



西北工业大学
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

反坦克导弹 弹道仿真

学 院:	航天学院
班 级:	02012003
姓 名:	冯 洋
学 号:	2020300588

目录

反坦克导弹仿真.....	1
一、 导弹飞行弹道仿真及分析原始数据	2
(一) 初值条件.....	2
(二) 攻角、马赫数变化范围.....	2
(三) 阻力系数表	2
(四) 升力系数表	2
(五) 推理数据	3
(六) 发动机质量秒流量	3
(七) 转动惯量	3
(八) 导弹重心(起自头部)	3
(九) 静稳定力矩系数.....	3
(十) 俯仰操纵力矩系数.....	3
(十一) 阻尼力矩系数.....	3
(十二) 其他参数	5
二、 导弹飞行弹道仿真原理	6
(一) 比例导引法的基本原理	6
(二) 导弹的简化动力学模型	6
(三) 插值方法介绍	7
三、 实验仿真结果及相关分析	8
(一) 导弹比例导引法的三维轨迹	8
(二) 比例导引法速度变化	9
(三) 弹道倾角随时间变化曲线	10
(四) 攻角变化曲线	11
(六) 弹道偏角的变化曲线	12
(七) 2s 时动态特性分析	12
(八) 40s 时动态特性分析	13
四、 仿真学习感悟	14
五、 实验代码	15
(一) Main()函数	15
(二) Initialize()函数	16
(三) Rk_4 函数	18
(四) Fly_model()函数	18
(五) Interp()函数	20
(六) InterpND()函数	20
(七) InterpL1()函数	21
(八) InterpL2()函数	21
(九) Result()函数	21
(十) Savedate()函数	22
(十一) Draw()函数	22
六、 参考文献	24

一、导弹飞行弹道仿真及分析原始数据

(一) 初值条件

$$\left\{ \begin{array}{l} x = 0.00 \text{ (m)} \\ y = 20.0 \text{ (m)} \\ g = 18^\circ \\ \theta = 18^\circ \\ v = 20 \text{ (m/s)} \\ \omega_z = 0 \text{ (rad/s)} \\ m = 52.38 \text{ (kg)} \end{array} \right.$$

(二) 攻角、马赫数变化范围

攻角 = $0 \sim 10^\circ$ 、马赫数 = $0.1 \sim 0.9$

(三) 阻力系数表

附表 1 阻力系数表

马赫数	攻角 ($^\circ$)					
	0	2	4	6	8	10
0.1	.4177	.4404	.5219	.6603	.8534	1.1023
0.2	.3858	.4086	.4903	.6290	.8226	1.0723
0.3	.3779	.4007	.4827	.6218	.8160	1.0666
0.4	.3785	.4015	.4838	.6234	.8184	1.0700
0.5	.3787	.4018	.4846	.6249	.8209	1.0738
0.6	.3829	.4062	.4897	.6310	.8284	1.0835
0.7	.3855	.4091	.4934	.6363	.8358	1.0938
0.8	.4082	.4321	.5175	.6621	.8641	1.1254
0.9	.4947	.5192	.6073	.7571	.9672	1.2392

(四) 升力系数表

附表 2 升力系数表

马赫数	攻角 ($^\circ$)					
	0	2	4	6	8	10
0.1	.0000	.6430	1.4758	2.2870	3.0713	3.8463

0.2	.0000	.6454	1.4807	2.2942	3.0814	3.8598
0.3	.0000	.6480	1.4858	2.3014	3.0915	3.8731
0.4	.0000	.6512	1.4923	2.3107	3.1039	3.8891
0.5	.0000	.6554	1.5007	2.3227	3.1197	3.9092
0.6	.0000	.6617	1.5134	2.3409	3.1436	3.9401
0.7	.0000	.6698	1.5304	2.3661	3.1775	3.9835
0.8	.0000	.6792	1.5501	2.3950	3.2162	4.0323
0.9	.0000	.6933	1.5935	2.4706	3.3273	4.1790

(五) 推理数据

附表 3 推力数据

t (s)	.000	.15	.49	2.11	2.27	3.53	8.78	25.45	42.80	43.68	44.08
P (kgf)	331.2	614.3	505.4	607.8	48.65	43.97	42.01	41.00	40.80	40.79	2.22

第一级工作结束时间：2.1126s，第二级工作结束时间：44.0832s

(六) 发动机质量秒流量

附表 4 发动机质量秒流量

t (s)	0.	2.1	2.105	44.1	44.105	100
秒流量(kg/s)	2.362	2.362	0.21059	0.21059	0.	0.

(七) 转动惯量

附表 5 转动惯量

t (s)	.0	2.0	2.4	6.4	10.4	14.4	18.4	22.4	26.4	30.4	34.0	38.4	42.4	44.0
Jz (kgm ²)	8.35	7.88	7.86	7.81	7.78	7.75	7.73	7.71	7.70	7.70	7.69	7.69	7.69	7.69

(八) 导弹重心（起自头部）

附表 6 导弹重心

t (s)	.0	2.0	2.4	10.0	18.0	26.0	32.0	38.0	42.0	44.0
XG(m)	.9381	.9095	.9091	.9026	.8969	.8928	.8907	.8896	.8895	.8896

(九) 静稳定力矩系数 $m_z^a \alpha|_{xg=xg_0}$

附表 7 静稳定力矩系数表

马赫数	攻角(°)
-----	-------

	0	2	4	6	8	10
0.1	0.0000	-0.0104	-0.0341	-0.0564	-0.0771	-0.0985
0.2	0.0000	-0.0104	-0.0341	-0.0564	-0.0770	-0.0983
0.3	0.0000	-0.0104	-0.0341	-0.0564	-0.0769	-0.0982
0.4	0.0000	-0.0105	-0.0342	-0.0564	-0.0768	-0.0979
0.5	0.0000	-0.0104	-0.0339	-0.0560	-0.0761	-0.0969
0.6	0.0000	-0.0093	-0.0314	-0.0521	-0.0708	-0.0903
0.7	0.0000	-0.0080	-0.0286	-0.0477	-0.0650	-0.0829
0.8	0.0000	-0.0065	-0.0252	-0.0425	-0.0578	-0.0739
0.9	0.0000	-0.0053	-0.0229	-0.0391	-0.0538	-0.0693

当导弹重心变化时的修正公式： $m_{z1}^{\alpha}\alpha = m_z^{\alpha}\alpha + c_y(X_g - X_{g0})/L$

(十) 俯仰操纵力矩系数 $m_z^{\delta_z} \delta_z |_{Xg=Xg_0}$

附表 8 俯仰操纵力矩系数表

马赫数	舵偏角(°)，正负对称			
	0	10	20	30
0.1	0.0000	-0.0358	-0.0741	-0.1164
0.2	0.0000	-0.0352	-0.0735	-0.1082
0.3	0.0000	-0.0344	-0.0716	-0.1023
0.4	0.0000	-0.0335	-0.0678	-0.0965
0.5	0.0000	-0.0331	-0.0658	-0.0918
0.6	0.0000	-0.0326	-0.0624	-0.0851
0.7	0.0000	-0.0319	-0.0591	-0.0807
0.8	0.0000	-0.0311	-0.0572	-0.0765
0.9	0.0000	-0.0303	-0.0559	-0.0731

$$m_z^{\delta_z}(-\delta_z) = -(m_z^{\delta_z}\delta_z)$$

(十一) 阻尼力矩系数 m_z^{σ}

附表 9 当 $Xg = .9381$ 时

马赫数	攻角 (°)					
	0	2	4	6	8	10
0.1	-0.4686	-0.4829	-0.4982	-0.5130	-0.5272	-0.5409
0.2	-0.4707	-0.4850	-0.5003	-0.5150	-0.5292	-0.5429
0.3	-0.4744	-0.4886	-0.5039	-0.5186	-0.5327	-0.5464
0.4	-0.4797	-0.4939	-0.5090	-0.5237	-0.5378	-0.5514
0.5	-0.4882	-0.5022	-0.5173	-0.5318	-0.5458	-0.5593
0.6	-0.5089	-0.5227	-0.5376	-0.5520	-0.5658	-0.5791
0.7	-0.5366	-0.5502	-0.5649	-0.5790	-0.5927	-0.6058
0.8	-0.5738	-0.5871	-0.6014	-0.6153	-0.6287	-0.6415
0.9	-0.6272	-0.6407	-0.6553	-0.6694	-0.6830	-0.6960

附表 10 当 $X_g = .8896$ 时

马赫数	攻角 (°)					
	0	2	4	6	8	10
0.1	-0.6179	-0.6384	-0.6600	-0.6805	-0.6999	-0.7182
0.2	-0.6207	-0.6410	-0.6626	-0.6830	-0.7024	-0.7207
0.3	-0.6253	-0.6455	-0.6670	-0.6874	-0.7067	-0.7249
0.4	-0.6319	-0.6521	-0.6734	-0.6937	-0.7129	-0.7310
0.5	-0.6424	-0.6624	-0.6835	-0.7036	-0.7226	-0.7406
0.6	-0.6669	-0.6866	-0.7074	-0.7272	-0.7459	-0.7636
0.7	-0.6997	-0.7190	-0.7395	-0.7589	-0.7774	-0.7948
0.8	-0.7435	-0.7624	-0.7824	-0.8014	-0.8194	-0.8365
0.9	-0.8069	-0.8266	-0.8474	-0.8672	-0.8859	-0.9035

(十二) 其他参数

附表 11 其它参数

特征面积 $S(m^2)$	特征长度 $L(m)$	毛翼展 (m)	音速 SONIC (m/s)	大 气 密 度 $\rho (kg/m^3)$
0.0227	1.8	0.5	343.13	1.225

二、导弹飞行弹道仿真原理

（一）比例导引法的基本原理

在导弹制导过程中，我采用比例导引法输出制导信号，对导弹进行姿态控制，从而实现制导的目标。对于三维空间中的目标，我采用近似的方法分别铅垂面和水平面分别进行比例导引最后实现成功的攻击目标。

比例导引法的基本原理：

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dr}{dt} = V_m \cos \eta_m - V \cos \eta \\ r \frac{dq}{dt} = V \sin \eta - V_m \sin \eta_m \\ q = \sigma + \eta \\ q = \sigma_m + \eta_m \\ \varepsilon_1 = \frac{d\sigma}{dt} - K \frac{dq}{dt} = 0 \\ end \end{array} \right.$$

基于比例导引法的基本原理，令 $\delta = K_\delta \varepsilon_1$ 作为舵机的对应偏转量， ε_1 为控制信号， K_δ 为有控制信号的放大系数，控制系统理想工作不考虑时间延迟和静态误差等因素影响。

在本题中所给的条件中，舵偏角 δ 偏转后主要提供操纵力矩从而改变飞行器的姿态角，由此达到控制导弹按照比例导引法的导引规律击中目标。

（二）导弹的简化动力学模型

此目标在水平面方向的运动尺度相对于铅垂平面更小，则我们可以把导弹的运动看作在铅垂平面运动的基础上，附加了较小程度的水平面内的运动。

则导弹无滚转的导弹运动可以通过下列方程组进行描述：

$$\begin{cases}
m \frac{dV}{dt} = P - X - mg \sin \theta \\
mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y - mg \cos \theta \\
-mV \frac{d\psi_v}{dt} = -P \sin \beta + Z \\
J_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z \\
J_y \frac{d\omega_y}{dt} = M_y \\
\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \\
\frac{d\psi}{dt} = \omega_y \\
\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \\
\frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\
\frac{dz}{dt} = -V \sin \psi_v \\
\frac{dm}{dt} = -m_s \\
\alpha = \vartheta - \theta \\
\beta = \psi - \psi_v \\
\varepsilon_1 = \frac{d\theta}{dt} - K \frac{dq_{x-y}}{dt} = 0 \\
\varepsilon_1 = \frac{d\psi_v}{dt} - K \frac{dq_{x-z}}{dt} = 0 \\
end
\end{cases}$$

在上述方程中，我将侧向运动参数当做小量同时不考虑滚转运动的影响，解除了导弹方程的耦合现象，利于方程组求解。

对于题目中未给出的通过数值积分方法求解上述方程可以得到各个参数随时间的变化曲线。

（三）插值方法介绍

插值和拟合都是根据某个未知函数（或已知但难于求解的函数）的几个已知数据点求出变化规律和特征相似的近似曲线的过程。

在本题中根据插值表格的格式和内容不同，我选择了两种插值方式进行计算。

1. 一次牛顿线性插值

- 差商：自变量之差与因变量之差之比

定义：函数 $y = f(x)$ 在区间 $[x_i, x_{i+1}]$ 上的平均变化率

$$f[x_i, x_{i+1}] = \frac{f(x_{i+1}) - f(x_i)}{x_{i+1} - x_i}$$

称为 $f(x)$ 关于 x_i, x_{i+1} 的一阶差商，并记为 $f[x_i, x_{i+1}]$

- 函数 $f(x)$ 可由 n 阶差商 $f[x_0, x_1, \dots, x_n]$ 的值作为系数得到牛顿插值公式表示。

$$f(x) = \frac{f(x_{i+1}) - f(x_i)}{x_{i+1} - x_i} (x - x_i)$$

在本次仿真中根据其数据较为单一，直接使用一阶差商表示的牛顿插值公式近似函数，求的任意点处的函数值。

2. 抛物线插值

对于二维的表格其数据不再是简单的线性，所以为了保证精度所以采用抛物线插值方式近似实际函数 $f(x)$ 。

取三个数据点 $A_0(x_0, y_0)$ ， $A_1(x_1, y_1)$ ， $A_2(x_2, y_2)$ 。

由此计算出三个插值基函数：

$$l_0(x) = \frac{(x - x_1)(x - x_2)}{(x_0 - x_1)(x_0 - x_2)}$$

$$l_1(x) = \frac{(x - x_0)(x - x_2)}{(x_1 - x_0)(x_1 - x_2)}$$

$$l_2(x) = \frac{(x - x_0)(x - x_1)}{(x_2 - x_0)(x_2 - x_1)}$$

最后可以得到抛物插值公式：

$$P(x) = l_0(x) \cdot y_0 + l_1(x) \cdot y_1 + l_2(x) \cdot y_2$$

在本次问题的求解中，在一次二维插值中，我实际利用两次抛物线插值对结果进行插值寻找。

三、实验仿真结果及相关分析

（一）导弹比例导引法的三维轨迹

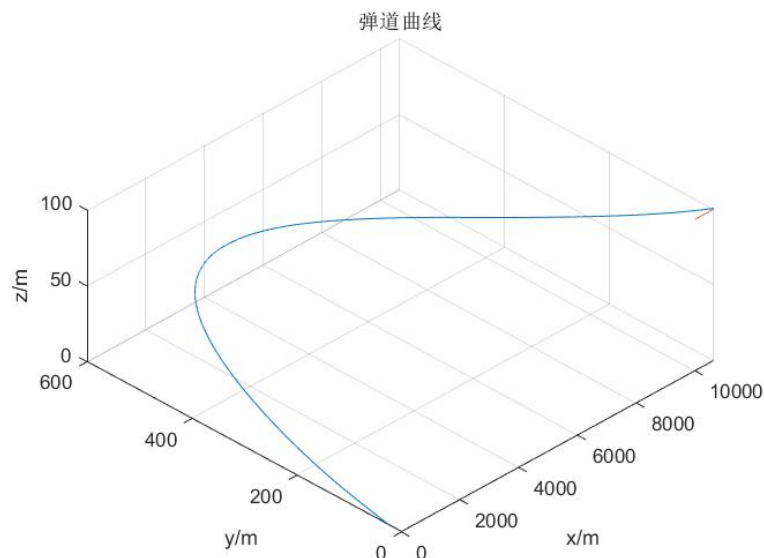


图 1 导弹三维运动轨迹

在弹道的轨迹中可以看出，导弹前期的弹道较为弯曲，能够充分利用导弹的机动能力；导弹后段较为平直，导弹具有较为充裕的机动能力。

在本次仿真中，通过对于目标的初始位置和速度进行改变，无需再调整舵偏角传递系数 K_δ 都可在 $X-Y$ 平面内精准的击中目标。但是在 $X-Z$ 平面内，每次调整目标的位置速度参数后，都需要调整舵偏角传递系数 K_δ 之后才可以精准命中。

最后命中点导弹的坐标（10635.780774，0.034487，100.483842），目标的坐标为（10636.150000，0.000000，100.000000）。

（二）比例导引法速度变化

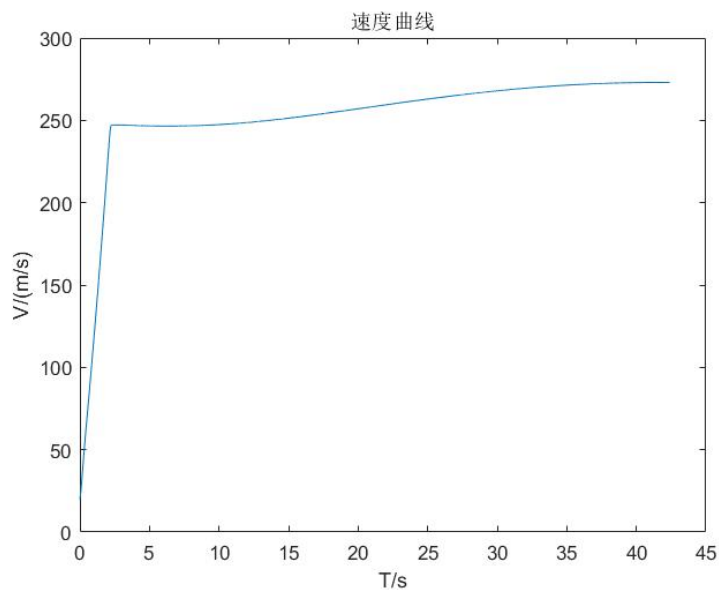


图 2 导弹速度变化曲线

由图可以看出，在导弹发射的初期，导弹大量消耗燃料，速度快速增加。在发动机关机之后，只有较小的质量流率，则导弹的速度缓慢增加。

（三）弹道倾角随时间变化曲线

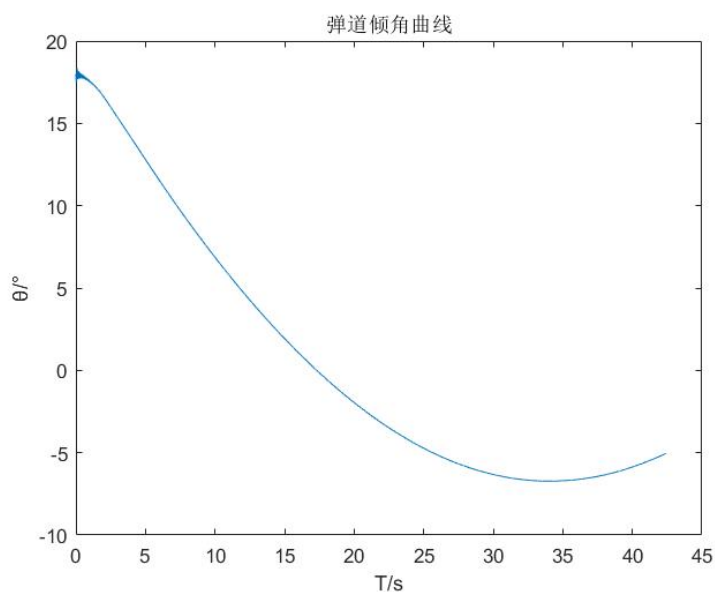


图 3 弹道倾角变化曲线

由图可以看出在发射初期，导弹受到舵偏角控制，发生了小幅度的振荡之后逐步减少，使得导弹的速度方向逐渐指向目标。

在 17.30s 左右导弹，弹道倾角为零，此时导弹处于弹道曲线的最高点，之后导弹速度方向继续向下偏转，指向目标。

在接近目标的时候，在比例导引的导引律作用下，使得导弹的弹道倾角的绝对值减小，使得最后导弹较为平直。

（四）攻角变化曲线

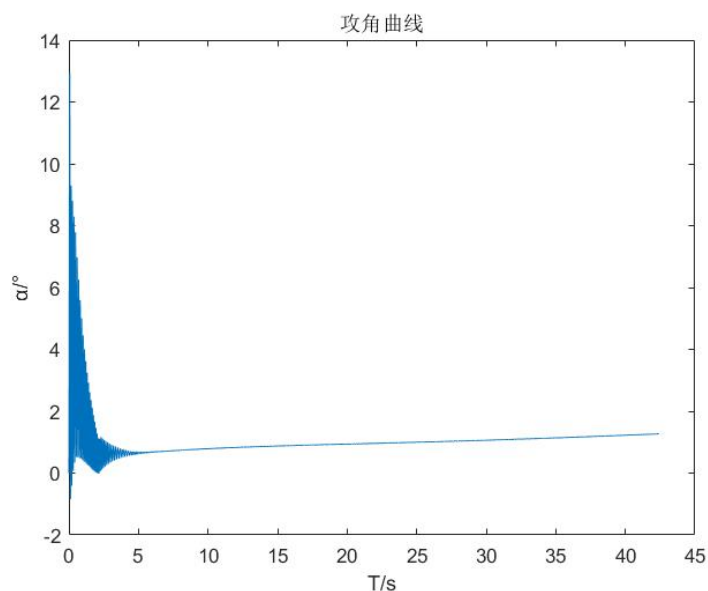


图 4 攻角变化曲线

在制导过程中的前段，由于我的舵偏角放大系数比较大，用于击中射程范围内的所有目标，舵偏角的变化很剧烈，导致前期的的攻角变化也很剧烈。5s 之后，攻角变化稳定，以一条直线缓慢增加，之后导弹基本是一个弹道式轨迹。

（五） ω_z 随时间的变化曲线

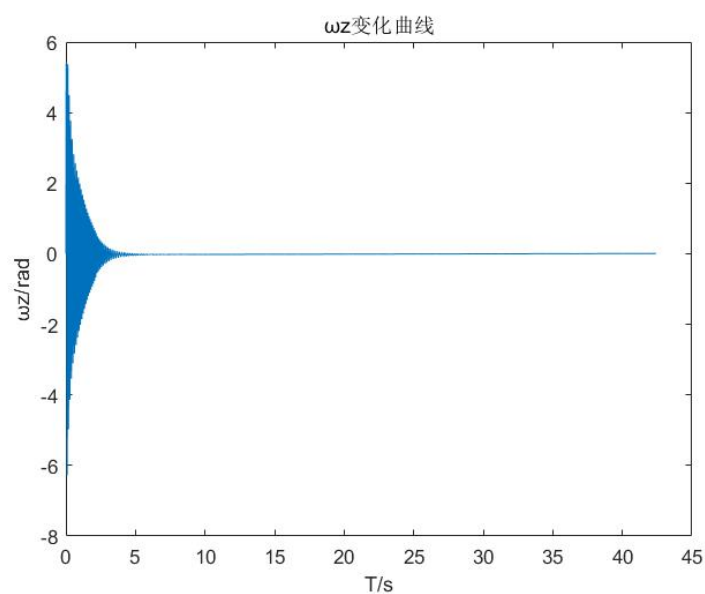


图 5 ω_z 变化曲线

在导弹发射前期，导弹的转动角速度变化剧烈，产生这样的变化趋势的原因还是在前期舵偏角变化剧烈使得操纵力矩往返变化剧烈，使得前期转动角速度较大，之后随着时间增加转动角速度逐渐趋近于一个小量缓慢变化。可以通过减小舵偏角传递系数 K_δ 的大小，使得 ω_z 的振荡幅度进一步减少。

（六）弹道偏角的变化曲线

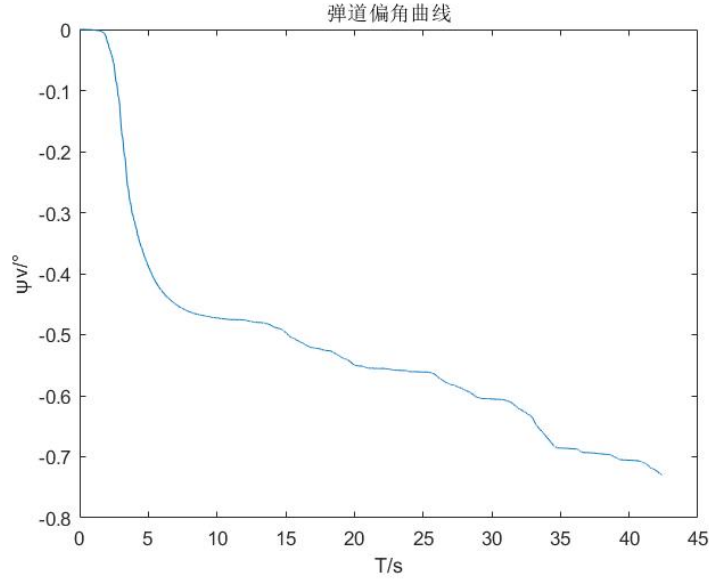


图 6 弹道偏角变化曲线

通过方向舵偏角的变化，产生操纵力矩使得弹道偏角指向目标，使得弹道偏角逐渐减小，最后击中目标。因为 ω_y 的值在不断偏转，使得弹道偏角在下降的过程中变化率也不断波动，但总体呈现下降趋势。

（七）2s 时动态特性分析

我主要对纵向运动进行动态特性分析。

对于导弹此时的纵向运动可以根据此时的动力系数：

$$a_{24} = \left(-\frac{M_z^\alpha}{J_z} \right)_0 = \left(-\frac{m_z^\alpha q S b_A}{J_z} \right)_0 = 1.0822(1/s^2)$$

$$a_{22} = \left(-\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} \right)_0 = \left(-\frac{m_z^{\omega_z} q S b_A}{J_z} \cdot \frac{b_A}{v} \right)_0 = 0.6758(1/s)$$

$$a_{34} = \left(\frac{P + Y^\alpha / 57.3}{J_z} \right)_0 = \left(\frac{P + C_y^\alpha q S / 57.3}{J_z} \right)_0 = -0.5571(1/s)$$

$$a_{24} + a_{22}a_{34} = 0.7058 > 0$$

则可知此时导弹的纵向短周期运动动态稳定。

对于短周期扰动运动可分析其过渡过程品质：

$$K_\alpha = \frac{a_{22}a_{34}}{a_{24} + a_{22}a_{34}} = -0.5334$$

$$T_\alpha = \frac{1}{\sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}}} = 1.1903$$

$$\xi_\alpha = \frac{a_{22} + a_{34}}{2\sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}}} = 0.0707$$

$$T_{1\alpha} = \frac{1}{a_{34}} = -1.7950$$

则可知弹体的自振频率为：

通过上述系数可以确定运动偏量的传递方程如下：

$$\Delta\alpha(s) = -\frac{K_\alpha T_{1\alpha}}{T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1} \Delta\delta_z(s) = \frac{-0.9575}{1.4169s^2 + 0.1683s + 1} \Delta\delta_z(s)$$

$$\Delta\vartheta(s) = -\frac{K_\alpha (T_{1\alpha}s + 1)}{s(T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1)} \Delta\delta_z(s) = \frac{0.5334(-1.7950s + 1)}{s(1.4169s^2 + 0.1683s + 1)} \Delta\delta_z(s)$$

$$\Delta\theta(s) = -\frac{K_\alpha}{s(T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1)} \Delta\delta_z(s) = \frac{0.5334}{s(1.4169s^2 + 0.1683s + 1)} \Delta\delta_z(s)$$

又因为： $\Delta n_y \approx \frac{v_0}{g} \frac{d\Delta\theta}{dt}$

则可以求出此时舵偏角到过载的传递函数：

$$\Delta n_y = \frac{v_0}{g} \frac{K_\alpha}{T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1} \Delta\delta_z(s) = \frac{12.2327}{1.4169s^2 + 0.1683s + 1} \Delta\delta_z(s)$$

（八）40s 时动态特性分析

因为我的飞行时间在 42s 左右，所以我在 40s 时进行动态特性分析。

对于导弹此时的纵向运动可以根据此时的动力系数：

$$a_{24} = \left(-\frac{M_z^\alpha}{J_z} \right)_0 = \left(-\frac{m_z^\alpha q S b_A}{J_z} \right)_0 = 3.1922(1/s^2)$$

$$a_{22} = \left(-\frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} \right)_0 = \left(-\frac{m_z^{\omega_z} q S b_A}{J_z} \cdot \frac{b_A}{v} \right)_0 = 0.9271(1/s)$$

$$a_{34} = \left(\frac{P + Y^\alpha / 57.3}{J_z} \right)_0 = \left(\frac{P + C_y^\alpha q S / 57.3}{J_z} \right)_0 = -0.0772(1/s)$$

$$a_{24} + a_{22}a_{34} = 3.1206 > 0$$

则可知此时导弹的纵向短周期运动动态稳定。

对于短周期扰动运动可分析其过渡过程品质：

$$K_\alpha = \frac{a_{22}a_{34}}{a_{24} + a_{22}a_{34}} = -0.0229$$

$$T_\alpha = \frac{1}{\sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}}} = 0.5661$$

$$\xi_\alpha = \frac{a_{22} + a_{34}}{2\sqrt{a_{24} + a_{22}a_{34}}} = 0.2406$$

$$T_{1\alpha} = \frac{1}{a_{34}} = -12.9534$$

通过上述系数可以确定运动偏量的传递方程如下：

$$\Delta\alpha(s) = -\frac{K_\alpha T_{1\alpha}}{T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1} \Delta\delta_z(s) = \frac{0.2966}{0.3204s^2 + 0.2724s + 1} \Delta\delta_z(s)$$

$$\Delta\vartheta(s) = -\frac{K_\alpha (T_{1\alpha}s + 1)}{s(T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1)} \Delta\delta_z(s) = \frac{-0.0229(-12.9534s + 1)}{s(0.3204s^2 + 0.2724s + 1)} \Delta\delta_z(s)$$

$$\Delta\theta(s) = -\frac{K_\alpha}{s(T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1)} \Delta\delta_z(s) = \frac{-0.0229}{s(0.3204s^2 + 0.2724s + 1)} \Delta\delta_z(s)$$

又因为： $\Delta n_y \approx \frac{v_0}{g} \frac{d\Delta\theta}{dt}$

则可以求出此时舵偏角到过载的传递函数：

$$\Delta n_y = \frac{v_0}{g} \frac{K_\alpha}{T_\alpha^2 s^2 + 2\xi_\alpha T_\alpha s + 1} \Delta\delta_z(s) = \frac{-0.6371}{s(0.3204s^2 + 0.2724s + 1)} \Delta\delta_z(s)$$

侧向扰动运动也可以通过相似的方式求解，不再一一罗列。

四、仿真学习感悟

在以往的作业中，我完成过关于纵向平面内的无控弹道仿真，我这次的作业也是在这个题目的基础上进行功能拓展所得到的。

在这次作业中我主要遇到了如下的几个困难：

一是从函数表进行插值。我最开始使用 matlab 自带的 interp1()和 interp2()函数，但是由于函数不具有外插的特性，在所给的初值条件下，常常出现 NAN 的情况下，我当时进行了很多次 debug 才发现这个问题。我想着在这个函数的基础上在查指标外都为零，但是这样又会带来其他的问题，所以最后在多番尝试后我选择自己去编写插值函数，利用牛顿插值方法和拉格朗日插值方法分别编写了线性插值和抛物线插值函数解决了我所遇到的问题。

二是制导信号的获取。单单是动力学方程和比例导引法的基础方程都很简单，

但是我尝试了好多次都无法很好将这两个模型联系起来。通过向老师答疑，我总算是明白了获取的方法。通过 $\delta = K_{\delta}(K \frac{dq}{dt} - \frac{d\theta}{dt})$ 的方式，我得到控制信号并带入动力学方程从而实现了从动力学层面的比例导引。在这个过程中比例系数 K 和舵偏角信号放大系数 K_{δ} 确定过程也十分痛苦，总是有各种出错和脱靶情况出现。后来通过翻阅课程书籍，我发现比例系数 K 在 2~6 时候会有更好的效果，所以我将我的比例系数选在 $K = 3$ 时候，比例导引的效果很好。再通过不断的调整舵偏角的放大系数，最终实现了目标的打击。

三是有舵偏角到过载的传递函数的获取。在之前的航天飞行动力学的课程中，我没有学习到这方面的内容，所以我觉得很困惑。但是在另一门课程-大气飞行器姿态动力学中刚好讲到了传递函数这方面的内容，在另一方面的触类旁通让我有一种知识体系在构建的过程，也让我明白广泛的学习课程相关知识总是会在其他的方面上给予我帮助。

四是一些其他体会。在作业的完成中，闫老师每次都很认真的回答了我的问题让我能够顺利的将我的大作业完成下去，在这个过程中，我也学习了很多，学会了将书本的知识和上机实验结合起来，让它们得到了正确的应用。但是我自己编程中还具有很大的问题，体现在程序数据的传递上，我不太熟练这个过程，就使用了很多 `global` 声明，让整个程序看起来有些冗余。同时我也没有学会 `simulink` 仿真软件的使用，这也是我后期需要继续学习的。

非常感谢闫老师的悉心指导！

五、实验代码

（一）Main 函数

```
function main()
clear
clc
clear global
global y;%初始迭代函数值
global ii;%储存数据
global Kq %定义舵偏角放大系数调节比例导引法
Kq=-10;
ii=0;
h=0.005;%迭代步长
init1();%数据初始化
while y(10)>=0
```



```

ii=ii+1;
result(ii);
rk_4(15,h);%龙格库塔法迭代计算
end
savedata(ii);%保存数据到 D:date
drawing();%绘出所需要的函数图像

```

(二) Initialize()函数

```

%数据初始化
function initialize()
global acx acy ajz amzaf amzwz amzcz axg ap amc agc andm andaf anddt b L S SONIC
RHO Xt Yt Zt Vt;
global y;
%依次为时间、速度、theta、pesaiv、wz、wy、俯仰角、pesai、x、y、z、m、xt、yt、zt
y=[0 20 18 0 0 0 18 0 0 20 0 52.381 10000 0 100];
%马赫数 ma
%攻角 alpha
%三个时间 b(1)为导弹离轨时间 b(2)为起飞发动机工作结束时间 b(3)为续航发动机工作结束时间
b=[0 2.1126 44.08327];
%系数表维数
n1=9;
n2=6;
%andm 最小最大值马赫数
andm(1)=0.1;
andm(2)=0.9;
%andaf 最小最大值攻角
andaf(1)=0;
andaf(2)=10;
%anddt 最大最小值舵偏角

anddt(1)=0;
anddt(2)=30;
%俯仰操纵力矩系数表维数
n3=9;
n4=4;
%阻力系数
acx=[0.4177 0.4404 0.5219 0.6603 0.8534 1.1023;
      0.3858 0.4086 0.4903 0.6290 0.8226 1.0723;
      0.3779 0.4007 0.4827 0.6218 0.8160 1.0666;
      0.3785 0.4015 0.4838 0.6234 0.8184 1.0700;
      0.3787 0.4018 0.4846 0.6249 0.8209 1.0738;
      0.3829 0.4062 0.4897 0.6310 0.8284 1.0835;
      0.3855 0.4091 0.4934 0.6363 0.8358 1.0938;
      0.4082 0.4321 0.5175 0.6621 0.8641 1.1254;
      0.4947 0.5192 0.6073 0.7571 0.9672 1.2392];

```

%升力系数

```
acy=[0.0000    0.6430  1.4758  2.2870  3.0713  3.8463
      0.0000  0.6454  1.4807  2.2942  3.0814  3.8598
      0.0000  0.6480  1.4858  2.3014  3.0915  3.8731
      0.0000  0.6512  1.4923  2.3107  3.1039  3.8891
      0.0000  0.6554  1.5007  2.3227  3.1197  3.9092
      0.0000  0.6617  1.5134  2.3409  3.1436  3.9401
      0.0000  0.6698  1.5304  2.3661  3.1775  3.9835
      0.0000  0.6792  1.5501  2.3950  3.2162  4.0323
      0.0000  0.6933  1.5935  2.4706  3.3273  4.1790];
```

%推力

```
ap=[0.000 0.15  0.49  2.11  2.27  3.53  8.78  25.45  42.80  43.68  44.08  100;
     331.2 614.3 505.4 607.8 48.65 43.97 42.01 41.00 40.80 40.79 2.22 0];
```

%发动机秒流量

```
amc=[0      2.1   2.105  44.1   44.105 100;
      2.362 2.362 0.21059 0.21059 0      0];
```

%转动惯量

```
ajz=[0.0   2.0  2.4  6.4  10.4 14.4 18.4 22.4 26.4 30.4 34.0 38.4 42.4 44.0;
      8.35 7.88 7.86 7.81 7.78 7.75 7.73 7.71 7.70 7.70 7.69 7.69 7.69];
```

%导弹重心

```
axg=[0.0   2.0   2.4   10.0  18.0  26.0  32.0  38.0  42.0  44.0  100;
      0.9381 0.9095 0.9091 0.9026 0.8969 0.8928 0.8907 0.8896 0.8895 0.8896 0.8896];
agc=[0.9381 0.8896];
```

%静稳定力矩系数

```
amzaf=[0.0000   -0.0104   -0.0341   -0.0564   -0.0771   -0.0985
        0.0000   -0.0104   -0.0341   -0.0564   -0.0770   -0.0983
        0.0000   -0.0104   -0.0341   -0.0564   -0.0769   -0.0982
        0.0000   -0.0105   -0.0342   -0.0564   -0.0768   -0.0979
        0.0000   -0.0104   -0.0339   -0.0560   -0.0761   -0.0969
        0.0000   -0.0093   -0.0314   -0.0521   -0.0708   -0.0903
        0.0000   -0.0080   -0.0286   -0.0477   -0.0650   -0.0829
        0.0000   -0.0065   -0.0252   -0.0425   -0.0578   -0.0739
        0.0000   -0.0053   -0.0229   -0.0391   -0.0538   -0.0693];
```

%阻尼力矩系数

%当 $x_g=0.9381$ 时

```
amzwz=[-0.4686 -0.4829 -0.4982 -0.5130 -0.5272 -0.5409
        -0.4707 -0.4850 -0.5003 -0.5150 -0.5292 -0.5429
        -0.4744 -0.4886 -0.5039 -0.5186 -0.5327 -0.5464
        -0.4797 -0.4939 -0.5090 -0.5237 -0.5378 -0.5514
        -0.4882 -0.5022 -0.5173 -0.5318 -0.5458 -0.5593
        -0.5089 -0.5227 -0.5376 -0.5520 -0.5658 -0.5791
        -0.5366 -0.5502 -0.5649 -0.5790 -0.5927 -0.6058
        -0.5738 -0.5871 -0.6014 -0.6153 -0.6287 -0.6415
        -0.6272 -0.6407 -0.6553 -0.6694 -0.6830 -0.6960];
```

```

%%当 xg=0.8896 时
%舵偏角的操纵力矩系数
amzcz=[0.0000    -0.0358    -0.0741    -0.1164
        0.0000    -0.0352    -0.0735    -0.1082
        0.0000    -0.0344    -0.0716    -0.1023
        0.0000    -0.0335    -0.0678    -0.0965
        0.0000    -0.0331    -0.0658    -0.0918
        0.0000    -0.0326    -0.0624    -0.0851
        0.0000    -0.0319    -0.0591    -0.0807
        0.0000    -0.0311    -0.0572    -0.0765
        0.0000    -0.0303    -0.0559    -0.0731];

```

```

%其他参数

```

```

S=0.0227;L=1.8;SONIC=343.13;RHO=1.225;
Xt=3000; Yt=0;Zt=100; Vt=15;

```

(三) Rk_4 函数

```

%四阶龙格库塔法子函数

```

```

function rk_4(n,h)
global y dy;
dy=zeros(n,1);
old_y=zeros(1,n);
yl=zeros(1,n);
a(1)=h/2;
a(2)=h/2;
a(3)=h;
a(4)=h;
dery(y);
for i=1:n
    old_y(i)=y(i);
end
for j=1:3
    for i=1:n
        yl(i)=old_y(i)+a(j)*dy(i);
        y(i)=y(i)+a(j+1)*dy(i)/3;
    end
    dery(yl);
end
for i=1:n
    y(i)=y(i)+a(1)*dy(i)/3;
end

```

(四) Fly_model() 函数

```

function fly_model(y)
global dy;
global Kq ;%比例系数
global L S SONIC RHO;

```

```

global ma abs_alpha abs_belta cx cy cz mzaf mzwz mzcz mybf mywy mycz jz alpha
belta andm anddt amzcz p mc ;
global Vt;
aa=zeros(1,4);
q=RHO*y(2)*y(2)/2;
ma=y(2)/SONIC;
alpha=y(7)-y(3);%攻角等于俯仰角减去弹道倾角
abs_alpha=abs(alpha);
belta=y(8)-y(4);
abs_belta=abs(belta);
interp();
aa(1)=sin(y(3)*pi/180);
aa(2)=cos(y(3)*pi/180);
aa(3)=sin(alpha*pi/180);
aa(4)=cos(alpha*pi/180);
if alpha<0
    cy=-cy;
end
xf=cx*q*S;
yf=cy*q*S;
zf=cz*q*S;
wzt=y(5)*L/y(2);
wyt=y(6)*L/y(2);
%铅锤平面内比例导引法制导信号产生
r1=sqrt((y(9)-y(13))^2+(y(10)-y(14))^2);
Q1=atan((y(14)-y(10))/(y(13)-y(9)));
dQ1=(y(2)*sin(Q1-y(3)*pi/180)-Vt*sin(Q1))/r1;
dtheta=(p*9.81*aa(3)+yf-9.81*y(12)*aa(2))/(y(2)*y(12));
deltaz=(Kq*(3*dQ1-dtheta))*180/pi;
abs_deltaz=abs(deltaz);
mzcz=interpL2(ma,abs_deltaz,9,4,andm,addt,amzcz);
%水平面内比例导引法制导信号
r2=sqrt((y(9)-y(13))^2+(y(11)-y(15))^2);
Q2=atan((y(15)-y(11))/(y(13)-y(9)));
dQ2=(y(2)*sin(Q2-y(4)*pi/180)-Vt*sin(Q2))/r2;
dpesai=(-p*9.81*sin(belta/180*pi)+zf)/(-y(2)*y(12));
deltay=(-0.541*(3*dQ2-dpesai))*180/pi;
abs_deltay=abs(deltay);
mycz=interpL2(ma,abs_deltay,9,4,andm,addt,amzcz);
dy(1)=1;
dy(2)=(p*9.81*aa(4)-xf-9.81*y(12)*aa(1))/y(12);%dv/dt
dy(3)=(p*9.81*aa(3)+yf-9.81*y(12)*aa(2))/(y(2)*y(12))/pi*180;%dtheta/dt    %转
换成度
dy(4)=(-p*9.81*sin(belta/180*pi)+zf)/(-y(2)*y(12))*180/pi;    %dpesai/dt

```

```

dy(5)=(mzaf*alpha+mzwz*wzt+mzcz*deltaz)*q*S*L/jz;%dwz/dt
dy(6)=(mybf*belta+mywy*wyt+mycz*deltay)*q*S*L/jz;%dwy/dt
dy(7)=y(5)/pi*180;%d 俯仰角/dt
dy(8)=y(6)/pi*180;%dpesai/dt
dy(9)=y(2)*aa(2);%dx/dt
dy(10)=y(2)*aa(1);%dy/dt
dy(11)=-y(2)*sin(y(4)*pi/180);%dz/dt
dy(12)=-mc;%dm/dt
dy(13)=Vt;%dxt/dt
dy(14)=0;%dyt/dt
dy(15)=0;%dzt/dt

```

(五) Interp()函数

```

function interp()
global acx acy ajz amzaf amzwz axg ap amc agc andm andaf b L;
global ma abs_alpha abs_belta cx cy cz mzaf mzwz mybf mywy xg jz p mc;
global y;
if y(1)<b(3)
    %a=interp11(tt,3,y(1));
    xg=interpND(axg,10,y(1));
    jz=interpND(ajz,14,y(1));
    p=interpND(ap,11,y(1));
    mc=interpND(amc,6,y(1));
else
    xg=axg(2,10);
    jz=ajz(2,14);
    p=ap(2,11);
    mc=amc(2,6);
end
cx=interpL2(ma,abs_alpha,9,6,andm,andaaf,acx);
cy=interpL2(ma,abs_alpha,9,6,andm,andaaf,acy);
cz=interpL2(ma,abs_belta,9,6,andm,andaaf,acy);
mzaf0=interpL2(ma,abs_alpha,9,6,andm,andaaf,amzaf);
if abs_alpha~=0
    mzaf=mzaf0+cy*(xg-agc(1))/(abs_alpha*L);%去掉了*RAD
else mzaf=mzaf0;
end
mzwz=interpL2(ma,abs_alpha,9,6,andm,andaaf,amzwz);
mybf0=interpL2(ma,abs_belta,9,6,andm,andaaf,amzaf);
if abs_belta~=0
    mybf=(mybf0+cy*(xg-agc(1))/(abs_belta*L));%去掉了*RAD
else mybf=mybf0;
end
mywy=interpL2(ma,abs_belta,9,6,andm,andaaf,amzwz);

```

(六) InterpND()函数

%牛顿一阶线性插值函数

```
function res=interpND(yy,n,x)
for j=1:(n-1)
    if x<=yy(1,j+1)
        i=j;break;
    else
        i=n-1;
    end
end
res=yy(2,i)+(yy(2,i+1)-yy(2,i))*(x-yy(1,i))/(yy(1,i+1)-yy(1,i));
```

(七) InterpL1()函数

%抛物线插值函数

```
function res=interpL1(x,n1,i,a,yy)
h=(a(2)-a(1))/(n1-1);
i1=fix((x-a(1))/h+1);
if(i1-1)<=0
    i1=1;
else
    if(i1-n1)>=0
        i1=n1-2;end
end
x0=a(1)+(i1-1)*h;
x1=x0+h;
x2=x0+2*h;
c0=0.5*(x-x1)*(x-x2)/(h^2);
c1=-(x-x0)*(x-x2)/(h^2);
c2=0.5*(x-x0)*(x-x1)/(h^2);
res=c0*yy(i1,i)+c1*yy(i1+1,i)+c2*yy(i1+2,i);
```

(八) InterpL2()函数

%拉格朗日插值函数

```
function res=interpL2(x,qq,n1,n2,a,bb,yy)
h=(bb(2)-bb(1))/(n2-1);
i=fix((qq-bb(1))/h+1);
if(i-1)<0
    i=1;
elseif(i-n2)>=0
    i=n2-1;
end
yy1=interpL1(x,n1,i,a,yy);
yy2=interpL1(x,n1,i+1,a,yy);
res=((qq-(i-1)*h-bb(1))*yy2-(qq-i*h-bb(1))*yy1)/h;
```

(九) Result()函数

```
function result(k)
global R1 R2 R3 R4 R5 R6 R7 R8 R9 R10 R11 R11 R12 R13 R14 R15 R16 R17;
```

```

global y;
R1(k)=y(1);
R2(k)=y(2);
R3(k)=y(3);
R4(k)=y(4);
R5(k)=y(5);
R6(k)=y(6);
R7(k)=y(7);
R8(k)=y(8);
R9(k)=y(9);
R10(k)=y(10);
R11(k)=y(11);
R12(k)=y(12);
R13(k)=y(13);
R14(k)=y(14);
R15(k)=y(15);
R16(k)=y(7)-y(3);
R17(k)=y(8)-y(4);

```

(十) Savedate()函数

%输出数据文件子函数

```

function savedate(ii)
global R1 R2 R3 R4 R5 R6 R7 R8 R9 R10 R11 R12 R13 R14 R15 R16 R17
fp=fopen('d:\data.dat','w');
fprintf(fp,'T V SIGOMA PESAIW WZ WY FUYANG PESAI X Y Z M XT YT ZT ALPHA BELTA\n');
for i=1:ii
    fprintf(fp,'%f %f %f %f %f %f %f %f %f %f %f %f %f %f %f %f\n',...
        R1(i),R2(i),R3(i),R4(i),R5(i),R6(i),R7(i),R8(i),R9(i),R10(i),R11(i),...
        R12(i),R13(i),R14(i),R15(i),R16(i),R17(i));
end
fclose(fp);

```

(十一) Draw()函数

%绘图子函数

```

function draw()
global R1 R2 R3 R4 R5 R6 R7 R8 R9 R10 R11 R12 R13 R14 R15 R16 R17;

figure('numbertitle','on','name','速度曲线')
plot(R1,R2);
title('速度曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('V/(m/s)');

figure('numbertitle','on','name','弹道倾角曲线')
plot(R1,R3);
title('弹道倾角曲线')

```

```

xlabel('T/s');
ylabel('  $\theta / ^\circ$  ');

figure('numbertitle','on','name','弹道偏角曲线')
plot(R1,R4);
title('弹道偏角曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('  $\psi v / ^\circ$  ');

figure('numbertitle','on','name',' $\omega_z$  变化曲线')
plot(R1,R5);
title('  $\omega_z$  变化曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('  $\omega_z/\text{rad}$  ');

figure('numbertitle','on','name',' $\omega_y$  变化曲线')
plot(R1,R6);
title('  $\omega_y$  变化曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('  $\omega_y/\text{rad}$  ');

figure('numbertitle','on','name','俯仰角曲线')
plot(R1,R7);
title('俯仰角曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('  $\Theta / ^\circ$  ');

figure('numbertitle','on','name','偏航角曲线')
plot(R1,R8);
title('偏航角曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('  $\Psi / ^\circ$  ');

figure('numbertitle','on','name','质量曲线')
plot(R1,R12);
title('质量曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('m/kg');

figure('numbertitle','on','name','攻角曲线')
plot(R1,R16);
title('攻角曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('  $\alpha / ^\circ$  ');

```



```
figure('numbertitle','on','name','侧滑角曲线')
plot(R1,R17);
title('侧滑角曲线')
xlabel('T/s');
ylabel('β / °');
```

```
figure('numbertitle','on','name','弹道曲线')
plot3(R9,R10,R11);
hold on;
grid on;
plot3(R13,R14,R15);
title('弹道曲线')
xlabel('x/m');
ylabel('y/m');
zlabel('z/m');
```

六、参考文献

- [1] 方群, 闫晓志, 许志等. 航天飞行动力学[M]. 陕西: 西北工业大学出版社, 2015. 8
- [2] 方群, 朱战霞, 孙冲. 飞行器飞行动力学与制导[M]. 陕西: 西北工业大学出版社, 2021. 8