

第1章 绪 论

无人机的的发展及运用史

早期历史

有人说第一架无人驾驶飞机（UAV）或许是史前穴居人扔出来的一块石头，或者说是中国人在13世纪时发射的火箭。这些“飞行器”几乎不能或根本不能控制，基本上遵循的是惯性飞行轨迹，即弹道轨迹。如果我们把无人机的定义局限在能够产生空气动力升力，和/或有少许操控系统的话，那么风筝便符合这一定义，可以称做是第一架无人机了。

在1883年，一个叫做Douglas Archibald的英国人在一根风筝线上拴了一只风速表，在1200英尺（1英尺 $\approx$ 30cm）的高度上测量风速。1887年他又在风筝上装上了照相机，制造出了世界上第一架无人侦察机。William Eddy在美国和西班牙战争中利用风筝拍摄了成百上千张照片，这可能是最早使用无人机的战例之一。

然而，直到第一次世界大战，无人机系统才被世人所认识。Charles Kettering（因美国通用汽车公司而著名）用了三年时间为陆军通信兵开发了一种双翼无人机（biplane），并命名为凯特林航空鱼雷（Kettering Aerial Torpedo），但它的另一个名字“Kettering Bug”或仅是普通的“Bug”则更为知名。Bug能以每小时55英里（1英里 $\approx$ 1.6km）的速度飞行近40英里，并能携带180磅（1磅 $\approx$

0.45kg)的高爆炸药。飞机由预设控制系统导向目标,并有可分离的机翼。机翼在飞机到达目标上空时与机身分开,使机身能够像炸弹一样投向地面。同样在1917年, Lawrence Sperry为海军开发了一种斯宾瑞·克迪斯航空鱼雷 (Sperry Curtis Aerial Torpedo) 无人机,和凯特林无人机十分相似,它从斯宾瑞的长岛机场起飞,做了几次成功的飞行,但却未能在战争中使用。

1933年,英国人从一艘轮船上通过遥控试飞了三架装饰一新的Fairey Queen双翼飞机。其中两架失事,但第三架飞行成功,他们还曾经决定将其中一架作为靶机,但却没能将它击落。这些实践使得英国成为第一个完全理解了无人机价值的国家。

1937年,另一位英国人Reginald Leigh Denny 与两位美国人Walter Righter 和Kenneth Case开发了一系列无人机,分别叫做RP-1、RP-2、RP-3及RP-4。他们在1939年组建了一家公司,叫做无线电操纵靶机公司,后来成为Northrop-Ventura分公司的一部分。此公司在二战期间制造了成千上万架靶机(Norma Jean Daugherty,她后来叫玛丽莲·梦露,就是这种飞机的早期装配工之一)。当然,德国人在二战的后期使用了杀伤型(lethal)无人机(V-1及V-2)。但是直到越战时期无人机才被成功用于侦察。

越战期间

越战期间,无人机在战斗中被广泛用于执行侦察任务。这种无人机通常从C-130上实施空中发射,再由伞降回收。这种无人机可称为“入侵者”(deep penetrator),是由当时的靶机演变而来。

古巴导弹危机期间的行动为日后在东南亚爆发的那场战争¹推波助澜。那时,开发无人机是用于侦察,但在投入使用之前危机就结束了。第一批合同之一是由瑞安公司和空军签订的147A,内容是关于以瑞安公司研制的“火蜂”(Firebee)为基础来建造加长型的

无人机，称为“萤火虫”（Firefly），时间是1962年。尽管“萤火虫”在古巴危机期间并未用于战争，却为越战创造了条件。Northrop也改进了它们的早期样式，由最初的飞机模型变成了喷气推进入侵式无人机，但大多是靶机。瑞安公司的“萤火虫”是在东南亚使用的主要飞机。

这种飞机共飞行了3435架次，大部分（2873架，近84%）都被回收。一架称做TOMCAT的飞机在失踪之前成功地完成了68次飞行任务，另一架飞机完成了97.3%的低空实时照相任务。到1972年越战结束时，飞机执行飞行任务的成功率是90%。

随着战争的结束，人们对无人机的兴趣逐渐淡化，直至1982年以色列在北卡谷对叙利亚的空中防御系统进行了轰炸，使用无人机进行侦察、干扰及诱敌。实际上，以色列无人机并没有人家所认为的那样成功，成功主要是因为奇袭。无人机基本上是不可靠的，它不能在夜间飞行，数据链路传输也常受有人驾驶战斗机的通信干扰。然而，它们证实了无人战斗机在战斗环境中能够完成重要的、实时的战斗任务。

恢复研发

1971年8月，当美国国防科学委员会建议使用小型遥控飞行器（RPV）来为炮兵指示目标及激光制导时，美国便重新开始了对无人机的研究。1974年2月，美国作战物资指挥部成立了一个遥控飞行器武器系统管理处，在1974年底（12月）和洛克希德公司签订了一份“系统技术论证”合约，将无人机转包给了开发科学公司（即现在的DSC，位于加州安大略的Lear Astronics）。这种飞机发射装置由泛美工程公司（现称Esco Datron）生产，而回收系统则是由西德的道尼尔公司（Dornier）生产。当时有十家公司竞投这一项目。飞行表演非常成功，证明了飞机设计原理的可行性。系统由陆军人员

试飞，累计飞行了300多小时。在1978年9月，所谓的“目标获得/指示及空中侦察系统”（TADARS）或“所需作战能力计划”（ROC）得到了批准。大约一年后，在1979年8月，为时43个月的全程研制合约承包给了洛克希德（Lockheed）这一家公司。

那时，洛克希德公司决定独自建造现称做“天鹰座”（Aquila）的飞机。他们及开发科学公司各行其道。在以色列北卡谷试验成功前三年，美国已成功研发了无人机项目，此后又更进一步研发了高科技的传感器及数据链。传感器及数据链路技术在侦察、通讯及控制能力方面开辟了一个崭新的领域。起初，这个项目由于超尖端的模块集成通信导航系统（MICNS）数据链遇到了麻烦而被延迟，达52个月之久。然后，由于工业方面未知的原因，美军完全终止了这个项目。随后，在1982年左右，国会又重新启动这一项目，代价是将其延长至70个月。从那以后，一切都在走下坡路。1985年7月29日，为检验这一系统而组成的红色小分队得出一项结论：这一体系不仅没有继续研究下去的必要，而且系统工程也不能正确解释数据链路、控制系统及有效载荷相互结合方面存在的缺陷，系统可能有时还无法运行。对任何从事无人机研究的人来说，他们的结论都是令人感兴趣的。在政府两年的会战之后，很多问题已迎刃而解，但不管怎样，它在两次运行实验（Operational Testing, OT）中未能体现出当时所要求达到的性能，因此从未投入生产。

1984年，一方面由于急需，一方面由于需要有与天鹰座竞争的产品，美国军方开始了一项新的“灰狼”（Grey Wolf）计划，它第一次使无人机在所谓的“作战条件下”进行了几百小时的夜间飞行。这项部分内容至今仍然秘而不宣的计划由于资金短缺而搁浅，但对这份计划的介绍的全文，虽然列为密级，仍然可在参考资料中找到，这仍然是无人机设计者和规划者想要参考的资料。

联合作战

1985年，美国海军及海军陆战队购买了Mazlat“先锋”系统（以色列AAI及IAI航空工业公司），从而进入无人机的领域。“先锋”系统在发展过程中经受了大量的严峻考验，但目前仍在服役。然而就在此时，美国国会却坐立不安，他们要求成立“联合计划局”

（JPO），这样可以在各军种之间最大限度地发挥技术的通用性和相互操作性。联合计划局在行政上受海军管辖，这个办公室拟定了一项总计划，不但规定了任务，而且描述了各军种所需的每种系统所要求的功能特征。这项计划将在“无人机的种类”一节中讨论。

美国空军过去一直不愿使用无人机，尽管他们有丰富的使用遥控靶机的经验。然而，近年来，他们开始对高空长航时无人机有了浓厚的兴趣并大力开始开发，这种无人机起初被称为战略无人机或“入侵者”（deep penetrator）。

沙漠风暴

科威特与伊拉克的战争²让军事策划者们有机会在战斗中使用无人机，他们发现无人机有极高的价值，尽管使用了现代设备，它们在战斗中的表现还远不如人意。有五种无人机系统在战斗中使用过：（1）美军的“先锋”（Pioneer）；（2）美军“敢死蜂”（Ex-drone）；（3）美军的“指针”（Pointer）；（4）法军的小型远程遥控侦察机（MART）；（5）英军的CL-289。尽管有数不清有关无人机的奇闻轶事及其巨大成就的描述，事实是无人机在战争中并未起到决定性的或关键性的作用。例如，据1991年11月出版的《海军文献汇编》的一篇文章说，海军陆战队在地面防御战中并未向遥控飞行器跟踪的任何目标开过火。然而，无人机做到的只是对军界进行了启发，使他们认识到无人机“可能会做些什么”。在“沙漠风

暴”中，人们认识到无人机是一种有潜力的重要武器系统，在中东沙漠中发生的那场战争确保了无人机会继续有所发展。

波斯尼亚战争期间

美国 / 北约部队在波斯尼亚进行的战争从根本上说是监视和侦察战。1995年对波斯尼亚 - 塞尔维亚军事设施进行空袭后，北约对轰炸造成的损失成功地进行了评估。在空中拍摄的照片清晰地显示出塞尔维亚的坦克和被炸毁的建筑物。在夜幕掩护下进行的隐秘战中，夜间侦察尤为重要。“捕食者”是最早在波斯尼亚使用的无人机，它从匈牙利的空军基地起飞，1997年执行了332次飞行任务，总计飞行达2700多小时。

无人机系统综述

除导弹外，共有三种类型的无需飞行员驾驶的飞行器，即无人驾驶飞机（UAV）、遥控飞行器（RPV）及无人靶机（Drones）。当然所有这三种都是无人驾驶的飞行器，所以被称为“无人驾驶飞机”（UAV），或者更通俗地称之为“无人机”。有些人把UAV与RPV互换使用，但是“遥控飞行器”是从一个遥远的定点位置制导或控制的，所以遥控飞行器（RPV）可以是无人机（UAV），但无人机并不一定就是遥控飞行器，因为无人机可以根据预先设置的飞行程序来飞行。

过去，上述三种飞机都被称为靶机（drones），韦氏字典（Webster's）解释说，靶机即“由无线电信号控制的无人驾驶飞机”。然而，今天靶机则有一定的灵活性，如能完成复杂的飞行任务，能一直以单调的、乏味的方式飞行，比如目标靶机就属此类。

不管无人机是以手工控制的方式还是通过一个预设的导航系统

飞行，它并不一定是被“放飞”，即由一个有飞行技能的人来操控。军队使用的无人机通常有自动驾驶及导航系统，可保持飞行姿态、飞行高度及进行地面跟踪。

手工控制无人机通常指通过地面控制站中设置的开关或操纵杆来手工调整无人机的方向、高度、速度等，以此来控制无人机的位置。但当无人机到达指定航线时，无人机中的自动驾驶仪便可保持飞机稳定及实行操纵。各种类型的导航系统（全球定位系统、无线电控制系统、惯性系统）可执行事先设定的任务，这些任务可由人工操纵完成，也可自动完成。

一架典型的无人机系统至少应包括飞行器、一个或多个地面控制系统和/或任务规划与控制站、有效载荷及数据链路。此外，很多无人机系统包括发射与回收子系统，航空母舰及其他地面处理及维护设备。一个非常简单的、普通的无人机系统如图 1.1 所示。

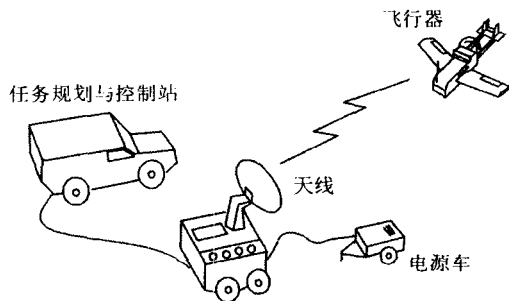


图1.1 普通无人机系统

飞行器

飞行器是无人机系统中的空中部分，包括飞机机体、推进装置、飞行操纵装置、供电系统。飞行数据终端被安装在飞机上，它是通讯数据链路的机载部分。有效载荷显然是机载的，但它却被认

为是独立的子系统，能够在不同的飞行器之间通用，并且经过特别设计，能够完成各种不同任务。飞机可以是固定翼式、旋转翼式或风管式。轻型飞行器也可称之为无人机。某些典型的飞行器如图 1.2 所示。

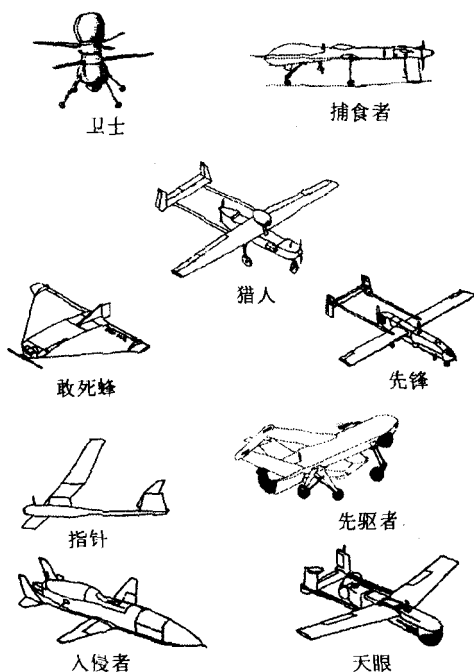


图1.2 典型的飞行器

任务规划与控制站

任务规划与控制站 (MPCS)，也称“地面控制站”(GCS) 是无人机系统的作战指挥中心，无人机上传过来的图像、指令及遥测数据在此进行处理及显示。数据通常通过地面终端进行中转，

地面终端是数据链路的地面部分。任务规划及与控制站由任务规划设备、控制及显控台、图像及遥测设施、计算机及信号处理器、地面数据终端、通讯设备、环境控制及生存能力保护设备组成。

任务规划与控制站也可作为指挥员（mission commander）的指挥场所。指挥员的职责是进行任务规划，接受受援部队司令部的任务分配，向有关部队汇报所截获的数据及情报，包括敌人武器的火力方向、情报以及指挥与控制任务情况，如指挥员情况。任务规划与控制站通常为飞行器及任务有效载荷操作员留有位置，使其能够完成监视与执行任务的功能。

典型的任务规划控制站的剖面图如图 1.3 所示。

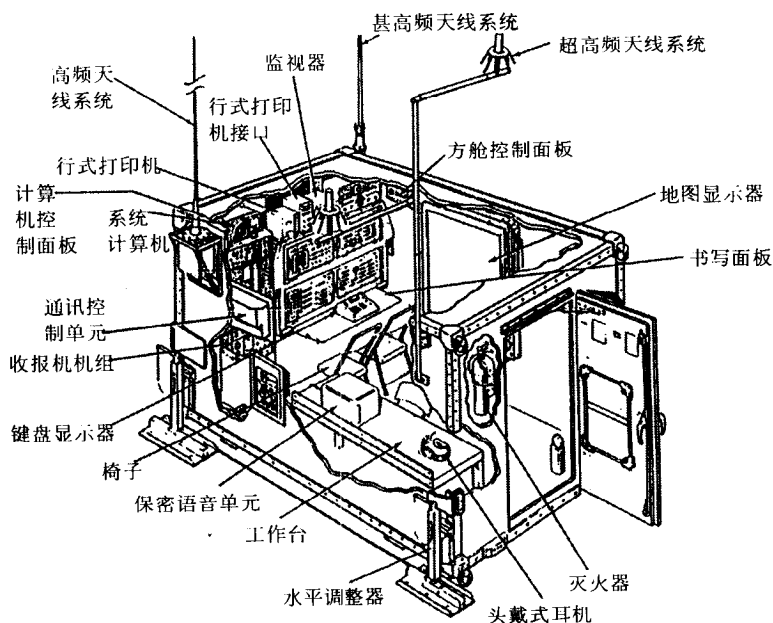


图1.3 无人机任务控制站

发射与回收设备

发射与回收的技术有好几种，从在现成的场地上进行的常规起飞及降落，到使用旋转翼或风扇系统垂直降落等。弹射也是无人机常用的发射方式，它使用引爆式火箭或气动、液压两者结合的方式。着陆拦阻网及装置被用于在地域不大的地区内截获固定翼飞机，伞降回收及翼伞回收应用于狭小地域的定点回收。旋转翼及风扇动力飞机的优点之一是不需要复杂的发射及回收设备。然而，即使是旋转翼飞机，在颠簸起伏的船只甲板上进行的操作也需要稳定设备，除非船只的摆动可以被减至最小。

有效载荷

携带有效载荷是使用无人机系统的主要原因，而且有效载荷通常是无人机最昂贵的子系统，包括用于完成侦察任务的日间摄像机及夜间（红外）摄像机。无人机系统也使用照相机。如果需要确定目标的话，可以在成像设备上加上激光设备，但造价会大大增加。雷达传感器（活动目标显示器及合成孔径雷达）也是无人机实施侦察任务的重要的有效载荷的一部分。因为第一架作战样机只是近年才用于实战（大约1998年中期），所以无人机的作战经验很有限。有效载荷的另一主要分支是电子战系统，即“EW”系统，包括全部的通信情报及干扰设备，其他诸如气象及化学感应设备等传感器也曾被建议作为无人机的有效载荷，但这并不是说“杀伤型”无人机携带的某些类型的炸弹是有效载荷。

数据链路

数据链路对任何一架无人机都是一个关键的子系统，无人机系统的数据链路能根据要求或持续不断地提供双向通信。有几千赫兹

的数据率的上行链路提供对无人机飞行路线的控制及对其有效载荷下达指令；下行链路则提供低数据率频道，以接受指令及传输飞机的飞行状态信息，还为视频和雷达的传感数据提供一个高数据率频道（1~10MHz）。数据链路可以通过测定无人机相对于地面站天线的方向和离地面站的距离来测量无人机的位置。这样的情报信息有助于导航及精确测定目标位置。数据链路如果要在战斗中有效使用的话，还需具有抗干扰功能。

地面数据终端通常是一个微波电子系统及天线，在任务规划与控制站及飞行器之间提供视距通信，有时通过卫星提供。它可以和任务规划控制站方舱部署在一起，或是远离它，在远离它的情况下（这是因为它的发射特点有导致火灾的可能），它通常由硬电缆（常是光纤电缆）和任务规划控制站连接在一起。地面终端传递制导及有效载荷命令接收无人机飞行状态信息（如高度、速度、方向等）及任务有效载荷传感器数据（如录像图像、目标距离、方位线等）。

空中数据终端是数据链路的机载部分，包括视频发射机及天线，用于传递图像及飞行数据，还包括接收器，用于接收地面指令。

地面支援设备

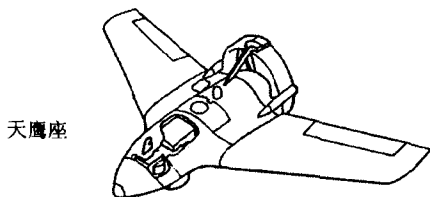
地面支援设备变得越来越重要，因为无人机系统是一种高精尖的电子系统，也是复杂的机械系统，地面支援设备除包括移动无人机所需的设备（如将无人机放置到发射架上）外，还包括测试及维护设备。

天鹰座

也许到目前为止，在天鹰座系统上所花的钱及时间比花在任何其他无人机上的都要多。天鹰座是一个包括上述所有普通系统组件

的杰出的一例。与其他系统相比，它可作为现存系统中最好的标准。在此，我们将进行详细讨论。

天鹰座系统是为实时获取超越受援地面部队的视距的目标与战斗情报（**combat information**）而设计的。在执行任何单一任务期间，天鹰座能够完成机载目标捕捉及定位、精确制导武器（**PGM**）的激光指示和目标毁伤评估及战地（昼、夜）侦察，这是相当复杂的要求。为完成这些任务，一个天鹰座系统的炮兵机组需要95个人员、25辆5吨卡车、9辆小型卡车、若干拖车及其他设备，所有这些都用于操作和控制13架无人机。其作战原理是利用一个中心发射与回收站（**CLRS**）来实施发射、回收及维护任务。无人机飞向己方部队前沿（**FLOT**），并被移交给前方控制站（**FCS**），前方控制站主要包括一个地面控制站，用于指挥作战行动。按照计划，最终，一个包括前方控制站的地面控制站将被小型化，而且由高度机动性多用途轮式车辆（**High Mobility Multipurpose Vehicle, HMMWV**）运送，以在无人机飞近己方军队前沿时提供更大的机动性且缩小目标。天鹰座系统的炮兵机组从属于军，又由于炮兵机组支援师，所以中心发射回收站附属于师属炮兵，前方控制站属于机动旅。



飞行器

天鹰座是一种无尾飞翼式飞机，尾部装有26马力（1马力 $\approx$ 735瓦）的两冲程循环式发动机及推进式螺旋桨。机身约有2米长，翼展

3.9米。飞机机架由碳纤维增强塑料制成，但已将其金属化，以防止雷达波束穿过外层并由内置方形电子盒反射出去。起飞总重量约为265磅，航速90公里到180公里每小时，飞行高度可达12000英尺。

地面控制站

地面控制站（GSC）包括3个控制台及一个显示台、摄像设备及遥测设备、一台计算机及信号处理设备、内部/外部通讯设备、地面数据终端控制设备及生存保护设备。

地面控制站是作战指挥员的指挥场所，它有可供飞行器操作员、有效载荷操作员及作战指挥员使用的显示台及控制台。地面控制站由30千瓦的发电机供电，另有一个30千瓦的备用发电机。用750米长的光纤电缆连接于地面站的是远距地面数据终端。远距地面数据终端（RGT）包括跟踪或碟形天线、发射机、接收机及其他电子设备。所有的跟踪装置作为一个整体安装在一起。远距地面数据终端以飞行状态信息、有效载荷传感数据及录像的形式从飞行器上接收下行链路数据。远距地面数据终端向飞机传递飞行制导命令及任务有效载荷指令。远距地面数据终端必须和飞机维持视距联系。为了导航，地面站还必须测量飞机的方位及距离，而且系统的整体精确性取决于飞机爬升时的稳定性。

发射与回收

发射系统如图1.4所示，包括一个连接到遥控地面数据终端的启动装置，用于控制发射程序的顺序，包括启动惯性平台。弹射装置是一个气动/液压式系统，将无人机以适当的空速发射升空。

无人机由一个装载在5吨卡车上的拦阻网回收，此网由液压传动装置、折叠式支架支撑，它还包含引导无人机自动回归拦阻网的制导装置。图1.5是它的展开系统。

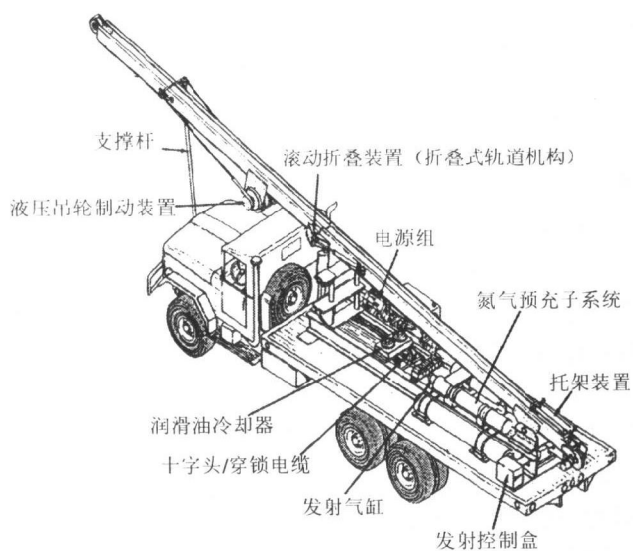


图1.4 天鹰座发射系统

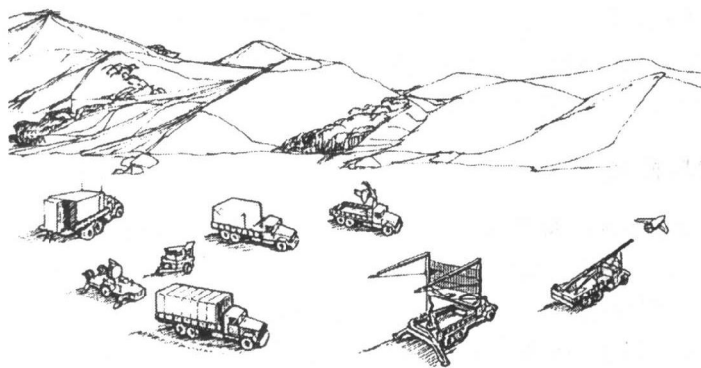


图1.5 天鹰座展开系统

有效载荷

飞机的有效载荷是一个日间录像机，录像机有一个用于指示目标的激光瞄准装置。一旦锁定目标，无论是移动的还是固定的，它都很少错过。激光测距仪/指示器及录像机可进行光学校准及自动目标瞄准。现场及特征追踪模式使视距稳定，并能提供位置精确的自动追踪、移动及静止目标的追踪。人们还在开发用于天鹰座的红外夜间有效载荷装置。

其他装置

操纵无人机的卡车是炮兵机组地面保障设备的一部分，包括一个起重架。起重架是必需的，不是因为无人机非常沉重，而是因为运送无人机的箱子含用于抵御核辐射的铅。除此之外，在一辆5吨卡车上用于单元维护的维护方舱也是系统炮兵机组的一部分。

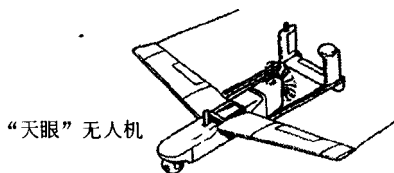
小 结

天鹰座系统可以被称做是“完整的无人机系统”，它包含可能设想到的任何设备：“零长”，发射装置、“零长”自动回收网、抗干扰数据链路、有指示器的日夜有效载重。然而，这导致其造价太高——不仅需要大量美元，而且需要人力、卡车及设备。整个系统非常巨大，难以操纵，从而导致了其使用率的下降。所有这些设备对完成军队对天鹰座系统的复杂操作和设计需求十分必要，包括核爆炸及辐射生存能力（这是决定维护方舱的大小、重量及遥控地面数据终端上载的一个重要因素）。最终得出的结论是，这个系统的很多组件都可以造得更小、更轻，并可以将其装载在高度机动多用途轮式车辆上，而不是装载在5吨卡车上。天鹰座之后的无人机系统舍弃了使天鹰座系统的设计走向极端的一些必需组件，因为人们认识到一个“完整的”无人机系统所需的费用实在过于昂贵。

天鹰座模式的演变

天眼R4E-50系统

天眼无人机系统和天鹰座系统有某些共同之处，如它们的发射装置基本相同。尽管地面控制站的内部结构有了根本的不同，但包括天鹰座在内的地面控制站的任何部分，都可以在做适当的改动之后用于天眼系统（以下再做解释），除此之外，便没有什么相似之处了。天眼系统不使用拦阻网回收系统，其飞行器的大小和精密程度也和天鹰座完全不同，整体功能更强大。



天眼无人机的飞行器由轻型合成材料建造，由于其模块结构，从而易于装配、拆卸，以供地面运输。它由一个**46**马力的转缸式发动机供电，具有很高的稳定性和低震动性。最大发射重量为**780**磅，在**15 000**英尺高度上可飞行**8~10**小时，最大有效载荷是**175~200**磅。

也许天眼系统最独特的特征在于它可以用各种方式回收，它可以通过装载在有效载荷之后的收放式滑道降落在事先基本修好的场地上。天眼系统没有起落装置，因此没有雷达回波，也不会阻碍有效载荷的视域。它也没有前轮，这是特别重要的。前起落架经常阻碍照相装置的视域，妨碍降落，因为降落时需要经过照相机的观察。只有在飞机最后一次进场时通过从外部观察飞机来控制飞机降落时需要前起落架，但这在夜间操作时特别危险。

着陆滑跑装置，或许更精确一点称为“测向滑动”装置，大约有300英尺长，天眼还携带了一个翼伞或降落伞作为其他可供选择的回收系统。翼伞必须是软翼的，它在回收区域展开，可以让飞机降落速度变慢，翼伞式回收对在移动平台上降落是有效的，如在舰船上回收。降落伞也可作为紧急设施或作为可选择的降落方式使用。使用降落伞要凭难测的风向的摆布，然而，它最初是为紧急回收而准备的。

由于天眼系统有效载荷能力（175磅）很大，因此天眼几乎可以携带所有为无人机设计的有效载荷，通常一次不止携带一个。图1.6显示了天眼飞机及其一个典型的展开部署。

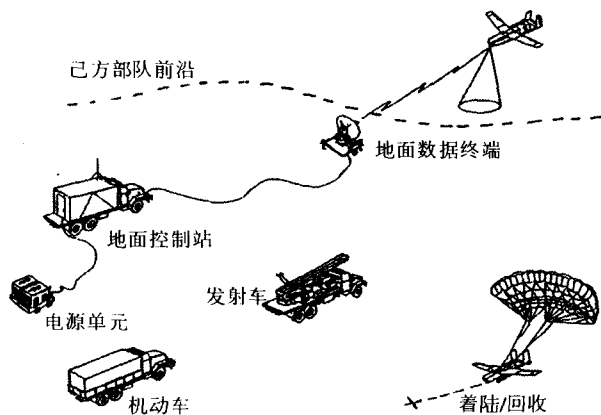
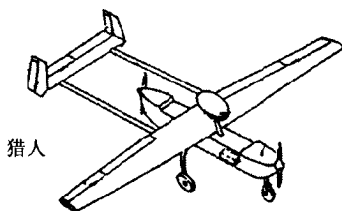


图1.6 天眼系统

美国短程猎人（Hunter）系统

猎人无需利用拦阻网来回收，从这一意义上来说，它是简化的天鹰座系统。它将一个拦阻网系统和伞降回收应急设备配合使用。除此之外，在合适的条件下，猎人无需发射装置，与“天眼”相比，

更进一步地减少了组件的数量。然而，猎人系统也含一个弹射器，以防在无法找到现成的起飞场地时使用，因此避免了先锋机的一个缺点，即无法从未经平整的地表发射升空。这一点在沙漠风暴大型的侧翼运动中变得异常严重。



短程猎人无人机由轻型合成材料建造，非常便于修理。它由两个四冲程、二燃烧式、气冷式 **Moroguzzi** 发动机供电。发动机使用 **Weber** 燃油喷射系统，由个人电脑操控。发动机是牵引式和推进式串联安装的，使得飞机发动机有了双倍的稳定性，而在发动单个引擎时毫无不对称操控的问题。飞机重约1000磅，能以90节（1节 $\approx$ 1.85公里/小时）的巡航空速飞行8个小时，并携带200磅重的传感器包。短程猎人在己方军队前沿可飞行150公里。

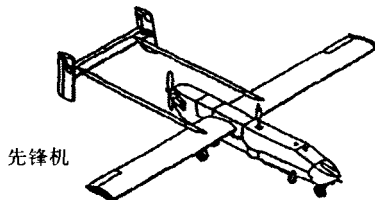
地面系统的关键部分是发射/回收系统，及一个三所一组的方舱，称做任务规划及控制子系统，所有这些都安装在高度机动的多用途轮式车辆上。地面控制站配备有两个操作员：内部驾驶员及有效载荷操纵员。内部驾驶员监控无人机的航行及位置，能够利用操纵台控制、改变飞行参数。任务有效载荷操作员监视下行链路的录像图像，手工控制有效载荷照相机，即日间电视及夜间红外影像。

由于该系统包含两个地面控制站，正在使用的掩蔽所可将控制指令在紧急情况时转送至第二个地面站，或允许第二架无人机和第一架同时飞行。

战术

先锋无人机

先锋无人机目前是美军使用的无人机中的骨干无人机，它起初由以色列人设计，AAI公司建造，美国海军在1985年购买。先锋机为地面指挥员提供实时侦察和情报，其主要作战任务是为炮兵及海军炮火调整及毁伤情况估计提供高质量的日夜图像。这架重419磅、有17英尺长翼展的飞机以每小时95英里的速度巡航，并携带100磅的有效载荷。最高飞行高度为15000英尺，续航时间为15.5小时。地面控制站可设在高度机动多用途轮式车辆上或卡车上的S-250或S-280方舱中，也可使用便携式控制站。这种玻璃纤维无人机有一台26马力的发动机，可用舰载。



先锋机可用气压式或火箭式弹射器发射，或由已备好的跑道做常规轮式起飞。回收也可由常规轮式降落、机场着陆装置或回收网来完成。舰载机的回收可以通过拦阻网系统完成。

典型的战场部署如图 1.7所示。

先驱者

“先驱者”是特别为陆军旅及海军陆战队设计的。它能够从不平整的地表或长100米、宽8米的飞行甲板上起飞。由于其具有双翼及槽式机翼，这种飞机不需要发射或回收系统。导航及着陆辅助设



图1.7 先锋无人机的展开

备使用了特别的全球定位系统。其有效载荷包括一个彩色柯达CCD数字相机，和整流减阻装置连成一线。航程是40公里时，它的阵位上的耐航时间是7.2小时，航程为200公里时是4.9小时。地面数据终端是一C波段的数据链路系统，最高能在200公里范围内传递信息。飞机重300磅，翼展11.1英尺，冲刺速度可达110节。这种系统包括有EO/IR有效载荷的四架无人机、一个地面控制站、一个远距录像终端。三个系统共同使用的一架移动维护设施。典型作战部署如图1.8所示。

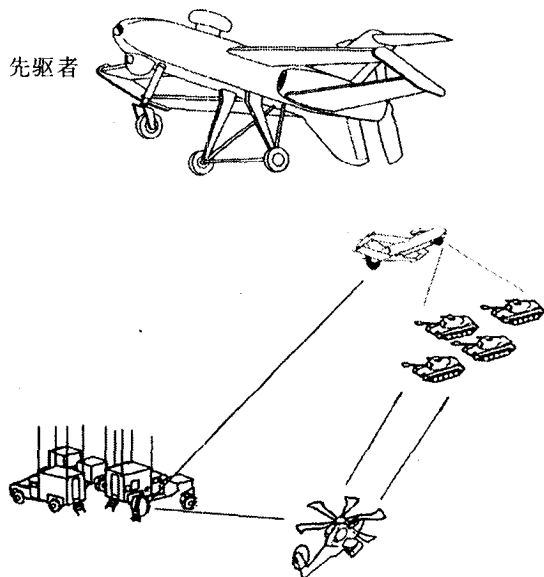
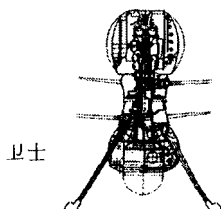


图1.8 先驱者作战部署

CL-327卫士

垂直起飞及降落使得无需发射器及回收网即可进行零长发射及回收成为可能，并形成了一种以 CL-327 （有时也称做“美洲狮”，Puma）为代表的小型无人机系统。一个旋转翼系统所需组件非常之少，如图 1.9 所示。



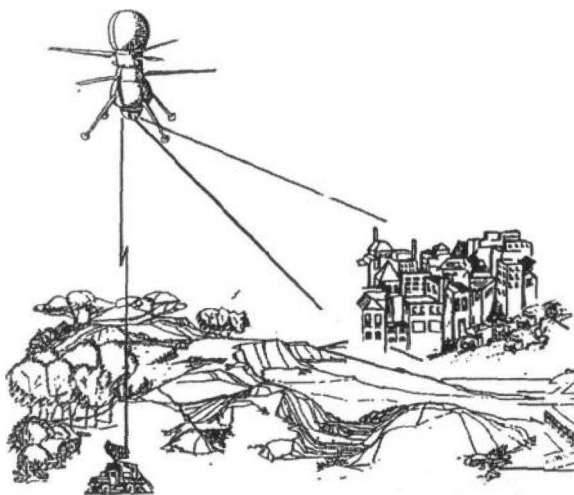


图1.9 卫星作战部署

CL-327 是一种反旋转纵轴旋翼直升机，由韦廉斯国际100马力轮式燃式涡轮发动机供电，其最大起飞重量约**750**磅，其中**235**磅为任务有效载荷。卫士能够以超过**85**节的速度飞行约**5**小时，飞行高度可达**18 000**英尺。CL-327结构非常紧凑，旋翼的直径只有**13**英尺，使得它在小型海军船舶上作战非常有效。

长航时无人机

中空捕食者

“捕食者”使用高分辨率录相机、整流减阻装置及合成孔径雷达提供中空实时侦察。全球定位系统及惯性制导系统为它导航，而操纵它则是通过卫星，其有效载荷是**465**英镑，作战高度可达**26 000**英尺，速度为**120**节，飞机可在距作战基地**500**海里（1海里 $\approx 1.8\text{km}$ ）的阵位上留空**24**小时。其典型作战原理如图1.10所示。

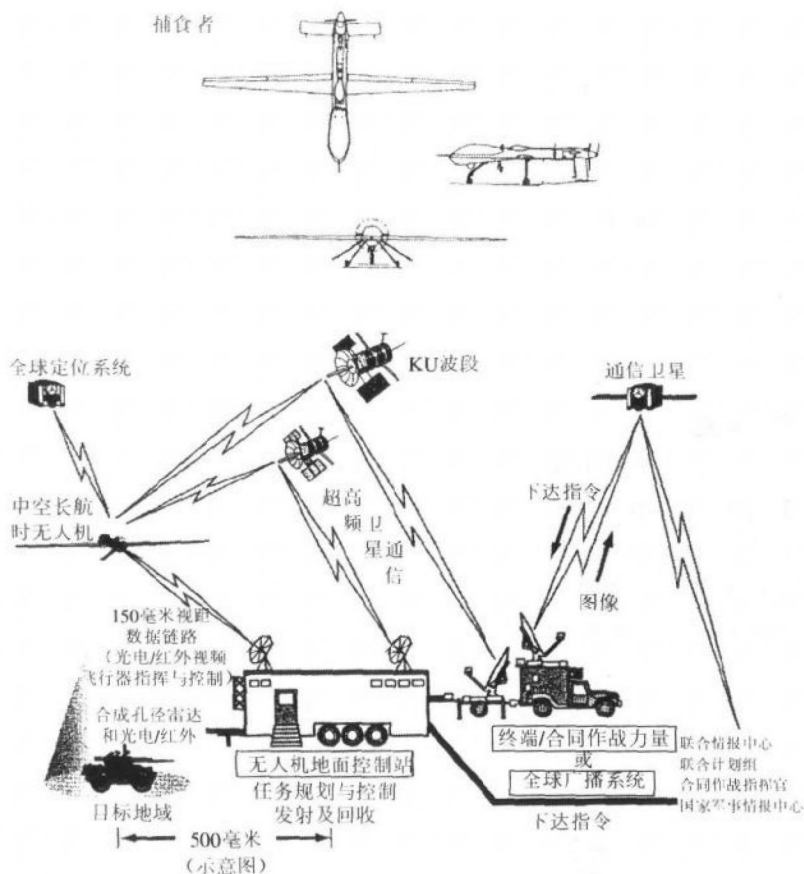
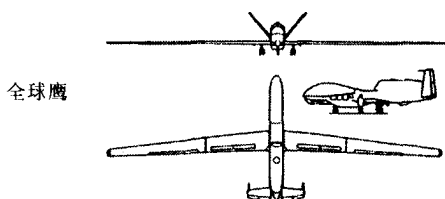


图1.10 捕食者作战原理

高空“全球鹰”

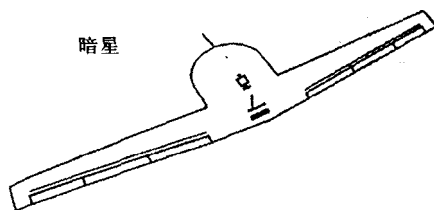
全球鹰由特莱达因、瑞安航空公司生产，它使用雷达、光电及红外传感器，分辨率在瞄准模式下是 英尺，在搜索模式下是 英尺，

搜索速度是每小时 1600 平方海里，传感器通过卫星连接，重约 1800 磅，飞行速度为 350 节，续航时间 42 小时，作战高度为 65 000 英尺，能够将全部的合成孔径雷达图像直接反馈给地面部队。



高空暗星

所谓的“蒂尔 III (Tier-3)”是另一种空军掌控的高空长航时无人机。它被设计成可在距发射地 500 英里处的目标地域上空巡逻 8 小时。其有效载荷可为合成孔径雷达或各种形式的光电传感器，无人机的最大总重量约 8650 英镑，由 Williams-Rolls FJ44 涡轮风扇发动机供电。其外形如图所示，它是一种隐形飞机。



入侵者

在越战时代，无人机基本上是高速侦察机，它能纵深突破敌国领土上空，因此逻辑上被称为“入侵者”。越战以后，美军开始启动 TAPARS，即炮兵任务（天鹰座），这需要使用无人机，它可以在目标空域巡逻，并为精确制导武器指示目标。以色列也非常关注

慢速无人机（Scout and Mastiff）。除了德国人还拥有CL-89并正在和Canadair公司一起开发CL-289无人机外，“入侵者”几乎被人遗忘。CL-89和CL-289都是形状似火箭的“入侵者”式无人机。

然而，海军及空军开始认识到他们十分需要深入敌领空的侦察机，于是，1985年前后，他们开始研究中程无人机，执行战术无人机所不能完成的侦察任务。

“入侵者”的特点是高速及其巡航导弹式的外形。速度对其纵深突破，快速进入敌国领空十分必要，其巡航导弹式的外形也是它达到这样的速度的必要条件。由于其导弹外形，“入侵者”的回收方式与天眼及先锋机那样的慢速近程无人机不同。小翼的“入侵者”很难减速，所以一般通过中空或软着陆的方式由降落伞回收。它们通常还有可以从空中发射的功能。

“入侵者”是喷气推进式的，它没有常规无人机那样的长航时，但可以飞很远的距离。因为高速直线水平的飞行对红外线扫描仪这种显像设施十分理想，所以“入侵者”最欢迎的有效载荷就是这种仪器。

消耗型无人机

消耗型无人机（或一次性无人机）和它的名字所指的那样，是一种被设计成完成任务后不返回的无人机。这也意味着其价格必须十分便宜。便宜的定义是相对的。一发铜头火炮整发弹价值30 000美元（1990），但它能击毁一辆坦克。问题是，一架消耗型无人机值那么多钱吗？它也许可以击毁一辆坦克（攻击型的一次性无人机）或告诉指挥员坦克的位置——这条信息比毁灭坦克更有价值。由此可知，一架消耗型无人机让人可接受的造价并不太容易定。政府目前在每架无人机上花费约10 000美元，但一些观察员认为20 000美元要更实际一些，除了一些诱饵机及更简单些的攻击型无人机外。

消耗型无人机的另一个定义是在可能的情况下能被回收的飞机，但其损失率却很大。

目前的消耗型无人机的两个例子是海军陆战队的“敢死蜂”及 Aero Vironment 公司的“指针”（Pointer）。敢死蜂是三角翼机，由链式锯齿型发动机提供动力，携带一架阻塞式（全波段）干扰机。飞机可通过推算定位法自行飞至目标地域，一旦到达，便抛下一架自导式发射机，固定在那儿，然后，启动干扰机，飞机在这一地域巡航，接收寻的信号，直至燃料烧尽并坠毁。

由发电机供电的“指针”是另一种消耗型无人机，但它也是可以回收的，由手工发射，并使用一部手提式地面控制站。“指针”可在5公里之外执行侦察任务，并可以回收。但如果它没有回来或降落时坠毁，损失也只有约10 000美元。

无人机系统分类

美国政府，也就是联合无人机计划局（JPO）过去曾将无人机进行过分类，提供了一些将无人机术语标准化的方法，向无人技术与标准化迈进了一步。它们是：

低成本近程无人机

这是一种海军陆战队或是陆军所需要的概念系统，其飞行范围是5公里，每架飞机约值10 000美元。这种无人机系统和一种称为“模型机”（model airplane）的系统相配。它的性能及成本的可行性还没有得到证实。

近程无人机

近程无人机是所有军种都需要的，但其作战概念却因军种不同

而异。空军将它用于机场损失评估，并且在不需战术机动性的主要军事设施附近进行飞行。另一方面，海军陆战队将之用作侦察下一山头的方法之一。他们需要的是一种在战场上易于移动及操作的系统。近程无人机的飞行范围是50公里，在己方部队前线之前方30公里。所需的续航时间根据任务的不同需要1小时到6小时不等。陆军认同其50公里的飞行范围，海军希望它可以降落在像驱逐舰（护卫舰）那样的小型舰船上，所有军种都认同使用它完成侦察/监视（日夜）作战任务是首要的，而且使用少量机组人员也是十分必要的。地面站可由人工携带或装载在高度机动的多用途轮式车辆上。

短程无人机

短程无人机也是所有军种都需要的，它像近程无人机一样，将日/夜侦察/监视作为首要任务。它在己方部队前沿之外所要求的飞行范围为150公里，但最好能达300公里。续航时间为8小时至12小时。

海军要求这一系统能从两栖突击舰及战列舰等大型船只上起飞及回收。

中程无人机

除陆军外，其他所有军种都需要中程无人机。它必须能够从地面及空中发射，但并不需要巡航。后面将说明这种飞机是一种高速“入侵者”式无人机。实际上，对它的速度要求是高亚音速。其活动半径为650公里，用于日/夜侦察/监视。和其他类型的无人机一样，其机组人员必须达到最少。中程无人机的第二个任务是收集气象数据。

长航时无人机

长航时无人机是所有军种都需要的机种，就像它的名字所显示

的，需具有至少36小时的巡航能力。这种飞机能够从陆地或海上起飞，其活动半径接近300公里。首要任务为日/夜侦察，其次为通讯传递传输。它的速度并未明确规定，但必须能在高空高风速下保持平稳，其飞行高度也未被明确规定，或许在30 000英尺或更高。

无人机的新定义

以上定义都会引起很严重的混淆，上述分类是由无人机联合计划局（JPO）制定的，目的是试图减少人们对无人机术语及定义的混淆。但其他一些术语也经常用于描述无人机系统，而且计划局的术语本身也有很多不完善的地方。在字典的定义里，“近程”（Close Range）和“短程”（Short Range）到底有什么区别呢？什么是“小型无人机”，（Mini UAV）？而且，遥控飞行器（RPV）和无人机（UAV）到底有什么不同呢？还有“入侵者”式无人机、消耗型无人机和靶机。陆军描述“纵深”系统时，什么是短程、中程或纵深入侵——谁知道呢？不是一个词便可以为无人机系统下定义的，用一些词组合起来为无人机系统下定义，比先前存在的定义要好得多。

通过无人机的采购程序，出现了无人机的新的定义，并被证实是成功的。计划局已不再使用上述无人机分类定义。

微型无人机

这是一个新的术语，用于描述一种还处于发展设计原理阶段的无人机。它们大小各异，从一只小鸟大小，到有一英尺长翼展的模型机不等。微型无人机的出现引起了一系列的有关无人机大小的问题，特别是雷诺数及边界层现象问题。假设有效载荷及动力装置问题能够得到解决，那么这种类型的低翼载飞机便只能在最温和的环

境下飞行。有些问题及解决方式将在第 2 章中讨论。

小型无人机

这一类型的无人机定义起源于原来的消耗型无人机，包括手工发射型及由某种弹射器的小型无人机。它并没有被无人机联合计划局正式定义为无大机的一种，但是在过去很多年都对它进行了数不清的表演及试验。电动“指针”无人机及“敢死蜂”便是小型无人机的例子。

战术型无人机

无人机联合计划局将战术无人机（TUAV）定义为能够给作战部队接近实时地发送及时、准确及全面的目标情报及其他战场情报的系统。这种作战原理满足了师/旅/营及海军陆战队远征军的需要。它能够从航母及大甲板两栖突击舰上起飞（LHA's/LHD's）。

战术无人机家族包括先锋机——美军主要使用的无人机，及现已不存在的猎人机。猎人机起初被称为短程无人机，比先锋机大两倍。战术无人机家族的最新成员是先驱者，一种真正适合营长侦察下一山头的战术无人机。

长航时无人机

长航时无人机曾经被定义为战术或战略无人机。这种新思维方式要求与飞机的飞行高度结合起来考虑，并且导致了两个分支的诞生：中空无人机及高空无人机。中空长航时无人机的最早例子是“捕食者”（简称蒂尔 II，Tier2）。高空长航时无人机，即蒂尔 II+全球鹰和蒂尔 III 暗星。后两种无人机非常巨大且昂贵。空军有美国高空长航时无人机项目的控制权。

可选择的定义

当被分析研究的无人机建立在四种“理论上的无人机”基础之上时，一系列可选择的定义便出现了，这四种“理论上的无人机”由以下重量来分类：

- 50磅以下的微型及小型无人机
- 150~500 磅的战术无人机
- 500~1000磅
- 1000磅以上

这些类别和3种或4种航程、固定翼、旋转翼、螺旋桨等诸如此类的因素相结合时，就可以被认为是现在正使用的、较好的、标准的无人机定义。在大家都认同的标准化定义产生之前，为了能弄清楚、搞明白，人们都被建议使用无人机联合计划局的定义。

无人机的任务

确定无人机的任务是一件困难的工作：1) 有很多种可能性，2) 在战场上没有足够的系统来发挥其所有的可能性。这并不是说还没有对这一项目进行研究，因为研究已经开始了，而且大多数情况下研究还十分详细。无人机任务的两个主要组成部分（除目标靶机外）是攻击杀伤型（lethal）任务和非攻击杀伤型（non-lethal）任务。攻击型任务常由消耗型无人机完成，但目前非消耗型无人机也有发射武器的功能，而且这一功能还有望得到发展。当然，所有的导弹都是无人驾驶的飞行器，但是，像Fog-M及巡航导弹这样的系统是否也应归类于大众习惯所称的无人机还是一个有待决定的问题。正如前面所提到的，我们的定义和术语还不足以为每种系统找到一个合适的称呼。今天，杀伤型无人机通常是反辐射有翼导弹，但飞

行速度较慢。由光电制导其弹头的小型飞机也开始出现——至少在报纸上或展览会上开始出现，非杀伤型无人机也可能以不直接的方式进行杀伤，但是，杀伤意味着直接向敌目标开火。

无人机的类别：“近程”、“短程”及“中程”及“长航时无人机”等名称意味着它们所执行的任务不同。但是各军种总是以独特的方式来使用它们。这就不能说每个任务都和某一名称有关。例如，空军机场战斗损失评估任务及陆军目标指示任务都可以利用有相似机体的飞机（如：有相同的重量及形状）来完成，但这些飞机却需有完全不同的航程、续航时间、速度及有效载荷能力。有些任务看上去对各军种都一样，如侦察任务，但陆军需要30公里以外的“近距离”侦察，而海军陆战队却认为5公里便可以了。因此，我们必须注意每一军种的任务要求，然后确定哪一类系统适合执行这一任务。

海军为他们的任务区分析研究确定了任务区。它们是：

地平线之上

探测

分类

导向目标

战斗损失评估

两栖作战支援

海军火力支援

水雷/地雷

指挥控制通信/无线电

情报

天气

电子支援措施

信号情报

核武器、生化（NBC）武器传感器

监视

侦察

混合作业

攻击

欺骗

心理战

搜寻与营救行动

电子战/对抗

电子 对抗

电子支援措施

干扰物

空中诱饵

在这些行动区域及其下属区域所出现的问题是：它们并非毫无关联，使用它们常会使人感到迷惑。例如：目标探测是侦察任务的一部分，侦察任务又总是在地平线之上的。海军将侦察任务置于情报任务一类，但它也属于地平线上任务这一类。实际上，整个地平线之上的任务区和情报区是重复、累赘的。为避免这样的混淆，可以从最普通的、大家一致认同的任务开始，如侦察任务。它适合置于更广泛的情报任务类别之下，监视任务也可包括在这一任务中，因为它们需要相同的有效载荷设施。然而，如以下定义所指出的那样，它们又是有所不同的。

侦察：通过目视法或其他探测方法来获取有关敌方行动及资源情报的行动……

监视：通过目视、耳闻、电子、照相或其他方式对宇宙空间、

地面、水下区域的地点、人员、事情进行系统的观察……

监视一般需要长时间才能完成，而侦察则指的是一特定时间。因为监视和侦察的相互关系，通常用同一套资源设施来完成两种任务。

侦察和监视是无人机的首要任务，在无人机体系中经常被提及，它们被认为是非攻击型无人机的首要任务。这些任务意味着日夜对静止及移动目标的探测及识别，在讨论有效载荷及数据链路时，我们将会看到这是一项非常艰难的任务。完成任务所需的硬件要求几乎会影响飞机的每一个子系统和地面站，每个军种都负责不同的范围和作战区，因此，侦察/监视任务及硬件装备也有很大的不同。

尽管陆军和海军陆战队花费了大量的精力及金钱，以期缩小武器系统的大小和重量，但是海军陆战队必须规划两栖作战船只的战斗力，这些船只运送无人机的空间范围非常少而宝贵。陆军在战区用卡车及火车来运送设备（即使这样，陆军仍面临着运送设备到战区的问题）。参与低强度冲突战的轻装师和海军几乎有相同的要求。

和侦察任务联系在一起的是目标瞄准或炮兵弹着观察，在一特定目标被发现之后，就可以向它开火，同时可用激光指示来引导精确制导武器，或者可以为常规武器调整火力，这样每一发后续弹将会接近或击中目标。精确火炮、舰炮火力及近空支援都可以以这种方式使用无人机来完成，所有这些任务都可以用侦察/监视有效载荷来实施，但如果要控制精确制导武器，则要加上激光指示装置，这个添加的装置将会大大提高有效载荷的成本。

第三个非常重要的任务就是电子战。侦听敌方情报传输（通讯或雷达），对其进行干扰或分析其传输特点都属于电子战范畴。侦听敌方信号，识别其特点需要大而复杂的电子设备，而且需要相对较长的时间，因此，需要大型的、巡航时间长的无人机。另一方面，干扰任务可由消耗型无人机来完成，它可以接近目标实施干扰，被

发现的同时也完成了使命。

这三项任务在提到非攻击型无人机时经常被讨论，可能占无人机所执行的任务的90%。当然，还有很多其他任务，如：指挥控制、数据及通讯传输、核、生化、气象、伪装任务等等。

总之，到目前为止，侦察/监视任务是无人机的主要活动，它的传感器和数据链是它今天发展的重点。目标观察次之，电子战是它的第二项任务。在侦察/监视、目标观察及电子战任务取得成功之后，其他任务最后也将得到拓展。

参考文献

1. William Wagner, *Lightening Bugs and Other Reconnaissance Drones*, Armed Forces Journal, 1981.
2. Kenneth Munson, *Jane's Worlds Unmanned Aircraft*, Jane's 1988.
3. G. Robert Veazey, *Mars a Brief History*, All American Engineering, 1979.
4. Richard A. Botzum, *50 Years of Target Drone Aircraft*, Northrop Ventura Divison, 1985.
5. *Remotely Piloted Vehicle/Modular Integrated Communications and Navigation System (RPV/MICNS) Red Team Final Report* (Confidential), US Army Material Command (AMC), 29 July 1985.
6. *Project Gray Wolf, Remotely Piloted Vehicle (RPV)* (Secret), INSCOM. Nov 1986.

1 译注：此处指美国的侵越战争。

2 译注：作者在本书中多处故意淡化美国对别国发动的战争的性质。此处故意把 1991 年在海湾地区发生的以美英为首的多国部队对伊拉克的战争说成是科威特与伊拉克的战争，而对担任战争主要角色的美国却故意只字不提。本节最后一句提到的“在中东沙漠中发生的那场战争”以及第 6 节提到的“美国，北约部队在波斯尼亚进行的战争”表达的也是同样的意思。

第2章 飞 行 器

飞行器的结构受其预定任务或预定目的的影响极大，因为空气动力学理论对飞行器的总体性能影响极大。例如长航时飞行器的机翼长而细薄，而速度快、机动性强的飞行器往往机翼短而厚实。要理解特定飞行器的造型及性能，确实需要空气动力学的基本知识。一般来说，具备了这方面的常识，通过简单观察就能很容易地判断出飞行器的性能及执行任务的能力。另一方面，电子控制、动力装置和结构也会对飞行器的性能及其任务能力产生深刻影响，而这并非仅凭双眼就能一下看出来。本章旨在让读者熟悉这些方面的知识，从而能够对各种飞行器系统之间的异同做出评估。

空气动力学

作用在飞行器上的基本外力是推力、升力、阻力和地心引力（或重力），如图 2.14 所示。另外，作用于俯仰轴、滚转轴和偏航轴的角力矩会引起飞行器绕这些轴旋转。升力、阻力和旋转力矩可根据动压、机翼面积和尺度减小系数计算出来。综合这些量的表达式就是决定飞行器性能的基本空气动力学方程。

基本空气动力学方程

运动气流的动压 q 由下式给出：

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (2.1)$$

这里的 ρ 是空气密度， V 是速度。作用在飞机机翼上的力是 q 、机翼面积 S 和尺度减小系数的函数。其中，尺度减小系数取决于雷诺（Reynold）数、马赫（Mach）数和机翼截面形状。升力和阻力定义如下：

$$L = C_l q S \quad (2.2)$$

$$D = C_d q S \quad (2.3)$$

空气动力学三大力中的第三个力是俯仰力矩，它必须包括在空间上产生力矩的附加项。通常把翼弦 c （见图2.1所示）作为力臂长度。俯仰力矩的知识对理解稳定性和控制至关重要。

$$M = C_m q S c \quad (2.4)$$

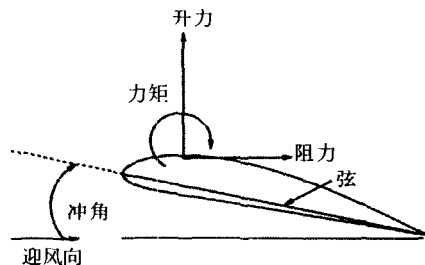


图2.1 翼剖面几何图形

C_l C_d C_m 分别是升力、阻力、翼剖面力矩的尺度减小系数。无人机设计师对这些量倍感兴趣。还有称做稳定性导数的其他系数。稳定性导数是影响飞行器动态特性的特殊函数。有关稳定性导数的讨论已超出本书的讨论范围。

单个翼剖面有一组取决于冲角和雷诺数的升力系数、阻力系数和力矩系数曲线。这些系数可由风洞试验得到，用小写下标来表示。

翼剖面的几何形状和升力、阻力的方向如图2.1所示。升力总是与相对气流（ V ）垂直，阻力总是与相对气流平行。力矩可以任一点为参考点来计算，但习惯上是以机翼前缘向后25%处，即四分之一弦，作为参考点。

空气动力学基本数据通常是通过测量向风洞两边侧墙延展的机翼得到的，如图2.2所示。靠着两边侧墙展开可阻挡沿翼展方向的气流，从而可获得空气压力的真实二维图。这一概念常常称为无限翼展机翼。具有无限翼展的机翼不可能有环绕翼尖流动的气流，也不可能产生沿翼展方向的气流，因而也不会干扰二维压力图。二维压力图是描述作用于机翼的空气动力学上的各种力的基本出发点。虽然一架真实的飞机其翼展长度是有限的，也许是呈锥状逐渐变细或呈螺旋状，但我们对空气动力学上的各种力的分析可以从二维系数开始，然后再考虑真实飞机的三维特性来对这些二维系数加以调整。

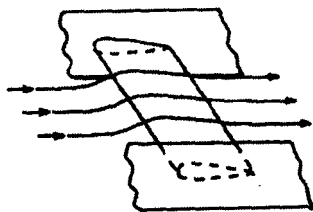


图2.2 无限翼展机翼

翼剖面及其系数由NASA（美国国家航空航天局）所负责管理的标准系统加以分类，可根据NASA的编号系统检索，大多数空气动力学教材中都介绍NASA编号系统。

NASA 23021翼剖面（二维）的冲角与空气动力学系数的函数如图2.3所示。

在仔细研究如何把二维空气动力学系数转换为真实机翼的三维

系数之前，我们先对力矩做出假设（我们前面已做了假设），然后分析飞机整体的特性。我们将用大写下标表示三维数据。

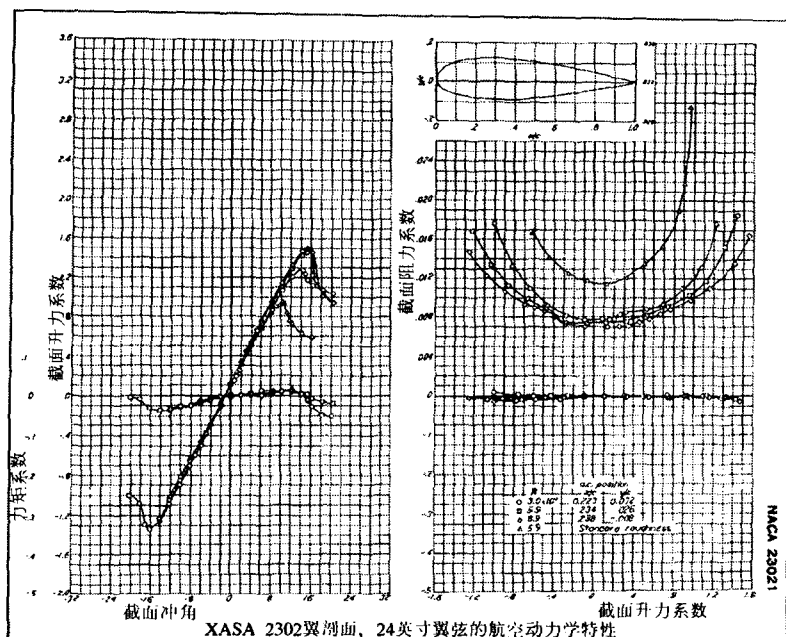


图2.3 机翼系数

一个有趣的问题是：飞机能保持飞行的最小速度是多大？这对于理解着陆、起飞、从发射器上发射飞机及制动回收都很重要。为了求出飞机飞行的最小速度，我们让公式2.2中的升力等于重力，从而让垂直方向上的两个力保持平衡，然后求解出速度。如果已知最大升力系数 CLM ，那么最小速度可看做与机翼载荷 W/S 的平方根成正比。不用说，机翼面积大、重量轻的飞机比机翼面积小、重量大的飞机能以更低的速度飞行。最小速度方程是：

$$V_{\min} = \sqrt{\left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{2}{\rho C_{LM}}\right)} \quad (2.5)$$

飞机极

涉及三维飞行器的另一个重要概念称为“飞机极”或“阻力极”。这个术语是Eiffel数年前提出的。飞机极是一条 C_D — C_L 曲线，典型的飞机极曲线如图 2.4 所示。

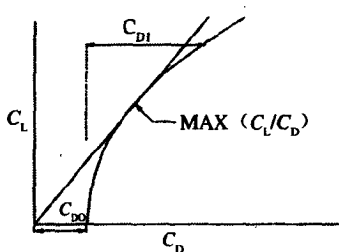


图2.4 飞机极

阻力极稍后将证明呈抛物线形状。阻力极把最小阻力 C_{D0} 定义为无法产生升力的阻力。以原点为起点、以阻力极的正切值为斜率的一条直线给出了升力—阻力比。稍后将证明这个比的倒数就是飞机发动机停车时的滑翔角的正切值。阻力极图也画出了升力产生的阻力或诱导阻力。

真实机翼和飞机

真实的三维飞机通常由机翼、机身和尾翼组成。机翼的几何外形，从机顶上方看，叫做俯视图。它也有扭转角、后掠角和上反角（在正前方观察时与水平面的夹角），由若干二维翼剖面所构成。

三维机翼升力系数的粗略估算式（未经证明）为：

$$C_{L_1} = \frac{C_l}{\left(1 + \frac{2}{AR}\right)} \quad (2.6)$$

这里 AR 是展弦比（翼展的平方与机翼面积之比），即 b^2/S 。该式可把二维升力系数 C_l 转换为三维系数 C_{L_1} 。

更精确的分析不仅一定要考虑机尾、机身产生的升力的作用，还一定要考虑翼剖面变化的特性和沿翼展方向的扭转角。

确定三维力矩系数是一个非常复杂的过程。图2.5是一个施加在飞机上的空气动力学上的各种力的简化力矩平衡图。对关于飞机重心 CG 的各力矩求和，就可得到公式2.7。

$$M_{CG} = Lx_a + Dz_a + m_{ac} - L_t l_t + m_{act} \quad (\text{假定 } D_t = 0) \quad (2.7)$$

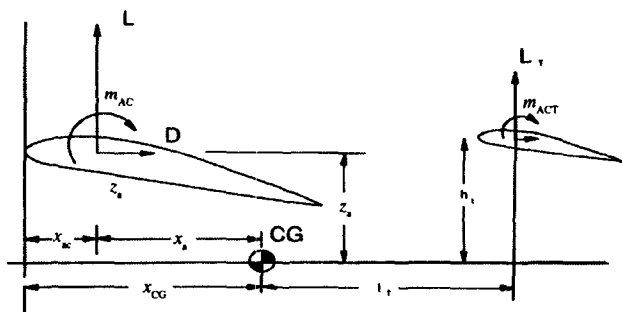


图2.5 力矩平衡图

这里 m_{ac} 和 m_{act} 分别是机翼和机尾的俯仰力矩。除以 $q/S_w c$ ，即可得到关于 CG 的三维俯仰力矩系数。俯仰力矩，即关于飞机重心的“扭矩”，对飞行器的俯仰稳定性影响相当大。要维持稳定性，俯仰力矩系数必须为负值。负俯仰力矩系数主要是源自机尾（见公式

2.8中的后两项)。

由于阻力对性能有影响，同时阻力与机翼俯视尺寸、俯视形状有关，所以三维机翼的阻力在飞机设计中显得特别重要。基于这个理由，诱导阻力方程的推导将力求详细。

$$C_{MCG} = C_L \left(\frac{x_a}{c} \right) + C_D \left(\frac{z_a}{c} \right) + C_{mac} + C_{fus} - C_{Li} \left(\frac{S_i}{S_w} \right) \left(\frac{l_i}{c} \right) + C_{mact} \quad (2.8)$$

机翼剖面的压力分布如图2.6所示。显而易见，机翼下表面上的压力是正的，而上表面的压力是负的（相对来说）。当从机翼正面或前缘看过去时，压力分布如图2.7所示，机翼下表面为“+”号而上表面上为“-”号。

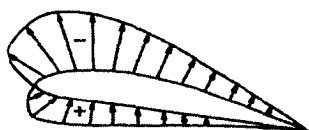


图2.6 压力分布图

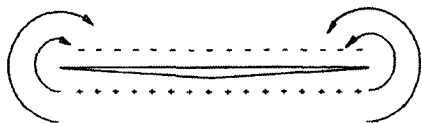


图2.7 展方向的压力分布

这种状态将使气流从下表面的高压向上表面的低压流动，从而使气流旋转或形成涡流。涡流所产生的向下速度或称为下洗速度在翼尖处达到最大，朝机翼中心方向逐渐减小，如图2.8所示。

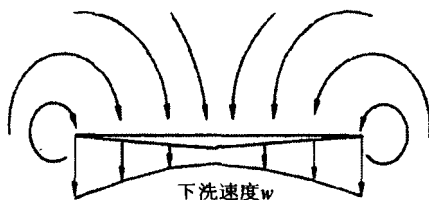


图2.8 下洗速度

Ludwig Prandtl已证明，俯视图为椭圆形的机翼，其升力分布也是椭圆形的，且其沿翼展方向的下洗速度为常数，如图2.9所示。

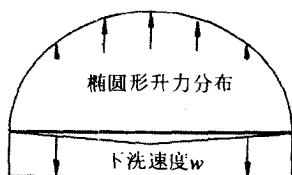


图2.9 椭圆形升力分布

沿翼展方向的下洗速度 w 是常数这一概念将是研究三维阻力作用的起点。

考虑图2.10所示的下洗速度的几何图形，很显然，流向机翼的空气将受到诱导而产生一个下洗速度分量。下洗速度分量在机翼后缘处的值为 w 。因此，一旦没有下洗速度，机翼“看到”的冲角比正常值稍稍大一些。这个附加的外观冲角是：

$$\epsilon = \tan^{-1}\left(\frac{w}{V}\right) \quad (2.9)$$

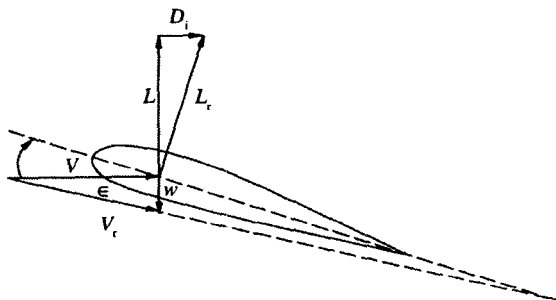


图2.10 诱导阻力图

由图 2.10 可见，速度的三角函数关系式与力相类似，因此：

$$\cos(\alpha) = \frac{V}{V_r} = \frac{L}{L_r} \quad \text{及} \quad \frac{D_i}{L_r} = \frac{w}{V} = \tan(\alpha) \quad (2.10)$$

由于

$$w \ll V \quad (2.11)$$

且当 α 很小时有，

$$\cos(\alpha) = 1, \quad \tan(\alpha) = \sin(\alpha) = \alpha \quad (2.12)$$

因此

$$V = V_r, \quad L = L_r \quad \text{且} \quad \frac{D_i}{L_r} = \frac{w}{V} = \frac{D_i}{L} \quad (2.13)$$

除以 q 得

$$\frac{C_{Di}}{C_L} = \frac{w}{V} \quad (2.14)$$

当升力呈椭圆形分布时，Ludwig Prandtl 已经证明：

$$\frac{w}{V} = \frac{C_L}{\pi AR}, \quad \text{在这里} \quad AR = \frac{b^2}{S} = \text{展弦比} \quad (2.15)$$

因此诱导阻力 (C_{Di}) 为：

$$C_{Di} \approx \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (2.16)$$

这个表达式告诉我们，机翼短而厚实 (AR 小) 的空气飞行器，如天鹰座 (Aquila) 无人机，相对来说诱导阻力大，因而航程及续航时间就上不去。这就要求高空长航时的飞行器要有长而薄的机翼，如琥珀 (Amber) 无人机。不需要长航时的敢死蜂 (EX-drone)。其机翼展弦比就比较小，但动力装置无法承受较大阻力的“指针”

(Pointer) 无人机，其机翼展弦比就要大一些

附面层

流体动力学的一项基本公理是：流过表面的流体有一个紧挨着表面的薄层，在这个薄层中流体粘住表面，因而流体的速度也就为零。紧挨着第一层的下一层或称层流层（**Laminar**），相对于第一层有一个很小的速度差，大小取决于流体粘度。流体粘性越大，相邻层的速度差就越小。若在垂直于表面的一定距离 δ 处的流体速度等于流体的自由流动速度，则这个距离 δ 就定义为附面层的厚度。

边界由起始于表面前缘的三个区域组成：（1）层流区。在该区域中，每一层或层流都顺序流过相邻层，从而产生流体力学中严格定义的切变力，（2）过渡区和（3）涡流区。在涡流区中，流体粒子随机地相互混合从而产生涡流或大大小小的漩涡。过渡区是层流区开始生成涡流的区域。层流区的切变力及涡流区的漩涡都会产生阻力，但物理过程不同。典型附面层的截面看上去也许像图 2.11 所示。



图2.11 典型附面层

流体作用于表面形成的切变力称为表面摩擦，是总阻力的一个重要分量。在附面层中两个不相邻的区域（层流区和涡流区）的切变力取决于流体速度、表面粗糙度、流体密度和流体粘度。Osborne Reynolds 于 1883 年把上述除表面粗糙度之外的所有因子都综合进众所周知的雷诺数这一公式中。雷诺数的数学表达式为：

$$R = \rho V \left(\frac{l}{\mu} \right) \quad (2.17)$$

式中， ρ = 流体密度， V = 流体速度， μ = 流体粘度， l = 特征长度。

在航空学著作中，通常把机翼或尾翼表面的弦长作为特征长度。雷诺数是附面层处于层流状态或涡流状态的重要标志。层流产生的阻力要远远小于涡流产生的阻力，却会引起我们后面要学习的小型表面的各种困难。典型的雷诺数如下所示：

普通航空飞机	5 000 000
小型无人机	400 000
海鸥	100 000
滑翔蝴蝶	7000

层流因层间摩擦而产生阻力，且对表面状况特别敏感。通常，层流产生的阻力较小而且有益。涡流附面层的阻力是由完全不同的机制产生的。这个机制建立在 **Bernoulli** 理论的相关知识之上。

Bernoulli 已证明，对理想（无摩擦）流体，静压（ P ）和动压（ q ）的和等于常数，这里的 $q = 1/2 \rho V^2$ 。

$$P + \frac{1}{2} \rho V^2 = \text{常数} \quad (2.18)$$

把这一原理应用于文氏管中流动的流体，用文氏管下半部代表机翼，就可分析附面层中的压力和速度分布。当流体（假定是不可压缩的）流过文氏管或机翼时，其速度将增加（质量守恒定律）；依据 **Bernoulli** 定理，其压力将减小，从而产生众所周知的顺向压力梯度。压力梯度之所以是顺向的是因为它有助于顺着推动附面层中流动着的流体。在达到最大值后，流体开始减速，因而形成逆向压力梯度（也就是说，阻碍附面层的流动），如图 2.12 中速度分布图所示。

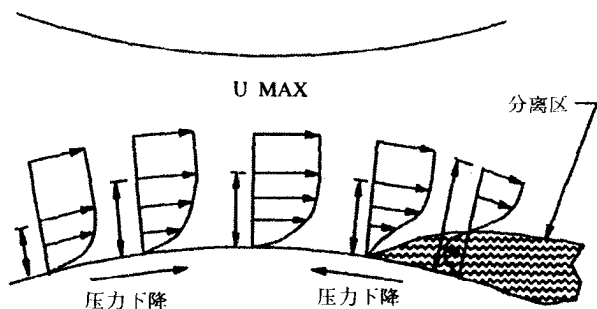


图2.12 附面层速度示意图

微型无人机

称为微型无人机的无人机新品种已经诞生。这类微型无人机具有飞鸟的诸多特性。Hank Tenneks 在《从昆虫到大型喷气式客机的朴素飞行学》（“The Simple Science of Flight from Insects to Jumbo Jets”）一书中详细介绍了飞鸟般大小的微型无人机的内部构造。

特征长度短和速度低会引起雷诺数下降，因而层流速度也下降。在这种情况下，层流速度低通常有利于达到A点。在A点处，逆向压力梯度实际上终止了附面层内流体的流动，所以最终会把这种流动反转过来。流动停止及流动反转会导致漩涡、涡流的形成，一般也会导致流体粒子的随机混合。在这一点上，附面层与表面相分离并产生紊动涡流。这一现象称做分离，与此有关的阻力叫做压差阻力。作用于机翼上的压差阻力与表面摩擦（主要是由于层流引起的摩擦阻力）的和称做侧面阻力。由于流体粘度及附面层现象的缘故，这个阻力可独立存在。

与摩擦系数取决于雷诺数一样，附面层是层流层还是涡流层也取决于雷诺数，如图2.13所示。



图2.13 表面摩擦与雷诺数

似乎层流总是受欢迎的（压差阻力较小），通常也的确有层流。但是，当处理模型飞机一类的超小型无人机时，层流会成为一个难题。

一些无人机尺寸非常小，飞行速度也低。特征长度短以及速度低导致雷诺数下降，因而层流速度也下降。通常，这是一个有利条件。前面讨论过的顺向 / 逆向压力梯度在非常低的速度下也是存在的，这使得层流附面层对自身进行分离与重新结合成为可能。本质上讲，在层流区这一现象在表面持续发生，这一现象也会在附面层内产生流体气泡，称做层流分离，是超小型机翼、低速飞机（如模型飞机）的特征之一。

气泡可在机翼表面上来回运动，其运动情况取决于冲角、速度和表面粗糙度。气泡会变大自然以无法预料的方式爆裂。气泡的运动和爆裂打乱了机翼表面上的压力分布，会引起飞行器产生严重的、有时是无法控制的抖动。这对大型、高速飞机来说不是个问题，因为这些飞机机翼的大部分区域因雷诺数高而处于湍流附面层。小升力翼面需要对翼剖面进行特别设计以维持平流，或使用“旅行”装置（即熟知的涡流发生器）来产生涡流。层流分离大约在雷诺数为75000时发生。控制面小的无人机，如鸭式飞机，特别容易出现层流分离。

式中 C_{D0} 是所有侧面阻力系数的和; C_{Di} 是机翼诱导阻力系数, 其数学式为二次式, 所以飞机极曲线呈抛物线形状。

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi AR} \quad (2.20)$$

小结

前面的分析是从翼剖面系数开始的。翼剖面系数可从“无限”翼展机翼（即机翼是紧靠着两侧风洞墙展开的，可产生二维气流）的风洞试验得到。气流之所以是二维的，是因为没有翼尖供空气环绕流动来产生三维气流。当翼尖露出来时，气流绕翼尖流动，即形成三维气流。三维气流对飞机的航空动力学特性有着深刻的影响。

需要记住的重要对比结论是：

- 大展弦比机翼（长而薄）有利于增大航程和延长续航时间。
- 短而厚的机翼有利于提高战斗机的机动性，但执行侦察任务时不利于对目标进行长时间观察。

性能

爬升飞行

定常、直线飞行的飞机，作用其上的各种力达到平衡，如图2.14所示。该状态下的运动方程可写成：

$$\text{升力} = L = W \cos \theta \quad (W = \text{重量}) \quad (2.21)$$

$$\text{推力} = T = D + W \sin \theta \quad (D = \text{阻力}) \quad (2.22)$$

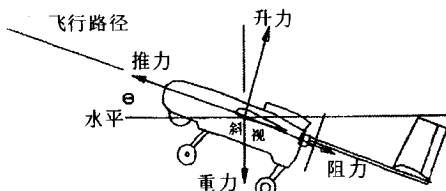


图2.14 作用力图

第二个方程乘以速度 V 可得：

$$TV = DV + WV\sin\theta \quad (2.23)$$

这里 TV 是推进系统输送给飞行器的功率，也叫做可用功率 (Power Available, PA)。 DV 是维持飞行所需的功率，也叫做需求功率 (Power Required, PR)。由于 $V\sin\theta$ 等于爬升速率 dh/dt ，则公式 (2.23) 可改写成：

$$W\left(\frac{dh}{dt}\right) = PA - PR \quad (2.24)$$

可用功率可根据引擎和螺旋桨数据得到，其表达式为：

$$PA = HP\eta \quad (2.25)$$

式中： HP = 马力

η = 螺旋桨效率

由于 PR 等于阻力乘以速度，我们前面的讨论中把阻力分量作为速度的函数就是切实可行的。 PA PR 与速度的关系如图 2.15 所示。由图可见，最大爬升速率发生在两条曲线间最大距离所对应的速度。在这个点上两曲线的斜率或导数也刚好相等。相对最大爬升速率的速度可从图上读出或计算出来。最大或最小空速也可从图上直接读出。

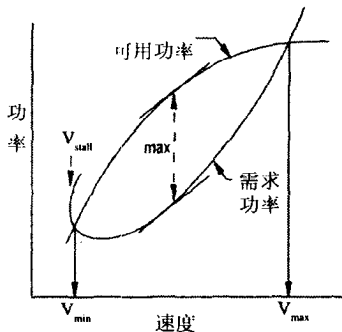


图2.15 功率 - 速度曲线

当然，阻力和功率取决于空气密度，因此，高度对这两条曲线也有影响。

图2.16给出了不同海拔高度时的典型可用功率和需求功率曲线。显而易见，当海拔高度增加时，两曲线间的距离以及两曲线交叉点间的距离逐渐减小。当这两处距离为零时，飞机就没有飞行能力了（也就是说，不存在 PA 大于 PR 的区域）。

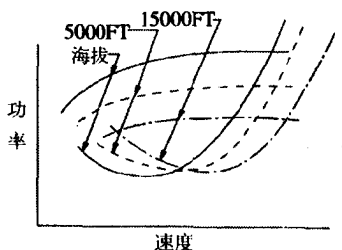


图2.16 不同海拔高度下的速度-功率曲线

由公式 (2.24) 求解出 dh/dt (也就是说 除以 W)，爬升速率 ROC 也就很容易求得：

$$ROC = \left(\frac{dh}{dt} \right) = \frac{(PA - PR)}{W} \quad (2.26)$$

航程

无人机的航程总是一个重要特征量。航程理论上易于计算，可实际上要获得航程却困难重重。当飞行器在重心变化状态下飞行时，在其飞行能力范围之内燃料可以换算成有效载荷，因此航程取决于有效载荷。

计算航程及续航时间的基本关系式是燃油消耗而引起飞行器重量的下降。它等于专用燃油的消耗 c 与制动马力 (BHP) 的乘积。 c

是制动马力 / 小时燃油重量。

$$-\left(\frac{dW}{dt}\right) = cBHP \quad (2.27)$$

由于 $THP = \eta BHP$ 及 $THP = DV$, 那么

$$-375\left(\frac{dW}{dt}\right) = \left(\frac{c}{\eta}\right)DV \quad (2.28)$$

公式中 375 用于换算英里和磅的单位。

由于 $L/D = W/D$, $D = W/(L/D)$, 我们可把 D 代入上式求解 Vdt , 得:

$$Vdt = -375\left(\frac{\eta}{c}\right)\left(\frac{L}{D}\right)\frac{dW}{W} \quad (2.29)$$

假定 L/D 及 η/c 为常数, 航程 R 就是在整个航程内对 Vdt 的积分, 即:

$$R = 375\left(\frac{L}{D}\right)\left(\frac{\eta}{c}\right)\ln\left(\frac{W_0}{W_1}\right) \quad (2.30)$$

对这个方程变换可得到燃油载荷 (F.L.) 与飞行器无燃油时的净起飞重量 W_0 的百分比。

$$F.L. = \text{EXP} \left[\frac{R}{375\left(\frac{L}{D}\right)\left(\frac{\eta}{c}\right)} \right] - 1 \quad (2.31)$$

活塞式发动机的航程如图 2.17 所示。

续航时间

如果已知对应最小需求马力的速度, 则续航时间可计算出来。

可用下式对续航时间进行简便粗略的估算。

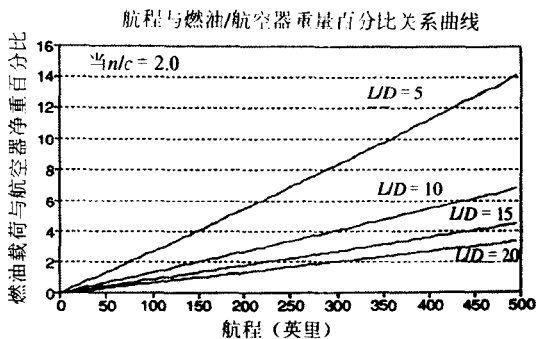


图2.17 航程与重量比曲线

$$\text{续航时间} = t = \frac{R}{V_m} \quad (2.32)$$

对应最小需求功率的速度 V_m 为:

$$V_m = 391 \left(\frac{W}{\sigma} \right) C_L S \quad (2.33)$$

公式中 σ 为飞行高度处的空气密度与海平面空气密度的比值。

用这些方程, 消耗性飞行器的任务半径、目标作用时间或航程都可估算出来。如果有更好的航空动力学数据, 对于活塞式发动机飞机, 可从图 2.18 上求得精确的续航时间。

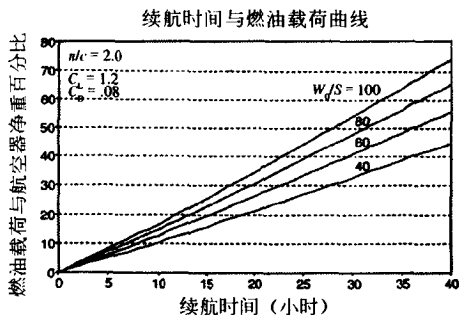


图2.18 续航时间与重量比

滑翔飞行

飞行器滑翔能力由其下沉速率来度量。用运动公式及平衡公式(2.21、2.22)很容易确定下沉速率。当发动机停车时(如 $T=0$)，这两个方程变为：

$$W \sin \theta = -D \quad (2.34)$$

$$W \cos \theta = L \quad (2.35)$$

用第二个方程除以第一个方程，滑翔角的正切值就可确定。

$$\tan \theta = \frac{-D}{L} = \frac{-C_D}{C_L} \quad (2.36)$$

滑翔角的正切值为飞机 L/D 倒数的相反数。如果已知速度，则下沉速率为：

$$\text{下沉速度} = -60 \frac{DV}{W} \quad (\text{英尺/分钟}) \quad (2.37)$$

由于 L/D 较高、着陆角度很小，大多数无人机着陆时并不使用大功率。这意味着即使是拦网式回收，着陆也需要长跑道或大片净空。为了使用小型机场来回收无人机，克服这一缺点的方法之一是利用如挡板等产生阻力的装置来降低着陆时的 L/D 。这些装置会增加系统复杂性，也会带来额外的成本。另一个方法是加装翼伞，这也会降低 L/D 。

小结

- 升阻比越高，下滑倾角越小，在周围有大量障碍物的小型机场回收越困难。
- 然而，升阻比高有助于增加航程。

稳定性

静态稳定性

一架飞行器要维持飞行就必须是稳定的。静态稳定性指作用在飞机上的各种力（推力、重力及航空动力学上的各种力）合成于一个方向上。在飞机遭受阵风或其他外力扰动后，合力仍有把飞机机身恢复到初始平衡位置的趋势。如果飞行器静态是不稳定的，那么即使是微小的扰动都会使得飞行器远远偏离初始的飞行状态。一架静态稳定的飞机在干扰消失后有返回到初始位置的“趋势”，尽管在受到干扰时飞机或许会过冲、回转、反方向运动、再次反冲乃至最终振荡不止直至损坏。在这种情况下，飞机是静态稳定的，但不是动态稳定的。如果振荡受到抑制并最终消失，那么可以说该飞行器是动态稳定的。

由于飞行器有三个自由度（俯仰角、滚转角和偏航角），所以每个轴都必须保持平衡。俯仰轴是最关键的，俯仰轴稳定性称为纵向稳定性；一定程度的滚转轴和偏航轴不稳定性是可以忍受的。大多数分析中滚转轴稳定性和偏航轴稳定性是结合在一起的，它们并称为横向稳定性。

纵向稳定性

影响纵向稳定性的因素可参考图 2.14 和公式 2.8 来确定。图 2.4 中给出了作用于飞行器的各种力的平衡情况。为便于分析，这里把公式 2.8 再列出来。

$$C_{MCG} = C_L \left(\frac{x_a}{c} \right) + C_D \left(\frac{z_a}{c} \right) + C_{mac} + C_{fus} - C_{L_t} \left(\frac{S_t}{S_w} \right) \left(\frac{l_t}{c} \right) + C_{mact} \quad (2.38)$$

俯仰力矩系数是升力系数的函数，这一结论可用来估算飞机的静态稳定性。图2.19所示是俯仰力矩与升力系数的关系曲线。

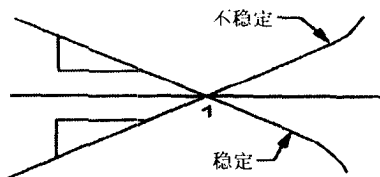


图2.19 俯仰力矩系数

利用图2.19，我们可做如下推断：如果干扰（如 C_L 增大）引起机头上仰而恢复力矩致使机头下俯（如俯仰力矩的变化为负的），则飞行器将趋于恢复到初始状态。在受到机头上仰干扰后，如果俯仰力矩引起机头上仰，那么飞机将进一步仰起，因而处于静态不稳定状态。在数学上，稳定系统的俯仰力矩—升力系数曲线的斜率是负值，如图2.19所示。问题是：飞机如何制造才能获得这种特性？上述平衡方程中的每一项都会影响俯仰力矩，要么向正方向变化要么向负方向变化。水平尾翼的影响（平衡方程上的倒数第二项）是极为重要的，原因是这一项是负号且通过设计增大 l_t 和 S_t 来增大这一项的绝对值。位于飞机尾部、远离飞行器重心的大机尾区域是强有力的稳定器。图2.20所示是平衡方程中不同影响因子的俯仰力矩—升力系数关系曲线。由该图可见尾翼对纵向稳定性的明显影响，以及与飞行机翼相比，为什么带有常规尾翼的飞机更容易达到稳定的原因。

回到平衡方程，让我们仅仅考虑机翼对稳定性的影响。

$$C_{MCG} = C_L \left(\frac{x_a}{c} \right) + C_{mac} \quad (2.39)$$

对 C_L 求导可得到斜率，即：

$$\frac{dC_M}{dC_L} = \frac{x_a}{c} \quad (2.40)$$

上式改写为

$$\frac{dC_M}{dC_L} = x_{cg} - x_{ac} \quad (2.41)$$

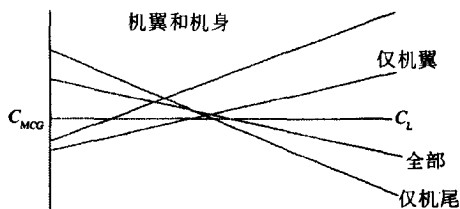


图2.20 俯仰力矩系数

这里 x_{cg} 和 x_{ac} 分别是重心位置与翼弦的百分比、航空动力学中心与翼弦的百分比。

换句话说，为了让俯仰力矩—升力系数曲线保持负斜率，重心必须在航空动力学中心（压力中心）前面。如前所述，俯仰力矩—升力系数曲线保持负斜率是静态稳定性的一个条件。在重心后面外加一个升力面有把整个飞机的航空动力学中心后移的作用。在重心前面放置一个升力面，如鸭式飞机，作用正好相反，会降低稳定性。

横向稳定性

横向稳定性不如纵向稳定性那么至关重要，因为轻微地滚转、偏航并不像俯仰变化破坏性那样大。俯仰一旦长时间失控，将导致飞行器失速和飞行停止。通过加装适当大小的垂直稳定翼就容易获得偏航（方向）稳定性。除了机翼对偏航稳定性几乎毫无影响外，

偏航稳定性的数学分析与俯仰稳定性相类似。机身和垂直尾翼是两个主要影响因素。正如俯仰稳定性的情况一样，为了获得稳定性，横向力系数—偏航角曲线必须呈负斜率。推理过程与前面讨论俯仰稳定性情形相同。垂直尾翼必须能产生把横向力干扰引起的偏航角最小化的恢复力矩。典型的偏航力矩系数—偏航角关系曲线如图 2.21 所示。

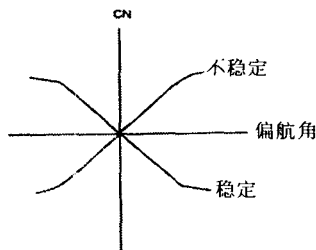


图2.21 方向（偏航）稳定性

通常借助于机翼的上反角来获得滚转稳定性。因侧滑而产生的滚转力矩是由机翼与机身间形成的上反角产生的。有所夸张的示意图，即图 2.22 直观明了，把这个概念形象化了。

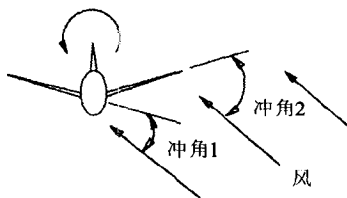


图2.22 滚转稳定性

如果机翼存在上反角，那么作用于正在侧滑的飞行器的气流对上风机翼产生的冲角（AOA）要比对下风机翼产生的冲角更大。这会使得上风机翼的升力比下风机翼大，从而导致机翼向某个方向滚

转以减弱侧滑、提高稳定性。机身上机翼的垂直部位也具有滚转稳定性，但起支配作用的因素是机翼上反角。

逆偏航是人们常常听到的另一个稳定性概念。英语“**adverse aileron drag**”（逆向副翼阻力）是一个更准确的术语，概念也更容易理解。当副翼偏转以进行滚转时，这些副翼将产生阻力。这个阻力促使飞行器逆着滚转引起的转动方向偏航，从而导致非平衡状态。使用偏转方向舵对抗偏航可减弱这种非平衡状态。当然，这只是加装方向舵的主要理由之一。飞行员能感觉到这种不平衡，但无人机则必须采取应对措施。

动态稳定性

为了获得动态稳定性，恢复力必须能吸收来自系统的能量。由于任何一个真实系统中总有摩擦存在，因此这通常就变得自然而然。动态稳定性是与机翼、机尾、机身等表面的运动速度成比例的各种力形成的。这些翼面都有一个称做稳定性导数的比例常数。

稳定性导数与飞行器的角速度相乘得到一个力，这个力通常会减小该飞行器的角速度（也就是说吸收能量）。因此这一现象称做阻尼，是一种摩擦。由于真实系统中摩擦是自然存在的，因此如果系统是静态稳定的，系统通常但非总是具有动态平衡性。

当采用人工方法如运用负反馈技术的自动驾驶等来控制飞行器时，动态不稳定性就会露出它那可恶的面目。这是因为控制系统中的负反馈，如果设计不当或补偿不当，会向系统注入与校正发散运动的力不同相的能量。

小结

重心与航空动力学中心之间距离短的飞行器的稳定性要比距离长的飞行器差。水平尾翼翼面在纵向上靠近机翼（紧耦合）这一事

实就表明重心与航空动力学中心间的距离短。

控制

航空动力学控制

对飞行器的俯仰轴、滚转轴和偏航轴的控制分别由升降舵、副翼和方向舵来实现。这些控制的分析涉及复杂的绞接力矩、驾驶杆运动和感觉系统。对无人机，通过机身反馈和控制翼面的反馈来获得系统的“感觉”在本质上是不存在的（设计时人工感觉可集成到地面控制装置中以向控制员提供一些飞行的“感觉”，但大多数无人机上安装的是无人工感觉的自动驾驶仪和电子控制）。控制翼面产生的各种力并不反馈给操作员，然而必须对这些力进行分析以确定机身应做出的合适响应及确定执行机构动作的幅度。

有些特殊的飞行状态需要控制翼面产生特殊的运动或力。例如，控制机身俯仰的升降舵的能力（升降舵控制功率）取决于升降舵的大小、形状和速度。着陆过程中，飞行器通常低速飞行，升降舵有必要获得足够大功率来保持机头上仰从而不让飞行器再增大速度。弹射发射过程中，速度通常也低（接近停车速度），一旦飞行器受到干扰，在获得适当的空速前一定要有足够的控制来保持飞行器的姿态。在常规起飞过程中，升降舵的大小、位置也必须适当以便升起机头处机轮。

俯仰控制

俯仰力矩是通过改变尾翼升力系数得到的。尾翼升力系数可通过偏转升降舵来得到，如图 2.23 所示。升降舵偏转决定飞机能产生的加速度（ $g's$ ）大小，因而也决定转弯半径。转弯过程中，由于升

力总是垂直于机翼的（见图2.35所示），所以飞行器的重力要受到升力的反作用。转弯将导致用来克服重力的力减小，因而如果保持高度就需要拉起升降舵来增大冲角。换句话说，升力必须增大以便垂直分量与重力相等。转弯过程中保持这一附加升力将导致垂直于机翼的加速度 $g's$ 增大。

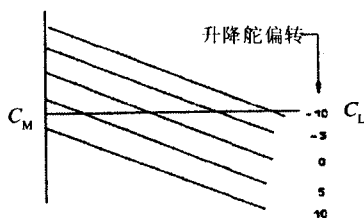


图2.23 俯仰力矩与升降舵关系曲线

横向控制

副翼是用来实现滚转的。当飞行器正在跟踪目标时，有必要进行滚转控制来转弯及避免飞行器摇摆，因而也会缓解万向节上传感器的运动（飞行器越稳定，必须设法锁定目标的万向节上有效载荷就越小）。如前所述，方向舵控制用于保持转弯时的飞行平衡。方向舵也可用来控制偏航。

无人机可能出现的所有飞行状态都必须了如指掌，以便设计出合适尺寸及位置的控制翼面。这通常需要确定各种力的平衡，同时也要用一组简单的牛顿定律来求解出飞行器的力矩。对控制翼面偏转引起的飞行器的运动进行完全的动态分析是一项极其复杂的难题，需要利用计算机来模拟。

电子控制

自动化电子控制系统是应用于当代无人机的最普遍的控制方

法。电子控制系统采用称做反馈或闭环的工作方式。系统对无人机的实际状态，飞行路径、姿态、高度、空速等，进行检测、电反馈并与期望状态相比较（相减）。差信号或误差信号经放大后用于设定控制翼面的适当位置，从而产生一个力来让飞行器返回到期望的位置，使误差信号逼近于零。一个闭环自动控制系统的简化功能方框图如图 2.24 所示。

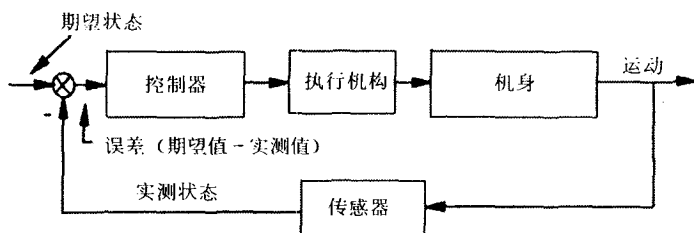


图2.24 简化方框图

传感器

传感器测量飞行器的姿态（水平 / 垂直陀螺仪）、角速度（速率陀螺仪）、空速（全压静压系统）、航向（罗盘）、高度（气压计或雷达高度仪）及其他所需的参数。把测得的姿态、高度、速率等与期望状态相比较。如果偏差超出了规定值，就会产生用于移动控制翼面的误差信号以便消除这些偏差。比较功能通常由控制器实现。

控制器

控制器包含必需的电子装置来产生如前所述的误差信号，加以放大后送给执行机构。另外，控制器也对来自于不同轴的信号进行调整和组合。通常控制器也包含处理命令及整理飞行控制系统输出的电子装置。

执行机构

作为来自控制器的信号的控制结果，执行机构接到指令后要产生所需的力来移动控制翼面。大型飞机上的执行机构通常是液压装置，但无人机上常常是电气执行机构，因而可避免使用笨重且易泄漏的液压泵、调节器、管路、液体等。

机身控制

控制机翼移动时会产生力，这些力将引起飞行器做出反应。传感器可感知这一反应或飞行器的运动。当姿态、速度或位置落进规定的范围之内时，误差就变为零，同时执行机构停止移动翼面。对误差信号进行补偿是缓慢进行的，以便飞行器慢慢地接近其期望位置或期望姿态而不至出现过冲。系统连续地搜索干扰并进行调整以便飞行器平滑地飞行。导航系统的运行方式几乎与之相同，只不过传感器是罗盘、惯性平台、雷达及GPS接收机而已。

内环路和外环路

主稳定是由内环实现的，基本作用是把飞行器维持在规定的高度、姿态、速度等状态。另外，还有一个外环来执行飞行器的机动和导航任务。外环也用于捕获引导波束，从而进行电子辅助回收或自动回收。带有内环和外环的反馈控制系统的方框图如图2.25所示。

飞行控制分类

自动控制系统按控制轴的数目进行分类（所有这些系统也都能进行节流控制，以维持期望飞行器达到的速度及控制高度）。

单轴：单轴系统通常仅控制飞行器相对于滚转轴的运动。这一系统的控制翼面是各个副翼。这样的系统常常也叫做机翼校平器。地面控制站的“飞行操作人员”可把命令注入系统从而能够转动飞

行器，也就是对飞行器进行导航。来自磁罗盘的信号或无线电波束有时用来自动维持磁罗盘航向或飞行方向。这种类型的操作属于后面要讨论的外环的一种。

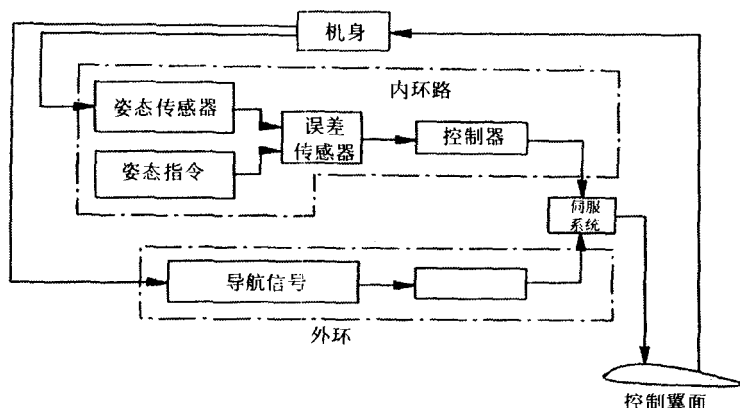


图2.25 飞行系统控制方框图

双轴：双轴系统通常控制飞行器相对于俯仰轴和滚转轴的运动。尽管单独一个方向舵有时也称做“侧滑转弯”（skid to turn）装置，但双轴系统所使用的控制翼面主要是升降舵和副翼。有了俯仰控制，飞行器可保持其高度进行水平直线飞行。仅采用滚转控制（见“俯仰控制”一节的讨论）时急转弯会导致飞行高度下降。然而，通过控制俯仰姿态进行急转弯却不会导致飞行高度下降。

三轴：顾名思义，三轴系统控制飞行器相对于三个轴的运动，且协助方向舵来进行偏航控制。许多无人机并不采用三轴系统。这样做在降低成本的情况下并不会降低性能，因为偏航控制并不足以影响整个系统（仅协助方向舵实现转弯）。但如果导弹或其他武器与无人机一起使用，偏航控制（三轴系统）就比较吸引人了。

各种操作模式

除了保持飞行姿态和稳定飞行器之外，自动飞行控制系统还可接受来自于无人机内部或地面（或卫星）的信号以控制飞行线路、导航或进行特别的飞行机动。这些操作可通过外环来完成。这些信号的获得方式称为耦合，相应的操作称为“操作模式”。例如，“空速模式”指飞行器的速度自动受到控制或维持不变。这要求有传感器来测量空速。“姿态模式”指借助于陀螺或其他装置来自动保持飞行器在俯仰、滚转及偏航轴上的姿态。“自动模式”指飞行器完全受到自动控制，而手动控制则指人工干预。某些情形下，从一种模式切换到另一种模式是自动进行的。所以，在截获到斜率下滑波束后，俯仰通道将从保持的高度转到斜率下滑轨道，飞行器也会自动地沿斜率下滑波束向下飞行。

通常，飞行器以等高、恒定空速飞行很重要。为了满足这一要求，或达到期望高度时进行自动保持水平飞行，高度保持模式中要用到大气压传感装置。传感器连接到一个半真空室的压力变换器、一个放大器和一个伺服马达。半真空室对静压的变化很敏感。飞行器改变高度会导致半真空室膨胀或收缩，从而移动取样元件。取样元件可产生与其位置成比例的电流，因而电流也就与静压或高度成比例。这一电流经放大后送至俯仰控制通道去操作升降舵执行机构，因而把飞行器恢复至期望高度。静压的变化也会引起伺服马达反方向移动取样元件，以把误差信号降到零。

除了使用称做“空速管”的动压传感器外，空速传感器还使用静压传感器。空速传感器与高度传感器的惟一区别是空速传感器要得到静压与动压的差。在空速传感器的设计中，半真空室（并非密闭的）与动压源（空速管）是连通的。静压可进入内置有整个组件的密封容器。空速变化产生的压力差致使半真空室膨胀或收缩，空速误差信号被送给俯仰轴或往复式引擎的控制装置。系统的其余部

分与高度保持系统完全相同。

基于卫星导航信号而不是前面讨论中所需要的各种机械传感器，用GPS（全球卫星定位系统）使得确定高度、空速和飞行器位置成为可能。

姿态保持通常是利用称做垂直陀螺的装置去测量飞行器姿态的偏差来实现的。该装置在惯性空间中可维持其姿态。当需要控制第二个轴时还要再增加一个方向陀螺。毫无疑问，陀螺增大了系统的成本，但当需要精确的姿态控制来实现准确的目标定位时，陀螺还是必不可少的。

飞行器的自动控制是一项极其复杂的课题，这项课题需要广泛的控制论基础知识。更详细的分析已超出本书范围。

推进器

推进式无人机的引擎有四种基本类型，即四冲程往复式内燃机、二冲程往复式内燃机、旋转式引擎及涡轮发动机。第五种则是正在兴起的电马达。然而，电马达目前在无人机舞台上仅扮演了一个小角色。所有四种内燃机都是通过燃烧汽油、汽油/机油混合物、喷气燃料（航空煤油）或柴油产生功率。电马达则使用电池。内燃机有由一系列冲程组成的工作周期。这些冲程中的压力、容积函数关系可绘制成图像。图像可合理地显示每种类型引擎的功率产生能力和效率。往复式引擎和旋转式引擎连接到推进器上就可提供推力来推动飞行器。汽油涡轮引擎既能进行直接喷气推进，如可进入敌纵深高速飞行的“入侵者”（penetrator）无人机；又能用齿轮连接到推进器或水平旋翼上。因固有可靠性高，旋转机翼的无人机常常使用汽油涡轮动力装置。

四冲程引擎

由于广泛应用于汽车，四冲程内燃机或许是四种引擎中最容易理解的。冲程很容易理解，顾名思义，四冲程就是由四个过程组成。在吸气冲程中，当活塞从上死点向下移动时，固定量的空气/燃油混合物注入或者吸进汽缸腔体内。然后活塞在压缩冲程中上移并对油气混合物进行压缩。刚好在活塞达到上死点之前，点火器点燃经压缩的混合物，于是燃烧冲程中就会产生一个附加压力把活塞推回到下死点。借助于曲轴，直线运动就转换成转矩。在排气冲程，活塞再一次向上运动把燃烧残留物排出气缸。排气孔和吸气孔在恰当的時刻打开、关闭以吸入油气混合物及排出燃烧残留物。每一冲程的容量压力关系曲线，也叫示意图或 $V-P$ 图，如图2.26所示。图中的封闭区域示意每一冲程产生的功率。注意观察图中燃烧冲程的峰值压力。

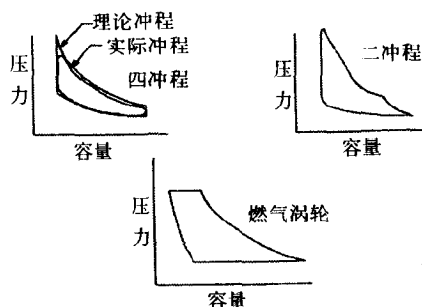


图2.26 引擎冲程

四冲程引擎可以液冷或气冷。由于有阀门以及控制、移动阀门的机械装置，四冲程引擎的机械结构相当复杂。活塞的往复运动也会引起相当大的振动。尽管如此，人们还是认为四冲程引擎高效而又可靠。

二冲程引擎

二冲程引擎通常用在割草机、链锯和模型飞机上。尽管家务劳动中常常用到，二冲程引擎却并不像四冲程引擎那样好理解。二冲程引擎在无人机中的广泛应用也经受过严重挫折。二冲程引擎与四冲程引擎中的部分冲程相同。当活塞向上运动到上死点时，油气混合物就被吸进曲轴箱（不是四冲程引擎中的气缸），同时在活塞的对面，前一冲程的燃烧残留物正在被推出排气口（见图2.27所示）。当活塞向上死点运动足够远时，吸气孔和排气孔都被关闭以便活塞继续运动来压缩油气混合物。再一次地，正如四冲程那样，刚好在活塞到达上死点前，点火器点燃油气混合物。急剧增大的压力迫使活塞向下运动，于是就产生了功率。通过汽缸一侧的传输口（这个传输口与吸气口、排气口相对），向下移动的活塞把之前吸进曲轴箱的新的油气混合物推进燃烧室。同时，排气口打开，正在上冲的新的油气混合物把燃烧残留物推出汽缸。注意：这时燃烧残留物和新的油气混合物可相互混合。所有的口必须精确定位以便按时开启和闭合，从而让新的油气混合物把燃烧残留物排出，在燃烧冲程中再把燃烧室关闭。二冲程引擎不必开闭阀门及其相关联的机械机构来完成上述过程，因此要比四冲程引擎简单得多。由于在工作循环的部分时段里曲轴箱内有油气混合物，因此曲轴箱必须密封。

二冲程引擎的最大缺点之一是由燃烧残留物与新鲜油气混合物相混合引起的。新鲜油气混合物中总会掺进一些杂质，人们不难想到，这将会引起油耗增大（任何人都不能燃烧已燃烧过的燃料）及后面将要讨论的运转不平滑。二冲程引擎的 $V-P$ 图如图 2.27 所示。

往复式内燃机中的摩擦损耗有：（1）机械摩擦，（2）油气流过吸气口和排气口引起的损耗（后一种称为泵送损耗）。二冲程引擎的泵送损耗通常比四冲程引擎的泵送损耗大，即使是在活塞速度

及平均有效压力（功率）相等时也是如此，理由如下：

- 由于净化时（当新鲜混合物正在挤出燃烧残留物时）一些空气经排气口流失掉了，所以二冲程引擎要处理更多的空气。
- 空气除了要吸进气缸外，还要吸进曲轴箱。
- 排气时的损耗更大。

所有这些都会导致引擎效率下降。

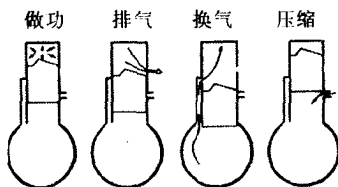


图2.27 二冲程

也许二冲程引擎最严重的缺点是低载荷时性能差。载荷定义为引擎实际输出与最大输出之比。当处于回收过程时，无人机通常工作在低载荷状态（也就是说低转速）。四冲程引擎中，只有压缩空间（气缸）在吸气冲程开始时充满残留气体。即使气缸中只有少量的新鲜油气混合物（与低载荷有关），这种可燃混合物也可保持住。对于二冲程引擎，当吸气冲程开始时整个燃烧室都充满残留气体，必须吸进大量的新鲜混合物才能确保燃烧。低载荷时存在这样一个临界点，在这个临界点上，与残留气体混合时新鲜燃料太少以致无法燃烧。由于曲轴箱还在运转，所以最终会吸进足够多的新鲜混合物并引起燃烧，不过这种燃烧也许是零零散散的。节流阀调低时，引擎极易不规则地劈啪作响，有时甚至停车。燃料喷射有助于解决高油耗和低载荷性能这两个难题。

往复式引擎产生的扭矩通常用整个工作循环内的平均扭矩表示，可事实上扭矩大小变化极大。做功冲程扭矩达到峰值，而在吸

气冲程中，当活塞正在新鲜油气混合物中移动、压缩新鲜空气及排出废气时，扭矩则在负值和数值较小的正值之间变化。单缸引擎、双缸引擎和四缸引擎的一个工作循环内的扭矩变化如图2.28所示。就像我们看到的那样，这些引擎都有相同的平均扭矩。气缸数越多，峰值扭矩越小，因而振动也就越小。

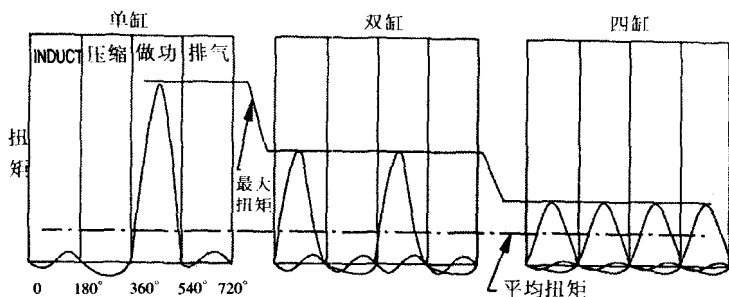


图2.28 扭矩变化

旋转引擎

振动是电子系统和敏感的光电有效载荷系统的死敌。振动也是导致无人机系统的系统可靠性降低的主要原因。如果引擎的往复式运动和周期性冲程转换能以某种方式稍加缓解，振动就会直接减弱。旋转引擎正是在这个方向上迈出了重要一步。

旋转引擎的工作原理是以带有双凸轮三角形定子的旋转为基础的。转子在定子内旋转从而使三个顶点与定子保持连续接触。定子呈外旋轮线状。所谓外旋轮线，是圆半径上的一点绕另一个定圆的外侧旋转的轨迹。转子的每个面都经历与四冲程引擎相一致的四个冲程，吸气、压缩、燃烧和排气。转子旋转一周就是一个工作循环，因此我们可以把单组旋转引擎看做是二缸引擎。正如我们将要看到的那样，往复式运动已不复存在，因此振动也将微乎其微。转子的末端通常加装上与转子同心的内齿轮。内齿轮绕一个更小的固定小

齿轮旋转，小齿轮安装在（气缸）侧面上。

参见图 2.29，下面要讨论工作循环。如前所述，转子顺时针旋转，每转一圈都会产生三个完整的奥托循环。在图 I 中，排气口和进气口是打开着的，排气冲程刚刚结束，新鲜的油气混合物刚刚开始送入临近 C-A 边的扇区。同时，开始压缩之前吸进临近 A-B 边扇区的混合物。在图 II 中这一冲程仍在继续。图 III 中，临近 A-B 边的混合物已压缩到最大限度，且被点火器点燃。同时，正在膨胀和驱动转子的扇区，与 B-C 边相临，与排气口相通。

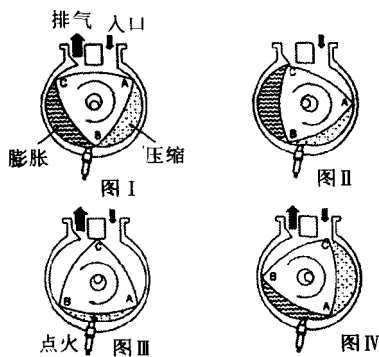


图2.29 旋转引擎

临近 A-B 边扇区内燃烧的混合物正在膨胀和驱动转子，此时已吸进临近 C-A 边扇区的新鲜混合物开始压缩，临近 B-C 边扇区内的燃烧产物通过排气口排出，被进气口进入的新鲜油气混合物所替换。于是，一圈之内就完成了三个四冲程奥托循环，每个扇区完成一个奥托循环。

为了确保旋转引擎的可靠工作，转子的完好密封是必不可少的。边密封和顶密封都需要。边密封有点类似于活塞密封环，并不是大难题。顶密封由滑片组成。离心力和有时防止滑片颤抖的弹簧

上也会出把力，把这些滑片背着燃烧室内壁向外推。旋转引擎可为无人机提供几乎无振动的功率。除了密封装置以外，旋转引擎是非常可靠的。随着新型设计和新材料的研究开发，密封装置问题正在逐步得到解决。

燃气涡轮机

所有引擎中最可靠的是燃气涡轮机。由于稳定的燃烧冲程特性和单纯的旋转运动，燃气涡轮机产生的振动最小。

进入敌纵深高速飞行的“入侵者”无人机之所以使用燃气涡轮机是因为燃气涡轮机结构紧凑和推力强劲。由于上述原因及固有的可靠性，垂直起飞/着陆（vertical take-off and landing, VTOL）飞行器也使用燃气涡轮机。

燃气涡轮机能产生直接推力或与齿轮连接以转动旋翼或推进器。这两种情形的冲程循环本质上完全相同。参见图2.30，空气进入进气口且在引擎压缩阶段进行压缩。实现压缩要么通过把空气猛甩向压缩器的四周（离心流压缩器），要么用多个小刀片抓住大量空气并加速后送给后面的刀片（轴流压缩器）。离心流压缩器比轴流压缩器更便宜但占据更大的正面区域。因需要大量的小刀片，故轴流压缩器价格较高。空气压缩后进入燃烧室或燃烧罐。在燃烧室或燃烧罐里，空气与燃料混合并燃烧。产生的炽热气体冲出燃烧室，并带有燃烧过的燃料所产生的能量撞击连接在压缩器上的涡轮从而转动涡轮。当然，驱动压缩器所需的能量并不能用于推进或作为推力。推力是通过把炽热气体喷出气嘴或通过驱动齿轮传动链得到的。推力是由转动旋翼或推进器的涡轮驱动的。燃气涡轮机比旋转引擎振动更小。其高空飞行效率高，无需调配就能燃烧战场上和舰船上现有的燃料。其主要缺点是造价高及因航空动力学上的尺度效应而受限的微型化能力。

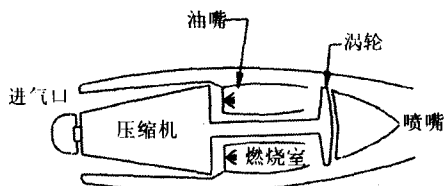


图2.30 燃气涡轮机示意图

载荷和材料

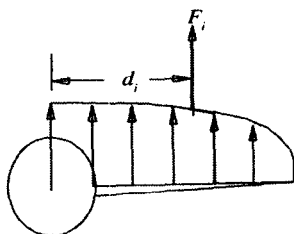
机身的结构设计和耐用性设计并非难题。尽管无人机会发生灾难，但很少是结构故障造成。飞机结构设计和构造有基于多年经验而精心建立的准则和技术。尽管如此，当人们致力于更轻便、更廉价的材料及更简单的制造技术时，理解无人机中正在使用的结构设计的基本原理还是颇有益处的。

载荷

为了选择结构材料并确定其尺寸，首先要确定导致该结构弯曲、切变、扭曲的各种力。这些力由弹射力、航空动力学压力、惯性力及推进系统产生，其大小通过使用类似于图2.14所示的图来平衡各个独立分量而确定。例如，考虑一个正面看过去的机翼，想像其升力沿翼展方向的分布。再考虑机翼本身的重量及如着陆齿轮或引擎等集中载荷的重力。这些力和重力引起机翼弯曲、切变、扭曲。翼展上任一点处的弯曲，更准确地说是弯曲力矩，可通过计算力（分解为多个微小增量将更方便）与其沿翼展方向的参考点的长度之积得到，如图2.31所示。

弯曲力矩一定会受到机翼结构（通常是翼梁）的抵抗。如果把翼梁直观地看做是一个简单的横梁，从图2.32中我们可看到在图示

的加载条件下，横梁的底面有被拉伸的趋势，而顶表面有被压缩的趋势。假设顶表面不能弯曲，如果翼梁底部的材料抗拉伸的能力（即抗拉强度）够大，那么，假如翼梁的上表面没有弯曲，机翼或横梁将不会失效。各种材料的抗拉强度在工程手册中都能查到。考虑构件上部分弯曲的可能性将大大增加分析的复杂性，也超出了这里分析的范围。纤维中的实际应力不仅取决于弯曲力矩，而且取决于截面形状，更重要的是取决于横梁的外径（横梁外径越大，最外层纤维的受力越小）。



$$\text{力矩} = \text{载荷} \times \text{距离} = \sum F_i \times d_i$$

图2.31 弯曲力矩



图2.32 弯曲

弯曲应力方程是：

$$f_b = \frac{Mc}{I} \quad (2.42)$$

这里 I 由下式 2.43 定义， c 是中心轴到最外层纤维的距离， A 是截面积， h 是截面的高度：

$$I = \frac{A \times h}{12} \quad (\text{对矩形梁}) \quad (2.43)$$

除了因弯曲而产生的压应力和拉应力外，还有因切变而产生的各种应力。把参考点前的各增量处的力（不考虑距离）简单求和就可计算出切变力，即 F_v 等于各独立分量 F 的和。这个力为翼梁或横梁的截面区所承受。应力为：

$$f_s = \frac{F_v}{A} \quad (2.44)$$

如果上述力的各独立分量不在横梁的中心线上，也可能产生扭力或扭矩。所有这些力都必须加以考虑，以便确定翼梁是否能承受所有负载。

为了简化，让我们假设机翼是均匀加载的，也就是说，升力分布是一个矩形，且没有扭力，如图2.33所示。

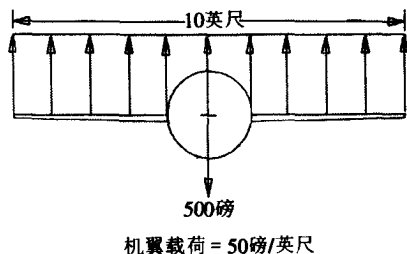


图2.33 均匀加载机翼

一架500磅重飞行器的弯曲力矩及沿翼展方向的切变力如图2.34所示。

最大应力可由公式2.42和公式2.44计算出来。如果从手册上查到的允许应力比计算结果大，横梁就不会出问题。不难看出，如果

恒外径的翼梁在根部没有失效，则翼梁在翼展方向上的任何位置都不会失效，原因是弯曲力矩和切变力沿翼尖方向是减小的，如图2.34所示。事实上，我们可把翼梁做成锥形，即向外逐渐变细，以减小重力，实际工作中常常正是如此。如果机翼上载有可空投的干扰机或可空投的传单包裹等，在弯曲力矩和切变力图中这些集中载荷必须要加上去。

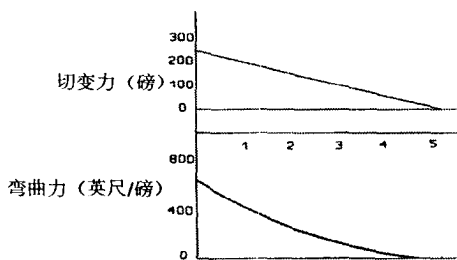


图2.34 切变力和弯曲力图

飞行器的机尾、机身及其他所有部件可利用上面讨论过的原理加以分析。实际上，构件的弧度和复杂的形状，有时需要借助计算机分析。然而，相比较而言，要确定机翼是否还连在机身上还是件容易的事。

到目前为止，在讨论中我们一直假定飞行器是等高直线飞行且没有遭到阵风。必须认识到，转弯、上拉、阵风通过破坏或改变各种力的平衡将影响结构上的载荷，因而必须加以考虑。机动总是与加速有关，而加速就会增大这些力。增大倍数称为“ g 's”。3个 g 的上拉将把力增大到3倍。如果翼梁设计成能携带仅在直线和等高飞行时的载荷，翼梁不仅会在3个 g 阻力时失效，而且在3个 g 的转弯时也会失效。图2.35给出了直线等高飞行及转弯时的各种力。

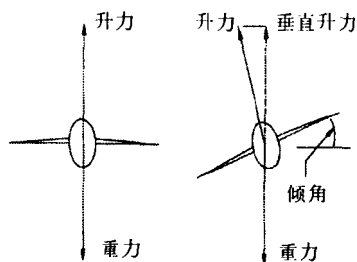


图2.35 滚转期间的力

注意，重力总是垂直向下的，可升力总是垂直于机翼。因此，为了转弯时不降低飞行高度，升力的垂直分量必须始终等于重力。结果，总升力必须增加以补偿倾角。倾角越大，所需要的总升力就越大，因此作用在机翼上的力也越大。

关系很简单，即：

$$W = L \cos \phi, \quad \phi \text{ 是 倾 角} \quad (2.45)$$

由于 $g's$ 中的载荷因子定义为：

$$\frac{L}{W} = n, \quad \text{当 } L = W \text{ 时 } n = 1 \quad (2.46)$$

那么，转弯时的 $g's$ 为：

$$n = \frac{1}{\cos \phi} \quad (2.47)$$

对于 30° 的倾角，

$$n = \frac{1}{\cos \frac{\pi}{6}} = \frac{1}{0.866} = 1.15 \quad (2.48)$$

也就是说，加在翼展上的所有载荷必须都要乘以1.15。

飞行器的工作飞行强度可用 V - g 或 V - n 曲线来描述。这个图有横轴上的空速及纵轴上的重力负载、 n 。这个图可应用于特定高度及特定飞行器重量。图中有两条线与航空动力学有关，称做失速线。

这个函数以 C_{LM} 及 C_{LM} 的倒数为自变量画出的曲线如图 2.36 所示。水平线和垂直线分别代表最大机动负载和垂直俯冲速度，这两条线是基于飞行器的强度设计的，多少有些随意。美国联邦航空署提供了一种适用于不同飞机的机动负载计算方法。对特技飞机，正常飞行时 $n=6$ ，倒飞时 $n=3$ 。垂直俯冲速度定为巡航飞行时的 1.5 倍。以各种无人机的速度为自变量画出的 n 在完整的 V - n 图中呈直线，如图 2.36 所示。

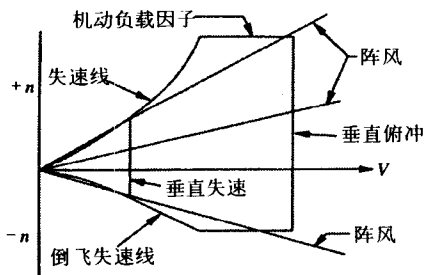


图2.36 机动载荷图

阵风对机身产生额外的载荷，也必须予以考虑。阵风会引起冲角的突然改变，如图 2.37 所示，会增大载荷。阵风载荷与空速成正比

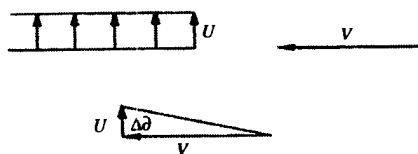


图2.37 阵风图

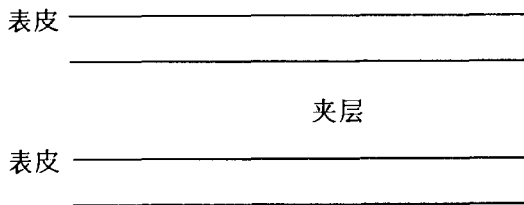
材料

无人机用多种不同材料制成。当前的发展趋势是使用复合材料，复合材料结构有许多优点，因而广泛应用于无人机制造中。主要的优点是具有异常高的强度-重量比。另外，模塑得到的复合材料其结构更加简单坚固。航空动力学上的平滑、弯曲的面板可增大强度。与其他类型材料相比，复合材料也更容易加工。

当载荷加到任何梁如翼梁上时，大部分应力发生在外层纤维或外表面上。采用夹层技术来发挥这一事实的优点正是为了提高复合材料的有效性。

夹层结构

夹心板有两个表面或称工件表皮，中间包裹着的是重量轻的夹层。



当然，工作表皮可以是铝材，不过，复合材料层压板如玻璃纤维、凯夫拉尔（**kevlar**）纤维、石墨纤维等已得到广泛应用，原因是这些材料可以“拉扯”成奇形怪状的夹层且整个夹层各处均坚固无比。

夹层材料可以是聚苯乙烯、聚亚安酯、聚氯乙烯、多孔木或西印度轻木。树脂用于粘接表皮与夹层，并把应力传送给整个表皮。这些树脂是环氧树脂、聚酯树脂和乙烯基酯树脂。

表皮或加强材料

复合结构的强度几乎完全取决于表皮或加强材料的用量、类型和应用。表皮织物有两大类型：单向织物（UD）和双向织物（BD）。单向织物的纤维几乎沿同一方向运动，因此在这个方向上其抗拉强度最大。

双向织物中一些纤维与其他纤维以不同的角度编织在一起，因此有多个方向上的抗拉强度。当然，单向纤维以不同角度结合在一起能在多方向上形成较大的抗拉强度。另外，多层材料或织物面料也能用来形成所需的较大抗拉强度。所需的抗拉强度越小，多层材料就越轻。

E GLASS

标准玻璃纤维，复合材料中的主力

S GLASS

纤维玻璃，外表与E GLASS相似，但强度高出30%

凯夫拉尔（KEVLAR）

芳香族聚酰胺有机化学材料，强度很高但难以加工使用

石墨（GRAPHITE）

碳原子的长并行链，强度很高但非常昂贵

树脂材料

树脂用于粘接表皮与夹层，并把应力传送给整个表皮。凝固后，树脂具有不可逆转的坚硬，且结构呈现高强度和耐化学性。

聚酯（Polyester）

一种常用树脂，可用于制造从船只到浴缸的任何物品

乙烯酯类（Vinyl Ester）

一种聚酯和环氧树脂的混合物

环氧树脂（Epoxy）

一种热固树脂，广泛应用于自制飞行器和无人机

夹层材料

用于无人机结构的夹层材料通常是泡沫塑料，有时也用西印度轻木。

聚苯乙烯 (Polystyrene)	白色泡沫塑料，用热金属丝很容易切割成翼剖面形状。易于通过加热或其他溶剂来分解
聚亚安酯 (Polyurethane)	低密度泡沫塑料，容易雕刻，但不能用热金属丝切割。可在其上进行精雕细刻
聚安酯聚苯乙烯 (Urethane Polystyrene)	用于冲浪板的泡沫塑料，有较好的抗溶解性

结构技术

最常见的结构加工是把泡沫塑料夹层用热金属丝或锯子切割成期望的形状。然后，把泡沫塑料密封起来以免吸收过多的树脂及大量树脂与泡沫塑料相混合。用橡胶滚轴把树脂滚压在表面上，然后把一块预先加工好的加强材料（表皮）以合适的方向铺在潮湿的树脂上。液状树脂将渗进表皮材料，多余部分要去掉。各材料层以规定的方向和数目叠加在一起，从而得到具有期望强度的成品多层板。

另一种方法是用模具来加工，即把模具内的表皮织物和树脂摊开以形成空心结构。把模塑得到的板及模塑得到的子结构粘贴后就得到完整的结构。必须小心翼翼以确保附着牢固，因为结构件要承载集中载荷。

固定机翼、旋转机翼和螺旋桨

人们青睐垂直起飞/着陆（VTOL）无人机，这是因为这类无人

机省去了多数甚至全部的发射、回收设备。理论上讲，所需要的就是一个地面站和若干飞行器。这种情形的确非常吸引人，但就像我们将要看到的一样，这并不是没有代价的。VTOL 飞行器可分成两大类，这种分类也适用于无人机家族。这两类分别是旋翼式和螺旋桨式。倾斜旋翼和倾斜机翼也可认为是旋翼类的子集，但有非同寻常的特性。

升力的产生

我们现今熟知的升力的产生是用常规翼剖面 and 机翼实现的。有多种方法来描述这一升力是如何实际产生的。正如 Bernoulli 预言的那样，弯曲的上表面上较低的空气压力是由机翼上表面上的速度增大引起的，而机翼底表面的高压是空气分子的碰撞所致，这是人所共知的。这一描述本质上是正确的，这一事实仍支持着这一基本原理，即升力是机翼推动的空气团的向下动量的反作用。无论动量产生器是机翼还是促动盘（旋翼、螺旋桨或喷射器），我们都必须有这种装置来产生升力。

机翼是一个垂直动量产生器，以如图 2.38 所示的方式产生升力。空气质量流量流过机翼的速率可按下式计算，即：

$$\frac{dM}{dt} = \rho V \frac{\pi b^2}{4} \quad (2.49)$$

这里： $\pi b^2/4$ 是流过机翼的气流吸收面积， V 是速度， ρ 是空气密度。

下降气流的偏转引起的动量变化就是简单的 $V \sin \theta (dM/dt)$ ，这里的 θ 是气团偏转的角度。垂直方向上动量变化所产生的力就是升力，其方程为：

$$\text{升力} = L = \frac{dM}{dt} V \sin \theta \quad (2.50)$$

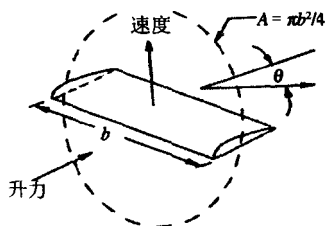


图2.38 机翼动量产生器

产生升力的功率，称为诱导功率，等于向下方向上的能量变化速率，即：

$$P = \frac{1}{2} \frac{dM}{dt} v^2 \sin^2 \theta \quad (2.51)$$

由公式 (2.50) 代换掉 dM/dt 和 $\sin \theta$ ，用升力表示的诱导功率

$$P = 2 \frac{L^2}{(\rho \pi v b^2)} \quad (2.52)$$

由公式2.52可见，产生给定大小的升力所需的功率与翼长 (b) 的平方成反比。这再一次说明这一事实，即产生高升力的有效方式是加长机翼。

动力升力

升力也可由驱动盘产生，如图2.39所示。

对于无涵道的螺旋桨，周围空气被吸进旋转桨叶所界定的圆盘内，以速度 V_a 穿过圆盘，然后继续加速达到最终出口速度 V 。下式众所周知，且容易证明：

$$V_d = \frac{V_c}{2} \quad (2.53)$$

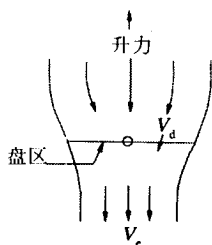


图2.39 驱动盘

鉴于质量流量是 $dM/dt = \rho A V_d$ ，这里的 A 是圆盘的面积，圆盘的升力是：

$$L = \frac{dM}{dt} V_c = \frac{\rho V_c^2 A}{2} \quad (2.54)$$

诱导功率为：

$$P = \frac{1}{2} \frac{dM}{dt} V_c^2 \quad (2.55)$$

替换掉 dM/dt 并把公式 (2.60) 的 L 代入，得：

$$P = \frac{L^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.56)$$

稍加变换可得：

$$\frac{L}{P} = \sqrt{\frac{2\rho}{\left(\frac{L}{A}\right)}} \quad (2.57)$$

该式告诉我们，每马力升力与圆盘载荷（ LA ）的平方根成反比，与密度的平方根成正比。直升机、倾斜旋翼和螺旋桨的功率载荷与圆盘载荷的关系曲线如图2.40所示。该图给出了每种机翼的相对效率。

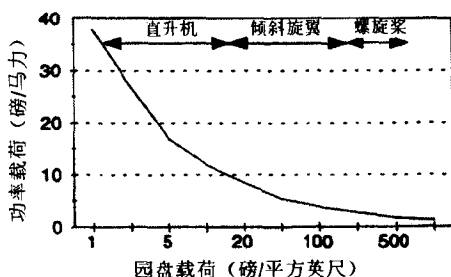


图2.40 圆盘载荷与功率载荷关系

用出口速度把升力和功率表示为：

$$L = \frac{dM}{dt} V_e \quad (2.58)$$

和

$$P = \frac{dM}{dt} \left(\frac{V_e^2}{2} \right) \quad (2.59)$$

于是：

$$\frac{L}{P} = \frac{2}{V_e} \quad (2.60)$$

这表明单位功率升力与出口速度成反比。从这一点可清楚看出，效率最大的功率升力是利用大量低速空气产生的。

动量产生器以出口处的排气速度来分类，如图 2.41 所示。螺旋桨不如旋翼，而根据诱导功率方程，假如其他条件都相同，旋翼也不如普通机翼。问题的关键就在于任务，或必须花多少时间来盘旋。平飞所需的功率要远远小于机翼所提供的功率，也远远小于圆盘所提供的功率，原因是升力必须有一个垂直分量以把飞行器保持在空中，升力也要有一个水平分量来推进飞行器。倾斜旋翼 / 机翼可部分地克服这一难题，即在任务期的大部分时间内，倾斜旋翼 / 机翼把功率升力转换成效率更高的机翼升力。但如果任务需要长时间盘旋，这一优点将不复存在。螺旋桨也能装备机翼以辅助水平飞行模式。在这种情况下，螺旋桨出口气流被桨叶偏转从而产生水平推力。当然，搅动气流时也会有 10%~40% 的损失，实际损失取决于搅动的角度。

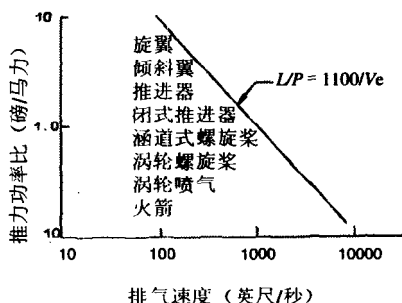
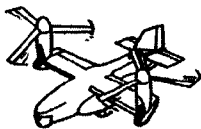


图2.41 升力功率比与出口速度

垂直升力无人机有其他缺点。这类无人机盘旋时难以控制，机械上更加复杂。这两点都会增加造价。另外，与易于滑翔或伞降来保证安全的固定机翼飞行器相比，引擎失效对垂直起飞着陆的无人机来说是一个更严重的威胁。为了使这一可能性最小化，旋翼设计师们选择更可靠、也更昂贵的燃气涡轮机动力系统。综上所述，垂

直起飞/着陆无人机（VTOL）在执行许多任务时都优于固定翼无人机。无需发射和回收装置，VTOL无人机就具有较好的战场机动性。固定翼飞行器，尤其是大型的固定翼飞行器要具有较好的战场机动性极其困难，甚至不可能。

除战场机动性之处，还有可运输性或战略机动性问题。对海军陆战队来说，可运输性更重要。海军陆战队有许多额外的军事装备；或者说有一至两辆坦克而不是运输发射架或回收网的两辆5吨卡车。还有一个点着陆的问题。即使机翼能拍击（这会增加重量、造价和复杂性），典型的固定翼无人机也无法以足够陡的下滑角在树林或其他障碍物包围的狭小场地上进行着陆，并用回收网拦住。对于小型舰船，回收网系统过于昂贵，而且也根本就没有空间。如果回收网干扰直升机的工作，那么大型舰船也不能忍受回收网。垂直起飞/着陆无人机因对无人机和直升机的有机结合而具有更强的灵活性。在决定一个任务是否值得使用垂直起飞着陆飞行器时，所有这些优点和缺点都必须仔细权衡。



倾斜旋翼

参考文献

1. Francis J. Hale, *Introduction to Aircraft Performance Selection and Design*, John Wiley & Sons Inc., 1984.
2. David J. Peery, *Aircraft Structure*, McGraw-Hill Book Company, 1949.

3. David L. Kohlman, *Introduction to V/STOL Airplanes*, Iowa State University Press/Ames, 1981.
4. Courtland D. Perkins & Robert E. Hage, *Airplane Performance Stability & Control*, John Wiley & Sons, 1949.
5. Clark B. Millikan, *Aerodynamics of the Airplane*, John Wiley & Sons, 1941.
6. Paul E. Hemke, *Elementary Applied Aerodynamics*, Prentice-Hall, 1946.
7. Martin Simons, *Model Aircraft Aerodynamics*, Argus Books, England 1994.
8. Henk Tennekes, *The Simple Science of Flight from Insects to Jumbo Jets*, The MIT Press, Cambridge, Mass, 1996.

第3章 任务规划与控制站

引言

任务规划与控制站（**Mission Planning and Control Station, MPCS**）是整个无人机系统的“神经中枢”。任务规划与控制站控制飞行器的发射、飞行与回收，接收和处理来自有效载荷的传感器数据，控制传感器的运行（通常是实时的）以及提供无人机系统与外部世界的接口。

任务规划与控制站有时也称做地面控制站（**Ground Control Station, GCS**）。然而，早期无人机获得的经验表明，任务规划功能对有效使用无人机系统来说至关重要，因而大多数系统开发者明确地把规划功能作为任务规划与控制站的一部分。

为了实现无人机的系统功能，任务规划与控制站包含下列子系统：

- 飞行器状态的读取和控制
- 有效载荷数据的显示和有效载荷的控制
- 用于规划任务、监控飞行器位置及航线的地图显示
- 数据链路地面终端，用于发送命令给飞行器和有效载荷、接收来自飞行器的状态信息及有效载荷数据
- 一台或多台计算机，用于为操作员提供至少一个控制飞行器的界面，及控制飞行器与任务规划与控制站间的数据链路、数据流（地面计算机也可执行系统导航功能，和执行某些上

自动驾驶及有效载荷控制功能相关的“外环路”〔低时间敏感性〕计算〕

- 与其他组织的通信链路，用于指挥控制以及分发无人机收集到的信息

在大多数初级形态中，组成任务规划与控制站的装置可能不比无线遥控模型飞机的控制装置复杂多少：一台显示有效载荷图像的电视监视器、任务规划及导航用的纸质地图、与无人机系统外部世界通信的战术电台。这些设备能满足视距范围内的短程飞行无人机的需要，因为其控制与模型飞机差不多。

经验表明，即使对于最简单的系统，也非常需要为操作员提供一个“友好”的人机界面，人机界面上有一些基本的飞行和导航功能，并且在飞行和控制功能中提供尽量多的自动操作。一些早期的无人机系统要求操作员具有飞行员的资质（至少具有无线控制模型飞机操作员的资质），能通过对飞行器的位置和高度目测来实际操作飞行器在空中的飞行。然而，上述的操作需求已经改变了，现在不要求无人机系统操作人员有飞行员或模型飞机操作员的技能和经验。本章主要介绍能在一定程度上自动驾驶飞行器的任务规划与控制站的配置。这里的一定程度是指操作员仅需要输入操作命令将目的地、飞行高度，或许还有飞行速度通知飞行器，而所期望航线的实际飞行细节则由任务规划与控制站中的计算机及飞行器里的自动驾驶仪来处理。

有效载荷操作的自动化程度的伸缩余地相当大。在最简单的系统中，一个可以想像的有效载荷是电视摄像机，几乎完全由人工控制。最低程度的“自动化”要能在视线方向上利用惯性来稳定摄像机。更高度度的自动化包括，对地面目标的自动跟踪以稳定摄像机的视线或自动指向由操作员在栅格坐标上标定的地面位置。最高程度的自动化是有效载荷对指定的地面区域可自动执行一套搜索模型。

在最高程度的自动化操作中，导航、飞行及有效载荷的自动操作相互协同，浑然一体，即飞行器按预定的标准飞行路线飞行，而飞行路线与自动工作的有效载荷相互配合，对指定的区域进行有效彻底的搜索。

除了自由飞行系统这种特例外，任务规划与控制站可把数据通信链路与飞行器结合起来控制飞行器的飞行。飞行控制的距离可以相当长，也可以在视距之内。在视距内控制飞行时，通过执行预先制定的飞行路线及预先编程的命令，飞行器可飞出视线到达任务区域。如果任务区域处于通信范围（对 UHF 系统通常是视距）之内，各种命令可传送至飞行器以控制飞行路线、激活和控制各种传感器。如果无人机用来获取信息，如侦察机获取的视频图像，任务规划与控制站就要包含有接收下行信号和显示，如电视摄像机等有效载荷所收集信息的装置。

至飞行器及其传感器的命令信号使用数据链路系统的上行链路，来自于飞行器的状态信号及其传感器信号使用下行链路。因此，任务规划与控制站包括发送上行链路信号的天线和发射机、捕获下行链路信号的天线和接收机以及用来操作数据链路的其它任何控制装置。数据链路发射机和接收机可具有与飞行器导航有关的第二功能，数据链路工作在视距模式时更是如此。任务规划与控制站可测量至飞行器的方位角和距离以确定飞行器相对于地面站的位置。这些信息既可作为导航用的惟一位置数据源使用，也可作为校正飞行器内机载导航系统偏移用的补充数据使用。

任务规划与控制站必须为操作员显示两类信息。飞行器自身的控制需要显示基本状态信息，如位置、高度、航向、空速及剩余燃油。这些信息的显示与有人驾驶飞机的驾驶舱内的显示极为相似，是将来自模拟仪表的信号转换为数字或文字显示。

要显示的第二类信息包括机载传感器有效载荷采集到的数据。

显示信息的显示器特性各异，取决于传感器的特性和使用信息的方式。对于来自于电视摄像机或热成像仪的画面，显示器可以是普通的黑白电视或彩色电视。每帧画面都可静止显示（帧冻结），图像可以强化处理以获得更高的清晰度。其它类型的数据也可用适当的方式显示出来。例如，雷达传感器可使用伪图像显示器或传统的“亮点”（blip）雷达显示器。气象传感器的信息可用文字显示或用模拟仪表指示（模拟仪表显示器实际上也许是以黑白或彩色方式显示的阴极射线管上的数字化图形）。对于截获到的通信信号，电子战传感器也许需要一台频谱分析仪来显示信号功率-频率关系和/或喇叭、耳机、数字化的文字显示器。人们通常期望在传感器显示器上加上文字数据及数字数据，如每天的时间、飞行器位置和高度及有效载荷指向角。

人们期望记录及回放所有的传感器数据，从而允许操作员有可能比实时显示时更加从容地重新检查这些数据，对数据进行编辑以便挑出的数据段可从任务规划与控制站发送给其它部门以便对数据进行直接或更深入的分析。

供飞行器和传感器有效载荷用的控制输入可由操作员借助于各种输入装置来实现，譬如游戏操纵杆、电位器上的旋钮、开关或键盘。反馈信息由飞行状态和传感器有效载荷来提供。如果使用了游戏操纵杆，通过对游戏操纵杆的设计就可得到一些触觉反馈信号。机载视觉传感器可以是转动的，视野也可改变，传感器本身可接通或关断。

必须掌握飞行器在地面上空的位置以便执行规划好的飞行路线及设定传感器的朝向。此外，通常使用无人机是为了发现某个感兴趣的目標，然后确定目标位置的地图栅格坐标。无人机传感器通常提供目标相对于飞行器的位置。这一信息必须与飞行器位置数据相结合以确定目标在地图栅格上的位置。

在最简单的无人机系统中，任务规划^[1]控制站可把飞行器的栅格坐标以数值形式显示出来，从而让操作员能在纸质地图上绘出飞行器的位置并确定目标位置。这里的目标位置是相对于以飞行器位置为参考来人工绘制目标方位角及距离确定的位置。通过在纸上或数字视频显示器上绘出飞行器的位置或自动计算目标位置，大多数无人机系统至少是在一定程度上实现了该功能的自动执行。目标位置也可显示在同一幅图上和（或）以数字、文字形式显示在CRT（阴极射线管）上或其它文字显示器上。

最后，由于任务规划与控制站外也有人需要掌握飞行器所收集的信息或飞行状态，因此，任务规划与控制站的基本组成部分也应包括给无人机操作员指派任务、下达命令以及与其他数据用户进行通信的必要设备。

顾名思义，任务预规划（即确定最佳飞行路线、目标和搜索区域、燃油管理及威胁规避）是任务规划与控制站应具备的一项功能。现代任务规划与控制站系统还具有自检和故障隔离的功能，并能在飞行器不进行实际飞行的条件下（飞行器由内置模拟器替代）训练操作员。任务规划与控制站的方框图如图3.1所示。运行系统的电源由标准外部发生器提供。

总而言之，任务规划与控制站的各种功能如下所述：

规划

处理战术信息

研究任务区域地图

标定飞行路线

向操作员提供规划数据

操作

加载任务规划数据

发射无人机
 监视无人机位置
 控制无人机
 控制和监视任务有效载荷
 建议修改飞行规划
 报告给指挥员相关信息
 保存传感器信息（需要时）
 回收无人机
 传感器数据的硬拷贝或数字磁带或磁盘备份

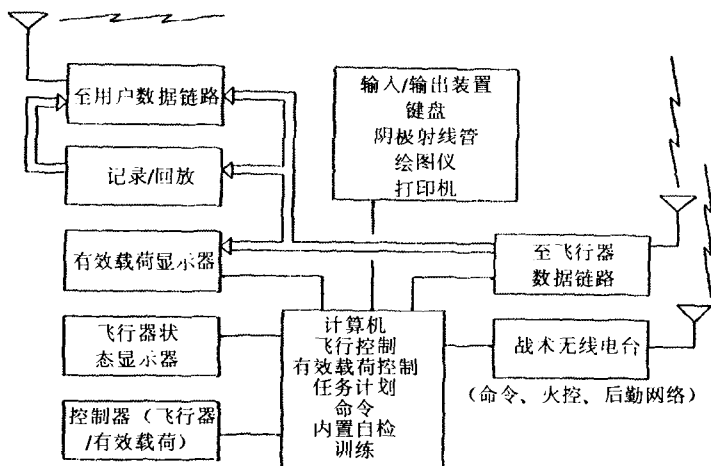


图3.1 MPCs方框图

任务规划与控制站的结构

“结构”一词用在任务规划与控制站上时，一般用来描述任务规划与控制站内部的数据流或接口。从这个意义上说，每一个任务

规划与控制站都有一个结构。然而，这种结构的重要性和可见性是与无人机系统设计中的三个基本概念的重要性紧密相连的。

“开放性”，指的是对现有模块不必重新设计，就可以在任务规划与控制站中增加新的功能模块。例如，一个“开放性”的结构允许在任务规划与控制站中增加飞行器传感器所需的处理显示功能和数据流输入输出功能（至传感器），而且增加新功能只要简单地把一个新的在线可更换单元插进任务规划与控制站内的某种数据总线，即可把这一新功能模块添加到任务规划与控制站中。这一过程类似于桌面计算机增加一块新功能板。

“互用性”指任务规划与控制站能控制任何一种不同飞行器和/或任务有效载荷并能接入连接外部世界的任何一种通信网络。

“公共性”指某个任务规划与控制站与其它任务规划与控制站使用的硬件和/或软件模块部分或全部相同。

很明显，这三个概念并非相互独立。在多数情况下，它们是从不同角度，以不同方式对同一对象进行描述。开放性结构通过容纳新的软件和硬件来控制不同的飞行器或有效载荷使得“互用性”更加易于实现，通过容纳新的软件和硬件也便于实现“公共性”。与封闭式结构相比，开放式结构更容易实现互用性和通用性。然而，这三个概念中没有一个是自动地涵盖另外两个概念。从原理上讲，我们可以有一个与其它无人机或“外部世界”毫无互用性和通用性的完全开放式结构。

作为无人机系统的神经中枢，任务规划与控制站必须不胜其累来建立开放性、互用性和公共性。一般来说，任务规划与控制站是整个无人机系统中最昂贵的一个单独子系统，也是无人机系统中最不易暴露及最不易损耗的部分；因此，尽可能发挥任务规划与控制

站的效用并致力于任务规划；控制站的互用性及公共性具有特别意义。

在一个单独的无人机系统中，就互用性和公共性而言，第二个“最有效益的”应用对象是飞行器。在飞行器中，容纳常用有效载荷、数据链路、导航系统，甚至发动机的能力，对单个无人机系统或由单个用户操作的集成无人机系统家族的造价和效用都有着难以估量的影响。下文将要讨论的任务规划与控制站的许多结构原理也可直接应用于飞行器。

尽管在本书中，数据链路是作为无人机系统中独立的子系统，但数据链路的基本功能是在任务规划与控制站和飞行器子系统间架起一座沟通的桥梁。从这个意义上讲，在理想情况下，数据链路在系统的整个数据结构中是一条透明的链路。事实上，由于各种实际限制，大多数无人机中这条链路是不透明的。链路的特性在系统其余部分的结构及设计中也要予以考虑。

与任务规划与控制站如何处理开放性、互用性及公共性需求有关的结构方面的事宜，用局域网（LAN）的概念来说明将更加形象、直观。在局域网的概念范畴内，任务规划与控制站和飞行器可形象地看做两个局域网。这两个局域网（通过数据链路）互相连通，网关把无人机系统与用户组织（外部世界）的其他C3I系统连接在一起。任务规划与控制站的结构允许功能性部件在任务规划与控制站的局域网中发挥作用、通过数据链路这座“桥梁”接入飞行器局域网并提供接入外部世界的其它网络所需的网关。

局域网、桥接、网关等概念都是电信行业常用的行话。详细叙述这些概念已超出本书范围。然而，作为背景知识，对这些概念的一般性了解使无人机设计师能直观形象地描述任务规划与控制站作为神经中枢是如何执行其功能的。这些背景知识是理解特殊系统需求所涉及的结构性问题的基础。

局域网

局域网起源于20世纪70年代。那时微型计算机开始在社会上急剧增加。在微型计算机之前，政府和公司都在使用连接着哑终端（毫无内置计算能力的终端）的大型计算机。中央计算机与每个终端分时工作，直接把所有的外部信息流送给终端旁的打印机及用户。微型计算机的引入允许把计算功能分配给大量的“灵巧”终端和“灵巧”外部设备，如打印机、显示器、带有内置中央处理单元的专用终端、存储器及软件。每一个节点也许正在以各自的速度执行各种独立功能，每个节点也许需要交换数据或利用仅在某个节点才有的功能（如打印）。如果有办法把所有的独立处理节点互相连接，就有可能对数据及存储器等设施进行共享。局域网可实现这一功能。

任务规划与控制站是一个高效的微型办公室。飞行器状态、宽带视频信号、军事通信信号及其它信号等信息经接收、处理后可得到视频图像、目标数据，或用于控制有效载荷和飞行器。这些信息可存储、打印及发送给情报中心及战场指挥员。正像在办公室里一样，信息可在任务规划与控制站内共享及发送给其它办公室（无人机及军事系统）。局域网概念非常适宜于描述任务规划与控制站的通信结构。

局域网要素

局域网有三个关键特性。

布局图和逻辑结构（拓扑结构）

一套工作站、计算机、打印机、存贮设备、控制面板等可并行连接到所有设备都能同时访问的单根电缆上，叫做总线拓扑结构。这些设备还可以串行连接到呈环状的单根电缆上，故称为环状拓扑

结构。如果各种设备都直接连接到中央控制器上的网络，则称为星形拓扑结构。

总线用单根线性电缆来并行连接所有的设备，每个设备通过分路器或在引线处连接到总线上。当信息以包的形式在电缆上广播时，每个设备都必须能识别出自己的地址。由于所有设备都连接到总线上，因此必须对每个设备依次检查来查找出故障。

由于所有设备可同时访问总线，若两个或更多的设备想要同时广播信息时，为避免冲突就必须有某种协议。解决这一问题的典型方法是对来自任一设备的信息进行接收和发送操作之间引入随机延迟，从而确保为其它要使用总线的设备留有时间窗口。这并不能确保消除冲突，因此总线系统也要有办法来确保一旦发生冲突，就要有某种方法以更低的冲突概率来重试一次。有时这会增加发送时的随机延迟时间。显而易见，当总线繁忙时，设备之间的互相连接就是一个漫长的过程。

环状结构在单根电缆上就像一根总线，不过这根电缆自身首尾相连形成一个环。与连接到总线上相似，各设备通过分路器连接到环上。不过，连接是串行的而不是并行的。信息包沿着环传递给接收/驱动单元。接收/驱动单元检查输入信号的地址，然后要么接收下这个信号，要么把这个信号传送给驱动器。在驱动器内，该信号经再生后传送给下一个设备。

一个称做令牌的专门信息包绕着环传递。当一个设备想要发送时，它就等待这个令牌，然后把信息附在令牌上。接收设备把应答标记附在令牌上，然后重新插入环中。当发送设备接收到带有应答标记的令牌时，发送设备就知道了其信息已被接收。于是，发送设备移走信息并把令牌发送给下一个设备。令牌可“按计划”传给某个设备而不是按照环上设备的物理位置依次向下传。这种令牌的行程安排能为某些设备提供更多的发送机会。例如，设备A有许多数

2

3

Unmanned Vehicle Joint Project Office, JPO)
Joint Integration Interface, JII

(ISO

OSI)

OSI
MIL

IRS-232C

OSI

OSI

OSI

OSI

RS-232C,

)

MIL

MIL-STD-1553

/

**(Aircraft Internal Time Division Command/Response
Multiplex Data Bus)**

输

DOS、Windows)

下

身份。数据链路是一台局域网内的“外部设备”，可从局域网其它节点接收各种请求，包括有关天线指向、干扰模式的使用等发往数据链路的命令。“外部设备”也要把诸如飞行器的天线方位角和距离等数据提供给任务规划与控制站内的其他节点。“外部设备”的另一个功能是连通飞行器的桥梁。在这一功能中，相对来说，“外部设备”对任务规划与控制站中的局域网及飞行器上的局域网来说是透明的。

如果飞行器里的局域网的结构与任务规划与控制站的不同，那么数据链路就成了网关。一般来说，与外部世界的接口就是网关。

网关连接着多种多样的结构。我们可能要求无人机地面站与诸如联合侦察及目标截获雷达系统（JSTARS）等其它通信站进行通信联络。直到有一天所有的系统都能按同一个标准来设计，JSTARS与典型的任务规划与控制站间的通信才能类似于IBM计算机与苹果计算机间的相互交流。

网关是局域网内的一个节点，它对格式及协议进行变换以连接到局域网外的不同结构上。无人机系统中的网关与桥容易混淆，因此应当注意两者间的差别。人们把数据链当做一个外部网络，在任务规划与控制站端和飞行器端设立网关与之相连接。当数据链接口被当做桥时，这些网关以极为类似于数据链接口至局域网的桥接口的方式发挥作用。不同之处是现在接口在局域网内而不是在数据链路内。

正如在数据链路一章讨论的那样，人们通常希望让数据链的诸多细节对任务规划与控制站和飞行器是透明的。这意味着让数据链在两端（作为桥）都能接受局域网的各种格式和协议。由于局域网中的桥接口并不变化，这一方法更易于交换数据链路。如果局域网必须提供给每条数据链一个网关接口，那么要改变数据链路格式也就需要改变网关。

物理配置

任务规划与控制站中的所有设备都置于一个或多个机箱内，在大部分情况下，要求这些机箱轻便小巧、便于移动，可迅速安装、建立新的操作平台。某些便携式的任务规划与控制站可放进手提箱甚至公文包大小的机箱内，不过大多数任务规划与控制站都是利用军方提供的一至二个成套标准化方舱。方舱必须为操作员提供工作空间，也必须为人员及设备提供环境控制装置。

受任务规划与控制站方舱面积所限，操作员的人数也受到了限制。通常希望专职飞行器操作员及有效载荷操作员并排坐在一起。有效载荷操作员的操作技能特别重要，因为是他对看到的一切做出分析判断，甚至决定是否对其开火。通常有一个任务指挥员负责监视和指挥飞行器及有效载荷操作员，并担任总协调员。通常，任务指挥员也操作无人机与指挥控制系统的接口。如果任务指挥员坐在席位上能看见飞行器飞行状态和传感器显示器那就更加方便了。用能够调用两台显示器的独立工作站或把任务指挥员的席位设置在能从两操作员的肩膀上看到并使用显示器就能做到这一点。

当观察感兴趣的目标时，有效载荷操作员可锁定帧画面，或转动传感器靠近感兴趣的观察目标以搞清楚是否有其他有用信息。情报官或战术指挥员必须掌握这一信息。让用户处于地面站内或提供远程显示器就可做到这一点。某些数据用户也许想有权控制飞行器或直接、实时地向传感器发送指令。这似乎不是个好主意。大多数情况下，控制站外面的人所实施的任务控制应该仅限于提出任务。这些任务由站内的专职操作员来执行。也就是说，如果指挥员想再次观察某一具体场景，最好向任务指挥员提出请求而不是亲自操作操纵杆来实时转动有效载荷。只有控制站内的人员能洞察全局，他们

受过训练，知道如何恰到好处地执行任务而不至于把飞行器置于危险境地或中断飞行计划。再现观察场景的最好方法通常是重播第一次观察到的录像，由此可见，记录场景并对所选择的数据进行编辑、传输的能力是多么重要。

目前有三种适用于任务规划与控制站的可用方舱。这些方舱均由美国国防部提供。它们是：**S-250**、**S-280**和**LMS**（轻型多用途方舱）（如果某一具体系统能接受2.5吨或5吨卡车上的重型配置，那么也有其它方舱可供选择）。

S-250

S-250方舱重770磅，能承载1900磅的有效载荷，因而毛重达2670磅。它是专门设计供**HMMWV**及**CUCV**使用，且可用直升机运输。其内部尺寸是：64英寸高、顶面75英寸宽、底面44英寸宽、78英寸长。一端有约30英寸×55英寸的门。

S-280

S-280方舱重1400磅，能承载5000磅的有效载荷，因而毛重达6400磅。计划把其有效载重提高到8600磅。**S-280**设计供5吨卡车用，且可用直升机运输。其内部尺寸是：77英寸高、82英寸宽、128英寸长。一端有35英寸×64.5英寸的门。

S-778 (LMS)

轻型多用途方舱是为标准化集成指挥所系统（**Standardized Integrated Command Post System, SICPS**）而设计的。它设计用于安装在高度机动多用途轮式车辆上并最终将替代**S-250**。**S-778**重650磅，能承载3300磅的有效载荷，因而毛重达3950磅。其外部尺寸是：67英寸高、84英寸宽、102英寸长。

三种方舱的示意图如图3.2所示。

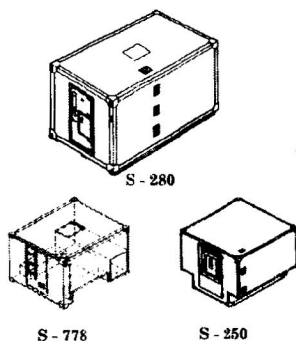


图3.2 任务规划与控制站方舱

所有设备在方舱内的连接和放置的方式称做设备配置，所以不要将其与计算机系统和软件配置混为一谈。图3.3显示的是一种典型配置。

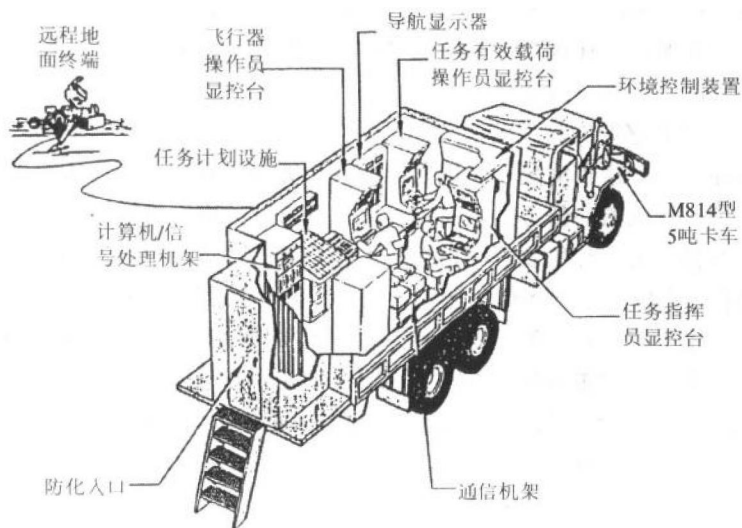


图3.3 任务规划与控制站硬件

任务监视器、地图显示器、飞行器状态指示、控制输入装置（操纵杆、轨迹球、电位器）及键盘等许多功能设备可组合到一个或多个通用显控台或工作站里。与其他工作站（如果有的话）、数据链路、中央计算机（如果有一个在用）及通信设备进行通信的所有电子接口都在一个工作站内。

任务规划与控制站操作的功能描述

规划

与有人驾驶飞机相比，无人机的飞行预规划是成功完成任务的关键。规划功能的复杂程度取决于任务的复杂程度。

最简单的情況是，任务也许是去监视一个路口或一座桥梁并报告监测点的交通流量。这一任务的规划制定要求确定接近和离开该监测点的飞行路线，并选择监测该点时飞行器巡逻的区域。这也许涉及到进出该区域时如何防范空袭威胁，且几乎总是要与空中管制部门相互配合。在极为简单的环境中，其复杂程度不会超过直达飞行规划的准备和文件编写（文件中包含适当的指挥步骤）。

也许有必要在起飞前选定巡逻地点以避免在目标区域附近发生空中冲突。在这种情况下，规划职能就必须考虑将要使用的传感器的类型、传感器的任务区域及视界，及其有效范围。如果传感器是如电视摄像头一样的装置，目标与太阳的相对位置及飞行器的位置也要作为选择巡逻地点的一个因素。如果地面高低不平或植被茂盛，那么，事先选择合适的巡逻路线以便在观察目标区域时能有良好的视线，也是非常重要的。有时也可以先飞临目标区域，然后再寻找有利位置，不过其它时候还是要在起飞前确定有利位置。

即使在简单情况下，在任务规划与控制站内利用自动规划辅助

系统很可能非常有用。这些辅助功能也许会以下列软件功能的一项或多项的形式出现：

- 可用某种图形输入设备（如光笔或鼠标）把飞行路线叠加上去的数字地图显示器
- 对选定的飞行路线自动计算飞行时间及燃油消耗
- 自动记录飞行路线。其记录形式适于对飞行器执行任务时的控制及与航空管理部门一起制定飞行路线
- 基于数字地图数据的合成图像计算。合成图像显示了在不同的巡逻位置及不同的海拔高度观察到的场景，使操作员能为执行任务选择可接受的有利位置

将飞行规划存起来以方便以后的飞行是指，在规划制定之后就能将其存储在任务规划与控制站内，这样，在执行任务规划的各个子段时，仅仅通过从存储器调出程序并下达命令就可以了。例如，任务规划可分解成若干子段，譬如从发射到巡逻地点的飞行、在指定巡逻地点上空的飞行、飞向第二巡逻地点上空的飞行及返回回收地点的飞行。于是，为了按规划来执行任务，操作员只须依次激活各个规划子段即可。灵活的软件系统允许操作员在最少量的重新规划后就能从各点退出并进入预定的任务。例如，如果在飞向预定巡逻地点的途中观察到一个感兴趣的目标，就很有可能挂起预飞行规划子段并进入几个标准轨道之一，仔细观察目标，当接到恢复预定规划时，再恢复执行预规划子段。

更复杂的任务也许包括几个可供选择的子任务。这类任务很重视时间的计算和燃油消耗的计算以便在飞行器的总续航时间内按时完成子任务。为了辅助此类规划，需要有一个标准任务规划“库”。例如，对以特定地点为中心的小区域进行搜索的航线库。航线库的输入将包括指定地点、以该地点为中心的搜索半径及观察该区域的方向（俯视、从东边观察或从西边观察，等等），还包括预期的目

标区域地形的复杂程度、待搜索目标的类别。基于已知的传感器性能，该传感器专门针对特定复杂地形中的目标类别，航线库将计算飞行规划，要求该规划能在相对于目标的最佳距离上安置传感器、设置传感器的搜索样式和速度及搜索该区域所需的总时间。形成的规划将插入总飞行规划中，该子任务所需的燃油消耗及时间也要添加到任务总表中。数字景像产生器可用来帮助选择从哪个方向搜索指定区域。由于各个子任务都添加到任务总表中，因此规划人员要监控总的任务安排、掌握特定时间是否合适以及飞行器完成任务所需的总时间。

所有上述规划也可以用人工来完成，只要借助几本训练手册或“单凭经验估计”的训练方法，即可估计出规划中的搜索时间以及其它关键因子。即便如此，早期应用无人机系统获得的经验表明，在任务规划的自动化上投入的努力是非常值得的，比如操作人员对系统很容易接受，飞行器有限资源的利用效率很高等。

飞行操作

一旦完成规划，任务规划与控制站就要转变到对任务执行期的系统所有要素进行控制这一基本功能上。这些必须执行的基本功能包括：

- 下达飞行器发射指令及发射过程中飞行器的控制
- 飞行途中对飞行器的控制
- 对任务有效载荷的控制
- 有效载荷数据的接收、显示及记录
- 有效载荷数据（实际数据或根据数据得出的信息）向用户的传输
- 回收过程中对飞行器的控制

下列功能是执行上述基本功能所必需的，包括：

- 管理来自于飞行器的数据流及管理通过数据链至飞行器的命令流
- 监控飞行器相对于任务规划的位置和飞行状态
- 维护新修改的任务规划。要考虑新修改的任务规划与预规划任务的偏差并确保没有超出系统的承受范围（留有足够的燃油让飞行器到达回收区域、飞行路线上没有高山阻隔及不会飞入禁飞区等）

如果系统依赖于导航用的数据链方位角数据和距离数据，导航功能也是任务规划与控制站必须执行的重要任务之一。

正如规划一样，许多上述的管理功能也可以用人工来完成。例如，飞行器的位置可绘在纸质地图上，诸如剩余燃油和剩余时间也可由人工监控。然而，正如规划一样，在系统的成本允许范围之内，将功能尽可能地自动化将大有裨益。

在任务规划与控制站各子系统间进行功能规划以及在飞行器与任务规划与控制站间进行功能划分，必须考虑到基本的“系统结构”问题。

一般来说，飞行器有自主能力，可以从一点飞向另一点；也有绕某一点盘旋的标准机动飞行的能力。发射过程中的控制及爬升、回收过程中的控制一般也应通过对飞行器的自动驾驶仪进行预先编程来实现。飞行器应当把一些预规划飞行子任务存储在飞机上以应付通信链路中断。这些子任务可能包括上升轨道飞行，也许在预规划的“中途链路中断点”处，以力图恢复链路和/或在链路中断的一定预置间隔后自动返回回收区域。

在飞行器必须具有的基本功能之外，还有一些功能要么分配给飞行器，要么分配给任务规划与控制站。导航就是这些重要功能的一例。如果飞行器没有机载卫星导航接收机如GPS，或其它机载“绝对”导航系统如LORAN（long-range navigation，远距离无线电导

航系统），那么导航一般由航位推算、惯性导航、数据链的距离数据和方位数据所组成。与这种导航形式相关的计算既可在飞行器上进行，也可在任务规划与控制站内进行。通常，希望给飞行器尽可能多的自主工作能力，从而让飞行器在数据链路中断后能执行预飞行规划。不过，基于来自数据链的方位和距离计算可以在地面执行，而无需飞行器在链路中断期间提供任何可用信息。

目标定位计算可分配给飞行器或任务规划与控制站来执行。如果在地面执行，飞行器发送给地面的方位角、高度及距离数据需要附加时间标注，以便这些量可与正确的飞行器瞬时位置数据相结合来实现目标位置的最精确计算。如果在飞行器上进行计算，数据的同步通过对多个瞬时信息进行同时采样而无需时间标注就能实现。

当飞行器与任务规划与控制站间的功能分割可以选择时，一般来说不存在适用于所有无人机的最佳选择。如果地面站和飞行器在不同系统内具有互用性时，对互用家族内所有的系统功能分配应当是一致的。互用家族内无人机间的一些差别也可通过使用任务规划与控制站软件加以调节以相互适应。不过，这些任务规划与控制站软件是为现役无人机量身定做的。

也有一些有关任务规划与控制站内的功能分割事宜。关键的一件事就是在数据链和任务规划与控制站的其余部件间的某处画一条线。数据链既可当做一条通用数据管道，以指定速率、指定格式、几乎或根本不“知道”数据特性的方式接受数据；也可当做无人机系统的一个专用部件，以完全适用于无人机及其传感器特性的形式格式化、重新格式化数据以及分发数据。这件事在本章前部分任务规划与控制站结构一节及数据链路的各章讨论过了。在这两个领域，作者们争辩道，从整体无人机的观点来说，最好是把数据链做成一个通用数据传输系统，可接受来自飞行器及任务规划与控制站的标准化数据，并且能处理任何所需的数据链子系统外部数据的格

式化或重新格式化（符合传感器的要求）以及数据的指定分发。

除了最简单的无人机外，在所有其它无人机中，任务规划与控制站对飞行器的控制包括发送指令，让无人机以特定的高度及空速从一点飞向另一点。通常，这些命令作为一个完整飞行子任务的一条单独指令发送出去。也就是说，发布一条单独指令让飞行器飞行相当长的一段距离，而不是一次只管一小段距离的一系列指令。如果某些导航功能在地面执行，飞行子任务期间或多或少地要连续进行导航修正。然而，在飞行过程中，飞行器机载系统将对每个力矩进行必要的校正，从而在风及其他扰动引起偏差时飞行器也能到达下一个途中点。从效果上讲，在地面给出的航线及其它常规命令的基础上，飞行器可自动驾驶。人们希望数据链路中断时飞行器能够继续飞行，这种方法正是为此而制定的。基于同样的理由，飞行器应有自主能力来执行基本机动库中的飞行，如绕一点盘旋或以指定的范围、朝向和位置作跑道状图案的飞行。

接下来是飞行器操作员的工作职责应集中在对飞行器位置及状态的全面观察上，而不是重复飞机上飞行员的职责。操作员的输入包括选择菜单来激活预定的飞行子任务，而不像飞行员似的对飞行器姿态和控制翼面的输入控制。由于操作员总是“在驾驶仪器”，是真正的飞行指挥员而不是飞行员，在对飞行全程进行详细检查后，通常最好应让操作员制定一个新的飞行子任务并加以实施，而不是让他单独进行高度、航向或空速的输入。这将允许任务规划与控制站软件就新的飞行子任务与地形（如果有数字化的地形数据）的冲突进行评审，以及为各种机动飞行使用标准的库航线以确保新的命令不会给飞行器带来灾难。

一些简单的无人机系统采用直接领航来引导无人机着陆。这在上述讨论中没有提及。直接领航一般需要飞行器操作员走出任务规划与控制站方舱，并在回收的最后阶段目视观察飞行器。一种便携

式模型飞机控制器具有这一功能。由于这种方法需要经过严格训练的操作员，而且也极大地增加了回收过程的风险，因此人们并不喜爱这种方法。在某些系统设计中，这种方法也受到费用方面的制约。即使在这种情况下，当操作员通常无法目视正在执行任务的飞行器时，上述讨论也可应用于正在执行任务的飞行器的控制。

显而易见，从任务规划与控制站的角度来看，飞行器控制可能相当简单且数据速率低。这似乎与直觉有点相悖，因为人们会认为控制飞行器是任务规划与控制站的主要功能。虽然飞行器控制确实是地面控制站的一项关键功能，对于最原始的无人机系统以外的所有其它无人机系统来说，对飞行器的控制并不是任务规划与控制站执行的功能中最繁重的任务。

相反地，对有效载荷或传感器的控制可能比飞行器的控制更复杂，也更困难，原因是传感器确实常常需要传感器操作员实时控制。当自动驾驶仪轻易地以其“灵巧”把飞行器维持在所命令的飞行高度及所命令的空速飞行，无需操作员干预就可让飞行器绕空中一点以固定的轨道飞行时，如果没有操作员的连续干预，传感器通常无法足够灵巧以便能把传感器指向所感兴趣的区域。

当通过有限带宽的数据链路与飞行器进行通信时，与传感器控制及传感器数据使用有关的事宜将在“数据链路”一章中详细讨论，而应用传感器控制来执行诸如区域搜索等任务的自动化程度则在“有效载荷”一章讨论，在此就不再赘述了。一般来说我们不难理解，成功使用来自无人机平台上的图像传感器是一项系统工程，是所有无人机系统设计的主要挑战之一。非图像传感器比图像传感器可能更容易控制和使用。然而，大多数无人机都会有一个图像传感器来执行最终的目标识别及定位功能。

与当前的飞行器状态相对应的任务状态的显示对任务指挥员执行任务管理来说是至关重要的。任务状态包括当前飞行器的位置、

已完成的规划任务段、未完成的规划任务段、完成规划任务所需的时间（带有与剩余燃油及时间相关的标记）。

外部通信信道，包括常规任务通道、报告通道及特别通道也是任务规划与控制站设计中至关重要的部分。特别通道用于传感器现场数据、记录下的数据或编辑后的数据的传输。某些类型的无人机也需要访问特殊的通信网络，譬如火控网络。特殊网络可能需要在网关处装有特殊的调制解调器来仿真任务规划与控制站软件内的特殊终端，从而可以用标准的任务规划与控制站工作站来访问这些网络。

导航与目标定位

为精确确定目标的位置，首先必须知道飞行器的位置。在许多早期的无人机系统中，飞行器的位置是使用数据链确定的方位角数据和距离数据、相对于测得的任务规划与控制站数据链天线位置来确定的。这种形式的导航在多数系统中可望为全球定位系统（GPS）等机载绝对位置确定系统所代替。

如果用数据链方位角和距离测量来确定飞行器位置，必须精确掌握地面天线的位置和方向以作为计算的起点。至飞行器位置的方位角可用数据链天线的置零方向误差法并测量天线相对基座的指向角来测得，基座结构相对于栅格北向的方向可用来把天线的指向转换成栅格方位角，常常记做符号“ θ ”。天线指向上的任何误差、相对于基座的天线角度测量误差或相对于栅格北向的基座方向误差都将引起 θ 的净误差。

下行链路返回的定时信号与上行链路信号是同步的，据此数据链路可测量与飞行器的距离。测量时要对上行信号接收与下行信号传输间的机载数据终端里的已知延迟进行补偿。究竟如何补偿取决于数据链路的设计。从数据链路天线到飞行器的距离通常记为“ ρ ”

一旦已知 ρ 和 θ ，就可定义一条起始于数据链天线、终止于飞行器的矢量。这一矢量常称为“长矢量”，以区别于一条类似的“短矢量”。短矢量起始于飞行器、终止于目标，可由飞行器测得。短矢量的测量是基于机载的惯性系统（提供相对于栅格北向和垂直方向的飞行器机身方向）实现的，可测量相对于机身的有效载荷传感器指向角及某种类型的距离。长矢量和短矢量如图3.4所示。

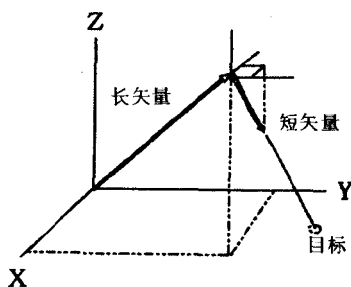


图3.4 用于计算目标位置的长矢量和短矢量

长矢量与短矢量进行矢量相加可得到起始于数据链天线、终止于目标的结果矢量。据此就能确定目标位置。目标定位的总误差包括：（1）地面天线的位置误差，（2）地面天线的方向误差及至飞行器的角度测量误差，（3）长矢量的长度（与飞行器的距离）误差及（4）短矢量的长度及角度误差。地面天线位置误差可直接地转换成目标位置的偏移。大多数情况下，飞行器与地面站的距离要远远大于与目标的距离，因而“长矢量”要远大于“短矢量”。故相对于地面天线的目标定位总误差主要取决于长矢量的误差。如果飞行器距地面天线40公里远，长矢量方位角上1mrad（约0.06度）的误差会引起飞行器400m的定位误差。方位角总误差包括如下因素：（1）天线定向误差，（2）天线与底座的调校误差，（3）指向飞行器天线的误差（或者天线及接收机信号引起的其他角度测量误差）。即

使不考虑飞行器天线位置及短矢量引起的误差，对40公里处目标要获得50m的定位精度，则要求绝对方位测量误差小于100mrad，这个要求非常难以满足。

如果飞行器具有独立的确定自己位置的手段，上述难题，以及要求数据链通路处于视线之内及高角度分辨率的大型地面天线都将不用考虑了。全球定位系统（GPS）接收机价格已相当低廉、体积也极为小巧，毫无疑问应当考虑作为无人机的标准导航设备。

GPS利用同时测量与三颗卫星的距离（已知卫星的精确位置）来确定地球上地面接收机的位置。如果知道与四颗卫星的距离，接收机的高度也可确定。该系统的军用版有5至15m的精度，而民用版只有100m的精度。如果有一至多个位置精确已知的地面站，甚至可得到更高的精度。这些地面站可距利用地面站信号的GPS接收机100km远。利用所谓的“差分GPS”方法，对民用版GPS，增加地面站甚至可得到1至5m级的精度。

来自卫星的GPS信号是以直接频谱扩展模式传输的。这一模式使卫星具有抗自然干扰、人为干扰及欺骗干扰的能力（直接频谱扩展）。数据通信将在“数据链路”一章讨论。差分GPS也可以使用抗干扰的信号格式，尽管大多数目前的民用系统不这样用。

军用和民用需求的增加导致GPS接收机的体积在不断缩小，价格也在一直下降。目前，使用其他飞行器导航系统的理由可能仅仅是：

- 在某些区域无法达到24小时覆盖（可望通过发射更多的卫星加以解决）
 - 担心战时利用反卫星武器摧毁GPS星群（与几年前相比，今天人们极少担心了）
 - GPS易受干扰，特别是其更精确的差分方式易受干扰
- GPS能抗干扰、抗欺骗，但并非百病不侵。如果像正在发生的

情况那样，在从导航到武器制导的各个领域内军队更加高度依赖于 GPS，那么，GPS 将成为敌人电子战的首选目标。

飞行器位置确定之后，其它的要求就是确定从飞行器至目标的短矢量的角度及距离。角度必须用地球坐标系统而不是飞行器坐标系统来定义。

该过程的第一步是确定相对于飞行器机体的传感器视线角度。通过读取传感器组件上万向节的各角度通常就可得到该角度。然后，这些角度必须与有关飞行器机体的姿态信息相结合以确定地球坐标系统上的角度。姿态信息来自于某种机载惯性平台数据。这些数据对自动驾驶仪的操作及短期航迹推算十分重要。然而，目标定位所需的精度可能远远高于成功进行自动驾驶操作所需的精度。于是，飞行器惯性平台的指标可能要根据目标定位需求而不是自动驾驶需求来确定。

由于传感器要相对于飞行器机体旋转运动（甚至当传感器正在观察地面上的一个固定点时）并且飞行器机体总是处于运动之中，因此在同一时刻及时地确定所有的角度就非常重要。这要求或者飞行器能够同时采集两组数据，或者两组数据以足够高的速率采样以致两次相临的角度样本处于同一时间间隔内。这个间隔取决于数据采集的方式，与传感器或飞行器机体的剧烈运动相比要短得多。数据也许要加注时间标记以便在执行计算时能对两个来自采样对象的数据进行配对。

最后一个计算目标位置的因子是飞行器到目标的距离。如果有激光测距仪或在用的雷达传感器，这个距离就可直接确定。此外，这个距离要加注时间标记以与合适的角度数据集进行配对。

如果传感器是无源的，就要用下列几个方法之一来确定距离：

- 测量飞行器在已知航线（不可正对着目标或背对着目标）上飞行时一定时间段内方位角的变化可利用三角测量法。对于

较短的距离及相对精确的角度测量，这种方法较为合适，尽管它比激光测距或雷达测距的精度低、更费时。

- 如果有数字化地形图，就有可能计算出相对于地面的视线角界定的矢量的交汇区，也有可能定出地面目标的位置而无需明确地计算至飞行器的倾斜角。这种计算要求知道飞行器的准确高度。这种方法的一个变通方法，当然精度也差些，是假定地面是平坦的，且在进行相同的计算时并不考虑地形高度变化。
- 可以使用基于视距测量原理的无源技术（测量目标所对应的角及基于假定目标是一维的来计算距离）。在无人机系统中，通过让操作员去“抓取”目标图像、划定目标的边界、标示目标类型来把这一过程精细化，然后以存储的那种类型目标的尺寸为基础进行计算，如有必要可旋转储存的目标“图像”以与操作员所划定的轮廓相匹配。这是一个辛苦费力的过程，这也许是没有有源测距仪及没有精确的高度和姿态信息的系统中惟一可能的方法。

如果要求进行最精确的目标定位，如50m以内，只有激光测距仪才具有可能足够的精度来满足利用 $\rho - \theta$ 导航的系统的误差容限。在该系统中长矢量的误差很可能用尽几乎全部容限。如果用军用精度的GPS 导航来定位飞行器，无源三角测量法就能提供足够高的精度从而把总体误差控制在50m内。

天线和电波传播

任务规划与控制站的主要功能之一是通过数据链路与飞行器通信。数据链可利用射频传输也可利用光缆传输。

- 射频数据链具有允许飞行器在任务规划与控制站的范围内自

由飞行的优点。它不存在光缆的高成本问题，因为飞行结束后光缆通常就无法修复了。

- 光缆具有极宽的带宽、安全及无法干扰等优点。

大多数无人机系统都要使用射频数据链。例外的情况可能是：超短距离的观察系统，如从舰上发射的旋转翼无人机，这种无人机由军舰控制，为雷达或光电传感器提供高度优势；或者是短距离的攻击无人机，与其说这种无人机是可重复使用的无人平台，不如说它更像是光纤制导的武器系统。

大多数无人机系统包含一个用于射频数据链的地面站，由下列部件组成：

- 调制解调器。它与任务规划与控制站数据局域网的桥或网关相连接，把往返调制装置的消息流加以转换。这里调制装置用于射频传输
- 射频发射机和接收机
- 一副或多副天线，用于往返飞行器信号的发射及接收，也许还用于至飞行器的方位角测量

电磁波的特性有频率、波长、极化。它以光速传播，即每秒 186 000英里（300 000 000m）。波长和频率的关系见公式 3.1。在频谱的射频部分，尽管通过给出的关系式频率和波长两个参数本质上是可以换算的，但人们更习惯于用频率来描述电磁波，且频率和波长在表述时常常混用，如“微波频率”。正是电磁波的频率（或波长）影响着天线的外形、大小及设计，也影响着电磁波在发射机与接收机之间的介质里的传播能力。

$$f = \frac{c}{\lambda} \quad (3.1)$$

无人机设计师感兴趣的电磁波频谱如图 3.5所示。

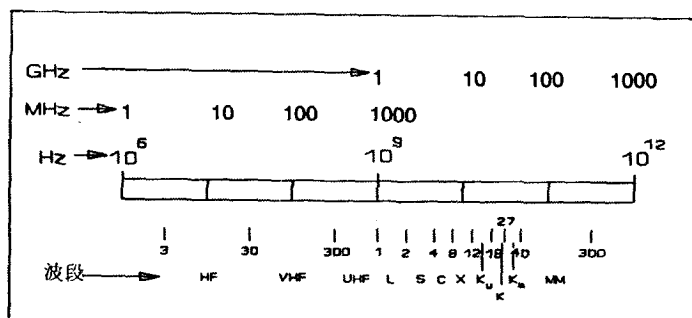


图3.5 电磁频谱

数据链传输包括，自任务规划与控制站至飞行器的需上行传输的命令，及自飞行器至任务规划与控制站的需下行传输的飞行器状态数据及传感器数据。上行链路传输的命令数据及下行链路传输的飞行器状态数据，其带宽相对较窄，而下行链路传输的传感器数据可以具有非常高的传输速率。在一些无人机系统中，命令链路（上行）及飞行器状态链路（下行）共用一条窄带双向链路，而传感器数据则通过一条单独下行链路传输。

这就允许利用临时得到的视频链路进行传感器数据传输，同时也允许对命令及状态链路进行方向性、保密性及抗干扰性等性能设计，而传感器链路则是无方向性的广播系统，供地面站而不是任务规划与控制站来接收。这是允许把传感器视频数据直接分发给远离任务规划与控制站用户的低廉而简便的方法。

这种方法的缺点是：简单的广播视频下行链路对来自其它发射机的自然干扰及人为干扰几乎毫无防护措施。正如在“数据链路”一章所讨论的，通过使用地面上的强方向性天线来部分地克服这一缺点。可是，由于远程接收机并不知道设定天线指向，所需的高增益天线很可能体积庞大，想要直接接收飞行器上的视频数据的战术

部队携带不便，因此在任务规划中，控制站以外的任何位置使用强方向性天线也是困难重重。对某些应用而言，这可能是一个颇有吸引力的选择。然而，为战场上复杂电磁环境里工作而设计的无人机系统更有可能实现仅与任务规划与控制站通信的数据链路，通过其它通信链路，与任务规划与控制站通信来向远程场所分发数据。

天线

一副理想化的全向天线在各个方向上均匀地辐射能量，因此在假想的环绕全向点源的球面上的各处所接收到的功率相等。由于有时有必要把辐射的能量集中在一个特定的方向上，因此人们并非总是希望在各方向上进行均匀辐射。如果全向信号源的能量可引到刚好球面的半边，而没有任何能量进到另半边，这种“半全向”信号源将在半球表面上产生两倍的辐射。这一概念称为天线的方向增益。

特定方向上、给定距离处辐射功率密度与以相同的总功率、相同距离处全向辐射功率密度的比值称做天线的方向增益。

当辐射功率集中在小于半球的区域，增益则相应增大。无论是发射天线的增益还是接收天线的增益，天线增益都可等效地增大发射机的辐射功率。在无人机应用中，通常希望尽可能地提高地面天线的增益，以便飞行器可以使用低功率的发射机。这也可增大系统的抗干扰能力。人们也希望飞行器上的天线有较大的增益，大增益一般需要大天线，且方向性天线必须指向正在与之保持通信的地点。在地面上比在飞行器上更容易满足对高增益天线的大小及指向的要求。

无人机系统中有三种类型的常用天线。它们是：抛物面反射天线、八木天线及透镜天线。前两种天线在地面上更普遍，而第三种（透镜天线）是很少用的方向性天线之一，适用于飞行器。

抛物面反射天线

抛物面反射天线可设计成相对廉价的高增益天线。这种天线能产生只有几度宽的波束。抛物面是可把平行光线聚焦于一点的数学面，如图3.6所示。聚焦的点称为焦点。如果辐射源置于抛物面的焦点，那么能量将被从抛物面反射成波束。以度数为单位的波束宽度可根据公式3.2来定义。类似地，平行来波，即接收到的辐射能量，将被聚焦并送给系统中处于接收状态的接收机。当然，这个系统采用抛物面反射天线。公式3.2给出了波长或频率与天线半径的关系。产生窄波束则要求频率 f 高（或波长 λ 短）和/或天线直径大。频率为10GHz时，波长是3cm，30英寸直径的天线可产生2度宽的波束。

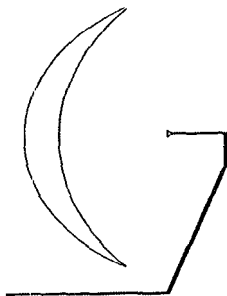


图3.6 抛物面反射天线

阵列天线

针对甚低频应用（VHF）及超视距传输，无人机系统中人们利用对水平偶极子阵列的排列来获得锐方向性的天线辐射图。八木天线就是把驱动（激励）偶极子、反射振子及引向振子进行组合的一种排列方式，如图3.7所示。

$$\text{波束宽度} = \frac{51\lambda}{d} \quad (3.2)$$

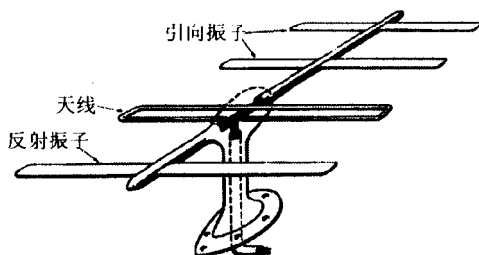


图3.7 八木天线

八木天线利用一根驱动偶极子及多达30根的寄生偶极子密集地平行排列。其中一根振子称做反射振子，比驱动振子稍长并置于驱动振子之后。其余的寄生振子称做引向振子，比驱动振子短且置于驱动振子之前。振子间相距约 0.1λ 至 0.4λ 。

八木天线方向性好且增益高达20dB，也是常见的家用电视天线。

透镜天线

透镜天线的工作原理与光学透镜相同，在无人机应用中，其工作频率要高于10GHz。

点辐射源的微波能量呈球状向外扩散。就像一只光学透镜可让光平行传播一样，用电介质或金属平板镜也可让无线电电磁波平行传播。金属平板镜要放置在正在辐射电磁能量的点辐射源的前面，如图3.8所示。

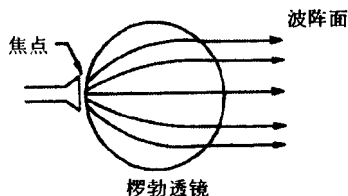


图3.8 透镜天线

制造透镜的材料是聚苯乙烯或合成荧光树脂。电磁波穿过透镜最厚部分的速度要低于穿过边缘的速度。在边缘处的电介质材料要薄些。如果透镜成形精确，如图3.8所示，球状辐射的能量将能得到聚集，因而就有增益。电介质透镜的趋势是大而重，也会吸收大量的功率，因为中心部分有数个波长的厚度。如果与图案有关的相移是波长的整数倍以致不会产生波振面效应，透镜横截面就可切割成各种图案或呈阶梯状。这称为分区透镜，图3.9所示就是一例。

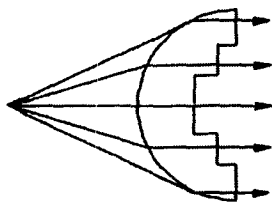


图3.9 分区透镜

有一种称做**楞勃透镜**的特殊透镜天线，是用呈球状的固体电介质材料加工而成的。这种材料的折射系数从球心到表面是变化的。楞勃天线能让馈点侧球面相对的另一边的光线平行传播，可应用于飞行器。

天线位置选择

天线可直接安装在任务规划与控制站方舱上，也可架设在远离任务规划与控制站之处。把天线直接安装在任务规划与控制站方舱上可简化移动到新位置后任务规划与控制站的操作准备过程，同时也允许全部数据链路子系统安装在任务规划与控制站结构内。然而，任务规划与控制站很容易被敌方射频测向系统定位，因而可能遭到搜寻数据链辐射信号的武器的攻击。

此外，由于视线要求，人们希望把数据链天线架设在地面高处。在微波或更高频段上，树叶会阻挡数据链信号的传播，因此需要把天线升到开阔空间，架设在飞行器定位的方向上视线不会受到阻碍的区域。通常不希望把任务规划与控制站方舱部署在很容易观察到的地点。把带有任务规划与控制站方舱的车辆驾驶到最佳天线位置也许有困难。因此，常常希望把数据链天线安装在另一个平台上，或许是挂在任务规划与控制站后面的拖车上，以便把天线架设在飞行器飞行的方向上没有视线阻碍的高处。

如果要求数据链天线跟踪飞行器以对目标进行精确定位，几乎也有相同重要的理由把天线架设在远远的地方。架在任务规划与控制站上的天线很容易受到任务规划与控制站内人员走动引起的晃动的影响。因飞行器与地面天线的距离很大，天线至飞行器的方位角的测量误差可带来飞行器位置的很大计算误差。分开架设的天线系统通常有一个无“在线”扰动源的用绳索固定的安装平台，因此可提供一个更稳定的底座。如果无需精确目标定位，天线有些稍稍晃动也问题不大。

如果天线置于远离任务规划与控制站之处，射频发射机、接收机及用于调制及解调射频信号的调制解器也可与天线同置一处。也需要一条自任务规划与控制站至天线位置的信号链路，在天线处也要有电源供电子设备及转动天线用。光缆可很方便地把任务规划与控制站连接到天线进行信号传输。发射机/接收机/天线系统要么有自己的油机，要么用动力电缆把电源从任务规划与控制站处送过来。

任务规划与控制站接口

任务规划与控制站必须通过接口与无人机系统的其他部分以及外部世界连接起来。其中的一些接口业已详细讨论过了。所需要的

接口总结如下：

- 飞行器：从任务规划与控制站至飞行器的“逻辑”接口是由数据链路自任务规划与控制站局域网至飞行器局域网的桥梁或网关。物理接口有好几级：自任务规划与控制站局域网至任务规划与控制站方舱内数据链路接口；自数据链安装在方舱的部分至远处的数据链路中的调制解调器、射频部分、天线部分；自射频传输至飞行器内数据链路的射频及调制解调器部分（机载数据终端）；最后，自飞行器内的调制解调器至飞行器局域网。
- 发射架：这一接口可以简单到仅仅是自任务规划与控制站局域网至发射架的话音链路（有线或无线）。某些系统中，还有一个数据接口是自任务规划与控制站局域网至发射架，或许是至飞行器。该接口仍然置于发射架上，要么通过发射架，要么直接链接到飞行器。该接口允许任务规划与控制站确认飞行器已做好发射准备、指挥飞行器去执行发射计划并指挥发射本身。
- 回收系统：其接口可以是到回收系统的话音链路，也可以是精心设计的数据链路。最简单的情形是飞行器自动飞入某种类型的回收网中，任务规划与控制站与回收系统间的通信仅用于确认回收网是否已准备完毕以及确认回收网上的所有信标是否在工作。另一种可能性是人工着陆。这种情况下，要有一个供操作员使用来控制飞行器飞行的远程飞行器显控台。显控台必须与飞行器有链路连接，要么用自己的短程数据链连接，要么通过任务规划与控制站来连接。
- 外部世界：任务规划与控制站必须有工作在用于执行任务及报告的任何通信网内的通信接口。如果正在用无人机进行火力控制，火控可能包括专用火控网络，譬如陆军战术空中控

制网(Army's TACFIRE)。另外，如果负责宽带数据（如视频直播或视频录像）的远程分发，任务规划与控制站要有至远程用户接收机的特殊数据链路。简单的情形中，数据链路可能是连到附近的战术司令部或情报中心的同轴电缆或光缆。如果距离遥远，也可以用宽带射频数据链路，数据链路对天线及射频系统也有自己的特殊要求。

所有这些接口都很重要，不过，到目前为止，连接到任务规划与控制站方舱外附近的两个接口（通过数据链路连接至飞行器的接口以及至外部世界的接口）是最重要的。这两个接口至少要置于任务规划与控制站设计师的控制之下。它们极有可能受到外部条件的严格限制。这些限制是针对数据速率及数据格式的。

经由数据链至飞行器的接口是本书中另外一章的内容。至外部世界的接口也是同等重要的，不过已超出本书范围，本书就不再讨论了。

第4章 有效载荷

引言

当术语“有效载荷”(Payload)应用于无人机时,其意义多少有些模棱两可。它有时指机上携带的所有设备和储备,包括电子设备和燃油。这个定义说明了可能的最大有效负载能力。但是使用这样的定义难以比较两种不同无人机的有效载荷,因为人们不知道从一个地方飞到另一个地方共需要多少载荷。

在本书中,所有用于无人机飞行、导航和回收的设备和储备都是作为无人机的基本组成部分来考虑的,不包括在有效载荷里面。术语“有效载荷”指那些为了执行任务而装备到无人机上的设备,无人机是这些设备的平台和运输工具。有效载荷不包括航空电子设备、数据链路和燃油,而包括传感器、发射机和执行以下任务所需要的设备:

- 。 侦察
 - 电子战
 - 武器的运送

按照这样的定义,无人机有效载荷能力是对完成除了起飞、飞行、着落这些基本功能之外的其他功能所需的额外尺寸、重量和动力的度量。相对于把基本的飞行必需品包括在有效载荷里的一般定义,这是一个对无人机系统功能更有意义的度量。但是必须清楚的是,可以在任务有效载荷和一般的有效载荷定义之间做个权衡。例

如如果对燃料供应进行限制，或许有可能携带较重的任务载荷，反之亦然。在这方面无人机和有人驾驶的飞机是一样的。一个系统设计人员必须意识到有效载荷定义的模糊性，必须根据所考虑的特殊状况仔细选择合适的定义。

本章讨论与几种任务有效载荷有关的系统问题，因为侦察和监视是无人机的基本任务，所以本章的重点是讨论执行这些任务所需的有效载荷，而最后两节用于讨论电子战有效载荷和其他可能的无人机任务载荷。

侦察和监视的有效载荷

无人机上使用最普遍的有效载荷是侦察设备，大部分用户首先考虑的就是采用侦察设备。这些设备，通常也称作传感器，有主动式和被动式之分。被动式传感器不辐射任何能量，例如它们不提供对目标的照明。照相机和电视摄像机就属于被动式传感器。被动式传感器必须依靠目标辐射的能量，如红外传感器（**IR**）接收目标的热辐射，电视摄像机接收目标对太阳光、星光或月光等的反射能量。与此相反的是，主动式传感器发射能量到被观察的物体并且检测从目标反射回来的能量。雷达就是主动式传感器的一个很好的例子。主动式和被动式两种传感器都受到大气吸收和散射效应的影响。下面详细讨论两种最重要的侦察传感器：

- 可见光成像

- 红外成像

所有这些传感器设备都是用来搜索探测可能的目标、识别目标和认清目标的。结合其他传感器，如测距机和无人机导航系统，这些传感器设备还要能够根据信息以一定的精度对目标进行定位。

用于描述传感器的三个主要术语是：

- 探测：在传感器关注的区域内，确定感兴趣的目标位于某个具体位置。
- 识别：确定目标的属性，如卡车、坦克、小船或人。
- 认清：确定目标的型号，如一辆五吨的卡车、一辆M1坦克、一艘长条形的冲锋舟或一个敌军士兵。

对于所有的传感器来说，探测、识别和认清目标的能力与目标个体的特征、传感器的灵敏度和分辨率以及环境条件有关。为成像传感器（电视和红外）设计分析这些因素遵循同样的步骤。下面将进行详细的讨论。

成像传感器

如果一种传感器输出的是传感器正在拍摄的且能被操作人员理解的图像，那么这种传感器可描述为成像传感器。对于电视摄像头，“成像”的含义是直观的。它就是所看场景的电视图像。如果摄像机工作在可见光谱范围内，那么，图像就是人们平时在彩色或黑白电视中看到的那种图像。如果更普通点，摄像机是工作在近红外区，那么，图像（在这种情况下几乎总是单色图像）与工作在红外范围内观察到的植被和地形的反射图像相比具有一些不同的特征（例如，暗绿色的植物因为它的强红外反射而呈白色），但是场景的一般特点是相似的。

如果传感器工作中红外或远红外区，则输出的图像代表了场景里物体温度和辐射的变化。热的物体显得明亮（或者根据操作者的选择，显得暗淡）。呈现给操作人员的场景仍是特征不明显的图像，对于热场景图像细节的解释需要熟悉过程并进行一定的训练，这是因为建立在长期经验（来自对可见光范围的事物面貌的观察）之上的某些直观印象是有欺骗性的。在热场景中会出现不同的有趣现象，例如一辆停着的汽车开走后，原来车身后的“阴影”（shadow）

仍然保留在原地（因为停车时被遮住的地面因照射不到阳光而变得更冷）。

某些雷达传感器提供的合成图像，常常含有“伪”彩色（这些颜色传递出有关目标运动、回波信号极化的信息），或者与场景中物体实际颜色相差很大的其他特征。合成图像通常被设计成能被操作人员直观辨认的形式。和处理热图像相比，训练和经验对于处理雷达图像甚至更重要。

下面讨论的内容主要适用于电视和热成像。影响这两种成像传感器性能的因素很相似，且预测这两种传感器性能的方法几乎完全相同。雷达成像系统和光、热成像系统有一些相似的特点，但是仍有许多不同点需要单独讨论。

目标的探测、识别和认清

图像传感器需要去探测、识别和认清目标。顺利地完这些任务依赖于系统的分辨率、目标的对比度、大气和显示器性能诸要素间的相互关系。图像传输方式（数据链路）也是一个重要的因素。

系统的分辨率最好定义为穿过目标尺度的扫描线。当讨论分辨率时使用目标的最小尺度似乎是合理的。但是，大多数成像传感器在水平方向具有比垂直方向更高的分辨率，而且经验表明：如果目标比例没有被过度地拉长，将传感器的垂直分辨率和目标的垂直尺寸作比较总可以得到合理的结果。这个惯例用于最常用的图像传感器性能模型上。

传感器的分辨率规定为穿过目标的可分辨的线或周。一条线相当于竖直方向上最小的分辨单位，而一周相当于两条线（一周有时称作一个“线对”）。线和周可以用由黑白相间的水平条组成的分辨率图来表示。如果电视显示线能很好地对齐这些水平条，从原理上说，电视在每个黑白条精确占据一条显示线时就能分辨这些线条

（应该说明的是图像按电视线采样的离散特性会引起分辨率的下降。然而，这种影响相对较小，通常在传感器分析中不加以考虑）。图4.1显示的是穿过目标的解象线和解象周。

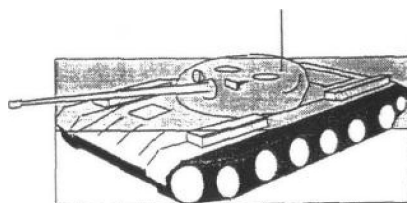


图4.1 由解象条代表的目标

著名的Johnson准则表明要达到百分之五十的探测概率，就需要有两条线穿过目标。如果要提高探测概率、确定更多的目标细节特征（即识别和认清目标），就需要有更多的线穿过目标。图4.2给出了探测、识别和认清概率随穿过目标的解象周数变化的曲线。注意有两条识别曲线，分别表示用于确定传感器能否完成这项功能的乐观准则和保守准则。

光电传感器工作在可见光、近红外和远红外区，波长在0.4微米到12微米之间。理论上，在这些波长上由合理的光瞳（5~10厘米）得到的分辨率是很高的。具有圆形光瞳的光学系统的有限衍射角分辨率由式4.1给出。 θ 是能被处理的最小物体所给出的夹角， D 是光瞳的直径， λ 是传感器所用的波长

$$\theta = \frac{2.44\lambda}{D} \quad (4.1)$$

例如，如果 $\lambda = 0.5\mu\text{m}$ 和 $D = 5\text{cm}$ ，那么 $\theta = 24.4\mu\text{rad}$ 。

大多数光电传感器的实际分辨率是由传感器系统中探测器（摄

像机、电荷耦合器件[CCD]或红外探测阵列)的特性决定的。所有这些探测器具有固定数目的解象元素(单个探测单元的电视线或行)。例如,一个标准摄像机有525根解象线。这个传感器系统的实际角分辨率等于探测器的解象线数目除以视角。这样,525线的电视传感器,竖直方向视角为2度,则其角分辨率为每度262.5线。更为常用的分辨率单位是每毫弧度(mrad)的线数或周数。由于2度等于 34.91mrad ,所以,上面给出的分辨率就是 7.5线/mrad ,或者 3.75周/mrad 。

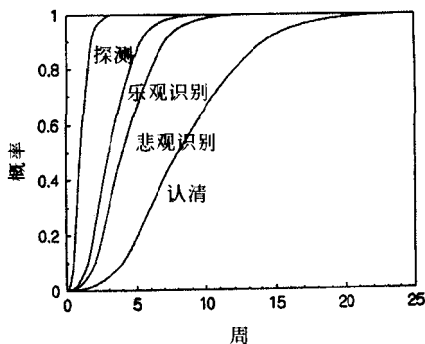


图4.2 Johnson准则

注意: 7.5线/mrad 等同于 0.133mrad/线 ,即角分辨率为 $133\mu\text{rad}$ 。这个分辨率比用公式4.1计算出的 $24.4\mu\text{rad}$ 的有限衍射分辨率低许多,表明实际传感器系统的分辨率一般受探测器的限制而与衍射无关。

除了传感器组成单元的抽样结构对分辨率的基本限制之外,进一步的限制可由下列因素产生:

- 由传感器直线运动或角运动或摆动引起的模糊;
- 传感器系统或显示系统中用到的视频放大器的高频衰减;
- 由图像的处理方式和在数据链中的传输方式引起的失真。

目标的对比度对传感器探测目标的能力也有很大影响。上面关于受限制的分辨率的计算中假定了图像有很高的信噪比。如果信噪比降低，那么分辨图像特征的难度也会加大。图像中的信号大小是以目标和背景之间的对比度来度量的。对于依靠反射光（可见光和近红外）工作的传感器，对比度的定义如下：

$$C = \frac{B_t - B_b}{B_b} \quad (4.2)$$

式中 B 为目标的亮度， B_b 是背景的亮度。

对于工作在中红外或远红外范围的热成像传感器，对比度定义为目标与背景间的辐射温度差：

$$\Delta T = T_t - T_b \quad (4.3)$$

分辨率和对比度的共同影响对于工作在可见光和近红外的传感器系统可表达为“最小可分辨对比度”（MRC），对于热传感器则表达为“最小可分辨温度差”（MRT、MRDT或 $MR\Delta T$ ）。这些参数用多条分辨图表来定义：

- **MRC** 是指在传感器系统的光瞳入口处能被传感器分辨的光栅间的最小对比度，它是分辨图表的角频率（用每单位角度多少周数表示）的函数。
- **MRT** 是指在传感器系统的光瞳入口处能被传感器分辨的光栅间的最小温度差，它是分辨图表的角频率（用每单位角度多少周数表示）的函数。

对于**MRT**和**MRC**，有两点必须强调：

- 它们是系统参数，考虑了传感器系统的各个组成部分，包括前置光学元件、探测器、电子器件、对观察者的显示，还包括传感器对地面的视角摆动或运动引起的模糊效应。
- 必须和**MRC**（或**MRT**）一道使用的对比度（或温度差 ΔT ）

是指在大气引起衰减后，传感器系统的光瞳入口处的有效对比度。

虽然MRC和MRT有时被标示为整个曲线上的一个或几个点，但它们不是孤立的数值，而是随角频率变化的曲线。这样，MRC就是对比度随角频率变化的曲线，MRT就是温度差随角频率变化的曲线。图4.3和图4.4给出了典型的MRC和MRT曲线。

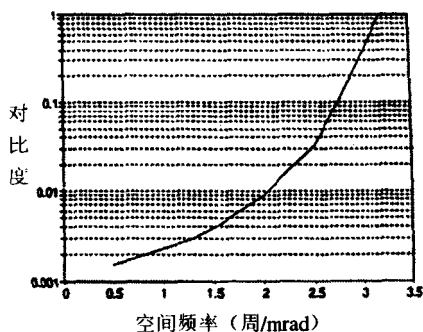


图4.3 普通MRC曲线

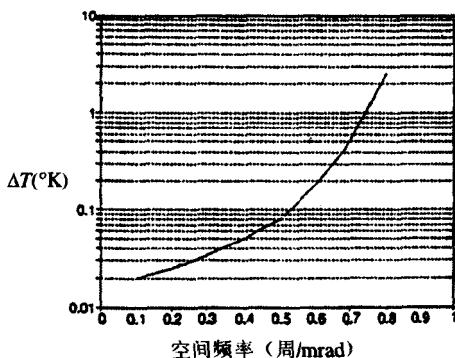


图4.4 普通MRT曲线

对MRC和MRT曲线的具体计算超出了本书的范围。这种计算包含详细描述的光学器件、摆动、直线运动、角运动和显示有关的调制传递函数，确定视频线路的增益和带宽，计算探测器和显示分系统的信噪比，确定操作人员在显示器中观测物体能力有关的因素。

用系统设计人员的观点来看，MRC或MRT就是传感器性能分析的逻辑起点。一旦传感器分系统的设计人员提供了合适的曲线图，就能通过相对简单的“负载线”分析预测得出系统的操作性能，这种分析确定了期望的目标对比度或温度差等于或大于传感器系统最小可分辨对比度和最小可分辨温度差时所对应的距离范围。

传感器光瞳处的对比度是由目标的固有对比度（零距离处）和大气的对比透过率来决定的。对于热辐射，对比透过率等于所用波长的普通透过率，因为 T 和 T_b 都降低，因此到达传感器的有效温度差 ΔT 由下式给出：

$$\Delta T(R) = \tau(R)T_t - \tau(R)T_b \quad (4.4)$$

$$\Delta T(R) = \tau(R)[T_t - T_b] = \tau(R)\Delta T_0 \quad (4.5)$$

式中， $\tau(R)$ 是到达距离 R 处的透过率， ΔT_0 是零距离处的对比度。

对于可见光和近红外传感器，情况要更加复杂。在这些波长范围，大气可以将来自太阳或其他光源的能量散射进入传感器。除了基本衰减之外，这些能量产生了“闪耀模糊”，进一步降低了目标的对比度。这种闪耀效应可表征为“大气与背景之比” (A/B) ，其中 A 是大气沿视线到目标处的辐射， B 是背景辐射。于是，距离 R 处的对比度与零距离处的对比度的关系可由下式给出

$$C(R) = C_0 \left[1 - \frac{A}{B} \left(1 - \frac{1}{\tau(R)} \right) \right]^{-1} \quad (4.6)$$

不幸的是人们不能有把握地获得 A/B 的值。天气和大气数据库一般不提供这个值。粗略估计 A/B 值的方法是：阴天情况下，设置 $A/$

B 等于背景反射率的倒数，晴天情况下，等于背景辐射的倒数的0.2倍。因为可见光的背景反射率大约是0.3~0.5，所以，我们可以在阴天时设 $A/B \approx 2 \sim 3$ ，而在晴天时设 $A/B \approx 0.4 \sim 0.6$ 。

为了使用公式4.5和公式4.6，我们必须知道大气透过率的值。

对于可见光和近红外，电磁辐射的大气衰减几乎完全由散射造成。在这情况下，由Bier定律给出：

$$\tau(R) = e^{-k(\lambda)R} \quad (4.7)$$

其中 $k(\lambda)$ 称为“消光系数”，它依赖于大气状态和传感器的工作波长。

用下面的公式对 $k(\lambda)$ 进行估计可达到令人满意的程度：

$$k(\lambda) = \frac{C(\lambda)}{V} \quad (4.8)$$

上式通过一个与辐射波长有关的常数 $C(\lambda)$ 将 k 与气象能见度 V 联系起来。常数 $C(\lambda)$ 由图4.5给出。例如，波长等于0.5微米（500纳米）时（在可见光谱的绿色部分）， $C(\lambda) = 4.1$ 。因此，如果能见度是10km（晴朗的天气），则 $k(\lambda)$ 为 0.41km^{-1} 。从公式4.7可得，5km的透过率约为0.13。

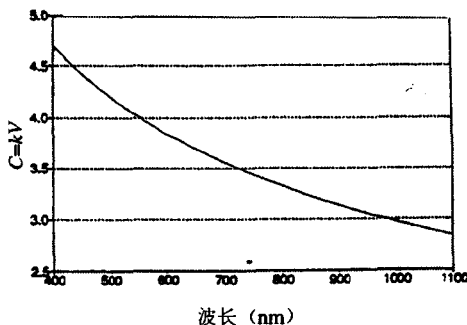


图4.5 消光系数与能见度的关系

在中红外和远红外，大气的衰减机制包括散射和吸收。其中大气吸收主要是由水分引起的。水以蒸汽、雨或雾的形式出现。对应于这三种形式的衰减机制是不一样的。水蒸汽主要吸收红外能量，雨主要散射能量，雾既能吸收也能散射。薄雾像对待可见光和近红外一样，也散射红外和远红外能量。但是薄雾对较长的波长影响较小，这是因为当波长超过散射物的特征尺寸时，散射效率会随着波长的增加而迅速降低。

中红外或远红外的辐射衰减遵循Bier定律（公式4.7）。但是，必须用到的消光系数应该是上面提到的每一种情况的消光系数的总和。总的红外消光系数（ k ）由下式给出

$$k_{\text{总}} = k_{\text{水蒸汽}} + k_{\text{雨}} + k_{\text{雾}} + k_{\text{霾}} + k_{\text{烟和灰尘}} \quad (4.9)$$

详细讨论这些消光系数超出了本书的范围。下面仅就总的消光系数的各个部分做简要描述：

- 水蒸汽的吸收由大气中水蒸汽的密度决定，单位是 gm/m^3 。换句话说，这种吸收依赖于温度和相对湿度，也可以说，依赖于温度和露点气压。要注意的是：正是水蒸汽的“绝对”密度起着作用，所以冷湿的天气比热湿的天气更利于使用红外传感器。
- 除了空气中水蒸汽（可形成降雨）的吸收之外，还存在雨的散射。如果知道能见度（在可见波长）或者降雨率 mm/hr ，那么可以计算或查阅雨的消光系数。
- 雾同时吸收和散射能量。另外，雾的密度往往随高度变化而剧烈变化。经验表明：雾对红外的消光系数与对可见光的消光系数有关系，而且已获得典型雾的垂直结构模型。人们认识到：两种常见类型的雾对红外辐射的作用差别很大。湿雾会由于周围的温度而产生表面凝结现象，如挡风玻璃；而干雾则不会产生表面凝结。正如人们所期望的，对于同样的能

见距离 湿雾比干雾的衰减大。

- 雾散射辐射。虽然它对可见光比对红外有更大的影响，但在波长为 $10\mu\text{m}$ 时， $C(\lambda) = 0.29$ 公式 4.8 仍然成立。需要注意的是这里的 $C(\lambda)$ 值比图 4.5 给出的可见光和近红外的值要小很多。
- 烟和灰尘的消光系数依赖于视线通过处的物质密度，可表示为 cL ，其中 c 为视线上任一点的物质密度（单位 gm/m^3 ）， L 为视线的长度。如果考虑通常情况，即密度 c 沿着视线而变化，那么必须沿着视周 $c(s)ds$ 进行积分才能计算出 cL （ s 代表视线上某点的位置）。一旦获得了 cL ， $k_{\text{烟和灰尘}} = \alpha cL$ ，其中 α 是一个常量（表征了对应于传感器工作波长的某一特殊种类的烟）。而灰尘的影响与波长无关。灰尘的 α 值是 $0.5\text{m}^2/\text{gm}$ 。

与曾提到过的雾的情况类似，大气密度随离地面的高度而变化，大部分大气衰减则随密度而变化。已有这样的模型用于描述这种变化，并用于计算无人机传感器到地面倾斜路径的有效消光系数。对于大多数情况，以大倾斜角进行俯视（无人机的典型工作方式），要优于以近地路径观察同样的距离，之所以能这样是因为衰减随高度的增加而迅速下降。如果有雾和低云层，情况则显然不同。

预测成像传感器性能所需的最重要的参数是目标的特征。前面已讨论过可见光、近红外和热成像特征的定义。实际成像特征的确定是非常复杂的。反射对比度不仅依赖于目标表面的属性（涂料和粗糙程度等）和背景（物质和颜色等），也与光照条件有关。对于某些情况，将分析中用到的对比度看作系统需求的一部分。对于一般的系统分析，习惯假定对比度的值约为 0.5。对于较恶劣的条件，可将对比度的值取得小一点。假定大部分目标的对比度在 0.25~0.5 之间是比较合理的。但是，必须了解有时候一些目标会出现零对比度，是无法检测到的。

有效载荷必须处理的热对比度可以指定。如果没有指定，那么

ΔT 在 $1.75 \sim 2.75^{\circ}\text{C}$ 范围内取值并用作系统分析的额定值是合理的。实际目标一般包括若干局部热点，具有比 ΔT 的假定值更高的对比度。但是，除非知道这些热点确实存在，否则它们仅应被视为有助于了解系统性能的范围，而不是利用它们进行基本性能的预测。

一旦了解了 **MRC**和**MRT**、大气消光作用和目标特征，就可以用简单的作图法来预测探测、识别和认清的范围。

作图法的第一个步骤是把**MRC**或**MRT**中的单位为周/mrad的轴转换为距离。用下面的关系式可实现转换：

$$R = \frac{h \times (\text{空间频率})}{n} \quad (4.10)$$

在公式4.10中， R 是到目标的距离， h 是目标的高度， n 是按期望的成功概率完成任务所需的解象线的数目，而空间频率则表示成每弧度的解象线数（假定 R 和 h 具有同样的单位m或km等）。例如，某一感兴趣的目标具有4m的高度（将垂线投影到视线），即 $h = 4\text{m}$ ，需要0.5的探测概率，那么需要要有两条线穿过目标高度（ $n = 2$ ）。能得出下面的列表，把每毫弧度的线数或周数（**MRC**和**MRT**横轴的可能单位）直接映射成到目标的距离。

$h = 4\text{m}$ ，探测（概率 = 0.5）

$R(\text{m})$	线/rad	线/mrad	周/mrad
500	250	.250	.125
1000	500	.500	.250
1500	750	.750	.375
2000	1000	1.000	.500
2500	1250	1.250	.625

利用该表可为以目标距离为参数的MRC和MRT建立新的横轴。需要注意的是这个轴仅适用于特定的 h 和 n 。

另外还有一点需要说明，虽然它与地面站有关，但与有效载荷无关。如果显示屏太小，那么操作员的眼睛就不能充分利用传感器的分辨率。这个影响应该包括在MRC和MRT的曲线当中，但是，用于传感器的曲线图通常没考虑系统所使用的实际显示器。参考文献1表明：为了获得高的探测概率，杂乱背景中的目标必须对应于观察者眼中至少12角分（1/5度）。如果要在500线显示器中找到有两线穿过其高度的目标，那么该目标就得占据显示器垂直高度的 $1/250 = 0.004$ 。假如操作者的眼睛离显示屏的距离为24英寸，那么在24英寸远的地方，显示器高度（不是按对角线测量）需要对着50度的角（250倍的1/5度）。这要求显示屏的高度约为22英寸。也就要求显示屏实际对角线的长度为37英寸！事实上，包含传感器、数据链和显示器的大多数传感器成像系统达不到500线。对于350线，对角线为25英寸的显示屏已足够大了。然而，许多战术显示器只有12英寸甚至低于12英寸。操作人员总是将头贴近屏幕。如果需要的话，这种情况应该在操作站的设计中加以考虑。如果在20英寸距离以内长时间工作，眼睛会感到疲劳。

一旦完成了映射变换，就可以将MRC和MRT曲线的X轴由空间频率重新标为距离，如图4.6所示。以零距离处的对比度作为Y方向的截距，用Bier定律可计算对比度随距离的变化，按同样的刻度比例能画出目标的“负载线”。如果像图4.6中那样使用半对数刻度，那么，目标对比度和距离的关系就变成了一条直线。目标对比度线和MRC或MRT曲线在最大距离处相交。在最大距离范围内，可用对比度大于或等于所需的对比度。因此目标线与MRC或MRT曲线交点处的距离值预测了传感器系统能完成所赋任务的最大距离（即对应任务的 n 值已根据目标选定，而目标的尺寸用在式4.10中将空间频率

转换为距离)。

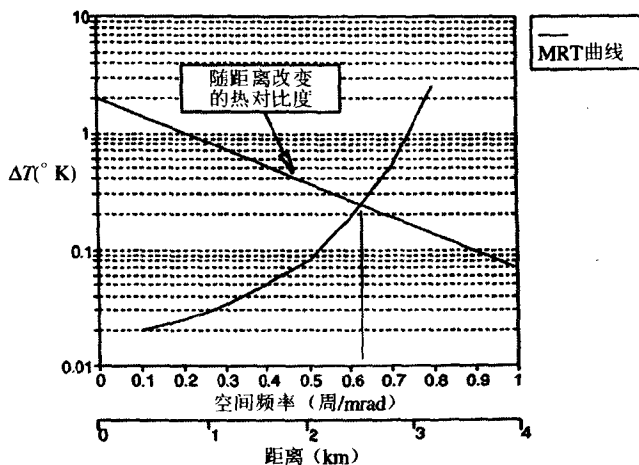


图4.6 负载线分析

在图4.6所用的特例中，利用普通MRT曲线估算出以0.5的概率成功探测一个高为4m的目标所对应的距离。MRT曲线在x方向以周/mrad为单位，在y方向采用半对数刻度。如上图所示，利用公式4.10为这个任务和目标将周/mrad转换为以km为单位的距离。第二根x轴上显示的距离与空间频率相对应。

为了得到按所需的概率成功执行任务所对应的最大距离，我们必须确定传感器处的有效对比度，它是距离的函数。对比度和距离的关系曲线经常被称做“负载线”。假定零距离处的热对比度为 2°C ，并将该值用作负载线的y截距。利用Bier定律计算负载线的斜率。例如，假定总的红外消光系数为 0.1km^{-1} ，那么负载线与MRT曲线在0.63周/mrad处（对应于2.5公里）相交。在小于或等于2.5公里的距离范围内，有效对比度（在负载线上）超过所需的对比度（在MRT曲

线上)。在超过2.5公里的距离范围，有效对比度小于所需的对比度。这样，我们估算出用这个传感器按0.5的概率探测4m的目标所对应的最大的距离是2.5公里。

上面介绍的是用于成像传感器探测、识别和认清距离估算的标准方法。这种方法可以从正反两个方向加以运用：根据给定的MRC或MRT曲线预测性能，或根据所要求的性能反推在每个空间频率上所需的MRT或MRC的上限值。

尽管这种方法是标准的，且精度很高，但重要的是系统设计人员应认识到这只不过是将对获得的实际性能的一个估计。这种估计在实践中已被证明是合理准确的。而且当比较两个类似的传感器时，一种标准方法的使用将会给予我们很大的信心。然而，它不过是一个估计。当使用这个估计的时候，必须记住以下几点：

- 这个估计是按某一成功概率对大量的试验结果进行平均处理后才得到的。估计需要考虑到操作员的表现，平均处理必须包括来自几个操作员的数据，其中一些人的操作比平均水平要好，而另外一些人的操作比平均水平差。
- 这个估计针对特定的目标对比度和大气状况。对比度和大气状况随时间地点变化，这意味着在与估计中采用的相同条件下，不可能得到大量实验数据的样本。
- 某一特定时刻位于无人机到目标视线上各处的对比度和大气状况是很难测量的，也很少同时按同样的无人机视角测量。这样，几乎不可能确定外场测试中影响某一特定数据点的所有因素。
- 如果任务是探测一个目标，那么，场景的混乱程度将以复杂的形式影响探测概率（将在后面讨论）。上面给出的估计方法不涉及到场景的混乱程度。

鉴于以上考虑，实际上很难将估计的性能与外场测试的实际性

能做精确的比较。这在系统工程阶段是常见的现象。为了改变这种情况，必须在设计中进行处理以获得性能估计的鲁棒性（**Robust**），以确保实际的操作性能可以满足用户的需要。对于由上述方法发展出的设计，虽然不可能对其鲁棒性做出任何科学的证明，但实际上这种方法没有被淘汰，而是演变成成像系统设计中的一个标准，这一事实让我们在一定程度上相信：上述方法给出了谨慎的预测，估计出的性能余量是可接受的。

这种标准方法的生命力之一在于人们可以比较自信地利用它比较相似的传感器系统。例如，对于特定的目标和大气状况，如果有两个具有不同**MRC**曲线的电视传感器被预测出其最大的探测距离分别是**2km**和**2.2km**，那么，对于同样的条件，它们实际的探测距离可能为**2.5km**和**2.75km**（或**1.8km**和**2km**），但是误差可能约为**10%**。可以肯定，在任何与计算中所用条件大致相同的情况下，被预测有较长探测距离的传感器确实具有较长距离的探测能力。可见，我们可以自信地采用这种方法在相似传感器的设计中进行权衡。

但是，如果两个传感器不相似，那么在使用这种方法比较它们的性能时就要非常小心。比较电视传感器和前视红外仪**FLIR**就是一个很好的例子。有一个特别的证据表明在探测时**FLIR**的性能要比模型预测的好，另一些证据则显示在认清时**FLIR**的性能比预测的差。为什么会这样，我们可以做出各种假设，但作者也不清楚有没有权威性的研究能够证明这些假设。**FLIR**有可能在比按**Johnson**准则预测出的距离更远的地方探测到高对比度的目标。“热”目标能像信标一样出现在场景中，这类似于电视场景中的火焰和闪光。有些目标的热对比度可达到几十度，如发动机的排气。这使得目标探测可要求少于一根的解象线穿过目标。因为热的物体很可能是我们感兴趣的的目标，所以，远距离探测定位能力使得在许多想定中能够实现对远距离目标的有效探测。

另一方面，电视传感器只用到反射光，且目标的对比度不会超过1.0。在电视场景中可能存在许多小的、高对比度的混杂物，因此，除非图像有足够的分辨率能让操作员辨认出目标的形状而且图像中高对比度的斑块（亮或暗）大到能引起操作员的注意，否则即使有最大可能的对比度，也很难将一个可能的目标从混杂物中分离出来。

当然，这都是些定性的讨论。这些讨论依赖于对场景中混杂物类型和感兴趣的目标类型的总体描述。然而，讨论也表明了试图用标准方法比较TV和FLIR是要冒出错风险的。对于那些需要比较的情况，在比较之前先对模型做一定的修正是必要的。例如，人们发现：用FLIR探测某些类别的目标，应该将探测标准降低到只要一条线穿过目标。

幸运的是对于大多数系统来说，规定的目标类型的温度都比较低。如果热对比度不超过若干度，标准模型就能较好地描述FLIR的性能。这样，在设计处理系统指标要求的最小目标特征时，人们对标准模型不至于太悲观。

对于系统工程师来说，比较两个相似的传感器是很重要的，而比较的一个特别之处就是在系统设计中调整并确定灵敏度。标准模型应该很适合这个领域。例如，系统工程师能够有把握地说：对增大摆动引起的部分性能降低的预测可达到合理的准确度。

即使输入的信息是正确的，在性能估计的准确性方面也许还会有一些不理想的情况，何况不幸的是有必要告诉大家输入的信息也存在一些缺陷。

潜在的最严重的问题是能否保证实际使用的MRC或MRT曲线是系统曲线。特别是，如果要预测系统的性能，那么飞行器的运动、摆动和数据链的影响都必须包含在曲线中。甚至控制站中的阴极射线管显示器也会影响性能，所以也必须包含在系统MRT或MRC曲线

中。而向设计人员提供的常常是在实验室中测量出的MRT和MRC曲线：牢牢固定在实验台上的传感器，连接传感器与显示器的同轴电缆，并由经验丰富的操作员来观察的高质量显示器。与实际工作中的配置相比，这里的曲线是非常乐观的。

系统设计者至少必须确定传感器摆动、数据链和显示器的调制传输函数是否包含可能对整个系统曲线产生重要影响的特性。如果是这样，就要把它们融入曲线当中。这可以通过在文献中加描述的做法来分析实现，但已超出了本书的讨论范围。另外，可以用数据链和地面站中的显示器测量出MRT和MRC。不幸的是，通常在MRT或MRC的测量中很难引进实际的传感器运动和摆动，因此，如果初步的分析显示它们会降低系统曲线，则可能不得不通过分析的方法引入这些因素。

另外一个已经提到过的重要缺陷是，很难通过外场实验获得可与系统设计中的计算结果相比较的数据。当然，如果系统是按某一想定来工作的，那么，我们可以说这不是问题。但是，通常很难定义“按某一想定来工作”。大部分系统会给出距离指标，在该距离处系统要能探测、识别和（或）认清某些指定的目标。负责接收这些系统的单位可能要求测试这些指标。系统工程师必须意识到组织这样的测试是不容易的。很难提供符合对比度要求的目标，也很难提供一个具有无人机到目标的实际视线路径上的确定透过率的大气环境，更不可能确保在对几个操作人员进行重要的统计抽样时这些条件不发生变化。如果指标要求中等的能见度（如7km），则很难提供符合特征要求的大气。在沙漠实验场地比较容易找到很晴朗的大气条件。在某些实验场地，也经常能找到符合限制要求的能见度条件，但能见度可能会随时间和视线的不同而剧烈变化。

由于这些困难的存在，通常需要使用上面描述的方法建立尽可能好的传感器模型，然后，对曲线上那些可能离指标要求（洁净的

空气、高对比度目标）较远的点进行验证。接着，再使用验证过的模型检验分析符合指标的情况。那些制定指标和为系统测试做计划和预算的人员需要理解这些内容。

搜索过程

上面所述的分析方法仅用于讨论探测、识别和认清目标的静态概率，这里假定目标出现在显示器中。这是无人机成像传感器系统设计中必需的第一个步骤，但是没有涉及到在大于单个视场许多倍的区域内搜索目标的问题。

无人机最常见的任务之一是侦察和大范围监视。这样的任务要求无人机及其操作员搜索地面上的大范围区域，寻找某类目标和活动。例如搜索一个峡谷以寻找敌人前进的踪迹。

有三种类型的搜索：

- 点搜索
- 区域搜索
- 路径搜索

点搜索要求无人机在所知道的可能目标地点附近相对较小的区域内进行搜索。例如，一个电子侦察测向系统已测量出可疑指挥所的方格坐标位置。但是远距离无线电测向定位的结果误差很大，所以如果没有大量的军火消耗去覆盖大面积的区域，则不能有效地利用炮火对目标进行打击。无人机的任务就是对以指挥所可能所在的方格坐标为中心的区域进行搜索，该区域按定位误差延伸出去，或许在每个方向上可达到几百米。

区域搜索要求无人机搜索指定的区域，寻找某些类型的目标和活动。例如，可能有一个可疑的炮兵分队位于给定的交叉路口以东几平方公里区域内的某个地方。无人机的任务就是去搜索这个指定的区域，确定目标是否存在并给出准确位置。

路径搜索有两种形式。在最简单的情况下，就是确定在指定长度的道路或小径上是否存在感兴趣的目标，或者确定在某段道路上是否有障碍物。一个更困难的任务就是去确定在某些地方是否存在敌军妨碍我军使用道路。第一种路径搜索实际上更像一种以路为中心线并延伸到路两边至少几百米范围的区域搜索。这些区域包括可能遮盖道路的树林、山脊和火区。

重要的是要理解无人机和其成像设备的基本性能是如何影响无人机系统在执行这三类搜索时的能力。

无人机适合完成这些任务，是因为它能在危险的空域飞行而几乎不被发现，具有比有人驾驶飞机更强的生存能力，再加上它不需要带机组人员使花费相对较低。把操作人员留在后方的代价是使操作人员的视觉受到限制，只能观察传感器系统提供的图像。

对成像传感器较基本的限制是分辨率，这与视场（FOV）密切相关。正如我们所看到的，如果传感器提供500线的分辨率，那么在视场尺寸和最大距离之间存在固定的关系，在这个最大距离处从视场里能以合理的概率探测到目标的存在。如果在探测中需要有两条线穿过2m的目标（假定有足够的对比度），且传感器总共有500线可利用，那么视场不会超过500m（每米一线）。

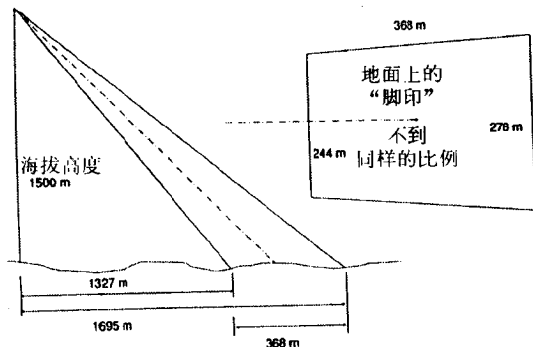


图4.7 典型无人机视场的几何关系图

对于任何俯视角，到视场远边的距离比到视场近边（或到视场的中心，如果无人机是垂直朝下俯视的）的距离长。传感器一般不会垂直朝下俯视，其几何关系如图4.7所示。图中假定海拔高度为1500m（在这个高度可避免轻武器的攻击），俯视角为45度。如果有7度左右的视场，那么一个常规的电视传感器能在2200m的距离处以较高的概率探测到一个2m的目标。7°×7°的视场覆盖了地面上的梯形区域（如图所示）。考虑到大部分电视传感器的视场具有4比3的纵横比，所以地面上视场的实际区域将是350m×350m，仍是梯形。

采用较小的俯视角可以达到地面上更远的区域，但是传感器却不能探测到位于场景上端的目标。如果系统采用简单的手动搜索过程，那么存在一定的危险，即：操作人员意识不到传感器系统有探测限制，而将传感器调节到一定的角度使显示器中显示的大部分场景的斜距大于传感器的最大有效探测距离。这样，操作者好像完成了对大片地域的搜索，实际上即使有目标暴露在外面他也不能探测到目标，虽然训练和经验可以减少这种情况，但如果不在原始图像上添加一些信息，那么，在控制站里观察屏幕的操作员可能很难有效使用传感器。

系统能提供的另外一种简单的附加信息就是一条穿过场景的线，这条线显示了传感器的探测视场范围。它指出了地面上的边界，从传感器到边界处的斜距离超过了针对当前目标的探测距离。根据传感器的俯视角和飞机的海拔高度可以计算出这条线在场景中的位置。这条线限制了操作员的搜索范围，使其能够以合理的概率探测到目标。

把搜索限制在能成功进行探测的范围之内是十分重要的，这是因为用电视系统和热成像系统搜索地面颇似管中窥豹。正如我们所看到的，能在2km处对一到二米大小的目标进行探测的传感器的视

场，其视场区域的边长只有几百米。所以操作员不得不搜索一系列的小区域。假定地面上的视场区域如图4.7所示，为了把一些梯形填入到正方形区域中并确保每个地方都能被检测到，可以允许一些重叠。这样至少需要 12到15次单独“观察”才能覆盖一平方公里。如图4.8所示。

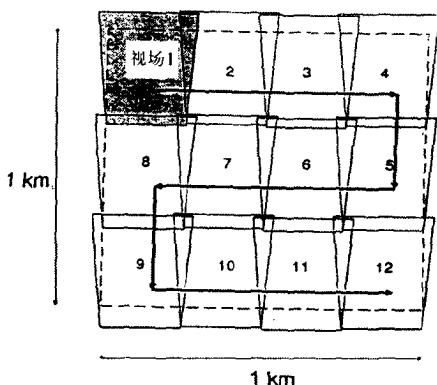


图4.8 自动搜索模式

如果操作人员不在7度搜索视场和一个更大的全景视场之间做切换的话，则任何时候他都不可能看到1平方公里的完整区域。这导致了在搜索大区域时出现一些严重问题，即：操作员很难以有效的方式手动完成对整个区域的系统搜索。在载人飞机上的观察者可以通过窗户利用外围视觉观察大片视场，保持对地面的方向，完成系统的搜索。而控制站内观察显示器的操作员却没有外围视觉，所观察到的每片区域都是孤立的。如果没有提供自动化系统以跟踪地面上已看过的部分，指导操作员为传感器选择下一个目标点，那么，操作员很可能对整个区域进行随机抽样式的搜索，而没有意识到并没有观察到整个指定区域。

可通过训练操作员以系统的方式移动视场来解决这个问题。但是，为了使操作员能够感觉到下一场景与前一场景之间的关系，可能需要相邻场景之间有一定的重叠。如果整个区域有很多倍的视场宽，而且操作员试图采用光栅扫描（先扫过底部，然后向上移动一个视场，再经过指定区域扫描回去，等等），那么，很难保持平行扫描和较小的重叠，除非场景中有间隔和直线特征以便于参考。

实际上，如果要对比单个视场大得多的区域进行有效的搜索，那么惟一合理的方式也许就是设计一个自动化系统，该系统利用无人机的导航和惯性参考系统有序地移动视场以覆盖整个区域，搜索过程中保持合理的重叠和速率，使操作员能有足够的时间来观察每一个场景并能以较高的概率探测到场景中出现的任何目标。

因为连续回转传感器会造成一些模糊，掩盖目标运动，而且需要高的数据率以便传送不断变化的场景，所以，最好用“步进/凝视”结合的方式来进行搜索。按这种方式，传感器的指向可以很快地移动到地面上待观察视场的中心，然后停留一段时间，以便操作员观察一个固定场景，接着传感器快速地回转移到下一个视场。

如果我们知道在“凝视”期间，目标的运动对于场景来说相对较小，那么就不会从运动线索中有所获益，对地面上的每一个视场只要传送一帧视频图像即可。是否属于这种情况要由目标的运动速度和“凝视”的时间长短来确定。在任何情况下，如果数据率受到限制（常常是这样），就有必要放弃任何由目标运动线索可能带来的好处，为地面上的每一视场拍摄一幅静态图像。

对操作员在随时间变化的视频场景（逐幅地观看）中探测目标的能力进行测试，从测试获得的实验数据可以估计所需要的凝视时间。这些实验数据有一个有趣的特点，那就是：如果目标出现的话，那么探测目标的累积概率在操作员观察场景的开始几秒钟内会迅速上升。然后，概率曲线趋于平坦，长时间的观察只能稍稍增加一点

探测概率，有证据表明概率曲线趋于平坦之前的一段时间与场景中出现目标的概率相关。这可以用“气馁因子”（discouragement factor）来解释。如果操作员在观察场景的初始阶段没有发现目标，那么他就会因“气馁因子”的作用而降低注意力。如果操作员在连续扫描了许多场景之后，发现大部分场景中不存在任何目标，那么“气馁因子”会增加。换句话说，如果操作员对在场景中发现目标不抱有希望，那么，他会比抱有希望的时候更快地放弃对场景的仔细观察。

参考文献2引用了参考文献3中的方法为带有三种不同程度混杂物的视频场景计算了搜索时间。计算结果列在下面的表中。表中的“拥挤因子”定义为操作员每一次凝视场景时所看到的混杂物的个数。搜索一个典型的视频场景一般需要大约15次凝视，因此“拥挤因子”为3意味着场景中大约有45个混杂物。混杂物定义为尺寸和对比度接近感兴趣目标的任何物体，因此为了把它从目标中区别出来，必须多看几眼。

单帧场景的搜索时间

混杂程度	拥挤因子	搜索时间 (s)
低	不超过3	6
中	3至7	14
高	大于 7	20

本书的作者之一曾经参加过“天鹰座”系统的工作，他指出如果把“气馁因子”考虑在内，上述的时间值比最佳值稍稍大了一点。关于该主题，目前的文献中尚缺少翔实的记载，故可以成为人体因素组织大出成果的研究领域。无人机系统设计者必须关心这个课题，因为这些数字意味着无人机对大范围的搜索能力也是相对有限的。

例如，如果任务是搜索一个范围为 $2 \times 5\text{km}$ 的区域，视场采用上

面讨论中提到的17度视场，场景的混乱程度则比较高，那么，每平方公里需要约15个视场，每帧场景需要20秒钟，再加上额外的1秒钟用于完成传感器的回转和设置到新的目标点。这样，搜索1平方公里需要320秒，而搜索指定的10平方公里区域需要3200秒（53.3分）。可见，一小时的搜索占了无人机大部分的飞行时间。另外，如果目标是运动的，那么低的搜索速度还会导致目标穿过搜索区域却没有被发现，这是因为在任一给定的时间内整个区域中只有一小部分处于监视之下。

而有人驾驶的直升飞机或轻型飞机执行低空盘旋，在几分钟之内就能完成对同样的 $2 \times 5\text{km}$ 区域的搜索。

十分自然的是，如果目标更大或者更醒目，那么搜索时间会更短。如果待侦察的目标是一个较大的建筑物，那么，无人机就可以用最宽的视场和较小的俯视角仅移动几个视场就能完成对整个区域的搜索。另一方面，如果目标是人（穿过边境的背着包的毒品走私分子或穿过开放地域的游击人员），则无人机就不得不采用较小的视场或采取接近地面的方法（可减小地面上视场的范围），而且要花费长许多倍的时间去搜索同样的区域。

如果有许多所关心的个体目标在活动，那么发现了其中任何一个目标就会发现全部目标。例如，发现了一个游击队员后，就会仔细搜索邻近的区域。发现了更多的游击队员就可以确认整个分队已被发现。这样就增加了对目标阵列的探测概率，因为只要一个目标被探测到，那么许多目标可以被忽略。但是这对搜索时间和范围没有太大的影响，因为搜索时间是由视场和搜索每个视场所花费的时间决定的。视场的大小取决于单个目标的尺寸。对于有十辆坦克的场景，探测其中任何一些坦克，不可能用比仅仅探测一辆坦克所需要的视场更大（低分辨率）（由于对单个目标的探测概率较低是可以接受的，还由于若干小点在一起运动能提供一定的线索，所以这

对探测的影响较小。虽然这种影响可能很小，但是在确定系统设计时却很难预测。鉴于许多其他边缘影响可能对系统有帮助，所以最好将这种影响考虑在系统富裕量中，但在确定系统指标时不要把这种影响考虑在内）。

即使无人机采用了最新的传感器和最新的处理方法，它搜索一个地区所需要的时间仍然很长，而搜索同样的区域有人驾驶飞机很快就能完成。“天鹰座”系统和其他无人机用此模式进行的测试证实了上述结论。如果实现了目标的自动识别，那么就有可能通过减少在每一场景上的驻留时间，很快完成搜索。但是在实现目标自动识别之前，无人机系统的支持者和设计者们在对大范围搜索做出评论时还是留有余地为妙，特别是当目标个体小且有显著的混杂现象时更应要如此。

另外一方面，对点和路径的搜索可以在合理的时间内完成。如果知道目标的位置在大约500米之内，那么只需搜索一平方公里。即使存在严重的混杂现象，完成搜索也只需要不到5分钟的时间。但是，对于大范围搜索，就可能有必要提供一个自动搜索系统以保证视场能够完全、有效的覆盖整个区域。

可以通过一列沿着公路的视场来完成对一条公路或高速公路及其两边的路径搜索。搜索需要考虑目标以及目标是否藏在沿路的树丛里，混杂物可以处在从低处到高处的任何位置。如果要寻找路面上的一支护卫队，那么可以简单地让飞机沿路飞行而把视场对着下面扫描。即使需要采用步进/凝视的方式进行彻底的搜索，按照不低于1km/min的速度沿路飞行也应该是可能的。

如果要执行彻底的路径侦察（包括搜索有伏兵的地方），那么很有必要以路为中心，向路两边扩展的地带进行区域搜索，而搜索的时间可以采用与区域搜索相同的方法进行估算。

无人机看不到树林下面的目标，这本是个显而易见的道理，但

是有时候人们又好像忘记了这一点。实际上，低分辨率、不能对四周环境进行观察，加上搜索缓慢都使得无人机系统不太可能像有人驾驶飞机样对树林掩护下的运动目标进行探测。

机械方面的考虑

尽管系统的机械运动本来就包含在如调制传输函数这样的计算公式当中，但是上面所讨论的都是关于有效载荷中成像传感器分系统工作情况的话题。当然，对机械运动对有效载荷工作性能的影响有个清楚的认识是很重要的。

有效载荷有一个稳定的平台，这是至关重要的。由于机载平台一般不能保持许多任务需要的角度稳定性，所以遥控飞行器（RPV）中的成像系统不能牢牢地固定在机身上。例如，飞行在海拔 2km 高空的无人机，其 3km 的斜距离为平台提供了 4.4km 的地面覆盖圈。传感器系统需要约 0.4mrad 的分辨率，以保证有两条解象线能穿过 3km 处的辆坦克（2.3m），这是探测一辆坦克所需要的最小分辨率。

为了在 0.4mrad/周（2.5周/mrad）时保持合理的 IMRC，必须有比 0.4mrad 好得多的机械稳定度。无人机机身不能保持接近 0.4mrad 的角度稳定度，因此必须将传感器安装在一个稳定的平台上，该平台能支撑传感器且具有最小的角运动。可以通过采用多轴万向装置保证图像的质量、目标的跟踪和传感器指向的精度。保持传感器的光轴在一指定直线上的能力叫做视线（LOS）稳定度。视线稳定度可通过瞄准线向量的 RMS 偏移量来度量，单位通常是 mrad。对视线稳定度的要求取决于任务，稳定度高通常意味着高花费和大重量。

稳定的平台

在万向节设计中首先要考虑的是其配置，例如万向节的数目。尽管对于某些任务有两个万向节就足够了，但它不能适用于所有场

合（即存在若干传感器不能指向的方向）。四个万向节则可以排除讨厌的“万向节锁死”现象，但是又重又大。两到三个万向节系统就能满足大部分遥控飞行器的任务需要。

在某些系统稳定的万向节上设计了红外接收器和激光测距接收器。作为选择，带有稳定镜子的传感器可以与万向节隔开一段距离。这种稳定的传感器配置带来的主要优点是可以节省安装镜子的空间，视线不用进行半角矫正或者图像旋转（矫正镜子中产生的旋转）就能直接固定在惯性空间里（从倾斜的镜子反射回来的光转过的角度是镜子倾斜角的两倍），另一个优点就是只需要较小的光圈。这种配置的缺点在于需要较大的扭矩电机来驱动较高的万向节惯性，补偿传感器产生的扭矩干扰，同时需要较宽的环路带宽以消除这种干扰，还需要一个更复杂的万向结构以支持这样的带宽，安装在万向节上的个别可替换组件需要有更严格的平衡能力。通过采用结构模型和新颖的控制环设计可以解决这些问题，且满足需要的稳定性。图4.9给出了两到三个万向节的配置。

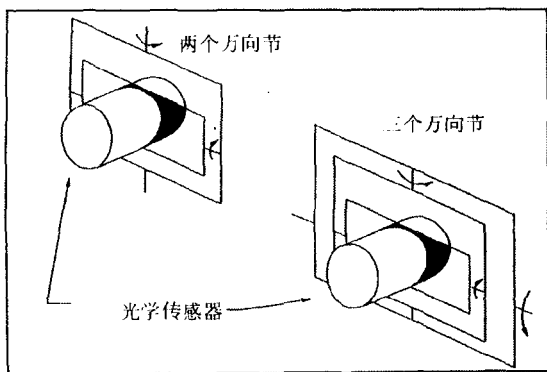


图4.9 两到三个万向节的配置

热设计

在万向节的设计中隐含着一个问题，那就是要在对稳定性和结构不产生不良影响的前提下散发传感器和万向节控制电路产生的热量。热处理中已采用过多种方法。液体冷却可以完成必要的热转移，但是需要用管子穿过万向节而带来扭矩干扰。液体冷却的缺点还包括：采用泵和冷却剂使重量增加，潜在的泄露和腐蚀导致可靠性降低，而且较难维护。由于这些原因，所以冲压空气是热处理中最普遍的做法。

影响稳定的环境条件

为了充分利用稳定传感器带来的好处，必须在有风和传感器产生扭矩干扰的情况下实现视线稳定（虽然在万向节扭矩动力的测量中，存在明显的扫描仪回转变应，但是压缩机振动主要还是来自为前视红外仪FLIR配备的冷却系统）。这意味着需要大带宽、低噪声的伺服环和坚固的万向节结构。

传感器外壳上的风压也会产生重要的机械影响。暴露在外的外壳通常是球形，但是其光学窗口通常具有平的表面，传感器就是通过这个窗口向外观察（如果有效载荷中包括测距机或指示器的话，那么激光束也是从这里射出的）。由于球形窗口价格昂贵，再加上其光学属性加大了传感器系统设计的复杂性，所以是否采用要由价格来决定。风压的影响通常取决于传感器的朝向与机身和气流方向之间的相对关系。

为了确定所需要的稳定带宽，必须对由风压和压缩机振动引起的干扰进行测量。对安装在有人驾驶飞机上的有效载荷样机进行飞行测试，在测试期间通过监测扭矩电流可以实现对风压的测量。

由和FLIR一起使用的旋转和线性低温压缩机引起的振动是一个影响视线稳定性的因素。这些干扰可以通过有源系统来补偿

有源系统测量压缩机电流，估计稳定系统的振动输入（由内部压缩机运动产生）。利用该估计值可以直接对万向节扭矩进行前馈校正以补偿干扰。采用该项技术可以将压缩机产生的视线干扰效应减少一半以上。

瞄准线

在驾驶飞机（其结构中采用了惯性负载）的过程中，必须保持瞄准线的准确度。通过代数的方法把瞄准线的移动定义为系统光学器件（如反射镜、透镜和摄像机等）旋转和位移的函数，这样就可以实现对由惯性负载（或热负载）引起的瞄准线移动的分析。将这些等式用到NASTRAN模型中（一种工业上标准的有限元模型），通过程序可以直接计算出瞄准线移动。

利用这些瞄准线关系式还可以估计由振动引起的视线抖动。可以通过把合适的振动输入到模型中来实现估值。采用模型中的瞄准线关系式可以直接计算抖动。

稳定性设计

万向节的谐振点必须位于足够高的频率处（至少等于3到4倍的环路带宽），这样，对这些谐振频率进行陷波滤波才不至于降低稳定系数。这要求有一个坚固的结构，也要求对陀螺仪的安装布置必须谨慎小心。影响伺服性能的振动谐振模式，就是那些响应伺服扭矩电机输入并激励陀螺传感器的模式。扭力模式，就是包括结构旋转的、比较容易由扭矩电机激励的、且对稳定最具破坏性的扭转模式。弯曲模式是线性的，且对扭矩输入不产生响应。

为了获得所需要的扭力艰韧性，在设计初期就应考虑万向节结构的设计使其具有良好的扭力负载路径。在某些情况下，可以在结构中设计封闭扭矩管，就像一个截面（section）。

我们可以从前面的讨论中看到，稳定平台的设计和传感器分系统光学部分的设计一样重要，也一样复杂。而且不能只是依据MRC和MRT曲线就决定是否选择一个特定的系统。应该意识到MRC/MRT曲线通常包含全部调制传递函数（MTF）的信息，反之则包含瞄准线调制传递函数（LOS MTF）的信息。因此，万向节的性能也应该包含在曲线中。当仅依据传感器生产厂家发布的信息选择系统时，要特别注意的是这些信息可能不包括平台运动和振动造成的影响。在任何时候，我们都必须努力去理解厂家发布的数据中包含了什么样的信息。

其他有效载荷

雷达

因为潮气对雷达频段（对于无人机，典型的频率是9到35GHz）电磁辐射的吸收比对光频段（可见光到远红外）的吸收少，而且雷达频段的电磁辐射能够穿过云和雾，所以使用雷达实现全天候侦察是可能的。雷达系统产生有源辐射，因此不需要来自目标的反射光和热辐射。

依据雷达信号的往返传输时间，能够测量出目标的距离。对于脉冲式雷达，通过测量发射脉冲和接收脉冲之间的时间差来测量距离。对于连续波雷达，通过连续波信号上叠加的调制可以确定信号的往返时间。

雷达传感器的主要优点是：作为有源系统，它能采用多普勒处理从固定背景中区分运动目标。从运动目标的表面反射回来的雷达波含有频率偏移量，该偏移量的大小与反射面的速度在雷达波束传播方向上的分量成比例（“多普勒偏移”）。如果在接收机中将回

波信号 f_d 未移频的信号相干，那么，在 f_d 目标回波中的多普勒频移相关的差频处将产生“多普勒”信号。接收机能够忽略没有频移的回波，将运动目标的回波 f_d 固定背景及混杂物的回波区分开。

雷达发射机运动时（无人机上的雷达系统几乎都是在运动的），在发射机和地面之间存在一个相对速度。如果没有补偿，雷达会将地面上的固定目标判断为运动目标。这个问题可以通过采用“杂波标记”的方法加以解决。可以假定大部分回波都是来自于固定地物，雷达利用这些回波中的多普勒偏移定义一个频移量作为零速度点，从这个零速度点可测量出多普勒偏移。这样可以检测到与周围环境作相对运动的任何目标的回波。相对于地面的运动速度在雷达波束方向上的分量是雷达波束与飞机速度方向间夹角的函数，于是，一个新的杂波参考可用于每一个雷达回波（杂波标记系统的具体实现随雷达波束相对于所测目标的尺寸、雷达信号的波形和其他系统详细设计中的特性参数变化而变化）。

多普勒信号可由目标整体的运动或目标组成部分的运动引起。例如，对于行走的车辆来说，其轮胎与车壳是以不同的速度运动的。可以利用两个多普勒信号间的关系来识别移动车辆的回波。从直升机（主螺旋桨和尾部螺旋桨）、旋转的天线以及其他目标的部分运动中，可以观察到类似的现象。

大部分雷达没有足够的分辨率来提供一个车辆大小目标的图像。但它们可以提供船只或建筑物的低分辨率图像，通常也能提供具有足够分辨率的地面图像，显示出道路、建筑物、树木、湖和山。如果需要这样的图像，则必须在雷达处理器中进行合成，这是因为雷达传感器本身不能直接检测图像。而传感器返回的是已（或没有）进行过的关于角度和距离处理（例如多普勒频率）的显示雷达回波强度的图。处理器能利用图中信息产生伪图像提供给操作员。在伪图像中，像汽车这样的小目标，以亮点的形式显示，或者由一些图

片来代表，图片上提供了一些雷达检测到的目标参数，但不是直接显示它们的图像，例如它们相对于地面的运动状态，或者基于内部多普勒特征的辨认（如运动的车辆）。

除了多普勒处理之外，还可以设计出能够确定反射信号相对于发射信号极化改变的雷达。极化信息可用于进一步区分目标与杂波，或区分不同类型的目标。

如果采用了多普勒处理，而且所关心的重点目标是运动目标，那么，雷达传感器可使用大于被检测目标角度尺寸的波束。然而，大部分雷达系统从杂波中分离目标的能力限制了其性能，这种能力可以通过限制波束尺寸（使其不要比目标大得太多）来提高（使用接近于1的“填充因子”。填充因子是垂直投影到波束后的目标区域与波束剖面区域之比）。可见，通常希望采用较小的波束，特别是对试图检测车辆和其他地面小目标的典型无人机来说更是如此。

最小的波束尺寸（角宽度）或雷达都受同样的与光传感器分辨率（公式4.1）相关的衍射效应的支配。这样，波束的宽度就与雷达波长和天线直径之比成比例。因为无人机天线的尺寸受到限制，所以一般希望采用较短的波长。但是，即使频率为35GHz（这是最高频率，即最短波长，在该频率处有成品的雷达组件可使用），波长仍有大约1cm。这样，对于30cm的天线（和无人机上使用的天线差不多大）， λ/D 仅是1/30，而可见光和红外传感器常见的 λ/D 值为1/100 000。这样，和光学传感器的分辨率（用几十个 μrad 来度量[大约千分之一度]）相比，雷达波束的宽度用几十个 mrad （大约1度）来度量。

使用小天线要求采用小波束和较短的波长。但是，在频率高于12GHz时，大气中水蒸气的衰减作用明显增加。这对于无人机上采用的短距离雷达来说还是可以接受的，但是在进行系统对比优化时必须考虑这一因素。

按照频率、波形和处理方式的不同，雷达系统可以分成许多不

同的类型。要依据所执行的任务来选择合适的雷达类型。对于无人机来说，还有其他约束条件，如尺寸、重量、天线结构及尺寸和造价（因为雷达和飞机一样是可损耗的）。雷达传感器设计的具体内容超出了本书的范围。

电子战

电子战（EW）载荷用于检测、利用、阻止或减少敌方对电磁谱的使用。参谋长联席会议在1969年用简单而基本的语句对电子战做了定义：

“电子战是使用电磁能来探测、截获、阻止或削弱敌方使用电磁频谱，同时保证己方使用电磁频谱的军事行动”。

电子战分成三个部分：

- 电子支援措施（ESM）：包括截获、定位和分析敌方信号以支持下一步行动。被截获信号有关的情报收集统称为“信号情报”（SIGINT），关于雷达信号的情报收集称为“电子情报”（ELINT），关于通信信号的情报收集称为“通信情报”（COMINT）。现在无人机系统中使用最普遍的ESM载荷是无线电测向设备。通常由天线和信号处理器组成的测向设备（DF）能测量接收到的无线电信号的方位并能给出定位结果，这是因为天线能设计成对来波的方向具有选择性。一种简单的能截获无线电信号的“Radio Shack”型搜索接收机，加上一个方向性天线便构成了高效的无人机ESM设备。
- 电子对抗措施（ECM）：就是为阻止敌方使用电磁频谱所采取的行动。经常采用干扰的形式。通信干扰机和雷达干扰机相对比较便宜，而且也容易集成到无人机中。所谓干扰就是有意辐射电磁能量去对抗敌方接收机接收到的信号。干扰能量可以集中在接收机的工作频率点上或者扩展到一个频段。

前者称作瞄准式干扰，后者称作拦阻式干扰。在无人机中集成干扰设备，仍有很大的潜力可挖，许多问题有待进一步探索。

- 电子反对抗措施（**ECCM**）：就是阻止敌方对我方实施**ECM**行动。无人机可以采用**ECCM**技术保护它的载荷和数据链。

化学检测

化学检测载荷的作用就是检测化学物的存在，向部队发出告警，令其展开防护设备，以阻止或减少伤亡、降低污染。有两种传感器可用，一种是现场传感器，一种是遥控传感器。现场传感器要求检测设备与化学物直接接触。若使用这种传感器，则需要飞机飞过污染地带，或者将传感器投放到待检测的地点，让传感器与化学物接触后，直接或者通过飞机上的中继设备将检测结果发送到监测站。接触式传感器可采用的检测技术包括潮湿的化学物、质量分光计和离子活性分光计。

遥控传感器不用直接接触被检测的化学物。它们通过检测化学物质对电磁辐射的吸收情况来辨认化学物。激光雷达和带有过滤器的**FLIR**设备可用于化学物的遥控检测。

无人机是可用于接触式检测的理想设备，因为它可以将传感器带进有污染的区域而不暴露任何人员。这就是使用无人机的重要原因之一。但是，如果不是一次性使用的无人机，那么必须记住回收后地面人员要对无人机进行处理。这就要求无人机必须容易净化。净化要求对结构、密封、加工和材料提出了限制条件，而这些要求是现在使用的大多数无人机所无法满足的。

核辐射传感器

核辐射传感器能执行两类任务：

- 检测放射性物质，为预测和告警提供数据，类似于化学传感器的作用。
- 检测所储存的武器或武器加工设备的放射性特征，以确定核发射系统的位置或监测条约的执行情况。

对于第一类任务，所要考虑的问题和化学检测类似，包括无人机回收后要容易消除污染的问题。

对核发射系统的搜索要求在敌占区进行低空慢速飞行（可以通过降低飞行高度和延长对弱信号的接收时间来增强对微弱特征的检测）。无人机较强的生存能力以及它的可损耗性，使之适合执行这些任务。

与有人驾驶的监视平台相比，无人机用于监视条约的执行情况，可以做到不太招人耳目。鉴于同样的优点，在没有得到被监视国家授权的情况下，可选择采用无人机去探测对方的核发射系统。

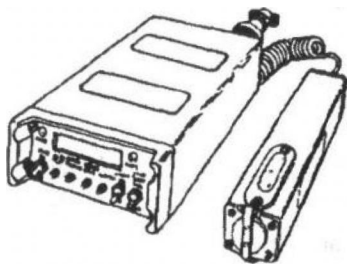


图4.10 典型的辐射传感器

气象传感器

气象信息对军事行动的顺利完成至关重要。大气压力、周围环境的温度和相对湿度是保证火炮和导弹系统工作性能以及预测未来天气状况（可影响地面和空中军事行动及战术）的重要条件。将传感器投放到感兴趣的地点可以得到最准确的观察结果。这对无人机

来说是件容易的事。已经为无人机开发出了简单、轻型、价格便宜的“MET”型传感器。这种传感器几乎能加装到任何一架飞机上。如果结合无人机的飞行速度、高度和导航数据，它能为各种武器系统提供非常准确的环境状况图。

参考文献

1. Steedman, W. and Backer, C., *Target Size and Visual Recognition*, Human Factor, V.2, August 1960.
2. Bates, Harold L., *Recommended Aquila Target Search Techniques*, U.S. Army Missile Command Technical Report RD-AS-87-20, February 1988.
3. Simon, C., *Rapid Acquisition of Radar Targets from Moving and Static Displays*, Human Factor, V.7, June 1965.

其他参考书目

1. Fred Rosell and George Harvey, *The fundamental of Thermal Imaging systems*, NRL Report 8311 May 10, 1979.
2. Fred Rosell and Robert Willson, *Performance Synthesis of Electro-Optical Sensors*, AFAL-TR-73-260 August 1973.
3. Anonymous, *Military Standardization Handbook Real Time Electro-Optical Imaging Systems Tutorial Guide to the Specification of Performance*, Ford Philco (Aerospace) 1971.
4. *Engineering Design Handbook in Franco Military Systems Part I*, HQ Army Material Command April 1971- Change 7 May 1973

5. James A. Ratches, Walter R. Lawson, et al., *Night Vision Laboratory Static Performance Model for Thermal Viewing Systems*, Technical report ECCM-7034 pp. 1-34 April 1975.
6. James Mahal, *Forward Looking Infrared (FLIR) Sensor Selection*, Lear Ziegler/Developmental Sciences Internal Report.
7. J.M. Stacy, *Sensor Options for Combat Surveillance*, Jet Propulsion Laboratory D-448 1, April 1983.
8. M. Barker, R. Heller et al., *Design of an Ultra Light weight stabilized platform with Gimbal Mounted FLIR*, Ford Aerospace & Communications Corporation 1986.

第5章 数 据 链 路

引言

本章将对无人机数据链路的功能和特性进行综述，对其主要性能、复杂性和开发成本进行分析鉴别，并讨论无人机设计人员可以采用的选择方法，使他们能够在性能水平参差不齐的数据链子系统约束之下，获得所需要的系统性能指标。本章的重点是讨论无人机系统性能的一般特性和这些特性之间的相互关系，而不是讨论数据链的设计细节。

本章的目的是帮助读者理解如何构建系统的折衷方案，如何计划与无人机系统有关的实验平台和技术投资，并对数据链以及系统的其他方面，特别是传感器设计、机载与地面处理和人为因素进行整合，以达到平衡。

与数据链有关的许多困难和复杂性是军用无人机数据链的特殊需求引起的，如抗干扰的需求。所以，对困难和复杂性问题的处理主要集中在军事应用方面。

本章描述了许多来自美国陆军的特别事例，这些事例反映了美国陆军在“天鹰座”（Aquila）遥控飞行器（RPV）及其数据链方面的经验，这种数据链被称为“模块化集成导航通信系统”（MICS）。模块化集成导航通信系统是一种具有抗干扰（AJ）能力的复杂的数字式数据链，它可提供双路数据通信，具有用于指挥飞行器（AV）的位置测量功能，可向地面传输传感器数据，能向飞行器发

送精确的相对于地面站位置的坐标偏移量，并为之提供导航。该数据链被设计为能在强干扰环境下工作。起初，模块化集成导航通信系统是计划用做陆军通用地空数据链，为某些地空连接提供服务的。事实却是，模块化集成导航通信系统耗费巨大且遇到了许多开发问题。到1987年底“天鹰座”和模块化集成导航通信系统计划结束时，仍然还有一些问题没有得到解决。

可从模块化集成导航通信系统 / “天鹰座”开发测试过程中总结得出的主要教训或许就是不能忽视抗干扰数据链与复杂的无人机系统间的连接问题。除非这个数据链是一种简单的实时宽带通信信道，可以被看做为一条电缆连线，否则，数据链的特性很可能对系统性能产生重大影响。如果在系统设计中考虑了这些影响，就能保证其基本的系统性能。如果在系统设计时假定采用无条件限制的数据链，那么当安装实际的有条件限制的数据链时，就很有可能需要重新进行设计。抗干扰数据链不可能是简单的实时宽带数据链，所以在进行初步的系统设计时必须考虑数据链的特性和约束条件。

对数据链与无人机系统其他部分相互关系的设计考虑应该在整个系统设计过程的初期就进行。这样可以将设计的负担分配到数据链、机上处理、地面处理、任务要求和操作员训练诸方面。

就大多数技术而言，数据链按性能可分成若干自然等级，等级的高低由其费用和复杂程度决定。成本效果系统的定义要求我们仔细推敲功能的强弱和费用的高低，以便做出明智的决定，保证下一步费用的增加是合理的，并且与功能的增强相一致。

数据链与无人机系统其他部分之间的相互关系是复杂的，而且是多方面的。造成上述相互关系中大部分复杂性并促使数据链设计的关键性需求就是抗干扰功能，该功能反过来又限制了数据率。然而，为了便于理解对抗干扰功能的讨论，有必要先了解这种相互关系的全部情况及其本质。所以，我们先对数据链的组成和功能以及

它们之间的相互关系进行一下总体描述。然后，再以此为背景讨论与抗干扰能力有关的折衷方案，为不同条件下的抗干扰数据链建立合理的数据率限制条件。最后，我们将考虑数据链限制条件对遥控飞行器任务性能的影响，并讨论如何从系统角度去全面考虑无人机的设计以减小这种影响。

数据链的功能与特征

数据链的功能

图5.1描述了UAV数据链的基本组成。它们是：

- 一条带宽为几kHz的上行链路（也叫指挥链路）用于地面站对飞行器以及机上设备的控制。无论何时地面站请求发送命令，上行链路都必须保证能随时启用。但在飞机执行前一个命令期间（如在自动驾驶仪的控制下从一点飞到另外一点期间）却可以保持静默。
- 一条下行链路提供两个通道（可以合并为单一的数据流），一条状态通道（也称遥测通道）用于向地面站传递当前的飞行速度、发动机转速以及机上设备状态（如指向角）等信息。该通道需要较小的带宽，类似于指挥链路。第二条通道用于向地面站传递传感器数据。它需要足够的带宽以传送大量的传感器数据，其带宽范围为300kHz~10MHz。一般下行数据链路都是连续传送的，但有时也会临时启动以传送机上暂存的等待发送的数据。
- 数据链路也可用于测量地面天线相对于飞行器的距离和方位。这些数据可用于飞行器的导航，提高机载传感器对目标位置的测量精度。

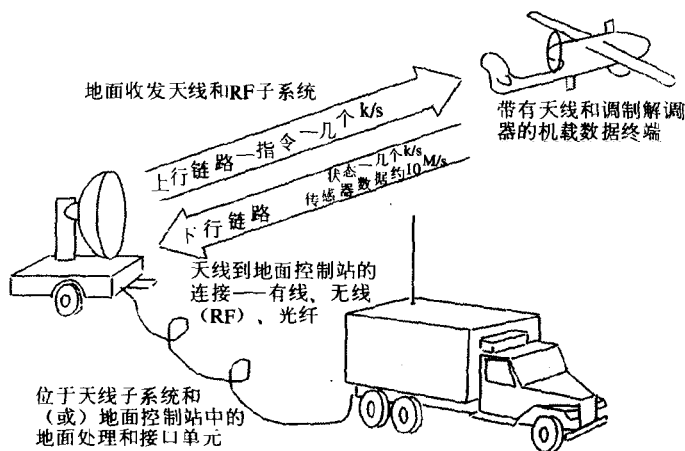


图5.1 无人机数据链的组成

一般数据链由几个主要的子系统组成。数据链的机载部分包括机载数据终端（ADT）和天线。机载数据终端包括RF接收机、发射机以及用于连接接收机和发射机到系统其余部分的调制解调器。有些机载数据终端为了满足下行链路的带宽限制，还提供了用于压缩数据的处理器。天线采用全向天线，有时也要求采用具有增益的有向天线。

数据链的地面部分也称地面数据终端（GDT）。该终端包括一副或几副天线、RF接收机和发射机以及调制解调器。若传感器数据在传送前经过压缩，则地面数据终端还需采用处理器对数据进行重建（数据压缩和重建应该设计在数据链内部还是外部的问题将在后面讨论）。地面数据终端可以分装成几个部分，一般包括：一辆天线车（可以放在离无人机地面控制站有一定距离的地方）、一条连接地面天线和地面控制站的本地数据连线，以及地面控制站中的若干处理器和接口。

需要的数据链特征

如果一个无人机数据链在特定的测试距离和严格控制的条件下使用，那么一部简单的收发信机也许就够用了。这样的收信机会收到来自其他具有同样频率范围的发信机的干扰，不过这种干扰可以通过仔细调谐工作频率加以克服，如果有必要的话，也可以通过调节其他发信机来克服。然而，经验表明；只是将无人机系统从一个已解决了频率冲突问题的测试频段改变到另一测试频段，这样简单的数据链都不能保证可靠的工作，更何况在战场电磁环境下工作。无人机数据链必须有足够高的可靠性，起码能保证在用户需要测试、训练或者操作的任何地方（不存在蓄意干扰）都能正常工作。这就要求数据链既能在用于分配的各频率点上工作，又能抵御来自其他可能出现的发信机的无意干扰。

在战场上，无人机系统可能面临各种电磁威胁，如引导对地面站实施炮火攻击的测向定位、锁定地面数据终端辐射源的反辐射武器（**ARM**）、电子截获和情报利用、电子欺骗、对数据链的无意干扰和蓄意干扰。只要经费允许，数据链需要尽可能地增加抗击电磁威胁的功能。

无人机数据链需要具备七个与互干扰和电子战有关的功能：

- 频率分配的全球可用性：数据链能在用户需要测试、训练或者操作的任何地方正常工作，无论是平时还是战时。
- 抗无意干扰：尽管断断续续有来自其他**RF**设备的带内信号出现，数据链仍能正常工作。
- 低截获概率：处在敌方测向系统的有效频率范围和有效距离之内时，数据链难以被截获和测向。
- 安全性：由于信号加密，即使被截获，也不能被破译。
- 抗欺骗：能够识别敌方向飞机发送指令或者向地面数据终端

发送欺骗信息的企图。

- 抗反辐射武器（**ARM**）：难以被**ARM**锁定，即使被锁定，也能将对地面站的毁伤降到最低。
- 抗干扰：即使遇到对上行链路或下行链路的蓄意干扰，也能正常工作。

以上讨论的所需功能的优先等级取决于具体无人机的任务和用途。通常，上行链路的优先次序不同于下行链路的优先次序。关于影响优先次序的总体考虑将在下面讨论。

全球可用性

全球可用性观点对一般军用系统而言是最重要的。专用系统可能只须在一些特定的地方使用。原则上，它们使用的是仅能在特定地方使用的频段。这种设计的代价是，如果这些系统以后要在其他地方使用，则需要重新设计。即使是这样的特例，我们也不能忘记：这种专用系统可能要在不同的地方进行测试，而测试地点的频率限制可能不同于使用地点的频率限制。

就通用系统而言，欧洲可能是对频率可用性限制最严格的地区。某些非定制（**NDI**）的数据链，即有现货供应的数据链，采用了和平时在欧洲不能使用的频段。有争议的是：这些频段虽然能够在战时使用，但军方用户需要对数据链进行测试和训练，这就要求平时也能使用。无人机操作员的技能也需要不断更新。在欧洲很难找到一个能飞无人机的地方，但是可以用有人驾驶的飞机携带无人机上的设备和数据链照常进行训练。这种训练应该使用战时数据链，使数据链的应用特性能够体现在训练中。

如果在初次供应中采用不具备全球可用性的非定制数据链，那么在拟订计划时应预先安排以后的替代产品，确保这些产品能够在任何地方使用。就这种情况而言，如果这种非定制数据链能够早一

点供应，并且在大量系统上市之前被更换掉，那么废弃初期产品的代价应该被看做是不可避免的，而且是合理的。

抗无 意干扰

对无人机数据链能力的第二个基本要求是一般不会因为无意干扰而工作失常，完不成任务。用于测试并确认这种能力的电磁环境应该包括联合作战环境，还应该包括那些在测试频率范围、测试地点和使用地区可能遇到的多部发信机工作环境。经验告诉我们，简单的遥测数据链不能符合在测试频率范围和训练地区的这种要求，更不用说适应现代战场密集多变的电磁信号环境了。

除了避免频率冲突之外，通过采用检错码、应答和重发协议以及其他许多类似的抗干扰技术可以提高对无意干扰的抵御能力。

低截获概率

由于地面站常常需要保持一段较长时间的静止不动以对飞行中的飞行器进行控制，这就使其一旦被确定方位就会成为炮火和导弹容易击中的目标，所以，特别需要上行链路具有低截获概率（LPI）。为了提高地面站的生存能力，有时可以将地面站配置在离后方较近的位置，也可以让飞机由多部地面站轮流控制，这样，地面站便能经常移动。另外，还可以将上行链路的发射天线与地面站分开，使天线接受地面站的遥控，对地面站加装弹道火力防护层（其代价是增加了车辆的体积和重量）。但是，更需要的是通过降低截获概率来提高地面站的生存能力，因为较高的截获概率会使敌方能够使用测向装备进行高精度的定位。

低截获概率对下行链路来说不是很重要。不太清楚的是敌方使用测向装备对飞机上的辐射源进行定位的价值有多大。某些无人机的任务要求在飞机上使用干扰机发出可截获的干扰信号。

采用扩频、频率捷变、功率管理和低占空比技术可获得低截获概率。在高频段由于到地面数据终端天线的视线被遮挡，使上行链路的信号难以被测向装备发现。由于受到“低成本”的限制，低截获概率不得不被看作是“最好具备”的性能。由于更需要抗反辐射武器的性能和抗干扰的性能，所以，低截获概率被看作是锦上添花的性能。

安全性

就许多战术应用而言，敌方能够监听上行链路或下行链路，恐怕意义并不大，除非他们也能够对监听截获的信息中的欺骗进行破译。上行链路具有实时处理的特点，它传递的信息在过时之前很难被利用。例如，获知飞行器刚刚接到控制指令向右转弯并保持相对机身轴线的俯视角对敌方来说没有价值或者价值不大。而获知飞行器接到控制指令飞向新的地点并且了解该地点的方格坐标则可能有利用的价值。通过截获下行链路传递的信息了解无人机正在侦察什么目标会提醒敌方指挥员注意当前我方指挥员的兴趣所在。如果敌方想要了解，他或许可以知道飞机飞行的地点，这差不多与了解无人机正在侦察什么目标具有同样的价值。

总之，安全性对无人机数据链的价值不大。不过有些情报方面的任务可能对安全性有它自己的要求。

抗欺骗

敌方通过对上行链路的欺骗可获得对飞机的控制权，从而引导飞机坠毁、改变飞行方向或将其回收。这可比干扰造成的损失更加严重，因为欺骗可导致飞行器及机载设备的损失，而干扰一般只是影响其完成任务的好坏，所以，欺骗比干扰的破坏更严重。而且，假如能够引导飞机坠毁的话，用一个简单的欺骗系统便可以依次对

付多个飞机；而干扰却要占用许多设备长时间的工作，因为当干扰对象从一架飞机改变为另一架飞机时，原来受干扰的那架飞机可继续执行任务。对上行链路的欺骗只要能让飞机接受一条灾难性的指令即可（例如：关闭发动机、改变数据链频率、打开降落伞、降低其飞行高度、引导其撞向地面等）。

对下行链路的欺骗比较困难，这是因为这种欺骗可被操作员识别。对下行链路传递的传感器数据进行欺骗需要产生可信的假传感器数据，而这是非常困难的。对下行链路状态通道的欺骗可导致执行任务失败甚至飞机坠毁。例如，连续上升的高度读数可误导操作员发出降低高度的指令，从而导致飞机坠毁。然而，与向飞机发送一条坏指令相比，进行这种欺骗需要多动一点脑筋。

采用文电鉴别码和某些抗干扰技术（如采用安全码的扩频传输技术）可获得抗欺骗的性能。对上行链路的某些保护似乎要慎重些，特别是美国要采用系列化的战术无人机。由于通用地面站的使用，这些无人机采用通用的数据链和某些通用的指令码。

抗欺骗单元可以在数据链路的外部实现，这是因为文电鉴别码可由系统软件产生，由机上计算机校验，不需要数据链的直接参与（不同于发送含有文电鉴别码的信息）。

抗反辐射武器

由于地面站是固定的，其价格昂贵，且能向敌方辐射信号，所以需要对面站进行保护，加大ARM的攻击难度。采用遥控辐射天线和降低上行链路的占空比是可供考虑的抗击ARM的措施。理想的情况是，上行链路不发射信号，除非需要向飞机发送指令，这样，上行链路便可长时间保持静默。这是一个系统问题，因为整个系统的设计应该使上行链路的使用最少；但这也是一个数据链的问题，因为某些数据链可以被设计成定时辐射信号，即使没有任何指令要

传输。

从其他角度考虑拟采用的低截获概率、频率捷变和扩频技术，也可用在这里以提高抗ARM的能力。

如果来自ARM的威胁足够大，还可以采用不同的方法，如诱饵，加强对地面站的保护。

下行链路不需要考虑ARM的威胁，因为飞行器不是易受这种武器攻击的目标。

抗干扰

数据链在存在蓄意干扰的情况下保持正常工作的能力称抗干扰能力，或叫AJ能力，或叫抗干扰度。有时，抗干扰能力描述的是在最恶劣的干扰下能对数据链提供完全保护的能力。抗干扰度用来描述存在干扰的情况下对数据链的保护程度。这里，抗干扰度是抗干扰能力或AJ能力的子集。

只引入抗干扰系数的概念而不给出其数学定义是有帮助的。数据链的抗干扰系数就是该数据链能忍受的干扰功率的大小，指致使工作性能恰好下降到不能接受的水平时的干扰功率，一般由数据链的最大误码率确定。通常抗干扰系数以dB为单位（工程师常常用dB作为无量纲比例系数的单位。如果两个量的比例用R表示，而且该比例无任何量纲[即两个量具有相同的单位，如功率，结果两个量求比例时单位约去]，则该比例可以用公式 $R(\text{dB}) = 10\lg(R)$ 表示。我们将会看到，虽然用dB作为数量的单位有时会让非工程技术人员困惑，但在讨论系统权衡问题时却非常方便和实用）。

就抗干扰系数而言，它可定义为无干扰时系统的实际信噪比与系统正常工作所要求的最小信噪比的比，单位为dB。这样，抗干扰系数为30dB的含义是，干扰必须使接收机信噪比下降1000倍（ $10\lg(1000) = 30$ ）以上才能使系统工作失常。

在讨论以 dB 为单位的抗干扰系数时，重要的是要记住：dB 数除以 2 不等于干扰功率除以 2。这样，40dB 的抗干扰系数除以 2 后下降到 20dB 相当于干扰功率除以 100。换句话说，10 000W 干扰机与 100W 干扰机的差别比 10 000W 干扰机与 5000W ($\approx 10\,000W \div 2$) 干扰机的差别重要的多。本章的“抗干扰能力”一节给出关于抗干扰系数更详细的讨论。

抗干扰系数的优先等级取决于无人机将面临的威胁和无人机任务能忍受干扰的程度。数据链不太可能一直被干扰，也不太可能在所有的地方被干扰。考虑到任务的忍受极限，则有可能利用干扰的间隙记录正在按计划执行任务的飞机上的传感器数据，并将数据传到地面，甚至可能将磁带上的数据带回去。同样考虑到这个极限，则根本不需要利用上行链路直到接近回收地点为止，所以上行链路的抗干扰性能显得不太重要。在某些无人机的应用场合，这可能就是可接受的降级使用方式。在这种情况下，使用抗干扰性能较弱的的数据链就成为可能。

另一种限制来自于类似于“天鹰座”所担负的任务。“天鹰座”的许多重要功能只能实时执行。最明显的例子是活动目标的截获和定位，以及间接式炮火的调节。在大多数情况下，采用几分钟前记录的数据重播是无意义的。就这些任务而言，与干扰威胁相关的抗干扰性能的好坏决定了敌方是否能够破坏无人机系统执行任务的有效性。

在多数情况下，干扰下行链路往往比干扰上行链路的危害更大。按照事先编制的飞行图和传感器搜索方案可以执行很多任务。如果上行链路被干扰使得操作员不能灵活地改变观察角度重复对重要目标的观察，而他还想重新观察，那么他还可以在地面站记录并重播数据。飞机可按制定的程序在任务结束时回到不太可能被干扰的地面站附近区域，以便恢复正常工作。可见，与对下行链路的干

扰（导致实时数据的丢失）相比，大多数任务更能忍受对上行链路的干扰。

数字式数据链

数据链既可以传递数字信号也可以传递模拟信号。如果要传递数字信号，数据链既可采用数字式载波调制，也可采用模拟式载波调制。很多简单的遥测链路至少在视频通道内采用了模拟调制。大多数抗干扰数据链采用数字调制传递数字信号。

几乎所有的现代无人机系统都采用数字计算机进行控制，在地面控制站和飞机上引入自动驾驶仪，机载的传感器数据预处理部分也很可能是数字式的，至少它的末级是数字式的。大多数情况下，数字信号形式是实现检错编码、提高抗断续干扰能力（通过冗余传输）、实现加密和文电鉴别码的基本途径。鉴于以上这些理由，无人机数据链自然要选择数字信号和数字调制。在本书中，除非特别说明，否则，所描述的数据链均指数字式数据链。

系统的接口问题

在如下几个重要的方面可能会出现与无人机数据链有关的接口问题：

- 机械与电气
- 数据率限制
- 控制环路延迟
- 互用性、可交换性和共同性

机械与电气

通常很难给出机械接口和电气接口的总体介绍，而且这些问题超出了本书能处理的范围。显然，机载重量和功率的限制是对机载

数据终端设计的主要限制。而对天线尺寸和方向性的要求会影响到地面站的设计。这些因素促使系统采用抗干扰数据链而不是非抗干扰数据链，尽管地面天线的尺寸和方向性要按导航的需求来设计，可以不考虑抗干扰需求。

如果数据链工作在较高的频段，而且为了覆盖较宽的频率范围或获得抗干扰系数采用易操纵的中等增益天线，那么，机载天线可能成为一个问题。一般易操纵天线必须伸出飞机机身，这样在回收时容易损坏天线。单副天线无法满足飞行器全方位机动的需要，所以至少需要2副天线（1副背天线和1副腹天线）。如果接收天线与发射天线分开的话，那么，可能需要更多的天线覆盖盲区。模块化集成导航通信系统在“天鹰座”上采用了3副发射天线和2副接收天线。

数据链的电气接口不仅包括电源还包括数据输入部分和数据输出部分。当数据链工作时，它一般要发送信息到系统的其余部分。这些信息包括：表明输出缓存的数据中没有错误的信息（即新数据通过了检错查验），以及操作员需要的其他状态信息（如信号强度正在减弱或误码率正在增大的信息，这表明数据链性能已明显下降）。另外，自检部分与系统其他部分的恰当连接也是非常必要的。

数据率的制约

对下行数据链传感器数据率的限制可能是对无人机系统其余部分影响最大的方面。许多传感器能够以比任何数据链的传输速率高得多的速率发送数据。例如，来自电视的高分辨率视频或以标准的每秒30帧（30f/s）工作的前视红外线（FLIR）传感器能产生大约每秒7500万比特（75Mb/s）的原始数据（ 640×480 像素 $\times$ 30f/s $\times$ 8比特/像素）。没有哪一种满足无人机尺寸、重量和成本要求的数据链能够传输如此高速的原始数据。

有不同的方法可使得操作员降低数据传输率而不丢失信息。然

而，如在后续章节中讨论的那样，如果对抗干扰性能甚至是抗干扰度有要求，那么，可能有必要将数据传输率降低到一定程度而不至于影响任务的完成。这里的关键问题是这种影响的本质是什么。如果整个系统的设计是在数据传输率不受限制的条件下进行的，那么，降低数据传输率就很有可能影响到任务完成的质量。换句话说，系统的设计（考虑了操作员的操作步骤和任务规划）已考虑到数据传输率是受限制的，那么完全有可能做到降低数据传输率而不影响任务完成的质量。

采用压缩或截断的方法可以降低数据传输率。数据压缩处理器将数据变换成更有效的、在地面站可以重建的表现形式。理想的情况是数据被压缩再重建后，信息不会丢失。实际上，由于压缩重建过程中的逼近处理和非理想性，常常会丢失少量的信息。另外，数据截断处理还要丢失部分数据传递过程中剩下的数据。一个典型的例子是每隔一帧传输一帧电视信号可将数据传输率降低一半。这种处理会丢失部分消息，但操作员感觉不到这种丢失，因为 $1/15$ 秒每帧的新数据能够提供操作员所需的全部信息。另一种更严格的截断处理是丢掉每帧画面的边框部分，这种处理使传感器的有效视场在每个方向上都减小一半，使数据传输率降低到原来的 $1/4$ ，使地面站的观察视野也减小了。后一种截断处理会丢失部分的有用信息。

由于下行数据链对数据传输率有限制，所以，需要采用压缩和截断处理技术。对压缩和截断技术的选择要纳入整个工程的设计，要考虑传感器的性能，考虑如何利用数据来执行任务，还要考虑数据链的性能。

数据链带宽的限制以及抗干扰能力的要求，提出了对数据压缩和截断技术的要求。我们将在“抗干扰能力”一节中讨论从抗干扰条件推出的可能带宽，在“电波传播”一节中介绍为了得到合适的数据传输率而可能采用的数据压缩和截断的途径。

控制环路延迟

某些无人机功能需要地面站的闭环控制。传感器指向（对目标）的手工调节、目标自动跟踪的初始化就需要这种控制。手工控制飞机飞入回收网或将飞机降落在跑道上也需要这种控制。完成这些控制功能的控制环路通过数据链进行双向传输。如果数据链采用了数据压缩或截断、消息分组、上下链路在同一频率上的时分多路或者在传输前后的分组处理，那么在控制环路的控制和反馈传输中将出现延迟。控制环路中的延迟通常来说是有害的。为了避免严重的甚至是灾难性的后果，在无人机系统设计中必须考虑这些延迟。

这里举一个例子，假如有一个特殊的数据链，它的上行链路每秒钟仅传输一条指令，它的下行链路每秒钟仅传输一帧视频信号。如果操作员正在控制无人机降落（操作员按照事先决定的俯仰角调节电视传感器并根据电视画面手动控制飞机朝向跑道的入口），那么总共会产生2秒或2秒多的延迟，其中包括1秒种的发送指令时间、1秒种的等待（1秒后才能看到反映飞行路线变化的一帧视频画面）、零点几秒的操作员反应时间和一些控制台电路的延迟时间。需要注意的是：由于用于等待上行链路下一条指令的延时依赖于操作员输入到数据链执行时分复用之间的时间，所以延时有长有短。这种延时很可能造成飞机不能可靠地降落，特别是在野战环境下。

有两种可能的解决方法。为了进行回收操作，最简单的解决方案是增加一个低功率、宽带、无抗干扰性能的辅助数据链。该数据链只在接近回收网和跑道的最后阶段使用。另一个解决方案是采用对数据链延时不敏感的回收方式。可能的方法包括采用能将飞机上的控制环路关闭的自动降落系统（例如，可以跟踪跑道或回收网中的无线电信标并利用跟踪数据驱动自动驾驶仪实施降落的系统）或者降落伞或翼伞回收。降落伞只需要一条指令就可以打开。用于打开降落伞的1秒钟左右的时间是无关紧要的。使用翼伞降落比较慢，

控制环路 2 至 3 秒的延时是可以接受的，至少对地面回收是这样。但是，在移动平台（如航行中的船）上回收，则控制环路的延时就不一定能接受了。

不存在频率范围较小的备份数据链可用于控制传感器的指向。解决的方法是设计在环路延时 2 至 3 秒的情况下仍能正常工作的控制环路。“天鹰座” RPV 计划进行的研究表明：如果控制环路能在某一模式下对在延时期间（从操作员正在观察的视频开始，到驱动改变视场的操作员指令到达飞机为止）传感器视场的移动自动进行补偿，则（参考文献 1）设计出这样的控制环路是可能的。类似于本章参考文献 1 中描述的技术已成功应用于“天鹰座”/模块化集成导航通信系统。然而，应该说明的是这些技术要求飞机上带有很好的惯性基准，传感器指向系统带有高分辨率的分解器以使指向指令能够按照惯性基准（相对调节最大延时命令的次数来说是稳定的）计算和执行。

当然，在别的情况下，通过提高数据链的数据传输率解决传输延迟的问题也是可能的。但是，这种解决方案会影响到抗干扰性能、数据链的复杂性和费用。与对回收用的辅助数据链或复杂控制系统设计的影响相比，对费用的要求较低。平衡的系统设计要从系统总体影响的角度去考虑所有的解决方案，以避免对任何子系统的要求过高或过低。

控制环路的延时主要来自于下行链路数据传输率的降低，导致了正如上例中描述的视频信号帧频的降低。帧频降低的问题将作为数据压缩和截断内容的一部分在“电波传播”一节中详细讨论。但是，主要的延时也可能由数据链和无人机系统设计中的其他因素引起。其中的一个因素就是上面例子中应用的在上行链路中每秒传递一条消息。另一个类似的但更难预测的延时是由数据链在传输前等待多指令消息组的形成引起的，这种等待造成了与飞机间的阻

塞。在这种情况下，组成消息组的最后一条指令几乎能马上被传递出去，可是下一个消息组中的第一条指令必须一直等待，直到有足够的指令组成完整的消息组（数据链在达到某个最大等待时间后可以将不完整的消息组传递出去，或者假定地面控制站以一定的速率发出指令以保证形成一个消息组所需要的等待时间是可以接收的）。

另外，在开始重建之前等待一个完整的经过压缩的传感器数据块和重建的过程都会造成延时。在某些应用场合，子系统计算机等待下一子系统计算机做好接收数据的准备也会造成较大的环路延时。

如果没有在设计中考虑调节控制环路的延时，那么它们可能会造成严重的危害。除非采取了预防措施，否则，采用抗干扰数据链来代替一个简单的遥测数据链就可能要求对系统软件做重大修改，甚至可能要求对硬件做修改。

互用性、可交换性和共同性

互用性和可交换性是不一样的。就无人机数据链而言，互用性意味着一个数据链的机载数据终端（ADT）可以和另一数据链的地面数据终端（GDT）通连，反之亦然。这一般是不太可能的，除非这两个数据链是按照同样的设计制造的，或者说是完全一样的。对于使用单一独立通道（即上行通道、下行通道采用不同的频率且操作相互独立）的简单遥测数据链有可能做到互用。而任何较复杂的数据链均包含调制、定时、同步等单元，很难通过适当的设置使不同的系统一起工作。特别是不同的抗干扰技术（如扩频、跳频技术）基本上不能互用，即使它们使用相同的频段。这样使不同的无人机系统中使用的数据链获得互用性的方法只能是采用相同的数据链，尽管数据链的硬件可以由不同的竞争厂家按同样的设计生产。

可交换性是次要的。它只要求不同无人机系统中的不同数据链

可以互相替代，即：机载数据终端和地面数据终端都需要更换才能工作。可交换性让我们能够使用价格低廉的不具备抗干扰能力的数
据链在许可的环境下进行训练，而将价格昂贵的具备抗干扰能力的
数据链用于实际复杂的电磁环境。成本可以这样来权衡考虑，即：
购买少量的低性能数据链和高性能数据链用于支持两种数据链在战
场的使用，来替代仅购买大量的高性能数据链用于支持高性能数据
链在战场的使用。

可交换性要求数据链在机械和电子方面具有相同的技术指标
（外形和合适性），还要求它们具有相同的性能（对操作员和系统
的其余部分而言）。如果抗干扰数据链具有一定的带宽、延时和视
频及其他数据传输的效果，那么设计系统时必须使系统也具有这些
性能和效果，以便操作员在使用该系统进行训练时熟悉这些性能。
一种可能的解决方法是要求非抗干扰数据链在某一模式下模拟抗干
扰数据链。这并不需要模拟数据链的内部性能，只需要采用地面控
制站中的接口和缓存，采用宽带非抗干扰数据链与飞机连接，模拟
原来和接口相连的抗干扰数据链。接口以与抗干扰数据链相同的定
时和格式向飞机发送指令，且以这样的方式处理从飞机上下行的传
感器数据和状态数据，使地面控制站能感受到与抗干扰数据链相同
的定时、数据压缩和重建的效果。这种思路在原理上可能是可行的，
但不可低估实现这种思路的复杂性。

人们希望多种无人机系统都能在任何环境下使用，也有兴趣采
用通用数据链，以降低购买量、减少费用并获得互用性。通用数据
链可用于两种或两种以上的无人机系统，通过服务和代理热线可获
得推广应用（模块化集成导航通信系统起先就是满足目标规避截获系
统（SOTAS）、“天鹰座”和空军精确定位打击系统（PLSS）要求
的一个通用数据链。SOTAS和PLSS项目已经终止了，但与“天鹰座”
一起调试的模块化集成导航通信系统仍有供应以满足它们的需要）。

通用数据链包括一套数据链硬件，根据不同的应用需求可选择不同的模块。通用数据链按照定义在系统间应具有互用性和可交换性，这是因为它几乎不能被看作是通用的，除非所有的版本采用相同的射频单元和调制解调器，或至少是输入输出缓存中的数据 and 信号之间的变换是一样的。这不排除在不同的应用场合采用不同的天线，对不同的距离要求可能采用不同的发射功率，但是，必须保证在相应的机载系统和地面系统提供合适的指令和输入的情况下，ADT与地面数据终端之间能实现通连。这就是说，它们具有意义相同的互用性，正如所有商用或个人计算机的调制解调器是可互用的，只要和它们相连的计算机能提供正确的软件并向它们发出正确的指令，这些调制解调器可互相通话。正如那些尝试采用调制解调器与其他计算机通话的人所知道的，系统互用性的实际水平对系统软件和适当的接口指标（操作员可用的关于协议和密码等方面的信息）是非常敏感的。

系统互用性要求使用通用数据链的系统必须是可互用的。对不同的系统来说这不是微不足道的。例如，尽管来自飞机的数据通过数据链能够成功地传输到地面，但处理截获到的雷达和通信信号数据的地面站会发现，FLIR视频数字压缩帧很难理解，除非地面站配备了合适的数据重建处理器、帧存储器和显示器。所以需要另增加一个控制台供操作员使用。如果接收的是雷达信号数据，那么地面站在处理影像时也会碰到类似的问题。在交替接收来自不同数据源的数据时，地面站甚至不能继续执行原来的任务。采用第二条数据链可以解决后一问题，但是已不需要对单个数据链提出互用性要求。然而，仍有可能在降低购买量和降低费用方面获得好处。

不同无人机系统间的共同性较容易得到。事实上，有可能让同一系列的无人机系统共用通用的地面站，在这种情况下，通用的地面站自然要采用通用的数据链作为其组成部分。由于现在所有的无

人机系统至少拥有部分相同的传感器和部分相同的任务，所以，任一地面站应该能执行部分控制功能，至少能使用同一系列无人机系统提供的部分数据。除了采用通用的数据链，还要求地面站拥有能够控制各种类型飞机的所有软件及输入输出显示设备。

采用通用数据链潜在的好处是可以减少购买量、降低成本和获得互用性。缺点是由于使用通用数据链的系统要求过严而使数据链的负担过重。这种负担表现在以下两个方面：

- 如果这种数据链的复杂性及价格达到一定高度，那么，就可能不再有潜在的费用节省。
- 为了特殊应用而经过优化处理的数据链拥有的部分功能，有可能在适应多种需求的通用数据链中无法实现。

我们将在“抗干扰能力”一节和“电波传播”一节中讨论有关通用数据链的问题，包括抗干扰能力、数据传输率和数据链的作用距离。在这个问题上，值得注意的是：如果需要增加抗干扰能力、那么短距离数据链的最佳解决方案基本上不能与长距离数据链的最佳解决方案兼容，因此不应该尝试采用单个通用数据链同时满足两种作用距离的需要。

抗干扰能力

抗干扰系数的来源

数据链抗干扰系数有三种可能的来源：

- 发射功率
- 天线增益
- 处理增益

发射功率

增加发射功率是克服干扰的最基本的途径，至少对无人机系统的下行链路是这样的。在这种情况下，抗干扰的机制仅仅是在功率竞赛中击败干扰机。无人机系统中的下行链路的发射机差不多也会引发这样的比赛。即使就带有地面发射机的上行链路而言，产生可与干扰机匹敌的调制功率等级是很有利的。

天线增益

采用较高功率的发射机而不浪费任何辐射功率的办法就是将辐射集中到接收方向上。这类似于手电筒发出的光柱。如果将手电筒的球型灯泡直接连接到电池上，而不采用发射罩，那么光线就会向所有方向辐射（称全向辐射）。这样的话即使在几英尺的距离内也不能获得足够的照明。然而，若加装反射器或透镜的话，大部分光线就能集中起来，形成窄的光束，此光束可在几十或几百码处产生亮点。在无线电领域，可采用天线将辐射能量集中到一特定的方向上，因此，这种集中被称为“天线增益”。

天线增益的定义是：天线在某方向上产生的功率密度与理想点源（即在所有方向上的辐射强度相同）在同一方向上产生的功率密度的比值。天线增益是无单位的量，所以可用dB做单位。如果天线辐射的大小随角度而变且在某一方向上达到最大（通常都是这样），那么，峰值天线的增益用在最大方向上的天线增益表示。峰值天线增益的一种近似估计可由下式表示，公式中的 θ 和 ϕ 分别代表垂直和水平方向的半功率波瓣宽度（单位为度）：

$$G_{\text{dB}} = 10 \lg \left(\frac{27000}{\theta \phi} \right) \quad (5.1)$$

由于天线的波瓣宽度与天线的尺寸（ h 和 w ）成反比，与辐射信号的波长（ λ ）成正比，所以上式可表示为：

$$G_{dB} = 10\lg\left(8.3 \frac{hw}{\lambda^2}\right) \quad (5.2)$$

天线增益可以两种方式给出抗干扰系数。在发射端，带增益的天线将信号能量集中到已对准接收方向的波束内。这样天线输出的有效辐射功率（ERP）等于天线实际辐射的功率乘以天线增益。无人机能够携带的小天线一般都有 10dB 的增益，使得有效的辐射功率增加了 10dB。如果发射机在地面，那么在波长较短的微波波段需要采用增益超过 30dB 的天线。为了使天线增益起作用，必须将发射天线对准接收方向。这就要求天线能够操纵，系统能够跟踪接收天线的方向并发出方向跟踪指令。

不幸的是干扰机也能采用带增益的天线，尽管它不能使用波束很窄的天线（这是因为干扰机不知道对方接收机的精确位置，只能使用足够宽的波束覆盖所有可能的位置）。然而，水平波束宽度为 50 度，垂直波束宽度为 10 度的天线具有大约 18dB 的增益，可见在干扰机的发射端很容易获得和无人机下行数据链同样的天线增益。无人机发射天线的可用增益是有价值的，它对数据链总的抗干扰系数做出了贡献。然而，就工作在 15GHz 的数据链而言，大部分 RPV 不够大，携带不了能够仅依靠发射天线增益与干扰机抗衡的高增益天线。

用于接收的增益天线依靠来波方向区分信号和干扰信号，对抗干扰系数做出了贡献。图 5.2 显示了这种机制。如果接收天线对准了希望接收的数据链发射机，那么，数据链信号可获得天线主瓣的增益（如图中的 G_s ）。如果干扰信号的方向落在天线主瓣的外面，那么，干扰信号只能获得天线某一旁瓣的增益（ G_j ）。这样，信号按比例 G_s/G_j 得到加强。比例因子 G_s/G_j 由干扰信号的方向和接收天线的旁瓣结构所决定。

需要注意的是信号的加强与否取决于干扰信号是否落在接收天线的主瓣之外。如果干扰信号落在接收天线的主瓣之内，增益也会

有些差别，除非干扰信号与数据链的发射信号刚好处在同一方向上。但这种增益的差别比干扰信号落在旁瓣的情况要小得多，在干扰信号方向与数据链发射信号方向间的夹角趋于零时可以忽略。

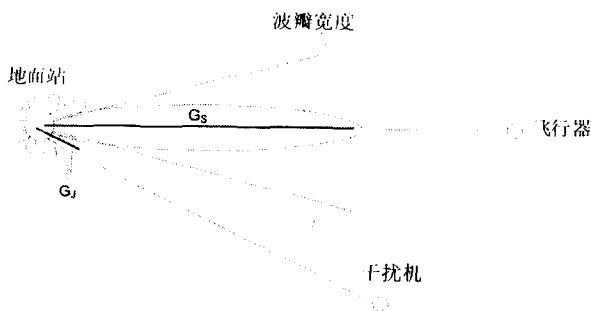


图5.2 使用高增益天线时信号与干扰之比的图示 (G_s 、 G_i 分别代表信号获得的增益和干扰信号获得的增益)

对数据链，一般忽略接收天线的旁瓣结构并假定干扰信号落在主瓣（有时是第一旁瓣或第二旁瓣）之外，这时，用接收天线的增益代表对抗干扰系数的贡献。这里的主瓣可由图5.2中指定的波瓣宽度来定义。这样，对抗干扰系数的贡献表述为主瓣的峰值增益与落在指定波瓣宽度之外的最高旁瓣的增益之比。

采用带有可抑制信号的旁瓣和可调节的零接收点（可对准干扰信号的方向）的天线，可进一步区分信号和干扰。这些技术能降低旁瓣的增益，减小有效的波瓣宽度，使信号与干扰之比达到特定的要求。

在数据链的载波频率、体积和价格可以接受的条件下，地面站天线端的有效信号与干扰之比能达到45至50dB。在达到50dB时，可能会产生因多径传输和天线的小缺陷造成的干扰信号能量泄漏进入天线主瓣的问题。这限制了信号干扰之比的上限。

机载天线一般不能通过增大尺寸来获得高增益。频率为 15GHz 时，载波信号的波长为 2 厘米。采用 8 厘米天线（这对典型小型无人机使用的可操纵天线来说已显得大了），其直径也只有波长的 4 倍，它的峰值增益的理论值大约为 21dB。由于无人机表面的反射造成的信号偏轴泄漏进入天线主瓣的问题会成为机载系统的严重问题。机载系统至少可在高频段采用可调节的零点技术来改善信号干扰之比，这样处理费用自然会增加许多。

在低频段获得高的天线增益是非常困难的。频率为 5GHz 时，载波信号的波长为 6 厘米。采用 10 厘米天线，其直径也只有波长的 1.7 倍，而天线增益不到 14dB。若地面天线在 5GHz 处的增益保持和 15GHz 处的增益相同，那么，天线尺寸将增大 3 倍。

为了能在接收天线端通过角度区分信号和干扰进而获得高的抗干扰系数，数据链必须具有瞄准工作模式，即接收天线能指向来波方向。如果通信终端中的一个在地面，那么，依赖于机载终端高度的数据链视距就会受到限制。图 5.3 给出了最小高度（飞行在该高度的飞机处在雷达作用距离之外）与水平距离之间的关系（参考文献 2）。图中曲线适用于光滑地面。对应于同样的水平距离（在光滑地面上），高地的遮挡通常会增加最小高度。

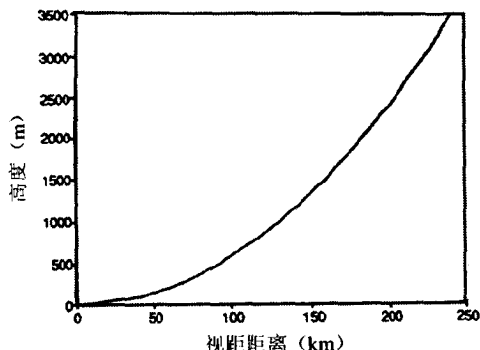


图5.3 高度与视距距离

如果使用光学传感器（包括**FLIR**），那么，传感器的固有探测距离和必须工作在云层下面的限制使得无人机只能飞行在**1000**米的高度，而且工作时间不能太长。增加传感器的探测距离可以使无人机飞在更高的高度上。但是天气条件是系统设计人员无法控制的。例如，冬天（**10**月至来年的**4**月）在欧洲，中午云层的最大高度不会超过**1200**米（参考文献**3**）。这样，如果要在欧洲的气候环境下使用光学传感器，那么，地一空瞄准式数据链的最大水平距离大约是**150**公里。除非地面终端可以安装在地面和飞行器间的任一高度上，否则，由于远处地形的遮挡，实际的瞄准式数据链的最大水平距离不会超过**100**公里。

采用中继设备可以扩大数据链的通信距离，使得从地面到无人机的视距传播可以达到更远的距离。若使用中继设备，则有两种不同的数据链可能遭到干扰，一是连接地面站和中继设备的数据链，二是连接中继设备和无人机的数据链。中继设备可以安放在地面视线能够直接到达的高度，这样，连接地面站和中继设备的数据链路可从地面站采用的高增益天线获得许多好处。然而，由于受中继飞机对天线尺寸的限制，中继设备的天线增益不可能太高。如果采用小型**RPV**运载中继设备，则天线增益被限制在**15**至**20dB**。通过采用可调节的零点技术，可获得部分额外的有效增益。

接收天线的低增益不仅降低了干扰信号落在主瓣之外时的抗干扰系数，而且也增加了干扰信号落在主瓣之内的可能性，这降低了接收天线增益对抗干扰系数的贡献。有关这部分的内容将在干扰几何问题中讨论。

处理增益

在抗干扰系数的范畴内，处理增益指的是信号相对于干扰的增强，通过将干扰能量扩散到数据链信号带宽之外可以增强信号。在

传输之前按某种能增加带宽的方式对数据链要传送的信息进行编码，在接收端通过解码来恢复原来的信号带宽，这样处理可以实现对信号的增强。干扰机无法采用与数据链相同的编码，它必须对经过人工扩展后的传输信号带宽进行干扰和覆盖。扩展的带宽能够防止干扰机将干扰能量集中到原来的数据链信号带宽内。

图5.4显示的是处理增益的形式之一——直扩通信。直扩通信是对原信号加伪码调制以增大传输带宽，降低每单位频率间隔内的功率，干扰机必须干扰整个扩展频带。如果干扰机的发射功率比数据链的发射功率更大，那么，在整个扩展频带内的信干比（ S/J ）小于1。但是，数据链接收机知道在发射端添加的伪码调制的形式，能够去除接收信号中的伪码调制，恢复原始信号带宽。这样接收机便能去除原始信号带宽之外的所有干扰能量。由于干扰能量扩展到整个传输带宽，所以，与未扩展之前的情形相比，原始信号带宽内的干扰能量按照原始带宽与传输带宽的比例减少。在恢复原始信号之后，接收端的信干比会像希望的那样超过1。

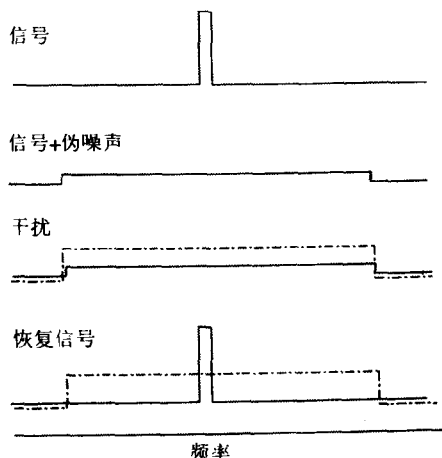


图5.4 直扩通信的处理增益

处理增益的表达式是：

$$\text{处理增益 (dB)} = 10 \lg \left[\frac{\text{传输带宽}}{\text{信息带宽}} \right] \quad (5.3)$$

如图 5.4 所示，能够将瞬时射频信号扩展到宽频带的直扩通信，是提供处理增益的一种方式。直扩通信的优点是其传输信号看起来非常像噪声，因而，难以被截获和测向。它的缺点是产生直扩信号所用的调制码速率（比下行链路的信号带宽要宽）非常大，整个射频系统必须能够适应宽频带宽。如果下行链路具有 1MHz 的信号带宽且需要 20dB 的处理增益，那么，伪码速率必须达到 100MHz，而且射频系统的瞬时带宽也必须达到 100MHz。高速调制器、接收机中的解调器和宽的瞬时带宽可能会增加数据链的费用。

获得处理增益的另一种方式是跳频通信。对于扩频通信来说，在任何瞬间传输的信号都是正常的未扩展的信号。但是，其载波频率按照伪随机序列跳变。如图 5.5 所示。如果干扰机不知道跳频图案，不能按跳频图案实时工作，那么，它必须干扰跳频工作的整个频段。当然，接收机知道跳频图案并能自动改变频率，所以，接收机总能在正确的载波频率上按匹配带宽接收信号。结果和直扩通信信号相同，干扰能量必须扩展到宽频带，而接收机能够抑制信号带宽之外的所有干扰能量。处理增益同样由信号带宽与传输带宽的比决定。这里，传输带宽指的是系统频率跳变的带宽。

跳频分为两类。一种是慢跳频。与电子系统处理数据和切换工作模式的速度相比，慢跳系统以相对较低的速率改变频率。慢跳系统的跳频速率一般为每秒 1 至 100 跳。在几个毫秒内能检测到新的信号频率并重新设置干扰频率的干扰机可以干扰破坏慢跳数据链传输的大部分信息。

与侦察和干扰系统截获处理信号并做出响应的最大速率相比，

快跳系统的跳频速率还要高些。例如，快跳系统的跳频速率是10kHz或更快一点，那么，如果要干扰数据链每个信号频率的大部分驻留时间，频率跟踪式干扰机就只有几个微秒的时间来检测频率跳变、测量新频率并设置干扰频率。

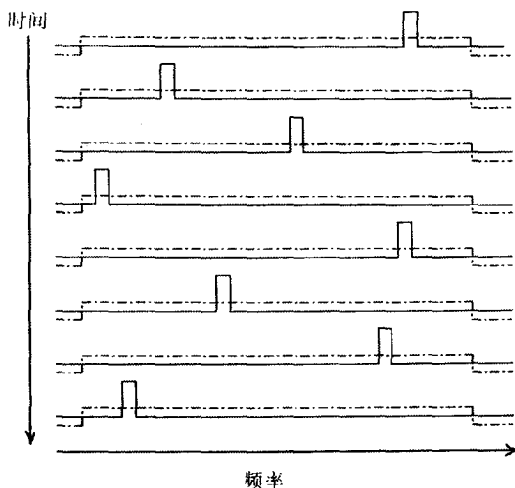


图5.5 跳频波形图

任何瞬间来自跳频系统的信号都落在正常的带宽内。但是，侦察接收机不得不采用宽带前端，因为它不知道某一时刻的信号频率。即使接收机能锁定某一频率并等待下一次由于频率跳变再碰到相同的频率，侦察接收机也很难利用偶然截获到的一小段信号。显然，跳频的速率越快，越难以被截获和测向。

从原理上说，慢跳信号容易被截获、通过测向被定位或被干扰。几十或几百毫秒的时间对截获和跟踪新信号频率来说是足够了。实际上，如果在同一频段有许多跳频台在工作，特别是有不同型号的跳频台在工作，那么，问题会变得复杂起来。敌方的电子战系统

必须提取数据链信号的“指纹”，并将数据链信号从其他跳频信号中分离出来。然而，对于无人机系统的下行链路而言，“指纹”可以简化为发射机距敌方前沿的空中距离。用于干扰慢跳频数据链的技术显然是可行的，所以对慢跳频系统弱点的分析需要反复考虑敌方的意图。

由于跳频速率比直扩信号的调制码速率低得多，而且所需要的射频瞬时带宽也窄得多，所以，跳频数据链要比处理增益相同的扩频数据链便宜。由于射频系统能够在比合理的扩频瞬时，在带宽更宽的频带内执行跳频，所以，采用跳频技术有可能获得更高的处理增益。而且，进行有源天线的增强（如旁瓣抑制）更容易一点，至少对慢跳系统是如此。

与直扩通信技术相比，跳频技术的弱点似乎主要是较容易被截获、被测向定位、被跟踪式干扰机干扰。如果跳频速率足够快，跳频系统就会变得不太容易被截获、被测向和被干扰，但其价格和复杂性方面的优势也会随之丧失。许多不同的但同样有能力的公司在反复权衡的基础上为每个数据链选择了合适的解决方案，任何一个方案用于某个特殊目的时都有可能是最佳方案。

有时人们会将直扩数据链与频率分配问题联系起来。直扩数据链需要几十MHz的瞬时带宽，而跳频系统可以设计成在整个频段（如UHF频段）或者1GHz的高频段执行频率跳变。但是，直扩技术的本质是使工作在同一频段的不同系统间的干扰降到最低。

对于刚好在同一传输频带工作的非扩频接收机来说，直扩信号只是增加了一点点背景噪声。而扩频接收机在去除伪码调制时能平均处理非扩频信号，将其扩展到扩展频带，结果将非扩频信号转换成电平较低的噪声。

从本质上讲，跳频系统能够对抗非故意干扰，这是因为跳频系统可以从遭遇这种干扰的任何频率点上跳开，使得这种干扰最多只

能断断续续地进行。再说，跳频系统一般都被设计成具有跳频图案的编辑功能，利用该功能可以避开可能出现非人为干扰的频率点，防止数据链遭遇干扰。若用于训练，则可以通过程序控制跳频系统停止跳频或者在某个严格限制的频段上跳频而对数据链的工作无任何影响。

在美国和欧洲，使用抗干扰无人机数据链的典型频带和跳频范围的直扩系统和跳频系统已通过了频率分配。这样在平时和战时就不会从根本上妨碍任何一种数据链的工作，至于每种类型的数据链在这方面有什么优点则不十分清楚。频率管理过程的实质是将每一个特定数据链的设计看做一个独立的个体。适用的一般原则似乎是在考虑某频段是否适用扩频通信之前，保证该频段适用基本的无人机数据链。

直扩通信（可以和跳频技术结合起来使用）的一个特例是采用差错控制的扰乱冗余传输。图5.6给出了一帧视频信号的编码过程。在视频信号数字化后，数据链对帧信号进行扰乱处理以使图像的相邻部分（如视频信号的连接线）在数据帧中分开传输。接着，数据链给数据帧内的每一个小数据块添加附加位，使接收机能检测接收信号中的错误。最后，数据链在数据帧内的不同位置两次发送每个数据块。采用以上方案可以带来两种效果。一是加入纠错编码和冗余传输（在接收端能够被解码以获得处理增益）增加了传输带宽。二是降低了断续干扰（比如由扫频式干扰机产生的干扰）的效果。之所以这么说，是因为：（1）一小段时间的干扰不会对图像的相邻部分产生影响，孤立污点的影响被扩散到了整个图像；（2）冗余传输使得在某一时间间隔因干扰而丢失的全部信息能够从其他时间间隔传输的信息中得到恢复。

扰乱处理和冗余传输通常最多会将传输带宽增加2倍至3倍，产生3dB至5dB的处理增益。这和伪码调制或跳频产生的处理增益一起

组成总的处理增益。扰乱和冗余传输技术特别适用于在一个数据帧内包含几次频率跳变的跳频系统。如果跳频系统在干扰最强时不能跟上同一帧内的几次频率跳变，那么，这时扰乱和冗余传输技术能防止或减少数据的丢失。

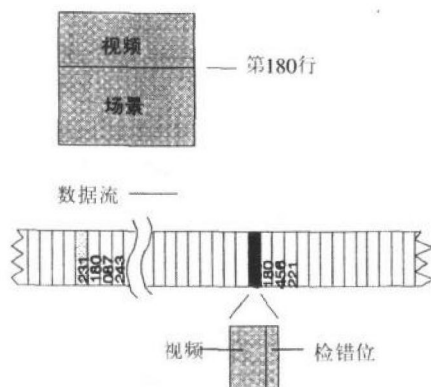


图5.6 用于抗断续干扰的扰乱、冗余传输和纠错编码

抗干扰系数的定义

抗干扰系数（AJ Margin）的数学定义是：

$$\text{抗干扰系数 (dB)} = \text{处理增益 (dB)} + \text{衰减系数 (dB)} \quad (5.4)$$

衰减系数（Fade Margin）是系统正常工作可用的信噪比与所要求的信噪比之比。经过仔细设计的数据链具有一定的衰减系数，干扰机只有克服了这个系数，才能降低通信系统的工作效能。但是，在有效的干扰噪声进入通信系统之前，有效干扰功率会被处理增益抑制，然后才在通信系统中出现。

需要说明的是抗干扰系数的定义中没有明确包括接收天线增益。如果有接收天线增益的话，该增益将通过提升信号（相对于噪声）对衰减系数做出贡献。保持其他因素不变，天线增益增加多少

dB, 衰减系数和抗干扰系数随之增加相同的dB数。这样, 抗干扰系数的定义隐含了以下的假定, 即干扰信号落在主瓣的外面, 不能获得接收天线的增益。

与此类似, 发射功率和发射天线增益的增加也会引起衰减系数和抗干扰系数的增加。在接收天线端采用副瓣抑制和零点可调技术带来的影响没有直接计入上面给出的简单定义。尽管这种影响的性质不同于扩频处理增益, 但仍可以计入处理增益, 也可以在定义中引入附加项来代表这种影响。

数据链的基本衰减系数将在本章关于数据链信噪比预算一节中做进一步讨论。

应该认识到: 抗干扰系数的一个简单数值只能代表一种逼近, 可用于粗略比较和一般讨论, 但不可能在任何情况下都很准确。如果需要精确估计抗干扰性能, 那么应该对每一特殊的应用场合预先给出实际信号和干扰功率的估算, 并给出最终的信噪比。

同样应该强调的是: 任何经过精心设计的数据链都有一定的衰减系数, 所以也都有一定的抗干扰系数。然而, 起初的10或20dB并不难得到, 难的是获得最后的10或12dB, 这最后的dB数是在强干扰环境中工作所需要的。正像前面所提到的, 记住以下事实也很重要, 即50dB抗干扰系数与40dB抗干扰系数的区别在于将干扰功率降至原来的十分之一, 而不是按线性关系只降低了20%。

干扰几何关系

数据链在某一特殊时刻是否能被干扰, 取决于数据链的性能、干扰机的性能和在当前时刻数据链与干扰波束之间的几何关系。一般飞行器处在相对于干扰机的某些特定位置时, 数据链不会受到干扰, 而处在其他位置时则会受到干扰。考虑到抗干扰系数, 若要精确计算数据链会受到干扰的位置, 需要考虑系统和特殊应用场合并

给出数据链和干扰机的功率估算。然而，有可能给出适用于小型无人机数据链的干扰几何问题的总体描述。

如果数据链使用增益很低的无方向性天线作为接收天线，那么干扰效果仅依赖于干扰机到接收机的相对距离和数据链发射机到接收机的相对距离。存在某一信干比的值，使得数据链在信干比 S/J 为此值时刚好能保持正常工作。若信干比低于此值，则数据链受到干扰。为了简化处理，忽略大气衰减和地形对传播的影响，则在接收端的信号场强与数据链发射机到接收机的距离成反比，在接收端的干扰信号场强与干扰机到接收机的距离成反比。图 5.7 以无人机上行数据链为例描述了干扰、发射和接收之间的关系。需要关心的是地面上的数据链天线到无人机的距离 R_L 和干扰机到无人机的距离 R_J 。简化处理后，信干比 S/J 与 R_L^2/R_J^2 成反比。

令对应于信干比 S/J 临界值（低于它就不能接受）的 R_L^2/R_J^2 的值为 k 。那么，当 k 为常数时，点的轨迹是一个圆，其圆心位于地面站与干扰机的连线上，距干扰机 $R_{LJ}/(k-1)$ ，这里 R_{LJ} 是地面站到干扰机的距离。其半径为 $(R_{LJ}k^{1/2})/(k-1)$ 。圆内区域为干扰区域，在该区域内干扰机能对上行数据链产生有效干扰。

如果能知道对应于某一数据链和某型号干扰机的 k 值，那么就比较容易计算并能在地图上画出如图 5.7 所示的几何图形供制定战术想定使用。不幸的是，如果不对数据链和干扰机的信号强度做全面详细的分析，就很难计算出 k 值。 k 值与抗干扰系数有关，随着抗干扰系数的增加而增加。圆的半径与 $k^{-1/2}$ 成正比，所以随着抗干扰系数和 k 值的增加，圆随之而减小。为了得到更准确的描述，必须考虑衰减而不是只考虑 $1/R^2$ ，这时图中的圆变成了环绕干扰机的椭圆，在椭圆区域干扰机能对数据链产生有效干扰。然而，图 5.7 中的简单例子给出了上行链路干扰几何关系的定性描述（采用全向天线）。

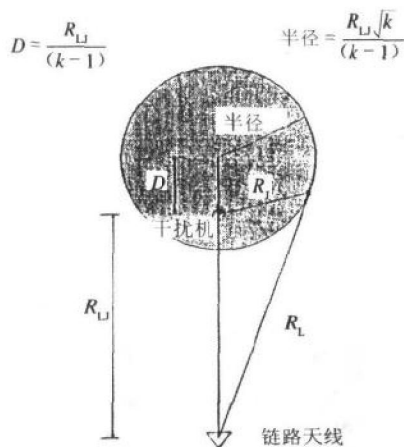


图5.7 干扰几何关系（上行链路在圆形区域被干扰）

类似地，图5.8给出了使用全向天线做接收天线时，下行链路干扰几何关系的简化分析。这里干扰机到接收机的距离 R_i 是固定的，且等于干扰机到地面站的距离 R_U 。对于固定的信干比 S/I 来说，要求干扰距离与链路距离的比是固定的，这样链路距离 R_L 也必须是固定的。数据链在以地面站为圆心的圆内能够正常工作，在圆外将受到干扰。如果下行链路的发射天线具有高增益，那么这个增益使得圆变大，但不会改变干扰区域的形状。

如果在地面站的数据链采用高增益天线以抑制与无人机不在同一方向上的干扰，那么下行链路的干扰几何关系将发生变化。图5.9定性描述了这种变化。如果干扰信号落在接收天线的主波束内，那么这种干扰情形类似于采用全向天线的情形，即只有无人机位于以地面站为中心的圆内时，数据链才能正常工作，该圆的大小依赖于数据链和干扰机的性能参数。然而，如果无人机远离地面站和干扰

机的连线以使干扰信号落在接收天线的主波束之外，那么数据链就获得了与主波束增益相等的附加抗干扰系数。在图5.9中，假定在干扰信号落在主波束之外的任何时候，这个增益足以使数据链正常工作。由此而得出的结论是在一楔形区域中的下行数据链被干扰。这个楔形以地面站与干扰机间的连线为中心轴线，其顶角等于地面天线的主瓣宽度。在楔形与以地面站为中心的圆相交形成的区域中，没有天线增益提供的抗干扰系数的支持，数据链也能工作。

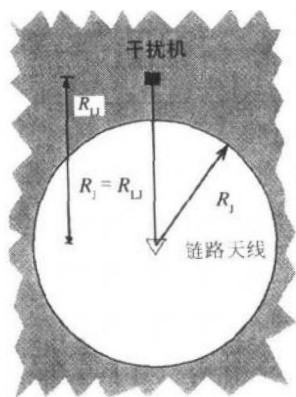


图5.8 下行链路的干扰几何关系

假定地面天线的增益可由阶跃函数（在偏离中轴线的某些角度上边界是跳变的）来描述，则可简化图5.9中的几何关系。实际的天线具有更复杂的增益模式，其特性曲线可能在楔形中反折回来。简化分析也需要假定干扰信号是直接由干扰机传到地面天线的。另外还要假定天线不能通过爬升将无人机信号和干扰信号有效地分离开。最后一条假定对小型无人机（miniUAV）来说是可以达到的，除非无人机靠地面站很近，之所以这么说，是因为到无人机的仰角非常低，机身下方来自地面的信号在大多数情况下能落在主波束之内或

通过多径传输比较容易进入主波束

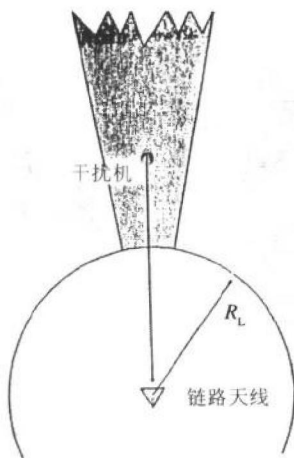


图5.9 采用高增益地面天线的下行链路中的干扰几何关系（在以地面站与干扰机间的连线为中轴线的楔形区域中的下行链路被干扰，该楔形的顶角宽度取决于高增益链路天线的主瓣宽度）

部署几部干扰机，各干扰机建立形如图5.7和图5.9所示的保护区。图5.10给出了典型的干扰想定，该想定中无人机的下行链路配备了高增益的地面天线，上行链路配备了全向天线作接收天线。目标是下行链路的两部干扰机建立了楔形有效干扰区，目标是上行链路的一部干扰机建立了椭圆形有效干扰区。如果有足够多的干扰机用于干扰下行链路，那么由一系列楔形组成的总的干扰区将变得足够大，从而大大降低无人机执行任务的效能。这些楔形区域超过了数据链的最大通信距离。

显然，很窄的波束宽度对无人机数据链（依赖于天线增益获得抗干扰系数）做出了重要贡献。尽管窄波束和高增益对提高抗干扰性能有贡献，但还有另一种观点认为，旁瓣抑制和可调节的零点技

术比高增益更有价值，因为通过控制天线波束宽度而不是仅仅通过增益来区分信号和干扰是使数据链被干扰的区域最小化的关键。

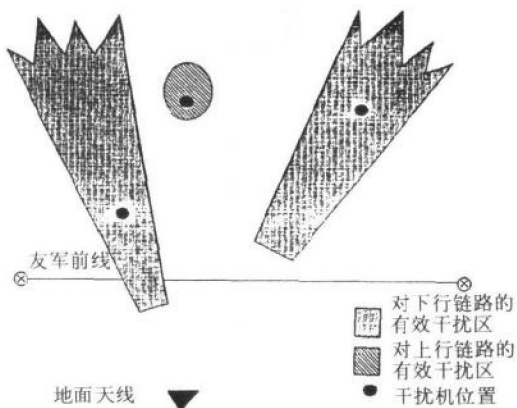


图5.10 干扰想定（该想定中无人机使用机载全向接收天线和地面高增益天线，有两部干扰机干扰下行链路，一部干扰机干扰上行链路）

有一种特殊情况值得讨论。这种情况就是采用低增益天线（如八木天线）作为非视距传播信号的接收天线。这种天线的增益约为10至15dB，波束宽度为50度。可以按抗干扰系数的定义将这种天线的增益计入数据链的衰减系数和抗干扰系数。然而，这种天线的波束宽度太宽，以至于干扰信号几乎总能落在波束之内，获得和信号同样的增益。可见，低增益天线对数据链的抗干扰性能没有实际的贡献。这说明了在对数据链抗干扰能力的强弱下结论之前，需要对抗干扰系数作详细而精确的系统估算。

抗干扰能力的系统分析

需要对无人机数据链的抗干扰能力进行一些列的系统分析。这

些分析被总结成三个相互关联的方面，即：工作频率、距离和数据传输率。

抗干扰能力在高频段较容易获得。对于尺寸相同的天线来说，波长短的信号可得到更高的天线增益，而在多数情况下提高天线增益是提高抗干扰系数最容易的方法。但是，高频段的信号趋于按视距传播从发射机传到接收机，这限制了数据链的通信距离，除非采用中继设备。若采用中继设备，则很难在链路的空空通信阶段使用高增益天线。

对于同样的相对带宽，较高的工作频率使得处理增益也较高。例如，对于1MHz的数据带宽和400MHz的工作带宽，20dB的处理增益要求扩频带宽达到100MHz，相对带宽为25%。当工作在15GHz时，同样的处理增益和扩频带宽仅需要1.33%的相对带宽。这是比较容易达到的。在这种情况下，像旁瓣抑制这样的有源天线处理技术也容易实现。

短距离数据链能在高频段充分利用天线增益和处理增益带来的好处。长距离数据链只能利用处理增益带来的好处。可见，在高频段中，短距离数据链的抗干扰能力比长距离数据链强。

缺点是高频段器件比较贵，而且技术不太成熟。另外仅限于视距传播对长距离数据链来说也是一个缺点。

对于任何不能靠视距传播和高增益天线获取大部分抗干扰系数的数据链，抗干扰能力和数据传输率之间存在很大的矛盾。一副高增益天线为下行链路提供30dB的抗干扰系数不是难事。但要从处理增益中获取同样是30dB的抗干扰系数，则要求降低数据传输率（例如，从10MHz降到100kHz），或者增加扩频传输带宽。对于短距离视距传输的数据链，在中等频率的频段获得足够高的数据传输率并通过采用大尺寸、高增益天线和中等的处理增益获得足够的抗干扰能力是可能的。对于长距离的数据链，存在三种选择：

- 低频、低数据传输率、非视距传播。对于视距传播方式，不得不采用较低的频率，这限制了对提高处理增益有用的传输带宽，也限制了可提供抗干扰系数的可用的数据传输速率。
- i 频、视距传播、采用低增益天线和中等数据传输率的中继设备。限制可用的天线尺寸和增益的代价是将无人机用做中继设备的载体。由于在高频段工作，所以可以采用大的瞬时扩频带宽，也可以采用中等的数据传输率。
- 高频、视距传播、采用高增益中继天线和高数据传输率。采用大的中继飞机以携带大尺寸、高增益跟踪天线，这种选择可获得天线增益和宽频带所带来的抗干扰性能，保证了相对较高的数据传输率和抗干扰系数。

从几个简单的例子可以看到这种权衡考虑的过程。假定一个数据链的下行链路必须有 **10MHz** 数据传输率，和在任何工作日程中都可用的 **40dB** 的抗干扰系数。如果数据链能接受有限的最大通信距离并按视距传输模式工作，则它就能使用增益为 **30dB** 的地面天线，且仅需要 **10d** 的处理增益。这要求 **100MHz** 的传输带宽，并保持其和任一可用的频段（最低到 **UHF** 频段）相一致（假定这里的频率分配是可用的）。

例子1:

要求的数据传输率: **10MHz**

要求的抗干扰系数: **40dB**

天线增益: **30dB**

处理增益: **10dB**

(= 抗干扰系数 - 天线增益)

传输带宽: **100MHz**

(= 处理增益 × 数据传输率)

另外个例子是这样的：假定数据链必须按非视距传输模式工作，采用全向天线进行长距离传输，那么，该数据链需要40dB的处理增益和100GHz的传输带宽，这在任何能进行非视距传输的频率点上都是不可能实现的（实际上，这在任何传统射频技术能应用的频率点上是不可能实现的）。可见，要求10MHz的数据传输率和40dB的抗干扰系数与无中继设备的长距离传输实际上是相互矛盾的。

例子2:

要求的数据传输率:	10MHz
要求的抗干扰系数:	40dB
天线增益:	0dB
处理增益:	40dB
(= 抗干扰系数 - 天线增益)	
传输带宽:	100 000MHz (= 100GHz)
(= 处理增益 × 数据传输率)	

实际上，实现长距离传输获得40dB的抗干扰系数的惟一方法是在高频段采用高增益中继天线。40dB的处理增益对10MHz的数据传输率来说是不可行的。获得抗干扰系数的其他可能来源（像所有简化过的例子一样，忽略发射功率）只能是天线增益。如果要采用低增益的中继天线，那么天线波束将变得很宽，以至于干扰信号总能落在天线波束之内使得天线增益不能用于区分信号和干扰。即使数据速率降到1MHz，由处理增益提供的40dB的抗干扰系数仍需要10GHz的传输带宽，这样宽的传输带宽是不合理的。

图5.11描述了数据传输率、处理增益和传输带宽之间的关系。图中虚线给出了1GHz的最大传输带宽，尽管在15GHz的频段实现更高一点的传输带宽（如2或3GHz）也是可能的。从图中可清楚地看

到，对于大于 100kHz 的数据传输率来说，40dB 的处理增益是不可行的。对于上面例子中用到的 10MHz 的数据传输率来说，在高频段不超过 20dB 的处理增益是可行的，在不久的将来可能会见到这样的数据链。除了通过提高功率来和干扰机相抗衡之外，采用高增益天线（无论用什么样的飞机来运载）是在 10MHz 的数据传输率下获得超过 20dB 的抗干扰系数的惟一选择。

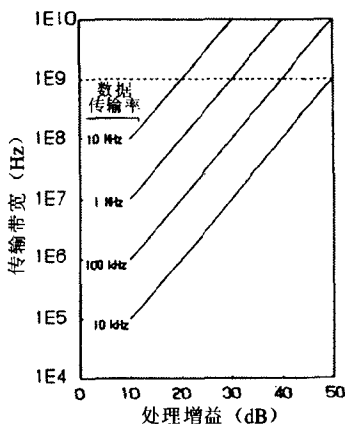


图5.11 数据传输率、处理增益和传输带宽之间的关系

抗干扰上行链路

在本书中对抗干扰问题的讨论主要集中在下行链路上。上行链路的情况则明显不同，表现在两个方面：

- 尽管上行链路的接收天线可以采用可调节的零点技术抑制数量有限的干扰信号，但由于天线安装在无人机上，不可能做得太大以获得高增益。
- 下行链路的数据传输率非常低，所以它可以获得高的处理增

上行链路所需要的数据传输率约为1到2kHz。如果上行链路不必与下行链路按时分多路的方式工作，则40dB的处理增益仅需要10到20MHz的传输带宽。

另外，如果数据链的工作方式为双工方式，即在每一端都有一部接收机和一部发射机，那么，上行链路是在下行链路很短的工作间隙内发送数据。这样，上行链路是以一类类似于下行链路的瞬间数据传输率发送数据，具有和下行链路一样的处理增益。

在双工系统中，上行链路要和下行链路共用地面天线。若天线具有高增益，那么上行链路将从高的有效辐射功率中获益。但是，干扰上行链路的干扰机会采用高增益的跟踪天线瞄准无人机。这要求上行链路引入处理增益和有源天线处理（如可调节的零点技术）以获得抗干扰能力。

在双工系统中，上行链路不必和下行链路同时传输，因此可获得高的处理增益。这样，较容易为双工系统中的上行链路提供高的抗干扰系数。在双工系统中，上行链路的处理增益类似于下行链路的处理增益。如果处理增益提供的抗干扰系数还不够，则必须通过有源天线处理技术为上行链路提供等价的接收天线增益。

电波传播

关于引起射频信号在靠近地面的大气中传播损耗的各种因素，超出了本书的讨论范围。不过熟悉影响传播的几个基本因素对理解数据链的设计还是有帮助的。下面各节将描述数据链信号传播三个基本问题的一般特性：传播路径中的阻碍、大气吸收和雨滴损耗。

传播路径上的阻碍

电磁波一般按直线传播，但是，简单的直线传播模式会因为几

种效应而改变。这些效应包括：大气折射指数的变化（由大气密度变化引起）引起的折射、由在发射机与接收机连线附近而非连线上的障碍物引起的绕射、波长足够长时，在由大气的若干分层和地球表面组成的“波导”中的复杂通道以及多重传播（最后一种效应在波长较长时可实现超远距离的通信，但这里的波长过长不适用于大多数数据链，因此，不在这里讨论）。

通常，超过几个GHz的频段只适用于视距通信。视距通信要求发射机与接收机的直线连接线上无障碍物。少量的大气折射使得在这些频段的电波沿水平方向产生轻度的弯曲。如果地球可以看做是光滑的球体，那么一般将地球的半径取值为原有半径的 $4/3$ 即可实现对折射的校正。这是由于类似的折射而搬动了“雷达地平线”，说明实际存在的地平线对电波产生了轻度的折射。对折射的校正适用于海平面，因为海面可近似地看做光滑地面。

然而，对于陆地上工作的数据链来说，有限的地平线更可能是由位于数据链传播路径下方的高地决定的，而不是由光滑球面模型决定。在这种情况下，绕射效应要求在直线传播路径两边的一定区域内无障碍物，这个区域的大小取决于信号的波长。具体地说，人们已经发现传播路径必须与障碍物保持某一距离，才能使第一菲涅尔带的60%绕过障碍物。

对于正在传播的电磁波束，当与天线的距离远大于天线尺寸时，菲涅尔带定义为垂直于电波方向的平面内的一组圆。电波从发射点出发，绕过菲涅尔带的边缘，传播到接收点的路径距离减去电波从发射点直接传播到接收点的路径距离，实际上等于信号半波长的整数倍。图5.12描述了这种几何关系。满足路径TBR与路径TAR的差为 $n(\lambda/2)$ 的点的轨迹是以发射点和接收点为焦点的狭长椭球面。在该椭球中不存在任何障碍才能保证“无障碍”传播。对于最接近的障碍物出现在传播路径的中点这一特殊情况，可以推出第一

菲涅尔区的半径大约是 $r = 0.5 (\lambda R)^{1/2}$ ，这里 R 为发射点到接收点的距离。 $R = 50\text{km}$ 时，同时要求障碍物至少离直接视线 $0.6r$ ，这意味着直接视线传播，对于可见光（ $\lambda = 0.5\mu\text{m}$ ），要求离视线 0.05m 之内无障碍物；对于 $\lambda = 5\text{cm}$ ，要求离视线 15m 之内无障碍物；对于 $\lambda = 5\text{m}$ ，要求离视线 150m 之内无障碍物。大部分数据链工作在 cm 波段或 mm 波段，所以离视线 100m 左右的开阔场地可确保无障碍视线传播。

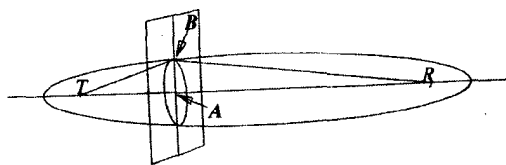


图5.12 电磁波的菲涅尔区

绕射是有价值的，因为绕射可实现超视距通信。在这种情况下，波束可绕射传播，绕过山丘等障碍物到达山丘背后的山谷。在中等频率的频段（低于 1GHz ），绕射效应是最重要的。这种效应解释了为什么在电视机所处的位置与电视发射机的连线上出现障碍物的情况下，尽管信号强度较弱，但电视机仍能收到信号。

大气吸收

大气中的各种分子都能够吸收部分信号能量。在数据链常用的波长范围内，水蒸气和氧分子是主要的吸收源。在频率达到约 15GHz 时，这种吸收变得很小（ 100km 的传播距离，吸收一般小于 3dB ）。应该说明的是，在更高的频段上大气吸收会变得更严重。特别是在 95 到 120GHz 的频段（称“大气窗”），大气吸收会成为限制数据链通信距离的一个因素。这种吸收也妨碍了数据链使用大气窗之外的频率（极短通信距离除外）。

雨滴损耗

在高于约7至10GHz的频段，传播路径中的雨滴引起的损耗是不能忽视的。在低于约7GHz的频段，对于数据链覆盖的所有通信距离来说，由大雨引起的损耗也不超过1dB。雨滴损耗的大小取决于信号频率和波束的仰角。较高的仰角可使波束在较短的距离内“爬升”到雨区之上，从而降低了总的损耗。典型的无人机数据链用于长距离通信时，一般具有低仰角，这使得传播路径的大部分处在雨云之中。在这种情况下，在15GHz处由暴雨（12.5毫米/小时）引起的损耗（距离为50km）能达到100dB。对于同样的条件，在10GHz处雨滴损耗超过30dB。可见这种损耗是不能忽视的。设计很可能在暴雨中工作的系统时，必须考虑雨滴损耗。即使在小雨中（2.5毫米/小时），15GHz处的损耗（距离约为50km）也有6dB。

数据链信噪比的估算

数据链信噪比的估算是一个非常重要的用于决定数据链衰减系数（是数据链参数及其工作环境参数的函数）的概念性框架。它提供了一种表格，可用于求解数据链的距离方程式。假定增益和损耗都以dB为单位，那么，信噪比的估算简化了通过增益和损耗的累计求出数据链净衰减系数的过程。

接收天线输出端的信号强度可由下式给出：

$$S = ERP_T G_R \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 \quad (5.5)$$

这里， ERP_T 是发射机相对于全向辐射源的有效辐射功率，已考虑了发射天线的增益、发射机及其天线系统的所有损耗； G_R 是接收天线的净增益，包括天线系统的损耗在内。

公式 5.5 忽略了一些对无人机数据链来说相对较小的损耗，其中包括：

- 大气吸收引起的损耗：在 15GHz 以下，100km 以内的传播路径损耗不超过 3dB；
- 由发射与接收天线间的极化失配引起的损耗：对于精心设计的系统来说，一般最多在 1 至 2dB；
- 传播路径中的雨滴损耗：在某些波长可能相当大。

为便于估算，通常用 3dB 代表大气吸收和极化失配引起的损耗就够了。但是，在高频段由雨滴引起的损耗很大。例如，前面所提到的，在 15GHz 由 12.5 毫米 / 小时的雨在 50km 的传播路径引起的损耗约为 100dB。显然，如果数据链要在大雨中工作，就必须考虑雨滴损耗。关于雨滴损耗的数据可在有关的工程手册中查到。

数据链接收机中的噪声可由下式表示：

$$N = kTBF \quad (5.6)$$

这里 k 为波耳兹曼常数 ($1.3054 \times 10^{-23} \text{ J/K}$)， T 是以开氏温标为单位的接收机内部温度（决定了极限噪声）， B 为接收机的噪声带宽， F 为接收机的噪声系数。按习惯，在大部分计算中 T 取值为 290K，于是， $kT = 4 \times 10^{-21} \text{ J} = 4 \times 10^{-21} \text{ W/s} = 4 \times 10^{-18} \text{ mW/Hz}$ 。

于是，信噪比可由下式给出：

$$\frac{S}{N} = \frac{ERP_r G_r \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2}{kTBF} \quad (5.7)$$

该式可按对数形式表示为：

$$\begin{aligned} \lg(S) - \lg(N) = & \lg(ERP_r) + \lg(G_r) - \lg(kT) - \lg(B) - \lg(F) \\ & - \lg\left[\left(\frac{4\pi R}{\lambda}\right)^2\right] - \lg(\text{雨滴损耗}) - \lg(\text{其他损耗}) \end{aligned} \quad (5.8)$$

式中含有 λ 的项为自由空间损耗。先取该衰减的倒数，这样取对数后的符号为减号。所以，对数形式的剩余信噪比可表示为所有增益项的和减去所有损耗项的和。公式（5.8）中还包含了雨滴损耗项和由吸收、极化引起的其他损耗项。

公式（5.8）中的各对数项乘以10后，可以用dB作单位。由公式（5.8）得到下表，用于“数据链的估算”。

EPR_T	_____dB
+ G_R	_____dB
- kT	_____dB
- B	_____dB
- F	_____dB
- $(\lambda/4\pi R)^2$	_____dB
- 雨滴损耗	_____dB
- 其他损耗	_____dB

= 可用的S/N	_____dB
- 需要的最小S/N	_____dB

= 衰减系数	_____dB

衰减系数指的是可用于处理附加损耗（如顾名思义的几何衰减）的剩余信噪比的大小。它也是采取额外的抗干扰措施（如处理增益）之前系统的抗干扰系数。

举个简单的例子，有一个工作在15GHz视距传播的数据链，其性能参数如下：

机载发射机功率：	15W
机载天线增益：	12dB

发射机损耗: 1dB

经简单的计算可将15W功率转换为41.8dBm (大于1mW的dB数)。再考虑天线增益和内部损耗,可计算出净 EPR_f 为: 41.8dBm + 12dB - 1dB = 52.8dBm。

进一步假定采用下列数据描述地面站接收系统的性能:

到飞机的距离:	30km
带宽:	5MHz
噪声系数:	6dB
天线增益:	25dB
最大降水率:	7.5mm/小时 (中等)
需要的最小S/N:	10dB

在15GHz由7.5mm/小时的降雨引起的损耗 (距离为30km) 约为15dB。由这些参数可计算出自由空间损耗 $10\lg (\lambda/4\pi R)^2$ 是146dB, $10\lg (5\text{MHz})$ 是67dB, 当 $T = 290^\circ\text{K}$ 时 $10\lg (kT)$ 是 -174dBm/Hz (注: 这个参数的负号表示我们将在对应信噪比等式的表格中加入174dBm/Hz)。

填写前面给出的对应信噪比等式的表格, 可得:

EPR_f	52.8dB
+ G_R	+ 25.0dB
- kT	- (-174.0) dB
- B	- 67.0dB
- F	- 6.0dB
- $(\lambda/4\pi R)^2$	- 146.0dB
- 雨滴损耗	- 15.0dB
- 其他损耗	- 3.0dB
= 可用的S/N	14.8dB

- 需要的最小 S/N	10.0dB
= 衰减系数	4.8dB

如果计算中的误差非常小，由环境因素或硬件加工引入的损耗也非常小，那么，该数据链在给定的距离和给定的条件下应该能正常工作。在接收机中的信号降低到低于需要的 S/N 之前，仅需要约 5dB 的附加损耗。好的设计通常要求衰减系数至少达到 10dB。

数据传输率的降低

压缩与截断

如本章前两节中所讨论的，无人机中数据链的数据传输率比传感器原有的最大数据传输率要低得多。例如，本章的一个例子中曾计算过，高分辨率的电视和 FLIR 传感器的数据传输率可达到 75Mb/s，而在上一节中曾估算过抗干扰数据链可用的最高数据传输率大约为 10Mb/s。可见，数据传输率的不一致导致了无法将传感器的原始数据传送到地面，而必须采用机载处理器将传感器的数据传输率降低到数据链能够接收的水平。

有两种方法可以降低数据传输率：数据压缩和数据截断。数据压缩是将数据变换为效率更高的形式，变换后保留了数据中原来含有的全部（或几乎是全部）信息，并能按需要在地面通过重建恢复原始数据。理想的情况是，没有信息会丢失，无论是有用的还是无用的信息。实际上，由于压缩和重建过程中的缺陷，会发生丢失信息的情况。数据压缩使用了一些算法去除原始数据中的冗余部分。在地面站为了使操作员能够理解数据，还要将去除的部分重新插入数据。

这里有一个非常简单的数据压缩的例子，数据是来自于一个每

秒钟给出一个读数的空气温度传感器。和前面的读数相比，如果温度没有发生变化，数据压缩的过程就是不发送新的（冗余）读数；而地面站数据重建的过程就是保持并显示老的读数，直到传感器检测到新的温度并发送新的读数。这种处理在一段时间内可以减少许多待传送的比特，而到地面后信息却不会丢失。

数据截断则是丢掉部分数据以降低数据传输率，这个处理过程中会丢失信息。但是，如果能聪明地进行数据截断，则能做到丢失的信息恰好是那些执行任务所不需要的信息，从而使得截断处理对执行任务的效能没有影响或影响很小。例如，为了避免显示中的闪烁和快速跳动使显示效果好一些，视频信号的数据传输率一般取 30 帧 / 秒。而操作员无法按 30Hz 的速率浏览并利用信息，所以每隔一帧丢掉一帧使数据传输率降低一半，这种处理虽然在处理过程中确实丢失了部分信息，但对操作员没有影响或影响很小。

如果对无用数据的压缩和截断仍不能使数据传输率降到足够低的水平，则有必要丢失那些被传送的有用数据。这种处理可能会降低系统的性能，但是也有可能做到：虽丢失了较多的传输信息，对执行任务的效能却没有影响。由于执行任务的不同方法会导致在重要信息与一般信息之间的不同划分，所以，这种处理往往是在系统设计者和使用者的控制之下。

关键是数据链的数据传输率不能无偿获得，对那些必须提供一定抗干扰性能的数据链来说更是如此。实际上，对于长距离、中等造价、具有抗干扰性能的数据链而言，高于 1Mb/s 的数据传输率是不可行的，但这个结论也不是绝对的，它依赖于如何将描述这一类数据链的某些形容词转换成具体的指标数据。不管更高的数据传输率在技术上是是否可行，数据传输率指标都是方案设计中影响造价高低的惟一重要参数，而距离指标则在基本任务中考虑，干扰环境指标则由其他因素来控制。

视频数据

由无人机上传感器产生的最常见的高传输率数据是来自电视摄像或FLIR等视频传感器的视频信号。这种数据由一系列的静止图像（帧）组成，典型的数据传输率为30帧/秒。每一帧则由大量的像素组成，而每一像素都有一对应的灰度值。一般，对于数字化后的原始视频信号，每一像素都有6比特或8比特的灰度值。如果图像的分辨率为640（水平像素） $\times$ 480（垂直像素），那么，一帧图像共有307 200像素。按8比特/像素和30帧/秒计算，可得原始数据的传输率接近75Mb/s。

压缩视频信号的主要方法是充分利用图像中的冗余来降低描述每一像素所需的平均比特数。图像数据中存在很多的冗余，相邻的像素不是独立的。例如，图像中包括一片晴朗的天空，那么对应天空这一部分的像素很可能都有相同的灰度值。如果人们能够发现一种方法为所有这些像素指定惟一的灰度值而不需要为每一像素重复发送这个灰度值，那么，对于整幅图像来说，每一像素所需的平均比特数就减少了。

即使是图像中含有物体的部分，像素与像素之间也存在相关性。除了影子或对比度较高的物体的边沿位置，图像中灰度等级的变化一般是连续光滑的。于是，相邻像素间灰度等级的差异一般比6个比特或8个比特所能表示的最大差异要小的多。利用这一点可以进行一种差异编码，即用一个像素与前一像素间的灰度差异而不是用灰度值来代表该像素的灰度等级。

由于每一像素采用相同的比特数非常方便，所以，差异编码通常采用较小的固定比特数来描述所有的灰度差异。例如，有种算法只采用三个比特描述灰度差异。二个比特能代表的灰度差异包括：0， +_1， +_2， +_3。如果原始图像数字化后用6比特描述，那

么，绝对的灰度等级就是0到64。在黑自跳变的位置（如影子的边沿处）灰度等级的差异可能达到64，若用只能记录3以内灰度差异的系统来描述这些位置的图像，则会造成很大的失真。为了处理黑白跳变位置的图像，为0到+3的相对灰度差异分配绝对差异的值如下：

相对差异	绝对差异
0	0到+2
+1	+3到+8
+2	+9到+16
+3	+17到+32

绝对差异一栏中的数值是根据待传送的不同类型图像的统计分析结果选择的。显然，这种处理会引起一定程度的图像灰度失真，也会使跳变位置变得模糊。可见，数据压缩是以地面图像重建中逼真度的下降为代价的。在上面讨论的例子中，数据从6比特/像素降低到3比特/像素，只下降了一半。通过差异编码方案将数据降低到2比特/像素也是可能的。

采用更复杂的方法可进行进一步的压缩。很多方法建立在类似于傅立叶变换的基础之上，即：将图像从位移空间变换到频率空间，然后再发送频率分量的系数。典型图像中的大部分信息对应的空间频率分量相对较低，可以丢掉高频分量或缩短高频分量的系数，这样处理可减少需要的比特数。在算法设计方面（在图像变换到频率空间后如何选择要发送的系数并丢弃无用的系数），目前仍然有很大的潜力。通常在传送之前，将图像划分成16像素×16像素的子图像，这样可根据子图像的内容为每一个子图像选择相应的比特数。含有晴朗天空或普通草地的子图像只需要用到很少的比特数，而含有物体细节的子图像需要用到很大的比特数。

联合使用差异编码和变换编码有可能做到以平均0.1比特/像素传送可识别的图像。这表示按6比特/像素算压缩到原来的1/60，按本

节开头讨论的例子中的8比特/像素算压缩了80倍。按0.1比特/像素算，人们可以30帧/秒的速率传送分辨率为 640×480 的图像，其数据传输率不到1Mb/s。不幸的是，0.1比特/像素的图像在重建后，其分辨率下降了，灰度等级压缩了，变换和重建处理产生了虚假成分。

在为支持陆军和其他军种的RPV计划而进行的测试中，人们已研究了带宽压缩对操作性能的影响。参考文献1总结了实验的结果。按参考文献1提供的数据重画的图5.13和图5.14，给出了对应不同压缩程度（采用差异编码和余弦变换）的测试性能。被研究的物体是从典型的RPV视野及距离范围内观察到的装甲车和大炮。被测试的性能指的是穿过操作员所需要的、能成功完成探测和识别的、最小目标尺寸的TV线的多少。实验中令人感兴趣的地方是既对单目标的情况又对含有十个目标的阵列进行了性能测试。

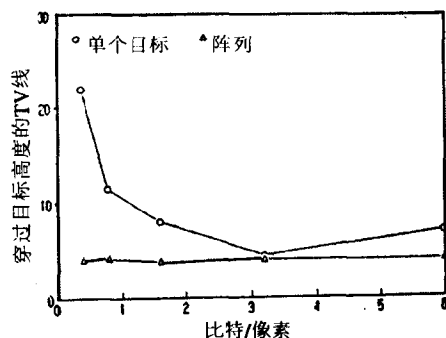


图5.13 用于目标探测的TV线

图中给出的结果表明压缩程度不影响目标探测能力，对含有十个目标的阵列和实验中使用的最小比特数/像素（0.4）都是如此。然而，对于单目标，在1.5比特/像素时，探测能力开始下降；在低于1比特/像素时，探测能力严重下降。对于目标阵列，在下降到0.8比特/

像素时，识别能力没有下降；但是，在下降到0.4比特/像素时识别能力显著下降。对于单目标的情况，识别能力的测试结果与探测能力的测试结果类似。这些实验显示：压缩到0.4比特/像素对于某些应用（例如，搜索位于后方的重要的敌军部队）来说尚可接受，这里假定一旦发现目标，能够立即改变到窄的视场进行足够的放大继续观察，以便成功识别目标，尽管在低比特数/像素时性能已下降。这些实验还显示：压缩到1.0到1.5比特/像素对于大多数应用来说应该是可以接受的。

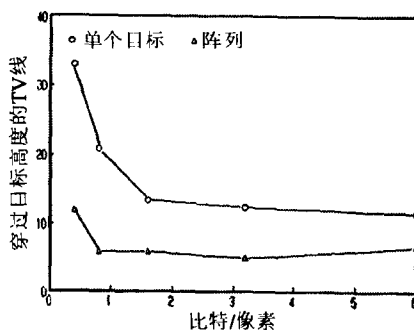


图5.14 用于目标识别的TV线（穿过目标高度的TV线）与数据压缩程度（比特/像素）的关系曲线（见参考文献1）

必须注意的是图像的质量与用于变换的算法有关，由某一具体应用得出的结论不能简单地推广到其他应用场合。参考文献1回顾了几个实验并得出结论：在压缩到1.0到1.5比特/像素时，所有实验中的操作性能都是类似的。这似乎给出了传输质量可接受的图像所需要的比特数的上限。另外，也没有明确的理由可以说明比特数/像素不能通过采用更好的编码技术和处理技术而进一步降低。这个领域仍存在着进一步开发的潜力，使得数据压缩到0.1比特/像素时仍能被接受，至少对某些应用是如此。人们还想要实现由操作员选择不同

的压缩比例，使得在执行任务的不同阶段能综合考虑其他参数折衷控制图像的质量。

且将比特数/像素降到尽可能低的程度，就有必要考虑降低要传送的像素数。这需要采用数据截断而不是压缩。对于视频数据，减少每秒像素数最简单的方法是降低帧传送率。选择30帧/秒作为一种视频标准是为了获得无闪烁图像。在0.033秒以内地面上的任何物体都不会走得太远，所以，新的一帧图像中仅有很少的新信息。通过保存帧信号并按30Hz刷新显示可避免闪烁现象，这与新视频帧的传输率无关。

大部分观察者感觉不到帧传输率已下降到15帧/秒，除非提醒他们注意观察。当帧传输率下降到7.5帧/秒时，如果图像中有物体在移动或者传感器的有利位置正在发生变化，则图像会开始出现明显的抖动。当帧传输率较低时，观察者能明显感觉到帧的出现，但某些功能仍能保持和帧传输率在15到30帧/秒时一样正常执行。参考文献1报告了几个实验，实验结果表明：帧传输率下降到0.23帧/秒时，在传感器视场中检测目标所需要的时间不受影响。这个结论和操作员在典型的RPV视频显示器上搜索一幅图像要花约4秒钟的时间是一致的（见参考文献4）。如果这样来执行搜索，即保持传感器对准某区域约4秒钟，再移动到另区域（叫做“步进/凝视”搜索），那么，对于这特殊任务而言，0.25帧/秒的传输率应该是可以接受的。

其他一些活动需要包含传感器、数据链和操作员的闭环控制。例如，操作员必须能够移动传感器以观察感兴趣的不同区域（粗略回转）、指向特殊点或特殊目标（精确回转）、将自动跟踪器锁定目标以便进行激光指示或手动跟踪目标。对于某些无人机，操作员能够通过观察来自TV或FLIR（已经固定指向跑道的终点）的图像手动控制飞机的降落。在所有这些情况下，帧传输率的下降导致了延时，使操作员滞后才能看到他所下指令的结果。

从“天鹰座”和模块化集成导航通信系统项目中获得的经验清楚地表明：帧传输率下降造成的延时会影响闭环控制活动。如果在设计控制环路时没有考虑控制延时，那么，延时会带来灾难性的后果。参考文献1就三类不同的控制环路报告了传感器精确回转的测试性能与帧传输率的关系。

- 连续
- 突发
- 图像运动补偿

“连续”控制指操作员给出简单的速率输入，即操作员推动操纵杆，传感器在显示的方向上按与操作员推动操纵杆移动的距离或力量成正比的速率移动，直到操作员停止动作。“突发”控制指操作员间断地给出输入，类似于个人计算机键盘上的光标控制。操作员间断地输入上、下、左、右等指令，传感器在显示的方向上按指令移动。如果操作员保持控制指令不变，则系统启动“重复”功能在显示的方向上重复同样的移动。

第三种控制模式是“图像运动补偿”（IMC）模式。这种控制模式利用来自飞机和传感器万向接头的信息计算传感器的指向并在图像中为操作员显示指向信息。显示指向信息不需要等待收到新的视频帧。当操作员发出控制指令使传感器向右转动时（假如帧传输率较低），屏幕上的光标马上朝右移动显示传感器在某一具体时刻（相对于当前显示的视频帧）的指向。当操作员将光标移到传感器将要指向的位置时，若帧传输率很低，那么可能要等待几秒钟时间。然后，当传送下一帧时，新图像的中心落在老的一帧图像上光标所在的位置。

从图5.15显示的结果可以看出，帧传输率低于1帧/秒时会给“连续”控制和“突发”控制带来严重的影响。即使帧传输率在1.88帧/秒，“连续”控制的性能也会下降很多。然而，“图像运动补偿”

控制在帧传输率低到0.12帧/秒时仍能正常执行。从“天鹰座”和模块化集成导航通信系统计划（先采用连续控制，后来又采用图像运动补偿控制）中获得的大量经验再一次证明了帧传输率至少应该为1到2帧/秒，这些结论是准确的。

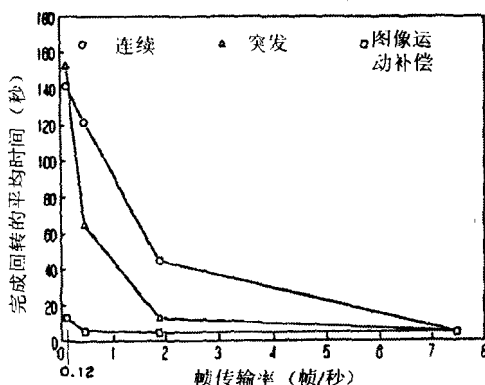


图5.15 以三类控制模式完成传感器精确回转所用的平均时间与帧传输率的关系（参考文献1）

图5.15中的数据适用于精确回转和自动跟踪器锁定静止目标的情况。如果目标正在运动，那么操作员有必要通过手动去跟踪目标，至少在某一时刻，将自动跟踪器锁定目标而不是锁定在静止的背景上。为了避免跟踪目标，操作员可以试着去预测目标正在向哪个方向运动，并将光标移到目标前面的位置，然后，当目标穿过视场的中心时将它捕捉到。“天鹰座”和模块化集成导航通信系统尝试了这种方法，但成功率不高。由这条经验可得出如下结论：使用自动跟踪器锁定运动目标所需要的帧传输率与手动跟踪所需要的帧传输率差不多相同。

手动目标跟踪是小型无人机所需要的最困难的闭环控制功能。

参考文献¹提供的数据显示在帧传输率下降到3.75帧/秒时，手动跟踪运动目标的性能几乎没有降低。但随着帧传输率继续下降，手动跟踪很快变得非常困难，最后变得无法实现。

其他一些功能对控制环路的类型不太敏感。图5.16给出了目标搜索的成功概率与帧传输率的关系（参考文献¹）。同样按上面描述的三种控制模式进行了实验，实验要求传感器进行粗略回转以发现视场中的目标。结果发现对三种控制模式来说搜索性能差别不大。实验数据显示在帧传输率为1.88帧/秒时用粗略回转搜索目标的性能突然变差。应该注意的是实验中的搜索任务是手动控制搜索大面积的区域。这测试了对传感器的控制能力。从“天鹰座”中获得的经验显示：或许应该用软件控制区域搜索。该软件采用步进/凝视技术自动控制传感器回转，并保证有条理地进行搜索（参考文献⁴）。图5.12和图5.13给出的探测性能描述了这类搜索的特点。在帧传输率下降到至少1帧/秒时，这类搜索的性能不可能会下降很多。

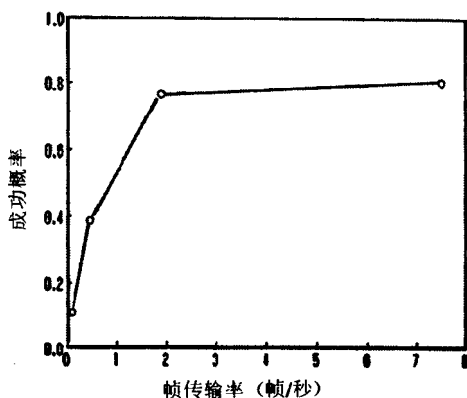


图5.16 成功完成手动搜索（粗略回转）的概率与帧传输率的关系（参考文献¹）

截断的其他两种形式已用于无人机的数据链，它们是：降低分辨率和视场截断。前一种方法是对相邻像素作平均处理，将垂直方向或者水平方向或者两个方向的像素个数减少到原来的 $1/2$ 或 $1/4$ 。引用参考文献 1 中的结论，在每个轴的方向将分辨率降低一半可将数据传输率降低到 $1/4$ ，通过数据压缩将 2 比特/像素降低到 0.5 比特/像素同样可将数据传输率降低到 $1/4$ 。但人们更想用前一方法。标准的传感器性能模型告诉我们：将分辨率降低一半的结果是目标检测的最大距离也减少一半（参考文献 5）。如果这是正确的，那么分辨率的降低没有带来任何好处，因为传感器对地面的视场也不得不减少了一半，而这和降低分辨率的作用是一样的。将视场在每个轴的方向上减少一半，这是截断的另一种形式，有的时候也会用到。

当最低的帧传输率无法支持某项功能时，可以采用降低分辨率或视场截断的方法。例如，为了跟踪一个运动目标，需要的最低帧传输率为 3.75 帧/秒，而数据链在其帧传输率为最小值时无法支持这样高的帧传输率。为了得到可用的数据传输率，采用截断将视场减小到原来的一半或 $1/4$ 。作为可选的方法，可为传感器选择窄的视场，这个视场的分辨率比跟踪目标所需要的更高。多余的分率率可以通过采用降低传输图像分辨率的方法将其丢弃。人们不太想用以上这些方法来降低数据传输率，但也存在应用这些方法的实例。在实例中，这些方法的使用是恰当的，改善了而不是降低了系统的性能。

总之，现有数据表明以下的压缩或截断对视频数据来说是可接受的。

- 数据压缩到 1.0 到 1.5 比特/像素，对于搜索孤立的单个目标是可接受的；
- 数据压缩到 0.4 比特/像素或更低，对于搜索目标阵列（连级或连以上单位）是可接受的；

- 帧传输率降低到0.12到0.25帧/秒，对于自动目标搜索、精确回环、将自动跟踪器锁定静止目标是可接受的；
- 帧传输率降低到3.75帧/秒，对于手动跟踪、将自动跟踪器锁定运动目标是可接受的；
- 降低分辨率和视场截断，对于一些特殊场合是可接受的。

需要强调的是这些结论对具体实现的细节来说是敏感的，它们也依赖于如何组织操作任务。15帧/秒到1.5帧/秒或0.12帧/秒的帧传输率所对应的数据传输率因子10或100，再乘以1比特/像素到0.4比特/像素或0.1比特/像素所对应的因子2.5或10，会对数据链的造价或抗干扰性能产生很大的影响。在改进基本技术（压缩算法）和开发降低帧传输率技术的实验装置方面还有很大的潜力可挖。数据传输率的降低对操作性能和系统控制环路的影响与训练和操作员任务的结构密切相关，对这些影响的全面研究由操作员使用地面和机载实验装置进行。

非视频数据

分析和识别由无人机传输到地面的所有非视频数据已超出了本章讨论的范围。建议安装在无人机上的部分传感器包括干扰机、EW侦察系统、雷达（成像和非成像）、气象装置、化学生物和放射学（CBR）传感器。

某些可能的数据源本来数据传输率就较低（与TV和FLIR视频相比）。比如，气象传感器、CBR传感器、某些只需要报告自身状态而不需要收集和报告外部数据的EW系统（如简易干扰机）。

其他一些可能的数据源具有很高的数据传输率，例如雷达侦察测向系统。由这种传感器产生的原始数据含有来自几十部雷达高达每秒钟几万个脉冲的信息。在这种情况下，必须考虑采用折衷的办法，即除了用数据链将原始数据传到地面处理之外，再采用机载处

理器将几千个数据点转换为几十个目标识别结果和方位值。对于视频数据而言，如果要求数据链提供重要的抗干扰性能，那么采用机载处理器可能是最好的选择。

建议用于上面提到的雷达侦察系统的机载处理器是一种数据压缩的形式，这种机载处理目前对视频数据行不通，但至少对某些类型的非视频数据是可行的。它通过对数据作相关处理从原始数据中提取重要的信息。战场威胁告警接收机已经采用了这种处理。同样也可以在无人机上从视频图像中自动识别目标，只将目标的位置信息传递到地面，而不是将一块陆地的整张图像传递到地面。

用于视频数据的数据压缩技术对于大部分其他类型的数据来说也是可行的。一个简单的例子就是使用例外报告，即仅在有些事情发生或变化时发送数据到地面。对于每一类型的数据可以按其特点开发更为复杂的类似于视频变换编码的压缩技术。

截断也是可行的。对于非视频数据，截断的形式是记录一小段高传输率的数据，再用较长的时间将数据通过链路传到地面。结果是除了多用的那段时间所对应的数据外，所有的传感器数据都能得到。这种处理适用于某些传感器，如高分辨率、旁视雷达（提供大面积地域的伪图像数据）。传感器可以截取几秒钟内关于指定区域的数据，然后用几分钟的时间将数据传到地面。

对于视频数据，重要的一点是数据链能够支持的数据传输率受某些与数据链距离、抗干扰性能和造价密切相关的因素的限制。基于机载处理器和执行任务方法选择的数据传输率降低是系统设计者和用户可用的主要工具之一。利用该工具使得以合理的数据链性能满足基本的系统要求成为可能。

降低数据传输率功能的实现位置

假定大部分传感器都要求降低数据传输率。问题是在整个无人

机系统的什么位置实现数据传输率降低的功能。数据链的设计者倾向于在数据链的内部实现该功能。模块化集成导航通信系统具有视频压缩和重建功能，接受标准的电视视频信号（IEEE非隔行标准），提供标准的按30Hz刷新的电视视频信号给地面站监视器。这简化了数据链与系统其余部分的接口指标。

另一种观点认为，设计压缩和重建算法（与传感器的数据匹配良好，且信息丢失最少）的专门技术也许应该由传感器的设计者而不是由数据链的设计者来开发。这种观点不赞同设计简单的只产生数据的传感器，而把截断工作交给数据链来完成。在传感器中增加压缩功能带来了无意义的费用增加和复杂性。于是，人们还要争论：在将信息传递给数据链以便发送之前，是否应该在传感器中执行数据的压缩和重建功能。

如果数据链必须处理不同的传感器且每种传感器需要采用不同的压缩和重建的方法，那么，这种争论会变得更加激烈。即使是电视和FLIR传感器间的差别也大到了足以使它们所采用的最佳视频压缩算法有所不同。而视频传感器与EW传感器之间的差别就更大了。一个通用数据链需要许多不同的模块（软件的和硬件的）处理各种不同的数据。

如果由传感器部分来完成压缩、截断和重建，那么数据链就成了接收和传递带有一定特性的数据流的通道。传感器和由传感器制造商提供的重建单元要提供和这些特性相符合的缓存。

在另一方面，系统集成者必须理解使用数据链所需要的数据传输率限制、数据压缩、截断、重建的含义，包括由这些处理引起的控制环路的延时。系统必须提供相应的指挥功能和软件，用于调节数据传输率以适应干扰环境，改变压缩和截断的组合方式以适应执行任务不同阶段的需要。

作者倾向于这样的观点，即：数据传输率降低功能应该在传感

器部分而不是在数据链中实现，特别是对多有效载荷系统而言更是如此。然而，作为顶级系统工程设计工作的组成部分，应该在考虑特殊性的基础上为每个系统做出这样的决定。

小结

基本数据链的对比

工作距离、数据传输率、抗干扰系数和造价是数据链设计中关系密切的几个因素。关于距离在设计权衡中的影响可以分步骤来考虑：一种设计考虑适用于工作在视距距离（从地面站到飞机）的数据链，另一种设计考虑适用于工作距离必须超过视距距离的数据链。对于给定的距离和造价，数据传输率和抗干扰系数可连续变化，它们之间是相互制约的关系。一般，除造价以外的三个参数的增大会增加数据链的造价。

工作距离由任务需求直接决定，它是最容易确定的一个参数，不可能由系统设计人员根据设计考虑来修改。一旦距离定下来，数据链设计就可以按两种思路进行：

- 视距距离：在造价合理的情况下，地面天线增益可以代替处理增益（达30或者40dB），以使数据链对于同样的抗干扰系数可以具有较高的数据传输率。这允许在数据传输率、处理增益、抗干扰系数、地面天线增益和天线造价（包括有源天线处理）四个方面进行比较，而数据链造价也作为比较的一个参数考虑。
- 超视距距离：天线增益不在考虑之列，除非采用大型中继飞行器。这样的中继飞行器造价昂贵，需要大量的经费和人力来操作和维护。采用低频进行直接传播或者采用小型中继飞

行器（或者两者都用），可在数据传输率、处理增益和抗干扰系数三个方面进行权衡。即使对中等程度的抗干扰系数，充分使用可用的传输带宽也是可能的。这样可以直接在数据传输率和抗干扰系数两个方面进行权衡。

在以上叙述的权衡中包括工作频率。频率对以下几个方面有影响：

- 天线增益的可用性
- 视距和超视距传播特性
- 对传输带宽和处理增益的限制

通常，较高的抗干扰系数要求较高的频率，而较高的频率将增加硬件的造价。

数据传输率是权衡考虑的一个因素，而且也是最容易受系统设计者和用户选择控制的一个参数。机载处理器采用先进的电子技术，可大大降低必须传送的数据量。控制环路和系统软件的合理设计可以控制由数据传输率降低造成的延时，也能以较低的数据传输率保证任务的成功执行。最后，如果在数据传输率限制范围之内进行操作，那么，不管怎样使用在研制中已考虑了数据传输率限制的无人机系统，都可以得到同样或类似的操作效果，而不需要采取突破这些限制的操作步骤。

考虑了这些因素之后，就可以分层次来描述数据链的特性，包括那些低价格容易实现的到高价格极难实现的。

容易：

- 抗非人为干扰，
- 对反辐射武器的防御；
- 传感器数据的远程地面发布（无抗干扰要求）；
- 在视距距离的几何抗干扰能力（仅依赖天线增益）；
- 无处理增益的下行链路传送高速数据。

中等困难:

- 有抗干扰能力的上行链路;
- 抗欺骗并防止情报利用;
- 数据传输率为 $1\sim 2\text{Mb/s}$ 、远距离下行链路具有中等的抗干扰系数;
- 低截获概率的上行链路;
- 在视距距离范围内的导航数据。

很困难:

- 数据传输率为 $10\sim 20\text{Mb/s}$ 、视距距离的下行链路具有高的抗干扰系数,或者数据传输率为 $1\sim 2\text{Mb/s}$ 、超视距距离的下行链路具有偏低的抗干扰系数。

极其困难:

- 数据传输率为 $10\sim 20\text{Mb/s}$ 、超视距距离的下行链路具有高的抗干扰系数。

除了最后一类,其他各类的数据链特性都可用于无人机系统。按研制的困难程度排序对应着按复杂性和造价的排序。对于实现这些数据链特性中的任何一种,或许存在中等程度以下的技术风险。对于实现多种较困难的数据链特性的组合,则存在较高的时间进度风险和费用风险。准确地说,模块化集成导航通信系统的特性属于“很困难”的一类。在“容易”和“中等困难”这两类特性之间存在一定的模糊,这依赖于在单个系统中要实现多少特性以及系统设计中的选择。然而,实现属于“很困难”和“极其困难”类的数据链特性,即使没有风险,至少造价也会是昂贵的。

“低价格、抗干扰”的数据链可能会属于“中等困难”这一类。如果是这样,就不应该期望这种数据链具有 $1\sim 2\text{Mb/s}$ 的数据传输率,除非其传输距离被限制为视距传播。

从视距过渡到超视距时技术特性的改变预示着:设计能适用于

两种距离要求的通用数据链比设计只能适用于其中一种距离要求的数据链要花多得多的钱。这种区别给高性能数据链蒙上了一层阴影，因为高性能数据链为了满足数据传输率和抗干扰性能的要求已采用了最昂贵的配置。

数据链“淘汰”的缺陷

无人机系统在设计时采用的是高数据传输率、低抗干扰系数（或无抗干扰能力）、低价格的数据链过渡产品。在使用了很长一段时间后，人们才想要更新数据链以获得高的抗干扰能力，这时，说不定会发现该无人机系统已到了不得不淘汰的地步。更新的选择受到以下因素的限制：

- 对无人机系统的重大修改，包括对训练和任务各方面的重大修改；
- 非常昂贵的数据链，需要采用带有可跟踪高增益天线的大规模机载中继设备；
- 抗干扰系数不能适应电子战环境的需要。

为了避免被淘汰，有必要在原始设计时就考虑目标数据链的特性。这需要确定将来需要多大的抗干扰系数，也需要确定抗干扰系数的大小对数据传输率和造价的影响。然后，必须这样来设计系统和它的使用方式，即将支持可接受任务性能的负担合理地分配到不同的子系统，以生产出满足所有基本需求而且人们能负得起费用的目标系统。

如果安装了目标数据链之后在战场上保持搭配使用“高/低”两种性能的数据链，那么，有必要为简单而无抗干扰性能的数据链提供接口使其能模拟目标数据链的性能供训练使用。如果不这样做，当操作员在两种数据链之间切换使用时，由于数据传输率的降低对操作任务性能的影响而需要重新进行训练。可以将这种接口设备完

全安装在地面站中，但是不应该低估设计方面的技术难度。

未来技术

从技术的角度看，数据链对以下两个领域的促进最大：（1）改进机载处理技术，降低对数据传输率的要求；（2）更好地理解操作任务性能，设计出能有效利用可用的数据传输率的操作流程。重要的是理解应用方面的限制和可选性，懂得如何选择任务描述的特征用语、系统设计的方案以及能在可支付的数据链的性能之内保证任务完成质量的操作步骤。

参考文献

1. *Application of Operator Video Bandwidth Compression/Reduction Research to RPV System Design*, Display Systems Laboratory, Radar Systems Group, Hughes Aircraft Company, El Segundo, CA, August 1981, Report AD 137601.
2. Skolnik, Merrill I., *Introduction to Radar Systems, 2nd Edition*, McGraw Hill, New York, 1980.
3. Friedman, D., et al., *Comparison of Canadian and German Weather*, System Planning Corporation, Arlington, VA, March 1980, Report 566.
4. Bates, Harold L., *Recommended Aquila Target Search Techniques*, Advanced Sensors Directorate, Research, Development, and Engineering Center, U.S. Army Missile Command, Report RD-AS-87-20, February 1988.
5. Ratches, James A., *Static Performance Model for Thermal Imaging Systems*, Optical Engineering, V.15, No. 6, Nov.-Dec. 1976.

第6章 发射与回收

引言及基本思想

在无人机的作战运用中，发射与回收阶段往往被认为是最困难、最关键的阶段，事实也正是如此。如果从停泊在海上一艘颠簸起伏的小型轮船上回收无人机，则需要精确的降落导航和快速反应，还需要甲板上可靠的控制设备。无人机在陆地小区域内的回收有着与海面上相似的情况，尽管在陆地的回收平台相对稳定，但常常会受到地面障碍物和变幻莫测的风向的影响。鉴于分析所有因素的影响已超出本书的范围，可能需要一本单独的书才能说明白，因此，这里仅对无人机发射和回收的基本原理和有关参数进行讨论，因为这些原理和参考对判断各个具体系统的相对优点是必要的。

无人机的发射与回收应考虑的参数有哪些呢？其实它们并不复杂，涉及到一些基本的物理理论。相关的公式有：

线性运动方程：

$$v^2 = 2aSn \quad (6.1)$$

动能方程：

$$KE = \frac{1}{2}Mv^2 \quad (6.2)$$

动能与功的关系式：

$$KE = FS \quad (6.3)$$

公式中， v = 空速（节）， a = 加速度（或减速度）， n = 效率， M = 加速的总质量， F = 作用力， S = 在力作用下所产生的距离（发射距离或回收时的制动距离，也称冲程）。

图6.1所示为3种加速度条件下，以“ g ”为单位的速度与冲程的关系曲线。考虑到所有系统都存在损耗，因此在确定和应用效率 n 时，必须仔细考虑。为便于讨论，图中取90%。从公式（6.1）中可以看出：在给定速度条件下，无人机在某一加速度或减速度发射与回收时的功率损耗与冲程有关，冲程越长，功率损耗越大。

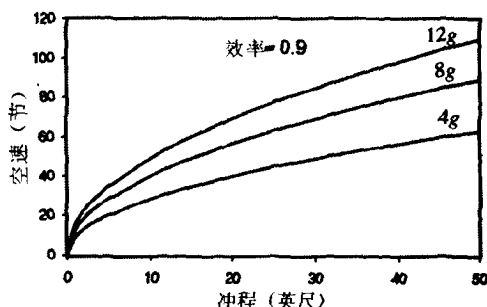


图6.1 空速与冲程

为便于计算，假设无人机的总重量是1000磅，在此我们讨论的“重量”仅指无人机本身的重量，实际上，在发射过程中必须考虑无人机的皮重和机体重量之和。其中皮重包括所有与机体相连的将无人机运送到导轨上的可移动部件的有效重量。我们同样假设发射与回收所需的速度（真空速）为80节，无风环境，机体及其组件所承受的纵向加速度或减速度为 $8g$ 。

由图6.1可以看出，系统满足假设条件时的发射（回收）冲程是39英尺。图6.2表示将一个给定重量的无人机加速到80节时所需的动能。从曲线中我们可以看出，发射一个重1000磅的无人机大约需要

超过283 500英尺-磅的功。反之，回收或制动无人机也需要消耗相同的功。由于速度的平方值决定了提供或消耗功的大小，所以在以上计算中，速度的大小是一个关键的因素。

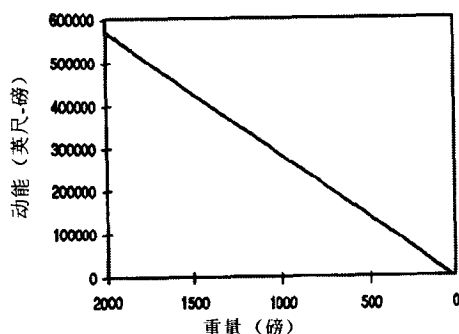


图6.2 动能与空速

一旦确定了所要求的能量，并且已知在一定加速度条件下的冲程，那么就很容易计算出无人机在冲击过程中，并在给定加速度的限制范围内，达到发射速度时所需要的作用力。图 6.3所示为在3种不同质量下的动能值时，作用力与冲程的关系曲线。从图中可看出，对于重1000磅、发射冲程约39英尺的无人机，所需要的作用力约为8000磅。这里我们应特别注意的是，必须在发射的整个冲击过程施加这个理论上得到的力，否则，必须对实际冲程进行调整，以使其相对应。

尽管我们利用公式计算冲程时已经考虑到一些功率损耗的存在，但当使用特殊的推进、吸收装置进行发射和回收时，还必须观察作用力与冲程间的关系。

图6.4是橡筋绳驱动的弹射器的作用力与冲程的关系曲线，动能为曲线下方区域的面积。这是一个典型的弹射器，作用力和加速度

在冲程初期很大，随后逐渐衰减。显然，在整个冲程中提供一个平稳的作用力才是理想的发射装置。

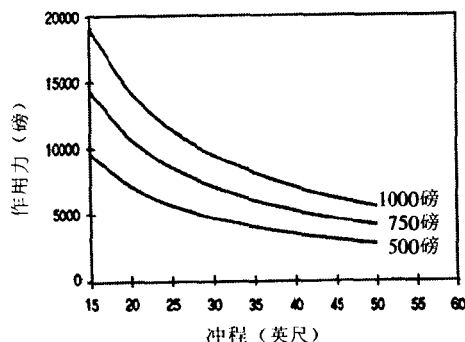


图6.3 不同重量飞行器的作用力与冲程

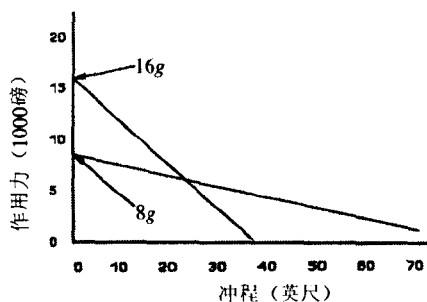


图6.4 橡筋绳弹射器的作用力与冲程

实际上，在冲击过程中，获得一个恒定不变或近似恒定不变的作用力是完全可能的，只要施加的作用力具有快速变化的速率，就能迅速、有效地建立起这种力，但这往往造成作用力过大。当作用力过大时，对于无人机的发射将造成冲程初始期加速度过大，对于无人机的回收则造成冲程结束期加速度过大。如果作用力的变化速

率太快,将产生过加速度,为了保持所需的动能,就应该加大冲程。反之,如果作用力的变化速率太慢,尽管没有产生过加速度,也应该加大冲程。

图6.5是气动/液压发射器作用力与冲程的关系曲线,随冲程加大的作用力在达到一个理想值后保持恒定。

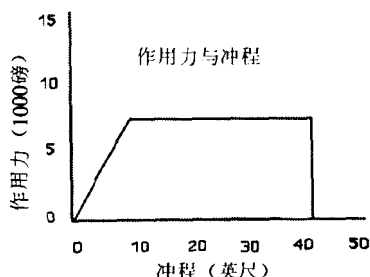


图6.5 气动/液压发射器的作用力与冲程

如前所述,以上是对基本理论问题的讨论,其原理对无人机的发射和回收都适用。当然,一些与所使用的机械设备有密切联系的实际问题也是需要考虑的,比如,对于一般的观察者而言,火箭属“零程”发射,但事实是:必须在其计算过的作用距离上施加一个作用力。所以,尽管发射装置的机械部分被认为是“零程”,无人机还是必须经过计算距离,控制其推力的方向。

同样,在拦阻网回收中,一部分能量被拦阻网和拉紧的长绳索吸收,减小了需要制动系统所吸收的能量。

无人机的发射方法与固定翼飞机

无人机的发射方法有很多,在概念上有些十分简单,有些又十分复杂。许多发射概念源于各种大型飞行器的发射经验,另一些为

小型无人飞行器所特有。

或许最简单的发射方式源于航模的“手抛发射”。这种方式很实用，但仅适用于重量相对较轻的飞行器（大约10磅以下），这类飞行器载重量低，动力适当。普通的轮式发射同样简便，但需要一块平整好的场地并要小心翼翼地控制飞行的航向。这种方式一般需要人工操纵，从可操作性的观点看，这也许并不实用，因为操纵手的培训和熟练程度始终都是个问题。在以下的讨论中，我们假设较重的无人机的重量有好几百磅，并且需要超过50节的发射速度。

许多无人机，尤其是靶机和巡航导弹是装载在固定翼飞机上从空中发射的，这些无人机通常都具有相对较高的失速（stall speeds），由涡轮喷气发动机提供动力。这类飞行器通常也可以在地面上利用火箭助推发射（Rocket Assisted Take-Off, RATO）。火箭助推发射方式为使飞行器达到起飞速度通常需要在有效作用距离上施加一个发射力（发射方式将在后续章节中详述），但一般要求在一段很长距离内把发射力施加在飞机上，以使其达到飞行速度。在应用火箭助推发射前，必须仔细地对推力线进行校准，以确定飞行器没有施加任何力矩，从而避免控制问题的出现。

如果可以使用一块干河床或者一条长跑道，那么车载发射是一种费用低廉而且实用的方法。除了需要一条跑道或一个干河床外，剩下的就是将飞机及其配件装载在发射车顶上，鼓足劲儿以超过60英里每秒的速度驾车飞驰。这种方法目前已经投入使用（如图6.6所示）。

旋转发射系统是无人机的一种新颖别致的发射方式，在二战时期用于小靶机的发射，为英国Flight Refueling有限公司的轻炮提供靶标。这个系统有一个环形的轨道或跑道，中央的标杆上固定有一个托车，无人机就放置在托车上。发动机启动时，托车松脱并开始沿着轨道旋转加速，当旋转速度达到发射速度时，无人机脱离托车，沿环形轨道的正切方向起飞。尽管这个系统要求在发射的瞬间对飞

机实施有效控制，但它工作良好并且操作相对简单。当然，使用这个系统需要有固定的发射场地。

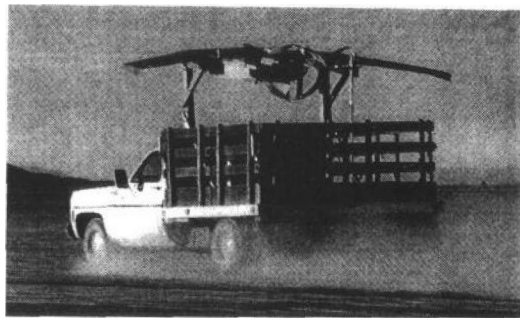


图6.6 车载发射

另一种过去一直被提倡使用的发射方法是“飞轮弹射器”。这种发射器使用离心飞轮蓄积动力，驱动一个缆绳系统带动装载无人机的托架。这种方法的核心思想是：当下达“发射”指令后，飞轮逐渐加速，飞轮咬合离合器带动缆绳并将转动能传递给无人机。还有许多这种类型的发射器是采用机械或电机离合。尽管已经成功制作了“飞轮”发射器的试验机和样机，但大部分无人机的重量不超过几百磅，且发射速度相对较低。这里的主要原因是由于离合器的问题，大多数离合器难以承受快速能量转换的冲击。

过去几年以及未来，大多数无人机发射系统都对机动性有一定的要求，即采用车载式或拖载式。一般来说，这些系统可被分为“轨道”发射器（**rail launchers**）或“零长”发射器（**zero launchers**）。下面分别介绍以上两种发射器。

轨道发射器

无人机通过导轨或轨道加速到发射速度的装置称为轨道发射

器。虽然轨道发射可以使用火箭助推，但其他一些推进方法也经常使用。

许多不同设计方案的轨道发射器已经用于或计划用于无人机的发射。橡筋绳弹射器已经用于试验发射，但是这种动力方式仅限于重量很轻的飞行器。橡筋绳弹射器的典型实例是英国的“大鸦”无人机。

大部分轨道发射器采用气动或液压 / 气动动力单元，所发射的无人机重量在500至1000磅不等。

气动发射器

气动发射器是单纯依靠压缩气体或空气而产生作用力，使无人机加速到飞行速度的装置。

LP-20是应用最早的气动发射器之一，由全美工程公司（All American Engineering Company）生产，在特莱达因—瑞安航空公司生产的STARS、洛克希德公司的“天鹰座”的科技演示计划和以色列早期的Tadiran计划中应用。如图6.7所示，这种发射器的突出特点是有两个支撑托架导轨的长型蓄能器，蓄能器由一个便携式气压机冲气。当手动球阀打开时，蓄能器中的压缩气体冲击发射气缸的活塞，活塞杆连接到装备有滑轮和缆绳的十字接头上，缆绳的一半穿过十字接头，一端绑住发射器，另一端绑住托架。施加气压后，被解锁的托架呈发射状态。当弹射开始时，托架的偏转轮动作，托架克服阻力被弹射出去。在弹射过程的末段，托架受到摩擦，不仅使托架刹车，而且吸收了发射气缸的剩余压力。这种发射器在相对低于500帕的大气压力下可发射重量达到200磅、时速75节的无人机。

无人机充压所需时间大约为25分钟，这是每一次发射所必需的。这种发射器可以满足重量相对较轻的无人机的发射，但在环境温度较低的情况下发射有一定困难。在低温环境下，压缩气体不纯

且湿度大，给弹射带来不利影响。通过增加调节设备可以解决这些问题，但又带来重量、体积等难以克服的困难。

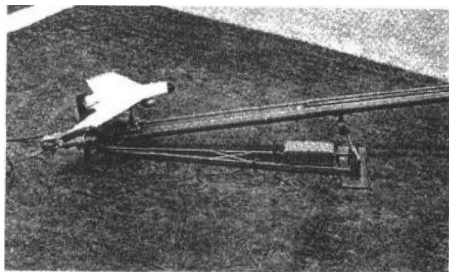


图6.7 早期的“天鹰座”发射器

另一种新颖的气动发射器的工作原理是：使用一个“拉链”式密封的、在分层气缸内工作的自由活塞。托架和另外一些给无人机以启动力的装置与自由活动的活塞相连，当活塞沿着气缸壁运动时，密封条就来回移动。当“发射”信号发出时，保留在气压罐内的压缩气体通过一个阀门被充入发射气缸，这个阀门可用来调整腔内的压力状态，以减少最初的冲击负载。在某些情况下，阀门还可通过冲程调节压力的大小，以获得恒定的加速度。在弹射的末段，活塞受到阻尼或者由于其前端压力的影响而停止运动。由Fairchild Stratos公司生产的这种发射器已经被美国空军飞行动力试验室在Wright-Patterson AFB 中试用，另一个作为发射试验装置，在洛克希德公司的“天鹰座”全面工程开发项目（FSED）开发的拦阻网回收系统中作为发射试验装置应用。气动发射器的生产在英国方兴未艾，并在无人机制造商中推广使用。这种类型的发射器同样有如前所述LP-20的弱点，比如，发射器在雨中放置，或者经历了数天的毛毛雨后，尽管按照规定充足了气，但是发射速度仅能达到指标的三分之二，需要几次启动才能达到规定的速度。调查表明，活塞前面的密封条

受潮后，将产生一个后压力，延迟了活塞向前推进的加速度。这类发射器可能存在的另一个问题是发射器被拆卸包装运输后气缸在重新对接时可能不适用。

第三种类型的气动发射器是以色列的IAI公司生产的“先锋”无人机中使用的那种。在这款发射器的设计中，压缩气体如上所述一样存储在一个大气罐中，压缩气体充入空气发动机，发动机带动一个绞盘，弹射时，用绞盘中的尼龙索通过机械锁扣栓住无人机，当无人机滑过发射导轨的最末端时，拉索就松脱了。这种发射器没有托架，并在机身突出的小翅片末端装制轮器，机身搭乘在发射导轨纵向的沟槽中。这种发射器的气罐带有充足的气体，可供多次发射使用而不需再充气 and 再加压。由于携带有大容量的气罐，加上卷筒直径的增效作用，在发射过程中当拉索被卷筒收卷时就可以产生接近恒定的加速度，从而获得相对高的效率。据目前所知，这种发射器仅限于发射重量低于500磅，发射速度低于75节，加速度不超过4g的无人机。但凡是提供给美海军陆战队的发射器，其发射冲程都在70英尺左右。基于气动发射器的先前经验，笔者认为：气动发射器在一般气温环境下能很好地工作，但在低温条件下可能会出现问題，除非采用预压缩干燥装置或冷却装置来调节和干燥气体。这类发射器对于大型无人机和高发射速度的适应性如何尚且不知，但它的动力装置，包括气体发动机大小和所需气体的容量肯定会大大增加。

液压/气动发射器

液压/气动（HP）发射器的原理已经成功地应用在当前的无人机项目中，发射的无人机有多种型号，包括“天眼”、“不死鸟”、

“天鹰座”、“牛郎星”和“米拉奇26”等。无人机的重量在265磅到900磅之间，发射时速达到85节。大尺寸和轻型的发射器已经由全美工程（AAE）公司生产（即现在的ESCO工程系统）。挪威的KK

Tekiske A/S和Horpestad A/S 公司也生产出类似于AAE公司的发射器，用于发射BTT靶机。

液压 / 气动发射器的基本原理是利用压缩的液态氮作为发射动力源。氮气保存在气 / 液蓄能器内，蓄能器的油路通过导管与发射气缸相连，活塞杆连接到有缆绳穿过的可移动十字接头上，缆绳（大多数情况下是双重冗余系统）绕过发射导轨末端，折回到发射托架。

发射托架被液压助动释放系统固定在适当位置。当无人机装载到托架上，油泵将液压进蓄能器的油路，从而拉紧缆绳，使无人机托架受力。当压力检测系统显示达到了适当的发射压力时，释放机构开始启动弹射程序。释放机构具有一个可控的启动周期，用于减小弹射加速度。弹射开始后，托架和无人机以基本恒定的加速度在发射轨道上运动，在弹射过程的后段，旋转液压涡轮主动刹车，与托架啮合的尼龙索停止拉动，托架停止运动而无人机继续前行并飞入空中。有些发射器可显示出弹射的最后速度，但其值与指标值相比相差超过1节。与单纯的气动系统不同，预充氮气可以保留，除非发生泄漏，一般很少需要补充。发射动力由气泵通过转换蓄能器间流动的液压提供。这种类型的发射器具有很低的视觉响应、听觉响应和热响应。图6.8是一个典型液压 / 气动发射器的示意图。图6.9是一个重型发射器的示意图，但其轨道的伸缩和压力的调节通过人工完成。

无人机的零长火箭助推发射

“零长”发射器不需要使用轨道。飞机可直接从固定装置上起飞，一旦启动就可自由飞行。

最通用也是最成功的发动方法之一是火箭助推发射（RATO）。火箭助推的历史可以追溯到二战时期，当时曾用于缩短大型军用飞机的起飞行程。在那时，这种火箭助推装置被称为JATO，即喷气助推起飞单元（Jet Assisted Take-Off units），这个术语至今仍然偶

尔会用到。火箭助推发射在很长的时间里成为靶机发射的惯用方法，美国空军的无人机，如Pave Tiger和Seek Spinner，以及美国海军舰载或陆基发射的先锋（Pioneer）无人机、美国海军陆战队的BQM-147无人机都采用火箭助推发射。

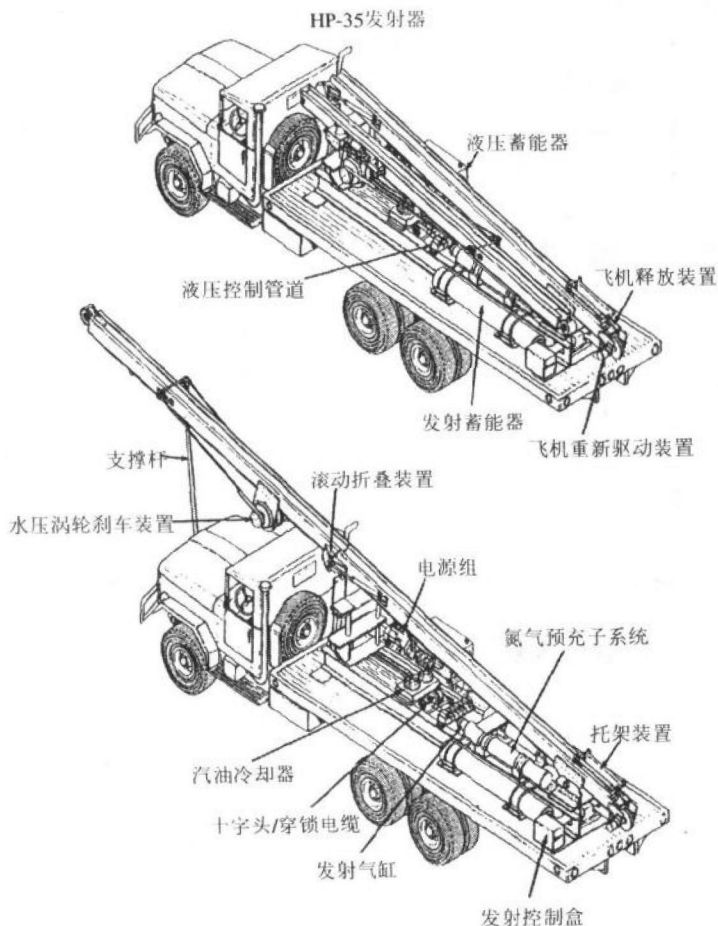


图6.8 HP-35发射器示意图

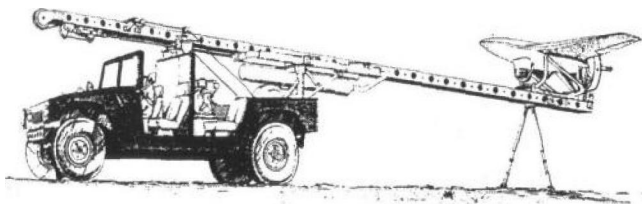


图6.9 HP-3000 发射器

下面讨论在无人机火箭助推发射单元设计上所必须考虑的几个有关因素。由于许多因素在应用中有特殊作用，同时飞行器本身对火箭助推发射单元最终设计的形成有很大的影响，因此，必须在最初就加以考虑。

所需的能量（推力）

一个火箭助推发射单元的设计师需要知道当火箭助推发射单元点火工作时飞行器的质量和所要达到的速度。这两项决定了作用在机体上的能量，最终决定火箭助推发射单元的大小。所需的能量或者推力可由下述动量方程得出：

$$I = m (v_1 - v_2) \quad (6.4)$$

公式中，如果质量由 $\frac{W}{g}$ ($g = 32.2$ 英尺/平方秒) 引出，以磅平方秒/英尺为单位，速率以英尺/秒表示，则得出的推力可以磅秒为单位。上述关系也可用图6.10来表示。

为便于参考，图6.10还给出了“敢死蜂”、“先锋”两种无人机的实际数据点。

推进剂重量

推进剂能量的释放或一种冲击力的产生，取决于所使用推进剂

的类型以及火箭本身的设计效率。 当今所使用的推进剂范围从利用氧化酯的聚丁二烯粘合剂的高能爆炸物，到低能慢燃烧的硝酸钾铵。设计者依据诸如环境条件、寿命要求、烟火产生、燃烧率，能量、处理能力、对火炮碎片、轻兵器等意外点火的敏感程度、价格等方面的相关重要性来选择推进剂类型。一般来说，现在使用的推进剂所释放的特殊冲击力范围在 180~240 磅秒/磅。

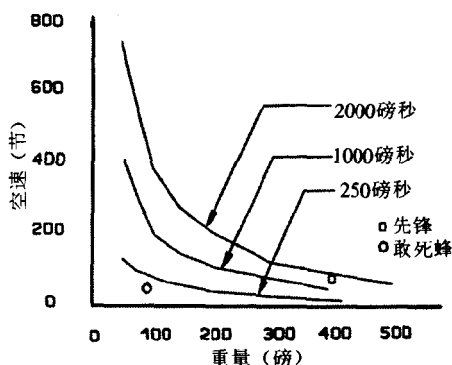


图6.10 零长发射器的能量需求

火箭设计参数影响动力效能，包括运行压力、喷嘴设计，以至火箭喷嘴的逆流高压容量。用释放的特种冲击力除总冲击力就可以得出推进剂重量的估值。

$$W_p = \frac{I}{I_s p} \quad (6.5)$$

整套火箭助推发射器单元的重量可以近似地计为推进剂重量的两倍。

推力、燃烧时间和加速度

火箭释放的能量就是在一定时间段内所产生的推力。

$$I = F(t_1 - t_0) \quad (6.6)$$

具有一定质量 m (或重量 W) 的飞行器其加速度可表示为：

$$a = \frac{F}{m} = F \frac{g}{W} \quad (6.7)$$

一个飞行器 (或搭载的子系统) 所能承受的最大加速度是非常重要的, 它一般由机体的设计结构决定。最大加速度和飞行器重量已知时, 推力和燃烧时间可根据上式计算。

火箭助推发射单元的结构

火箭助推发射单元与飞行器的衔接方式有多种, 这取决于机体本身和机体框结构的设计。在某些情况下, 所使用的火箭助推发射单元不止一个。当使用单个火箭助推发射单元时, 可以安装在沿飞行器纵轴方向后部, 或者在机身的下部。火箭助推发射单元的装配部位和装配方式决定了它的尺寸、附件的特点以及喷嘴是否对称或倾斜。无论如何, 按常规设计的火箭助推发射单元其合成的火箭推力线在发射时需通过飞行器的重心。

点火系统

火箭助推发射点火系统可以通过火箭的头部或者喷管口的尾部连接到火箭压力腔。两种方法都可以采用, 都利用了点火器, 点火器可以单独装载和封存, 在进入发射阵地时安装。

时下使用的点火启动方式有多种, 如: **BMAC** “勇敢” **200** 火箭助推发射单元利用电子管放电点火, “勇敢” **3000** 火箭助推发射单元利用远程旋转电子设备点火, “先锋” 利用双重线圈滤波器点火, “敢死蜂” 则利用雷管激发的电子管点火系统。每一种点火系统都按照其独特的系统特点和用户要求设定。

火箭助推发射消耗品的分离

飞行特性与飞行器重量紧密相关，飞行器携带着火箭助推发射的硬消耗品在整个航行中飞行是不适宜的，所以，利用空气动力、机械工程和弹道原理，将硬消耗品与飞行器分离，分离设施的选择在很大程度上依赖于飞行速度和硬消耗品投弃的方向。由于投弃的消耗物从飞行器上坠落，成为从天而降的危险品，因此发射场地附近的部队和装备都必须小心对待。

其他发射设备

火箭助推发射所需的其他设备包括一个发射架和一套飞行器约束/释放系统。

发射架与飞行器的机翼平齐，前端抬起形成一个适宜的发射角，每一个飞行器都有自己特定的发射角。一般来说，火箭助推发射单元启动时，飞行器的冲击角越小越好。发射架还有其他特定功能设备，如定力杆、保护罩以及便于运输的折叠托架。

约束/释放机构使飞行器离架前免受阵风和发动机启动冲击力的影响，并在火箭助推发射单元点火瞬间自动释放飞行器。在时下使用的系统中，有“先锋”无人机的剪切线释放和“敢死蜂”的弹道切割释放。

垂直起降无人机的发射

由于垂直起降无人机的独特设计，所需的发射装置很少，所以特别适于地面作战行动。然而，出于对军事行动中机动性的考虑，垂直起降无人机通常需要一辆载车，载车上的装置可以确保无人机在运输过程中的安全，有时还包括检测、启动和服务性设备（如吊车）。

无人机发射方法对比

在前面的章节中，讨论了多种关于无人机发射技术和发射设备的问题。作为总结，在此列出了各种发射方法以及对每一种方法的主观评价。由于气动轨道发射器、液压 / 气动轨道发射器、火箭助推发射器是目前常用的发射器类型，所以仅对这几种发射器进行评价，而开发成本问题不作考虑。

气动轨道发射器

分离管型

优点：

- a. 从发射到达到飞行速度之前，无人机能保持一个好的姿态；
- b. 结构相对简单；
- c. 重量轻（指飞行器、支架和其他所有在轨道上运行部件的总重量）；
- d. 原理可行；
- e. 损耗小、长期投入少；
- f. 没有明显辐射。

缺点：

- a. 恶劣气候条件下性能降低；
- b. 充气时间相对较长；
- c. 需要调节系统进行气体加压；
- d. 可能会出现气缸密封问题；
- e. 迄今为止，只能用于重量不超过500磅的飞行器；
- f. 前期投入大；

g. 占地面积大。

空气发动机型

优点:

- a. 从发射到达到飞行速度之前，无人机能保持一个良好的姿态；
- b. 结构相对简单；
- c. 重量轻；
- d. 原理可行；
- e. 损耗小、长期投入少；
- f. 没有明显辐射。

缺点:

- a. 恶劣气候条件下性能有所降低；
- b. 充气时间相对长；
- c. 在低温条件下性能未知；
- d. 迄今为止，只能用于重量不超过500磅的飞行器；
- e. 前期投入大。

液压/气动轨道发射器

优点:

- a. 从发射到达到飞行速度之前，无人机能保持一个良好的姿态；
- b. 在恶劣环境下可靠性高，使用情况良好；
- c. 可提供循环、精确的速度；
- d. 可装备1000磅、加速到85节的无人机；
- e. 充压时间短；
- f. 飞行器重量、速度、加速度的适应范围广；
- g. 损耗小、长期投入少；
- h. 没有明显辐射。

缺点:

- a. 占地面积大;
- b. 前期投入大。

火箭助推发射器

优点:

- a. 占地面积小;
- b. 没有明显的环境条件限制;
- c. 前期投入低;
- d. 不需要加压时间;
- e. 发射器安装后, 无人机仍可以存储较长时间。

缺点:

- a. 有热、光、声辐射;
- b. 火箭需要专门操作;
- c. 无人机重心的校准很关键;
- d. 安全系数低;
- e. 长期投入大。

最后, 对典型轨道发射器系统和火箭助推发射单元的耗费进行比较是很有意义的。为简单起见, 不考虑人员耗费、运输耗费以及开发费用, 同时其他一切附带费用, 比如火箭的特殊处置和存储设备费用也都不考虑, 发动机燃料费等忽略不计。

图6.11是各种系统耗费与发射器数量的关系。从中可以看出, 对于发射器少批量的使用, 火箭助推发射系统比较合算, 因为一个火箭的研发根本花不了多少钱。如果发射器大批量使用, 选择轨道发射是上策。

无人机的研发人员对发射器有很多选择, 必须评估各种发射原理的优缺点, 决定对于特定的飞行器和任务要求哪种是最佳的。首先, 他应在设计的初期就选择好发射系统的种类, 以便将有关发射

的种种因素在整个设计过程中统筹考虑，形成个总系统，这样就能够消除或极大地减少与发射相关的意外事故的发生。

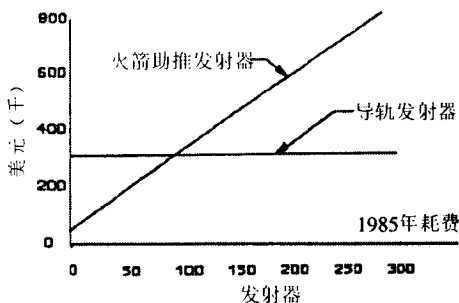


图6.11 导轨与火箭发射器的耗费比较

回收系统

引言

和发射器一样，无人机的回收也有多种可行的选择。下面将介绍一些时下已经应用的回收方法，对那些特种无人机和特种任务设备的回收方法在此不做介绍。本章“引言及基本思想”中所讨论的物理公式，在各种回收技术中同样适用，在此不作重复。

定翼无人机最常用的回收方法是滑道回收，例如跑道降落。要实施这种回收方法，无人机必须装有着陆用的轮胎，同时它的控制系统必须能够完成典型定翼飞机的拉平操纵。实践证明在飞机着陆滑行期间，控制方向极其重要，这就要求无人机具备刹车系统。

一种经常使用的适于跑道降落的技术是给无人机装备一个尾钩，并在跑道上安装减速齿轮。使用这种方法，只需在飞机着陆滑行期间进行方向控制，基本不需要机上刹车。

目前使用减速齿轮吸收能量的主要有两种：一种是摩擦刹车，它有一个绕着缆绳或带子的卷筒，连接到“地挂”上（ U_j 无人机尾钩咬合的线或缆绳）；另一种是液动绞盘，一个带有转子的简易水管 U_j 一个卷筒衔接，卷筒上绕着尼龙带。当使用摩擦刹车时，带了被缠绕进地挂。这两种刹车系统有着明显区别。

使用摩擦刹车，作用力通常可以预先设置，且制动距离取决于无人机的重量和着陆速度。液动绞盘刹车具有平稳的制动距离，即使无人机的重量和着陆的速度不同，它也会差不多在同一个位置上刹车。当然，这种说法具有一定的局限性，液动绞盘刹车系统配置到无人机重量和着陆速度的设计上时，允许有10%到20%的误差。

落地刹车在“天眼”（Skyeye）无人机中得到了成功的运用，并且具有无需处理跑道面的优点，只要没有大的障碍物都可使用。“天眼”使用一个装备有减震器的独立刹车装置，沿路保持无人机直线滑行。触地时发动机停车，刹车与陆地表面的摩擦力使无人机停止运动。使用减震器后就不需要拉平操纵，无人机只要以一个较低的下降速度着陆即可。

由典型的制动架回收系统派生而来的是用拦阻网取代地挂吸收能量。这种网必须能罩住无人机，减少机身每一部分的负荷。

垂直网系统

垂直网的思想是跑道制动系统的自然产物，涉及到钩/挂和网。在基本组成中，网的两端悬挂在两根杆上，张开的网线就是一个能量吸收器。通常也使用一个架子或者绳子将它悬挂在地面上方，在无人机制动的末段将其网住。这种系统的一个典型的实例就是洛克希德和德国道尼尔公司联合开发的“天鹰座”无人机拦阻网回收系统。如图6.12所示。有时“天鹰座”无人机也使用摩擦刹车。

依阿华战舰上的“先锋”和洛克希德公司生产的“牵牛星”无

人机使用的三极网回收系统实际上已经预示了其他垂直网系统的类型。在20世纪80年代中特莱达因-瑞安航空公司生产的STARS遥控飞行器系统就成功地使用了三极垂直网。这种方法利用支索系统的“包串”排列结构，在无人机制动过程中形成一个捕捉口袋。在某些情况下，有一根橡筋绳绷在网的下边缘，用以保证无人机的撞网安全。

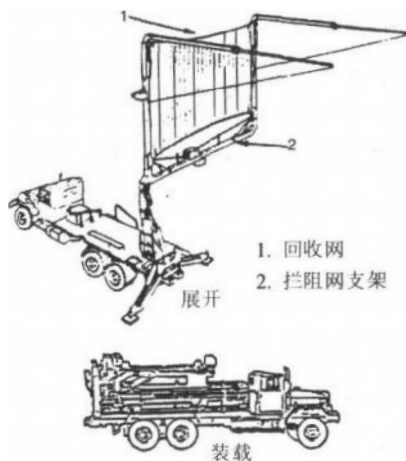


图6.12 “天鹰座”拦阻网系统

另一种垂直网是以色列早期的遥控飞行器系统中使用的四极垂直网。图6.13所示为依阿华战舰上的四极垂直网。

拦阻网系统成功的关键在于拦阻网本身的设计。早期的拦阻网系统用的是简单的装货网，甚至在小型的无人机系统中使用网球网。拦阻网必须具有对无人机的阻尼作用，为了达到这个目的我们采用了很多方法。在“天鹰座”系统中发现后掠翼飞机的外形结构与“蝴蝶”非常接近。在“先锋”无人机系统中开发了另类结构的拦阻网。

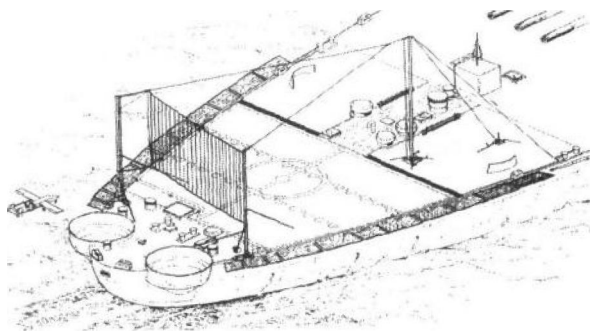


图6.13 USS依阿华战舰上的“先锋”无人机

早期试验在多种条件下进行，对于大尺寸飞行器而言该拦阻网显得太轻，很容易在舰船向前行驶时逆风移位。最后使用的拦阻网在“最佳点”即回收作用点有一个普通的三角形小网，众多小网连接成有四个角的大网。这种结构形式风向位移小，同时为人工操纵回收提供了一个足够大的目标。

拦阻网设计的一个非常重要的部分是如何准确地拦阻到无人机。“天鹰座”和“牵牛星”使用了一个非常精确的末段自动跟踪导航系统，误差仅有1英寸。这种拦阻网大约只有15英寸高、26英寸宽。相比之下，依阿华战舰上的拦阻网有25英寸高、47英寸宽。尺寸增大的原因是“先锋”无人机的机展较大，同时末段跟踪导航是由人工操纵的（用无线电控制，由一个操纵手操作）。

伞降回收

在靶机和一些无人机上使用伞降回收系统已有较长的历史。当然，降落伞的使用要求无人机具有足够的载重和容积为伞包提供舱位。为了减少伞和地面、水面冲撞所造成的损害，人们设计使用了

许多不同形状的降落伞，都具有相对低的下降速率。有些无人机使用气囊或耐压结构以减小触地的负荷。运用的典型实例是特莱达因、瑞安公司生产的Model 124 型无人机，它带有气囊。GEC/FRL“不死鸟”回收时，飞机翻转采用耐压的上部触地。虽然降落伞的设计款式有很多，其特性也各不相同，但如图6.14所示的十字伞最为成功，它的伞包体积较小，下降过程中有极好的稳定性，还具有开伞拉力小的优点。一般十字伞的缺点是开伞后的方向难以控制。在无人机开伞着陆的地方，变化无常的地面风或者高地势风可能将飞机沿着地面拖拉，造成损坏，所以一个落地抛伞装置对降落伞是非常必要的。为减少飘移距离，降落伞通常控制在很低的高度才打开。万一降落到水里，应该保护无人机内部系统免受水的浸泡，或者迅速使用净化设备进行净化，特别是降落到海水中时。

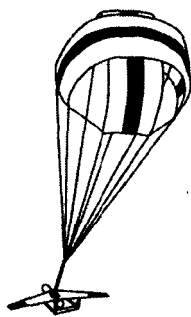


图6.14 十字伞

为了克服普通降落伞存在的一些问题，近年来开始使用滑翔伞（翼伞）。值得一提的是，翼伞即充气伞显示出相当多的优越性。使用不同的起飞装置可以对翼伞实施方向控制，它们可以较低的速度下降。已经证实，通过人工控制或利用灯塔信号、平台传感器和控制系统，翼伞可以精确着陆。翼伞展现出具有平稳速度的特性，

所以，如果发动机转动，悬挂在翼伞下的无人机就可以进行爬升、平飞以及随发动机转速减小而下降的飞行。在动力作用下，方向控制一般都是极好的。翼伞无人机的舰载回收，需要增加一些舰载辅助设备，使用牵拉系统对无人机的降落是一种可行的方法，当无人机向甲板上抛下绳索时，用一个绞盘牵拉无人机，绳索的松紧控制必须掌握，由于船体的摆动，翼伞及牵拉绳不可绷得过紧。这种方法的操作程序如图6.15、图6.16所示。对已着陆无人机的固定保护也很必要，特别是当海上风力达到4级以上时，应该注意甲板上的操作程序（关于甲板上操作的一些限制将在下节讨论）。

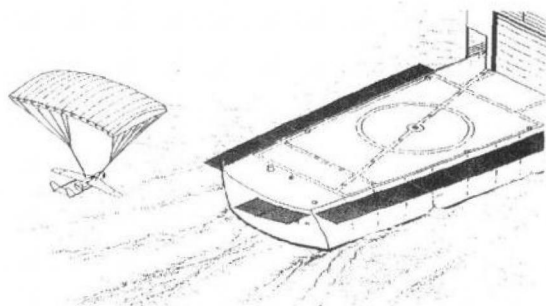


图6.15 翼伞回收

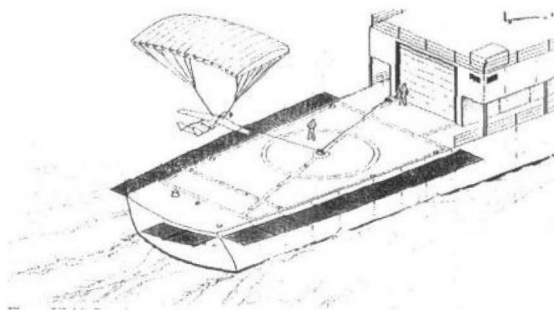


图6.16 使用绞盘的翼伞回收

垂直起降无人机

依据美海军和北约的需求，大量垂直起降无人机和无人直升机被列入研发生产计划，研究生产范围从纯直升机到冲击导引装置和倾斜翼无人机，所有垂直起降无人机都具有能够在机体与舰船甲板之间保持相对低速的明显优势，如前所述，这样将只需相对较低的能量转换。

就其基本能力而言，特别是在由水平飞行转变为垂直飞行的场合，垂直起降无人机或许还存在着一些固有的缺陷，这种飞机的机动性需要比通常的飞行控制更为复杂的系统。纯直升机在向前速度控制能力方面，同样具有一些明显的局限。这可能需要增加控制系统，或者更确切的说是增加垂直起降无人机的配置，但也许要以降低有效载荷、续航时间、雷达信号等性能为代价。

垂直起降无人机还需要一个末段跟踪导航系统、一个适合于甲板操作的飞行器，以及适当的拦阻设备，以确保无人机安全降落在甲板上，同时不对其他舰船的运行造成影响。

图6.17所示为Indat技术股份有限公司的几种垂直起降无人机回收技术。

图6.17A所示回收原理是：无人机抛下一根带钩的绳子，钩子钩住拉线，绞盘将绳子卷拉，将无人机固定在回收平台上。

图6.17B所示的无绳回收原理包括与无人机飞行控制系统相连的传感器，为站基稳定和飞机着陆提供一个闭环控制回路。

图6.17C为回收平台的详细工作情况，图中显示了着陆后固定无人机的两个原理。图的下侧显示滑撬触地保护无人机并使其处于中央位置，图的上侧显示探头咬合在双层网丝面上，其中一层网丝错位紧紧夹住探头。

图6.17D所示显示了一个带有回收固定轨道（RAST）的平台。

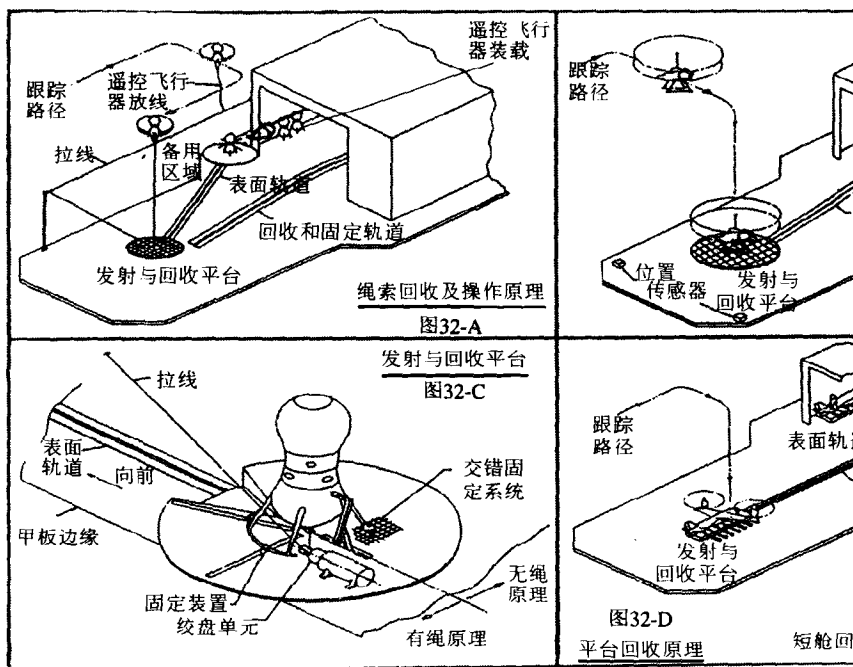


图6.17 垂直短距起降回收

中空回收

中空打捞式回收为无人机的回收提供了新的途径，从舰船起飞的直升机飞向无人机，把无人机像货物一样卸在甲板上，这一回收行动与直升机平时正常的飞行差不多。目前完全有可能在现役直升机上装备由能量吸收装置组成的任务组件，它利用一根竖杆带动辅助吊舱对伞降无人机进行中空打捞。如果采用翼伞，回收性能将有进一步的改善。因为，当翼伞张开后，吸收了无人机的能量，机组人员不必考虑无人机下降速度对中空打捞的影响，失去能量的无人机会比普通伞降更缓慢地下降，这就给直升机留下了更长的回收时间。

图6.18 所示为标准中空回收操作程序。对于重型无人机（2500磅）而言，在完成回收后，主伞立即被抛掉。



图6.18 中空回收

图6.19和图6.20显示的是根据中空回收原理，使用SH-60型直升

机回收舰载无人机的操作程序。



图6.19 中空回收拦截过程



图6.20 中空回收打捞过程

在中空回收方面美国空军具有丰富的经验，他们已对靶机、巡航导弹等进行了上千次成功回收。例如，在越南战争中，对探测目标的回收成功率超过96%。中空回收不需要末端跟踪导航，但需要机组人员娴熟的技能 and 敬业精神，以及特殊结构的飞行器。

在目视飞行规则（VFR）的行动中，夜间回收可以通过降落伞下方的照明实施。

舰载回收

安全性对于舰载无人机回收来说是首先要考虑的因素，无人机的使用类型和回收手段决不能损害到船体和人员的安全。不论是实际的回收行动，还是安装、架设、无人机操作、装载等方面，必须坚持这个原则。其他因素还包括可靠性和任务的有效性。在多数情

况下，舰船的空间是有限的，这就要求具有高度的可靠性，只有这样才能在没有大量备用品的情况下，保持系统良好的运行。任务的有效性是指除安全回收外，系统必须易于架设、需要操作人员少、对机体的回收损伤小。但也不能一味追求无人机的回收效率，而明显偏离回收平台的正常工作状态。

与地面无人机行动不同，海上无人机回收往往在变化无常的海况和恶劣的环境中进行。海况与行驶舰船间的关系是复杂的，不同等级的舰船对各种海况会有不同的反应。例如，战列舰在一些海况下的颠簸、摇摆程度与驱逐舰比较起来就显得微不足道了。

关于无人机回收的条件，有一个实例可以说明，它就是轻型机载多用途系统MK III 直升机所依照的军用规范MIL-R-8511A 中的“回收帮助、固定与旋转系统”，通常称作“ RAST ”系统。这个规范要求在规定条件下保持“所有需要的功能特征”。温度范围是 $-38 \sim 65^{\circ}\text{C}$ ，相对湿度为95%，有水和霜凝结。舰船的行动条件是：

“当船首或船尾由正常水平面恒定下降 5° ；由垂直面的任意一边恒定倾斜 15° ，相对于正常水平面上下颠簸 10° ；或是垂直面的任意一边摇摆 45° 时，若船体摆动超过 30° ，整个系统的性能将不能保证，但是在船体垂直面的任意一边摆动升至 45° 条件下，船体摆动减小到 30° 或更小时，不应该引起性能的下降。”

在无人机回收过程中海况对舰船航行的影响是复杂的，由于空气穿行于甲板上各种高耸设施之间，在大部分的船体表面出现了空气尾迹或船尾“旋涡”的现象。在有些舰船上，当无人机飞过旋涡区域接近甲板时，这种空气旋涡会对无人机的控制造成很大的影响。已经搜集到的数据可以作为参考，以确保直升机在各种舰船上的作业安全。当无人机设计者有意采用舰载回收无人机时，应充分考虑这些数据，并针对穿越旋涡区域或避开旋涡区的无人机控制问题做

出规划。

海湾战争之后，美海军的战列舰退役了，舰载“先锋”无人机的威力随之消失，舰载“先锋”无人机使用了垂直网回收系统（Ship Pioneer ARresting System, SPARS），为了保持舰载无人机的作战能力，美海军对SPARS装备进行了改进，将其安装在LPD级舰船上，这个命名为SPARS III的系统沿着LPD舰尾飞行甲板的船舷上缘装配在舰尾拦阻网支撑杆上，同时在船体的上部安装了一个略微偏离中心的前杆。与战列舰基本结构相同的部分原样被套用，但增加了舰尾至前杆的距离。设备的安装基本上占据了整个飞行甲板，一般无法再用于直升机的起降。至于前面提及的索具问题，系统进行了很好的处理。

随着具有精确末端制导功能的“通用自动回收系统”（Common Automatic Recovery System, CARS）的引入，SPARS的作战行动得到了明显改善。在CARS应用过程中，拦阻网的尺寸越小，全负载就越小，也越便于垂直网系统灵活使用。有一点很重要，因为SPARS使用的问题之一涉及到无人机回收过程中立网和拉网的区域问题，拉网可以影响到无人机的入网和撞网方式，使其不至于落入网外。

SPARS系统的另一个改进之处是使用四根杆支撑拦阻网系统，减小了无人机在甲板上的操作区域。这种改进与简便的架设、更低的漏网力结合，使舰船甲板更适于直升机操作在无人机操作之间穿插进行。为防止无人机发生意外，在回收网的下部必须再安装一个阻网。

垂直网回收系统实际上适合于任何固定翼结构的无人机，与CARS的结合形成了一个有效、可靠的回收系统。

最后一点就是，必须认识到，任何船长都不希望有任何物体像导弹一样击中船体。因此，无人机所采用的回收方式必须证实具有

高度的可靠性，不能对舰船造任何损害。

总结

无人机的发射和回收有许多有效和可靠的方法。本章介绍了一些比较成功的系统以及在过去的无人机或遥控飞行器计划中运用的技术。

另外，一些基本设计因素也在物理学定律上重新作了简要说明，无人机的发射和回收都是应用了这些物理学基本定律。

当然，没有哪种发射或回收技术适用于所有无人机。

任务需求和机体的设计都应当采用最适合于特定系统的技术。

但是，无人机的研发者需要牢记于心的是：无人机发射和回收问题必须在设计的初期就加以考虑，否则，这不仅会使飞行器设计本身，而且还将使整个无人机应用的使命冒失败的风险。

欢迎与我们联系

为了方便与我们联系，我们已开通了网站：
(www.medias.com.cn)。您可以在本网站上了解我们的新书介绍，并可通过读者留言簿直接与我们沟通，欢迎您向我们提出您的想法和建议。也可以通过电话与我们联系。电话号码（010）68252397