

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

**Магистрант Нукенов Елжан Талгатович,
ф.-м.ғ.к. Ашуров Абдикул Еркулович**

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

TLE ДЕРЕКТЕРІ НЕГІЗІНДЕ ГЕОСТАЦИОНАРЛЫҚ ЖЕРСЕРІКТЕРІНІҢ МАНЕВРЛЕРІН АНЫҚТАУ ӘДІСТЕМЕСІН ЖАСАУ

Андатпа

Ғарыштық техниканың қарқынды дамуы және спутниктіктердің кеңеюі дәуірінде геостационарлық жерсеріктердің тұрақты жұмысы тиімді байланыс, навигация және Жерді бақылауды қамтамасыз етудің маңызды шарты болып қала береді. Дегенмен, әртүрлі факторларға байланысты, мысалы, Ай мен Күннің тартылыс күштерінің әсері, сондай-ақ күн желінің әсері геостационарлық спутниктер өздерінің орбиталық параметрлерінің өзгеруіне әкелуі мүмкін маневрлерге ұшырауы мүмкін.

Бұл жұмыс екі сызықты элемент (TLE) деректеріне негізделген геостационарлық спутниктік маневрлерді анықтаудың әдісін әзірлеуге бағытталған. Орбиталық қозғалыстың динамикалық сипаты операциялардың ажырамас бөлігі болып табылатын геостационарлық спутниктердің маневрлерін нақты уақыты мен сипаты маңызды болады.

Қазіргі кезде түрлі орбиталарда ғарыштық аппараттардың саны өте көп және олар үлкен қарқынмен артып келеді. Бұл өз кезегінде оларды қауіпсіз басқару шараларын күшейтуді талап етеді. Мұнда халықаралық нормаларды сақтау қажет. Дегенмен, кейбір ғарыштық аппараттардың басқару жүйесіндегі ақаулармен байланысты немесе әдейі түрде бір ғарыштық аппарат басқа ғарыштық аппаратқа кедергі келтіруі мүмкін. Мұндай оқиғалар болып өткесін оларды талдау талап етіледі. Бірақ өз кезегінде талдау жүргізу үшін тиісті бастапқы мәліметтер және әдістер қажет. Қазіргі кезде ғарыштық аппараттардың қозғалысы туралы ашық жарияланатын аппарат ретінде TLE (two line element) деректерін айтуға болады. Сондықтан дәл осы деректер негізінде ғарыштық аппараттың белгілі бір уақыт аралығында жүргізген маневрлерін анықтау бүгінгі күнде өзекті мәселе болып табылады. Қазірге кезде Қазақстан меншігінде екі геостационарлық аппарат (Казсат-2 және Казсат-3) бар екендігін ескерсек, мұндай әдістің қажеттілігі айқын болады. Тақырыптың өзектілігі осымен анықталады.

Кілт сөздер: ғарыш аппараттары, TLE деректері, SDP4 моделі, геостационарлық спутниктер.

Кіріспе

Екі сызықты элемент (TLE) деректері негізінде геостационарлық спутниктердің маневрлерін анықтау әдісін жасау кезінде орбиталық механиканың теориялық аспектісіне және эквивалентті элемент тұжырымдамасын қарастыру қажет.

Орбиталық механика аспан денелерінің қозғалысын түсіну үшін маңызды негіз болып табылады. Жер бетіндегі нүктеге қатысты тұрақты болып қалатын геостационарлық спутниктердің көлбеулік, эксцентриситеттік және перигей сияқты орбиталық параметрлер негізгі рөл атқарады. Бұл параметрлер Жер экваторына қатысты спутник орбитасының пішіні мен бағытын анықтайды.

Орбиталық механика мен TLE пішімінен басқа, әртүрлі факторлардың әсерінен геостационарлық спутниктердің маневрлерін түсінудің маңызды аспектісі болып табылады. Орбиталық қозғалысқа әсер ететін негізгі күштер - Жерден, Айдан және Күннен келетін гравитациялық әсерлер. Бұл әсерлер орбиталық параметрлердің өзгеруіне әкелуі мүмкін, бұл спутниктік маневр ретінде түсіндірілуі мүмкін.

Сондай-ақ күн қысымы және аэродинамикалық кедергі сияқты сыртқы кедергілерді ескеру маңызды аспект болып табылады. Бұл факторлар геостационарлық спутниктің орбиталық параметрлерінің өзгеруіне әкелуі мүмкін және маневрлерді дәл анықтау үшін оларды ескеру қажет.

Бұған қоса, спутниктік маневрлерді анықтау әдістері туралы бұрынғы зерттеулер мен мақалаларды талдау жаңа әдісті әзірлеу үшін құнды сабақ бере алады. Зерттеушілер бұрын орбиталық параметрлердегі өзгерістерді талдау, орбиталық қозғалысты модельдеу және басқа

әдістерді қолдану сияқты тәсілдерді ұсынған болатын. Бұл тәсілдерді және олардың шектеулерін түсіну ұсынылған әдістің өнімділігін жақсарту үшін негіз бола алады.

Осылайша, бұл жұмыстың теориялық негізі орбиталық механиканың негіздерін және TLE деректерінің құрылымын ғана емес, сонымен қатар геостационарлық спутниктердің орбиталық қозғалысын реттейтін іргелі принциптерді және маневрлерді анықтауға арналған деректерді талдау әдістерін қамтиды. Бұл геостационарлық спутниктердің маневрлерін анықтауда дәлірек және тиімдірек болатын жаңа әдісті әзірлеуге және енгізуге негіз болады.

TLE деректерінде SDP4 моделін пайдалану геостационарлық спутниктердің және терең кеңістіктегі басқа да жасанды объектілердің орбиталарын дәлірек болжауды қамтамасыз етеді. Бұл модель қазіргі заманғы ғарыштық навигацияда орбиталық есептеулер мен миссияны жоспарлаудың маңызды құралы.

SDP4 моделі орбиталық элементтерді есептеуге және жасанды жерсеріктердің орны мен жылдамдығын болжауға арналған жеңілдетілген жалпы (SGP) алгоритмдерінің төрт модификациясының бірі болып табылады. Ол терең ғарыш орбиталарын, соның ішінде геостационарлық орбиталарды дәлірек болжау үшін әзірленген және орбитада жасанды жерсеріктердің орны туралы ақпарат беретін Екі сызықты элемент (TLE) деректерінде қолданылады.

SDP4 енгізу күрделі гравитациялық әсерлерді, соның ішінде Күн мен Айдың әсерін, сондай-ақ перигейге жақын жерде болатын әсерлерді ескеру қажеттілігіне жауап болды. Бұл модель жасанды серіктердің Жермен тығыз байланыстағы орбиталарын болжау үшін ерекше маңызды болды.

SDP4 негізгі мүмкіндіктері мен мүмкіндіктері мыналарды қамтиды:

1. **Пригейге жақын түзетулер:** SDP4 үлгісі болжау дәлдігін жақсартатын перигейге жақын жерде пайда болатын аномальды әсерлерді есепке алу үшін түзетулерді қамтиды.

2. **Геостационарлық орбиталар:** SDP4 геостационарлық спутниктермен жұмыс істеуге арнайы бейімделген, бұл оны осы сыныптағы спутниктердің орбиталарын болжау үшін тиімді құрал етеді.

3. **Жеке жерсеріктерге арналған түзету:** SDP4 үлгісі олардың бірегей сипаттамаларын ескеруге мүмкіндік беретін нақты жерсеріктерге жеке түзетулер енгізу мүмкіндігін қамтамасыз етеді.

Ізденіс нәтижелері Қазақстандық Казсат-2 және Казсат-3 геостационарлық ғарыштық аппараттарын басқару кезінде және басқа елдердің ҒА-тары туралы ақпарат алуда қолданылуы мүмкін.

Негізгі бөлім

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:

11. t – Эпоха жылы мен уақыты (24011. 42705917 – 11.01.2024, 10:15:17)
12. n_0, \dot{n}_0 – Уақыт бойынша орташа қозғалыстың бірінші және екінші туындылары (0.00000374 және 00000+0)
13. B^* – Тежеу коэффициенті (12738-3 – атмосфераның орбитаның төмендеуіне әсері)
14. i – Көлбеулік (98.4116 – Орбита жазықтығы мен экватор арасындағы бұрыш)
15. Ω – Тура шығу түйінінің бойлығы градуспен (90.3585 – көктемгі күн мен түннің теңелу нүктесіне бағыт пен орбитаның көтерілу Түйініне бағыт арасындағы бұрыш)
16. e – Эксцентриситет (0000931 – орбитаның дөңгелек пішіннен ауытқуы, Сан ондық бөлгіштен басталады дегенді білдіреді)
17. ω – Перигей аргументі градуспен (89.9027 – орбитаның тура шығу түйініне бағыт пен орбитаның перигейіне бағыт арасындағы бұрыш)

18. ν – Орташа аномалия градуспен (270.2269 – орбиталық перигейге бағыт пен ғарыш аппаратының қазіргі жағдайы арасындағы бұрыш)
19. n – Тәулігіне айналым жиілігі (орташа қозғалыс) (14.42010963 – тәулігіне жерді айналу саны)
20. Эпоха кезіндегі айналым нөмірі (51066 – іске қосылған сәттен бастап эпоха сәтіне дейінгі айналымдар саны). [1]

NORAD орташа элементтер жиынын SDP4 көмегімен болжау үшін пайдалануға болады. Төменде анықталмаған барлық белгілер Он екінші бөлімдегі таңбалар тізімінде анықталған. Бастапқы орташа қозғалыс (n''_0) және жартылай үлкен ось (a''_0) алдымен кіріс элементтерден теңдеулер арқылы қалпына келтіріледі.

$$a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0}\right)^{\frac{2}{3}}$$

$$\delta_1 = \frac{3 k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2 a_1^2 (1 - e_1^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$a_0 = a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3\right)$$

$$\delta_0 = \frac{3 k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2 a_0^2 (1 - e_1^2)^{\frac{3}{2}}}$$

$$n''_0 = \frac{n_0}{1 + \delta_0}$$

$$a''_0 = \frac{a_0}{1 - \delta_0}$$

$$k_e = \sqrt{GM} = 0.0743669161 \text{ радиан/мин. [4]}$$

SDP4-те пайдаланылатын тұрақты s мәні келесіге өзгертуі мүмкін

$$s^* = a''_0(1 - e_0) - s + a_E$$

Содан кейін тұрақты мәндерді есептейміз

$$\theta = \cos i_0$$

$$\varepsilon = \frac{1}{a''_0 - s}$$

$$\beta_0 = (1 - e_0^2)^{\frac{1}{2}}$$

$$\eta = a''_0 e_0 \varepsilon$$

$$\dot{M} = \left[1 + \frac{3k_2(-1 + 3\theta^2)}{2a''_0{}^2\beta_0^3} + \frac{3k_2(13 - 78\theta^2 + 137\theta^4)}{16a''_0{}^4\beta_0^7}\right] n''_0$$

$$\dot{w} = \left[-\frac{3k_2(1 + 5\theta^2)}{2a''_0{}^2\beta_0^4} + \frac{3k_2(7 - 114\theta^2 + 395\theta^4)}{16a''_0{}^4\beta_0^8} + \frac{5k_4(3 - 36\theta^2 + 49\theta^4)}{16a''_0{}^4\beta_0^7}\right] n''_0$$

$$\dot{\Omega} = \frac{3k_2\theta}{2a''_0{}^2\beta_0^4} n''_0 + \left[\frac{3k_2(4\theta - 19)}{2a''_0{}^4\beta_0^8} + \frac{5k_4\theta(3 - 7\theta^2)}{2a''_0{}^4\beta_0^8}\right] n''_0$$

Гравитацияның (the secular) әсерлері келесідей есептейміз

$$M_{DF} = M_0 + \dot{M}(t - t_0)$$

$$w_{DF} = w_0 + \dot{w}(t - t_0)$$

$$\Omega_{DF} = \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0)$$

мұндағы, $(t - t_0)$ – эпоха уақыты. [4]

$(E + \omega)$ 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.

SDP4 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[3]:

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

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

$$i_k = i_0 + \Delta i$$

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

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

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 $\dot{\mathbf{r}} = \dot{r}_k \mathbf{U} + (r \dot{f})_k \mathbf{V}$ арқылы берілген.[2]

SDP4 моделін жүзеге асыру және есептеу үшін MATLAB тілінде компьютерлік бағдарлама жазылады. Бағдарлама жалпы 24 модульден тұратын болады: TLE оқу және деректерді өңдеу модулі, уақыт есептеу, прецессия, нутация және Ғарыш аппаратаның координаттарын есептеу модульдері. TLE деректерді оқу және өңдеу модулі TLE деректерін мәтіндік файлдан оқиды, олардың дұрыстығын тексереді және оларды есептеуге ыңғайлы форматқа түрлендіреді. Бағдарлама геостационарлық ғарыш аппаратының TLE деректерін қабылдайды және қажетті эпохасын шығарады, келесіде қажетті уақыттық геоцентрлік жүйеде ғарыш аппараттарының координаттары мен жылдамдығын SDP4 бойынша табады.

Әдебиеттер:

1. NORAD Two-Line Element Set Format // celestrak.com: website
2. 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.
3. Vallado D.A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. 4th ed. Hawthorne: Microcosm Press, 2013.
4. Hoots F.R., History of Analytical Orbit Modeling, AT&T, Vienna, Virginia 22182: 2004, 177-179 p.