

# 第二章 飞行环境及飞行原理





# 本章主要内容

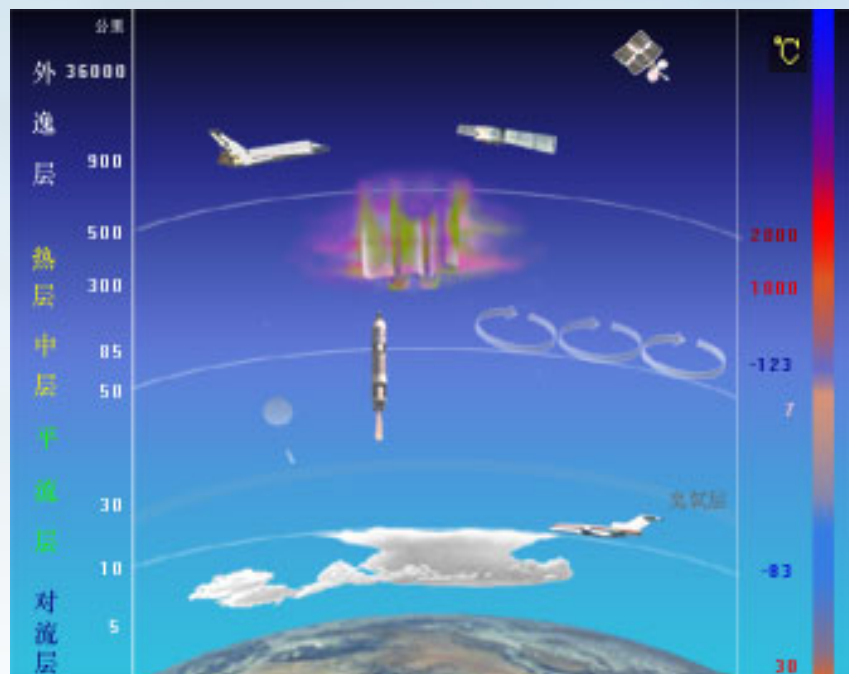
- 基本概念与基本定理
- 升力的产生机理与增生措施
- 阻力的产生及减阻措施
- 飞机的气动外形
- 飞机的飞行性能
- 飞机的稳定性与操纵性及其影响因素
- 航天器飞行原理



## 2.1 飞行环境

### 2.1.1 大气环境

根据大气中温度随高度的变化可将大气层划分为对流层、平流层、中间层、热层和散逸层。





# 1、对流层

大气中最低的一层，特点是其温度随高度增加而逐渐降低。

(0 ~ 18公里)





## 2、平流层

位于对流层的上面，特点是该层中的大气主要是水平方向流动，没有上下对流。  
(18~50公里)

## 3、中间层

中间层为离地球50到80公里的一层。在该层内，气温随高度升高而下降，且空气有相当强烈的铅垂方向的运动。



## 4、热层

该层空气密度极小，由于空气直接受到太阳短波辐射，空气处于高度电离状态，温度又随高度增加而上升。（80～800公里）

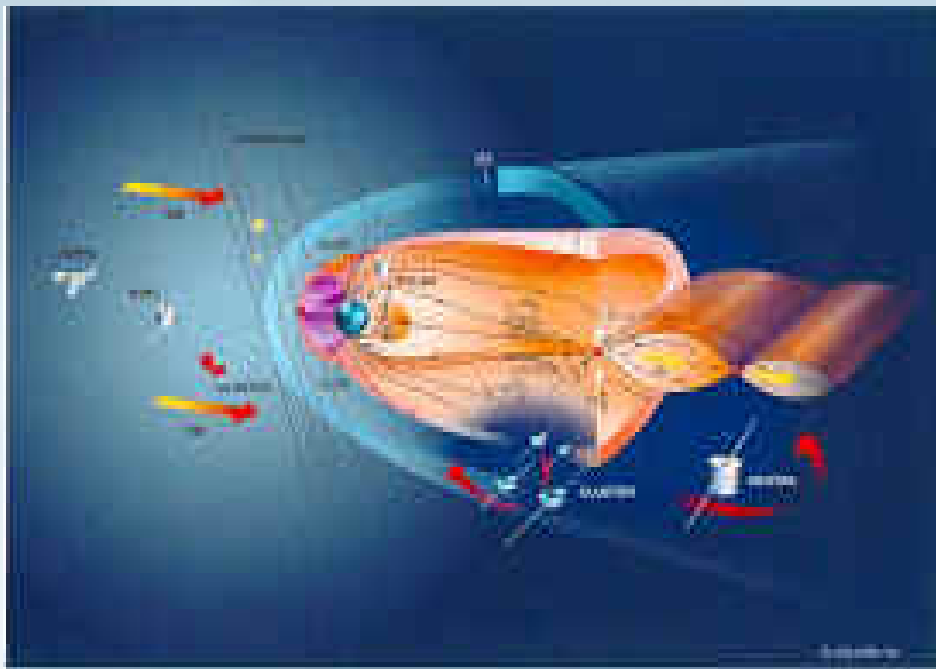
## 5、散逸层

散逸层是大气层的最外层。在此层内，空气极其稀薄，又远离地面，受地球引力很小，因而大气分子不断向星际空间逃逸。





## 2.1.2 空间环境



空间飞行环境主要是指真空、电磁辐射、高能粒子辐射、等离子体和流星体等所形成的飞行环境。（空间飞行器处于地球磁场之外，因此容易受到太阳风等因素的影响）



## 2.1.3 国际标准大气

为了准确描述飞行器的飞行性能，必须建立一个统一的标准，即标准大气。

目前我国所采用的国际标准大气，是一种“模式大气”。它依据实测资料，用简化方程近似地表示大气温度、密度和压强等参数的平均铅垂分布，并将计算结果排列成表，形成国际标准大气表。





## 2.1.4 大气的物理性质

### 1、大气的状态参数和状态方程

大气的状态参数是指压强 $P$ 、温度 $T$ 和密度  $\rho$  这三个参数。它们之间的关系可以用气体状态方程表示，即

$$P = \rho RT$$



## 2、连续性

在研究飞行器和大气之间的相对运动时，气体分子之间的距离完全可以忽略不计，即把气体看成是连续的介质。这就是在空气动力学研究中常说的连续性假设。



### 3、粘性

大气的粘性力是相邻大气层之间相互运动时产生的牵扯作用力，即大气相邻流动层间出现滑动时产生的摩擦力，也叫做大气的内摩擦力。

点击播放





## ➤ 粘性与摩擦阻力

大气流过物体时产生的摩擦阻力是与大气的粘性有关系的。因此飞机飞行时所产生的摩擦阻力与大气的粘性也有很大关系。

## ➤ 理想流体

通常把不考虑粘性的流体（即流体内摩擦系数趋于零的流体）称为理想流体或无粘流体。



## 4、可压缩性

**流体**是气体（如空气）和液体（如水）的统称。

流体**可压缩性**是指流体的压强改变时其密度和体积也改变的性质。

当气流速度较小时，压强和密度变化很小，可以不考虑大气可压缩性的影响。但当大气流动的速度较高时，压强和速度的变化很明显，就必须考虑大气可压缩性。



一般认为液体是不可压缩的，气体是可压缩的



（水和空气的压缩性不同）





## 5、声速

**声速**是指声波在物体中传播的速度。

声速的大小和传播介质有关。在水中的声速大约为1440米/秒；而在海平面标准状态下，在空气中的声速仅为341米/秒（1227公里/小时）。由此可知介质的可压缩性越大，声速越小（如空气）；介质的可压缩性越小，声速越大（如水）。



## 6、马赫数

**马赫数**Ma的定义为：

$$Ma = \frac{v}{a}$$

式中v表示在一定高度下飞行器的飞行速度，a则表示该处的声速。

飞行器飞行速度越大，Ma就越大，飞行器前面的空气就压缩得越厉害。因此，Ma的大小可作为判断空气受到压缩程度的指标。



点击播放

（高超声速情况）



## Ma与飞行器飞行速度的关系

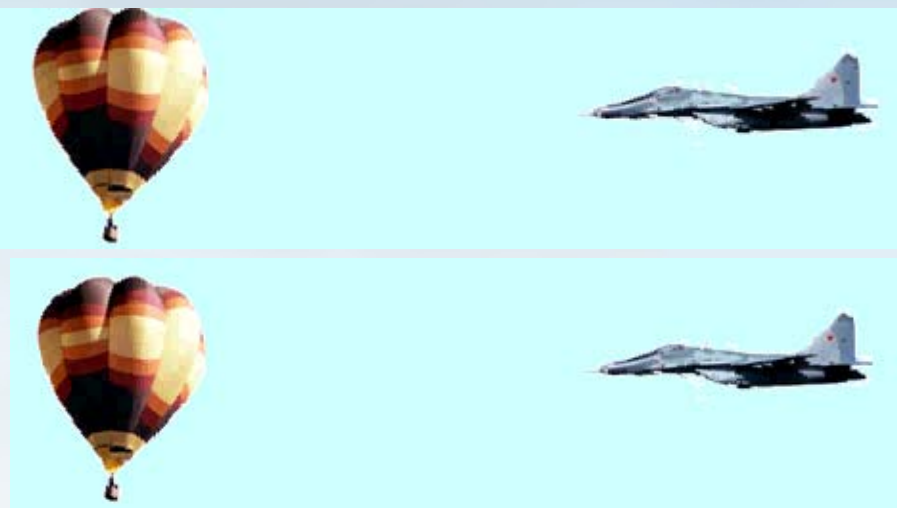
$Ma < 0.4,$	为低速飞行;
$0.4 < Ma < 0.85,$	为亚声速飞行;
$0.85 < Ma < 1.3,$	为跨声速飞行;
$1.3 < Ma < 5.0,$	为超声速飞行;
$Ma > 5.0,$	为高超声速飞行。



## 2.2 流动气体的基本规律

### 2.2.1 相对运动原理

飞机以一定速度作水平直线飞行时，作用在飞机上的空气动力与远前方空气以该速度流向静止不动的飞机时所产生的空气动力效果完全一样。这就是**飞机相对运动原理**。

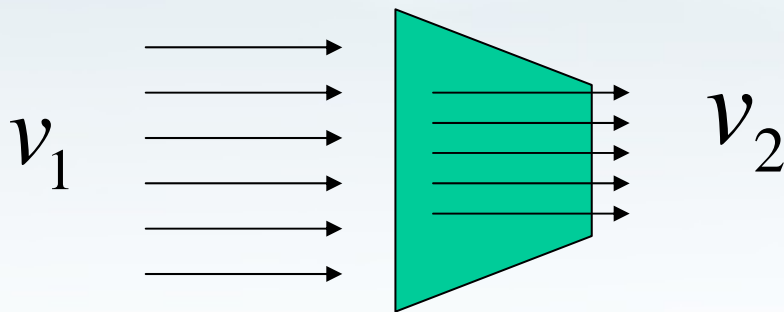


点击播放



## 2.2.2 质量守恒与连续方程

取横截面1，2，3，假设在流管中流动的流体质量既不会穿越流管流出，也不会有其它流体质量穿越流面流入，则通过流管各截面的**质量流量**必须相等。





在单位时间内，流过变截面管道中任意截面处的气体质量都应相等，即

$$\rho_1 v_1 A_1 = \rho_2 v_2 A_2 = \rho_3 v_3 A_3 = \text{常数}$$

该式称为**可压缩**流体沿管道流动的连续性方程。

当气体以低速流动时，可以认为气体是不可压缩的，即密度保持不变。则上式可以写成

$$v_1 A_1 = v_2 A_2 = v_3 A_3 = \text{常数}$$

该式成为**不可压缩**流体沿管道流动的连续性方程。





# 连续性方程的物理意义

它表述了流体的流速与流管截面积之间的关系。也就是说在截面积小的地方流速大，截面积大的地方流速小。

例如在河道窄的地方，水流得比较快；而在河道宽的地方，水流得比较慢。



## 2.2.3 伯努利方程

由能量守恒定理描述流体流速与压强之间的关系。

在管道中稳定流动的不可压缩理想流体，在管道各处的流体动压和静压之和应始终保持不变即：

静压+动压=总压=常数

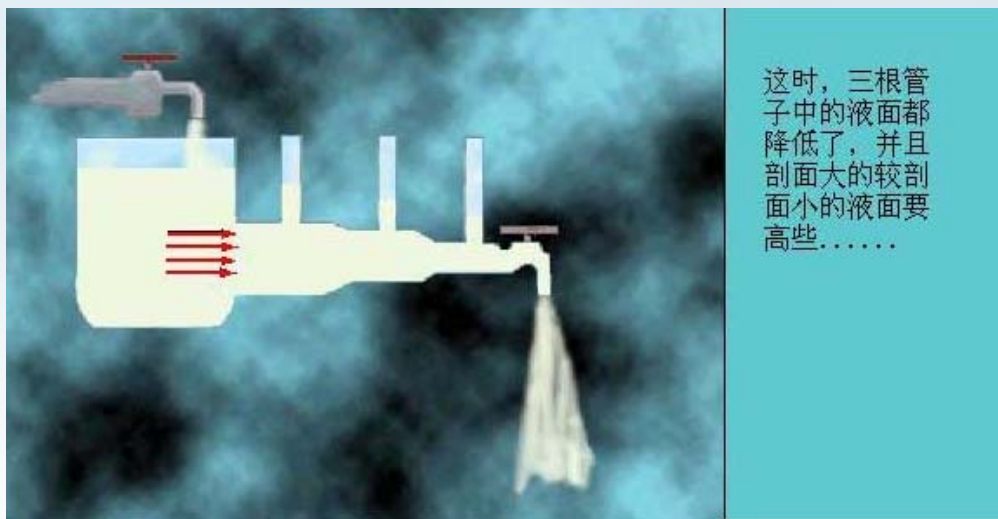
如果用P代表静压， $\frac{1}{2}\rho v^2$ 代表动压，则任意截面处便有

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 = \text{常数}$$



# 伯努利定理的物理意义

上式就是不可压缩流体的伯努利方程，它表示流速与静压之间的关系，即流体流速增加，流体静压将减小；反之，流动速度减小，流体静压将增加。

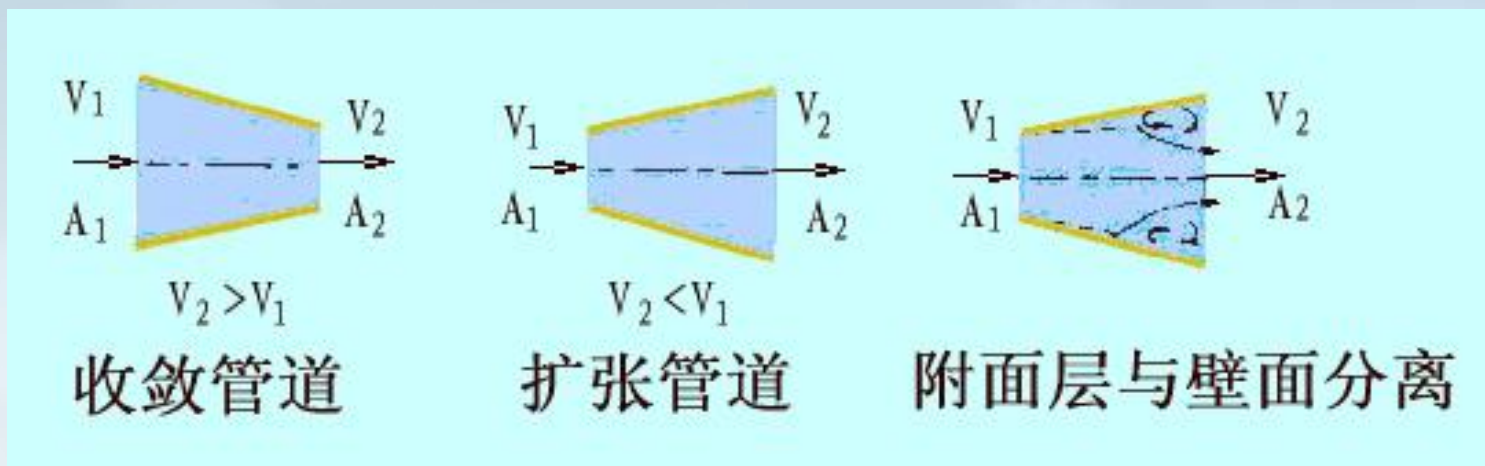




由连续性定理和伯努利方程可知，流体在变截面管道中流动时，凡是截面积小的地方，流速就大，压强就小；凡是截面积大的地方，流速就小，压强就大。



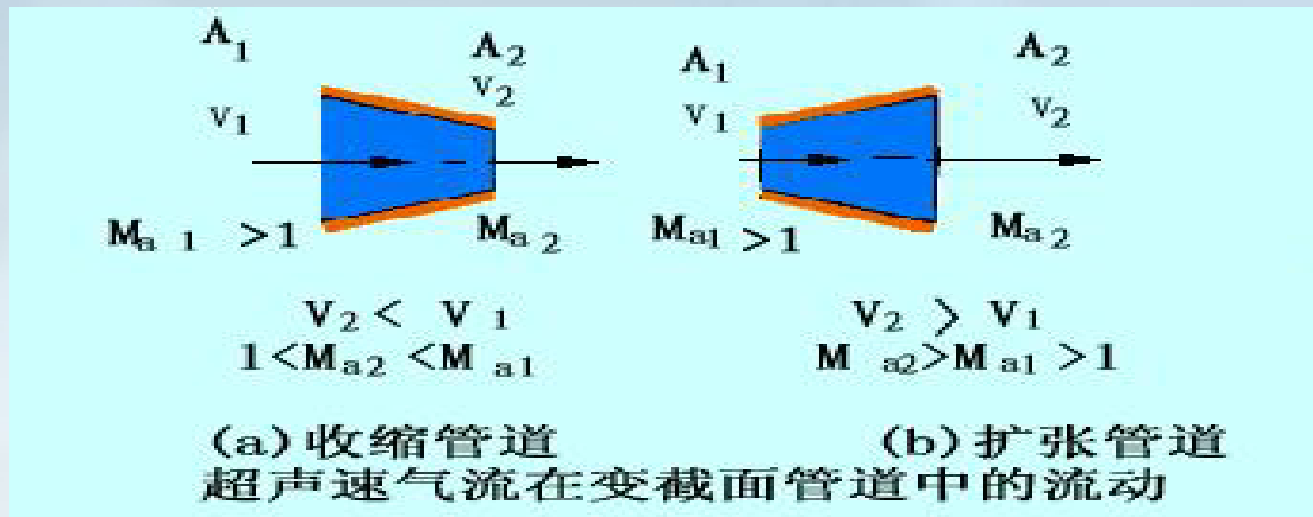
## 2.2.4 低速气流的流动特点



当管道收缩时, 气流速度将增加, 压力将减小;  
当管道扩张时, 气流速度将减小, 压力将增加。



## 2.2.5 高速气流的流动特点



超音速气流在变截面管道中的流动情况，与低速气流相反，收缩管道将使超音速气流减速、增压；而扩张形管道将使超音速气流增速、减压。





## 2.3 作用在飞机上的空气动力





## 2.3.1 平板上的空气动力

## 2.3.2 机翼升力和增升装置

### 1、什么是翼型

“翼型”是指沿平行于飞机对称平面的切平面切割机翼所得到的剖面。

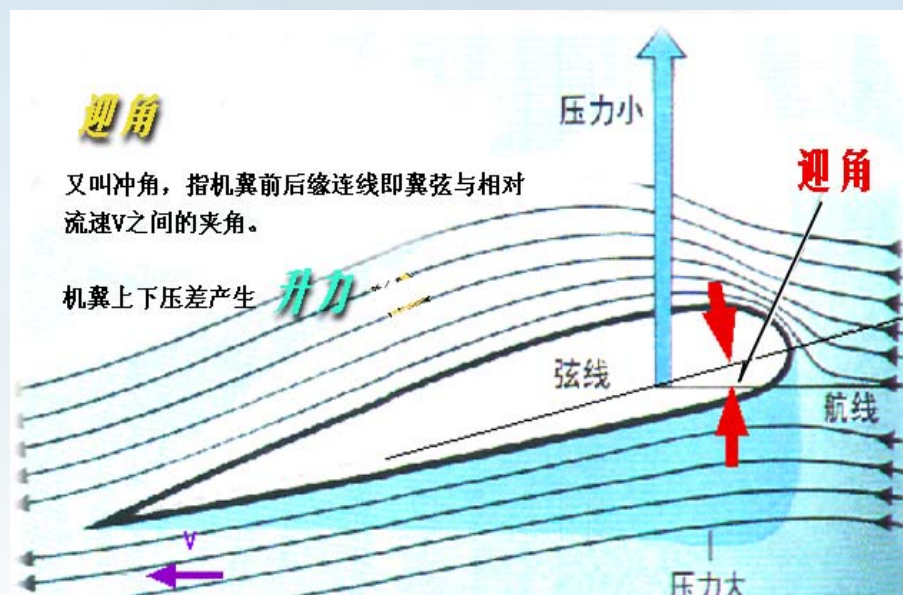


## 2、什么是翼弦和迎角

翼型最前端的点叫“前缘”，最后端的点叫“后缘”。

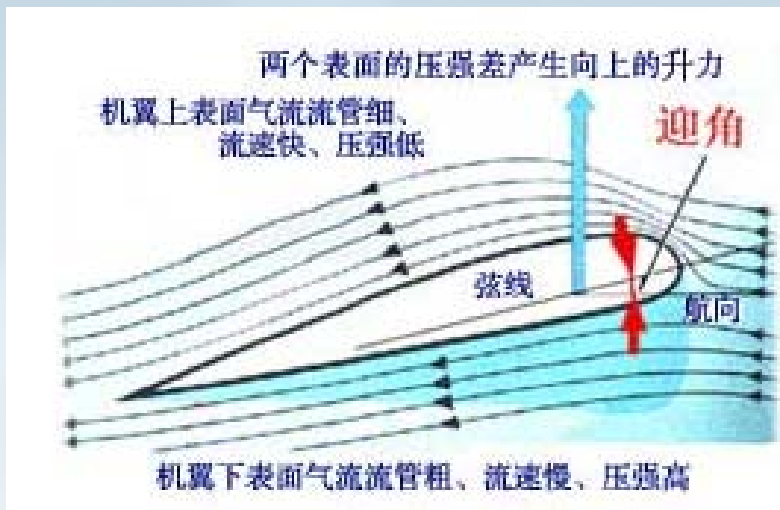
前缘和后缘之间的连线叫翼弦。

翼弦与相对气流速度之间的夹角叫迎角。





### 3、升力的产生



由于翼型作用当气流流过翼面时，流动通道变窄，气流速度增大，压强降低；相反下翼面处流动通道变宽，气流速度减小，压强增大。上下翼面之间形成了一个压强差从而产生了一个向上的升力。



## 4、影响飞机升力的因素

### (1) 机翼面积的影响

机翼面积越大，则产生的升力就越大。

### (2) 相对速度的影响

相对速度越大，机翼产生的升力就越大。

### (3) 空气密度的影响

空气密度越大，升力也就越大，反之当空气稀薄时，升力就变小了。



## (4) 机翼剖面形状和翼迎角的影响

机翼上产生升力的大小与机翼剖面形状有很大关系。在一定迎角范围内，随着迎角的增大，升力也会随之增大。当迎角超出此范围而继续增大时，则会产生失速现象。





## 升力公式

翼型和迎角对升力的影响可以通过升力系数 $C_y$ 表现出来。总结以上因素的影响，升力的公式可写成：

$$Y = \frac{1}{2} C_y \rho V^2 S$$



## 5、增升装置

飞机的增升装置通常安装在机翼的前缘和后缘位置。安装在机翼后缘的增升装置叫后缘襟翼。右图为后缘襟翼示意动画。





# 增升措施

- (1) 适当增大迎角；
- (2) 改变机翼剖面形状，增大机翼弯度；
- (3) 增大机翼面积；
- (4) 控制机翼上的附面层，延缓气流分离



## 2.3.3 飞机阻力的产生及减阻措施

### 1、摩擦阻力

摩擦阻力是由于大气的粘性而产生的。当气流以一定速度流过飞机表面时，由于气流的粘性作用。空气微团与飞机表面发生摩擦，阻滞了气流的流动，因此产生了摩擦阻力。



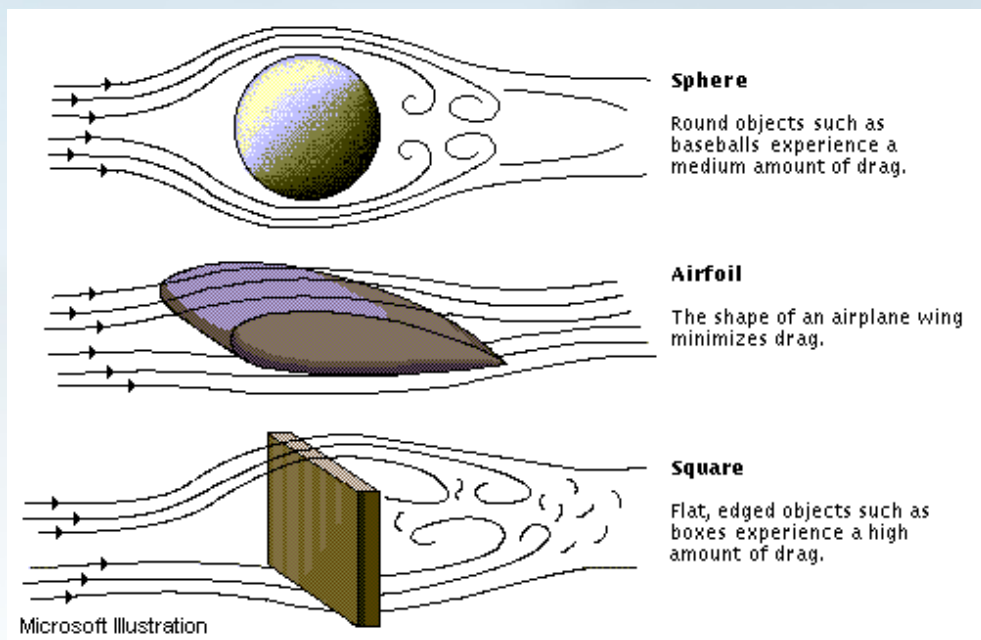
## 减小摩擦阻力的措施

摩擦阻力的大小取决于空气的粘性，飞机表面的粗糙程度和飞机的表面积大小等因素。为了减小摩擦阻力，应在这些方面采取必要的措施。



## 2、压差阻力

在翼型前后由于压强差所产生的阻力称为压差阻力。  
减小压差阻力的办法是应尽量减少飞机的最大迎风面积，  
并对飞机各部件进行整流，做成流线形。





### 3、诱导阻力

诱导阻力是伴随着升力而产生的，这个由升力诱导而产生的阻力叫诱导阻力。

气流经过翼型而产生向下的速度，称为下洗速度，该速度与升力方向相反，是产生诱导阻力的直接原因。

诱导阻力与机翼的平面形状、翼剖面形状、展弦比等有关。

可以通过选择适当的平面形状（如梯形机翼）、增加翼梢小翼等方法来减小诱导阻力。



## 4、干扰阻力

干扰阻力就是飞机各部件组合到一起后由于气流的相对干扰而产生的一种额外阻力。



干扰阻力和气流不同部件之间的相对位置有关，因此在设计时要妥善考虑和安排各部件相对位置，必要时在这些部件之间加装整流罩，使连接处圆滑过渡，尽量减少部件之间的相互干扰。

如歼8飞机振动问题

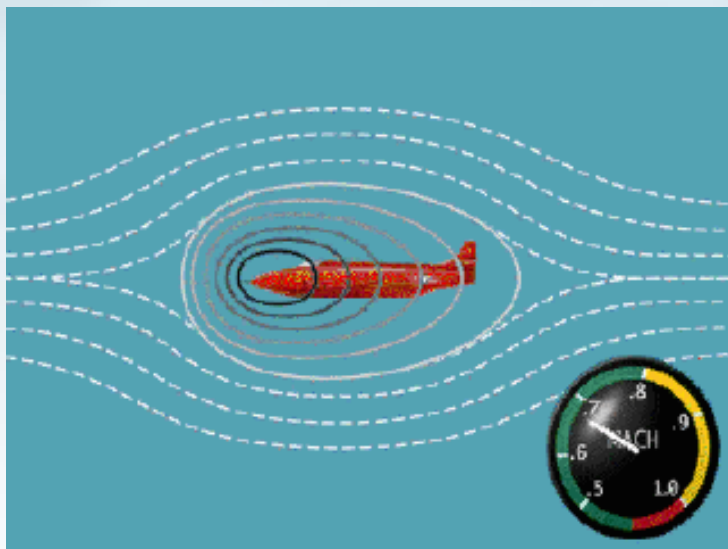




## 2.4 高速飞机的特点

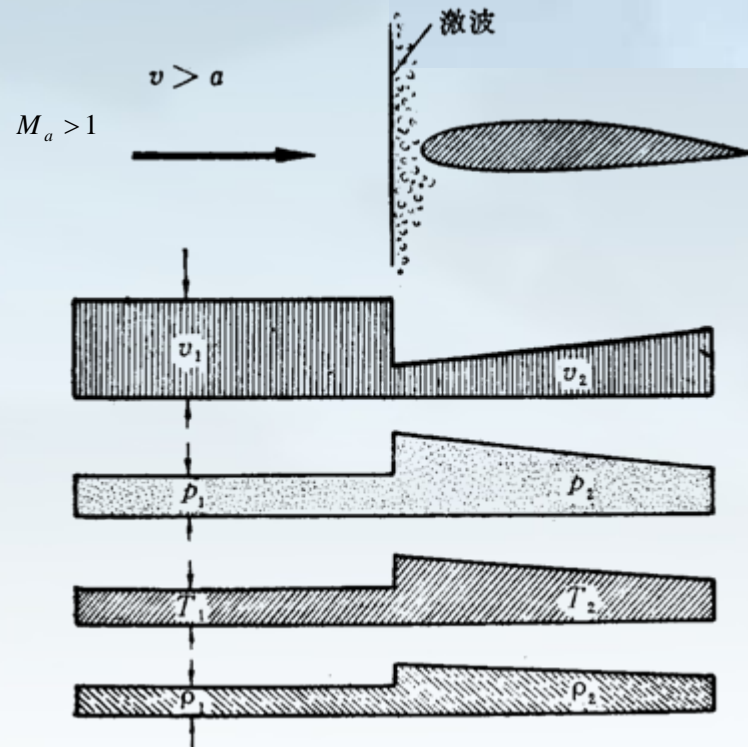
### 2.4.1 弱扰动波的传播

### 2.4.2 激波





# 激波示意图（点击播放）





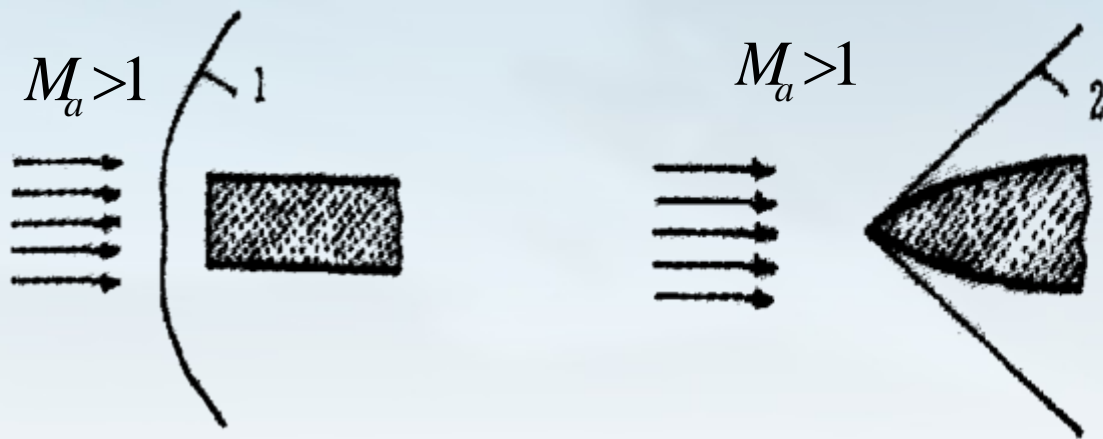
激波实际上是受到强烈压缩的一层空气，其厚度很小。激波前后的物理特性发生了突变，由于空气受到强烈压缩，波面之后的空气压强突然增大，由高速气流的流动特点知气流速度会大大降低（减速、增压）。



# 正激波和斜激波

正激波是指其波面与气流方向接近于垂直的激波，正激波是最强的激波。

斜激波是指波面沿气流方向倾斜的激波，激波相对较弱。

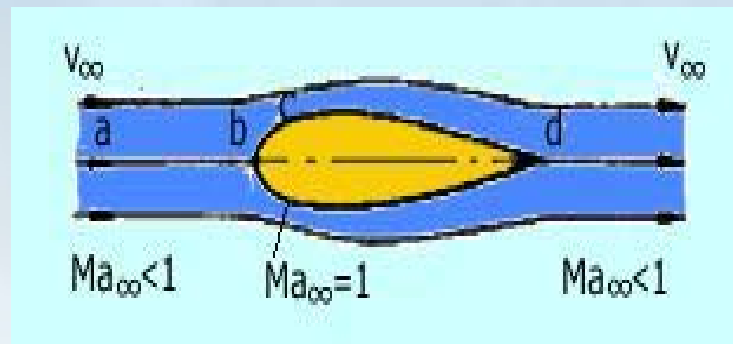


激波的强弱与物体的形状有很大关系，一般来说，物体头部越钝激波越强(正激波)，波阻也大；头部越尖时，激波越弱(斜激波)阻也小。这就是超音速飞机为什么采用尖机头、后掠翼的缘故。



## 2.4.3 临界马赫数

根据流体的连续性方程，当气流从A点流过机翼时，由于机翼上表面凸起使流管收缩，气流在这里速度增加；当气流流到机翼最高点B时，流速增加到最大。当B点马赫数为1时，A点马赫数称为临界马赫数。

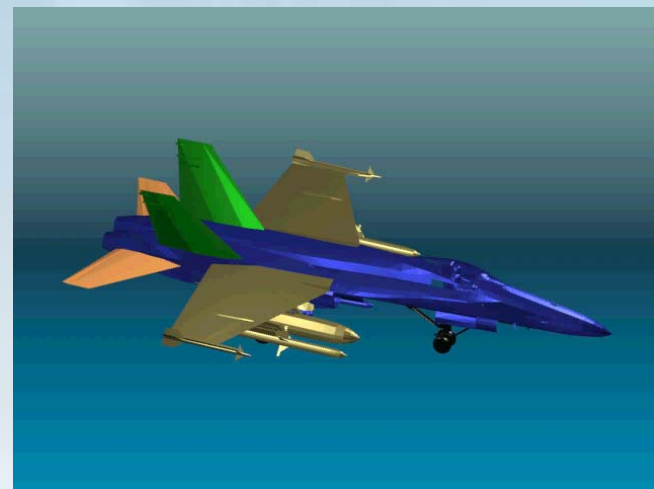




## 2.4.4 超音速飞行的空气动力外形及其特点

### 1、飞机几何外形和参数

飞机的几何外形主要由机身、机翼和尾翼等主要部件的外形共同来组成。



机翼几何外形可分为机翼平面形状和翼剖面形状。机翼平面形状主要包括翼展、前缘后掠角等。



## 2) 机翼的剖面形状



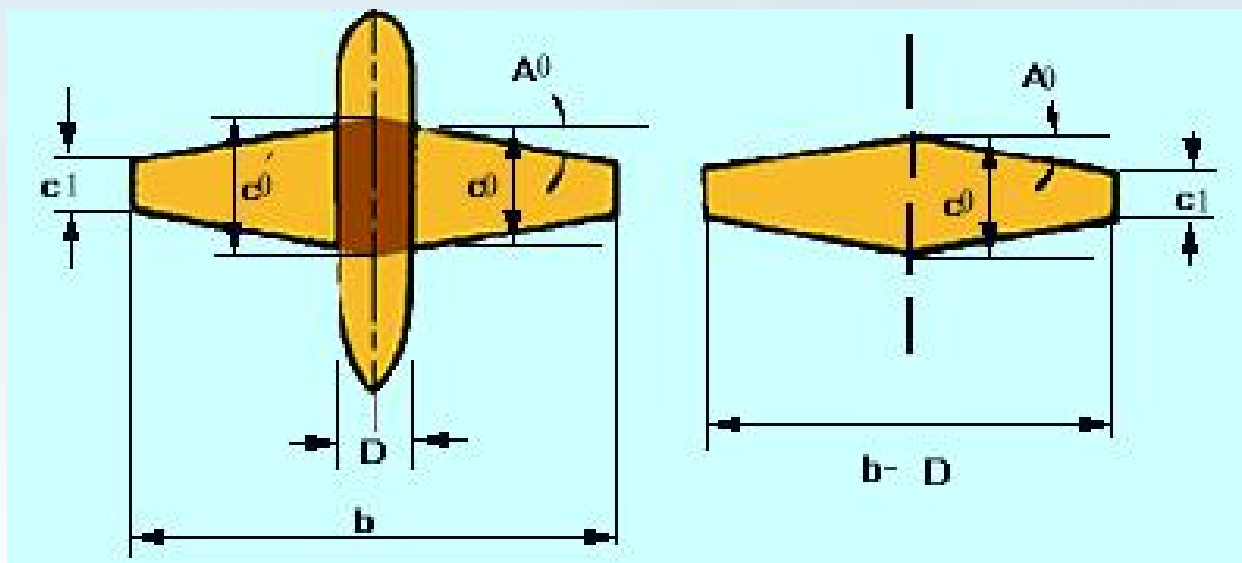


### 3) 机翼几何参数

翼展：机翼左右翼梢之间的最大横向距离。

翼弦：翼型前缘点和后缘点之间的连线。

前缘后掠角：机翼前缘线与垂直于翼根对称平面的直线之间的夹角。





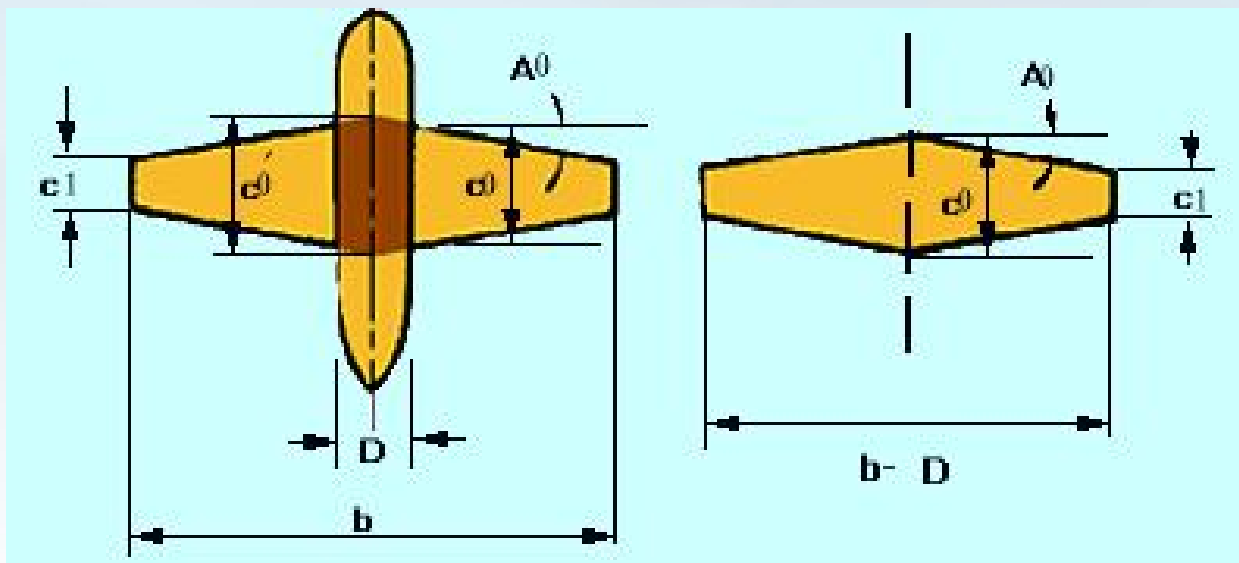


几何平均弦长  $c_{pj}$

展弦比  $A = \frac{b}{c'_{pj}} = b^2 / S$

梢根比  $\lambda = \frac{c_1}{c'_0}$

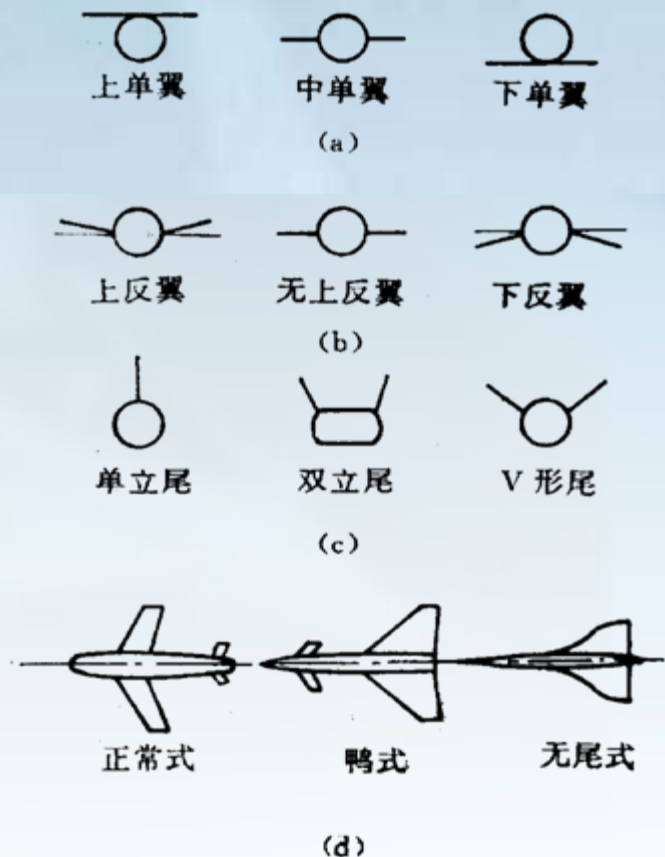
翼型相对厚度  $\bar{t} = \frac{t}{c}$





## 2、飞机的气动布局

飞机的气动布局是指飞机主要部件的数量以及它们之间的相互安排和配置。不同的布局形式，将对飞机的飞行性能、稳定性和操纵性有重大影响。





### 3、超音速飞机外形的特点

#### (1) 后掠机翼

后掠机翼与平直机翼相比可以推迟激波的产生，这主要是由于后掠翼降低了机翼上的有效速度。由于后掠角的影响，流速中只有垂直于机翼前缘分量是产生升力的有效速度。因此后掠角可以提高飞机的临界马赫数，从而推迟激波的产生。



米格15



## (2) 三角形机翼

对于超音速飞行机翼应是后掠的，但是前缘后掠角过大，后掠机翼根部结构受力情况恶化，将增加结构重量；另外低速时的空气动力特性也将恶化，升力下降，阻力增加。在这种情况下采用三角形机翼比较合适。



歼8 II 战斗机



### (3) 变后掠机翼

变后掠角飞机通过机翼后掠角的变化可以解决高低速性能要求的矛盾。飞机在起飞着陆和低速飞行时，采用较小后掠角。这时机翼展弦比较大，因而有较高的低速巡航性能和较大的起飞着陆升力。而在超音速飞行时，采用较大后掠角对于减小超音速飞行的阻力很有利。



## (4) 边条机翼

解决超音速飞机高速飞行和低速飞行矛盾的另一条途径就是采用边条机翼。边条机翼是一种混合平面形状的机翼，由边条和后翼组成。边条机翼有效的减小了激波阻力，同时减小了低亚音速和跨音速飞行时的诱导阻力。



FC-1战斗机（枭龙）



## (5) 鸭式飞机

鸭式飞机将水平尾翼移到机翼之前，并改称鸭翼。这种布局起到了增加升力的作用。图示为我国某新型战机。







协和客机

## (6) 无尾式布局

无尾布局通常采用于超音速飞机。例如英法合作研制了“协和”超音速客机采用的就是无尾布局。



## (7) 小展弦比机翼

激波阻力小，  
诱导阻力大。



## 2.4.5 超音速飞机和低速飞机的外形区别



低、亚音速飞机的机翼展弦比较大，梢根比较大；而超音速飞机机翼的展弦比较小，梢根比较小。

低速飞机常采用无后掠角或小后掠角的梯形直机翼，亚音速飞机的后掠角一般比较小；而超音速飞机一般为大后掠机翼或三角机翼。



## 2.4.6 超音速飞行的“声爆”与热障

### 1、声爆

飞机在超音速飞行时，在飞机上形成激波，传到地面上形成如同雷鸣般的爆炸声，这种现象就是声爆。

声爆过大可能会对地面的居民和建筑物造成损害。



## 2、热障

热障实际上是空气动力加热造成的结果。以铝合金作为主要结构材料的飞机不能承受高温环境下的长期工作，会造成结构破坏，这称为热障问题。

飞机在超音速飞行时，如果飞行速度提高到3马赫，飞机头部的温度可达到370摄氏度。米格25战斗机为解决热障问题使用了大量的不锈钢。



## 烧蚀法

由于航天器飞行速度远远高于航空器，热障问题在航天飞行上更为严重。因此在航天器上常常采用烧蚀法来进行防热。

烧蚀法就是选择一些发生相变时吸热大的材料作为烧蚀材料，把它覆盖在飞行器表面来防止飞行器被烧毁的一种方法。



## 2.5 飞机飞行性能及稳定性和操纵性







## 2.5.1 飞机的飞行性能

### 1、飞行速度

#### (1) 最小平飞速度

最小平飞速度是指在一定高度上飞机能维持水平直线飞行的最小速度。

#### (2) 最大平飞速度

最大平飞速度是指飞机水平直线平衡飞行时，在一定的飞行距离内，发动机推力最大状态下，飞机所能达到的最大飞行速度。它是一架飞机能飞多快的指标。



### (3) 巡航速度

巡航速度是指发动机每公里消耗燃油量最小情况下的飞行速度。巡航速度显然要大于最小平飞速度，小于最大平飞速度。飞机以巡航速度飞行最经济。（客机通常以巡航速度飞行）。



波音747客机



## 2、航程

航程是指在载油量一定的情况下，飞机以巡航速度所能飞越的最远距离。它是一架飞机能飞多远的指标。

## 3、静升限

升限是一架飞机能飞多高的指标。飞机的静升限是指飞机能做水平直线飞行的最大高度。



## 4、起飞着陆性能

### (1) 飞机的起飞性能

飞机的起飞过程是一种加速飞行的过程，它包括地面加速滑跑阶段和加速上升到安全高度两个阶段。



点击播放



## (2) 飞机的着陆性能

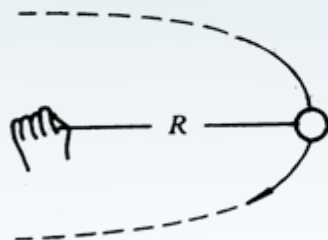
飞机的着陆过程是一种减速飞行的过程，它包括下滑、拉平、平飞减速、飘落触地和着陆滑跑五个阶段。影片为降落示意。



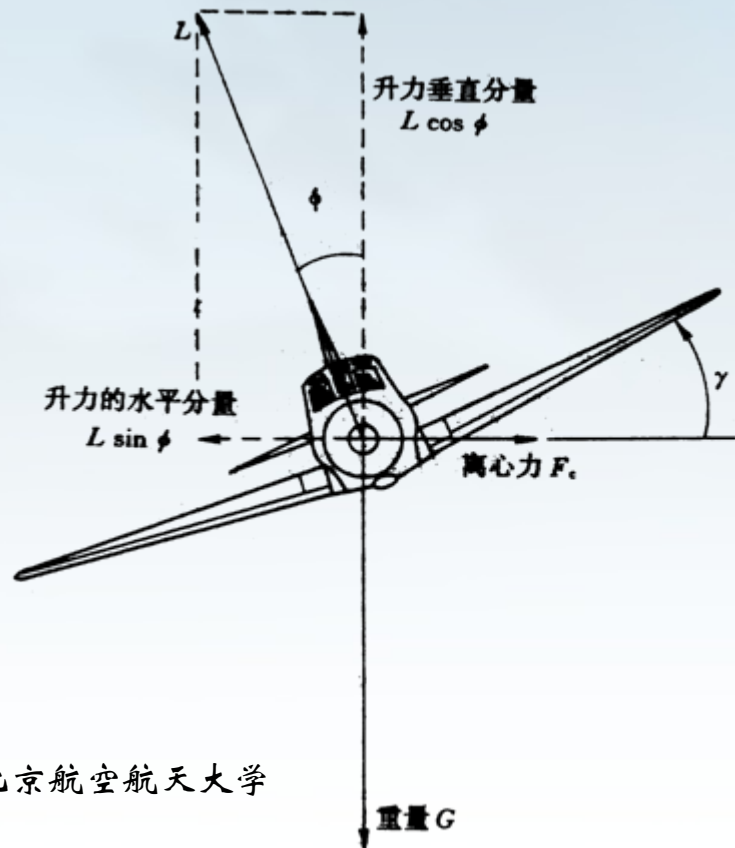
## 2.5.2 飞机的机动性能

飞机在一定的时间间隔内改变飞行状态能力。战斗机要求较高，运输机要求较低。

### 1、正常盘旋

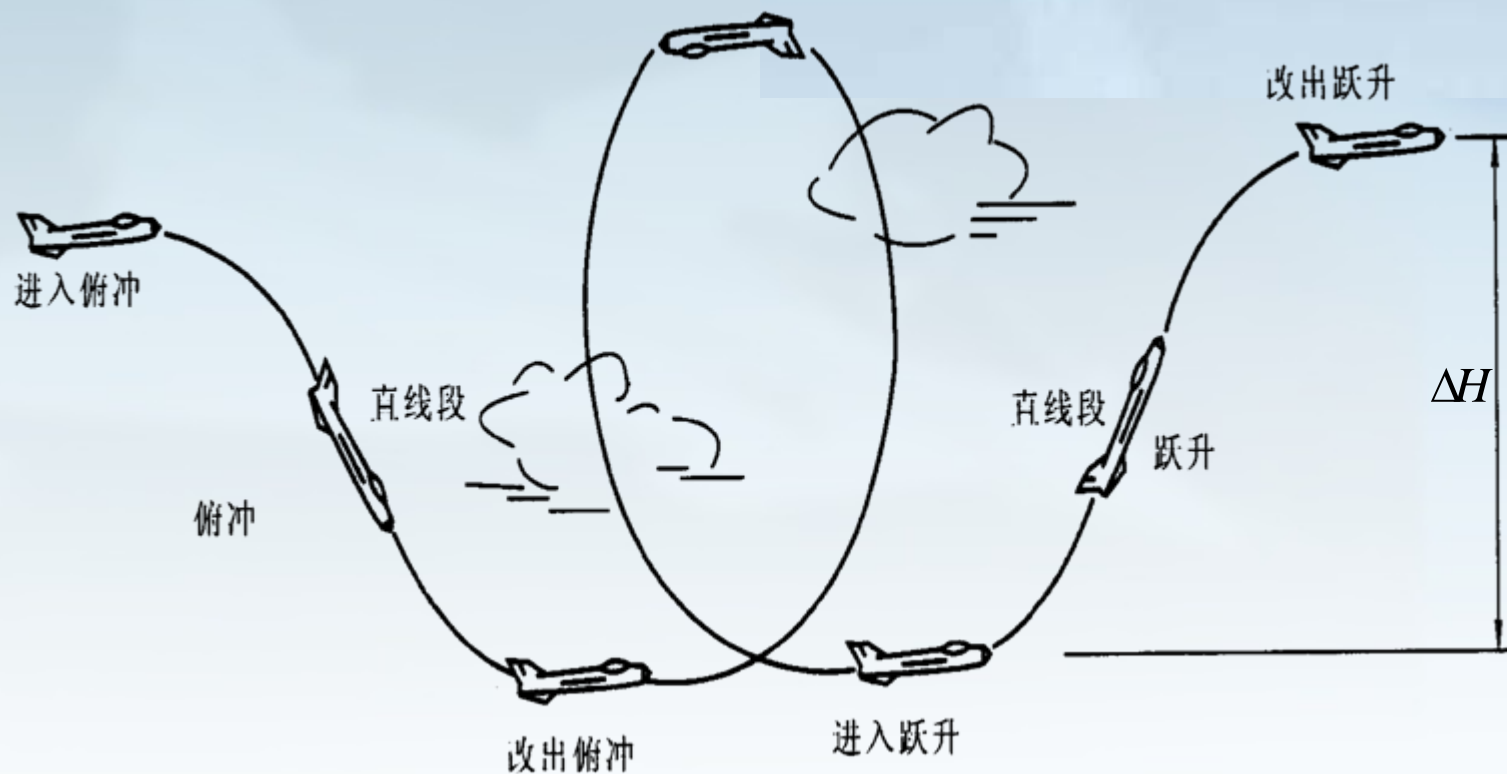


(a)



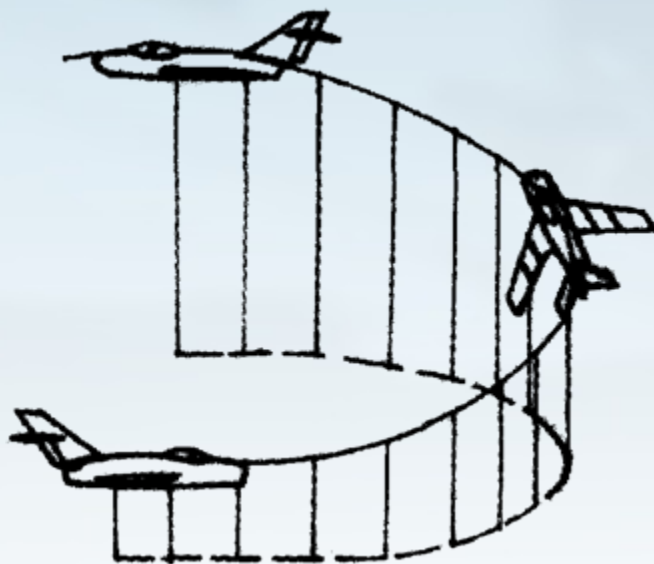


## 2、俯冲、筋斗和跃升飞行





### 3、战斗转弯和悬停







## 2.5.3 飞机的稳定性

飞机的稳定性是指飞行过程中，如果飞机受到某种扰动而偏离原来的平衡状态，在扰动消失后，不经飞行员操纵，飞机能自动恢复到原来平衡状态的特性。



# 1、飞机三种运动形式

飞机在空中飞行时，可以产生俯仰运动、偏航运动和滚转运动。飞机飞行时稳定性相应的可分为纵向稳定性、方向稳定性和横向稳定性。



## 2、飞机的纵向稳定性

飞机的纵向稳定性主要取决于飞机重心位置，只有当飞机的重心位于焦点前面时，飞机才是纵向稳定的；如果飞机重心位于焦点后，飞机则是纵向不稳定的。



### 3、飞机的方向稳定性

飞机受到扰动以至于方向平衡状态遭到破坏，而在扰动消失后，飞机如能趋向于恢复原来的平衡位置，就是具有方向稳定性。

在设计超音速战斗机时，为了保证在平飞最大马赫数下仍具有足够的方向静稳定性，往往需要把立尾的面积做得很大。有时候需要选用腹鳍以及采用双立尾来增大方向稳定性。



### 3、飞机的横侧向稳定性

飞机受扰动以致横侧状态遭到破坏，而在扰动消失后，如飞机自身产生一个恢复力矩，使飞机趋向于恢复原来的平衡状态，就具有横侧向稳定性。

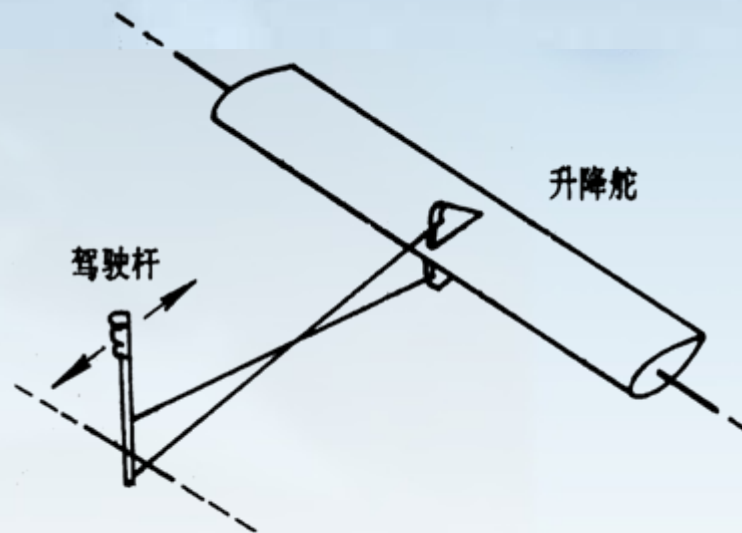
飞行过程中，使飞机自动恢复原来横侧向平衡状态的滚转力矩，主要由机翼上反角、机翼后掠角和垂直尾翼产生。



## 2.5.4 飞机的操纵性

### 1、飞机的纵向操纵

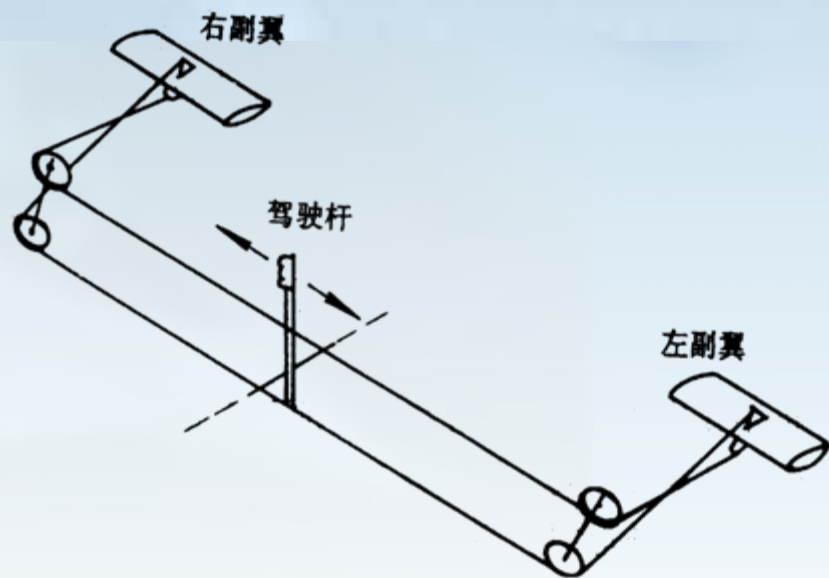
飞机在飞行过程中，操作升降舵，飞机就会绕着横轴转动，产生俯仰运动。飞行员向后拉驾驶杆，经传动机构传动，升降舵便向上偏转，这时水平尾翼上的向下附加升力就产生使飞机抬头的力矩，使机头上仰；向前推驾驶杆，则升降舵向下偏转，使机头下俯。





## 2、飞机的横向操纵

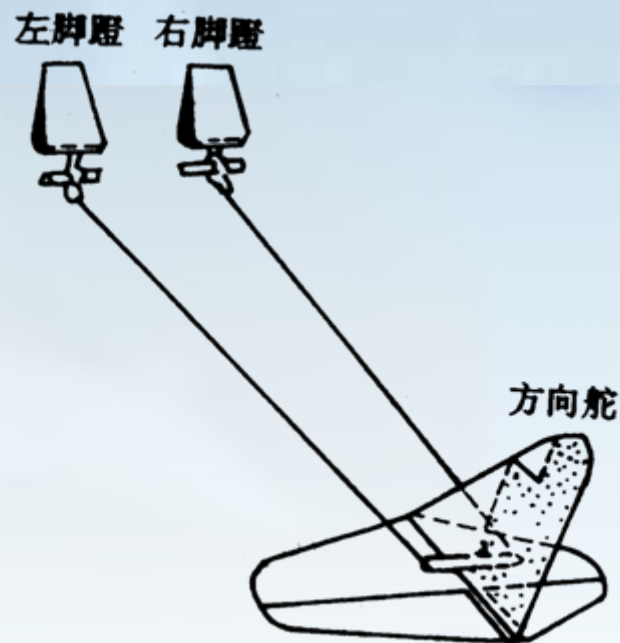
在飞机飞行过程中，操纵副翼，飞机便绕着纵轴转动，产生滚转运动。向左压驾驶杆，左副翼向上偏转，右副翼向下偏转，这时左机翼升力减小，则产生左滚的滚动力矩，使飞机向左倾斜。反之则向右倾斜。





### 3、飞机的方向操纵

在飞机飞行过程中，操纵方向舵，飞机则绕立轴转动，产生偏航运动。飞行员向前蹬左脚蹬，方向舵向左偏转，在垂直尾翼上产生向右的附加侧力，此力使飞机产生向左的偏航力矩，使机头向左偏转。反之，机头向右偏转。

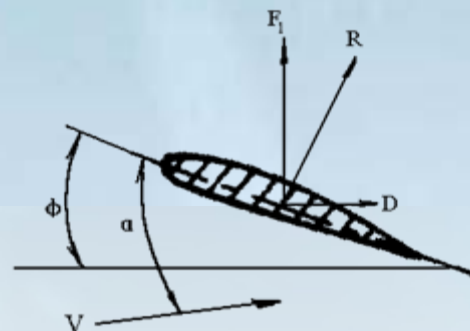




## 2.6 直升机的飞行原理



## 2.6.1 直升机旋翼工作原理



## 2.6.2 直升机的布局特点

### 1、单旋翼直升机

它是由一副旋翼产生升力，用尾桨来平衡反作用力矩的直升机。



## 2、共轴式双旋翼直升机

它是由两副旋翼沿机体同一立轴上下排列并绕其反向旋转，使两副旋翼反作用力矩相互抵消的直升机。

## 3、纵列式双旋翼直升机

它是由两副旋翼沿机体纵向前后排列、反向旋转，使两副旋翼的反作用力矩相互抵消的直升机。



## 4、横列式双旋翼直升机

它由两副旋翼沿机体横轴方向左右排列，反向旋状使两副旋翼的反作用力矩相互抵消的直升机。

## 5、带翼式直升机

这种直升机安装有辅助翼，前飞时辅助翼提供了部分升力使旋翼卸载，从而提高飞行速度，增加了航程，飞行性能也得到了改善。



## 2.6.3 直升机的操纵性

### 1、总距操纵

驾驶员通过总距操纵杆来控制以改变旋翼拉力的大小，当拉力大于直升机重力时，直升机就上升；反之，直升机就下滑。

### 2、变距操纵

如果打算前飞，就将驾驶杆向前推；反之则将驾驶杆向后拉。

### 3、脚操纵

用脚蹬来实现直升机机头转向操纵。

## 2.7 航天器飞行原理



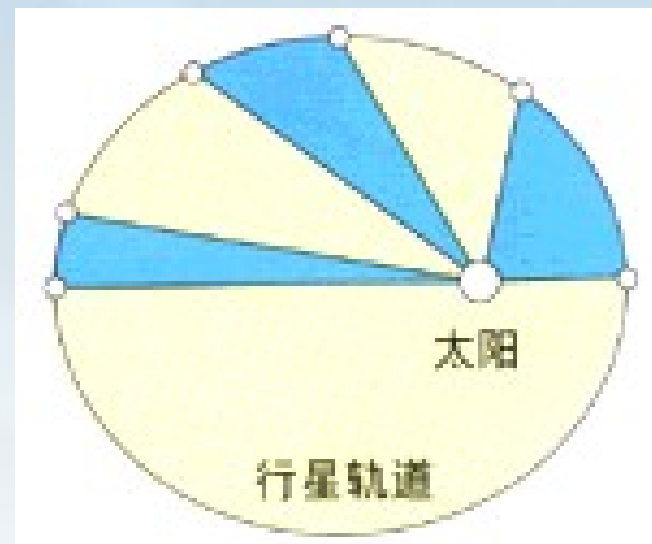


## 2.7.1 开普勒三大定律

**第一定律：**所有行星绕太阳的运动轨道都是椭圆，而太阳位于椭圆的一个焦点上。

**第二定律：**在相等的时间内，行星与太阳的连线所扫过的面积相等。

**第三定律：**行星运动周期的平方与行星至太阳的平均距离的立方成正比，即行星公转的周期只和半长轴有关。



开普勒定律





## 2.7.2 航天器轨道方程与宇宙速度

### 1、航天器的轨道方程

圆锥曲线的一般方程为

$$r = \frac{p}{1 + e \cos f}$$

其中 $r$ 为圆锥曲线的任意一点到焦点的距离。 $e$ 为圆锥曲线的偏心率。 $p$ 为正焦距或半通径。 $f$ 为 $r$ 与焦点至近心点之间连线的夹角，叫真近点角。



## 圆锥曲线的类型可由偏心率大小决定:

$e=0$ 时, $r=p$ ,	圆锥曲线为圆;
$0<e<1$ 时,	圆锥曲线为椭圆;
$e=1$ 且 $f=180$ 度,	圆锥曲线为抛物线;
$e>1$ 时,	圆锥曲线为双曲线。



## 2、宇宙速度

- (1)  $v=7.91\text{km/s}$ 时，为第一宇宙速度，轨道为圆。
- (2)  $v=11.8\text{km/s}$ 时，为第二宇宙速度，轨道为抛物线，航天器脱离地球轨道。
- (3)  $v=16.6\text{km/s}$ 时，为第三宇宙速度，轨道为双曲线，航天器飞离地球，最终飞出太阳系。
- (4)  $7.91\text{km/s}<v<11.18\text{km/s}$ 时，轨道为椭圆，航天器绕地球飞行。
- (5)  $11.8\text{km/s}<v<16.6\text{km/s}$ 时，轨道为抛物线，航天器脱离地球。



## 2.7.3 轨道要素和卫星轨迹

### 1、轨道要素

要确定航天器运行轨道在任意时刻的位置和速度，就需要用轨道要素来描述。

轨道要素有：轨道半长轴距；轨道偏心率；轨道倾角；升交点赤经；近地点幅角；过近地点时刻。





## 2、卫星轨道

根据分类不同和卫星承担的任务的不同，卫星轨道可分为多种：

### (1) 圆轨道和椭圆轨道

为了设计和计算上的方便，把偏心率小于0.1的轨道近似的看作圆轨道或近似圆轨道。除此之外，都是椭圆轨道。



空间站与航天飞机



## (2) 顺行轨道和逆行轨道

轨道的顺行和逆行是以卫星飞行的方向来区别的。从北极看，凡卫星飞行方向和地球自转方向相同的轨道，就是顺行轨道。与此相反的叫逆行轨道。



### (3) 地球同步轨道

地球自转一周的时间是23小时56分04秒，运行周期与它相同的顺行轨道就是地球同步轨道。



地球同步轨道卫星

### (4) 太阳同步轨道

轨道面在空间不是固定不动的，它绕地球自转轴转动。当转动的角速度和地球公转的平均角速度一致时，这样的轨道逆行称为太阳同步轨道。





## (5) 极轨道

轨道倾角在90度附近的轨道叫极轨道。

## (6) 回归轨道

卫星在轨道上飞行时，投影到地球的点叫星下点。随着卫星在空间的运动和地球自转，使得星下点的卫星在地面不断移动，形成星下点轨迹。对于星下点轨迹周期性重复的轨道称为回归轨道。



## 2.7.4 轨道摄动和轨道机动

### 1、轨道摄动

以上我们所讨论的航天器运动规律仅受到圆形地球中心引力作用，而忽略了太阳引力、月球引力等对航天器运动的影响。由于这些力远小于地球引力，故将这些力统称为干扰力或摄动力，把摄动力对航天器轨道的影响成为轨道摄动。



## (1) 大气阻力摄动

大气阻力直接影响近地轨道卫星和空间站的轨道寿命。大气的存在使得航天器承受空气阻力，对轨道产生摄动。由于大气密度随高度的增加而迅速减小，故大气摄动对航天器轨道的影响也随着运行高度的增加而迅速减小。



大气对飞行器的影响



## (2) 地球扁率摄动

地球不是圆球体，因此存在着地球形状摄动。其中地球赤道隆起处对卫星运动的影响最大，这就是地球扁率摄动，它是地球形状摄动的主要部分。



地球不是完全的球体



### (3) 天体引力摄动

研究航天器由绕地球中心运动时，地球引力是主要力。但其他天体（如太阳、月亮）与航天器之间也存在万有引力。这些引力会对航天器轨道产生摄动。对近地卫星忽略太阳和月亮引力的摄动，但对高轨道卫星，特别是地球同步轨道卫星，太阳和月亮引力产生的影响较为显著。



## (4) 太阳辐射压力摄动

当光子流射到航天器表面时，一部分动量传给航天器，引起航天器动量的变化，相当于航天器受到来自太阳光方向的压力，对轨道产生微小的摄动作用。



## 2、轨道机动

航天器在控制系统作用下可以按人们的要求使轨道发生改变，也就是说航天器可以从某一已知的轨道运动改变为另一种要求的轨道运动。这种有目的的轨道变动成为轨道机动。

轨道机动改变是人造天体与自然天体最大的不同。



## (1) 轨道改变

当初轨道和终轨道相交或相切时，在交点（或切点）施加一次推力冲量，即可使航天器由初轨道进入终轨道，这种情况称为轨道改变。

## (2) 轨道转移

当初轨道与终轨道不相交或不相切时，至少要施加两次推力冲量才能使航天器由初轨道进入终轨道，这种情况称为轨道转移。





### (3) 轨道交会

两个航天器经过一连串轨道机动，使这两个航天器在同一时间、以相同的速度到达空间的同一位置，这就是轨道交会。轨道交会的目的是使两个航天器在结构上连接在一起，实现轨道上的对接。

轨道交会和对接常用于飞船与空间站、航天飞机与空间站、航天飞机回收卫星等场合。



## (4) 返回轨道

航天器从原来运行的轨道向地球返回过程中，必须经过返回轨道。

## (5) 轨道保持和修正

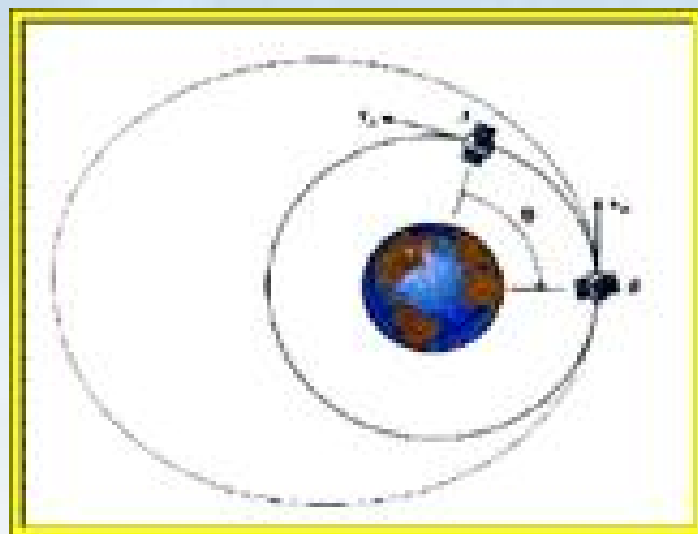
轨道保持和修正就是为了克服某些摄动力量的影响和弥补运载火箭的入轨误差，提高轨道的运行精度，使轨道参数限制在设计规定的范围内而进行的轨道机动。



## 2.7.5 航天器发射入轨

### 轨道类型

发射航天器的任务要由运载火箭来完成。运载火箭携带航天器从地面起飞，到达某一飞行高度后把航天器送入到运行轨道。这段飞行轨迹成为发射入轨。根据入轨情况不同，运载火箭的发射弹道可分为直接入轨、滑行入轨和过渡入轨。



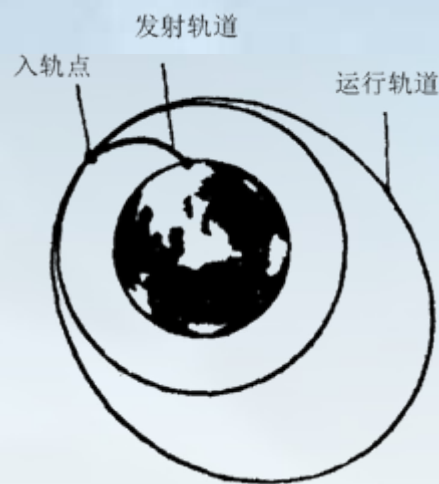
航天器入轨



## 直接入轨：

运载火箭从地面起飞后，各级火箭发动机逐级连续工作，并按预定程序转弯。发动机工作完成时，运载火箭的角度和速度都已达到入轨要求。

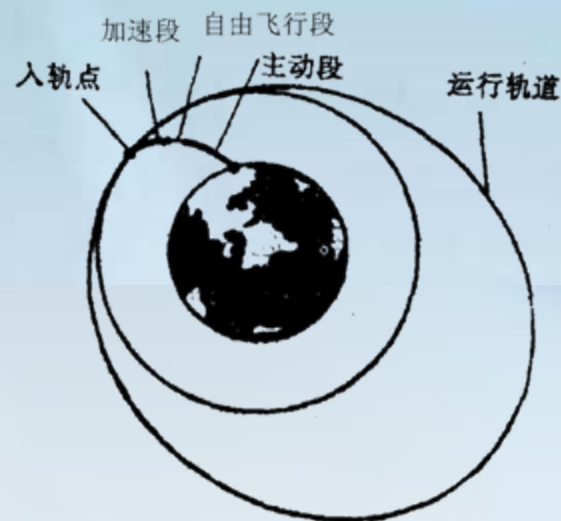
因此可以直接把航天器送入预定轨道，完成航天器的入轨任务。这种发射轨道适合发射低轨道的航天器。





## 滑行入轨：

首先是一个主动段，在此阶段火箭从地面起飞，并加足了飞行所需的大部分能量，然后关闭发动机；



接下来进入自由飞行段，这是火箭依靠其所获得的动能在地球引力作用下进行自由飞行，一直到所要达到的轨道相切的位置；最后再进入一个主动段，这时发动机再一次点火，最后加速到使火箭达到入轨要求的速度，将航天器送入轨道。



## 过渡入轨：

过渡入轨的运载火箭的运动轨迹可分为加速段、停泊段、再加速段、过渡段和最后加速入轨段。

从第一个加速段到停泊段，可以像直接入轨一样经过一个加速段进入围绕地球的圆形轨道；也可以像滑行入轨那样经过两个加速段进入圆形停泊轨道。航天器在停泊轨道上运行时，可以根据入轨点的要求，选择发动机点火位置使航天器加速脱离停泊轨道，进入一个椭圆轨道，这一椭圆轨道叫做过渡轨道。当达到椭圆轨道的远地点时，发动机再次点火加速，使其达到入轨所要求的速度，使航天器入轨。地球静止卫星和环月探测器均可以采用这种入轨方式。



## 2.7.6 环月登月轨道

## 2.7.7 航天器姿态稳定与控制

对于航天器，不仅要求它具有一定的轨道，还要求它保持某一特定姿态。姿态稳定与控制系统的任务是按航天任务要求保持航天的特定姿态，保证航天器的星载天线或遥感装置等对付该区的指向误差在规定的容限内。



## 目前航天器的自稳定有以下几种方法：

- **自旋稳定法：** 自旋稳定法是指通过卫星围绕自身对称轴不停的旋转而使卫星的姿态保持稳定的方法。
- **重力梯度法。**
- **磁力稳定法。**
- **三轴稳定法。**