怎么设计？

设计导弹按照怎样的弹道飞行，不仅与目标有关，而且与制导控制系统有关。

按工作原理不同，现代导弹制导系统分为三种基本类型：

- 自主控制 → 固定或已知运动规律的目标 → 方案弹道
- 遥远控制、自动瞄准 → 机动目标 → 导引弹道

不需任何来自目标或指挥站的能量，完全依靠弹载设备，参照……制信号，……

由弹外导引站发送指令或波束，弹上导引装置执行指令或形成导……

利用弹上导引装置接收目标辐射或反射的能量形成导引信号，控制导弹飞向目标的制导。

2.12 导引飞行综述

- ✓掌握导引飞行的特点、应用范围、自动瞄准、遥控的优缺点；
- ✓了解追踪法、平行接近法、比例导引法、三点法的定义和特点；
- ✓掌握导引弹道的研究方法、相对运动方程的建立方法；
- ✓了解导引飞行的发展。

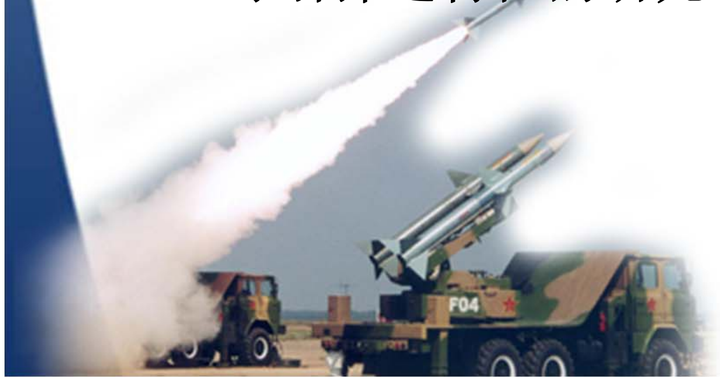
一　导引弹道及其研究方法

导引弹道：根据目标运动特性，由某种导引方法将导弹导向目标的导弹质心运动轨迹。

导引方法：根据一定的导引关系将导弹导向目标的方法。

导引关系：导弹和目标之间的相对运动关系

导引弹道特性的研究：基于导弹-目标的相对运动特性



自动瞄准和遥控，分别属于不同的制导体制，制导原理不用，对应的导引弹道特性也不同。下面我们先给大家讲解**自动瞄准导弹的导引方法**。

二、自动瞄准导弹相对运动方程的建立

导引弹道特性的研究：基于导弹-目标的相对运动特性

有必要首先建立导弹-目标的相对运动方程

目的：描述导弹和目标的相对运动状态。
研究导引弹道特性。

选取的坐标系：一般采用的是极坐标系。

下面先建立平面内的运动方程。

假设：导弹、目标始终在同一平面内运动（攻击平面），可以是水平面或铅垂平面或倾斜平面。

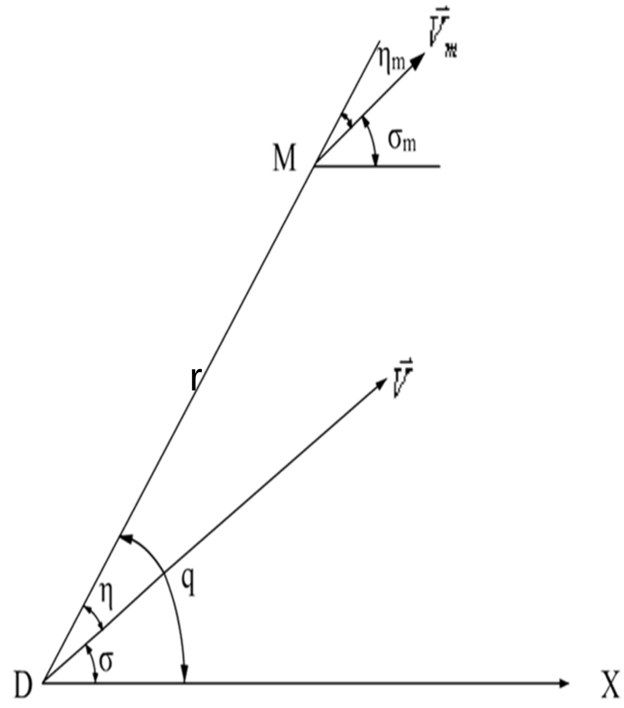
极坐标系的建立：

极坐标系的原点：导弹的质心

极坐标系参考基准：根据需要确定

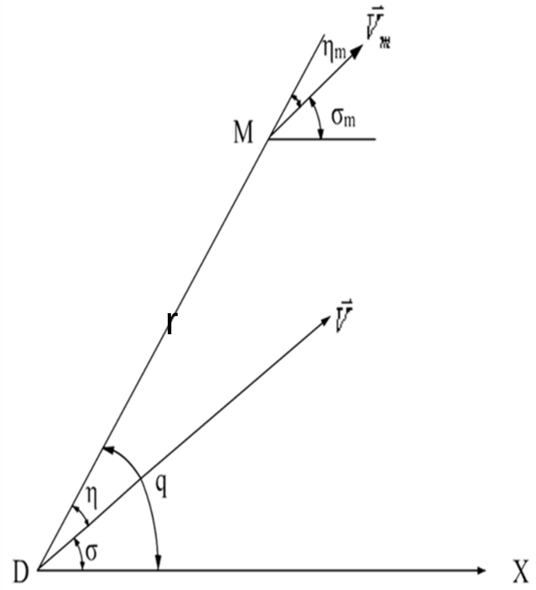
极坐标系中导弹-目标相对运动的描述参数：

（相对距离**r**、相对方位**q**）



目标线（瞄准线\视线）：

导弹和目标的连线**DM**，又称目标瞄准线或视线。



目标线方位角q:

目标瞄准线与攻击平面内某一基准线之间的夹角。

从基准线逆时针转向目标线为正。

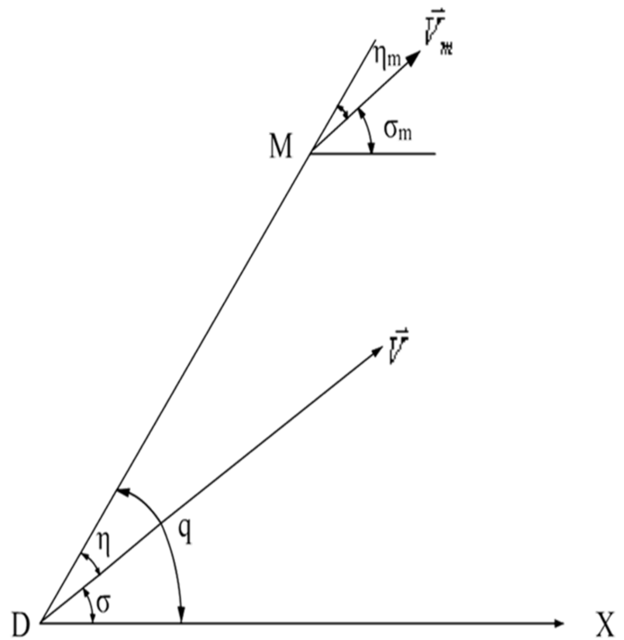
极坐标系中导弹运动的描述（速度大小和方向）：$V(t)$

（导弹）速度方位角：

导弹速度向量与基准线之间的夹角，

从基准逆时针转向线速度向量为正。

弹道倾角　　弹道偏角



（导弹）前置角：

导弹速度向量与目标线之间的夹角，从速度向量逆时针转向目标线为正。

角度关系：

$$q=\sigma+\eta$$

极坐标系中目标运动的描述（速度大小和方向）：$V_m(t)$

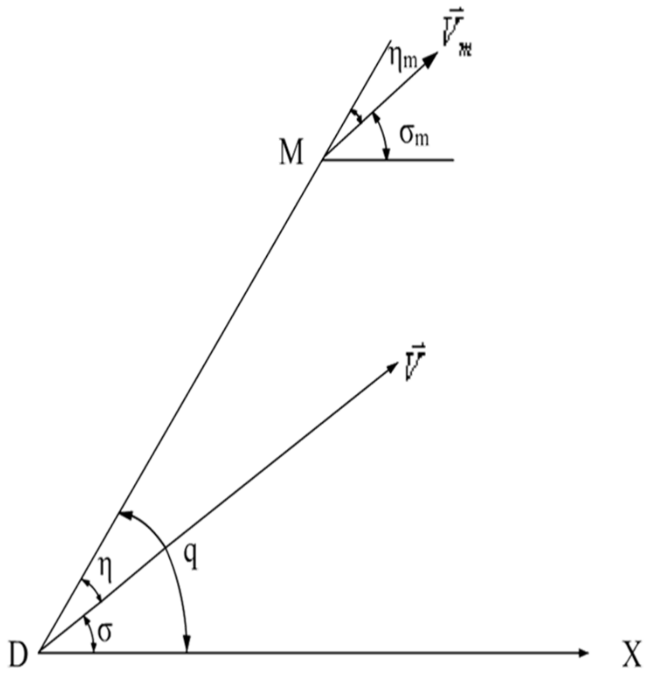
（目标）速度方位角：

目标速度向量与基准线之间的夹角，

从基准逆时针转向线速度向量为正。

（目标）前置角：

目标速度向量与目标线之间的夹角，从速度向量逆时针转向目标线为正。

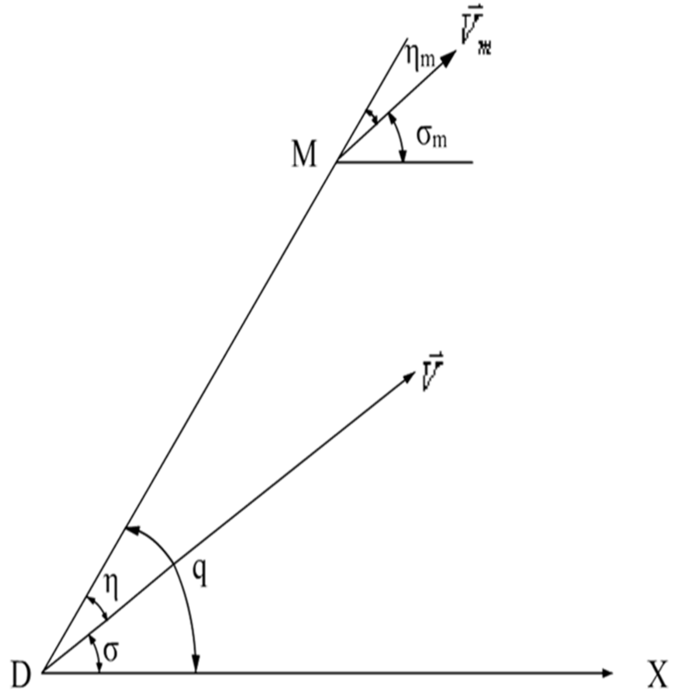


角度关系：

$$q=\sigma_m+\eta_m$$

相对运动方程的建立方法：

如何描述导弹-目标相对距离和相对方位的变化规律



相对距离的变化规律：$\frac{dr}{dt} = V_m \cos\eta_m - V\cos\eta$

导弹运动的贡献 $-V\cos\eta$

目标运动的贡献 $V_m\cos\eta_m$

相对方位的变化规律：$r\frac{dq}{dt} = V\sin\eta - V_m\sin\eta_m$

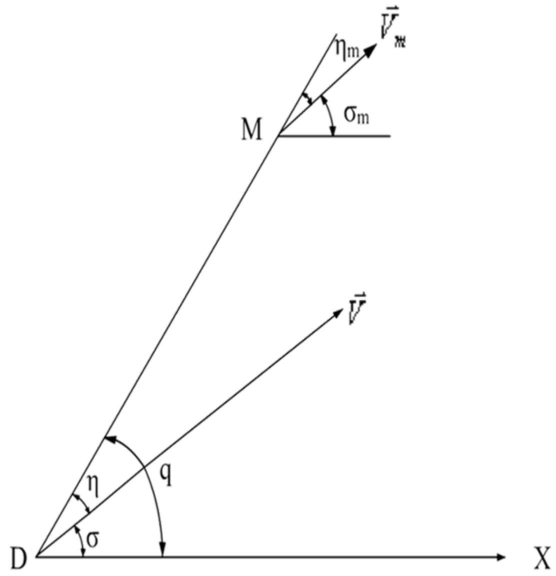
导弹运动的贡献 $V\sin\eta$

目标运动的贡献 $-V_m\sin\eta_m$

由相对距离和方位关系，可以得到下列方程：

$$\frac{dr}{dt}=V_m\cos\eta_m - V\cos\eta$$

$$r\frac{dq}{dt}=V\sin\eta - V_m\sin\eta_m$$



角度关系：

$$q=\sigma+\eta$$

$$q=\sigma_m+\eta_m$$

方程特点：

运动学方程

参数：8个

方程：4个

三、运动学分析方法

初设阶段，采用运动学分析方法进行研究。

基于以下假设：

1 导弹、目标视为质点

导弹质心运动轨迹

2 制导系统理想工作

3 导弹速度大小是已知函数

4 目标的运动规律已知

5 导弹、目标始终在同一平面内运动（攻击平面），可以是水平面或铅垂平面或倾斜平面。

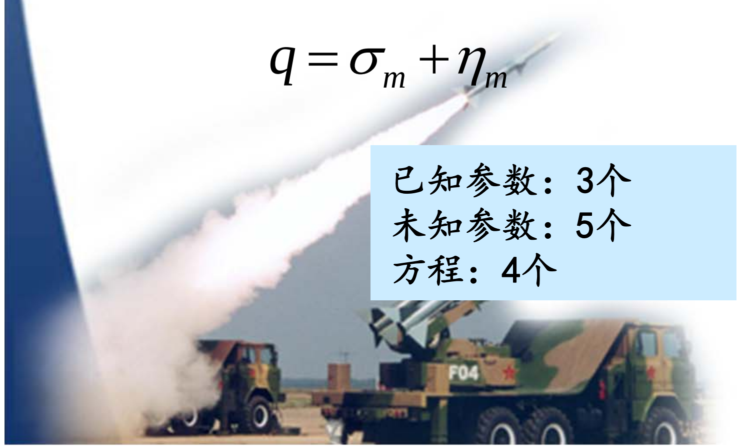
$$\frac{dr}{dt}=V_m\cos\eta_m-V\cos\eta$$

$$r\frac{dq}{dt}=V\sin\eta-V_m\sin\eta_m$$

$$q=\sigma+\eta$$

$$q=\sigma_m+\eta_m$$

已知参数：3个
未知参数：5个
方程：4个



加入导引关系：

$$\begin{cases} \dfrac{dr}{dt} = V_m \cos\eta_m - V\cos\eta \\ r\dfrac{dq}{dt} = V\sin\eta - V_m \sin\eta_m \\ q = \sigma + \eta \\ q = \sigma_m + \eta_m \\ \varepsilon_1 = 0 \end{cases}$$

导弹相对于目标的运动方程组

导引关系：导弹和目标之间的相对运动关系。

导引弹道的特性不仅跟目标的运动特性有关，而且与所采用的导引方法也有关系。

影响导引弹道特性的主要因素

$\begin{cases} \text{目标运动特性} \\ \text{导引方法} \end{cases}$

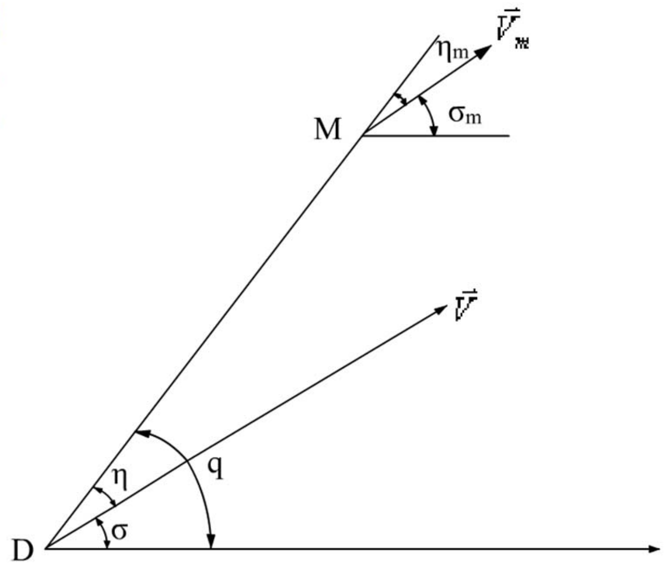
运动学分析假设下
未知数：5个
方程：5个

导引弹道

属于运动学弹道的范畴

四、自动瞄准导弹的导引方法

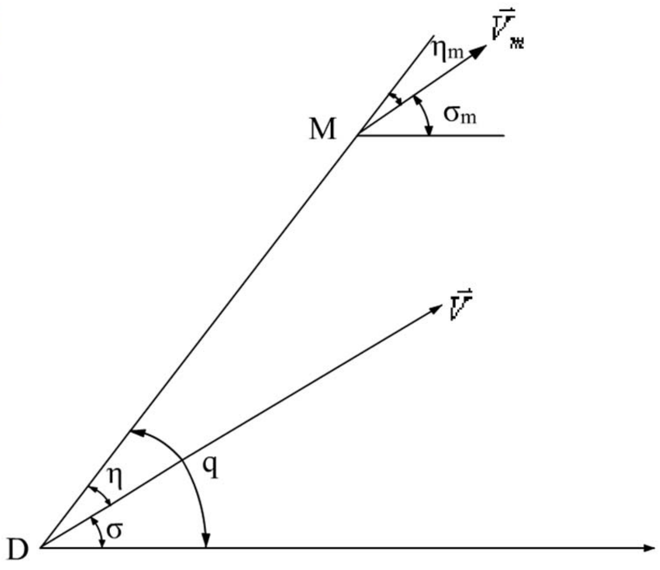
A 以导弹速度向量与“导弹—目标线”相对位置来划分（追踪法、常值前置角法）



B 以目标线在空间的变化规律分为（平行接近法、比例导引法）

C 以导弹纵轴与目标线的相对位置分为（直接导引法、常值方位角法）

四、自动瞄准导弹的导引方法



A 以导弹速度向量与“导弹一目标线”相对位置来划分：

- 追踪法　导弹速度矢量始终指向目标，即速度矢量沿着目标线

  最早提出，技术实施较简单

  $$q = \sigma \qquad \eta = 0$$

- 常值前置角法　导弹速度矢量超前目标线一个常值角度

  $$\eta = \eta_0 = const$$

四、自动瞄准导弹的导引方法

B 以目标线在空间的变化规律分为

理论上最优的一种方法。

- 平行接近法　目标线在空间保持平行移动 $q = q_0 = const$
- 比例导引法　导弹速度矢量的转动角速度与目标线转动角速度成比例

工程中最常用的一种方法。

$$\varepsilon_1 = \frac{d\sigma}{dt} - K\frac{dq}{dt} = 0$$

四、自动瞄准导弹的导引方法

C 以导弹纵轴与目标线的相对位置分为

- 直接导引法　　纵轴沿着目标线
- 常值方位角法　　纵轴超前目标线一个常值角度

简介：追踪法、平行接近法、比例导引法

西北工业大学 NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY 航天学院

追踪法简介

“导弹飞行力学”教学组

一、追踪法的定义

追踪法：指导弹在攻击目标的过程中，其速度矢量始终指向目标的一种导引方法。

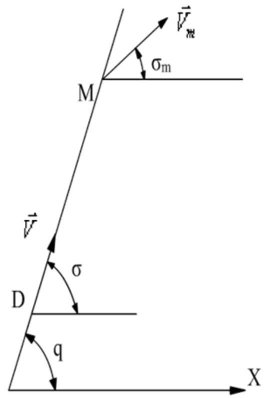
二、追踪法的导引关系式 （理想操纵关系）

由追踪法定义知，导弹速度矢量与目标瞄准线之间的夹角为零，即导弹速度矢量的前置角为零。

其理想操纵关系为：

$$\eta=0$$

或者 $q=\sigma$



三、导弹和目标的相对运动方程

$$\frac{dr}{dt} = V_m \cos \eta_m - V \cos \eta$$

$$r\frac{dq}{dt} = V \sin \eta - V_m \sin \eta_m$$

$$q = \sigma + \eta$$

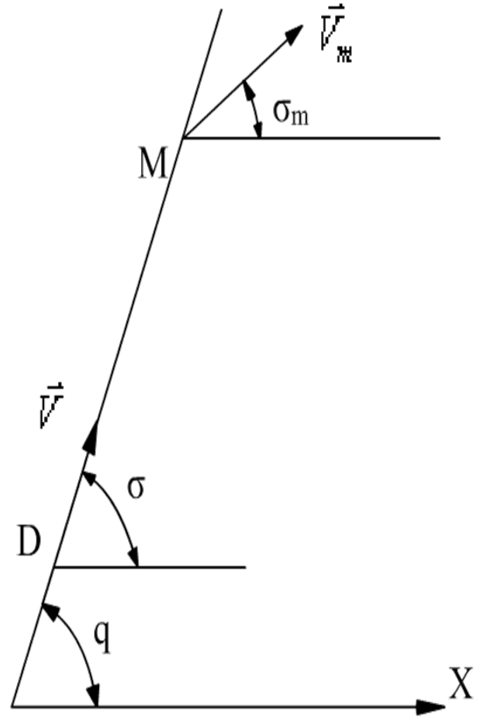
$$q = \sigma_m + \eta_m$$

$$\varepsilon_1 = 0$$

$\eta=0$

$q=\sigma$

$$\begin{cases} \dfrac{dr}{dt} = V_m \cos(q-\sigma_m) - V \\ r\dfrac{dq}{dt} = -V_m \sin(q-\sigma_m) \\ q = \sigma_m + \eta_m \\ q = \sigma \end{cases}$$



四、相对运动方程的求解

$$\frac{dr}{dt}=V_m\cos\eta_m-V\cos\eta$$

$$r\frac{dq}{dt}=V\sin\eta-V_m\sin\eta_m$$

$$q=\sigma+\eta$$

$$q=\sigma_m+\eta_m$$

$$\varepsilon_1=0$$

* 数值积分法

优点：可以获得运动参数随时间变化的规律/曲线

缺点：给定一组初始条件，只能得到特解，得不到一般解，计算量大

* 解析法

优点：提供导引方法的一般特性

缺点：只有在较简单的特定条件下，才能得到。

如目标等速直线飞行，弹速为常值

思考与练习：若目标水平等速直线飞行，导弹等速飞行，试建立追踪法导引的相对运动方程组，并试进行解析求解。

* 图解法

优点：可以得到任意飞行条件下的弹道，简单直观

缺点：比较粗燥，不是很精确

得到导引弹道的图解弹道的条件：

- ✓ 目标运动特性已知
- ✓ 导弹速度大小已知
- ✓ 导引方法已知
- ✓ 给定初始条件 (r_0,q_0)

$$\frac{dr}{dt}=V_m\cos\eta_m-V\cos\eta$$

$$r\frac{dq}{dt}=V\sin\eta-V_m\sin\eta_m$$

$$q=\sigma+\eta$$

$$q=\sigma_m+\eta_m$$

$$\varepsilon_1=0$$

图解法求解的步骤（绝对弹道）：

- ✓ 目标运动特性已知
- ✓ 导弹速度大小已知
- ✓ 导引方法已知
- ✓ 给定初始条件 (r_0, q_0)

1 画出目标的运动轨迹；

2 选取适当的时间间隔，把各个瞬时目标的位置 $0', 1', 2', \cdots$ 标注出来。

3 设导弹起始位置为**0**，连接 $\overline{00'}$

4 根据导引方法的定义，确定导弹速度的指向，导弹沿此方向飞行，经过 Δt，飞行距离为 $\overline{01} = V(t_0)\Delta t$，确定点**1**的位置。

5 再标**1**与 $1'$ 连线，截取 $\overline{12} = V(t_1)\Delta t$，确定点**2**的位置。

6 依此类推直至到达目标点。

7 将点 $0, 1, 2, \cdots$ 连接成光滑的曲线，就得到给定导引方法下的图解弹道。

西北工業大學 NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY 航天学院

图解法求解的步骤（相对弹道）：

- ✓ 目标运动特性已知
- ✓ 导弹速度大小已知
- ✓ 导引方法已知
- ✓ 给定初始条件 (r_0,q_0)

相对弹道的画法与绝对弹道相似，只是让目标在一个点上不移动（导弹相对于目标的弹道），关键是要求出相对速度的大小和方向，可利用公式 $\vec{V}_r(t)=\vec{V}(t)-\vec{V}_m(t)$ 得到。

1 让目标固定在A点不动，标出每一时刻目标运动的速度矢量。

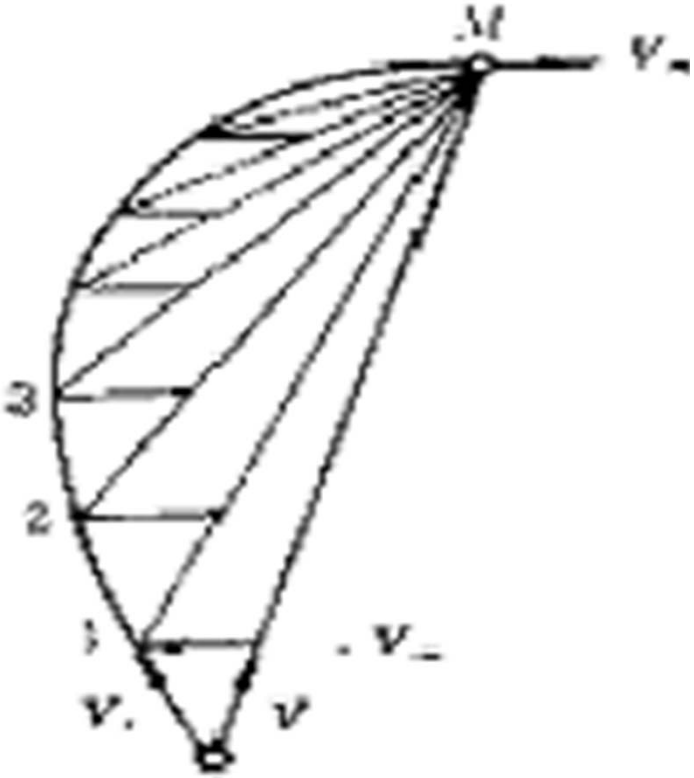
2 由给定初始条件（r_0, q_0），可以确定导弹起始位置为0，连接

3 根据导引方法的定义，确定初始时刻导弹速度的指向（弹道
矢量相减，$\vec{V}_r(t)=\vec{V}(t)-\vec{V}_m(t)$，得到在一个时间间隔内的相对速度
出发，沿着此相对速度方向飞行，经过Δt时间，飞行了 $\overline{01}=V_r(t$

4 连接1与A，得到此时的目标线，重复步骤3，确定点2的位置

5 依此类推直至到达目标点。

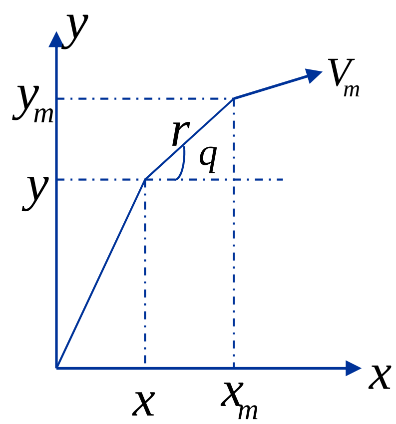
6 将点 $0,1,2,\cdots$连接成光滑的曲线，得图解相对弹道。



相对弹道与绝对弹道的转换：

若相对弹道已知，由相对弹道可以得到目标在极坐标系下每一瞬时的坐标（r，q），再由已知目标运动规律（x_m，y_m），可以计算出导弹的绝对位置。

$$\begin{cases} x = x_m - r\cos q \\ y = y_m - r\sin q \end{cases}$$



五、 追踪法的优缺点

优点：制导系统简单

缺点：

相对速度落后于目标线，要绕到目标正后方攻击，不能实施全向攻击，弹道需用过载大。

迎击时命中过载极大。

受命中过载限制，速度比应该大于1小于等于2。

受导弹可用法向过载的限制，不能实现全向攻击。

西北工業大學
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY
航天学院

平行接近法简介

“导弹飞行力学”教学组

一、平行接近法的定义

平行接近法：就是导弹在攻击目标的过程中，目标线在空间保持平行移动的一种导引方法。

二、平行接近法的导引关系式

由平行接近法定义知，其理想操纵关系为：

$$\varepsilon_1 = \frac{dq}{dt} = 0$$

或者 $$\varepsilon_1 = q - q_0 = 0$$

三、导弹和目标的相对运动方程

由相对运动关系图可以得到：

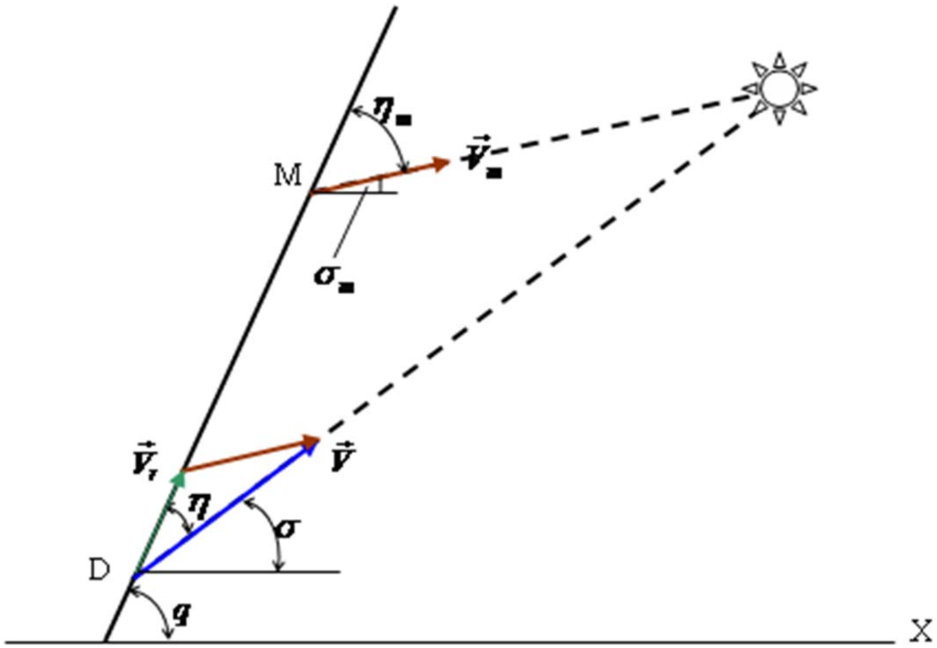
$$\frac{dr}{dt} = V_m \cos\eta_m - V\cos\eta$$

$$r\frac{dq}{dt} = V\sin\eta - V_m \sin\eta_m$$

$$q = \sigma + \eta$$

$$q = \sigma_m + \eta_m$$

$$\varepsilon_1 = \frac{dq}{dt} = 0$$



分析以上方程组可知：

$$\varepsilon_1 = \frac{dq}{dt} = 0 \qquad r\frac{dq}{dt} = V\sin\eta - V_m\sin\eta_m$$

$$V\sin\eta = V_m\sin\eta_m$$

此式表示，不管目标作何种机动飞行，导弹速度向量和目标速度向量在垂直于目标线方向上的分量相等。导弹相对于目标的（相对）速度正好在目标线上，其方向始终指向目标，瞬时的目标线就是导弹在该时刻的相对弹道。

四　平行接近法的优缺点

优点：

导弹机动性可以小于目标的机动性

弹道曲率小，较为平直

速度比不受限制

可实现全向攻击

命中过载不会很大

缺点：

对制导系统要求很高，制导系统复杂，很难付诸实施

西北工業大學
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

比例导引法简介

“导弹飞行力学”教学组

一、比例导引法的定义

所谓比例导引法，就是导弹速度向量的转动角速度与目标瞄准线的转动角速度成比例的导引方法。

二、比例导引法的导引关系式

由定义知，其导引关系为：

$$\frac{d\sigma}{dt} = K\frac{dq}{dt}$$

或者 $$\varepsilon_1 = \frac{d\sigma}{dt} - K\frac{dq}{dt} = 0$$

其中**K**为比例系数（也称作导航比增益），通常可以取**2－6**。

三、相对运动方程

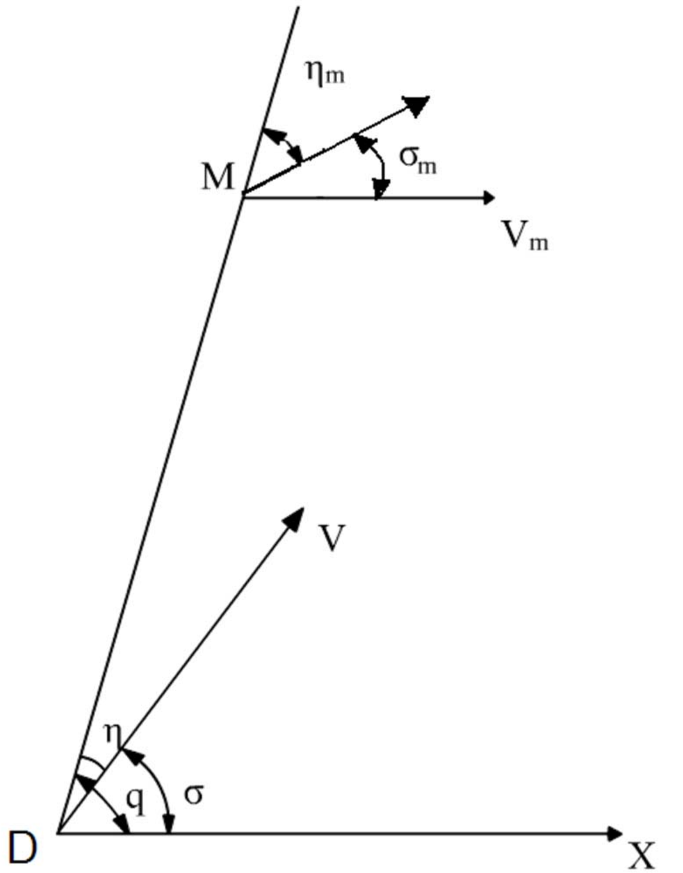
$$\frac{dr}{dt}=V_m\cos\eta_m-V\cos\eta$$

$$r\frac{dq}{dt}=V\sin\eta-V_m\sin\eta_m$$

$$q=\sigma+\eta$$

$$q=\sigma_m+\eta_m$$

$$\varepsilon_1=\frac{d\sigma}{dt}-K\frac{dq}{dt}=0$$



四、导航比增益K与导引方法的关系

导弹在攻击平面内运动，且其导引关系为：

$$\varepsilon_1 = \frac{d\sigma}{dt} - K\frac{dq}{dt} = 0 \xrightarrow{\text{积分}} \varepsilon_1 = (\sigma - \sigma_0) - K(q - q_0) = 0$$

根据以上导引关系，得到

若**k＝1**，且 $q_0 = \sigma_0$，则 $q = \sigma$，即导弹前置角为零，这正是追踪法。

若**k＝1**，且 $q_0 = \sigma_0 + \eta_0$，则 $q = \sigma + \eta_0$，即前置角为常值，这就是常值前置角导引法，追踪法是常值前置角导引法的特例（前置角为零）。

若**k**趋于无穷，则 $\frac{dq}{dt} \to 0$，则 $q = q_0 = const$，即目标线不转动只平移，这就是平行接近法。

因此：

追踪法、常值前置角法、平行接近法都可看作是比例导引法的特殊情况，比例导引法的 $1<K<\infty$，因此它是界于常值前置角法和平行接近法之间的一种导引方法。其弹道特性也界于常值前置角法和平行接近法的弹道特性之间。

五、比例导引法的优缺点

优点：**1** 可得到较为平直的弹道。

2 满足收敛条件时，弹道前段比较弯曲，可充分利用导弹的机动能力，弹道后段较为平直，导弹具有较为富裕的机动能力。

3 选择合适的参数组合，可使全弹道上的需用过载小于可用过载而实现全向攻击。

4 对瞄准发射时的初始条件要求不严。

5 技术实施简单可行。

缺点：**1** 速度变化对命中点过载有影响。

2 攻击方向对命中点过载也有影响。

为了克服缺点，改进比例导引法：

在最优控制理论指导下，进行设计，K可变。

例如：

K可以取成与接近速度成比例；

当接近速度增加，K值增加，接近速度减小，K值减小。

对于三维空间内的导弹-目标的相对运动，总可以将其分解在两个相互垂直的平面内（铅垂平面，水平平面），采用同样的建模方法，分别建模，联立求解，即可得到三维导引弹道。

对于遥控导弹，建模和分析方法一样，但是需要注意的是：

（1）遥控导弹相对运动方程组描述的是导弹-制导站的相对运动、目标-制导站的相对运动，并非直接描述了导弹-目标的相对运动。

（2）相应地，一些角度的定义也有所不同，都是相对于制导站的。

一、 参数定义

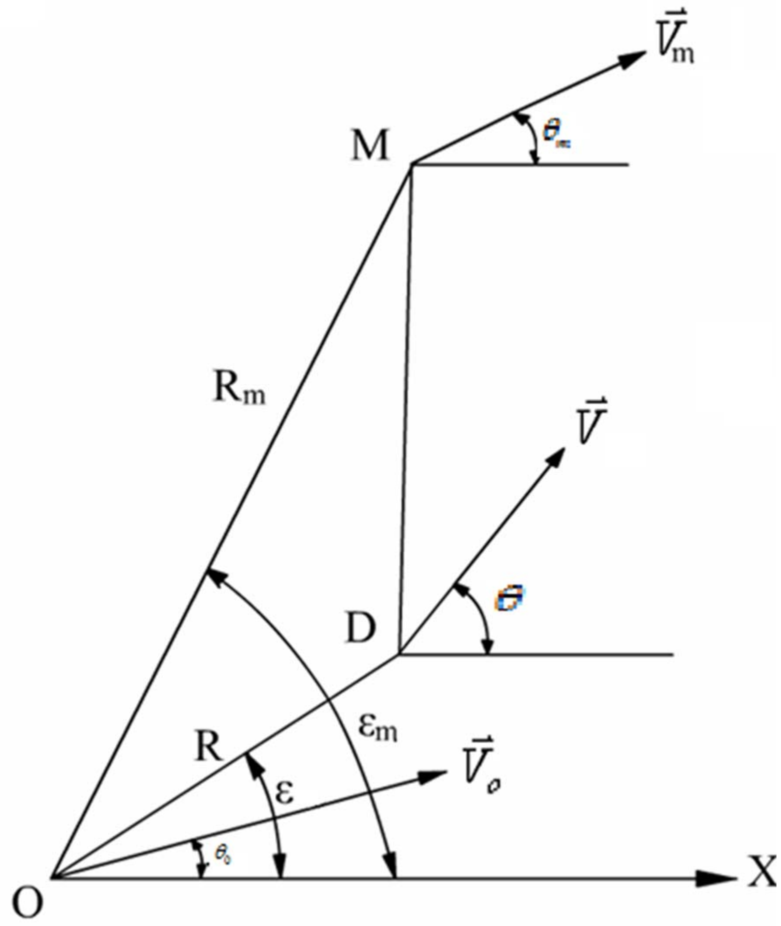
目标线：制导站与导弹连线OD；制导站与目标连线OM；

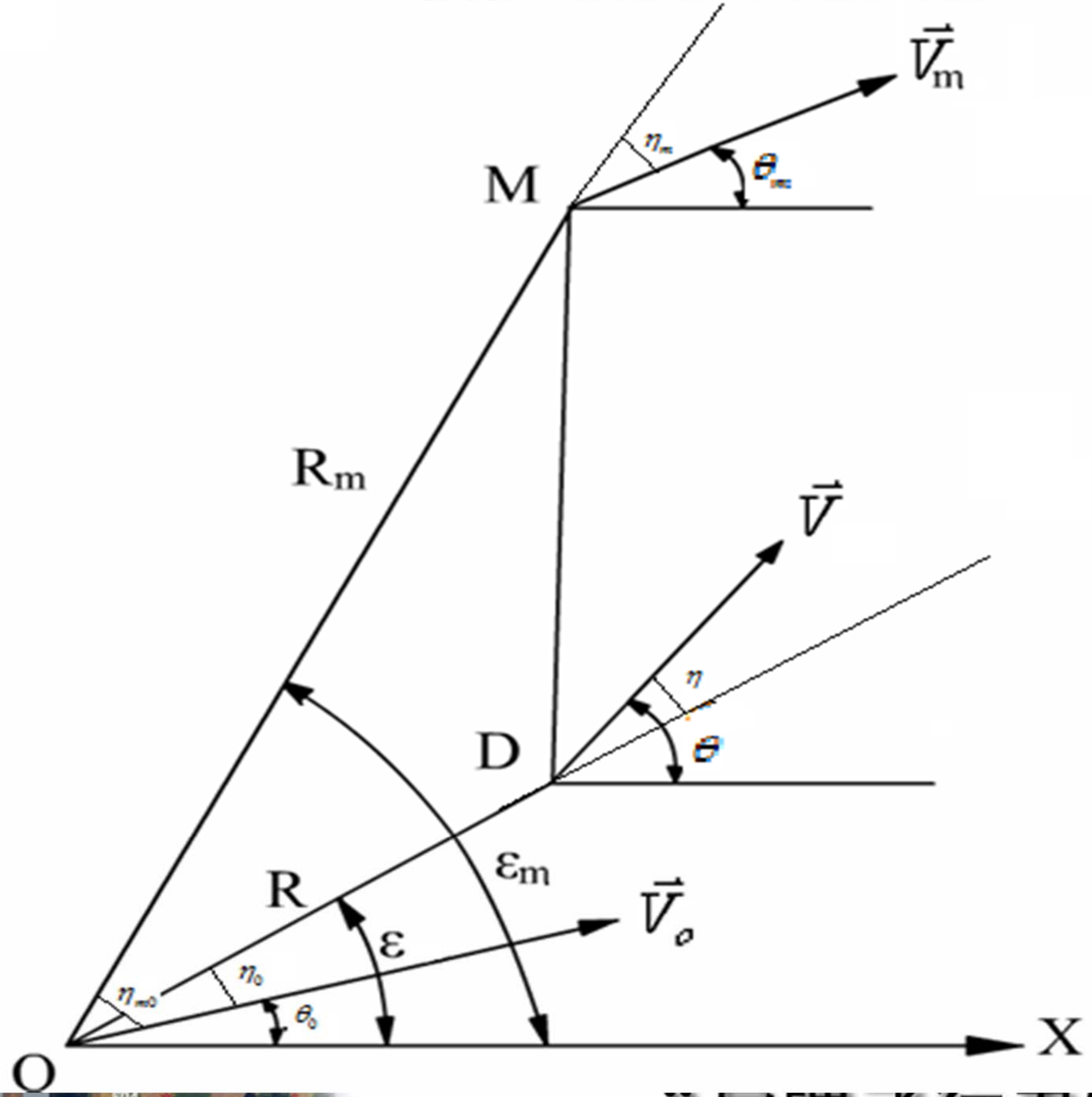
ε ：导弹高低角，导弹与制导站之间的连线与参考线OX轴之间的夹角

ε_m ：目标高低角，目标与制导站之间的连线与参考线OX轴之间的夹角

R：制导站与导弹之间的距离

R_m：制导站与目标之间的距离

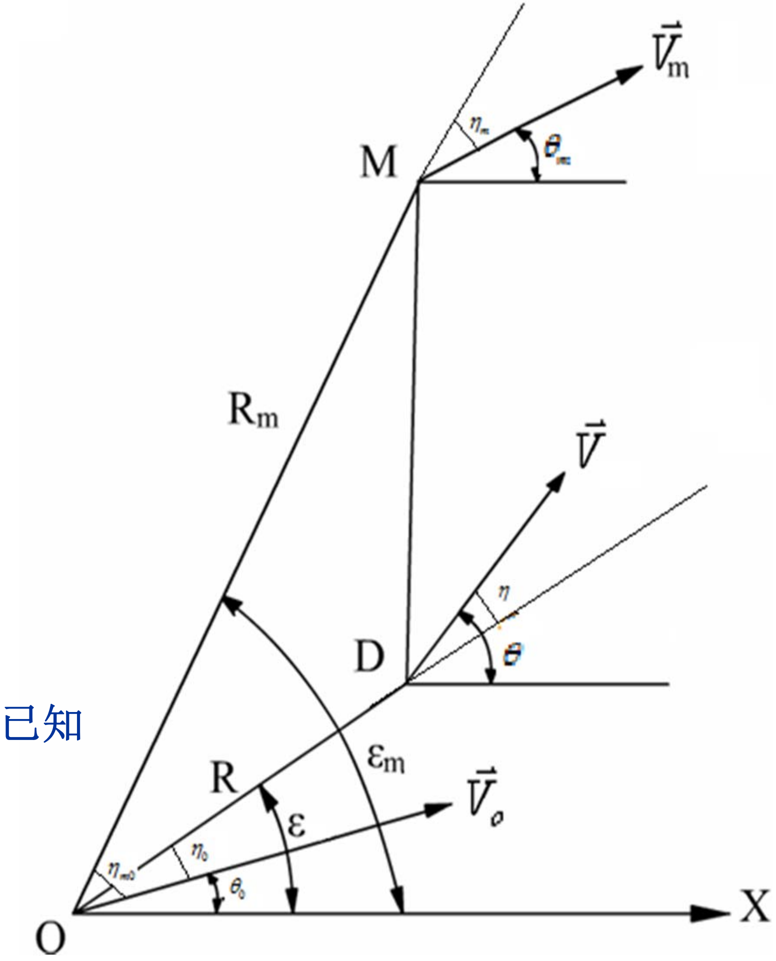



M
R_m
D
R
O
X
ε
ε_m
θ
η

二、 遥远控制导弹的相对运动方程组

$$
\begin{cases}
\dfrac{dR}{dt} = V\cos(\varepsilon-\theta) - V_0\cos(\varepsilon-\theta_0) \\
R\dfrac{d\varepsilon}{dt} = -V\sin(\varepsilon-\theta) + V_0\sin(\varepsilon-\theta_0) \\
\dfrac{dR_m}{dt} = V_m\cos(\varepsilon_m-\theta_m) - V_0\cos(\varepsilon_m-\theta_m) \\
R_m\dfrac{d\varepsilon_m}{dt} = -V_m\sin(\varepsilon_m-\theta_m) + V_0\sin(\varepsilon_m-\theta_m) \\
\varepsilon = \theta_0 + \eta_0 \\
\varepsilon = \theta + \eta \\
\varepsilon_m = \theta_0 + \eta_{m0} \\
\varepsilon_m = \theta_m + \eta_m
\end{cases}
$$

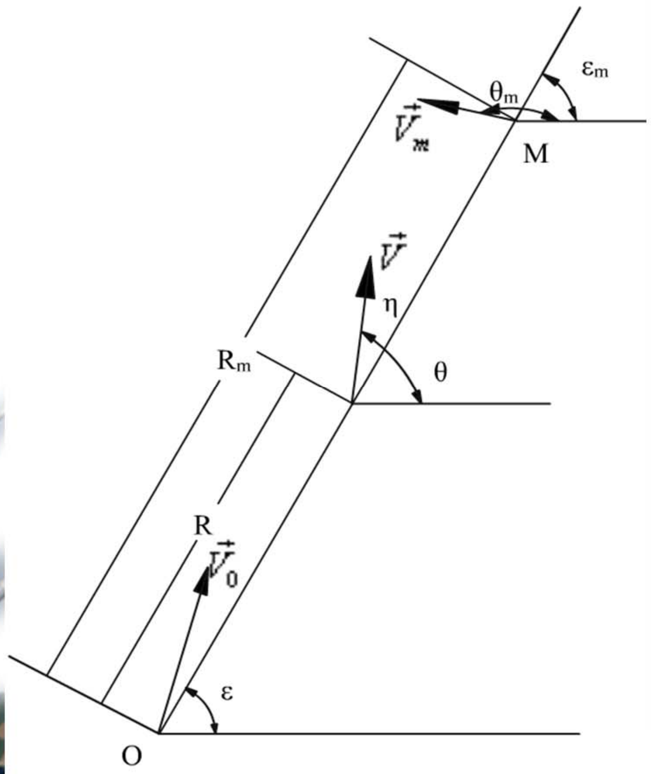
14个参数
运动学分析假设条件下，**5**个已知
9个未知

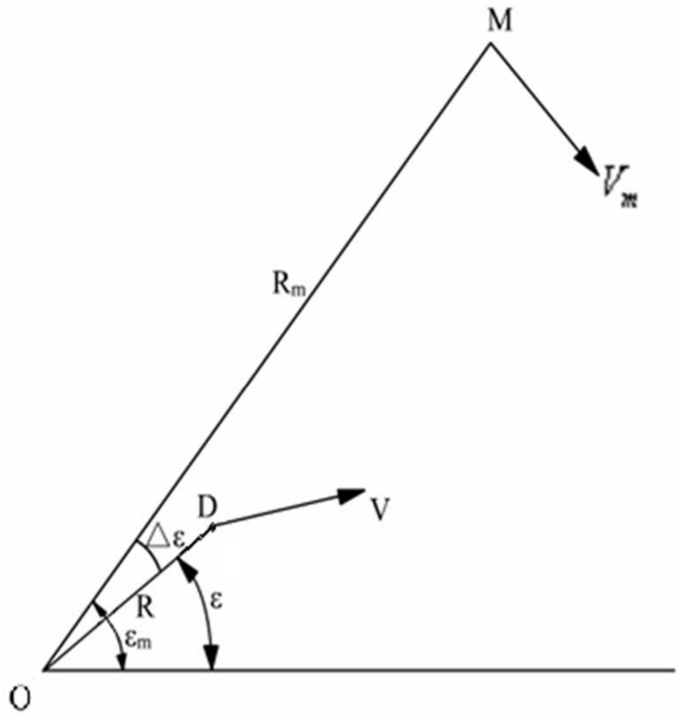


遥控导弹的导引方法

以“制导站－目标”与“制导站－导弹”相对位置可以分为：

- 三点法
- 前置量法





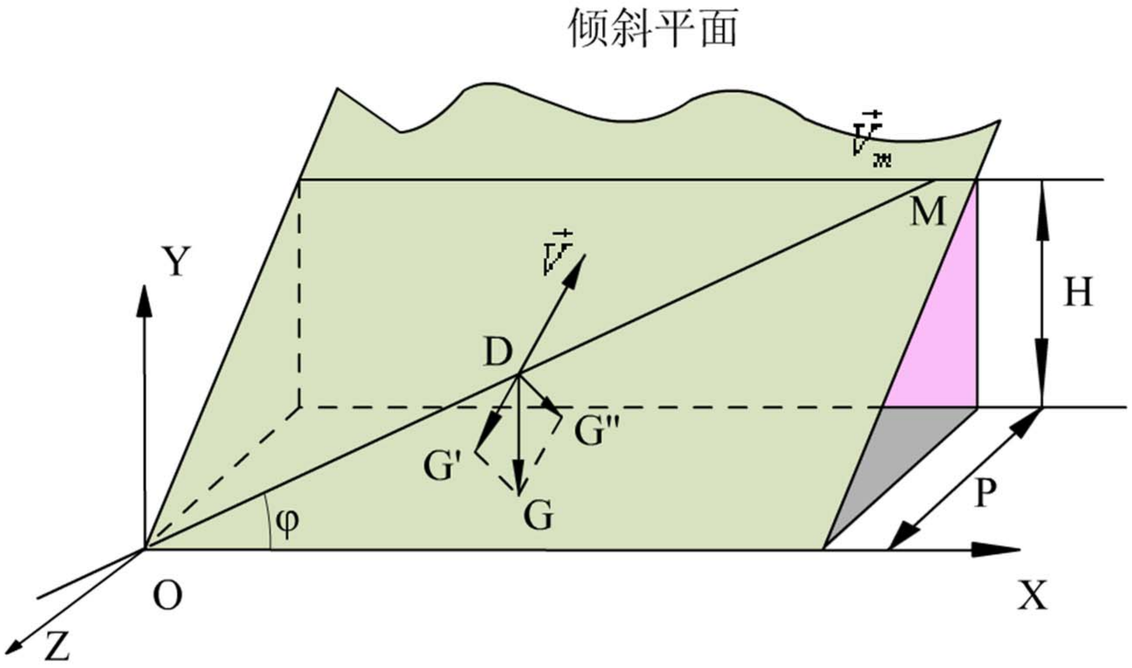
西北工业大学 NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY 航天学院

三点法导引简介

“导弹飞行力学”教学组

一、三点法的定义

三点法：是指在攻击目标的过程中，导弹始终位于制导站和目标的连线上，即制导站、导弹、目标三点成一直线的导引法。



二、三点法的导引关系式

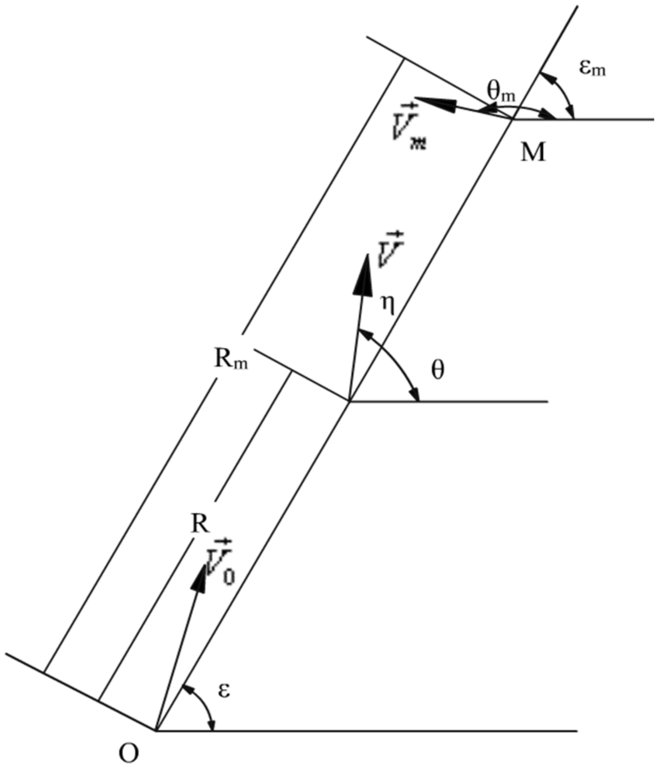
假设：目标、导弹、制导站在同一平面内运动。（此平面可以是铅垂面、水平面、倾斜面，如图所示）

由三点法定义和右图可以得到导引关系为：

$$\varepsilon = \varepsilon_m$$

其对应的一阶导数也应相等 $\dot{\varepsilon} = \dot{\varepsilon}_m$

实现方式：雷达波束跟踪目标，控制导弹沿波束中心线飞行



三点法相对运动图

三、三点法的相对运动方程

$$\frac{dR}{dt} = V\cos(\varepsilon-\theta) - V_0\cos(\varepsilon-\theta_0)$$

$$R\frac{d\varepsilon}{dt} = -V\sin(\varepsilon-\theta) + V_0\sin(\varepsilon-\theta_0)$$

$$\frac{dR_m}{dt} = V_m\cos(\varepsilon_m-\theta_m) - V_0\cos(\varepsilon_m-\theta_m)$$

$$R_m\frac{d\varepsilon_m}{dt} = -V_m\sin(\varepsilon_m-\theta_m) + V_0\sin(\varepsilon_m-\theta_m)$$

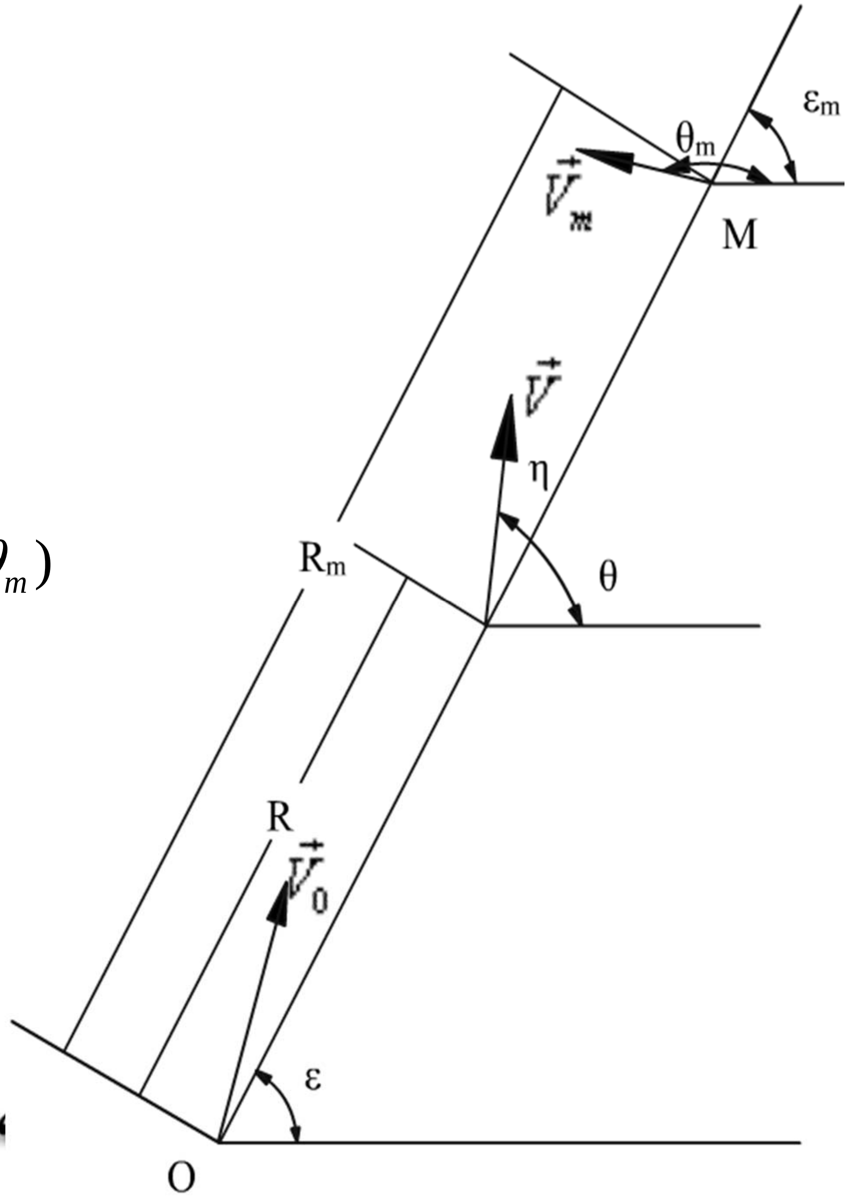
$$\varepsilon = \theta_0 + \eta_0$$

$$\varepsilon = \theta + \eta$$

$$\varepsilon_m = \theta_0 + \eta_{m0}$$

$$\varepsilon_m = \theta_m + \eta_m$$

$$\boxed{\varepsilon = \varepsilon_m}$$



假设：地空导弹，导弹在铅垂平面内飞行，制导站不动$V_0=0$

则以三点法导引的地空导弹在铅垂平面内的运动方程组为：

$$\frac{dR}{dt}=V\cos(\varepsilon-\theta)$$

$$R\frac{d\varepsilon}{dt}=-V\sin(\varepsilon-\theta)$$

$$\frac{dR_m}{dt}=V_m\cos(\varepsilon_m-\theta_m)$$

$$R_m\frac{d\varepsilon_m}{dt}=-V_m\sin(\varepsilon_m-\theta_m)$$

$$\varepsilon=\theta+\eta$$

$$\varepsilon_m=\theta_m+\eta_m$$

$$\varepsilon=\varepsilon_m$$

$$\frac{dR}{dt}=V\cos\eta$$

$$R\frac{d\varepsilon}{dt}=-V\sin\eta$$

$$\varepsilon=\theta+\eta$$

$$\frac{dR_m}{dt}=V_m\cos\eta_m$$

$$R_m\frac{d\varepsilon_m}{dt}=-V_m\sin\eta_m$$

$$\varepsilon_m=\theta_m+\eta_m$$

$$\varepsilon=\varepsilon_m$$

四 、三点法的优缺点

优点：技术实施简单

抗干扰性好

缺点：

1 弹道比较弯曲。

2 动态误差难以补偿。

3 弹道下沉。

动态误差指制导系统在过渡过程响应过程中复现输入时的误差。包括：

- 目标机动引起的；
- 外界干扰引起；
- 制导系统惯性引起的。

信号有起伏误差，测量误差

补偿信号不准确或者很难形成

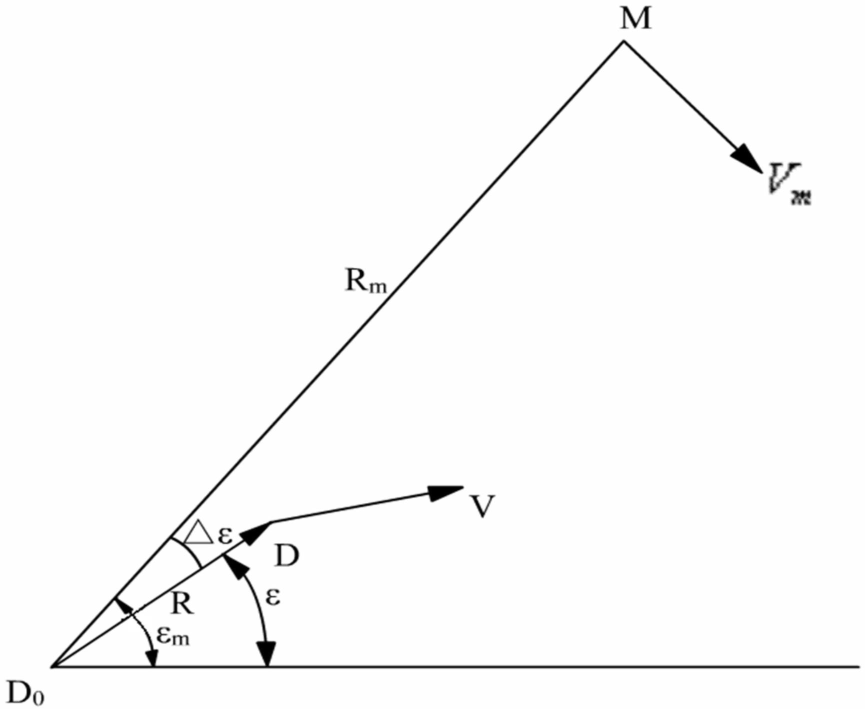
→ 不能有效消除误差

改 进

目的：弹道尽量平直。防止导弹在制导飞行过程中，当超调量较大时，产生触地、落海的危险。

措施：在三点法导引规律的基础上加入一项前置量偏角。

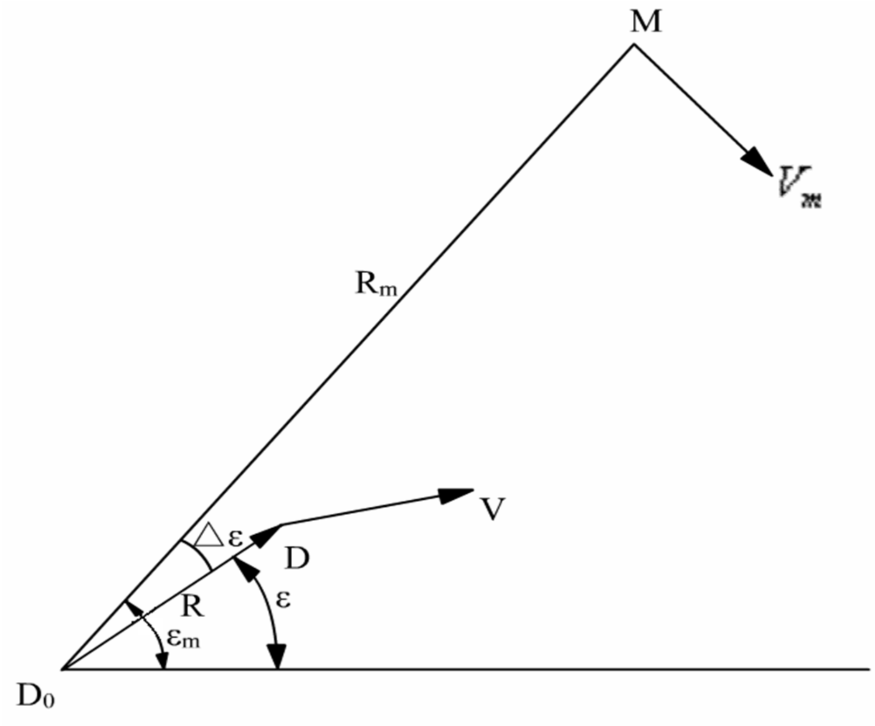
$$\varepsilon = \varepsilon_m + \Delta\varepsilon$$



前置量法简介

一、 前置量法定义

前置量法：在整个飞行过程中，导弹与制导站的连线始终提前于目标与制导站的连线，两线间夹角按某种规律变化。如图所示。



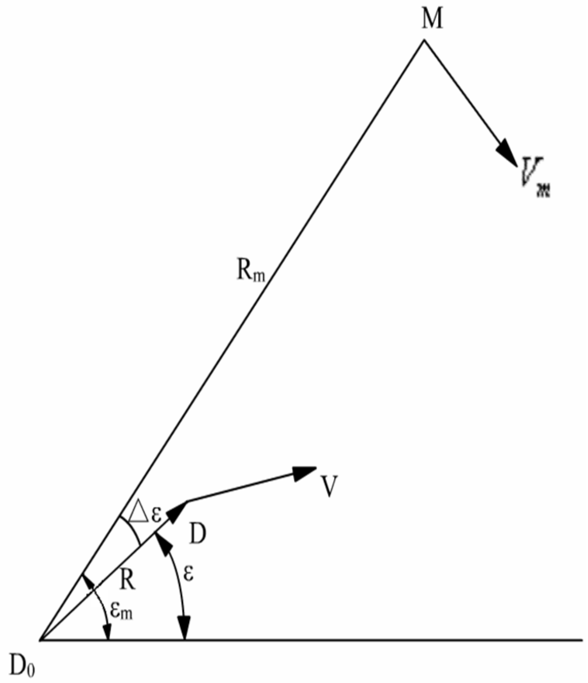
二、前置量法实现的方式

双波束制导： 一根用于跟踪、测量目标

另一根用于跟踪、测量、控制导弹

也可以单波束制导，但必须满足以下条件：

前置角小于波束中心角的一半



三、前置量法的导引关系式

$$\varepsilon = \varepsilon_m + \Delta\varepsilon$$

前置角（与自动瞄准导弹中的定义有所不同）

$$\varepsilon = \varepsilon_m - \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{R}} \Delta R$$

$$\Delta\varepsilon = -\frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{R}} \Delta R$$

四、前置量法的优缺点

优点　弹道较为平直。

缺点

- 导弹在命中点的法向过载受目标机动的影响。
- 技术实施困难（要不断的测量多个参数）。　$$\varepsilon = \varepsilon_m - \frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{R}} \Delta R$$
- 补偿信号难以形成，动态误差大。

半前置量法简介

一、 半前置量法定义

半前置量法是介于前置量法和三点法之间的一种导引方法。

二、 半前置量法的导引关系式

$$\varepsilon = \varepsilon_m - \boxed{\frac{1}{2}}\frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta\dot{R}}\Delta R$$

三、 半前置量法的优缺点

优点
- 命中点过载不受目标机动的影响
- 提高了导引的准确度

缺点
- 技术实施困难（要不断的测量多个参数）。

$$\varepsilon = \varepsilon_m - \frac{1}{2}\frac{\dot{\varepsilon}_m}{\Delta \dot{R}}\Delta R$$

- 补偿信号难以形成，动态误差大。

西北工業大學 NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY 航天学院

导引方法的选择

“导弹飞行力学”教学组

选择导引方法的基本原则

1. 弹道需用法向过载要小，变化要均匀，特别是在与目标相遇区，需用法向过载应趋近于零。

2. 作战空域尽可能大。

3. 目标机动对导弹弹道（特别是末段）的影响要小。

4. 抗干扰能力要强。

5. 技术实施要简单可行。

西北工業大學 NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY 航天学院

现代制导律简介

“导弹飞行力学”教学组

现代制导律

理论基础：最优化理论和智能化理论

包括：线性最优制导、自适应制导、微分对策制导、神经网络制导等等

建立原则：使导弹在接近目标的过程中付出的能量或其它性能指标最小同时满足一定的约束条件。

优点：脱靶量小、命中目标时姿态角可满足特定要求、对抗目标机动和干扰能力强、弹道平直，弹道需用法向过载分布合理、作战空域增大。

缺点：所需信息量大、结构复杂。

第二章内容结束！