



۱۳۰۷

دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده‌ی مهندسی هوافضا

گزارش پروژه‌ی پایان ترم درس شناسایی سیستم و تخمین پارامترهای پروازی

عنوان:

شناسایی سیستم دینامیکی فضاپیما حول سیارک اروس ۴۳۳

نگارش:

مهسا آزادمنش

استاد درس:

جناب آقای دکتر خوشنود

فروردین ۱۴۰۰

الحمد لله الذي  
خلقنا من  
الحمم

## چکیده

در این پروژه مدل دینامیکی فضاپیما در نزدیکی سیارک اروس ۴۳۳ با نظر گرفتن گرانش سیارک و نیروهای اغتشاشی تعریف می‌شود. هدف، شناسایی سیستم تعریف‌شده و تخمینی از پارامترها است. این امر مستلزم اعمال ورودی پایا به سیستم است. ابتدا با شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب ورودی و خروجی مطلوب به دست می‌آید. در ادامه با استفاده از روش تخمین مبتنی بر خطای پیش‌بینی با ضریب فراموشی متغیر شناسایی سیستم انجام می‌شود.

**واژه‌های کلیدی:** شناسایی سیستم، اروس ۴۳۳، گرانش سیارک، اغتشاش، تخمین مبتنی بر خطای پیش‌بینی با ضریب فراموشی متغیر، تخمین پارامتر

## فهرست مطالب

صفحه	عنوان
۱	فصل اول: مدل دینامیکی
۱	تعریف مسئله
۱	مدل دینامیکی
۱	طراحی کنترلکننده
۲	شناسایی سیستم
۳	فصل دوم: شبیه‌سازی و نتایج
۳	شبیه‌سازی
۳	نتایج شبیه‌سازی
۶	نتیجه گیری
۷	پیوست ۱
۹	پیوست ۲
۱۲	پیوست ۳
۱۳	منابع

## فصل اول: مدل دینامیکی

### تعریف مسئله

هدف این پژوهش شناسایی مدل دینامیکی یک فضاپیما حول سیارک اروس ۴۳۳ است. در این پروژه مدل دینامیکی فضاپیما در نزدیکی سیارک، با نظر گرفتن گرانش سیارک و نیروهای اغتشاشی تعریف می‌شود. هدف، شناسایی سیستم تعریف‌شده و تخمینی از پارامترها است. این امر مستلزم اعمال ورودی پایا به سیستم است. ابتدا با شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب ورودی و خروجی مطلوب به دست می‌آید. در ادامه با استفاده از روش تخمین مبتنی بر خطای پیش‌بینی با ضریب فراموشی متغیر شناسایی سیستم انجام می‌شود. در این فصل به توضیح دینامیک سیستم و روند شناسایی سیستم پرداخته شده است.

### مدل دینامیکی

مدل دینامیکی سیستم طبق رابطه‌ی زیر به دست می‌آید.

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= \omega^2 z + \frac{F_x}{m_c} + U_x + \delta_x \\ \ddot{y} &= -\omega^2 y + \frac{F_y}{m_c} + U_y + \delta_y \\ \ddot{z} &= -\omega^2 x + \omega^2 z + \frac{F_z}{m_c} + U_z + \delta_z\end{aligned}$$

که  $x, y, z$  موقعیت فضاپیما نسبت به دستگاه مختصات در مرکز جرم سیارک و  $\omega$  بیانگر سرعت زاویه ای سیارک است. برای سادگی حرکت سیارک در مدار دایروی فرض شده است.  $F_x, F_y$  و  $F_z$  نیز بیانگر نیروی های کنترلی،  $m_c$  جرم فضاپیما،  $U_x, U_y$  و  $U_z$  پتانسیل گرانشی سیارک و  $\delta_x, \delta_y$  و  $\delta_z$  نیز نیروهای اغتشاشی هستند. تابع پتانسیل مطابق با رابطه زیر به دست می‌آید.

$$U(\mathbf{R}) = \frac{GM_B}{R} \sum_{l=0}^{\infty} \sum_{m=0}^l \left(\frac{R_B}{R}\right)^l \bar{P}_{l,m}[\sin(\varphi)] (\bar{C}_{l,m} \cos(m\lambda) + \bar{S}_{l,m} \sin(m\lambda))$$

که در آن  $R$  فاصله از فضاپیما تا مرکز جرم سیارک،  $\varphi$  زاویه عرضی،  $\lambda$  زاویه طولی،  $M_B$  جرم سیارک،  $R_B$  شعاع مرجع سیارک،  $\bar{P}_{l,m}$  ضرایب لژاندر،  $\bar{C}_{l,m}$  و  $\bar{S}_{l,m}$  ضرایب استوکس هستند.

### طراحی کنترل کننده

با استفاده از کنترل مود لغزشی که با توجه به ماهیت غیرخطی سیستم در مقابل اغتشاشات و سایر نیروهای خارجی مقاوم است خروجی مطلوب حاصل می‌شود. طراحی کنترلر با تعریف سطح لغزش

$$s = \dot{e} + \lambda_a e$$

که در آن  $e$  خطا و  $\lambda_a$  ضریب وزن دهی است و با استفاده از رابطه  $\dot{s} = 0$  و تعیین ورودی کنترلی  $u_{eq}$  انجام می‌شود. با تعریف  $u_r = -k * \text{sign}(s)$  ورودی کنترلی به صورت زیر تعریف می‌شود.

$$u = u_{eq} + u_r$$

در کدهای موجود در پیوست ۲ معادلات فوق بیان شده‌اند.

### شناسایی سیستم

ابتدا سیستم در نرم افزار متلب شبیه سازی می شود که به دلیل ناپایدار بودن سیستم با طراحی کنترل کننده مود لغزشی ورودی کنترلی به دست می آید. در ادامه با داشتن ورودی و خروجی سیستم، مدل دینامیکی شناسایی می شود.

یکی از روش های شناسایی تخمین پارامترهای سیستم بر اساس خطای پیش بینی است. در این روش مدل سیستم به صورت پارامتری خطی تبدیل می شود که در مورد سیستم های خطی کاربرد دارد. سیستم فوق به دلیل ترم های پتانسیل گرانشی دارای ماهیت غیر خطی است. اما می توان آن را به صورت رگرسیون خطی نوشت.

هدف از شناسایی به کارگیری مدلی برای شناسایی تابع پتانسیل و اغتشاشات و تخمین پارامترهای  $m_c$  و  $\omega$  است.

مدل سیستم به صورت پارامتری خطی مطابق رابطه ی زیر بیان می شود.

$$y = W\varphi$$

که  $y$  بیانگر خروجی سیستم،  $W$  ماتریس رگرسیو و  $\varphi$  بردار پارامترهای سیستم است. بنابراین سیستم ما به صورت زیر تبدیل می شود.

$$\hat{y} = W\hat{\varphi}$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x & \hat{U}_x & \ddot{z} & \cdot \\ F_y & \hat{U}_y & \cdot & -y \\ F_z & \hat{U}_z & -\ddot{x} & \ddot{z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{1}{m_c} \\ \frac{1}{\omega} \\ \omega^2 \end{bmatrix}$$

که  $\hat{U}_x$ ،  $\hat{U}_y$  و  $\hat{U}_z$  تخمین تابع پتانسیل و اغتشاشات است که به صورت سیستم مرتبه دو مدل می شود.

$$y - \hat{y} = e = [\ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T - W\hat{\varphi}$$

که  $e$  برابر با خطا است. و بردار پارامترها طبق رابطه زیر تخمین زده می شود.

$$\dot{\hat{\varphi}} = -P(t)W^T e$$

که  $P$  ماتریس بهره تخمین گر است و از رابطه زیر به دست می آید.

$$\dot{P} = \lambda(t)P - PW^TWP$$

که  $\lambda(t)$  ضریب فراموشی است و برای بهبود ردیابی پارامترها استفاده می شود. و از رابطه زیر حاصل می شود.

$$\lambda(t) = \lambda \cdot \left(1 - \frac{\|P\|}{k}\right)$$

که  $k$  بهره ای است که بر سرعت همگرایی پارامترها تاثیر دارد و  $\lambda$  ضریب فراموشی ثابت است.

## فصل دوم: شبیه‌سازی و نتایج

## شبیه‌سازی

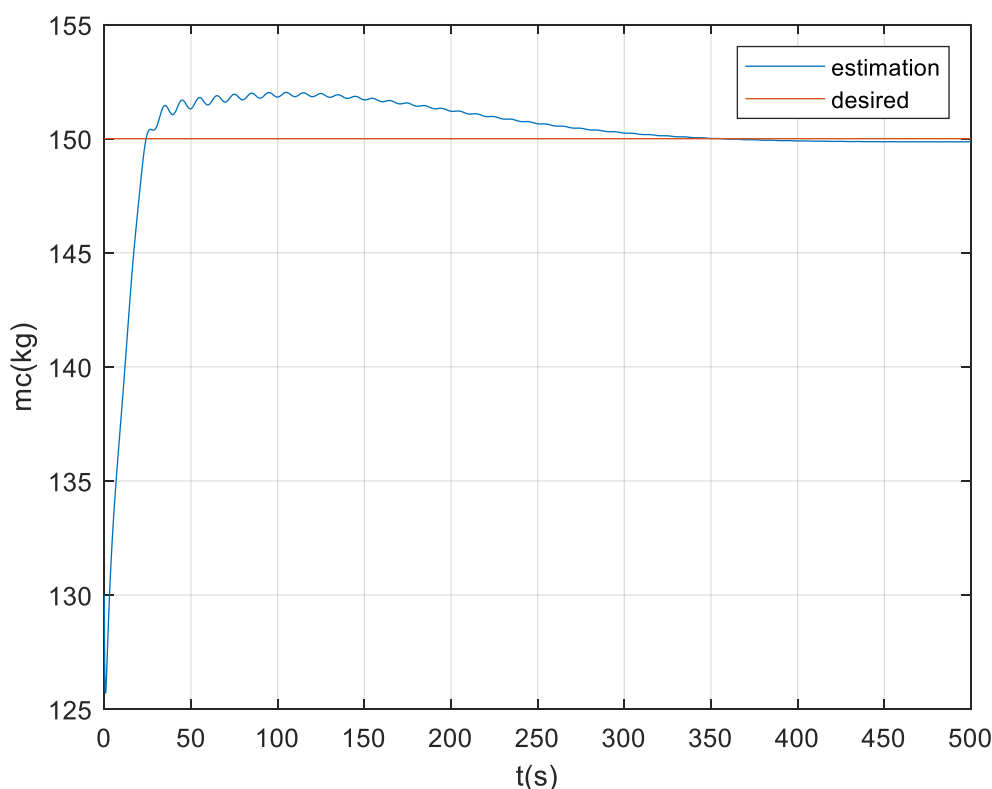
مقادیر پارامترهای سیستم به صورت زیر تعریف می‌شود.

جرم فضاپیما	$m_c$	۱۵۰ (kg)
سرعت زاویه ای سیارک	$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{r_a^3}}$	$1.12e-7$ (rad/s)
فاصله سیارک از خورشید	$r_a$	$216696342$ (km)
جرم سیارک	$m_a$	$6.687e15$ (kg)
شعاع مرجع سیارک	$R_B$	۱۶ (km)

شرایط اولیه نیز به صورت  $R. = [-50 - 15](km)$  و  $\dot{R}. = [0.40 \ 0] (\frac{m}{s})$  در نظر گرفته می‌شود و فرض می‌شود اغتشاش  $\delta = 1e - 5 * \sin(0.2\pi t)$  به سیستم وارد می‌شود.

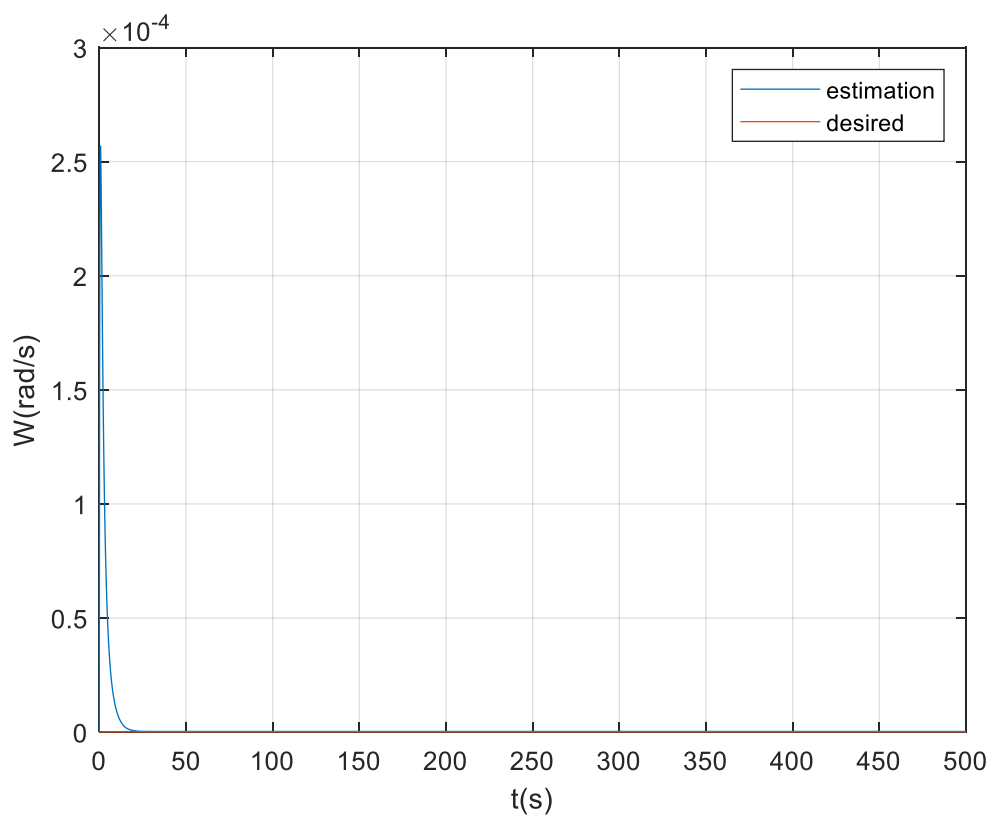
## نتایج شبیه‌سازی

نتایج حاصل از شبیه‌سازی برای تخمین پارامترها و شناسایی سیستم در شکل‌های زیر آورده شده است. مطابق با شکل (۱) پارامتر جرم به مقدار مطلوب ۱۵۰ کیلوگرم همگرا می‌شود.



شکل ۱: پارامتر جرم

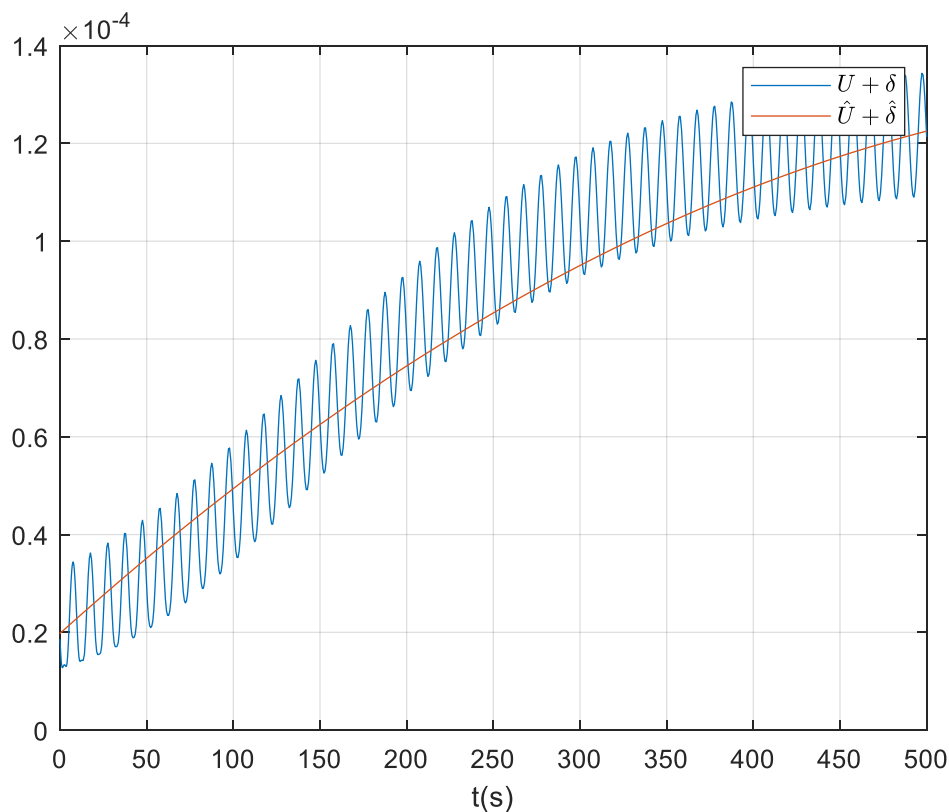
مطابق با شکل (۲) نیز پارامتر سرعت زاویه‌ای سیارک به مقدار مطلوب همگرا می‌شود.



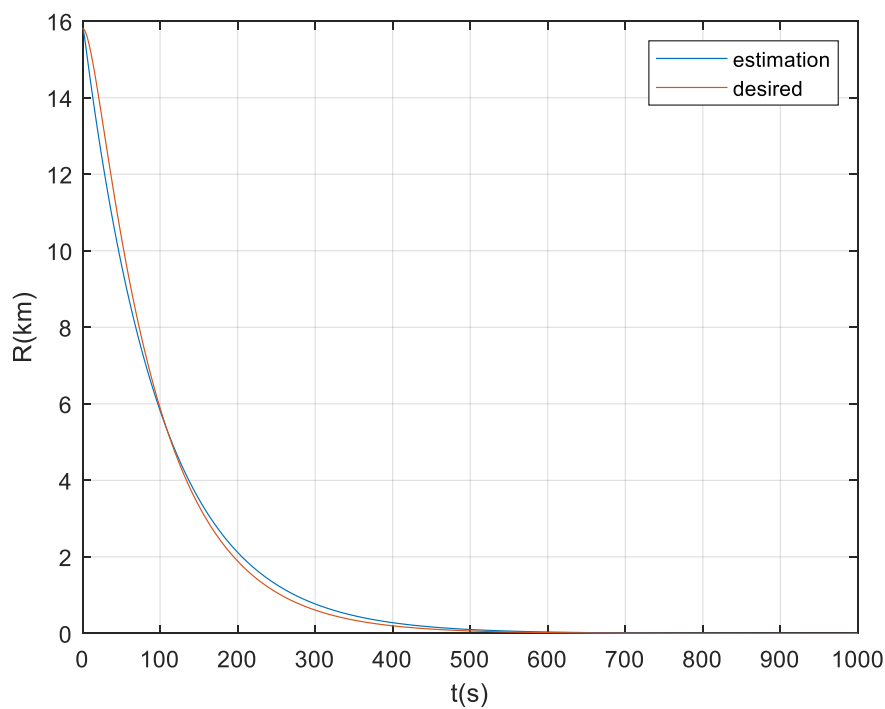
شکل ۲: پارامتر سرعت زاویه‌ای

در شکل ۳ تابع پتانسیل گرانشی و اغشاشات وارد به سیستم با یک سیستم مرتبه دو مدل شده‌است. نوسانات مشاهده شده در شکل ۳ ناشی از اعمال اغتشاش سینوسی به سیستم است.

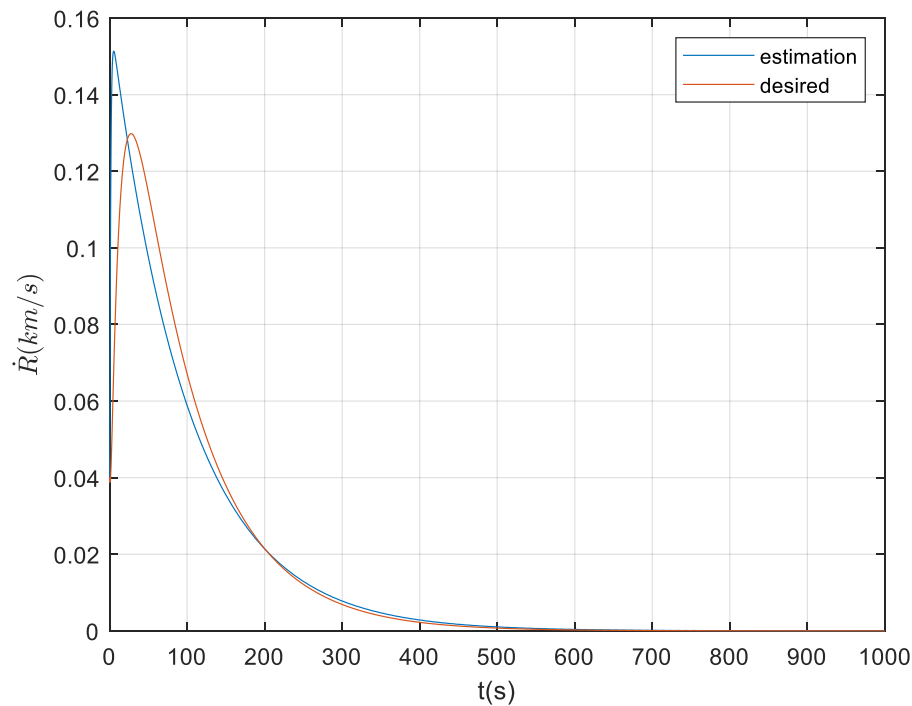




شکل ۳: برازش تابع پتانسیل گرانشی و اغتشاشات با سیستم مرتبه دو در شکل‌های ۴ و ۵ فاصله و سرعت نسبی بین فضاپیما و سیارک حاصل از سیستم شناسایی شده به مقدار مطلوب حاصل از سیستم با کنترل‌کننده می‌رسد.



شکل ۴: فاصله نسبی بین فضاپیما و سیارک



شکل ۵: سرعت نسبی بین فضاپیما و سیارک

### نتیجه‌گیری

در این پروژه مدل دینامیکی یک فضاپیما حول سیارک Eros ۴۳۳ با فرض حضور اغتشاشات شناسایی شده است. پارامترهای جرم فضاپیما و سرعت زاویه‌ای سیارک حول مدارش به دور خورشید تخمین زده می‌شود. و تابع پتانسیل مربوط به سیارک نیز با یک سیستم مرتبه دو تخمین زده می‌شود. نتایج همگرایی پارامترها و پاسخ سیستم نشان از شناسایی مطلوب سیستم دارد.

## پیوست ۱

```

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% System Identification %%%%%%%%%
%%% ۴-April-۲۰۲۱

clc
clear
close all

global mu W mc G ma RB
در این قسمت پارامترهای سیستم و شرایط اولیه شبیه‌سازی تعریف شده‌اند.

mc = ۱۵۰;           % spacecraft's mass(kg)
ma = ۶,۶۸۷e۱۵; % ۴۳۳ Eros mass (kg)
RB = ۱۶;           % reference radius of Eros(km)
i = ۱۰,۲۸*pi/۱۸۰; % inclination

hs = ۲۱۸e۶;        % height from sun (km)
Rs = ۶۹۶۳۴۲;      % sun radius(km)
ra = hs+Rs;         % radius from the sun to asteroid
G = ۶,۶۷۴۲e-۲۰;   % universal gravitational constant(km^۳/kg.s^۲)
ms = ۱,۹۸۹e۳۰;    % sun mass (kg)
mu = G*(ma+ms);    % gravitational parameter(km^۳/s^۲)
W = sqrt(mu/ra^۳); % #rad/s

%#initial condition
x۰ = [-۵ ۰ -۱۵]; dx۰ = [۰ ۴۰e-۳ ۰];
ra۰ = [-ra*cos(i) ۰ ra*sin(i)];
int_parameter = [۱/۱۳۰ ۱ ۱e-۷ ۱e-۱۴];

حل معادلات سیستم با استفاده از روش ode۴۵

%%% ode solving
options = odeset('RelTol',۱e-۳,'AbsTol',۱e-۵);
int = [x۰ dx۰ ra۰ ۰ -sqrt(mu/ra) ۰ int_parameter ۲۰*ones(۱,۴)
۱*ones(۱,۴) ones(۱,۴) ۱۰*ones(۱,۴) x۰ dx۰];

[t,x]=ode۴۵(@fun_SI,[۰ ۵۰۰],int);

%# plots
%%% estimation of spacecraft mass
figure
plot(t,۱./x(:,۱۲),t,mc*ones(numel(t),۱))
xlabel('t(s)'),ylabel('mc(kg)'),grid on
legend('estimation','desired')

%%% estimation of angular velocity
figure

```

```
plot(t,x(:,۱۰),t,W*ones(numel(t),۱))
xlabel('t(s)'),ylabel('W(rad/s)'),grid on
legend('estimation','desired')

%%% relative distance
figure
plot(t,sqrt(x(:,۱).^۲+x(:,۲).^۲+x(:,۳).^۲)),hold on
plot(t,sqrt(x(:,۳۳).^۲+x(:,۳۴).^۲+x(:,۳۵).^۲))
xlabel('t(s)'),ylabel('R(km)'),grid on
legend('estimation','desired')

%%% relative velocity
figure
plot(t,sqrt(x(:,۴).^۲+x(:,۵).^۲+x(:,۶).^۲)),hold on
plot(t,sqrt(x(:,۳۶).^۲+x(:,۳۷).^۲+x(:,۳۸).^۲))
xlabel('t(s)'),grid on
h = ylabel('$ \dot{R}(km/s)$');
set(h,'Interpreter','latex')
legend('estimation','desired')
```

برازش تابع پتانسیل با معادله مرتبه ۲:

```
%%% gravitational potential fitting with a ۲-order system
for i = ۱:numel(t)
[U(:,i)] = gravitational_potential(t(i),x(i,:));
end

delta = ۱e-۵*sin(۰,۲*pi.*t);

figure
plot(t,sqrt((U(۱,:)+delta').^۲+(U(۲,:)+delta').^۲+(U(۳,:)+delta').^۲)),hold on

f=fit(t,U(۱,:)+delta,'poly۲');
f=fit(t,U(۲,:)+delta,'poly۲');
f=fit(t,U(۳,:)+delta,'poly۲');

W۱۲ = (۷,۲۵۳e-۱۱ *t.^۲ -۱,۰۶۷e-۰۷ .*t -۵,۷۰۹e-۰۶);
W۲۲ = (۱,۵۱e-۱۲ *t.^۲ -۱,۶۶e-۰۹ .*t + ۶,۸۱e-۰۷ ) ;
W۳۲ = ( ۲,۱۵۱e-۱۰*t.^۲ -۳,۰۰۶e-۰۷.*t -۱,۸۹۴e-۰۵ ) ;

plot(t,sqrt(W۱۲.^۲+W۲۲.^۲+W۳۲.^۲)),grid on
xlabel('t(s)'),legend('$ U+\delta$','$\hat{U}+\hat{\delta}$','Interpreter','latex')
```

## پیوست ۲

```
function dx = fun_SI(t,x)
dx = zeros(۳۸,۱);
```

```
global mu W mc
```

فراخوانی تابع پتانسیل:

```
[U] = gravitational_potential(t,x);
```

طراحی کنترل کننده لغزشی:

```
%%% sliding mode control
landa = diag([.۰۱ .۰۱ .۰۱]); k = [۱۰۰ ۱۰۰ ۱۰۰]; epsilon = ۰,۸;
e = x(۱:۳); de = x(۴:۶); s = de+landa*e;
Fx = mc*(-۲*W*x(۶)-U(۱)-landa(۱)*x(۴))-
k(۱)*satlins(s(۱)/epsilon);
Fy = mc*(W^۲*x(۲)-U(۲)-landa(۲)*x(۵))-
k(۲)*satlins(s(۲)/epsilon);
Fz = mc*(۲*W*x(۴)-۳*W^۲*x(۳)-U(۳)-landa(۳)*x(۶))-
k(۳)*satlins(s(۳)/epsilon);
```

```
%%%%%%%% spacecraft dynamics system
```

شبیه‌سازی سیستم:

```
delta = ۱e-۵*sin(۰,۲*pi*t); % disturbance
```

```
d۲x = ۲*W*x(۶)+(Fx/mc+U(۱)+delta);
d۲y = -W^۲*x(۲)+(Fy/mc+U(۲)+delta);
d۲z = -۲*W*x(۴)+۳*W^۲*x(۳)+Fz/mc+U(۳)+delta;
```

```
dx(۱)=x(۴); %x(۱)=x
dx(۲)=x(۵); %x(۲)=y
dx(۳)=x(۶); %x(۳)=z
dx(۴)=d۲x; %x(۴)=xdot
dx(۵)=d۲y; %x(۵)=ydot
dx(۶)=d۲z; %x(۶)=zdot
```

حرکت مداری سیارک (این قسمت جزء پروژه نیست.)

```
%%%%%%%% asteroid's motion relative to sun
ra = sqrt(x(۷)^۲+x(۸)^۲+x(۹)^۲);
d۲xa = -mu*x(۷)/(ra^۳);
d۲ya = -mu*x(۸)/(ra^۳);
d۲za = -mu*x(۹)/(ra^۳);
dx(۷) = x(۱۰);
dx(۸) = x(۱۱);
dx(۹) = x(۱۲);
dx(۱۰) = d۲xa;
dx(۱۱) = d۲ya;
dx(۱۲) = d۲za;
```

%%

تشکیل ماتریس رگرسیو:

W۱۱ = Fx;

W۲۱ = Fy;

W۳۱ = Fz;

%%% gravitational potential fitting with a ۲-order system

W۱۲ = (۷,۲۵۳e-۱۱ \*t^۲ -۱,۰۶۷e-۰۷ \*t -۵,۷۰۹e-۰۶);

W۲۲ = (۱,۵۱e-۱۲ \*t^۲ -۱,۶۶e-۰۹ \*t + ۶,۸۱e-۰۷) ;

W۳۲ = ( ۲,۱۵۱e-۱۰\*t^۲ -۳,۰۰۶e-۰۷\*t -۱,۸۹۴e-۰۵ ) ;

W۱۳ = ۲\*x(۱);

W۲۳ = ۰;

W۳۳ = -۲\*x(۴);

W۱۴ = ۰;

W۲۴ = -x(۲);

W۳۴ = ۲\*x(۳);

We = [W۱۱ W۱۲ W۱۳ W۱۴;W۲۱ W۲۲ W۲۳ W۲۴;W۳۱ W۳۲ W۳۳ W۳۴]; % signal vector

% phi = [۱/mc ۱ W W^۲]'; % system's parameters

پیااده‌سازی روش مبتنی بر خطای پیش بینی و تخمین پارامترها:

phi\_hat = x(۱۳:۱۶);

tau\_tilda = [d۲x;d۲y;d۲z]-We\*phi\_hat;

P = [x(۱۷) x(۲۱) x(۲۵) x(۲۹);...

x(۱۸) x(۲۲) x(۲۶) x(۳۰);...

x(۱۹) x(۲۳) x(۲۷) x(۳۱);...

x(۲۰) x(۲۴) x(۲۸) x(۳۲)];% Kalman Filter matrix

landa۰ = diag([.۳ .۰۱ .۱ .۱]); k۰ = ۱;

la = landa۰\*(۱-norm(P)/k۰); %forgetting factor

dp = la\*P-P\*(We')\*We\*P;

dphi\_hat = P\*We'\*tau\_tilda;

dx(۱۳:۱۶) = dphi\_hat;

dx(۱۷:۳۲) = dp;

شبیه سازی سیستم شناسایی شده برای مقایسه با سیستم واقعی:

%% Estimation of system

landa = diag([.۰۱ .۰۱ .۰۱]);k = [۱۰ ۱۰ ۱۰]; epsilon = ۰,۸;

e = x(۳۳:۳۵);de = x(۳۶:۳۸);s = de+landa\*e;

Fx = (۱/x(۱۳))\*(-۲\*x(۱۵)\*x(۳۶)-W۱۲-landa(۱)\*x(۳۶))-

k(۱)\*satlins(s(۱)/epsilon);

```

Fy      =      (۱/x(۱۳)) * (x(۱۵) ^۲ * x(۳۴) - W۲۲ - landa(۲) * x(۳۷)) -
k(۲) * satlins(s(۲)/epsilon);
Fz      =      (۱/x(۱۳)) * (۲ * x(۱۵) * x(۳۶) - ۳ * x(۱۵) ^۲ * x(۳۵) - W۳۲ -
landa(۳) * x(۳۸)) - k(۳) * satlins(s(۳)/epsilon);

d۲x_hat = ۲ * x(۱۵) * x(۳۸) + (Fx * x(۱۳) + W۱۲);
d۲y_hat = -x(۱۵) ^۲ * x(۳۴) + (Fy * x(۱۳) + W۲۲);
d۲z_hat = -۲ * x(۱۵) * x(۳۶) + ۳ * x(۱۵) ^۲ * x(۳۵) + Fz * x(۱۳) + W۳۲;

dx(۳۳)=x(۳۶);      %x(۱)=x
dx(۳۴)=x(۳۷);      %x(۲)=y
dx(۳۵)=x(۳۸);      %x(۳)=z
dx(۳۶)=d۲x_hat;     %x(۴)=xdot
dx(۳۷)=d۲y_hat;     %x(۵)=ydot
dx(۳۸)=d۲z_hat;     %x(۶)=zdot

end

```

## پیوست ۳

تعریف تابع پتانسیل گرانشی:

```

function [U] = gravitational_potential(~,x)

global RB G ma
r = sqrt(x(۱)^۲+x(۲)^۲+x(۳)^۲)+RB;
phi = atan۲(sqrt(x(۱)^۲+x(۲)^۲),x(۳));  %# latitude angle
landa = atan۲(x(۲),x(۱));  %# Longitudinal angle

%# ضرایب لژاندر:
%# Legendre coefficients
P۰۰ = ۱; P۱۰ = sin(phi); P۱۱ = cos(phi);
P۲۰ = ۰,۵*(۳*sin(phi)^۲-۱); P۲۱ = ۳*sin(phi)*cos(phi); P۲۲ =
۳*cos(phi)^۲*sin(phi);
P۳۰ = ۰,۵*(۵*sin(phi)^۳-۳*sin(phi)); P۳۱ =
۰,۵*cos(phi)*(۱۵*sin(phi)^۲-۳); P۳۲ = ۱۵*cos(phi)^۲*sin(phi);
P_sinphi = [P۰۰ P۱۰ P۱۱;P۲۰ P۲۱ P۲۲;P۳۰ P۳۱ P۳۲];

%# ضرایب استوکس:
%# Stokes' coefficients
C = [۰ ۰,۰۱۱۱۷۵ -۰,۰۰۳۴۸;-۰,۰۵۲۸۵۱ ۰,۰۰۱۱۰۲ ۰,۰۸۳۲۰۳; -۰,۰۰۱۷۴۷
۰,۰۰۴۰۸۳ ۰,۰۰۲۱۲۹];
S = [۰ ۰ ۰,۰۰۰۰۸۸;۰ ۰,۰۰۰۰۱۲ -۰,۰۲۸۰۲۳; ۰ ۰,۰۰۳۴۰۴ -۰,۰۰۰۸۳۶];

    U_bar = zeros(۱,۱);
%# gravitational potential function
for n = ۲:۳
    for m = ۱:n
        U_bar =
+ (RB/(r))^n*P_sinphi(n,m)+C(n,m)*cos(m*landa)+S(n,m)*sin(m*land
a);
    end
end

    U = (G*ma/r)*(۱+U_bar);

ux = U*sin(phi)*cos(landa);
uy = U*sin(phi)*sin(landa);
uz = U*cos(phi);
U = [ux uy uz];

end

```



## منابع

- [۱] AlandiHallaj, M., & Assadian, N. (۲۰۱۷). Soft landing on an irregular shape asteroid using multiple-horizon multiple-model predictive control. *Acta Astronautica*, 140, ۲۲۵-۲۳۴. doi:۱۰,۱۰۱۶/j.actaastro.۲۰۱۷,۰۸,۰۱۹
- [۲] جزوه‌ی درسی. درس شناسایی سیستم و تخمین پارامترهای پروازی. استاد درس: دکتر خوشنود. ۱۴۰۰-۱۳۹۹

ممنون از تدریس خوبتان.

با احترام  
مهسا آزادمنش  
شماره دانشجویی ۹۹۰۰۴۲۶