

Национальный Исследовательский Университет  
«МЭИ»  
Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова  
Кафедра РТС

Курсовая работа  
По дисциплине  
«Аппаратура потребителей СРНС»  
**«Разработка модуля расчета координат спутника Beidou»**

Студент: Ряшенцева В.И.

Группа: Эр-15-16

Преподаватель: Корогодин И.В.

Москва, 2021 г.

## **Исходные данные**

Спутник №19 системы Beidou.

## Этап 1. Использование сторонних средств

Заданному в задании спутнику 19 соответствует спутник со следующим номером:

Таблица 1

Спутник	PRN	ID	SCN
BEIDOU 3-M1	C19	2017-069A	43001

При помощи сервиса Celestrak можно получить изображение формы орбиты и положение спутника на ней. Изображения по требованию в задании необходимо получить на период 18:00 МСК 16 февраля 2021.

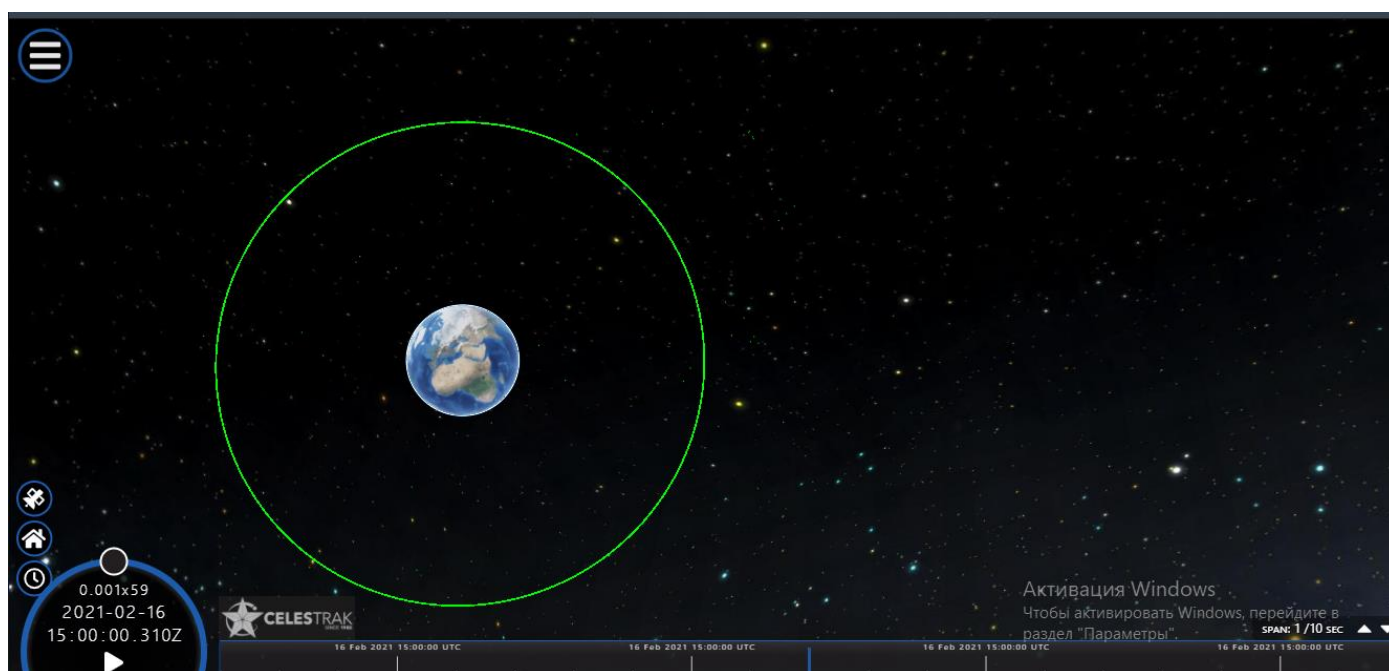


Рисунок 1 — Форма орбиты спутника

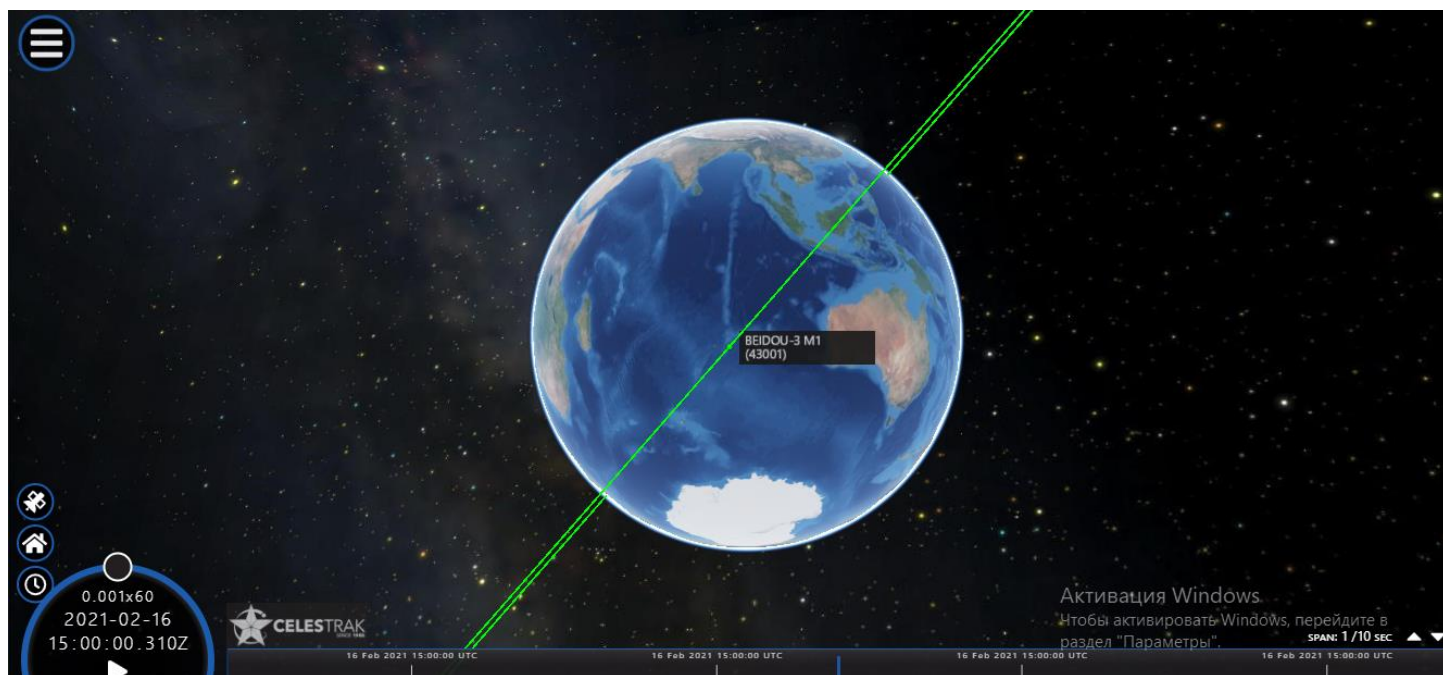


Рисунок 2 — Положение спутника на орбите

По данным Trimble GNSS Planning Online необходимо рассчитать диаграмму угла места и азимута спутника на интервал времени с 18:00 МСК 16 февраля до 06:00 МСК 17 февраля 2021 года. Расчет производится с учетом координат, соответствующих корпусу Е МЭИ.

Local  
Time:  
2021-02-16 18:00 UTC +03:00

Satellite Selection

Change selection

Satellites: 1/131

System: active	Satellites	
	Selected	Healthy
GPS <input type="checkbox"/>	0	32
GLONASS <input type="checkbox"/>	0	23
Galileo <input type="checkbox"/>	0	22
BeiDou <input checked="" type="checkbox"/>	1	49
QZSS <input type="checkbox"/>	0	4

My Settings

Change settings

Time of almanac:	2021-02-16
Time zone:	UTC +03:00
Visible period:	2021-02-16 18:00 - 2021-02-17 06:00
Latitude:	N 55° 45' 24.1346"
Longitude:	E 37° 42' 11.4473"
Height:	500 m
Elevation cutoff:	10 °

Рисунок 3 — Настройки Trimble GNSS Planning Online

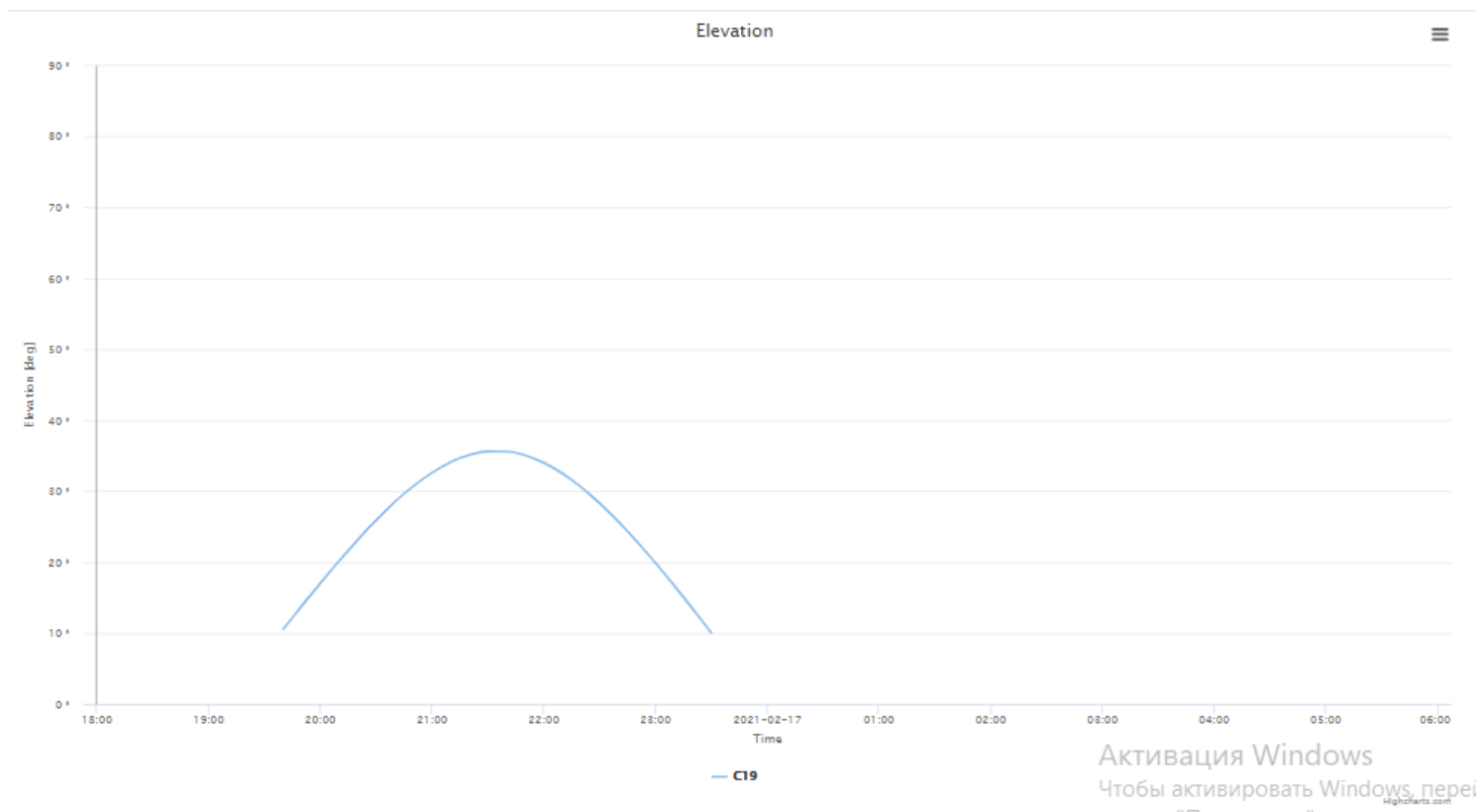


Рисунок 3 — Диаграмма угла места спутника

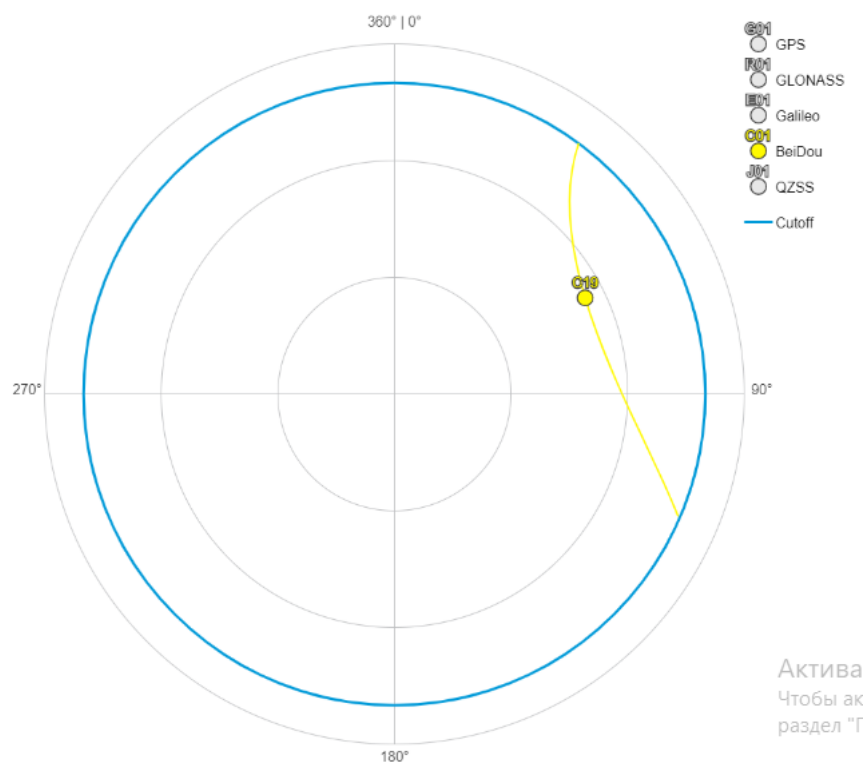


Рисунок 4 — Диаграмма угла азимута спутника

Ниже, на рисунке 5, приведены эфемериды спутника.

1	SatNum	19
2	toe (ms)	284400000.000
3	Crs (m)	-5.939062500000000000e+01
4	Dn (rad/ms)	4.05159716540537396e-12
5	M0 (rad)	2.09961820806318311e+00
6	Cuc (rad)	-2.80654057860374451e-06
7	e	8.22309288196265697e-04
8	Cus (rad)	5.74858859181404114e-06
9	sqrtA (sqrt (m) )	5.28262378883361816e+03
10	Cic (rad)	6.42612576484680176e-08
11	Omega0 (rad)	-2.83355370614262747e-01
12	Cis (rad)	-7.59027898311614990e-08
13	i0 (rad)	9.65653770875602335e-01
14	Crc (m)	2.438437500000000000e+02
15	omega (rad)	-1.24505537862834337e+00
16	OmegaDot (rad/ms)	-7.01279211094012322e-12
17	iDot (rad/ms)	-2.57867884089573192e-13
18	Tgd (ms)	1.22000000000000000e+05
19	toc (ms)	2.84400000000000000e+08
20	af2 (ms/ms^2)	0.00000000000000000e+00
21	af1 (ms/ms)	1.37863054305853439e-11
22	af0 (ms)	7.30971693992614746e-01
23	URA	0
24	IODE	257
25	IODC	1
26	codeL2	0
27	L2P	0
28	WN	789

Рисунок 5 — Эфемериды спутника

## Этап 2. Моделирование

На данном этапе работы необходимо реализовать на языке Matlab функцию расчета положения спутника № 19 СРНС Beidou на заданный момент по шкале времени UTC. В качестве эфемерид будут использоваться данные, полученные на предыдущем этапе.

Важно уточнить, что так как система Beidou унаследовала модель GPS, то расчеты будут производиться соответственно алгоритму из ИКД GPS [1].

Для начала необходимо разобраться с исходными данными. Как было сказано выше, эфемериды будут взяты с этапа 1 данной работы, но кроме этих данных, для расчета интервала прогноза необходимо учесть формат времени системы Beidou и рассчитать количество секунд от начала текущей недели.

Для этого запишем формат времени Beidou:

$$WN:SOW,$$

где  $WN$  — номер недели начиная с 1 января 2006 г.,  $SOW$  — количество секунд от начала текущей недели.

Таким образом, необходимо рассчитать разницу между временами 16/02/2021 15:00:00 и 01/01/2006 00:00:00:

$$2021 - 2006 = 15 \text{ лет}$$

Из них 4 года является високосными (2008, 2012, 2016 и 2020) + 47 дней ( $32 + 15 = 47$ ) + 15 часов 0 сек

– Временная разница в полных днях:

$$365 \cdot (15 - 4) + 366 \cdot 4 + 47 = 5526 \text{ дней}$$

– Временная разница в полных неделях:

$$\frac{5526}{7} = 789 \text{ недель}$$

– Количество дней после полных недель:

$$5526 - 789 \cdot 7 = 3 \text{ дня}$$

– Количество секунд от начала текущей недели:

$$3 \cdot 24 \cdot 3600 + 15 \cdot 3600 = 313200 \text{ сек}$$

– Количество секунд от начала текущей недели с учетом добавленных секунд [2]:

$$313200 + 4 = 313204 \text{ сек}$$

Ответ: 789:313204.

С учетом полученных данных и прогноза с 18:00 МСК 16 февраля до 06:00 МСК 17 февраля 2021 года (то есть временем прогноза, равным 43200 сек) построены трехмерные графики множества положений спутника Beidou в двух вариантах: в СК ECEF WGS84 (рисунок 6) и соответствующей ей инерциальной СК ECI (рисунок 7).

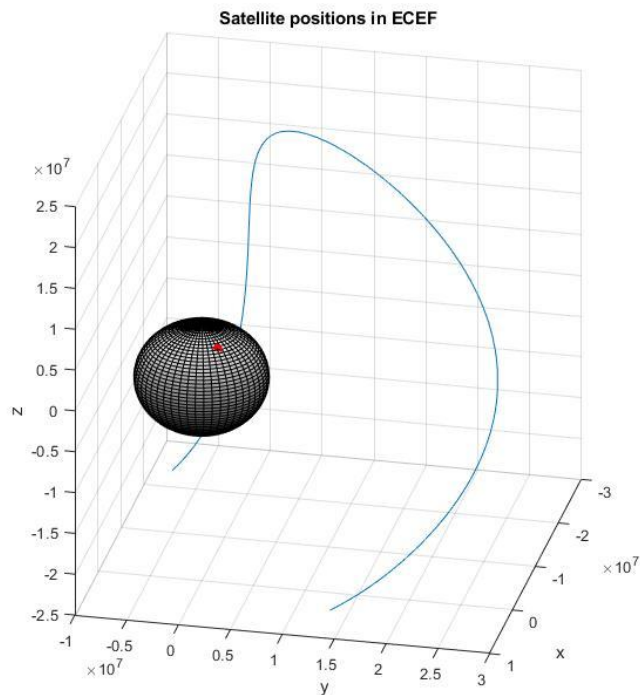


Рисунок 6 — Множество положений спутника Beidou в системе ECEF



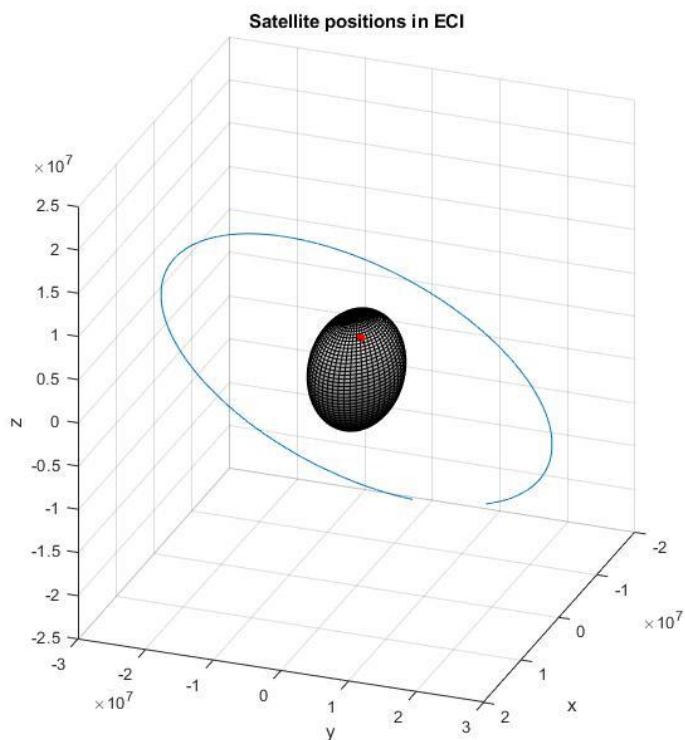


Рисунок 7 — Множество положений спутника Beidou в системе ECI

На рисунках 6 и 7 помимо траектории спутника так же изображена модель Земли с нанесенной на нее координатой антенны на крыше корпуса Е НИУ «МЭИ».

Переход из системы ECEF в систему ECI был осуществлен также согласно алгоритму из ИКД.

По полученным графикам видно, что за установленный интервал времени спутник не успевает полностью пройти всю свою траекторию. Экспериментально было установлено, что для этого необходимо задаться приблизительно в два раза большим интервалом.

Помимо траектории спутников в трехмерном виде было интересно получить эту траекторию в полярной системе координат и сравнить ее с результатом из Trimble GNSS Planning Online, изображенным на рисунке 4.

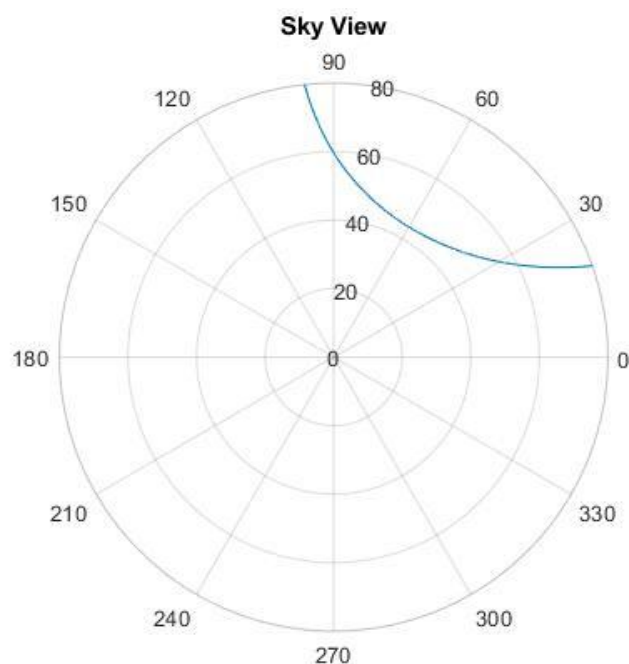


Рисунок 8 — Множество положений спутника Beidou в полярной системе координат

При сравнении результатов, изображенных на рисунках 4 и 8 важно учесть, что из-за особенностей алгоритмов Matlab, график в полярной системе координат строиться с установкой градусов против часовой стрелки и нулевым значением справа. Учитывая эти факторы видно, что результаты совпадают с небольшими расхождениями, которые могут быть связаны с тем, что при моделировании использовались одни эфемериды и то, что обрезка системы координат в Trimble GNSS Planning Online и Matlab могут отличаться.

Код программы в Matlab представлен в приложении.

## **Список источников**

1. Interface Specification IS-GPS-200L, August 2020. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200L.pdf> (дата обращения: 03.04.2021).
2. Дополнительная секунда [Электронный ресурс]. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Дополнительная\\_секунда](https://ru.wikipedia.org/wiki/Дополнительная_секунда) (дата обращения: 03.04.2021).

## Приложение

```
clc
close all
%% ephemeris
e = 8.22309288*10^(-4); % eccentricity
mu = 3.986005*10^14; % WGS 84 value of the earth's gravitational constant
Omega_e = 7.2921151467*10^(-5); % WGS 84 value of the earth's rotation rate
toe = 284400 + 4; % time of ephemeris
A = (5.28262379*10^3)^2; % semi-major axis ^2
n0 = sqrt(mu/A^3); % computed mean motion
i0 = 0.96565377; % inclination
Om01 = 0.28335371; % longitude of the node
omega = -1.24505538; % perigee argument
M0 = 2.09961821; % mean anomaly
Dn = 4.05159717*10^(-9); % mean motion difference from computed value
n = n0 + Dn; % corrected mean motion
OmegaDot = -7.0127921109*10^(-9); % rate of right ascension
IDOT = -2.57867884*10^(-10); % rate of inclination angle
Crs = -59.390625; % amplitude of the sine harmonic correction term to the
orbit radius
Cuc = -2.80654058*10^(-6); % amplitude of the cosine harmonic correction term
to the argument of latitude
Cus = 5.74858859*10^(-6); % amplitude of the sine harmonic correction term to
the argument of latitude
Cic = 6.42612576*10^(-8); % amplitude of the cosine harmonic correction term
to the angle of inclination
Cis = -7.59027898*10^(-8); % amplitude of the sine harmonic correction term
to the angle of inclination
Crc = 243.84375; % amplitude of the cosine harmonic correction term to the
orbit radius
%%
for i = 1:43200
t = 313200 + 4 + i; % TOW
tk = t - toe; % time from ephemeris reference epoch % if tk is greater than
302400 seconds, subtract 604800 sec from tk.
% if tk is less than -302400 sec, add 604800 seconds to tk
Mk = M0 + n*tk; % mean anomaly
%% Kepler's equation may be solved by iteration
E = zeros(1,4);
E(1,1) = Mk;
    for j = 2:4
        E(1,j) = E(1,j - 1) + (Mk - E(1,j - 1) + e*sin(E(1,j - 1)))/(1 -
e*cos(E(1,j - 1))); % 3 iterations
        E(1,j-1) = E(1,j);
    end
E_k = E(1,4);
%%
nu_k = atan2((sqrt(1 - e^2)*sin(E_k))/(1 - e*cos(E_k)), (cos(E_k) - e)/(1 -
e*cos(E_k))); % true anomaly
Phi_k = nu_k + omega; % argument of latitude

delta_u_k = Cus*sin(2*Phi_k) + Cuc*cos(2*Phi_k); % argument of latitude
correction
delta_r_k = Crs*sin(2*Phi_k) + Crc*cos(2*Phi_k); % radius correction
delta_i_k = Cis*sin(2*Phi_k) + Cic*cos(2*Phi_k); % inclination correction

u_k = Phi_k + delta_u_k; % corrected argument of latitude
r_k = A*(1 - e*cos(E_k)) + delta_r_k; % corrected radius
i_k = i0 + delta_i_k + IDOT*tk; %corrected inclination
```

```

%% positions in orbital
x_k = r_k*cos(u_k);
y_k = r_k*sin(u_k);
%%
Omega_k = Om01 + (OmegaDot - Omega_e)*tk - Omega_e*toe; % corrected longitude
of ascending node
%% earth-fixed
x_k1 = x_k*cos(Omega_k) - y_k*cos(i_k)*sin(Omega_k);
y_k1 = x_k*sin(Omega_k) + y_k*cos(i_k)*cos(Omega_k);
z_k1 = y_k*sin(i_k);

x1_coord(1,i) = x_k1;
y1_coord(1,i) = y_k1;
z1_coord(1,i) = z_k1;
%% transfer
tetta = Omega_e*tk;
%%
x_k2 = x_k1*cos(tetta) - y_k1*sin(tetta);
y_k2 = x_k1*sin(tetta) + y_k1*cos(tetta);
z_k2 = z_k1;

x2_coord(1,i) = x_k2;
y2_coord(1,i) = y_k2;
z2_coord(1,i) = z_k2;
%% porar coordinates
Earth_radius = 6378136;
H = 500;
a = Earth_radius;
B = deg2rad(55.45241346);
N = a/sqrt((1-e^2*(sin(B))^2));
L = deg2rad(37.42114473);
Coord_x = (N+H)*cos(B)*cos(L);
Coord_y = (N+H)*cos(B)*sin(L);
Coord_z = ((1-e^2)*N+H)*sin(B);
p = sqrt((x_k1-Coord_x).^2+(y_k1-Coord_y).^2+(z_k1-Coord_z).^2);

tetta1 = asin((z_k1-Coord_z)/p);
phil = atan2((x_k1-Coord_x), (y_k1-Coord_y));

tetta1_i(1,i) = -tetta1*180/pi + 90;
phil_i(1,i) = -phil;
end
%% plot
% Earth with coord
[x_sphere, y_sphere, z_sphere] = sphere(50);
x_Earth=Earth_radius*x_sphere;
y_Earth=Earth_radius*y_sphere;
z_Earth=Earth_radius*z_sphere;

figure (1)
subplot (1,2,1)
surf(x_Earth,y_Earth,z_Earth); hold on;
colormap ('gray');
plot3(Coord_x, Coord_y, Coord_z, 'r.','MarkerSize', 20 );
plot3(x1_coord(1,:), y1_coord(1,:), z1_coord(1,:));
xlabel('x');
ylabel('y');
zlabel('z');
title('Satellite positions in ECEF')

figure (2)
subplot (1,2,1)

```

```

surf(x_Earth,y_Earth,z_Earth); hold on;
colormap ('gray');
plot3(Coord_x, Coord_y, Coord_z, 'r.','MarkerSize', 20 );
plot3(x2_coord(1,:), y2_coord(1,:), z2_coord(1,:));
xlabel('x');
ylabel('y');
zlabel('z');
title('Satellite positions in ECI')

figure(3)
grid on;
polarplot(phi1_i(1,:), tetta1_i(1,:));
rlim([0 80]);
title('Sky View')

```