

## 摘要

随着无人机在军事和民用领域内的广泛应用，特别是在现代战争中的独特作用，无人机的研制在世界范围内蓬勃发展。起飞和着陆是飞行的复杂阶段，同样无人机的安全起飞和完成任务后的安全着陆回收也是无人机研制的关键技术之一，因而无人机自动起飞和着陆控制系统的设计也显得重要。

本文介绍了无人机的发展史及无人机的各种发射和回收方式，研究探讨了无人机的两种自动着陆系统方案，并比较两种方案的优缺点及根据现有条件，确定采用了一种合适的着陆系统方案。在已确定的方案基础上，建立了无人机的地面滑跑非线性模型和着陆模型，分别进行自动起飞和自动着陆控制系统设计。采用升降舵控制和操纵前轮偏转分别设计了无人机的地面滑跑纵向和侧向控制律；采用下滑波束导引系统和自动拉平控制系统及侧向波束导引系统，结合 PID 控制律，分别设计了无人机的纵向自动着陆系统控制律和侧向自动着陆系统控制律，并在所设计的控制系统中加上几种常见的风干扰，通过 MATLAB/SIMULINK 仿真验证了控制系统的鲁棒性。

本论文设计的无人机自动起飞和自动着陆控制系统方案，基本符合要求，相信本论文所做的工作会对今后无人机自动起降技术的发展提供有益的参考。

关键字：无人机，自动起飞着陆，PID 控制，仪表着陆系统

## Abstract

The research and development on UAVs have been booming all over the world recently, because of UAVs' widely use in military and civil field, especially its' unique role in modern war. Take-off and landing are a complex phase in the whole flight process. Similarly, UAV's take-off and landing safely after completing flight task is also a crucial technique in the research of UAVs, so the design of automatic take-off and automatic landing system becomes very important.

The development history of UAVs and its' kinds of launch and recovery methods are introduced in this paper, and two design schemes of the automatic landing system of UAVs are studied. According to the comparison between them and recent conditions, a scheme is chosen to design a suitable automatic landing system based on the models in ground run and landing. The longitudinal and lateral control laws of UAVs' ground run are designed separately by using pitch angle control and driving front-wheel. And the longitudinal and lateral control laws of landing are designed separately by adopting glide beam guiding system and auto leveling control system and lateral beam guiding system. Finally, the robustness of the designed control system to the atmospheric turbulence is verified by simulation in MATLAB/SIMULINK.

A scheme for automatic take-off and automatic landing control systems are obtained in this design. The simulation results show that the designed control system is satisfactory. And it is believed to give some valuable help to the development of the future take-off and landing technique of UAVs in China.

**Keywords:** UAV, automatic take-off and landing, PID, Instrument landing system

# 第一章 绪论

## 1.1 无人机的发展史和特点

无人机(UAV)是一种无人驾驶、可重复使用的航空器的简称,其诞生于20世纪20年代,50年代以后有了较大的发展,在军事和民用领域都得到了广泛的应用。起初无人机是作为试验靶机使用的,后来一些国家又相继研制了无人驾驶侦察机、无人战斗机、无人直升机等。使人们真正认识到无人机军事价值的是中东战争,中东战争中小型无人机崭露头角,海湾战争中大量地使用了小型无人机,而在科索沃战争中中空长航时无人机初露锋芒<sup>[10]</sup>,在阿富汗和伊拉克战争中间更是发挥了威力,在阿富汗战争期间,“捕食者”首次发射导弹,也是无人机首次进行导弹发射,对地面攻击,在伊拉克战争中美国投入的无人机是最多的一次,数量上是阿富汗战争的三倍。在军事上,无人机可作为空中侦察平台和武器平台,通过携带不同的设备,执行侦察监视、对地攻击、电子干扰、通信中继、目标定位、攻击损伤有效评估等任务;在民用领域,无人机可应用于场区监控、气象探测、公路巡视、勘探测绘、水灾监视、电力线路查巡、森林火灾防救等。由此可以看出,无人机在军事和民用领域都具有广阔的应用前景。

无人机的发展主要经历了三个阶段:第一个阶段就是在上世纪五、六十年代,形成了一个无人靶机的研制时期,其主要用来对新研制出的飞机和导弹的性能进行检验和鉴定;第二个阶段是无人侦察机的诞生,主要用来对战场的侦察和战场评估;第三个阶段是上世纪九十年代无人机飞速的发展阶段,在这个时期无人机在战场上得到了广泛地应用,小型无人机崭露头角,尤其是在中东战争,同时无人机的发展系列化,出现了三大发展热点:长航时无人机、无人战斗机和微型无人机。在这个时期美国的“全球鹰”也研制出来了,各个国家也相继成立了无人机专业化部队。

与有人驾驶飞机相比,无人机有其独特的优势,其优势在于可以不考虑生命保障系统和座舱的特殊形状,从而放宽了飞行品质的限制和要求,只要根据飞行任务需求,最大限度地追求气动效率和控制效率,因此有其不可替代的独特性能,其主要特点有<sup>[6]</sup>:

1. 多种起飞方式,还可用机载或航母搭载方式投送部署。

2. 一机专用或一机多用，可配套发展。
3. 作战空间遍及低、中、高空，有些无人机兼有低、高空作战的双重性能。
4. 生存性能高，使用雷达反射特征小的复合材料和隐身技术，提高了生存能力。
5. 高性能的合成孔径雷达，电、光学与红外线传感器，提高了监视与侦察的范围。通过军事卫星数据传输设备的控制，无人机可起到通信中继站的作用。
6. 在核、生、化环境下也能执行任务，避免了人员伤亡损失，可做雷达诱饵和靶机使用。
7. 能对巡航导弹的精确攻击提供实时的情报，激光指示目标系统可提供精确的制导。

除了以上特点之外，无人机还在朝着更新的方向发展。在无人机上安装大气层截击导弹，可截击在助推段飞行的弹道导弹；在无人机上安装先进中程空对空导弹、高速火箭、导弹或者“不死鸟”式空对空导弹，就可以拦截其他的飞行器；无人机携带攻击性武器，还可以对纵深之敌和地面目标进行攻击，特别是“定向天线”式无人机，可以在数千米激光制导指示目标系统、用于自卫的电子干扰设备、偏转翼技术，这些原本是有人驾驶飞机上成熟的技术与设备，也运用到无人机上，使无人机更多的具备有人驾驶飞机的性能。总的说来，随着高新技术的发展与运用，由于现代战争和军事及民用领域各种飞行任务的需要，未来无人机将朝着高空、高速、隐身、长航时四个方面发展，同时由于无人战斗机（UCAV）的出现和应用，无人机在现代战争中的地位也将发生根本性的转变，现在很多国家都在这个方面积极开展了研究工作。

## 1.2 无人机主要的发射和回收方式

无人机的发射方式按其特性划分可以归纳为轨道发射、零长发射、滑跑发射和空中发射四类，具体有手抛发射、滑轨式发射、由发射车上发射、起落架滑跑起飞、母机空中发射、容器式发射装置发射和垂直起飞等类型。在地面发射时无人机用得较广的发射方式是零长发射与滑轨式发射。大展弦比机翼的无人机，特别是长航时无人机，通常用起落架滑跑起飞方式；空中发射方式的主要优点是机

动性高,发射点活动范围大,可降低无人机燃油载量和航程要求,大、中、小型无人机都有采用这种发射方式的,尤其是美国,有较多大型无人机采用空中发射方式;容器式发射装置常用于发射小型无人机,或用于军舰和潜艇上发射无人机;垂直起飞方式是海军常用的无人起飞方式。

### 1.2.1 发射方式<sup>[8]</sup>

#### 1. 手发射

手发射方式比较简单,由1人或2人把握,靠无人机自身动力起飞。手发射的无人机最大尺寸小于3米,发射重为几公斤到十几公斤。例如英国的BTT-IImp是单人发射无人机,其翼展1.83米,机长1.09米,最大发射重5.9千克。

#### 2. 零长发射

无人机安装在零长发射装置上,在一台或多台助飞火箭发动机推力作用下飞离发射装置,飞机起飞后,扔掉助飞火箭,由机上主发动机完成飞行任务。例如英国的ASAT/“小鹰”,机身下部两侧各装一台可弃式助飞火箭,在助飞火箭作用下,无人机由零长发射架上起飞,助飞火箭工作1秒多后被扔掉,无人机由机上涡喷发动机完成飞行任务。

#### 3. 滑轨式发射

无人机安装在轨道式发射装置上,在自身助飞发动机或发射装置上的动力装置作用下起飞,无人机飞离发射装置后,在主发动机作用下完成飞行任务。发射装置上的动力装置有弹力式、液压式和气动式动力装置。例如英国的“不死鸟”在液压弹射器作用下由车载倾斜轨上发射;法国的“玛尔特MK II”在弹簧索弹射装置作用下从斜轨上发射。

#### 4. 由发射车上起飞

无人机安装在3轮或4轮发射车上,由机上发动机推力作用,使无人机与发射车组合体沿普通跑道滑跑,当加速到无人机起飞速度时,释放无人机。组合体的滑跑方向由地面站发指令控制。滑跑路线有直线滑跑和沿圆周线滑跑两种。在后一种情况,发射车与跑道中心线的标塔用缆绳相连,由缆绳长短决定发射车圆周滑跑线的半径,当发射车滑跑几圈,加速到无人机起飞速度时,无人机飞离发射车。例如澳大利亚的“金迪维克”和英国的“GTS7901”天眼都采用这种发射

方式。

### 5. 起落架滑跑起飞

这种起飞方式与有人飞机类同，所不同的是：(1) 有些无人机采用可弃式起落架，在无人机滑跑起飞后，起落架便被扔下，回收无人机时，采用别的方式；(2) 大多数无人机，尤其是中小型无人机，采用非收缩型起落架，航程较远和飞行时间较长的大型无人机采用收缩型起落架；(3) 起飞滑跑跑道短，对跑道的要求也不如有人驾驶飞机那样苛求。例如美国的“秃鹰”，巴西的“BQM-1BR”采用可弃式起落架。

### 6. 母机携带，空中发射

无人机由有人飞机（固定翼飞机或旋翼式直升机）携带到空中，当飞到某飞行高度和速度时，空中发射无人机。固定翼母机携带无人机，一般采用翼下悬挂或机腹半隐蔽式携带方式，直升机一般由机身两侧携带无人机。例如，意大利的“米拉奇”100由Agusta A109直升机空中发射。目前正在研究由无人机作母机，空中发射无人机的方式。

### 7. 容器式发射装置发射

容器式发射装置是一种封闭式发射装置，兼备发射与储存无人机功能。它有单室式和多室式两种类型。可依次发射或成组发射无人机。例如美国的“勇士”采用一种国际标准尺寸 $2.44 \times 2.44 \times 6.1$ 米的容器式发射装置，此装置可装15架无人机。

### 8. 垂直起飞

垂直起飞方式由两种类型：(1) 旋翼飞机垂直起飞；这种起飞方式的特点是以旋翼作无人机的升力工具，旋转旋翼使无人机垂直起飞。(2) 固定翼飞机垂直起飞。一种是飞机在起飞时垂直安装在发射场上，在机上发动机作用下起飞；一种是在机上配备垂直起飞用发动机进行垂直起飞。

## 1.2.2 回收方式<sup>[20]</sup>

无人机的回收方式可归纳为降落伞回收、中空回收、起落架滑轮着陆、拦截网回收、气垫着陆和垂直着陆类型。有些无人机采用非整机回收，这种情况通常是回收任务设备舱，飞机其他部分不回收。有些小型无人机在回收时不用回收工

具而是靠机体某部分直接接触地回收飞机,采用这种简单回收方式的无人机通常是机重小于 10 公斤,最大尺寸在 3.5 米以下。

### 1. 降落伞回收

这是一种较普遍的回收方式。降落伞有主伞和减速伞(也称阻力伞)二级伞组成。当无人机完成任务后,地面站发遥控指令给无人机,使发动机慢车,飞机减速,升高。到飞机在某高度和飞行速度时,开减速伞,使飞机急剧减速,升高,此时发动机已停车,当无人机将到某飞行高度和速度时,回收控制系统发信号,使主伞开伞,先呈收紧充气状态,过了一定时间,主伞完全充气。无人机悬挂在主伞下慢慢着陆,机下触地开关接通,使主伞与无人机分离。这是对降落伞回收过程最简单的描述,省略了中间环节和过程。为尽量减少无人机回收后的损伤,特别是为保护机载任务设备,有些无人机还在机体触地部位装减震装置,充气袋是一种常用的减震装置。同时还考虑机体部位尽可能远离任务设备舱。

### 2. 中空回收

用大飞机在空中回收无人机的方式目前只在美国有采用。采用这种回收方式,在大飞机上必须有中空回收系统,在无人机上除了有阻力伞和主伞之外,还须有勾挂伞、吊索和可旋转的脱落机构。其简单回收过程如下:地面站发出遥控指令,阻力伞开伞,同时使发动机停车,当无人机在阻力伞作用下降到一定高度和一定速度时,回收控制系统发出开主伞控制信号,打开勾挂伞和主伞,主伞先呈收紧充气状态,不久,就完全充气。此时勾挂伞高于主伞,勾挂伞下面的吊索保证指向主伞前进方向,在吊索上安装指示方向的风向旗,使大飞机便于辨认和钩住勾挂伞。这时,大飞机逆风进入,勾挂无人机勾挂伞与吊索,当钩住时,主伞自动脱离无人机,大飞机用绞盘绞起无人机,空中悬挂运走。中空回收过程不会损伤无人机,但是为回收无人机要出动大飞机,费用高;在回收时要求大飞机驾驶员有高的驾驶技术,受天气与风情影响大,加上伞的性能无法事先估计,其回收的可靠性低。随着回收技术的提高,回收的可靠性将会提高。

### 3. 起落架滑跑着陆

这种回收方式与有人飞机类同。不同之处是:(1)对跑道要求不如有人机苛求;(2)有些无人机的起落架局部被设计成较脆弱,允许着陆时撞地损坏,吸收能量;(3)为缩短着陆滑跑距离,有些无人机在机尾装尾钩,在着陆滑跑时,尾

钩钩住地面拦截绳大大缩短了着陆滑跑距离。

#### 4. 拦截网回收

用拦截网系统回收无人机是目前世界小型无人机较普遍采用的回收方式之一。拦截网系统通常由拦截网、能量吸收装置和自动引导设备组成。能量吸收装置与拦截网相连，其作用是吸收无人机撞网的能量，避免无人机触网后在网上弹跳不停，以致损伤。自动引导设备一般是一部置于网后的电视摄像机，或装在拦截网架上的红外接收机，由他们及时向地面站报告无人机返航线路的偏差。

当无人机返航时，地面控制站要求无人机以小角度下滑，最大速度不得超过 120 公里/小时，操纵人员通过电视监视器监视无人机飞行，并根据地面电视摄像机拍摄的图像，或红外接收机接收到的无人机信号，确定返航线路的偏差，然后半自动的控制无人机，修正飞行线路，对准地面摄像机的瞄准线，飞向拦截网。无人机触网时的过载通常不能大于 6g，以免拦截网遭到较大损坏。

#### 5. 气垫着陆

70 年代出现气垫车、气垫船，他们利用气垫效应离开地面或水面腾空行驶。无人机气垫着陆的工作原理是一样的。在无人机的机腹四周装上“橡胶裙边”，中间有一个带孔的气囊，发动机把空气压入气囊，压缩空气从囊孔喷出，在机腹下形成高压空气区——气垫，气垫能够支托无人机贴近地面，而不与地面发生猛烈撞击。70 年代中期美国用澳大利亚的“金迪维克”无人机作气垫着陆的研究机，进行气垫着陆项目实验研究，取得较大的成绩。气垫着陆的最大优点是，无人机能在未经平整的地面、泥地、冰雪或水上着陆，不受地形条件限制。其次，不受无人机大小、轻重限制，且回收速率高，据说可以达到 1 分钟/1 架次，而空中回收则是 1 小时一架次。

无人机的回收方式还有旋翼飞机垂直着陆，固定翼飞机垂直着陆等类型，其工作原理与相应的发射方式工作原理类同。

本论文中无人机采用的发射方式是起落架滑跑起飞方式，回收方式是起落架滑跑着陆方式。

### 1.3 论文研究的背景及意义

飞机飞行的稳定性和可靠性是近几十年来世界航空技术发展所提出的一个

急需解决的重要问题，对有人驾驶飞机来说它直接关系到机上人员的生命安全，对无人机来说它关系到能否完成预定任务及安全返航回收。据统计表明，虽然起飞着陆的时间只占整个飞行任务的 2%~3%，但许多飞行事故都是发生在起飞着陆过程中。频繁事故的发生使人们不得不重视起飞/着陆的自动控制方案设计，以保证飞机安全起飞着陆。

近年来无人机的研制在世界范围内蓬勃发展，世界各国都在大力发展各种用途的无人飞行器，因为无人机具有许多载人机无法比拟的优点，能出色完成许多载人机难以胜任的任务，但同时也存在许多问题需要解决，其关键的技术之一就是无人机的安全起飞和完成任务后的安全着陆回收问题，精确的控制律设计对无人机的安全自主起飞着陆必不可少。

本论文就是以无人机为研究对象，对无人机自动起降导航与导引自动控制系统的可行性方案进行研究探讨，建立无人机的地面滑跑模型和着陆模型，并分别进行控制律设计和仿真。

#### 1.4 本论文主要的研究内容及结构

根据无人机技术发展的需要，研究出一种能安全自动起飞和着陆的自动控制系统方案是非常必要的。本文正是在此背景下首先研究探讨了二种适合无人机起降的控制系统方案，并根据要求在确定一种合适方案的基础上，分别进行了自动起飞和着陆控制系统设计。仿真结果表明该系统在干扰条件下仍具有一定的鲁棒性，基本符合设计要求，实现了安全自动起飞和着陆的设计目标。

本论文共分为六章，具体的内容安排如下：

第一章 绪论。在介绍无人机发展史和国内外现有无人机的各种起飞着陆技术的背景下，提出了本论文的研究内容和目标，即设计出一种适合无人机的安全自动起飞和着陆的控制系统方案。

第二章 无人机自动起飞/着陆系统的方案设计。根据现有的起降技术，选取目前应用较广泛的两种无人机自动起飞/着陆方案进行比较，并选取一种合适的系统方案。

第三章 无人机非线性起飞模型的建立。在已确定方案的基础上，建立无人机滑跑和起飞纵向和侧向运动方程非线性模型。

第四章 无人机自动起飞控制律设计与仿真。采用经典 PID 控制理论的设计方法，设计无人机起飞滑跑控制律及空中爬升段的控制律，并考虑在一定的干扰条件下无人机的起飞性能。

第五章 无人机非线性着陆模型的建立。根据现有的参考数据，建立无人机自动着陆的纵向和侧向运动方程非线性模型。

第六章 无人机自动着陆控制律设计与仿真。采用经典 PID 控制理论的设计方法，分纵向和侧向设计飞机自动着陆控制系统的下滑、拉平控制律。并考虑大气干扰对无人机自动着陆的影响，首先，建立各种风干扰模型，并在飞机模型里面加入风干扰，进行仿真，来研究不同风干扰对着陆性能的影响。

## 第二章 无人机自动起飞/着陆系统的方案设计

### 2.1 无人机起飞/着陆的特点

在进场着陆阶段，无人机的起飞着陆和有人驾驶飞机有几个共同点：

#### 1. 速度较低

无人机进场时的速度接近失速速度的 1.3~1.5 倍，接地速度针对不同飞机取不同的数值<sup>[1]</sup>。

#### 2. 姿态角较小

着陆过程是一个低机动性的过程，不存在一些例如大迎角爬升或翻滚的高机动性动作，因此各个姿态角一般保持在一定的数量级以内。

#### 3. 理想轨迹确定

无人机和有人驾驶飞机在进场着陆过程中一般都遵循一条固定的轨迹，这条轨迹是根据飞机性能以及周围环境而事先确定的。飞机在由陀螺仪或 GPS 导引至进场区域后就跟踪这条预定轨迹而下降着陆。

#### 4. 导引方式基本相同

针对有人驾驶飞机，目前国际上的导引方式主要有以下三种<sup>[14]</sup>：

仪表着陆系统 (ILS)；

微波着陆系统 (MLS)；

全球定位系统 (GPS)；

其中仪表着陆系统发展的比较成熟，但存在着只能提供单一而又固定的下滑道、波束覆盖区小、多径干扰严重等缺点；微波着陆系统主要优点是引导精度高，比例覆盖区大，能提供各种进场航线和全天候导引功能，但存在造价高，地面和机载设备要求高，换装代价较大，发展受到限制；GPS 是美国军方研制的卫星导航系统，是继惯性导航之后，导航技术的又一重大发展，具有全球、全天候定位能力、军用信号定位精度高、应用范围广和相对造价低的优点，但也存在由于受某国控制，人为干扰误差较大、战时可靠性差的缺点；国产北斗星系统尚在完善阶段等原因也无法在本次设计中得以应用。

无人机的起飞着陆系统和有人驾驶飞机相比较尽管有很多相似之处，但更多的是无人机自动起飞着陆特点所决定的不同之处。

一是除了所有精密着陆系统所必需的方位台 (AZ)、仰角台 (EL)、测距仪 (DME) 之外, 有人驾驶飞机还要求进场标灯、进场灯、精确下滑指示灯等辅助设备来进行目视机场。另外在地面设备的安装上存在差异: 有人驾驶飞机一般着陆在固定的机场, 因此各个设备均安装在跑道周围的固定位置; 而对于很多无人机由于飞行任务不同等多种原因起飞着陆跑道并未那么确定, 增加了战时的灵活机动性。

二是由于无人机的特有特点, 起飞着陆时不需要考虑驾驶员或乘客的心理或生理反应, 因此可以在着陆过程中采取更灵活的方案。除了上文中提到的着陆回收方法之外, 无人机还有其它几种有人驾驶飞机所不具备的回收方式: 伞降回收、空中回收、拦阻网回收。

和其它回收方式相比, 轮式起飞/着陆的优点是着陆过载小, 不会损伤飞机及机载内部设备, 可缩短飞机再次起飞准备时间, 延长飞机寿命等, 比较适合大型的无人机。针对本次设计中的无人机, 我们采用的是比较适合的轮式起飞着陆方式。

## 2.2 无人机的典型起飞/着陆过程

无人机轮式起飞/着陆过程如图 2-1 和图 2-2:

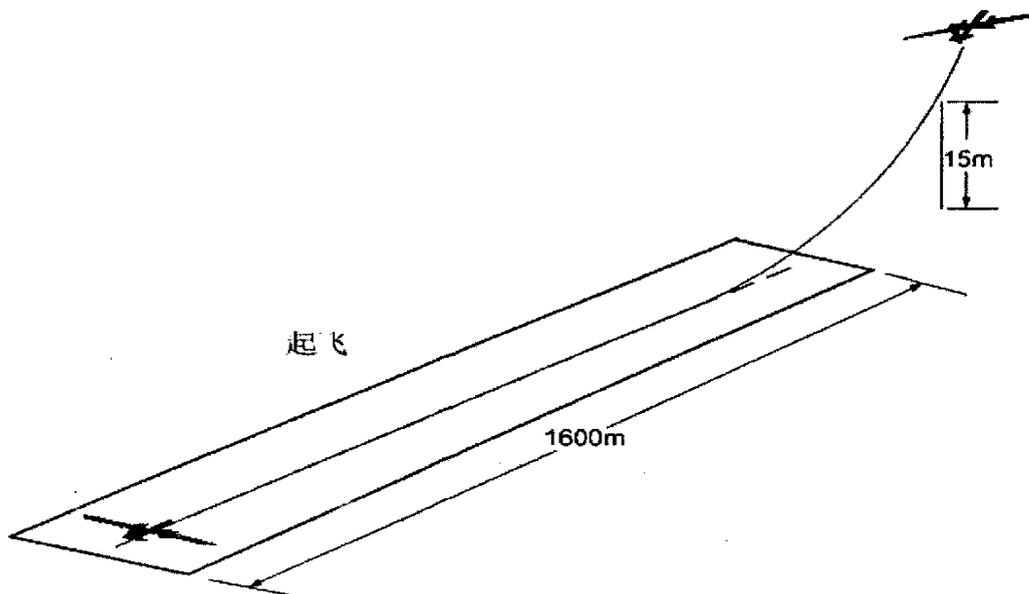


图 2-1 起飞过程图

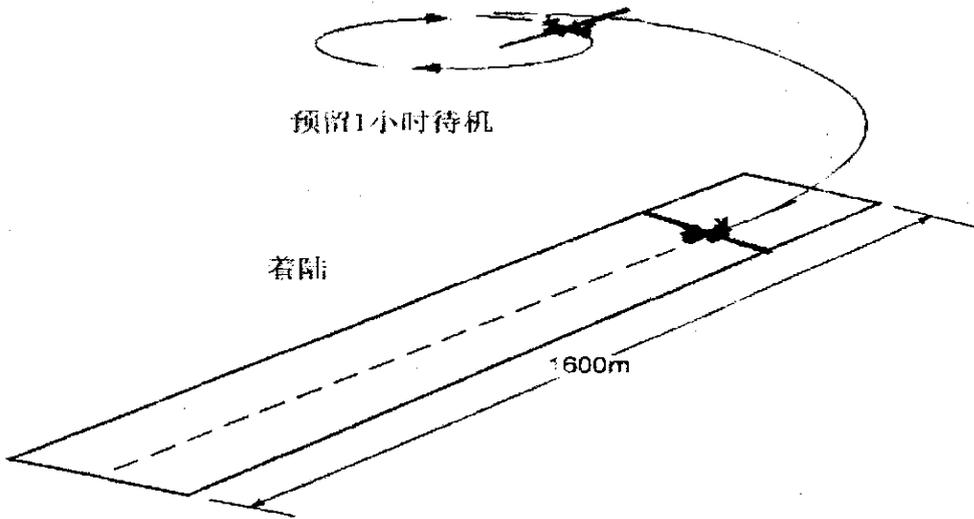


图 2-2 着陆过程图

### 2.2.1 无人机的起飞过程

对于轮式起降的无人机，起飞时首先是在机场滑行道做慢车滑行，到达起飞点开始在跑道上加速滑跑，并过渡到抬前轮形成起飞迎角，直至飞机完全离地爬升到安全高度 15m 左右的整个运动过程。这个过程可分为：地面加速滑跑段（可分为三轮滑跑段和两轮滑跑段）和离地爬升到安全高度段。对于自动起飞的无人机，无人机在地面滑跑时控制系统只需把飞机航向对准跑道中心线、启动发动机并加速，直到加速到一定速度抬前轮、离地完成整个起飞过程。无人机起飞过程的轨迹图如图 2-3 所示。具体过程如下：



图 2-3 起飞轨迹图

#### 1. 三轮滑跑段

此时发动机处于最大转速状态，刹车松开，飞机开始三轮滑跑，该期间采用差动刹车或点刹车和蹬舵，以稳住驾驶杆处于中立位置时的航向；当到达一定速

度时，则要柔和的拉杆使平尾上偏一定的角度形成起飞迎角；当达到抬前轮速度时应停止拉杆，于是飞机进入两轮滑跑阶段。

## 2. 两轮滑跑段

两轮滑跑阶段应稳住杆，飞机保持两轮滑跑，直到达到离地速度，则飞机将自动离地。对于无人机自动着陆系统应该是自动检测滑跑速度，当飞机速度达到离陆速度时自动偏转襟翼到“起飞”位置，操纵无人机离陆<sup>[11]</sup>。

## 3. 爬升段

继续稳住驾驶杆，飞机以起飞迎角离地爬升，随着地效和尾喷流影响的消失；当飞机爬升到 10~15m，及时收起落架。在此阶段一直是加速度飞行，直到飞机越过机场障碍物为止。当到达安全高度后收起襟翼，其后随速度增加，则逐渐回杆，使平尾偏度逐渐减小。

障碍物的高度取决于机场环境和无人机的性能（爬升能力）。对任务给定的无人机，越过障碍物的高度为 50 英尺（15.25 米）。对有人驾驶的战斗机或客机，一般是限制在 25 米的高度。

## 2.2.2 无人机进场着陆过程

无人机在完成预定任务后，一般要预留一小时左右的待机时间，在此之后完成进场与着陆过程。全部过程包括进场、下滑、拉平、飘落、和滑行五个阶段<sup>[26]</sup>。

无人机的进场着陆轨迹如图 2-4 所示。

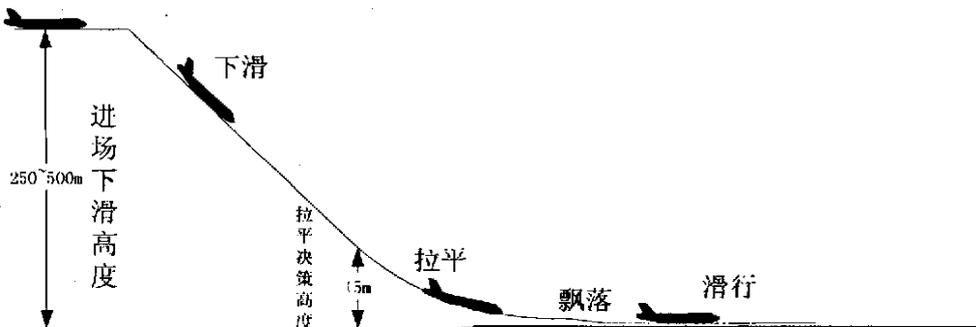


图 2-4 无人机进场着陆轨迹图

### 1. 进场

无人机在接受到回收指令后即在某巡航高度上开始下降。当下降到预定高度

(250~500m)并截获初始进场指令后,开始进场。与此同时无人机从截获到的航向信标(如有人机的航向波束)修正对跑道的方位。

下滑前自动飞行控制系统应减小飞行速度,但不应使下滑速度低于无人机失速速度的1.3~1.5倍。

## 2. 下滑

当无人机获得最终进场指令断开高度保持系统并截获下滑信标(如有人机的下滑波束)后,即自动断开高度保持系统开始以一定的下滑轨迹角( $2.5^{\circ}\sim 6^{\circ}$ )下滑。设无人机的进场速度为 $68\text{m/s}$ ,按照轨迹角 $\gamma=3.5^{\circ}$ 下滑时无人机的下降速度为: $\dot{H}=4.16\text{m/s}$ 。参考有人机的着陆接地速度 $\dot{H}_{\text{man}}=-0.5\sim -0.6\text{m/s}$ ,因此需要减小航迹倾斜角 $\gamma$ ,使无人机的轨迹沿曲线拉平。

与此同时,自动飞行控制系统应自动修正无人机的侧滑角和由于侧风干扰所引起的轨迹偏差,使空速向量对准跑道中心线。本论文中无人机适宜的拉平决策高度为:15~20米。

## 3. 拉平

当无人机截获拉平决策高度后,由自动飞行控制系统自动增大迎角使轨迹弯曲;最终使空速向量与地面保持平行完成拉平阶段。

较成熟的拉平轨迹是使飞机沿指数轨迹拉平。

## 4. 飘落

拉平阶段结束后,无人机理想的距离地面高度为0.5~0.8米。经过自动调整速度和迎角达到着陆接地速度 $\dot{H}_{\text{man}}=-0.5\text{m/s}$ 后,进一步减小迎角使无人机的重力大于升力,无人机起落架主轮接触地面、继而前轮着地完成飘落阶段。

## 5. 滑行

当机轮接触地面后,根据无人机气动结构配置可采用阻力板、机轮刹车等方法减少滑行距离。

在滑行过程中为了使飞机沿跑道中心线的直线滑行,在有人驾驶飞机中往往采用左或右机轮点刹车的方法来修正滑行中对跑道中心线的偏差。

## 2.3 自动着陆等级的划分

无人机自动着陆等级的划分,目前尚没有可以遵循的统一标准。我们仍然参考有人驾驶飞机的自动着陆标准。

目前,国际上按照能见度条件将着陆自动化程度划分为三个等级,即等级 I、II、III,等级 III 又细分为 III<sub>a</sub>、III<sub>b</sub>、III<sub>c</sub>。所谓能见度指能见距离,在垂直方向指允许的最小云雾底部的高度,亦称决断高度(DH-Decision Height);在水平方向指飞机对跑道的能见距离(RVR-Runway Visual Range)。每级规定了 DH 与 RVR 的组合区<sup>[1]</sup>。

I 级着陆预定为跑道上的能见距离不小于 800 米时完成进场到 60 米的决断高度上。II 级着陆预定为跑道的能见距离不小于 400 米时完成进场下滑直到 30 米的决断高度。等级 I、II 只允许自动着陆系统控制飞机进场到决断高度,然后由驾驶员利用手操纵继续着陆,或执行复飞再次进行着陆。

等级 III<sub>a</sub> 允许飞机利用自动着陆系统完成进场和自动拉平,驾驶员在飞机接地后才接管对飞机的控制。三类 A 精密进场的决断高度为 15 米,跑道视程为 200 米的 ILS 进场,在决断高度上提供可接受的可能目视,可以人工操纵飞机滑跑和退出跑道。

等级 III<sub>b</sub> 是利用自动着陆系统完成进场、自动拉平和飘落后自动着陆,驾驶员是在飞机着陆滑行中对飞机进行控制。三类 B 精密进场是决断高度介于 15 米和最小进场终止高度 MABH,跑道视程介于 75 米和 125 米的 ILS 进场,在决断高度上提供可接受的可能目视,可以人工操纵飞机滑跑和退出跑道。

等级 III<sub>c</sub> 则要求飞机着陆过程全自动化。三类 C 精密进场是没有决断高度,没有跑道视程限制的 ILS 进场。目前在国内还没有 III<sub>c</sub> 的有人驾驶飞机自动着陆系统。

## 2.4 无人机自动起飞/着陆方案

### 2.4.1 自动着陆技术的发展

全天候着陆技术的发展已经经历了半个多世纪的时间。由于客观气象条件的

原因, 这项技术首先在英国受到重视, 20 世纪 50 年代以后美、法等国家也都积极开展这方面的研究工作。

英伦三岛多雾的天气促使英国成为最早建立航空工业的国家之一。在第二次世界大战后的第一个十年里(大约为 1946 年~1956 年), 以英国皇家飞机公司的盲降实验机构为代表开始进行自动着陆基本原理方案的探讨, 在不同类型的飞机上进行了上万次的自动着陆试验, 重点是改善自动驾驶仪与仪表着陆系统耦合器、无线电高度表及方位引导系统。

1957 年~1968 年这段时间是全天候着陆系统获得更大进展并开始付诸实际应用的时期。这一阶段的早期工作是集中于多重系统的研制, 以解决系统的可靠性问题。因此, 飞行控制系统的余度技术首先是伴随自动着陆系统的研制发展起来的。随之, 在民用飞机方面重点解决了如下几个方面的问题:

- (1) 仪表着陆系统作为进场导引系统的合理性及生命力。
- (2) 低能见度环境下系统工作安全性要求的定量化。
- (3) 外界干扰(无线电干扰、各种风干扰)的限制。
- (4) 使驾驶员和旅客接受自动着陆系统及进行系统的性能考验、批准和颁发合格程序。

在这段时间内, 从 20 世纪 50 年代末到 60 年代初期, 一些英美航空公司先后为他们的民航运输机研制了全天候自动着陆系统。1963 年国际航运协会鲁赛恩会议专题讨论了全天候着陆课题。1967 年~1968 年英美一些航空公司陆续获得在航线上使用 II 级着陆系统的证书。

达到 II 级性能的系统严格说是一种自动进场而不是自动着陆方式。达到 III 级自动着陆不仅需要机载自动飞行控制系统具有相应的可靠性和控制精度, 而且要求用于着陆控制的地面和机上导航设备达到相应的水平。随着数字控制和余度技术的发展, 满足 III 级自动着陆要求对自动飞行控制系统早已不存在问题了。现代的大型民用客机已把具有 III 级或 III<sub>1</sub> 级自动着陆能力作为依据航空公司的要求而配备的设备。而目前世界上能达到 III 级着陆要求的国际机场跑道已多达一百多条。

全天候自动着陆技术的发展并没有中止, 它伴随着导航设备的发展而向前发展, 并且将随着一应用卫星技术为特征的通信、导航、监视和空中交通管理

(CNS/ATM) 全球新航行系统的实施而进入一个新的发展阶段。

仪表着陆系统在 1949 年第一次被国际民航组织采用，并作为标准的进场和着陆设备。从那以后系统有了很大的改进，事实上，今天的仪表着陆系统的可靠性和完善性，都已达到了完全允许进行 III 自动着陆的水平。然而，一个仪表着陆系统对任何一类着陆所能提供的服务能力，在一定程度上取决于外部因素，如台站附近的建筑物、树木、起伏不平的地形以及低空飞行的飞机等干扰的影响，使其发射的波束产生强烈的噪声电平或波束弯曲。而且这种系统只能提供单一而又固定的进场航线，从根本上限制了诸如曲线进近，分段进近和大下滑角进近等多种灵活的进近方式的使用。

针对仪表着陆系统的不足，人们开始探寻新的进场着陆设备，1972 年 ICAO 提出了关于新型非目视精密进场和着陆系统的技术要求。1978 年，ICAO 全天候运行专家小组决定采纳美国/澳大利亚的时基扫描波束技术作为进场和着陆的新标准设备，这就是微波着陆系统 (MLS)。与 ILS 相比，MLS 具有很多优越性，例如准确的进场和精密的着陆能力、分段和曲线进近能力，性能稳定，易于维护保养等。1979 年，ICAO 理事会批准把 MLS 做为国际标准的导航设备，并希望把 MLS 推广应用到更多的机场。

然而，因为世界上很多机场都安装了仪表着陆系统，而且使用这些机场的飞机也携带了能同这些设备兼容的昂贵的电子设备，所以微波着陆系统的应用必须有一个国际性的过渡计划。这个由 ICAO 附件所表述的计划要求所有的国际机场都必须在 1998 年 1 月 1 日前安装微波着陆系统，以便在 2000 年前取代仪表着陆系统。但是，事情的发展并不像 ICAO 所计划的那样顺利。由于研制和推广 MLS 所造成的延误，以及实施过程中遇到的经济和财政方面的原因，加之新的替代技术的出现，使 ICAO 附件表述的过渡计划很多部分已无意义。因此，1995 年，ICAO 已取消了在所有国际机场都必须在 1998 年以前安装 MLS 来替代目前使用的 ILS 的要求。这一新的灵活的政策是认识到 2000 年转向采用全球导航卫星系统 (GNSS)，如美国的卫星全球定位系统 (GPS)，俄罗斯的 Glonass 系统进行 I 级着陆而制定的。基于 GPS 在导航领域里起着越来越重要的作用，它有利于将空中交通管理、导航、监视系统综合起来，发展新型的先进飞行管理系统，充分利用卫星资源，建立空地数据链，依靠卫星导航实现区域导航和飞机进场着陆。

利用 GPS 实现飞机的进场着陆有以下优点:

- (1) 对地面场站无特殊要求, 尤其对条件恶劣的野战机场; 系统设备简单, 有很大的经济效益。
- (2) 它是一种由飞机导出数据的系统, 主动进场着陆, 其工作容限仅受着陆飞机最小间距的限制。
- (3) 工作覆盖区大, 能引导飞机沿曲线, 分段和全方位进场。
- (4) 它可提供多种下滑道, 适合各种机型以不同的下滑角度着陆, 并可同时引导多架飞机着陆。
- (5) 他与仪表着陆系统和微波着陆系统兼容, 互不干扰。

由于应用 GPS 与进场和着陆有很多优点和经济效益, 国内外已对这项新技术开展广泛的研究。美国、俄罗斯、瑞典、英国、法国和德国等相继开展使用 GPS 进行进场着陆的飞行试验。

据统计, 1994 年底, ICAO 机场特型数据库中有 1050 个机场的 1096 条跑道已装备 ILS, 其中 75%工作在 I 级, 16%提供 II 级着陆, 9%提供 III 级。ICAO 计划预计“增强的 GNSS”能在 2005 年和 2010 年之间满足 I 级着陆标准, 在 2015 年以前满足 II/III 级着陆标准, 因此决定把 ILS 的使用至少延长到 2010 年, 并建议在终止使用 ILS 之前, 至少提前 5 年通知航空公司和机场的其他用户。

为了适应这种多模式着陆系统共存的局面, 1994 年 1 月航空电子工程委员会在美国亚特兰大市召开了 GNSS 组合接收机调研会议, 随后又决定成立一个多模式着陆系统分委员会, 着手制定用于多模式着陆系统接收机 MMR 和 ARINC-755 的标准。MMR 以 ILS 功能作为基本接收机功能, MLS 功能供选用, 具有接收外部 GNSS 接收机数据的接口, 包括将 GNSS 的位置数据转换成与 ILS “看上去相似”的输出这一过程。

#### 2.4.2 无人机自动着陆总体方案一

方案一主要参照有人驾驶飞机自动着陆的原理和设备方案, 在此基础上进行改进, 使方案更加适合无人机的自动着陆要求。对有人驾驶飞机, 特别是民航客机自动着陆的地面机载设备就更加繁杂, 也需要更多的资金投入。更主要的是这种复杂系统并不适合无人机的自动着陆。所以, 方案一是在有人驾驶飞机自动着

陆技术的基础上提出的一种改型方案。

方案一的自动着陆系统是一个以仪表着陆系统为基础的无人机自动起降定位传感器平台<sup>[11]</sup>。无人机自动起降定位传感器包括：信标定位收发系统、信标定向收发系统、激光高度传感器、空速传感器和升降速度传感器等。

无人机自动起降定位传感器的功能与指针：

- (1) 控制无人机按预定的轨迹起飞，监控离陆速度  $V$  并保证越过障碍物的高度大于 15 米。
- (2) 无人机自动起降定位传感器的机载设备检测无人机着陆时在方位角、高低角和高度的动态数据。
- (3) 信标定位发送系统产生无人机下滑时的基准信号，在机载信标定位接收系统内把接收到的信标信号和等强度的基准信号进行比较，并把偏差信号传给飞行控制系统来修正偏差。沿下滑轨迹，标准下滑轨迹角与无人机实际轨迹角偏差的均方值应小于  $1^\circ$ 。
- (4) 信标定向发送系统产生无人机下滑及着陆时沿跑道中心线的基准信号，在信标定向接收系统内同样产生误差信号，由飞行控制系统来修正偏差。下滑时沿跑道中心线角度偏差的均方值，应小于  $0.5^\circ$ 。
- (5) 无人机自动起降定位传感器采用无线电（或激光）高度表检测无人机着陆时距离跑道的高度，并用飞行控制系统来修正偏差。无人机在着陆拉平阶段的高度偏差应小于 0.5 米。

用于无人机自动起降定位传感器的地面站信标发送设备配置图如图 2-5 所示。

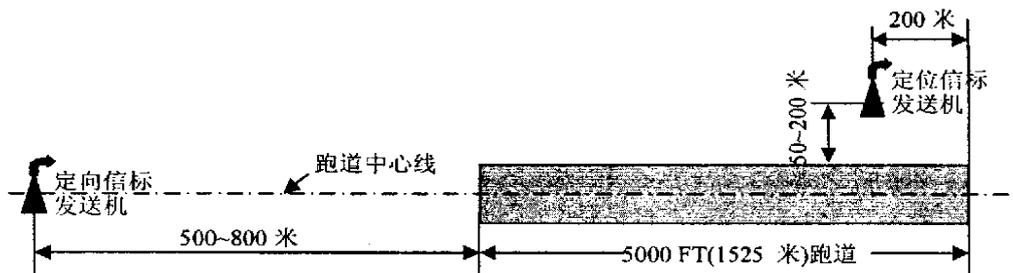


图 2-5 无人机自动起降定位传感器地面站定位与定向系统发送设备配置图  
由图 2-5 可知地面站系统与无人机的配置相近。定向（方向）信标发送机产

生无人机下滑时,沿跑道方向的标准轨迹信号。定向信标发送机的配置是沿跑道中心线并与跑道终点保持一定距离。

定位(下滑)信标发送机产生无人机下滑轨迹的标准信号。定位信标发送机的配置是在跑道着陆始点处与跑道保持一定距离。

#### 2.4.2.1 定位系统——下滑波束导引系统

定位信标发送系统是在地面产生标准的下滑轨迹信号,如图 2-6。

定位(下滑)信标是在同一无线电信号波段采用两种调幅波(如:150Hz 和 50Hz)进行调幅。为了减小干扰影响,定位信标往往采用 2~3 种载频信号。在两种波束的相交处形成等强度信号区,等强度信号区与地平面的夹角即形成标准轨迹下滑角  $\gamma_g$ 。

定位接收系统包括:信标接收机和耦合器组成机载设备。当无人机着陆下滑时如下滑轨迹角  $\gamma > \gamma_g$ , 则耦合器产生正向偏差信号;  $\gamma < \gamma_g$  时则产生反向偏差信号。最后定位信号接收机把偏差信号传输给飞行控制系统修正误差,使无人机沿标准波束导引角  $\Gamma$  着陆。

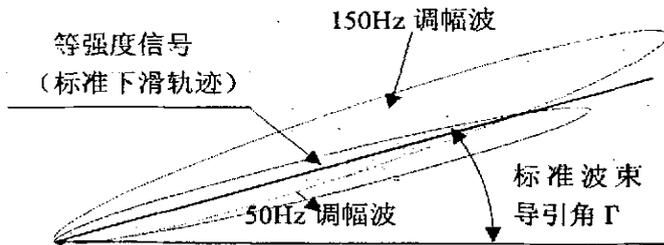


图 2-6 定位(下滑)信标波束图

#### 2.4.2.2 定向系统——航向波束导引系统

定向信标发送系统是在地面产生无人机下滑时沿跑道方向的标准轨迹信号如图 2-7 所示。

如图所示,定向(方向)信标是在同一无线电信号波段沿跑道中线两侧采用同一种频率(如:60Hz)调幅波进行调幅。所不同的是两侧的包络线相差  $180^\circ$ ,即形成可变相位场。这样就决定了沿跑道的轴线方向信号强度为零。

此外定向发送系统同时又发射一个无方向性的信号——称为不变相位场。其

信号特点是被某一信号（如 10 kHz）调幅，同时又被 60Hz 信号调频。

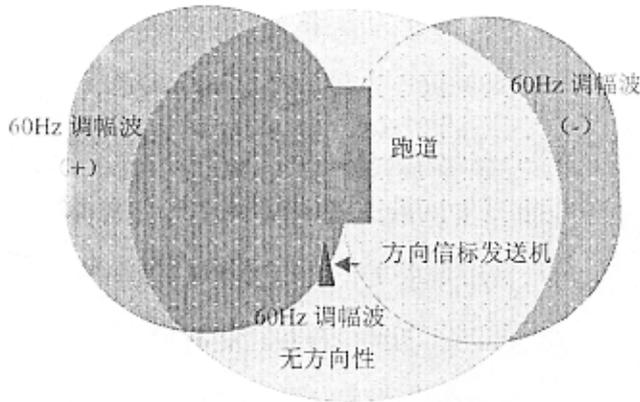


图 2-7 定向（方向）信标波束图

两种信号场作用的结果是：沿跑道中线在一定范围内（小于  $1^\circ$ ，左右各  $0.5^\circ$ ）只有不变相位场等强度信号。偏离这一范围如左偏则信号增强；右偏则信号减弱，既反映对跑道中线的偏差。

定向接收系统包括：信标接收机和耦合器组成机载设备。当无人机着陆下滑时如相对跑道中心线的偏角  $\psi > 0.5^\circ > 0$ ，则接收机接收不变相位场和可变相位场两种信号，耦合器产生正向偏差信号； $\psi < -0.5^\circ < 0$  时则产生反向偏差信号。最后定向信号接收机把偏差信号传输给飞行控制系统修正误差，使无人机沿跑道中心线标准轨迹下滑着陆。

#### 2.4.2.3 定高系统——高精度高度保持系统

定高系统始终成为自动着陆系统的关键技术。这是因为精密检测并保持低高度关系到自动着陆的成败。当前满足指标要求的高度表，国内、外都有所生产。在国内例如：782 厂生产的低空高度表（0-30m）精度可以达到 0.6m（大于 100m 时为  $\pm 2\%$ ），且有多种接口提供数字输出信号。

美国的雷神（Raytheon）公司研制的“联合精密进场和着陆系统（JPALS）”是当前最高的定位系统。测距精度小于 1m；垂直精度为 0.3m，远大于国际民航组织 III 级自动着陆的要求。这个系统已于 2001 年 11 月在美国海军试飞成功。JPALS 的特点在于是传感器的综合运用，是联合 GPS、双路数据链以及计算机技术的综合应用。

鉴于国内的实际情况，参考国外的先进技术经验，本课题首选国产高度表：

另一方案是采用“内基线”方法的激光高度传感器方案。由于激光的高亮度、高定向性和高单色性，在技术应用领域要远比光学和红外的精度高、范围广。激光测距的绝对精度可以达到 1.1mm 的量级。

激光测距的原理可分为相位法和脉冲法两种方法。具体原理内容已超出本课题研究范围，下面只说明采用激光测距原理在检测高度中的应用方案。

采用激光传感器检测高度的内基线方法，其原理如图 2-8 所示。

如图所示，在无人机机翼两边分别安装激光发送器和接收器。设：激光发射和接收器之间的距离为  $A$ ，激光镜头距传感器的距离——焦距为  $f$ ， $H_0$  和  $H_d$  分别代表传感器距地面的实际高度和停机高度， $b_i (i=1,2)$  为内基线（成像）距离。

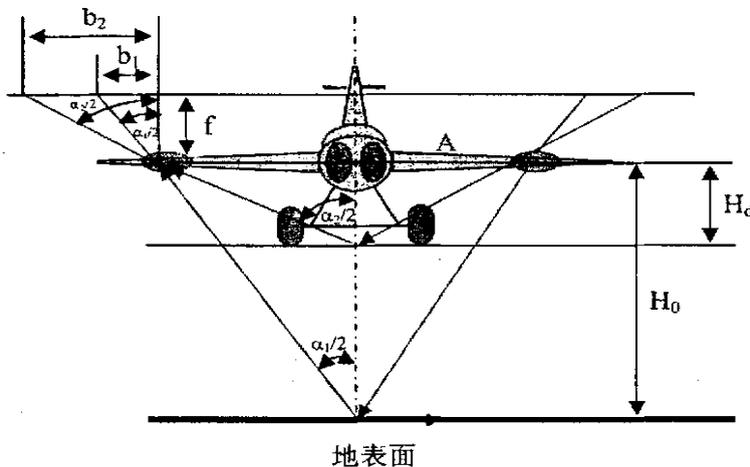


图 2-8 内基法检测高度原理图

高度的测量精度取决于传感器的灵敏度  $K$ 。除制造工艺外，正确的选择参数  $A$ 、 $f$  和  $b_2$  即成为保证高精度的关键。内基法测量高度的缺点是：无人机出现倾斜时会产生误差。但由于无人机在着陆时倾斜角误差应不超过  $1^\circ$ ，所以飞机倾斜所产生的误差对着陆时的定高影响不大。

### 2.4.3 无人机自动着陆整体方案二

方案二自动着陆系统是在地面站导引和定位系统的基础上，结合顺序控制来实现无人机自动起降<sup>[1]</sup>。由于此方案利用了 GPS 定位的思想，是一种“伪 GPS”的方法，所以我们要先讨论一下伪 GPS 的定位原理。

### 2.4.3.1 伪人造卫星基本概念

伪人造卫星 (pseudolite 来源于'pseudo-satellite', 常常简称为'PL')其最简单的形式是一个 GPS 信号产生器及发射机, 我们把它称作是“伪 GPS——PseudoGPS”。当前伪人造卫星为了提高性能增加了几个特点, 包括: 提供差分信号传输/脉冲调制、用户定义的数据信息与格式化、输出功率调整、外部时钟的输入与同步等功能。

Pseudolite 最常用的发射机是发射 1575.42Hz, 工作在 L1 波段的 GPS 信号。原理上, 并没有理由说伪人造卫星不能工作在 GPS L2 波段或者其它波段。因为伪人造卫星发射的是一种调制信号, 信号可以进行伪距测量或者是载波相位测量。

### 2.4.3.2 无人机自动着陆定位原理

无人机伪人造卫星定位系统, 其测距原理和 GPS 完全相同。如图 2-9 所示, 四个伪人造卫星产生在时间上、相位上的相关信号, 并分别编制特征报文, 供机载 GPS 接收机处理, 计算空间位置 (相对于机场跑道坐标)。设无人机所在位置的坐标为  $(x, y, z)$ , 四个伪人造卫星坐标分别为  $(x_1, y_1, z_1)$ 、 $(x_2, y_2, z_2)$ 、 $(x_3, y_3, z_3)$ 、 $(x_4, y_4, z_4)$ , 测得与无人机的距离分别为  $R_1^*$ 、 $R_2^*$ 、 $R_3^*$ 、 $R_4^*$ , 由 (2-1) ~ (2-4) 式, 即可求出无人机的当前位置  $(x, y, z)$  和钟差  $\Delta t$ 。

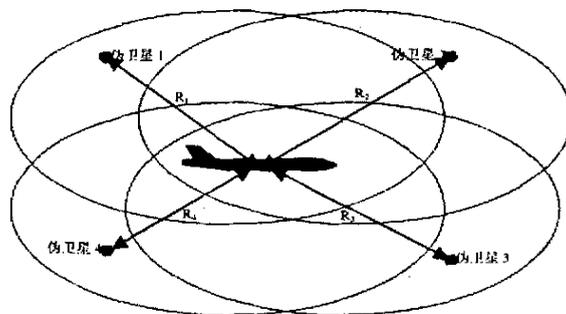


图 2-9 定位系统示意图

$$[(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2]^{1/2} + C \cdot \Delta t = R_1^* \quad (2-1)$$

$$[(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2]^{1/2} + C \cdot \Delta t = R_2^* \quad (2-2)$$

$$[(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2]^{1/2} + C \cdot \Delta t = R_3^* \quad (2-3)$$

$$[(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2]^{1/2} + C \cdot \Delta t = R_4^* \quad (2-4)$$

预计此测量精度在 1 米以内，通信范围在 20 公里左右（通信范围 50 公里，测量精度小于 3 米）。此方案类似 GPS 是一个自主式方案。通信的频率段可直接采用无人机遥控频段，不增加新频率。

无人机仿人造卫星系统，在无人机进场与着陆空间位置形成一个“交集”，用无人机的回波一下传数据测量出空间距离与速度，形成一个相对于跑道坐标的向量参数，供无人机飞行控制计算机进行着陆控制。

仿人造卫星定位系统检测到的无人机距离和速度，用光缆传输到地面控制站，经计算得到无人机的位置。无人机实际位置与标准轨迹之间的位置误差与控制指令数据由地面站上传到无人机，形成闭环控制回路。

仿人造卫星无线电定位系统的机载 GPS 接收设备，可以与机载遥控接收系统（天线、接收机、解扩、耦合等）共享，只是在中频以后，采用一个专门定位系统处理模块，以节省设备和重量。

#### 2.4.3.3 方案基本介绍

无人机回收进场前的归航过程，拟采用定位系统（地上设置 4 个地面站，如图 2-9 所示）实现“远距离导引”。定位系统的作用距离应不小于 50 千米，位置精度  $\leq$  米。进场前的“近距离导引”采用 L 波段下滑信标台和航向信标台，引导无人机到设定的进场点。信标台的作用距离不小于 20 千米，导航位置精度  $\leq$  米。由进场点开始的下滑过程采用顺序控制，无人机沿预定标准轨迹下滑。当无人机下滑至拉平的决策高度时，顺序控制系统切换为指数拉平轨迹。

#### 2.4.4 方案的确定

这两种方案有着不同的原理，各自的优缺点也不相同。其中方案一是一种仪表着陆的方法。它的核心是由地面信标定位发送系统产生纵向切面内的理想轨迹并测得其与实际轨迹的偏差，地面信标定向发送系统产生横向切面内的理想轨迹并测得其与实际轨迹的偏差。这些信号通过无线电的方式发送到无人机，并由机

载接收机接收。

方案二实际上是一个“伪 GPS”系统，它采用四个地面信标台来带代替四颗卫星，解算出无人机的三维坐标。但是，四个地面信标台的位置，信标台与无人机之间的钟差等都会造成误差。两种方案具体指标比较参看下表：

表 2-1 自动着陆方案比较

	方案一	方案二
传感器精度	$\Delta\gamma\leq 1^\circ$ , $\Delta\psi\leq 0.5^\circ$ , $\Delta H\leq 1\text{m}$	导航位置精度 $\leq 1\text{m}\Delta x, \Delta y, \Delta z$
优点	技术成熟	技术先进，测距精度高。
缺点	精度较低	需加高度传感器，测距精度受大气环境影响，地面站的摆放对测距精度影响较大。

综合上面的介绍，方案一技术成熟，较容易实现，而方案二由于对四个地面信标台的摆放位置要求较高，且低空时精度无法保证，而无人机的起降都是在低空状态下进行，因此，本论文中我们选择了方案一。需要指出的是，单纯的仪表着陆系统的缺点是当无人机高度下降到 30 米以下时导引系统失去了作用，提供的定位精度太差，不能满足无人机的着陆需要，这个时候就需要引入无线电高度表信号，当无人机在下滑波束导引系统的导引下滑到 30 米以下时，自动切换到无线电高度表信号，由无线电高度表信号引导无人机安全着陆。

## 第三章 无人机非线性起飞模型的建立

无人机的起飞、着陆阶段的飞行特点不同于其它飞行阶段的飞行特点，因而无人机的自动起飞、着陆控制系统设计也不同于其他飞行阶段的控制系统设计，一般的飞行控制系统设计都是基于小扰动线性化的方法，即在平衡状态点（基准运动）对飞机的非线性运动方程进行小扰动线性化，得到飞机的线性化模型，然后进行控制系统设计。而起飞阶段飞机是一个加速阶段，飞行速度比较低，不存在一个用于线性化的平衡状态<sup>[25]</sup>，因此不进行小扰动线性化这个中间阶段，而使用非线性控制设计方法更适合实际情况。

在具体的设计过程中，我们将无人机的运动分为纵向与横侧向两个部分分别进行设计。

### 3.1 建模所需相关数据处理

由于现阶段没有无人机的相关数据，参考其他自动起降控制系统技术要求，我们参考国内相似运输机数据，采用该运输机的相关数据作为无人机起飞、着陆状态的数据。现阶段也无法获得地效数据和起落架数据，且为了简化计算，在进行飞机地面运动的运动学和动力学分析时，我们忽略了轮胎的弹性影响，即轮胎和机轮处于同一平面内，并根据现有数据假设了起落架和发动机的相关数据，以用于后面的计算。

$Z_f$ : 为前起落架高度；

$Z_m$ : 后起落架高度；

$X_f$ : 前起落架到飞机重心的距离；

$X_m$ : 后起落架到飞机重心的距离；

$\Phi_T$ : 发动机安装角；

$Y_T$ : 发动机安装距离；

$\alpha_0$ : 停机角；

以后章节计算中常用的参数的定义和说明：

俯仰角  $\theta$ ：机体轴  $ox$  与地平面的夹角，以抬头为正。

偏航角  $\Psi$ ：机体轴  $ox$  在地面上的投影与地轴  $o_g x_g$  间的夹角，以机头右偏航为正。

滚转角  $\phi$ ：又称为倾斜角，指机体轴  $oz$  与包含机体轴  $ox$  的铅垂面间的夹角，以飞机向右倾斜时  $\phi$  为正。

航迹倾斜角  $\gamma$ ：飞行速度矢量与地平面间的夹角，以飞机向上飞时的  $\gamma$  为正。

航迹方位角  $\chi$ ：飞行速度矢量在地平面上的投影与  $o_g x_g$  间的夹角，以速度在地面的投影在  $o_g x_g$  之右时为正。

航迹滚转角  $\mu$ ：速度轴  $oz_a$  与包含速度轴  $ox_a$  的铅垂面间的夹角，以飞机右倾斜为正。

## 3.2 无人机起飞地面滑跑的运动方程

### 3.2.1 无人机起飞滑跑纵向运动方程的建立

#### 3.2.1.1 无人机起飞滑跑的纵向运动方程

无人机起飞滑跑的纵向受力图如下：

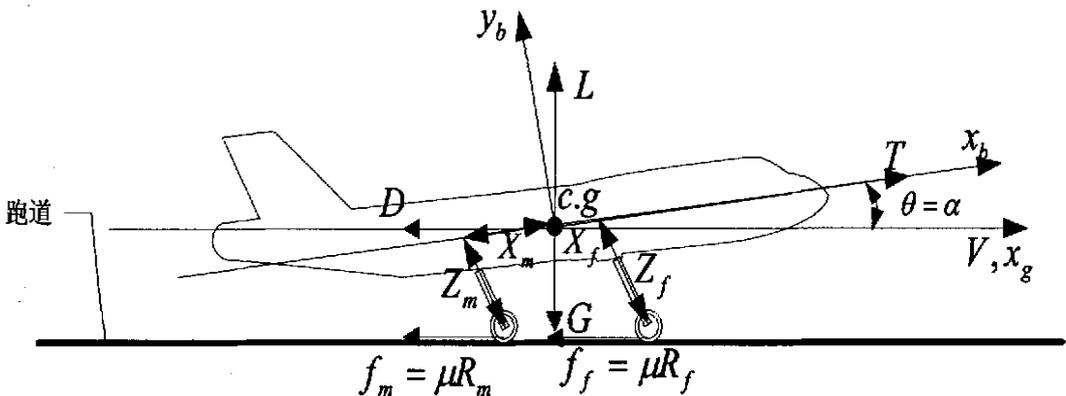


图 3-1 无人机滑跑纵向受力图

无人机纵向滑跑运动原始微分方程组包括切向力方程、法向力方程、纵向力

矩方程、高度方程和距离方程，根据图 3-1 所示的无人机滑跑纵向受力图，从飞机六自由度全面运动方程可得无人机纵向滑跑运动学和动力学方程为：

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos \alpha - D - \mu R_m - \mu R_f - F_f \quad (3-1)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin \alpha + L + R_m + R_f - G \quad (3-2)$$

$$I_y \frac{dq}{dt} = M^a + R_f l_{f1} - \mu R_f l_{f2} - R_m l_{m1} - \mu R_m l_{m2} \quad (3-3)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = q \quad (3-4)$$

$$\gamma = \theta - \alpha \quad (3-5)$$

$$\dot{h} = V \sin(\theta - \alpha) \quad (3-6)$$

$$\dot{l} = V \cos(\theta - \alpha) \quad (3-7)$$

式中各参数说明如下：

- |   |                        |
|---|------------------------|
| $T = T(V, \delta_T)$ :                              | 发动机推力；                 |
| $L = L(V, \alpha, \dot{\alpha}, \delta_e, q)$ :     | 升力；                    |
| $D = D(V, \alpha)$ :                                | 阻力；                    |
| $M^a = M^a(V, \alpha, \dot{\alpha}, \delta_e, q)$ : | 俯仰气动力矩；                |
| $F_f$ :   | 刹车阻力；                  |
| $R_f$ 、 $R_m$ :                                     | 飞机前、后轮所受的地面支反力；        |
| $l_{f1}$ 、 $l_{m1}$ :                               | 飞机前、后轮所受地面支反力到飞机重心的力臂； |
| $l_{f2}$ 、 $l_{m2}$ :                               | 飞机前、后轮所受地面摩擦力到飞机重心的力臂； |
| $\mu$ :   | 地面滚动摩擦系数；              |
| $V$ :   | 飞机速度 (m/s)；            |
| $\alpha$ :  | 飞行迎角；                  |
| $\theta$ :  | 俯仰角；                   |
| $\gamma$ :  | 航迹倾斜角；                 |
| $q$ :   | 俯仰角速度；                 |

$h$ : 飞机离地高度;

$l$ : 飞机滑跑距离;

迎角  $\alpha$ , 俯仰角  $\theta$ , 升降舵偏转角度  $\delta_e$  的单位均为弧度(rad),  $\delta_T$  为发动机转速的百分比, 大小在 0 到 100 之间变化。后面章节所用变量符号和单位相同, 不再做重复说明。

### 3.2.1.2 纵向滑跑运动方程中参数的计算

由于现阶段所给飞机数据非常有限, 根据现已得到的飞机数据, 确定纵向和侧向滑跑运动方程中的气动导数及其它各个参数值的计算公式。

在起飞滑跑阶段, 根据推力曲线可以确定滑跑过程中无人机的可用推力变化范围, 以此来确定滑跑过程中所能使用的推力值  $T$ 。阻力  $D$  是根据数据表一维线性插值得到的。

升力、俯仰力矩的计算公式如下:

$$Q = 1/2 \rho V^2$$

$$\bar{\alpha} = \frac{C_A}{2V} \alpha$$

$$\bar{q} = \frac{C_A}{2V} q$$

$$L = QS_w (C_{L0} + C_{L\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_{L\dot{\alpha}} \bar{\alpha} + C_{Lq} \bar{q} + C_{L\delta_e} \delta_e)$$

$$M^\alpha = QS_w C_A (C_{m0} + C_{m\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_{m\dot{\alpha}} \bar{\alpha} + C_{mq} \bar{q} + C_{m\delta_e} \delta_e)$$

其中:

$Q$ : 动压;

$\bar{\alpha}$ : 无因次迎角变化率;

$\bar{q}$ : 无因次俯仰角速度;

$\delta_e$ : 升降舵偏角。

在三轮地面滑跑阶段, 飞机的法向力和法向力矩都是平衡的, 根据这些运动特点有如下力和力矩平衡方程:

$$R_m + R_f = G - L - T \sin \theta \tag{3-6}$$

$$R_f l_{f1} - u R_f l_{f2} - R_m l_{m1} - u R_m l_{m2} + M^a = 0 \quad (3-7)$$

其中从图 3-1 可得如下关系式:

$$\begin{cases} l_{f1} = Z_f \sin \theta + X_f \cos \theta \\ l_{f2} = Z_f \cos \theta - X_f \sin \theta \\ l_{m1} = X_m \cos \theta - Z_m \sin \theta \\ l_{m2} = X_m \sin \theta + Z_m \cos \theta \end{cases} \quad (3-8)$$

联立式 (3-6)、(3-7) 和 (3-8) 得地面对无人机前、后轮的支反力计算公式分别如下:

$$\begin{aligned} R_m &= \frac{(G-L-T \sin \theta)(l_{f1} + \mu l_{f2}) + M^a}{l_{f1} - \mu l_{f2} + l_{m1} + \mu l_{m2}} \\ R_f &= \frac{(G-L-T \sin \theta)(l_{m1} + \mu l_{m2}) - M^a}{l_{f1} - \mu l_{f2} + l_{m1} + \mu l_{m2}} \end{aligned} \quad (3-9)$$

在三轮地面滑跑阶段, 随着无人机滑跑速度的增加, 无人机所受升力逐渐加大, 同时地面对机轮的支反力是逐渐减少的, 当飞机前轮离地进入两轮滑跑阶段时, 前轮支反力  $R_f$  变为零, 后机轮支反力  $R_m$  继续减少, 直到无人机完全离地,  $R_m$  减少到零。

### 3.2.2 无人机起飞滑跑的侧向运动方程

#### 3.2.2.1 无人机起飞滑跑侧向运动方程的建立

在无人机地面滑跑过程中, 无人机地面滑跑的转弯受力分析图如图 3-2 所示:

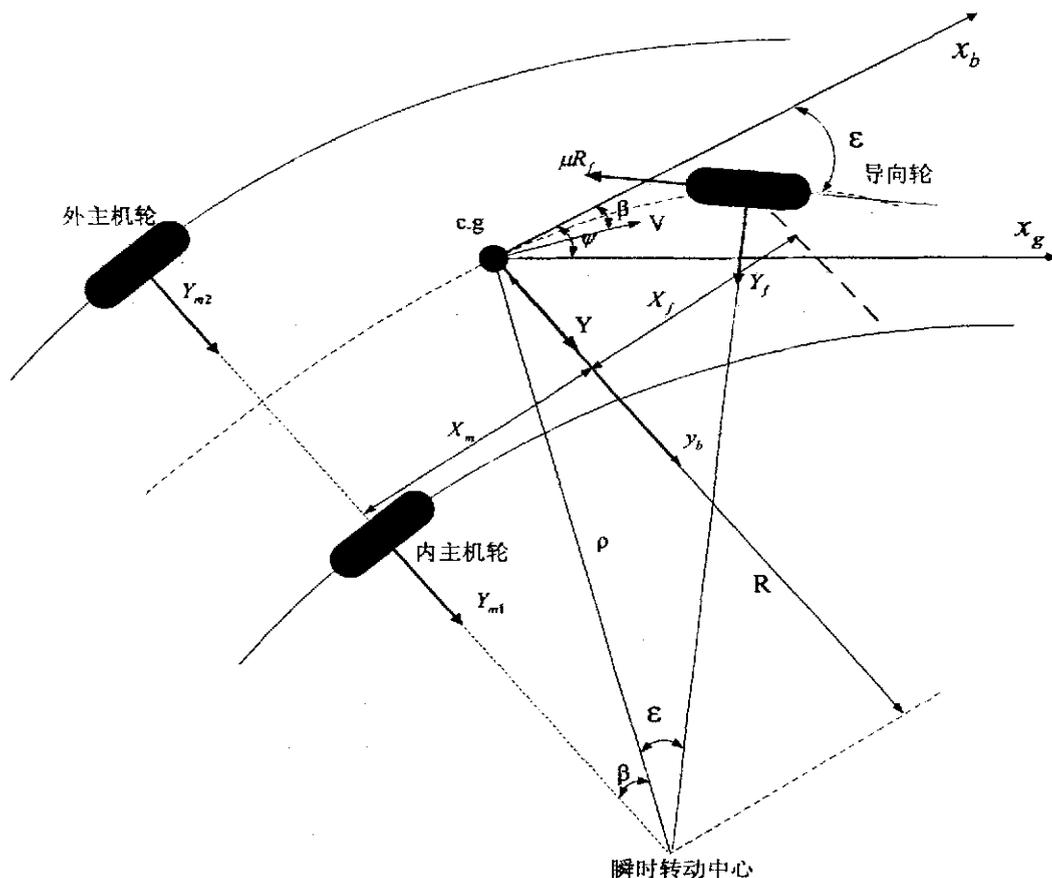


图 3-2 无人机地面滑跑转弯受力分析图

无人机侧向转弯运动原始微分方程组包括侧向力方程、侧向力矩方程、侧向位移方程和偏航角方程，考虑到无人机在地面滑跑时不会产生倾斜，根据图 3-2 所示的转弯受力分析图，因此可采用如下的平面转弯方程：

$$m \frac{dv}{dt} = Y_m + Y_f \cos \varepsilon - \mu_s R_f \sin \varepsilon + Y^a - m u_0 r + m Y_{\delta_w} \delta_w$$

$$I_z \frac{dr}{dt} = Y_f X_f \cos \varepsilon - \mu_s R_f X_f \sin \varepsilon - Y_m X_m + N^a + N_{\delta_w} \delta_w$$

$$\frac{d\psi}{dt} = r$$

$$\chi = \psi + \beta$$

$$y = V \sin(\psi + \beta) \quad (3-10)$$

式中各参数说明如下：

$v$  : 飞机侧向速度；

$u_0$  : 飞机纵向速度；

$Y_m$ :	飞机后轮所受侧向滑动摩擦力;
$Y_f$ :	飞机前轮所受侧向滑动摩擦力;
$Y^a = Y^a(\beta, r, V, \delta_a, \delta_r)$ :	飞机所受侧向气动力;
$N^a = N^a(\beta, r, V)$ :	偏航力矩;
$Y_{\delta_w}$ :	导向轮伺服传动侧力系数;
$N_{\delta_w}$ :	导向轮伺服传动力矩系数;
$\psi$ :	偏航角;
$r$ :	飞机偏航角速度;
$\chi$ :	飞行航迹方位角;
$y$ :	侧向偏移距离;
$\varepsilon$ :	飞机前轮与机体轴的偏角, 向右偏为正;
$\delta_w$ :	导向轮伺服机构角位移量;
$\mu_s$ :	机轮与地面的侧向滑动摩擦系数, 一般取 0.4~0.6。

后面章节所用变量符号与此相同, 以后不再重复说明。

### 3.2.2.2 侧向转弯运动方程中参数的计算

根据图 3-2 所示无人机滑跑侧向转弯受力图, 各个运动参数计算公式如下:

$$Q = 1/2 \rho V^2$$

$$\bar{r} = \frac{b}{2V} r$$

$$\beta = ac \tan \frac{v}{u_0}$$

$$Y_m = \mu_s R_m$$

$$Y_f = \mu_s R_f$$

$$Y^a = QS_w (C_{y\beta} \beta + C_{yr} r + C_{y\delta_r} \delta_r)$$

$$N = QS_w b (C_{N\beta} \beta + C_{N\delta_r} \delta_r + C_{Nr} \bar{r}) \quad (3-11)$$

对于无人机起降滑跑我们采用前轮纠偏的方案, 假设驱动前轮转动的执行机构偏角  $\delta_w$  与机轮偏转角速度  $\varepsilon$  的关系为:

$$\delta_w = K \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (3-12)$$

其中  $K$  为前轮执行机构传动比。

根据图 3-2 所示, 有如下关系:

$$\rho = \frac{X_m}{\sin \beta} \quad (3-13)$$

$$R = \frac{X_m}{\operatorname{tg} \beta} \approx \frac{X_m + X_f}{\operatorname{tg} \varepsilon} \quad (3-14)$$

其中:

$\rho$ : 无人机质心瞬时旋转半径;

$R$ : 无人机质心与瞬时旋转中心的距离。

联立式 (3-13)、(3-14) 得:

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{X_m}{X_m + X_f} \operatorname{tg} \varepsilon \quad (3-15)$$

对式 (3-15) 两边进行求导得:

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{X_m}{X_m + X_f} \frac{\cos^2 \beta}{\cos^2 \varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (3-16)$$

无人机沿  $ox_g$  轴的线速度与线加速度为:

$$V_x = V \cos(\beta + \psi) \quad (3-17)$$

$$a_x = \frac{dV_x}{dt} = \frac{dV}{dt} \cos(\beta + \psi) - V \sin(\beta + \psi) \left( \frac{d\beta}{dt} + r \right) \quad (3-18)$$

无人机的转弯角速度与角加速度为:

$$\frac{d\psi}{dt} = r = \frac{V}{\rho} = \frac{V \sin \beta}{X_m} \quad (3-19)$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dV}{dt} \frac{\sin \beta}{X_m} + \frac{V}{X_m} \cos \beta \frac{d\beta}{dt} \quad (3-20)$$

由于前轮执行机构驱动前轮转动所产生的侧向加速度和偏航角加速度, 由式

(3-12) ~ (3-20), 经过推导分别为:

$$\begin{aligned} V \frac{d\beta}{dt} &= V \frac{X_m}{X_m + X_f} \frac{\cos^2 \beta}{\cos^2 \varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} \\ &\approx \frac{V X_m}{(X_m + X_f) K} \delta_w \end{aligned} \quad (3-21)$$

$$\begin{aligned} \frac{dr}{dt} &= \frac{dV}{dt} \frac{\sin \beta}{X_m} + \frac{V}{X_m} \cos \beta \frac{d\beta}{dt} \\ &= \frac{dV}{dt} \frac{\sin \beta}{X_m} + \frac{V}{X_m + X_f} \cos \beta \frac{\cos^2 \beta}{\cos^2 \varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} \\ &\approx \frac{dV}{dt} \frac{r}{V} + \frac{V}{(X_m + X_f) K} \cos \beta \delta_w \end{aligned} \quad (3-22)$$

于是, 根据式 (3-21) ~ (3-22) 可以得出:

$$Y_{\delta_w} = \frac{V}{(X_m + X_f)} X_m \quad (3-23)$$

$$N_{\delta_w} = I_z \frac{V}{(X_m + X_f) K} \cos \beta \quad (3-24)$$

并且在侧向力矩方程中的偏航角速率因子里面增加一修正项为:

$$N_r' = I_z \frac{dV}{dt} \frac{r}{V}$$

无人机在自动起飞/着陆低速地面滑跑过程中, 当飞机经受侧风或因某一原因出现偏离跑道中心线的侧向偏差或者机头出现偏航时, 就需要自动操纵偏转前轮, 采用侧向转弯使无人机回到跑道中心线上, 保持飞机航向运动, 以顺利完成起飞着陆。

## 第四章 无人机自动起飞控制律设计与仿真

### 4.1 自动起飞控制系统概述

相对自动着陆控制系统,自动起飞控制相对简单,在滑跑时自动控制系统只需保持无人机航向对准跑道中心线,让发动机工作在额定状态,使飞机沿着跑道中心线加速滑跑。当自动起飞/着陆系统检测到飞机的滑跑速度达到离陆速度时,自动偏转襟翼到“起飞”位置,并自动控制升降系统操纵器,使飞机抬起前轮,继而操纵无人机离陆,直到安全高度。

同时,当滑跑过程中由于某些原因,无人机出现偏离跑道中心线的侧向偏移时,控制系统就要自动控制前轮偏转,通过转弯修正飞机航向,防止飞机滑出跑道,以顺利完成起飞全过程。

不同的飞行阶段对操纵特性的要求也不相同,起飞阶段与空中飞行阶段相比有如下特点:

- (1) 起飞过程是飞机沿地面运动和贴近地面飞行时的特殊状态,飞机沿地面运动时受到地面的支反力和摩擦力作用,贴近地面飞行时还受到地面效应和发动机尾喷流的影响。
- (2) 起飞时通过放下部分襟翼和打开前缘缝翼等辅助操纵机构,以增大升力系数和缩短滑跑距离。
- (3) 气动特性是:静态气动系数是迎角和舵偏角的非线性函数,地面效应的存在使气动系数又随飞行高度变化,发动机尾喷流直接影响低速抬前轮时的舵面效率。
- (4) 起飞着陆过程中,有人驾驶飞机是按俯仰角或轨迹角方式操纵飞机,以完成起飞各阶段的任务要求。

### 4.2 无人机纵向自动起飞控制系统设计

#### 4.2.1 各个子控制系统介绍

在整个纵向滑跑起飞过程中,无人机的自动起飞控制系统设计由几个子系统

组成，主要包括：

### 1. 升降舵控制律

起飞过程中，升降舵的控制律按照抬前轮和离陆爬升两个阶段来设计，把飞机离地作为两个控制律的切换。

无人机地面加速滑跑达到一定的离陆速度时，把俯仰角作为控制量，产生舵偏信号，控制升降舵负偏转，无人机开始慢慢抬前轮，保持两轮滑跑，形成一定的起飞迎角。

当无人机离地后，同样通过返回俯仰角偏差信号来控制升降舵，使飞机以一定的航迹角爬升。

### 2. 推力控制系统

在无人机离地爬升时，为保证无人机能够按照一定的速度和航迹角爬升，需要同时采用推力控制系统。常用的推力控制系统控制律的设计方法有两种：一种是传统的推力控制系统，即直接稳定速度；另一种是采用迎角稳定系统，即通过控制飞机迎角来间接控制飞机速度<sup>[7]</sup>。

由于直接稳定速度的控制方法设计简单直观，相比间接控制，可以更直观的反映发动机转速对飞机速度的影响；且单纯的迎角控制系统因缺乏阻尼而容易产生较大超调，直接对速度进行控制可以克服以往曾出现过的可以跟踪迎角但是速度变化却很大的问题，因而控制更有效，所以在本设计中采用了直接稳定速度的方法。

推力控制系统的结构图如下：

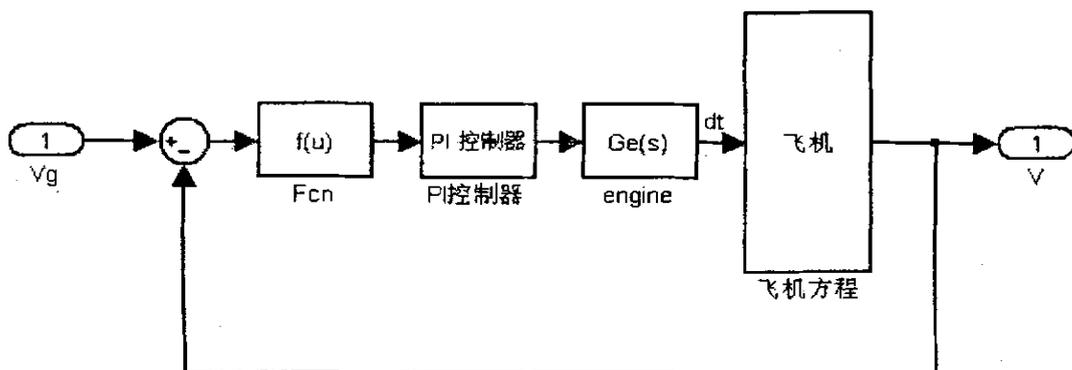


图 4-1 推力控制系统结构图

## 4.2.2 滑跑、起飞控制律设计

根据轮式起飞着陆的特点,将无人机自动起飞分为三轮滑跑段、两轮滑跑段及离陆三个阶段。

### 1. 三轮滑跑段

在三轮滑跑段,无人机初始位置位于跑道中心线上,油门杆推到最大位置,有:

$$\theta_0 = \alpha_0, \gamma_0 = 0, V_0 = 0, \delta_e = 0, \delta_T = 1$$

其中  $\alpha_0 = \arctg\left(\frac{Z_f - Z_m}{X_f + X_m}\right)$ , 为无人机停机角。

从推力曲线上得到在  $H = 0\text{m}$  时推力  $T$  与马赫数  $Ma$  的关系,给定最大可用推力  $T$ ,无人机从速度  $V_0 = 0$  开始沿着跑道中心线加速滑跑到离陆速度  $V_H = 60\text{m/s}$ 。

### 2. 两轮滑跑段

当自动起飞/着陆系统检测到无人机速度到达离陆速度后,操纵升降舵负偏转,形成一定的俯仰力矩,飞机开始抬前轮,这时地面对前轮的支反力减少为零,进入两轮滑跑段。

两轮滑跑段的控制逻辑为:

$$\theta_g(t) = \theta_0 + (\alpha_m - \alpha_0)(1 - e^{-(t-t_R)})$$

其中:

$\alpha_m = 6^\circ$ : 为允许的最大迎角;

$t_R$ : 为当  $V = V_H$  时的时间(即抬起前轮时间)。

采用的控制规律为:

$$\delta_e = (k_\theta + k_\alpha/s)(\theta - \theta_g) + k_\theta q$$

经过调参,选取的一组参数如下:

$$k_\theta = 1.2, k_\alpha = 0.08, k_q = 0.5$$

### 3. 离陆爬升

无人机形成一定的起飞迎角后,保持两轮滑跑一段时间,飞机速度继续增加,直到升力大于重力,飞机离地,然后逐渐爬高,直到越过机场障碍物为止。当无人机离陆 2~3 秒,爬升到 5~10 米即可收起起落架。

离陆爬升段的控制逻辑为:

$$\theta_g(t) = \theta_c + \theta_0 + (\alpha_m - \alpha_0)(1 - e^{-(t-t_k)})$$

其中给定俯仰角  $\theta_c = 5^\circ$ 。

采用的控制规律为:

$$\delta_e = (k_\theta + k_{\dot{\alpha}}/s)(\theta - \theta_g) + k_q q$$

$$\delta_T = (k_v + k_{v_i}/s)\left(\frac{V - V_g}{V_g}\right)$$

经过调参,选取的一组参数如下:

$$k_\theta = 1.2, k_{\dot{\alpha}} = 0.08, k_q = 0.5, k_v = 5, k_{v_i} = 2$$

整个地面滑跑、起飞爬升控制结构图如下:

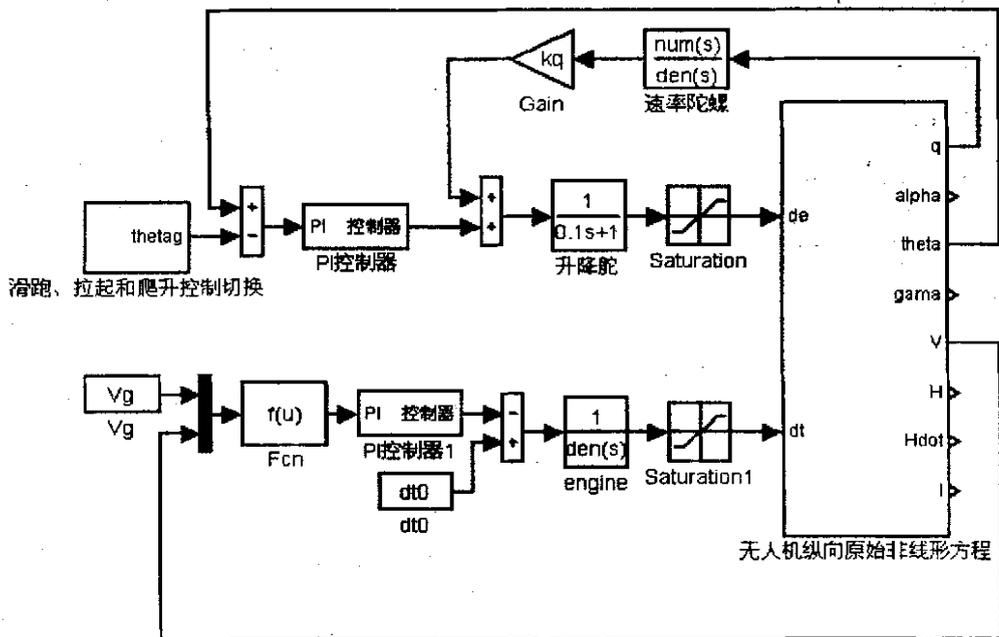


图 4-2 滑跑起飞纵向综合控制结构图

其中图 4-2 中滑跑、拉起和爬升控制切换器的作用是在三轮滑跑、抬前轮

和离地爬升三个阶段之间进行自动控制切换。

$$\text{升降舵舵机传递函数 } G_e(s) = \frac{1}{0.1s + 1};$$

$$\text{速率陀螺传递函数 } G_v(s) = \frac{(100\pi)^2}{s^2 + 2 \times 100\pi \times 0.6s + (100\pi)^2};$$

仿真结果图为：

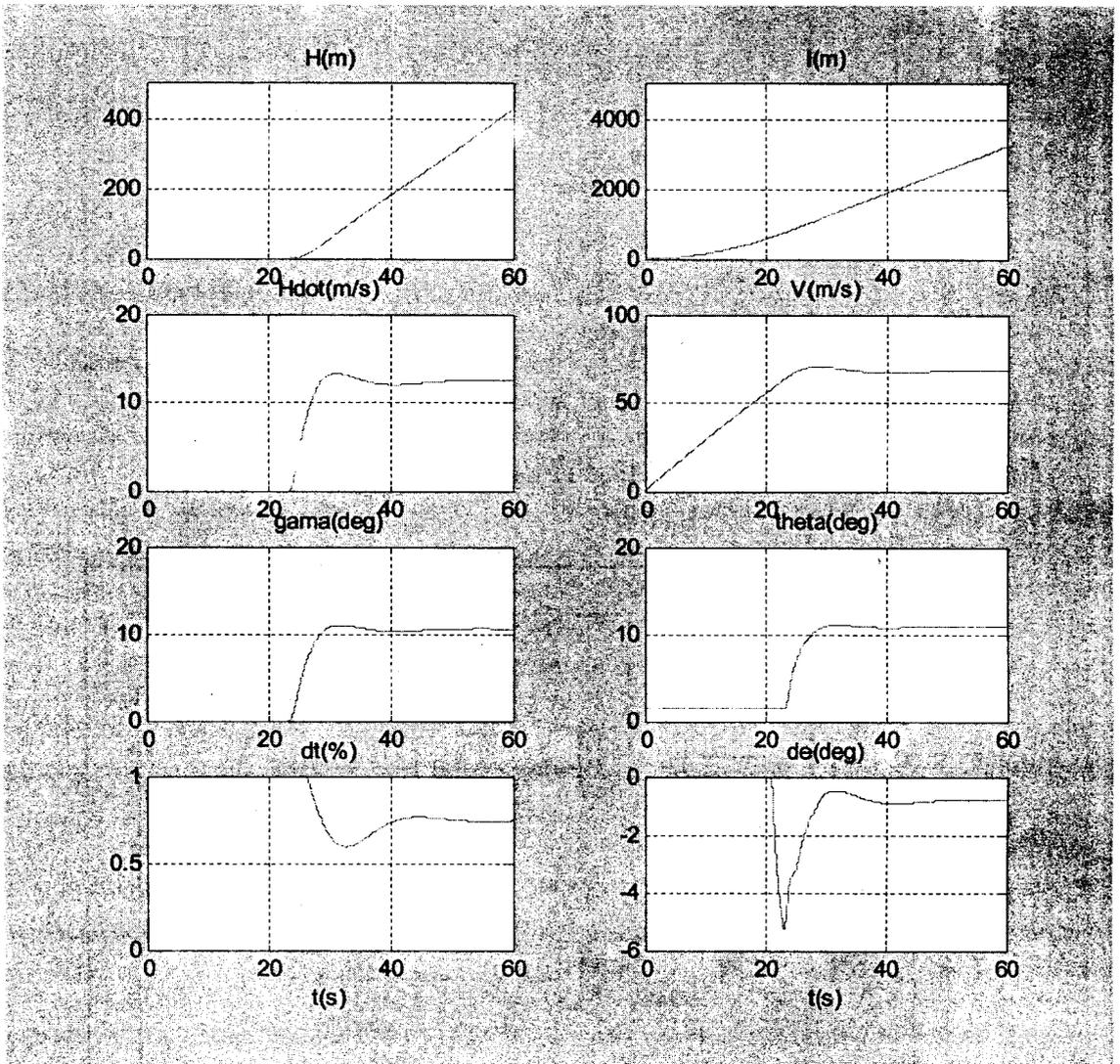


图 4-3 无人机滑跑、起飞仿真结果

仿真图说明：图 4-3 为无人机从地面滑跑、起飞离地、爬升到 400 米高空左右时的仿真结果图，图中高度  $H$  和滑跑距离  $l$  的单位是米( $m$ )，所有角度的单位都为度(deg)。

仿真结果分析:

从图 4-3 中仿真曲线可以看出: 无人机从  $V = 0$  开始在最大推力下加速滑跑, 当  $V = 63.38 \text{ m/s}$  时开始自动拉杆、升降舵负偏, 继而抬前轮, 进行两轮滑跑, 当升力  $L$  大于重力  $G$  时, 无人机完全离地, 离地速度  $V = 64.4 \text{ m/s}$ , 开始进入加速爬升阶段。

从图可以看出, 无人机抬起前轮后, 经过很短的一段时间就完全离地了, 这是因为为了保持无人机在滑跑时快速加速滑跑, 给定发动机工作在最大推力下, 而且无人机质量相对较小, 所以两轮滑跑阶段时间很短, 无人机几乎在抬起前轮后几秒内马上就完全离地了。

无人机升降舵的曲线变化较大, 这是由于飞机从拉起到离地采用了不同的控制逻辑, 由控制律的切变引起的。经过一段时间, 由于推力控制系统的作用, 无人机以恒定的航迹角爬升, 爬升速度较快, 仿真结果较符合实际情况。

本设计中的起飞跑道长度为  $1600 \text{ m}$ , 在整个地面滑跑过程中, 无人机滑跑总距离  $l = 776 \text{ m}$ , 符合设计要求。

### 4.3 无人机侧向自动起飞控制系统设计

无人机起飞时需要沿着跑道中心线滑跑起飞, 当无人机在滑跑过程中偏离跑道中心线时, 自动控制系统就必须控制无人机回到跑道中心线上, 保持正确的航向, 防止无人机滑出跑道。

无人机在地面滑跑过程中不会出现倾斜, 所以相对空中飞行状态中的侧向控制, 不能通过控制副翼产生滚转来纠正偏航。一般来说, 起飞滑跑前半段借助于前轮操纵装置来保持滑跑方向, 必要时采用主刹车系统, 而后半段则采用方向舵来保持滑跑方向。

本设计中我们主要采用操纵前轮偏转、以方向舵为辅助来纠正无人机滑跑过程中出现的侧向偏离。

地面滑跑侧向综合控制图如下:

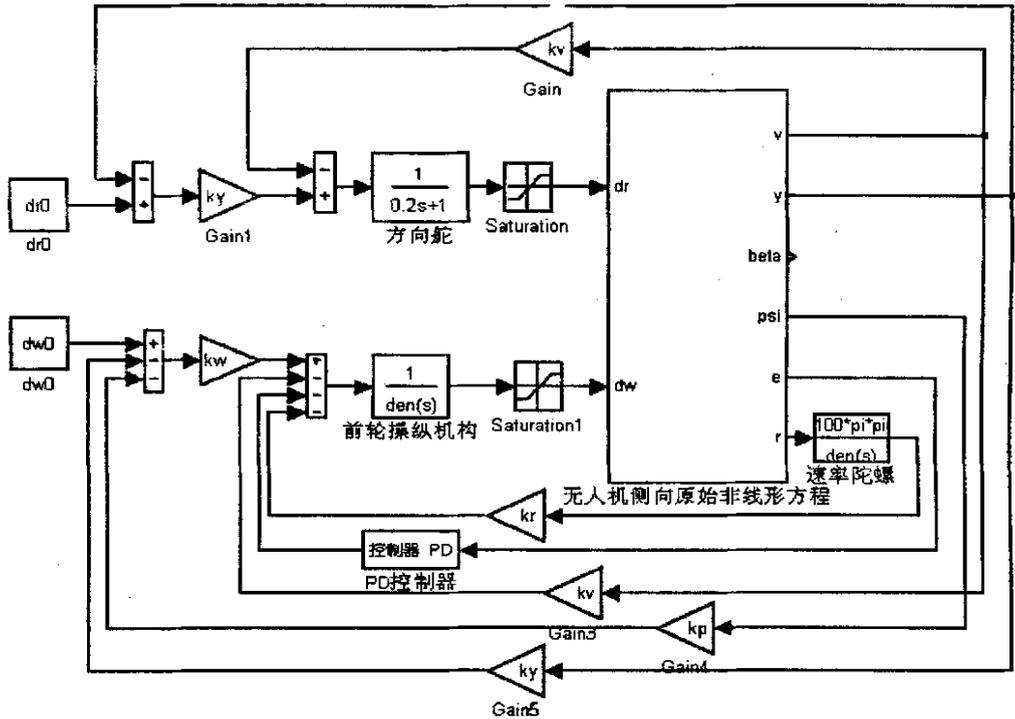


图 4-4 滑跑侧向综合控制图

采用的侧向控制律为：

$$\delta_r = k_y y + k_{yi} y$$

$$\delta_w = k_\psi \psi + k_r r + k_\epsilon \epsilon + k_{\dot{\epsilon}} \dot{\epsilon} + k_{y_w} y + k_{y_{i_w}} y$$

经过调参，选取一组参数如下：

$$k_y = 0.05, \quad k_{yi} = 0.01;$$

$$k_\psi = 5, \quad k_r = 0.6, \quad k_\epsilon = 1.2, \quad k_{\dot{\epsilon}} = 0.02, \quad k_{y_w} = 0.3, \quad k_{y_{i_w}} = 0.06.$$

速率陀螺传递函数与纵向的一样。

仿真结果为：

1. 当  $t = 10s$  时，无人机偏离跑道中心线，侧向偏离距离  $y = 2m$ ，所得仿真

曲线如图 4-5：

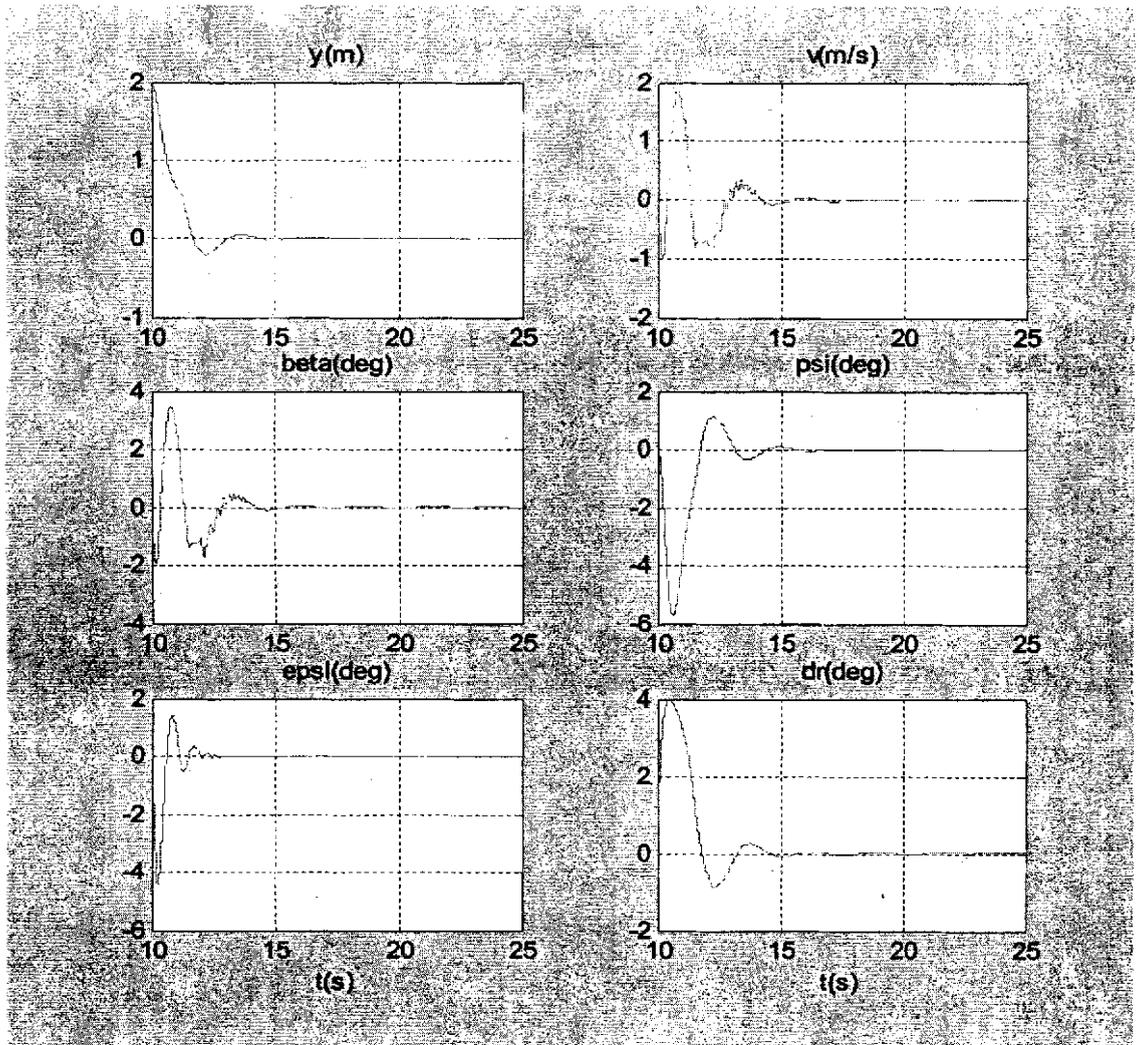


图 4-5 无人机地面滑跑侧向偏离控制仿真 ( $y = 2m$ )

2. 当  $t = 10s$  时, 无人机滑跑过程中出现偏航角偏差  $\psi = 5^\circ$ , 所得仿真曲线

如图 4-6:

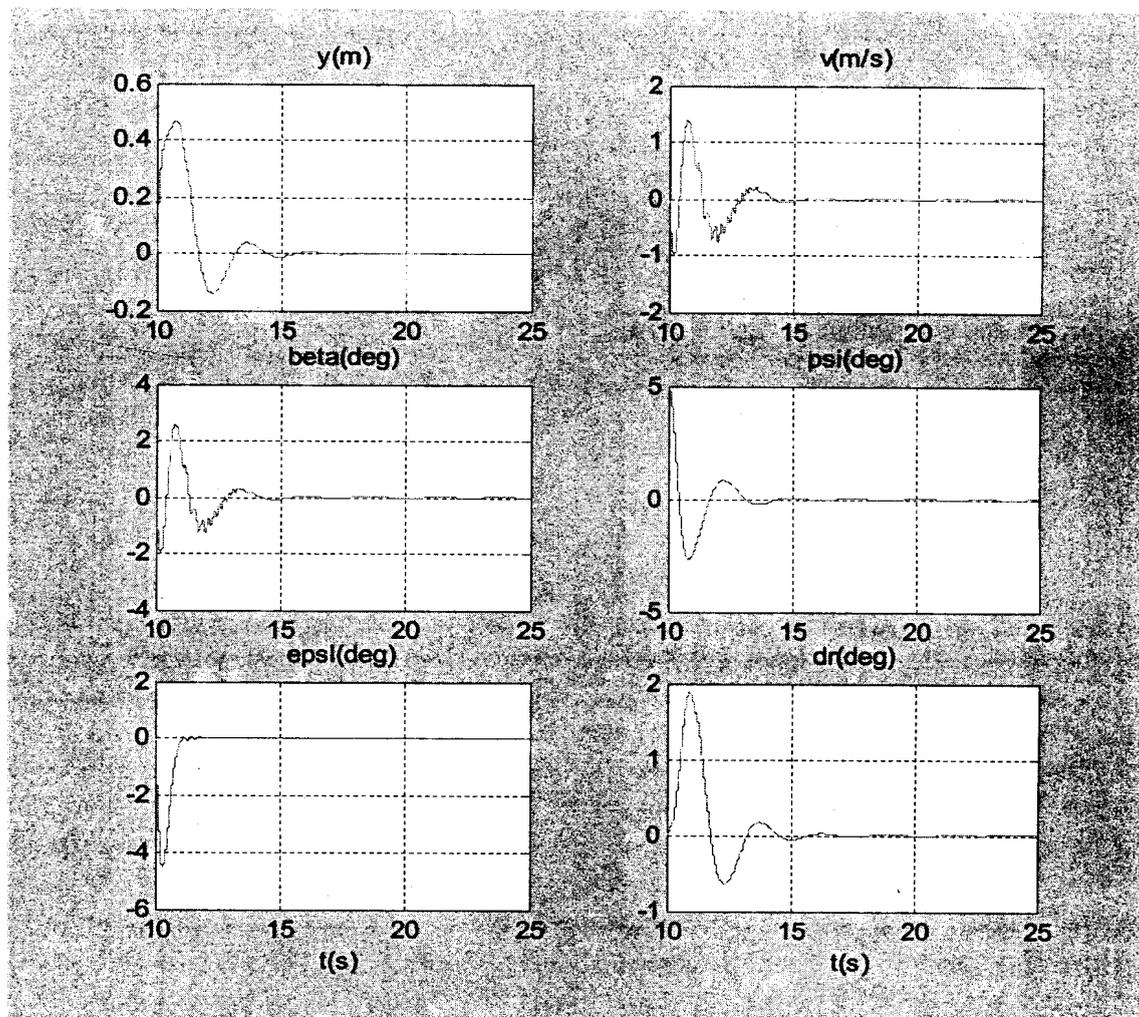


图 4-6 无人机地面滑跑侧向偏离控制仿真 ( $\psi = 5^\circ$ )

3. 当  $t = 10s$  时, 无人机滑跑过程中前轮因为某一原因出现偏转  $\epsilon = 5^\circ$ , 所得仿真曲线如图 4-7:

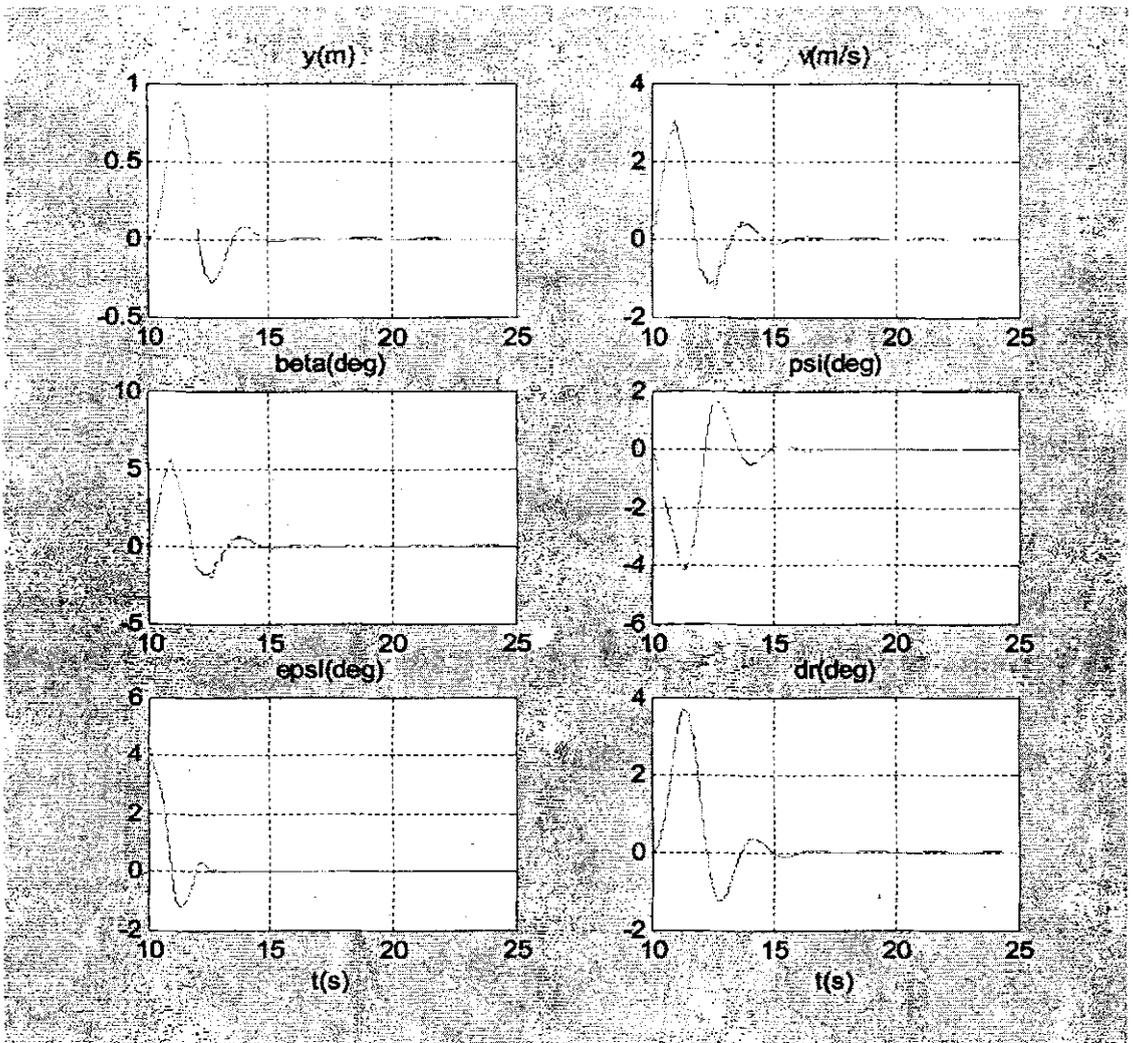


图 4-7 无人机地面滑跑侧向偏离控制仿真 ( $\epsilon = 5^\circ$ )

仿真结果分析:

从图 4-5~图 4-7 仿真曲线可以看出,当无人机在地面滑跑过程中分别出现侧向偏差  $y = 2m$ 、偏航角  $\psi = 5^\circ$  及前轮偏转  $\epsilon = 5^\circ$  时,自动控制系统通过操纵前轮偏转和方向舵偏转,能控制无人机回到跑道中心线上,纠正无人机的姿态,保持正确的起飞航向。

从仿真图也可以看出,当出现上述几种情况时,无人机在 5s 内就能基本实现控制目的,这在低速起飞阶段是允许的,所设计的控制系统满足要求。但有的仿真曲线不是很光滑,这可以通过调参,找到更合适的控制参数来解决。

## 第五章 无人机非线性着陆模型的建立

在整个无人机进场着陆全过程中，无人机将依次完成进场平飞、下滑、拉平和飘落几个阶段，无人机的飞行状态变化较大，由于第三章所述原因，也不适于采用小扰动线性化的方法建立无人机的线性化模型，而仍然直接使用非线性模型进行控制系统的设计研究。

在具体的控制系统设计中，我们仍将飞机的运动分为纵向与横侧向两个部分分别进行设计。

### 5.1 无人机着陆纵向运动方程的建立

#### 5.1.1 无人机着陆纵向运动方程

无人机着陆下滑时的纵向受力图如图 5-1 所示：

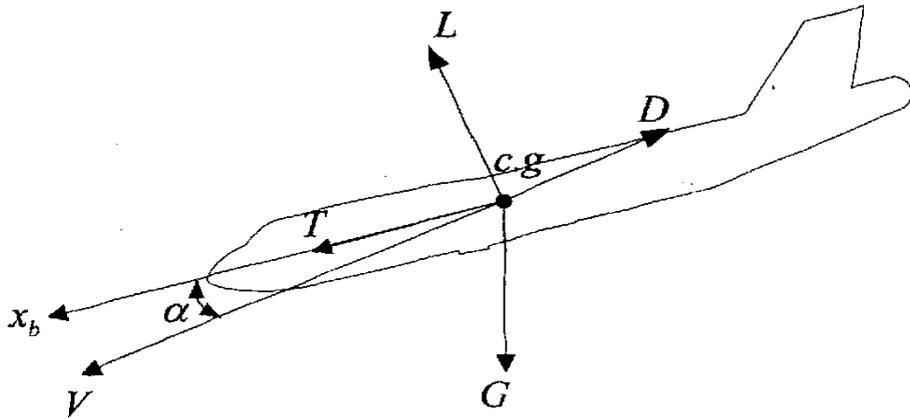


图 5-1 无人机着陆下滑纵向受力图

无人机着陆纵向运动原始微分方程组包括切向力方程、法向方程、纵向力矩方程、高度方程和距离方程，根据受力图 5-1，从飞机六自由度全面运动方程可得飞机纵向着陆运动学和动力学方程为<sup>[2]</sup>：

$$m \frac{dV}{dt} = T \cos(\alpha) - D - G \sin(\gamma)$$

$$mV \frac{d\gamma}{dt} = T \sin(\alpha) + L - G \cos(\gamma)$$

$$I_y \frac{dq}{dt} = M_y$$

$$\begin{aligned}\frac{d\theta}{dt} &= q \\ \gamma &= \theta - \alpha \\ \dot{h} &= V \sin(\theta - \alpha) \\ \dot{l} &= V \cos(\theta - \alpha)\end{aligned}\quad (6-1)$$

式中各参数符号的意义和单位与上面章节一样，不再做重复说明。其中，发动机安装角为零。

### 5.1.2 纵向着陆运动方程中参数的计算

由于现阶段飞机数据非常有限，在着陆阶段仍然使用起飞阶段中的飞机数据，根据已有的飞机数据，确定着陆纵向和侧向运动方程中的气动导数及其它各个参数的计算公式。

在纵向着陆阶段，推力  $T$  是从推力曲线得到的，阻力  $D$  是根据数据表一维线性插值得到的。

其它的参数计算公式如下：

$$\begin{aligned}Q &= 1/2\rho V^2 \\ \bar{\alpha} &= \frac{C_A}{2V} \alpha \\ \bar{q} &= \frac{C_A}{2V} q \\ L &= QS_w(C_{L0} + C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) + C_{L\dot{\alpha}} \bar{\alpha} + C_{Lq} \bar{q} + C_{L\delta_e} \delta_e) \\ M^{\alpha} &= QS_w C_A(C_{m0} + C_{m\alpha}(\alpha - \alpha_0) + C_{m\dot{\alpha}} \bar{\alpha} + C_{mq} \bar{q} + C_{m\delta_e} \delta_e)\end{aligned}$$

式中参数符号的意义及单位与上面章节一样，不再做重复说明。

## 5.2 无人机着陆侧向运动方程

### 5.2.1 无人机着陆侧向运动方程

无人机侧向运动原始微分方程组包括侧向力方程、侧向力矩方程、侧向位移方程、滚转角方程和偏航角方程，从飞机六自由度全面运动方程可得飞机侧向运动学和动力学方程为：

$$mV\left(\frac{d\beta}{dt} + r\right) = Y^\alpha + G\phi$$

$$I_x \frac{dp}{dt} - I_{xz} \frac{dr}{dt} = L^\alpha$$

$$I_z \frac{dr}{dt} - I_{xz} \frac{dp}{dt} = N^\alpha$$

$$\frac{d\phi}{dt} = p$$

$$\frac{d\psi}{dt} = r$$

$$\chi = \psi + \beta$$

$$y = V \sin(\psi + \beta) \quad (6-2)$$

其中：

- |              |                      |
|--------------|----------------------|
| $\beta$ ：    | 侧滑角；                 |
| $\phi$ ：     | 滚转角；                 |
| $\psi$ ：     | 偏航角；                 |
| $p$ ：        | 滚转角速度；               |
| $r$ ：        | 偏航角速度；               |
| $I_{xz}$ ：   | $O_x$ 与 $O_z$ 轴的惯性积； |
| $L^\alpha$ ： | 滚转力矩；                |
| $N^\alpha$ ： | 偏航力矩。                |

式中其它参数符号及意义与上面章节一样。

### 5.2.2 侧向运动方程中参数的计算

根据现阶段所得飞机数据, 确定侧向运动学和动力学方程中参数的计算公式如下:

$$Q = 1/2\rho V^2$$

$$\bar{r} = \frac{b}{2V} r$$

$$\bar{p} = \frac{b}{2V} p$$

$$Y^\alpha = QS_w(C_{y\beta}\beta + C_{yr}\bar{r} + C_{yp}\bar{p} + C_{y\delta_r}\delta_r + C_{y\delta_a}\delta_a)$$

$$L^\alpha = QS_w(C_{l\beta}\beta + C_{lr}\bar{r} + C_{lp}\bar{p} + C_{l\delta_r}\delta_r + C_{l\delta_a}\delta_a)$$

$$N^\alpha = QS_w b(C_{N\beta}\beta + C_{Nr}\bar{r} + C_{N\delta_r}\delta_r + C_{N\delta_a}\delta_a)$$

其中:

$\bar{r}$ : 无因次偏航角速率;

$\bar{p}$ : 无因次滚转角速率;

$\delta_r$ : 方向舵偏角;

$\delta_a$ : 副翼偏角。

以上角度单位均为弧度 (rad)。

在无人机自动着陆纵向和侧向运动模型建立以后, 就可以进行控制系统的设计研究。

## 第六章 无人机自动着陆控制律设计与仿真

### 6.1 自动着陆系统概述

飞行控制的最终目的是控制飞行器以规定的精度保持或跟踪预定的飞行轨迹。控制飞行器运动轨迹的系统称为制导系统，它是在角运动控制系统的基础上形成的，其内回路是姿态角控制系统<sup>[1]</sup>。

自动着陆系统是由地面导引设备和机载制导设备两部分组成。地面导引设备包括下滑导引设备、方位导引设备、测距设备，以及拉平引导和滑跑专用引导设备。它们可以为飞机提供无线电波束导引服务，具体地说，为飞行控制系统提供纵向偏差角 ( $\Gamma$ ) 信号和侧向偏差角 ( $\lambda$ ) 信号。

国际民航组织 (ICAO) 按能见度条件将飞机进近着陆划分为三个等级，其中第 III 类标准的精度要求为：

决断高度 (DH): 15m

水平定位精度: 4m

垂直定位精度: 0.5m

根据国内外资料，目前无线电波束导引系统的研制和设计都能满足第 III 类标准的精度要求。

### 6.2 无人机自动控制系统基本性能要求

参考有关资料，自动控制系统基本性能要求如下：

#### 6.2.1 姿态角自动控制系统的精度及瞬态响应要求

##### 1. 精度

滚转角  $\phi$  在  $\pm 60^\circ$  内，精度不低于  $\pm 1^\circ$ 。俯仰角  $\theta$  在  $\pm 15^\circ$  内，精度不低于  $\pm 0.5^\circ$ 。

飞机进入自动控制后，偏航角  $\psi$  在  $\pm 7^\circ$  内，精度不低于  $\pm 0.5^\circ$ 。

在场域飞行阶段要求精确控制飞行轨迹和飞行速度，保持飞行姿态的稳定和控制精度。为防止飞机着陆时翼尖触地和不致给飞机造成大的冲击，要求飞机进

场着陆时应尽量平缓,控制精度应控制在下列范围内<sup>[4]</sup>:

- 1) 俯仰角稳定度 $\leq 1^\circ$
- 2) 倾斜角稳定度 $\leq 1^\circ$
- 3) 航向角稳定度 $\leq 1^\circ$
- 4) 高度稳定度 $\leq 10\text{m}$
- 5) 速度稳定度 $\leq 3\text{m/s}$

## 2. 瞬态响应

三个姿态角的瞬态响应均要求平滑、迅速。对俯仰角来说,人工强迫操纵飞行自动控制系统使 $|\theta|$ 变化 $5^\circ$ ,返回初始状态的超调量不应超过 $1^\circ$ ;对航向角来说,人工强迫操纵飞行自动控制系统使 $|\psi|$ 变化 $5^\circ$ ,返回初始航向的超调量不应超过 $1^\circ$ 。

### 6.2.2 飞行轨迹自动控制系统的精度与瞬态响应要求

高度保持的精度随飞机高度及滚转角而异。参考有关资料<sup>[8]</sup>,在 $9100\text{m}$ 以下为 $9\text{m}$ ;在 $9100\text{m}$ 到 $16700\text{m}$ ,相对误差为 $0.1\%$ ;在 $16700$ 到 $24400\text{m}$ ,当 $\gamma = 0^\circ$ 时,相对误差由 $0.1\%$ 线性变化到 $0.2\%$ ,当 $\gamma = 0 \sim 30^\circ$ 时,误差为 $27\text{m}$ 及 $0.4\%$ 两值中的最大值,无人机的进场制导要求精度相对还要高一点。

## 6.3 无人机纵向自动着陆控制系统设计

着陆过程包括定高、下滑、拉平、飘落及滑跑几个阶段。飞机着陆前先在 $250 \sim 500\text{m}$ 高度做定高飞行,当截获到下滑波束线后即以 $-2.5^\circ \sim -6^\circ$ 的航迹倾斜角下滑。此时飞机速度仍然相当高,不低于失速速度的 $1.3$ 倍,本设计中的无人机接地前的速度达到了 $68\text{m/s}$ 左右,因此当飞机沿着 $\gamma = -3.5^\circ$ 下滑时,飞机的垂直速度 $h$ 约为 $h = -4.2\text{m/s}$ ,以如此大的接地速度是不允许的。目前规定自动着陆时飞机的接地垂直速度为 $H = -0.5 \sim -0.6\text{m/s}$ ,因此在下滑末端需要减小航迹倾斜角 $\gamma$ ,使飞机沿曲线运动拉起,此阶段叫拉平。然后使速度向量与地面平行,由于速度逐渐减小,飞机重力大于升力,飞机主机轮接地,继而前轮接地完成地面减速

滑跑。

本节将无人机的着陆分为定高、下滑和拉平三个阶段，分别设计了控制律，并介绍了下滑波束导引系统和自动拉平着陆系统的导引律。由于下滑波束导引系统和自动拉平系统都是以俯仰角保持与控制回路为内回路的，因此首先介绍一下俯仰角保持与控制回路的设计过程。

### 6.3.1 俯仰姿态保持控制律设计

俯仰姿态控制系统是用于保持与控制飞机的俯仰角 $\theta$ ，它根据飞行状态（爬升、平飞或者下降）的需要将飞机保持在给定的姿态角 $\theta_g$ 。控制系统方框图如下：

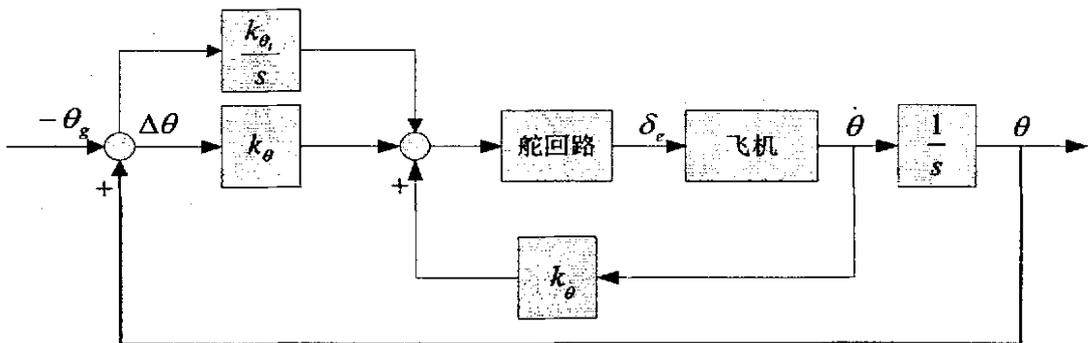


图 6-1 俯仰角姿态控制系统方框图

其中， $k_\theta$ 、 $k_{\dot{\theta}}$  分别为俯仰角和俯仰角速率反馈增益， $k_q$  为积分环节增益。引入俯仰角速率反馈的目的是为了增加系统阻尼，引入积分环节的目的是为了改善俯仰角的稳态控制精度。这样，俯仰姿态控制系统控制律为：

$$\delta_c = k_\theta(\theta - \theta_g) + k_{\dot{\theta}} \int(\theta - \theta_g)dt + k_q \dot{\theta}$$

经过调参，选取一组参数： $k_\theta = 1.2$ ， $k_{\dot{\theta}} = 0.1$ ， $k_q = 2.5$ 。

### 6.3.2 高度保持控制律设计

进场着陆的初始阶段需保持高度的稳定，飞行高度的稳定与控制不能仅由俯仰角的稳定与控制来完成，需要引入高度差信号。高度控制系统利用气压高度表测量飞机高度，与给定高度比较得到高度差信号，由高度差信号控制飞机的姿态，改变飞机航迹倾斜角，使飞机回到预定高度。其控制系统方框图如下：

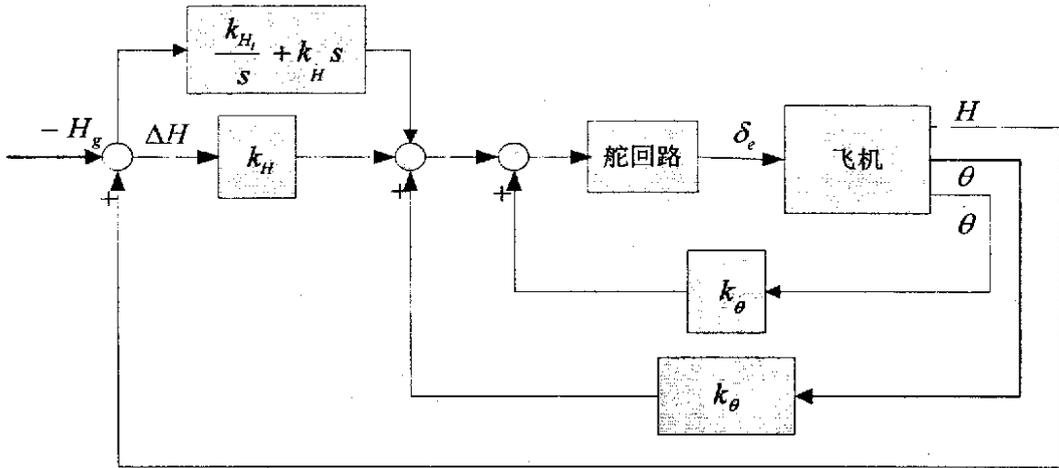


图 6-2 高度保持控制系统方框图

其中， $k_H$ 、 $k_{H_i}$  分别为高度差和高度变化率反馈增益， $k_{H_i}$  为积分环节增益。

引入高度差变化率反馈的目的是为了增加高度稳定系统的阻尼，引入高度差积分信号的目的是为了改善定高系统的稳态控制精度。这样，高度保持控制系统控制律为：

$$\delta_e = k_{\theta} \theta + k_{\dot{\theta}} \dot{\theta} + k_H \Delta H + k_{H_i} \int \Delta H dt + k_H \Delta H$$

其中  $\Delta H = H - H_g$ 。

经过调参，选取一组参数： $k_H = 0.001$ ， $k_{H_i} = 0.03$ ， $k_{\dot{\theta}} = 0.002$ 。

### 6.3.3 下滑波束导引律设计

下滑波束导引系统为无人机进场下滑提供了一条标准的下滑轨道，该系统的工作原理在第二章中已详细介绍过，在此不再重复。

下滑波束导引系统以俯仰角保持与控制系统为内回路，建立下滑波束导引系统控制律包括以下内容：

#### 1. 建立下滑轨迹运动方程式

构成任何制导系统必须有运动学环节，建立下滑轨迹运动方程式的目的是建立无人机角运动量  $\Delta\gamma$  与波束偏差角  $\Gamma$  之间的几何关系。下滑波束导引几何关系图如下：

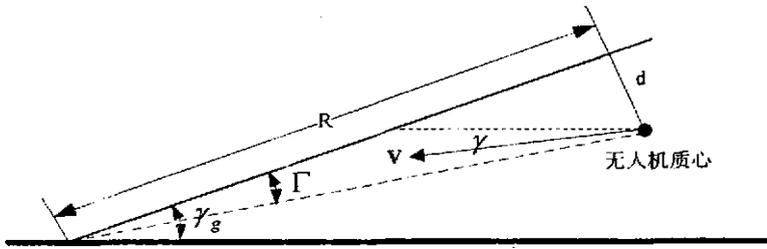


图 6-3 下滑波束导引几何关系图

图 6-3 中,  $d$ : 无人机偏离波束中心线的距离;

$R$ : 无人机距着陆点的距离;

$V$ : 无人机下滑速度;

$\gamma_g$ : 给定下滑轨迹角;

$\gamma$ : 无人机航迹角;

$\Gamma$ : 波束偏差角。

根据图 6-3, 有如下关系:

$$d = V \sin(\gamma_g + \gamma) \approx V(\gamma_g + \gamma) \quad (6-1)$$

$$d = \frac{V}{s}(\gamma_g + \gamma) \quad (6-2)$$

$$\text{tg}\Gamma = \frac{d}{R} \quad (6-3)$$

$$\Gamma = \text{arctg} \frac{d}{R} \approx \frac{d}{R} \quad (6-4)$$

由式 (6-1) ~ (6-4) 得出下滑波束导引运动学结构图如图 (6-4) 所示。

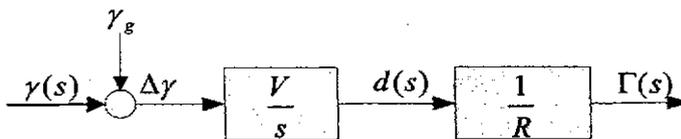


图 6-4 下滑波束导引运动学结构图

## 2. 建立下滑波束耦合器

下滑波束耦合器的作用是实现下滑波束偏差角  $\Gamma$  和无人机相应俯仰操纵角之间的转换。

为提高导引系统稳态精度, 耦合器以比例加积分的形式控制俯仰角位移系统, 同时为改善导引系统动态特性, 可以再在耦合器中接入相位提前网络。下滑耦合器的结构图如图 6-5 所示。

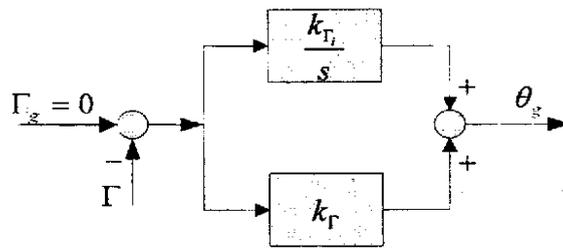


图 6-5 下滑耦合器结构图

下滑耦合器控制律为:

$$\theta_g = k_{\Gamma} \Gamma + k_{\Gamma_i} \int \Gamma dt$$

其中:  $k_{\Gamma} = 50$ ,  $k_{\Gamma_i} = 12$ 。

### 3. 下滑波束导引系统结构图

综合上面几个过程, 得下滑波束导引系统结构图如图 6-6 所示。

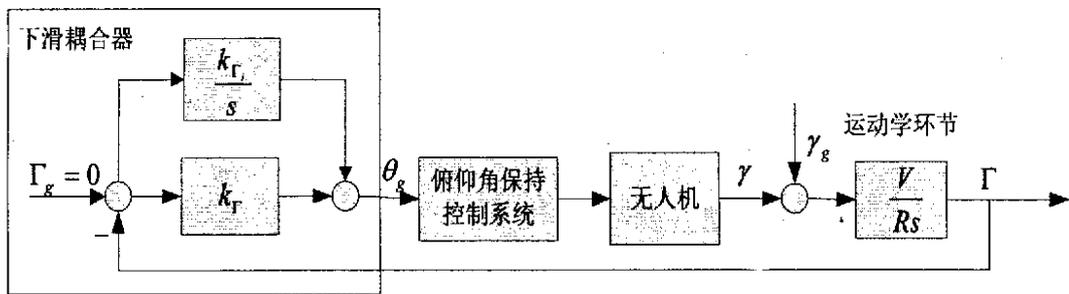


图 6-6 下滑波束导引系统结构图

### 6.3.4 自动拉平系统导引律设计

飞机在垂直平面内, 从下滑过渡到实际着陆点的纵向运动轨迹称为拉平轨迹, 设计拉平轨迹的任务是将下滑时的垂直速度减少到允许的着地速度, 即拉平机动开始后, 机头应逐渐抬起。拉平轨迹的设计思想是, 使飞机的垂直速度  $H$  随着高度  $H$  的下降而相应减少, 使飞机每个瞬间的下降速度和它的当前高度成比例。即:

$$\dot{H}(t) = -\frac{1}{\tau} H(t)$$

为使飞机沿着设计的指数轨迹飞行, 拉平自动控制系统应控制飞机遵循式

$$H_g = H_0 e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (6-5)$$

式 (6-5) 所表示的规律。

其中  $H_0$ 、 $\tau$  和  $l$  分别为拉平初始高度、指数曲线时间常数和拉平距离。

由机上测距装置测出  $l$ ，并算出飞机应有的给定高度  $H_g$ ，机上无线电高度表测出飞机相对高度  $H$ ，当  $H_g - H \neq 0$  时，形成控制信号控制飞机高度使误差为零，实现拉平轨迹。目前仍不具有足够精度的着陆用机上无线电测距仪，因此可根据拉平轨迹的另一方程建立拉平耦合器。以

$$H_g = -\frac{h}{\tau} + H_{jid}$$

作为自动拉平系统的控制信号，则可将整个拉平的过程看作飞机实际下降率  $H$  不断跟踪  $H_g$  的过程，这就避免了测距的实际困难。

为提高控制系统的稳态精度，引入误差  $H$  的积分，拉平耦合器采用比例加积分的控制规律形式，自动拉平系统结构图如下：

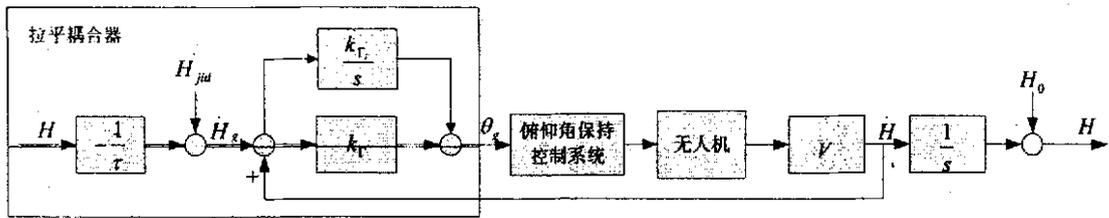


图 6-7 自动拉平系统结构图

飞机允许接地速度为  $H_{jid} = -0.2m/s$ ，取  $\tau = 3.5s$ 。

拉平耦合器控制律为：

$$\theta_g = k_H H + k_{Hi} \int H dt$$

其中  $k_H = 0.3$ ， $k_{Hi} = 0.005$ 。

### 6.3.5 无人机纵向自动着陆控制律设计

#### 1. 下滑角度的选择

着陆下滑阶段一般按下滑角度的大小分为普通角度下滑 ( $2.5^\circ \sim 3^\circ$ ) 和陡峭下滑 ( $5^\circ \sim 6^\circ$ ) 两种下滑方式。陡峭下滑具有以下的特点：

- 1) 减少了对机场附近的噪声污染。陡峭下滑方式与普通角度下滑方式相比,下降相同的距离只使用了普通角度下滑的一半时间,并且,陡峭下滑时飞机所提供的推力也小于普通角度下滑。
- 2) 由于陡峭下滑时,飞机提供的推力较小,减少了总的燃油消耗。
- 3) 采用陡峭下滑,可以有效地避免飞机(尤其是大型飞机)产生的涡流。不过,采用陡峭下滑方式也存在以下一些缺点:
- 4) 使飞机下滑时所受的阻力增大。
- 5) 采用陡峭下滑,使飞机的下降速度较大,当遇到紧急情况时,飞行员脱离自动下滑方式,做出决策的时间相应减少。

正常角度下滑方式的优缺点与陡峭下滑方式相反。

参考了我国的机场状况和本研究中无人机的着陆特性,在本论文中我们选取  $\gamma = 3.5^\circ$  下滑角度下滑。自动下滑过程一般是选择合适的下滑耦合器的控制律,通过俯仰角位移系统来修正实际轨迹和下滑线之间的偏差,使飞机沿波束中心线下滑。

## 2. 拉平轨迹的选择

目前常用的拉平轨迹主要有以下几种:

### (1) 下降速率是时间的函数。

这种控制方案在拉平时需要进行一些调整以获得需要的初始下降速率或飞机的地速。同时采用这种控制律方案需要飞机在特定的高度开始拉平才能工作。此外,这种控制方案着陆精度比较差,所以随着对飞机着陆精度要求的提高,这种方法已经很少采用。

### (2) 指数拉平轨迹。

目前在自动着陆中最常用的就是这种指数拉平轨迹,指数拉平的设计思想是使飞机的垂直下降速率随着高度的下降而相应减小,使飞机每个瞬间的下降速度和它当前的高度成比例。这种控制律方案较易实现,且精度较高。

### (3) 四次曲线拉平。

拉平高度是沿跑道距离的函数。这种拉平控制律又分为两种:一种是变时间常数的拉平控制律,另一种是固定轨迹的拉平控制律。根据资料表明,这种拉平方案的特点是所需拉平时间较短、容易较快达到所需接地速度。

由于指数拉平轨迹比较成熟、容易实现，精度较高，在本次设计中选择了指数拉平轨迹。

### 3. 升降舵控制律

升降舵的控制律按照定高、下滑和拉平三个阶段来设计，分别采用高度保持控制律、下滑波束导引系统导引律和自动拉平系统控制律。当无人机截获到下滑信标后，断开高度保持系统开始下滑，无人机下降到拉平决策高度  $h = 15m$  时开始拉平。

无人机进场着陆的初始阶段需要保持高度的稳定，在俯仰姿态控制的基础上引进高度差信号，由高度差信息控制飞机的姿态，改变飞机航迹倾斜角，使飞机回到预定高度。高度保持系统必须有测量相对给定高度偏差的测量装置，即高度差传感器，如气压式高度表、无线电高度表和大气数据传感器等。

无人机着陆时沿着一条预定轨迹下滑。在下滑阶段以波束偏差角  $\Gamma$  为控制量，当飞机偏离波束中心线飞行时，出现波束偏差角  $\Gamma$ ，下滑耦合器输出形成的指定信号  $\Delta\theta_g$ ，它控制俯仰角使无人机产生  $\Delta\theta$ ，迫使无人机回到等信号线。由于下滑耦合器，可通过俯仰角位移系统修正飞行轨迹，使飞机沿波束中心线下滑。

拉平阶段以升降速率  $H$  为控制量， $\dot{H}$  可以由垂直速度传感器取得，当无人机的下降速度  $H$  与预定的下降速度  $H_g$  存在偏差时，由拉平耦合器输出指令信号  $\Delta\theta_g$ ，形成俯仰角指令控制飞机拉平。

### 4. 推力控制系统

飞机要通过自动着陆系统准确的着陆，就要求其自动着陆控制系统具有非常高的下滑轨迹控制精度。以俯仰姿态角控制为基础，同时考虑进场动力补偿。

在飞机下滑和拉平期间，当飞机的姿态发生变化时，为保证飞机能够准确地保持理想的下滑和拉平轨迹，需要同时采用推力系统来保证飞机速度的稳定。控制飞机航迹角的过程是先操纵舵面，改变飞行姿态，然后借助于飞机本身的升力增量的变化，使速度向量以非周期动态过程的形式跟踪姿态角的变化，最终使得航迹角的变化等于俯仰角的变化。

在第三章自动起飞控制律设计里面就提到过，推力控制系统控制律的设计方法有两种：一种是传统的推力控制系统即直接稳定速度；另一种是采用迎角稳定

系统，即通过控制飞机迎角来间接控制飞机速度。基于第三章中提到的原因，在自动着陆控制系统设计中仍采用第一种即直接稳定速度的推力控制方法。

### 5. 纵向自动着陆控制结构图

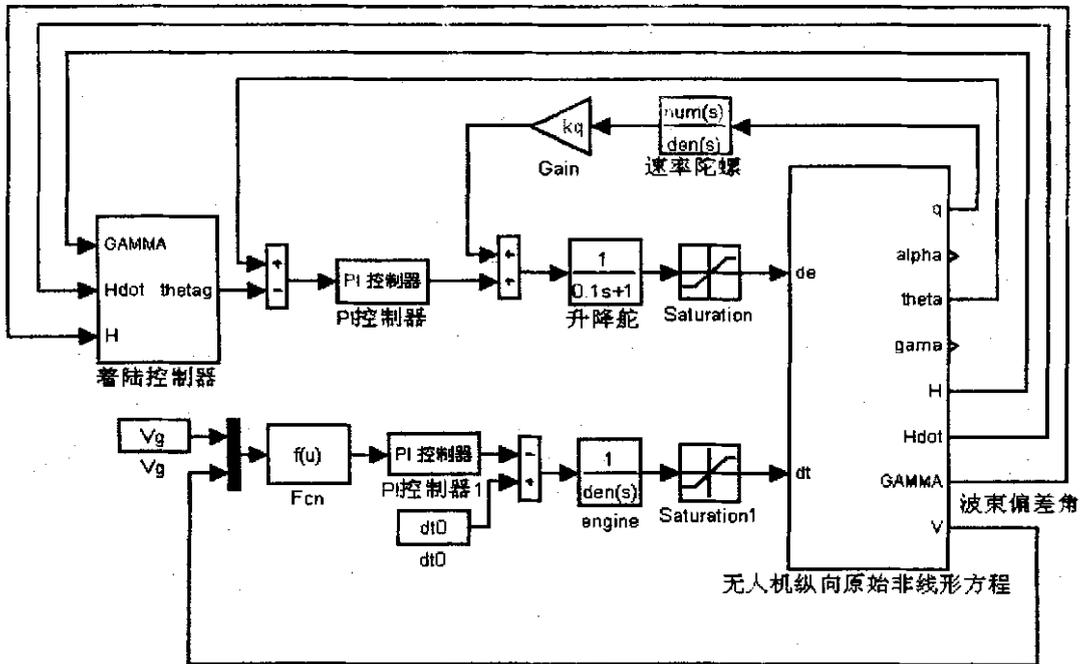


图 6-8 自动着陆纵向综合控制仿真结构图

控制律为：

$$\delta_e = [(k_\theta + k_\alpha / s)(\theta - \theta_g) + k_q q] \left( \frac{1}{0.1s + 1} \right)$$

$$\delta_t = (k_v + k_u / s) \frac{V - V_g}{V_g}$$

着陆控制器提供理想下滑轨迹，其结构如图 6-9 所示：

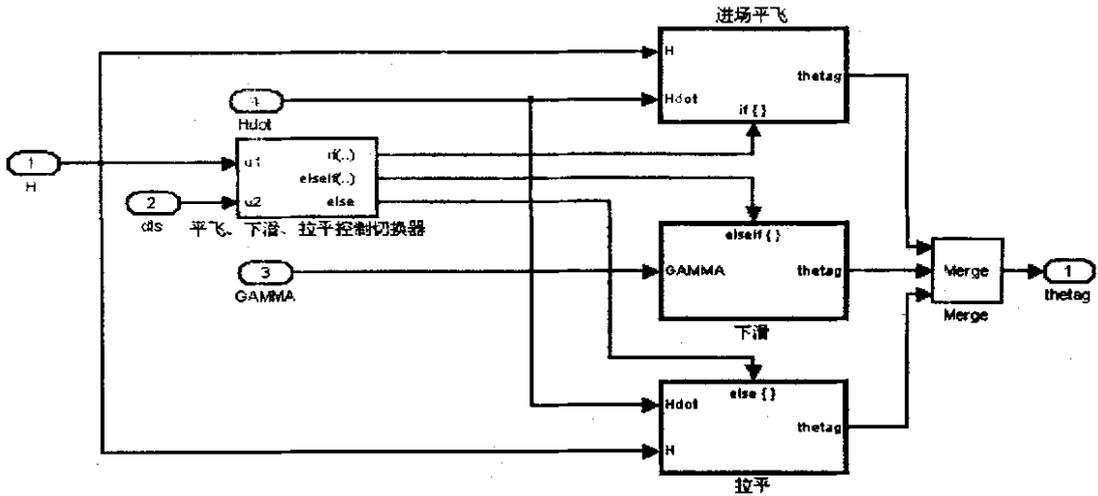


图 6—9 纵向着陆控制器

进场平飞段:  $\theta_g = (k_{Hc} + k_{Hci}/s)(H - H_g) + k_{Hc} \dot{H}$

下滑段:  $\theta_g = (k_{\Gamma} + k_{\Gamma i}/s)\Gamma$

拉平段:  $\theta_g = (K_{Hl} + K_{Hli}/s)(\dot{H} - \dot{H}_g)$

其中:  $\dot{H}_g = -\frac{H}{\tau} + \dot{H}_{jid}$

经过调参, 得到一组参数如下:

$$k_{Hc} = 0.001, \quad k_{Hci} = 0.03, \quad k_{Hc} = 0.002;$$

$$k_{\Gamma} = 50, \quad k_{\Gamma i} = 12;$$

$$k_{Hl} = 0.3, \quad k_{Hli} = 0.005;$$

仿真结果图为:

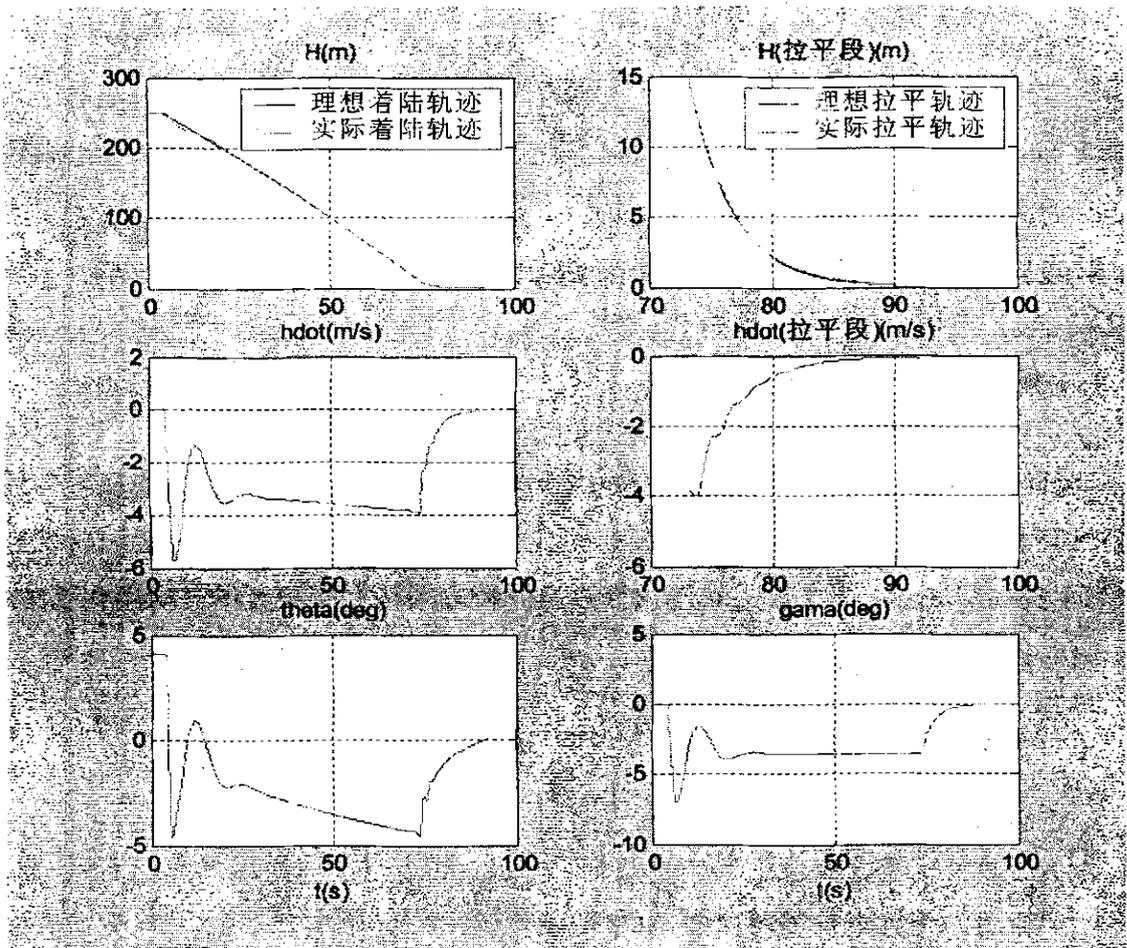


图 6-10 纵向着陆仿真结果图

仿真结果分析:

仿真结果如图 6-10, 从图中曲线可以看出无人机的实际着陆轨迹比较符合理想轨迹, 其中在下滑的初始阶段各个输出量的跟踪误差比较大, 这是因为仿真时无人机是从进场平飞状态突然开始进入下滑, 无人机飞行状态改变很大, 且平飞到下滑控制律进行了切换, 导致下滑的初始阶段轨迹跟踪误差增大。飞机进入下滑阶段之后, 随着控制律中积分环节逐渐起作用, 误差逐渐减小到 0, 跟踪曲线比较平滑。

当无人机在下滑波束导引系统的导引下下滑到 30 米高度时, 着陆控制器将偏差信号  $\Gamma$  断开, 引入无线电高度表信号, 通过无线电高度表信号控制无人机继续下滑, 当下滑到  $h = 15$  米, 通过一个转换开关将下滑控制器转换到拉平控制器, 无人机的下降速率逐渐减小, 无人机以指数曲线拉平。拉平阶段的轨迹跟踪误差很小, 最大都只在 0.1 米附近。

由于着陆重量较大,下滑时无人机下降速度略有增加,然后逐渐处于在 $-4\text{m/s}$ 左右,进入拉平段之后逐渐减小,无人机着陆时接地速度 $H = -0.051\text{m/s}$ ,接地点的航迹角 $\gamma = -0.05^\circ$ ;均符合要求。

## 6.4 无人机侧向自动着陆控制律设计与仿真

### 6.4.1 侧向轨迹控制系统介绍

侧向自动着陆控制系统的主要任务是实现着陆过程中侧向运动轨迹和航向的精确控制,主要是对最终航向的保持以及侧偏的修正。无人机着陆时的侧向轨迹控制有多种方法,下面主要介绍侧向偏离自动控制系统和侧向波束自动控制系统。

#### 1. 侧向偏离自动控制系统

侧向偏离自动控制系统以偏航角 $\psi$ 及滚转角 $\phi$ 自动控制系统作为内回路,侧向的偏离一般通过飞机转弯的方式来修正,侧向偏离控制律有以下几种方案<sup>[1]</sup>:

- 1) 通过副翼控制滚转转弯以修正侧向偏离( $y$ ),方向舵只起阻尼与辅助协调作用,此方案目前使用比较广泛。
- 2) 同时通过副翼与方向舵两通道协调转弯来控制 $y$ 。
- 3) 利用方向舵控制转弯来修正 $y$ ,副翼通道起辅助协调作用。
- 4) 利用方向舵使飞机保持航向,靠滚转产生侧滑来修正 $y$ 。在自动着陆时,采用此方案能使机头保持与跑道中心线平行的方向,但为了修正 $y$ 而需滚转,使机翼有触地的危险。
- 5) 通过飞机不倾斜的平面转弯来修正 $y$ 。副翼保持机翼水平,方向舵控制飞机平面转弯来修正侧向偏离 $y$ 。

前三种方案均靠协调转弯修正 $y$ ,后两种方案是靠侧滑角产生侧力,侧力值一般不大,故修正 $y$ 的过程较缓慢。

#### 2. 侧向波束自动控制系统

侧向波束自动控制系统是通过耦合器将飞机偏离航向信标台发射的无线电波束等强度线的信号变成滚转控制指令，输给自动驾驶仪侧向通道，操纵副翼偏转改变航迹方位角  $\chi$ ，修正飞机水平航迹。侧向波束自动控制系统由无线电接收机、侧向波束耦合器和自动驾驶仪侧向通道组成。

侧向波束自动控制系统技术比较成熟，而且在前面的自动着陆控制系统设计中使用的是仪表着陆系统的下滑波束导引系统，因此，侧向自动控制系统仍然采用仪表着陆系统的侧向波束导引系统。

## 6.4.2 自动侧向波束导引

侧向波束导引系统以滚转角保持控制系统为内回路。首先介绍一下滚转角保持控制系统。

### 6.4.2.1 滚转角保持控制系统

当飞机作直线平飞或者起飞着陆时，要求稳定滚转角使之不受干扰力矩的影响；当飞机转弯时，需要飞机滚转产生的侧力来改变航向。这些都要用到滚转姿态控制系统，其方框图如下：

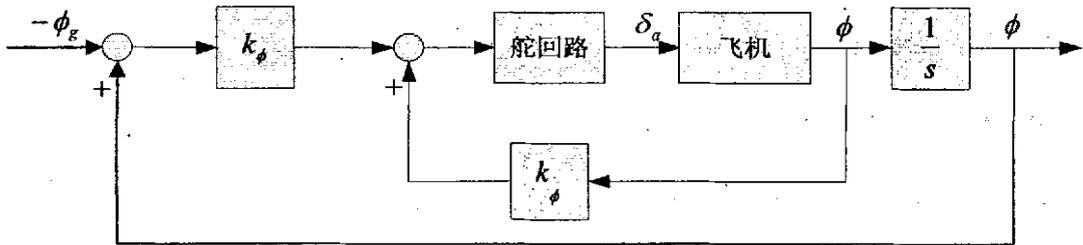


图 6-11 滚转角保持控制系统方框图

滚转角保持控制系统控制律为：

$$\delta_a = k_\phi(\phi - \phi_g) + k_{\dot{\phi}} \dot{\phi}$$

其中， $k_\phi$ 、 $k_{\dot{\phi}}$  分别为滚转角和滚转角速率反馈增益。

### 6.4.2.2 偏航角保持控制系统

航向控制系统以滚转角控制系统作为内回路，用与控制与保持飞机的航向。飞机要改变航向主要靠飞机的滚转角来实现，其控制系统方框图如下：

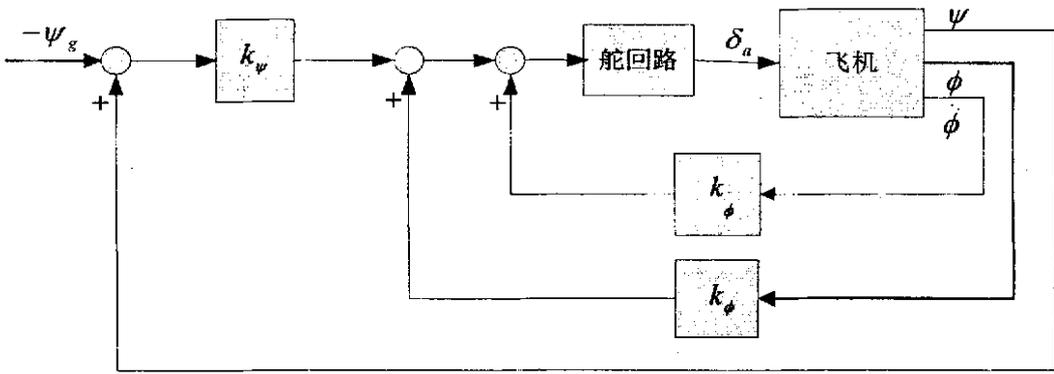


图 6-12 偏航角保持控制系统框图

控制律为：

$$\delta_a = k_\phi \phi + k_{\dot{\phi}} \dot{\phi} + k_\psi (\psi - \psi_g)$$

以上方案通过副翼修正航向，方向舵用来削弱荷兰滚及减小侧滑，其控制律为：

$$\delta_r = I_\psi \dot{\psi} + I_\phi \dot{\phi}$$

偏航角速率反应用于增加航向阻尼，将滚转角反馈加入方向舵通道可以减小侧滑。

#### 6.4.2.3 侧向波束导引

侧向波束导引以滚转角保持与控制系统为内回路，以侧向偏差角  $\lambda$  为控制量。建立侧向波束导引系统控制律包括以下内容：

##### 1. 建立侧向轨迹运动方程式

建立侧向轨迹运动方程式的目的是建立无人机侧向运动参数与波束偏差角  $\lambda$  之间的几何关系。侧向波束导引几何关系图如下：

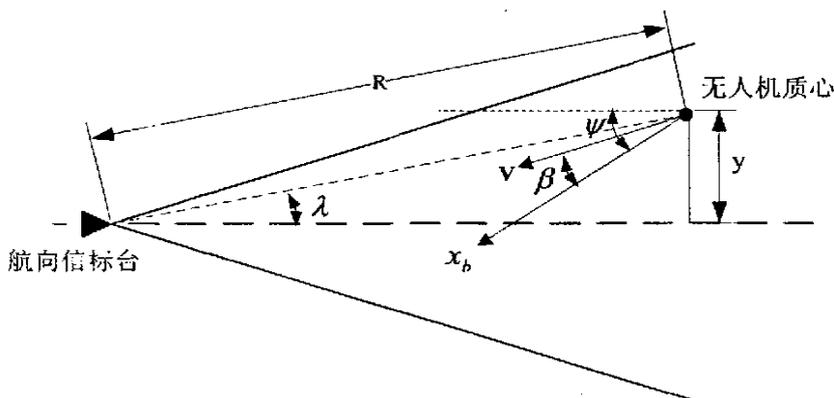


图 6-13 侧向波束导引几何关系图

图 6-13 中,

$y$ : 无人机偏离等信号线的侧向偏离;

$R$ : 无人机重心导航向信标台的距离;

$\psi$ : 飞机纵轴偏离给定航向的偏航角;

$V$ : 飞机空速;

$\lambda$ : 无人机偏离波束等信号线的偏差角;

根据图 6-13, 有如下关系:

$$y = -V \sin(\psi - \beta) \approx -V(\psi - \beta)$$

$$\lambda = \sin^{-1}(y/R) \approx \frac{y}{R}, \text{ 则}$$

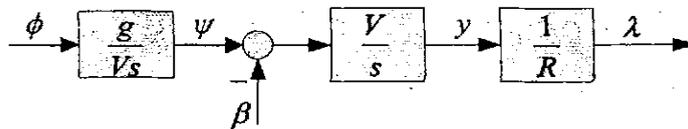
$$\lambda(s) = -\frac{V(s)}{Rs} (\psi(s) - \beta(s)) = -\frac{V(s)}{Rs} \Delta\psi(s) \quad (6-6)$$

又有无人机转弯时的侧力方程:

$$\psi = r = \frac{g}{V} \tan\phi \approx \frac{g}{V} \phi$$

根据以上几个式子, 可得无人机侧向运动参数与波束偏差角  $\lambda$  关系的结构图如

下:

图 6-14 侧向运动参数与波束偏差角  $\lambda$  关系结构图

## 2. 侧向波束耦合器

侧向波束耦合器是将波束偏差角信号转换为滚转指令信号的装置, 其控制律为:

$$\phi_g = -k_\lambda \lambda - k_{\lambda_i} \int \lambda dt - k_{\lambda_d} \dot{\lambda}$$

式中  $k_\lambda$ 、 $k_{\lambda_i}$  和  $k_{\lambda_d}$  分别为相应的比例、积分和微分信号的系数。上式实质上是

体现  $PID$  的控制。

上式表示偏差角信号是使飞机稳定在等强度线上的基本信号, 积分信号用来消除静差, 角速率信号用来改善稳定性。



$$\phi_g = (k_\lambda + k_{\lambda_i})(\lambda - \lambda_g)$$

经过调参, 选取一组参数如下:

$$k_\phi = 2, \quad k_\psi = 1.2, \quad k_\nu = 3;$$

$$k_r = 0.5, \quad k_\delta = 0.01;$$

$$k_{\lambda_1} = 40, \quad k_{\lambda_2} = 0.02。$$

## 2. 仿真结果

假设无人机着陆过程中某一时刻侧向偏离为 20 米, 其余角度初始值为零。仿真结果如图 6-17:

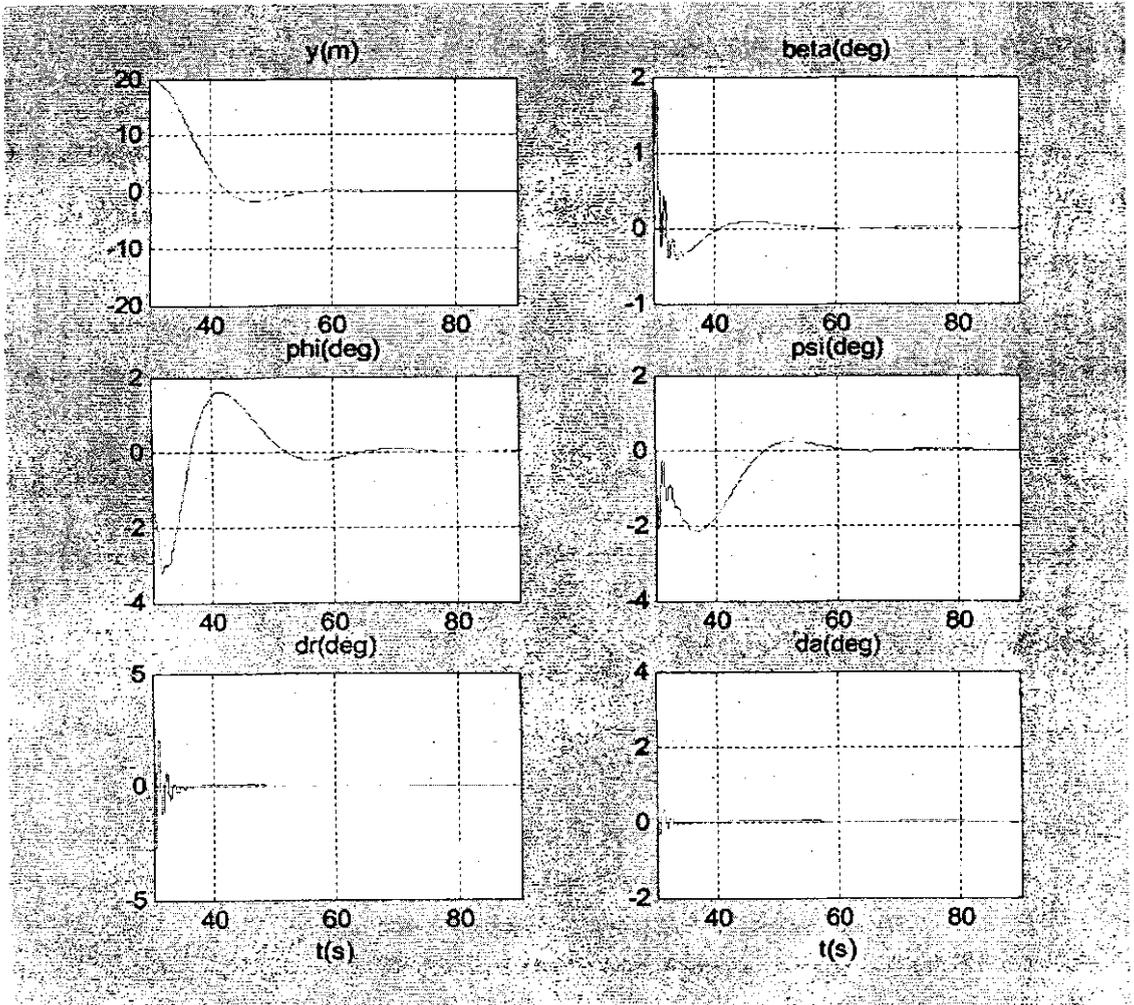


图 6-17 侧向波束导引仿真结果曲线

上图中各角度单位为度(deg), 距离单位为米(m)。

### 仿真结果分析:

由图 6-17 仿真结果可以看到,当着陆过程中无人机出现 20m 的侧向偏离时,自动控制系统能较快地控制无人机回到正确的着陆航线上来,系统响应过程中最大倾斜角、最大侧滑角和偏航角等控制量基本在要求的范围内。同样地,当初始侧向偏差加大时,无人机也能较快回到航线上,只是各个控制量的变化范围稍微变大了。

无人机着陆瞬间的  $y = 0.02\text{m}$ ,  $\beta = 0.001^\circ$ ,  $\phi = 0.01^\circ$ ,  $\psi = 0.005^\circ$ , 无人机基本上处于无滚转无侧滑的状态,控制精度比较高。但由仿真图也可以看出部分曲线不光滑,这可以通过调参以找到更合适的参数来解决。

## 6.5 风干扰对无人机着陆的影响

本节首先介绍了几种风干扰模型,并在垂直风和正侧风这两种典型的风干扰作用下,对无人机的纵向和侧向着陆进行仿真,研究这两种风干扰对无人机着陆性能的影响。

### 6.5.1 低空大气扰动模型

低空大气扰动包括大气紊流、垂直风、水平风。它们对飞机着陆轨迹和着陆精度产生很大的影响,尤其是大气紊流,是影响飞机安全着陆的重要因素之一。它们直接影响飞机着陆过程中的速度、迎角、航迹角和高度等参数,是导致着陆事故和复飞的重要原因<sup>[9]</sup>。

#### 1. 垂直风

垂直风的大小随地表粗糙程度而异,当地面有高大建筑或者高山时,

$U_z \propto h^{0.4}$ , 取

$$U_z = ah^{0.4}$$

$a=1, 5, 8$ , 分别代表轻度、中度、严重垂直风。

#### 2. 垂直剪切风

$$U_{z1} = u_{20} \frac{\ln(3.28h/0.15)}{\ln(20/0.15)}$$

其中  $u_{20}$  为 20 英尺（6 米）高度上的平均风速，是超越概率的函数。

### 3. 水平风

水平风是随着高度和地表面粗糙程度而变化的，在进场与着陆的条件下，常值风的参考数据为：迎面风的极限是 13 米/秒，尾风的极限是 5 米/秒，侧风的极限是 8 米/秒。随着高度而变化的水平风属剪切风（梯度风），这种剪切风以

$U_{xd}^h = \frac{\partial U_{xd}}{\partial h}$  的大小来衡量。参考数据为：

$$\begin{aligned} \frac{\partial U_{xd}}{\partial h} : & 0.0676 \text{ 1/s} && \text{当 } 30 \text{ 米} \leq h \leq 60 \text{ 米} \\ & 0.1352 \text{ 1/s} && \text{当 } 15 \text{ 米} \leq h \leq 30 \text{ 米} \\ & 0.432 \text{ 1/s} && \text{当 } 0 \leq h \leq 15 \text{ 米} \end{aligned}$$

### 4. 低空大气紊流扰动模型

低空大气紊流是与飞机相对位置无关的自由大气紊流分量，可以用白噪声通过成型滤波器后的频谱形式来表示。成型滤波器是输入为 0 均值、方差为 1 的高斯随机噪声，具体方法略。

根据美国军用规范 MTL-F-8785C 的规定，在低空情况下，成型滤波器中的参数分别满足如下关系：

$$\begin{aligned} l_w &= h \\ l_u &= \frac{h}{(0.177 + 0.000823 * 3.28h)^{12}} && 3.05 < h < 305 \text{ 米} \\ l_u &= l_w = 305 \text{ 米} && h > 305 \text{ 米} \\ \frac{\sigma_u}{\sigma_w} &= \begin{cases} \frac{1}{(0.177 + 0.000823 * 3.28h)^{12}} & h \leq 305 \text{ 米} \\ 1 & h > 305 \text{ 米} \end{cases} \\ \sigma_w &= 0.1u_{20} \end{aligned}$$

其中， $l_u$ 、 $l_w$  分别为水平和垂直的紊流尺度， $\sigma_u$ 、 $\sigma_w$  分别为水平和垂直的紊流强度。

## 6.5.2 大气干扰对无人机自动着陆的影响

### 6.5.2.1 大气扰动对无人机纵向着陆的影响

对无人机纵向着陆产生影响的低空大气扰动模型包括大气紊流、垂直风和水平风<sup>[13]</sup>，在此仅给出考虑常值垂直风和常值正前风干扰的情况。

取常值正前风 $U_x = 6m/s$ ，常值垂直风 $U_z = 6m/s$ 。在无人机原始微分方程中加上大气干扰，得到纵向仿真结果图为：

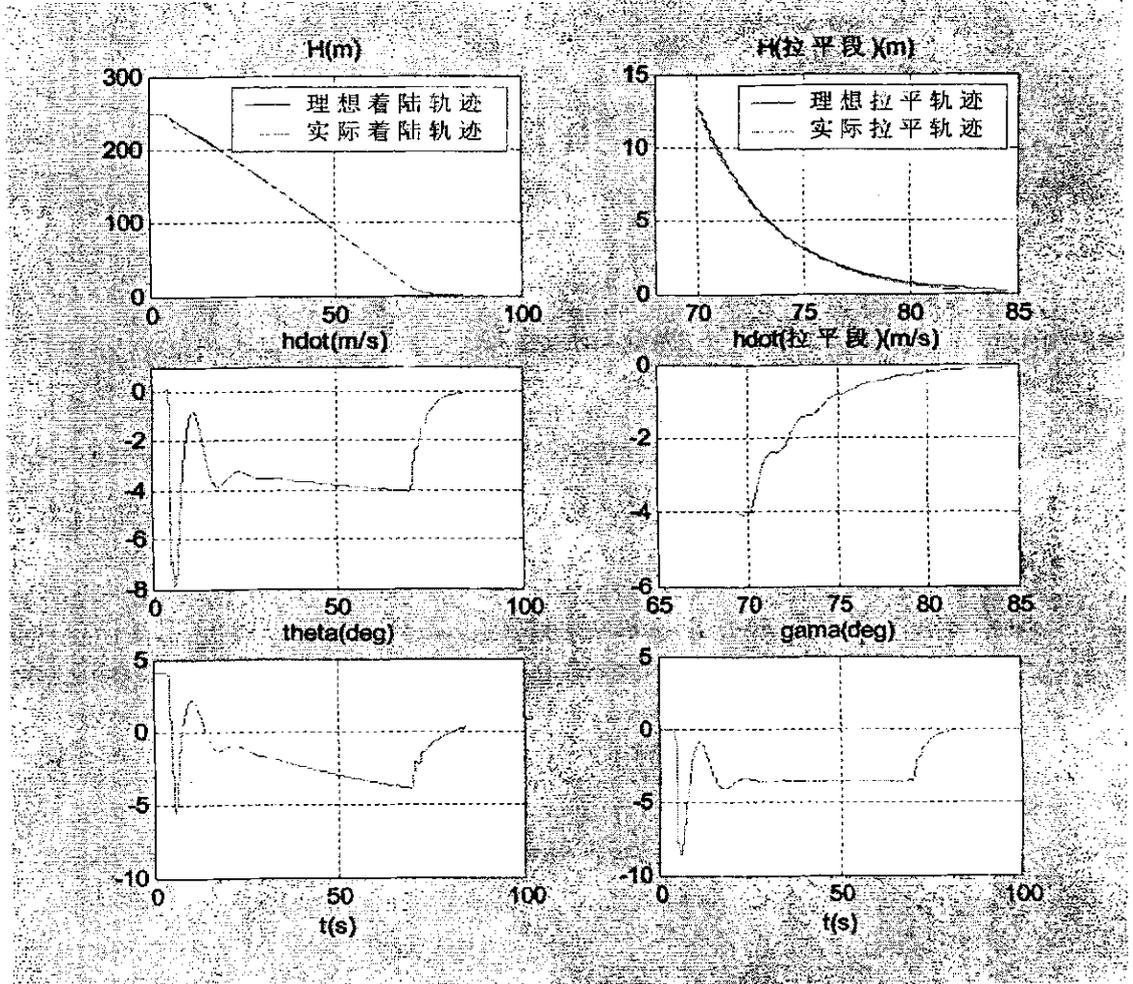


图 6—18 加风干扰的纵向自动着陆仿真曲线

仿真结果分析：

仿真结果如图 6—18，与无风时的着陆结果图 6—10 相比，加入前面的两种风干扰后，无人机在着陆的过程中，风干扰对无人机的各个参数都造成了一定的影响，使着陆初始阶段的参数振荡变大，当进入下滑的中后期和拉平段，控制器对风干扰的抑制作用还是比较强的。

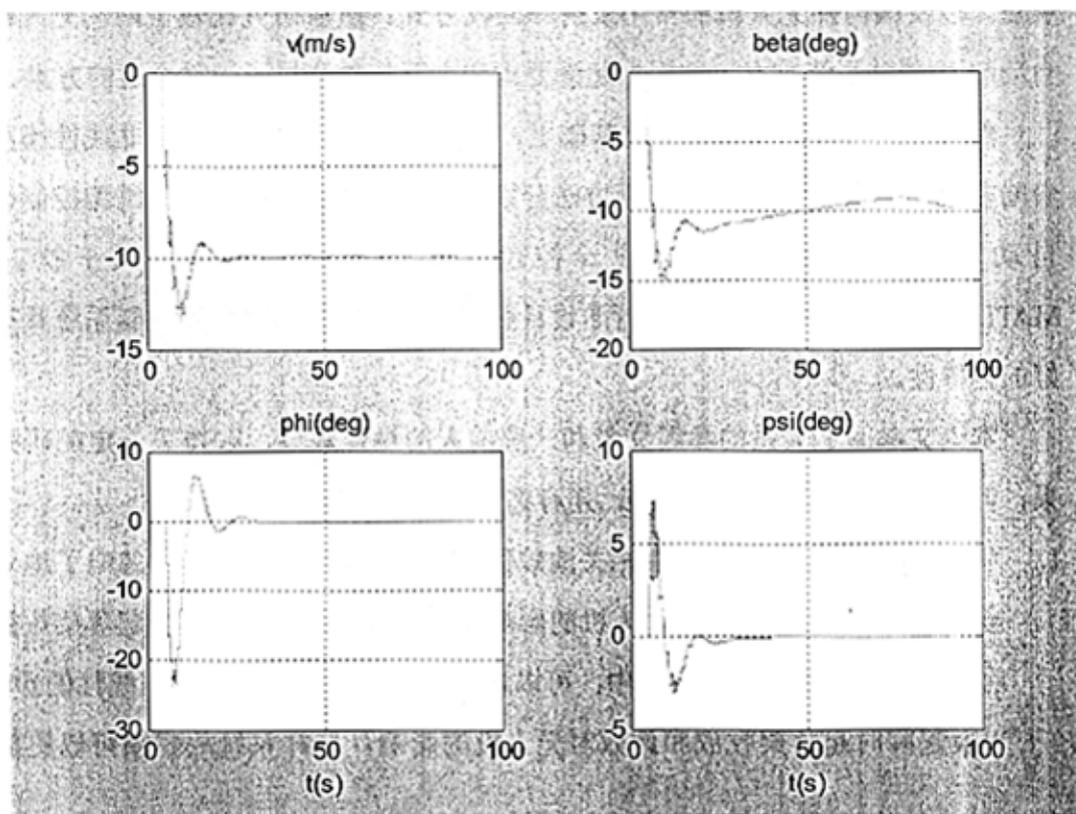
在下滑初始阶段，由于风干扰的影响，最大轨迹跟踪误差达到了 8 米，但是很快就能够跟踪上给定的轨迹。无人机着陆时的接地速度  $H = -0.1m/s$ ，接地点的

航迹角  $\gamma = -0.08^\circ$ ，均符合要求。

### 6.5.2.2 大气扰动对无人机侧向着陆的影响

对无人机侧向着陆产生影响的低空大气扰动模型包括正侧风、梯度风、随机风，在此仅给出考虑常值正侧风干扰的情况。

给无人机原始方程加上  $10\text{ m/s}$  的常值正侧风，仿真结果图如下：



仿真结果分析：

仿真结果如图 6-1，与无风时的侧向仿真图 6-17 相比，加入  $10\text{ m/s}$  的常值正侧风后，飞机将产生最大  $23.8^\circ$  的倾斜角和  $10^\circ$  左右的侧滑角，最后无人机的侧向速度稳定在  $10\text{ m/s}$ ，这说明控制律是有效的。

当正侧风出现在下滑初始高空段的时候，无人机自动着陆控制系统能够消除侧风带来的影响，但如果正侧风出现在接近地面的时候，就有可能由于姿态振荡过大而造成危险。

通过风干扰下的仿真研究表明，控制系统具有较强的航向保持和抗干扰能力。在几种风干扰存在的情况下，无人机仍能跟踪上给定的着陆轨迹，着陆时无人机的姿态误差也很小。

## 总结

起飞着陆是飞行器飞行的一个复杂阶段，也是无人机研制的一个关键技术，在当今无人机技术发展的需求背景下，本论文首先介绍了无人机的产生背景和发展史，以及国内外无人机的常用发射和回收方式。然后研究比较了两套无人机的自动起飞/着陆系统方案，并根据起降要求和实际条件选择了一种合适的方案。

然后，在已获得飞机数据的基础上，建立了无人机的地面滑跑非线性模型和着陆非线性模型，使用 PID 设计方法分别设计了无人机的自动起飞滑跑控制律和自动着陆控制律。并在已设计控制率的基础上加入几种风干扰，在 MATLAB/SIMULINK 环境下进行了设计仿真。结果表明所设计的控制系统具有较好的鲁棒性。

本论文参阅了大量的参考文献和一些前人的设计成果，取得了一定的研究成果，但由于时间仓促和水平有限，还存在一些需要改进的地方：

1. 为了简化计算，且因为没有相关地效数据，地面滑跑建模过程中忽略了地效的影响，也简化了起落架对无人机的影响，在以后完善地效数据和起落架数据的前提下，在无人机滑跑过程中，可以进一步考虑起落架和轮胎压缩性的影响，以及起降时起落架收放和地效对无人机的影响，这样系统的建模可以更加精确。
2. 在已设计的控制系统中，只对几种常见的风干扰进行了鲁棒性验证，在以后的设计过程中，可以对所有的风干扰进行仿真。

## 参考文献

- [1] 张明廉. 飞行控制系统[M]. 北京:航空工业出版社, 1993.
- [2] 肖顺达主编. 飞行自动控制系统(上、下册)[M]. 北京:国防工业出版社, 1980.
- [3] 飞机飞行性能计算手册编写组. 飞机飞行性能计算手册[M]. 阎良:飞行力学杂志社, 1987.
- [4] 申安玉, 申学仁, 李云保等. 自动飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
- [5] 范立钦. 飞行动力学(飞机性能)[M]. 西北工业大学教材.
- [6] 田小燕. 高空长航时无人机自动起降控制律设计[D]. 硕士学位论文, 西北工业大学, 2005.
- [7] 冯乐. 无人机自动着陆系统设计及预测控制的应用[D]. 硕士学位论文, 西北工业大学, 2003.
- [8] 隋丹. 飞机自动着陆系统设计与仿真[D]. 硕士学位论文, 西北工业大学, 2003.
- [9] 付泱. 舰载飞机滑跃起飞离线数字方针研究[C]. 中国航空学会控制与应用第十届学术年会论文集. 中国航空学会自动控制专业分会, 2002, 189~193.
- [10] 曲东才, 董文洪. 微型无人机军事价值及关键技术分析[C]. 中国航空学会控制与应用第十届学术年会论文集. 中国航空学会自动控制专业分会, 2002, 137~140.
- [11] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.
- [12] 黎友盛. 无人机自动轮式着陆的一种方案[C]. 中国航空学会控制与应用第十届学术年会论文集. 中国航空学会自动控制专业分会, 2002, 147~151.
- [13] 司云玲. 自动着陆横侧向控制率方案设计[C]. 中国航空学会控制与应用第十届学术年会论文集. 中国航空学会自动控制专业分会, 2002, 169~173.
- [14] 戴宁, 王敏文. 国内外无人机自主起飞着陆系统研究[C]. 中国航空学会控制

- 与应用第十届学术年会论文集. 中国航空学会自动控制专业分会, 2002, 184~188.
- [15] 范彦铭. 舰载机着舰导引飞行控制系统设计[C]. 中国航空学会控制与应用第十届学术年会论文集. 中国航空学会自动控制专业分会, 2002, 222~229.
- [16] 徐廷学, 曹云峰, 罗峰. 某型无人机自动着陆系统研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(5):523~528.
- [17] 丁勇飞. 无人机用DGPS/自动驾驶仪/高度表组合导航着陆系统应用研究[J]. 航空电子技术, 1996, (3):29~34.
- [18] 润强. 世界无人机发射和回收方式面面观[Z].
- [19] 张立彬, 苏盛昔. 关于飞机侧风着陆问题的分析[J]. 飞行力学, 2002, 20(4):51~55.
- [20] 盛怀洁等. 无人机发射回收方式面面观[Z].
- [21] 袁建平. 仪表着陆系统与正在开发的换代技术[J]. 导航, 1993, (2):50~53.
- [22] 毕璐成. 先进着陆系统的研制动向[Z].
- [23] 谢世富. 导航技术与系统发展述评[J]. 电子质量, 1995, (1):9~16.
- [24] Greg Loegering. Landing Dispersion Results-Global Hawk Auto-land System[J]. AIAA-2002-3457.
- [25] S.Pradeep. Nonlinear Control of Unmanned Combat Aircraft During Take-off[J]. AIAA-2002-0250.
- [26] Cao Yunfeng, Tao Yong, Shen Yongzhang. Guidance and Control for Automatic Landing of UAV[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 18(2):229~235.
- [27] John R.Selmon, Steven N.White. High Angle of Attack Autonomous Landing Using the X-31A Aircraft[J]. AIAA-2001-4207.
- [28] Kyungmoon Nho, Ramesh K. Agarwal. Glideslope Capture in Wind Gust Via Fuzzy Logic Controller[J]. AIAA-99-0635.
- [29] Shyh-Pyng Shue, Ramesh K. Agarwal Yao-Huang Kuo. Design of Automatic Landing Systems Using Mixed  $H_2/H_\infty$  Control[J]. AIAA-98-0501.
- [30] Wei Ren, Randal W. Beard. Constrained Nonlinear Tracking Control for

- Small Fixed-wing Unmanned Air Vehicles[J].
- [31] Ching-Fang Lin. Autonomous Integrated Air Vehicle Control[J]. AIAA-98-5518.
- [32] Shyh-Pyng shue, Ramesh K, Agarwal, Peng Shi. Robust Aircraft Control Design for Glideslope Capture in Windshear Using Gain Scheduling[J]. AIAA-98-4299.
- [33] D. -C. Lee, R. k. Agarwal. Glide-Slope Controller for An Elastic Aircraft[J]. AIAA-2001-0843.

## 研究生期间发表的论文

1. 王伟,宁东方,张锦. 基于能量状态法的飞机节油轨迹优化及其遗传算法实现[J]. 测控技术, 2006, 25(1)。

## 致谢

在本论文完成之际，向所有一直以来给我以关心、支持和帮助的老师、同学和朋友们致以衷心的感谢！

首先感谢我的导师王伟教授，本论文是在王老师的悉心指导下完成的。在整个硕士研究生的学习期间，王老师一丝不苟的工作作风、严谨求实的科学态度以及高尚的品格对我都产生了很深的影响，在此向王老师表示衷心的感谢！

感谢吴成副教授、陈怀民副教授、金西岳教授、吴子燕老师和李爱军老师，在整个研究生的学习期间，他们都给予了我无私的帮助和细心的教导，为我提供了一个良好的学习环境，并在专业理论知识方面给予我认真的指导及在生活中无私的关怀，这些对我的论文的完成都有着巨大的作用。

在我的毕业设计期间，我还得到了教研室吴佳楠、王鹏、马松辉和其他一些老师多方面的帮助，使我能够克服各种困难，顺利完成论文。同时感谢教研室一起生活和工作过的所有同学们一直以来给予我各方面的帮助。

最后，衷心感谢我的家人，他们一直以来对我无私的关怀和支持是我完成学业的基础。

## 西北工业大学

## 学位论文知识产权声明书

本人完全了解学校有关保护知识产权的规定，即：研究生在校攻读学位期间论文工作的知识产权单位属于西北工业大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交论文的复印件和电子版。本人允许论文被查阅和借阅。学校可以将本学位论文的全部或部分内容编入有关数据库进行检索，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存和汇编本学位论文。同时本人保证，毕业后结合学位论文研究课题再撰写的文章一律注明作者单位为西北工业大学。

保密论文待解密后适用本声明。

学位论文作者签名：于东方

指导教师签名：王伟

2006年3月25日

2006年3月25日

## 西北工业大学

## 学位论文原创性声明

秉承学校严谨的学风和优良的科学道德，本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在导师的指导下进行研究工作所取得的成果。尽我所知，除文中已经注明引用的内容和致谢的地方外，本论文不包含任何其他个人或集体已经公开发表或撰写过的研究成果，不包含本人或其他已申请学位或其他用途使用过的成果。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表明。

本人学位论文与资料若有不实，愿意承担一切相关的法律责任。

学位论文作者签名：于东方

2006年3月25日