

无人机结构与系统

无人机结构与系统分为结构和系统两个方面,其中无人机结构主要是指无人机的硬件结构,无人机系统主要是指无人机动力系统、控制站、飞行控制系统、通信导航系统、任务载荷系统和发射回收系统等。

1.1 无人机概述

1.1.1 无人机的发展历史与现状

18 世纪后期,热气球在欧洲升空,迈出了人类翱翔天空的第一步。20 世纪初期,美国莱特兄弟的“飞行者”号飞机试飞成功,开创了现代航空的新篇章。20 世纪 40 年代初期第二次世界大战时,德国成功发射大型液体火箭 V-2,把航天理论变成现实。1961 年,苏联航天员加加林乘坐“东方 1 号”宇宙飞船在最大高度为 301km 的轨道上绕地球一周,揭开了人类载人航天器进入太空的新篇章。

无人机的起源可以追溯到第一次世界大战,1914 年英国的两位将军提出了研制一种使用无线电操纵的小型无人驾驶飞机用来空投炸弹的建议,得到认可并开始研制。1915 年 10 月,德国西门子公司成功研制了采用伺服控制装置和指令制导的滑翔炸弹。1916 年 9 月 12 日,第一架无线电操纵的无人驾驶飞机在美国试飞。1917—1918 年,英国与德国先后研制成功无人遥控飞机。这些被公认为是遥控无人机的先驱。

随后,无人机被逐步应用于靶机、侦察、情报收集、跟踪、通信和诱饵等军事任务中,新时代的军用无人机很大程度上改变了军事战争和军事调动的原始形式。与军用无人机的百年历史相比,民用无人机技术要求低、更注重经济性。军用无人机技术的民用化降低了民用无人机市场进入门槛和研发成本,使得民用无人机得以快速发展。

目前,民用无人机已广泛应用于航拍、航测、农林植保、巡线巡检、防灾减灾、地质勘测、灾害监测和气象探测等领域。

未来,无人机将在智能化、微型化、长航时、超高速、隐身性等方向上发展,无人机的市场空间和应用前景非常广阔。

1.1.2 无人机的概念

中国民用航空局飞行标准司在 2016 年 7 月 11 日颁布的《民用无人机驾驶员管理规定》(AC-61-FS-2016-20-R1),其对无人机及相关概念作了定义。

无人机(Unmanned Aerial,UA)是指由控制站管理(包括远程操纵或自主飞行)的航空器,也称远程驾驶航空器(Remotely Piloted Aircraft,RPA)。

无人机系统(Unmanned Aerial Systems,UAS)是指由无人机、相关的控制站、所需的指令与控制数据链路以及批准的型号设计规定的任何其他部件组成的系统,也称远程驾驶航空器系统(Remotely Piloted Aircraft Systems,RPAS)。一种典型的无人机系统如图 1-1 所示。

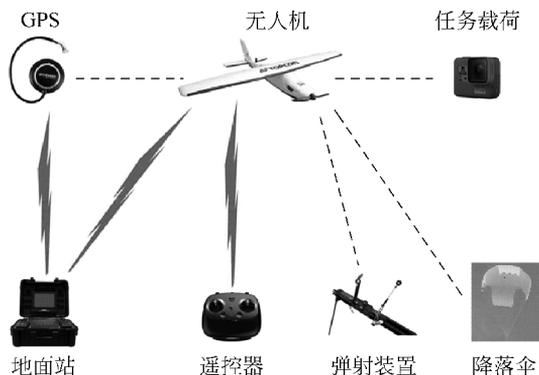


图 1-1 一种典型的无人机系统

无人机系统驾驶员是指由运营人指派、对无人机的运行负有必不可少职责、并在飞行期间适时操纵无人机的人。

控制站也称遥控站、地面站,是无人机系统的组成部分,包括用于操纵无人机的设备。

指令与控制数据链路(Command and Control Data Link,C2)是指无人机和控制站之间以飞行管理为目的的数据链接。

1.1.3 无人机的特点

1. 无人机的优势

与有人机相比,无人机具有以下优势。

- (1) 机上没有驾驶员,无须配备生命保障系统,简化了系统、减轻了重量、降低了成本。
- (2) 机上没有驾驶员,执行危险任务时不会危及飞行员安全,更适合执行危险性高的任务。
- (3) 机上没有驾驶员,可以适应更激烈的机动飞行和更加恶劣的飞行环境,留空时间也不会受到人所固有的生理限制。

(4) 无人机在制造、使用和维护方面的技术门槛与成本相对更低。

制造方面:放宽了冗余性和可靠性指标,放宽了机身材料、过载、耐久等要求。

使用方面:使用相对简单,训练更易上手,且可用模拟器代替真机进行训练,节省了真机的实际使用寿命。

维护方面:维护相对简单,维护成本低。

(5) 无人机对环境要求较低,包括起降环境、飞行环境和地面保障等。

(6) 无人机相对重量轻、体积小、结构简单,应用领域广泛。

2. 无人机的局限性

与有人机相比,无人机具有以下局限性。

- (1) 无人机上没有驾驶员和机组人员,对导航系统和通信系统的依赖性更高。
- (2) 无人机放宽了冗余性和可靠性指标,降低了飞行安全。当发生机械故障或电子故障时,无人机及机载设备可能会产生致命损伤。
- (3) 无人机的续航时间相对较短,尤其是电动无人机。
- (4) 无人机遥控器、地面站、图传、数传电台等设备的通信频率和地面障碍物等,限制了无人机系统的通信传输距离,限制了无人机的飞行范围。
- (5) 无人机的体积、重量和动力等,决定了无人机的抗风、抗雨能力有限。

1.1.4 无人机的分类

目前,无人机的用途广泛,种类繁多,型号各异,各具特点。

按应用领域的不同,无人机可分为军用无人机、民用无人机和科研无人机。

按飞行航程的不同,无人机可分为超近程无人机、近程无人机、短程无人机、中程无人机和远程无人机,具体分类如表 1-1 所示。

表 1-1 无人机的分类(按飞行航程分)

无人机的分类	无人机的飞行航程/km
超近程无人机	<15
近程无人机	15~50
短程无人机	50~200
中程无人机	200~800
远程无人机	>800

按飞行高度的不同,无人机可分为超低空无人机、低空无人机、中空无人机、高空无人机和超高空无人机,具体分类如表 1-2 所示。

表 1-2 无人机的分类(按飞行高度分)

无人机的分类	无人机的飞行高度/m
超低空无人机	0~100
低空无人机	100~1000
中空无人机	1000~7000
高空无人机	7000~18000
超高空无人机	>18000

按中国民用航空局飞行标准司 2016 年发布的咨询通告《民用无人机驾驶员管理规定》(AC-61-FS-2016-20-R1),无人机可分为 9 类,具体分类如表 1-3 所示。

表 1-3 无人机的分类(按民航法规分)

无人机的分类	空机重量/kg	起飞重量/kg
I	0<空机重量/起飞重量≤1.5	
II	1.5<空机重量≤4	1.5<起飞重量≤7
III	4<空机重量≤15	7<起飞重量≤25
IV	15<空机重量≤116	25<起飞重量≤150

续表

无人机的分类	空机重量/kg	起飞重量/kg
V	植保类无人机	
VI	无人飞艇	
VII	超视距运行的 I、II 类无人机	
VIII	116 < 空机重量 ≤ 5700	150 < 起飞重量 ≤ 5700
IX	空机重量/起飞重量 > 5700	

按国务院、中央军委空中交通管制委员会(以下简称国家空管委)组织起草并于 2018 年年初面向社会公开征求意见的《无人驾驶航空器飞行管理暂行条例(征求意见稿)》规定,根据运行风险大小,民用无人机可分为微型无人机、轻型无人机、小型无人机、中型无人机和大型无人机,具体分类如表 1-4 所示。

表 1-4 无人机的分类(按运行风险大小分)

无人机的分类	无人机的运行风险大小
微型无人机	空机重量小于 0.25kg,设计性能同时满足飞行真高不超过 50m、最大飞行速度不超过 40km/h、无线电发射设备符合微功率短距离无线电发射设备技术要求的无人机
轻型无人机	同时满足空机重量不超过 4kg、最大起飞重量不超过 7kg、最大飞行速度不超过 100km/h,具备符合空域管理要求的空域保持能力和可靠被监视能力的无人机(不包括微型无人机)
小型无人机	空机重量不超过 15kg,或最大起飞重量不超过 25kg 的无人机(不包括微型无人机、轻型无人机)
中型无人机	最大起飞重量超过 25kg 不超过 150kg,且空机重量超过 15kg 的无人机
大型无人机	最大起飞重量超过 150kg 的无人机

按飞行平台构型的不同,无人机可分为固定翼无人机、无人直升机、多旋翼无人机、伞翼无人机、扑翼无人机、无人飞艇和混合式无人机等。

1. 固定翼无人机

固定翼无人机是指由动力装置产生前进的推力或拉力,由机身固定的机翼产生升力,在大气层内飞行的重于空气的无人机。一种典型的固定翼无人机如图 1-2 所示。

其特点:载荷大、续航时间长、航程远、飞行速度快、飞行高度高,但起降受场地限制、无法悬停。

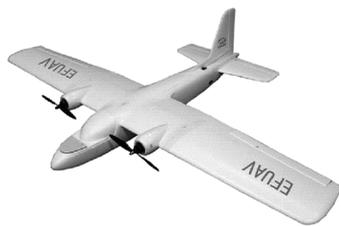


图 1-2 固定翼无人机

2. 无人直升机

无人直升机是指依靠动力系统驱动一个或多个旋翼产生升力和推进力,实现垂直起落及悬停、前飞、后飞、定点回转等可控飞行的无人机。一种典型的无人直升机如图 1-3 所示。

按旋翼数量和布局方式的不同,无人直升机可分为单旋翼带尾桨无人直升机、共轴式双旋翼无人直升机、纵列式双旋翼无人直升机、横列式双旋翼无人直升机和带翼式无人直升机等不同类型。



图 1-3 无人直升机

其特点：可垂直起降、可悬停、操作灵活、可任意方向飞行，但结构复杂、故障率较高。与固定翼无人机相比，飞行速度低、油耗高、载荷小、航程短、续航时间短。

3. 多旋翼无人机

多旋翼无人机是指具有 3 个及以上旋翼轴提供升力和推进力的可垂直起降的无人机。一种典型的多旋翼无人机如图 1-4 所示。



图 1-4 多旋翼无人机

与无人直升机通过自动倾斜器、变距舵机和拉杆组件来实现桨叶的周期变距不同，多旋翼无人机的旋翼总距是固定不变的，通过调整不同旋翼的转速来改变单轴推进力的大小，从而改变无人机的飞行姿态。

其特点：结构简单、价格低廉、操作灵活、可向任意方向飞行，但有效载荷较小、续航时间较短。

1.1.5 无人机的结构与系统

无人机结构主要是指无人机的硬件结构。如前所述，无人机按飞行平台构型的不同可分为固定翼无人机、无人直升机、多旋翼无人机、伞翼无人机、扑翼无人机和无人飞艇等。

无人机系统主要是指无人机动力系统、控制站、飞行控制系统、通信导航系统、任务载荷系统和发射回收系统等。

(1) 动力系统：用以提供无人机飞行所需要的动力，使无人机能够安全进行各项飞行活动。

(2) 控制站：用以监测和控制无人机的飞行全过程、全部载荷、通信链路等，并能检测故障及时报警，再采取相应的诊断处理措施。

(3) 飞行控制系统：用以作为无人机系统的“大脑”部分，对无人机姿态稳定和控制、无人机任务设备管理和应急控制等都有重要影响，对其飞行性能起决定性的作用。

(4) 通信导航系统：用以保证遥控指令能够准确传输，以及无人机能够及时、可靠、准确地接收、发送信息，以保证信息反馈的可靠性、精确度、实时性及有效性。

(5) 任务载荷系统：用以实现无人机飞行要完成的特定任务。

(6) 发射回收系统：用以保证无人机顺利升空以达到安全的高度和速度飞行，并在执行完任务后从天空安全回落到地面。

1.2 无人机的基本结构

本书主要介绍固定翼无人机、无人直升机和多旋翼无人机 3 种机型的组装和调试，后续相关章节对这 3 种机型的基本结构做了较为详尽的介绍，所以本节在此仅对此 3 种机型做简单介绍。

1.2.1 固定翼无人机的基本结构

固定翼无人机一般由机翼、机身、尾翼、起落装置和动力装置 5 个部分组成。

(1) 机翼主要由翼梁、纵墙、桁条、翼肋和蒙皮等组成，主要功能是产生飞行所需要的升力。

(2) 机身主要由纵向骨架桁梁和桁条、横向骨架普通隔框和加强隔框、蒙皮等组成，主要功能是装载燃料和设备，并将机翼、尾翼、起落装置等连成一个整体。

(3) 尾翼主要由水平尾翼和垂直尾翼两部分组成，主要功能是稳定和操纵无人机的俯仰与偏转。

(4) 起落装置主要由支柱、减振器、机轮和收放机构等组成，主要功能是支撑无人机的起飞、着陆滑跑、滑行和停放等。

(5) 动力装置包括油动和电动两种，其中油动力装置主要由螺旋桨、发动机、舵机和辅助系统等组成，电动动力装置主要由电池、电调、电动机和螺旋桨等组成。动力装置的主要功能是产生拉力(螺旋桨式)或推力(喷气式)，使无人机产生相对空气的运动。

1.2.2 无人直升机的基本结构

无人直升机一般由机身、主旋翼、尾桨、操纵系统、传动系统、电动机或发动机、起落架等组成。

(1) 无人直升机机身与固定翼无人机机身结构和功能类似，主要功能是装载燃料、货物和设备等，同时作为无人直升机安装基础将各部分连成一个整体。机身是直接承受和产生空气动力的部件，还具有承载和传力的作用，承受各种装载的载荷和各类动载荷。

(2) 主旋翼主要由桨叶和桨毂组成，主要功能是将旋转动能转换成旋翼升力和拉力。

(3) 尾桨一般安装在尾梁后部或尾斜梁或垂尾上，主要功能是平衡旋翼的反扭矩、改变尾桨的推力(或拉力)，实现对直升机的航向控制、对航向起稳定作用和提供一部分升力等。尾桨分为推式尾桨和拉式尾桨。

(4) 操纵系统主要由自动倾斜器、座舱操纵机构和操纵线系等组成，主要功能是用来控

制无人直升机的飞行。无人直升机的垂直、俯仰、滚转和偏航 4 种运动形式分别对应总距操纵、纵向操纵、横向操纵和航向操纵 4 个操纵。

(5) 传动系统主要由主减速器、传动轴、尾减速器及中间减速器组成,主要功能是将发动机的动力传递给主旋翼和尾桨。

1.2.3 多旋翼无人机的基本结构

多旋翼无人机一般由机架、动力装置和飞控等组成。

(1) 机架主要由机臂、中心板和脚架等组成,也有采用一体化设计的机架。机架的主要功能是承载其他构件的安装。

(2) 多旋翼无人机的动力装置通常采用电动系统,主要由电池、电调、电动机和螺旋桨 4 个部分组成。

(3) 飞控主要由陀螺仪、加速度计、角速度计、气压计、GPS、指南针和控制电路等组成,主要功能是计算并调整无人机的飞行姿态,控制无人机自主或半自主飞行。

1.3 无人机动力系统

无人机动力系统为无人机提供动力,使无人机能够进行飞行活动。无人机动力系统有 3 种类型,即以电池为能源的电动系统、以燃油类发动机为动力的油动系统和油电混动系统。目前油电混合系统更多地应用于汽车中,在无人机领域较少使用。

1.3.1 电动系统

电动系统是将化学能转化为电能再转化为机械能,为无人机飞行提供动力的系统,由电池、调速系统、电动机、螺旋桨 4 个部分组成。

1. 电池

电池主要为无人机提供能量,有镍镉、镍氢、锂离子、锂聚合物电池。考虑到电池的重量和效率问题,无人机多采用锂聚合物电池,如图 1-5 所示。

电压分为额定电压、开路电压、工作电压和充电电压等,符号为 U ,单位为伏特(V)。额定电压是指电池工作时公认的标准电压,例如锂聚合物电池为 3.7V;开路电压是指无负载使用情况下的电池电压;工作电压是指电池在负载工作情况下的放电电压,它通常是一个电压范围,例如锂聚合物电池的工作电压为 3.7~4.2V;充电电压是指外电路电压对电池进行充电时的电压,一般充电电压要大于电池开路电压。

电池容量是指电池储存电量的大小,电池容量分为实际容量、额定容量、理论容量,符号为 C ,单位为毫安时($\text{mA} \cdot \text{h}$)。实际容量是指在一定放电条件下,在终止电压前电池能够放出的电量;额定容量是指电池在生产和设计时,规定的在一定放电条件下电池能够放出的最低电量;理论容量是指根据电池中参加化学反应的物质计算出的电量。

电池倍率,一般充放电电流的大小常用充放电倍率来表示,即充放电倍率=充放电电流/额定容量,符号为 C ;例如,额定容量为 $10\text{mA} \cdot \text{h}$ 的电池用 4A 放电时,其放电倍率为 0.4C; $1000\text{mA} \cdot \text{h}$ 、10C 的电池,最大放电电流= $1000 \times 10\text{mA} = 10\,000\text{mA} = 10\text{A}$ 。

2. 调速系统

电调(Electronic Speed Controller, ESC), 全称电子调速器, 如图 1-6 所示。它的主要功能是将飞控板的控制信号进行功率放大, 并向各开关管送去能使其饱和导通和可靠关断的驱动信号, 以控制电动机的转速。因为电动机的电流是很大的, 正常工作时通常为 3~20A。飞控没有驱动无刷电动机的功能, 需要电调将直流电源转换为三相电源, 为无刷电动机供电。同时电调在多旋翼无人机中也充当了电压变化器的作用, 将 11.1V 的电源电压转换为 5V 电压给飞控、遥控接收机供电, 如果没有电调, 飞控板根本无法承受这样大的电流。



图 1-5 锂聚合物电池



图 1-6 电子调速器

电调两端都有接线, 输入线与电池相连, 输入电流; 输出线与电动机相连, 用以调整电动机转速。无刷电调有 3 根输出线, 信号线与飞控连接, 接收飞控信号并给飞控供电。

3. 电动机

电动机旋转带动桨叶使无人机产生升力和推力, 通过对电动机转速的控制, 可使无人机完成各种飞行状态。有刷电动机中的电刷在电动机运转时产生电火花会对遥控无线电设备产生干扰, 且电刷会产生摩擦力, 噪声大, 目前在无人机领域已较少使用, 更多采用的是无刷电动机。

外转子型无刷电动机的工作原理: 电动机的转子在外面, 而定子在内部, 转子内侧有两个永久性磁铁, 一个是 N 极, 一个是 S 极, 电动机的定子结构是线圈, 也就是电磁铁, 定子在内部是固定不动的, 如图 1-7 所示。利用磁铁异性相吸的原理, 给定子线圈通电如图 1-7(a) 所示, 外面的转子由于异性相吸的原理会逆时针转动, 让自己的 N 极靠近定子电磁铁的 S 极, 自己的 S 极靠近定子电磁铁的 N 极。此时线圈停止通电, 让下一个线圈通电, 即图中标 B 的线圈通电流。这样永磁铁就因异性相吸的原理继续逆时针转动追赶下一个电磁铁目标, 如图 1-7(b) 所示, 前面有个电磁铁线圈在吸引永磁铁, 后面一个电磁铁线圈在推动永磁铁。在无刷电动机里, 安装了霍尔传感器, 能准确判断转子永磁铁的位置, 及时将永磁铁的位置报告给定子线圈控制器, 控制器就能根据该信息控制线圈电流流向。

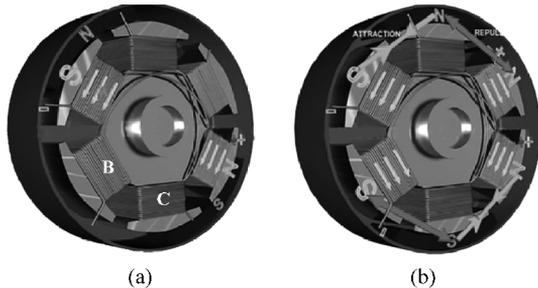


图 1-7 外转子型无刷电动机工作原理

电动机的型号通常用“××××”型数字来表示。例如,2212 外转子无刷动力电动机,即表示电动机定子直径 22mm,电动机定子高度为 12mm,如图 1-8 所示。

电动机 KV 值,用来表示电动机空载转速,指电压每增加 1V,无刷电动机增加的每分钟转速,即电动机空载转速=电动机 KV×电池电压。例如,920KV 的电动机,电池电压为 11.1V,那么电动机的空载转速应该为 $920 \times 11.1 \text{r/min} = 10\ 212 \text{r/min}$ 。

4. 螺旋桨

螺旋桨安装在无刷电动机上,通过电动机旋转带动螺旋桨旋转。多旋翼无人机多采用定距螺旋桨,即桨距固定,如图 1-9 所示。定距螺旋桨从桨毂到桨尖安装角逐渐减小,这是因为半径越大的地方线速度越大,受到的空气反作用力就越大,容易造成螺旋桨因各处受力不均匀而折断。同时螺旋桨安装角随着半径增加而逐渐减小,能够使螺旋桨从桨毂到叶尖产生一致升力。



图 1-8 2212 外转子无刷动力电动机



图 1-9 螺旋桨

螺旋桨尺寸通常用“××××”型数字来表示,前两位数字表示螺旋桨直径,后两位数字表示螺旋桨螺距,单位均为英寸(in),1in 约等于 2.54cm,螺距即桨叶旋转一圈旋转平面移动的距离。

螺旋桨有正反桨之分,顺时针方向旋转的是正桨,逆时针方向旋转的是反桨。

电动机与螺旋桨的配型原则:高 KV 电动机配小桨,低 KV 电动机配大桨。因为电动机 KV 值越小转动惯量越大,KV 值越大转动惯量越小,所以螺旋桨尺寸越大,产生的升力就越大,需要更大力量来驱动螺旋桨旋转,因此采用低 KV 电动机;反之,螺旋桨越小,需要转速更快,才能达到足够升力,因此采用高 KV 电动机。

5. 接线方式

动力系统中电池、电调、电动机之间的接线方式,如图 1-10 所示。

多旋翼无人机的多个旋翼轴上的电调,其输入端的红线、黑线需并联接到电池的正负极上;其输出端的 3 根黑线连接到电动机;其 BEC 信号输出线,用于输出 5V 电压给飞控供电和接收飞控的控制信号;遥控接收机连接在飞行控制器上,输出遥控信号,并同时从飞控上得到 5V 供电。

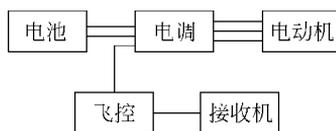


图 1-10 动力系统接线方式

1.3.2 油动系统

燃油类发动机工作过程是将化学能转换为机械能,常用的燃油类发动机有活塞式发动机和燃气涡轮发动机。

1. 活塞式发动机

1) 活塞式发动机的结构

活塞式发动机也叫往复式发动机,是一种利用汽缸内燃料燃烧膨胀产生压力推动活塞向下运动并做功的机器,将化学能转化为热能又转化成了机械能。活塞式发动机是内燃机的一种,靠汽油、柴油等燃料提供动力。活塞式发动机主要由汽缸、活塞、连杆、曲轴、气门机构、螺旋桨减速器、机匣等组成。

根据燃料点火方式的不同,活塞式发动机可分为电火花点燃燃料的点燃式发动机和压缩空气使空气温度升高点燃燃料的压燃式发动机。大部分汽油机都是点燃式,大部分柴油机都是压燃式,如图 1-11 所示。

根据发动机工作原理不同还可以分为二冲程发动机和四冲程发动机。

2) 四冲程发动机的工作原理

冲程:活塞从上止点运动到下止点或者从下止点运动到上止点称为一个冲程,即曲轴转动半圈。

活塞式航空发动机是由汽车的活塞式发动机发展而来,大多是四冲程发动机。活塞在汽缸内要经过 4 个冲程,依次是进气冲程、压缩冲程、做功冲程和排气冲程,如图 1-12 所示。发动机除主要部件外,还须有若干辅助系统与之配合才能工作。

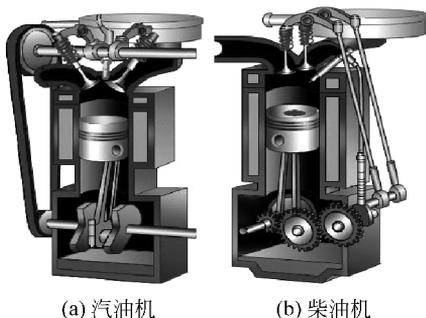


图 1-11 汽油机和柴油机的构造

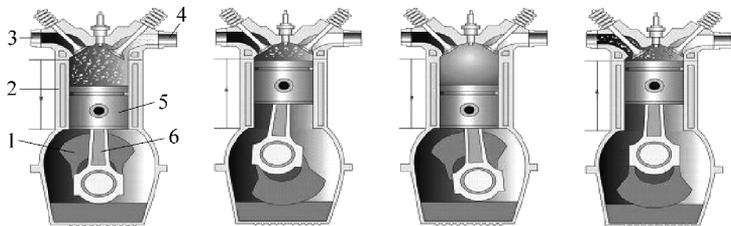


图 1-12 四冲程发动机的工作原理

1—曲轴; 2—汽缸; 3—进气孔; 4—排气孔; 5—活塞; 6—连杆

进气冲程:进气冲程时汽缸的进气门打开,排气门关闭,发动机通过启动系统(发动机启动前)使活塞从上止点向下滑动到下止点为止,汽缸内的容积逐渐增大,缸内气压降低且低于外面的大气压,于是汽油和空气的混合气体将通过打开的进气门被吸入汽缸内。

压缩冲程:曲轴由于惯性作用继续旋转,此时活塞由下止点向上推动。这时进气门也同排气门一样严密关闭。汽缸内容积逐渐减少,混合气体受到强烈压缩。当活塞运动到上止点时,汽缸内混合气体体积最小,被压缩在上止点和汽缸头之间的燃烧室内。压缩气体体积是为了更好地利用汽油燃烧时产生的热量,使限制在燃烧室这个小小空间里的混合气体