**反坦克导弹弹道仿真**

姓名: 鲁显彻

学号: 2022300707

目录

[1反坦克导弹数据处理 3](#_Toc32496)

[1.1 插值方法 3](#_Toc11373)

[1.2 阻力系数插值 4](#_Toc9531)

[1.3 升力系数插值 4](#_Toc17523)

[1.4 推力数据插值 5](#_Toc24979)

[1.5 发动机质量秒流量插值 6](#_Toc4809)

[1.6 转动惯量插值 7](#_Toc15003)

[1.7 导弹质心位置插值 8](#_Toc20788)

[1.8 静力矩系数插值 9](#_Toc25067)

[1.9 俯仰操纵力矩系数插值 10](#_Toc30260)

[1.10 阻尼力矩系数插值 11](#_Toc23099)

[1.11 其他参数 12](#_Toc12017)

[2导弹六自由度动力学模型 12](#_Toc17441)

[2.1 作用在导弹上的力和力矩 12](#_Toc18824)

[2.2 导弹运动方程组 14](#_Toc11677)

[3 导弹控制模型 15](#_Toc6895)

[3.1三回路自动驾驶仪 15](#_Toc25338)

[3.2舵偏角到法向过载的传递函数 15](#_Toc1220)

[3.3纵向动态特性分析 15](#_Toc29654)

[4 导弹制导模型 15](#_Toc8896)

[4.1 方案飞行 15](#_Toc30031)

[4.2 比例导引法 15](#_Toc9390)

[5 仿真结果分析 15](#_Toc4767)

# 1反坦克导弹数据处理

## 插值方法

### 一维样条插值

已知个数据点,其中。 我们在每个区间上构造一个三次多项式：

总共个区间个系数。

我们需要构造一组方程来求解这些系数。

插值条件：函数在每个节点处通过数据点(共个条件)

一阶导数连续性：

二阶导数连续性：

边界条件：

求解方法:

将上述条件代入后，最终可以将问题转化为一个关于二阶导数的三对角线 性方程组，求出所有后，再反推出每个区 , 的多项式系数。

### 二维样条插值

在一个二维格点网格上(比如图像像素)进行样条插值，目标是构造一个函数,使它在每个小矩形网格区域中是一个双变量三次多项式，并且在整张网格上保证函数值及导数的连续性。

假设我们有一个 的网格点，数据为 ,其中：

将网格块上的插值函数表示为：

这个就是双三次样条函数,每个小块有 16 个系数。

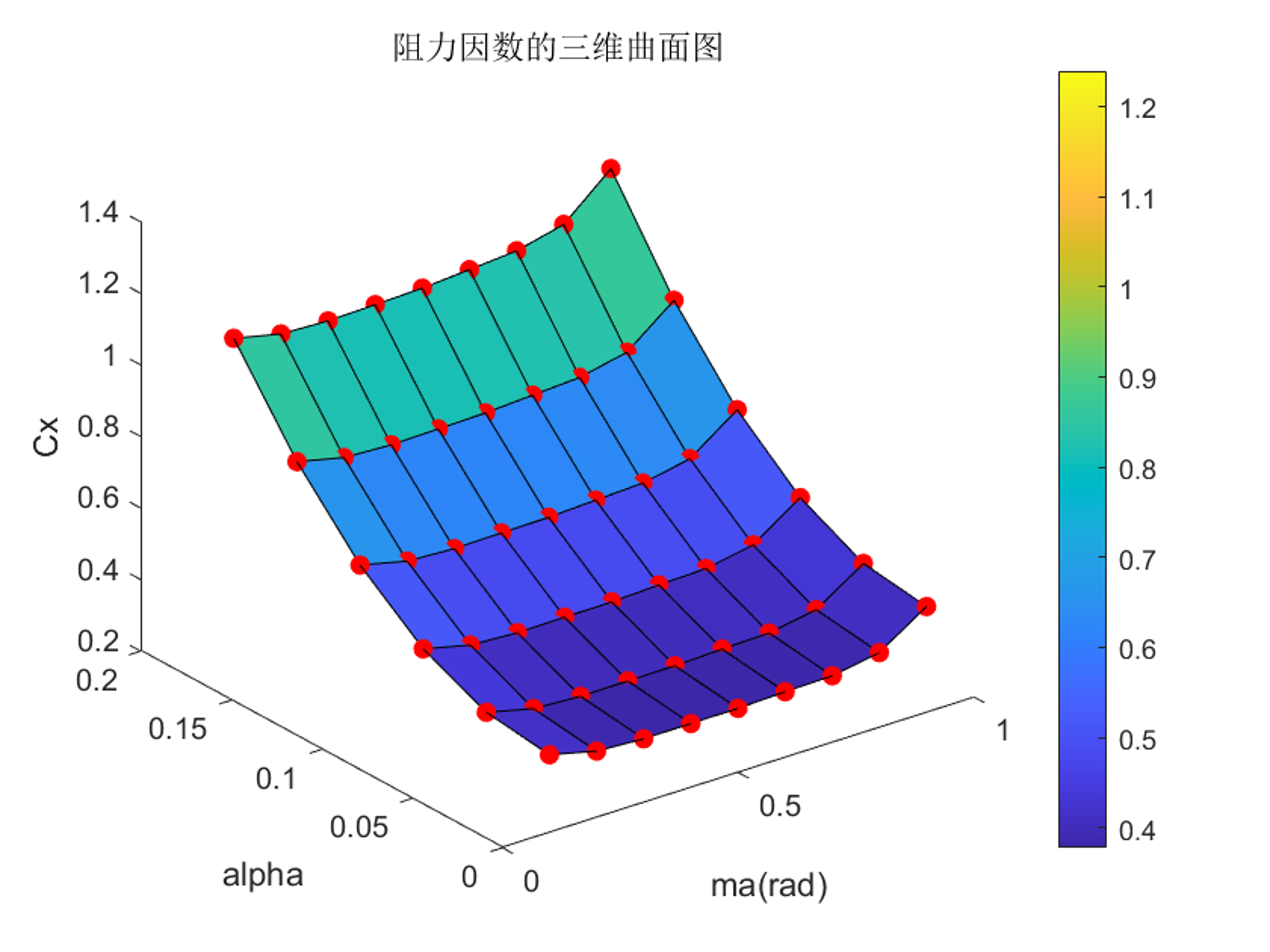
为了确定这些系数，需要使用：

1. 每个角点的函数值
2. 方向偏导数
3. 方向偏导数
4. 混合偏导数

这些信息可以通过一维样条插值在和方向上分别求出，再组合构造二维样条。

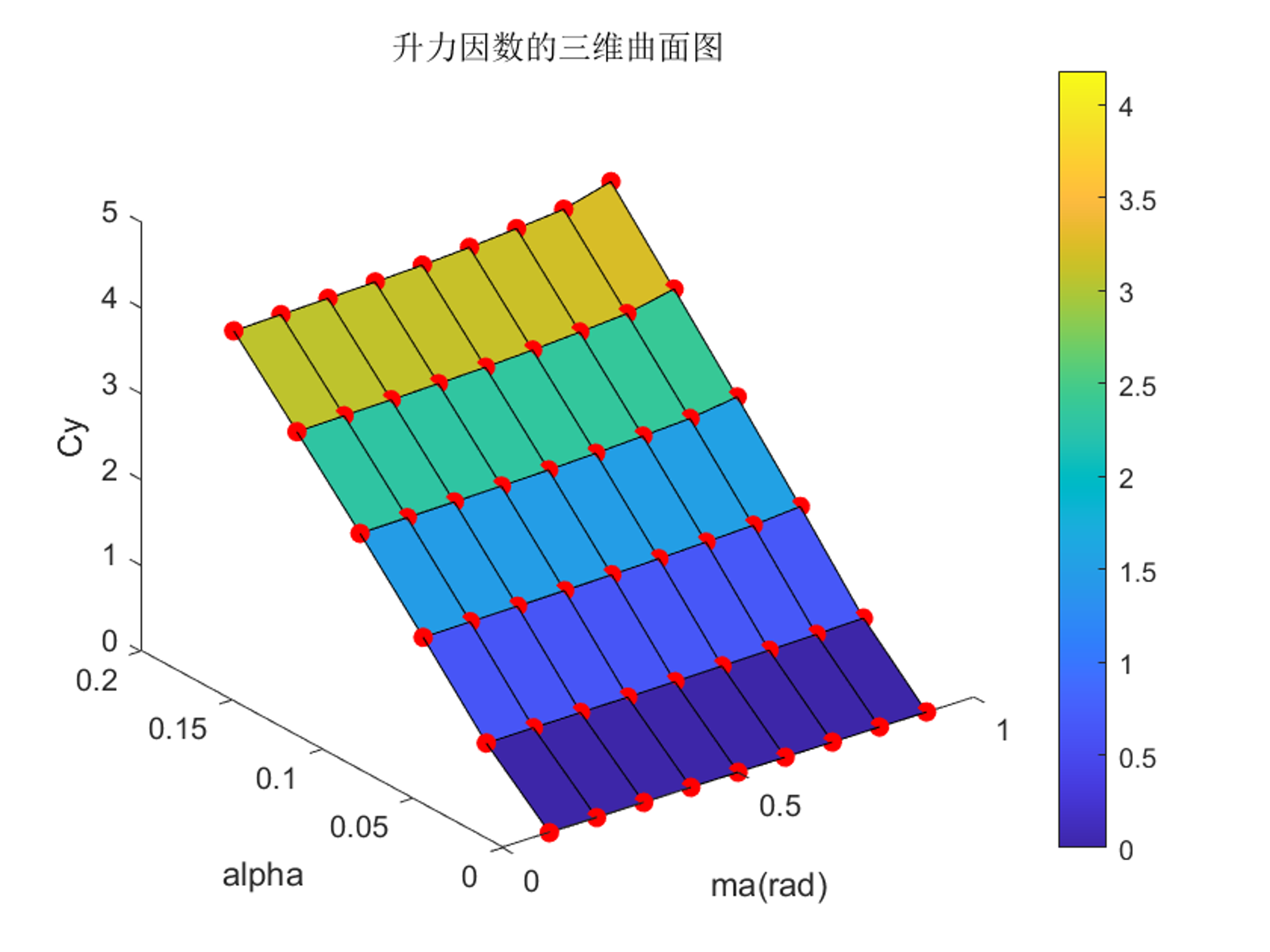
## 1.2 阻力系数插值

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 马赫数 | 攻角(°) | | | | | |
| 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 |



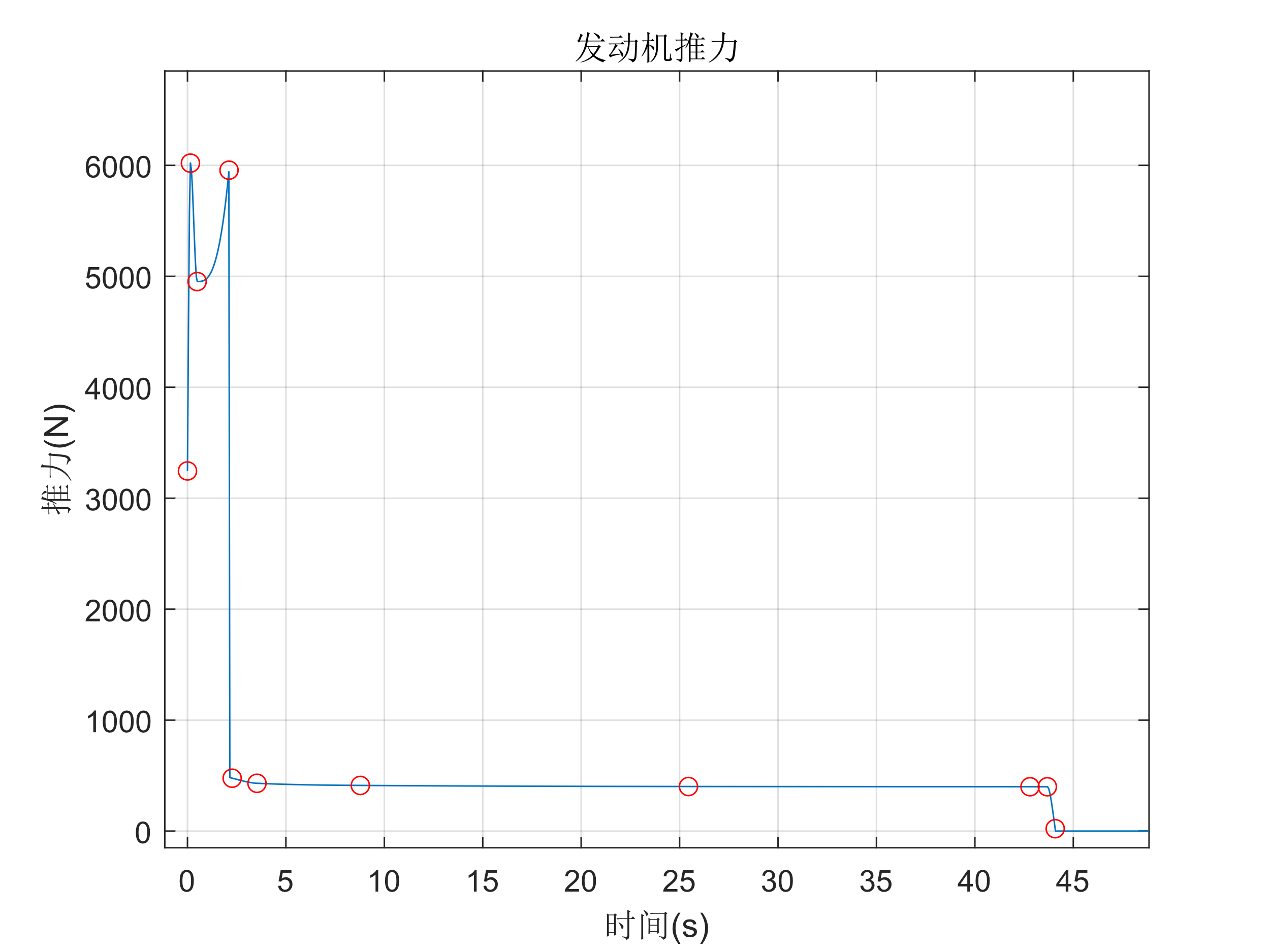
## 1.3 升力系数插值

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 马赫数 | 攻角(°) | | | | | |
| 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 |



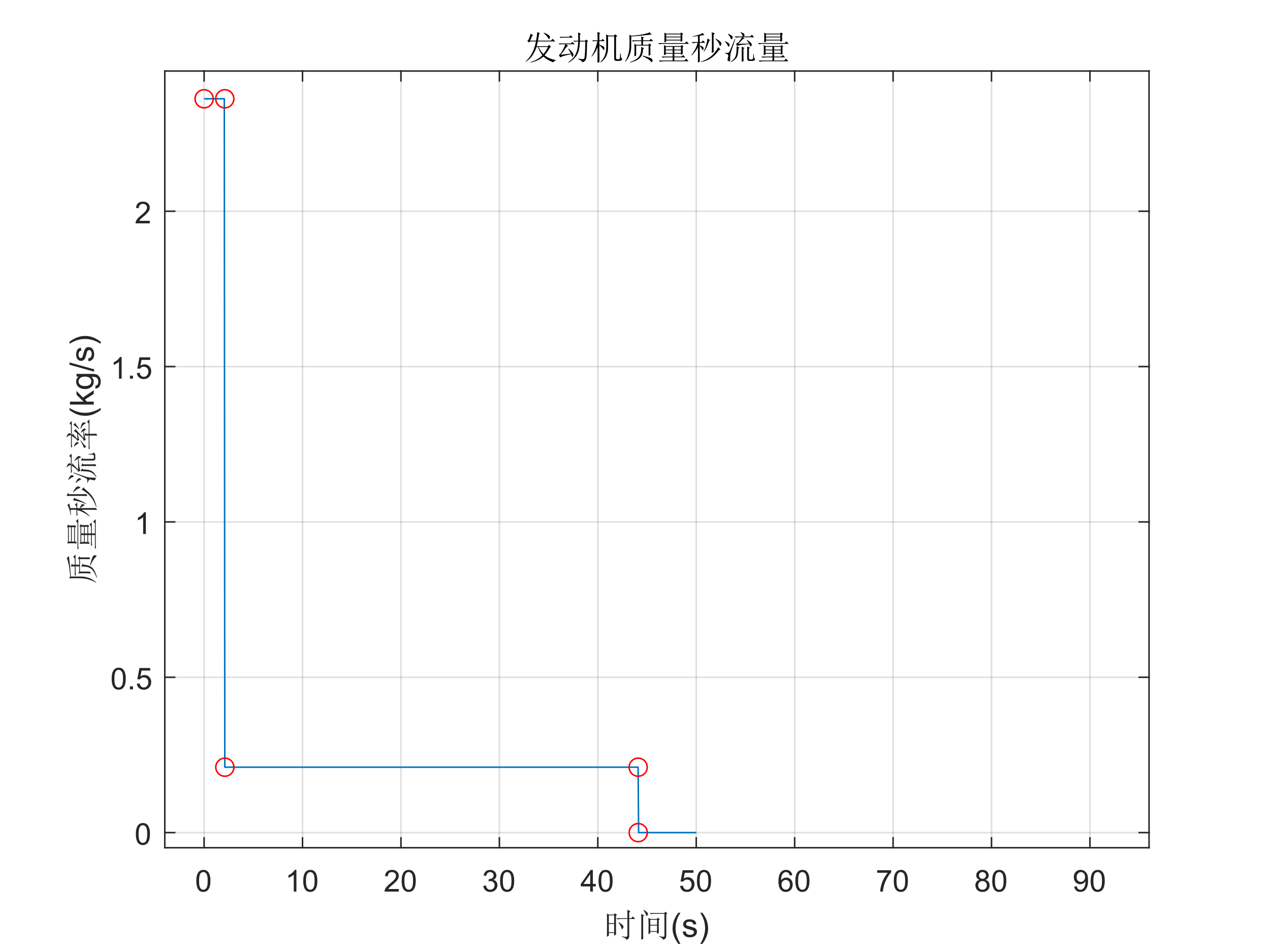
## 1.4 推力数据插值

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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 |



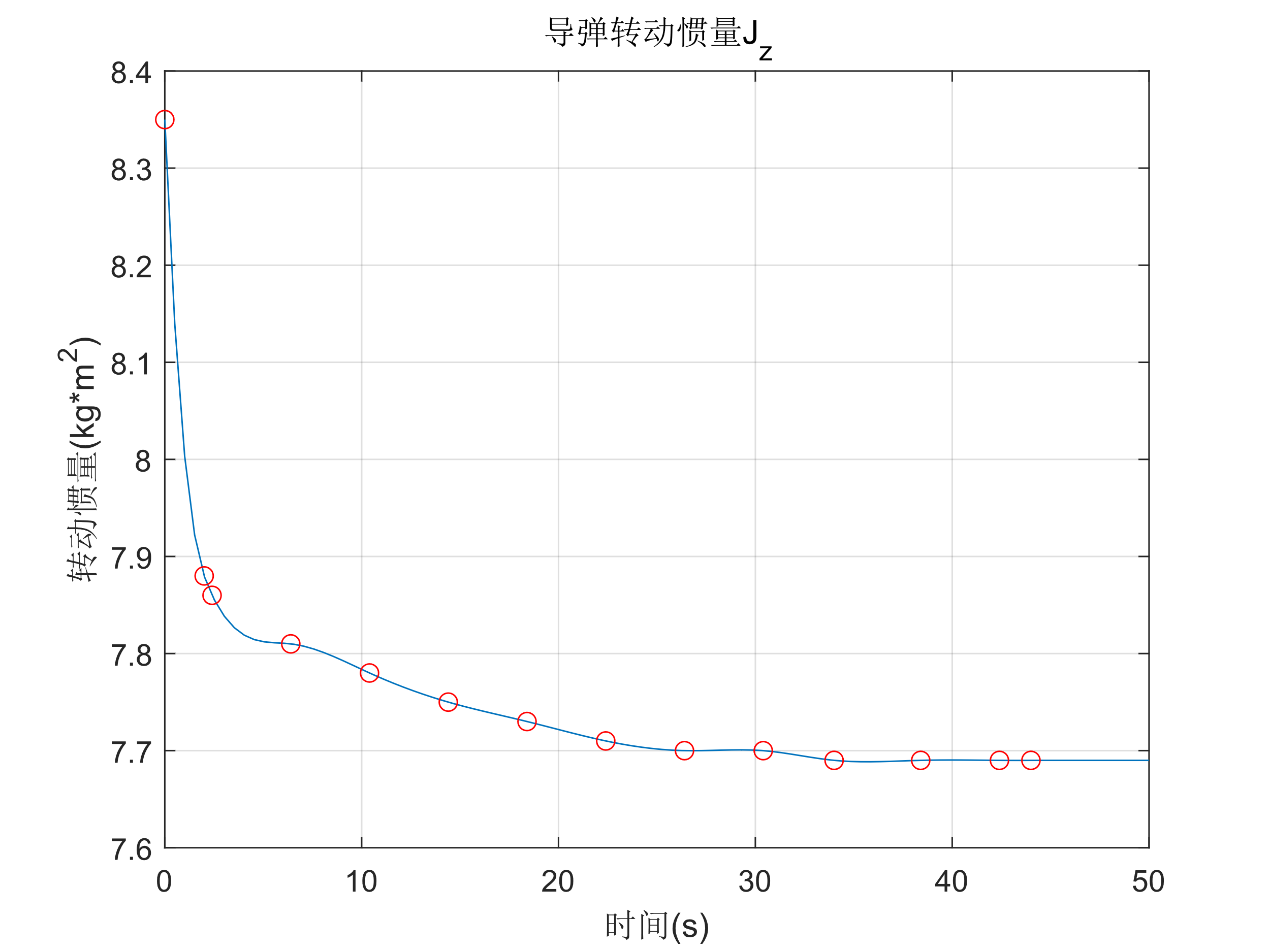
## 1.5 发动机质量秒流量插值

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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. |



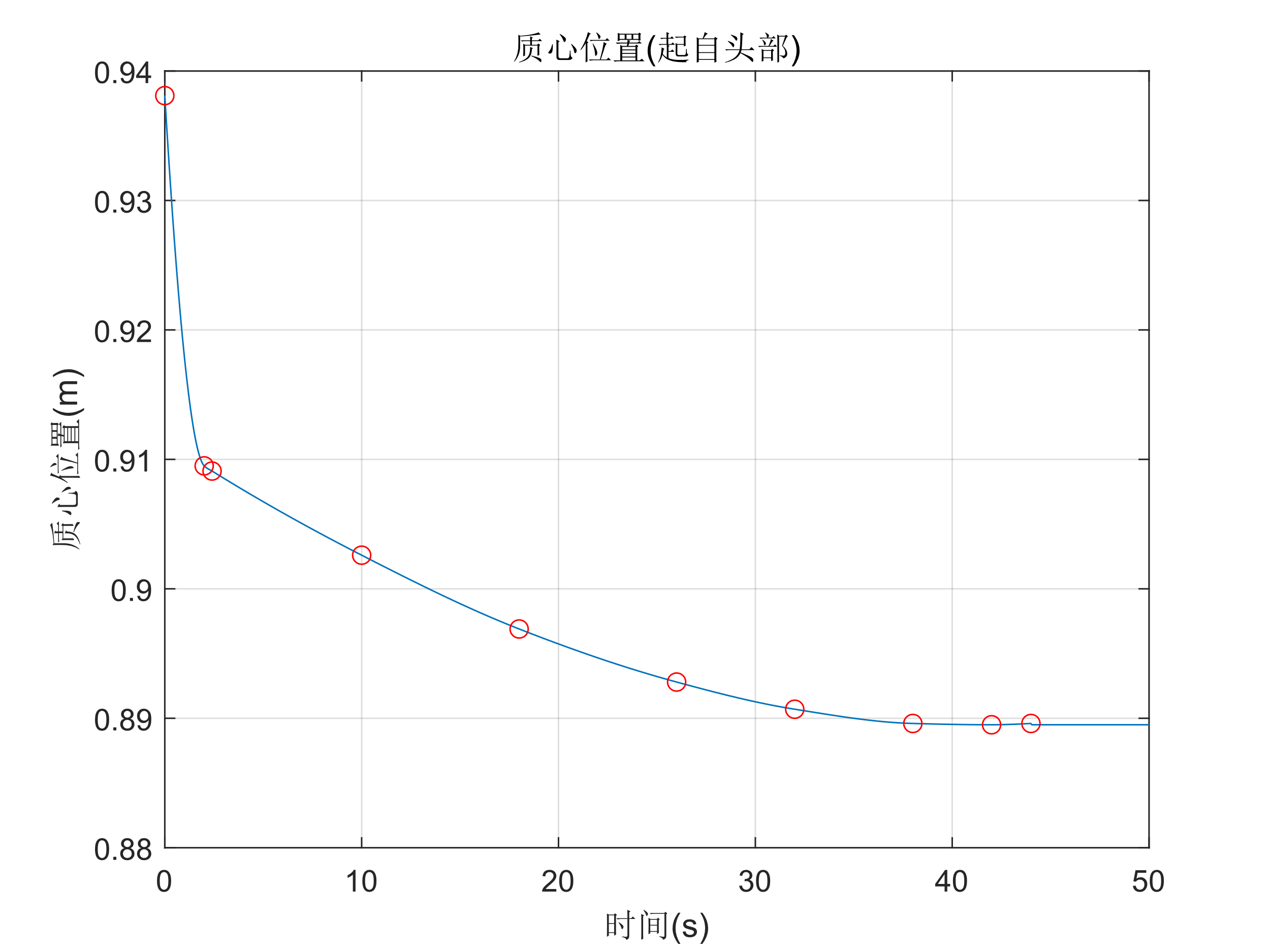
## 1.6 转动惯量插值

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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(kgm2) | 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 |



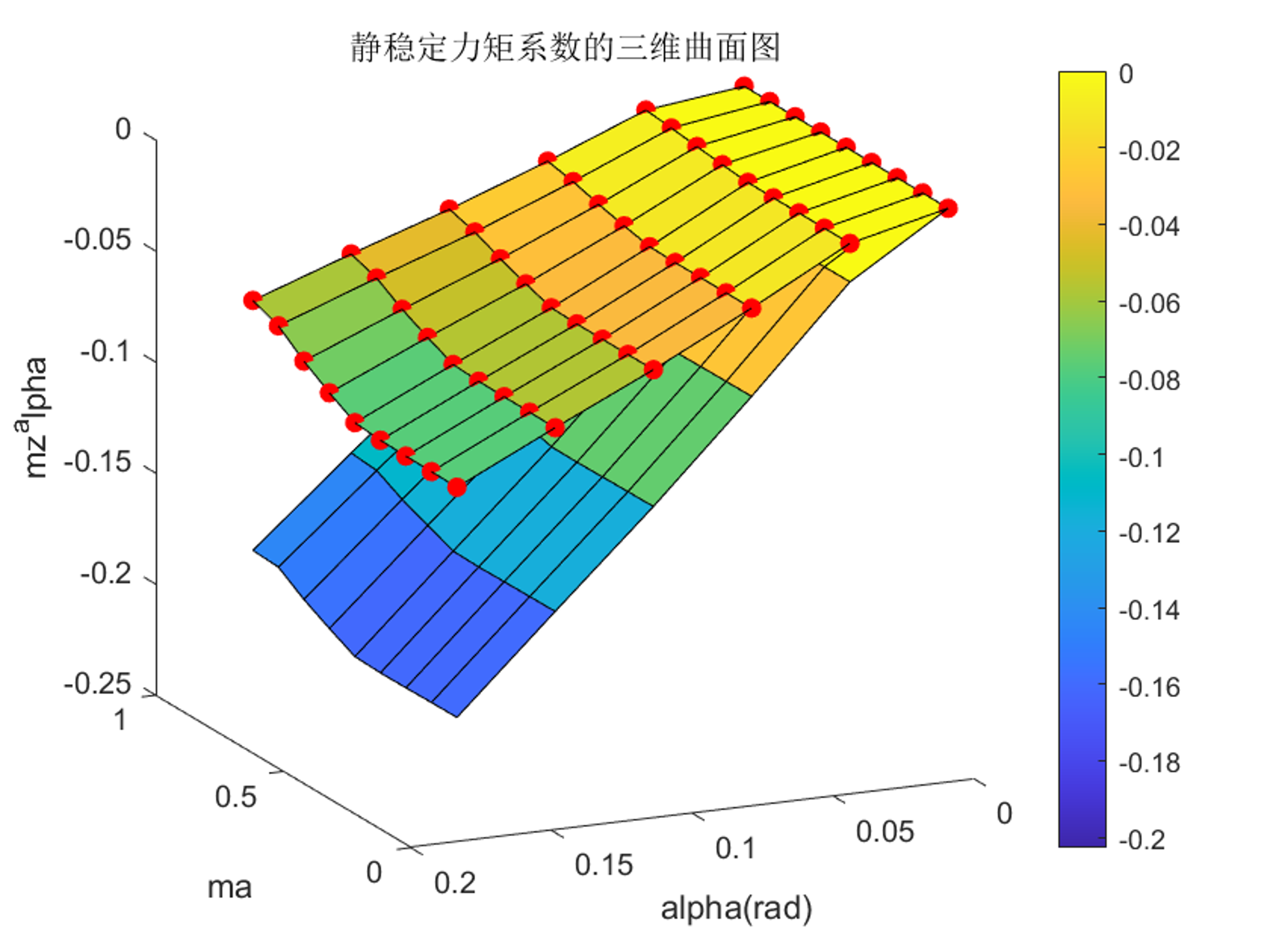
## 1.7 导弹质心位置插值

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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 |



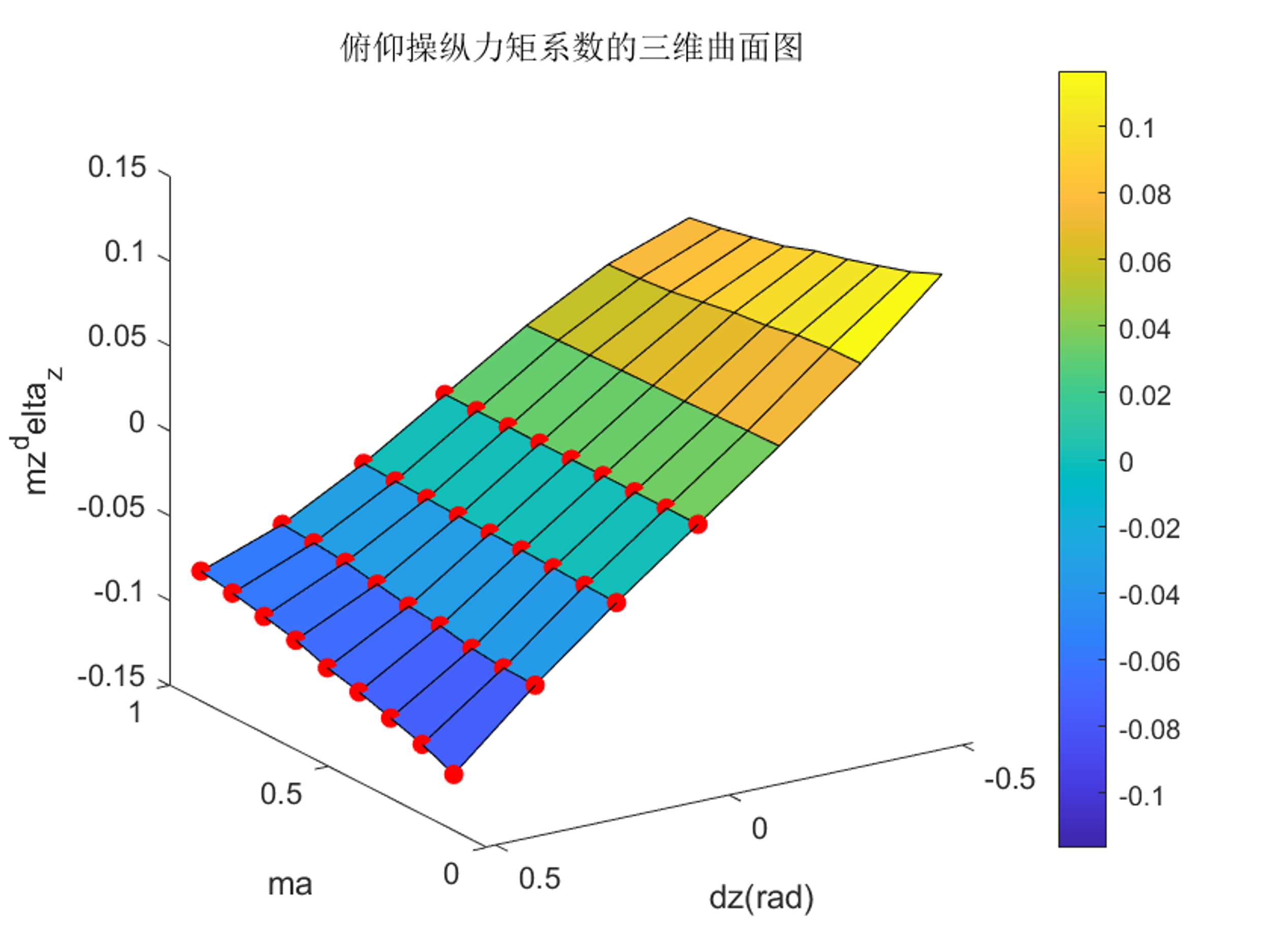
## 1.8 静力矩系数插值

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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 |



## 1.9 俯仰操纵力矩系数插值

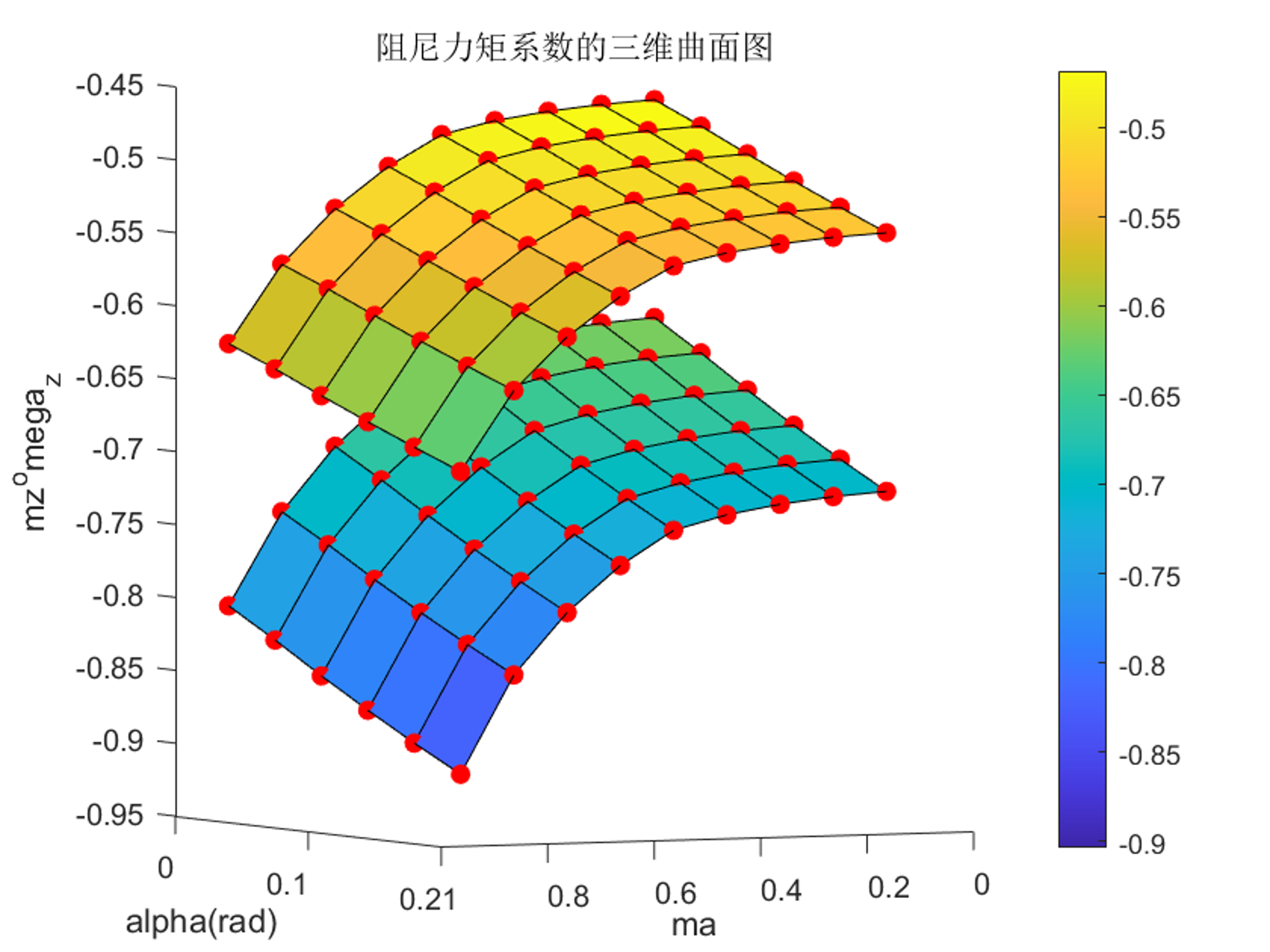
|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 马赫数 | 舵偏角(°)，正负对称 | | | |
| 0 | 10 | 20 | 30 |
| 0.1 | 0.0000 | -0.0358 | -0.0741 | -0.1164 |
| 0.2 | 0.0000 | -0.0352 | -0.0735 | -0.1082 |
| 0.3 | 0.0000 | -0.0344 | -0.0716 | -0.1023 |
| 0.4 | 0.0000 | -0.0335 | -0.0678 | -0.0965 |
| 0.5 | 0.0000 | -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 |



## 1.10 阻尼力矩系数插值

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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 |

|  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 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 |



# 2导弹六自由度动力学模型

## 2.1 作用在导弹上的力和力矩

作用在导弹上的气动力和气动力矩 根据导弹的当前状态变量，可计算其受到的气动力和气动力矩。首先定义以下变量：

导弹速度

:导弹绕、轴的角速度

:迎角与侧滑角

导弹当前高度

马赫数 (其中为声速)

空气密度，随高度变化

动压

参考面积

参考长度

:机翼参考长度

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| 特征面积S(m2) | 特征长度L(m) | 毛翼展(m) | 音速SONIC(m/s) | 大气密度(kg/m3) |
| 0.0227 | 1.8 | 0.5 | 343.13 | 1.225 |

导弹所受的气动力为：

其中，分别为空气动力系数，由插值获得。

导弹所受的气动力矩为：

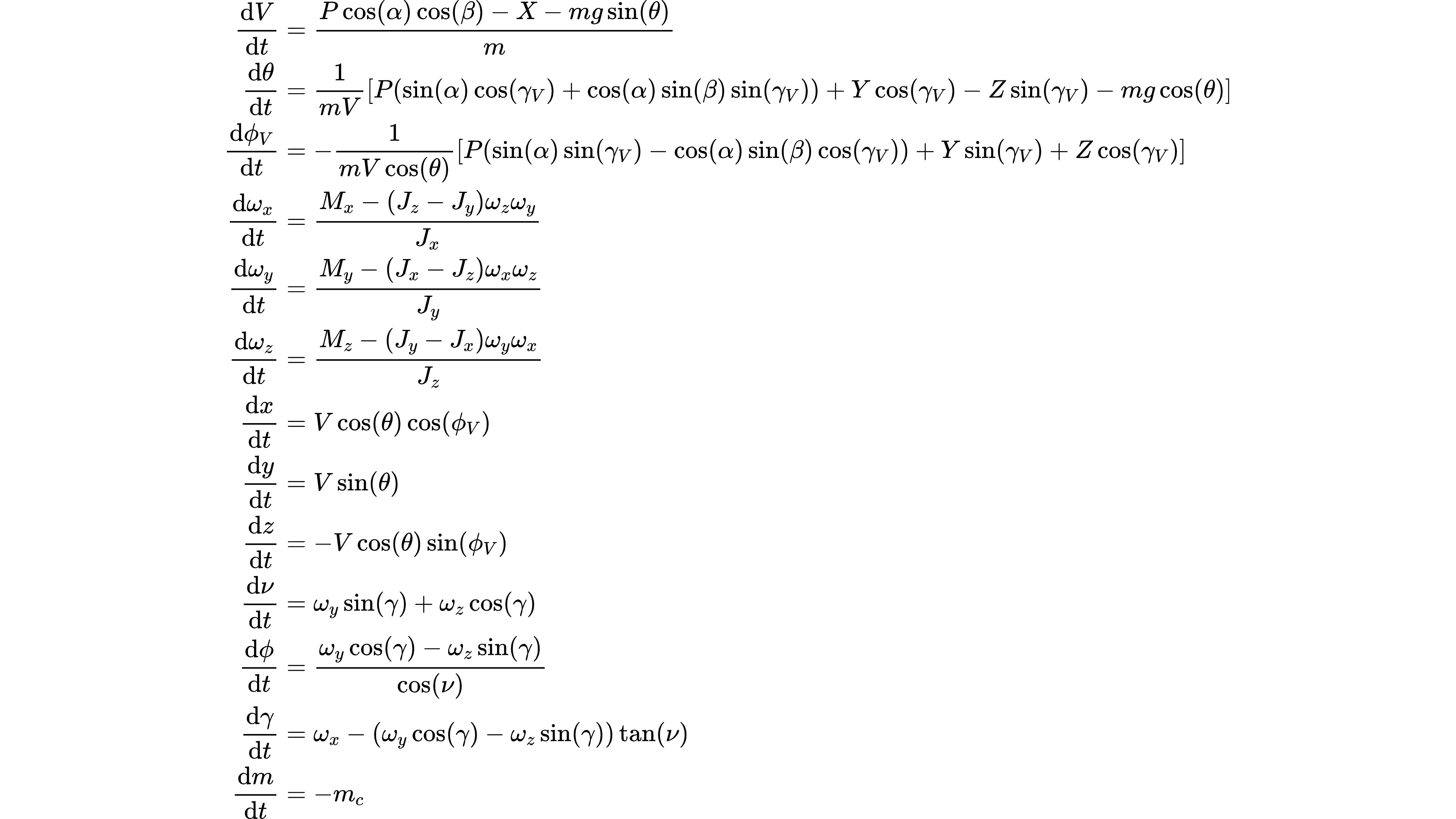
其中，和分别为空气动力矩的静稳定、控制面偏转和阻尼项。

## 2.2 导弹运动方程组

导弹6自由度运动方程组

## 

忽略导弹滚转, 简化方程组



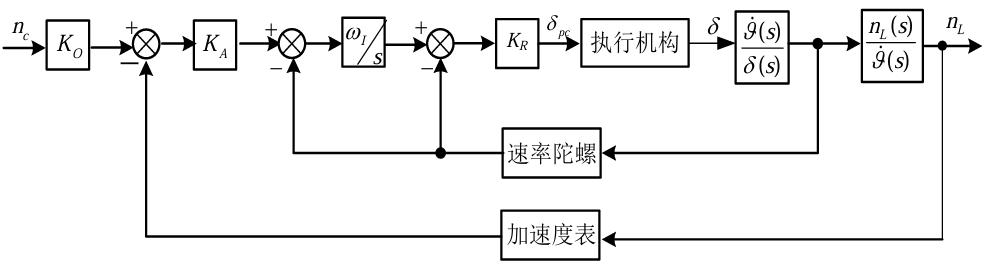
# 3 导弹控制模型

## 3.1三回路自动驾驶仪

在本系统中，我们采用三回路结构实现姿态稳定控制，包括：姿态角回路、角速度回路与积分回路，用于提高系统稳定性与抗干扰能力。以下给出了控制舵面的计算公式。

为了限制舵面最大偏转角，系统对与添加了饱和环节，限制其绝对值不超过

自动驾驶仪框图:



加速度归一化增益与高度和马赫数基本无关

除了加速度归一化增益外，系统具有三个控制增益。无论是稳定还是不稳定的弹体，由这三个增益的适当组合就可以得到时间参数、阻尼和截止频率的特定值

## 3.2动态特性分析

导弹动力学系数

过渡品质

舵偏角到过载的传递函数

|  |  |  |  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| 时间(s) |  |  |  |  |  |  |  | 传递函数 |
| 2 |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 35 |  |  |  |  |  |  |  |  |
| 45 |  |  |  |  |  |  |  |  |

# 4 导弹制导模型

## 4.1 方案飞行

设导弹导引头的视场角为30°, 导弹先按给定俯仰角飞行，直到导引头看到目标后转为比例导引法导引直到命中目标。程序俯仰角线型从18°减小为-5°。

## 4.2 比例导引法

根据相对位置和相对速度求解视线角速度, 根据比例导引法求解惯性坐标系下加速度

将加速度转化到速度坐标系下, 求解出弹道倾角和弹道偏角的变化率, 控制导弹运动

# 5 仿真结果分析

**6 心得体会**

1. 比例导引法需要补偿重力

2.

# 7 MATLAB代码

MATLAB代码由以下几部分组成: 导弹类, 目标类, 插值处理数据, ode45求解器, 主程序. 详细程序见附件.

程序使用方法: 将所有文件添加到路径, 运行mission\_ATM.m

部分代码功能简述:

1. 导弹类:

classdef Missile < handle

% 存储导弹参数, 记录数据

    properties

methods

% 初始化对象

        function *obj* = Missile(*t0*, *dt*, *tf*)

% 导弹运动微分方程组, 输入舵偏角, 输出导弹状态的导数

        function *dstates\_dt* = Missile\_Dynamics(*obj*, *t*, *states*, ...

*delta\_y*, *delta\_z*)

% 自动驾驶仪积分环节

        function *dstates\_dt* = Missile\_Controler\_Dynamics(~, *diff\_n\_y2*, *diff\_n\_z2*)

        % 三回路自动驾驶仪, 输出舵偏角

function [*delta\_y*, *delta\_z*] = Missile\_Control(*obj*, *states*, *int\_n\_y2*, *int\_n\_z2*)

        % 几何计算, 输出攻角等

function [*alpha*, *beta*, *gama\_V*] = Missile\_Angle(~, *states*)

% 使用插值的方法计算当前推力和质量流率

        function [*P*, *m\_c*] = Missile\_Propotion(~, *t*)

% 使用插值的方法计算转动惯量

        function [*J\_x*, *J\_y*, *J\_z*] = Missile\_Inertia(~, *t*)

% 使用插值的方法计算气动系数等, 输出气动力和气动力矩

        function [*X*, *Y*, *Z*, *M\_x*, *M\_y*, *M\_z*] = Missile\_Aerodynamics(*obj*, *t*, *states*, ...

*delta\_y*, *delta\_z*)

        % 求解终止函数, 判断导弹是否落到地面

function *hit* = Hit\_Ground(~, *missile\_pos*)

% 求解终止函数, 判断导弹是否打击到目标

        function *hit* = Hit\_Target(*obj*, *missile\_pos*, *target\_pos*)

    end

end

2. 主程序

y0 = [V0; theta0; phi\_V0; xm0; ym0; zm0; omega\_x0; omega\_y0; omega\_z0; nu0; phi0; gama0; m0; V\_t0; theta\_t0; phi\_t0; x\_t0; y\_t0; z\_t0; int\_n\_y2; int\_n\_z2];

ode = @(*t*, *y*) ode\_wrap(t, y, missile, target);

event = @(*t*, *y*) event\_wrap(t, y, missile);

[t, y] = ode\_EPC(t0, dt, tf, y0, ode, event);

function *dy\_dt* = ode\_wrap(*t*, *y*, *missile*, *target*)

*% ode45求解*

    missile\_states = y(1:13);

    target\_states = y(14:19);

    int\_n\_y2 = y(20);

    int\_n\_z2 = y(21);

    i = round((t - missile.t0) / missile.dt) + 1;

    n\_y2 = missile.recode.n\_y2(i);

    n\_z2 = missile.recode.n\_z2(i);

*% 制导*

    n\_y2\_cmd = 1;

    n\_z2\_cmd = 0;

    diff\_n\_y2 = n\_y2\_cmd - n\_y2;

    diff\_n\_z2 = n\_z2\_cmd - n\_z2;

*% 控制器*

    [delta\_y, delta\_z] = missile.Missile\_Control(missile\_states, int\_n\_y2, int\_n\_z2);

    dy\_dt\_missile = missile.Missile\_Dynamics(t, missile\_states, delta\_y, delta\_z);

    dy\_dt\_target = target.Target\_Dynamics(target\_states);

    dy\_dt\_controler = missile.Missile\_Controler\_Dynamics(diff\_n\_y2, diff\_n\_z2);

    dy\_dt = [dy\_dt\_missile; dy\_dt\_target; dy\_dt\_controler];

end

function *value* = event\_wrap(*t*, *y*, *missile*)

    value = 0;

    missile\_pos = y(4:6); *% 导弹位置*

    target\_pos = y(17:19); *% 目标位置*

    if missile.Hit\_Ground(missile\_pos) == 1

        value = 1; *% 触发终止*

    end

    if missile.Hit\_Target(missile\_pos, target\_pos) == 1

        value = 1; *% 触发终止*

    end

*% value = ~value;*

end