

第四章 机载设备

◆ 范围：

传感器，仪表，显示系统，导航系统，操纵、控制、雷达系统、救生系统，电源及电气设备。

◆ 功用：

使飞机构成一个整体，以实现安全、可靠及时和精确地操纵飞行器。保障飞行器的各项功能、战术技术性能的实现。代替飞行员进行自动飞行控制和状态监控。

4.1 传感器、飞行器仪表与显示系统

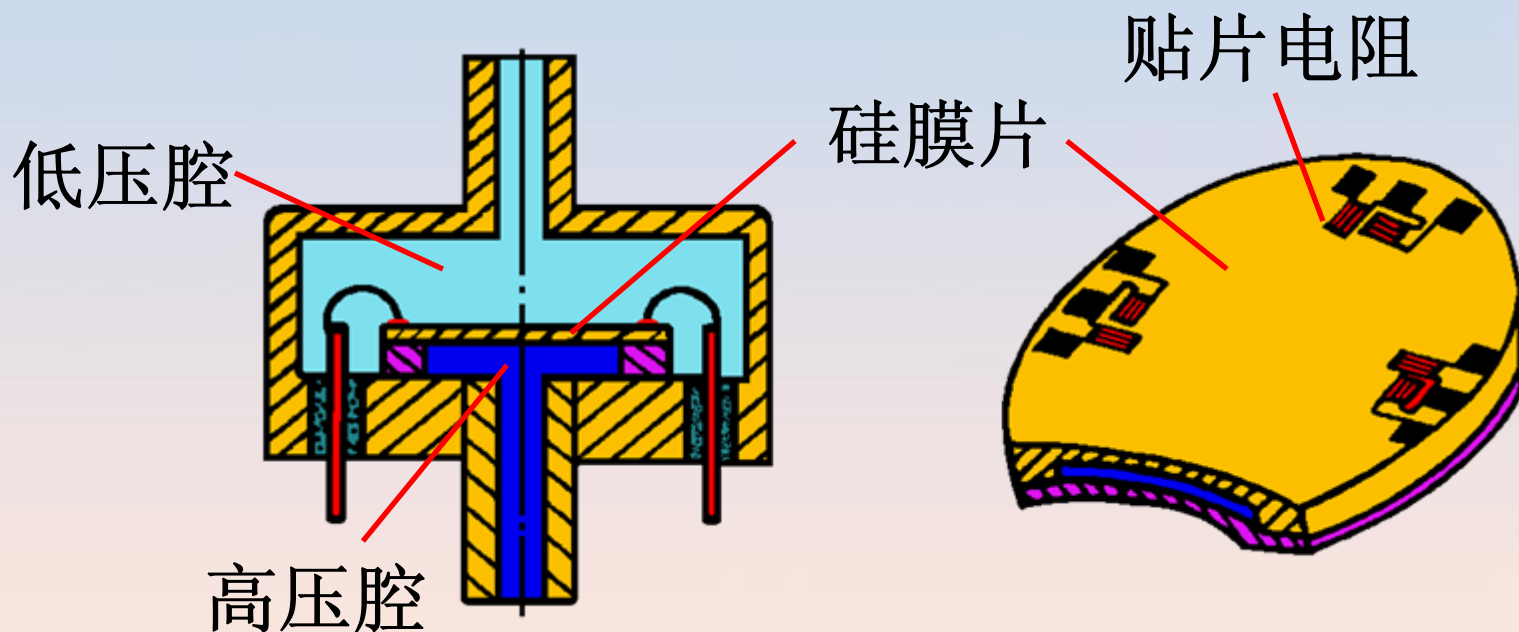
载人飞行器测量的主要参数

- ◆ 飞行参数（速度、高度等）
- ◆ 动力系统参数（发动机转速、温度、燃油量等）
- ◆ 导航参数（航向、位置等）
- ◆ 生命保障系统参数（氧气分压、温度等）
- ◆ 飞行员生理参数（脉搏、呼吸、血压等）
- ◆ 武器瞄准系统参数（目标类型、速度、高度等）
- ◆ 其它系统参数（液压系统、电气系统等）

4.1.1 飞行器参数测量的基本方法

参数分类：压力、温度、转速、流量、油量、电压、电流、方位和姿态角等物理量。它们通过各种传感器进行测量。

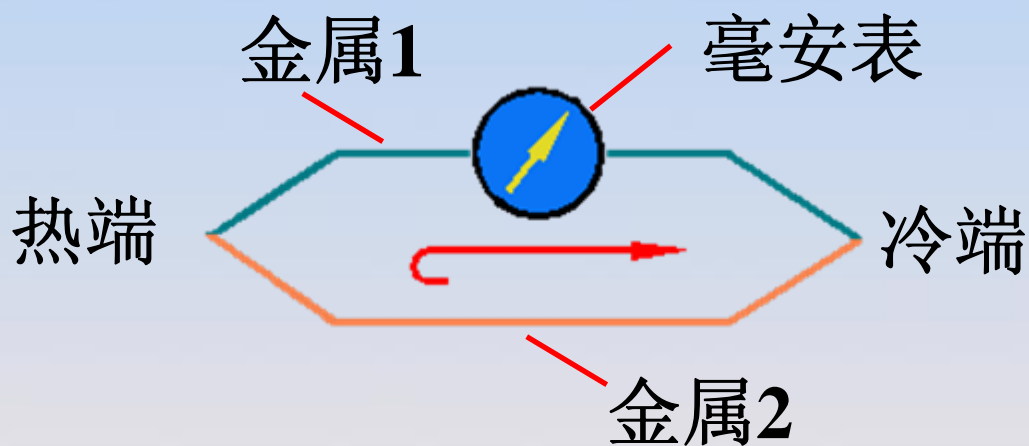
1、压阻式压力传感器



2、温度传感器。

(1) 电阻式温度传感器。

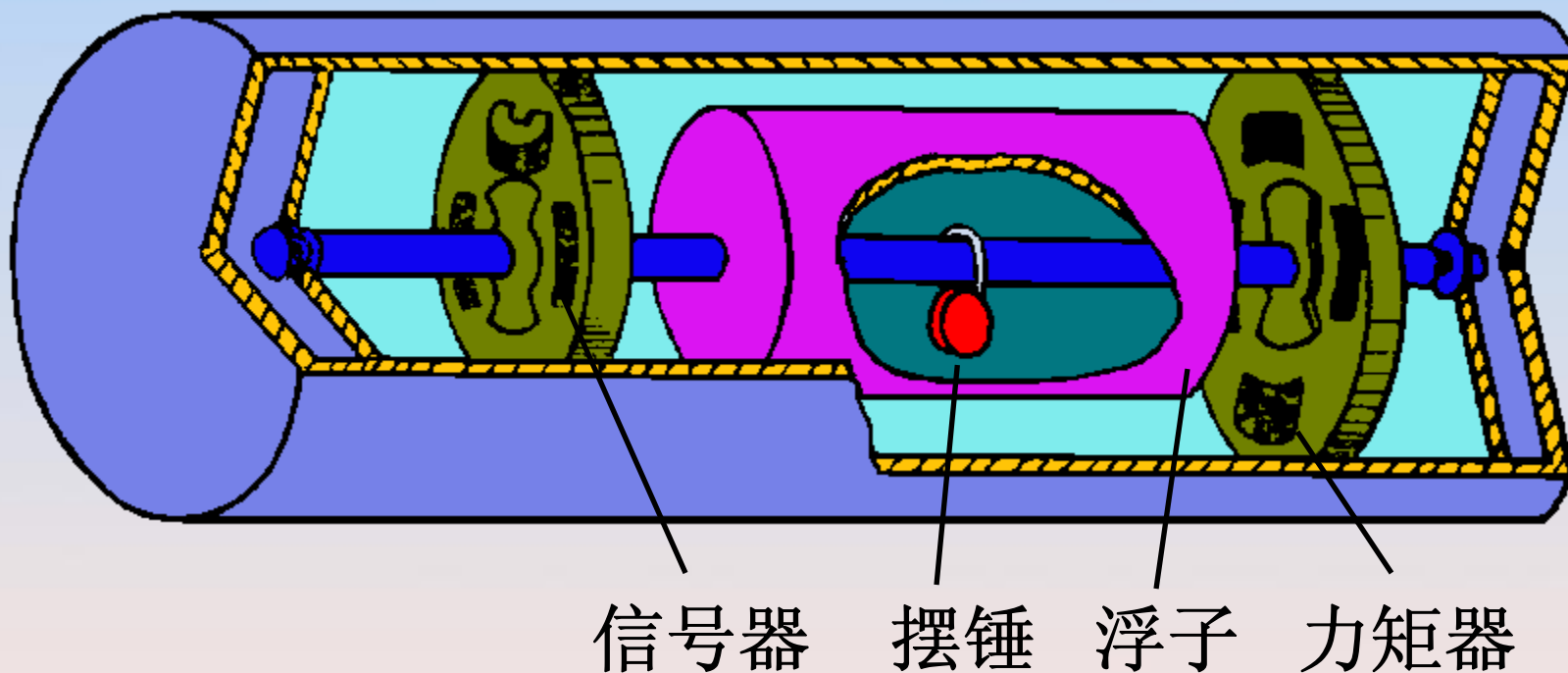
(2) 热电偶式温度传感器。



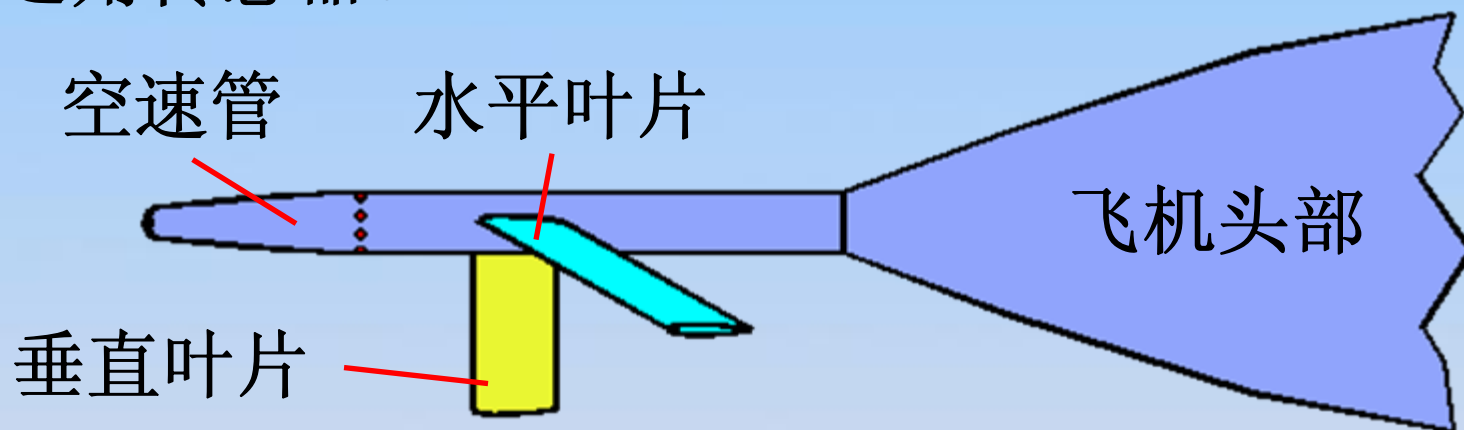
3、转速传感器。

电磁脉冲法、光电法等。

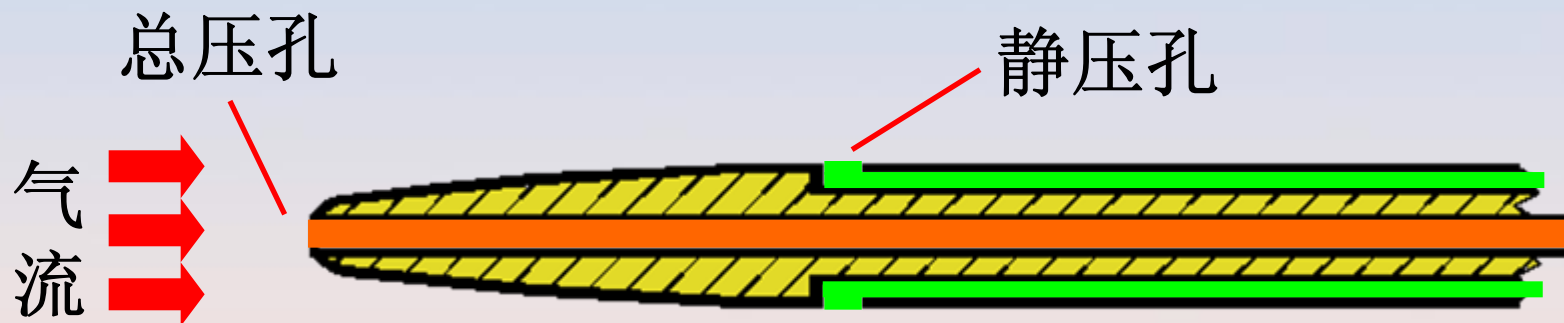
4、加速度传感器。



5、迎角传感器。



空速管示意图



4.1.2 主要飞行状态参数的测量

◆ 飞行状态参数包括：

线运动参数 飞行高度，速度和加速度

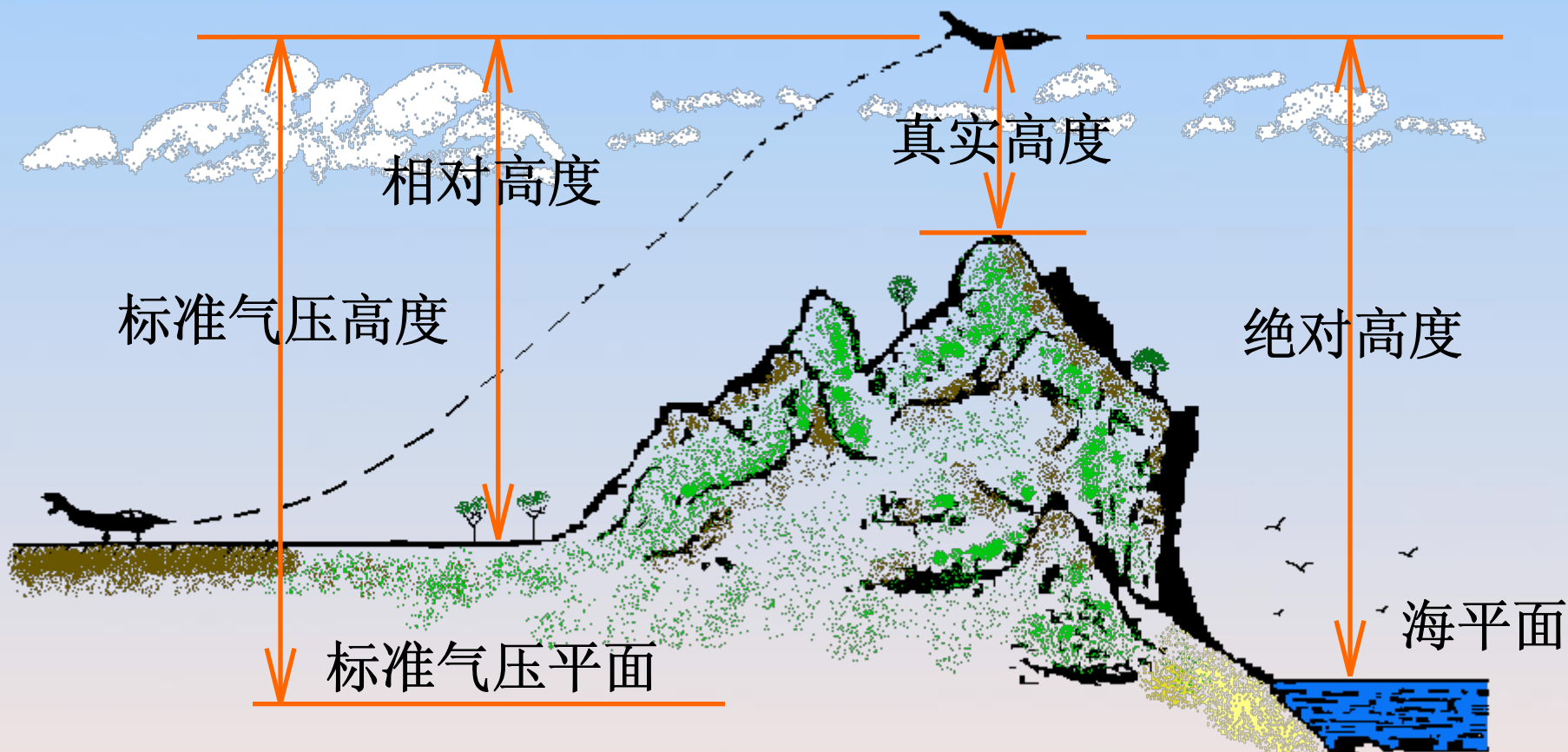
角运动参数 俯仰角、滚转角和航向角

1、飞行高度的测量

◆ 高度分为四种：绝对高度、相对高度、真实高度和标准气压高度。

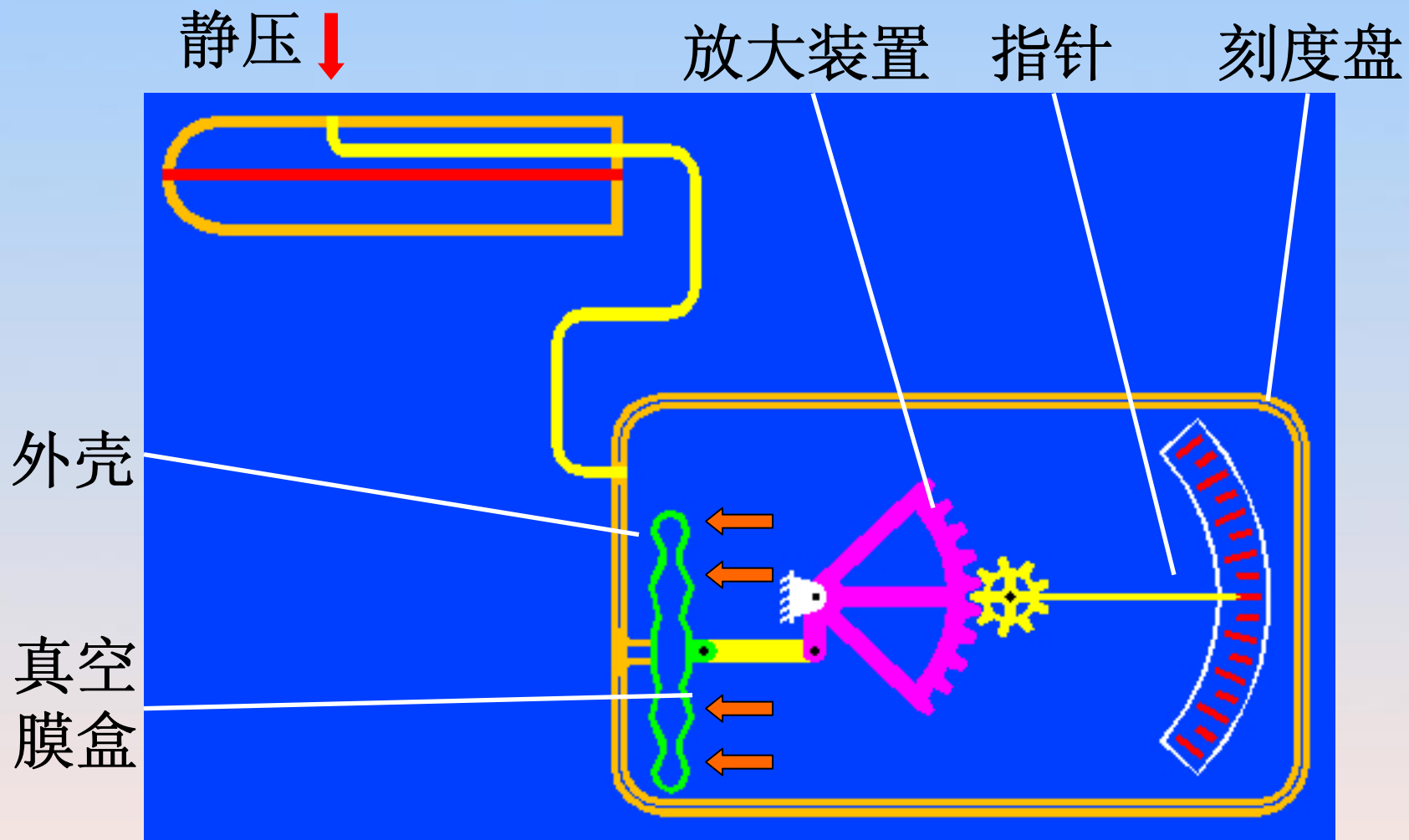
◆ 因为高度与大气压力有固定的函数关系，可以通过测量大气压力间接地得到高度。也可以通无线电高度表测量。

依不同的基准面，高度分为四种



第四章 飞行器机载设备

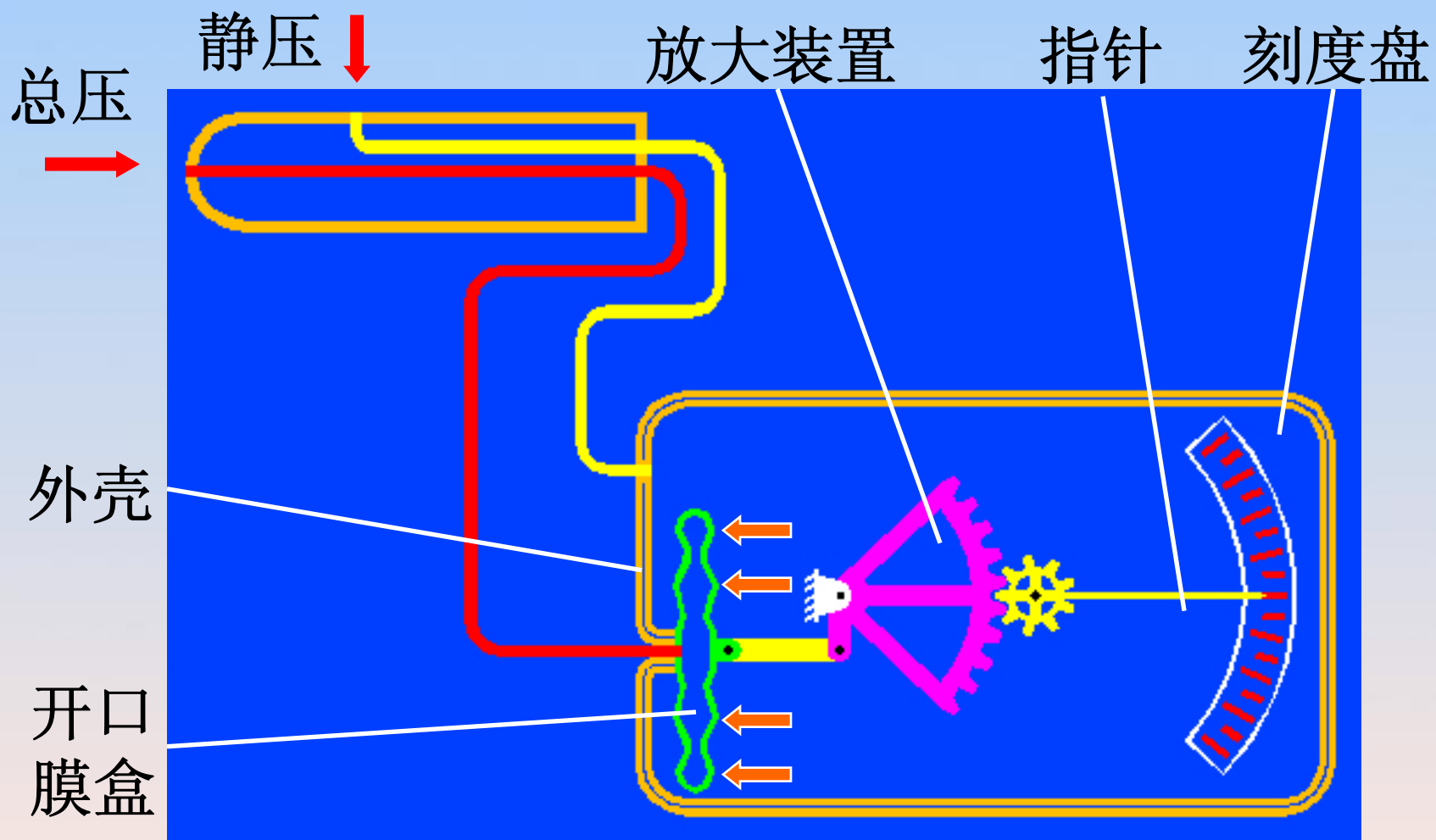
气压式高度表示意图



2、飞行速度的测量

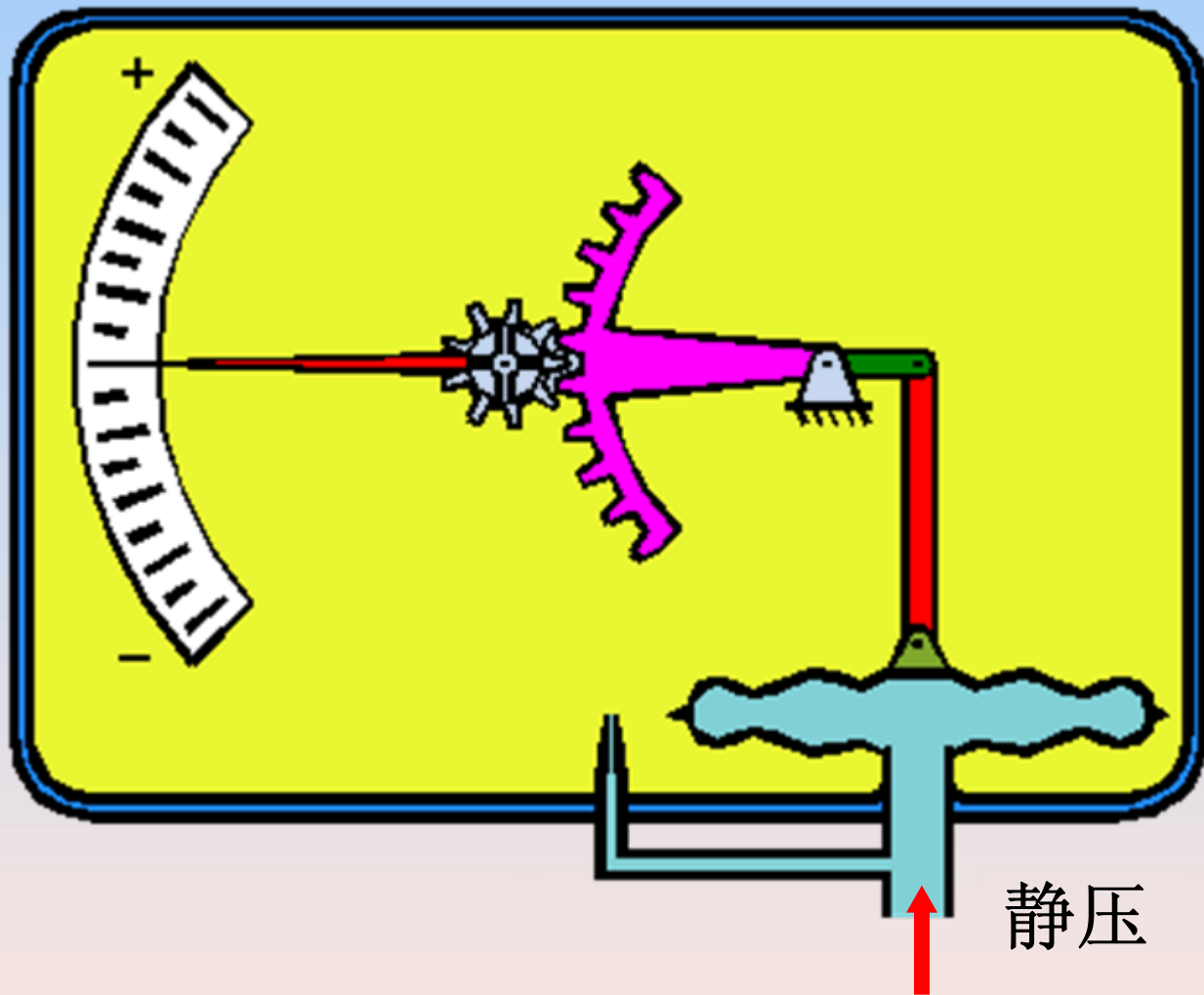
◆ 飞行速度分为空速和地速。飞行状态主要关心空速。空速可以通过压力、加速度积分和雷达等方法测量。地速则需要知道大气中风的大小和方向才可与空速根据矢量计算出来。

气压式空速表原理图



第四章 飞行器机载设备

气压式升降速度表原理图



4.1.3 大气数据系统

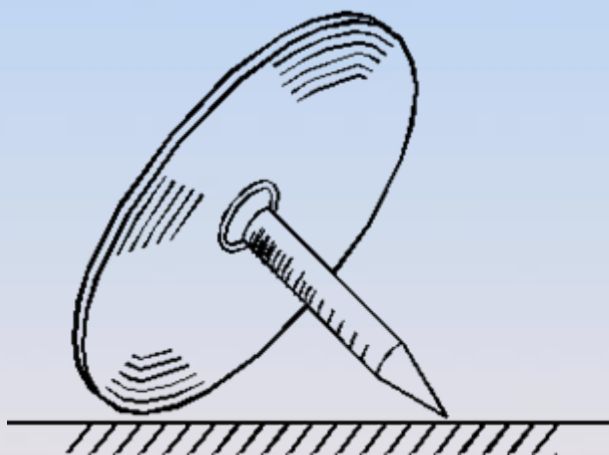
通过测量静压、总压、总温以及必要的修正（如攻角、侧滑角修正），经计算机解算而得到高度、高度变化率、空速、大气密度等所需的数据。

4.1.4 飞行姿态角度的测量

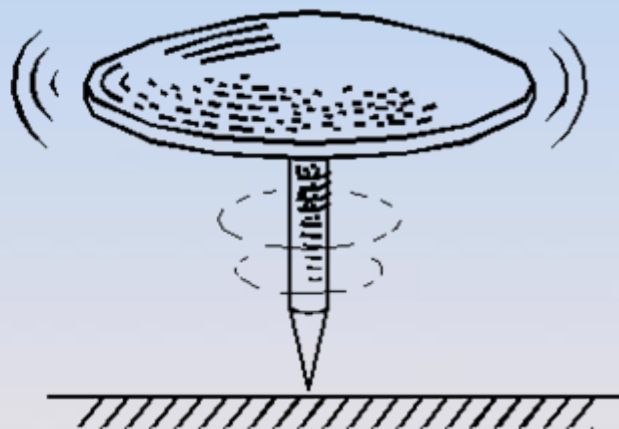
1、陀螺仪

陀螺仪有机械陀螺、静电陀螺、激光陀螺等多种类型。

◆定轴性：保持其自转轴在惯性空间方向不变的特性。



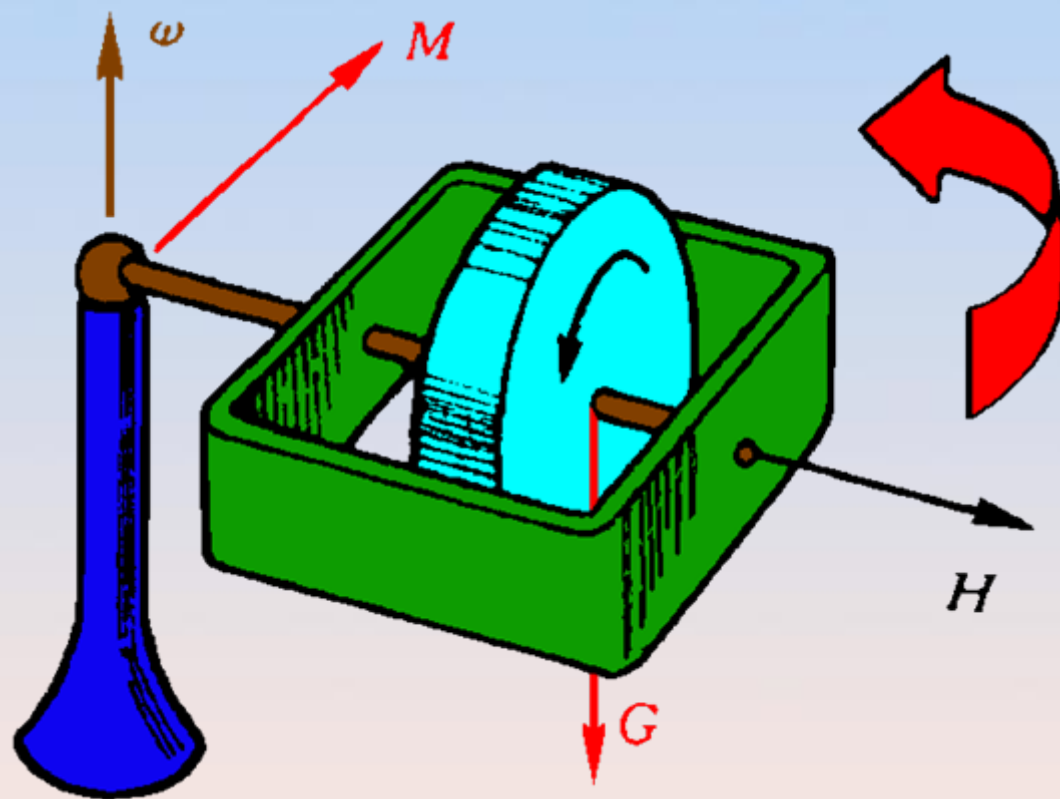
静止状态



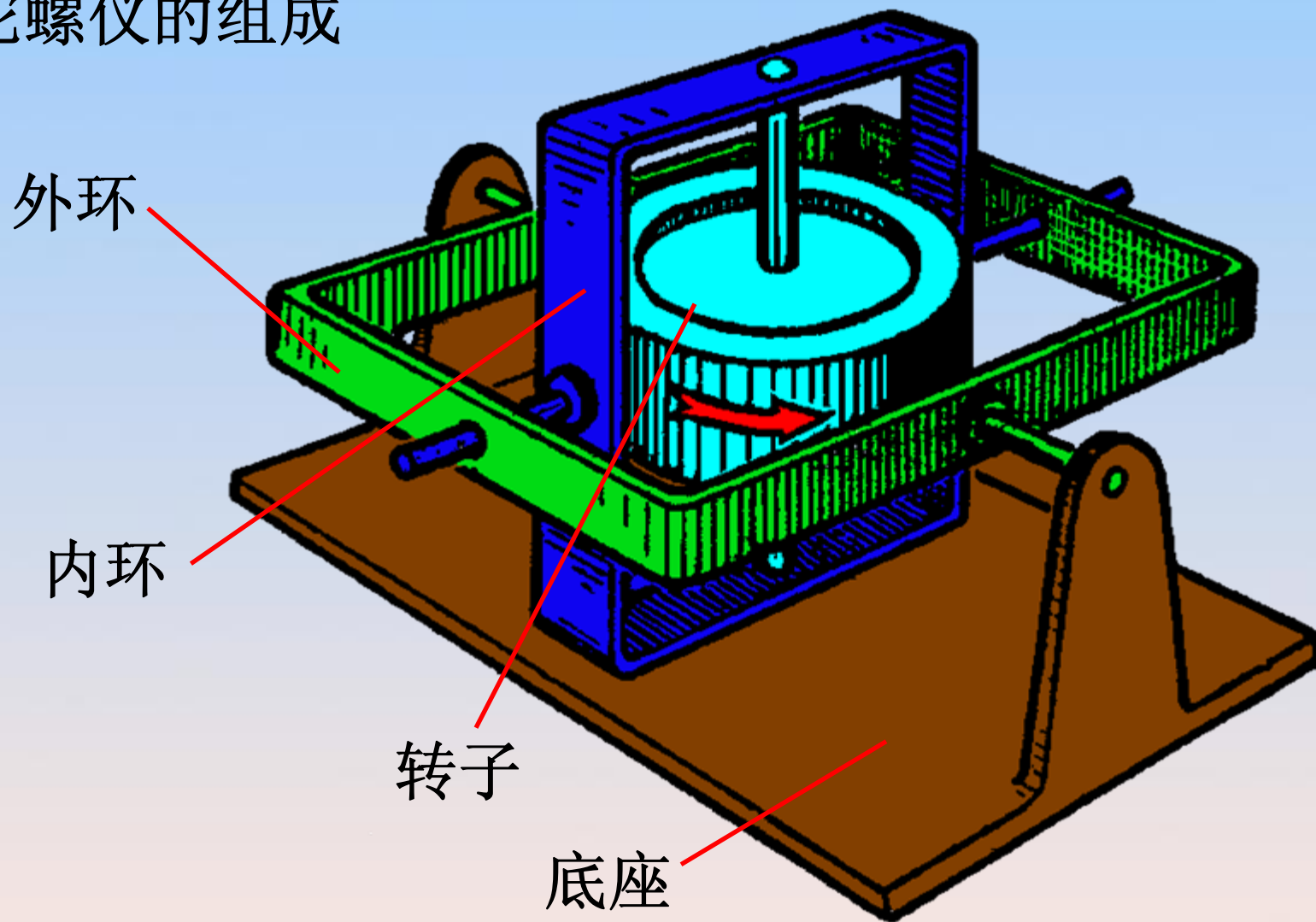
旋转状态

第四章 飞行器机载设备

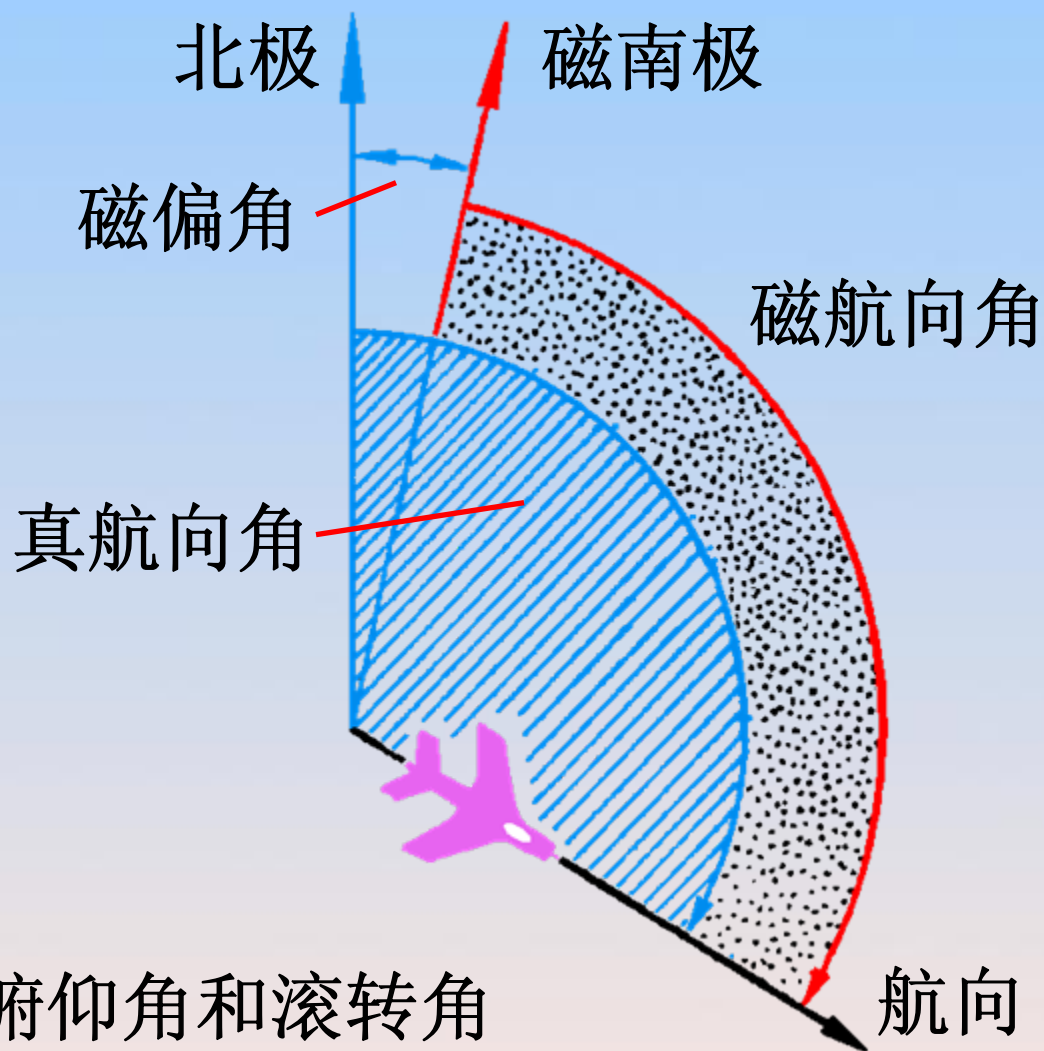
进动性：在外力矩作用下，高速旋转的转子力图使自转轴矢量沿最短路径转向外力矩矢量。



陀螺仪的组成



2、磁罗盘：利用地球磁场测量磁航向角



3、陀螺地平仪：测量俯仰角和滚转角

4.1.5 飞行器显示系统

机械仪表显示和电子综合显示

1、机械仪表显示

由指针，刻度盘，机械计数器，标记和图形等组成。特点是：简单、清晰；能反映变化过程，精度低，寿命短，易受振动冲击。不易综合显示。

歼-8 II

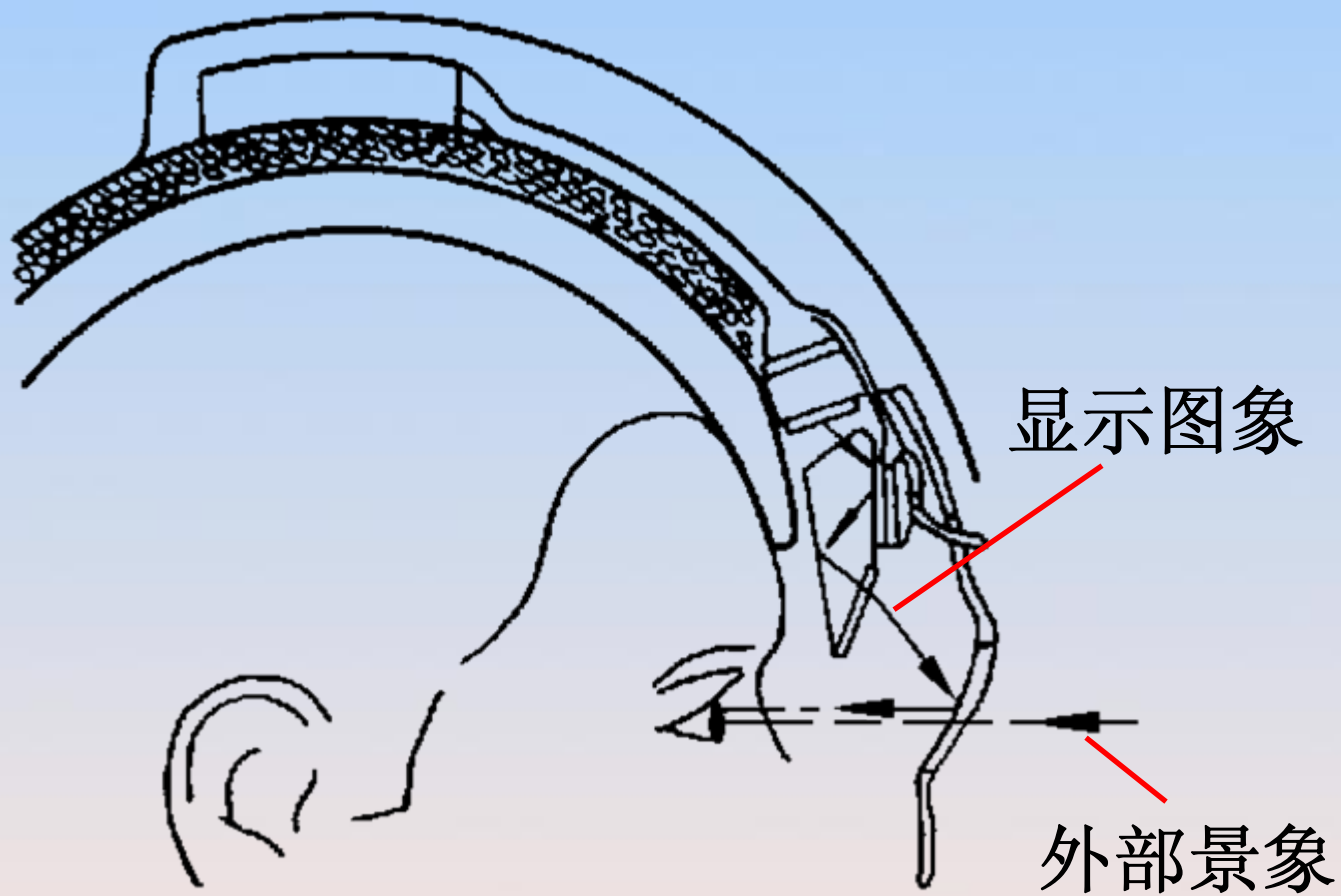




2、电子综合显示

把测得的电信号转换为电子显示器的光电信号以显示所需的信息，可以是数字式，符号、图形及其组合形式。特点是：显示界面灵活多样，彩色丰富；易综合显示，减少仪表数量，精度高，寿命长，可靠性高。

3、头盔显示系统



4、显示系统发展趋势

高清晰度，综合体积小，重量轻，省电，可靠（彩色液晶）；头盔显示器，头部转向各方均可见到信号；大屏幕全景显示器，采用触摸屏操作和语音指令控制。

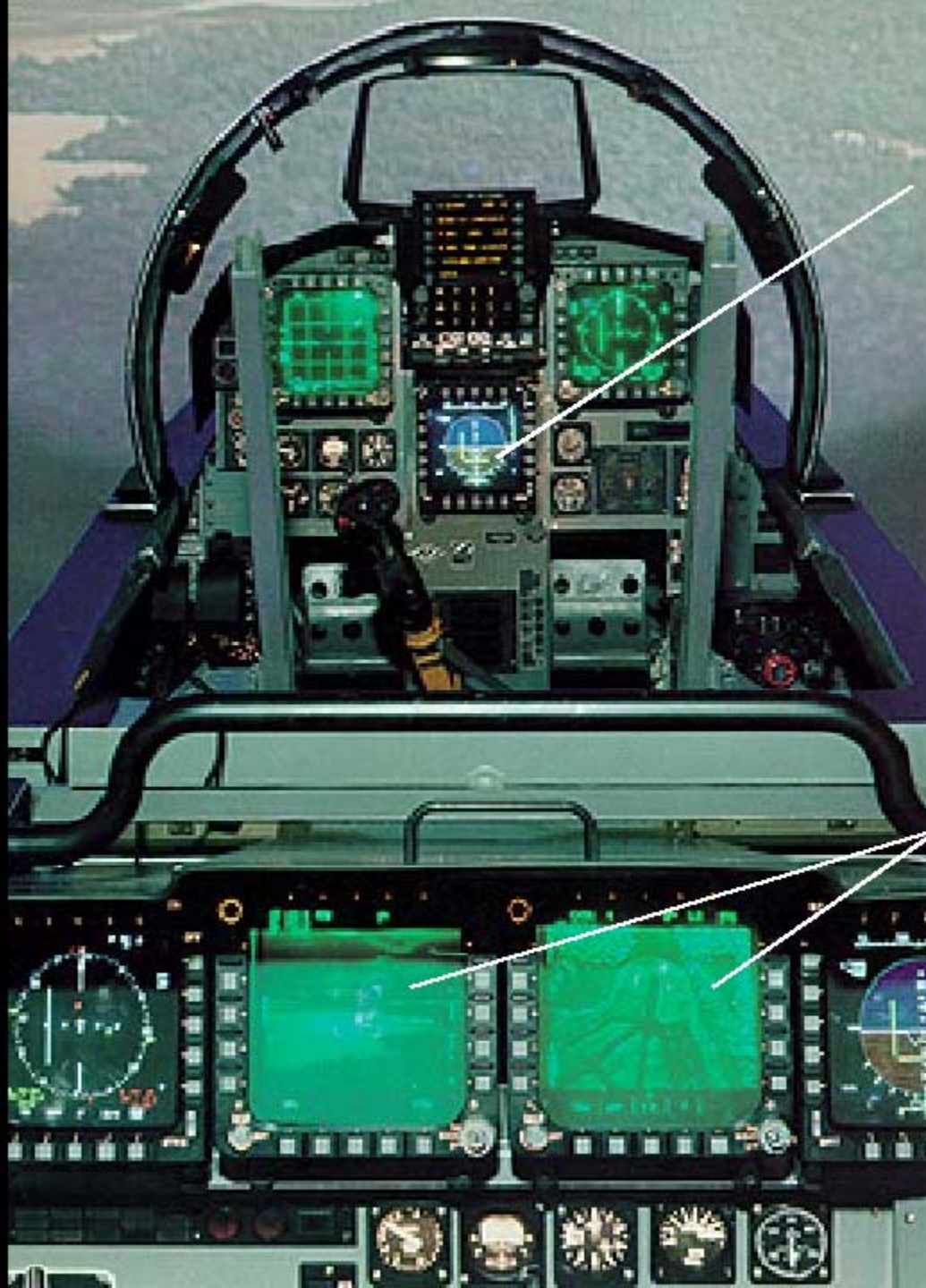
Su30





F-15





全姿态指示器

对地视景
(副驾驶)

全姿态指示器

对地视景
(夜视)



4.2 飞行器导航系统

把飞行器从出发地引导到目的地的过程称为导航。

导航参数有位置、方向、速度、高度和航迹等。

导航方式有：无线电导航，卫星导航、惯性导航、图象匹配导航、天文导航以及它们的组合。

4.2.1 无线电导航

- ◆特点：由于受气候条件限制较少，作用距离远，精度高，设备简单可靠，得到广泛应用。
- ◆原理：借助于无线电波的发射和接收，测定飞行器相对于导航台的方位、距离等参数，以确定飞行器的位置、速度、航迹等导航参数。

分类：测向无线电导航、测距无线电导航、测距差无线电导航和测速无线电导航。

1、测向无线电导航

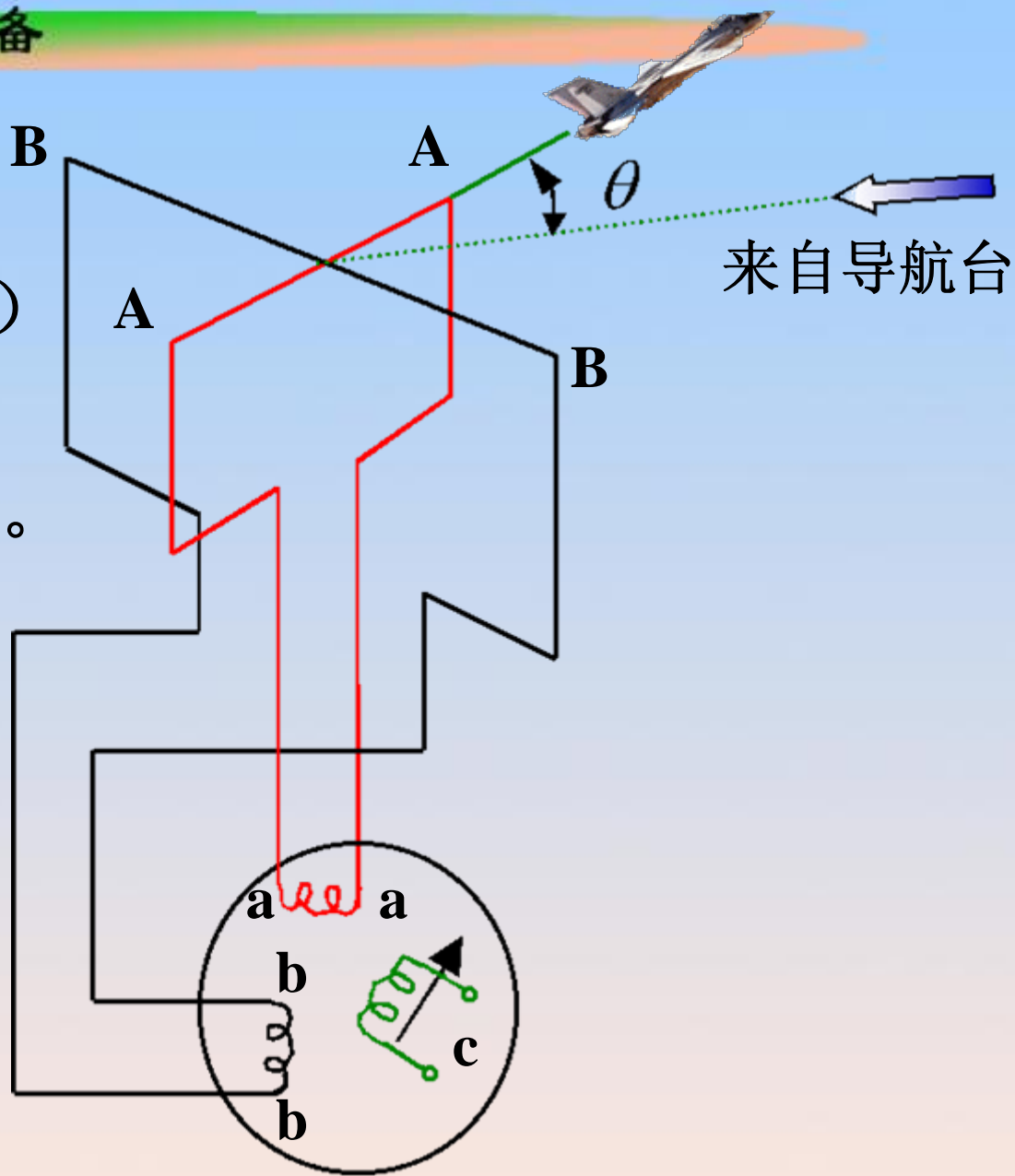
◆ 自动测向器 (ADF)

测量无线电波来向与
飞行器纵轴线的夹角。

中长波

150KHz~2MHz

作用距离约300Km



(2) 全向信标系统 (VOR)

为飞行器提供以导航台北向子午线为基准的方位角。

甚高频, **108~118MHz**,

当飞行器有足够高度时, 作用距离可达**480Km**。

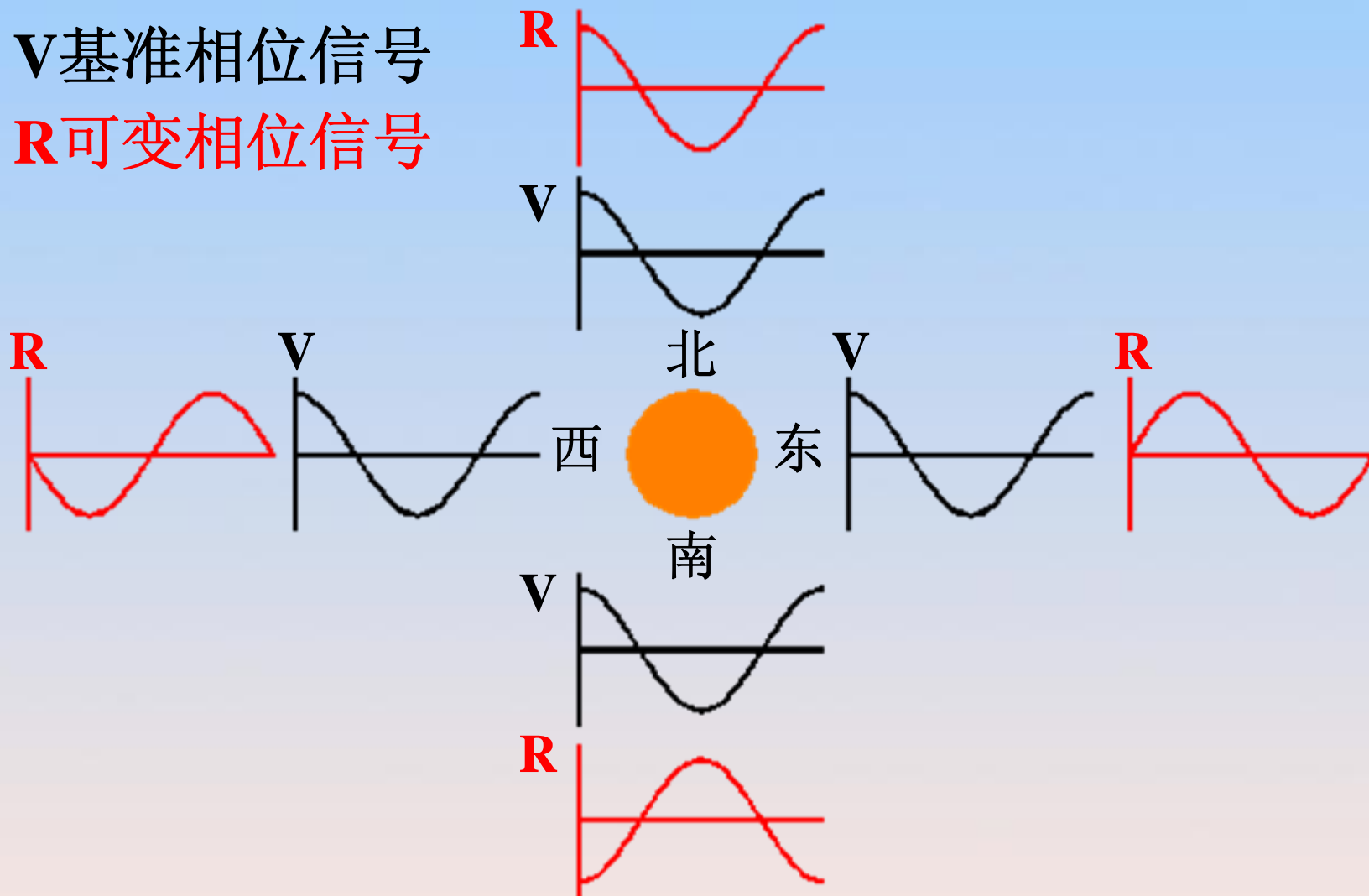
基准相位信号

可变相位信号

第四章 飞行器机载设备

V基准相位信号

R可变相位信号

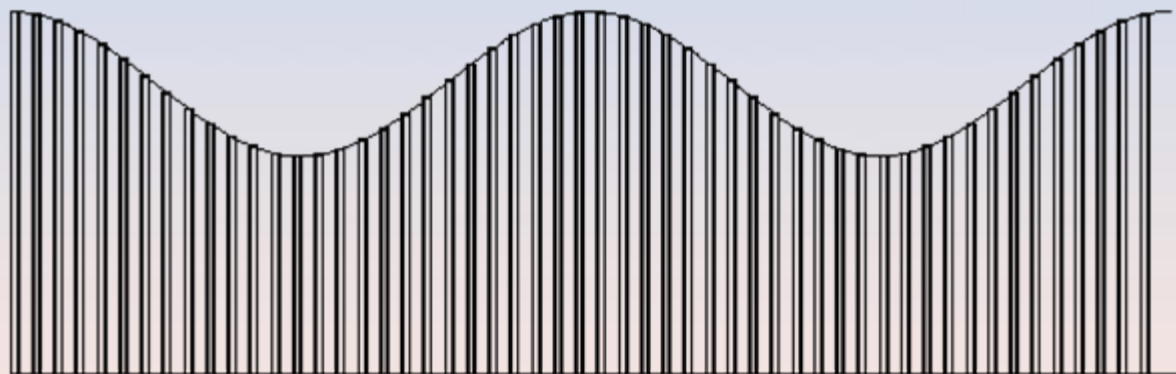


2、测距无线电导航

(1) DME测距机:

飞行器发出询问脉冲，导航台接到后发出应答脉冲，飞行器测量发出询问脉冲与收到应答脉冲的时间差，计算出飞行器与导航台间的距离。结合飞行高度可得到飞行器与导航台间的水平距离。

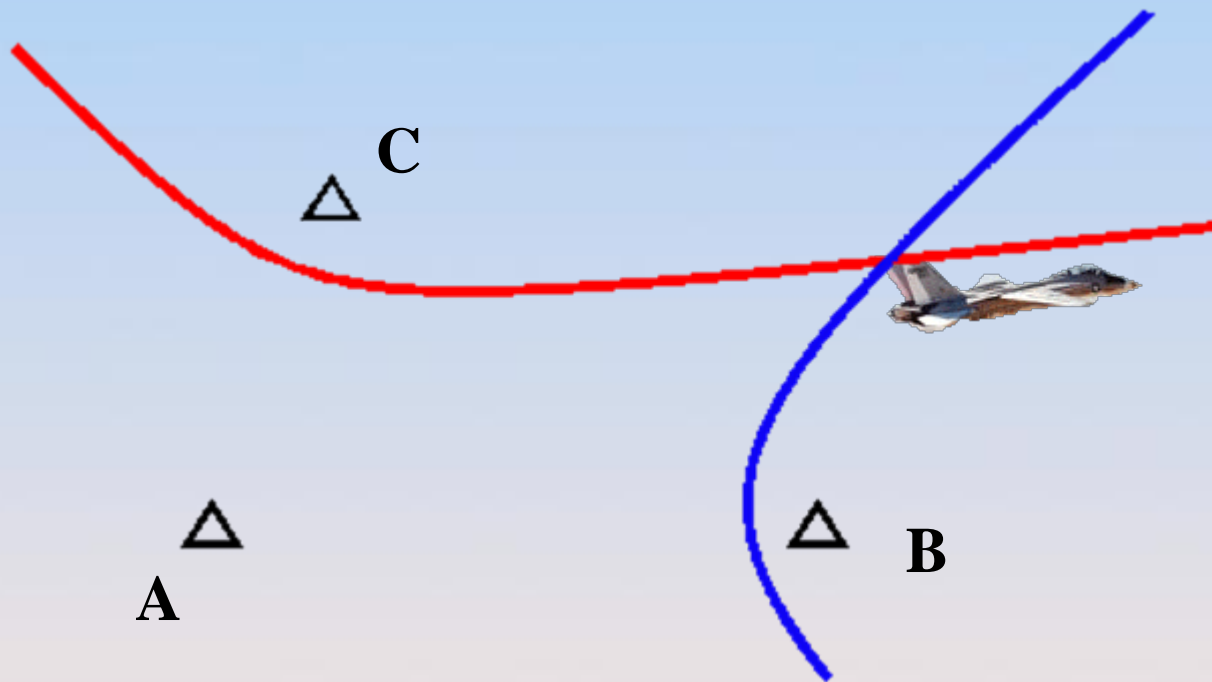
如果将应答脉冲调制，其相位同**VOR**可变相位信号，则可同时完成测距和测向（“塔康”系统）。



3、测距差无线电导航

为飞行器提供经纬度位置。

甚低频，10KHz~14KHz，作用距离约1000Km以上。



4.2.2 惯性导航系统

惯性导航是通过安装在飞行器上的加速度计测量飞行器的加速度经运算处理而获得飞行器当时的速度和位置的方法进行导航的。

由于不依赖外界信息，所以是完全自主导航。

由于测量误差随时间积累，要求制造精度高，或加其它方法修正。

平台式惯导： X ， Y 两个加速度计安装在陀螺平台上。

优点是陀螺平台不受飞机姿态的影响。

捷联式惯导：在飞机不同部位上安装多个加速度计，测量轴与机体轴一致，对测量的参数进行姿态修正后经计算得出导航参数。

4.2.3 卫星导航系统

美国卫星全球定位系统**GPS**

俄罗斯全球导航卫星网**Glonass**

欧洲空间局“伽利略”导航卫星系统

中国“北斗”导航定位卫星系统

以**GPS**为例：

1、组成：地面站、卫星系统和飞行器上的接收机。

2、导航原理

从原理看，卫星向地面发射的信息有卫星位置、时钟、发射信息的时刻等高频信息。

工作频率**2200~2300MHz**，覆盖全球。

美国国防导航卫星系列。其主要任务是使海上舰船、空中飞机、地面用户及目标、近地间飞行的导弹以及卫星和飞船实现各种天气条件下连续实时的高精度三维定位和速度测定，还可用于大地测量和高精度卫星授时等。“导航星”全球定位系统取中高

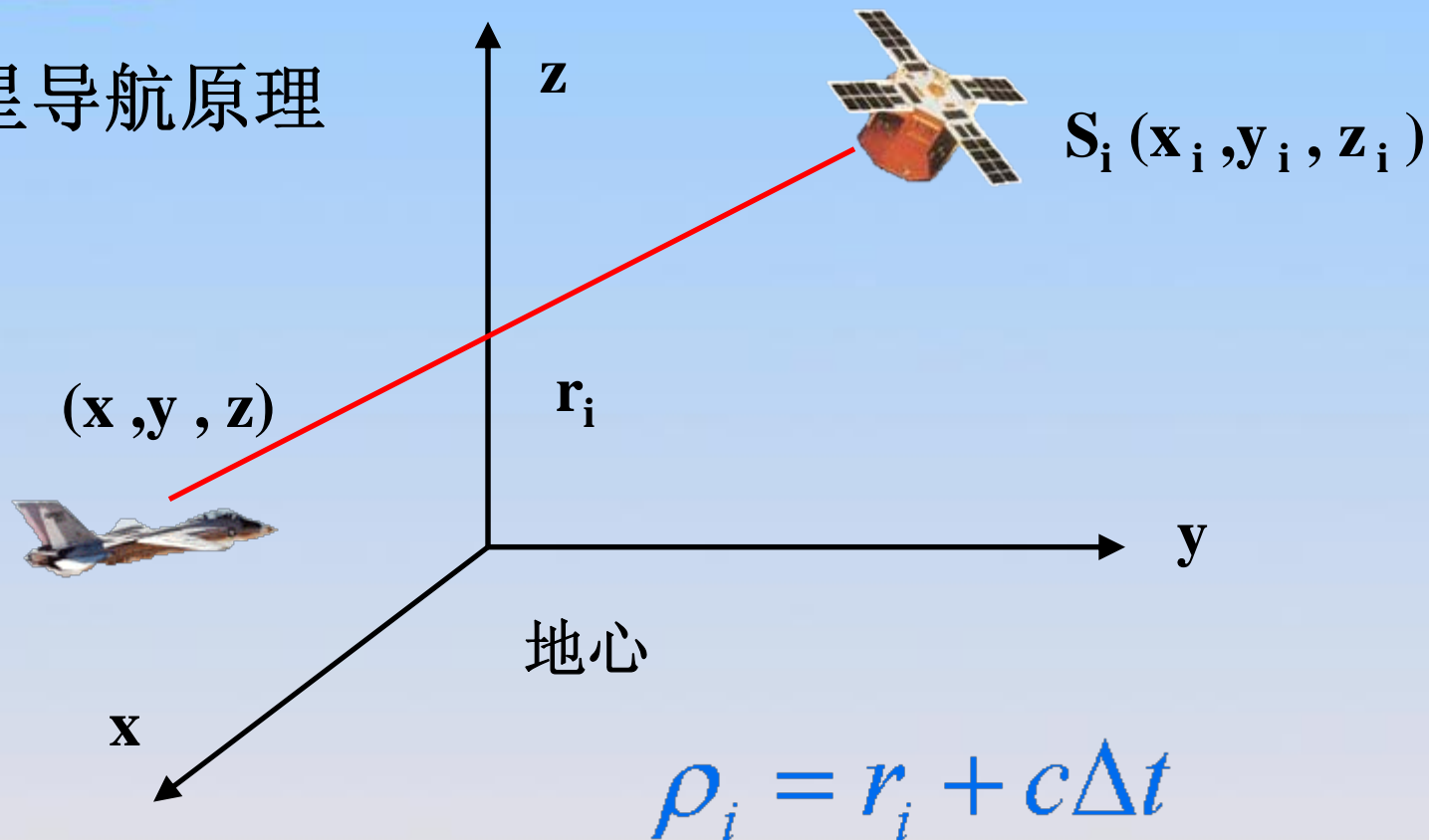


GPS 系统

度圆轨道，采用双频伪随机噪声测距导航体制。系统由24颗实用卫星和3颗备用卫星组成，均匀分布在6个轨道面内，

高度约2万公里，倾角为55度。“导航星”卫星的主要专用设备有：高稳定度原子钟、导航电文存储器，双频发射机，实用导航星卫星还装有单通信卫星通信转发器和探测秘密核试验的敏感器。全球定位系统有较高的军用价值，定位精度可达十几米左右，测速精度优于0.1米/秒，授时精度小于1微秒，民用时定位精度一般为30米左右。

◆ 卫星导航原理



$$\sqrt{(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} = \rho_i - c\Delta t$$

4.2.4 图象匹配导航系统

◆ 原图

事先通过各种手段（大地测量、航空摄影、卫星摄影等）获得的地表三维特征数字化地图。

◆ 实时图

飞行器飞跃原图区域时，通过探测设备（无线电高度表、摄像设备等）取得的实际地表特征图象。

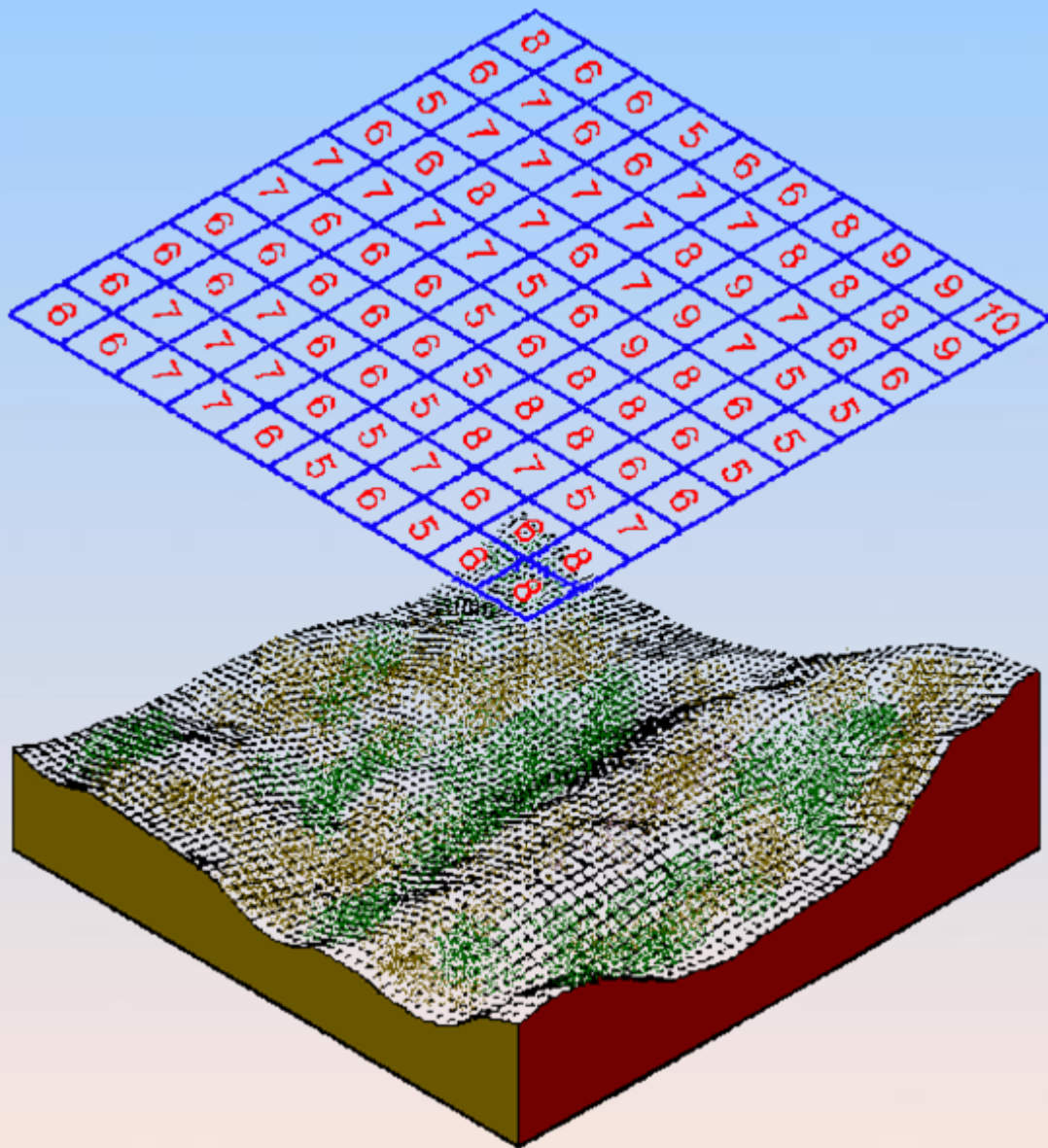
1、导航原理

将实时图与预先存储的原图进行比较，由此确定飞行器实际位置与要求位置的偏差而对飞行器导航。

2、数字地图

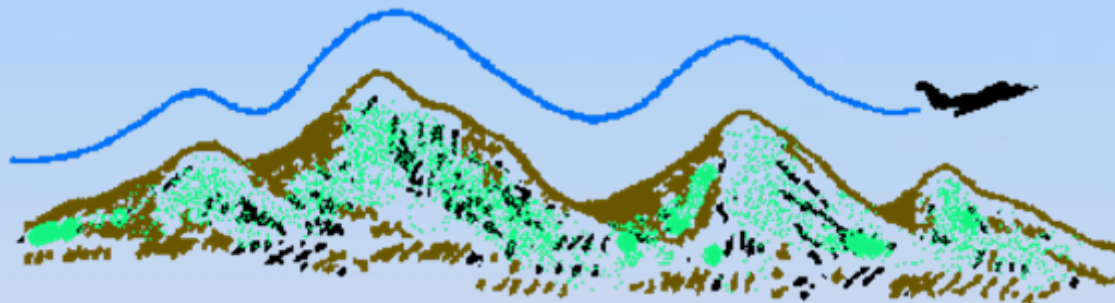
将地形轮廓转化为高程数值。

每一格中的数字是格中高程的平均值，格的位置表示平面二维坐标。



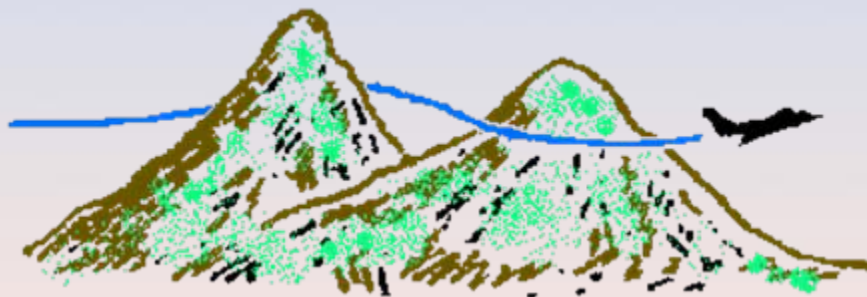
3、地形匹配导航

以地形高度轮廓为匹配特征，是一维匹配。



4、景像匹配导航

以区域地形为匹配特征，是二维匹配。

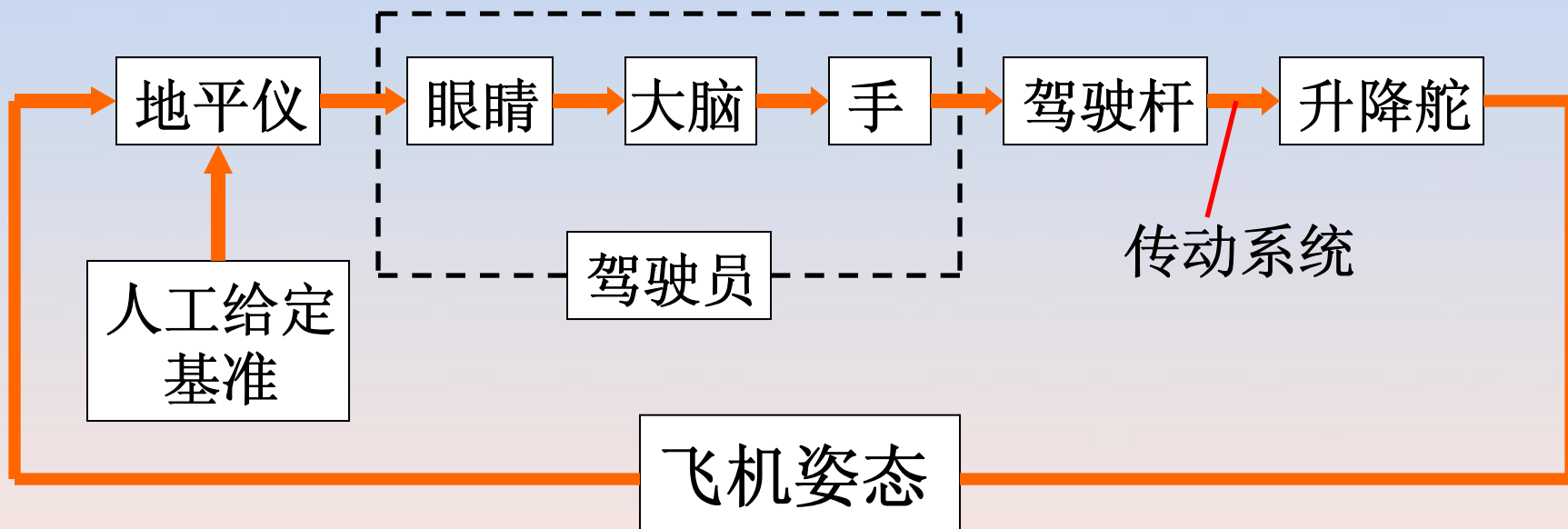


4.3 飞行器飞行控制系统

利用飞行控制系统来改善飞机的飞行特性或实现非常规操纵功能。

4.3.1 飞行器飞行操纵系统

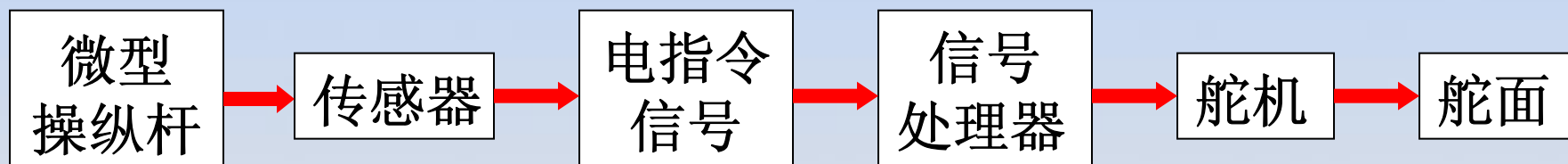
1、机械和助力操纵系统



2、电传操纵系统

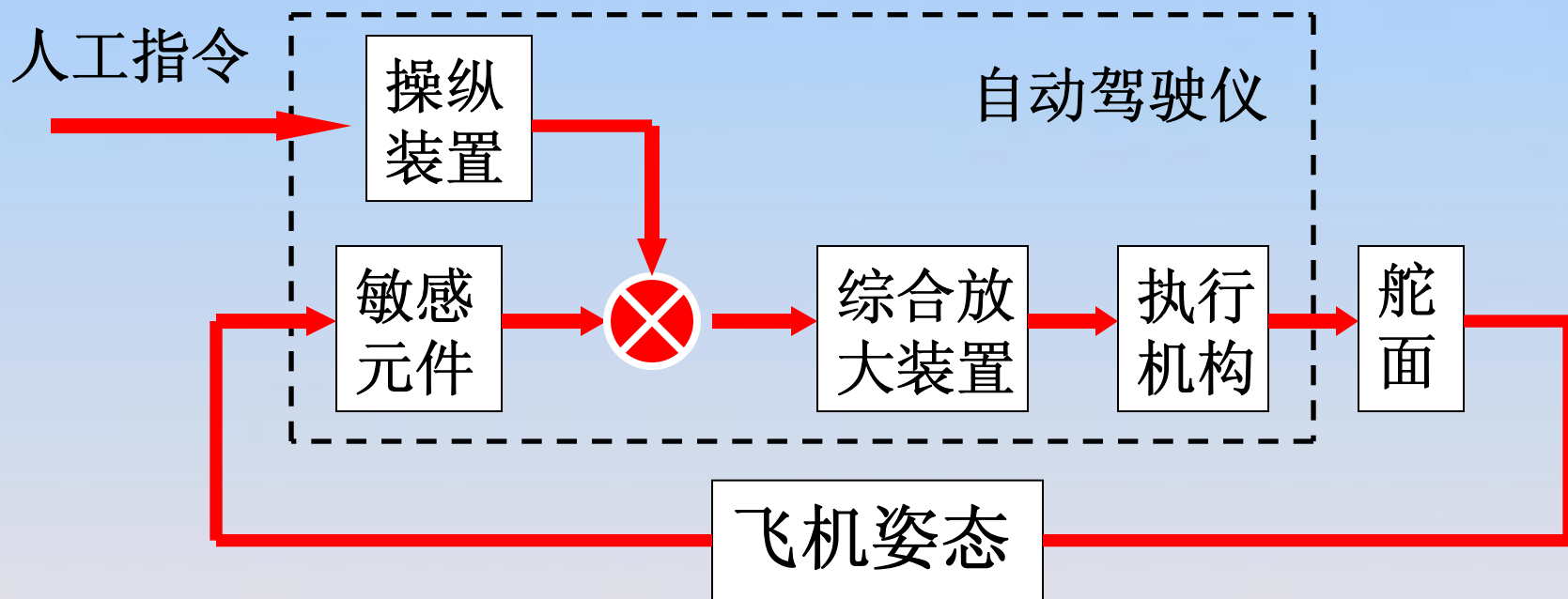
体积小，质量轻；消除了机械操纵系统的间隙和弹性变形；易与其它电子设备交联，实现自动控制。

为提高可靠性和生存力大多采用多余度技术，目前成本较高。



4.3.2 飞行器自动控制系统

1、自动驾驶仪

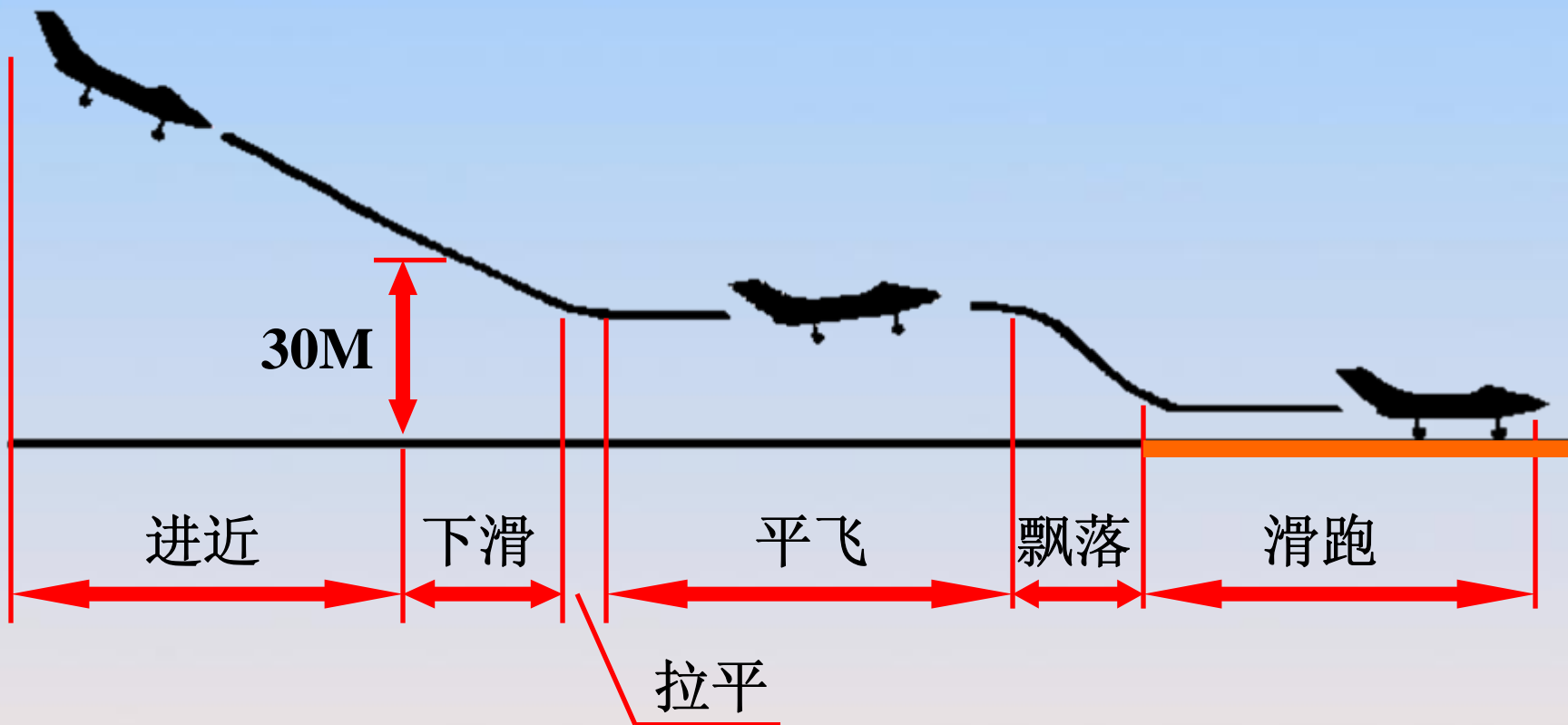


敏感元件：测量飞行的状态参数

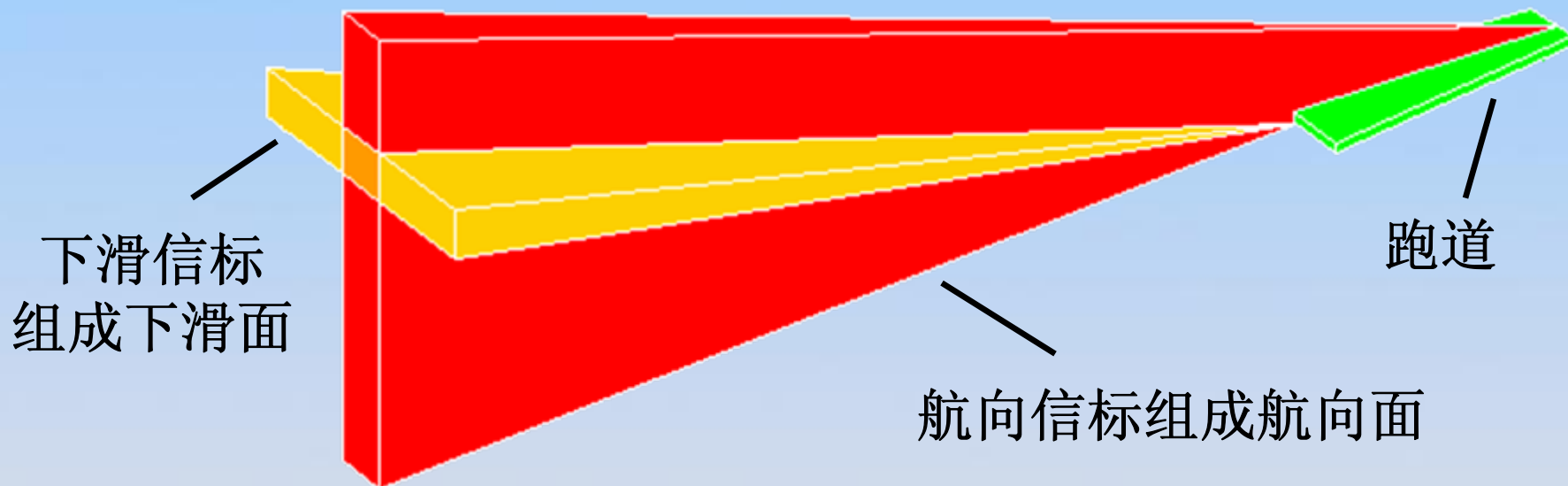
综合放大装置：参数的综合放大和处理

执行机构：发出功率，按参数要求操纵舵面偏转

2、着陆控制系统



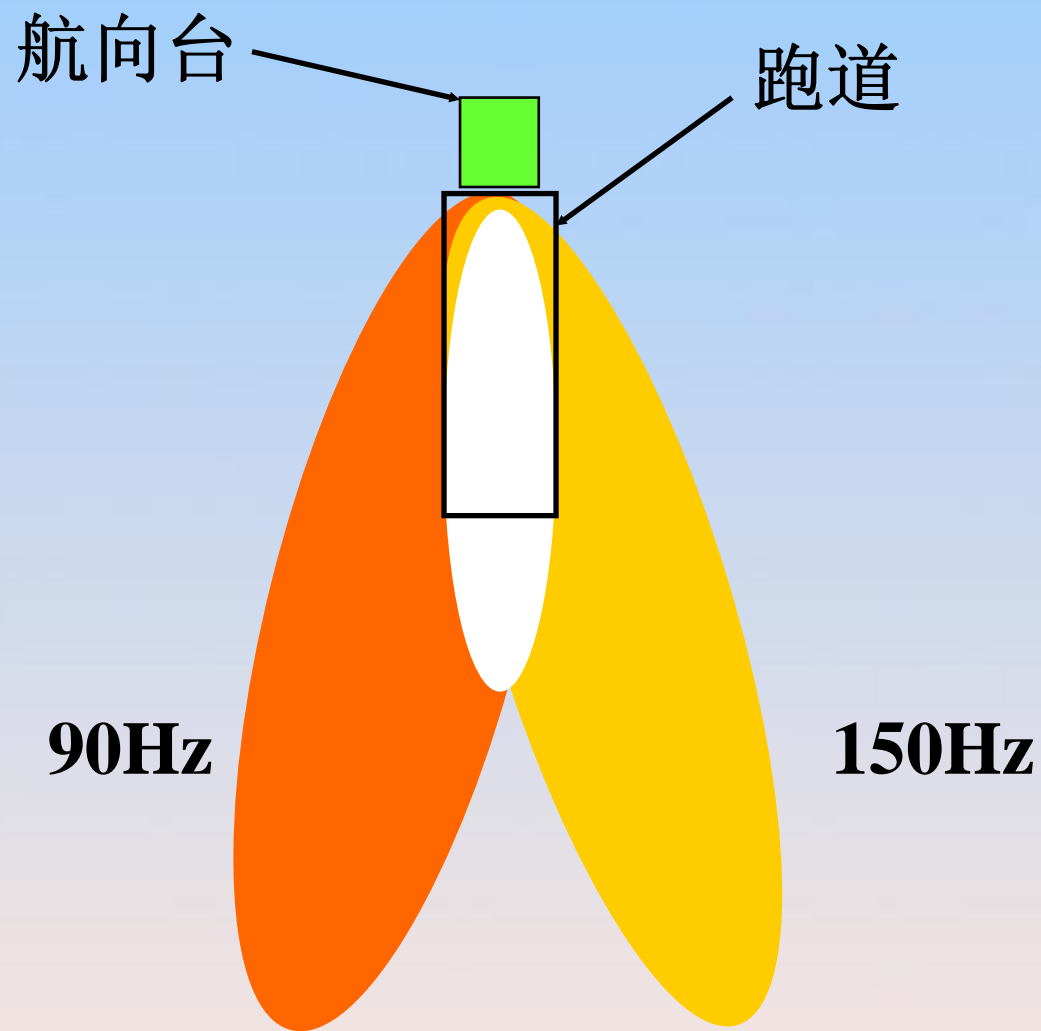
(1) 仪表着陆系统



航向信标：与跑道中心线相垂直的无线电方向航道信号

下滑信标：与跑道成一定仰角的无线电下滑航道信号

指点信标：提供至跑道端头距离的地标位置信号

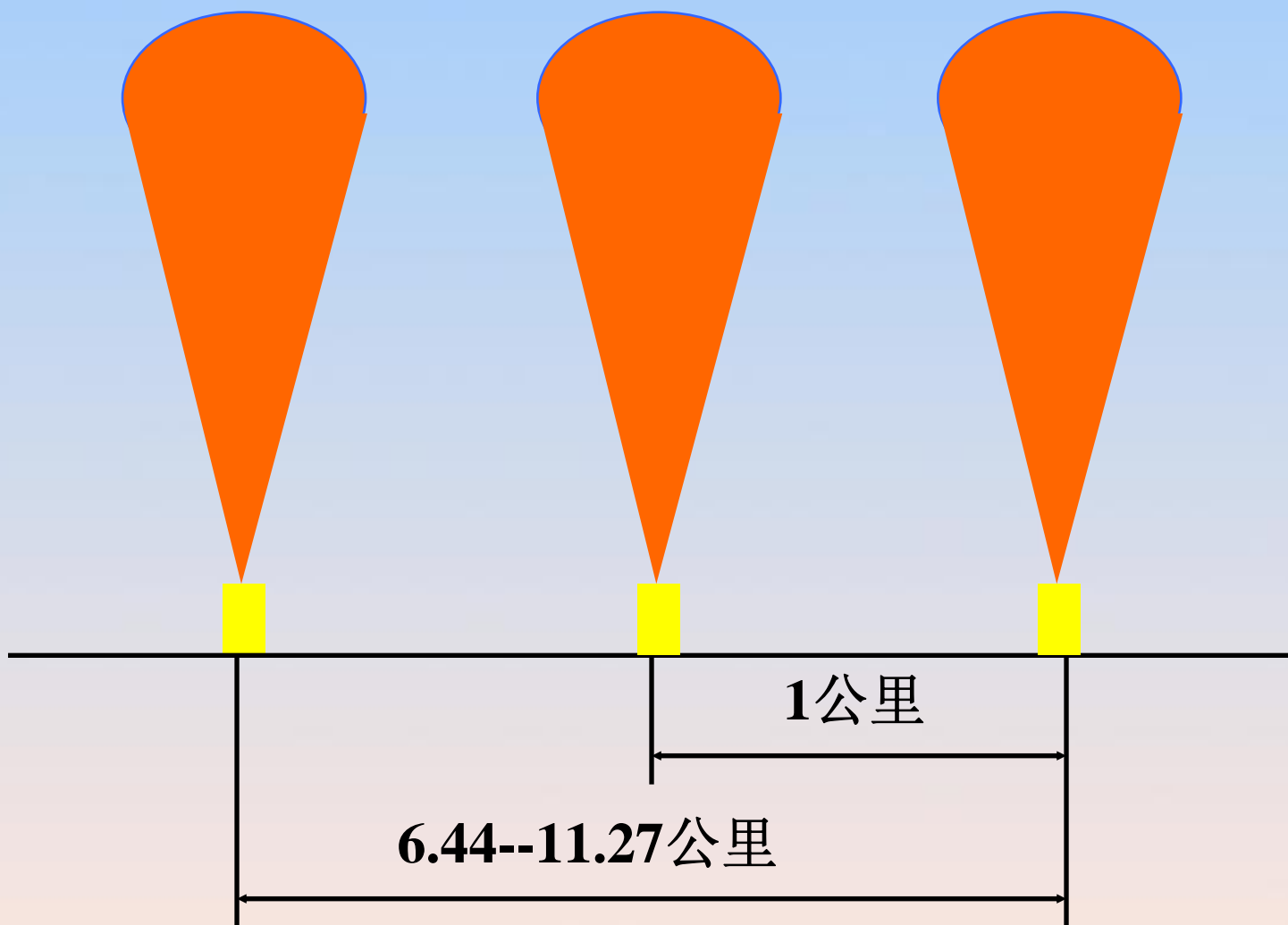


第四章 飞行器机载设备

外指点信标

中指点信标

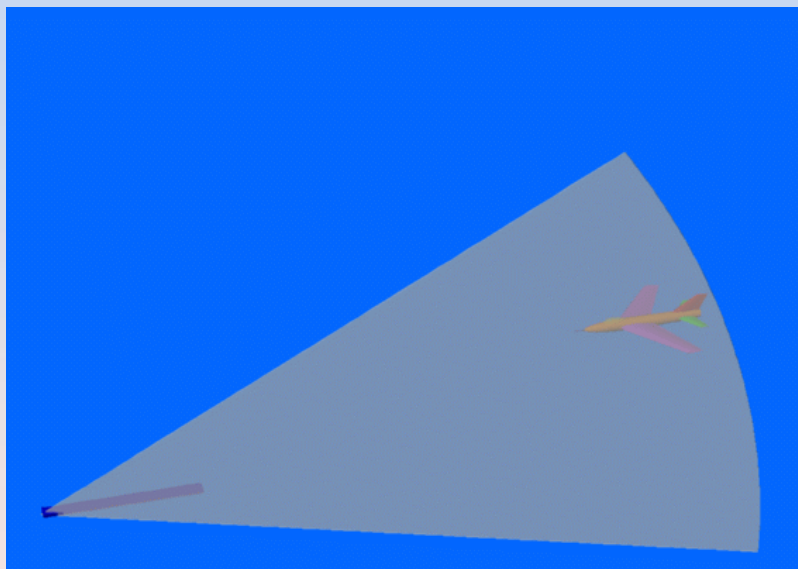
内指点信标



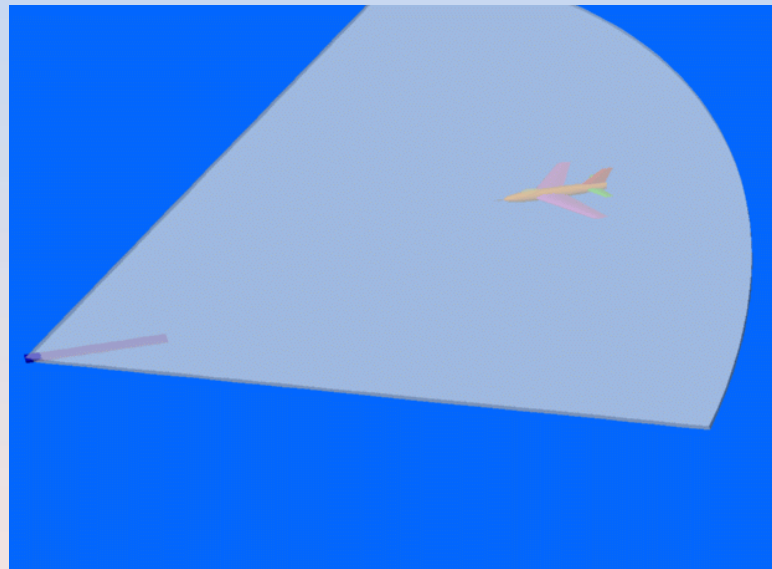
2. 微波着陆系统

以很窄的薄片形波束在一定范围内来回扫描，飞机通过两次收到信号的时间间隔计算出自己的方位和仰角。

航向扫描



俯仰扫描



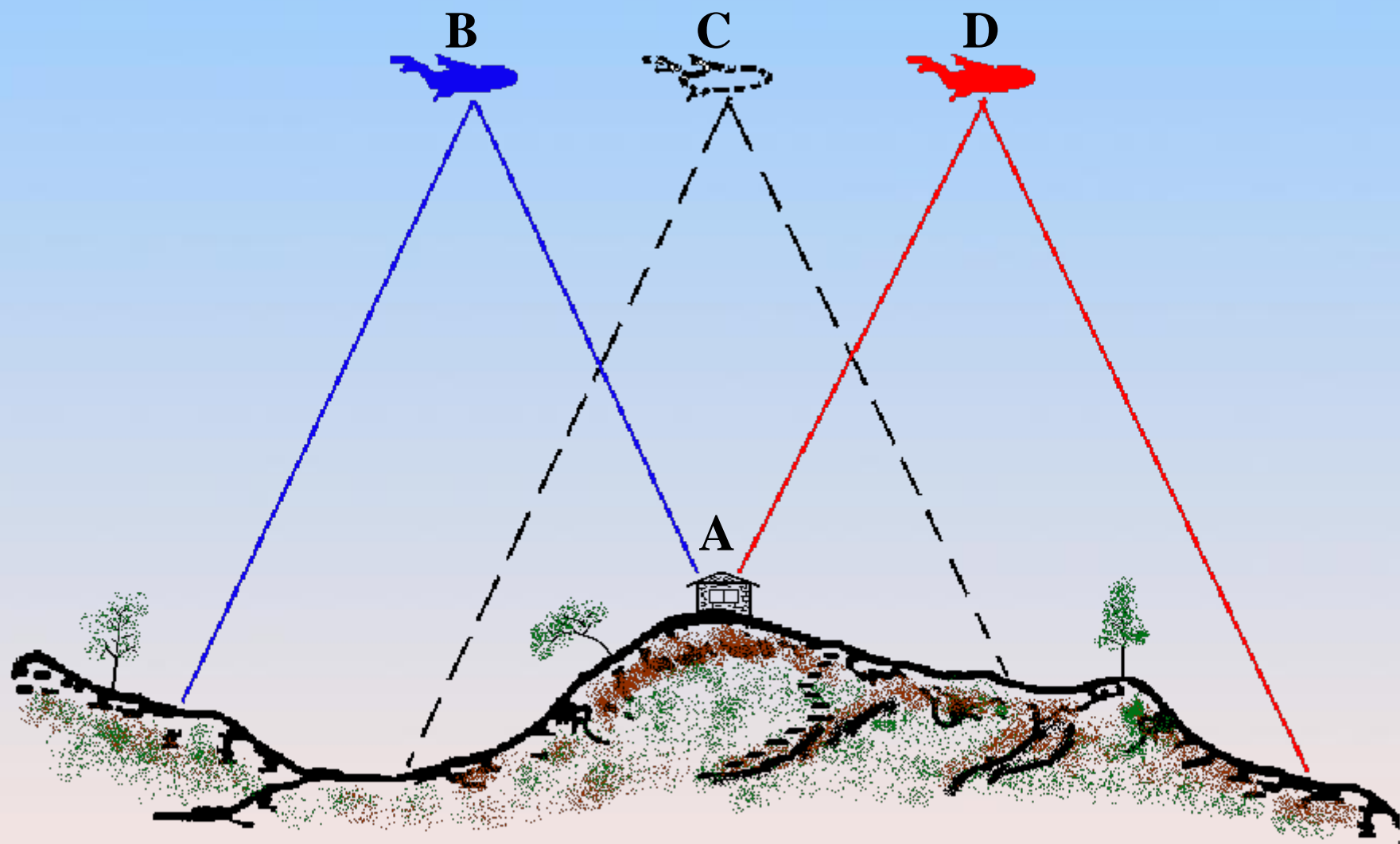
4.4 其它机载设备

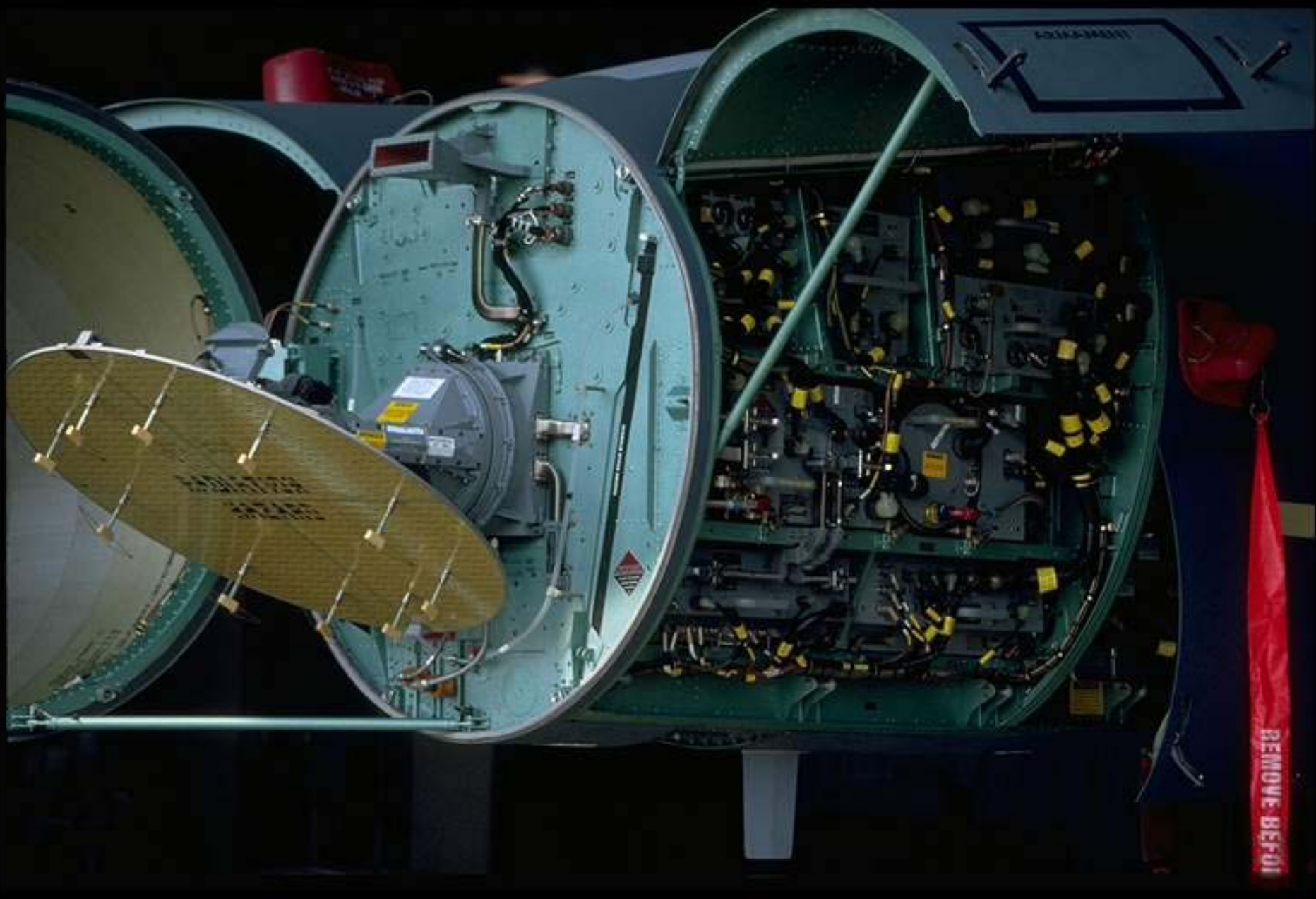
4.4.1 雷达设备

通过天线发射无线电波并接收被测物体的回波来确定标的位置和速度。

合成孔径雷达和相控阵雷达。

第四章 飞行器机载设备





4.4.3 防护和救生系统

1、座舱环境控制系统

座舱通风，温度、气压、氧气含量等控制

2、飞行员个体防护系统

个体防护包括：飞行服、抗过载服、氧气面罩头盔等设备。

第四章 飞行器机载设备

3、弹射救生系统



4、航天救生设备

“神舟六号”简介

轨道舱：

也叫工作舱，是航天员的“太空卧室”兼“工作间”，兼有航天员生活舱和留轨实验舱两种功能，两侧装有可收放的大型太阳能电池帆翼。

返回舱：

又称座舱，是航天员的“驾驶室”，“神舟六号”完成绕地飞行任务后，两名航天员将乘坐此舱回归地球。

推进舱：

又叫仪器舱，通常安装推进系统、电源、轨道制动，并为航天员提供氧气和水，推进舱的两侧还装有面积达20多平方米的主太阳能电池帆翼。

轨道舱

逃逸救生塔

太阳能电池板

返回舱

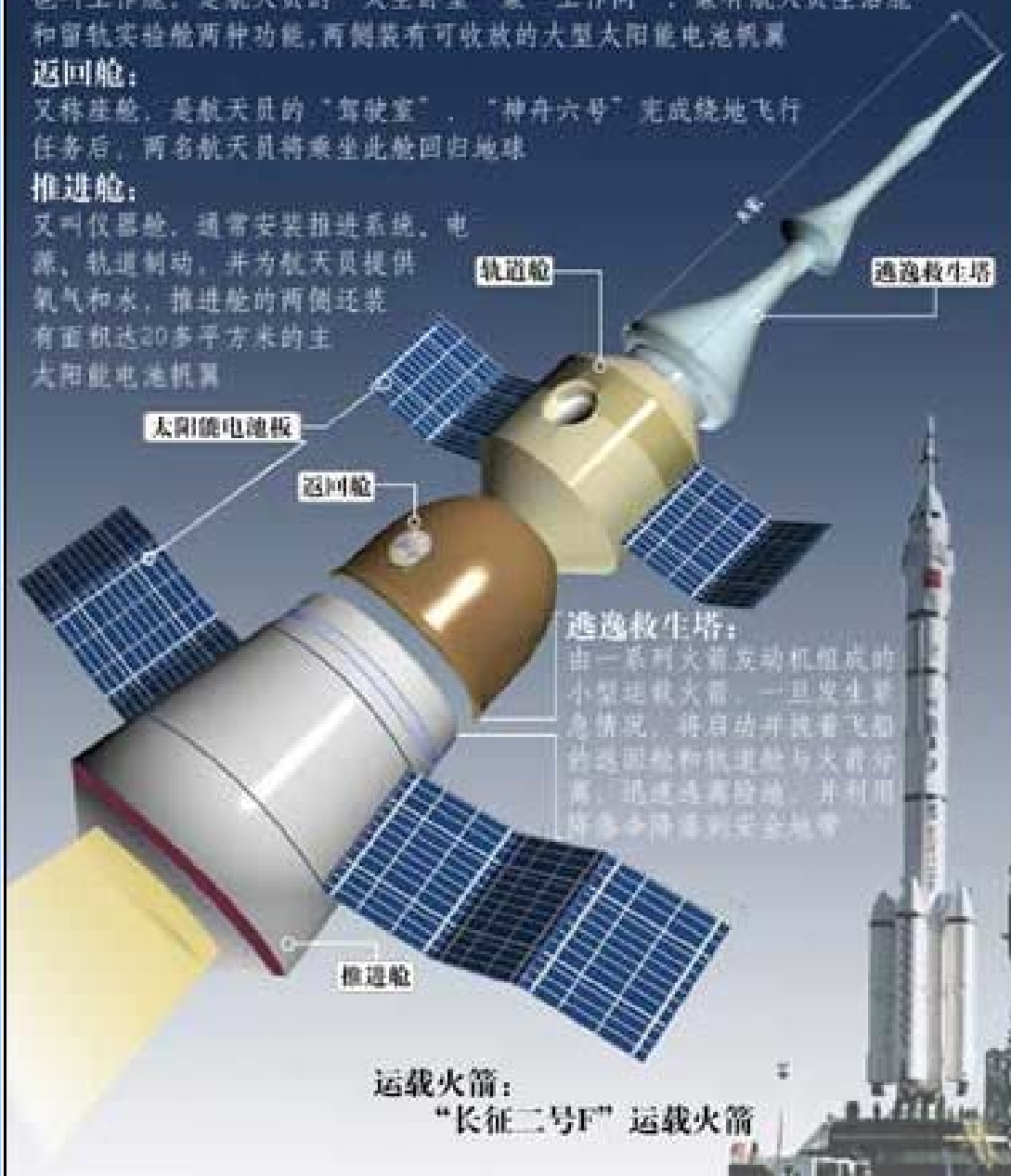
逃逸救生塔：

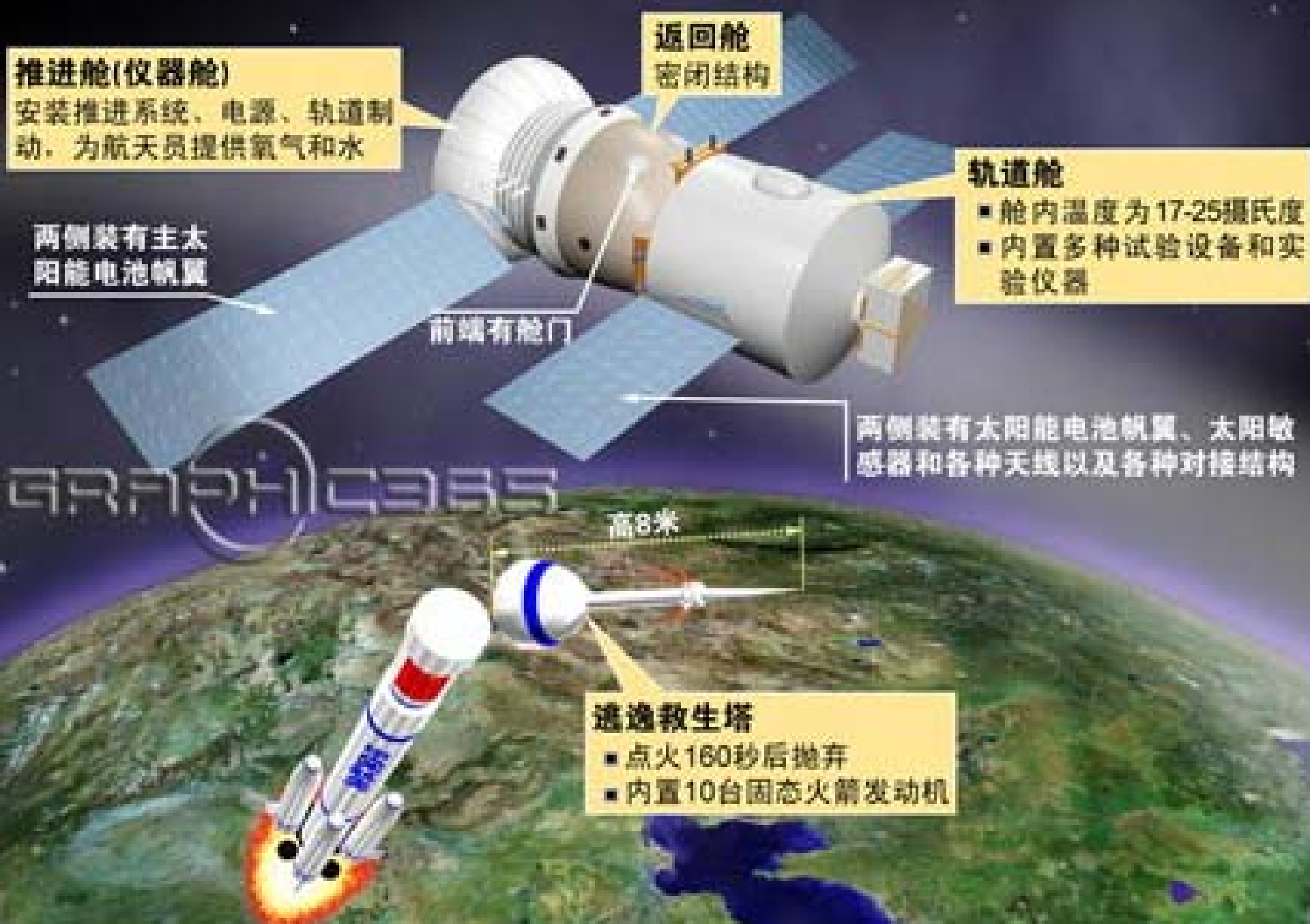
由一系列火箭发动机组成的小型运载火箭，一旦发生紧急情况，将启动并拖着飞船的返回舱和轨道舱与火箭分离，迅速逃离险境，并利用降落伞降落到安全地带。

推进舱

运载火箭：

“长征二号F”运载火箭





推进舱(仪器舱)
安装推进系统、电源、轨道制动，为航天员提供氧气和水

返回舱
密闭结构

轨道舱
■ 舱内温度为17-25摄氏度
■ 内置多种试验设备和实验仪器

两侧装有主太阳能电池帆翼

前端有舱门

两侧装有太阳能电池帆翼、太阳敏感器和各种天线以及各种对接结构

高8米

逃逸救生塔
■ 点火160秒后抛弃
■ 内置10台固态火箭发动机