

ОПРЕДЕЛЯНЕ НА ТЕРИТОРИАЛНОТО ПОКРИТИЕ НА ИСЗ “БАЛКАНСАТ”

Константин Методиев, Петър Гецов

Институт за космически изследвания – Българска академия на науките
e-mail: komet@space.bas.bg, director@space.bas.bg

DETERMINATION OF EARTH COVERAGE FOR THE ARTIFICIAL SATELLITE “BALKANSAT”

Konstantin Metodiev, Petar Getsov

Space Research Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: komet@space.bas.bg, director@space.bas.bg

Ключови думи: *Изкуствен спътник на Земята, орбитална динамика, зонално покритие*

Резюме: *В настоящия доклад са представени резултатите от анализа на движението на изкуствен спътник на Земята по кръгова слънчевосинхронна орбита. Поставената задача е определянето на времето на пребиваване на наземната цел в обсега на бордовия сензор, както и брой пребивавания на целта в обсег в рамките на едно денонощие. Параметрите на орбитата съвпадат с проектните на ИСЗ „БалканСат”, а наземната цел е зададена на територията на гр. София. За нуждите на анализа е използван продуктът „Satellite Tool Kit” v. 6.0.0 на фирмата „Analytical Graphics, Inc” (САЩ).*

1. Въведение

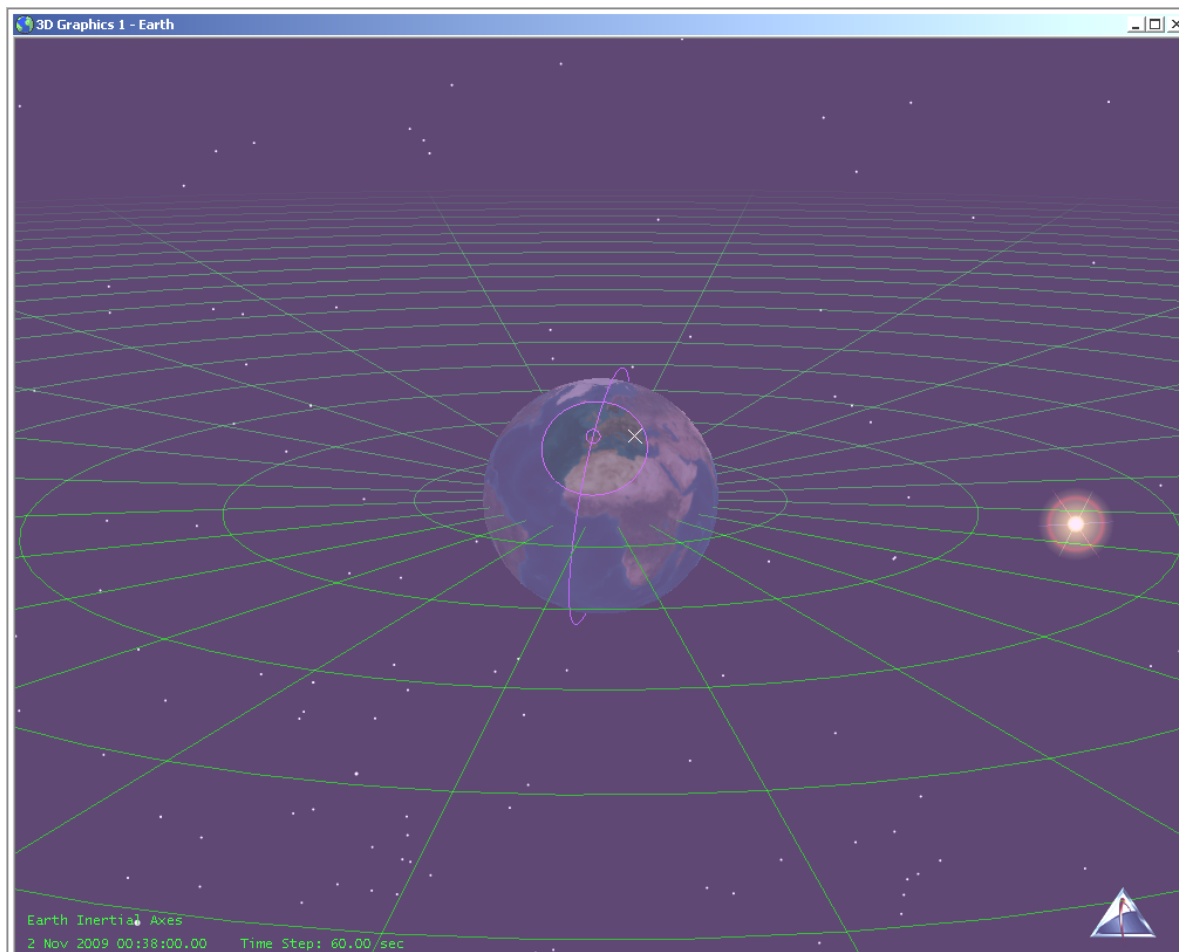
„Satellite Tool Kit” е софтуерен пакет от фирмата „Analytical Graphics, Inc.”, който позволява на инженери и учени да разработват сложни симулации от динамиката на полета на летателни апарати с приложна цел. Продуктът по начало е създаден за решаване на задачи за определяне на орбити на ИСЗ. Днес с негова помощ могат да се анализират мисии на всички видове летателни апарати, плавателни съдове и наземни превозни средства.

„Satellite Tool Kit” е бил използван за първи път за анализ на орбити и оценка на видимостта на ИСЗ от наземна станция. С течение на времето софтуерът се разраства така, че с пакета е възможно да се анализират междупланетарни мисии, да се решава задачата за избягване на сблъсък в орбита, вероятност за откриване на движеща се цел по земната повърхност, задачи от балистиката и др. Наличието на 3D графична среда мотивира военните в САЩ да използват продукта за визуализация в реално време на разположението на военни подразделения по суша, въздух и вода, а така също и сателити в околоземна орбита. Решава се в последствие задачата за определяне на видимостта между отделните подразделения и сателита.

Продуктът е комерсиален, но се разпространява безплатно от фирмата производител за нуждите на образователен процес. Сериозно ограничение е фактът, че актът на издаване на всеки лиценз се разглежда отделно от гледна точка на националната сигурност на САЩ. В настоящия доклад е използвана сравнително стара версия на продукта, за която не са валидни споменатите ограничения. Резултатите от проведените изследвания се използват единствено с научна цел.

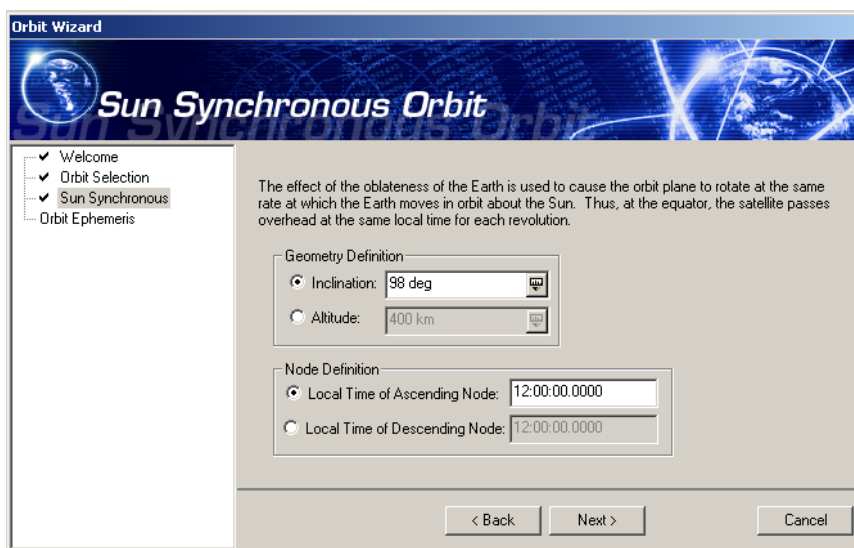
2. Начални условия на задачата

В представения симулационен модел наземната цел е неподвижна с координати $42^{\circ}42'СШ$, $23^{\circ}20'ИД$ и надморска височина 550 м (град София). Обзорното поле на бордовия сензор е конус с различни стойности на ъгъла при върха (фиг. 1). Избраната координатна система е геоцентрична инерциална J2000, за която в Юлианска епоха 01 Януари 2000 координатната ос X сочи към точката на пролетното равноденствие, ос Z е ориентирана по оста на въртене на Земята и ос Y допълва системата до дясно ориентирана.



Фиг. 1

В модула „Orbit Wizard” (фиг. 2) се предлага възможност за избор на различни видове орбити от гледна точка на техния вид и ориентация на тяхната равнина. Например изборът на опция „Sun Synchronous” (слънчевосинхронна орбита) свежда диалога по-нататък до определяне на инклинацията i и местното време на линията на десния възходящ възел. Зададените стойности са съответно 98° и 12:00:00 h. На тази база софтуерът автоматично определя ъгъла на десния възходящ възел $\Omega = 221.273^{\circ}$, ексцентрицитет $e = 0$, главна ос $a/2 = 7030.45$ км, истинска аномалия $v = 0^{\circ}$, аргумент на перигея $\omega = 0^{\circ}$. В допълнение бе зададено гравитационно смущение до 4-ти зонален хармоник, маса на спътника 50 кг и минимална стойност на ъгъла на възвишение на спътника над хоризонта 10° .



Фиг. 2.

Съображенията за избор на стойността на инклинацията следват от обстоятелството, че линията на възлите трябва да е фиксирана относно положението на Слънцето. Батин [Battin, 99] извежда формула, даваща връзка между изменението на възходящия възел с течение на времето и инклинацията на орбиталната равнина:

$$(1) \quad \frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2} J_2 \left[\frac{r_{eq}}{a(1-e^2)} \right]^2 \sqrt{\frac{\mu_E}{a^3}} \cos i$$

където

$$J_2 = 0.00108263$$

$r_{eq} = 6378$ км е екваториалния радиус на Земята

$a/2 \approx r_{eq} + \text{височина}$ е главната ос на орбитата

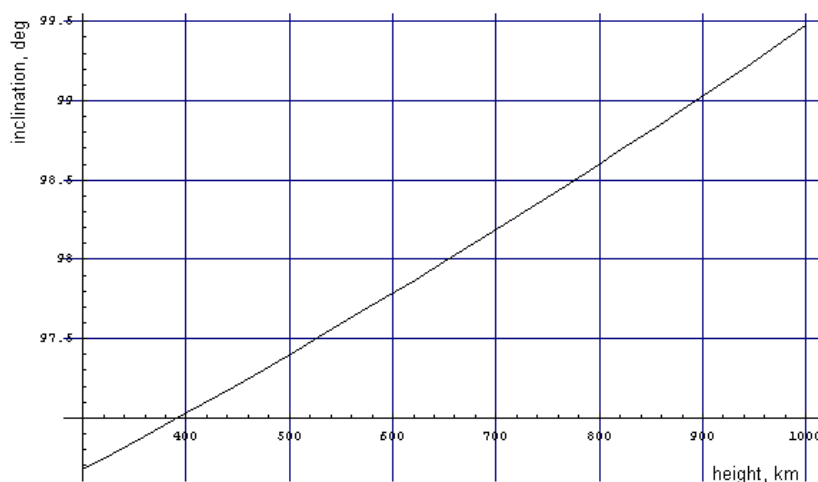
$e = 0$ ексцентрицитет

$\mu_E = 398600.4418 \text{ km}^3/\text{s}^2$ е стандартен гравитационен параметър за Земята

Идеята, която се използва във формула (1), е да се приравни лявата страна $d\Omega/dt$ на главното движение на Земята около Слънцето. Последното се определя от израза:

$$(2) \quad n_E = \sqrt{\frac{\mu_S}{a_E^3}} = \sqrt{\frac{132712438}{149600^3 * 10^6}} = 1.99094 * 10^{-7}, s^{-1}$$

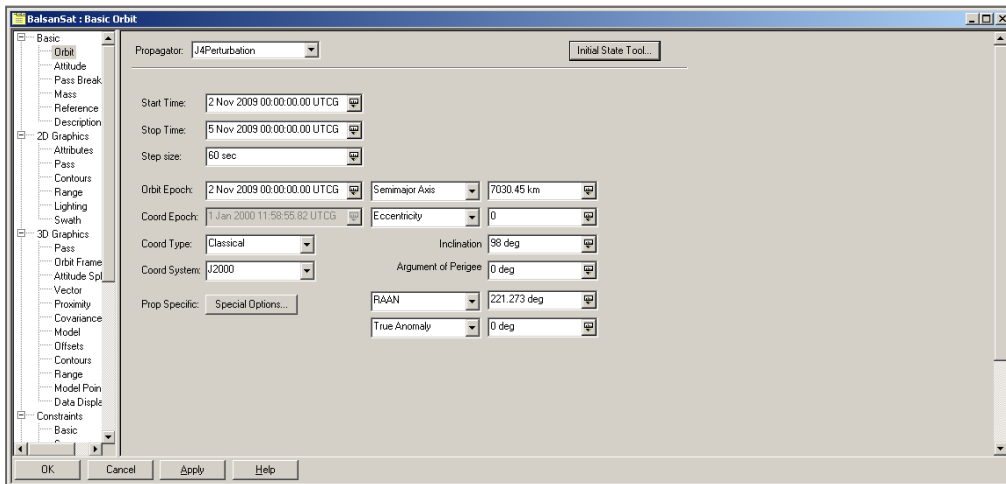
Като резултат се получава следната графика на зависимостта между необходимата за реализиране на слънчевосинхронна орбита инклинация на орбиталната равнина и височината на полета:



Фиг. 3.

Последната информация, необходима за стартиране на модела, е задаване на начална и крайна дата на проследяване на спътника. Избран бе периода 02 Ноември 2009 00:00:00 h до 05 Ноември 2009 00:00:00 h универсално време (UTCG).

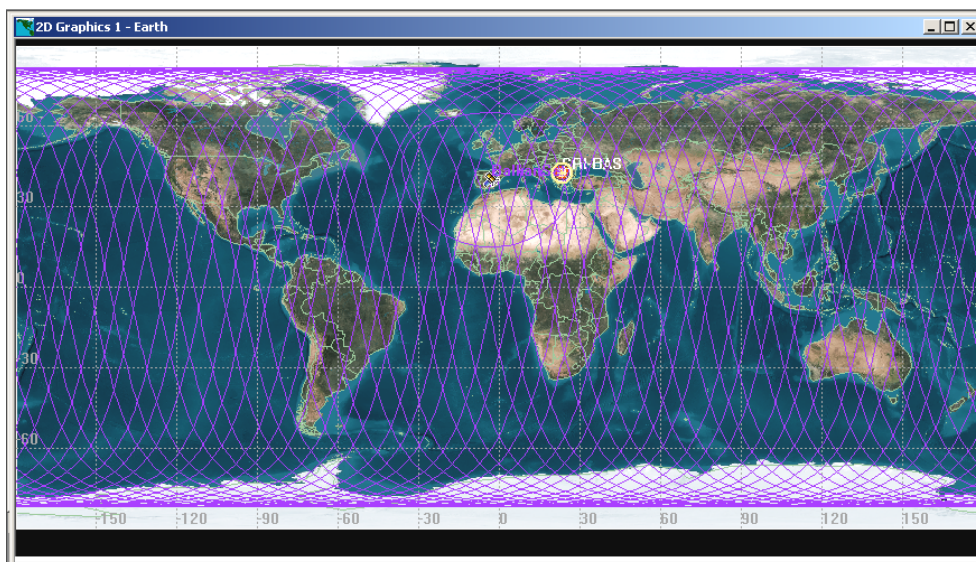
Диалоговият прозорец, в който се въвеждат описаните данни е показан на следната фигура:



Фиг. 4.

2. Резултати

Движението на подсателитната точка в посочения интервал от време е изобразено на фиг. 5. Участъците от орбитата, в които целта попада в ползрението на бордовия сензор, са изобразени с дебела линия. На фигурата е показано и обзорното поле на спътника за текущите географски координати на подсателитната точка.



Фиг. 5.

В следствие на проведената симулация се получи изчерпателна информация за времето на пребиваване на спътника в обзорното поле на сензора, стойности на деклинацията и ректасцензията при изгрев и залез на спътника, време на сеанса и др. Част от резултатите, за ъгъл при върха на обзорното поле 80° , следват.

Coverage for BalkanSat-Sensor1

Access	Access Start (UTCG)	Access End (UTCG)	Duration (sec)	Asset Full Name
1	2 Nov 2009 00:30:22.72	2 Nov 2009 00:40:16.11	593.389	SRI-BAS
2	2 Nov 2009 08:17:51.83	2 Nov 2009 08:28:08.24	616.405	SRI-BAS
3	2 Nov 2009 09:52:22.85	2 Nov 2009 10:05:52.04	809.190	SRI-BAS
4	2 Nov 2009 11:31:49.34	2 Nov 2009 11:41:20.37	571.036	SRI-BAS
5	2 Nov 2009 21:44:19.89	2 Nov 2009 21:56:20.25	720.365	SRI-BAS
6	2 Nov 2009 23:20:46.43	2 Nov 2009 23:33:53.52	787.084	SRI-BAS
7	3 Nov 2009 00:59:26.04	3 Nov 2009 01:06:30.62	424.586	SRI-BAS
8	3 Nov 2009 08:44:50.26	3 Nov 2009 08:56:45.54	715.276	SRI-BAS
9	3 Nov 2009 10:20:42.12	3 Nov 2009 10:33:55.59	793.468	SRI-BAS
10	3 Nov 2009 12:02:43.08	3 Nov 2009 12:07:38.47	295.389	SRI-BAS
11	3 Nov 2009 20:39:43.92	3 Nov 2009 20:41:38.64	114.725	SRI-BAS
12	3 Nov 2009 22:12:07.98	3 Nov 2009 22:25:11.75	783.767	SRI-BAS
13	3 Nov 2009 23:49:09.61	4 Nov 2009 00:01:23.99	734.379	SRI-BAS
14	4 Nov 2009 07:40:09.96	4 Nov 2009 07:46:12.34	362.386	SRI-BAS
15	4 Nov 2009 09:12:14.66	4 Nov 2009 09:25:11.19	776.533	SRI-BAS
16	4 Nov 2009 10:49:26.34	4 Nov 2009 11:01:47.45	741.115	SRI-BAS
17	4 Nov 2009 21:04:58.97	4 Nov 2009 21:13:39.81	520.839	SRI-BAS
18	4 Nov 2009 22:40:08.84	4 Nov 2009 22:53:37.11	808.272	SRI-BAS

Разликата в резултатите е драстична ако се намали ъгъла на обзорното поле от 80° на 45°.

Coverage for BalkanSat-Sensor1

Access	Access Start (UTCG)	Access End (UTCG)	Duration (sec)	Asset Full Name
1	2 Nov 2009 09:57:22.52	2 Nov 2009 10:00:45.96	203.441	SRI-BAS
2	2 Nov 2009 23:26:34.65	2 Nov 2009 23:28:11.01	96.361	SRI-BAS
3	3 Nov 2009 10:26:26.21	3 Nov 2009 10:28:04.40	98.186	SRI-BAS
4	4 Nov 2009 22:45:18.10	4 Nov 2009 22:48:34.47	196.373	SRI-BAS

4. Дискусия

Разглежданият експериментален случай до известна степен е идеализиран, тъй като не са въведени географските особености на района около целта така, че „ниските” орбити да се отсеят, а само ограничение в ъгъла на възвишение (10°). Въпреки това, получени са 18 откривания на целта от спътника в рамките на три денонощия за ъгъл при върха на конуса 80°. Средната продължителност на един сеанс в зоната на видимост е 7.4 минути. Следва обаче да се има в предвид, че този резултат до голяма степен зависи от вида и геометричните параметри на обзорното поле на бордовия сензор. За ъгъл при върха на обзорното поле на сензора 45° се получават само 4 откривания за 3 денонощия.

Получените резултати са оптимистични, но с оглед репутацията на дискутирания софтуер авторите считат, че са реални. Програмата може да се използва за проектирането на орбитата на ИСЗ при вариране на началните параметри (особено ъгълът на линията на възлите) и така да се получи оптималната.

Литература:

[B a t t i n, 99] B a t t i n, H. R i c h a r d. An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, Revised Edition, Massachusetts Institute of Technology, AIAA Education Series, Published by AIAA, © 1999, 799 pages, Hardback, ISBN-10: 1-56347-342-9, ISBN-13: 978-1-56347-342-5