Национальный Исследовательский Универститет

Московский Энергетический Институт

Курсовой проект по дисциплине

«Аппаратура потребителей спутниковых радионавигационных систем»

Часть 2.

Студент: Шахов М.П.

Группа ЭР-15-14

Москва 2019

Из Программы RTKNAVI были получены эфемериды. Эти данные были записаны в матлбе.

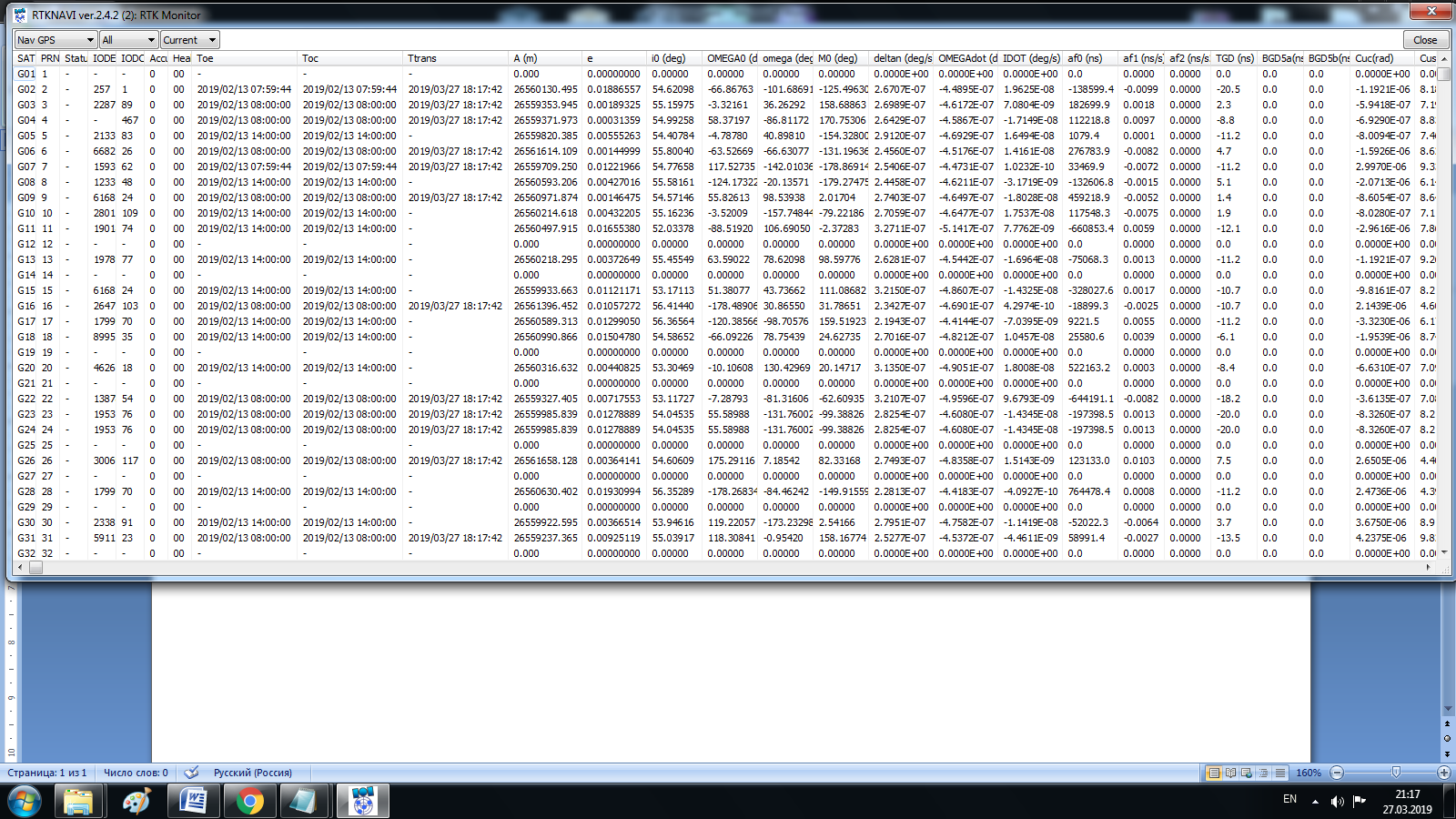


Рисунок 1. Эфемериды, полученные из файла BINR\_morning.bin

%const

mu = 3.986005\*10^14;

dOmega = 7.2921151467\*10^(-5);

%almonach

toe = 288018; % время альмонаха от начала недели

A = 26561396.452; %корень из большой полуоси, м\*\*0.5

e = 0.01057272; % экстрисинтет

I = 54.99258; %наклонение, полуциклы

OMEGA0 = -178.489062; % долгота узла, полуциклы;

omega = 30.86550; %аргумент перигея, полуцикл

M\_0 = 31.78651; %средняя аномалия, полуциклы

OMEGAdot = -4.6901e-07; %скорость долготы узла, полуциклы/c

delta\_n = 2.3427e-07;

IDOT = 4.2974e-10;

%**ДЛЯ ДАТЫ 13.02.2019**

TOW = 288000 + 18; %где 18 лип секунды.

WN = 1020;

Из Интерфейсного контрольного документа “IS-GPS-200H” для GPS был взят алгоритм расчетов и занесен в матлаб.

for i = 1:43200

%const

mu = 3.986005\*10^14;

dOmega = 7.2921151467\*10^(-5);

%almonach

toe = 288018; % время альмонаха от начала недели

A = 26561396.452; %корень из большой полуоси, м\*\*0.5

e = 0.01057272; % экстрисинтет

I = 54.99258; %наклонение, полуциклы

I = degtorad(54.99258);

OMEGA0 = -178.489062; % долгота узла, полуциклы;

OMEGA0 = degtorad(-178.489062);

omega = 30.86550; %аргумент перигея, полуцикл

omega = degtorad(30.86550);

M\_0 = 31.78651; %средняя аномалия, полуциклы

M\_0 = degtorad(31.78651);

OMEGAdot = -4.6901e-07; %скорость долготы узла, полуциклы/c

OMEGAdot = degtorad(-4.6901e-07);

delta\_n = 2.3427e-07;

delta\_n = degtorad(2.3427e-07);

IDOT = 4.2974e-10;

IDOT = degtorad(4.2974e-10);

C\_uc = 2.1439e-06;

C\_us = -4.6026e-06;

C\_rc = 3.0238e+02;

C\_rs = 3.9438e+01;

C\_ic = -5.4017E-08;

C\_is = 1.8440E-07;

% Из ИКД для GPS IS-GPS-200H

n\_0 = sqrt(mu/A^3);

t = 303540 + 18 + i;

tk = t - toe;

n = n\_0 + delta\_n;

Mk = M\_0+n\*tk;

m = 1;

x(1) = 0;

for m = 1:100

x(m+1) = Mk + e\*sin(x(m));

if abs(x(m+1) - x(m))<10^(-8)

break

end

m = m + 1;

end

E\_k = x(m+1);

nu = atan2( (sqrt(1-e^2)\*sin(E\_k))/(1 - e\*cos(E\_k)),(cos(E\_k) - e)/(1 - e\*cos(E\_k)));

Phi\_k = nu + omega;

deltau = C\_us\*sin(2\*Phi\_k) + C\_uc\*cos(2\*Phi\_k);

deltar = C\_rs\*sin(2\*Phi\_k) + C\_rc\*cos(2\*Phi\_k);

deltai = C\_is\*sin(2\*Phi\_k) + C\_ic\*cos(2\*Phi\_k);

uk = Phi\_k+deltau;

rk = A\*(1 - e\*cos(E\_k)) + deltar;

ik = I + deltai+ IDOT\*tk;

x\_k\_orb = rk\*cos(uk);

y\_k\_orb = rk\*sin(uk);

Omega\_k = OMEGA0 + (OMEGAdot - dOmega)\*tk - dOmega\*toe;

x\_k = x\_k\_orb\*cos(Omega\_k) - y\_k\_orb\*cos(ik)\*sin(Omega\_k);

y\_k = x\_k\_orb\*sin(Omega\_k) + y\_k\_orb\*cos(ik)\*cos(Omega\_k);

z\_k = y\_k\_orb\*sin(ik);

X(1,i) = x\_k;

Y(1,i) = y\_k;

Z(1,i) = z\_k;

r = sqrt((x\_k)^2 + (y\_k)^2 + (z\_k)^2);

theta = dOmega \* tk;

x\_eci = x\_k\*cos(theta) - y\_k\*sin(theta);

y\_eci = x\_k\*sin(theta) + y\_k\*cos(theta);

z\_eci = z\_k;

X\_eci(1,i) = x\_eci;

Y\_eci(1,i) = y\_eci;

Z\_eci(1,i) = z\_eci;

lat = 55.75;

lon = 37.62;

[East,North,Up] = ecef2enu(x\_k,y\_k,z\_k, lat, lon, 150, wgs84Ellipsoid );

p = sqrt(East^2 + North^2 + Up^2);

El = asin(Up/p);

Az = atan(East/North);

E\_i(1,i) = -(cos(El));

A\_i(1,i) = Az;

Az = atan2(East,North);

E\_i(1,i) = -El\*180/pi + 90;

A\_i(1,i) = Az;

end

График движения спутника №16.

