

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

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

үшін зерттеу нәтижелерін пайдалану мүмкіндігінен тұрады. Зерттеу әдістері Математикалық аппаратты, аналитикалық және сандық әдістерді қолдануды, компьютерлік бағдарламаны жазуды қамтиды.

Кілт сөздер ғарыш аппараттары, ҒА-ның жақындауы және соқтығысуы, TLE деректері, SGP4 моделі, координаттар мен қашықтықты есептеу, қазақстандық геостационарлық ҒА.

Кіріспе

Ғарыш кеңістігі – бұл ғарышты зерттеуге және игеруге, сондай-ақ ұлттық қауіпсіздікті, ғылыми және техникалық прогресті, экономикалық және әлеуметтік дамуды қамтамасыз етуге байланысты адамзаттың әртүрлі әрекеттері жүзеге асырылатын бірегей орта. Сонымен қатар, ғарыш кеңістігі динамизм мен күрделіліктің жоғары деңгейімен сипатталады, өйткені онда әртүрлі орбиталарда қозғалатын және әртүрлі бұзылуларға ұшырайтын көптеген ғарыш объектілері бар. Осыған байланысты ғарыш аппараттарын басқару мен бақылаудың тиімді әдістері мен құралдарын әзірлеу және қолдану, сондай-ақ олардың басқа ғарыш объектілерімен жақындасуы мен соқтығысуын болдырмау қажеттілігі туындайды. Осындай әдістердің бірі-ғарыш аппараттарының орбиталық параметрлері туралы ақпаратты қамтитын TLE (two-line element) деректері негізінде екі ғарыш аппаратының жақындасуын есептеу. TLE деректері Space-Track және Celestrak сияқты ашық дерекқорларда үнемі жарияланатын ғарыш аппараттарының орбиталары туралы ақпараттың ең қолжетімді және өзекті көздері болып табылады. TLE мәліметтері бойынша ғарыш аппараттарының координаттарын есептеу үшін SGP4 (simplified general perturbations 4) сияқты арнайы модельдер қолданылады, олар жердің гравитациялық өрісі, атмосфералық кедергі, күн мен айдың тартылуы және т. б. ғарыш аппараттарына әсерін ескереді. TLE мәліметтері бойынша екі ғарыш аппаратының жақындасуын есептеу олардың арасындағы қашықтықты және олардың белгілі бір уақытта соқтығысу ықтималдығын немесе уақыт аралығын анықтауға мүмкіндік береді.

Бұл жұмыстың мақсаты TLE деректері негізінде екі ғарыш аппаратының жақындасуын есептеудің бағдарламалық модулін құру болып табылады. Осы мақсатқа жету үшін келесі міндеттер қойылды және шешілді:

- TLE мәліметтері бойынша sgp4 модельдерін және олардың ғарыш аппараттарының координаттарын есептеу үшін қолданылуын зерттеу;
- TLE мәліметтері бойынша екі ғарыш аппаратының координаттары мен арақашықтықтарын есептеу бағдарламасын жазу;
- Қазсат-2,3 және KazEOSat-1,2 қазақстандық геостационарлық ғарыш аппараттарын жақындастырудың нақты мысалында әзірленген әдістемені қолдануды көрсету.

Негізгі бөлім

TLE мәліметтері бойынша екі ғарыш аппаратының жақындасуын есептеу ғарыш аппараттарының жақындасуы кезінде олардың қауіпсіздігін қамтамасыз етудің жеткілікті дәл және тиімді әдісі болып табылады деген болжам болып табылады. Бұл гипотезаны тексеру үшін келесі зерттеу әдістері қолданылды: ғылыми әдебиеттерді талдау, Математикалық модельдеу, бағдарламалау, нәтижелерді салыстыру.

Жұмыстың ғылыми жаңалығы ғарыш аппараттарының орбиталары туралы ақпараттың ең қолжетімді және өзекті көздері болып табылатын TLE мәліметтері бойынша екі ғарыш аппаратының жақындасуын есептеу болып табылады. Жұмыстың практикалық маңыздылығы Қазсат-2,3 және KazEOSat-1,2 қазақстандық геостационарлық ғарыш аппараттарының жақындасуын есептеу үшін зерттеу нәтижелерін пайдалану мүмкіндігінен тұрады.

Зерттеу әдістемесі

TLE элемент екі жолдан тұрады, олардың әрқайсысында 69 таңба бар. TLE келесідей болады[1]:

KAZEOSAT 1

1 39731U 14024A 24011.42705917 .00000374 00000+0 12738-3 0 9994

2 39731 98.4116 90.3585 0000931 89.9027 270.2269 14.42010963510668

Бұл жерден бізге келесі ақпарат қажет:

1. t – Эпоха жылы мен уақыты (24011. 42705917 – 11.01.2024, 10:15:17)

2. \dot{n}_0, \ddot{n}_0 – Уақыт бойынша орташа қозғалыстың бірінші және екінші туындылары (0.00000374 және 00000+0)
3. B^* – Тежеу коэффициенті (12738-3 – атмосфераның орбитаның төмендеуіне әсері)
4. i – Көлбеулік (98.4116 – Орбита жазықтығы мен экватор арасындағы бұрыш)
5. Ω – Тура шығу түйінінің бойлығы градуспен (90.3585 – көктемгі күн мен түннің теңелу нүктесіне бағыт пен орбитаның көтерілу Түйініне бағыт арасындағы бұрыш)
6. e – Эксцентриситет (0000931 – орбитаның дөңгелек пішіннен ауытқуы, Сан ондық бөлгіштен басталады дегенді білдіреді)
7. ω – Перигей аргументі градуспен (89.9027 – орбитаның тура шығу түйініне бағыт пен орбитаның перигейіне бағыт арасындағы бұрыш)
8. ν – Орташа аномалия градуспен (270.2269 – орбиталық перигейге бағыт пен ғарыш аппаратының қазіргі жағдайы арасындағы бұрыш)
9. n – Тәулігіне айналым жиілігі (орташа қозғалыс) (14.42010963 – тәулігіне жерді айналу саны)
10. Эпоха кезіндегі айналым нөмірі (51066 – іске қосылған сәттен бастап эпоха сәтіне дейінгі айналымдар саны)

TLE мәліметтері бойынша екі ғарыш аппаратының координаттары мен арақашықтықтарын есептеу үшін SGP4 моделі қолданылды, ол осы мақсат үшін ең кең таралған және дәл модельдердің бірі болып табылады. SGP4 моделін 1970 жылы американдық NORAD әскери бөлімі (Солтүстік Америка Аэроғарыштық Қорғаныс командасы) жасанды жер серіктерінің орбиталарын болжау үшін жасаған. SGP4 моделі ғарыш аппараттарына әсер ететін келесі бұзылуларды ескереді:

- жердің гравитациялық өрісінің біркелкі еместігі;
- атмосфералық қарсылық;
- күн мен айдың тартылуы және т.б[2].

NORAD орташа элементтер жиынын SGP4 көмегімен болжау үшін пайдалануға болады. Төменде анықталмаған барлық таңбалар он екінші Бөлімдегі таңбалар тізімінде анықталған. Бастапқы орташа қозғалыс (n_0'') және үлкен жарты ось (a_0'') алдымен кіріс элементтерінен келесі теңдеулермен қалпына келтіріледі[3]:

$$a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0}\right)^{\frac{2}{3}} \quad \delta_1 = \frac{3}{2} \frac{k_2}{a_1^2} \frac{(3\cos^2 i_0 - 1)}{(1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$a_0 = a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3\right) \quad \delta_0 = \frac{3}{2} \frac{k_2}{a_0^2} \frac{(3\cos^2 i_0 - 1)}{(1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$n_0'' = \frac{n_0}{1 + \delta_0}$$

$$a_0'' = \frac{a_0}{1 - \delta_0}$$

($E + \omega$) үшін Кеплер теңдеуін $U = ILT - \Omega$ анықтау арқылы және

$$(E + \omega)_{i+1} = (E + \omega)_i + \Delta(E + \omega)_i,$$

$$\Delta(E + \omega)_i = \frac{U - a_{yN} \cos(E + \omega)_i + a_{xN} \sin(E + \omega)_i - (E + \omega)_i}{-a_{yN} \sin(E + \omega)_i - a_{xN} \cos(E + \omega)_i + 1}$$

және $(E + \omega)_1 = U$ итерация әдісімен шешу керек.

SGP4 моделі қатаң есептелген тұрақтылар мен параметрлерді қолданады. Бұл қажетті сандар мен мәндердің көбісінің алдын ала есептелгенін және модельге енгізілгенін білдіреді. Тербелмелі шамаларды беру үшін қысқа мерзімді периодтық жүйелер қосылады[4]:

$$r_k = r \left[1 - \frac{3}{2} k_2 \frac{\sqrt{1 - e_L^2}}{p_L^2} (3\theta^2 - 1) \right] + \Delta r$$

$$\Omega_k = \Omega + \Delta \Omega$$

$$i_k = i_0 + \Delta i$$

$$\dot{r}_k = \dot{r} + \Delta \dot{r}$$

$$r \dot{f}_k = r \dot{f} + \Delta r \dot{f}.$$

Бірлік бағытының векторлары

$$\mathbf{U} = \mathbf{M} \sin u_k + \mathbf{N} \cos u_k$$

$$\mathbf{V} = \mathbf{M} \cos u_k - \mathbf{N} \sin u_k$$

арқылы есептеледі, мұндағы

$$\mathbf{M} = \begin{cases} M_x = -\sin \Omega_k \cos i_k \\ M_y = \cos \Omega_k \cos i_k \\ M_z = \sin i_k \end{cases},$$

$$\mathbf{N} = \begin{cases} N_x = \cos \Omega_k \\ N_y = \sin \Omega_k \\ N_z = 0 \end{cases}.$$

Позиция мен жылдамдық $\mathbf{r} = r_k \mathbf{U}$ және $\dot{\mathbf{r}} = \dot{r}_k \mathbf{U} + (rf)_k \mathbf{V}$ арқылы берілген.

SGP4 моделі белгілі бір уақытта геоцентрлік тікбұрышты координаттар жүйесінде (X, Y, Z) ғарыш аппараттарының координаттарын және олардың туындыларын (VX, VY, VZ) шығарады. Келесі формуланың көмегімен алынған координаттарды қолдана отырып екі ғарыш аппараты арасындағы d қашықтықты есептеуге болады[5]:

$$d = \sqrt{(X_1 - X_2)^2 + (Y_1 - Y_2)^2 + (Z_1 - Z_2)^2}$$

[SGP4 моделін жүзеге асыру және координаттар мен FA арасындағы қашықтықты есептеу үшін MATLAB тілінде компьютерлік бағдарлама жазылады. Бағдарлама екі негізгі модульден тұратын болады: TLE оқу және деректерді өңдеу модулі және координаттар мен арақашықтықты есептеу модулі. TLE деректерді оқу және өңдеу модулі TLE деректерін мәтіндік файлдан оқиды, олардың дұрыстығын тексереді және оларды есептеуге ыңғайлы форматқа түрлендіреді. Ғарыш аппараттарының координаттары мен арақашықтықтарын есептеу модулі екі ғарыш аппараттарының TLE деректерін және қажетті уақытты қабылдайды, геоцентрлік тікбұрышты жүйеде ғарыш аппараттарының координаттары мен жылдамдығын қайтаратын SGP4 функциясын шақырады және ғарыш аппараттары арасындағы қашықтықты жоғарыдағы формула бойынша есептейді.

Қорытынды

Әдеби шолу орбиталық параметрлерді есептеу және жасанды Жер серіктерінің орбитасын болжау үшін қолданылатын SGP4 алгоритмінің жұмыс принципінің негізгі аспектілерін қарастырды. SGP4 көптеген бағдарламалық жасақтама пакеттері мен кітапханаларға біріктірілген, бұл оны ғылыми және инженерлік салалардағы көптеген пайдаланушылар үшін қол жетімді етеді. Оның ғарыштық зерттеулер, спутниктік байланыс, навигация және басқа салаларда кеңінен қолданылуы оның сенімділігі мен тиімділігін көрсетеді. TLE деректері негізінде ғарыш аппараттарының жақындасуын есептеуге арналған бағдарламалық модульді әзірлеу ғарыштық миссиялардың қауіпсіздігін қамтамасыз етудегі маңызды қадам болып табылатынын атап өтуге болады. SGP4 модельдерін олардың қатаң анықталған тұрақтылары мен параметрлерімен пайдалану есептеу нәтижелерінің жоғары дәлдігі мен сенімділігін қамтамасыз етеді, бұл ғарыш кеңістігіндегі жақындасуларды болжау кезінде өте маңызды қадам болады.

Әдебиеттер:

1. NORAD Two-Line Element Set Format // celestrak.com: website
2. Vallado D.A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 4th ed. Hawthorne: Microcosm Press, 2013.
3. Hoots F.R., Roehrich R.L. Models for Propagation of NORAD Element Sets. Spacetrack Report no. 3. Colorado Springs: Peterson AFB, CO, 1980. 91 p.
4. Vallado, David & Crawford, Paul. (2008). SGP4 Orbit Determination. 10.2514/6.2008-6770..
5. Curtis H.D. Orbital Mechanics For Engineering Students. 4th ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2020.