

ФИЗИКА



Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университетінің хабаршысы. Физика. Астрономия сериясы, 2021, том 134, №1, 8-13 беттер
<http://bulphysast.enu.kz>, E-mail: vest_phys@enu.kz

МРНТИ: 89.23.99

М.А. Бақыт, А.Е. Ашуров

Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Нұр-Сұлтан, Қазақстан
(E-mail: ae_ashurov@yahoo.com, bakyt.makhabbat@gmail.com)

Жерсеріктердің топтық ұшуын басқару алгоритмінің параметрлерін таңдау

Аннотация: жерсеріктердің топтық ұшуын басқарудың тиімді алгоритмінің параметрлерін таңдау кезінде бақылау мәндерінің шектеулерін ескеру қажет. Басқару алгоритмінің параметрлері ауытқу траекториясы векторының қанығуын алдын алу мақсатында нақты болуы қажет. Әрі қарай, өтпелі үдерістің маңызды сипаттамасы жинақталу жылдамдығы болып табылады. Басқару параметрлерін қолайлы аймақтан таңдап, траекторияның қателік теңдеуі үшін тұрақтылықтың максимал деңгейін қамтамасыз ету қажет. Бұл мақалада өтпелі үдеріс кезінде траекторияның берілген ауытқулары және жинақталу жылдамдығын барынша көбейту үшін қанығудың болмауын қамтамасыз ету тұрғысынан таңдаулы алгоритм параметрлері келтірілген. Топтық ұшуды осы параметрлермен бақылау зерттеледі. Сондай-ақ, басқарылатын қозғалыстың сандық зерттеуі жүргізіледі. Ұсынылатын модельдеу Жердің гравитациялық өрісінің екінші гармоникасын және атмосфералық тығыздық моделінің дәлсіздігін ескереді.

Түйін сөздер: шағын жерсерік, топтық ұшу, аэродинамикалық күш, салыстырмалы қозғалыс, басқару алгоритмі, сызықты-квадраттық реттегіш.

DOI: <https://doi.org/10.32523/2616-6836-2021-134-1-8-13>

Түсті: 08.12.2020 /Жарияланымға рұқсат етілді: 22.01.2021

Кіріспе. Жердің төменгі жер маңындағы орбиталары ұйытқудың үш негізгі көзіне ұшырайды. Жерсеріктердің топтық ұшу кезінде салыстырмалы қозғалысының шағылуы. Дәлірек айтқанда, бұл екінші гармоника J_2 және орбиталардың шағын қысылуы [1, 11 б.]. Алайда, атмосфера тығыздығы туралы нақты білімсіз туындаған бақылау қателіктері ең ауқымды бұзушылықты қамтамасыз етеді [2, 914 б.]. Төменгі жер маңайындағы орбитадағы атмосфераның тығыздығы айналмалы орбита бойымен бірнеше рет түрленуі мүмкін. Бұл жарықтандыруға және сәйкесінше, Күн белсеңділігіне байланысты. Атмосфера тығыздығының модельдерінің әрқашан қандай да бір қателіктері болады. Сондай-ақ, ең дәл модельдер баяу борттық компьютерде есептеу қиыншылық тудыруы мүмкін. Осылайша, екі жерсеріктің қозғалысы басқару алгоритмі атмосфера тығыздығы тұрақты болатын сызықтық модельді қолданып жасалған кезде зерттеледі. Алайда, модельденетін қозғалыс орбитаның эксцентриситетін, екінші гармониканы J_2 және Жер атмосферасының жоғары қабатындағы атмосфераның мемлекеттік моделін ескереді [3, 958 б.].

Бұл мақалада жерсеріктердің топтық ұшуын басқару алгоритмінің тиімді параметрлерін таңдау, басқарылатын қозғалысты модельдеу, кедергілердің және белгісіздіктердің әсерін зерттеу қарастырылады.

Мәселенің қойылуы. Жерсеріктердің бірі биіктігі $h=340$ км Жер маңындағы төмен орбитамен қозғалады. Тағы бір жерсерік шағын қашықтықта қозғалады. Атмосфераның түнгі уақыттағы тығыздығы Күннің орташа белсенділігі кезінде шамамен $\rho=10^{-11}$ кг/м³ (индексі 150-ге тең), жоғары атмосфераның ресейлік мемлекеттік стандартының моделі [3, 958 б.] бойынша тығыздық барлық орбита бойымен басынан бастап тұрақты болады.

Жерсерік бір жазықтықта орналасқан 6 күн батареясымен жабдықталған. Жалпы ауданы $-S=0.6$ м². Орталық бөлігі цилиндр түріндегі сегізбұрыш болып табылады. Орталық бөліктің максимал және минимал аудандарының жерсеріктің айналуы кезіндегі айырмашылығы болмашы кедергі келтіреді. Сонымен, орталық бөліктің ауданы жерсеріктің қатынасынан тәуелсіз және $S_0=0.6$ м² деп болжаймыз. Жерсеріктің массасы $m=26$ кг құрайды. Екі жерсерік те дөңгелек реакциясына негізделген бағдарлауды бақылаудың белсенді жүйесімен жабдықталған.

Атмосфера стационарлық деп аламыз. Кіріс ағынының жылдамдығы орбита бойымен масса центрінен жерсеріктің қозғалу жылдамдығы секілді келесі формуламен есептеледі:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{R_{\text{Ж}} + h}} \approx 7.69 \text{ км/с},$$

мұндағы, $R_{\text{Ж}}=6371$ км – Жердің орташа радиусы. Жердің бұрыштық қозғалысымен туындайтын атмосферада айналу жылдамдығын симуляция кезінде елемейді. Аэродинамикалық күштің коэффициенті келесіге тең:

$$k = \frac{1}{m} \rho V^2 S \approx 1.4 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2,$$

Екі түйық салыстырмалы траекториясы арасындағы өтуді қарастырамыз. Траекторияның эталоннан бастапқы максимал ауытқуы беріледі деп есептейміз. Ауытқудың келесі параметрлерін орнатамыз:

$$\sigma_1 = \sigma_3 = 100 \text{ м}, \sigma_2 = 10 \text{ м}, \sigma_4 = -2\omega\sigma_3, \sigma_5 = \sigma_6 = 0.01 \text{ м/с}. \quad (1)$$

Осылайша, орбитаға нормаль бағыт бойымен ауытқу тығыздыққа қарағанда аз деп есептейміз. Сондай-ақ, σ_4 және σ_3 арасындағы байланыс түйық салыстырмалы орбиталарды қамтамасыз етеді. Ковариациялық матрица келесі түрде болады [4, 387 б.]:

$$P_0 = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3^2 & \sigma_3\sigma_4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_3\sigma_4 & \sigma_4^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_5^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_6^2 \end{bmatrix},$$

Q және R матрицаларын анықтаймыз. Q матрицасы баға функциясында траекторияның ауытқуы үшін салмақтық матрица түріне ие. Оны бірлік матрица деп қабылдаймыз. Осылайша, басқару векторы үшін салмақ болып табылатын R матрицасы сызықты-квадраттық реттегіште (СКР) салмақтар қатынасын анықтайды. Ғарыш аппаратындағы және жазықтықтан тыс аэродинамикалық күштің максимал мәндері бірқатар шамаға айырмашылық жасайды, сондықтан диагональ матрицасын қарастырамыз [5, 1 б.]:

$$R = \text{diag}(r_x, r_{yz}, r_{yz}).$$

Алгоритмді зерттеу орнатылған бастапқы ауытқулар үшін (1) r_x және r_{yz} параметрлерінің мәндерін анықтау болып табылады. Бұл мәндер әрине, қанығуды басқармайтын аймақты қамуы қажет, яғни, $\tilde{u}_1 \in [-1.19; 1.19]$ және $\sqrt{\tilde{u}_2^2 + \tilde{u}_3^2} \in [0; 0.24]$.

Нәтижелер. Басқарылатын қозғалысты модельдеу. Сандық модельдеу көрсетілім үшін таңдалған параметрлермен жасалды, яғни, басқару қанықпайды және траекторияның ауытқуы нөлге жуық. Қозғалыс күйінің салыстырмалы векторы сфералық айна навигациясының қандай да бір қатесі болмай қолжетімді деп есептеледі.

Алдымен, сызықтық модель үшін c_i тұрақтысының бастапқы мәндерін келесі түрде орнатамыз:

$$c_1 = 0 \text{ м}, c_2 = 0 \text{ м}, c_3 = 200 \text{ м}, c_4 = 0 \text{ м}, c_5 = 120 \text{ м}, c_6 = 0 \text{ м}, \quad (2)$$

Эталонды траектория \tilde{c}_i тұрақтыларымен анықталады:

$$\tilde{c}_1 = 0 \text{ м}, \tilde{c}_2 = 0 \text{ м}, \tilde{c}_3 = 100 \text{ м}, \tilde{c}_4 = 0 \text{ м}, \tilde{c}_5 = 100 \text{ м}, \tilde{c}_6 = 0 \text{ м}, \quad (3)$$

Бұл шарттар бастапқы ауытқуларды анықтайды:

$$\Delta x = 0 \text{ м}, \Delta y = 0 \text{ м}, \Delta z = 0 \text{ м}, \Delta \dot{x} = 0 \text{ м/с}, \Delta \dot{y} = 0 \text{ м/с}, \Delta \dot{z} = 0 \text{ м/с},$$

Бастапқы және эталонды траектория сәйкес келетін болғандықтан (1), $\Delta \dot{x} = -2\omega \Delta z$ қатынасы орындалады. Бұл бастапқыдан түйік орбитадан өлшемі кіші түйік эталонды орбитаға өту жағдайы болып табылады. Үздік басқару параметрлері: $r_x = 4.5 \cdot 10^{13}$ және $r_{yz} = 3 \cdot 10^{14}$. Олар ең жылдам конвергенцияны және қанығудың болмауын қамтамасыз етеді. Бастапқы, тірек және басқарылатын салыстырмалы орбиталар жерсеріктердің қозғалысының салыстырмалы траекториясы тірек орбитасын біртіндеп жүреді.

Салыстырмалы траекторияның қарастырылған мысалы жеке жағдай болғандықтан, бастапқы ауытқулар параметрлері (1) бар эллипсоидпен берілген, $r_x = 4.5 \cdot 10^{13}$ және $r_{yz} = 3 \cdot 10^{14}$ бақылау қанықпаған, яғни, $\tilde{u}_1 \in [-1.19; 1.19]$ және $\sqrt{\tilde{u}_2^2 + \tilde{u}_3^2} \in [0; 0.24]$ аралықтарынан тыс жатады.

Кедергілердің және белгісіздіктердің әсерін зерттеу. Жоғарыда сипатталғандай, сызықтық моделі бар мысал үшін қолданылатын модельдеу параметрлерін қарастырамыз. Әрбір жерсеріктің орбиталық қозғалысы инерциалдық санақ бойынша есептеледі. Салыстырмалы қозғалыс орбиталық санау жүйесінде позициялар және жылдамдық айырмасы ретінде алынады. Инерциалдық санау жүйесіндегі қозғалыс теңдеулері келесідей болады:

$$\ddot{\mathbf{R}}_i = -\frac{\mu}{R_i^3} \mathbf{R}_i + \mathbf{D}_i^{J_2} + \mathbf{F}_i^\alpha;$$

$$\mathbf{D}_i^{J_2} = \frac{\delta}{R_i^5} \left(\frac{5z_i^2}{R_i^2} - 1 \right) \mathbf{R}_i - 2\frac{\delta}{R_i^5} \mathbf{Z}_i.$$

Мұндағы, $\mathbf{R}_i = [X_i, Y_i, Z_i]$ – инерциалдық санау жүйесіндегі i -ші жерсеріктің радиус-векторы, $\mathbf{D}_i^{J_2} = J_2$ туындаған ұйытқу векторы, $\delta = 3J_2\mu R_E^2/2$, $J_2 = 1082.6 \cdot 10^{-6}$, $R_E = 6.378 \cdot 10^6$ м – Жердің орташа радиусы, \mathbf{F}_i^α – i -ші жерсерікке әсер ететін инерциалдық санау жүйесіндегі аэродинамикалық күш. Аэродинамикалық күш барлық векторлар инерциалдық санау жүйесінде өрнектелген (3) есептеледі. Атмосфера тығыздығы мемлекеттік моделіне сәйкес айнымалы деп есептеледі. Орбиталық бағдардағы екі жерсеріктің салыстырмалы күйі \mathbf{r} және салыстырмалы жылдамдығы \mathbf{v} келесі формулалармен есептеледі:

$$\mathbf{r} = G(\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1),$$

$$\mathbf{v} = G \left[(\dot{\mathbf{R}}_2 - \dot{\mathbf{R}}_1) + \omega \times (\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1) \right] \quad (4)$$

мұндағы, G – инерциалдық санау жүйесінен орбиталық санау жүйесіне өту матрицасы, ω – инерциалдық санау жүйесіндегі орбиталық бұрыштық жылдамдық векторы.

Орбитаның көлбеуі $i = 51.7^\circ$. Алғашқы жерсеріктің бастапқы шарттар ол дөңгелек орбита бойымен орталық тартылыс өрісінде қозғалатындай орнатылады. Атап айтқанда, $\dot{\mathbf{R}}_1(t_0) = \sqrt{\mu/(R_E + h)}$ жылдамдығы радиус векторға перпендикуляр орнатылады. Екінші жерсеріктің бастапқы шарттары (2) тұрақтыларға сәйкес келеді. Екінші жерсеріктің орбиталық санау жүйесіндегі күй векторы мен жылдамдығы келесі түрде болады:

$$\mathbf{r}(t_0) = \begin{bmatrix} c_2 + 2c_2 + c_4 \\ c_6 \\ 2c_1 + c_3 \end{bmatrix}, \mathbf{v}(t_0) = \begin{bmatrix} -3c_1\omega - 2c_3\omega \\ \omega c_5 \\ 2c_2\omega \end{bmatrix},$$

Инерциалдық санау жүйесіндегі күй векторы мен жылдамдығы:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_2(t_0) &= \mathbf{R}_1(t_0) + G^T \mathbf{r}(t_0), \\ \dot{\mathbf{R}}_2(t_0) &= \dot{\mathbf{R}}_1(t_0) + G^T \mathbf{v}(t_0) + \omega \times (G^T \mathbf{r}(t_0)). \end{aligned}$$

Күш моделінің параметрлерінің тұрақты мәндерін $\varepsilon \approx 0.1$ және $\eta \approx 0.1$ деп есептеу қабылданған. Алайда, бұл мәндер шабуыл бұрышынан, құлайтын бөліктердің орналасқан жерінен және газ бен беттің сипаттамаларынан тәуелді болуы мүмкін. Осылайша, осы параметрлердің нақты мәндерінде белгісіздіктер пайда болуы мүмкін. ε және η «нақты» мәндерінің моделінде келесі қателіктер ескерілген деп аламыз [6, 1721 б.]:

$$\begin{aligned} \tilde{\varepsilon} &= \varepsilon + d\varepsilon \sin(\pi/4 - \theta), \\ \tilde{\eta} &= \eta + d\eta \sin(\pi/4 - \theta) \end{aligned}$$

мұндағы, $\tilde{\varepsilon}$ және $\tilde{\eta} - \theta$ -дан тәуелді «нақты» мәндер; $d\varepsilon$ және $d\eta$ – синустық тәуелділіктің ерекшелік шамасы.

Инерциалдық траекториялар төртінші ретті Рунге-Кутта интегралдау арқылы алынған. Олар салыстырмалы түрге (4) сәйкес түрленеді. Алынған мәндер басқару алгоритмі үшін кіріс деректері ретінде қарастырылады. Ол атмосфераның тығыздығы тұрақты сызықты модельді қолданып жасалған. Екі жерсеріктің салыстырмалы траекториядан (2) эталонды траекторияға (3) маневрі кезіндегі салыстырмалы траекториясын, сызықтық модельді қолданып жасалған және нақты орбиталық қозғалысты ескеретін модельмен біріктірілген басқарылатын қозғалыс траекториясының ауытқуын ескеру қажет.

Атмосфера тығыздығының орбита бойымен түрленуі нақты шешім болған жағдай да жүзеге асырудың қателігін есептік бақылауға келтіреді (14). Есептік және жүзеге асырылған бақылау арасындағы айырмашылық мемлекеттік модельдің атмосфера тығыздығымен, салыстырмалы қозғалыстың толық моделімен (4) және күш моделінің параметрлеріндегі қателіктермен шартталған.

Көп сандық модельдеу ұсынылатын басқару сұлбасының тиімділігін зерттеу үшін орындалады. Бастапқы ауытқулардың 1000 нүктесі (1) көрсетілген параметрлері бар эллипсоидтың ішінде біртекті бөлінген деп қарастырамыз. Салыстырмалы траектория эталондыға барлық жағдайда жақын болады. Бастапқы нүктелері әртүрлі траекторияның бақылау векторы бастапқы траекторияға өте ұқсайды. Бұл ұсынылған бақылаудың параметрлердегі белгісіздіктерге қарамастан сенімді екендігін көрсетеді.

Осылайша, СКР негізіндегі тығыздықпен тұрақты басқару қажет салыстырмалы траекторияны қамтамасыз етеді. Басқару алгоритміндегі атмосфера тығыздығы қалған параметрлерді өзгеріссіз қалдыра отырып өзгереді. Алгоритм өнімділігінің интегралдық сипаттамасы ретінде соңғы уақыты T болатын келесі функционалды орындаймыз:

$$J = \int_0^T (\mathbf{e}^T Q \mathbf{e} + \mathbf{u}^T R \mathbf{u}) dt.$$

Тығыздықтың әртүрлі мәндері үшін алгоритмнің өнімділігі J-ның эталондық функционалға J_0 қатынасын сипаттайды. Соңғысы кез келген ұйытқуды ескерусіз және атмосфераның тұрақты тығыздығымен есептеледі. J/J_0 қатынасының тұрақты тығыздықтың айнымалы мәнінен тәуелділігі бар. $\rho < 9 \cdot 10^{-12}$ кг/м³ үшін алгоритмнің өнімділігі төмен болатыны түсінікті. Бұл басқару көзін жете бағаламау себебінен болады және сәйкесінше, траектория айырмашылық жасайды. Дегенмен, $\rho > 10^{-11}$ кезінде J/J_0 мәні біркелкі және тығыздықпен біртіндеп ұлғаяды. Оны алгоритмнің таңдалған параметрлерінің (бұл жағдайда, $r_x = 7.5 \cdot 10^{13}$ және $r_{yz} = 3.2 \cdot 10^{14}$ берілген тығыздық үшін траектория ауытқуының максимал жинақталу жылдамдығын бермеуімен түсіндіруге болады. Бақыланатын траектория эталонды траекторияға мысалдан баяу жақындайды. Сондықтан алгоритмнің сәйкес параметрлерін

атмосфераның тығыздық параметрлері ұлғайған кезде таңдау қажет. Бақылаудың қанығуы сол уақытта қадағалануы керек.

Сандық зерттеу жасалған әдісті қолданып алынған алгоритм параметрлерінің траектория ауытқуының жинақталуын алгоритмде орнатылған атмосфераның тұрақты тығыздығы орбиталық революция кезіндегі нақты тығыздық мәнінен төмен болатын жағдайға ғана қамтамасыз ететіндігін көрсетеді. Бұл жағдайда бақылау қанықпаған. Алайда, тығыздықты білудегі қателік неғұрлым көп болса, жинақтылық соғұрлым баяу болып табылады.

Қорытынды. Бұл мақалада СКР негізіндегі нақты басқару алгоритмі зерттелді. Мысалда алгоритмде орнатылған атмосфера тығыздығы нақты тығыздықтан көп болу екендігі көрсетілді. Бұл қанығуды басқарудың болмауын және ауытқу траекториясының нөлге жуық болуын қамтамасыз етеді.

Әдебиеттер тізімі

- 1 Шао Х. және басқалар. J2 ұйытқуы кезінде дифференциалды көтергіш күштің және кедергінің көмегімен жерсеріктің топтық ұшуы // «Авиакұрылыс және аэроғарыштық технологиялар» халықаралық мақалалар жинағы, Лондон: Машина жасау және материалтану. – 2017.- Т. 89. - № 1. - Б. 11-19.
- 2 Сан П. және басқалар. Ауыстыру стратегиясын қолданып атмосферамен басқарылатын ғарыштық аппараттарын қалыптастыруға арналған нейрон желісінің негізінде сырғымалы режиммен басқару // «Ғарыштық зерттеулердегі жетістіктер» мақалалар жинағы: Цзяо Тонг Шанхай университетінің аэронавтика және астронавтика мектебі. – 2018. - Т. 61. - № 3. – Б. 914-926.
- 3 Валладо Д. Астродинамика негіздері және қосымшалар. - Москва: Микрокосм, 2001. - 958 б.
- 4 Бен-Яков О., Иванцов А., Гурфил П. Дифференциалдық кедергі негізіндегі жерсеріктер кластерінің ұшуын ковариациялық талдау // «Acta Astronaut» мақалалар жинағы, Лондон: Халықаралық астронавтика академиясы. – 2016. - Т. 123. – Б. 387-396.
- 5 Харрис А., Петерсен К., Шауб Х. Аэродинамикалық күштердің көмегімен бағдарды және орбитаны сызықты-түйіндес басқару // «AIAA» мақалалар жинағы, Эймс: Америкалық аэронавтика және космонавтика институты. – 2018. - Т. 152. – Б. 1-13.
- 6 Мазал Л. және басқалар. Кедергі моделінде белгісіздіктермен дифференциалды кедергі арқылы кездесу // «AIAA» мақалалар жинағы, Эймс: Америкалық аэронавтика және космонавтика институты. – 2016. - Т. 39. - № 8. - Б. 1721-1733.

М.А. Бақыт, А.Е. Ашуров

Евразийский национальный университет им. Л.Н. Гумилева, Нур-Султан, Казахстан

Выбор параметров алгоритма управления групповым полетом спутников

Аннотация. При выборе параметров эффективного алгоритма управления групповым полетом спутников необходимо учитывать ограничения контрольных значений. Параметры алгоритма управления должны быть конкретными с целью предотвращения насыщения вектора траектории отклонения. Далее важной характеристикой переходного процесса является скорость накопления. Необходимо выбрать параметры управления из подходящей области, а также обеспечить максимальный уровень устойчивости для уравнения погрешности траектории. В данной статье приведены заданные отклонения траектории при переходном процессе и параметры предпочтительного алгоритма с точки зрения обеспечения отсутствия насыщения для максимизации скорости накопления. Изучается контроль группового полета по этим параметрам. Также приводится количественное исследование управляемого движения. Предлагаемое моделирование учитывает вторую гармонику гравитационного поля Земли и неточность модели атмосферной плотности.

Ключевые слова: малый спутник, групповой полет, аэродинамическая сила, относительное движение, алгоритм управления, линейно-квадратичный регулятор.

M.A. Bakyt, A.E. Ashurov

L.N. Gumilyov Eurasian National University, Nur-Sultan, Kazakhstan

Selection of control algorithm parameters for a group flight of satellites

Abstract. The limitations of the control values must be considered when selecting the parameters of an effective algorithm for controlling a group flight of satellites. The algorithm parameters must be specific to prevent saturation of the deviation path vector. An important characteristic of the transient process is the rate of accumulation. Select control parameters should be selected from a suitable area, and should provide the maximum level of stability for the equation of the trajectory error. The article presents the target trajectory deviations during the transient process and the parameters of the preferred algorithm in terms of ensuring the absence of saturation to maximize the accumulation rate. The authors have studied the group flight control in accordance with these parameters. In the course of the research there has been conducted a quantitative study of controlled movement. The proposed modeling considers the second harmonic of the Earth's gravitational field and the inaccuracy of the atmospheric density model.

Keywords: small satellite, formation flight, aerodynamic force, relative motion, control algorithm, linear-quadratic controller.

References

- 1 Shao X. et. al. J2 uiytquy kezinde differencialdy kotergish kushtin zhane kederginin komegimen zherseriktin toptyq ushuy [Satellite formation keeping using differential lift and drag under j2 perturbation, Aircraft engineering and aerospace technology], 1(89), 11–19 (2017). [in Kazakh]
- 2 Sun R. et. al. Auystyru strategyasyn qoldanyp atmospheramen basqarylatyn garyshtyq apparattaryn qalyptastyruqa arналған neuron zhelisinin negizinde syrgymaly rezhimmen basqaru [Neural network-based sliding mode control for atmospheric-actuated spacecraft formation using switching strategy, Advances in Space Research], 3(61), 914–926 (2018). [in Kazakh]
- 3 Vallado D. Astrodinamika negizderi zhane qosymshalar [Fundamentals of Astrodynamics and Applications] (Moscow: Microcosm, 2001, 958 p.). [in Russian]
- 4 Ben-Yaacov O., Ivantsov A., Gurfil P. Differencialdyq kedergi negizindegi zherserikter klasterinin ushуyn kovarcyalyq taldau [Covariance analysis of differential drag-based satellite cluster flight, Acta Astronaut], 123, 387–396 (2016). [in Kazakh]
- 5 Harris A., Petersen K., Schaub H. Aerodinamikalyq kushterdin komegimen bagdardy zhane orbitany syzyqytyuyindes basqaru [Linear Coupled Attitude-Orbit Control Through Aerodynamic Forces, AIAA], 152, 1–13 (2018). [in Kazakh]
- 6 Mazal L. et. al. Kedergi modelinde belgisizdikter men differencialdy kedegri arqyly kezdesu [Rendezvous via differential drag with uncertainties in the drag model, AIAA], 8(39), 1721–1733 (2016). [in Kazakh]

Авторлар туралы мәлімет:

Бақыт М.А. – негізгі автор, Физика-техникалық факультеті «Ғарыштық техника және технологиялар» мамандығының 2 курс магистранты, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Қажымұқан көшесі, 11, Нұр-Сұлтан, Қазақстан.

Ашуров А.Е. – физика-математика ғылымдарының кандидаты, Физика-техникалық факультеті Ғарыштық техника және технологиялар кафедрасының доценті, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Қажымұқан көшесі, 11, Нұр-Сұлтан, Қазақстан.

Bakyt M.A. – **The main author**, The 2nd year undergraduate of the specialty «Space Technique and Technologies» of the Physics and Technology faculty, L.N.Gumilyov Eurasian National University, Kazhymukan st., 11, Nur-Sultan, Kazakhstan.

Ashurov A.E. – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate prof. of “Space Technique and Technology” Departments of Physics and Technology faculty, L.N.Gumilyov Eurasian National University, Kazhymukan st., 11, Nur-Sultan, Kazakhstan.