

低地球轨道(LEO):又称近地轨道,距地面约 200-1200 公里的圆轨道

中地球轨道 (MEO) :距地面约 1200 - 36000 公里的圆轨道

地球同步轨道 (GEO):又称高地球轨道,距地面约 36000 公里的圆轨道

地球静止轨道 (GSO):倾角为 0 度的地球同步轨道

地球同步转移轨道 (GTO) :距地面近地点约 200 公里,远地点约 36000 公里的椭圆轨道

太阳同步轨道 (SSO) : 卫星的轨道平面和太阳始终保持相对固定的取向,轨道倾角(轨道平面与赤道平面的夹角)接近 90 度,卫星飞行时经过两极附近,距地面约 800 公里的圆轨道

如何确定卫星的位置?答:在轨道力学中,这个问题常用轨道六要素解决,理解轨道六要素的含义,需要从以下三个步骤来考虑。

首先考虑什么是卫星的轨道?人造地球卫星是在地球大气层外的宇宙空间、以天体力学运动规律、围绕地球飞行的航天器。卫星在受到万有引力及其他外力的作用下,围绕地球运动的轨迹称为卫星的轨道。人造地球卫星的轨道是圆或椭圆形的,地球就处于圆的圆心或椭圆的焦点上。

其次考虑如何描述卫星的轨道。既然卫星的轨道是椭圆(圆是椭圆的一种特殊情况),不同的椭圆具有不同的大小、形状以及空间方位指向,只要确定了椭圆的大小、形状以及空间方位指向,那卫星轨道也就唯一确定了。

确定椭圆的大小和形状需要两个因素:半长轴、偏心率。半长轴指的是椭圆长轴的一半,半长轴越大则椭圆越大。偏心率表示焦点之间的距离与长轴的比值,偏心率越小则轨道越圆,偏心率越大则轨道越扁。

确定椭圆的空间方位指向需要三个因素:轨道倾角、升交点赤经、近地点幅角。轨道倾角指的是轨道面和地球赤道面的夹角,倾角为0,卫星始终在赤道上空飞行,这样的轨道叫做赤道轨道;倾角为90度,卫星轨道平面与地球赤道平面垂直,卫星飞跃南北极上空,这样的轨道叫做极地轨道。轨道倾角定下了椭圆相对于地球的倾角。

升交点是指卫星由南向北穿过赤道面的交点,升交点赤经是指在赤道面内从春分点到升交点的夹角。春分点是黄道面与赤道面在天球上的交点,春分点方向是立春的这一天,太阳相对于地球的方向。轨道倾角和升交点赤经就确定下椭圆在空间的方位。

近地点幅角指的是从升交点到近地点之间的角,它表明了椭圆的长轴在的空间指向。确定了轨道倾角、升交点赤经和近地点幅角,椭圆在空间的方位指向就唯一确定了,即卫星的轨道唯一确定了。

确定了卫星的轨道后,最后需要考虑卫星在轨道上的哪一点。确定卫星在轨道上的哪一点只需要一个要素:真近点角。真近点角指的是在轨道平面内,卫星从近地点起沿轨道运动时其扫过的角度,是某一时刻轨道近地点到卫星位置矢量的夹角。真近点角决定了卫星在轨道中的具体位置。真近点角是随时间变化的,意味着卫星在不同时间处于轨道上的不同位置。

综上所述,确定卫星的位置需要六个要素,我们称之为轨道六要素。它们是半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近地点幅角和真近点角。轨道六要素是开普勒基于行星绕太阳的椭圆运动提出的一种描述轨道的方法,它让我们得以直观地想象轨道的大小、形状和空间方位指向。通过这样的描述,即便是在茫茫太空,我们也能够很清楚地确定卫星的位置了。

作业 4:

1. 下图是什么发动机?试述其工作原理?



答：**活塞发动机**。工作原理：活塞顶部在曲轴旋转中心最远的位置叫上死点、最近的位置叫下死点、从上死点到下死点的距离叫活塞冲程。活塞式航空发动机大多是四冲程发动机，即一个气缸完成一个工作循环，活塞在气缸内要经过四个冲程，依次是进气冲程、压缩冲程、膨胀冲程和排气冲程。

进气冲程

发动机开始工作时，首先进入“进气冲程”，气缸头上的进气门打开，排气门关闭，活塞从上死点向下滑动到下死点为止，气缸内的容积逐渐增大，气压降低——低于外面的大气压。于是新鲜的汽油和空气的混合气体，通过打开的进气门被吸入气缸内。混合气体中汽油和空气的比例，一般是 1 比 15 即燃烧一公斤的汽油需要 15 公斤的空气。

压缩冲程

进气冲程完毕后，开始了第二冲程，即“压缩冲程”。这时曲轴靠惯性作用继续旋转，把活塞由下死点向上推动。这时进气门也同排气门一样严密关闭。气缸内容积逐渐减少，混合气体受到活塞的强烈压缩。当活塞运动到上死点时，混合气体被压缩在上死点和气缸头之间的小空间内。这个小空间叫作“燃烧室”。这时混合气体的压强加到十个大气压。温度也增加到摄氏 400 度左右。压缩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空间里的混合气体的压强大大提高，以便增加它燃烧后的做功能力。

当活塞处于下死点时，气缸内的容积最大，在上死点时容积最小（后者也是燃烧室的容积）。混合气体被压缩的程度，可以用这两个容积的比值来衡量。这个比值叫“压缩比”。活塞航空发动机的压缩比大约是 5 到 8，压缩比越大，气体被压缩得越厉害，发动机产生的功率也就越大。

工作冲程

压缩冲程之后是“工作冲程”，也是第三个冲程。在压缩冲程快结束，活塞接近上死点时，气缸头上的火花塞通过高压电产生了电火花，将混合气体点燃，燃烧时间很短，大约 0.015 秒；但是速度很快，大约达到每秒 30 米。气体猛烈膨胀，压强急剧增高，可达 60 到 75 个大气压，燃烧气体的温度到摄氏 2000 到 2500 度。燃烧时，局部温度可能达到三、四千度，燃气加到活塞上的冲击力可达 15 吨。活塞在燃气的强大压力作用下，向下死点迅速运动，推动连杆也向下跑，连杆便带动曲轴转起来了。

这个冲程是使发动机能够工作而获得动力的唯一冲程。其余三个冲程都是为这个冲程作准备的。

排气冲程

第四个冲程是“排气冲程”。工作冲程结束后，由于惯性，曲轴继续旋转，使活塞由下死点向上运动。这时进气门仍旧关闭，而排气门大开，燃烧后的废气便通过排气门向外排出。当活塞到达上死点时，绝大部分的废气已被排出。然后排气门关闭，进气门打开，活塞又由上死点下行，开始了新的一次循环。

从进气冲程吸入新鲜混合气体起，到排气冲程排出废气止，汽油的热能通过燃烧转化为推动活塞运动的机械能，带动螺旋桨旋转而作功，这一总的过程叫做一个“循环”。这是一种周而复始的运动。由于其中包含着热能到机械能的转化，所以又叫做“热

循环”。

活塞航空发动机要完成四冲程工作，除了上述气缸、活塞、连杆、曲轴等构件外，还需要一些其他必要的装置和构件。

2. 下图是什么形式的发动机？试述其组成和工作原理



答：涡轮风扇发动机，又称“涡扇发动机”。是指由喷管喷射出的燃气与风扇排出的空气共同产生反作用推力的燃气涡轮发动机。由压气机、燃烧室、高压涡轮（驱动压气机）、低压涡轮（驱动风扇）和排气系统组成。

工作原理

涡轮风扇发动机由风扇、低压压气机(高涵比涡扇特有)、高压压气机、燃烧室、驱动压气机的高压涡轮、驱动风扇的低压涡轮和排气系统组成。

其中高压压气机、燃烧室和高压涡轮三部分统称为核心机，由核心机排出的燃气中的可用能量，一部分传给低压涡轮用以驱动风扇，余下的部分在喷管中用于加速排出的燃气。风扇转子实际上是1级或几级叶片较长的压气机，空气流过风扇后，分成两路：一路是内涵气流，空气继续经压气机压缩，在燃烧室和燃油混合燃烧，燃气经涡轮和喷管膨胀，燃气以高速从尾喷口排出，产生推力，流经路程为经低压压气机、高压压气机、燃烧室、高压涡轮、低压涡轮，燃气从喷管排出；另一路是外涵气流，风扇后空气经外涵道直接排入大气或同内涵燃气一起在喷管排出。

涡轮风扇发动机组合了涡轮喷气和涡轮螺桨发动机的优点。涡扇发动机转换大部分的燃气能量成驱动风扇和压气机的扭矩，其余的转换成推力。涡扇发动机的总推力是核心发动机和风扇产生的推力之和。这种有内外二个涵道的涡轮风扇发动机又称为内外涵发动机。也就是说，涡扇发动机可以是分开排气的或混合排气的，可以是短外涵的或长外涵(全涵道)的。风扇可作为低压压气机的第1级由低压涡轮驱动，也可以由单独的涡轮驱动。涡扇发动机的推力由两部分组成：内涵产生的推力和外涵产生的推力。对于高涵道比涡扇发动机，风扇产生的推力占78%以上。流经外涵和内涵的空气流量之比称为涵道比或流量比。涵道比对涡轮风扇发动机性能影响较大，涵道比大，耗油率低，但发动机的迎风面积大；涵道比较小时，迎风面积小，但耗油率大。内外涵两股气流分开排入大气的称为分排式涡轮风扇发动机。内外涵两股气流在内涵涡轮后的混合器中相互渗混后通过同一喷管排入大气的，称为混排式涡轮风扇发动机。涡轮风扇发动机也可安装加力燃烧室，成为加力涡轮风扇发动机。在分排式涡轮风扇发动机上的加力燃烧室可以分别安装在内涵涡轮后或外涵涵道内，在混排式涡轮风扇发动机上则可装在混合器后面。

3. 液体火箭发动机主要组件是什么？说说挤压式和泵式输送系统特点？

答：液体火箭发动机一般由推力室、推进剂供应系统、发动机控制系统组成。

挤压式供应系统是利用高压气体经减压器减压后（氧化剂、燃烧剂的流量是靠减压器调定的压力控制）进入氧化剂、燃烧剂贮箱，将其分别挤压到燃烧室中。挤压式供应系统只用于小推力发动机。大推力发动机则用泵压式供应系统，这种系统是用液压泵输送推进剂。

4. 简述固体火箭发动机的构造和工作原理。

答：一种简单的固体火箭发动机由壳体、喷嘴、颗粒（推进剂装药）和点火器组成。固体颗粒以可预测的方式燃烧以产生排气（排放气体）。计算喷嘴大小以维持设计时的燃烧室压力，同时产生来自排气的推力。一旦点燃，就不能关闭简单的固体火箭发动机，因为它所需的所有燃烧成分都包含在燃烧室内。更先进的固体火箭发动机不仅可以节流（伐），而且还可以熄灭，然后通过控制喷嘴几何形状或通过使用排气口重新点火。此外，还有可提供分段燃烧并可根据指令点燃的脉冲火箭发动机。现代设计还可以包括用于制导（引导）的可操纵喷嘴、航空电子、回收硬件(降落伞)、自毁机构、APU、可控战术马达、可控转向和姿态控制电动机以及热管理材料。

工作原理：固体火箭发动机属于化学火箭发动机，用固态物质作为推进剂，包括能源和工质。固体推进剂点燃后在燃烧室中燃烧，产生高温高压的燃气，即把化学能转化为热能；燃气经喷管膨胀加速，热能转化为动能，以极高的速度从喷管排出从而产生推力推动导弹向前飞行。