

《战术导弹总体设计》知识点总结

李顺 2015097272@qq.com

2019 年 12 月 23 日

目录

| | | |
|----------|----------------------------|-----------|
| 1 | 绪论 | 3 |
| 1.1 | 作为设计对象的战术导弹 | 3 |
| 1.1.1 | 战术导弹的特点 | 3 |
| 1.1.2 | 战术导弹研制过程 | 3 |
| 1.1.3 | 导弹总体设计 | 4 |
| 1.1.4 | 总体设计工作内容 | 4 |
| 2 | 战术导弹战术技术要求分析 | 5 |
| 2.1 | 战术技术要求的内容 | 5 |
| 3 | 战术导弹总体方案设计步骤以及数据流管理 | 7 |
| 3.1 | 战术导弹总体方案设计特点 | 7 |
| 3.2 | 战术导弹总体方案设计 | 7 |
| 4 | 导弹总体参数设计 | 14 |
| 4.1 | 起飞质量设计的约束 | 14 |
| 4.2 | 起飞质量设计的数学模型 | 14 |
| 4.3 | 具有末端约束的导弹起飞质量的的处理 | 14 |
| 5 | 导弹外形设计 | 15 |
| 5.1 | 总体设计与气动外形设计的关系 | 15 |
| 5.1.1 | 外形与机动性 | 15 |
| 5.1.2 | 外形与起始质量 | 15 |
| 5.2 | 气动外形设计的主要要求 | 15 |
| 5.3 | 气动布局形式 | 15 |
| 5.3.1 | 按周向配置形式分类 | 15 |
| 5.3.2 | 按纵向配置形式分类 | 16 |
| 5.4 | 外形几何参数选择 | 16 |
| 5.4.1 | 弹翼设计 | 16 |
| 5.4.2 | 舵面的尺寸 | 18 |
| 5.4.3 | 弹身几何参数 | 18 |

| | | |
|-----------|------------------------------|-----------|
| 6 | 导弹部位安排设计 | 19 |
| 6.1 | 导弹部位安排的基本要求 | 19 |
| 6.2 | 导弹的部位安排设计 | 19 |
| 7 | 导引弹道分析 | 20 |
| 7.1 | 导引弹道运动学 | 20 |
| 7.2 | 导引弹道动力学 | 20 |
| 8 | 战术导弹动力学建模以及动力学特性分析 | 21 |
| 8.1 | 目的和意义 | 21 |
| 8.2 | 导弹动力学传递函数 | 21 |
| 8.3 | 导弹动力学 8 个特点 | 21 |
| 8.4 | 状态空间表达式下的弹体动力学 | 23 |
| 8.4.1 | 状态空间 | 23 |
| 8.5 | 导弹线性分式变换模型 | 23 |
| 9 | 滚转导弹动力学特性分析 | 24 |
| 9.1 | 滚转弹的状态空间、传函以及复分析方法 | 24 |
| 9.2 | 滚转弹动态稳定性以及失稳分析 | 24 |
| 9.2.1 | 稳定分析 | 24 |
| 9.2.2 | 失稳分析 | 25 |
| 9.2.3 | 滚转弹转速设计 | 25 |
| 10 | 战术导弹制导控制系统分析与设计 | 27 |
| 10.1 | 制导回路设计 | 27 |
| 10.2 | 过载自动驾驶仪分析设计 | 28 |
| 10.2.1 | 矛盾 | 28 |
| 10.2.2 | 自驾仪特性分析 | 28 |
| 10.2.3 | 自驾仪设计步骤 | 29 |

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

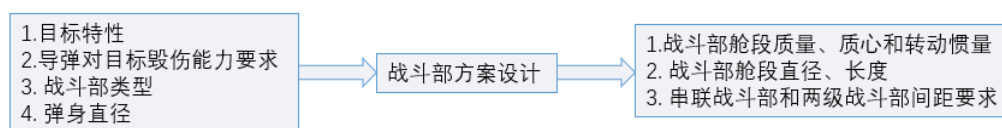


图 3.1: 战斗部方案设计输入输出

3. 起飞质量设计

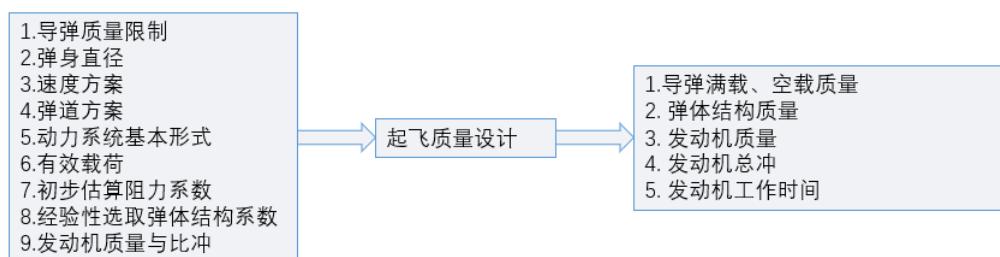


图 3.2: 起飞质量设计输入输出

4. 发动机方案设计

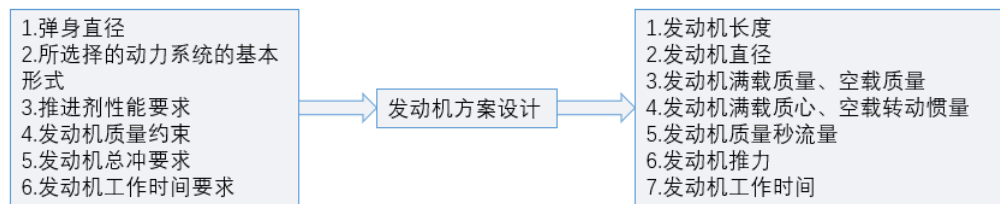


图 3.3: 发动机方案设计输入输出

5. 导引弹道运动学分析

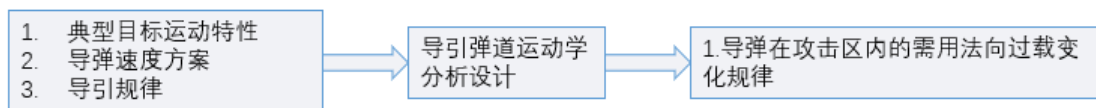


图 3.4: 导引弹道运动学分析输入输出

6. 控制系统概要设计

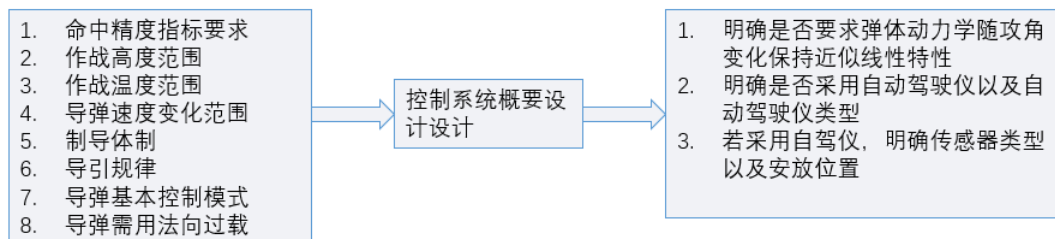


图 3.5: 控制系统概要设计输入输出

7. 第一轮结构设计

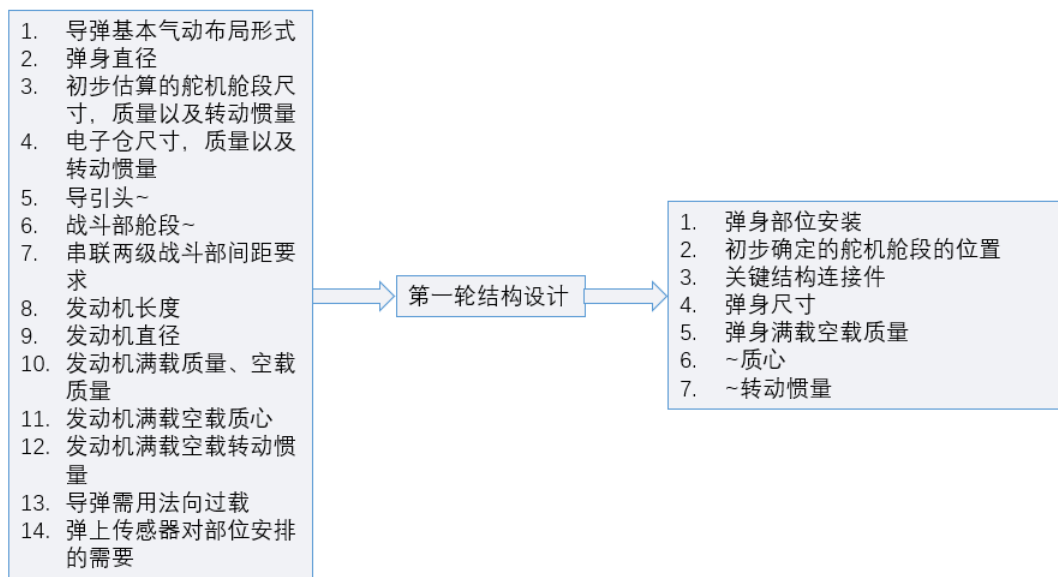


图 3.6: 第一轮结构设计输入输出

8. 第一轮气动设计

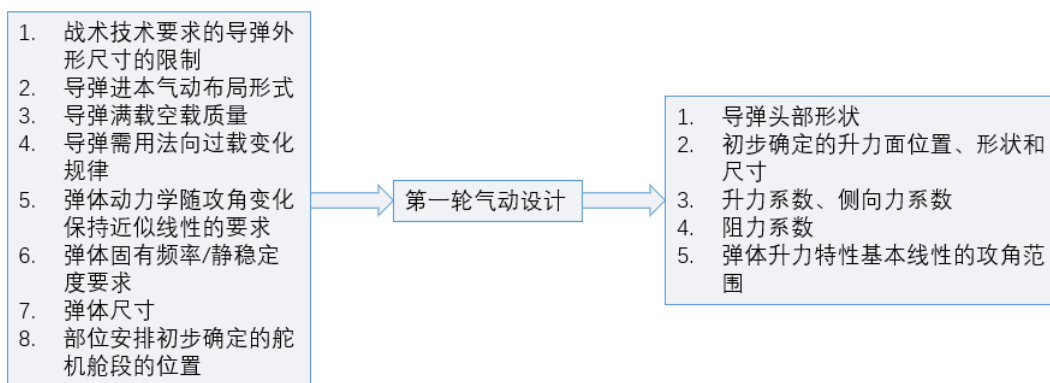


图 3.7: 第一轮气动设计输入输出

9. 第二轮结构设计

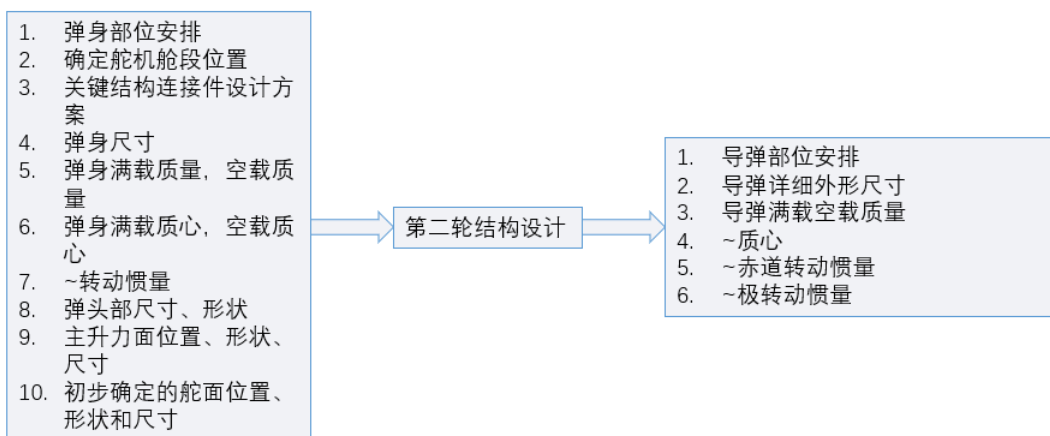


图 3.8: 第二轮结构设计输入输出

10. 第二轮气动设计

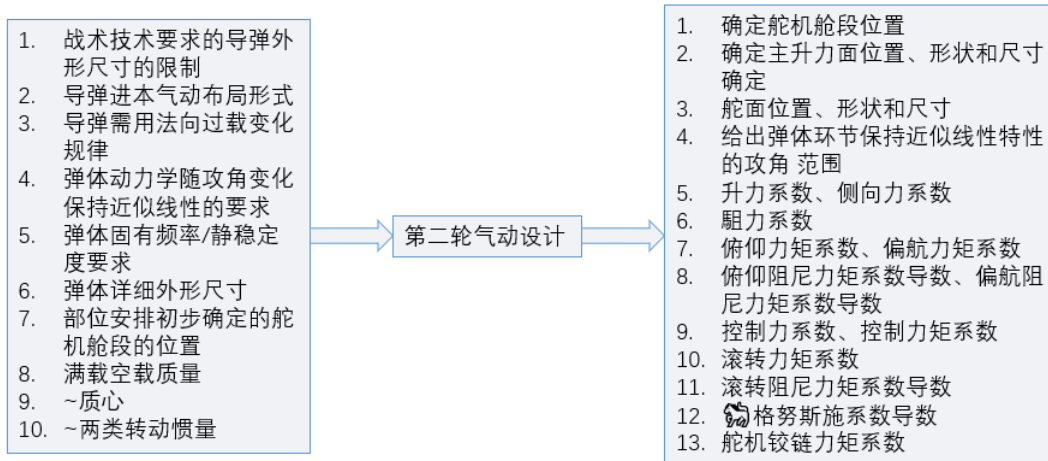


图 3.9: 第二轮气动设计输入输出

11. 导引弹道动力学分析

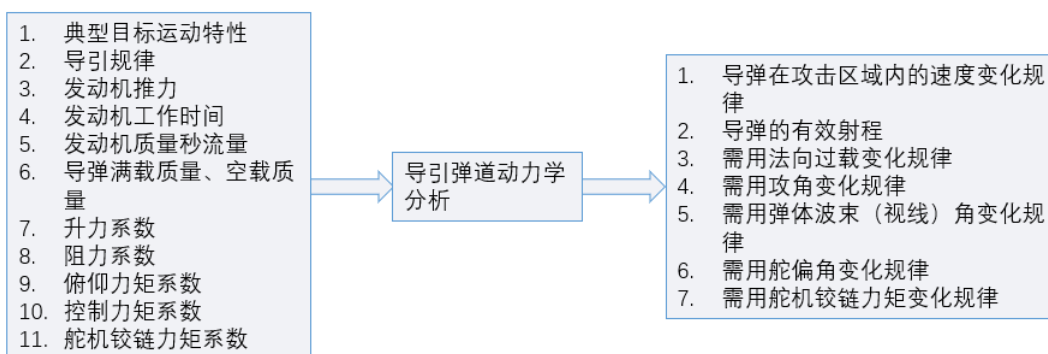


图 3.10: 导引弹道动力学分析输入输出

12. 弹体动态特性分析

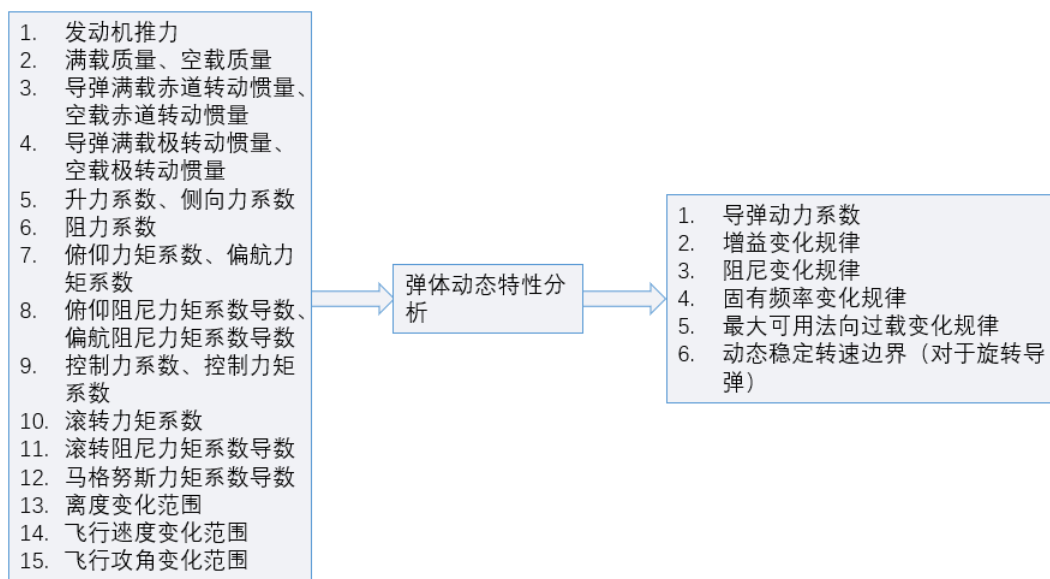


图 3.11: 弹体动态特性分析输入输出

13. 制导回路设计

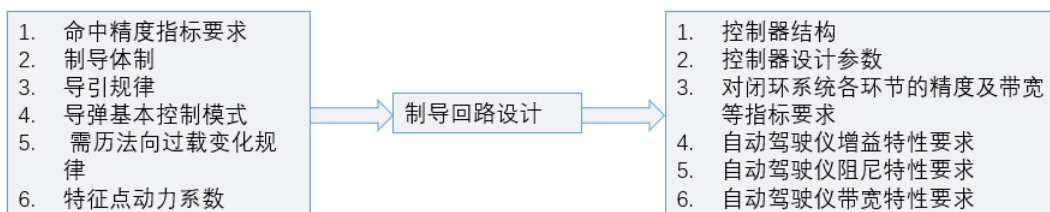


图 3.12: 制导回路设计输入输出

14. 自动驾驶仪设计

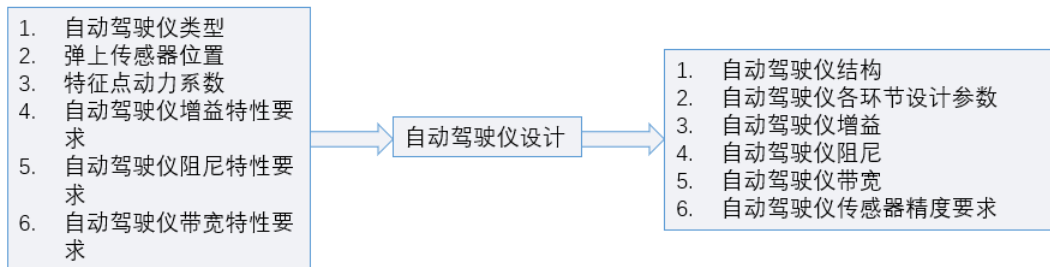


图 3.13: 自动驾驶仪设计输入输出

15. 有控刚体弹道仿真

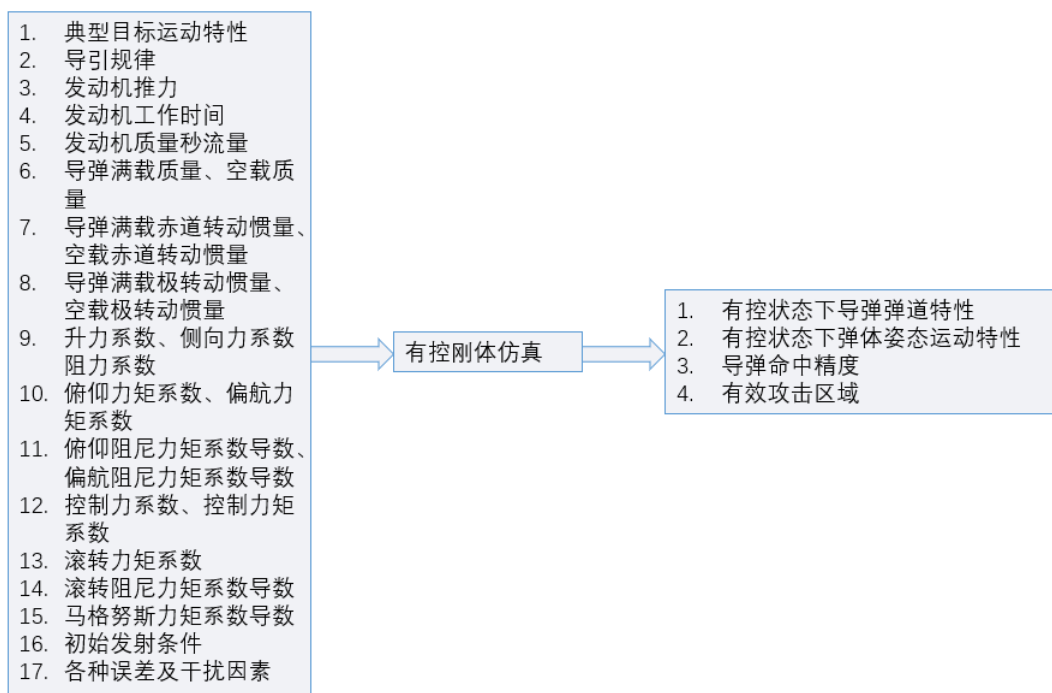


图 3.14: 有控刚体弹道仿真输入输出

第4章 导弹总体参数设计

导弹的总体参数例如：导弹的起飞质量，发动机的质量，能量，工作时间以及弹体的结构质量等将在本阶段得出。

4.1 起飞质量设计的约束

最主要约束：

有效载荷、速度方案、弹道方案、弹身直径以及动力系统的基本形式。

经验估计约束：（体现总体工程师水平）

弹体阻力、结构系数、发动机质量比以及比冲。

4.2 起飞质量设计的数学模型

本部分涉及速度方案的建模，一些质量比的推导等等，最终建立起的关系式为

各阶段质量 = f (设计速度、发动机特性（如工作时间）、估算的气动力系数)

4.3 具有末端约束的导弹起飞质量的的处理

末端速度以及中间某速度的关系由以下关系式确定：

$$V_1 = V_2 e^{\frac{c_x q S}{2m} x}$$

其中 V_1 为起点速度， V_2 为终点速度， x 为飞行距离， c_x 为平均阻力系数。

算例 p_{54} ：

第5章 导弹外形设计

5.1 总体设计与气动外形设计的关系

5.1.1 外形与机动性

导弹的可用过载由最大升力以及重力决定，最大升力由公式 $Y_{max} = c_y^\alpha q S \alpha_k$ 确定；而 c_y^α 是导弹几何外形以及马赫数的函数，因而几何外形可以决定机动性。

5.1.2 外形与起始质量

起始质量设计时要用到折算阻力系数（这个值在前一步是工程师假设的），此系数的是气动外形参数（例如翼型，弹翼几何尺寸等）的函数。

5.2 气动外形设计的主要要求

1. 气动特性
2. 机动性
3. 稳定性
4. 操纵性
5. 其他（部位安排，发射方式，制导要求等）

5.3 气动布局形式

5.3.1 按周向配置形式分类

平面式（“飞机式”方案）

1. 阻力小、质量轻，远程作战
2. BTT 转弯模式下，升力对准目标
3. 结构紧凑，悬挂方便

4. 两种转弯模式，STT&BTT: 平面（侧滑）转弯，侧滑角产生侧向力，本方式的侧向过载较小；协调（倾斜）转弯：滚转后使升力对准所需机动方向，获得的侧向过载大，但是过渡时间长，对付机动目标困难

空间配置方案

1. “十”或“×”形式，
2. 导弹在俯仰上的要求大于偏航方向，采用“H”或者“×”形式比较合适。

5.3.2 按纵向配置形式分类

正常式

负升力、响应特性（较）慢气动耦合小、舵面受载小，栅格翼（跨声速阻力大，控制效率低，雷达截面大）

鸭式

响应特性快、舵机安排方便、失速点低、洗流干扰 → “分离式鸭式布局”，鸭舵前加装固定翼面，提高失速点，提高控制效率。

旋转弹翼式

响应特别快，缺点也很明显，铰链力矩大等问题

无尾式

弹翼的移动对于弹的稳定性以及操纵效率的影响很大（十分敏感）

5.4 外形几何参数选择

5.4.1 弹翼设计

弹翼设计基本问题

1. 良好的气动特性，机动飞行时升阻比最大，焦点的变化小
2. 静稳定度合适
3. 刚度强度下，质量小、工艺性好
4. 结构紧凑
5. 部位安排方便

几何形状的影响

1. 展弦比:

- i 展弦比增加, 升力系数增加, 但是增加的速度减慢, M_a 大时更加明显
- ii 展弦比大, 升阻比变大, 但会受到 M_a 影响
- iii 展弦比增大, 临界攻角降低
- iv 展弦比增大, 结构刚度变差
- * 因而亚音速弹用大展弦比, 超音速弹反之。高速防空导弹小于 2

2. 根梢比

- i 超音速条件下, 三角翼更加优越: 焦点位置移动更小, 升阻比大 (尤其在小展弦比下)
- ii 三角翼的压心靠近翼根;

3. 后掠角 (前缘)

- i 后掠角和马赫锥角的大小判断是否是超音速前缘
- ii 亚音速时, 后掠角大, 升力系数降低, 超音速不明显;
- iii 超音速波阻随后掠角增大而降低

结论:

- i 主航段为超音速, 则需设计成有后掠
- ii 亚音速时, 提高升力系数, 选用较小的后掠角, 应大于 45°
- iii 为了减小波阻, 最大厚度线后掠角不应与马赫线重合

4. 翼型

- i 菱形翼的减轻波阻的效果最好, 但是考虑到加工以及结构上的要求, 会选择其他翼型。
- ii 减小厚度可以减小波阻。

弹翼面积

机动性 (升力) 以及射程 (阻力) 的要求。可根据:

1. 机动性设计弹翼
2. 可用攻角以及机动性要求设计弹翼面积。
3. 可用攻角以及展弦比设计弹翼

5.4.2 舵面的尺寸

注意：

1. 控制效率
2. 铰链力矩特性

主翼控制的导弹：

1. 升力的作用点（附：升力增量—焦点）在导弹质心之后：

此时，对于静稳定的导弹， m_z^α 、 $m_z^{\delta_z}$ 都是小于零的，此时，攻角产生的升力与弹翼偏转产生的升力方向相反，升力有所损失。

2. 重合

弹翼偏转时，弹身的气动特性没有充分的利用。（弹翼偏转对于升力的贡献是 0）

3. 之前

与情况一相反，有利

设计准则：

- 舵偏角“够用”即可
- 舵面尺寸不宜过大，防止过载

5.4.3 弹身几何参数

头部：

- 弹身头部外形设计：圆锥、抛物线、尖拱形、半球形
- 考虑波阻以及气动加热问题（导引头）、结构强度等因素。

尾部：

尾部长细比，收缩比，影响到尾部的摩擦阻力以及底部的（压差）阻力

中段：

长细比影响到零升阻力

弹身直径由战斗部，发动机以及外界限制确定。

第6章 导弹部位安排设计

6.1 导弹部位安排的基本要求

1. 质心位置，转动惯量
2. 各个系统及密结合
3. 结构紧凑
4. 安装合理，工艺性好
5. 维护性和存储

6.2 导弹的部位安排设计

静稳定度

焦点以及质心均会在导弹飞行过程中变化，其中焦点最常见的是前移

固有频率

利用飞行力学中 $\omega_m = \sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}} \approx \sqrt{a_{24}} = \sqrt{\frac{-m_z^{\alpha} q S L}{J_z}}$ 可以得到焦点位置的下限值。

机动性

静稳定度越大，机动性能越差（机动性能由单位舵偏角过载 $\frac{n_y}{\delta_z}$ 表示）

第7章 导引弹道分析

导弹的导引弹道形状完全取决于目标的运动状态、导弹的速度变化规律以及采用的导引规律。与导弹的动力学模型毫无关系。最基本的目的是得到需用法向过载。扩展过后的输入输出可以表示为：

$$\begin{bmatrix} \text{导弹的速度变化规律} \\ \text{需用法向过载} \\ \text{需用攻角} \\ \text{需用弹体波束视线角} \\ \text{需用舵偏角} \end{bmatrix} = f \left(\begin{bmatrix} \text{目标的运动} \\ \text{动力系统参数} \\ \text{导引规律} \\ \text{升力阻力系数} \\ M_z^\alpha \text{ 和 } M_z^{\delta_z} \end{bmatrix} \right)$$

7.1 导引弹道运动学

导引规律对于导弹的约束主要有：

1. 质心约束位置：三点法
2. 速度方向的约束：速度追踪，比例导引
3. 弹体姿态约束：弹体追踪法

本书介绍的三点法；最终的需用法向过载由公式 $f_y = V\dot{\theta}$ 得到。

7.2 导引弹道动力学

所谓导引弹道动力学的假设前提是弹体的姿态运动是没有过渡过程的，即执行机构与弹体的姿态响应之间是一个纯比例环节，没有任何的延时。（也就是用的稳态方程建立的）导弹的每一个过程都是平衡状态。（我们只关心质点动力学（包括位置矢量以及速度矢量））

关于方程组封闭的问题（铅锤平面内的质点动力学，力的方程建立在 [弹道系或者速度系]，位置的运动学方程建立在地面系，见公式 7-13）：因为弹体平衡攻角的加入，方程变得不封闭了。于是引入舵面控制量 δ_z 和 α 的关系，前者由导引规律与控制规律共同给出。但是实际上这个控制率应该实现的任务，即“error→command” 因而可以使用导引规律所给出的需用弹道倾角以及弹道倾角角速度作为输入，给到原来的 5 个质点动力学方程组当中

需用攻角分析：根据需用攻角，可评价弹体动力学的线性化程度需用攻角对线性化程度较好的导弹进行直接代数得出，不好的需要插值处理

第8章 战术导弹动力学建模以及动力学特性分析

8.1 目的和意义

弹体固有频率太低会限制制导大回路的增益的选择；纵向动力学，影响固有频率的物理学因素有赤道转动惯量 J_Z 和静稳定度 m_z^α

8.2 导弹动力学传递函数

导弹的动力学方程组线性化之后再进行系数冻结，便可以得到导弹的传递函数。短周期扰动方程组经过 $\Delta V = 0$ 的假设之后得来，此时变成一个三阶系统，若再忽略重力，则为二阶系统。方程为：

$$\begin{aligned}\frac{d^2\Delta\theta}{dt^2} &= a_{22}\frac{d\Delta\theta}{dt} + a_{24}\Delta\alpha + a_{25}\Delta\delta_z \\ \frac{d\Delta\theta}{dt} &= a_{34}\Delta\alpha + a_{35}\Delta\delta_z \\ \alpha &= \Delta\vartheta - \Delta\theta\end{aligned}\tag{8.1}$$

8.3 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8.1所示，其中 ω_d 为有阻尼自然震荡频率， ω_n 为无...

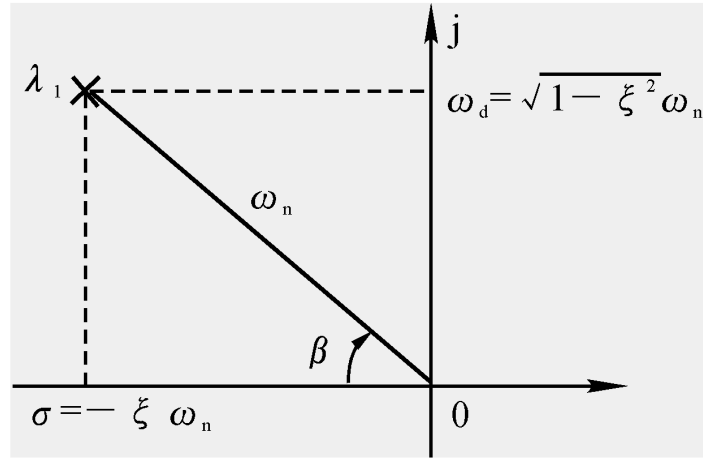


图 8.1: 二阶欠阻尼系统极点

- 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。”

略去方程8.1的直联项的影响, 绘制, 变换框图之后, 可以发现, 输入为舵偏角、输出为俯仰角速度的反馈系统, 反馈回路的增益为 $-\frac{a_{24}}{a_{34}}$, 如图8.2所示, 所以从舵偏角到弹道倾角角速度是一个双积分环节。

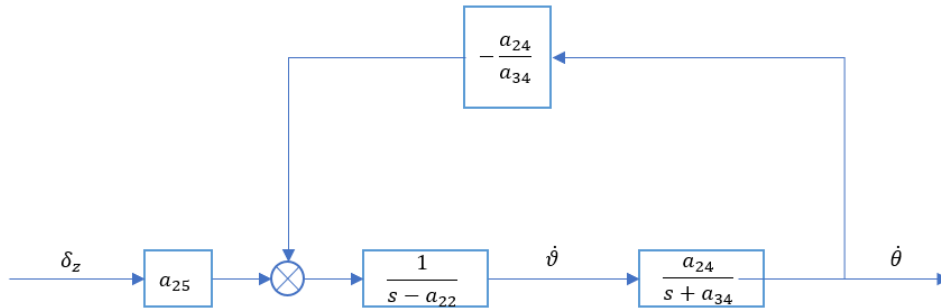


图 8.2: 短周期运动简化模型

8.4 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。

8.4.1 状态空间

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

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

短周期运动的小扰动方程的状态向量可以是：

$$\begin{bmatrix} \vartheta \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} \vartheta \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix} \text{ 或者 } \begin{bmatrix} \alpha \\ \dot{\vartheta} \end{bmatrix}$$

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：

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\alpha} \\ \Delta\dot{\vartheta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{33}-a_{34} & 1 \\ a_{24} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\alpha \\ \Delta\vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_{35} \\ a_{25} \end{bmatrix} \Delta\delta_z \quad (8.2)$$

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(8.2)，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。

8.5 导弹线性分式变换模型

太难了，没写，考不考不知道。。

第9章 滚转导弹动力学特性分析

* 关于滚转导弹动力学建模问题的几点说明：

- i 重新建立的两个坐标系，准速度、准弹体坐标系。
- ii 准速度与准弹体的夹角定义为： α^*, β^*
- iii 控制力与控制力矩由于弹体的“低通滤波”特性的存在，只响应周期平均控制力以及控制力矩
- iv 控制力以及控制力矩的大小由产生的控制力的大小决定，方向由“弹体”和控制力变化的周期的初相位决定
- v 控制力系数 F_{y4}, F_{x4} 实际上表示了控制力的方向（ $\sin\varphi, \cos\varphi$, φ 是初相位）
- vi 质心动力学还是建立在弹道坐标系上，转动动力学写在准弹体坐标系上

9.1 滚转弹的状态空间、传函以及复分析方法

状态空间：

忽略了重力的影响之后，滚转弹的状态空间方程是一个 4 阶的被控制系统，状态向量为：
$$\begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\alpha \\ \Delta\psi \\ \Delta\beta \end{bmatrix}$$
 控制量为控制力系数。

复分析方法：

由于控制力系数，气动角以及姿态角（当然没有滚转角）是成对出现的，引入复控制力，复气动角和复姿态角的概念。引入上述方法之后，4 阶系统在形式上变为了 2 阶，但是状态向量以及控制输入都变成了复数。（教材公式 9-9）

传函：

由复分析方法得到的“2 阶”状态空间方程可以得到复数传递函数，分母为 2 阶，若转换为分散的两个传递函数，则变为 4 阶（形式改变，物理含义未变）

9.2 滚转弹动态稳定性以及失稳分析

9.2.1 稳定分析

稳定性的条件：

由复分析方法得到的“2 阶”状态空间方程以及传递函数，直接由劳斯稳定性判据可以得到稳定的条件。最终的结果见教材公式 9-38，实际上是滚转弹动力系数的组合判据，即使导弹是静稳定的，滚转条件下也不一定稳定。

稳定转速边界：

根据第 8 章的倾斜稳定的导弹的固有频率 ω_m 表达式结合稳定性条件，可得出滚转弹的滚转角速度的上限，与 ω_m 正相关。

9.2.2 失稳分析

马格努斯效应

旋转导弹在一定的攻角飞行时，在侧向方向产生马格努斯力和力矩，这是由于攻角产生侧向的力和力矩的，因而存在着交联耦合现象。即使定性的分析之下，马格努斯效应经过侧侧向力 \rightarrow 侧滑角 \rightarrow 纵向力，是负反馈的，但是这个减少也可能是不稳定的

失稳机理

由于陀螺力矩对于失稳的影响小于 10%，因而可以忽略不予考虑由滚转导弹小扰动方程出发，可以绘制多输入条件下的方框图。最终得到关于两个控制为输入的方框图，单就纵向通道来看，从 $A_{K_y} \rightarrow \alpha$ 来看，这是一个高阶系统，虽然有负反馈的存在，当开环增益增大到一定程度时会发生动态失稳。

从 bode 图的角度分析，高频段的相角滞后将达到 -360° ，因而当系统的截止频率，即开环增益达到一定程度，系统就会不稳定，就纵向通道来说，静稳定度增大，截止频率降低，系统的开环增益降低，稳定性提高转速增加，开环增益加大，稳定性下降。

算例：

实际上是利用闭环的手段（劳斯判据），开环（频域）手段判断系统的稳定性以及稳定性边界。

9.2.3 滚转弹转速设计

转速设计约束条件

1. 弹体动力学

2. 舵机动力学

舵机的响应频率以及延时的约束，转速越快，影响越大

3. 控制系统设计

控制信号的频率大于 2-2.5 倍的误差信号频率，误差信号取决于制导回路的带宽，他决定了导弹转速设计的下边界

4. 结构动力学

结构谐振破坏

5. 发动机内弹道稳定性

弹体动力学对转速的约束

必须使控制力的频率高于弹体固有频率的 3-5 倍，保证弹体的滤波效果，即下边界收到弹体固有频率的限制，上边界则受到弹体动力学稳定性边界的约束。

鸭式单通道滚转弹最优转速设计

鸭式导弹的存在最优转速（正常式不存在，忽略了直联项之后也不存在。。。）：

由气动力产生的那部分加速度在滞后并且大小逐渐变小。由直联项产生的加速度恒定不变，当滞后角几乎接近 180° 时，恰恰会出先 2 种加速度幅值一致的情况，此时的瞬时加速度几乎为零，但是周期平均加速度不会。此时弹体滤波滤的“最狠”，瞬时的控制力的扰动最小，就会出现所谓最优频率以及最优转速

第 10 章 战术导弹制导控制系统分析与设计

10.1 制导回路设计

制导回路开环增益

由于校正网络使用的超前-滞后校正，不会含有积分环节，因而大回路的开环增益可以由输入输出决定：

$$K_{ol\ min} = \frac{f_{y\ max}}{\Delta y_{max}}$$

脱靶量 Δy_{max} 由技术战术指标确定，最大需用法向过载 $f_{y\ max}$ 由导引弹道分析给出。对于指令制导的导弹，前馈的部分期望法向过载直接由基站计算得出，而且这一部分的期望加速度在总期望加速度中占比很大。制导回路的主要作用是消除较小的偏差。这里的主要工作应该放在指导指令的计算以及执行的精确性上。

制导回路开环截止频率

自动驾驶仪回路的弹体固有频率（带宽）不小于开环截止频率的 4-5 倍。保证稳定性的前提，导弹必须有足够的能力执行外环的指令

校正网络作用于制导回路

本部分是制导回路的校正网络设计：

三点法当中，若不考虑自动驾驶仪回路，那么制导回路至少是一个 2 型系统，此时的系统至多是临界稳定的，（-180°）三点法主要用到的校正网络类型：PID 控制器和超前滞后校正网络：（网络特性略）

校正网络设计：

假设自动驾驶仪回路的增益为 K_W ，制导回路开环增益已经选定：

超前-滞后校正网络设计：主要任务是设计分度系数 a 以及时间常数 T ， a 决定了最大超前角 φ_m ， T 决定了校正网络的位置。最大超前角由需要确定。PID 控制器设计：KI 和 KD 由设计给出，KP 由仿真给出。制导回路开环截止频率： $\omega_c = K_W K_D$ ，增益： $K_{OL} = K_W K_I$ ，PID 控制器在低频与高频增益变大，因为积分与微分作用的存在，因而需要让 $\sqrt{\frac{K_I}{K_D}} = \omega_{pid} < \frac{1}{\xi} \omega_c$ ，发挥出超前校正以及积分消除静差作用。

10.2 过载自动驾驶仪分析设计

前面提到了自动驾驶仪回路的弹体固有频率（带宽）不小于开环截止频率的 4-5 倍，从频率分析角度，实际上将自动驾驶仪的截止频率“往后放”，减小整体带来的相位滞后。

10.2.1 矛盾

1. 高的命中精度，要求制导大回路开环增益大，?? 制导回路开环截止频率较大（往上抬了，对对对），导致要求弹体固有频率也得提高，但是提高受限。
2. 弹体的固有频率需要比较高（外环要求），不能把静稳定度放的太大，导致弹体增益太低，舵机系统压力太大
3. 静稳定度太大，导致阻尼太小，会直接产生一堆问题：例如射程降低，超调震荡之类。

10.2.2 自驾仪特性分析

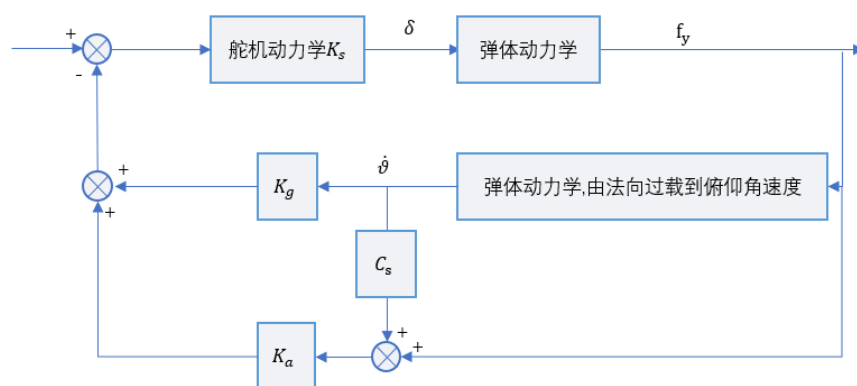


图 10.1: 自驾仪结构

自驾仪回路指标与参数关系：

1. 自驾仪稳态增益： $K_{au} = \frac{1}{K_a + \frac{K_g}{V}}$ ，开环增益足够大时，自驾仪的稳态增益基本与弹体动力学无关。
2. K_g 用来调节阻尼
3. K_a 和 K_s 来确定自驾仪的开环增益：
 $\omega_{au} = \sqrt{-K_a K_s V a_{25} a_{24}}$ ，且二阶系统的固有频率与无阻尼自然频率成正比，因而， $K_a \times K_s$ 可确定自驾仪的固有频率
4. 自驾仪反馈的恰好是法向过载以及俯仰角速度，这就是忽略舵机动力学条件下的全状态反馈，可以实现零极点任意配置
5. 自驾仪不能忽略舵机动力学的时候变成了输出反馈

6. 自驾仪反馈的是俯仰角速度增大阻尼，其实和反馈法向过载变化率作用基本一致
7. 当自驾仪开环增益过大时，开环截止频率将基本和舵机固有频率一致，这使得反馈回路的校正能力捉襟见肘

10.2.3 自驾仪设计步骤

1. 制导回路开环截止频率设计自驾仪带宽（其实和已知自驾仪开环截止频率选舵机带宽的思路是一致的）
遵循 4-5 倍的原则
2. 自驾仪带宽确定舵机带宽
自驾仪的开环截止频率与带宽十分接近，要使舵机带宽大于 3-4 倍。阻尼按照一般的控制系统设计原则选取。
3. 初选 K_a ，根据带宽约束选择 K_s ，
这里的 K_g 对于自然频率影响很小，给为 0；绘制 K_s 的开环根轨迹，选取合适的值
4. 确定阻尼回路增益 K_g
这里的 K_g 增大时，低频模态稳定性加强，高频降低
5. 校核开环增益