飞行动力学第二章公式总结

空气动力：

$X=C_xqS$ 阻力公式

$Y=C_yqS$ 升力公式

$Z=C_zqS$ 侧向力公式

$q=\frac{\rho V^2}{2}$ 动压公式

升力：

$C_y=f(Ma,\alpha,\delta)$ 升力系数函数

$C_y=C_{y0}+C_y^{\alpha}\alpha+C_y^{\delta z}\delta z$ 升力系数在攻角和舵偏角不大的情况下的表达式

$C_y=C_y^{\alpha}\alpha+C_y^{\delta z}\delta z$ 轴对称时

$Y=Y_0+Y^{\alpha}\alpha+Y^{\delta z}\delta$ 升力在攻角和舵偏角不大的情况下的表达式

$Y^{\alpha}=C_y^{\alpha}\frac{\rho V^2}{2}\alpha$ 攻角不大情况下攻角变化引起的升力

$Y^{\delta}=C_y^{\delta_z}\frac{\rho V^2}{2}\delta_z$ 舵偏角不大的情况下舵偏角变化引起的升力

侧向力：

$C_z=C_z^{\beta}\beta+C_z^{\delta_z}\delta_z$ 侧向力因数在侧滑角和舵偏角不大的情况下的表达式

$-C_z^{\beta}=C_y^{\alpha}$ 轴对称下成立（不大）

$-C_y^{\delta z}=C_z^{\delta_z}$ 轴对称下成立（不大）

阻力：

$X=X_0+X_i$ 阻力的组成由零升阻力和诱导阻力构成

$C_x=C_{x0}+C_{xi}$ 阻力因数由零升阻力因数和诱导阻力因数构成

气动力矩：

$M_{x1}=m_{x1}qSL$ 滚转力矩

$M_{y1}=m_{y1}qSL$ 偏航力矩

$M_{z1}=m_{z1}qSL$ 俯仰力矩

俯仰力矩：

$M_z=f(M_a,H,\alpha,\delta_z,\omega_z,\dot{\alpha},\dot{\delta}_z)$ 俯仰力矩的函数

$M_z=M_{z0}+M_z^{\alpha}\alpha+M_z^{\delta z}\delta z+M_z^{\omega z}\omega z+M_z^{\dot{\alpha}}\dot{\alpha}+M_z^{\dot{\delta}_z}\dot{\delta}_z$ 参数不大的情况下升力表达式

$m_z=m_{z0}+m_z^{\alpha}\alpha+m_z^{\delta z}\delta z+m_z^{\overline{\omega z}}\overline{\omega z}+m_z^{\bar{\dot{\alpha}}}\bar{\dot{\alpha}}+m_z^{\overline{\dot{\delta}_z}}\bar{\dot{\delta}}_z$ 无量纲力矩因数表达式

$\bar{\dot{\delta}}_z=\dot{\delta}_z L/V$ 舵偏角角速度对应的无量纲参数

$\bar{\dot{\alpha}}=\dot{\alpha}L/V$ 攻角角速度对应的无量纲参数

$\overline{\omega z}=\omega z L/V$ 俯仰角角速度对应的无量纲参数

$M_z^{\alpha}=C_z^{\alpha}Sq\alpha\left(x_g-x_F\right)=m_z^{\alpha}Sq\alpha L$ 升力力矩和里表达式之间的关系

$m_z^{\alpha}=C_z^{\alpha}(\overline{X_g}-\overline{X_F})$ 攻角升力系数和攻角升力力矩系数之间的关系

$m_z^{\delta_z}=C_z^{\delta_z}(\overline{X_g}-\overline{X_r})$ 舵偏角升力系数和舵偏角升力力矩系数之间的关系

$m_z=m_z^{\alpha}\alpha+m_z^{\delta z}\delta z$ 轴对称定常直线飞行下的升力力矩系数表达式

$m_z^{\alpha}\alpha_b+m_z^{\delta z}\delta z=0$"瞬时平衡假设"下的升力力矩平衡状态方程

$C_b^{y}=C_b^{\alpha}\alpha_b+C_b^{\delta_z}\delta_{zb}=\left(C_b^{\alpha}-C_b^{\delta_z}\frac{m_z^{\alpha}}{m_z^{\delta_z}}\right)\alpha_b$ "瞬时平衡"状态下平衡升力的表达式

$m_z^{\alpha}|_{\alpha=\alpha_b}<0$ 纵向静稳定条件

$m_z^{C_y}=\frac{\partial m_z}{\partial C_y}=(\overline{X_g}-\overline{X_F})$ 稳定性的定量表示——静稳定度

$\Delta\alpha=\arctan\frac{r\omega_z}{V}$ 俯仰角角速度引起的下洗角度

$M_z^{\omega_z}=M_z^{\bar{\omega}_z}\bar{\omega}_z qSL$ 俯仰阻尼力矩表达式

$\varepsilon(t)=\varepsilon^{\alpha}(\alpha(t)-\dot{\alpha}\Delta t)$ 实际下洗角

偏航力矩：

$m_y=m_y^{\beta}\beta+m_y^{\delta_y}\delta_y+m_y^{\bar{\omega}_y}\bar{\omega}_y+m_y^{\bar{\omega}_x}\bar{\omega}_x+m_y^{\bar{\dot{\delta}}_y}\bar{\dot{\delta}}_y+m_y^{\bar{\dot{\beta}}}\bar{\dot{\beta}}$ 偏航力矩系数表达式

$\bar{\omega}_y=\omega_y L/V$ 偏航角速度对应的无纲量因数

$\bar{\dot{\delta}}_y=\dot{\delta}_y L/V$ 航向舵偏角速度对应的无纲量因数

$\bar{\dot{\beta}}=\dot{\beta}L/V$ 偏航角角速度对应的无量纲因数

滚转力矩：

$m_x = m_{x0} + m_x^{\beta}\beta + m_x^{\delta_y}\delta_y + m_x^{\delta_x}\delta_x + m_x^{\overline{\omega}_x}\overline{\omega}_x + m_x^{\overline{\omega}_y}\overline{\omega}_y$ 滚转力矩因数的表达式

$m_x^{\beta}\beta < 0$ 横向静稳定性的条件

$M_h = m_h q_t S_t b_t$ 铰链力矩模式表达式

$M_h = -Y_t h cos(\alpha + \delta_z)$ 铰链力矩实际表达式

$M_h \approx M_h^{\alpha}\alpha + M_h^{\delta_z}\delta_z$ 铰链力矩的近似表达式

推力：

$\mathrm{P} = m_s\mu_e + S_a(P_a - P_h)$ 推力的表达式

$M_p = R_p \times P$ 推力力矩表达式

重力：

$G=G_1+F_e$ 重力表达式

$F_e = mR_e{\Omega_e}^2 cos\psi_e$ 离心惯性力的表达式

$\mathrm{g} = g_0\frac{{R_e}^2}{(R_e+H_e)^2}$ 重力加速度随高度变化的表达式

导弹建模基础：

$\mathrm{m}\frac{dV}{dt} = \mathrm{F}$ 质心移动的动力学公式

$\frac{dH}{dt} = \mathrm{M}$ 绕质心转动的动力学公式

导弹质心移动的动力学方程：

$m\frac{dV}{dt} = \mathrm{m}\left(\frac{\partial V}{\partial t} + \Omega \times V\right) = \mathrm{F}$ 用相对坐标系表示以绝对坐标系为基准的矢量变化率表示-力

$\rho = \frac{V}{\dot{\theta}}$ 曲率半径的计算公式

$a_{y2} = V\dot{\theta}$ 弹道法线加速度

导弹绕质心转动的动力学方程：

$\frac{dH}{dt} = \frac{\partial H}{\partial t} + \omega \times H = \mathrm{M}$ 用相对坐标系表示以绝对坐标系为基准的矢量变化率表示-力矩

$\mathrm{H} = \mathrm{J} \cdot \omega$ 动量矩

$M = J \cdot \alpha$ 力矩

$$\mathbf{J} = \begin{Bmatrix} J_{x1} & -J_{x1y1} & -J_{z1x1} \\ -J_{x1y1} & J_{y1} & -J_{y1z1} \\ -J_{z1x1} & -J_{y1z1} & J_{z1} \end{Bmatrix}$$ 三维空间下转动惯量矩阵

$\frac{dm}{dt} = -m_s(t)$ 导弹质量流率方程

$m = m_0 - \int_{t0}^{tf} m_s(t)dt$ 导弹质量方程

角度几何关系：

$\cos\varphi = \cos\alpha_1\cos\alpha_2 + \cos\beta_1\cos\beta_2 + \cos\gamma_1\cos\gamma_2$ 余弦定理

$\alpha = \vartheta - \theta$ 无滚转无侧滑角度关系时

$\beta = \psi - \psi_v$ 无攻角无滚转时角度关系

操纵关系方程：

$N = P + R$ 控制力为空气动力与推力的合力

$N = N_n + N_\tau$ 控制力的切向与法向的分解

$N_\tau = P_\tau - X$ 切向控制力分解

$N_n = P_n + Y + Z$ 法向控制力分解

导弹飞行的运动方程组（轴对称型导弹，以地面为绝对坐标系）：

质心移动的动力学方程（弹体->弹道坐标系）：

$m\frac{dV}{dt} = Pcos\alpha cos\beta - X - mgsin\theta$ 切向运动的动力学方程

$mV\frac{d\theta}{dt} = P(\sin\alpha\cos\gamma_v + \cos\alpha\sin\beta\sin\gamma_v) + Y\cos\gamma_v - Zsin\gamma_v - mgcos\theta$ 竖直法向运动的动力学方程

$-mV\cos\theta\frac{d\psi_v}{dt} = P(\sin\alpha\sin\gamma_v - \cos\alpha\sin\beta\cos\gamma_v) + Y\sin\gamma_v + Zcos\gamma_v$ 水平法向运动的动力学方程

绕质心转动的动力学方程（弹体坐标系）：

$J_x\frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z = M_x$ 弹体 x 轴力矩表达式

$J_y\frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_z\omega_x = M_y$ 弹体 y 轴力矩表达式

$J_z\frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y = M_z$ 弹体 z 轴力矩表达式

质心移动的运动学方程（弹道->地面坐标系）：

$\frac{dx}{dt} = V cos\theta cos\psi_v$ 地面坐标系 x 轴方向运动学方程

$\frac{dy}{dt} = V sin\theta$ 地面坐标系 y 轴方向运动学方程

$\frac{dx}{dt} = -V cos\theta sin\psi_v$ 地面坐标系 z 轴方向运动学方程

绕质心转动的运动学方程（弹体->地面坐标系）:

$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y sin\gamma + \omega_z cos\gamma$ 俯仰角角速度表达式

$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{cos\vartheta}(\omega_y cos\gamma + \omega_z sin\gamma)$ 偏航角角速度表达式

$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \tan\vartheta(\omega_y cos\gamma + \omega_z sin\gamma)$ 滚转角角速度表达式

质量方程：

$$\frac{dm}{dt} = -m_s$$

角度转换：

$sin\beta = cos\theta[cos\gamma sin(\psi - \psi_v) + sin\vartheta sin\gamma\, cos(\psi - \psi_v)] - sin\theta cos\vartheta sin\gamma$ 侧滑角用其他角的表达关系

$\cos\alpha = [\cos\vartheta\cos\theta\cos(\psi - \psi_v) + \sin\vartheta\sin\theta]/cos\beta$ 俯仰角用其他角进行表示

$\cos\gamma_v = [cos\gamma\cos(\psi - \psi_v) - sin\vartheta sin\gamma\sin(\psi - \psi_v)]/cos\beta$ 速度滚转角的表示

控制方程：

$\varepsilon_1=0$ 俯仰方向的控制方程

$\varepsilon_2=0$ 滚转方向的控制方程

$\varepsilon_3=0$ 偏航方向的控制方程

$\varepsilon_4=0$ 速度大小的控制方程

描述导弹纵向运动的方程组（忽略 z、β、ψ、ψ_v、ω_y、γ、γ_v、ω_x）：

质心移动的动力学方程：

$m\frac{dV}{dt} = Pcos\alpha - X - mgsin\theta$ 纵向平面内沿速度方向的动力学方程

$mV\frac{d\theta}{dt} = Psin\alpha + Y - mgcos\theta$ 纵向平面内速度纵法线方向的动力学方程

绕质心转动的动力学方程：

$J_z\frac{d\omega_z}{dt}=M_z$ 纵向平面内绕弹体z轴旋转的动力学方程

质心移动的运动学方程：

$\frac{dx}{dt}=\mathrm{V}\cos\theta$ 纵向平面水平运动学方程

$\frac{dy}{dt}=\mathrm{V}\sin\theta$ 纵向平面竖直运动学方程

绕质心转动的运动学方程：

$\frac{d\vartheta}{dt}=\omega_z$ 弹体绕z轴的转动

质量方程：

$\frac{dm}{dt}=-m_s$ 质量变化方程

几何关系方程：

$\alpha=\vartheta-\theta$ 纵向平面俯仰角、弹道倾角、攻角之间的关系

控制方程：

$\varepsilon_1=0$ 俯仰方向的控制方程

$\varepsilon_4=0$ 速度大小的控制方程

侧向运动方程组（基于纵向运动方程组）：

质心移动的动力学方程：

$-mVcos\theta\frac{d\psi_v}{dt}=\mathrm{P}\left(\sin\alpha+\mathrm{Y}\right)\sin\gamma_v-(Pcos\alpha sin\beta-Z)cos\gamma_v$ 速度侧法向方向动力学方程

绕质心转动的动力学方程：

$J_x\frac{d\omega_x}{dt}=M_x-(J_z-J_y)\omega_z\omega_y$ 绕弹体x轴转动的力矩守恒

$J_y\frac{d\omega_y}{dt}=M_y-(J_x-J_z)\omega_x\omega_z$ 绕弹体y轴转动的力矩守恒

质心移动的运动学方程：

$\frac{dz}{dt}=-Vcos\theta sin\psi_v$ 地面坐标系下z轴方向的运动

绕质心转动的运动学方程：

$\frac{d\psi}{dt}=\frac{1}{cos\vartheta}(\omega_y cos\gamma-\omega_z sin\gamma)$ 偏航方向转动方程

$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - tan\vartheta(\omega_y cos\gamma - \omega_z sin\gamma)$ 滚转方向转动方程

几何关系方程：

$sin\beta = cos\theta[cos\gamma sin(\psi - \psi_v) + sin\vartheta sin\gamma\, cos(\psi - \psi_v)] - sin\theta cos\vartheta sin\gamma$ 侧滑角用其他角的表达关系

$\cos\gamma_v = [cos\gamma \cos(\psi - \psi_v) - sin\vartheta sin\gamma \sin(\psi - \psi_v)]/cos\beta$ 速度滚转角的表示

控制方程：

$\varepsilon_2=0$ 侧滑角的控制方程

$\varepsilon_3=0$ 滚转角的控制方程

有侧滑无倾斜的水平运动方程组：

条件：

$\theta=0$ 弹道倾角为零

$\gamma=\gamma_v=0$ 滚转角为零

$\omega_x=0$ 滚转角速度为零

质心移动的动力学方程（弹体->弹道坐标系）：

$m\frac{dV}{dt} = Pcos\alpha cos\beta - X$ 切向运动的动力学方程

$\mathrm{Psin}\alpha + \mathrm{Y} = mg$ 竖直法向运动的动力学方程

$-\mathrm{mVcos}\theta\frac{d\psi_v}{dt} = -\mathrm{Pcos}\alpha\mathrm{sin}\beta + Z$ 水平法向运动的动力学方程

绕质心转动的动力学方程（弹体坐标系）：

$J_y\frac{d\omega_y}{dt} = M_y$ 弹体 y 轴力矩表达式

$J_z\frac{d\omega_z}{dt} = M_z$ 弹体 z 轴力矩表达式

质心移动的运动学方程（弹道->地面坐标系）：

$\frac{dx}{dt} = Vcos\psi_v$ 地面坐标系 x 轴方向运动学方程

$\frac{dx}{dt} = -Vsin\psi_v$ 地面坐标系 z 轴方向运动学方程

绕质心转动的运动学方程（弹体->地面坐标系）：

$\frac{d\vartheta}{dt}=\omega_z$ 俯仰角角速度表达式

$\frac{d\psi}{dt}=\frac{\omega_y}{cos\vartheta}$ 偏航角角速度表达式

质量方程：

$$\frac{dm}{dt}=-m_s$$

角度转换：

$\alpha=\vartheta$ 俯仰方向角度关系

$\beta=\psi-\psi_v$ 偏航方向角度关系

控制方程：

$\varepsilon_2=0$ 偏航方向的控制方程

$\varepsilon_4=0$ 速度大小的控制方程

导弹的质心运动：

条件：

$m_z^\alpha\alpha_b+m_z^{\delta_z}\delta_{zb}=0$ 攻角方向的力矩守恒

$m_y^\beta\beta_b+m_y^{\delta_y}\delta_{yb}=0$ 侧滑角方向的力矩守恒

$\varepsilon_1=0$ $\varepsilon_2=0$ $\varepsilon_3=0$ $\varepsilon_4=0$ 俯仰、侧滑、滚转、速度方向上实现理想控制

质心移动的动力学方程（弹体->弹道坐标系）：

$\mathrm{m}\frac{dV}{dt}=Pcos\alpha_b cos\beta_b-X_b-mgsin\theta$ 切向运动的动力学方程

$\mathrm{m}V\frac{d\theta}{dt}=\mathrm{P}(\sin\alpha_b\cos\gamma_v+\cos\alpha_b\sin\beta_b\sin\gamma_v)+Y_b\cos\gamma_v-Z_b sin\gamma_v-mgcos\theta$ 竖直法向运动的动力学方程

$-\mathrm{mV}\cos\theta\frac{d\psi_v}{dt}=\mathrm{P}(\sin\alpha_b\sin\gamma_v-\cos\alpha_b\sin\beta_b\cos\gamma_v)+Y_b\sin\gamma_v+Z_b cos\gamma_v$ 水平法向运动的动力学方程

质心移动的运动学方程（弹道->地面坐标系）：

$\frac{dx}{dt}=Vcos\theta cos\psi_v$ 地面坐标系 x 轴方向运动学方程

$\frac{dy}{dt}=Vsin\theta$ 地面坐标系 y 轴方向运动学方程

$\frac{dx}{dt}=-Vcos\theta sin\psi_v$ 地面坐标系 z 轴方向运动学方程

质量方程：

$$\frac{dm}{dt} = -m_s$$

描述导弹质心铅锤平面内运动方程组：

质心移动的动力学方程：

$m\frac{dV}{dt} = Pcos\alpha - X - mgsin\theta$ 纵向平面内沿速度方向的动力学方程

$mV\frac{d\theta}{dt} = Psin\alpha + Y - mgcos\theta$ 纵向平面内速度纵法线方向的动力学方程

质心移动的运动学方程：

$\frac{dx}{dt} = \mathrm{V}\cos\theta$ 纵向平面水平运动学方程

$\frac{dy}{dt} = \mathrm{V}\sin\theta$ 纵向平面竖直运动学方程

质量方程：

$\frac{dm}{dt} = -m_s$ 质量变化方程

几何关系方程：

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

控制方程：

$\varepsilon_1=0$ 俯仰方向的控制方程

$\varepsilon_4=0$ 速度大小的控制方程

导弹质心在水平面内的运动方程组：

条件：

$\theta=0$ 弹道倾角为零

$\gamma=\gamma_v=0$ 滚转角为零

$\omega_x=0$ 滚转角速度为零

$\alpha\text{->}0$ 攻角很小

$\beta\text{->}0$ 侧滑角很小

质心移动的动力学方程（弹体->弹道坐标系）:

$\mathrm{m}\frac{dV}{dt}=P-X_b$ 切向运动的动力学方程

$\mathrm{P}\alpha_b+\mathrm{Y}=mg$ 竖直法向运动的动力学方程

$-\mathrm{mVcos}\theta\frac{d\psi_v}{dt}=-\mathrm{P}\beta_b+Z_b$ 水平法向运动的动力学方程

质心移动的运动学方程（弹道->地面坐标系）:

$\frac{dx}{dt}=Vcos\psi_v$ 地面坐标系 x 轴方向运动学方程

$\frac{dz}{dt}=-Vsin\psi_v$ 地面坐标系 z 轴方向运动学方程

质量方程：

$$\frac{dm}{dt}=-m_s$$

角度转换：

$\psi=\psi_v+\beta_b$ 偏航角、速度滚转角、侧滑角水平飞行时的几何关系

$\vartheta=\alpha$ 水平飞行时俯仰角和攻角之间的几何关系

$m_z^{\alpha}\alpha_b+m_z^{\delta_z}\delta_{zb}=0$ 攻角方向的力矩守恒

$m_y^{\beta}\beta_b+m_y^{\delta_y}\delta_{yb}=0$ 侧滑角方向的力矩守恒

控制方程：

$\varepsilon_2=0$ 滚转方向的控制方程

$\varepsilon_4=0$ 速度大小的控制方程

过载：

$\mathbf{n}=\frac{N}{G}$ 过载矢量的定义

$\boldsymbol{F}_i=\boldsymbol{n}G_i$ 通过过载来求导弹任意部分的外力大小

过载的投影：

$n_{x3}=\frac{1}{G}(Pcos\alpha cos\beta-X)$ 速度坐标系 x 轴方向过载的投影

$n_{y3}=\frac{1}{G}(Psin\alpha+Y)$ 速度坐标系 y 轴方向过载的投影

$n_{z3}=\frac{1}{G}(P cos\alpha cos\beta+Z)$　速度坐标系 z 轴方向过载的投影

$n_{x2}=\frac{1}{G}(P cos\alpha cos\beta-X)$　弹道坐标系 x 轴方向过载的投影

$n_{y2}=\frac{1}{G}(cos(\gamma_v)\,(sin(\alpha)\,P\,+\,Y)\,-\,sin(\gamma_v)\,(-sin(\beta)\,cos(\alpha)\,P\,+\,Z))$　弹道坐标系 y 轴方向过载的投影

$n_{z2}=\frac{1}{G}(sin(\gamma_v)\,(sin(\alpha)\,P\,+\,Y)\,+\,cos(\gamma_v)\,(-sin(\beta)\,cos(\alpha)\,P\,+\,Z))$　弹道坐标系 z 轴方向过载的投影

过载表示动力学方程：

$m\frac{dV}{dt}=N_{x2}+G_{x2}$　沿速度方向的动力学方程

$mV\frac{d\theta}{dt}=N_{y2}+G_{y2}$　沿速度法向纵向对称面内的动力学方程

$-mVcos\theta\frac{d\psi_v}{dt}=N_{z2}+G_{z2}$　沿速度法向横向动力学方程

用 V、θ、ψ_v 来表示过载：

$$n_{x2}=\frac{1}{g}\frac{dV}{dt}+sin\theta$$
$$n_{y2}=\frac{V}{g}\frac{d\theta}{dt}+cos\theta$$
$$n_{z2}=-\frac{V}{g}\frac{d\psi_v}{dt}cos\theta$$

根据过载判断飞行状态：

$n_{x2}=sin\theta$　等速飞行

$n_{y2}=cos\theta$　不做上下拐弯

$n_{z2}=0$ 不做左右拐弯

曲率半径与过载之间的关系：

$\rho_{y2}=\frac{V^2}{g(n_{y2}-cos\theta)}$竖直转弯曲率半径与过载之间的关系

$\rho_{z2}=\frac{V^2cos\theta}{g(n_{z2})}$水平转弯曲率半径与过载之间的关系

$n_L=\frac{1}{G}(Psin\alpha_L+qSC_{ymax})$　极限过载表达式

$n_L>n_P>n_R$　(LIMIT>PASSABLE>REQUIRE)

铅锤平面内的方案飞行（由控制关系式推导攻角变化从而求出导引方程）：

$\boldsymbol{\varepsilon_1} = \alpha - \alpha_* = 0$ 给定攻角下的理想控制关系式

$\boldsymbol{\varepsilon_1} = n_{\boldsymbol{y2}} - n_{y2*} = 0$ 给定法向过载下的理想控制关系式

$\alpha = \frac{n_{y2}-(n_{y2b})_{\alpha=0}}{n^{\alpha}_{y2_b}}$　给定过载下小攻角的表达式式

$\varepsilon_1 = \theta - \theta_* = 0$ 给定弹道倾角下的理想控制关系式

$\varepsilon_1 = \vartheta - \vartheta_* = 0$ 给俯仰角下的理想控制关系式

$\delta_z = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_*)$ 给定俯仰角下升降舵的偏转控制律

$\theta = arcsin(\frac{1}{V}\frac{dH_*}{dt})$　给定弹道倾角的方案飞行可按给定高度飞行的方案弹道

$\alpha = \frac{mg}{P+Y^{\alpha}} \leftarrow [Psin\alpha + Y = mg]$　等高飞行下小攻角的表达式

$\delta_z = -\frac{m_{z0}+\frac{mgm_z^{\alpha}}{P+Y^{\alpha}}}{m_z^{\delta_z}}$　等高飞行小攻角瞬时平衡假设下舵偏角表达式

$\delta_z = \delta_{z0} + K_H(H - H_0) + K_{\dot{H}}\Delta\dot{H}$ 等高飞行下升降舵的偏转控制律（微分项消除震荡）

侧滑转弯飞行情况下的飞行方案：

$\alpha = \frac{n_{y3} - (n_{y3b})_{\alpha=0}}{n^{\alpha}_{y3b}}$　平衡状态下的攻角的法向过载表达式

$\alpha = \frac{1 - (n_{y3b})_{\alpha=0}}{n^{\alpha}_{y3b}}$　平衡状态下无倾斜的攻角的法向过载表达式

$\alpha = \frac{1/\cos\gamma_v - (n_{y3b})_{\alpha=0}}{n^{\alpha}_{y3b}}$　平衡状态下无侧滑的攻角的法向过载表达式

水平面内给定弹道偏角下侧滑转弯飞行情况下的飞行方案：

$\varepsilon_2 = \varphi_v - \varphi_{v*} = 0$ 给定弹道偏角的理想控制关系式

$\frac{dV}{dt} = \frac{P-X}{m}$　切向方程

$\alpha = \frac{1 - (n_{y3b})_{\alpha=0}}{n^{\alpha}_{y3b}}$　竖直法向方程

$-\frac{V}{g}\frac{\frac{d\psi_v}{dt}}{n^{\beta}_{z3\,b}} = \beta$　水平法向方程

$\frac{dx}{dt} = Vcos\psi_v$　x 轴方向方程

$\frac{dz}{dt} = -Vsin\psi_v$　z 轴方向方程

$\varphi_V = \varphi_{V*}(t)$ 给定弹道倾角

水平面内给定侧滑角或偏航角下侧滑转弯飞行情况下的飞行方案：

φ：

$\varepsilon_2 = \psi_v - \psi_{v*} = 0$ 给定弹道偏角的理想控制关系式

β：

$\varepsilon_2 = \beta_v - \beta_{v*} = 0$ 给定侧滑角的理想关系式

$\frac{dV}{dt} = \frac{P-X}{m}$ 切向方程

$\alpha = \frac{1-(n_{y3b})_{\alpha=0}}{n_{y3b}^{\alpha}}$ 竖直法向方程

$\frac{d\psi_v}{dt} = \frac{1}{mV}(P\beta - Z)$ 水平法向方程

$\frac{dx}{dt} = Vcos\psi_v$ x轴方向方程

$\frac{dz}{dt} = -Vsin\psi_v$ z轴方向方程

φ：

$\psi = \psi_*(t)$ 给定偏航角

$\beta=\psi-\psi_v$ 水平飞行下侧滑、偏航、弹道偏角之间的几何关系

β：

$\beta=\beta_*(t)$ 给定侧滑角

水平面内给定侧向过载下侧滑转弯飞行情况下的飞行方案：

$\varepsilon_2 = n_{x2} - n_{x2*}(t) = 0$ 给定过载下的控制方程

$\frac{dV}{dt} = \frac{P-X}{m}$ 切向方程

$\alpha = \frac{1-(n_{y3b})_{\alpha=0}}{n_{y3b}^{\alpha}}$ 竖直法向方程

$\frac{d\psi_v}{dt} = -\frac{g}{V}n_{z2}$ 水平法向方程

$\frac{dx}{dt} = Vcos\psi_v$ x轴方向方程

$\frac{dz}{dt} = -Vsin\psi_v$　z 轴方向方程

$\beta = \frac{n_{z2}}{n_{z2\,\mathrm{b}}^{\beta}}$　β角度和过载间关系

$n_{z2} = n_{z2*}(t)$ 给法向过载

自动瞄准的相对运动方程组（极坐标系）：

$\frac{dr}{dt} = V_T \cos\eta_T - V\cos\eta$　导弹与目标之间的矢径方向关系式

$r\frac{dq}{dt} = V\sin\eta - V_T\sin\eta_T$　导弹与目标之间的角度方向关系式

$\mathrm{q} = \sigma + \eta$　导弹自身角度关系式

$\mathrm{q} = \sigma_T + \eta_T$ 目标角度关系式

$\varepsilon{=}0$　导引关系式

遥控导引的运动学方程组：

$\frac{\mathrm{d}R}{dt} = V\cos\eta$ 基站与导弹之间矢径方向关系式

$R\frac{d\varepsilon}{dt} = -V\sin\eta$　速度垂直于目标线方向上的关系式

航天器的开普勒轨道推导：

$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r}$　万有引力下的动力学方程

$\mathbf{h} = \mathbf{r}\times\dot{\mathbf{r}} = const$　单位质量的角动量守恒

$\mathbf{v}\times\mathbf{h} - \mu\frac{\mathbf{r}}{r} = \mathbf{L}$　拉普拉斯常量-守恒

$\frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = E = const$　能量守恒

$L^2{=}\mu^2{+}2Eh^2$　三个守恒量之间的关系