

# 《战术导弹总体设计》知识点总结

李顺 2015097272@qq.com

2019 年 12 月 18 日

# 第1章 绪论

## 1.1 作为设计对象的战术导弹

导弹可以分为战术导弹以及战略导弹，战术导弹是攻击军事型目标的导弹。

导弹武器系统的组成：导弹系统、火控系统和技术保障系统。

### 1.1.1 战术导弹的特点

#### 1) 命中精度高

在  $3000 \sim 5000m$  的最大射程上，圆概率偏差不超过  $0.5m$

#### 2) 机动能力强

目前的空空导弹以及地空导弹可以提供  $25 \sim 30g$  法向过载，先进导弹可提供  $50 \sim 70g$

#### 3) 系统组成以及结构复杂

#### 4) 大量采用高新技术

#### 5) 品种多、产量大、更新换代快

### 1.1.2 战术导弹研制过程

#### 1) 指标可行性论证阶段

#### 2) 方案设计阶段

#### 3) 初样阶段

#### 4) 试样阶段

#### 5) 设计定型阶段

#### 6) 生产定型阶段

### 1.1.3 导弹总体设计

静稳定度对于各个分系统的影响：

- 1) 发动机：燃料消耗导致的质心移动、推力偏心
- 2) 控制系统：静稳定度越大，增益以及阻尼越小，固有频率越高（有的导弹要求增益大，频率高，应该用自驾仪提升内回路频率）
- 3) 结构：改变质心位置
- 4) 舵机：在平衡状态下，舵机产生的控制力矩应该与弹体的恢复力矩相等  $|M_z^\alpha| \alpha_B = |M_z^{\delta_z}| \delta_z$  即，在同样的攻角条件下，静稳定度越大，所需舵偏角越大（就是前面增益问题的体现）
- 5) 气动：焦点  $\rightarrow$  静稳定度
- 6) 发射：滚转弹获得初始转速（膛线），初始转速的设计与静稳定度有关。

### 1.1.4 总体设计工作内容

- 1) 新型战术导弹概念研究
- 2) 武器系统以及导弹系统总体方案论证
- 3) 导弹总体参数设计、优化、选择
- 4) 导弹总体布局设计
- 5) 飞行弹道以及制导规律选择
- 6) 弹体动力学特性分析
- 7) 闭环有控弹道仿真
- 8) 弹上各个系统设计方案
- 9) 环境工程以及电磁兼容总体设计
- 10) 可靠性以及维修性设计
- 11) 导弹试验设计
- 12) 总体性能综合评估

## 第2章 战术导弹战术技术要求分析

### 2.1 战术技术要求的内容

#### 1. 目标的典型特征

利用目标的运动，几何，辐射等，确定自身的引信，战斗部，速度，过载等

#### 2. 射程指标

定义了有效射程

#### 3. 作战高度范围

气压高度指示绝对高度，无线电测高反应相对高度，高度的变化会引起增益以及固有频率的下降

#### 4. 环境温度范围

元器件的工作稳定性以及精度；分为工作环境温度，存储环境温度，温度冲击

#### 5. 导弹速度特性或最大攻击时间

速度特性定义：速度随时间变化的曲线，以及速度特征量，例如：最大，平均速度，加速度，速度比等；在确定下导弹的速度特性之后，导弹的飞行速度范围，飞行时间，射程，高度等参数均可确定，进而进行导弹的外形设计，质量估算，并确定发动机的推力特性

#### 6. 导弹级数

导弹可以在飞行过程中获得良好的加速性能，有利于导弹的飞行性能优化，提高

#### 7. 导弹质量、几何尺寸限制

#### 8. 制导体制

#### 9. 命中精度

圆概率偏差，命中概率

#### 10. 战斗部威力

常用破片的杀伤半径，衡量其威力大小的指标

#### 11. 发射方式

#### 12. 突防能力、战场生存能力

突防能力：飞跃敌方的防御之后仍然可以保持初级功能

13. 抗干扰能力

来自环境和敌方的强烈干扰

14. 武器系统可靠性

15. 经济性

## 第3章 战术导弹总体方案设计步骤以及数据流管理

### 3.1 战术导弹总体方案设计特点

1. 涉及学科专业多
2. 涉及参数多
3. 设计过程复杂
4. 具有经验继承性

### 3.2 战术导弹总体方案设计

#### 1. 总体概要设计

##### i 确定弹身直径

最受关注的系统特征参数之一，导引头视场，导引头精度，发动机质量比，发动机工作效率，飞行阻力等都与之相关。

##### ii 确定战斗部类型

##### iii 确定导弹速度方案

关键环节，根据目标运动，制导体制，导引方法，飞行时间约束设计，最终还有最小起飞质量约束。9M311 导弹的例子（p21）很好的体现了设计师灵活性。三种基本形式：

a 加速助推 + 无动力飞行

b 加速助推 + 等速续航

c 加速助推 + 加速续航 + 无动力飞行

##### iv 确定弹道方案

##### v 确定基本的动力系统形式

单室单推力 → 速度方案一，剩余两个可由单室双推力或者两级串联，并联单室单推力发动机实现

##### vi 确定制导体制

##### vii 确定导引规律

##### viii 确定对发动机推进剂的性能要求

ix 确定导弹的基本气动布局形式

鸭式布局，正常式，无尾式，旋转式

x 确定导弹的基本控制模式

STT 转弯模式的基本控制模式：单，双以及三通道控制：

三通道：俯仰，偏航，滚转稳定；

双通道：无滚转控制，弹体低速旋转，两对控制舵面产生实时控制力

单通道：弹体低速旋转，有一对控制执行机构，通过“弹体的低通滤波特性”形成周期平均控制力。

2. 战斗部方案设计

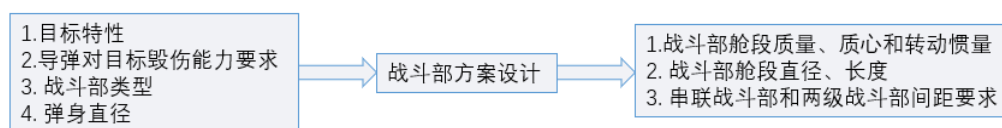


图 3.1: 战斗部方案设计输入输出

3. 起飞质量设计

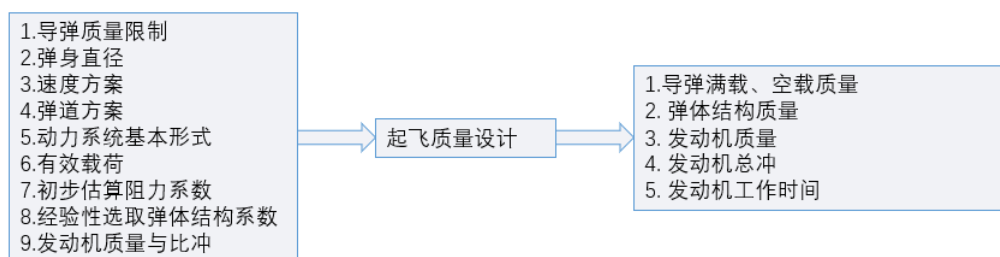


图 3.2: 起飞质量设计输入输出

4. 发动机方案设计

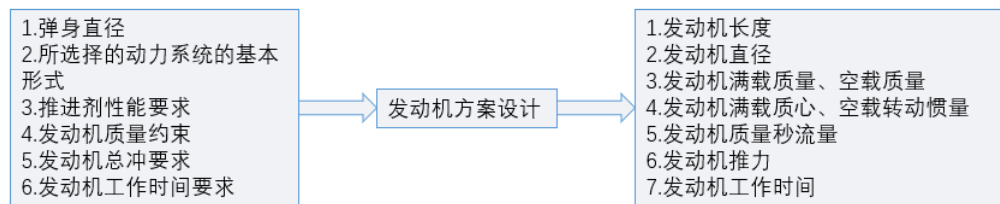


图 3.3: 发动机方案设计输入输出

5. 导引弹道运动学分析

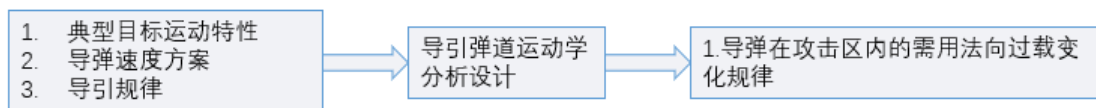


图 3.4: 导引弹道运动学分析输入输出

## 6. 控制系统概要设计

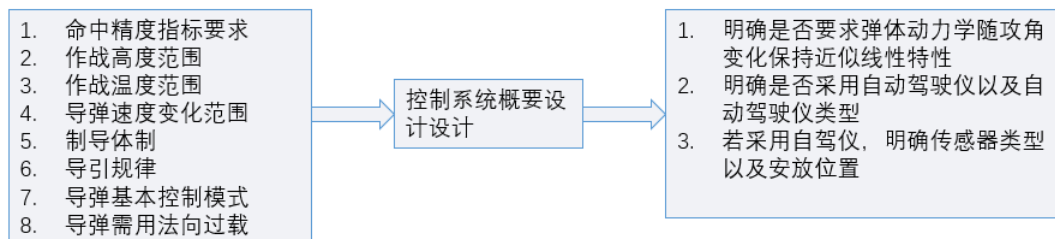


图 3.5: 控制系统概要设计输入输出

## 7. 第一轮结构设计

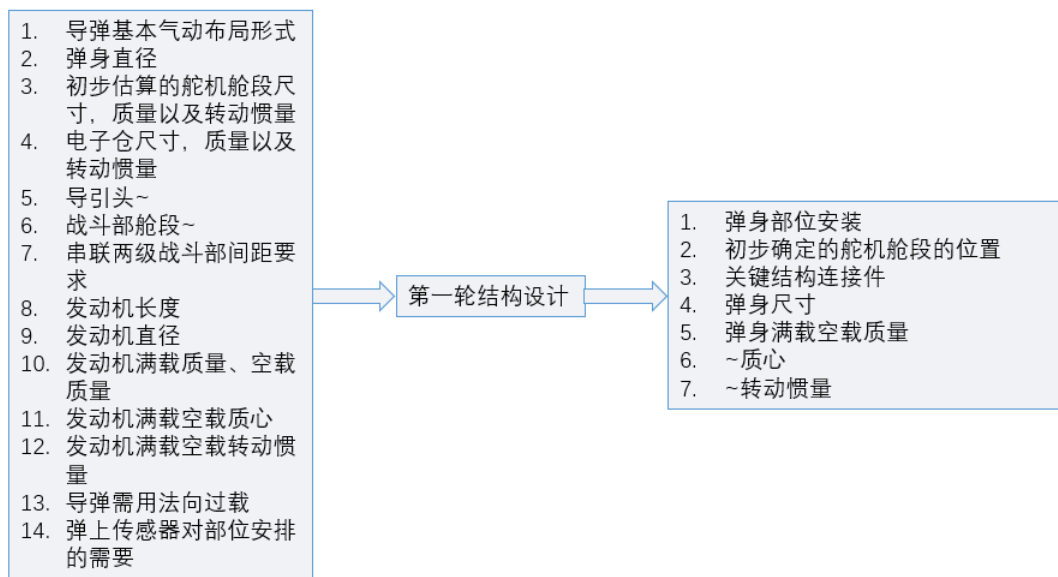


图 3.6: 第一轮结构设计输入输出

## 8. 第一轮气动设计



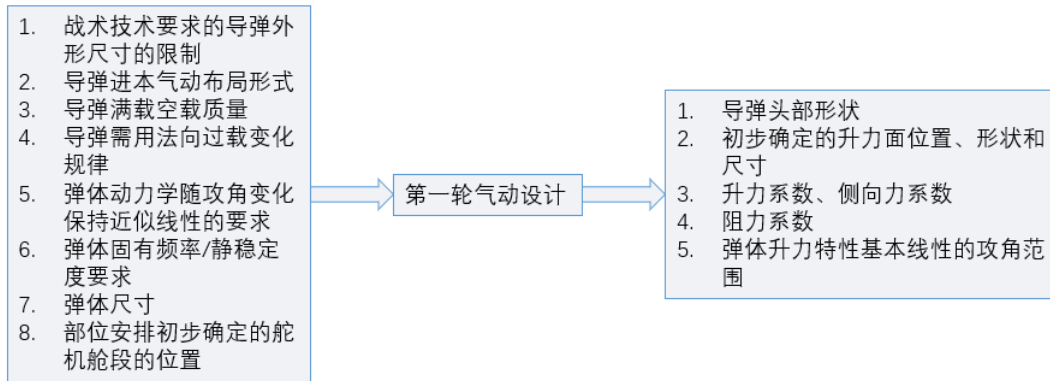


图 3.7: 第一轮气动设计输入输出

## 9. 第二轮结构设计

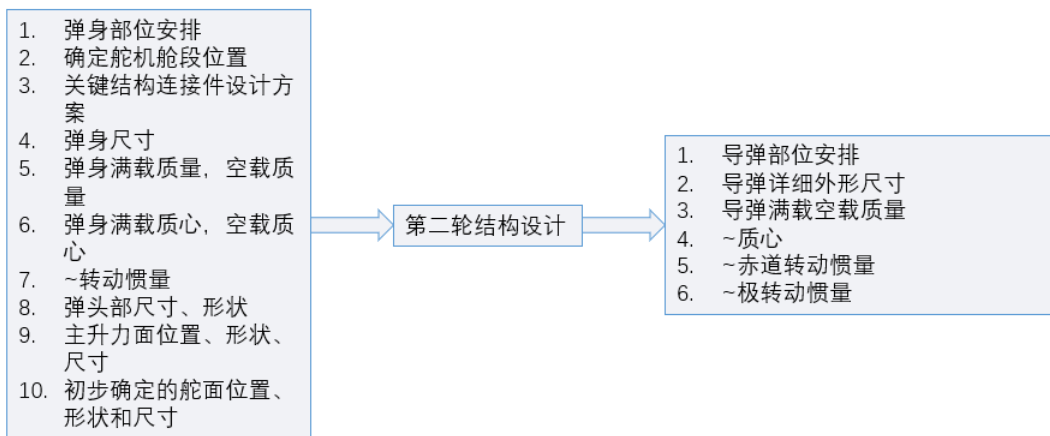


图 3.8: 第二轮结构设计输入输出

## 10. 第二轮气动设计

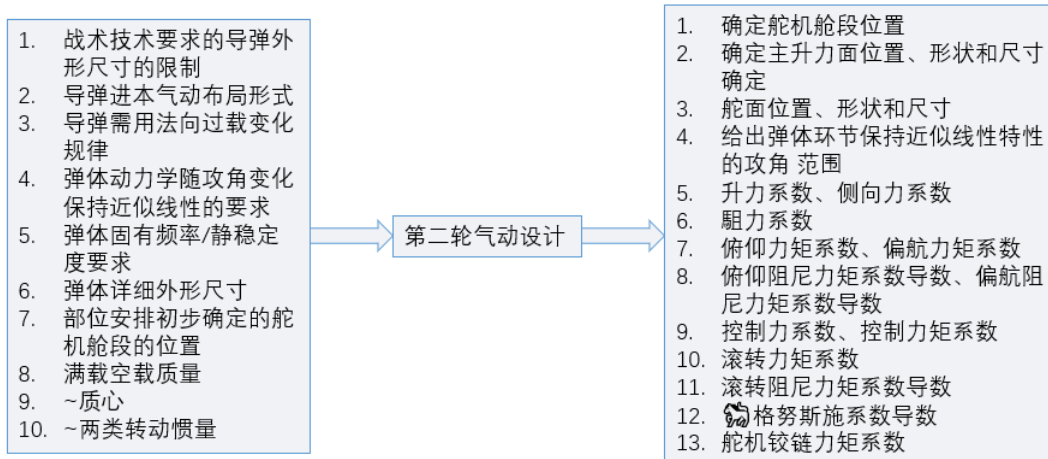


图 3.9: 第二轮气动设计输入输出

## 11. 导引弹道动力学分析

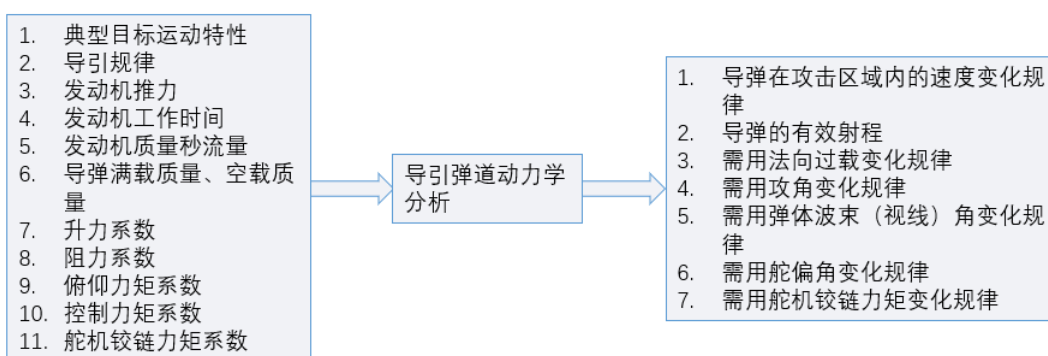


图 3.10: 导引弹道动力学分析输入输出

## 12. 弹体动态特性分析

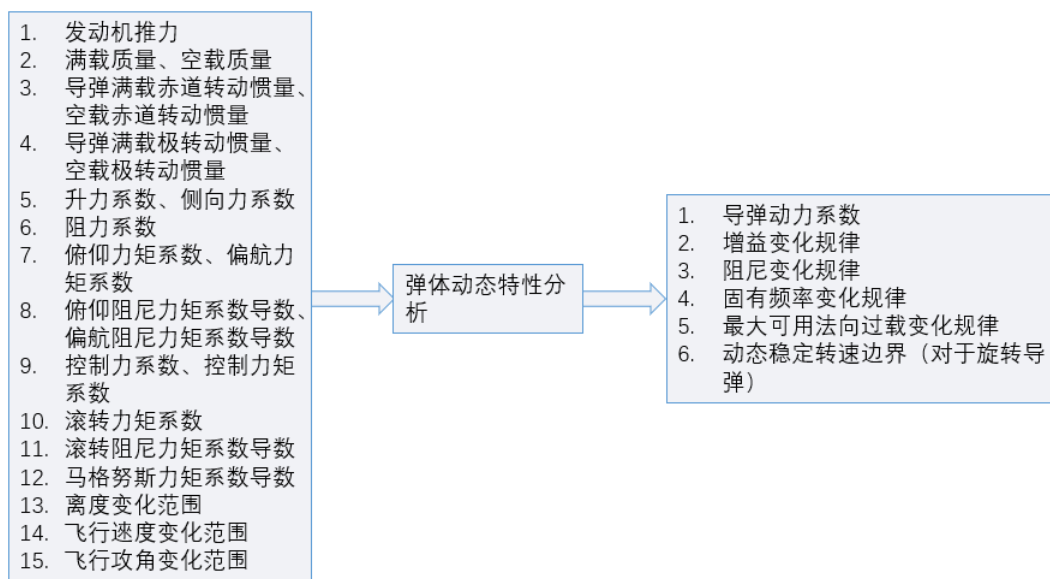


图 3.11: 弹体动态特性分析输入输出

### 13. 制导回路设计

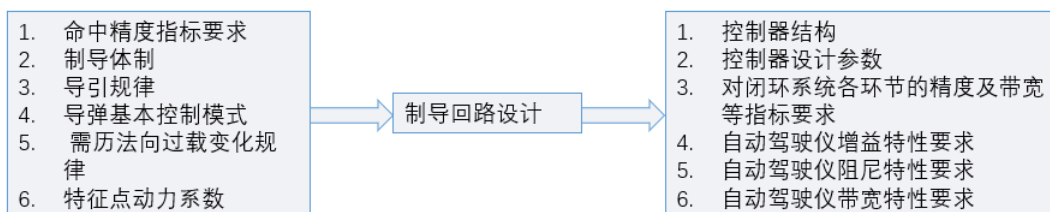


图 3.12: 制导回路设计输入输出

### 14. 自动驾驶仪设计



图 3.13: 自动驾驶仪设计输入输出

### 15. 有控刚体弹道仿真

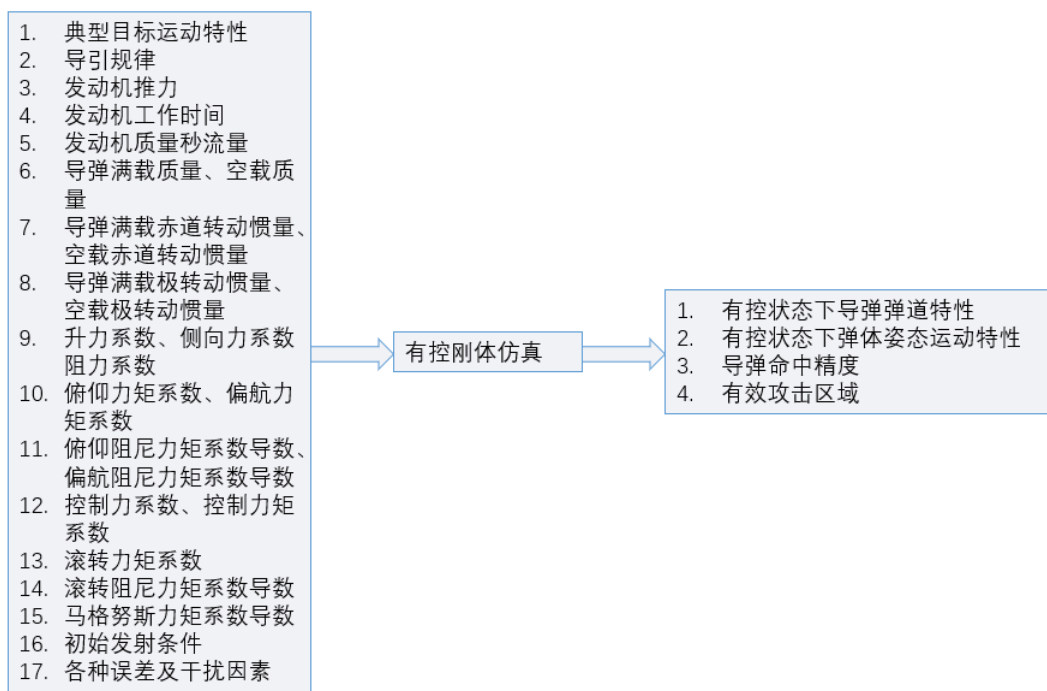


图 3.14: 有控刚体弹道仿真输入输出

## 第4章 战术导弹动力学建模以及动力学特性分析

### 4.1 导弹动力学传递函数

### 4.2 导弹动力学 8 个特点

- 1) 直联项的影响
- 2) 静稳定度  $a_{24}$  越大，固有频率越高
- 3) 静稳定度越大，阻尼  $\xi$  越小
- 4) 导弹极点并不会随着静稳定度变大而向左移，而是沿着平行于虚轴的直线远离实轴
- 5) 静稳定度越大，导弹的响应速度越快。

此处注意区分理解“快速性”和“操纵性”：操纵性是导弹产生法向过载的难易程度，而阶跃响应的  
时间  $t_r = \frac{\pi - \arccos \xi_m}{\omega_m \sqrt{1 - \xi_m^2}}$  可以描述导弹的“快速性”

补充：《自动控制原理》

一个欠阻尼二阶系统，其两个极点的复域如图 4.1 所示，其中  $\omega_d$  为有阻尼自然震荡频率， $\omega_n$  为无...

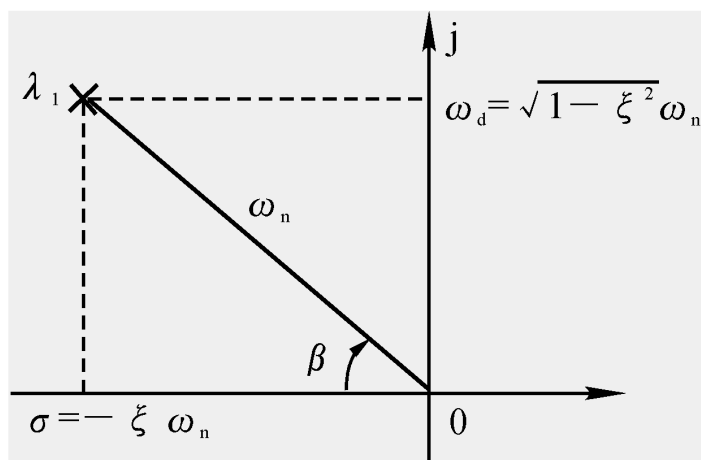


图 4.1: 二阶欠阻尼系统极点

i 阻尼比:  $\xi = \cos \beta$

ii 上升时间:  $t_r = \frac{\pi - \beta}{\omega_d}$ , 其中  $\beta = \arccos \xi$

iii 峰值时间:  $t_p = \frac{\pi}{\omega_d}$

iv 最大超调量:  $\sigma\% = e^{-\pi\xi\sqrt{1-\xi^2}} \times 100\%$

v 调节时间: 当  $\Delta = 0.5$  时,  $t_s \approx \frac{3}{\xi\omega_n}$ ; 当  $\Delta = 0.3$  时,  $t_s \approx \frac{4}{\xi\omega_n}$ ;

6) 鸭式导弹和正常布局导弹的响应速度并无区别; 鸭式导弹的稳态增益大于正常布局导弹, 在 0 时刻的导弹的法向加速度, 鸭式为正, 正常式为负。(其实就是考虑直联项的影响)

7) 静稳定的导弹考虑只短周期时, 两个极点是在左半开平面, 但长周期未必都在。

8) 导弹动力学本身就是一个具有反馈的系统, “过载自动驾驶仪就是弹体动力学的自然延伸。”

## 4.3 状态空间表达式下的弹体动力学

校正网络的实质是增加开环的零极点, 使得根轨迹通过指定位置。状态空间采用全状态反馈可以实现零极点的任意配置。

### 4.3.1 状态空间

纵向小扰动方程, 俯仰角速度  $\Delta\dot{\vartheta} = \Delta\omega_z$

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{V} \\ \Delta\dot{\omega}_z \\ \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & 0 & a_{14}-a_{13}a_{13} & \\ a_{21}-a'_{24}a_{31} & a_{22}+a'_{24} & -a'_{24}a_{34}+a'_{24}a_{33}+a_{24} & -a'_{24}a_{33} \\ -a_{31} & 1 & -a_{34}+a_{33} & -a_{33} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta\omega_z \\ \Delta\alpha \\ \Delta\vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ a_{25}-a'_{24}a_{35} \\ -a_{35} \\ 0 \end{bmatrix} \Delta\delta_z$$

短周期运动的小扰动方程的状态向量可以是:

$$\begin{bmatrix} \vartheta \\ \dot{\vartheta} \\ \theta \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} \vartheta \\ \dot{\vartheta} \\ \alpha \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} \alpha \\ \dot{\alpha} \\ \vartheta \end{bmatrix}$$

弹道倾角角速度以有其他的状态量以及输入唯一确定, 不是状态变量。

忽略重力的影响  $a_{33} = \frac{g \sin \theta}{V}$ , 可以得到用攻角以及俯仰角速度为状态变量短周期方程:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{33}-a_{34} & 1 \\ a_{24} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta\vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_{35} \\ a_{25} \end{bmatrix} \Delta\delta_z \quad (4.1)$$

忽略舵面的力的影响  $a_{35} = \frac{Y^{\delta z}}{mV}$ , 最终会得到法向过载以及攻角的关系式:  $\alpha = \frac{f_y}{(a_{34}-a_{33})V}$  再将其带入公式(4.1), 得到以法向过载和俯仰角速度为状态变量的表达式: 见课本公式 (8-57), 这个形式下的状态空间表达式将在过载自动驾驶以设计时十分有用。

## 4.4 导弹线性分式变换模型

太难了, 没写, 考不考不知道。。