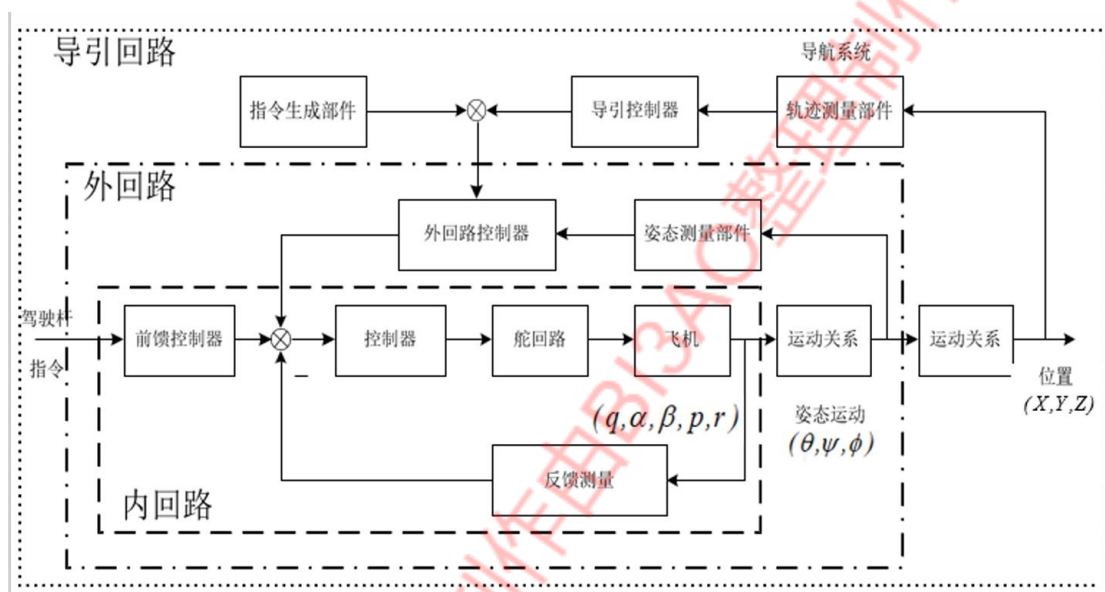


第一章 绪论

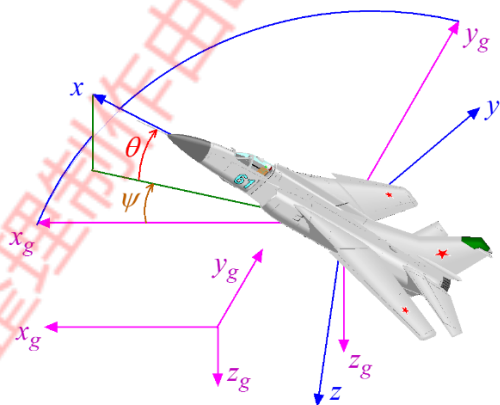
· 飞控系统设计的基本任务：①根据战术技术要求确定飞控系统的基本功能和任务；②以此确定飞控系统的工作模式和基本构型；③利用不同的设计方法，依据对飞行品质及系统性能的要求，设计飞行控制率；④通过地面的仿真实验，修正和完善结构和参数。

· 飞控系统由：显示和控制装置、自检测装置、飞控计算机、作动器、传感器以及信息传输链组成。

· 回路构成



- 有人驾驶飞机电传飞控系统：内回路；
- 自动驾驶仪、自动飞行控制系统：外回路、导引回路；
- 内回路（稳定回路）-反馈机体轴角速率 p 、 q 、 r 和气流角 α （迎角）、 β （侧滑角）-构成阻尼器和增稳系统，改善飞机的阻尼和静稳定性。
- 外回路（姿态控制回路）-反馈姿态角信号 ϕ 、 ψ 、 θ -与期望姿态角比较形成姿态控制指令，控制飞机姿态达到期望值。
- 导引回路（制导回路）-反馈飞机位置信号-和期望航机比较生成引导指令，引导飞机按照预定航迹飞行。
- 飞行控制系统演变：机械操纵系统-混合操纵系统-电传或光传操纵系统



俯仰 P	滚转 R	偏航 Y
Z	X	Y
θ	ϕ	ψ
q	p	r

第二章 飞控系统传感器与执行机构

· 陀螺定轴性：转子以高速旋转时，在没有任何外力矩作用在陀螺仪上时，陀螺仪的自转轴在惯性空间中的指向保持稳定不变的特性。

· 定轴性的应用：

自由陀螺仪-飞机自西向东飞行，陀螺的转子轴方向不变，转子轴由万向支架与飞机隔开，不随飞机姿态改变，相对惯性空间稳定。

定位陀螺仪-适当控制，使转子方向跟踪地垂线，相对施加控制的规律稳定。

· 进动性：指当陀螺转子以高速旋转时，如果施加的外力矩是沿着除自转轴以外的其它轴向，陀螺并不顺着外力矩的方向运动，其转动角速度方向与外力矩作用方向互相垂直。利用进动性可测量物体运动的角速度，进行跟踪。

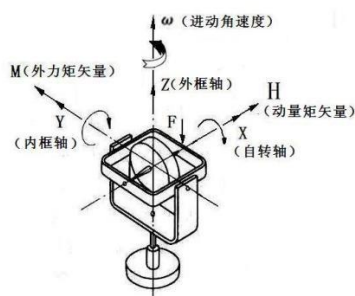


图 2-49 典型风标式迎角传感器

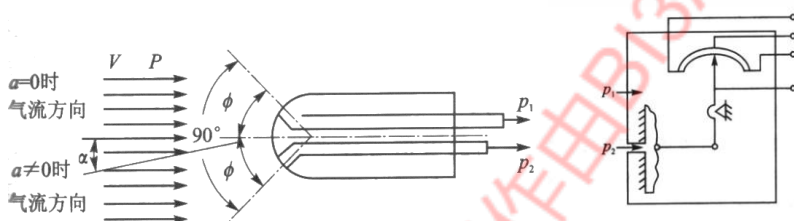


图 3-9 开口膜盒式压力传感器

· 新型角度率陀螺 MEMS（微机电系统）技术：小型化、高精度、低成本

· 迎角传感器：风标式、压差管式、零压差式

· 静压高度表-真空膜盒感受大气静压 p ， $p \downarrow$ 导致膜盒膨胀 $L \uparrow$ ，膜盒位移量对应于气压高度差。

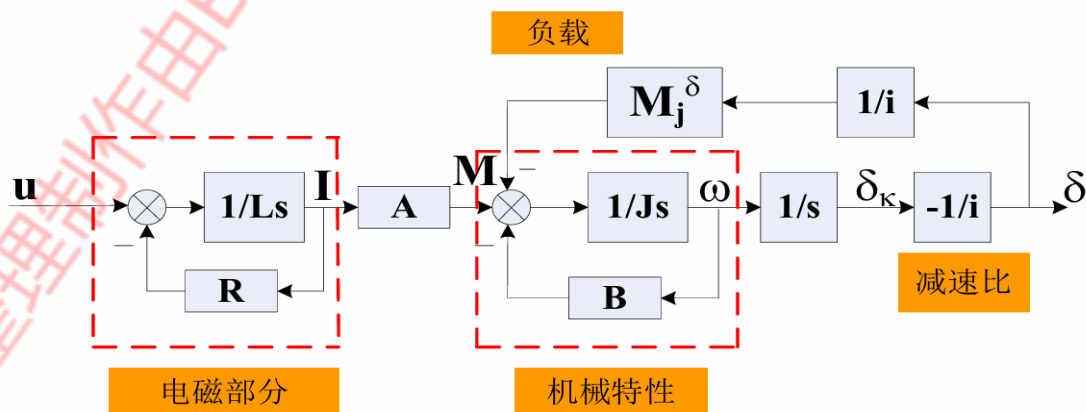
· 无线电测高：小高度测量，发射电波、接收回波，根据时间差、波长计算高度。

· 测量垂直线加速度：

平台式：惯性平台保持与地球直径方向一致，感受垂直加速度，经两次积分。

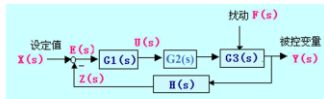
捷联式：利用机体轴系三个线加速度计信号和姿态角，解算高度。

· 电动舵机的动特性：



第三章 自动控制理论知识回顾

结构图：应用函数方块描述信号在控制系统中传输过程的图解表示法。



基本连接形式：

- 1) **串联：**串联环节的传递函数等于各环节传递函数的乘积。
- 2) **并联：**并联环节的传递函数等于各环节传递函数之和。

3) **反馈** 负反馈： $W(s) = \frac{Y(s)}{X(s)} = \frac{G(s)}{1 + G(s)H(s)}$ $E(s) = X(s) - Z(s)$
 $G(s)$ ：前向通道传递函数
 $H(s)$ ：反馈通道传递函数

正反馈：反馈 $G(s)H(s)$ ：开环传递函数
 通道符号为正 $1 + G(s)H(s) = 0$ ：闭环特征方程。

结构图的等效变换：相同性质点可交换

分支点移动：前(移)乘后除(相加点相反) 27/116

3.4 劳斯判据

已知系统特征方程为： $a_0 s^n + a_1 s^{n-1} + \dots + a_{n-1} s + a_n = 0$ ($a_n \neq 0$)

- (1) 特征方程的系数必须皆为正 (必要条件)。
- (2) 劳斯行列式第一列的系数也全为正, 则所有的根都具有负实部。
- (3) 第一列的系数符号改变的次数等于实部为正的根的个数。
- (4) 第一列有零, 用 ϵ 未代替继续计算。若 ϵ 上下行同符号, 说明系统有一对纯虚根。利用上行系数构成辅助方程求出。临界稳定。

s^n	a_0	a_2	a_4	a_6	$\dots$
s^{n-1}	a_1	a_3	a_5	a_7	$\dots$
s^{n-2}	b_1	b_2	b_3	b_4	$\dots$
s^{n-3}	c_1	c_2	c_3	c_4	$\dots$
s^{n-4}	d_1	d_2	d_3	d_4	$\dots$
$\vdots$	$\dots$	$\dots$	$\dots$	$\dots$	$\dots$

$$b_1 = \frac{a_1 a_2 - a_0 a_3}{a_1}, b_2 = \frac{a_1 a_4 - a_0 a_5}{a_1} \dots$$

$$c_1 = \frac{b_1 a_2 - b_2 a_1}{b_1}, c_2 = \frac{b_1 a_3 - b_2 a_2}{b_1} \dots$$

$$d_1 = \frac{c_1 b_2 - b_1 c_2}{c_1}, d_2 = \frac{c_1 b_3 - b_1 c_3}{c_1} \dots$$

$$s^3 - 3s + 4 = 0$$

28/116

绘制根轨迹的基本规则

规则一、根轨迹的分支数：根轨迹的分支数等于开环极点数

规则二、根轨迹的起止：起始于开环极点,终止于零点或无穷远

规则三、根轨迹的对称性：根轨迹各分支是连续的,且对称于实轴

规则四、实轴上的根轨迹：右边开环极点零点之和为奇数的部分

规则五、渐近线：根轨迹有 $n - m$ 条渐近线。
 与实轴的夹角： $\sigma_a = \frac{2k+1}{n-m} \pi$ ($k=0,1,\dots,n-m-1$)
 交点： $\sigma_a = \frac{\sum_{i=1}^n p_i - \sum_{j=1}^m z_j}{n-m}$

规则六、根轨迹的分岔点：a.分岔点是方程式 $\frac{dD(s)}{ds} = 0$ 的根(必要条件)
 b.进入分岔点的根轨迹与离开的条数相等(1条),互相间隔,且夹角为 π/l 。

规则七、根轨迹与虚轴的交点：代入 $j\omega$ 或利用劳斯判据求出 (ω, K^*)

规则八、根之和： $n-m \geq 2$ 时,闭环系统极点之和=开环系统极点之和

规则九、起始角和终止角

例题：负反馈系统的开环传递函数为 $G(s)H(s) = \frac{K^*}{s(s+1)(s+2)}$, 试绘制系统的概略根轨迹。

解：

(1) 根轨迹的分支数 开环极点: 0, -1, -2

(2) 根轨迹的起止 无零点,终止于无穷远

(3) 根轨迹的对称性

(4) 实轴上的根轨迹 $(-\infty, -2], [-1, 0]$

(5) 渐近线 $\sigma_a = \frac{-1-2}{3} = -1$ $\varphi_a = \frac{(2k+1)\pi}{3}$
 $\varphi_a = \frac{(2k+1)\pi}{3} \times 180^\circ = \begin{cases} 60^\circ & (k=0) \\ 180^\circ & (k=1) \\ 300^\circ & (k=2) \end{cases}$

(6) 根轨迹的分岔点 $\frac{1}{s} + \frac{1}{s+1} + \frac{1}{s+2} = 0$ $d_1 = -0.42, d_2 = -1.58$ 舍去 $\frac{\pi}{l} = \frac{\pi}{2}$

(7) 根轨迹与虚轴的交点 $s^3 + 3s^2 + 2s + K^* = 0$ $s = j\omega$ $\omega = 0, \pm\sqrt{2}$

(8) 根之和 $0-1-2=-3$ $K^* = 0, 6$

(9) 起始角和终止角

$$\theta_p = (2k+1)\pi + \sum_{j=1}^m \angle(p_j - z_j) - \sum_{j=1}^n \angle(p_i - p_j) \quad \varphi_z = (2k+1)\pi - \sum_{j=1}^m \angle(z_i - z_j) + \sum_{j=1}^n \angle(z_i - p_j)$$

$$G(s) = \frac{10(0.2s+1)}{s(s+1)[(s/20)^2 + (0.4s/20) + 1]}$$

$$\text{典型环节 } G_1(s) = 10, G_2(s) = \frac{1}{s}, G_3(s) = \frac{1}{s+1}, G_4(s) = 0.2s+1, G_5(s) = \frac{1}{(s/20)^2 + (0.4s/20) + 1}$$

转折频率 $\omega_1 = 1 \text{ rad/s}, \omega_2 = 5 \text{ rad/s}, \omega_3 = 20 \text{ rad/s}$

注意：除比例环节和积分环节外, 其余典型环节均有转折频率, 且在频率小于其转折频率时, 该典型环节的对数幅频的取值均为零。因此, 可按以下方式作图：

- (1) 根据转折频率, 将横轴分成4个区间： $(-\infty, \omega_1], [\omega_1, \omega_2], [\omega_2, \omega_3], [\omega_3, +\infty)$
- (2) 在每个区间内, 只考虑幅频近似取值非零的环节；
- (3) 在每个转折频率处, 斜率均要改变, 具体改变量取决于对应的典型环节；
- (4) 可以根据近似公式, 计算在转折频率处的幅值近似值。

32/116

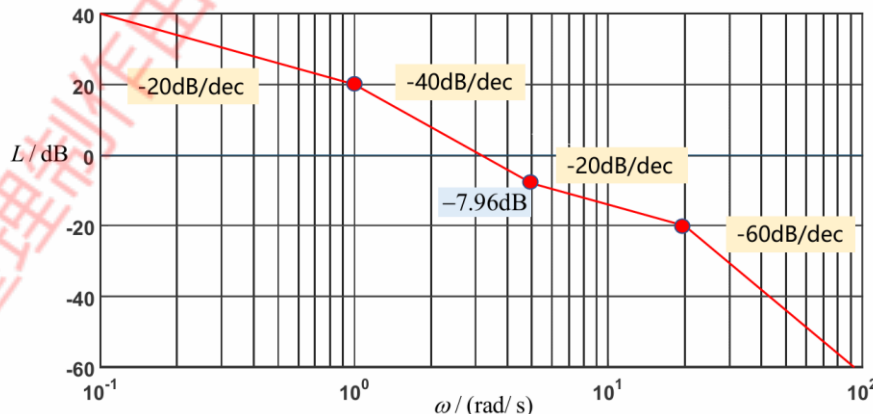
绘制Bode图的步骤

- (1) 把系统频率特性改写成典型环节频率特性的乘积。
- (2) 先不考虑 K^* 值。
- (3) 找出各典型环节频率特性的转折频率。
- (4) 确定坐标范围：横坐标的分度范围, 根据转折频率确定。
纵坐标：根据典型环节的幅频、相频特性(低频、高频)确定。
- (5) 绘制各典型环节频率特性的渐近线。
- (6) 将所有典型环节的幅频特性曲线相加, 得到总系统的对数幅频坐标图。
- (7) 考虑 K^* 值, 在幅频特性曲线上平移
 $20 \lg |K^*| = 20 \lg |K_1^*| + 20 \lg |K_2^*| + \dots$
- (8) 分别绘制各典型环节的对数相频特性图。
- (9) 叠加 $\phi = \phi_1 + \phi_2 + \dots$, 得到总系统的相频特性图。

$$G(s) = \frac{10(0.2s+1)}{s(s+1)[(s/20)^2 + (0.4s/20) + 1]}$$

$$L(\omega) = 20 \lg \frac{10}{\omega} - 20 \lg \sqrt{\omega^2 + 1} + 20 \lg \sqrt{(0.2\omega)^2 + 1} - 20 \lg \sqrt{[1 - (\omega/20)^2]^2 + (0.4\omega/20)^2}$$

转折频率 $\omega_1 = 1 \text{ rad/s} \quad \omega_2 = 5 \text{ rad/s} \quad \omega_3 = 20 \text{ rad/s}$

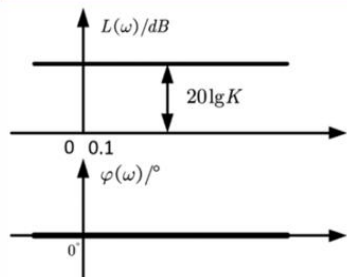


33/116

比例环节

伯德图

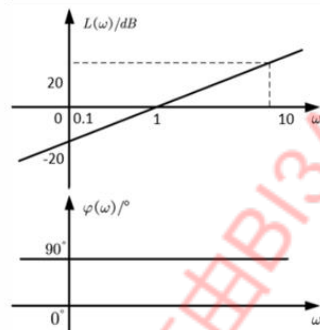
$$K (K > 0)$$



微分环节

伯德图

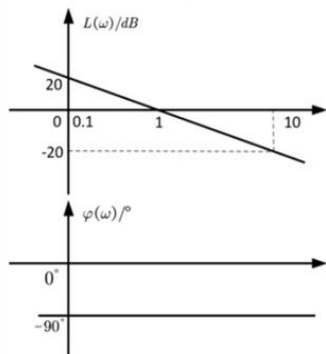
$$s$$



积分环节

伯德图

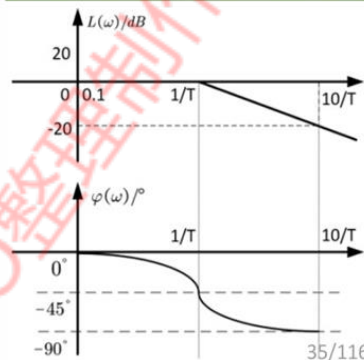
$$\frac{1}{s}$$



惯性环节

伯德图

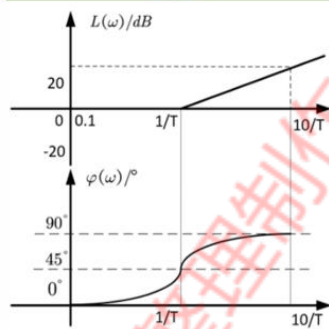
$$\frac{1}{Ts + 1}$$



一阶微分

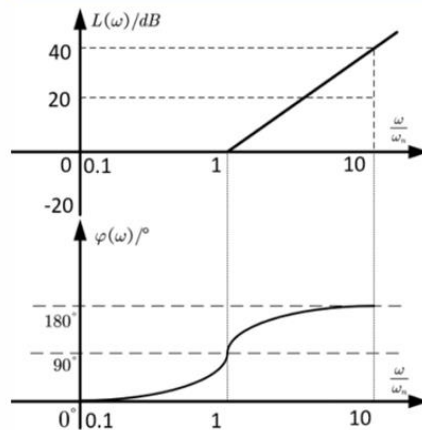
伯德图

$$Ts + 1$$



$$\text{二阶微分} \quad \frac{s^2}{\omega_n^2} + \frac{2\xi s}{\omega_n} + 1$$

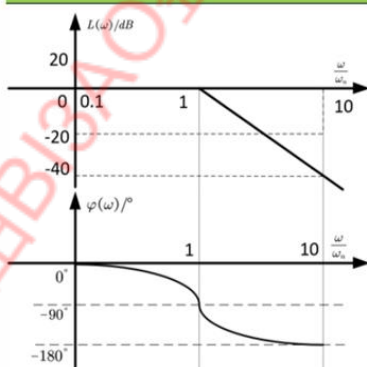
伯德图



振荡环节

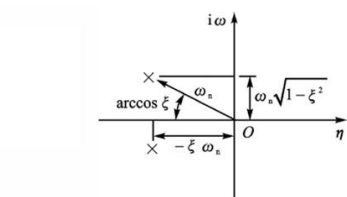
伯德图

$$\frac{1}{\frac{s^2}{\omega_n^2} + \frac{2\xi s}{\omega_n} + 1}$$



第四章 纵向动稳定性和动操纵性

· 二阶自由振动系统的运动是由两类简单的运动叠加而成，称之为典型模态运动



$$\lambda_{1,2} = -\xi\omega_n \pm i\omega_n\sqrt{1-\xi^2} \stackrel{\text{def}}{=} \eta + i\omega$$

图 9.2 特征根参数关系

ξ 阻尼比、 ω_n 无阻尼自然振动频率

· 模态运动参数：

- ① 半衰期或倍幅时 $t_{\frac{1}{2}} = -\frac{\ln 2}{\lambda}$ 、 $t_2 = -\frac{\ln 2}{\lambda}$ 特征根在复平面上离虚轴越远越快
- ② 振荡频率或周期 $\omega = \omega_n\sqrt{1-\xi^2}$ 、 $T = \frac{2\pi}{\omega}$ 特征根在复平面上离原点越远，震荡越快，周期越短
- ③ 半衰期内震荡次数 $N_{\frac{1}{2}} = \frac{t_{\frac{1}{2}}}{T} = \frac{\ln 2\sqrt{1-\xi^2}}{2\pi\xi} \approx 0.11 \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{\xi}$ 表明震荡模态频率与阻尼之间的关系 $N_{\frac{1}{2}}$ 越大，则 ω_n 过高或震荡阻尼过小。

· 飞机的动稳定性：飞机在受扰动作用后，会偏离其平衡基准状态，扰动作用停止后，飞机能否恢复到基准状态的一种全过程模态。

· 克莱默法则解方程组

为阐述克拉默（Cramer）法则在求解线性代数方程组中的使用，考虑有 3 个未知量 x_1, x_2, x_3 的如下方程组

$$a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + a_{13}x_3 = b_1$$

$$a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3 = b_2$$

$$a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3 = b_3$$

使用 Cramer 法则，我们可以求解 3 个未知量

$$x_1 = \frac{D_1}{D}$$

$$x_2 = \frac{D_2}{D}$$

$$x_3 = \frac{D_3}{D}$$

其中

$$D = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix}$$

$$D_1 = \begin{vmatrix} b_1 & a_{12} & a_{13} \\ b_2 & a_{22} & a_{23} \\ b_3 & a_{32} & a_{33} \end{vmatrix}$$

$$D_2 = \begin{vmatrix} a_{11} & b_1 & a_{13} \\ a_{21} & b_2 & a_{23} \\ a_{31} & b_3 & a_{33} \end{vmatrix}$$

$$D_3 = \begin{vmatrix} a_{11} & a_{12} & b_1 \\ a_{21} & a_{22} & b_2 \\ a_{31} & a_{32} & b_3 \end{vmatrix}$$

· 纵向扰动运动方程

$$\frac{dx}{dt} = \dot{x} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{V} \\ \Delta \dot{\alpha} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_V & X_\alpha + g & 0 & -g \\ -Z_V & -Z_\alpha & 1 & 0 \\ M_V - M_{\dot{\alpha}} Z_V & M_\alpha - M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha & M_q + M_{\dot{\alpha}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta \alpha \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_p} \\ -Z_{\delta_e} & -Z_{\delta_p} \\ M_{\delta_e} - M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e} & M_{\delta_p} - M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_p} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \delta_e \\ \Delta \delta_p \end{bmatrix} \stackrel{\text{def}}{=} Ax + Bu$$

稳定性问题

$$\dot{x} = Ax, \quad x(0) \neq 0$$

操纵性问题

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad x(0) = 0$$

状态矩阵

$$A = \begin{bmatrix} X_V & X_\alpha + g & 0 & -g \\ -Z_V & -Z_\alpha & 1 & 0 \\ M_V - M_{\dot{\alpha}} Z_V & M_\alpha - M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha & M_q + M_{\dot{\alpha}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

状态向量

$$x = [\Delta V \quad \Delta \alpha \quad \Delta q \quad \Delta \theta]^T$$

特征方程

$$|\lambda I - A| = \begin{vmatrix} \lambda - X_V & -(X_\alpha + g) & 0 & g \\ Z_V & \lambda + Z_\alpha & -1 & 0 \\ -(M_V - M_{\dot{\alpha}} Z_V) & -(M_\alpha - M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha) & \lambda - (M_q + M_{\dot{\alpha}}) & 0 \\ 0 & 0 & -1 & \lambda \end{vmatrix} = 0$$

展开可得特征方程

$$\Delta(\lambda) = \lambda^4 + a_1 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_3 \lambda + a_4 = 0$$

特征方程

$$\Delta(\lambda) = \lambda^4 + a_1 \lambda^3 + a_2 \lambda^2 + a_3 \lambda + a_4 = 0$$

对于四次特征方程，当且仅当右侧行列式及其各阶顺序主子式为正时，飞机存在动稳定性（特征根具有负实部）。

$$\begin{vmatrix} a_1 & 1 & 0 & 0 \\ a_3 & a_2 & a_1 & 1 \\ 0 & a_4 & a_3 & a_2 \\ 0 & 0 & 0 & a_4 \end{vmatrix} > 0$$

$$\begin{vmatrix} a_1 & 1 & 0 \\ a_3 & a_2 & a_1 \\ 0 & a_4 & a_3 \end{vmatrix} > 0$$

$$\begin{vmatrix} a_1 & 1 \\ a_3 & a_2 \end{vmatrix} > 0$$

$$a_1 > 0$$

$$1) a_1, a_2, a_3, a_4 > 0$$

$$2) R = a_1 a_2 a_3 - a_1^2 a_4 - a_3^2 > 0$$

Routh-Hurwitz判据

当 $a_4=0$:

一实根临界(1个0根);

当 $R=0$:

一对复根临界(1对纯虚根)。

· 纵航向模态实例分析

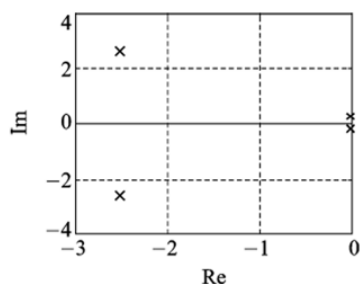


表 9.3 示例飞机模态特性

特征根	$t_{1/2}/s$	T/s	$N_{1/2}/周$	模态命名
$-2.520 \pm 2.597i$	0.275	2.420	0.11	短周期模态
$-0.017 \pm 0.213i$	40.31	29.50	1.37	长周期(沉浮)模态

第一个模态为周期很短、衰减很快的振荡模态，称为短周期模态；
第二个模态为周期很长、衰减较慢的振荡模态，称为长周期模态；
对于每一模态，各变量之间的相对大小及其相位关系，取决于相应的特征向量。

· 对于具有适当纵向静稳定性的飞机，可近似地将飞机纵向运动分为两阶段：
以 α 、 q 变化为代表的短周期运动，速度基本不变，主要是攻角、俯仰角在变化，对驾驶员需要有严格的要求；(哥们.gif)
随后是以 V 、 θ 为代表的长周期运动，仰角基本不变，参数变化慢，对驾驶员的要求可以放宽。(海豚跳出水面.gif)

· 近似纵向短周期模态

纵向短周期模态特征方程

$$\lambda^2 - (M_q + M_{\dot{\alpha}} - Z_{\dot{\alpha}})\lambda - (M_{\alpha} + M_q Z_{\alpha}) = 0 \quad (9.20)$$

二阶系统特征方程形式 $\lambda^2 + 2\tilde{\xi}\omega_n\lambda + \omega_n^2 = 0$, $\omega_n^2 > 0$

于是可得到纵向短周期模态无阻尼自振频率、阻尼比和特征根：

$$\omega_{n.sp} = \sqrt{-(M_{\alpha} + M_q Z_{\alpha})}$$

$$\tilde{\xi}_{sp} = -\frac{M_q + M_{\dot{\alpha}} - Z_{\dot{\alpha}}}{2\omega_{n.sp}}$$

$$\lambda_{sp} = -\tilde{\xi}_{sp}\omega_{n.sp} \pm i\omega_{n.sp}\sqrt{1 - \tilde{\xi}_{sp}^2}$$

第五章 横向动稳定性和动操纵性

· 横航向飞行模态

表 10.2 示例飞机模态特性

特征根	$t_{1/2} / \text{s}$	T / s	$N_{1/2} / \text{周}$	模态命名
-8.269	0.084	—	—	滚转收敛模态
$-0.587 \pm i2.364$	1.18	2.66	0.44	荷兰滚模态
0.007 03	-98.56	—	—	螺旋模态

Roll-subsidence mode
Dutch-roll mode
Spiral mode

- 滚转收敛模态：衰减很快的单调模态，半衰期很短，有大负值特征根，对侧滑角 β 相对于滚转角 ϕ 以及偏航角速度 r 相对于滚转角速度 p 的影响都比较小。
- 螺旋模态：离原点很近的单调模态，很缓慢的发散（纸飞机螺旋下降.gif），带滚转、几乎无侧滑的缓慢偏航运动。
- 荷兰滚模态：具有一对共轭复特征根，频率较快、中等阻尼的周期振荡运动（摇头又摆尾.gif），对于这频率较快的振荡模态，侧滑角 β 、滚转角 ϕ 、偏航角速度 r 和滚转角速度 p 均为同一量级。

简化处理时可略去滚转运动(滚转力矩方程)，取：

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\beta} & Y_r - 1 \\ N_{\beta} & N_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta \\ r \end{bmatrix}$$

特征方程为：

$$\begin{vmatrix} \lambda - Y_{\beta} & 1 - Y_r \\ -N_{\beta} & \lambda - N_r \end{vmatrix} = \lambda^2 - (N_r + Y_{\beta})\lambda + (N_{\beta} - N_{\beta}Y_r + N_rY_{\beta}) = 0$$

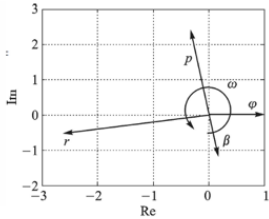


图 10.2 示例飞机荷兰滚模态特征根量级

荷兰滚模态近似频率和阻尼比为：

$$\left. \begin{aligned} \omega_{h,dr} &= \sqrt{N_{\beta} - N_{\beta}Y_r + N_rY_{\beta}} \\ \zeta_{dr} &= -\frac{N_r + Y_{\beta}}{2\omega_{h,dr}} \end{aligned} \right\}$$

忽略滚转自由度的简化方法有时可能导致明显的错误，但上式仍能揭示影响荷兰滚的关键因素。

第六章 飞机的飞行品质

· 飞行品质规范：各部门都要遵循的指导性文件，是飞机的飞行品质规范标准，是各个国家或管理部门对飞机飞行品质的成文要求。

· 飞机的飞行品质分类（美军标）：

I 类-小型、轻型飞机，如轻型多用途飞机；

II 类-中等质量、中等机动飞机，如战术轰炸机；

III 类-大型、重型、低至中等机动飞行，如重型轰炸机；

IV 类-高机动飞机，如歼击机。

· 飞机的飞行阶段按飞行品质分类：

非场域阶段

A 种：急剧机动、精确跟踪或规矩控制，如空战、对地攻击、武器投放、空中加油、侦察、密集编队等；

B 种：缓和机动、无需精确控制轨迹，如巡航、爬升、空投等；

场域阶段

C 种：缓和激动，精确控制轨迹，起飞、复飞、着陆、进场等。

· 低阶等效系统：两个系统在相同的初始条件下，受同样的外界激励作用，在一定的频域范围内或时间区段内，相应的输出量的差值在某个指标意义下达到最小，称此低阶系统是满足某些条件的高阶系统的低阶等效系统。

· 采用低阶等效系统的原因：未增稳飞机，各模态特性很容易区分和确定；高阶增稳飞机其阶次可高达 50-79 阶，其中很多附加模态难以与飞机的长短周期模态相区分。实践表明，驾驶员对动态特性与经典飞机相似的高阶飞机给予好的飞行品质评价。

· C^* 准则： $C^*(t) = k_1 n_z(t) + k_2 q(t)$

低速飞行时，飞行员主要感受俯仰角速率响应；

高速飞行时，飞行员主要感受法向过载；

实际操纵时，飞行员主要感受以上两个混合响应。

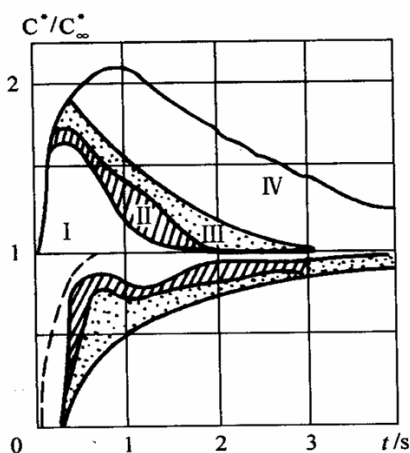
存在一个中间速度 V_{co} ，此时驾驶员对 q 及 n_z 的变化注意力相同。

式中一般取 $k_1=1$ ， $k_2=V_{co}/g$ ，

依经验值，取 $V_{co}=122m/s$ ，可得

$$C^* = n_z + \frac{V_{co}}{g} q + \dot{q} / g$$

通过试验及变稳飞机的试飞，可以确定 C^* 的包线范围。



第七章 电传操纵系统

对电传操纵系统安全可靠性的指标一般是：

军用飞机为 1.0×10^{-7} / 飞行小时

民用飞机为 $(1.0 \times 10^{-9} \sim 1.0 \times 10^{-10})$ / 飞行小时

单套电气控制系统的安全可靠性，仅为

$(1 \sim 2) \times 10^{-3}$ / 飞行小时

与机械操纵系统相比要差上万倍。

解决方法

提高部件的可靠性，是有限的。

有效方法是采用余度技术，即用多重可靠性较低的相同或相似的元部件组成可靠性较高的系统。

余度飞控系统

2.4 四防设计

防电源中断

余度 多套电源

备份 飞控计算机专门的备用电源

防丢失液压源

余度 2~3套液压源

备份 EBHA电备份液压作动器

防雷电

防雷设计、雷击试验

防电磁干扰

防电磁干扰设计、电磁干扰试验

光传系统

3.1 电传操纵系统功能

1) 系统稳定，必要的稳定裕度和稳定鲁棒性。依军标(9490D)：

相裕度 $> 45^\circ$

幅值裕度 $> 6\text{dB}$

特别注意，在系统故障，依赖备份系统工作时，也应保证稳定性。

2) 飞机对飞行员指令输入要有合适的响应形状（响应型式）

不同飞行任务可有不同的响应，响应过程由系统的前馈及反馈形式决定。

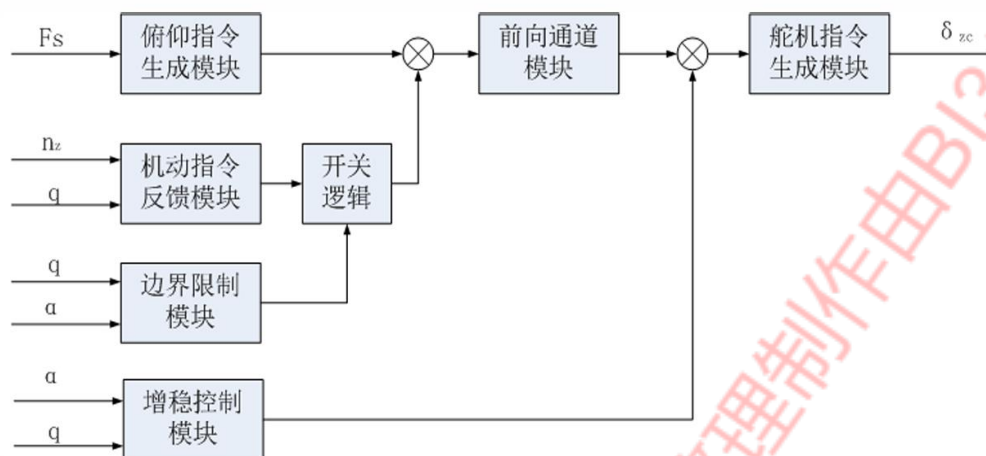
3) 在整个飞行包线内，保证有好的飞行品质

随飞行状态变化的控制律参数，合理的控制律结构

4) 提供对飞机重要变量的极值边界限制，如过载、迎角、速度等

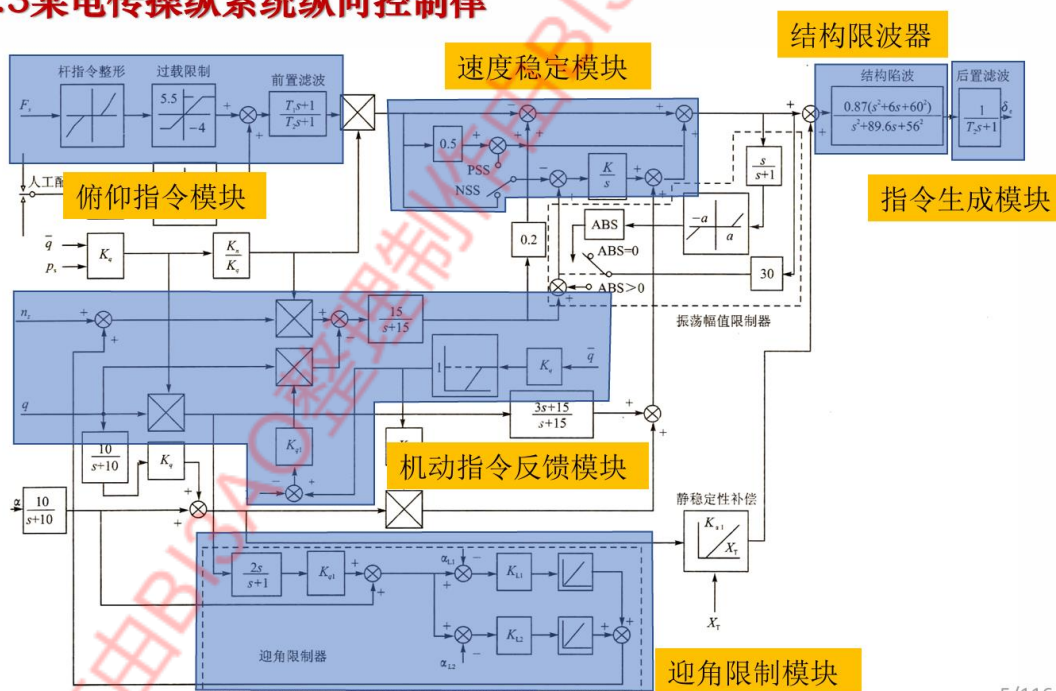
5) 对大气及各种扰动有良好的抑制作用

3.2 电传操纵系统纵向控制律基本结构

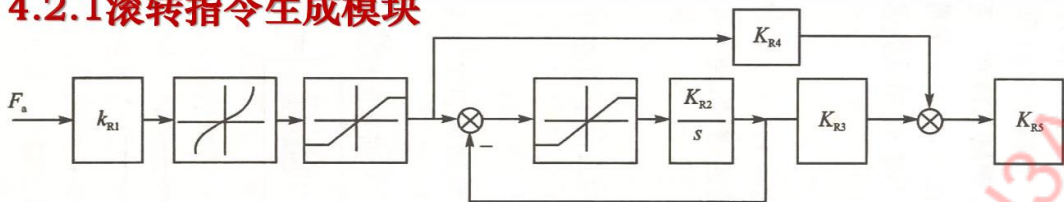


飞机特性、飞行阶段、飞行任务不同，形式可能是不同的。但电传操纵系统的基本功能是相同的，具有许多相同的特点。

3.3 某电传操纵系统纵向控制律



4.2.1 滚转指令生成模块

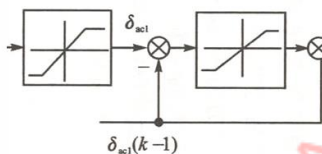


滚转指令梯度函数；滚转指令限幅值；驾驶员指令模型。

4.2.2 滚转反馈模块



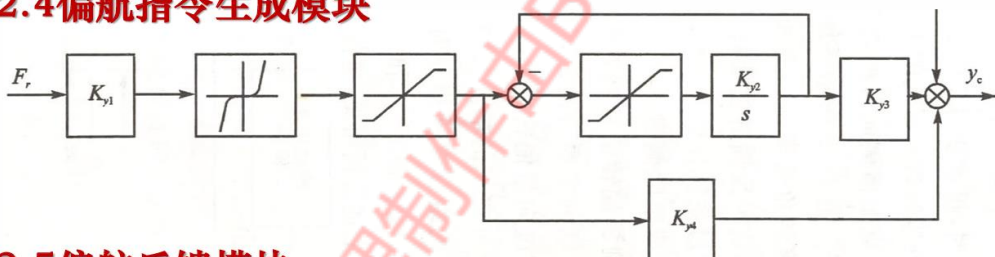
4.2.3 副翼舵机指令生成模块



可调增益、副翼位置及速率的限幅器。

6/:

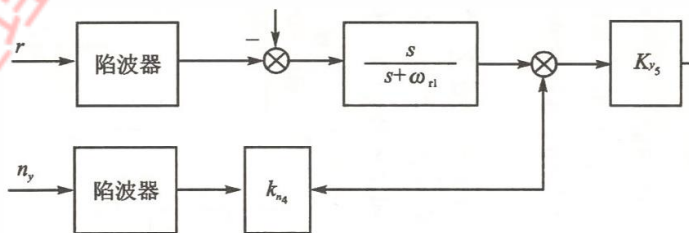
4.2.4 偏航指令生成模块



4.2.5 偏航反馈模块

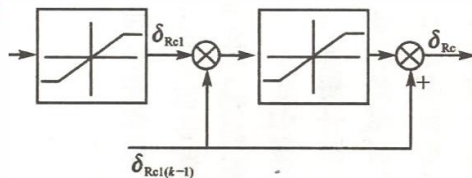
偏航角速度及侧向
过载 n_y 反馈。

偏航角速率信号通
过洗出网络。



4.2.6 方向舵舵机指令生成模块

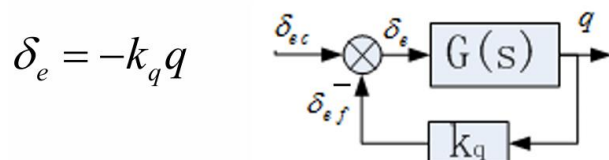
方向舵舵机的位置及
速率限制器。



7/11

第八章 控制增稳设计原理

- 俯仰速率反馈的作用：增加了阻尼比，对自然振荡频率影响不大；在一定程度上牺牲静操纵性； k_p 一般不为常值，随高度、马赫数变化。



- 在飞机作稳定水平盘旋转弯时

$$\begin{cases} p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r = -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{cases} \rightarrow \begin{cases} p = -\dot{\psi} \sin \theta \\ q = \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{cases} \rightarrow \begin{cases} p \approx 0 \\ q \approx \dot{\psi} \sin \phi \\ r \approx \dot{\psi} \cos \phi \end{cases}$$

采用阻尼器 $\delta_e = -k_q q$

产生不期望的恒定舵偏角 $\delta_e = -k_q q = -k_q \dot{\psi} \sin \phi$

(减小稳态俯仰速率，需驾驶员操纵补偿)

- 在飞机作稳定水平盘旋转弯时洗出网络的作用：滤去速率陀螺输出的稳态分量；改善短周期阻尼；改善动态特性；协调转弯时去掉 q 反馈

- 在飞机作荷兰滚模态时洗出网络的作用：协调转弯时断开偏航角速率的稳态分量，保证需要的偏航角速度满足条件 $r \approx \dot{\psi} \cos \phi$

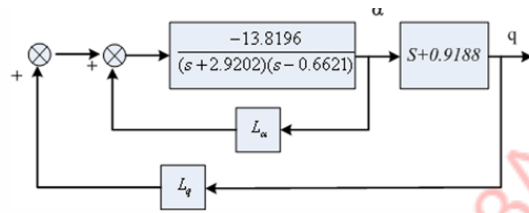
- 小展线比飞机在超音速或大迎角飞行时，由于滚转阻尼小 $p \approx 0$ ，也可采用洗出网络。

- 现代高性能商用飞机可能放宽静稳定性；
- 现代高性能军机本身就是静不稳定的；
- 大迎角下纵向静稳定导数 $C_{m\alpha}$ 随迎角的增大而减小，甚至变号。
- 纵向增稳的目的：改善短周期稳定性或固有频率。
- 短周期模态由迎角和俯仰速率构成，可利用迎角或俯仰速率反馈。缺点是：增大了自然频率，减小了阻尼比；精确无噪声测量攻角较困难。
- 现代飞机常使用迎角和俯仰速率组合反馈，同时达到增稳和改善阻尼的效果

➤ **例：F-16纵向电传系统**
短周期传递函数：

$$G_{\alpha}(s) = \frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-13.8196}{(s+2.9202)(s-0.6621)}$$

$$G_q(s) = \frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-13.8196(s+0.9188)}{(s+2.9202)(s-0.6621)}$$



纵向控制器

飞机短周期模态不稳定

➤ **采用 α 和 q 反馈，闭环特征多项式**

$$\Delta(s) = s^2 + (2.258 + 13.8196L_q)s + (13.8196L_{\alpha} + 12.697L_q - 1.9335) = 0$$

$$\omega_d = \sqrt{13.8196L_{\alpha} + 12.697L_q - 1.9335} \quad \xi_d = \frac{2.258 + 13.8196L_q}{2\sqrt{13.8196L_{\alpha} + 12.697L_q - 1.9335}}$$

1) 采用迎角反馈： $L_q=0$

若要 $\omega_d=3$ ，可得 $L_{\alpha}=0.79$ ，此时阻尼比 $\xi_d=0.376$ ，偏小

2) 采用俯仰角速率反馈： $L_{\alpha}=0$

若要 $\omega_d=3$ ，可得 $L_q=0.86$ ，此时阻尼比 $\xi_d=2.357$ ，过大

3) 组合反馈

两个参数，决定一对极点位置，可以任意组合配置闭环自然振荡频率和阻尼比，如选择 $\omega_d=3$ ， $\xi_d=0.7$

可得反馈参数： $L_q=0.1405$ ， $L_{\alpha}=0.662$

101/1

第九章 控制率设计方法和余度飞控

- 经典控制理论设计方法：时域法、根轨迹法、频率域法
- 优点：本质上是直观和依据经验进行的，设计人员熟悉且有经验；使设计者能看清系统动态和性能的修正过程；现行的飞行品质和性能评价准则是依据此提出的；针对飞机本身的特征，采用线性化以及调参处理等方法，也能解决问题。
- 缺点：多输入输出系统，经典方法难于处理、协调；大机动、敏捷性，非线性难于线性化处理；飞控系统越来越复杂，设计复杂困难，进度缓慢。
- 现代控制理论设计方法：基于系统的状态变量模型，容易得到描述完备的控制性能；采用多变量基础上的较为准确的性能准则，求得系统的控制规律，各回路能自动协调。
- 缺点：难于得到准确的状态变量模型；性能指标形式很难适应品质规范要求；全状态反馈难于实现；仍然要取决于大量的设计参数的试凑选择。

➤ **可靠性定义:**

产品在**规定条件下**和**规定时间内**, 完成**规定功能**的能力。

➤ **可靠度:**产品在**规定条件下**和**规定时间内**, **完成规定功能的概率**

$$R(t) = P(\xi > t)$$

➤ **不可靠度:**产品在**规定条件下**和**规定时间内**, **丧失规定功能的概率**

$$F(t) = P(\xi \leq t) \quad F(t) = 1 - R(t)$$

➤ **失效率(故障率):**工作到某时刻尚未失效的产品,在该时刻以后**单位时间内**发生失效(故障)的概率

➤ **基本可靠性:**在**规定条件下**, 无故障的持续时间或概率

MTBF (Mean Time Between Failures) 平均故障间隔时间

➤ **任务可靠性:**产品在规定的**任务剖面**中完成要求功能的能力

任务剖面指产品在完成规定任务这段时间内所经历的事件和环境的时序描述, 其中包括**任务成功或致命故障**的判断准则

MTBCF (Mean Time Between Critical Failures) 平均**致命故障**间隔时间

基本可靠性与任务可靠性是一对矛盾体, 余度系统牺牲了基本可靠性获得任务可靠性。^{112/116}

余度技术是提高系统任务可靠性, 安全可靠性和容错能力的有效手段

对电传操纵系统安全可靠性的指标一般是:

军用飞机为 1.0×10^{-7} / 飞行小时,

民用飞机为 $(1.0 \times 10^{-9} \sim 1.0 \times 10^{-10})$ / 飞行小时,

单套电气控制系统的安全可靠性, 仅为 $(1 \sim 2) \times 10^{-3}$ / 飞行小时, 仅靠提高部件可靠性, 代价大, 效果小

余度系统采用可靠性相对较低的部件, 组成高可靠性系统

“付出超常规资源代价的方法, 换得系统的高可靠性”

采用余度技术使系统复杂性、重量、空间、费用和研制时间增加, 使非计划维修任务加重, 增加了维护任务, **降低了系统的基本可靠性。**

在满足要求的条件下, 系统的余度结构应尽量简单。

多通道方法构成余度系统时, 如果各通道均采用相同的硬件和软件容易发生**共点故障**。

非相似余度技术就是采用完全**不同的硬件和软件**来组成余度通道, 避免多通道余度系统的共点故障、达到高的可靠性。

现代先进民用飞机, 要求电传操纵系统的失效故障概率达到 10^{-10} / 飞行小时, 故**均采用非相似余度技术**。

A320\330\340\380

飞控主计算机、飞控辅助计算机硬件不同

计算机命令支路与监控支路硬件相同

两类计算机命令支路与监控支路代码不同

B777

三个飞控计算机完全相同

飞控计算机三个支路

硬件非相似

相同的代码, 不同的编译器

处理器	AMD 29050	Motorola MC68040	Intel 80486
编译器	Verdix VADS	Scicon XDAda	DDC-I DACS 80X86