

固定翼紧密编队控制及应用

李顺

2020 年 3 月

中图分类号: TQ028.1

UDC分类号: 540

固定翼紧密编队控制及应用

作者姓名	李顺
学院名称	宇航学院
指导教师	王佳楠教授
答辩委员会主席	王佳楠教授
申请学位	工学学士
学科专业	飞行器设计与工程
学位授予单位	北京理工大学
论文答辩日期	2020年3月

Close Formation Control and Application of Fixed-wing UAVs

Candidate Name:	<u>Shun Li</u>
School or Department:	<u>School of Aerospace Engineering</u>
Faculty Mentor:	<u>Prof. JN Wang</u>
Chair, Thesis Committee:	<u>Prof. JN Wang</u>
Degree Applied:	<u>Bachelor of Engineering</u>
Major:	<u>Aircraft Design and Engineering</u>
Degree by:	<u>Beijing Institute of Technology</u>
The Date of Defence:	<u>03, 2020</u>

固定翼紧密编队控制及应用

北京理工大学

研究成果声明

本人郑重声明：所提交的学位论文是我本人在指导教师的指导下进行的研究工作获得的研究成果。尽我所知，文中除特别标注和致谢的地方外，学位论文中不包含其他人已经发表或撰写过的研究成果，也不包含为获得北京理工大学或其它教育机构的学位或证书所使用过的材料。与我一同工作的合作者对此研究工作所做的任何贡献均已在学位论文中作了明确的说明并表示了谢意。

特此申明。

作者签名：_____ 签字日期：_____

关于学位论文使用权的说明

本人完全了解北京理工大学有关保管、使用学位论文的规定，其中包括：① 学校有权保管、并向有关部门送交学位论文的原件与复印件；② 学校可以采用影印、缩印或其它复制手段复制并保存学位论文；③ 学校可允许学位论文被查阅或借阅；④ 学校可以学术交流为目的，复制赠送和交换学位论文；⑤ 学校可以公布学位论文的全部或部分内容（保密学位论文在解密后遵守此规定）。

作者签名：_____ 导师签名：_____

签字日期：_____ 签字日期：_____

摘要

本文主要的研究内容为固定翼无人机紧密编队控制器设计。该控制器考虑固定翼无人机内环的姿态驾驶仪的控制输入量，完成从编队误差量到姿态控制输入量的计算。初步设计完成之后，再从无人机的动力学模型出发，使用 MATLAB/Simulink 等数学仿真工具研究控制器设计的稳定性以及动态特性。其次选取合适的无人机飞行平台，飞行控制硬件并编写控制程序，完成飞行实验验证。完成编队控制器的参数参数整定之后，将实验的结果与仿真结果相对比，最后，使用改进后的编队控制器完成双机编队任务，研究编队过程中的空气动力效果问题，即研究此尺寸无人机编队群对提高整体飞行效率的作用。

关键词：固定翼无人机、编队控制器设计、紧密编队控制、编队空气动力学、飞行实验

Abstract

The main propose of this thesis is to design the close formation controller adapted to the inner-loop attitude controller of the fixed-wing UAV. The close formation controller plays role of translating the formation errors to the input of the inner loop attitude controller. After the preliminary design of the formation controller, the MATLAB/Simulink is used to test and verify the dynamic quality and stability. After that, the controller is rewrote to the algorithm running on the upper controller. The hardware of the controller and the UAV platform is well chosen to accomplish the formation experiment. During this period, the parameters are tuned in order to accomplish the optimal control effect. Finally, the double fixed-wing UAV formation is conducted to verify the effect of the flight efficiency produced by the close formation.

Key Words: fixed-wing UAV, formation controller design, close formation control, formation aerodynamic, flight experiment

主要符号对照表

BIT	北京理工大学的英文缩写
\LaTeX	一个很棒的排版系统
$\LaTeX 2_{\epsilon}$	一个很棒的排版系统的最新稳定版
$X_{\text{Y}}\TeX$	\LaTeX 的好兄弟，事实上他有很多个兄弟，但是这个兄弟对各种语言的支持能力都很强
ctex	成套的中文 \LaTeX 解决方案，由一帮天才们开发
H_2SO_4	硫酸
$e^{\pi i} + 1 = 0$	一个集自然界五大常数一体的炫酷方程
$2\text{H}_2 + \text{O}_2 \longrightarrow 2\text{H}_2\text{O}$	一个昂贵的生成生命之源的方程式

目 录

摘要	I
Abstract	II
主要符号对照表	III
第 1 章 绪论	1
1.1 本文研究的目的和意义	1
1.2 国内外研究现状及发展趋势	1
1.3 本文的技术方案	2
1.4 本文的组织结构	2
第 2 章 无人机编队的动力学模型的建立	3
第 3 章 编队控制器设计	6
3.1 水平平面编队控制器设计	6
3.1.1 误差定义	6
3.1.2 机体系 x 轴方向控制器	7
3.1.3 机体系 y 轴方向控制器	8
3.1.4 实际应用时的考虑	9
3.2 铅垂平面编队控制器设计	9
第 4 章 无人机编队整体控制逻辑、仿真环境以及硬件选型	10
4.1 无人机编队整体控制逻辑	10
4.2 无人机编队仿真环境	10
4.3 无人机编队硬件选型	10
第 5 章 控制器仿真以及实际飞行实验结果分析	11
结论	12
参考文献	13

附录 A	***	14
附录 B	Maxwell Equations	15
致谢		16
作者简介		17

插 图

图 1.1 无人机编队应用场景	1
图 2.1 水平平面双机编队几何关系	4
图 2.2 竖直平面双机编队几何关系	4
图 3.1 控制逻辑框图	6
图 3.2 无人机二维平面转弯运动	8

表 格

第 1 章 绪论

1.1 本文研究的目的和意义

在未来战争中，仅靠单架无人机自主作战无法适应复杂多样的战场环境，而具备协同作战的无人机编队能更好地完成任务，与单架无人机相比具有作战效率高、视野广阔等优势，可实现对目标的全方位立体监视，对地精确攻击。另外，无人机紧密编队可以实现长航任务中无人机的空中加油，对接等任务，如图1.1。编队飞行作为无人机研究领域的热点与难点问题，涉及多项关键技术，例如：队形设计、自主编队、队形保持变换、协调通信等。无人机自主编队控制是实现集群作战的关键技术。

固定翼无人机以紧密编队的形式飞行，如迁徙的鸟儿一样，可以减少整体的飞行阻力并且减少燃料消耗。整体编队产生的效果将会与精心设计的、具有良好的气动外形的飞行器相媲美。但是，按照相关文献显示，如果固定翼编队的控制精度无法达到要求精度的 10%，那么最优的减阻效果可能会被削减 30%。



(a) 无人机编队加受油

(b) 无人机编队巡航

图 1.1 无人机编队应用场景

1.2 国内外研究现状及发展趋势

现如今的无人机自动驾驶仪的结构由导航模块、位置控制控制模块（外环）以及姿态控制模块（内环）组成；导航模块产生期望位置，位置控制模块由期望位置产生期望姿态角，姿态控制模块由期望姿态角产生最终的伺服系统的控制量。现如今的低成本无人机所使用的传感器硬件精度比较低，均为消费级别，如果不考虑传感器的精度问题而设计控制方案，很可能导致整体编队的控制精度下降。现如今已经存在的大

部分编队控制算法均为考虑飞机的质点运动学以及质点动力学条件下提出的导航方法，最终产生的飞行器的控制量为无人机航迹坐标系下的加速度期望值以及飞机的航向角的期望角速度。按照飞机的控制方式，需要将航迹坐标系下的期望控制量转到机体系之下，但是飞机自动驾驶仪并不能接受加速度控制量，尤其是飞机机体 $O_b x_b$ 轴方向，无人机推力、阻力以及重力沿机体方向的推力并非是代数关系，不能直接由期望加速度得到期望推力；无人机姿态驾驶仪常使用协调转弯模型作为内环角度环的控制基础，不能直接响应所给出的偏航角速度的期望值。另外由于低成本无人机的惯性原件的精度问题导致无人机不能使用测量的加速度信息作为反馈，两种原因导致以加速度为最终控制量对于低成本无人机编队的方法控制精度不足。

目前的编队控制已经提出多种方案，例如：基于距离的编队控制策略、人工势场法，基于距离的编队控制，基于行为的编队控制，基于虚拟结构的编队控制，基于虚拟领机的编队控制等。其中，基于距离编队中的领从模式因其原理简单而得到广泛应用。本文正是基于领从策略（leader-follower method）设计的编队控制器。

1.3 本文的技术方案

首先建立无人机编队的领机与从机相对运动模型，描述领机从机在三维空间之内的运动规律。其次按照编队的控制目标设计编队控制器的误差输入量，并按照无人机的内环的输入量，设计编队控制的数学形式。之后再完成无人机质点模型下的编队控制率仿真，完善编队所设计编队控制器的结构。之后，利用 ROS/Gazebo 等仿真包搭建无人机编队动力学仿真环境，测试编队控制再考虑自动驾驶仪内环以及无人机的动力学模型之后的编队控制表现。最后，进行实际飞行的测试：记录编队控制的实际动态特性稳态特性、飞行编队的抗干扰能力、以及编队的能源节约情况。

1.4 本文的组织结构

本文之后的部分将如下组织：第二章建立无人机编队的动力学模型；第三章设计编队控制器数学形式；第四章介绍无人机编队整体控制逻辑、仿真环境以及硬件选型；第五章控制器仿真以及实际飞行实验结果分析；第六章为结论。

第 2 章 无人机编队的动力学模型的建立

本章基于无人机编队的领从方法 (leader-follower method) 建立无人机编队的相对运动方程。为了与无人机的解耦控制方法相匹配, 本文的模型建立将无人机运动分为水平平面运动以及竖直平面运动内分别建立数学模型。由于无人机尺寸小, 强度大, 飞行包线较小, 现做如下假设:

- 无人机为具有 6 自由度的三维空间运动刚体。
- 忽略地球自转, 将地球作为惯性系。
- 忽略地球曲率, 即所谓的“平板地球假设”。
- 由于内环控制率以无人机协调 (倾斜) 转弯 (STT) 为基础 (详见第4章), 飞机满足无侧滑条件, 侧滑角为 0; 即空速方向与机体系 $O_b x_b$ 在同一铅垂平面内。

本章中涉及的坐标系有:

1. 地面坐标系 $O_g x_g y_g z_g$: O_g 选为无人机解锁时的位置, $O_g x_g$ 轴指向北, $O_g y_g$ 轴指向东, $O_g z_g$ 轴符合右手定则, 指向下。
2. 导航坐标系 $NED(north - east - down)$: 原点选做飞机质心, N 轴指向北, E 轴指向东, D 轴符合右手定则, 指向下。
3. 航迹坐标系 $O_k x_k y_k z_k$: O_k 选为无人机质心, $O_k x_k$ 轴始终与无人机地速方向一致, $O_k z_k$ 轴位于包含 $O_k x_k$ 轴的铅垂平面内, $O_k y_k$ 符合右手定则, 指向右。
4. 机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$: O_b 选为无人机质心, $O_b x_b$ 位于无人机的对称平面内, 平行于机身轴线或者机翼的平均气动弦线, 指向前; $O_b z_b$ 亦在对称平面之内, 垂直于 $O_b x_b$ 轴, 指向下; $O_b y_b$ 垂直于对称平面, 指向右。机体坐标系始终与无人机固连。
5. 气流坐标系 $O_a x_a y_a z_a$: 气流坐标系又被称作风坐标系或者速度坐标系; O_a 取作无人机质心, $O_a x_a$ 始终指向无人机的空速方向; $O_a z_a$ 位于无人机对称面之内, 垂直于 $O_a x_a$ 轴, 指向下; $O_a y_a$ 轴垂直于 $O_a x_a z_a$ 平面, 指向右。只有在大气风速 $V_{wind} = 0$ 时, 航迹系的 $O_k x_k$ 才与气流坐标系的 $O_a x_a$ 重合。

和从机的空速、风速以及地速向量； a_b^{des} 是从机产生的、在体轴系下的期望的法向加速度。

在图2.2中： z_g^l, z_g^f, z_g^{des} 分别为领机、从机以及从机期望编队位置在地面坐标系 $O_g z_g$ 轴上的分量； θ^l, θ^f 分别为领机与从机的俯仰角（pitch angle）； γ^l, γ^f 分别为领机与从机的航迹倾角（航迹倾斜角）； V_a, V_{wind}, V_g 分别为领机和从机的空速、风速以及地速向量；

在图2.1和图2.2中, 由飞机飞行动力学可知，从机与领机三维运动学方程均为：

$$\begin{cases} \frac{dx_g}{dt} = V_g \cos \gamma \cos \chi \\ \frac{dy_g}{dt} = V_g \cos \gamma \sin \chi \\ \frac{dz_g}{dt} = -V_g \sin \gamma \end{cases} \quad (2.1)$$

现考虑无风情况下，则由图2.1可知，无人机航迹偏角等于航向角，即 $\Psi = \chi$ ；无人机在平衡状态下，迎角很小（本无人机约在 2.3° 左右），由图2.2可得 $\theta \approx \gamma$ 。于是方程组2.1可改写为：

$$\begin{cases} \frac{dx_g}{dt} = V_g \cos \theta \cos \Psi \\ \frac{dy_g}{dt} = V_g \cos \theta \sin \Psi \\ \frac{dz_g}{dt} = -V_g \sin \theta \end{cases} \quad (2.2)$$

方程组2.2的第 1、2 两式表示无人机在水平平面内的运动轨迹；第 3 式表示无人机在竖直平面内的运动轨迹。方程组中，控制的直接输入量为从机的 V_g^f, θ^f, Ψ^f ，再确定飞机的初始运动量之后，可唯一确定领机与从机的运动规律。

值得注意的是：上述控制量并不能直接由编队控制器产生，但经过理想内环控制器以及无人机动力学模型之后，将产生相应的上述的直接控制量，完整流程将在第3章中介绍。

第 3 章 编队控制器设计

第2章中介绍了无人机双机编队的动力学模型，并将无人机运动分为铅垂平面以及水平平面；方程组2.2水平平面的直接输入量为 Ψ 的期望值，铅垂平面的直接输入量为 θ 和 V 的期望值。整体的控制逻辑框图如下图所示：

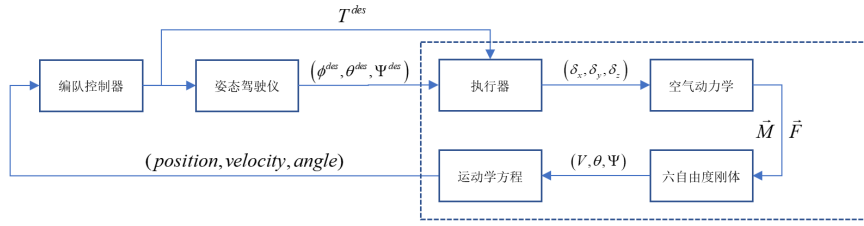


图 3.1 控制逻辑框图

编队控制器的输入为定义的误差量，输出为无人机自动驾驶仪的内环输入值，即期望推力 T^{des} ，期望姿态 Φ^{des}, θ^{des} ，偏航期望值 Ψ^{des} 将由内环姿态自动驾驶仪按照协调转弯条件计算得到。本章的剩余部分将分别设计铅垂平面以及水平平面的控制器。

3.1 水平平面编队控制器设计

3.1.1 误差定义

导航的本质是控制地速的方向，实现手段是产生垂直于速度方向的法向加速度 $a_{y_b}^{des}$ ；在无人机之中，多采用协调转弯（BTT）方式产生法向加速度。在导弹的制导规律之中，制导的最终目标是与期望的点相交，而编队控制器的最终目标为：

1. 从机速度方向与领机的速度方向一致。
2. 从机的速度大小与领机的速度大小一致。
3. 从机的位置与从机的期望位置一致。

此处产生三种误差类型，这三类误差均投影在从机机体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 之中，便于之后产生控制量：

1. 领机与从机 2 维速度方向误差 η 。

2. 领机与从机速度（地速 V_g ）大小误差 $|V_g|^{err}$ 。

3. 领机与从机 3 维位置误差 $(P_{x_b}^{err}, P_{y_b}^{err}, P_{z_b}^{err})$

因而此处水平平面的编队控制器的控制的任务是消除水平平面内的位置误差、速度大小以及速度方向误差，前两者在机体系 $O_b x_b$ 轴的分量需通过期望速度大小 $|V|^{des}$ 消除；前两者在机体系 $O_b y_b$ 轴的分量，以及速度方向误差须通过期望法向加速度 $a_{Y_b}^{des}$ 消除。值得注意的是：实际上此处的速度方向误差代表了机体系内的两分量之比值，实际上与角度误差代表同一误差，但是由于机体系 $O_b x_b$ 轴的期望速度时刻变化，而所需的速度方向须按照领机速度方向一致，因而要控制速度的方向，而不是单纯的 $O_b x_b$ 轴的速度分量。

3.1.2 机体系 x 轴方向控制器

机体系 $O_b x_b$ 轴方向的控制器的输入为速度大小误差以及位置误差沿本轴分量的混合，控制器选用增量式离散 PID 控制器，最终的控制量的输出为期望速度大小 $|V|^{des}$ 。控制器的表达式为：

$$\begin{cases} |V_g|^{err}(k) = |V_g^l|(k) - |V_g^f|(k) \\ P_{x_b}^{err}(k) = P_{x_g}^{des}(k) - P_{x_g}^f(k) \\ e(k) = K_V |V_g|^{err}(k) + K_P P_{x_b}^{err}(k) \\ \Delta |V|^{des}(k) = K_p^{mix} [e(k) - e(k-1)] + K_i^{mix} e(k) + \\ \quad K_d^{mix} [e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)] \\ |V|^{des}(k) = \Delta |V|^{des}(k) + |V|^{des}(k-1) \end{cases} \quad (3.1)$$

其中，前 3 式定义了混合误差形式，实际为速度误差与位置误差的线性叠加。后 2 式表示了最终的期望速度大小的产生。 K_V, K_P 为误差线性混合常数。 $K_p^{mix}, K_i^{mix}, K_d^{mix}$ 为增量式离散 PID 控制器参数。

此处产生的期望速度大小，并不能直接为内环姿态驾驶仪所响应，需要经过铅垂平面控制器的计算，位置误差 $P_{z_b}^{err}$ 共同产生期望油门以及期望俯仰角。

3.1.3 机体系 y 轴方向控制器

机体系 $O_b y_b$ 轴方向的控制器的输入为速度方向误差 η 以及位置误差的混合，但此处的“混合”并不是做控制前线性叠加，而是分别考虑位置以及角度分别得出相应的向心加速度之后再叠加。由图2.1可得到：

$$\eta^f = \Psi^l - \Psi^f \quad (3.2)$$

再考虑如图所示的无人机二维平面转弯运动：

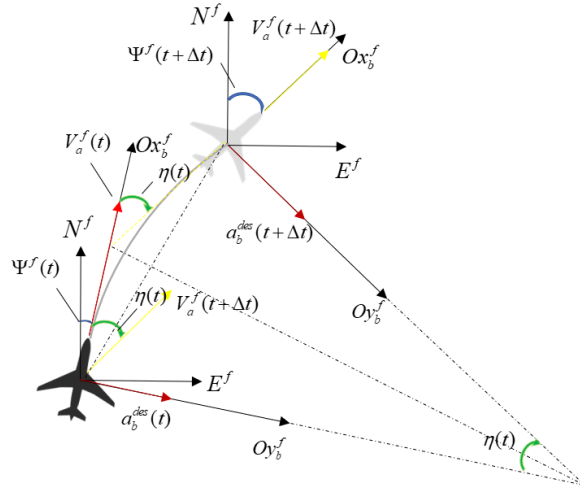


图 3.2 无人机二维平面转弯运动

由于飞机速度的动力学惯性很大，在微分时间 Δt 时间内，速度的变化量可以忽略不计；在此时间内的偏航角增量为 $\Delta\eta$ ，按照图中的几何关系，不难得到：

$$a_{x_b} = V_g \dot{\eta} \quad (3.3)$$

上式即无人机期望偏航角速度与期望法向加速度关系。再利用上一小节提出的增量式

离散 PID 控制器，再综合式3.2, 可得角度误差到期望法向加速度的表达式为：

$$\begin{cases} \Delta \dot{\Psi}^{des}(k) = K_p^\eta [\eta(k) - \eta(k-1)] + K_i^\eta \eta(k) + \\ \quad K_d^\eta [\eta(k) - 2\eta(k-1) + \eta(k-2)] \\ \dot{\Psi}^{des}(k) = \Delta \dot{\Psi}^{des}(k) + \dot{\Psi}^{des}(k-1) \\ \dot{\eta}^{des}(k) = -\dot{\Psi}^{des}(k) \\ a_{y_b}^{des\eta}(k) = -V_g^f(k) \dot{\eta}^{des}(k) \end{cases} \quad (3.4)$$

上式完成了对于速度角度误差的修正，下面讨论对于机体系 $O_b y_b$ 轴方向位置误差分量的修正：再次使用增量式离散 PID 控制器，可得位置误差对应的期望法向加速度。

$$\begin{cases} \Delta a_{y_b}^{desP}(k) = K_p^P [P_{y_b}^{err}(k) - P_{y_b}^{err}(k-1)] + K_i^P P_{y_b}^{err}(k) + \\ \quad K_d^P [P_{y_b}^{err}(k) - 2P_{y_b}^{err}(k-1) + P_{y_b}^{err}(k-2)] \\ a_{y_b}^{desP}(k) = \Delta a_{y_b}^{desP}(k) + a_{y_b}^{desP}(k-1) \end{cases} \quad (3.5)$$

则最终的期望法向加速度由上述两项叠加得来：

$$a_{y_b}^{des}(k) = K_{a_P} a_{y_b}^{desP}(k) + K_{a_\eta} a_{y_b}^{des\eta}(k) \quad (3.6)$$

3.1.4 实际应用时的考虑

3.2 铅垂平面编队控制器设计

第 4 章 无人机编队整体控制逻辑、仿真环境以及硬件选型

4.1 无人机编队整体控制逻辑

4.2 无人机编队仿真环境

4.3 无人机编队硬件选型

第 5 章 控制器仿真以及实际飞行实验结果分析

结论

本文采用……。 (结论作为学位论文正文的最后部分单独排写，但不加章号。结论是对整个论文主要结果的总结。在结论中应明确指出本研究的创新点，对其应用前景和社会、经济价值等加以预测和评价，并指出今后进一步在本研究方向进行研究工作的展望与设想。结论部分的撰写应简明扼要，突出创新性。)

参考文献

附录 A ***

附录相关内容...

附录 B Maxwell Equations

因为在柱坐标系下， $\bar{\mu}$ 是对角的，所以 Maxwell 方程组中电场 \mathbf{E} 的旋度
所以 \mathbf{H} 的各个分量可以写为：

$$H_r = \frac{1}{\mathbf{i}\omega\mu_r} \frac{1}{r} \frac{\partial E_z}{\partial \theta} \quad (\text{B-1a})$$

$$H_\theta = -\frac{1}{\mathbf{i}\omega\mu_\theta} \frac{\partial E_z}{\partial r} \quad (\text{B-1b})$$

同样地，在柱坐标系下， $\bar{\epsilon}$ 是对角的，所以 Maxwell 方程组中磁场 \mathbf{H} 的旋度

$$\nabla \times \mathbf{H} = -\mathbf{i}\omega\mathbf{D} \quad (\text{B-2a})$$

$$\left[\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r H_\theta) - \frac{1}{r} \frac{\partial H_r}{\partial \theta} \right] \hat{\mathbf{z}} = -\mathbf{i}\omega\bar{\epsilon}\mathbf{E} = -\mathbf{i}\omega\epsilon_z E_z \hat{\mathbf{z}} \quad (\text{B-2b})$$

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (r H_\theta) - \frac{1}{r} \frac{\partial H_r}{\partial \theta} = -\mathbf{i}\omega\epsilon_z E_z \quad (\text{B-2c})$$

由此我们可以得到关于 E_z 的波函数方程：

$$\frac{1}{\mu_\theta\epsilon_z} \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial E_z}{\partial r} \right) + \frac{1}{\mu_r\epsilon_z} \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 E_z}{\partial \theta^2} + \omega^2 E_z = 0 \quad (\text{B-3})$$

致谢

本论文的工作是在导师……。

作者简介

本人…。