## 探空火箭控制系统设计及全量验证

1. **探空火箭性能参数**

**1.1箭体结构布局**

运载器总长7924mm，外径φ398～φ456mm。运载器理论外形见图1所示。

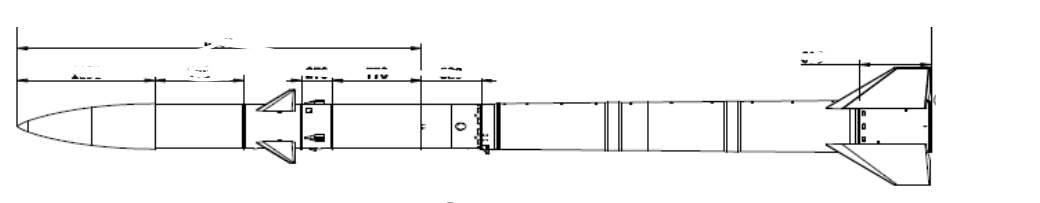


图1 运载器理论外形图

**1.2敏感元件参数**

陀螺仪模型带宽大于80Hz，输出频率400Hz。采用一阶惯性环节描述如下。



**1.3舵机参数**

舵机传递函数：



**1.4质量特性、转动惯量特性**

火箭质量方程为：



其中，初始质量，质量流率，为点火后时间。

转动惯量方程为：



其中，初始转动惯量，转动惯量变化率为，为点火后时间。

火箭质心为



初始质心为5m。

**1.5推力特性**

发动机地面推力为：



考虑外界大气压强的变化对推力的贡献，飞行推力按下式计算，单位kN



发动机在 时关机，不考虑发动机关机的后效段，认为起飞后地面推力为定值。

**1.6气动特性**

参考面积（）：箭身横截面积0.16331m2；

参考长度（）：7924mm。

速度坐标系oxvyvzv和箭体坐标系o1x1y1z1



图2 速度坐标系和箭体坐标系

速度坐标系和箭体坐标系见图2。图中攻角α和侧滑角β均为正。气动参数详见附件，使用说明如下。

舵角定义如下：



**注意：该参数计算的为轴向力、法向力和侧向力，为气动力在箭体轴下分量，如需使用阻力、升力、侧力需转换到速度坐标系下。**

### 参数使用说明

相关符号定义如下：为攻角，Ma为马赫数。参数可线性插值使用，超出Ma数及攻角（偏航角）范围时使用边界值。

* **轴向力系数Ca1**



式中：

－火箭的轴向力系数，与坐标轴正向同向为负，反向为正；

* **法向力系数Cn**



式中：

－火箭的法向力系数，与坐标轴同向为正，反向为负；

－舵偏角为零时，攻角产生的法向力系数；

－舵偏角产生的法向力系数，舵偏角为零时值为零。

* **俯仰力矩系数**



式中：

－火箭的俯仰力矩系数，抬头为正，低头为负；

－舵偏角为零时，攻角对箭体顶点的俯仰力矩系数；

－舵偏角产生的对箭体顶点的俯仰力矩系数；

－俯仰力矩系数对无因次俯仰角速度导数；根据瞬时质心进行插值；

－质心系数（，为瞬时轴向质心位置，单位m）；

，为来流速度（m/s）；

－火箭的俯仰角速度（rad/s）。

* **横向力系数Cz**



式中：

－火箭的横向力系数，与坐标轴同向为正，反向为负；

—舵偏为零时，侧滑角产生的横向力系数；

－舵偏角产生的横向力系数，舵偏角为零时值为零。

* **偏航力矩系数**



式中：

－火箭的偏航力矩系数，左偏正，右偏为负；

－舵偏角为零时，对箭体顶点的偏航力矩系数；

－舵偏角产生的对箭体顶点的偏航力矩系数；舵偏角为零时值为零；

－偏航力矩系数对无因次偏航角速度导数，；

，为来流速度（m/s）；

－火箭的偏航角速度（rad/s）。

* 1. **飞行时序及发射参数**

表 1 工作时序

| **代号** | **名称** | **单位** | **时序** |
| --- | --- | --- | --- |
| t0 | 脱落插头脱落（点火） | s | 0.0 |
| t1 | 火箭启控（俯仰、偏航通道） | s | 2 |
| t2 | 主发动机关机点 | s | 20 |
| t3 | 探空火箭控制结束 | s | 35 |
| t4 | 头罩分离/抛罩点火 | s | t5（高度大于75km) |

发射点经度：80°，纬度：40°，海拔高度1000m，射向120°（正北为0°，顺时针为正），发射角87°。

1. **控制系统设计**

**2.1理想弹道计算方法**

将火箭六自由度方程组简化，得到了火箭的三自由度运动方程组。考虑地球自转，地球模型为圆球，忽略惯性力和附加力。（六自由度方程和简化推导过程和六自由度模型请参阅《航天飞行动力学》第四章）



其中，不考虑舵偏引起的气动力，舵偏角可以通过力矩平衡假设算出；为发射点地心矢径，三分量计算公式如下：



重力加速度计算公式为：



**2.2箭体传递函数**

采用系数冻结法和小扰动法，将导弹刚体动力学模型进行线性化处理，进行拉普拉斯变换，得出弹体的传递函数再进行后续的分析。先对导弹的俯仰运动进行处理，利用泰勒级数展开进行线性化处理，得到导弹俯仰运动的小扰动线性化模型，这里只提取短周期(不计重力的影响)运动的模型:



在推导传递函数时，忽略下洗延迟运动，上式中的系数定义如下:



式中，为特征长度，为阻尼力矩系数。

基于以上系数，可计算出导弹的弹体传递函数。



**2.3俯仰通道自动驾驶仪设计**

控制采用固定程序角控制，程序俯仰角87°，2s启控到35s的程序角为87°，偏航程序角为0。全箭控制回路采用阻尼+姿态增稳（PD控制），控制回路见图3所示，角速度信号反馈给舵机，起到改善阻尼特性的目的，姿态角反馈以改善本体姿态响应特性，将速度角误差反馈到内回路，实现弹道偏差控制的目的。



图3 俯仰通道PD控制回路

上图中，舵机环节为舵机传递函数，箭体为箭体传递函数（由舵偏角到俯仰角速率），惯导为传感器传递函数，、 分别为PD参数，通过调节PD参数，使箭体跟踪程序角。其中，程序角为87度。

根据上式，可以得到舵偏角指令为：



同理可以得到偏航通道自动驾驶仪参数。

探空火箭为轴对称飞行器，在滚转启控之前箭体是滚转自由的，需要将误差量投影到弹体系进行解耦控制，解耦方程为：



1. **初始飞行条件**

标准条件下离轨点参数（常温20℃）

|  |  |
| --- | --- |
| 项目 | 参数 |
| 时间 | 0.7s |
| 速度 | 26m/s |
| X | 9 |
| Y | 0.5 |
| Z | 0 |
| 俯仰角 | 86.94° |
| 弹道倾角 | 87° |

1. **控制指标要求**

* 控制方式为STT（不考虑滚转通道）
* 开环增益裕度大于6dB，相位裕度大于等于30°
* 飞行弹道特征点上，相对阻尼系数大于0.5；

1. **完成要求**

使用MATLAB/Simulink或者C/C++,分阶段完成

* 标准质点弹道计算（必须完成）√
* 根据不同秒点，计算动力系数，计算箭体传递函数，控制回路开环传递函数（必须完成）√
* 基于频域理论设计不同秒点下的弹体俯仰、偏航通道增益，满足控制系统指标要求（必须完成）
* 进行六自由度时域仿真（两通道），进一步优化调节参数。

1. **评估打分**

* 提交设计程序和结果分析报告
* 准备10分钟PPT，5分钟回答问题，网上答辩