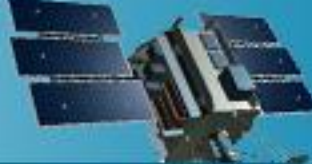


航天飞行器设计

A photograph of a rocket launch. The rocket is a slender, silver and black cylinder pointing upwards. At its base, a massive, billowing cloud of white and yellow smoke and fire erupts, filling the lower half of the frame. The background is a clear blue sky with some wispy white clouds. The overall scene conveys the power and scale of space exploration.

第2章 导弹战术技术要求 及目标特性



主要内容

§ 2.1 战术技术要求

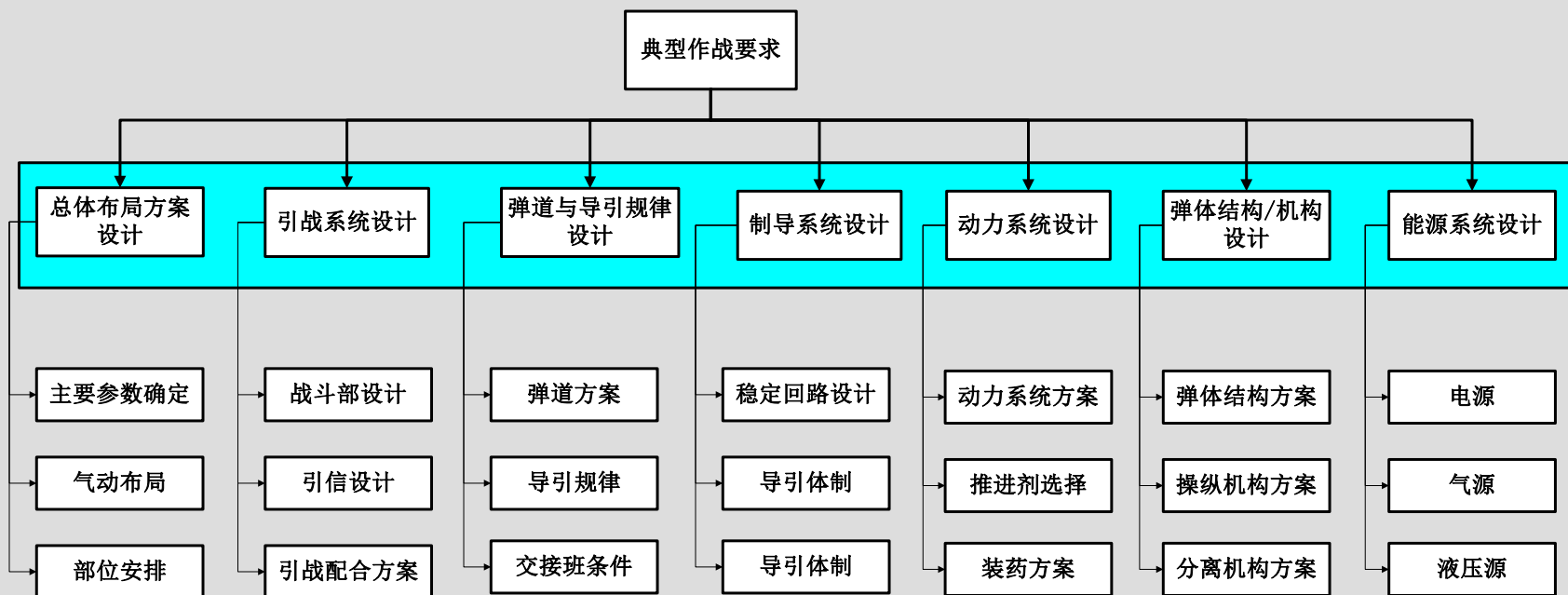
§ 2.2 目标特性分析

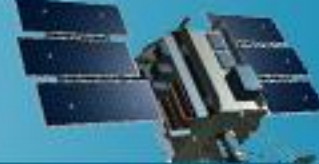
§ 2.3 导弹性能

§ 2.4 发射方案选择



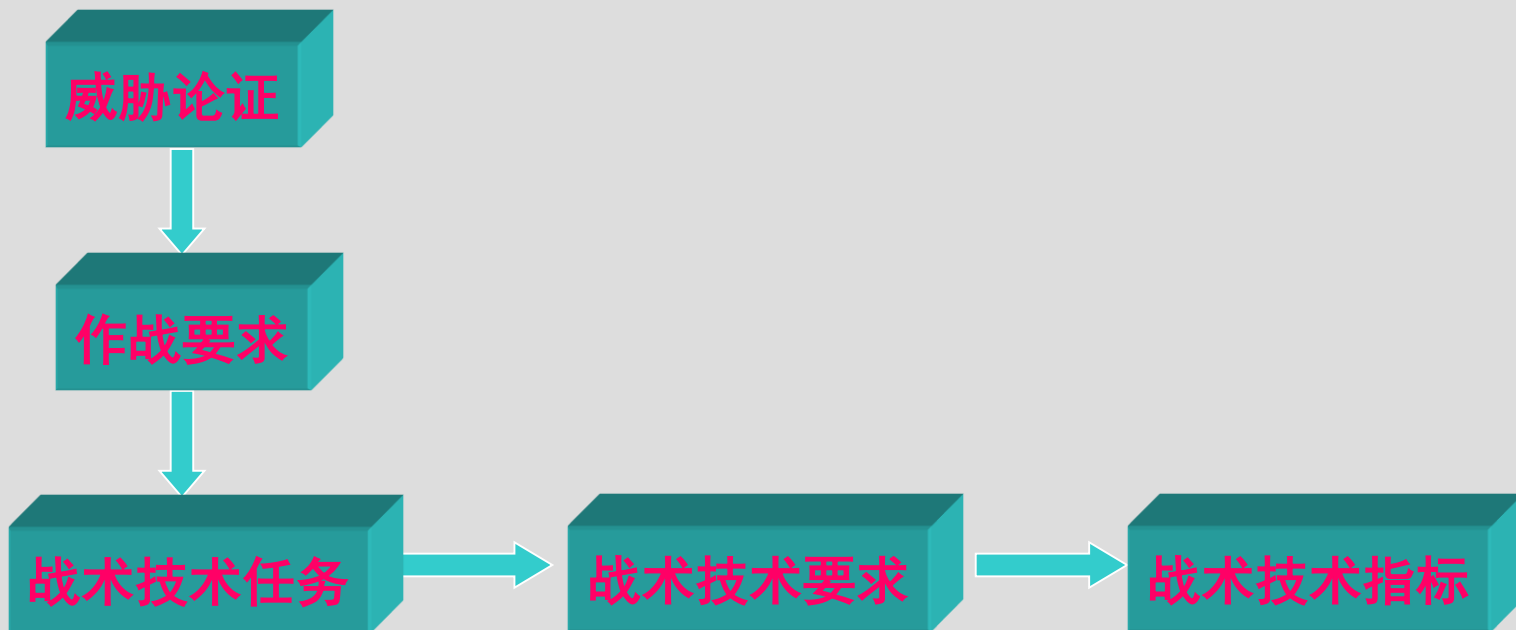
导弹总体设计是一项复杂的系统工程，是各部件设计、功能组件设计的分解和综合过程。按照系统工程思想，总体设计在每个阶段（方案设计、初步设计、详细设计）均采用层次式的工作流程进行管理，需要经过：**指标确定、方案构思、参数设计与协调、性能/指标分析、方案优化**等阶段的反复，这些过程均以一定的设计需求和指标为输入条件。总体的设计需求即为战术技术要求。

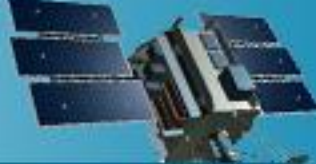




战术技术要求：为完成特定的战术任务必须保证的导弹**战术性能、技术性能、使用维护条件**等的综合要求。它是设计制造导弹最根本的原始条件和依据。

拟定战术技术要求的过程：



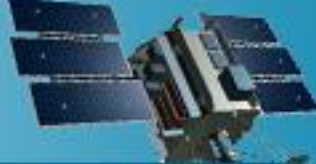


一、战术要求

(1) 目标特性

飞机类：机型、飞行性能（速度、空域、机动能力）、外形和尺寸、易损特性（结构、要害部位、防护设备等）、辐射和反射特征、防御武器及其性能、干扰措施等。

舰艇类：航速、排水量、主要尺寸、壳体钢板厚度、吃水深度、装甲、要害部位（动力设备、弹药库、燃油舱）、辐射和反射特征、攻防能力（拦截武器、火炮、电子干扰系统）等。



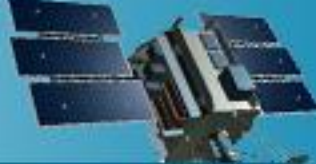
(2) 发射条件

地面发射：发射点环境、作战单位发射点的布置、发射方式（冷发射、热发射）、发射速度/角度等。

空中发射：载机型号、飞行性能、导弹悬挂方式、瞄准方式、发射方式、发射条件等。

舰/潜发射：运载舰艇、潜艇的主要数据、发射方式及条件等。

空间发射：平台运行轨道参数、发射方式、发射速度等。



(3) 导弹的性能

飞行性能、制导精度、威力、突防能力和生存能力、可靠性、使用性能、经济性能等。

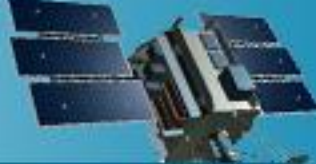
(4) 导弹武器系统杀伤概率

(5) 制导系统的主要特征

发现目标距离，导引误差、制导精度，抗干扰能力等。

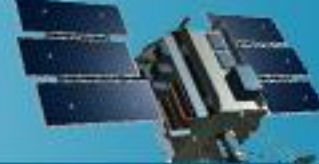
(6) 其他要求

单个目标和群体目标的作战能力、发射准备时间、二次发射能力等。



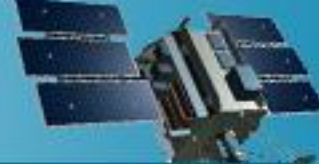
二、技术要求

- (1) 导弹的外廓尺寸及起飞质量限制。
- (2) 制导控制系统的类型、质量和尺寸。
- (3) 动力装置的类型、燃料类型、质量与尺寸。
- (4) 材料的要求、限制及来源。
- (5) 作战环境条件：高度、温度、湿度条件等。
- (6) 弹体各舱段的气密性、防湿性要求。
- (7) 成批生产的规模、生产条件、设备。
- (8) 导弹的研制周期及成本。



三、使用维护要求

- (1) 部件互换能力。
- (2) 装配快速性及自动检测设备工作状态要求。
- (3) 装配/检验/加油/安装战斗部的安全条件。
- (4) 战时维修的简便性。
- (5) 导弹的贮存条件及时间。
- (6) 导弹定期检查的工作内容。接近设备的开敞性、可达性。
- (7) 导弹包装、运输方式及条件等。
- (8) 导弹的使用期限、超期服役和定期检查的期限。



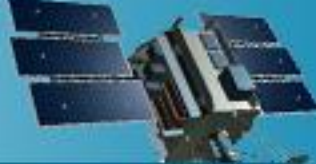
主要内容

§ 2.1 战术技术要求

§ 2.2 目标特性分析

§ 2.3 导弹性能

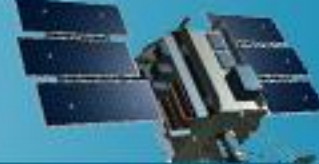
§ 2.4 发射方案选择



目标是需要毁伤的对象，包括敌人任何直接或间接用于军事行动的部队、军事技术装备和设施、工厂、城市等。

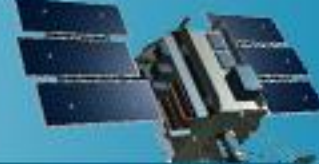
一、目标分类

- 按军事性质：非军事目标、军事目标
- 按所在位置：空中目标、地/水面目标、地/水下目标
- 按运动特性：运动目标、固定目标
- 按尺寸大小：点目标、线目标、面目标
- 按目标数量：单目标、群目标
- 按耐受冲击波程度：硬目标、软目标



二、典型目标

定义：在同类目标中，根据**辐射特性、运动特性、几何形状、结构强度、动力装置类型、制导系统、抗爆能力、火力配备、可靠性、可维修性、有效性和生存能力**等特性，并考虑到技术发展，综合而成的具有代表性的目标。



1、空中目标（面空导弹、空空导弹）

作战飞机：速度高、机动能力强、几何尺寸小和突防能力强；带有各种精确制导武器，可攻击多个目标；带有电子战系统，干扰能力强。

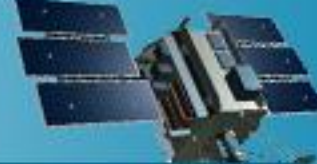
武装直升机：起降灵活、超低空飞行能力、空中悬停能力；可携带多种攻击武器；带有电子战系统，干扰能力强。



F22战斗机

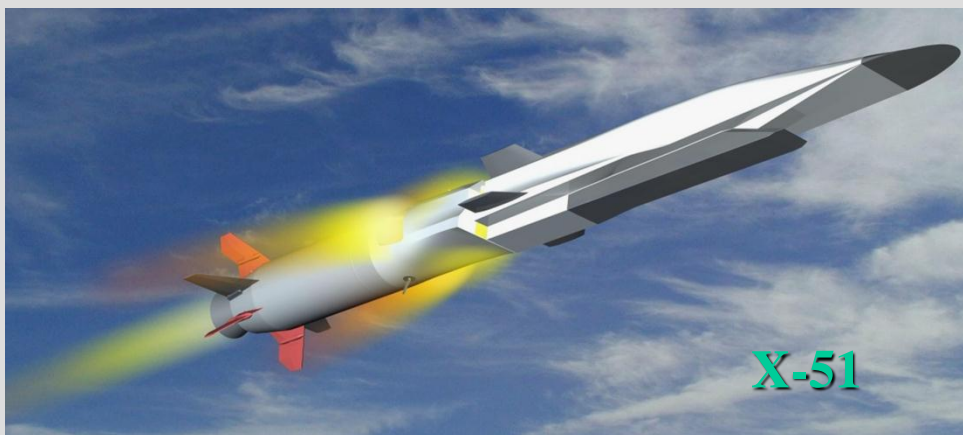


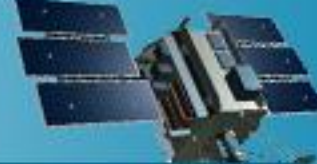
俄米-24“雌鹿”武装直升机



战术导弹和无人驾驶飞行器：

- 速度较快；
- 体积较小；
- 雷达散射截面及红外辐射强度比轰炸机低2~3个量级，突防能力强；
- 价格较低，可大规模使用。



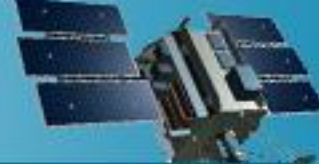


2、水面/下目标（反舰/潜导弹）

在海面上包括各种作战舰艇和运输船只，在水下为潜艇。水面舰艇可分为：快艇、驱逐舰、护卫舰、巡洋舰、航空母舰等。

- 攻击火力集中而强大
- 战斗状态持续能力强而且续航能力高
- 生存能力强而且防御力量大
- 目标无线电波散射及光学辐射特征强，易探测

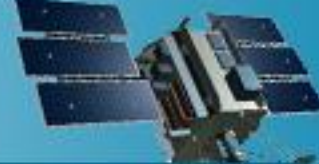




3、地面固定目标（弹道导弹、空地导弹、巡航导弹）

包括军事对抗目标和重要的民用建筑和设施。

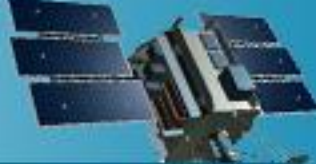
- 有确定的位置和坐标
- 一般为集中的地面目标
- 防暴能力强（军事对抗目标）
- 有防空部队和地面部队防护（重要的战略目标）
- 具有隐蔽、防伪等措施



4、地面移动目标（空地导弹、巡航导弹、反坦克导弹）

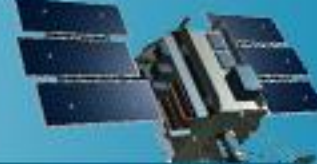
包括作战坦克、装甲车、导弹发射车等。

- 运动速度和机动性较小
- 目标体积较小
- 有一定的防暴能力强
- 具有隐蔽、防伪等措施

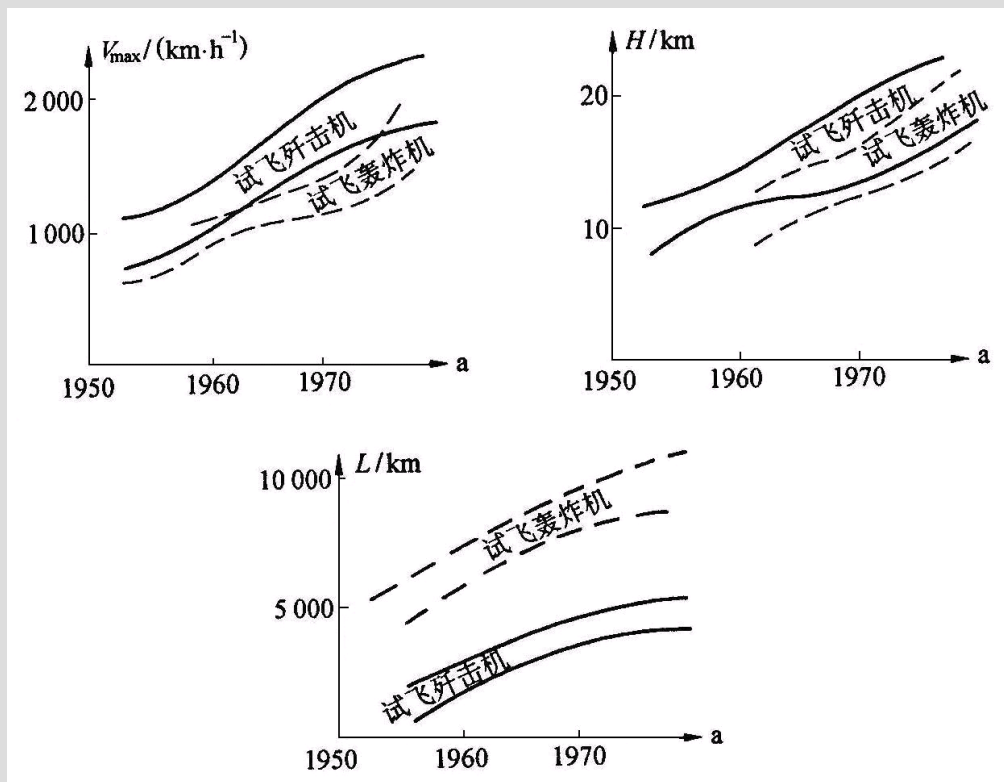


三、根据目标特性制定的指标要求

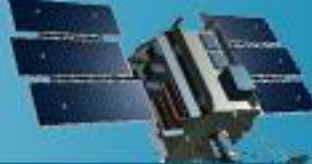
- 依据对目标的毁伤要求，确定战斗部的类型、质量、引战配合要求。
- 根据目标特性，确定导弹制导体制和攻击目标的方式，确定目标命中精度。
- 依据目标攻防特性，确定导弹的有效射程、载体安全撤离措施，提出导弹突防性能。



由于导弹武器系统的研制需要一定周期，因此制定战术技术指标时，需要考虑目标的发展趋势。



飞机性能随年代变化曲线



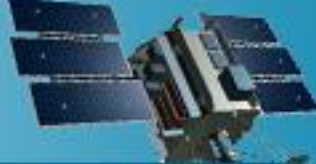
主要内容

§ 2.1 战术技术要求

§ 2.2 目标特性分析

§ 2.3 导弹性能

§ 2.4 发射方案选择



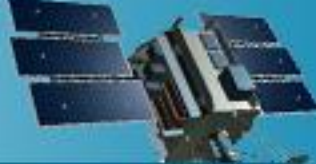
一、导弹的飞行性能

导弹的飞行性能即质心的运动特性，主要指其射程、速度、高度和过载。飞行性能数据是评价导弹性能的主要依据之一。

1、射程

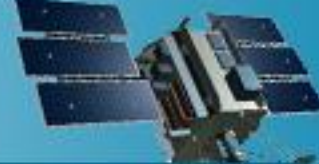
定义：保证一定命中概率的条件下，导弹发射点至命中点或落点之间的距离。

射程分为：最大射程和最小射程。最大射程取决于导弹的起飞质量、发动机性能、燃料性能、结构特性、气动特性和弹道特性等。最小射程取决于飞行中开始受控时间、初始散布、过载特性和安全性等。



影响各类导弹射程的其他因素

- **地对空导弹** 导引头作用距离限制、制导系统作用距离及准确度限制、第二次攻击的可能性、以及击毁目标安全距离等限制。
- **空对空导弹** 导引头作用距离限制、视角的限制、最大和最小相对接近速度的限制、弹上能源工作时间的限制、引信解除保险的限制、导弹最大法向过载的限制等。
- **空对地导弹** 受制导系统和载机安全的限制。
- **反舰导弹** 受发动机性能、GNC系统精度限制。
- **地对地导弹** 受发动机性能、安全距离限制。
- **反坦克导弹** 受目标能见度、制导系统的限制。



2、速度

速度特性：导弹质心速度随时间变化曲线及特征量（**最大速度**、**平均速度**、**加速度**和**速度比**等）。按导弹类型不同可由战术技术要求规定，或由射程、目标特性、导引方法、突防能力等综合确定。

影响速度特性的相关因素：

（1）突防能力

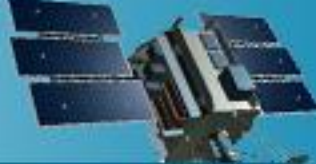
导弹速度的增大 { 敌方反击时间就越少，突防能力增强
阻力将呈平方地增加，质量增大。

（2）制导系统要求

- 采用自动导引头，则导弹速度越大，跟踪目标的视角越小，导引头越易保证跟踪目标。
- 采用目视（10" ~15"）或电视（~20"）制导系统，则因操纵手要有一定的时间迟缓，故要求弹速度不能太大。



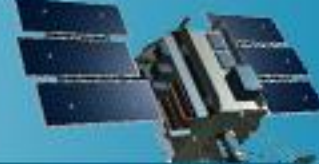
- (3) **截击时间及二次攻击能力** 要求导弹速度较大。
- (4) **机动性** 导弹的飞行速度与可用过载成正比。
- (5) **接近目标时引信要求** 导弹速度应有一定大小。如，接近目标时导弹与目标的相对速度应大于 200m/s 。
- (6) **导弹的射程和起飞质量** 在较小的起飞质量和外廓尺寸条件下获得最大射程，是设计师们所追求的目标。
- (7) **气动加热限制** 气动热流随 Ma 数增加，成幂次方增加，超声速和高超声速时气动加热变得非常严重，对导弹结构有很大影响。



3、高度

飞行中的导弹与某一水平面之间的距离。按所取的参考水平面可分为：

- **相对高度**，以某一假定平面为起点的高度，可利用气压原理的高度表可测量。一般应用于近程导弹。
- **绝对高度**，以海平面为起点的高度，可利用气压原理的高度表可测量。一般应用于远程导弹。
- **真实高度**，以当地的地平面（与地球表面相对的平面）为起点计算的高度。可采用无线电波反射原理的高度表可测出真实高度。一般应用于远程导弹。

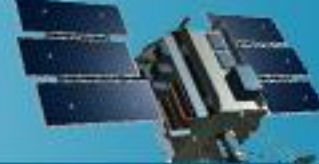


高度定义方法：地空导弹一般指最大作战高度，即在此高度内导弹具有一定毁伤概率；巡航导弹一般指巡航高度。

空域划分：北大西洋公约国家规定：5000m以上称为高空；300~5000m称为中空；40~300m称为低空；40m以下称为超低空。中国规定：100~1000m称为低空；5~100m称为超低空。

确定高度时应考虑的因素：

- (1) **突防能力** 导弹飞行高度越低，越不易被敌方雷达发现；
- (2) **生存能力** 不易被敌方击毁考虑，超低空或超高空；
- (3) **射程** 飞行高度越高，阻力越小，射程越大。
- (4) **作战系统配套分工。**

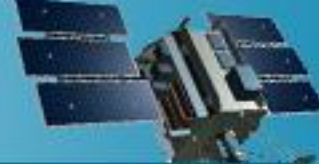


4、机动性

导弹可能迅速地改变飞行速度大小和方向的能力。通常采用可用过载来评定。

- 轴向过载，表征速度大小改变快慢。
- 法向过载，表征速度方向改变快慢。

导弹应尽可能提供较大的机动过载，但受到导弹弹翼/弹身结构、仪器设备等承载能力的限制。

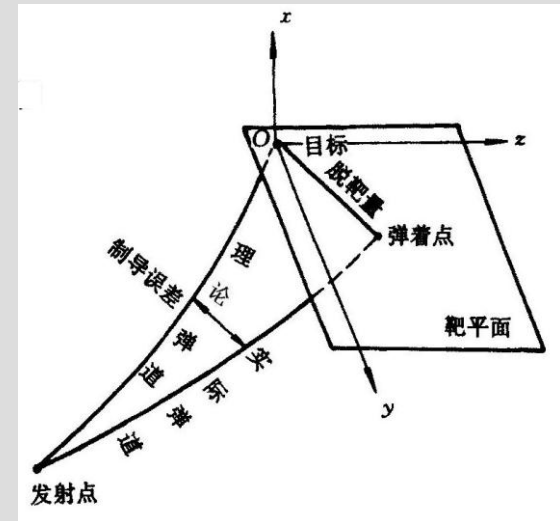


二、制导精度

定义：表征导弹制导控制系统性能的一个综合指标，反映系统制导导弹到目标周围时脱靶量的大小。

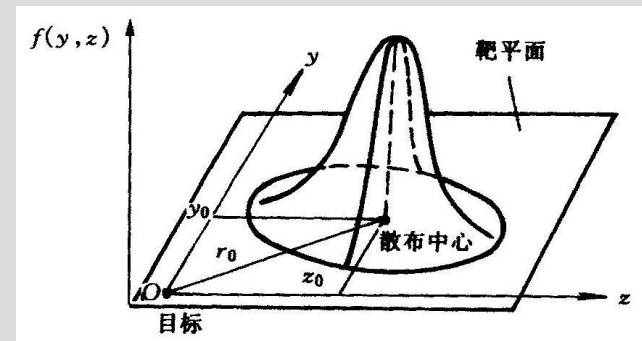
衡量标准：

- 单发导弹在无故障飞行条件下命中目标的概率。
- 在一定的射击条件下，弹着点偏离目标中心的散布状态统计特征量。
- 采用概率偏差或圆概率偏差表示。

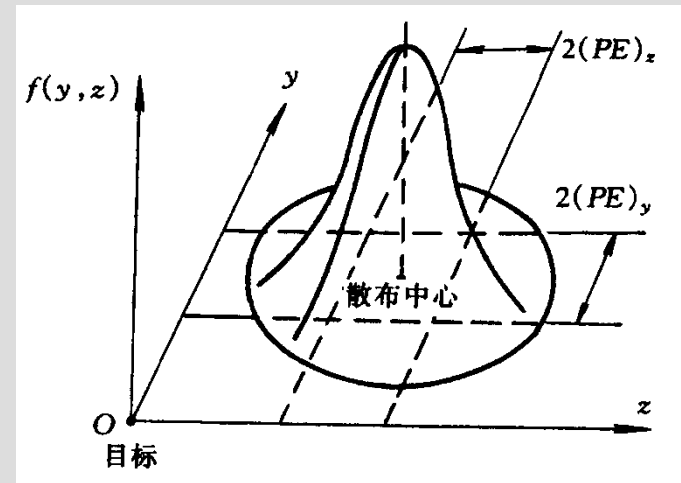


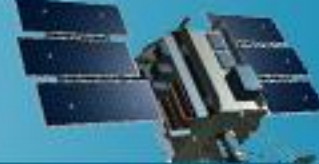


圆概率偏差 (CEP) : 以落点的散布中心为圆心画一个圆, 该圆所包含的弹着点占全部落点的50%, 则该圆的半径就是圆概率偏差。



概率偏差 (PE) : 落入对称于散布中心且平行于轴或轴的无限长的带状区域的弹着点占全部落点的50%, 此带状区域宽度的一半称为概率偏差。





三、威力

定义：表示导弹对目标破坏、毁伤能力的一个重要指标。导弹的威力表现为导弹命中目标并在战斗部可靠爆炸之后，毁伤目标的**程度和概率**。

不同种类导弹的衡量指标：

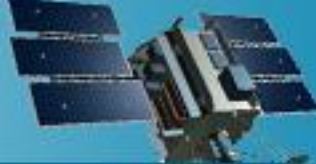
- 反坦克及反舰导弹 穿甲厚度
- 反飞机导弹 破片的有效杀伤半径
- 常规弹道式导弹 装药质量
- 核导弹 TNT当量



四、突防能力和生存能力

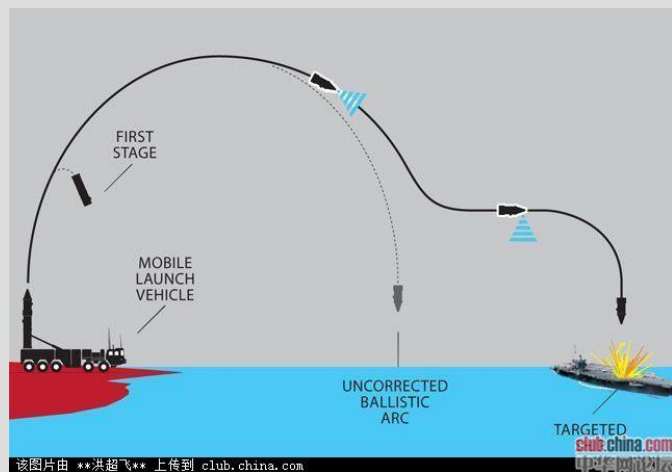
突防能力：在突防过程中，导弹在飞越敌方防御设施群体之后仍能保持其初级功能（不坠毁）的能力。突防能力的量度指标是**突防概率**。

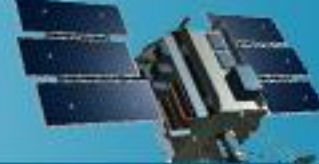
生存能力：导弹在遭受到敌方火力攻击之后，能保存自己不被摧毁并且仍具有作战效能的能力。生存能力的量度指标是**生存概率**。



影响突防能力的主要因素：

- ▶ 隐蔽性
- ▶ 机动性
- ▶ 光电对抗能力
- ▶ 火力对抗能力
- ▶ 易损性
- ▶ 多弹头技术





提高导弹隐蔽性的手段：

- ◆ 超声速、高超声速突防，缩短敌方反应时间，降低拦截概率。
- ◆ 超低空和超高空飞行，有效利用敌方的雷达盲区，达到突防目的。
- ◆ 特殊弹道，如蛙式跳跃弹道。
- ◆ 隐身技术，减小飞行器的各种可探测特征而采取的减小飞行器辐射或反射能量的一系列技术措施。
 - 外形设计
 - 飞行器姿态控制
 - 吸波材料涂层
 - 等离子隐身
 - 降低燃料、材料和结构的红外特征



五、可靠性

衡量导弹系统作战性能的一个综合性指标。主要取决于导弹系统的设计、生产时所采取技术措施的可靠程度及可维修性。

导弹是由许多分系统组成的，而各个分系统又由成千上万个零部件组成。因此导弹的可靠性就直接取决于分系统的可靠性，或者说取决于零部件的可靠性。



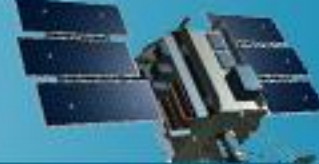
设导弹可能产生故障的来源共有9000个，若各个零部件都是以串联方式组成整个导弹系统，则每一个故障都可能完全使导弹失去作用或不能完成战斗任务。如果每个元件的可靠性为 R 则

$$R_m = R^{9000}$$

欲 $R_m = 62\%$

$$R = 99.9947\%$$

为了保证导弹有很高的可靠性，而又不过多增加对零部件可靠性要求的难度，通常要采用可靠性设计方法来解决。



六、使用性能

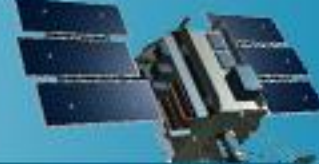
运输维护性能

- **运输性能**，与导弹的尺寸、质量、结构强度及导弹元器件对运输振动冲击的敏感性等有直接关系。
- **维护性能**，是指导弹在贮存期间，为保证处于良好的正常工作状态而必须进行的经常性维护、检查及排除故障缺陷等性能。

操作使用性能

主要指导弹的**发射准备时间**。取决于：

- **发动机类型**（固体火箭发动机比液体火箭发动机优越）
- **发射方式**（垂直发射要优于倾斜发射）
- **战斗准备时间及系统反应时间**
- **发射气象条件要求**



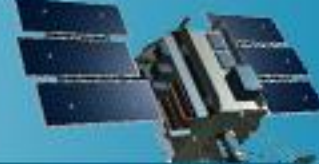
七、经济性能

生产经济性要求

- 设计结构的简单可靠性和工艺性好坏
- 导弹各部件的标准化程度高低
- 材料的国产化程度和规格化程度
- 是否符合组合化系列化要求

使用经济性要求

- 成本降低
- 设备简化
- 人员减少



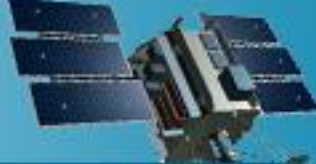
主要内容

§ 2.1 战术技术要求

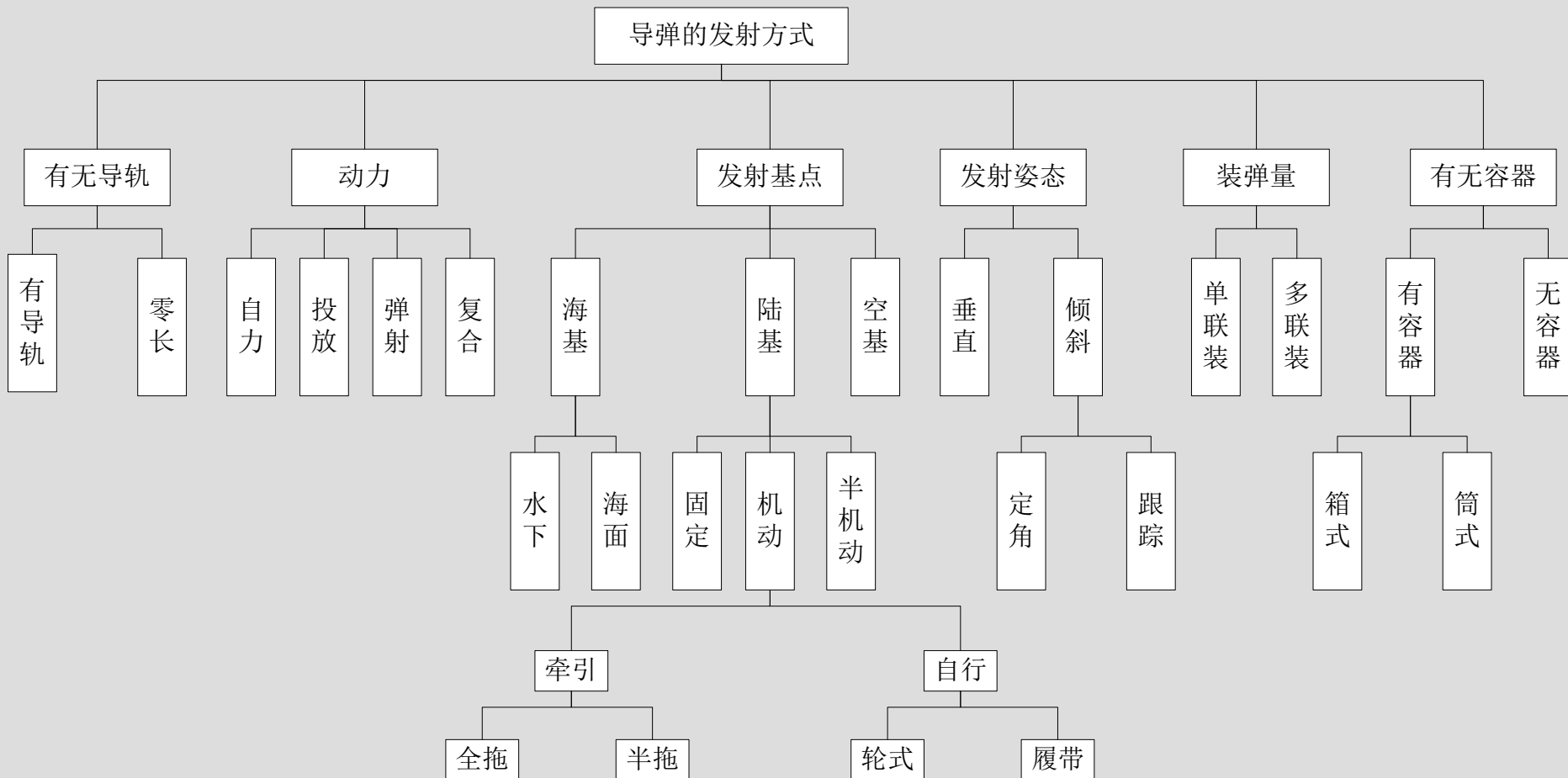
§ 2.2 目标特性分析

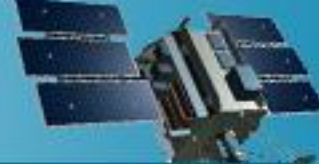
§ 2.3 导弹性能

§ 2.4 发射方案选择



一、发射方案分类





二、发射条件分析及相关战技要求

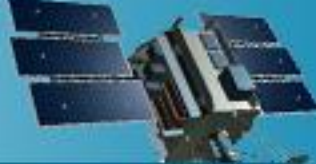
1. 发射条件分析

(1) 陆上发射

- 发射速度应满足气动力及舵面效率要求
- 发动机产生的噪声、振动、浓烟及其他氧化物、高温和气浪对发射场地的严重影响
- 瞬时和持续的大幅度加速、冲击、振动对弹体结构、弹上设备产生损伤作用

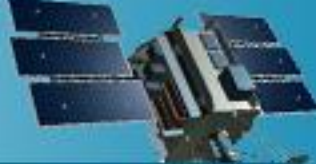
(2) 舰艇发射

- 舰面尺寸和上层建筑的限制
- 发射装置及导弹本身应有抗腐蚀措施
- 舰艇摇摆簸动对导弹发射产生影响，不使导弹火焰损坏舰面设备。



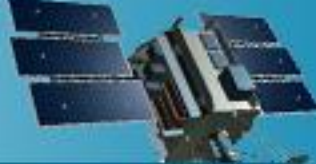
(3) 空中发射

- 发射装置和导弹不应大幅降低飞机的性能、航程和飞行品质；
- 导弹及发射装置、火控系统的质量、体积及在机上的位置有严格限制；
- 飞机与导弹之间的气动干扰影响会导弹离轨后的姿态，导弹的控制要能适应飞机流场效应的影响；
- 发射导弹时所产生的燃气气流、火焰、噪声不危及飞机的安全；
- 发射导弹与发射其他武器的通用性。



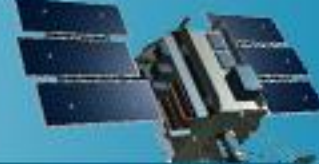
2. 发射相关的战技要求

- (1) 目标运动特性（速度和机动能力）
- (2) 拦截空域
- (3) 武器系统作战反映时间
- (4) 连续作战能力
- (5) 全方位攻击能力
- (6) 使用维护要求（使用环境条件、展开撤收转移时间、维修性要求）
- (7) 可靠性、安全性要求



3. 总体对发射装置的要求

- (1) 可动性
- (2) 初始瞄准要求 (高低/方位瞄准角(速度)范围、允许偏差、发射禁区)
- (3) 离轨速度和导弹下沉量
- (4) 联装数、发射速度和反应时间
- (5) 转换时间 (由行军状态转和战斗状态相互转换的时间)
- (6) 稳定性
- (7) 质量和尺寸
- (8) 隐蔽性
- (9) 环境条件与燃气流防护
- (10) 可靠性/维修性/安全性

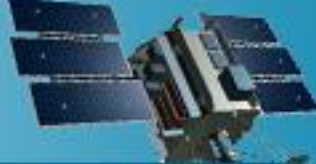


三、倾斜发射方式

1. 倾斜发射的特点

- 导弹发射后能迅速进入所要求的弹道，对提高近界拦截能力有利
- 初制导比较容易，甚至可以不用初制导
- 需要随动系统，发射装置复杂
- 发射架和转台需要占用较大空间，减少了载体的装弹数量
- 不利于全方位攻击
- 隐蔽性差





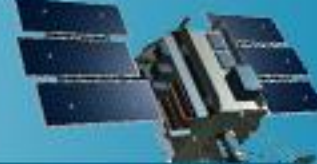
2. 倾斜发射的跟踪规律

(1) 方位角变化范围的确定

倾斜发射装置一般都有方位随动系统，方位角变化范围一般为 360° 。舰载倾斜随动发射的方位角受到舰船上层建筑的限制，存在发射禁区。

(2) 高低角变化范围的确定

- 定角发射：高低角固定，不需要随动系统。
- 跟踪发射：按一定的跟踪规律改变发射架角度以跟踪目标。
 - 最大高低角由杀伤区高近界对应的发射角确定；
 - 最小高低角由杀伤区低远界对应的发射角确定。



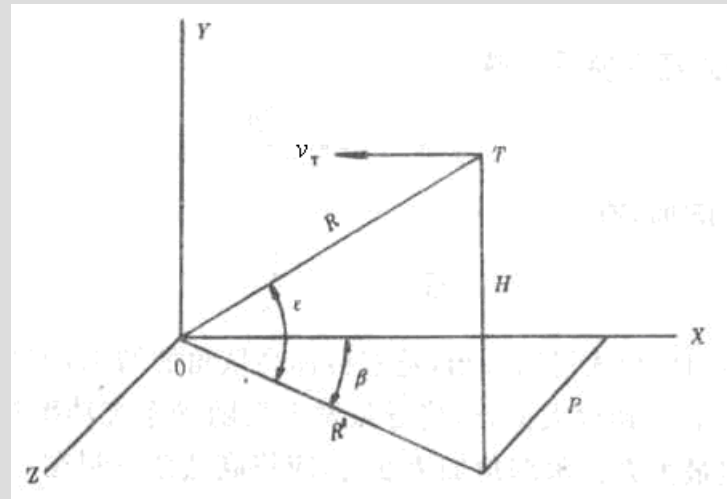
(3) 方位跟踪角速度与角加速度的确定

方位跟踪角速度

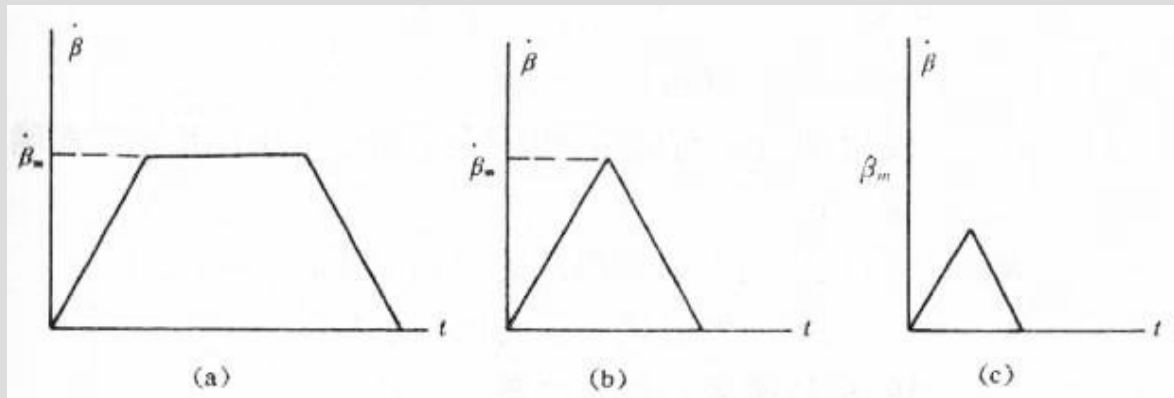
$$\dot{\beta} = \frac{v_T}{R'} \sin \beta = \frac{v_T}{P} \sin^2 \beta$$

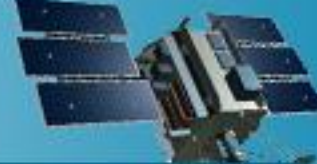
方位跟踪角加速度

$$\ddot{\beta} = \frac{2v_T}{P} \sin \beta \cos \beta \cdot \dot{\beta} = \frac{v_T^2}{P^2} \sin^2 \beta \sin 2\beta$$



β ——目标方位角；
 P ——航路捷径；
 v_T ——目标飞行速度。





(4) 高低跟踪角速度与角加速度的确定

高低跟踪角速度

$$\dot{\varepsilon} = \frac{v_T}{R} \cos \beta \sin \varepsilon = \frac{v_T}{H} \cos \beta \sin^2 \varepsilon$$

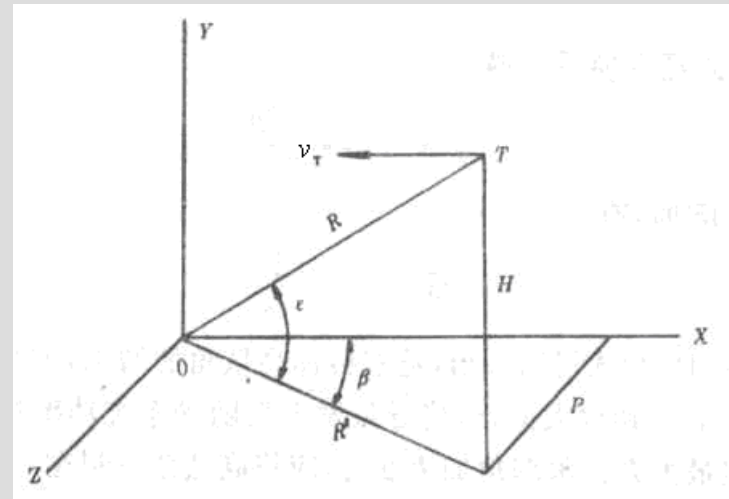
高低跟踪角加速度

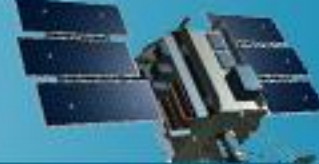
$$\ddot{\varepsilon} = \frac{v_T}{H} \left(\dot{\varepsilon} \sin 2\varepsilon \cos \beta - \frac{v_T}{P} \sin^2 \varepsilon \sin^3 \beta \right)$$

ε —— 目标高低角；

H —— 目标飞行高度；

v_T —— 目标飞行速度。

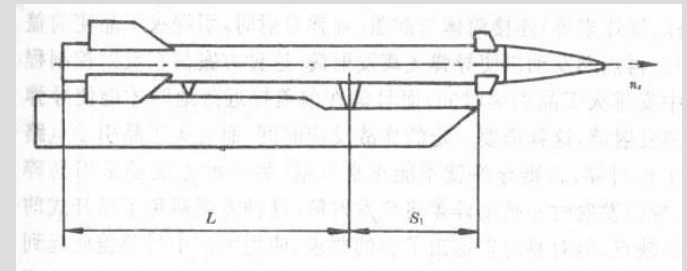




3. 导弹离轨速度与射入散布

(1) 导弹离轨速度的求解

$$\begin{cases} m \frac{dv}{dt} = P - mg \sin \varepsilon - \mu (N_Y + N_Z) \\ N_Y + N_Z = mg \cos \varepsilon \end{cases}$$



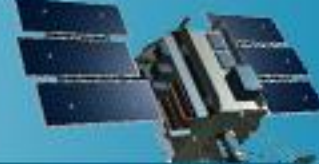
μ —— 导轨与定向元件间的摩擦因数；

N_Y , N_Z —— 定向元件所受的支反力。

导弹离轨速度增加，对于减少导弹的射入弹道散布有利。途径如下：

- 增加发射导轨的有效长度；
- 增加导弹在发射导轨上运动的加速度。

一般导弹离轨速度选择的范围是 $30 \sim 40 \text{ m/s}$ 。



- 导弹离轨到导弹尾部离开发射架期间的**重力下沉**：

$$\Delta h = \frac{\left(\sqrt{s_1 + L} - \sqrt{s_1}\right)^2}{n_x}$$

Δh — 导弹重力下沉量

s_1 — 滑块在导轨上的滑行距离

L — 前滑块到导弹尾部距离

n_x — 导弹的轴向过载

- 当需要研究导弹离轨的**姿态参数**时，就要研究推力偏心、质量偏心、导轨对滑块的摩擦力、发射架振动、导轨几何形状弯曲等因素。

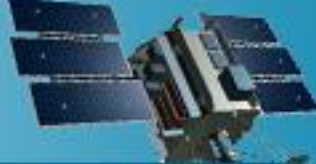


(2) 射入散布

定义：导弹离轨后，进入无控段飞行，无控段飞行结束时导弹飞行弹道与理论弹道的偏差称为射入弹道散布

影响因素：

- 发射装置高低角和方位角的动态误差
- 发射导轨制造偏差
- 发射装置振动特性
- 定向元件与发射导轨间隙及定向元件不同时离轨造成的头部下沉
- 弹体结构制造偏差
- 发动机推力偏心
- 发射装置载体的运动特性
- 风速、风向等



四、垂直发射方式

1. 垂直发射的特点

(1) 垂直发射的优缺点

- 反应时间短，发射速率高
 - 具有全方位攻击能力
 - 载弹量大
 - 结构简单，工作可靠，生存能力强
 - 成本低
 - 适应未来的作战需求
-
- 需要完成转弯和初始定向，作战近界有一定损失
 - 需用过载大，需要大攻角飞行，速度有一定损失
 - 技术难度大，需要解决大攻角气动特性和气动耦合问题



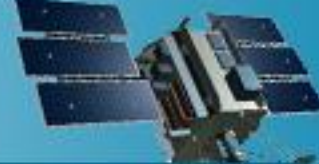


(2) 垂直发射与倾斜发射比较

对拦截空域中的高远点，垂直发射导弹的平均速度比倾斜发射小，对低近点，垂直发射的飞行时间比倾斜发射长。



发射方式 拦截点 参数	垂直发射				倾斜发射			
	高远	高近	低远	低近	高远	高近	低远	低近
平均速度m/s	894	760	802	394	931	767	827	473
飞行时间 s	38.6	24.6	37.9	8.5	37.6	25.0	36.9	7.7



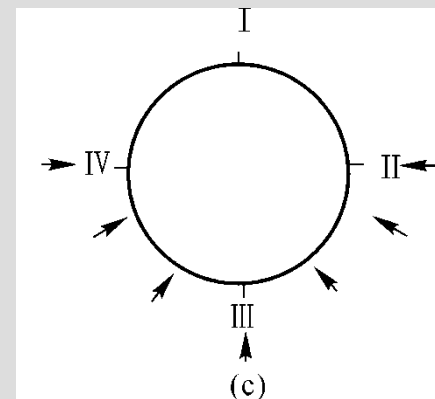
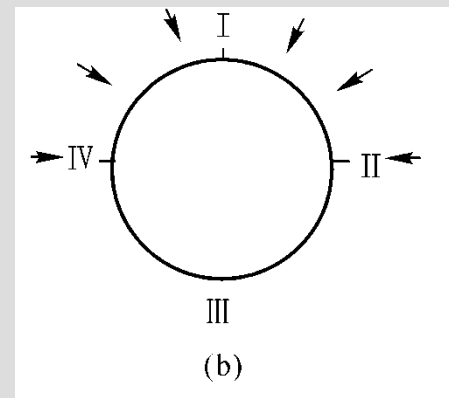
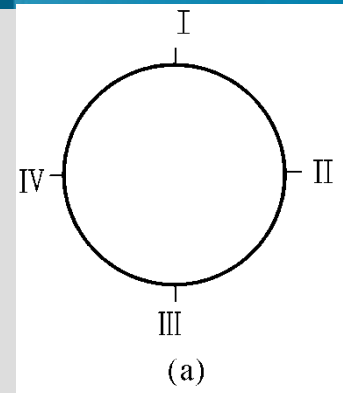
2. 方位对准方案设计

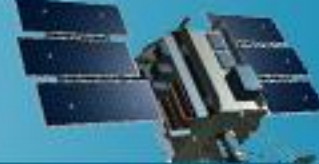
根据目标的实际方位，由弹上滚动稳定控制系统不断调整导弹滚动方位，实现方位对准。

对于全方位攻击，为使滚动角转动最小，应正确选择滚动方向并允许“倒飞”。

- 以 I 为滚动基准，目标来袭方向在 I, II 和 I, IV 象限，最大滚动角不大于 90° (b图)；
- 以 III 为滚动基准(倒飞)，目标来袭方向在 II, III 和 III, IV 象限，则最大滚动角仍为 90° (c图)。

转弯与方位对准一般应在导弹起飞后 2~3 s 内完成。





3. 俯仰转弯方案设计

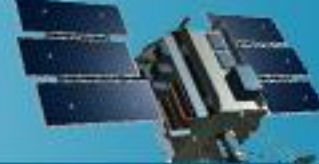
(1) 俯仰转弯终点参数

- 导弹的俯仰、偏航、滚动角等姿态参数
- 导弹位置、弹道倾角等弹道参数

(2) 转弯特性分析

对转弯过程参数：转弯段加速度、转弯开始时间、转弯速率控制极限、操纵面最大偏转角等进行分析，满足转弯终点参数控制要求。





4. 转弯控制动力方案

(1) 燃气舵 (“海麻雀” “巴拉克” 导弹)

- 优点：结构简单，易于与气动控制面结合，可实现全姿态的稳定与控制；
- 缺点：推力损失大。

(2) 扰流片 (“海狼” 导弹)

- 优点：作动力矩小，四个扰流片可实现全姿态的控制与稳定；
- 缺点：推力损失大，工作环境恶劣。

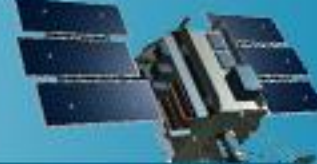
(3) 脉冲式小发动机

- 优点：能在短时间内完成转弯，适于冷发射；
- 缺点：复杂，占空间大。



该图片由 雨露笑 上传到 club.china.com

中国广播网
club.china.com
中国网络电视



五、筒式发射方式

1. 筒式发射的特点

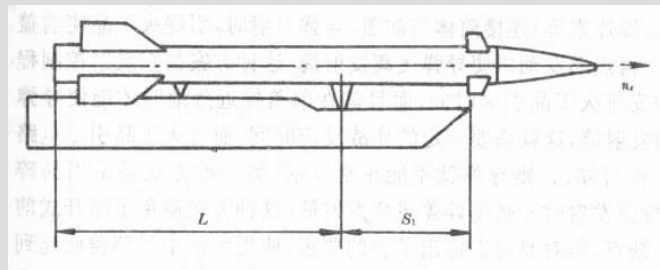
- 可避免**碰撞**和**划伤**；
- 可减小**生锈**、**发霉**、**失效程度**，
延长导弹寿命；
- 可大大**减小电磁干扰**对导弹的作用，有利于弹上电子设备的电磁兼容设计和火工品的安全设计；
- 发射筒内的适配器可**减缓**运输过程中导弹的**振动**。



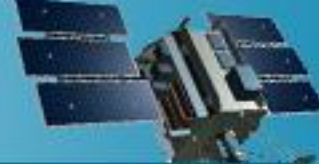


2. 筒弹组合设计问题

- 发射筒既是导弹运输、存放的容器，又是导弹发射的定向装置，密封是其基本要求，筒内气体**超压值**一般不大于**50kPa**；
- 导弹靠两三个滑块与发射筒导轨配合，滑块离轨有两种方式：**同时离轨**和**不同时离轨**，设计上应避免导弹与发射筒产生碰撞；



- 导弹的电气测试与发射实施均在筒-弹组合状态下进行，发射筒电路应保证**导弹测试与发射功能**的实现；
- 导弹发射飞离发射筒方案：**火工品、易碎盖**。

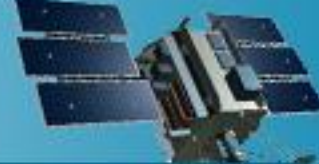


六、活动平台发射

1. 活动平台的特点

- ❑ 导弹运动特性取决于载机或载舰的运动状态；
- ❑ 导弹发射离轨参数，如速度、姿态角、角速度均与载机或载舰的运动特性有关；
- ❑ 舰上倾斜发射的导弹，存在禁射方位，在允许射击方位也存在最低允许射角，需进行安全射界分析。





2. 活动平台发射动力学（舰艇）

导弹的绝对离轨速度为

$$v_a = v_r + v_J + v_{\omega_J} + v_{JSC}$$

v_r — 相对离轨速度

v_J — 由舰艇航速产生的牵连速度

v_{ω_J} — 由舰艇摇摆产生的牵连速度

v_{JSC} — 由舰艇升沉产生的牵连速度

绝对离轨速度在地面坐标系的分量为

$$\begin{bmatrix} v_{a_{x_d}} \\ v_{a_{y_d}} \\ v_{a_{z_d}} \end{bmatrix} = L_J^d L_T^J + \begin{bmatrix} v_r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + L_J^d \begin{bmatrix} v_J \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_{J_{y_d}} \rho_{z_d} - \omega_{J_{z_d}} \rho_{y_d} \\ \omega_{J_{z_d}} \rho_{x_d} - \omega_{J_{x_d}} \rho_{z_d} \\ \omega_{J_{x_d}} \rho_{y_d} - \omega_{J_{y_d}} \rho_{x_d} \end{bmatrix} + L_J^d \begin{bmatrix} 0 \\ v_{y_{JSC}} \\ 0 \end{bmatrix}$$

$\bar{\omega}_J$ — 舰艇摇摆角速度

$\bar{\rho}$ — 由摇摆中心到导弹离轨时质心的矢径



离轨时导弹的姿态角

$$\begin{pmatrix} x_d \\ y_d \\ z_d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\sin \psi \cos \vartheta & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{pmatrix}$$

导弹离轨时

$$\alpha = \arcsin \left(-\frac{v_{a_{yT}}}{v_{a_T}} \right)$$

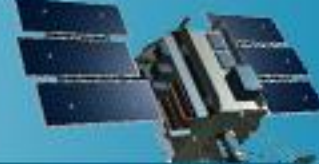
$$\beta = \arcsin \frac{v_{a_{zT}}}{v_{a_T} \cos \alpha}$$

$$\theta = \arcsin \frac{v_{a_{yd}}}{v_{a_T}}$$

$$\psi_c = \arcsin \left(-\frac{v_{a_{zd}}}{v_{a_T} \cos \theta} \right)$$

导弹离轨角速度 ω 为

$$\begin{bmatrix} \omega_{x_T} \\ \omega_{y_T} \\ \omega_{z_T} \end{bmatrix} = L_J^T \begin{bmatrix} \omega_{J_{xJ}} \\ \omega_{J_{yJ}} \\ \omega_{J_{zJ}} \end{bmatrix} = L_J^T \begin{bmatrix} \dot{\psi}_J \sin \vartheta_J + \dot{\gamma}_J \\ \dot{\vartheta}_J \sin \gamma_J + \dot{\psi}_J \cos \vartheta_J \cos \gamma_J \\ \dot{\vartheta}_J \cos \gamma_J - \dot{\psi}_J \cos \vartheta_J \sin \gamma_J \end{bmatrix}$$



3. 安全射界设计（舰艇）

安全射界是指在不同的射击方向上允许的导弹最小发射角。影响因素包括：

- ❑ 发射装置在载舰上的位置
- ❑ 载舰上层建筑各设备尺寸及位置
- ❑ 弹体结构、发动机制造几何偏差
- ❑ 目标运动参数
- ❑ 发射架运动规律
- ❑ 载舰行进、摇摆、升沉特性
- ❑ 风速、风向等

