

ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ ЖОҒАРЫ БІЛІМ МИНИСТРЛІГІ

Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ

ФИЗИКА-ТЕХНИКА ФАКУЛЬТЕТІ

**«ФИЗИКАДАҒЫ ЗАМАНАУИ ТЕНДЕНЦИЯЛАР: ҒЫЛЫМ МЕН БІЛІМ
ИНТЕГРАЦИЯСЫ»**

Халықаралық ғылыми конференциясының материалдары

**«СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В ФИЗИКЕ: ИНТЕГРАЦИЯ НАУКИ И
ОБРАЗОВАНИЯ»**

Материалы международной научной конференции

«MODERN TRENDS IN PHYSICS: INTEGRATION OF SCIENCE AND EDUCATION»

Materials of the international scientific conference

Астана, 2024 ж

ОӘЖ 53.(075)
Н90

Редакциялық кеңес:

Е.Б. Сыдықов, С.Б.Мақыш, Ж.М.Құрманғалиева, Д.Р.Айтмағамбетов,
Л.Т.Нуркатова, Н.Г.Айдарғалиева

Ә43 Физикадағы заманауи тенденциялар: ғылым мен білім интеграциясы:
Халықаралық ғылыми конференциясының материалдары (2024 жылдың 23 ақпаны, Астана, Қазақстан). – Астана: Л.Н. Гумилев атындағы ЕҰУ баспасы, 2024. – 555 б.

ISBN 978-601-337-957-9

«ФИЗИКАДАҒЫ ЗАМАНАУИ ТЕНДЕНЦИЯЛАР: ҒЫЛЫМ МЕН БІЛІМ ИНТЕГРАЦИЯСЫ» атты Халықаралық ғылыми-теориялық конференция материалдар жинағына кәсіптік-техникалық білім беруді жетілдіруде «Космологияның қазіргі мәселелері», «Техниканың дамуындағы физиканың рөлі», «Ядролық физика, жаңа материалдар мен технологиялар», «Радиоэлектроника мен телекоммуникацияның қазіргі даму тенденциялары», «Ғарыштық техника мен технологияларды дамытудың озық бағыттары», жоғары оқу орындарындағы кәсіби педагогика проблемалары «Университетте физика және астрономия білімінің даму тенденциялары», «Орта мектепте физиканы оқытудың тиімді педагогикалық технологиялары», «Жаратылыстану пәндері бойынша мұғалімдерді даярлау жүйесіндегі инновациялар», «Қазіргі ақпараттық және коммуникациялық технологиялар» және оларды шешу әдістері мен жолдары қарастырылған мақалалар жарияланған.

ОӘЖ53.(075)

КБЖ 22.3я73

ISBN 978-601-337-957-9

© Л.Н. Гумилев атындағы ЕҰУ, 2024

4. Dr. T.S. Kelso, CelesTrak, <https://celestrak.org>, (accessed 06.09.23).
5. Spaceflight Safety Handbook for Satellite Operators, 18th & 19th Space Defence Squadron, Combined Force Space Component Command, California, USA, 2023.

**Магистрант Манаспекова Диана Шадиарқызы
Ф.-м.ғ.к. Ашуров Абдикул Еркулович**

Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Қазақстан Республикасы

ҒАРЫШТЫҚ АППАРАТТЫҢ ЕКІ ҚАТАРЛЫ ЭЛЕМЕНТТЕРІН ОНЫҢ КҮЙ ВЕКТОРЫ АРҚЫЛЫ АЛУ

Андатпа

Мақалада ғарыш аппараттарының екі қатарлы элементтерін оның күй векторына сәйкес алу әдістемесі сипатталған. Ұсынылған тәсіл астрофизикалық бақылауларға, математикалық аппараттарға және компьютерлік есептеулерге негізделген. Әдістеме орбитаны автоматтандырылған есептеу және екі қатарлы элементтерді қалыптастыру үшін аналитикалық және сандық әдістерді біріктіреді. Ұсынылған шешім ғарыштық пайдалану мен қорғанысты қоса алғанда, ғарыш кеңістігін бақылау және талдау үшін пайдаланылуы мүмкін.

Кілт сөздер: екі қатарлы элементтер (TLE), күй векторы, компьютерлік бағдарлама (MATLAB), жылдамдық векторы, классикалық орбиталық параметрлер.

Кіріспе

Ғарыш аппараттарының екі қатарлы элементтері (TLE) бүгінде олардың қозғалысын сипаттайтын және көпшілікке жария етілетін бірыңғай ақпарат болып табылады. Ол элементтерді анықтау және интернет порталында жариялаумен АҚШ әскери күштері шұғылданады. Сондықтан мұндай деректер тек құпиялық объектілері болып табылмайтын ғарыш аппараттары үшін жарияланады. Арнайы құпия ғарыш аппараттары үшін мұндай деректер ашылмайды. Осыған байланысты мұндай ғарыш аппараттарының траекториясын бақылау, сондай-ақ алдын ала есептеулер белгілі бір қиындықтарды тудырады. Алайда, бұл мәселені астрофизикалық бақылаулар арқылы шешуге болады.

Егер тиісті ғарыш кемесі телескоппен бақыланса және оның орбиталық деректері анықталса, оның күй векторын есептеуге болады. Әрі қарай, ғарыш аппаратының екі қатарлы элементтерін оның күй векторы арқылы алу әдістемесін әзірлеу қажет. Бұл әдіс Қазақстан аумағынан ұшатын белгісіз ғарыш аппараттарының орбитасын есептеуге мүмкіндік береді.

Зерттеу әдістері:

Қойылған мақсаттарға жету үшін аналитикалық және сандық әдістерді қамтитын математикалық аппарат қолданылады. Бұл зерттеудің негізгі қадамы-ғарыш аппараттарының күй векторы негізінде есептеулер жүргізетін және оның орбитасының екі қатарлы элементтерін құрайтын компьютерлік бағдарламаны жасау.

Аналитикалық әдістер ғарыштағы ғарыш аппараттарының қозғалысын сипаттайтын математикалық модельдерді шығаруға мүмкіндік береді. Сонымен қатар, есептеу процесінде пайда болатын күрделі дифференциалдық теңдеулерді шешу үшін сандық әдістер қолданылады.

Зерттеудің негізгі кезеңі-ғарыш аппаратының күй векторына негізделген орбитаның екі қатарлы элементтерін алу процесін автоматтандыруға қабілетті компьютерлік бағдарламаны құру. Бұл деректерді талдау процесін едәуір жылдамдатады және нәтижелердің дәлдігін арттырады.

Негізгі бөлім

Ғарыш аппаратының екі қатарлы элементтерін оның күй векторы бойынша есептеу үшін классикалық кинематика мен ғарыштық ұшу динамикасына негізделген математикалық түрлендірулер мен формулаларды қолдану қажет.

Күй векторын классикалық орбиталық параметрлерге түрлендіру. Ғарыш аппаратының күй векторынан r (радиус-позиция векторы) және v (жылдамдық векторы) орбитаның көлбеуі i , эксцентриситет e , перигей аргументі ω , шығу түйінінің оңға көтерілуі Ω , орташа аномалия M , және орташа қозғалыс n сияқты классикалық орбиталық параметрлерді шығаруға болады.[1]

1. Орбиталық эксцентриситет (orbital eccentricity):

$$e = \sqrt{1 - \frac{p_l}{1 - |v_x + v_y|^2}},$$

мұндағы p_l – импульс моментінің квадраты (h_v).

2. Орташа қозғалыс (mean motion):

$$n = \frac{x_{ke}}{a^{-1.5}} \times \frac{1440}{2\pi},$$

мұндағы $x_{ke} = 60/\sqrt{\mu}$, μ – орталық дененің гравитациялық тұрақтысы, a – орбитаның жартылай осінің аралық мәні және орташа қозғалысты анықтау үшін цикл ішінде есептеледі.

3. Орташа аномалия (mean anomaly):

$$M_0 = \text{mod}(x_l - \omega, 2\pi),$$

мұндағы x_l – шынайы бойлық.

4. Орбиталық көлбеуі (orbital inclination):

$$i = \text{acos}\left(\frac{h_v}{|h_v|}\right), i = i_0 - \frac{3 \cdot C_k^2 \cdot \cos(i_0) \cdot \cos(2u)}{2 \cdot \beta \cdot \sqrt{\beta}},$$

мұндағы $C_k^2 = 5.413079 \cdot 10^{-4}$ тұрақтысы, $\beta = \sqrt{1 - e_0^2}$.

5. Перигей аргументі (perigee argument):

$$\omega = \text{mod}\left(\text{atan2}\left(\frac{v_x^h}{\|v_x^h\|}, \frac{v_y^h}{\|v_x^h\|}\right) - \Omega, 2\pi\right)$$

6. Көтерілу түйінінің оңға көтерілуі (right ascension of ascending node):

$$\Omega = \text{atan2}(p, q), \Omega = \Omega_0 - \frac{3 \cdot C_k^2 \cdot \cos(i_0) \cdot \sin(2u)}{2 \cdot \beta \cdot \sqrt{\beta}},$$

мұндағы p, q – түйін сызығы векторының компоненттері.[2]

Классикалық орбиталық параметрлерден екі қатарлы элементтерді есептеу.

Классикалық орбиталық параметрлер анықталғаннан кейін, екі қатарлы элементтерді TLE форматын ескеретін стандартты формулалар арқылы есептеуге болады. Бұл элементтерге белгілі бір уақыт ішінде ғарыш аппараттарының орбиталық траекториясын сипаттау үшін қажет бірінші орташа қозғалыс туындысы және екінші орташа қозғалыс уақытының туындысы кіреді.

Осы деректердегі орбитаның орташа элементтері күннің шынайы экваторына және күннің орташа күн мен түннің теңелуіне қатысты ЕСІ координаттары болып табылады. Олар нутация әсерін ескермейді.[3]

Пайдаланушы ұсынған күй векторынан бағдарлама байланысты классикалық жанасатын орбиталық элементтерді (OSC) анықтайды.[3]

Компьютерлік бағдарламада іске асыру. Есептеулерді автоматтандыру және ғарыш аппараттарының күй векторынан екі қатарлы элементтерді алу үшін бағдарлама MATLAB бағдарламалау тілін қолдану арқылы жүзеге асырылады. Бағдарламада есептеулердің дәлдігі мен тиімділігін қамтамасыз ету үшін жоғарыдағы формулаларға негізделген алгоритмдер жүзеге асырылады.

Бағдарлама ғарыш аппараттарының күй векторын қабылдайды және орбитаны талдау және ғарыш аппараттарының қозғалысын бақылау үшін пайдалануға болатын екі қатарлы TLE элементтерін шығарады.

Соңында шығатын нәтиже мысалы[4]:

KAZEOSAT 1

1 39731U 14024A 24029.46777901 .00000403 00000+0 13599-3 0 9998

2 39731 98.4086 108.1345 0000986 103.2305 256.8994 14.42029485513268

Осылайша, мұндай әдістемені әзірлеу және оны компьютерлік бағдарламада іске асыру ғарыш аппараттарының траекторияларын олардың күй векторлары негізінде тиімді талдауға және бақылауға мүмкіндік береді, бұл ғылыми зерттеулер үшін де, ғарыш кеңістігін пайдаланумен байланысты практикалық міндеттер үшін де маңызды.

Қорытынды:

Ғарыш аппаратының екі қатарлы элементтерін оның күй векторы бойынша алу әдістемесін әзірлеу қазіргі ғарыш ғылымындағы өзекті міндет болып табылады. Астрофизикалық бақылауларға және математикалық аппаратты пайдалануға негізделген ұсынылған тәсіл ғарыш аппараттарының траекторияларын, соның ішінде ұлттық қауіпсіздік тұрғысынан қызығушылық тудыратындарды бақылау және талдау мәселесін тиімді шешуге мүмкіндік береді.

Бұл әдістемені одан әрі дамыту ғарыш кеңістігін бақылау мен талдаудың жаңа құралдарын жасауға әкелуі мүмкін, бұл ғарышты пайдалану, қорғаныс және ғылыми зерттеулерді қоса алғанда, әртүрлі салалар үшін маңызды.

Қолданылған әдебиеттер тізімі:

1. Абламейко, С. В. Малые космические аппараты: пособие для студентов факультетов радиофизики и компьютерные технологий, мех.-мат. и геогр. / С. В. Абламейко, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов. – Минск : БГУ, 2012. – 159 с. – (Аэрокосмические технологии).
2. Felix R. Hoots, Ronald L. Roehrich SPACETRACK REPORT NO. 3: Models for Propagation of NORAD Element Sets: <https://celestrak.org/NORAD/documentation/spacetrk.pdf>
3. A MATLAB Script for Preliminary Lunar Mission Design and Analysis: <https://ch.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/104065-converting-a-state-vector-orbital-elements-to-a-tle>
4. NORAD GP Element Sets Current Data: <https://celestrak.org/NORAD/elements/>

**Магистрант Думанов Мағжан Думанұлы,
ф.-м.ғ.к. Ашуров Абдикул Еркулович**

Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия Ұлттық университеті, Қазақстан Республикасы

TLE ДЕРЕКТЕРІ НЕГІЗІНДЕ ЕКІ ҒАРЫШТЫҚ АППАРАТТЫҢ ЖАҚЫНДАСУЫН ЕСЕПТЕУ ҮШІН БАҒДАРЛАМАЛЫҚ МОДУЛЬ ҚҰРУ

Андатпа

Мақалада ғарыш аппараттарының орбиталық параметрлері туралы ақпаратты қамтитын TLE (two-line element) деректері негізінде екі ғарыш аппаратының (ҒА) жақындасуын есептеу мәселесі қарастырылады. Тақырыптың өзектілігі ғарыш объектілері мен ғарыш қоқыстары санының ұлғаюына, сондай-ақ жерді қашықтықтан зондтаудың қазақстандық геостационарлық ғарыш аппараттарының қауіпсіздігін қамтамасыз ету қажеттілігіне байланысты. Зерттеудің мақсаты – екі ғарыш аппаратының арасындағы қашықтықты және олардың соқтығысу ықтималдығын анықтауға мүмкіндік беретін бағдарламалық модуль құру. Мақсатқа жету үшін келесі міндеттер шешілді: TLE мәліметтері бойынша ғарыш аппараттарының координаттарын есептеу үшін қолданылатын SGP4 модельдерін зерттеу; екі ғарыш аппараттарының координаттары мен арақашықтықтарын есептеу бағдарламасын жазу; нақты мысалда әзірленген Әдістеменің қолданылуын көрсету. Жұмыстың ғылыми жаңалығы-ғарыш аппараттарының орбиталары туралы ақпараттың ең қолжетімді және өзекті көздері болып табылатын TLE мәліметтері бойынша екі ғарыш аппаратының жақындасуын есептеу. Жұмыстың практикалық маңыздылығы Қазсат-2,3 және KazEOSat-1,2 қазақстандық геостационарлық ғарыш аппараттарының жақындасуын есептеу