 时刻在  $ox_e y_e z_e$  中的真实位置为:

$$p_i(t) = [x_i(t) \quad y_i(t) \quad z_i(t)]$$

INS 的实时位置输出为:

$$p_{in}(t) = [x_{in}(t) \quad y_{in}(t) \quad z_{in}(t)]$$

为得到其它 UCAV 的 INS 系统即时位置输出, UCAV  $i$  需要主动量测。设量测信号  $p_{in}(t)$  发送出去后, 经过  $\Delta t_{ji}$  后信号被 UCAV  $j$  接收到, 接收方向相对机体坐标系  $o_j x_b y_b z_b$  为  $(\alpha_{ji}, \beta_{ji})$ , 如图 3 所示。图中下标  $ji$  表示第  $i$  架 UCAV 相对于第  $j$  架 UCAV,  $\alpha$  为信号传输方向相对于机体坐

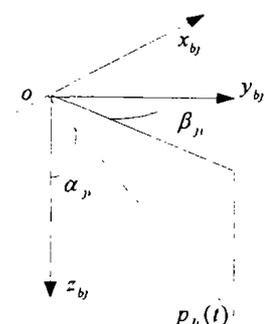


图3 集群UCAV相对导航机制

标系  $o_j x_b y_b z_b$  的  $z_b$  正向的夹角,  $\beta$  为信号传输方向在机体水平面  $o x_b y_b$  上的投影与  $y_b$  正向的夹角。这时根据测时测距原理, UCAV  $j$  可以准确地推算出  $t$  时刻 UCAV  $i$  在  $o_j x_b y_b z_b$  中的相对位置  $p_{bj}(t) = [x_{bj}(t) \ y_{bj}(t) \ z_{bj}(t)]$ , 以及基于  $j$  的惯性位置输出  $p_{lj}(t) = [x_{lj}(t) \ y_{lj}(t) \ z_{lj}(t)]$  和姿态输出  $Z_{lj} = [\gamma_{lj}(t) \ \theta_{lj}(t) \ \psi_{lj}(t)]$ , 其中  $\gamma, \theta, \psi$  分别表示滚转角、俯仰角和偏航角,  $\psi_{lj} = \phi_{bp} + \alpha$ ,  $\alpha$  为游移方位角,  $\phi_{bp}$  为机体纵轴  $y_b$  的水平投影与游移方位坐标系  $y_p$  之间的夹角。

通过由  $j$  的惯性位置输出所确定的位置矩阵  $C_e^p$  和惯性姿态输出所确定的姿态矩阵  $C_p^b$ , 由:

$$[\hat{p}_{eji}(t)]^T = [x_{lji}(t) \ y_{lji}(t) \ z_{lji}(t)]^T = C_e^p C_p^b [p_{bj}(t)]^T \quad (2)$$

即可得到  $j$  估算出的  $t$  时刻  $i$  在导航坐标系 (e 系) 中的位置  $\hat{p}_{eji}(t)$ 。式(2)中:

$$C_e^p = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \sin \lambda - \sin \alpha \sin \varphi \cos \lambda & \cos \lambda \cos \alpha - \sin \alpha \sin \varphi \sin \lambda & \sin \alpha \cos \varphi \\ \sin \alpha \sin \lambda - \cos \alpha \sin \varphi \cos \lambda & -\sin \alpha \cos \lambda - \cos \alpha \sin \varphi \sin \lambda & \cos \alpha \cos \varphi \\ \cos \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \sin \varphi \end{bmatrix}$$

$$C_p^b = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \phi_{bp} - \sin \gamma \sin \theta \sin \phi_{bp} & \cos \lambda \sin \phi_{bp} + \sin \gamma \sin \theta \cos \phi_{bp} & -\sin \gamma \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \phi_{bp} & \cos \theta \cos \phi_{bp} & \sin \theta \\ \sin \gamma \cos \phi_{bp} + \cos \gamma \sin \lambda \sin \phi_{bp} & \sin \gamma \sin \phi_{bp} - \cos \gamma \sin \theta \cos \phi_{bp} & \cos \gamma \cos \theta \end{bmatrix}$$

$\lambda, \varphi$  分别表示  $j$  所处的经纬度。同时,  $j$  还需要估算出自己导航信息的效用度  $A_{ji}(t)$ 。在估算出  $\hat{p}_{eji}(t)$  和相应的效用度  $A_{ji}(t)$  后,  $j$  再将  $\hat{p}_{eji}(t)$  和  $A_{ji}(t)$  发送回  $i$ ,  $i$  就量测到  $j$  的导航信息:

$$Z_{pi}(t) = [\hat{p}_{e1i}(t) \ \hat{p}_{e2i}(t) \ \dots \ \hat{p}_{eni}(t)]^T, \quad A_i = [A_{1i}(t) \ A_{2i}(t) \ \dots \ A_{ni}(t)]^T$$

$j$  取值不同时, 量测值是互不相关的。

#### 4.2 导航信息估计值的效用度 $A_{ji}(t)$ 的估算

由于每架 UCAV 的估计都是基于自身的惯性输出, 估计值中包含的各自的惯性误差大小不一样, 因而, UCAV  $i$  量测的  $n$  个估计值 (包含自身的实际输出值)  $\hat{p}_{eji}(t)$  并不具备相同的效用度  $A_{ji}(t)$ 。显然  $j$  对  $i$  的估计偏差  $\tilde{p}_{eji}(t) = p_i(t) - \hat{p}_{eji}(t)$  是由  $j$  本身的固有惯性积累误差决定, 而积累误差又是由以下因素决定: 1)  $j$  本身系统的导航精度; 2)  $j$  已经被校正的次数  $l$ ,  $l$  越大, 残差的累积就越大; 3) 最后一次校正后的惯导系统工作时间; 4) 这段时间机体的加速度, 架速度范围大, 能够反映机体在这段时间内的运动剧烈, 所以造成的误差必然增加  $A_{ji}(t)$  应当综合反映这些因素。可取:

$$A_{ji}(t) = \exp \left\{ -[\ln(t_j + 1) \ \ln(l_j + 1) \ \ln(e_j + 1) \ \ln(\max_{t \in [t-t_j, t]} |a_{ij}| + 1)] \cdot [\eta_1 \ \eta_2 \ \eta_3 \ \eta_4]^T \right\} \quad (3)$$

其中,  $l$  表示最近的一次校正为第  $l$  次校正;  $t_j$  表示自最近的一次校正到采样时刻所经历的时间;  $e_j$  为  $j$  所固有的导航误差, 由系统本身决定;  $a_{ij}$  表示自最近的一次校正到采样时刻这段时间内的加速度;  $\eta_i$  表示权重系数,  $\eta_i > 0$ 。

#### 4.3 导航信息的在线校正

将效用度作为相应的权值, 则对导航信息的校正问题转化为基于采样值和相应权值后的实时最优估计问题。取最优指标为  $J = \sum_{j=1}^n [(\hat{p}_{ji}(t) - \hat{p}_i(t))^2 \cdot A_{ji}(t)] = \min$ , 可解得:  $\hat{p}_i(t) = \sum_{j=1}^n [\hat{p}_{ji}(t) \cdot A_{ji}(t)] / \sum_{j=1}^n A_{ji}(t)$ 。

## 5 仿真分析

为了验证所提出的相对导航系统具备对原导航系统的校正能力,进行了仿真验证。在仿真中,取进行相对导航的UCAV的架数为10架,水平飞行速度为200 m/s。取各架UCAV的估计值效用度为 $A_j(t) = e^{-t/3}$ ,其中 $j=1,2,\dots,10$ 。同时为了在较大的范围内验证这种校正能力,特将飞行航线设为极区附近的定航向飞行。考虑到飞行位置用经、纬和高度表示更为直接,且其校正能力具备相似性,选取了飞行航线的经度信息作为仿真示例。

仿真结果如图4所示(图中的东经200°实际上表示西经160°),从中可以看出:

1) 这种基于实时量测的相对导航能够对UCAV原系统的导航信息给予最优估计,从而提高单个UCAV的导航精度。

2) 由于惯性元件固有的记忆效应,导航误差并不能完全消除,并且校正偏差仍随飞行时间而增加,但与单个UCAV系统相比,偏差未校正时的1/6。

3) 系统中UCAV的数量越多,校正偏差越小。

4) 校正是在多架UCAV之间进行的,但对于具体的架数并没有要求,所以校正系统实际上是冗余系统。

5) 如果其中某架UCAV的导航系统出现故障,则可以通过采样,滤波和估计使得UCAV能够安全返回,并通过通讯,可以将任务转交其它UCAV来处理,从而是整个系统具备较高可靠性。

6) 可以利用不同载机的同一类型的导航系统的导航信息相互校正。

## 6 结语

从以上分析过程和仿真结果可见,充分利用每架UCAV各自的导航系统和可得导航信息,能够对现有各自的导航系统的输出信息进行较好地校正,并且不需要添加其他机载设备,可以自主进行,有利于UCAV集群作战,为其在线实时战略决策、航线规划、任务规划、航迹产生和航迹跟随等提供综合战场态势信息。

### 参考文献:

- [1] 冯庆堂, 沈林成, 常文森. 基于概率数据关联的地形辅助导航算法[J]. 宇航学报, 2003, 24(5): 439-443.
- [2] 刘建业, 袁信, 孙永荣. 惯性组合导航系统的融合技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(4): 373-377.
- [3] Jet Propulsion Laboratory. New Millennium Program Space Technology Announcement [R]. NASA, 2001.
- [4] Estlin T, Rabideau G, et al. Using continuous planning techniques to coordinate multiple roves[R]. IJCAI99 Workshop on Scheduling and Planning[C], Sweden, 1999.
- [5] C Belta, V Kumar. Euclidean metrics for motion generation on se(3)[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, Part C, 2002, 216(C1): 47-61.
- [6] McLain T, Beard R. Trajectory planning for coordinated rendezvous of unmanned air vehicles[A]. Proceeding of Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA[C], 2000, AIAA Paper No. AIAA-2000-4396.
- [7] Szczerba R J, Galkowski P, Glickstein I S, et al. Robust algorithm for real-time route planning[A]. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System[C], 2000, 36(3): 869-878.
- [8] 蒋新松, 封锡盛, 王棣棠. 水下机器人[M]. 沈阳: 辽宁科学技术出版社, 2000: 330-341.
- [9] 秦永元, 张洪钺, 王叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [10] 张宗麟. 惯性导航与组合导航[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [11] Yuan Jian-ping, Luo Jian-jun, et al. Relative navigation for multi-spacecraft system with GPS[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1998, 13(12): 25-28.

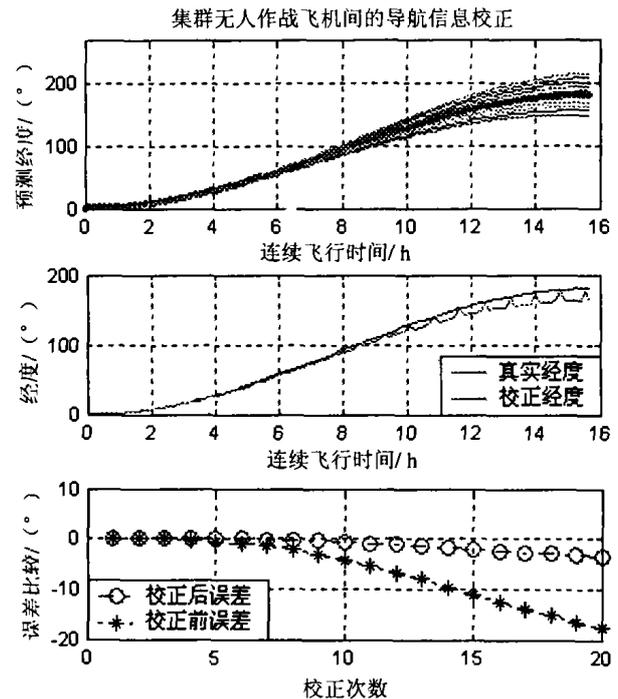


图4 仿真结果