

# 北京理工大学

## 本科生毕业设计（论文）

### 固定翼紧密编队控制及应用

Close Formation Control and Application of Fixed-wing UAV

学 院： 宇航学院

专 业： 飞行器设计与工程

学生姓名： 李 顺

学 号： 1120160012

指导教师： 王佳楠

2020 年 5 月 12 日

## 原创性声明

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文），是本人在指导老师的指导下独立进行研究所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本文不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写过的研究成果。对本文的研究做出重要贡献的个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

特此申明。

本人签名：\_\_\_\_\_ 日期：\_\_\_\_\_ 年 \_\_\_\_\_ 月 \_\_\_\_\_ 日

## 关于使用授权的声明

本人完全了解北京理工大学有关保管、使用毕业设计（论文）的规定，其中包括：①学校有权保管、并向有关部门送交本毕业设计（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本毕业设计（论文）；③学校可允许本毕业设计（论文）被查阅或借阅；④学校可以学术交流为目的，复制赠送和交换本毕业设计（论文）；⑤学校可以公布本毕业设计（论文）的全部或部分内容。

本人签名：\_\_\_\_\_ 日期：\_\_\_\_\_ 年 \_\_\_\_\_ 月 \_\_\_\_\_ 日

指导老师签名：\_\_\_\_\_ 日期：\_\_\_\_\_ 年 \_\_\_\_\_ 月 \_\_\_\_\_ 日

## 固定翼紧密编队控制及应用

### 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、仿真及其应用。本文中控制器以固定翼无人机编队的领从方法（leader-follower method）为基础，并考虑现有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，进而达到消除编队误差，形成编队之目的。本文先定义编队控制误差，再进行控制器数学形式的设计。初步设计完成之后，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。之后，再结合 ROS/ Gazebo 等仿真工具，验证在考虑无人机的动力学模型、环境不确定性以及噪声的情况下控制器的表现。之后选取合适的无人机飞行平台，飞行控制硬件并编写移植编队控制算法，完成飞行仿真实验验证。完成编队控制器的参数参数整定之后，并将实验的结果与仿真结果相对比，进行一定的改进。最后，使用改进后的编队控制器完成双机编队任务。

**关键词：**固定翼无人机、领从方法、紧密编队控制器设计、飞行仿真实验

## **Close Formation Control and Application of Fixed-wing UAV**

### **Abstract**

The main content of this thesis is to design the close formation controller adapted to the inner-loop attitude controller of the fixed-wing UAV, which is based on the leader-follower method of the UAV formation control. The close formation controller plays role of translating the formation errors to the input for the inner loop attitude controller. The formation control error is defined at the beginning of the thesis and then the formulations of the close formation controller. After the preliminary design of the formation controller, the MATLAB/Simulink is used to test and verify the dynamic quality and stability of the proposed controller. Then considering the dynamic model of the UAV, the environment uncertainty and the noise, the performance of the controller is verified with the ROS/Gazebo simulator. 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.

**fixed-wing UAV, leader-follower method, close formation controller design, flight simulation experiment**

## 目 录

摘要 .....	I
Abstract .....	II
第1章 绪论 .....	1
1. 1 选题的背景和意义 .....	1
1. 2 国内外研究现状及发展趋势 .....	2
1. 2. 1 无人机自动驾驶仪发展 .....	2
1. 2. 2 编队控制算法发展状况 .....	2
1. 3 本文的内容安排 .....	3
第2章 无人机动力学模型的建立 .....	4
第3章 自动驾驶仪控制逻辑 .....	8
3. 1 导航以及位置外环实现逻辑 .....	8
3. 1. 1 TECS 控制器控制逻辑 .....	9
3. 1. 2 L1 控制器实现逻辑 .....	11
3. 2 姿态内环控制原理 .....	13
第4章 编队控制器设计 .....	14
4. 1 水平面编队控制器设计 .....	14
4. 1. 1 误差定义 .....	14
4. 1. 2 航迹系 x 轴方向控制器 .....	15
4. 1. 3 航迹系 y 轴方向控制器 .....	16
4. 2 竖直平面编队控制器设计 .....	17
4. 3 实际应用时的考虑 .....	19
4. 3. 1 编队控制器分段设计 .....	19
4. 3. 2 风速较大时的处理 .....	20
4. 3. 3 无人机飞行性能限幅设计 .....	21
4. 3. 4 原始数据滤波器设计 .....	22
第5章 无人机编队整体控制逻辑、仿真环境以及硬件选型 .....	23
5. 1 无人机编队软件整体控制逻辑 .....	23
5. 2 无人机软硬件环境选配 .....	23
5. 3 无人机编队动力学仿真环境 .....	24
第6章 控制器仿真以及实际飞行实验结果分析 .....	26
6. 1 基于 MATLAB/Simulink 的双机编队数学仿真 .....	26

# 北京理工大学本科生毕业设计（论文）

---

6.2 基于 ROS/Gazebo-PX4 的双机编队动力学仿真 .....	30
结 论 .....	34
参考文献 .....	36
附 录 .....	37
致 谢 .....	38

## 第1章 绪论

### 1.1 选题的背景和意义

无人机（UAV）技术近年来发展十分迅速，其中，尤其是固定翼无人机被广泛应用于现代战争之中。但是单架无人机往往限制较多，例如：由于机载传感器尺寸、安装位置以及精度的限制，单架无人机往往不能快速全面的侦察某一广泛区域的战略目标。

具备协同作战能力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、战场存活率高、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，更好的完成领土保卫以及战场侦察任务。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所示。

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%。<sup>[1]</sup>

小型固定翼无人机具有体积小、易部署以及成本低的特点，是进行固定翼无人机编队实验的良好平台。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。



(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

### 1.2.1 无人机自动驾驶仪发展

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  $O_bx_b$  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。

### 1.2.2 编队控制算法发展状况

多无人机编队的最终目的是形成固定的亦或是随时间变化的期望几何形状。为达成此目的，目前的编队控制已经提出多种方案：

1. 领从方法 (leader-follower method) 此种方法本质而言是基于距离的编队方法 (distance-based)，因其原理简单，而得到广泛应用。领从方法的大致思路为：领航无人机按照预先设定的轨迹飞行，跟随无人机以期望编队位置的距离误差，与领航无人机速度误差作为误差输入，最终使得误差消除，达到编队目的。2008 年，王莉等对多无人机系统进行编队算法设计。2012 年，宾西法尼亚大学的 Turpin 等提出了改进 leader-follower 编队算法，每架无人机从与之通信的邻居无人机间接获取领航无人机的状态信息。团队小组 Saska 等基于机载感知设备实现非 GPS 定位的密集飞行任务。
2. 基于行为方法此种方法将无人机的完整任务划分为几种多种行为，例如：跟随、队形保持、队形变换以及避障等。对于不同行为的加权作为最终无人机的“控

制行为”。1998 年，Arkin 等人提出了一种基于行为的编队控制算法，解决多智能体编队控制问题。2009 年，R.K.Sharma 等人将基于行为法改进，用来解决编队控制中的避障问题。近年来，有学者对生物行为进行分析学习，并通过类似行为分析的方法引入编队控制中 2003 年，美国 Jadbabaie 等人提出了最近邻协调的思想，为了对基于行为法进行深入的研究。Lin 等在 2009 年设计出一种基于反馈线性化方法设计的分布式控制器。河南理工大学宋运忠等在 2012 年，利用线性手段解非线性的物理模型方程，解决了多智能体系统队形控制问题，改进了智能体行为的方法。近年来仿生学的发展为这一技术提供契机。2015 年，段海滨等建立了鸽群行为机制模型，提出了鸽群行为编队控制算法。为了提高人机群集编队的鲁棒性，Shin 等在同一年提出了分布式编队控制策略，主要处理相邻无人机状态信息。

3. 虚拟结构法算法思路是将编队看作虚拟刚体，假设虚拟刚体中有一个虚拟主机或几何中心，刚体中的所有无人机都围绕主机或虚拟几何中心移动 [20]。算法最初是用于集中式算法设计中，随着科技发展，也有研究者用分布式算法对虚拟结构法进行分布式设计。任伟等结合一致性算法与虚拟结构法，对带干扰的便对运动问题进行反馈控制求解 [21]; 在另一篇论文中，任伟结合一致性算法与虚拟结构法，对集中式的虚拟结构法进行分布式求解，提出了分布式算法解决编队问题。

## 1.3 本文的内容安排

本文中的编队控制器设计主要基于领从方法，从无人机编队的距离、速度大小以及速度方向误差出发，设计符合现有无人机内环姿态驾驶仪输入的编队控制器。本文之后的部分将如下组织：第二章首先介绍编队控制设计的假设以及所用到的坐标系，最终建立建立无人机编队的动力学模型；第三章首先完成对于编队误差的定义，将所定义的编队误差作为输入、无人机内环姿态驾驶仪期望姿态作为输出，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、动力学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5章），飞机满足无侧滑条件，侧滑角为 0；即空速方向与机体系  $O_bx_b$  在同一竖直平面内。
- 由于编队飞行时的区域较小，领机与从机的大气环境以及地球重力场等因素完全一致。

本章中涉及的坐标系有：

1. 地面坐标系  $O_gx_gy_gz_g$ :  $O_g$  点选为无人机解锁时的位置， $O_gx_g$  轴指向北， $O_gy_g$  轴指向东， $O_gz_g$  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  $O_kx_ky_kz_k$ :  $O_k$  选为无人机质心， $O_kx_k$  轴始终与无人机地速方向一致， $O_kz_k$  轴位于包含  $O_kx_k$  轴的竖直平面内， $o_ky_k$  符合右手定则，指向右。
4. 机体坐标系  $O_bx_by_bz_b$ :  $O_b$  选为无人机质心， $O_bx_b$  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； $O_bz_b$  亦在对称平面之内，垂直于  $O_bx_b$  轴，指向下； $O_by_b$  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。

本章中领机与从机的各运动学量以及几何关系分别用上标  $l, f$  标记, 从机期望值以“*des*”上标标记; 运动学量以及几何关系所属坐标系关系则用各个坐标系的字母作为下标标记。领机、从机在水平以及竖直平面内的几何关系分别在图2-1和图2-2给出;

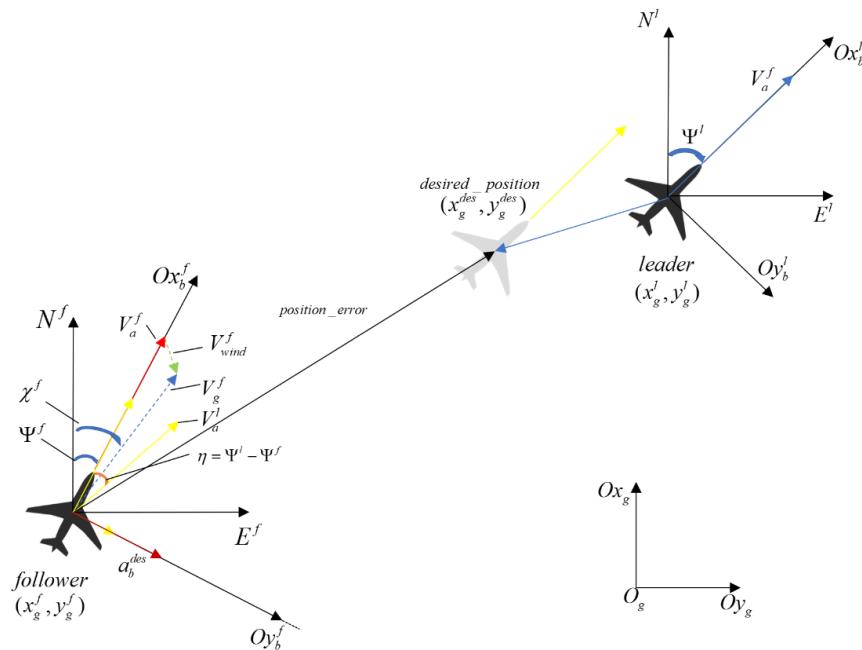


图 2-1 水平平面双机编队几何关系

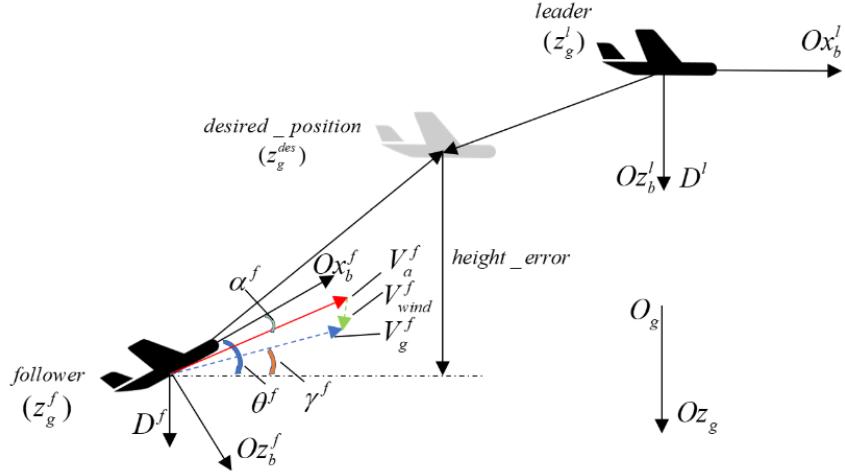


图 2-2 竖直平面双机编队几何关系

在图2-1中:  $(x_g^l, y_g^l), (x_g^f, y_g^f), (x_g^{des}, y_g^{des})$  分别为领机、从机以及从机期望编队位置在地面坐标系  $O_gx_gy_g$  平面之中的分量;  $\Psi^l, \Psi^f$  分别为领机与从机的偏航角 (yaw angle);  $\chi^l, \chi^f$  分别为领机与从机的航迹偏角 (航迹方位角);  $V_a, V_{wind}, V_g$  分别为领机和从机的空速、风速以及地速向量;  $a_b^{des}$  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  $O_gz_g$  轴上的分量;  $\theta^l, \theta^f$  分别为领机与从机的俯仰角 (pitch angle);  $\gamma^l, \gamma^f$  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  $2.3^\circ$  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  $V_g^f, \theta^f, \Psi^f$ ，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4章中介绍。

## 第3章 自动驾驶仪控制逻辑

正如前文所提到的：由于文中编队控制器基于领从方法（leader-follower method），因而领机的飞行完全是由预先给定的一系列航迹点以及自动驾驶仪所决定的。并且，本文设计的的编队控制器是以现有开源自动驾驶仪 PX4 的内环为基础；因此，本章将首先介绍控制领机飞行的自动驾驶导航以及位置模块的实现逻辑，之后将介绍固定翼无人机编队飞行至关重要的基础环节——自动驾驶仪内环，即姿态内环的实现逻辑。内环姿态驾驶仪使用的是开源自动驾驶仪 PX4。PX4 是一个为无人机或者其他无人系统设计的高度模块化、可定制化的开源自动驾驶仪软件系统；PX4 软件本身提供了丰富的应用程序接口（API）以及软件开发工具包（SDK），可以与 ROS 等机器人操作系统进行数据交互。下图展示了 PX4 的软件架构以及各个模块之间的交互关系：

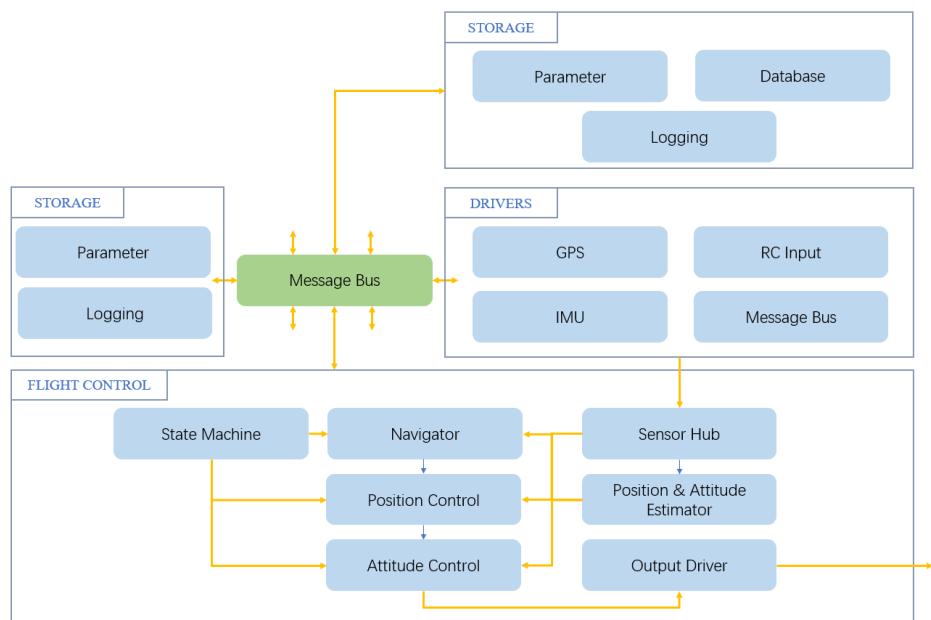


图 3-1 PX4 软件架构

### 3.1 导航以及位置外环实现逻辑

所谓导航模块（Navigator），其功能是产生相应的期望位置航点。编队中领机按照给定的航迹飞行，导航模块则根据给定的航点以及无人机的位置不断得出当前位置下的期望航点。位置外环的主要功能是接受来自导航模块的期望位置，再结合无人

机的当前位置，按照给定的导航算法，产生姿态内环的所接受的期望姿态以及期望推力值。位置外环将无人机的运动分为竖直与水平平面的运动，并在上述两个平面内分别设计位置控制器；竖直平面控制器选用 TECS 控制器，水平平面选用 L1 控制器。下面将简要介绍上述两种控制器的控制逻辑：

### 3.1.1 TECS 控制器控制逻辑

所谓总能量控制 (total energy control) 是将无人机的速度以及高度计算得到相应的动能以及势能作为直接控制对象，应用 PID 控制器对动能与势能的和 (total energy) 以及动能与势能的转化 (total energy balance) 进行控制，计算得到无人机期望俯仰角以及期望推力的控制器。飞机作为一个动力学系统，其机械能来自推力做功的输入，因而总能量控制对应着期望推力；与之对应的俯仰角控制是能量守恒的，可作为动能向势能（反之亦然）的转化途径，对此种能量转化的控制对应着期望俯仰角。下面简要介绍 TECS 控制器的计算过程：

无人机的总能量为：

$$E_T = \frac{1}{2}mV_T^2 + mgh \quad (3-1)$$

对上式两边微分，可得到总能量变化率：

$$\dot{E}_T = mV_T \dot{V}_T + mg\dot{h} \quad (3-2)$$

由此可得单位总能量变化率：

$$\dot{E} = \frac{\dot{E}_T}{mgV_T} = \frac{\dot{V}_T}{g} + \frac{\dot{h}}{V_T} = \frac{\dot{V}_T}{g} + \sin \gamma \quad (3-3)$$

更换式4-6第一式形式，可得到：

$$T - D = mg \left( \frac{\dot{V}_T}{g} + \sin \gamma \right) \quad (3-4)$$

由此可得：

$$\Delta T = mg \left( \frac{\dot{V}_T}{g} + \sin \gamma \right) \quad (3-5)$$

关于能量转化，定义：

$$B = mgh - \frac{1}{2}mV_T^2 \quad (3-6)$$

能量转化率为：

$$\dot{B} = \sin\gamma - \frac{\dot{V}_T}{g} \quad (3-7)$$

这里参照开源自驾仪 PX4 内部的 TECS 控制器设计方法，总能量环和能量分配环的控制逻辑框图如下所示：

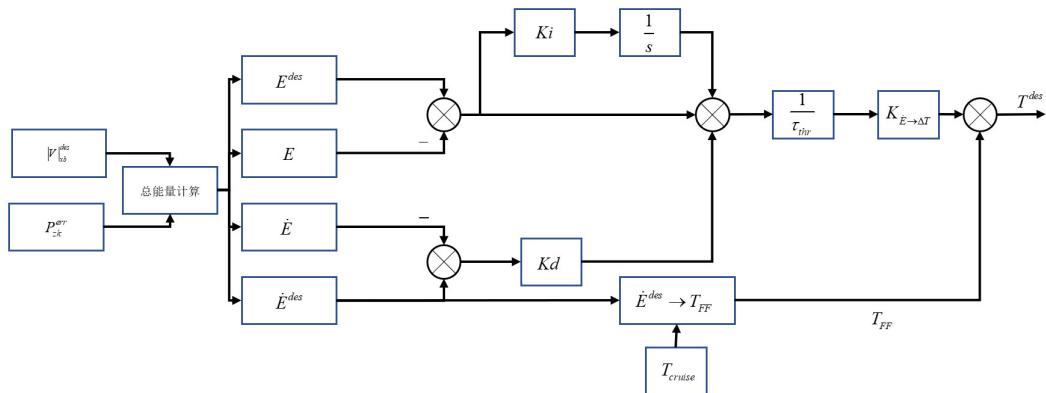


图 3-2 总能量环

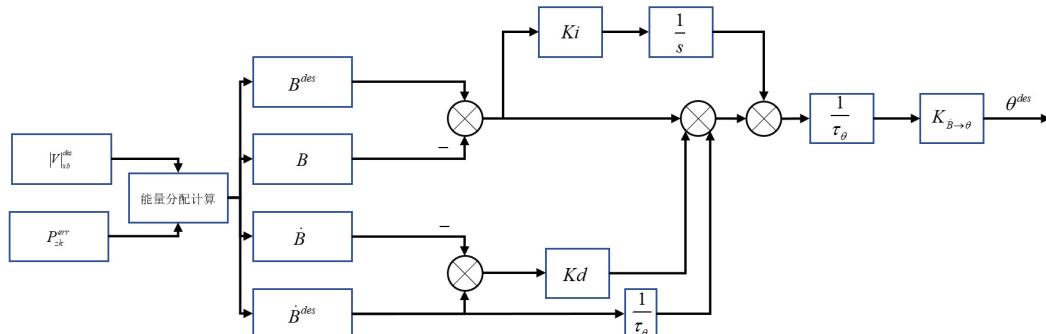


图 3-3 能量分配环

图3-2中， $K_i, K_d, T_{FF}, \tau_{thr}, K_{\dot{E} \rightarrow \Delta T}$  分别为积分项，微分项比例系数，油门前馈项，油门时间常数以及比例向量系数。图3-3中， $K_i, K_d, \tau_\theta, K_{\dot{B} \rightarrow \Delta \theta}$  分别为积分项，微分项比例系数，俯仰角时间常数以及比例向量系数。

### 3.1.2 L1 控制器实现逻辑

所谓 L1 控制器是 Sanghyuk Park 等人在文献<sup>[2]</sup> 中提出的一种非线性航迹追踪方法的一种工程实现。Sanghyuk Park 在此文中对于此种控制器的稳定性做了详细的证明，并在不同飞行状态下对此种控制器与传统线性的控制器控制效果做出了完整对比。下面仅作简要介绍：应用 L1 控制器分为两步：首先应选取在所控制无人机之前的期望航迹之上的并且距离无人机当前位置为 L1 距离的参考点，如下图<sup>[2]</sup> 所示：

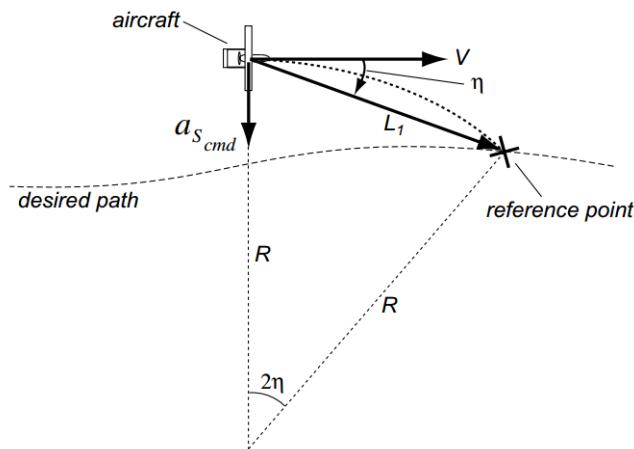


图 3-4 L1 控制逻辑图

之后期望向心加速度  $a_{s_{cmd}}$  由下式<sup>[2]</sup> 给出，此式即为 L1 控制器的导引律。

$$a_{s_{cmd}} = 2 \frac{V^2}{L_1} \sin \eta \quad (3-8)$$

最终的控制效果为：

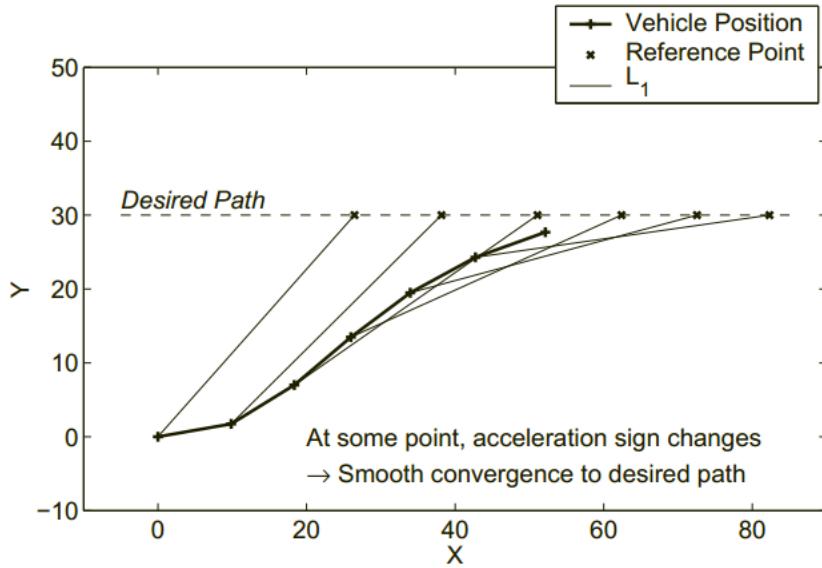


图 3-5 L1 控制器控制效果

在做曲线航迹追踪时，按照 Sanghyuk Park 等人的分析，控制律将近似为 PD 控制器。之后，按照实际应用的需要，并参考 Paul Riseborough, Brandon Jones 和 Andrew Tridgell 等人为另一款开源无人机自动驾驶仪 APM 的 L1 控制器设计，将上述导引律做如下改动：

1. 显式表示控制律中的频率以及阻尼。
2. 显式表示跟踪角度。
3. 可以使用小于 L1 长度的盘旋半径。
4. 修改原始圆形追踪控制律，使用 PD 控制器使得盘旋时可使用小于 L1 长度的盘旋半径。
5. 修改控制逻辑可以分别调整 L1 控制器的阻尼比以及周期。

对于较为关键的第5项，最终的  $L_1$  长度选择可由下式表示：

$$L_1 = \frac{V}{\pi T_{L1} \xi_{L1}} \quad (3-9)$$

### 3.2 姿态内环控制原理

总体而言，内环的控制器为串级 PID，分为角度环，角速度环以及角加速度环，其控制框图如下所示：

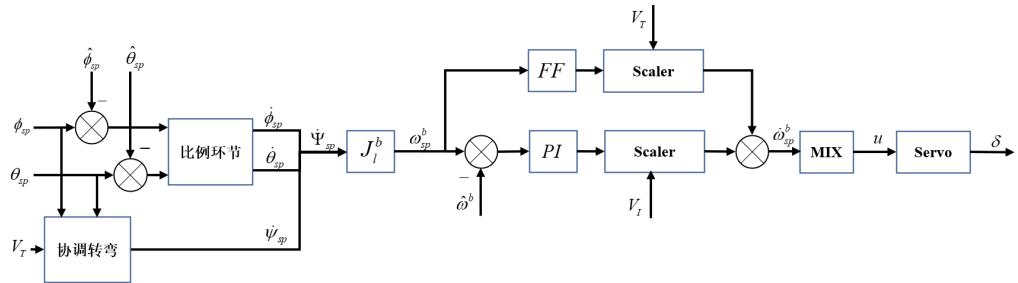


图 3-6 姿态内环控制原理框图

其中， $\phi_{sp}, \theta_{sp}, \psi_{sp}$  分别为滚转角、俯仰角以及偏航角期望值； $\dot{\phi}_{sp}, \dot{\theta}_{sp}, \dot{\psi}_{sp}$  分别为姿态角速度期望值； $\dot{\Psi}_{sp}$  为上述期望姿态角速度所组成的三维向量； $J_l^b$  为无人机由惯性系到机体系的转换矩阵； $V_T$ 、 $V_I$  分别为无人机真实空速（true air speed）以及指示空速（indicator air speed）；形如“ $\hat{\theta}$ ”的符号为相应物理量的估计值。

如上图所示，姿态驾驶仪的外环计算期望姿态与估计姿态之间的误差，经过比例控制之后产生角速度期望值。内环计算速率误差并且利用比例积分控制产生期望的角加速度期望值。

之后，控制面的控制角位置的产生则由期望的角加速度以及无人机系统的先验知识，即控制分配关系所产生。进一步的，因为在高速下的控制面效率要大于低速下，因而控制器中设计“巡航速度”这一参数来计算空速的影响。

控制器中的前馈增益用来补偿空气动力学阻尼。体轴系下的力矩基本上由控制面以及气动阻尼产生。因此，为了保持滚转角速率常数，空气阻尼力矩与控制力矩大小相等，方向相反，因此此种阻尼可由前馈项计算得出。

内环控制器中的滚转以及俯仰通道的控制有者相似的结构，但是在偏航通道上，偏航角度度的期望值是直接由飞机协调转弯条件得出，以降低在飞机转弯时的衡侧向加速度，具体请参见文献<sup>[3]</sup>

## 第4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竖直平面以及水平平面；第3章中介绍了编队控制器所依赖的自动驾驶仪导航、位置外环以及姿态内环的实现逻辑；再结合方程组2-2水平平面的直接输入量为 $\Psi$ 的期望值，竖直平面的直接输入量为 $\theta$ 和 $V$ 的期望值。整体的控制逻辑框图如下图所示：

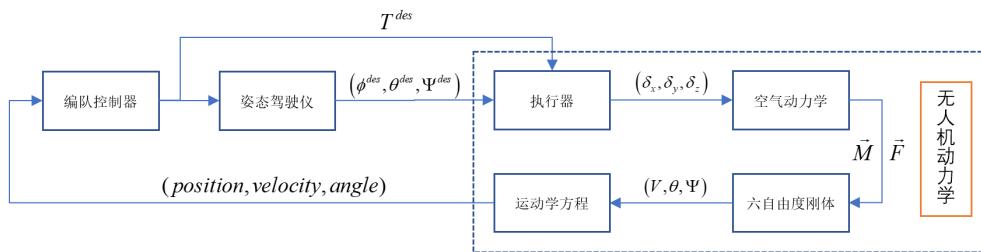


图 4-1 控制逻辑框图

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 $\Phi^{des}, \theta^{des}$ ，偏航期望值 $\Psi^{des}$ 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竖直平面以及水平平面的控制器。

需要说明的是：本章前两节先假设大气静止，设计无风条件下的编队控制器，第三节再引入风的干扰，并做相应处理。根据第二章的坐标系的定义，此假设将使得航迹坐标系与速度坐标系重合，又因为“无侧滑条件”（也称作协调转弯条件，BTT）的引入，机体二维水平平面坐标系 $O_bx_by_b$ 将与前二者的水平平面坐标系 $(O_kx_ky_k$  和  $O_ax_ay_a)$ 重合。进而控制器产生的控制量与执行机构恰好对应，因此前两节之中，上述三种二维平面坐标系将不做区分。下面将选取领机航迹坐标系设计编队控制器。

### 4.1 水平面编队控制器设计

#### 4.1.1 误差定义

导航与制导的本质是控制地速的方向，实现手段是产生垂直于地速方向的法向加速度 $a_{y_k}^{des}$ ；因而本章中误差以及控制量全部定义在航迹坐标系 $O_kx_ky_kz_k$ 之中。但编队控制器不仅要控制速度的方向，还要控制速度的大小，以实现与领机的同步飞行。编队控制的最终目标为：

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。

又因为编队应以领机为参考，受控制量其中之一为从机的地速方向，因而误差应投影在领机航迹坐标系  $O_k^f x_k y_k z_k$  中。此处选择编队形成的三种误差类型，形成混合误差，产生期望控制量，进而转化到从机航迹坐标系之下，使从机做出响应。

1. 领机与从机 2 维速度方向误差  $\eta$ ，参见图2-1。
2. 领机与从机速度（地速  $V_g$ ）大小误差  $|V_g|^{err}$ 。
3. 领机与期望位置 3 维误差  $(P_{x_k}^{err}, P_{y_k}^{err}, P_{z_k}^{err})$

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  $O_k x_k$  轴的分量需通过期望速度大小  $|V|_{x_k}^{des}$  消除；前两者在  $O_k y_k$  轴的分量，以及速度方向误差须通过期望法向加速度  $a_{y_k}^{des}$  消除。值得注意的是：实际上此处的速度方向误差代表了航迹系内的两分量之比值，实际上与角度误差代表同一误差，但是由于航迹系  $O_k x_k$  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  $O_k x_k$  轴的速度分量。

#### 4. 1. 2 航迹系 x 轴方向控制器

航迹系  $O_k x_k$  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航迹坐标系  $O_k x_k$  轴期望速度大小  $|V|_{x_k}^{des}$ 。控制器的表达式为：

$$\left\{ \begin{array}{l} |V_g|^{err}(k) = |V_g^l|(k) - |V_g^f|(k) \\ P_{x_k}^{err}(k) = P_{x_g}^{des}(k) - P_{x_g}^f(k) \\ e_{x_k}(k) = K_V |V_g|^{err}(k) + K_{Px} P_{x_k}^{err}(k) \\ \Delta|V|_{x_k}^{des}(k) = K_p^{xmix}[e_{x_k}(k) - e_{x_k}(k-1)] + K_i^{xmix} e_{x_k}(k) + \\ \quad K_d^{xmix}[e_{x_k}(k) - 2e_{x_k}(k-1) + e_{x_k}(k-2)] \\ |V|_{x_k}^{des}(k) = \Delta|V|_{x_k}^{des}(k) + |V|_{x_k}^{des}(k-1) \end{array} \right. \quad (4-1)$$

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。 $k$ 为控制器第 $k$ 次采样计算； $K_V, K_P$ 为误差线性混合常数； $K_p^{xmix}, K_i^{xmix}, K_d^{xmix}$ 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，需要经过竖直平面控制器的计算，位置误差 $P_{z_k}^{err}$ 共同产生期望油门以及期望俯仰角。

#### 4.1.3 航迹系y轴方向控制器

航迹系 $O_k y_k$ 轴方向的控制器的输入为速度方向误差 $\eta$ 以及位置误差的混合，类似于航迹系 $O_k x_k$ 轴方向的控制器，控制器也选用增量式离散PID控制器，最终的输出为无人机滚转角期望值。由图2-1可得到：

$$\eta^f = \Psi^l - \Psi^f \quad (4-2)$$

上式得到的是无人机速度方向的角度误差；

再考虑如图所示的无人机二维平面转弯运动：

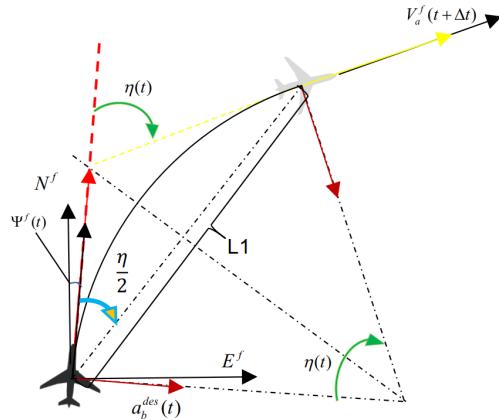


图 4-2 无人机二维平面转弯运动

由于飞机速度的动力学惯性很大，在微分时间 $\Delta t$ 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：

$$a_{y_k} = V_g \dot{\eta} \quad (4-3)$$

上式即无人机期望偏航角速度与期望法向加速度关系。类似于上一节，定义混合误

差为角度误差以及距离误差的线型混合。再利用上一小节提出的增量式离散 PID 控制器，再综合式4-2，可得混合误差到期望法向加速度的表达式为：

$$\left\{ \begin{array}{l} \eta^f(k) = \Psi^l(k) - \Psi^f(k) \\ P_{y_k}^{err}(k) = P_{y_g}^{des}(k) - P_{y_g}^f(k) \\ e_{y_k}(k) = K_\eta \eta^f(k) + K_{Py} P_{y_k}^{err}(k) \\ \Delta \dot{\Psi}^{des}(k) = K_p^{ymix}[e_{y_k}(k) - e_{y_k}(k-1)] + K_i^{ymix} e_{y_k}(k) + \\ \quad K_d^{ymix}[e_{y_k}(k) - 2e_{y_k}(k-1) + e_{y_k}(k-2)] \\ \dot{\Psi}^{des}(k) = \Delta \dot{\Psi}^{des}(k) + \dot{\Psi}^{des}(k-1) \\ \dot{\eta}^{des}(k) = -\dot{\Psi}^{des}(k) \\ a_{y_k}^{des}(k) = -V_g^f(k) \dot{\eta}^{des}(k) \end{array} \right. \quad (4-4)$$

上式得到的是期望法向加速度，再利用协调转弯（BTT）条件，将期望法向加速度，转化为期望滚转角：

$$\tan \Phi^{des}(k) = \frac{a_{y_k}^{des}(k)}{g} \quad (4-5)$$

其中， $g$  为当地重力加速度常量。至此，水平平面内可计算得到无人机的期望滚转角  $\Phi^{des}$  以及期望速度大小  $|V|_{x_k}^{des}$

## 4. 2 坚直平面编队控制器设计

坚直平面编队控制器的输入为期望速度大小  $|V|_{x_k}^{des}$  以及期望高度（实际代表了高度误差  $P_{z_b}^{err}$ ），输出为期望俯仰角  $\theta^{des}$  以及期望推力  $T^{des}$ 。控制器选用基于能量的总能量控制法（total energy control system, TECS）。固定翼无人机的速度控制和高度控制是耦合的，即单独控制高度或速度时，另一个未被控制量将会发生变化：下面通过飞机飞行动力学纵向运动方程简单说明：

方程组2-2的第三式说明：飞机高度方向的变化率与地速大以及俯仰角大小有关，且为正相关。

根据飞机飞行动力学<sup>[3]</sup>，无人机纵向运动质心运动的动力学方程为：

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = T \cos(\alpha + \varphi) \cos \beta - D - mg \sin \gamma \\ mV \cos \gamma \frac{d\chi}{dt} = T[\sin(\alpha + \varphi) \sin \mu - \cos(\alpha + \varphi) \sin \beta \cos \mu] + C \cos \mu + L \sin \mu \\ -mV \frac{d\gamma}{dt} = T[-\sin(\alpha + \varphi) \cos \mu - \cos(\alpha + \varphi) \sin \beta \sin \mu] + C \sin \mu - L \cos \mu + mg \cos \gamma \end{cases} \quad (4-6)$$

其中， $\alpha, \mu, \phi$  分别为迎角，速度滚转角以及发动机安装角。根据之前的假设，可以将第一式近似作：

$$m \frac{dV}{dt} = T - D - mg \sin \theta \quad (4-7)$$

综合4-7、2-2两式，可以得到如下关于速度以及高度通道的控制逻辑图：

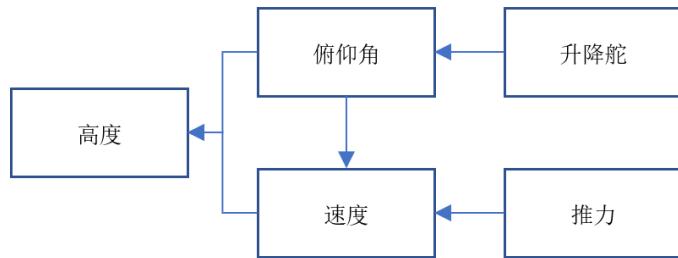


图 4-3 速度以及高度通道的控制逻辑图

因而速度和高度需要同时考虑，相应的，期望俯仰角以及推力也需要同时计算。*TECS* 控制器正是为此种情况设计的：次处的 *TECS* 控制器的设计参照 *PX4* 内部的位置控制部分相应代码，但做出了一些工程化的改进，详见下一节。

至此，来自水平平面的期望速度  $|V|_{x_k}^{des}$  以及纵向平面的位置误差  $P_{z_k}^{err}$  将转化为期望俯仰角以及期望推力进入内环姿态驾驶仪；水平平面编队控制器产生的期望滚转角也将进入姿态驾驶仪内环。内环姿态自动驾驶仪首先按照无侧滑条件得出期望偏航角速度  $\dot{\Phi}^{des}$ ，然后再利用串级 PID 分角速度环，角加速度环计算得到期望的执行机构的偏转角度。但现在的编队控制器还不足以直接用来进行编队控制实现，还需要经过一定的工程处理，详见下一节。

## 4.3 实际应用时的考虑

在实际应用编队控制器时，按照已有的经验，应主要考虑以下几个方面：

1. 在无人机距离期望位置较远以及相对较近时，控制的目的是不完全一致的；应根据不同的控制需求分段设计控制律。
2. 无人机的空速与地速差距较大（风速很大）时，地速与空速方向不能简单认为一致，应分析之后做相应的处理。
3. 考虑到无人机各个动力学量的范围，应按照前期对于飞行平台飞行性能计算的结果对控制器计算过程中的各个物理量进行实际限幅。
4. 无人机原始信息两量测噪声问题，应设计便于使用的滤波器加以滤波。

下面按照上述问题介绍相应的解决方法：

### 4.3.1 编队控制器分段设计

在位置误差较大时，编队控制器的主要目的应为：以最大速度飞行，迅速减小距离误差；此时无人机速度的期望方向应时刻指向期望点而并非领机的速度方向。选择水平距离误差大小作为分段控制器的分段依据，定义水平距离误差为  $|P|_{2d}^{err}(k) = \sqrt{[P_{x_k}^{err}(k)]^2 + [P_{y_k}^{err}(k)]^2}$ ，决断距离记作  $|P_0|_{2d}^{err}$ 。于是可以得到以下期望速度的表达式：

$$|V|_{x_k}^{des}(k) = \begin{cases} V_{max}^f & |P|_{2d}^{err}(k) > |P_0|_{2d}^{err} \\ \Delta|V|_{x_k}^{des}(k) + |V|_{x_k}^{des}(k-1) & |P|_{2d}^{err}(k) \leq |P_0|_{2d}^{err} \end{cases} \quad (4-8)$$

第二阶段的期望速度产生详见式4-1。关于此阶段的法向加速度的产生，此处使用××等人提出的L1控制器，将L1距离选为从机当前位置与期望位置的距离误差。其表达式如下：

$$a_{y_k}^{des}(k) = \begin{cases} 2\frac{V^2}{L_1} \sin \frac{\eta}{2} & |P|_{2d}^{err}(k) > |P_0|_{2d}^{err} \\ -V_g^f(k)\dot{\eta}^{des}(k) & |P|_{2d}^{err}(k) \leq |P_0|_{2d}^{err} \end{cases} \quad (4-9)$$

上式中各运动学量参见图4-2，第二阶段法向加速度的产生详见式4-4。再配合固定翼无人机协调转弯条件（式4-5），可得到分段之后的期望滚转角。

#### 4.3.2 风速较大时的处理

##### 风速因素对于编队控制器的影响分析

无论导航与制导还是编队的期望速度均是对无人机的地速而言的。当内环姿态驾驶仪以无侧滑条件为基础时，若控制效果较好，则可保证侧滑角  $\beta \approx 0$ ，即：无人机在水平二维平面运动时，空速方向与机身纵轴在同一竖直平面内。因而飞机在平飞时，空速方向几乎与机身纵轴重合。无论有风还是无风，均有上述结论。

参照图2-1，当风速  $V_{wind}^f$  较小时，空速与地速几乎重合，且等大，此时直接将空速方向认为与空速方向一致，进而与机体方向一致的做法是可行的：前文提出的位置、角度以及速度误差均投影在航迹系  $O_kx_ky_kz_k$  中，所产生的修正信号  $|V|_{x_k}^{des}(k), a_{y_k}^{des}(k)$  与体轴系的  $O_bx_b$  以及  $O_by_b$  几乎重合， $i$  控制机构（油门，副翼）直接相应控制信号即可，符合前文的设计。

但当风速较大时（例如，风速大小已经超过了地速的  $\frac{1}{3}$ ，且与飞机地速有一定的角度），则会出现如下图所示的情况：

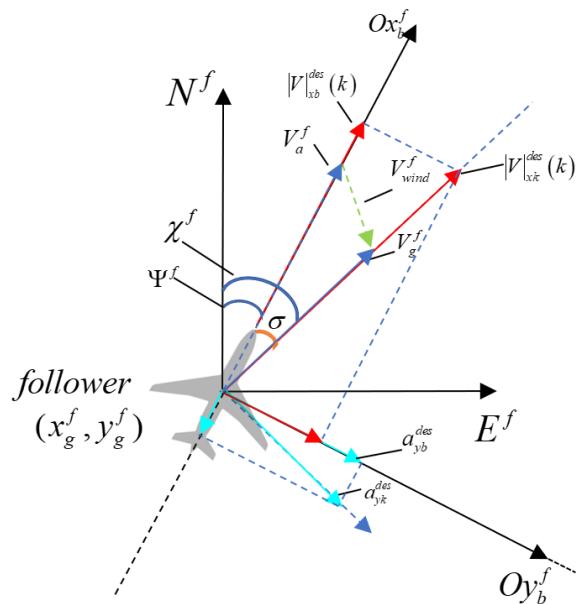


图 4-4 空速与地速之差较大

图中，风速的大小以及方向已经不能忽略不计，可以得出。原始产生在航迹坐标系  $O_kx_ky_kz_k$  中的期望速度以及期望与执行机构（油门以及副翼）所在的机体系已有大小为  $\sigma$  的夹角。

## 风速较大时的改进

如图4-4所示，原始在航迹坐标系之中产生的控制量的期望值若要在机体系之中产生正确的相应，需要进行相应的坐标变换。

$$\begin{bmatrix} control\_input\_x_b(k) \\ control\_input\_x_y(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\sigma & -\sin\sigma \\ \sin\sigma & \cos\sigma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} |V|_{x_k}^{des}(k) \\ a_{y_k}^{des}(k) \end{bmatrix} \quad (4-10)$$

但是由于机体系两个通道所能够接受的控制量并不是一致的，需要进行工程化处理：

$$\begin{cases} control\_input\_x_b(k) = \cos\sigma |V|_{x_k}^{des}(k) + \sum_{n=1}^k \{-\sin[\sigma(n)] a_{y_k}^{des}(n)T\} \\ control\_input\_x_y(k) = \frac{1}{T} \{\sin[\sigma(k)|V|_{x_k}^{des}(k)] - \sin[\sigma(k-1)|V|_{x_k}^{des}(k-1)]\} + \cos\sigma a_{y_k}^{des}(k) \end{cases} \quad (4-11)$$

上式中， $T$  是控制时间间隔。实际应用时上式中的微分项要考虑低通滤波以及时间间隔问题，积分项应考虑积分饱和问题。

### 4.3.3 无人机飞行性能限幅设计

考虑到实际系统各个环节的有界性问题，需要按照无人机气动外形尺寸以及基本飞机空气动力学，计算得出的无人机飞行性能参数，作为实际控制时的各个环节物理量的限幅依据。表4-1-4-4展示了飞机部分飞行性能：

表 4-1 无人机起飞、爬升性能

飞行性能	抬轮速度	起飞速度	滑跑距离	起飞时间	爬升率	爬升角
值	4.82m/s	5.52m/s	16.45m	7.36s	5.99m/s	31.21°

表 4-2 无人机平飞性能

飞行性能	平定常飞空速	最大空速	最小空速	失速迎角
值	11.52m/s	43.76m/s	4.60m/s	9.94°

表 4-3 无人机机动性能

飞行性能	转弯速率	转弯半径	转弯时间	法向过载系数	最大滚转角
值	11.56m/s	14.31m/s	7.80s	1.38	43.56°

表 4-4 无人机下降、爬降落性能

飞行性能	下降率	下降角	降落速度	滑跑距离
值	10.19m/s	60.15m/s	5.89m/s	14.81m

#### 4.3.4 原始数据滤波器设计

此处所涉及的原始数据，主要是来自领机以及从机的空速计测量的空速信息。此处使用一阶低通滤波器来实现对于空速信息的滤波。下面简单介绍一阶低通滤波器：一阶低通滤波器又称作一阶惯性滤波器，传递函数形式为标准一阶惯性环节：

$$V_0 = \frac{1}{1 + \tau j\omega} \quad (4-12)$$

其中  $\tau$  是时间常数。转换成时域形式：

$$V_0 = V_i - \tau \frac{dV_0}{dt} \quad (4-13)$$

离散化之后：

$$V_0(k) = \frac{V_i(k) + \frac{\tau}{T} V_0(k-1)}{1 + \frac{\tau}{T}} \quad (4-14)$$

其中， $T$  为控制器时间间隔， $T = \frac{1}{f}$ 。此种滤波器在使用时需要注意时间常数的选择，时间常数过大，虽然数据波形会相对平滑，但是滞后较为严重。

## 第 5 章 无人机编队整体控制逻辑、仿真环境以及硬件选型

本章主要介绍无人机编队的编队控制算法之外的系统组成部分；之后介绍无人机编队的整体的控制的实现逻辑，之后将介绍无人机编队的动力学仿真环境的搭建。最后将介绍本次设计之中所用到的无人机型号，自动驾驶仪硬件以及姿态自动驾驶仪内环基本控制逻辑。

### 5.1 无人机编队软件整体控制逻辑

本部分将介绍完整的软件的控制逻辑以及使用的软件环境。

编队控制算法所运行的软件环境是 ROS(Robot Operating System)。ROS 是一个适用于机器人的开源操作系统。它提供了操作系统应有的服务，包括硬件抽象，底层设备控制，常用函数实现，进程间消息传递，以及包管理。它也提供用于获取、编译、编写、和跨计算机运行代码所需的工具和库函数。本次使用的应用程序接口是 ROS 下的 mavros 功能包，本功能包的作用是：将来自自动驾驶仪的无人机状态数据由 mavlink 通信协议转换为 ROS 的进程间的通讯的协议；将来自编队控制器的姿态驾驶仪内环的期望姿态角以及期望油门值按照 mavlink 的协议进行编码，从而起到沟通编队控制器以及姿态驾驶仪内环的桥梁作用。

### 5.2 无人机软硬件环境选配

本文所设计的编队控制器是以开源自动驾驶仪 PX4 的内环为基础的，PX4 的内环自动驾驶仪运行在 Pixhawk 这一开源硬件之上，成为上层控制的下位机（slave computer）；编队控制算法运行在具有 ROS 环境的上位机（host computer）中；整体的软件硬件选配关系如下图所示：

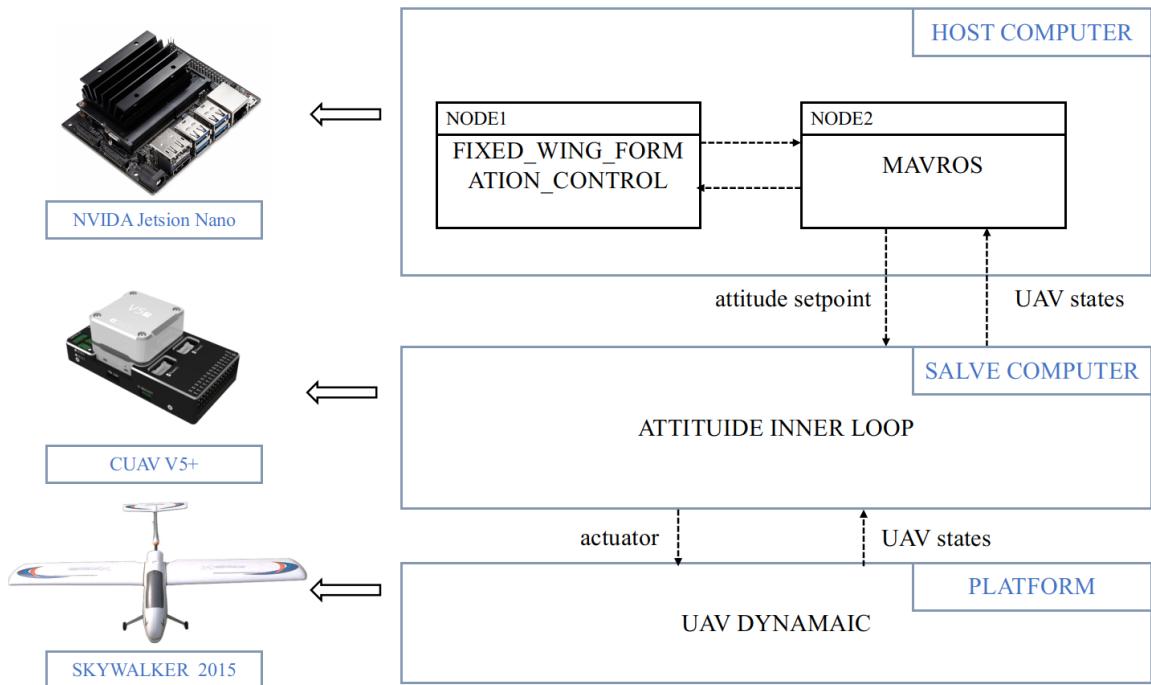


图 5-1 硬件软件选配关系

上位机（host computer）的选择主要由其性能决定，应满足 ROS 基本环境的正常运行以及编队控制算法的需求；其次应考虑该硬件的寿命，体积，工况要求等指标。下位机（slave computer）是 PX4 等算法运行的介质，也是飞行之中的重要传感器如惯性原件（IMU）、磁罗盘以及定位模块（GPS Module）的工作平台，选择时考虑其传感器精度，平台计算能力等因素；无人机是编队控制的载具平台，应根据上述硬件以及必要航电设备选择翼面积、起飞质量有效载荷等重要参数；根据硬件安放位置选择合适的机舱外形；根据编队控制需要确定平飞速度；根据期望推力选择发动机型号；根据起飞降落方式选择起落架类型。必要时，应根据性能要求以及指标设计无人机。

### 5.3 无人机编队动力学仿真环境

所谓无人机动力学仿真环境，是在考虑无人机的动力学过程的基础之上搭建的仿真环境，相较于控制器的数学仿真，此种仿真环境考虑了无人机作为一个实际的被控系统而存在的过渡过程，不确定性以及扰动因素，将更加符合无人机飞行时的实际状态。本次动力学仿真环境基于 Gazebo 这一通用的开源仿真环境仿真环境，除调用物理引擎仿真飞行器 6 自由度的动力学模型外，还可以产生相应的、添加噪声

## 污染的传感器数据反馈给下位机自动驾驶仪。

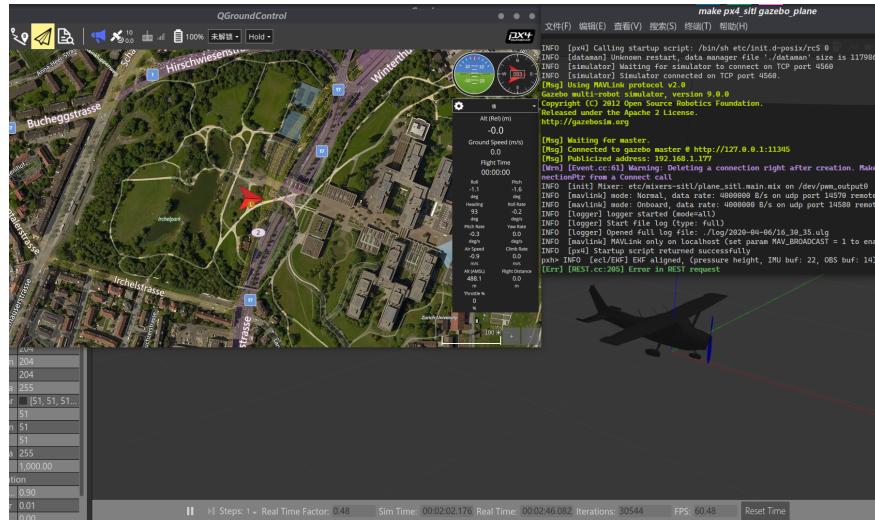


图 5-2 Gazebo 仿真环境

仿真之中的飞机的动力学模型由 Gazebo 仿真环境给出，可自定义飞机的质量，推力等参数；仿真之中的传感器数据由 Gazebo 产生，由 PX4 读取，作为真实环境之中的传感器数据的仿真。基于 ROS 的编队控制程序同时运行，通过 mavros 等程序 API 进行数据交互，完成动力学仿真。相应的仿真程序之间的逻辑关系如下图所示：

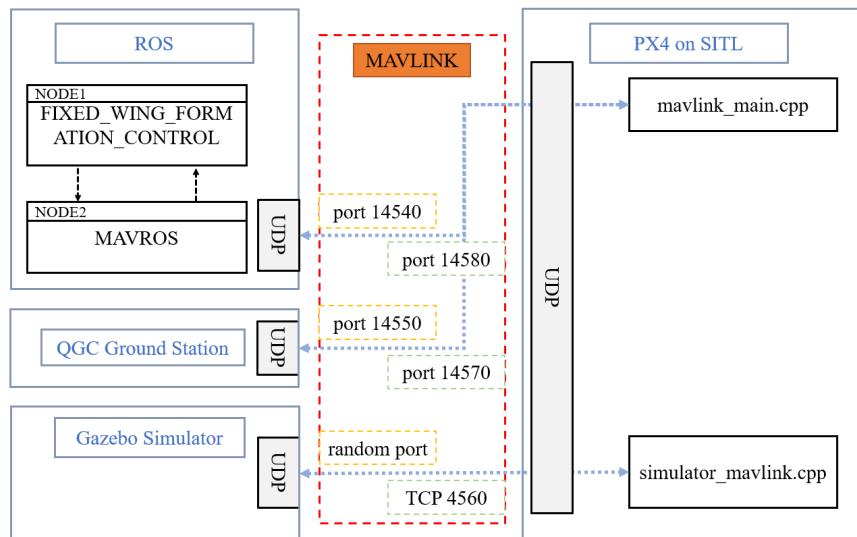


图 5-3 编队控制仿真逻辑

## 第6章 控制器仿真以及实际飞行实验结果分析

本章之中，按照第4章中给出的控制器的数学模型，选定相应的初始条件进行双机的质点模型数学仿真：即不考虑无人机的姿态，只考虑无人机的位置，速度大小以及方向。之后，利用第5章中介绍的 *ROS/Gazebo - PX4* 仿真环境，在考虑无人机构力学的条件下进行双机编队仿真。

### 6.1 基于 MATLAB/Simulink 的双机编队数学仿真

本节数学仿真只验证编队控制器的控制性能以及控制逻辑的正确性，因而在仿真之前，做如下假设：

1. 无人机自动驾驶仪内环仅为一个具有时间常数  $\tau$  一阶惯性环节。
2. 无人机的姿态动力学没有过渡过程，即姿态动力学方程由相应的稳态方程代替。

另外，按照第4章中控制器设计分为水平平面以及竖直平面的原则，本节之中的仿真也是分为两个方面进行的；在任何在其中任意一个平面内仿真时，都假设另外一个平面已经达到了控制目标，并且处于稳态。

在水平面的仿真中：选取的初始条件均为在地面坐标系 *NED* 中定义：领机初始位置  $P_0^l = (0, 100)$ ；领机初始速度  $V_0^l = (20, 0)$ ；从机的初始位置  $P_0^f = (0, 0)$ ；从机的初始速度  $V_0^f = (10, 10)$ ；仿真的结果如下三图所示：其中，图6-1，表示双机编队位置关系，横轴为 *NED* 坐标系下的 *E* 轴，纵轴为 *N* 轴。图6-2以及图6-3分别表示双机速度大小以及速度方向的与时间的关系图。由仿真结果可得，在算法层面上，第4所设计的编队控制器在水平平面内可以完成编队控制的任务。

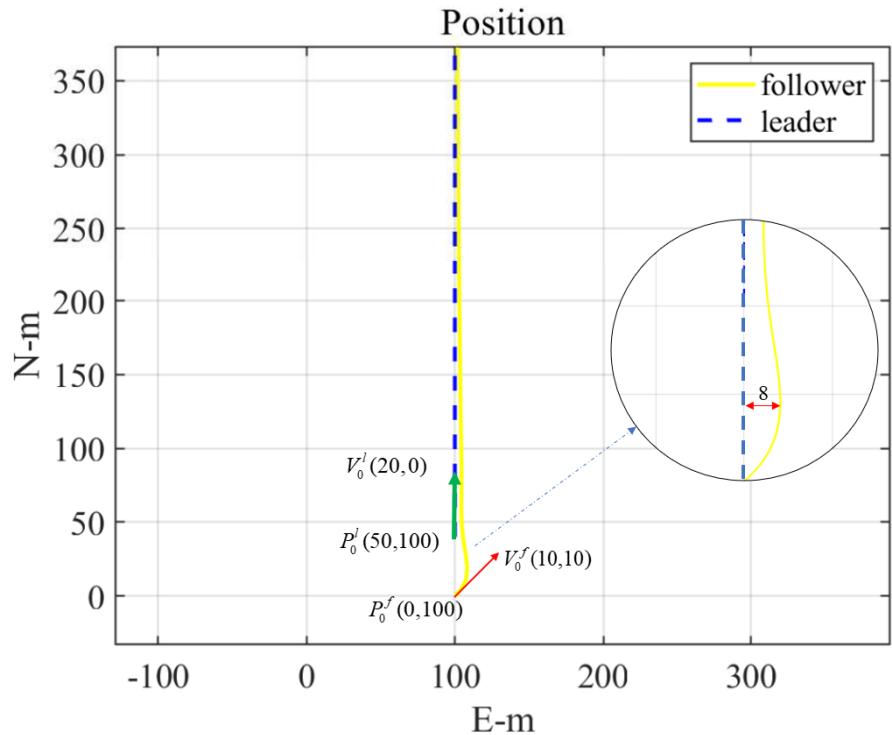


图 6-1 水平面双机编队位置关系

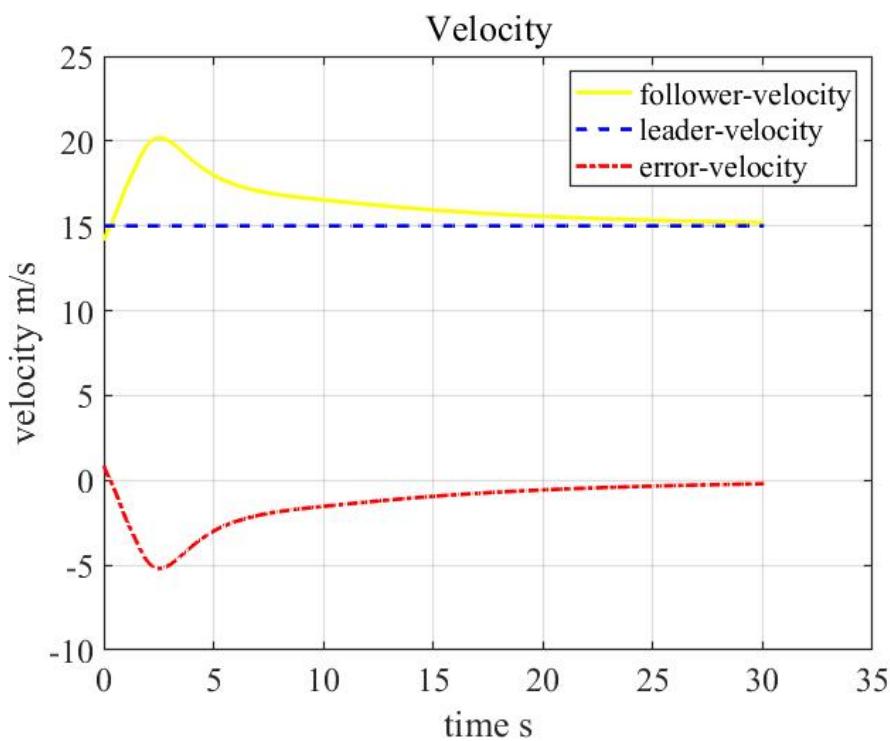


图 6-2 水平面双机速度关系

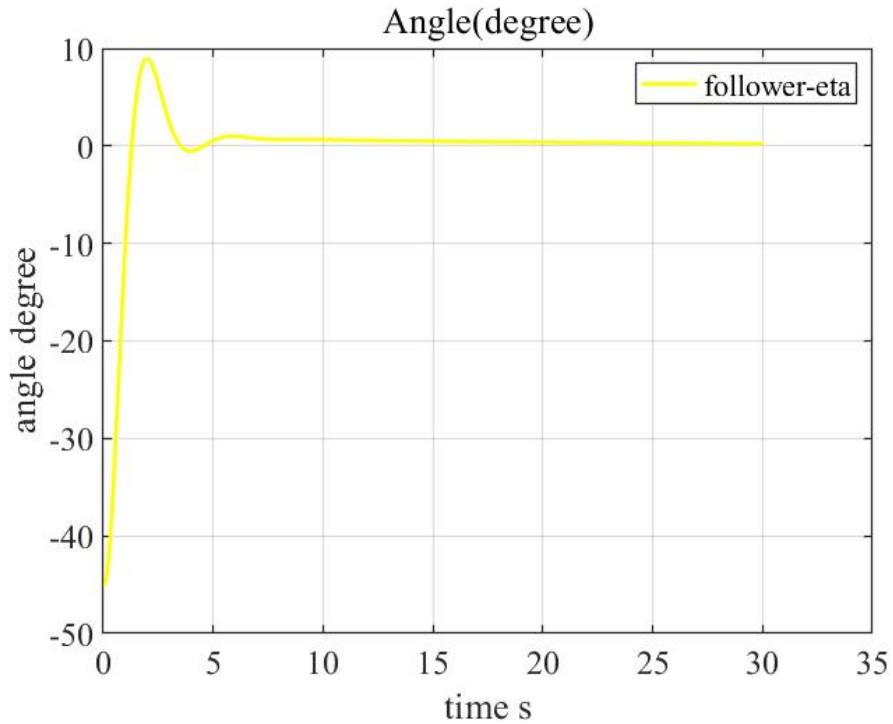


图 6-3 水平面双机速度方向关系

竖直平面内，由于控制器的任务是消除高度误差以及追踪来自水平平面控制器的期望速度，控制量将是期望推力  $T^{des}$  以及期望俯仰角  $\theta^{des}$ ，因而需要引入竖直平面内的无人机动力学模型（参见式4-6）；按照之前的假设，无人机姿态内环为理想环节，可以用一个时间常数为  $\tau_\theta$  的惯性环节代替之。再结合式2-1，可以进行竖直平面的相关仿真：为了方便读图，现在将 NED 坐标系下的 D 轴取反之后并用“height”表示：从机的初始高度为： $h_0^f = 10.0m$ ；从机的初始速度大小为： $V_0^f = 10.0m/s$ ；从机期望高度为： $h^{des} = 100.0m$  从机的期望速度为： $V^{des} = 20.0m/s$  仿真的结果如下三图所示：

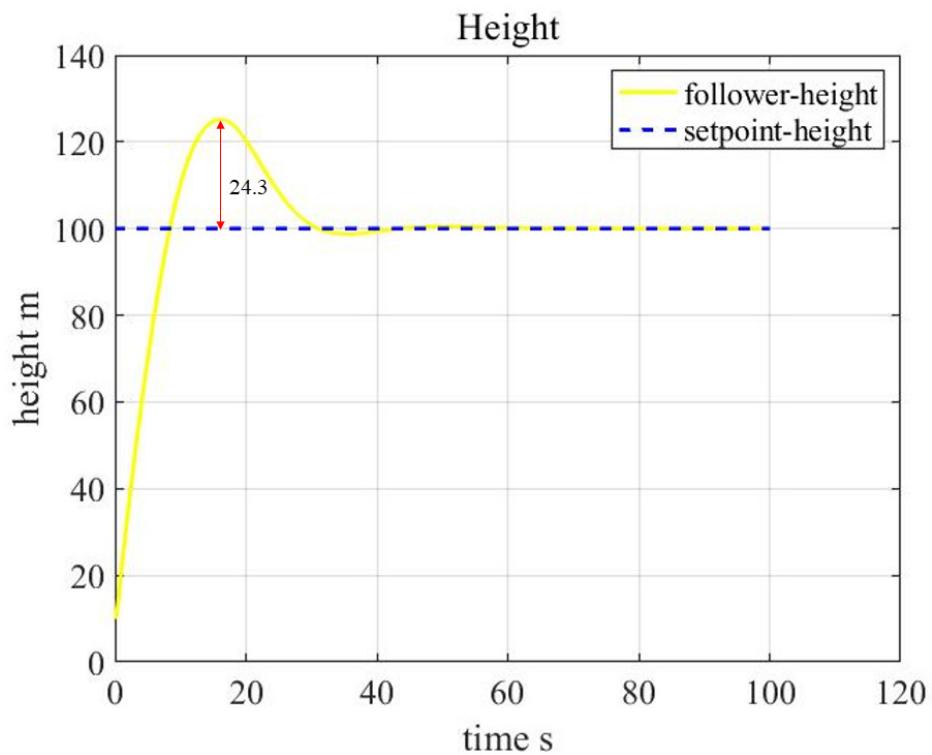


图 6-4 竖直平面高度关系

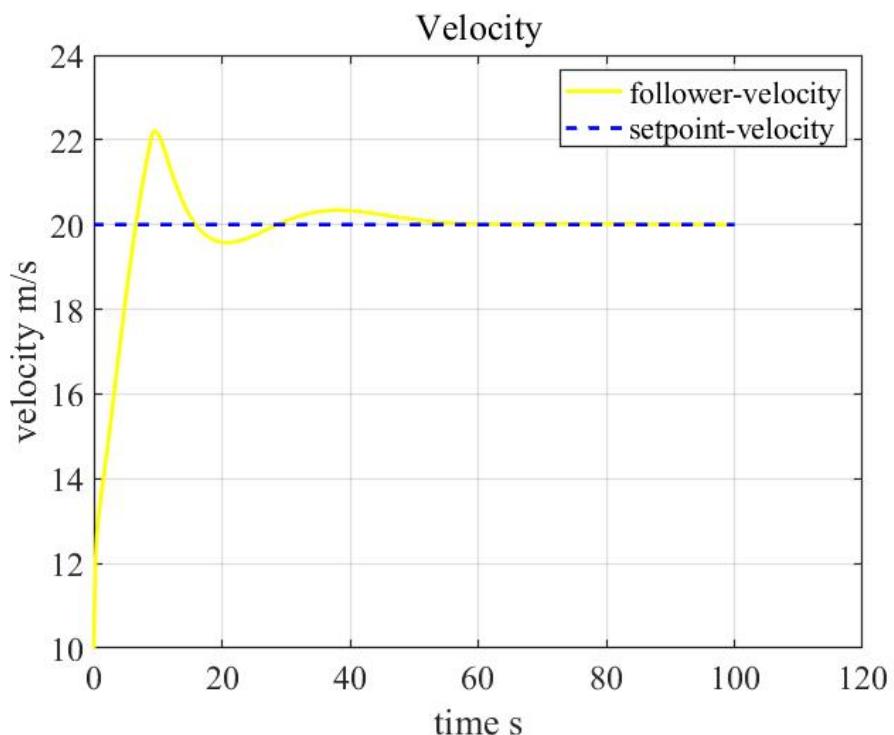


图 6-5 竖直平面速度关系

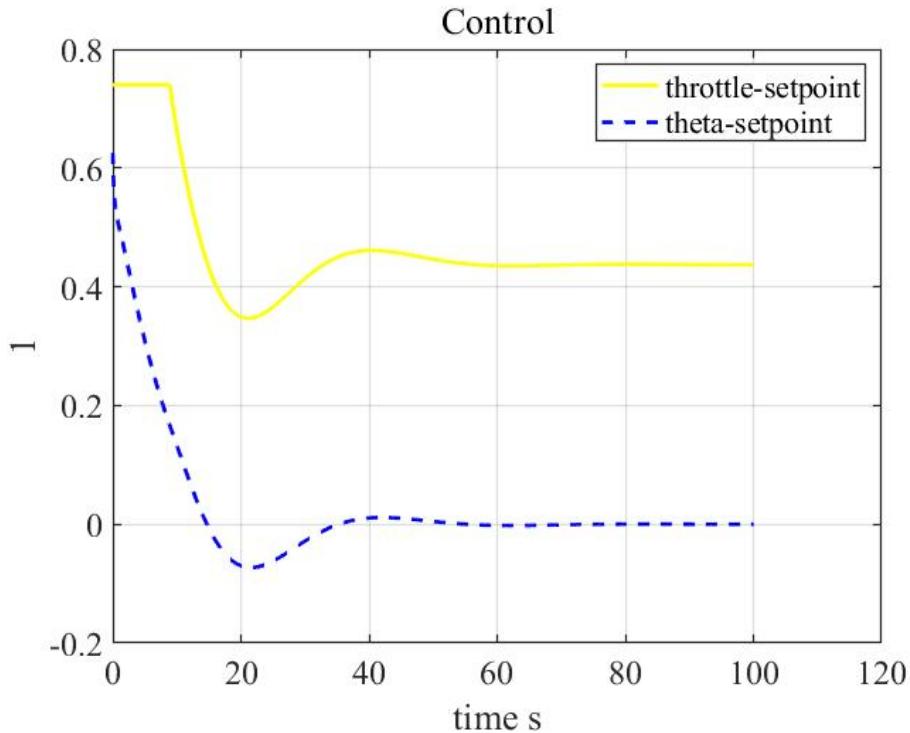


图 6-6 竖直平面控制量关系

由仿真结果可知，本文所设计的 *TECS* 控制器可以完成对于期望速度以及期望高度的跟踪，从而达到消除竖直平面内的误差的作用。

## 6.2 基于 ROS/Gazebo-PX4 的双机编队动力学仿真

根据第5章中介绍的 ROS-Gazebo 仿真环境，进行仿真环境下的双机编队飞行试验。首先利用 QGround Control 地面站为领机规划一条包括起飞以及降落航点在内的一条长直航线。之后先使用地面站将领机 1(vehicle 1) 解锁，切换任务模式之后起飞，按照既定航线飞行。等待领机到达第一个航点之后，再起飞从机 2(vehicle 2)，并切换到外部控制模式，即编队控制的控制逻辑。之后经过一段时间的飞行之后，采集飞行之中的编队误差等数据：最终编队稳定之后的可视化效果如下：

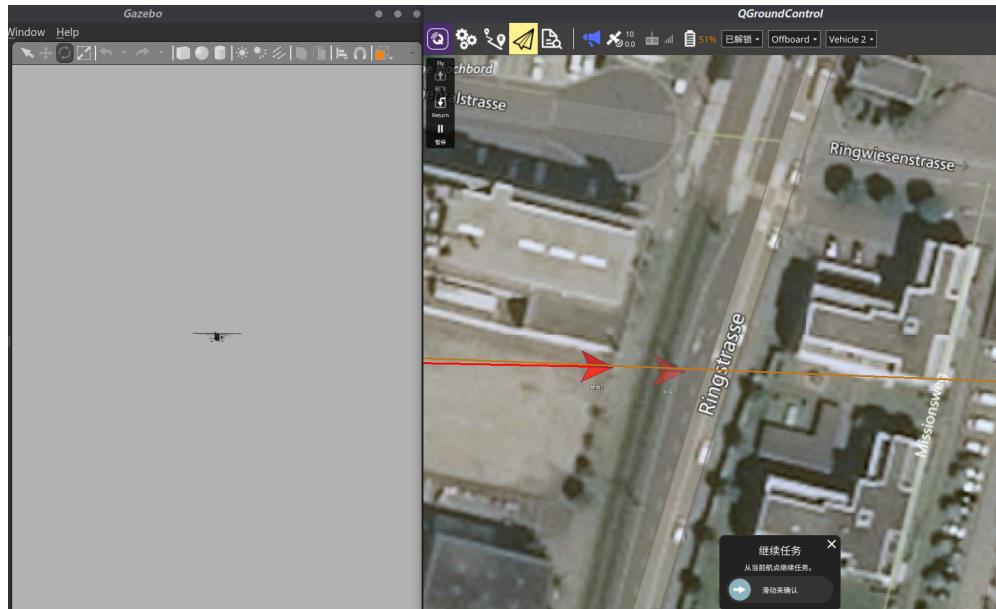


图 6-7 稳定编队之后的编队可视化效果

在仿真过程中，利用 ROS 提供的 rosbag 等数据记录工具，可以进行仿真之中的数据记录与处理：图6-8-图6-10分别代表了双机编队位置误差投影在从机坐标系  $O_kx_ky_kz_k$  中的分量随时间的变化关系；图6-12代表从机与领机的速度方向误差随时间变化关系；图6-11代表从机与领机的速度大小误差随时间的变化关系。

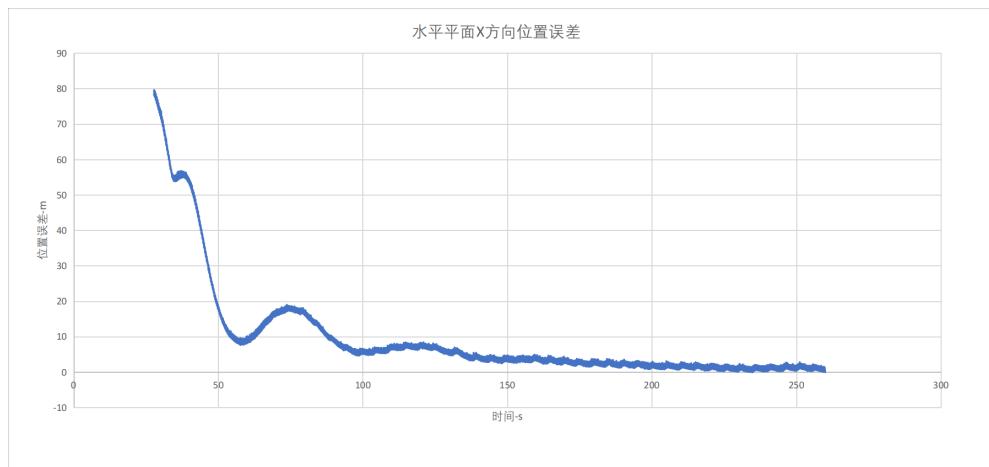


图 6-8 X 通道位置误差

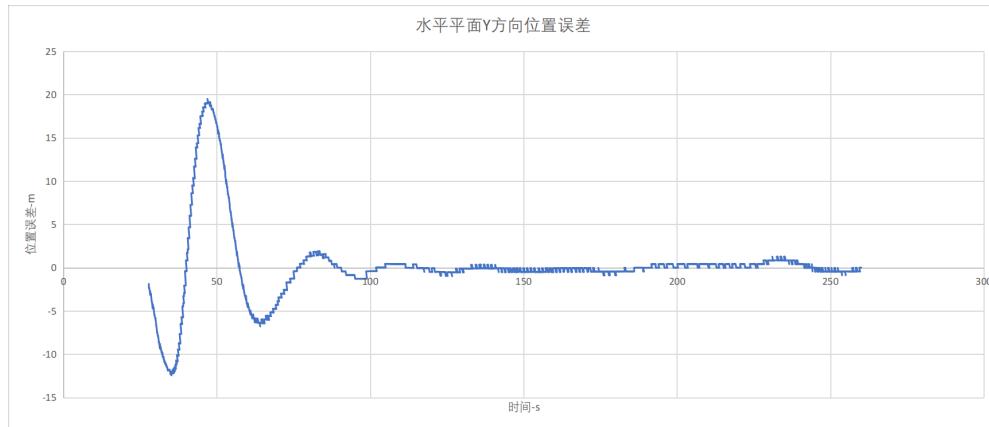


图 6-9 Y 通道位置误差

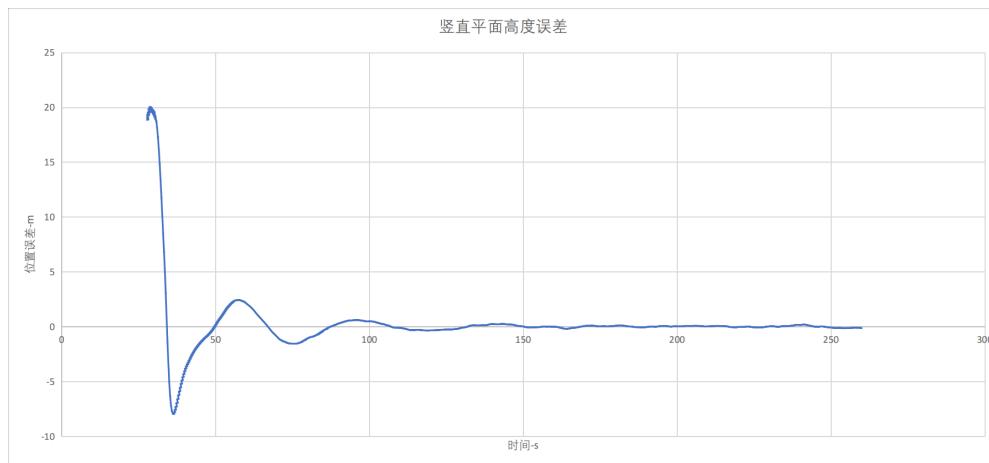


图 6-10 Z 通道位置误差

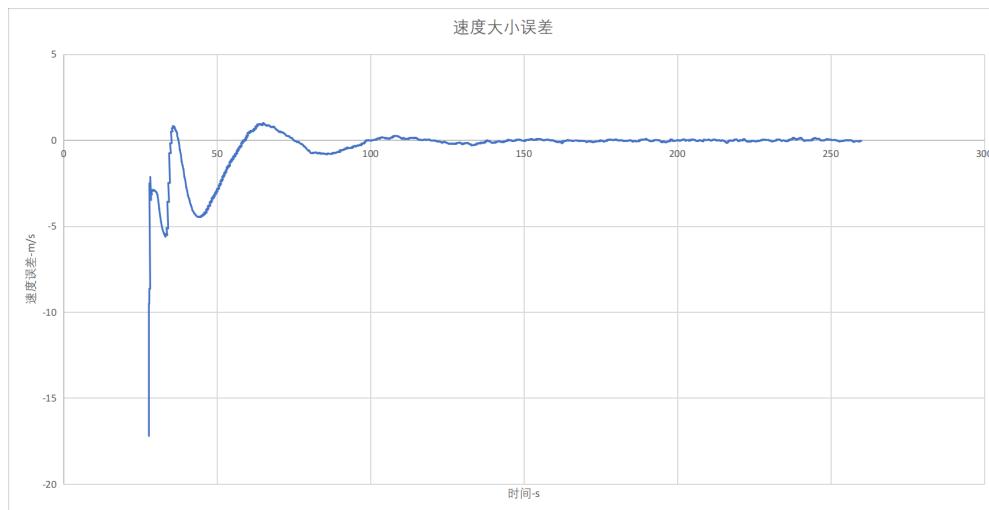


图 6-11 领机从机速度大小误差

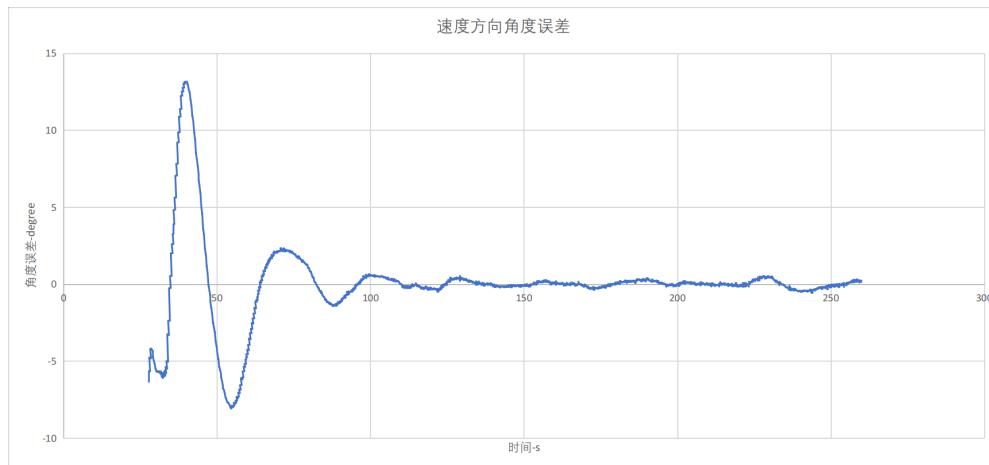


图 6-12 领机从机速度方向误差

## 结 论

本文以固定翼无人机的紧密编队为研究对象，设计了一种符合现有开源无人机自动驾驶仪（PX4）姿态环输入的编队控制器。并利用 MATLAB/Simulink 对无人机编队算法进行了运动学层面上的仿真验证；最后，使用 ROS-Gazebo 动力学仿真环境，对文中所设计的编队控制器进行了动力学层面上的仿真。上述两种仿真的结果均显示此种控制器可以完成固定翼的紧密编队控制。

本文的主要研究结果如下：

1. 明确了编队控制器设计需要使用的飞行力学以及导航坐标系，并在相应坐标系中将无人机的三维空间运动进行了简化，分为竖直以及水平两个通道分别控制；之后，按照简化的无人机运动，定义描述无人机编队的物理量；最后，建立了无人机运动的方程组。
2. 以当下开源自动驾驶仪 PX4 为基础，介绍单架无人机的控制逻辑实现：包括导航模块、位置控制模块以及姿态控制模块的控制逻辑；最后介绍 PX4 的整理软件架构。
3. 对于编队控制器进行设计：首先定义了编队误差的基本形式，根据控制的需要找出对应的控制输入。再利用增量式 PID 对于编队控制器进行控制；得到编队控制器的数学形式，将第一步完成的编队控制器期望值设计总能量控制器（TECS）进行再次转化，最终得到内环控制器对应的编队控制器的完整形式，编队控制器的输入为编队的位置误差，速度大小以及速度方向误差所定义的混合误差，控制器的输入是与姿态驾驶仪内环对应的无人机期望姿态以及期望推力。
4. 对文中所得到的编队控制器利用 MATLAB 等工具进行数学仿真：利用文中提出的无人机编队的质点运动模型，不考虑无人机的姿态动力学过程，仅验证编队控制的控制逻辑的正确性。得到了相关的仿真实验数据以及结果图。
5. 将文中提出的编队控制器利用 C/C++ 编程语言，结合 ROS-Gazebo 仿真环境进行移植，进行工程实际应用时的优化。在考虑无人机的姿态动力学、运动学传

感器噪声以及大气环境不确定性等因素的条件下，对于所提出的编队控制器进行动力学仿真。在此过程中，结合现有的 PX4-QGroundControl 地面站以及 ROS 所提供的 rosbag 等工具对编队过程进行记录和监视，经过参数调节以及优化，最终得到编队控制器在动力学仿真环境下的应用效果以及仿真。

本文中所设计控制器还有很大的改进空间：首先，由于固定翼无人机速度的动力学惯性很大，尤其在速度大于期望速度的情况下，飞机减速的响应速度不佳，在后续的设计改进之中应考虑固定翼无人机速度控制的特殊之处。其次，横向控制器中控制速度方向的部分优先级应该高于其他，但为了调整和参数的方便性，因而将横向角度和位置误差进行混合。

## 参考文献

- [1] Zhang Q, Liu H H T. Aerodynamics Modeling and Analysis of Close Formation Flight[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(6): 2192-2204.
- [2] Park S, Deyst J, How J. A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. [S.l.]: American Institute of Aeronautics, 2004.
- [3] 方振平. 航空飞行器飞行动力学[M]. [出版地不详]: 北京航空航天大学出版社, 2005.

## 附录

附录相关内容…

附录是毕业设计（论文）主体的补充项目，为了体现整篇文章的完整性，写入正文又可能有损于论文的条理性、逻辑性和精炼性，这些材料可以写入附录段，但对于每一篇文章并不是必须的。附录依次用大写正体英文字母 A、B、C……编序号，如附录 A、附录 B。阅后删除此段。

附录正文样式与文章正文相同：宋体、小四；行距：22 磅；间距段前段后均为 0 行。阅后删除此段。

## 致 谢

正值本文完成之际，首先我想感谢母校北京理工大学能够给我这个机会让我可以完成毕业设计，为我的本科学习画上一个圆满的句号。

其次我想感谢的便是我的指导老师王佳楠老师。从初有固定翼编队控制的方向，到实验室固定翼项目组成立，再到本次毕业设计的完成，王老师以他严谨的治学风格，高昂的学术热情，精益求精的工作作风，无论在学术之路还是人生发展方向都给了我莫大的感染与激励！无论是资金还是学习机会，王老师总是尽力提供给我。在这些宝贵的学习机会之中，我对固定翼的控制的理解逐渐加深。固定翼编队的项目，跌跌撞撞做了一年有余，正因为有成功时王老师给予我的赞扬，失利时给予我的鼓励与指导，此项目才得以到达今日。古人云：“一日为师终生为父”，笔者认为莫过如此！

系统与仿真实验室给了我一个如同家一样的地方，实验室中许多老师，例如丁艳老师，王春彦老师，王丹丹老师都曾经给过我许多帮助，并让我得以实现心中所想，感谢系统与仿真实验室的一代代的建设者！在这之后，我要感谢亲自指导我的苏劭署学长，是他将 ROS-Gazebo 这一套系统第一次应用到了固定翼飞行平台之上；戚煜华、江佳奇师兄帮我解答了环境配置的相关问题并为我介绍了许多志同道合的人士；周正阳学长帮助我解答了许多硬件问题以及通信的相关问题；陈亚东以及丁祥军学长解答了一系列的飞行器导航与制导的相关问题，在此一并致谢！固定翼小组在成立之时，每个成员都为固定翼的控制贡献出了自己的力量与智慧；他们分别是孙浩、郑志强、赵亚明、罗正昕、鲁冰洁、刘哲伟同学以及 2017 届学弟查家军、姜浩舸、张艺弘以及胡牧天学弟，感谢你们的并肩协力！

本项目还得到了国内阿木社区王根等几位前辈在硬件上的指导与帮助；太原理工大学航模队杨明老师和他的团队以及荷兰代尔夫特理工大学王曦漫博士和他的团队帮助我解决了固定翼多机编队仿真的环境问题，在此感谢上述前辈们的悉心指导！

此外，在前期的固定翼外场实验中，我的老搭档张智铎、范铮铮同学以及 2015 级航模队队长刘天学长、同届飞手教练孙黎明学长为在烈日酷暑下为此项目实地实验，感谢你们的鼎力相助！

北京理工大学本科生毕业设计（论文）

---