



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

第二章 导弹飞行动力学

“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

控制/设计/改善

对实际系统的理论研究

系统特性或者现象过程

定性定量分析

建立数学模型

求解

静态模型

动态模型

解析求解

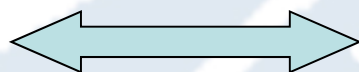
数值求解

导弹运动方程组

“导弹飞行力学”教学组



导弹运动方程组



能够表征导弹运动特性的数学模型

求解

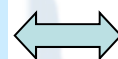
可控质点/刚体

研究导弹运动规律

建模基础

动力学的经典理论

牛顿第二定律



力与移动

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = m\vec{a} = \vec{F} \quad \text{三大力}$$

空气动力

推力

重力

动量矩定理



力矩与转动

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{M} \quad \text{三大力矩 (空气动力矩)}$$

假设推力过质心

俯仰力矩

偏航力矩

滚转力矩

“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

本节要求:

1. **熟练掌握**四个坐标系的定义，**攻角侧滑角**的定义。
2. **掌握**气动力（升力、阻力和侧力）、气动力矩（俯仰力矩、偏航力矩、滚转力矩）的计算方法；
3. **明确**压力中心和焦点的概念以及两者的区别和联系；
4. **重点理解**定常飞行、纵向静平衡、纵向静稳定性概念；
5. 了解操纵力矩、阻尼力矩、下洗延迟力矩以及交叉导数、铰链力矩概念；
6. **掌握**推力、重力的简化计算方法。

“导弹飞行力学”教学组



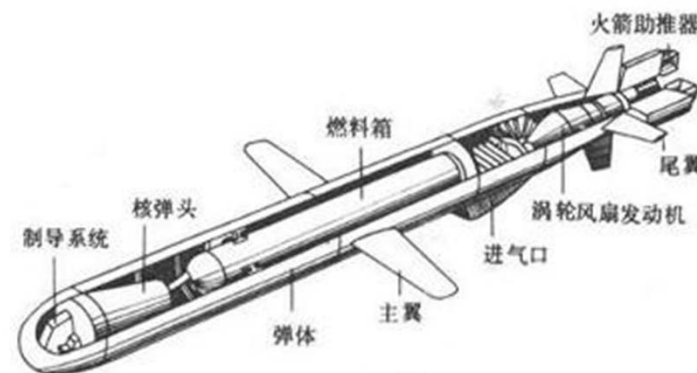
西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

导弹按照外形结构分为：

面对称导弹

轴对称导弹



注意：本课程研究的导弹，都具有纵向对称平面的，即左右对称。



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

导弹飞行力学中常用的四个坐标系： 课本2.6.1 节

地面坐标系 ($Ax Y Z$)

原点 A ：发射点（发射时导弹质心在地面的投影点）

Ax 轴：在水平面内，指向目标（或目标在地面的投影）为正。

Ay 轴：与 Ax 轴垂直，并位于过 A 点包含 Ax 的铅垂面内，指向上方为正。

Az 轴：与 Ax 、 Ay 轴垂直并组成右手坐标系。

“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

特点： 固连于地球表面，随地球一起转动，可以看作惯性系。

由于近程战术导弹飞行距离小、飞行时间短，因此可以把地球看作静止的，并把地球表面看作平面，此时可以将地面系看作惯性坐标系。

对于近程导弹来说，可以认为重力与 Y 轴平行，方向相反。

基准面： 地面，取包含发射点的水平面或称切平面。

目的： 是确定飞行器质心位置和空间姿态的基准。

“导弹飞行力学”教学组



弹道坐标系 ($OX_2Y_2Z_2$)



原点 O : 导弹的质心。

OX_2 轴: 与导弹质心的速度矢量重合。

OY_2 轴: 与 OX_2 轴垂直, 并位于包含速度矢量的铅垂面内, 指向上方为正。

OZ_2 轴: 位于水平面内, 并与 OX_2 、 OY_2 轴组成右手坐标系。



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

特点:

与速度矢量固连，动坐标系。

目的:

研究导弹质心的运动特性（弹道特性）；

“导弹飞行力学”教学组





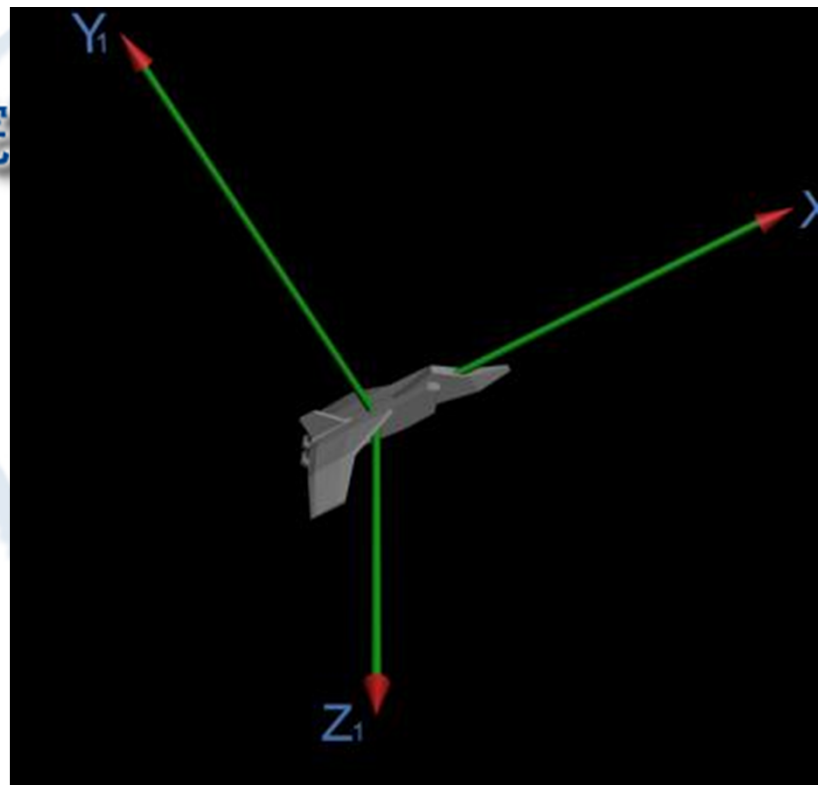
弹体坐标系 ($OX_1Y_1Z_1$)

原点 O ：导弹的质心。

OX_1 轴：沿弹体纵轴，指向头部为正。

OY_1 轴：与 OX_1 轴垂直，并位于弹体纵向对称平面内，指向上方为正。

OZ_1 轴：与弹体纵向对称平面垂直，并与 OX_1 、 OY_1 轴组成右手坐标系。



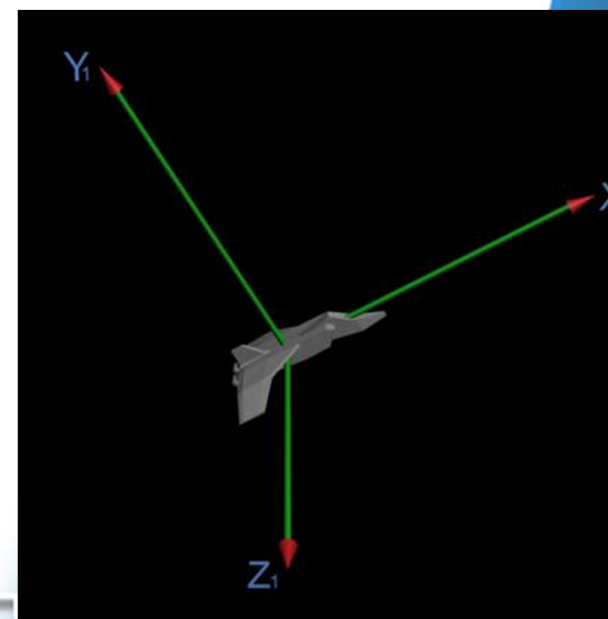


西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

特点： 与弹体固连，相对于弹体不动；
动坐标系。

目的： 决定导弹相对于地面坐标系的姿态；
方便研究作用在弹上的力矩。



“导弹飞行力学” 教子红



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

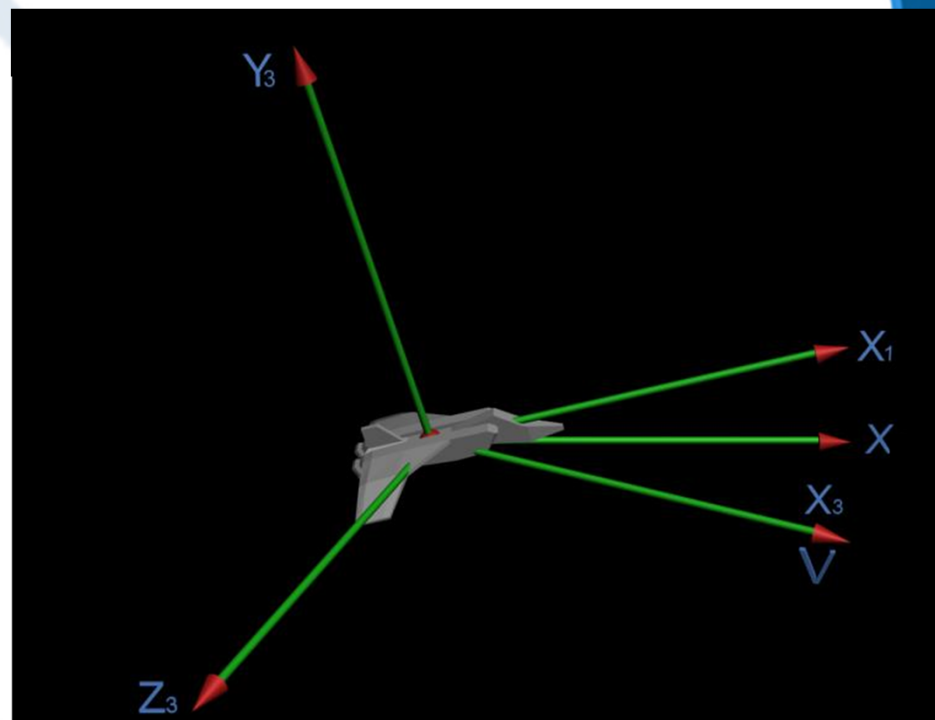
速度坐标系 ($OX_3Y_3Z_3$)

原点 O ：导弹的质心。

OX_3 轴：与导弹速度矢量重合。

OY_3 轴：与 OX_3 轴垂直，并位于弹体纵向对称平面内，指向上方为正。

OZ_3 轴：与 OX_3 、 OY_3 轴垂直，并组成右手坐标系。



“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

特点： 与速度矢量固连，动坐标系。

目的： 用于研究空气动力；
阻力，升力，侧向力沿着此系三轴作用。

“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

2.1 空气动力

空气动力的来源：空气对其中运动物体的作用力

当可压缩的粘性气流流过导弹各部件的表面时，
由于整个表面上压强分布的不对称，出现了压强差；
气流有粘性，产生粘性摩擦力。两部分合在一起形成。

“导弹飞行力学”教学组



2.1.1 空气动力的表达式

空气动力**R**是一个矢量，导弹动力学建模和分析时，通常将其分解在正交直角坐标系中，并分别称其为阻力**X**、升力**Y**、侧向力**Z**。

$$\mathbf{R} = \mathbf{Y} + \mathbf{X} + \mathbf{Z}$$

$$X = C_x \cdot q \cdot s$$

$$Y = C_y \cdot q \cdot s$$

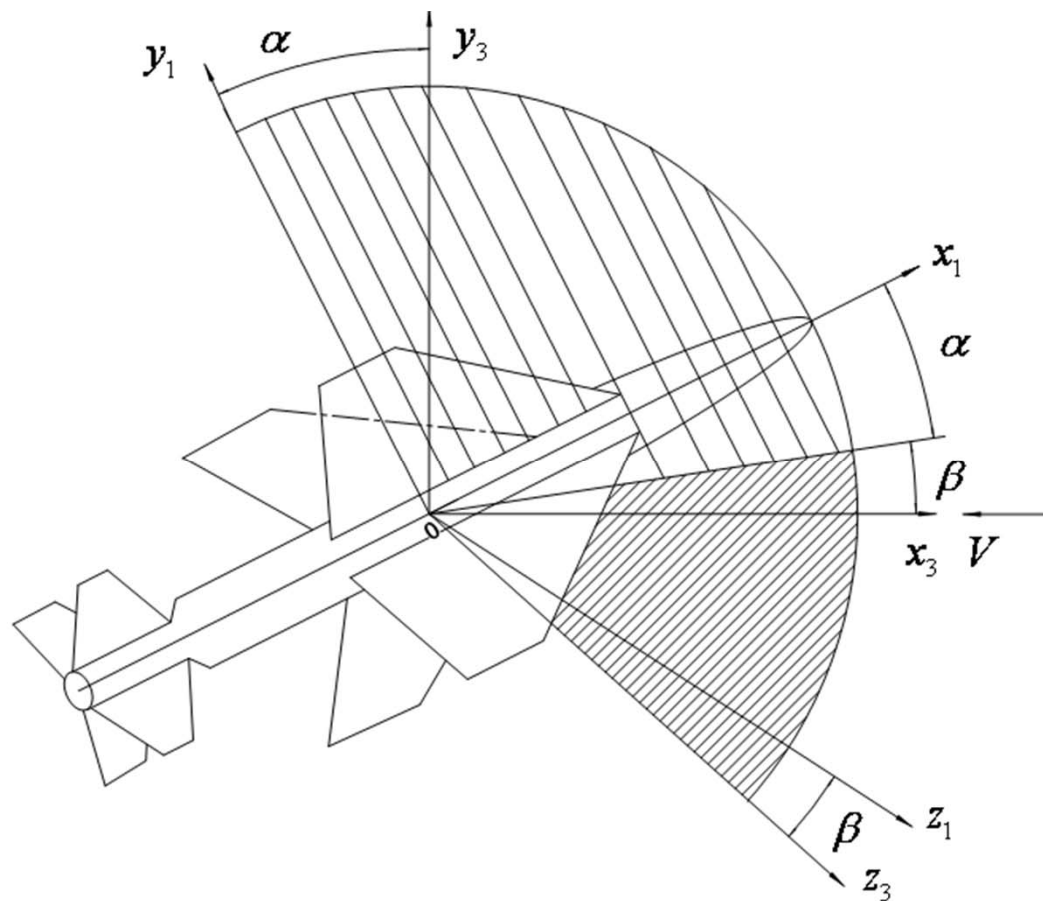
$$Z = C_z \cdot q \cdot s$$

其中 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

与气动力密切相关的两个角度



攻角 α : 速度向量在导弹纵向对称平面上的投影与导弹纵轴的夹角。纵轴在速度投影的上方时为正，反之为负。

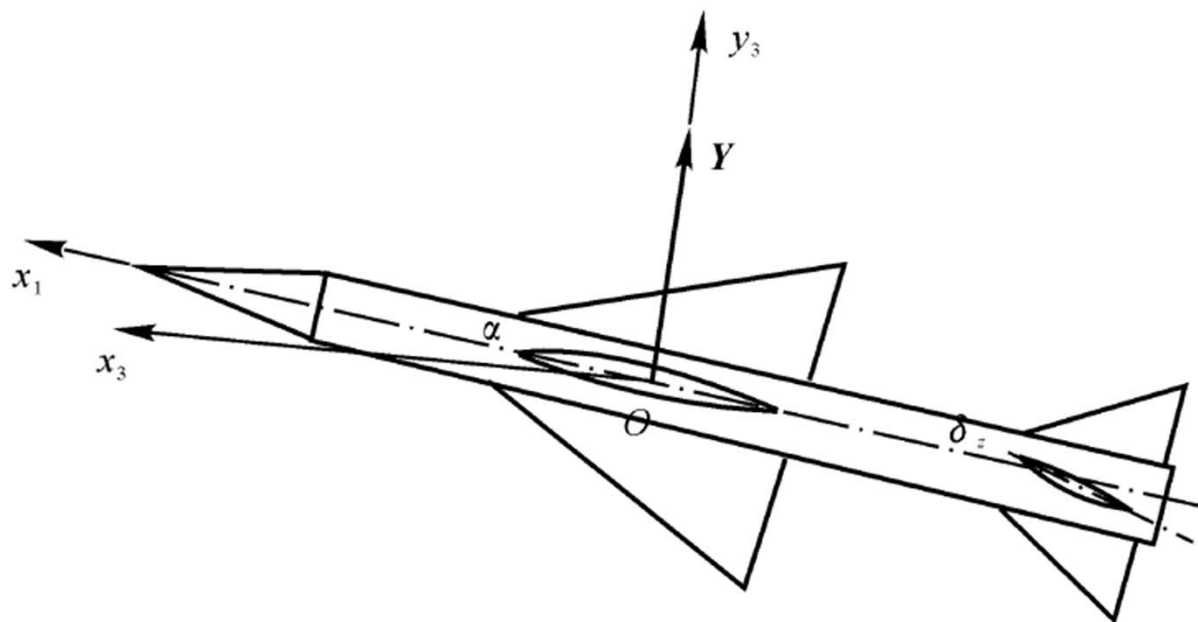
侧滑角 β : 速度向量与导弹纵向对称平面之间的夹角。右侧滑为正。

“导弹飞行力学”教学组



2.1.2 升力

产生升力的部件：弹翼、弹身、尾翼



$$Y \neq Y_y + Y_t + Y_w$$

翼

体

尾

总升力不等于各单独部件升力的叠加

“导弹飞行力学”教学组



全弹升力的计算公式:

$$Y = \boxed{C_y} \cdot q \cdot s = C_y \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot s$$

↓
升力因数, 升力系数

$s \begin{cases} \text{弹翼面积 (有翼)} \\ \text{弹体最大横截面积 (无翼)} \end{cases}$

当导弹的气动布局给定, 外形尺寸给定, 则

$$C_y = f(M_a, \alpha, \delta_z)$$



攻角太大，超过临界攻角之后，失速，表达式不可用

在攻角和舵偏角较小的情况下，升力系数可表示为

$$C_y = C_{y_0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z$$

正负的规定

(正角产生正升力)

轴对称

$$C_y = C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z$$

升力系数线性地取决于 α 、 δ_z ，只有在 α 、 δ_z 值不大的情况下才是正确的。

$$\alpha > 0 \rightarrow C_y > 0; \quad \delta_z > 0 \rightarrow C_y > 0$$

$$\longrightarrow C_y^\alpha, C_y^{\delta_z} > 0$$

“导弹飞行力学”教学组



西北
NORTHWEST

$$Y = C_y \cdot q \cdot s = C_y \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot s$$

基于升力系数的表达式 $C_y = C_{y_0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_z} \delta_z$

另外，升力的表达式也可以写成

$$Y = Y_0 + Y^\alpha \alpha + Y^{\delta_z} \delta_z$$

当导弹的气动布局给定，外形尺寸给定，则

$$Y = f(H, Ma, \alpha, \delta_z)$$

“导弹飞行力学”教学组



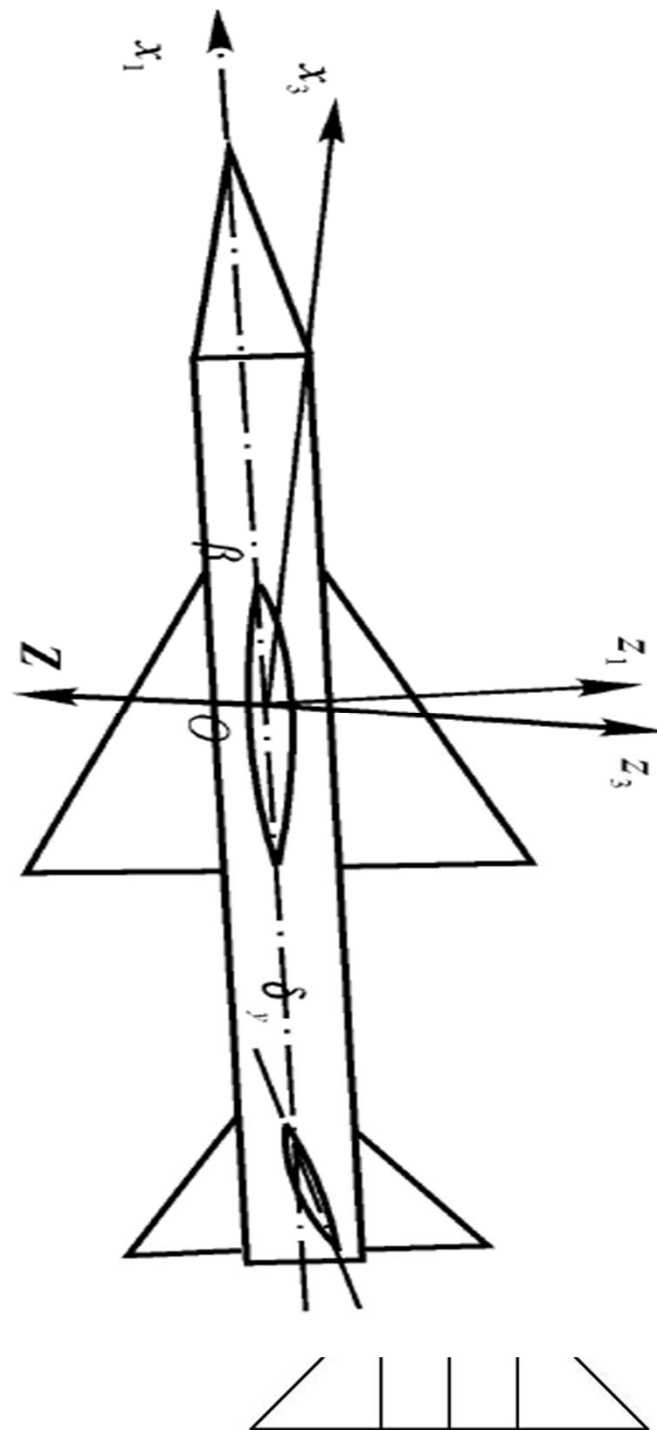


2.1.3 侧向力

气流不对称地流过导弹纵向对称面的两侧而引起的。侧向力指向右翼为正（从尾部看）。

正侧滑：从尾部看，速度在纵轴右边。

正侧滑引起负侧力。





在气动外形和几何尺寸给定时，取决 M_a 、 β 、 δ_y

表达式： $C_z = C_z^\beta \cdot \beta + C_z^{\delta_y} \cdot \delta_y$ $\xrightarrow{\text{正负的规定}}$
(正角产生负侧向力)

$\beta > 0 \rightarrow C_z < 0$; $\delta_y > 0 \rightarrow C_z < 0 \longrightarrow C_z^\beta, C_z^{\delta_y} < 0$

轴对称导弹

将弹体绕纵轴转过 90° ， β 就相当于原来的 α 角，所以

$$C_z^\beta = -C_y^\alpha$$

$$C_z^{\delta_y} = -C_y^{\delta_z}$$



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

2.1.4 阻力

$$X_{\text{总}} = \sum \text{各部件} X, \text{ 再修正}$$

考虑到各部件阻力计算上的误差，以及飞行器上零星突出物的影响，往往在计算出的各部件阻力之后再乘以110%

“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

阻力可分为两部分

与升力无关（零升阻力） C_{x0}

摩擦阻力

压差阻力

波阻（超音速时）

与升力/侧向力有关（诱导阻力） C_{xi}

$$C_x = C_{x0} + C_{xi}$$

当导弹的气动布局给定，外形尺寸给定

$$C_x = f(\text{Re}, M_a, \alpha, \beta)$$

“导弹飞行力学”教学组





2.2 气动力矩

空气动力作用线一般不通过导弹重心（质心），其相对于导弹重心（质心）的力矩称为气动力矩。

2.2.1 气动力矩的表达式（相对于弹体坐标系三轴分量）

滚转力矩

$$M_{x1} = m_{x1} qSL$$

偏航力矩

$$M_{y1} = m_{y1} qSL$$

俯仰力矩

$$M_{z1} = m_{z1} qSL$$

S $\begin{cases} \text{弹翼面积（有翼）} \\ \text{弹体最大横截面积（无翼）} \end{cases}$

L $\begin{cases} \text{弹翼平均气动力弦长 } b_A \\ \text{弹体长度（无翼）} \end{cases}$



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

2.2.2 压力中心和焦点

压力中心

空气动力的作用线与导弹纵轴的交点，称为全弹的压力中心。

在小 α ，常近似地把全弹升力作用线与纵轴的交点作为全弹的压力中心。

“导弹飞行力学”教学组



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

焦点

由迎角 α 所引起的那部分升力 $Y^\alpha \alpha$ 的作用点，
称为导弹的焦点。

$$Y = Y_0 + Y^\alpha \alpha + Y^{\delta_z} \delta_z$$

升降舵偏转所引起的那部分升力 $Y^{\delta_z} \delta_z$ 作用在舵
面的压力中心上。

“导弹飞行力学”教学组



压力中心与以下参数有关：

弹翼相对于弹体的安装位置

M_a, α, δ

焦点一般并不与压心重合，它的位置也与舵偏角无关，只有在 $\delta_z = 0$ ，导弹相对 X_1OZ_1 平面完全对称，即 $C_{y_0} = 0$ 时，两者才完全重合。

焦点位于飞行器的纵向对称平面内，升力对该点的力矩与迎角无关。



2.2.3 俯仰力矩

$$X = C_x \cdot q \cdot s$$

$$Y = C_y \cdot q \cdot s$$

一 定义及表达式

定义:

正负的规定

与**M_z**有关的因素

$$\begin{cases} M_{x1} = m_{x1} qSL \\ M_{y1} = m_{y1} qSL \\ M_{z1} = m_{z1} qSL \end{cases} \quad Z = C_z \cdot q \cdot s$$

M_a 、 H 、 α 、 δ_z 、 ω_z 、 $\dot{\alpha}$ 、 $\dot{\delta}_z$

当 α 、 δ_z 、 ω_z 、 $\dot{\alpha}$ 、 $\dot{\delta}_z$ 较小时，与这些参数的关系可以近似为线性：

$$M_z = M_{z_0} + M_z^\alpha \alpha + M_z^{\delta_z} \delta_z + M_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\dot{\delta}_z} \dot{\delta}_z$$



$$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z L}{V}, \quad \bar{\alpha} = \frac{\dot{\alpha} L}{V}, \quad \bar{\delta}_z = \frac{\dot{\delta}_z L}{V}$$

$$m_z = m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z + \text{[Blue Box]} + \text{[Blue Box]} + \text{[Blue Box]} + \text{[Blue Box]}$$

m_{z_0} 为 $\alpha = \delta_z = \omega_z = \dot{\alpha} = \dot{\delta}_z = 0$ 时的气动力矩系数，
取决于 M_a 、几何形状。

零升力矩系数

零升俯仰力矩

静稳定力矩系数

纵向静稳定力矩

操纵力矩系数

俯仰操纵力矩

下洗延迟力矩系数

下洗延迟
俯仰力矩

阻尼力矩系数

俯仰阻尼力矩



由攻角引起的力矩：作用在焦点的升力对重心的力矩。
也称为纵向静稳定力矩。

$$M_Z^\alpha = Y^\alpha \alpha (x_g - x_F) = q s C_y^\alpha \alpha (x_g - x_F)$$

$$M_Z^\alpha = q s L m_Z^\alpha \alpha$$

$$\Rightarrow m_Z^\alpha = C_y^\alpha (x_g - x_F) / L = C_y^\alpha (\bar{x}_g - \bar{x}_F)$$

纵向静稳定力矩是俯仰力矩中最重要的一项。



二、定常直线飞行时的俯仰力矩

1. 定常飞行：

导弹的飞行速度、迎角、舵偏角等不随时间变化的飞行状态



力、力矩只与当时的运动参数有关，
与运动参数随时间的变化率无关。

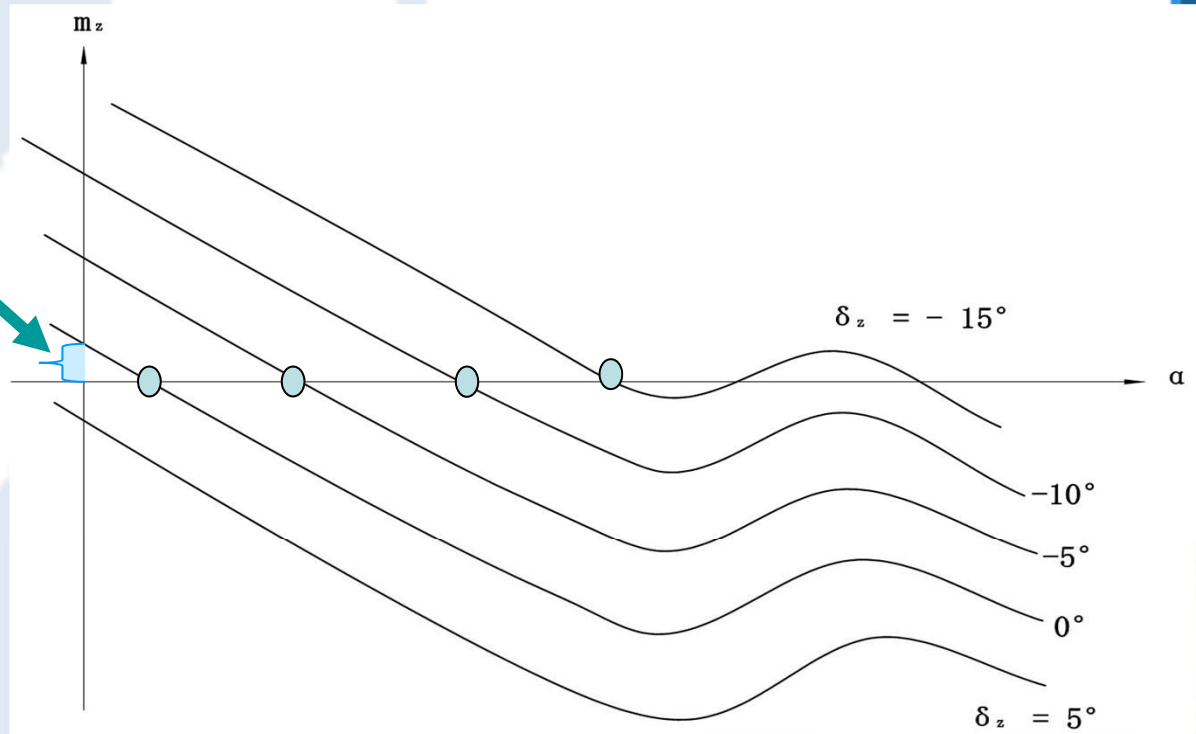
2. 定常飞行：

$$\omega_z = \dot{\alpha} = \dot{\delta}_z = 0$$



俯仰力矩系数表达式:

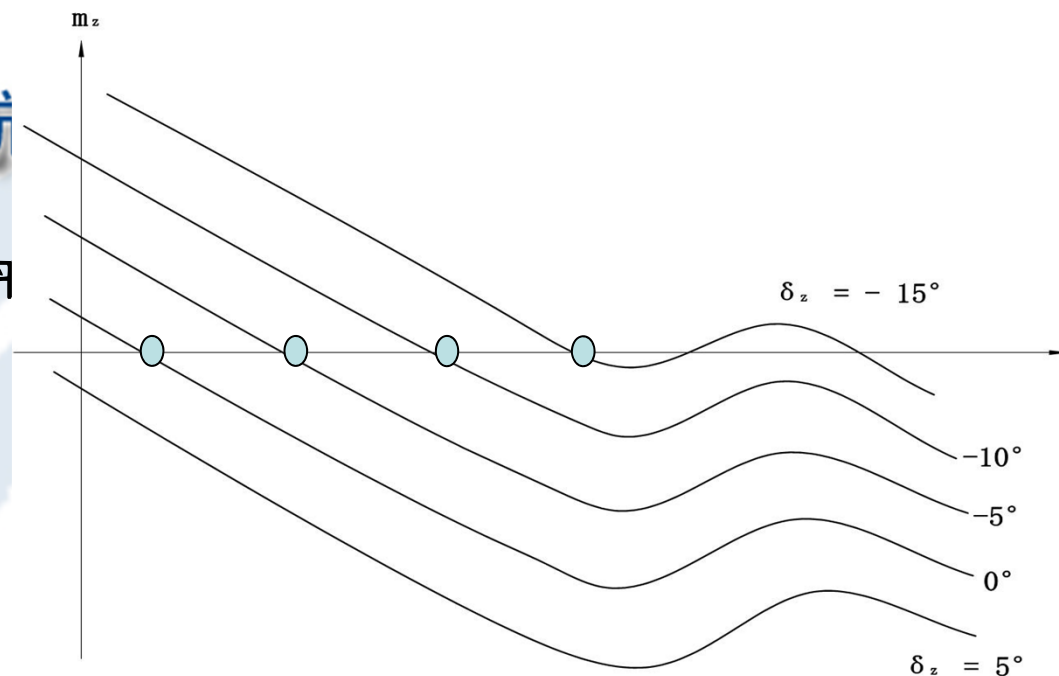
$$m_z = m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z$$





3. 平衡状态 (导弹的纵向静平衡)

曲线与横轴交点处 $m_z = 0$



此时: (1) 作用在导弹上的俯仰力矩 $M_z = 0$

$$(2) \omega_z = \dot{\alpha} = \dot{\delta}_z = 0$$

(3) α 、 δ_z 分别相应地保持某个常值

(4) 只有由迎角和舵偏角引起的力矩的作用

(除零升力矩外)

“导弹飞行力学”教学组





对于轴对称导弹

$$\text{由 } m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z = 0 \Rightarrow \left(\frac{\delta_z}{\alpha} \right)_b = -\frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}}$$

$$\text{或 } \delta_{zb} = -\frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} \alpha_b$$

平衡状态时的总升力（平衡升力）：

$$C_{yb} = C_y^\alpha \alpha_b + C_y^{\delta_z} \delta_{zb} = \left(C_y^\alpha - C_y^{\delta_z} \frac{m_z^\alpha}{m_z^{\delta_z}} \right) \alpha_b$$

瞬时平衡假设—初步设计—简化计算

那么，对于面对称导弹呢？（**同学们自己推导**）

问题与思考：

导弹处于平衡状态，
若受到外界的干扰，
平衡状态被打破，是
否一定能够自行回到
原来的平衡状态呢？
有什么条件没有？



三、纵向静稳定性

定义：导弹在平衡状态下飞行时，受到外界干扰作用而偏离原来平衡状态，在外界干扰消的瞬间，若导弹不经操纵能产生附加气动力矩，使导弹具有恢复到原平衡状态的趋势，称导弹具有静稳定性。

静稳定性是弹自身的特性，由气动外形、结构布局等决定。

纵向静稳定性取决于

$$m_z^\alpha = c_y^\alpha (\bar{x}_g - \bar{x}_F)$$





$$\begin{cases} m_z^\alpha < 0 & \text{纵向静稳定} \\ m_z^\alpha = 0 & \text{纵向静中立稳定} \\ m_z^\alpha > 0 & \text{纵向静不稳定} \end{cases}$$

$$\begin{cases} m_z^{c_y} < 0 & \text{纵向静稳定} \\ m_z^{c_y} = 0 & \text{纵向静中立稳定} \\ m_z^{c_y} > 0 & \text{纵向静不稳定} \end{cases}$$

$$m_z^\alpha = c_y^\alpha (\bar{x}_g - \bar{x}_F)$$

$$m_z^{c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} = \frac{m_z^\alpha}{c_y^\alpha} = (\bar{x}_g - \bar{x}_F) \longrightarrow \text{静稳定度}$$

改变静稳定度的方法

改变飞行器气动布局

改变飞行器内部的部位安排



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

四、俯仰操纵力矩

操纵力矩：舵面偏转后形成的气动力对重心的力矩。

舵偏的目的：

1. 机动
2. 保持平衡

俯仰操纵力矩：升降舵偏转后形成的气动力对重心的力矩。

升降舵偏角正负的规定：从尾部看舵后缘下偏为正，反之为负。

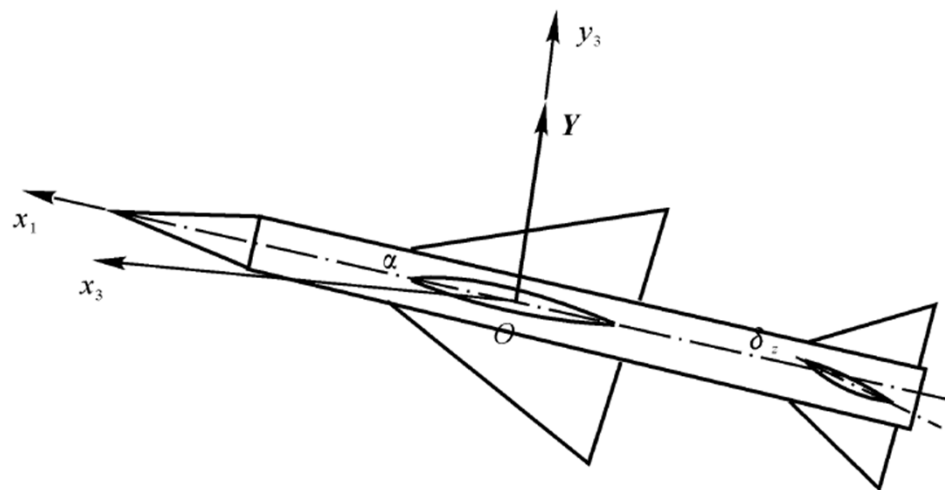
“导弹飞行力学”教学组



$$M_z(\delta_z) = C_y^{\delta_z} \delta_z q S (x_g - x_r) = m_z^{\delta_z} \delta_z q S L$$

$$m_z^{\delta_z} = C_y^{\delta_z} (\bar{x}_g - \bar{x}_r)$$

舵面效率：舵面偏转单位角度引起的操纵力矩系数。



$$m_z^{\delta_z} \begin{cases} < 0 & \text{正常式} & \text{翼在前, 舵在后} & (x_g < x_r) \\ > 0 & \text{鸭式} & \text{舵在前, 翼在后} & (x_g > x_r) \end{cases}$$





思考题：

正常式导弹，定常飞行，处于平衡状态，
若导弹重心向后移动，则为了保持平衡，
请分析升降舵应该如何偏转？

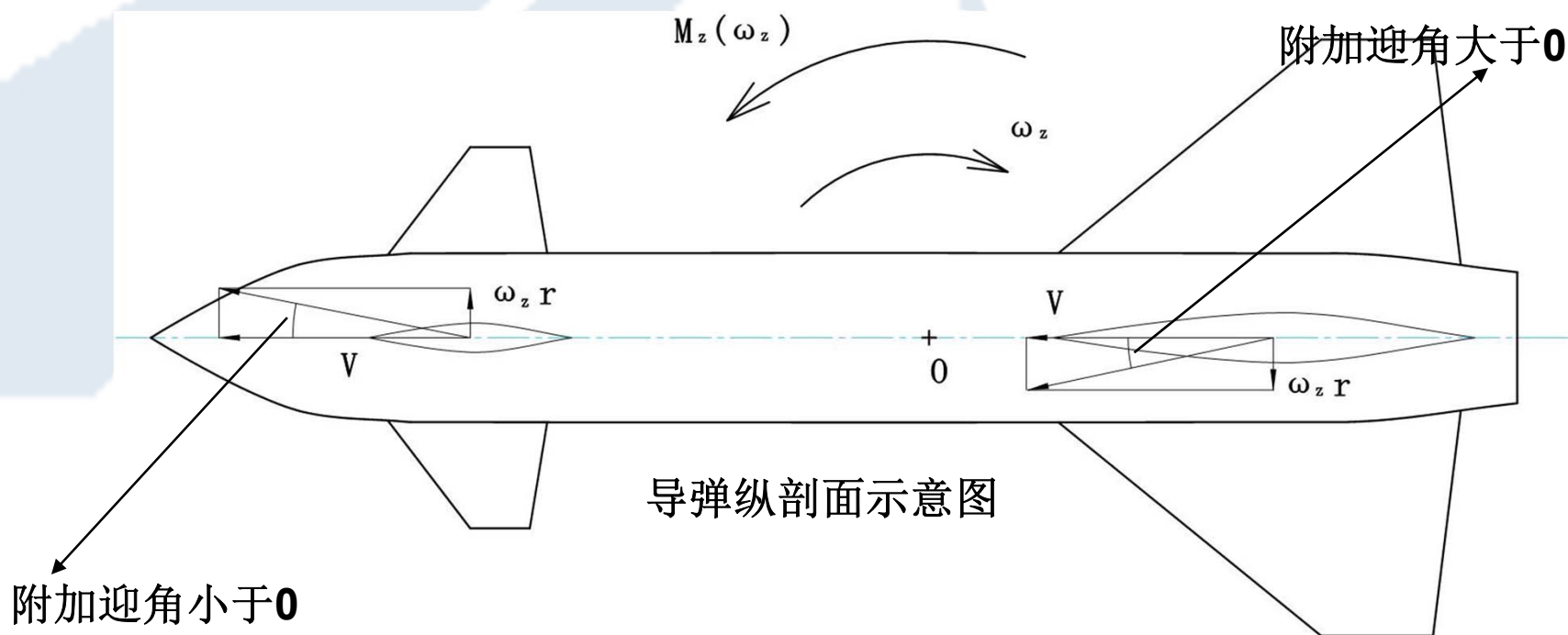
$$m_z = m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \boxed{m_z^{\bar{\omega}_z} \bar{\omega}_z} + m_z^{\dot{\delta}_z} \dot{\delta}_z$$



五、俯仰阻尼力矩

由 ω_z 所引起 (导弹绕 OZ_1 轴旋转引起)

与 ω_z 成正比, 与 ω_z 的方向相反, 阻止导弹旋转。



r — 重心到各点的距离



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

$$\therefore M_z^{\omega_z} \omega_z < 0$$

与 ω_z 方向相反

$$M_z = m_z^{\bar{\omega}_z} q S L \bar{\omega}_z, \quad m_z^{\bar{\omega}_z} < 0$$

$$\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z L}{V}$$

$m_z^{\bar{\omega}_z}$ (M、几何外形、重心位置)



“导弹飞行力学”教学组



六、非定常下洗延迟导致的附加 M_z

非定常：力、力矩不仅取决于该瞬时的 α 、 δ_z 、 ω_z 、 M 数和其它参数，而且还取决于这些参数随时间的变化特性。

下洗：对于正常式导弹，流经弹翼和弹身的气流，受到弹翼、弹身的反作用力的作用，导致气流速度方向发生偏斜，称为“下洗”。

→尾翼处的实际迎角小于导弹的飞行迎角



下洗延迟的原因：正常式飞行器以 V 和 $\dot{\alpha}$ 作非定常飞行

$\therefore \alpha$ 变化 \rightarrow 弹翼后的气流变化

被弹翼偏斜了的气流并不能瞬时地到达尾翼，而必须经一段时间，取决于弹翼与尾翼的间距以及气流速度。

-----下洗延迟。

$m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha}$ 相当于一种阻尼力矩，力图阻止攻角的变化。

对鸭式布局， $\dot{\delta}_z \neq 0$ ，也有下洗延迟现象，同样也相当于阻尼力矩。



2.1.4 偏航力矩 M_y

偏航力矩 M_y 是空气动力矩在弹体坐标系 oy_1 轴上的分量，它将使导弹绕 oy_1 轴转动。

因为气动外形相对 X_1OY_1 对称，故

$$m_{y0} = 0$$

对于轴对称导弹，偏航力矩与俯仰力矩特性相似，包括：

$$m_y = m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_y} \delta_y + m_y^{\bar{\omega}_y} \bar{\omega}_y + m_y^{\dot{\beta}} \dot{\beta} + m_y^{\dot{\delta}_y} \dot{\delta}_y + m_y^{\bar{\omega}_x} \bar{\omega}_x$$

面对称，交叉力矩，螺旋运动

“飞行力学”教学组



2. 航向静稳定性

$$m_y^\beta < 0: \Delta\beta > 0 \rightarrow M_y^\beta \cdot \Delta\beta < 0 \rightarrow \Delta\beta \downarrow$$

$$\Delta\beta < 0 \rightarrow M_y^\beta \cdot \Delta\beta > 0 \rightarrow |\Delta\beta| \downarrow$$

3. 航向操纵力矩

$$m_y^{\delta_y} < 0 (\text{正常式})$$

$$m_y^{\delta_y} > 0 (\text{鸭式})$$

方向舵偏角正负的规定：从尾部看舵后缘右偏为正，反之为负。



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

航天学院

4. 阻尼力矩

$$(1) \omega_y \rightarrow m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y$$

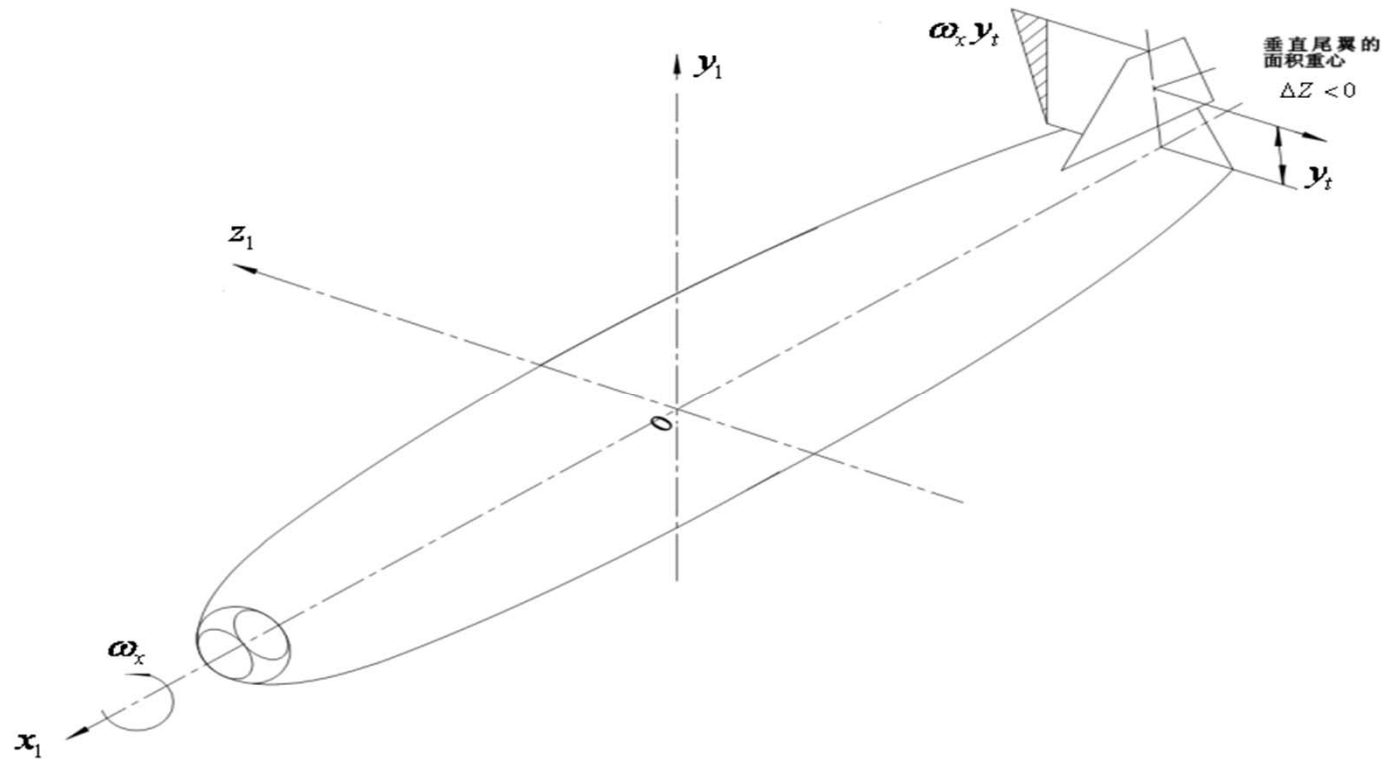
$$M_y^{\omega_y} < 0 \quad \text{与俯仰力矩的分析相似}$$

(2) 面对称（飞机型）导弹

$$\omega_x \rightarrow m_y^{\omega_x} \cdot \omega_x$$

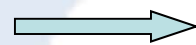
“导弹飞行力学”教学组





$$\omega_x > 0 \rightarrow \omega_x \cdot y_t \rightarrow$$

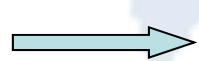
垂直尾翼的各个剖面上将产生附加的侧滑角 $\Delta\beta \approx \frac{\omega_x}{V} y_t > 0$



$$\Delta Z < 0$$



$$m_y < 0$$



$$m_y^{\omega_x} < 0$$

交叉导数总为负，使弹作螺旋运动

“导弹飞行力学”教学组



航天学院 滚转力矩

面流过导弹，例如侧滑飞行、
 γ_1 轴转动等，所产生的绕 OX_1 轴

$\delta_x, \delta_y, \omega_x, \omega_y$, 外形, 尺寸...

(对称导弹具有重要意义) $m_x^\beta < 0$

$$\omega_x > 0 \rightarrow \Delta\gamma \rightarrow Y \sin \Delta\gamma > 0 \rightarrow \Delta\beta > 0 \rightarrow m_x^\beta \cdot \Delta\beta < 0 \rightarrow \Delta\gamma \downarrow (\text{消除正倾斜})$$

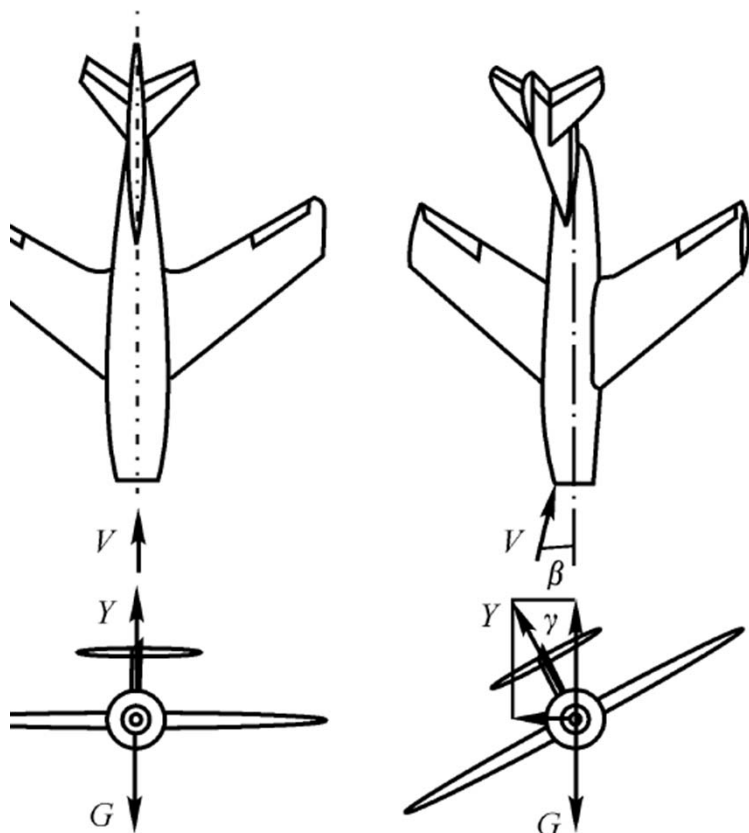
影响面对称 m_x^β 的因素：很多，但主要由弹翼和垂尾产生

弹翼的 m_x^β ：

- (1) 弹翼后掠角的影响
- (2) 弹翼上反角的影响

→ 增加静稳定

“导弹飞行力学”教学组





4. 滚转操纵力矩

面对称：副翼产生，一般安装在弹翼后缘的翼梢处，两边副翼的偏转方向相反

$$\delta_x > 0: \left. \begin{array}{l} \text{左后缘上偏} \\ \text{右后缘下偏} \end{array} \right\} (\text{从尾部看}) \rightarrow m_x < 0 \rightarrow m_x^{\delta_x} < 0$$

轴对称：升降舵和方向舵的差动实现副翼的功能

$$\text{升降舵(从尾部看):} \left. \begin{array}{l} \text{后缘向下偏转的右翼产生正}\Delta Y \\ \text{后缘向上偏转的左翼产生负}\Delta Y \end{array} \right\} \rightarrow m_x < 0$$

$$\text{方向舵(从尾看):} \left. \begin{array}{l} \text{上舵后缘向右偏转产生负}\Delta Z \\ \text{下舵后缘向左偏转产生正}\Delta Z \end{array} \right\} \rightarrow m_x < 0$$



2.1.6 铰链力矩

操纵面偏转 \longrightarrow 其上的气动力相对于操纵面铰链轴的力矩

舵机的功率取决于铰链力矩大小

$$M_h = m_h q_t S_t b_t$$

m_h —— 铰链力矩因数，取决于操纵箱类型，马赫数，攻角（侧滑角），舵偏角，铰链轴位置等

升降舵 α 、 δ_z 较小时， $m_h = m_h^\alpha \alpha + m_h^{\delta_z} \delta_z$

q_t —— 流经舵面气流的动压头

b_t —— 舵面弦长 S_t —— 舵面面积

“导弹飞行力学”教学组



2.3 推力

推力：发动机工作时，燃气流高速喷出，在导弹上形成与喷出气流方向相反的作用力。

固体火箭发动机推力大小： $P = m_s \mu_e + S_a (p_a - p_H)$

思考：地面推力和真空推力哪个大？

推力作用方向：理想情况：沿着导弹纵轴，过质心，不产生推力矩

若存在推力偏心，则产生推力矩（推力矢量控制）

$$\vec{M}_p = \vec{R}_p \times \vec{P}$$



2.4 重力

重力：地心引力和离心惯性力的矢量和。

离心惯性力远远小于地心引力，因此通常视引力为重力。

大小： $G = mg$ $g = g_0 \frac{R_e^2}{(R_e + H)^2}$

作用方向：指向地心

对于近程导弹，可近似认为

重力加速度为常量
重力场为平行场

重力沿着Y轴的负向