



ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ
БІЛІМ ЖӘНЕ ҒЫЛЫМ МИНИСТРЛІГІ
МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН
MINISTRY OF EDUCATION AND SCIENCE
OF THE REPUBLIC OF KAZAKHSTAN



Л. Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ
ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ
ЕВРАЗИЙСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМ. Л. Н. ГУМИЛЕВА
GUMILYOV EURASIAN
NATIONAL UNIVERSITY



Студенттер мен жас ғалымдардың
«Ғылым және білім - 2015»
атты X Халықаралық ғылыми конференциясының
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ

СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ
X Международной научной конференции
студентов и молодых ученых
«Наука и образование - 2015»

PROCEEDINGS
of the X International Scientific Conference
for students and young scholars
«Science and education - 2015»

УДК 001:37.0
ББК72+74.04
Ғ 96

Ғ96

«Ғылым және білім – 2015» атты студенттер мен жас ғалымдардың X Халық. ғыл. конф. = X Межд. науч. конф. студентов и молодых ученых «Наука и образование - 2015» = The X International Scientific Conference for students and young scholars «Science and education - 2015». – Астана: <http://www.eni.kz/ru/nauka/nauka-i-obrazovanie-2015/>, 2015. – 7419 стр. қазақша, орысша, ағылшынша.

ISBN 978-9965-31-695-1

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

УДК 001:37.0
ББК 72+74.04

ISBN 978-9965-31-695-1

©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия
ұлттық университеті, 2015

7. Сенькин В. С. Выбор программы управления движением космического аппарата при переходе с начальной круговой орбиты на заданную конечную круговую орбиту / В. С. Сенькин // Техническая механика. - 2003. - № 2. - С. 79 - 87.

8. Шкадов М. Л. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / М. Л. Шкадов, Р. С. Буханова, В. Ф. Илларионов, В. П. Плохих. - М. : Машиностроение, 1972. - 240с.

9. Батищев Д. И. Поисковые методы оптимального проектирования / Д. И. Батищев. - М. : Сов. Радио, 1975. - 216 с.

УДК 629.76

ЖЕР ОРБИТАСЫНДА ОРНАЛАСҚАН ДЕНЕЛЕРГЕ ӘСЕР ЕТЕТІН ФАКТОРЛАР

Меркенов Абылай Ержанұлы

merkenoff@mail.ru

Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия Ұлттық Университеті 2 курс студенті, «Ғарыштық техника және технологиялар» кафедрасы,
Астана, Қазақстан
Ғылыми жетекші – М.И. Касабеков

Жер орбитасында ұшып жүрген денелерге әсер ететін көптеген факторлардың ішінде негізінен ескеретін келесі факторлар болып есептеледі:

1. Жер пішінінің идеал шар пішінінен ауытқуы;
 2. Жер массасының таралуының біркелкі болмауының әсерінен жердің тартылыс күшінің біртегіс болмауы;
 3. Ай - Күннің тартылыс күштерінің әсері;
 4. Атомсфераның әсері;
 5. Күн қысымы.
1. Жер пішінінің идеал шар пішінінен ауытқуы өршімелі түйіннің бойлығы мен перигелийдің бұрыштық қашықтығының өзгеруіне әкеледі. Нақтырақалғанда

$$\Omega = -\frac{3}{2} * J_2 * \left(\frac{r_g}{a}\right)^2 * n * (1 - \varepsilon^2)^{-2} * \cos(i)$$
$$\dot{\omega} = \frac{3}{2} * J_2 * \left(\frac{r_g}{a}\right)^2 * n * (1 - \varepsilon^2)^{-2} * \left(2 - \frac{5}{2} * (\sin i)^2\right)$$

Орбита параметрлерінің белгілі бір мәндерін қолданған кезде прецессияны орбитаның арнайы түрлеріне қол жеткізу үшін қолдануға болады.

Арнайы орбиталардың түрлері

Күнді-синхронды орбита – орбитадағы объект кез келген жер бетінің нүктесінің үстінен шамамен бірдей жергілікті күндік уақытпен өтетін параметрлі гелиоцентрлік орбита. Сондықтан Жер бетін жарықтандыру бұрышы жер серіктерінің барлық өтімдерінде бірдей болады. Мұндай тұрақты жарықтандыру шарттары, Жер бетінің суреттерін түсіретін, жер серіктері үшін өте тиімді болып келеді. Осындай сипаттамалар алу үшін орбита параметрлері арнайы таңдалады. Жердің Күнді айналуын ескеру үшін Орбита шығыс бағытта жылына 360 градусқа (шамамен күніне 1 градус) прецессиялануы қажеті.

Прецессия, Жердің полярлық сығылу әсерінен домалақ болмауы себепті, оның жерсерігінен әсерлесу салдарынан болады. Прецессия жылдамдығы орбита көлбеулігіне тікелей тәуелді. Прецессияның қажетті жылдамдығын тек орбитаның белгілі бір биіктік диапазонында ғана қол жеткізуге болады (көбінесе, 96-100 мин периодты 600-800 км), аталған биіктік диапазондары үшін көлбеулік шамамен 98° тең.

Күнді-синхронды орбита үшін прецессия жердің айналуына қарсы бағытта болуы керек.

$$\Omega = -\frac{3}{2} n J_2 \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 \frac{\cos(i)}{(1-e^2)^2}$$

Ω - прецессия жылдамдығы (рад/с)

a – Жер радиусы (6378,137 км)

R_e – жер серігі орбитасының радиусы

n – Жердің орташа қозғалысы

i – орбита көлбеулігі

J_2 – Жер пішінінің екінші динамикалық факторы (1.08×10^{-3}).

Жоғары эллиптикалық орбита

Жоғары эллиптикалық орбита – апогейдегі биіктігі перигейдегі биіктіктен бірнеше есекөп эллиптикалық орбитаның түрі (мысалы, "Молния" 500 км/40.000 км). Кеплер заңы бойынша, жоғары эллиптикалық орбиталар қолданатын жер серіктері перигейде өте жоғары жылдамдықпен қозғалады, ал кейін апогейде тез баяулайды. Жерсерігі апогейге жақындағанда, жердегі бақылаушыға жерсерігі бірнеше сағат бойы қозғалмай тұрған сияқты болады, яғни оның орбитасы квази-геостационарлы болады. Бірақ Жерге қатысты апогей мен перигейдің орналасу нүктелері өзгеріссіз қала береді. Мұндай тұрақтандыру инклинацияның мәні шамамен $63,5^\circ$ болғанда ғана қол жетімді болады.

$$\dot{\omega} = 4.98 \left(\frac{R_{Erde}}{a} \right)^2 \frac{5 \cos^2 i - 1}{(1-e^2)^2}$$

$$\dot{\omega} = 0, \text{ егер } i \approx 64^\circ$$

2. Жер массасының таралуының біркелкі болмауының әсерінен жердің тартылыс күшінің біртегіс болмауы, біріншіден, үлкен жартыөстің шамасына әсер етеді және әсіресе бұл әсер геостационарлы жер серіктерінің қолданғанда өзекті болып келеді. Геостационарлы жер серігінің жағдайында бұл үдерісті ескермесе, әрбір орам сайын жинақтала береді де, соның салдары ретінде орбита биіктігінің секірмелі өзгеруі бар нүктелер пайда болады.

3. Ай - Күннің тартылыс күштерінің әсерінен жерсерігі орбитасының Жер экваторының жазығына көлбеулеу прецессиясы (инклинация) болады.

$$\frac{di}{dt} = \frac{3 \mu_{Somne}}{4 \mu_{Erde}} \left(\frac{\sqrt{R_{Erde}}}{R_{Somne}} \right) \sin i \cos i$$

4. Атмосфера әсерінен жылдамдық азаяды да, сол себепті орбита биіктігі де азаяды:

$$a_{air} = \frac{A c_d}{m} \frac{\rho}{2} V^2$$

A – эффективті аймақ;

m – масса;

C_d – кедергі коэффициенті;

ρ – тығыздық.

5. Күн қысымы (фотон әсері) – күн желімен (ион мен электрон әсері) шатастыруға болмайды. Рефлексия әсерінен күн қысымы 2 есе көбейеді. 1 АЕ қашықтықта күн энергиясының тығыздығы 1372 В/м^2 болып келеді. Егер энергия ағыны толық жұмсалса, онда

$$P = \frac{s}{c}$$

s- күн энергиясының тығыздығы, c- жарық жылдамдығы

Экваториалды орбита жағдайында күн қысымы эксцентриситеттің өзгеруіне әкеледі және ол шағылу/сіңіру ауданына тура пропорционал, ал спутник массасына кері пропорционал.

Орбита түрлері

Орбитафокусында жүйе массасы шоғырланған эллипс, гипербола, парабола немесе шеңберформасында бола алады. Олардың. Орбита формасын эксцентриситет анықтайды:

$e = 0$ - шеңбер;

$0 < e < 1$ - эллипс;

$e = 1$ - парабола;

$e > 1$ - гипербола.

Шеңберлі, параболалы және гиперболалы орбита.

Эллиптикалық орбитаның дербес жағдайы болып шеңберлі орбита саналады. Шеңберлі орбита негізінде іске асырыла алмайды, себебі ол тек орталық күш өрісінде іске асырылуы мүмкін. Іс жүзінде шеңберлі орбитаға ұқсас орбиталар Жер, Марс, Шолпан, Ай сияқты аспан денелерінің төңерегінде бола алады. Оларды шеңбертәріздес орбиталар деп атайды. Шеңберлі орбитаны $e=0$ эксцентриситеті және $p=a(1-e^2)$ фокальді параметрлері сипаттайды. Шеңберлі орбитамен қозғалып келе жатқан спутник бірінші ғарыш жылдамдығымен қозғалады.

Ал $e=1$ болған кезде орбита параболалы болады. Параболалық жылдамдықпен қозғалатын аппарат тарту центріне қатысты тартылыс өрісінен шығатындай энергиясы болады.

Гиперболалық орбита жиі кездесетін орбита болып келеді. Ғарыш аппараты бір дененің тартылыс өрісінен шығып, келесі дененің тартылыс өрісіне кірген кезде болады. Бұл орбита $e>1$ кезінде іске асады.

Орбиталардың негізгі параметрлері

	LEO	MEO	GEO	HEO
Орташа биіктік, km	300-1000	6000-25000	35786	500×36000
Көлбеулік, °	Кезкелген	Кез келген	0	63.44
Период, h	1,5	5-12	24	12
Байланыс уақыты, t	0,2	2-4	24	11
Қолдануы	Әр түрлі	Коммуникация, навигация	Коммуникация	Коммуникация

LEO- Төменгі жер шары маңындағы орбита. (Low Earth Orbit)

MEO-Орташа жер шары маңындағы орбита. (Medium Earth Orbit)

HEO-Жоғары эллиптикалық орбита. (High Elliptical Orbit)

GEO -Геостационарлыорбита.(GeosynchronousOrbit)

Пайдаланылған әдебиеттер тізімі

1. Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение. –М.: Резолит, 2007.
2. Балк М.Б. Элементы динамики космического полета. -М.: Наука, 1965.
3. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. -М.: Наука, 1965.

УДК 629.7. 085

КОМПЬЮТЕРНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ТЕСТИРОВАНИЯ МАЛЫХ КА

Мұқашев Бағдат Сайлауұлы

msbaqdat@gmail.com

Студент Евразийского национального университета им. Л.Н. Гумилева, Астана,
Казахстан

Научный руководитель – У.Т. Касымов

Надежность малого космического аппарата — один из важнейших показателей качества его работы. Данная статья посвящена вопросу применения компьютерных технологий в тестировании малых космических аппаратов. В статье рассматривается диагностика наноспутников на основе новейших компьютерных технологий, позволяющих точно определить неисправность, а так же сэкономить время на её поиск. Ключевые слова: диагностика, система, информация, код ошибки, неисправность.

Производство космических аппаратов становится всё больше, а значит и технически они становятся сложнее, поэтому порой не под силу разобраться с чем связана та или иная поломка.

Компьютерная диагностика КА — это основа всех современных КА, без которой в наше время нельзя обойтись при производстве и тестировании. Она позволяет за короткий интервал времени найти скрытую неисправность в КА и устранить её. Из этого следует, что при тестировании, прежде чем делать какие-либо выводы, нужно провести качественную диагностику и выявить причину его поломки.

Компьютерная диагностика КА — это тестирование различных электронных систем и исполнительных механизмов КА, влияющих на работу бортовых систем, а также выявление неисправностей, связанных с работой электронных систем КА и составление диагностической карты неисправностей для последующего выявления и устранения неполадок, связанных с электрооборудованием и исполнительными системами. Все электронные бортовые системы КА оснащены системами самодиагностики. Эти системы необходимы для управления исполнительными механизмами КА, непрерывного тестирования в момент запуска.

Говоря о компьютерной диагностике КА, подразумевают следующее:

На первом этапе — считывание всей информации при поиске неисправности.

Второй этап — проверка реальности полученных данных. Затем эти данные будут использоваться профессионалами при оценке состояния КА, а именно состояния электрических цепей и их соединений, напряжения бортовой сети, исправность датчиков.

Третий этап предполагает доступ к данным в настоящем времени (функция *DataStream*). Функция *DataStream* используется для проверки элементов системы и датчиков в реальном времени.

И только на следующем этапе все полученные результаты анализируются и делаются выводы о работе систем, о наличии и характере предполагаемых неисправностей.

Для этого специалисту по тестированию КА требуются инженерные знания и понимание процессов, происходящих в КА. К сожалению, не всегда имеется четкая и расписанная методика диагностирования конкретной неисправности. Здесь требуется знающий, хорошо разбирающийся в области компьютерной диагностики профессионал.