گروه مهندسی نقشه برداری دانشگاه اصفهان

عملیات GPS پروژه‌ی نهایی

استاد:

دکتر میلاد صالحی

نویسنده:

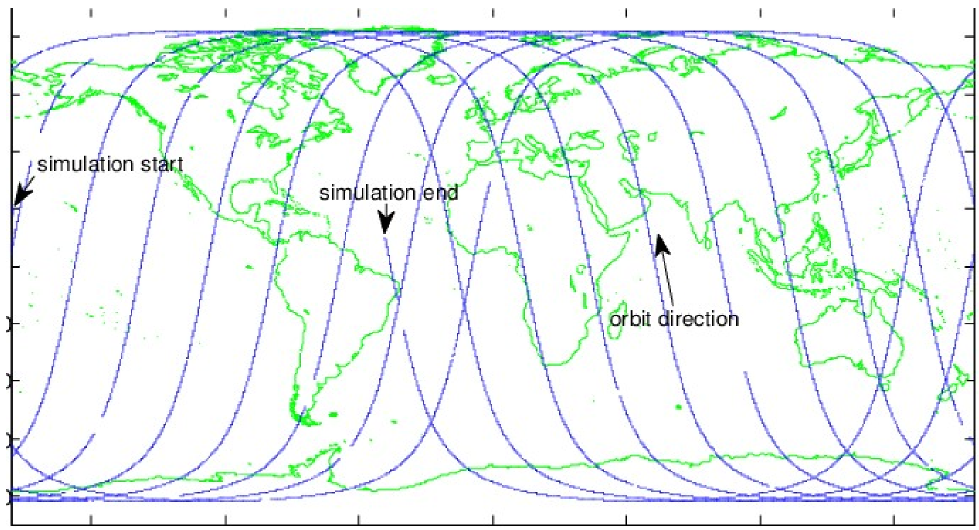
رضا رشیدی

زمستان ۹۸

مقدمه

۱- هدف از انجام این عملیات رسم sky plot ماهواره‌های GPS برای یک نقطه‌ی خاص زمینی در زمان مشخص شده توسط اپراتور است.

۲- برنامه‌ی دوم رسم Ground track ماهواره‌ها روی زمین است.



به این منظور می‌توان از فایل ناوبری یا آلماناک استفاده کرد. در این پروژه برای سادگی کار از فایل آلماناک استفاده کردیم.

در هر دو پروژه ابتدا نیاز است مختصات مداری ماهواره را به مختصات CT تبدیل کنیم. از این رو نیاز به پارامترهای polar montion و GAST داریم.

از بیضوی WGS84 به عنوان دیتوم استفاده کردیم.

برای حل مسئله نیاز به GM و سرعت دوران زمین داشتیم که مقادیر آنها ثابت است.

```
GM=3.986004418e14;
we=7.2921151467e-5;
```

۱- خواندن فایل آلماناک

```
[n1,n2]=uigetfile('*.txt','Select Export matches');
T=strcat(n2,n1);
T=readtable(T);
format long g
%%==================================================
Data=T.Var2;
```

******** Week 40 almanac for PRN-j ********   حذف سطر

```
Data(14:14:end)=[];

Data=reshape(Data,[],31);
e=Data(3,:);
t0=Data(4,:);
i=Data(5,:);
Rate_of_Right_Ascen=Data(6,:);
a=Data(7,:).^2;
Right_Ascen_at_Week=Data(8,:);
Argument_of_Perigee=Data(9,:);
Mean_Anom=Data(10,:);
```

ماتریس Data، ماتریسی 13*31 است که سطرهای آن پارامترهای کپلری و ستون‌های آن ماهواره‌هاست.

۲- معرفی پارامتری‌های حرکت قطبی، زمان ظاهری گرینویچ، دیتوم و نقطه ایستگاه زمینی:

```
GM=3.986004418e14;
we=7.2921151467e-5;
%----------------------DATUM------------------------
% WGS-84(1984)
A=6378137;    B=6356752.3142;  E2=(A^2-B^2)/(A^2);
% h=input('input h = ');
phi=input('input phi  d= ');
Landa=input('input Landa d= ');
t=([phi;Landa]).*pi/180;
 phi=t(1,1);LAndA=t(2,1);PP=phi;LL=LAndA;
%---------------Ex--------------------------------
h=0;
% phi=32*pi/180;LAndA=51*pi/180;

%-----------------------------------------------
N=A^2/sqrt(A^2*cos(phi)^2+B^2*sin(phi)^2);
X_CT=(N+h)*cos(phi)*cos(LAndA);
Y_CT=(N+h)*cos(phi)*sin(LAndA);
Z_CT=(N*(B^2/A^2)+h)*sin(phi);
%----------------------------------------------------
% Greenwich True Sidereal Time at Longitude 0.0°
% 13h 43m 30.759s = 13.7252107292 h
GAST=205.8781609381*pi/180;
```

```
xp=0;yp=0;
S=Rotation(2,-xp)*Rotation(1,-yp)*Rotation(3,GAST);
%-----------------------------------------------------
```

۳- sky plot

زمان به عنوان پارامتر ورودی این برنامه در نظر گرفته شده است. زمان را به صورت روز هفته و ساعت ابتدا و انتهای بازه معرفی کردیم.

ابتدا با محاسبه زمان گذشته از اپک مرجع، آنومالی متوسط را به دست آوردیم، سپس آنومالی خارج از مرکزی را حساب کردیم.

طبق فرمول بندی فرمول بندی زیر:

۱- استخراج پارامترهای مندرج در جدول فوق از پیام های ناوبری و تعیین زمان مورد نظر (t) برای محاسبه مختصات ماهواره.

۲- محاسبه اختلاف زمان مورد نظر (t) با زمان مرجع (t_{0e}):

$$t_k = t - t_{0e} \tag{۴۹}$$

۳- محاسبه آنومالی متوسط برای زمان دلخواه (M_k):

$$M_k = M_0 + \left(\sqrt{GM/a^3} + \Delta n\right) t_k \tag{۵۰}$$

$$GM = 3.986004418 \times 10^{18}\ m^3/s^2$$

۴- حل بازگشتی آنومالی خارج از مرکزی (E_k):

$$E_k = M_k + e \sin E_k \tag{۵۱}$$

۵- محاسبه آنومالی حقیقی ():

E0=Mk

پس از این با فرمول برنامه مختصات CT ماهواره و نقطه‌ی زمینی را محاسبه کردیم و با انتقال سیستم مختصات به LA آزیموت و ارتفاع ماهواره را هر ۲۰ ثانیه محاسبه کردیم.

The reverse transformation from $(\Delta x_{PQ}, \Delta y_{PQ}, \Delta z_{PQ})$ to (c_{PQ}, V_{PQ}, A_{PQ}) is easily obtained since the transformation matrix is orthogonal. From equation (2.151), we have

$$\begin{pmatrix} u_{PQ} \\ v_{PQ} \\ w_{PQ} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin\Phi_P \cos\Lambda_P & -\sin\Lambda_P & \cos\Phi_P \cos\Lambda_P \\ -\sin\Phi_P \sin\Lambda_P & \cos\Lambda_P & \cos\Phi_P \sin\Lambda_P \\ \cos\Phi_P & 0 & \sin\Phi_P \end{pmatrix}^{\mathrm{T}} \begin{pmatrix} \Delta x_{PQ} \\ \Delta y_{PQ} \\ \Delta z_{PQ} \end{pmatrix}; \tag{2.153}$$

and, with equation (2.148), it is easily verified that

$$\tan A_{PQ} = \frac{v_{PQ}}{u_{PQ}} = \frac{-\Delta x_{PQ} \sin\Lambda_P + \Delta y_{PQ} \cos\Lambda_P}{-\Delta x_{PQ} \sin\Phi_P \cos\Lambda_P - \Delta y_{PQ} \sin\Phi_P \sin\Lambda_P + \Delta z_{PQ} \cos\Phi_P}, \tag{2.154}$$

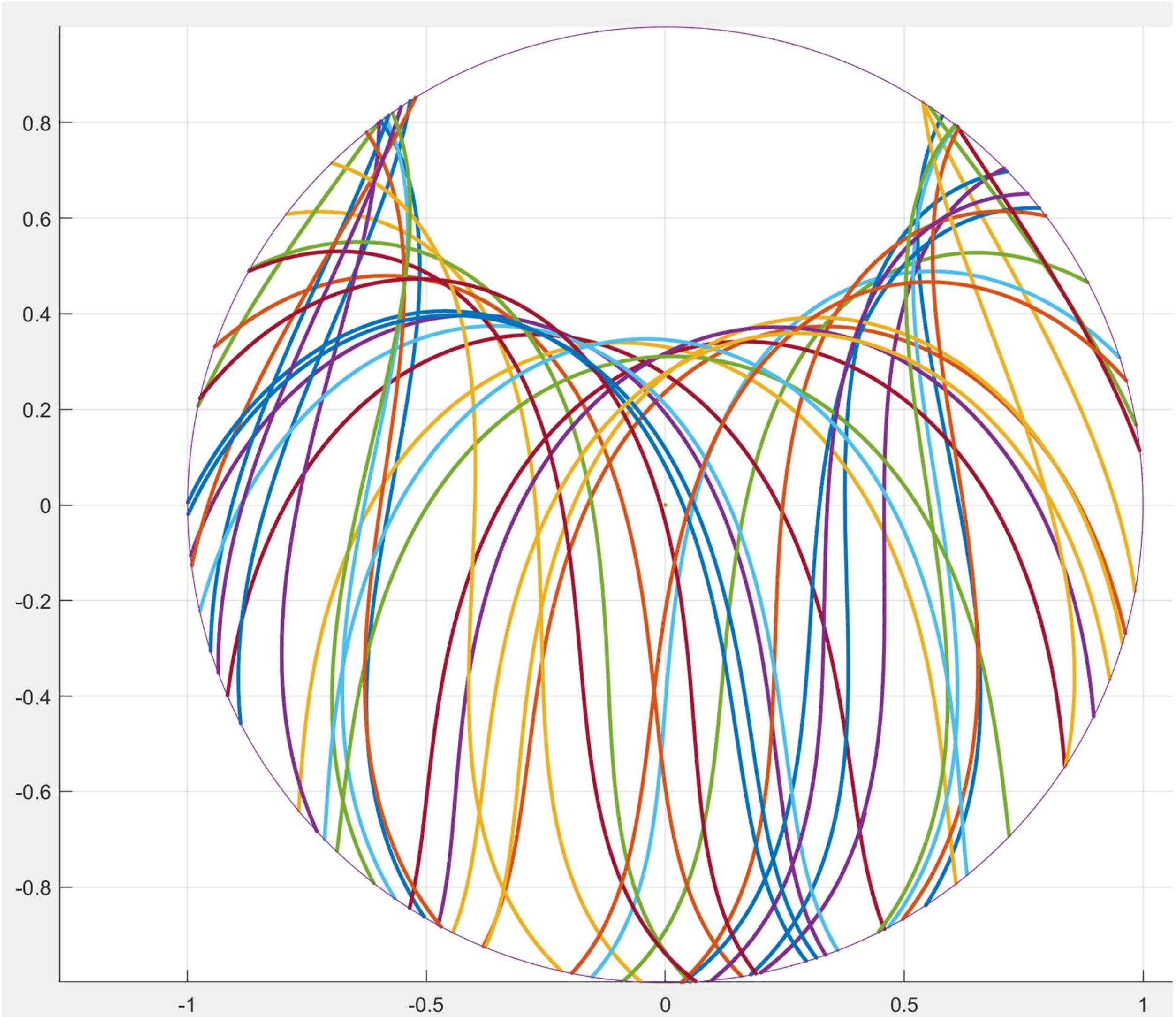
$$\sin V_{PQ} = \frac{w_{PQ}}{c_{PQ}} = \frac{1}{c_{PQ}}\left(\Delta x_{PQ} \cos\Phi_P \cos\Lambda_P + \Delta y_{PQ} \cos\Phi_P \sin\Lambda_P + \Delta z_{PQ} \sin\Phi_P\right), \tag{2.155}$$

$$c_{PQ} = \sqrt{\Delta x_{PQ}^2 + \Delta y_{PQ}^2 + \Delta z_{PQ}^2}\,. \tag{2.156}$$

Sky plot با توجه به آزیموت و ارتفاع مثبت‌ها رسم شد:

r(90)=0;r(0)=1;;r=-v/90 +1

x=rsinAz;y=rcosAz



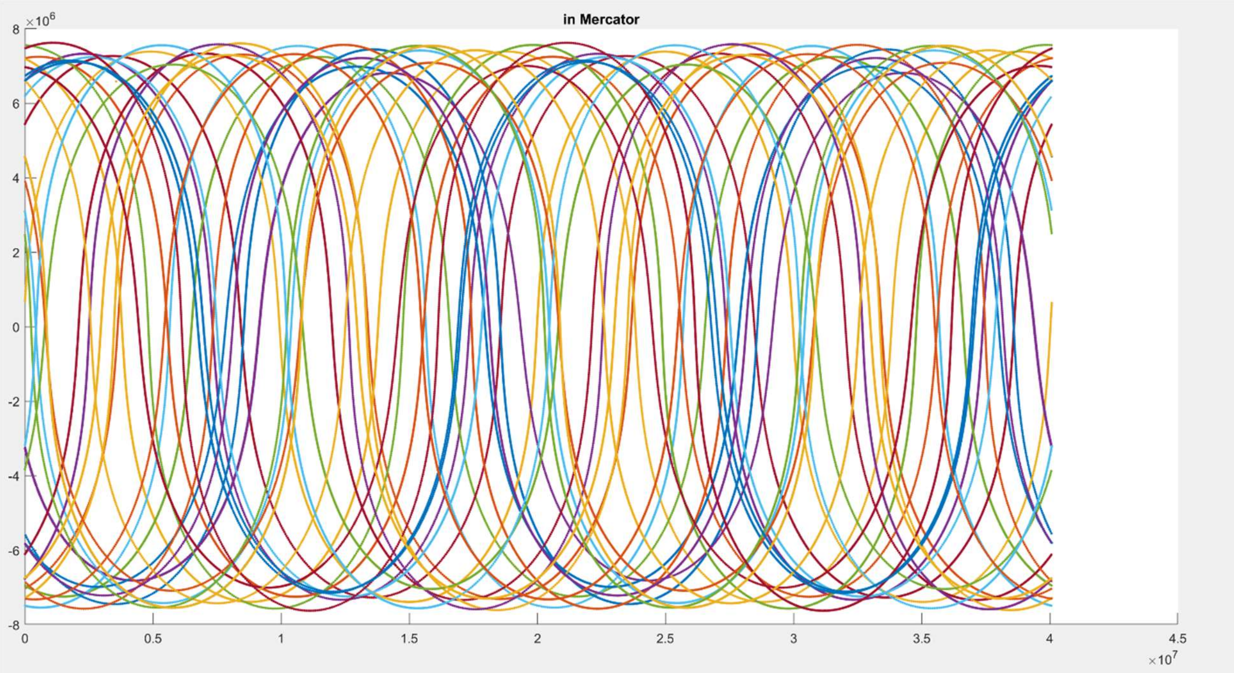
ماهواره‌ها برای نقطه ای در اصفهان بیشتر در جنوب اند.(طبق انتظار)

۴-Ground track

در این قسمت در ۵ دوره تناوب ground track ماهواره‌های مختلف را در چند دوره تناوب رسم می‌کنیم. در اینجا نیز می‌توان زمان را به عنوان ورودی در نظر گرفت و بعد آنومالی را حساب کرد. اما در این برنامه تصمیم به عمل به عکس خط بالا کرده ایم. یعنی زمان رسیدن به یک نقطه هم محاسبه می‌شود.

پس از محاسبه مختصات CT، با استفاده از تبدیل کارتزین به منحنی الخط مختصات منحنی الخط ماهواره محاسبه می‌شود. سپس با استفاده از یک سیستم تصویر مسیر ماهواره روی زمین قابل رسم است.

در این برنامه شماره ماهواره‌ها ورودی ست:



پیوست

$$t_k = t - t_{0e}. \tag{7.6}$$

A possible change of the week has to be considered. Two constants are required:

$GM = 3.986005 \cdot 10^{14} \mathrm{m}^3/\mathrm{s}^2$ WGS 84 value of the geocentric gravitational constant, (7.7)

$\omega_e = 7.292115 \cdot 10^{-5}$ rad/s WGS 84 value of the Earth rotation rate. (7.8)

Also

$$\pi = 3.1415926535898 \quad \text{(exactly)}.$$

Note that (7.7) is not the refined WGS 84 value for GM from 1994 [2.1.6], but the original WGS 84 value. Actually, the more recent GM value is used for precise prediction of GPS orbits in the OCS whereas the old value is used for the conversion from the predicted Cartesian state vectors into the quasi-Keplerian broadcast elements. Hence it should also be used for interpolation purposes to obtain satellite positions at a given epoch. For details on the subject see (NIMA, 2000).

Furthermore we use:

$A = (\sqrt{A})^2$ Semi-major axis, (7.9)

$n_0 = \sqrt{\frac{GM}{A^3}}$ Computed mean motion, (7.10)

$n = n_0 + \Delta n$ Corrected mean motion, and (7.11)

$\overline{M}_k = \overline{M}_0 + n t_k$ Mean anomaly. (7.12)

Kepler's equation of the eccentric anomaly (3.53),

$$E_k = \overline{M}_k + e \sin E_k, \tag{7.13}$$

is solved by iteration. Because of the very small eccentricity of the GPS orbits ($e < 0.001$) two steps are usually sufficient:

$$E_0 = \overline{M}, \quad E_i = \overline{M} + e \sin E_{i-1}, \quad i = 1, 2, 3, \ldots \tag{7.14}$$

The satellite coordinates are then obtained, using equations (7.15) to (7.29):

$\cos \nu_k = \dfrac{\cos E_k - e}{1 - e \cos E_k}$	True anomaly,	(7.15)
$\sin \nu_k = \dfrac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k}{1 - e \cos E_k}$	True anomaly,	(7.16)
$\Phi_k = \nu_k + \omega$	Argument of latitude,	(7.17)
$\delta u_k = C_{uc} \cos 2\Phi_k + C_{us} \sin 2\Phi_k$	Argument of latitude correction,	(7.18)
$\delta r_k = C_{rc} \cos 2\Phi_k + C_{rs} \sin 2\Phi_k$	Radius correction,	(7.19)
$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k$	Inclination correction,	(7.20)
$u_k = \Phi_k + \delta u_k$	Corrected argument of latitude,	(7.21)
$r_k = A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k$	Corrected radius,	(7.22)
$i_k = i_0 + \dot{i} t_k + \delta i_k$	Corrected inclination,	(7.23)
$X'_k = r_k \cos u_k$	Position in the orbital plane,	(7.24)
$Y'_k = r_k \sin u_k$	Position in the orbital plane,	(7.25)
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e) t_k - \omega_e t_{0e}$	Corrected longitude of	(7.26)

فانکشن بیضی صرفا جهت رسم دایر دور skyplot آورده شده است.