clc

clear

%% Точный алгоритм пересчёта координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени шкалы МВД

%% Эфемериды НКА 21 системы ГЛОНАСС в системе ПЗ-90.11

%% Дата 2020/02/26 13:45:18

Tb = 13\*60\*60 + 45\*60 + 18; %% с

Toe = 12\*60\*60;

Tof = 24\*60\*60;

X = -11998338.38; %% м

Y = 2268666.50; %% м

Z = 22399278.81; %% м

VX = -2196.28239; %% м/с

VY = -2144.76013; %% м/с

VZ = -961.57646; %% м/с

AX = -0.0000056; %% м/с^2

AY = 0.0000009; %% м/с^2

AZ = -0.0000019; %% м/с^2

%% Константы

J02 = 1082625.75 \* 10^-9;

ae = 6378136;

omegaz = 7.2921151467;

GM = 398600441.8 \* 10^6; %% const гравитационного поля Земли

Gm = 4902.799\*10^9; %% const гравитационного поля Луны

Gs = 13271244\*10^13; %% const гравитационного поля Солнца

am = 3.84385243\*10^5;

em = 0.054900489;

im = 0.0898041080;

as = 1.49598\*10^8;

es = 0.016719;

N4 = 7; %% номер текущего четырёхлетия

Nt = 57; %% номер текущих суток

%% Расчёт текущей юлианской даты

JD0 = 1461\*(N4 - 1) + Nt + 245008.5 - (Nt -3)/25;

%% Номер юлианского дня для текущей даты

JDN = JD0 + 0.5;

%% Среднее звёздное время по Гринвичу

T\_delta = (JD0 - 2451545)/36525;

ERA = 2\*pi\*(0.7790572732640 + 1.00273781191135448\*(JD0 - 2451545));

GMST = ERA + 0.0000000703270726 + 0.0223603658710194\*T\_delta + 0.0000067465784654\*T\_delta^2 - 0.0000000000021332\*T\_delta^3 - 0.0000000001452308\*T\_delta^4 - 0.0000000000001784\*T\_delta^5;

%% Перевод в п/у инерциальную геоцентрическую систему ускорений

S = GMST + omegaz\*(tb -10800);

(Jxom + Jxos) = AX\*cos(S) - AY\*sin(S);

(Jyom + Jyos) = AX\*sin(S) + AY\*cos(S);

(Jzom + Jzos) = AZ;

%% Эксцентричная аномалия Луны

Em0 = qum;

Em = qum + em\*sin(Em0);

while abs(Em - Em0) < 10^-8

Em = qum + em\*sin(Em);

end

sintetam = ((sqrt(1 - em^2))\*sin(Em))/(1 - em\*cos(Em));

costetam = (cos(Em) - em)/(1 - em\*cos(Em));

%% Эксцентричная аномалия Солнца

Es0 = qus;

Es = qus + es\*sin(Es0);

while abs(Es - Es0) < 10^-8

Es = qus + es\*sin(Es);

end

sintetas = ((sqrt(1 - es^2))\*sin(Es))/(1 - es\*cos(Es));

costetas = (cos(Es) - es)/(1 - es\*cos(Es));

%% Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений

%% Лунные ускорения

T = (JD0 + (tb - 10800)/86400 -2451545)/36525; %% время от эпохи 2000 года

qum = 2.3555557435 + 8328.6914257190\*T + 0.0001545547\*T^2; %% средняя аномалия Луны

omegam = 2.1824391966 - 33.7570459536\*T + 0.0000362262\*T^2; %% средняя долгота восходящего узла Луны

gstrih = 1.4547885346 + 71.0176852437\*T - 0.0001801481\*T^2; %% средняя долгота перигея Луны

eps = 0.4090926006 -0.0002270711\*T; %% средний наклон эклиптики к экватору

ksi11 = sin(omegam)\*cos(omegam\*(1 - cos(im)));

ksi12 = 1 - sin(omegam\*(1 - cos(im)))^2;

ksi = 1 - cos(omegam\*(1 - cos(im)))^2;

dzeta = cos(omegam)\*sin(im);

eta = sin(omegam)\*sin(im);

eta11 = ksi\*cos(eps) - dzeta\*sin(eps);

eta12 = ksi11\*cos(eps) + eta\*sin(eps);

dzeta11 = ksi\*sin(eps) + dzeta\*cos(eps);

dzeta12 = ksi11\*sin(eps) - eta\*cos(eps);

ksim = (sintetam\*cos(gstrih) + costetam\*sin(gstrih))\*ksi11 + (costetam\*cos(gstrih) - sintetam\*sin(gstrih))\*ksi12;

etam = (sintetam\*cos(gstrih) + costetam\*sin(gstrih))\*eta11 + (costetam\*cos(gstrih) - sintetam\*sin(gstrih)\*eta12);

dzetam = (sintetam\*cos(gstrih) + costetam\*sin(gstrih))\*dzeta11 + (costetam\*cos(gstrih) - sintetam\*sin(gstrih)\*dzeta12);

rm = am\*(1 - em\*cos(Em));

x0m = x0/rm;

y0m = y0/rm;

z0m = z0/rm;

Gm1 = Gm/rm^2;

delta\_m = ((ksim - x0m)^2 + (etam - y0m)^2 + (dzetam - z0m)^2)^(3/2);

jxom = Gm1\*((ksim - x0m)/delta\_m - ksim);

jyom = Gm1\*((etam - y0m)/delta\_m - etam);

jzom = Gm1\*((dzetam - zom)/delta\_m - dzetam);

%% Солнечные ускорения

qus = 6.2400601269 + 628.3019551714\*T - 0.0000026820\*T^2;

omegas = -7.6281824375 + 0.0300101976\*T + 0.0000079741\*T^2;

ksis = costetas\*cos(omegas) - sintetas\*sin(omegas);

etas = (sintetas\*cos(omegas) + costetas\*sin(omegas))\*cos(eps);

dzetas = (sintetas\*cos(omegas) + costetas\*sin(omegas))\*sin(eps);

rs = as\*(1 -es\*cos(Es);

x0s = x0/rs;

y0s = y0/rs;

z0s = z0/rs;

Gs1 = Gs/rs^2;

delta\_s = ((ksis - x0s)^2 + (etas - y0s)^2 + (dzetas - z0s)^2)^(3/2);

jxos = Gs1\*((ksis - x0s)/delta\_s - ksis);

jyos = Gs1\*((etas - y0s)/delta\_s - etas);

jzos = Gs1\*((dzetas - zos)/delta\_s - dzetas);

%% Начальные условия

x0 = X;

y0 = Y;

z0 = Z;

VX0 = VX;

VY0 = VY;

VZ0 = VZ;

r0 = sqrt(x^2 + y^2 + z^2);

GM1 = GM/r0^2;

x01 = x0/r0;

y01 = y0/r0;

z01 = z0/r0;

p = ae/r0;

res0 = [ x0 y0 z0 VX0 VY0 VZ0 ];

%% Пересчёт координат в ПЗ-90

x = x0\*cos(S) + y0\*sin(S);

y = -x0\*sin(S) + y0\*cos(S);

z = z0;

VX = VX0\*cos(S) + VY\*sin(S) + omegaz\*y;

VY = -VX0\*sin(S) + VY\*cos(S) - omegaz\*x;

VZ = VZ0;

S = GMST + omegaz\*(ti - 10800);

%% Система уравнений движения спутника

function res = diffs(t, x0, y0, z0, VX0, VY0, VZ0)

dx0 = VX0;

dy0 = VY0;

dz0 = VZ0;

dVX0 = -GM1\*x01 - 1.5\*J02\*GM1\*x01\*(p^2)\*(1 - 5\*z01^2) + jxos + jxom;

dVY0 = -GM1\*y01 - 1.5\*J02\*GM1\*y01\*(p^2)\*(1 - 5\*z01^2) + jyos + jyom;

dVZ0 = -GM1\*z01 - 1.5\*J02\*GM1\*z01\*(p^2)\*(3 - 5\*z01^2) + jzos + jzom;

%% Метод Рунге-Кутта 4 порядка

interval = Toe:1:Tof;

[t, res] = ode45(interval, res0);

end