

《战术导弹总体设计》知识点总结

李顺 2015097272@qq.com

2019 年 12 月 13 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

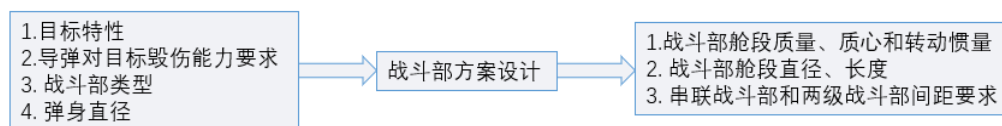


图 3.1: 战斗部方案设计输入输出

3. 起飞质量设计

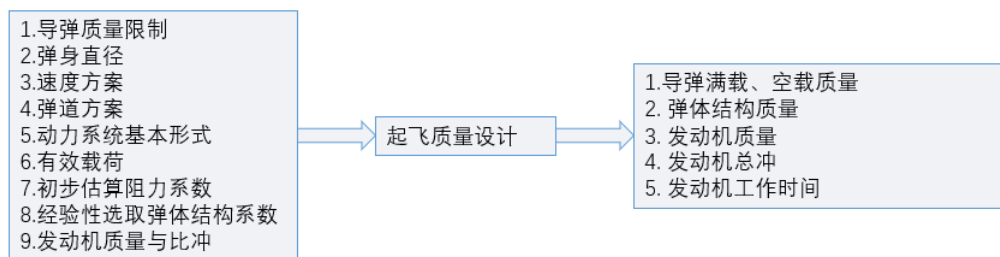


图 3.2: 起飞质量设计输入输出

4. 发动机方案设计

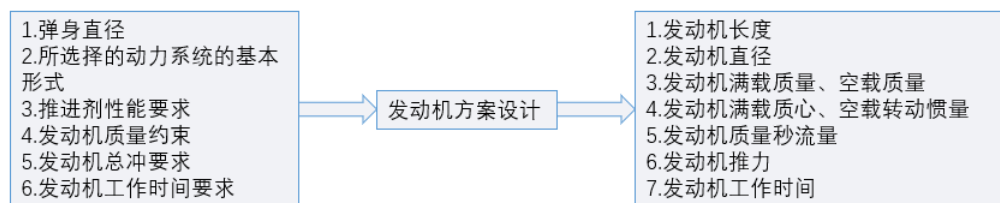


图 3.3: 发动机方案设计输入输出

5. 导引弹道运动学分析

6. 控制系统概要设计

7. 第一轮结构设计
8. 第一轮气动设计
9. 第二轮结构设计
10. 第二轮气动设计
11. 导引弹道动力学分析
12. 弹体动态特性分析
13. 制导回路设计
14. 自动驾驶仪设计
15. 有控刚体弹道仿真

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 ξ 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 ω_d 为有阻尼自然震荡频率， ω_n 为无...

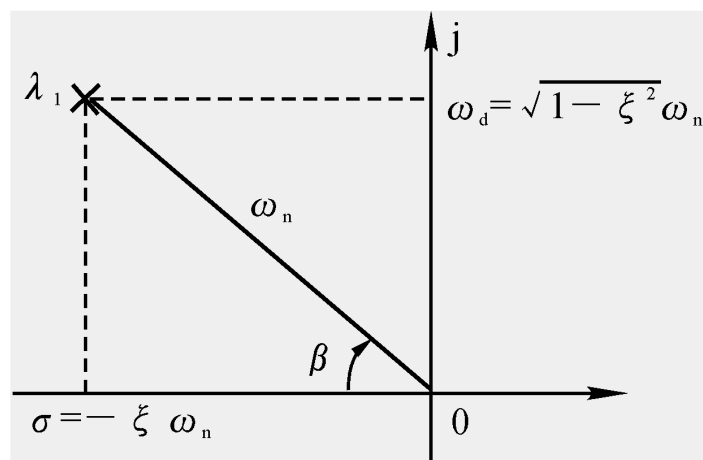


图 4.1: 二阶欠阻尼系统极点

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。。