








DOI 10.51885/1561-4212_2025_4_151
FTAXP 89.57.21

ДЕОРБИТАЦИЯНЫҢ АТМОСФЕРАЛЫҚ КЕЗЕҢІНДЕ ҒАРЫШ АППАРАТЫНЫҢ ҚОЗҒАЛЫС ДИНАМИКАСЫН МОДЕЛЬДЕУ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ ДЕОРБИТАЦИИ

MODELING THE DYNAMICS OF A SPACECRAFT DURING THE ATMOSPHERIC PHASE OF DEORBITING

А.Е. Ашуров ^{1,3}, Б.Р. Жумажанов ¹, А.Е. Кулакаева ^{1,2*},
А.Т. Жетписбаева ^{1,3}, А. Зылғара ⁴

¹«Ghalam» ЖШС, Астана, Қазақстан

²Халықаралық ақпараттық технологиялар университеті, Алматы қ., Қазақстан

³Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Алматы қ., Қазақстан

⁴«Қазақстан Ғарыш Сапары» Ұлттық компаниясы» АҚ, Астана қ., Қазақстан

*Жауапты автор: Кулакаева Айгуль Ергалиевна, e-mail: a.kulakayeva@iitu.edu.kz

Түйінді сөздер:

деорбитация,
атмосфералық кіру,
ғарыш аппараты,
модельдеу, ЖҚЗ,
траектория,
аэродинамикалық
кедергі.

ТҮЙІНДЕМЕ

Бұл жұмыста Жерді қашықтықтан зондтау ғарыш аппаратының деорбитацияның атмосфералық кезеңіндегі қозғалыс динамикасын модельдеу қарастырылады. Зерттеу Жер атмосферасының тығыз қабаттарындағы ғарыш аппаратының қозғалысын сипаттайтын дифференциалдық теңдеулер жүйесін сандық әдіс түрінде шешуге негізделген. Есептеулерде Халықаралық стандартты атмосфера қолданылады және ғарыш аппаратын 100 км биіктіктен төмендету сценарийіне сәйкес келетін бастапқы параметрлер берілген. Ғарыш аппараты жылдамдығының, биіктігінің, қозғалыс бұрышының және көлденең қашықтығының өзгерістері анықталды, бұл пассивті атмосфералық кіру кезіндегі динамикалық мінез-құлықтың сипаттық тәуелділіктерін алуға мүмкіндік берді. Құрылған графиктер тежелудің негізгі ерекшеліктері мен төмендеу траекториясының қалыптасуын көрсетеді. Алынған нәтижелер Жерді қашықтықтан зондтау ғарыш аппараттарының деорбитация параметрлерін бағалауға, мүмкін құлау аймақтарын болжауға және аналитикалық немесе оқыту құралдарын әзірлеуде пайдалануға мүмкіндік береді. Жүргізілген талдау Жерді қашықтықтан зондтау спутниктерінің қызметін аяқтауды жоспарлау кезінде және ғарыш аппараттарын деорбитациялаудың ұлттық әдістемелерін жасауға қолданылуы мүмкін.

Ключевые слова:

деорбитация,
атмосферный вход,
космический аппарат,
моделирование, ДЗЗ,
траектория,
аэродинамическое
сопротивление

АННОТАЦИЯ

В работе рассматривается моделирование динамики космического аппарата дистанционного зондирования Земли на атмосферном участке деорбитации. Исследование основано на численном решении системы дифференциальных уравнений, описывающих движение космического аппарата в плотных слоях атмосферы Земли. В расчетах использована Международная стандартная атмосфера и заданы начальные параметры, соответствующие сценарию снижения космического аппарата с высоты 100 км. Определены изменения скорости,



высоты, угла движения и горизонтальной дальности, что позволило получить характерные зависимости поведения космического аппарата при пассивном атмосферном входе. Построенные графики отражают основные особенности торможения и формирования траектории снижения. Полученные результаты позволяют оценивать параметры деорбитации космического аппарата дистанционного зондирования Земли, прогнозировать зоны возможного падения и использовать данные для разработки аналитических и обучающих инструментов. Проведенный анализ может быть применен при планировании завершения работы спутников дистанционного зондирования и при создании национальных методик деорбитации космических аппаратов.

Keywords:

deorbiting, atmospheric entry, spacecraft, modeling, Earth remote sensing, trajectory, aerodynamic drag.

ABSTRACT

This study examines the modeling of the dynamics of an Earth remote-sensing spacecraft during the atmospheric phase of deorbiting. The research is based on the numerical solution of a system of differential equations describing the motion of the spacecraft within the dense layers of the Earth's atmosphere. The calculations employ the International Standard Atmosphere, with initial parameters corresponding to a scenario in which the spacecraft begins its descent from an altitude of 100 km. Variations in velocity, altitude, flight angle, and horizontal range were obtained, allowing characterization of the spacecraft's passive atmospheric entry. The resulting plots illustrate the main features of aerodynamic deceleration and descent-trajectory formation. The results enable assessment of deorbiting parameters, prediction of impact zones, and development of analytical and training tools, supporting end-of-life planning and national deorbiting methodologies for remote-sensing satellites.

КІРІСПЕ

Жерді қашықтықтан зондтау (ЖҚЗ) ғарыш аппараттарын (ҒА) деорбитациялау үдерісі төмендеу кезеңдерінің әрқайсысында қозғалыс параметрлерін дәл бағалауды талап етеді. Әсіресе атмосфераның тығыз қабаттарына кіру кезеңіне ерекше назар аударылады, өйткені дәл осы кезеңде аэродинамикалық күштердің әсерінен ҒА-ның қозғалыс сипаттамалары айтарлықтай өзгереді. Деорбитацияның атмосфералық фазасын зерттеу маңызды міндет болып табылады, себебі ол төмендеу уақыты мен траектория пішінін бағалауға, сондай-ақ ықтимал құлау аймағын анықтауға мүмкіндік береді. Бұл мәліметтер ҒА қызметін аяқтауды жоспарлау және қауіпсіздік талдауы үшін қолданылады.

ҒА динамикасын атмосферада зерттеу мәселелері жеткілікті түрде қарастырылғанымен, көптеген еңбектерде аэродинамикалық сипаттамалары күрделі, көтергіш күшті есепке алатын немесе конструкцияның бұзылу моделін қажет ететін тәсілдер қолданылады. Мұндай модельдер күрделі, көп көлемді бастапқы деректерді талап етеді және практикалық есептерде қолдануға әрдайым қолайлы бола бермейді. Қолданбалы деорбитация міндеттерінде минималды бастапқы ақпаратпен және қолжетімді есептеу ресурстарымен қозғалыстың негізгі параметрлерін алуға мүмкіндік беретін әдістер қажет. Сонымен қатар, әртүрлі бастапқы параметрлердің атмосфералық кіру динамикасына қалай әсер ететіні және пассивті қозғалысты дәл модельдеу үшін қандай деректер жиынтығы жеткілікті болатындығы да маңызды ғылыми сұрақ болып қала береді.

Қазақстан космостық технологияларды белсенді түрде дамытып, 2030 жылға қарай әлемдік ғарыш индустриясында өз позициясын күшейтуді жоспарлап отыр. KazEOSat-1 және KazEOSat-2 спутниктері белгіленген қызмет мерзімін аяқтады, және олардың қызметі



ұзартылғанымен, алдағы уақытта халықаралық талаптарға сәйкес оларды қауіпсіз түрде орбитадан шығару қажеттілігі туындайды [Zhumažhanov et al., 2024; ISO 24113:2023E, 2023].

Деорбитацияның әртүрлі аэродинамикалық әдістері бар, оның ішінде мембраналық және төртбұрышты парустар, сондай-ақ пирамидалық құрылымдар (Ruonan et al., 2024; Zhang et al., 2022; Niccolai et al., 2024). Бұл тәсілдер ҒА-ның ауданы ұлғайып, атмосфера әсерін күшейткенімен, оларды қолдану кезінде бағдарлауды тұрақтандыру, материалдардың сенімділігі және орбиталық эксперименттердің аздығы сияқты мәселелер туындайды. Үрленетін конструкциялар аэродинамикалық кедергіні арттырудың тағы бір баламасы болып табылады (Xu et al., 2024; Olave et al., 2023; Saqueo et al., 2024), алайда олардың тұрақтылығы, ашылу механизмі және микрометеориттерден қорғалуы мәселелері өзекті болып қала береді. Электродинамикалық тростарды қолдану жанармайсыз деорбитациялаудың тиімді тәсілдерінің бірі ретінде қарастырылады (Xiao et al., 2020; Sarego et al., 2021; Janovsky et al., 2014), бірақ мұндай жүйелер үшін тростың плазмамен және ғарыш ортасымен өзара әрекеттесу моделін нақтылау қажет.

Жүргізілген кешенді талдау қолданыстағы деорбитация әдістерінің кейбір ерекше техникалық және конструктивтік сипаттамалары бар ғарыш аппараттарына әрдайым толық сәйкес келе бермейтінін анық көрсетеді. Осы себепті нақты ғарыш аппараттың параметрлеріне бейімделген ұлттық деңгейдегі деорбитация әдісін әзірлеу өзекті және практикалық маңызы жоғары міндет болып саналады. Мұндай әдіс ғарыш аппаратын оның массалық-габариттік көрсеткіштерін, аэродинамикалық қасиеттерін және қолжетімді отын қорын ескере отырып басқарылатын әрі қауіпсіз түрде орбитадан шығаруға мүмкіндік береді. Сонымен бірге отандық әдістеменің жасалуы инженерлік құзыреттерді күшейтеді, технологиялық тәуелсіздікті арттыруға жағдай жасайды және ғарыштық қоқысты азайтуға арналған халықаралық талаптар мен стандарттардың орындалуына мүмкіндік береді (NASA; ESA, NASA et al., 2023; Manhire et al., 2019).

Бұл жұмыста атмосферада қозғалыс жасайтын ғарыш аппаратына арналған теңдеулер жүйесін сандық интегралдау әдісіне негізделген тәсіл қарастырылады. Модельдеу барысында физикалық тұрғыдан дәлелденген және есептеулерді жеңілдетуге мүмкіндік беретін қарапайымдатылған жорамалдар қолданылды. Зерттеу нәтижелері 100 км биіктіктен басталатын төмендеу процесінің маңызды кезеңдерін қамтиды. Бұл кезеңдерге жылдамдықтың өзгеруі, биіктіктің төмендеуі, көлденең қашықтықтың ұлғаюы және қозғалыстың толық траекториясының қалыптасуы жатады. Жұмыстың негізгі мақсаты атмосфералық кірудің негізгі параметрлерін анықтау және деорбитацияның соңғы сатысында ғарыш аппараты динамикасының ерекшеліктерін бағалау болып табылады. Қолданылған әдістердің мазмұны, қабылданған жорамалдардың негіздемесі және алынған графиктерді түсіндіру модельдің практикалық тиімділігін бағалауға көмектеседі. Сонымен бірге бұл тәсіл ғылыми зерттеулерді жалғастыруға және нақты инженерлік міндеттерді шешуге қолдануға мүмкіндік береді.

ЗЕРТТЕУ МАТЕРИАЛДАРЫ МЕН ӘДІСТЕРІ

Зерттеуде Жер атмосферасындағы ҒА қозғалысын сандық модельдеу әдісі қолданылды. Құрылған модель уақыт бойынша жылдамдықтың, биіктіктің, қозғалыс бұрышының және көлденең қашықтықтың өзгерісін сипаттайтын дифференциалдық теңдеулер жүйесіне негізделеді. Есептеулер барысында Халықаралық стандартты атмосфера пайдаланылды және бұл биіктікке байланысты ауа тығыздығының өзгерісін ескеруге мүмкіндік береді. Сандық интегралдау уақыт осі бойынша орындалды және қозғалыс теңдеулерінің түрлендірілген жүйесіне сүйенеді. Әр есептік қадамда жылдамдықтың, биіктіктің, қозғалыс бұрышының және көлденең қашықтықтың мәндері жеке есептеліп отырды. Модельдеу үшін қолданылған бастапқы деректер 1-кестеде көрсетілген.



траекториясы бойынша қозғалыстың басталуына сәйкес келеді. В нүктесінде ҒА атмосфераның тығыз қабаттарына енеді және осы сәттегі оның жылдамдығы V_c деп белгіленеді.

ҒА-ның деорбитация траекториясына көшу сәтіндегі радиалды жылдамдық құраушысы u_r деп белгіленеді және ол С нүктесіндегі Жердің центріне қатысты жылдамдықтың тік компонентін білдіреді. Орбитадан деорбитация траекториясына өткен кезде өзгертін траектория бұрышы $\Delta\theta_{сп}$ шамасы ҒА қозғалыс бағытының қалай өзгертінін көрсетеді. θ_c бұрышы V_c жылдамдығының бағыты мен С нүктесіндегі жергілікті горизонт арасындағы бұрышты сипаттайды және ол ҒА траекториясының Жер бетіне қатысты еңкеюін анықтайды. ҒА орбитасы Жер экваторының жазықтығына қатысты ψ бұрышына еңкейген күйде орналасады. Бұл бұрыш орбитаның экваторға қатысты кеңістіктегі орнын сипаттайды. В нүктесінде атмосфераға ену бұрышы θ_e деп белгіленеді және ол атмосфералық төмендеу басталған сәтте ҒА траекториясының горизонтқа қатысты еңкеюін көрсетеді. β бұрышы қону нүктесінің Жер центріне қатысты орналасуын сипаттайды, ал φ шамасы сол нүктенің Жер бетінде орналасқан ендігін көрсетеді.

Жер радиусы R деп белгіленеді және ол Жер центрінен ҒА қону нүктесінің бетіне дейінгі қашықтықты білдіреді. С нүктесіндегі ҒА мен Жер центрі арасындағы қашықтық r_c деп көрсетіледі және ол деорбитация басталған сәттегі орбита радиусы болып саналады. С нүктесіндегі h_a шамасы ҒА орбитасының Жер бетіне қатысты биіктігін білдіреді және осы биіктікте деорбитация траекториясына көшу маневрі басталады. Деорбитация траекториясының соңғы нүктесі П нүктесі болып табылады, бұл нүктеде ҒА Жер бетіне жетеді. Жердің жасанды серігінің орбитасы ҒА маневр басталғанға дейін қозғалып жүретін орбита ретінде қарастырылады. С нүктесі деорбитация маневрі басталатын ҒА бастапқы орнын көрсетеді, ал В нүктесі атмосфераның тығыз қабаттарына ену сәтіндегі ҒА орналасуын білдіреді.

Деорбитация кезеңдерінің шекараларын анықтап, ҒА бастапқы биіктігін дәл белгілеуден кейін атмосферадан тыс бөлікті есептеуге көшу қажет болады. Бұл кезең ҒА сипаттамаларына байланысты бірнеше бөлікке бөлінуі мүмкін. Мысалы, деорбитация біртіндеп жүзеге асуы мүмкін және ол үшін борттағы аз тартылысты қозғалтқыш қондырғысы қолданылады немесе қозғалыс белсенді және пассивті фазаларға бөлінуі мүмкін. Соңғы тәсіл қолжетімді жанармай мөлшеріне тәуелді, себебі дәл осы ресурс ҒА-ның атмосферадан тыс бөлікте белсенді түрде төмендеуін қамтамасыз етеді.

Белсенді төмендеу есептеулері аяқталғаннан кейін екі ықтимал сценарий болады. Бірінші жағдайда ҒА атмосфераның тығыз қабаттарын кесіп өтетін биіктікке дейін төмендейді және одан әрі Жер бетіне дейін қозғалысын жалғастырады. Екінші жағдайда ҒА тым төмен емес орбитаға жетеді және бұл кезде атмосфералық кедергінің әсерімен жүзеге асатын пассивті төмендеуді есептеу қажет болады.

Жер атмосферасында ҒА қозғалысын сипаттайтын теңдеулер жүйесі жалпы түрде келесі түрде беріледі:

$$m \frac{dV}{dt} = -C_x S_M \frac{\rho V^2}{2} - mg \cdot \sin\theta \quad (1)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -C_y S_M \frac{\rho V^2}{2} + \frac{mV^2}{R+h} \cos\theta - mg \cdot \cos\theta \quad (2)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin\theta \quad (3)$$

$$\frac{dL}{dt} = \frac{VR \cos\theta}{R+h} \quad (4)$$



мұндағы m – ҒА массасын білдіреді (кг), V – жылдамдық (м/с), C_x , C_y – қозғалыс бағыты бойындағы аэродинамикалық кедергі коэффициенті және қозғалысқа перпендикуляр бағыттағы көтергіш күш коэффициенті, SM – ҒА қимасының ауданы (m^2), ρ – ауа тығыздығы (kg/m^3), g – еркін түсу үдеуі (m/s^2), θ – горизонт пен жылдамдық векторы арасындағы бұрыш (рад), h – Жер бетіне қатысты биіктік (м), L – Жер атмосферасына ену нүктесінен бастап есептелетін көлденең қашықтық (м), R – Жердің орташа радиусы (м).

Бірқатар түрлендірулерден кейін теңдеулер жүйесі келесі түрде жазылады:

$$\dot{V} = -\frac{1}{m}X - g\sin\theta; \quad (5)$$

$$\dot{\theta} = -\frac{1}{vm}Y + \frac{V}{R+h}\cos\theta - \frac{g\cos\theta}{V}; \quad (6)$$

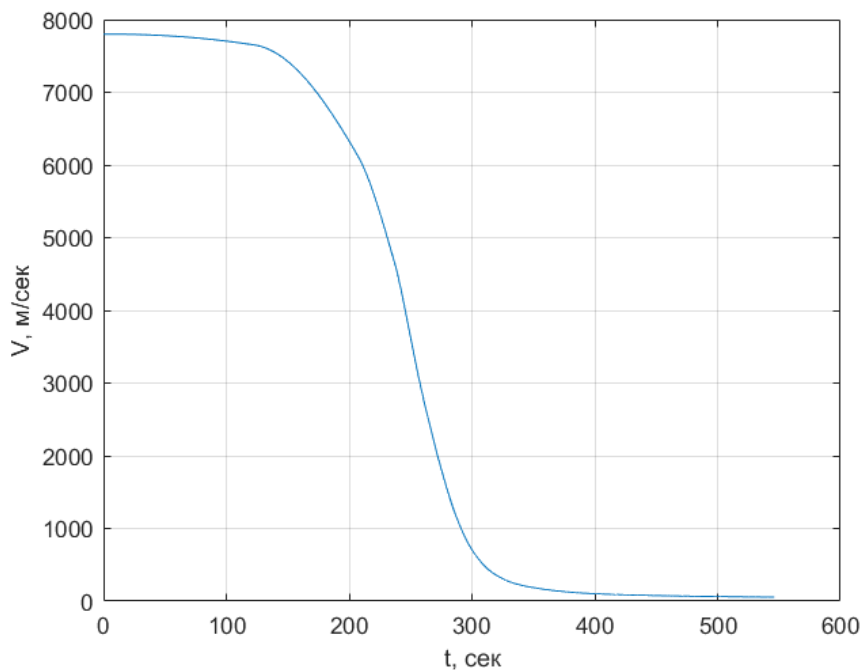
$$\frac{dh}{dt} = V\sin\theta; \quad (7)$$

$$\frac{dL}{dt} = \frac{VR\cos\theta}{R+h}, \quad (8)$$

мұндағы $X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S$ – аэродинамикалық кедергі күші, $Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S$ – көтергіш күш.

Биіктігі h болатын деңгейдегі ауа тығыздығын есептеу үшін Жердің Халықаралық стандартты атмосферасы қолданылды. Жер бетінде ауа тығыздығы $\rho_0=1,225 \text{ кг/м}^3$ шамасына тең.

Есептеу нәтижелері бойынша $V(t)$, $h(t)$, $L(t)$ және $h(L)$ тәуелділіктерінің графиктері құрылды, олар 2–5 суреттерде көрсетілген. 2-суретте ҒА жылдамдығының уақытқа байланысты өзгеруі берілген.



2-сурет. ҒА жылдамдығының уақытқа байланысты өзгеруі $V(t)$

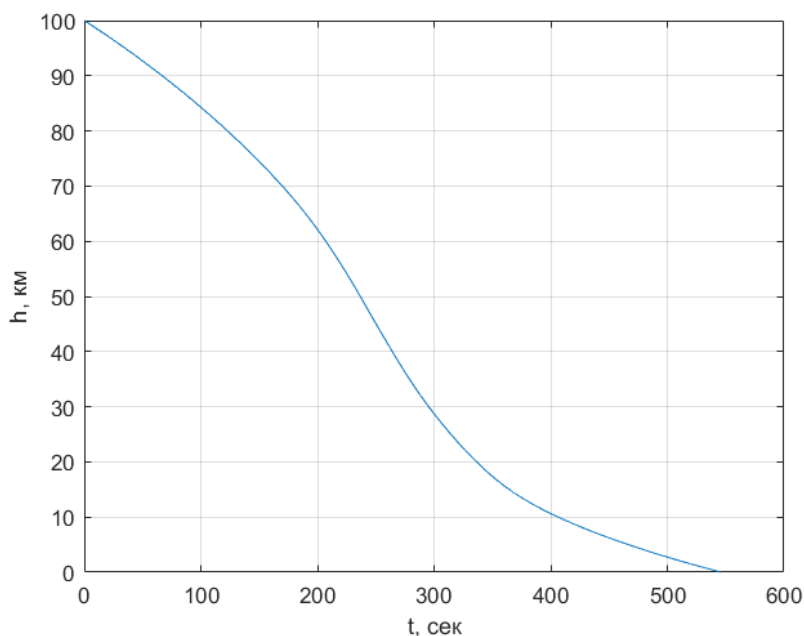
Ескерту – модельдеу MatLab бағдарламаларында жүргізілді

Қозғалыс басталған сәтте жылдамдық шамамен 7800 м/с мәніне тең болады және шамамен алғашқы 100 секунд аралығында өзгерісі өте аз болады. Мұның себебі үлкен биіктікте ауа тығыздығының өте төмен болуы. Одан кейін ҒА атмосфераға тереңдеген сайын аэродинамикалық кедергі артады және жылдамдық тез төмендей бастайды. Ең қарқынды тежелу шамамен 150–300 секунд аралығында байқалады. Осы интервалда



жылдамдық бірнеше километр секунд ішінде жүздеген метр шамасына дейін төмендейді. 300 секундтан кейін жылдамдықтың азаю қарқыны бәсеңдейді және ҒА Жер бетіне жақындаған сайын жылдамдық біртіндеп нөлге ұмтылады.

Ұшу биіктігінің уақыт бойынша қалай өзгеретінін талдау үшін $h(t)$ тәуелділігі есептелді. Бұл тәуелділік ҒА-ның атмосфера шекарасынан Жер бетіне дейінгі төмендеу процесін көрсетеді. Алынған график 3-суретте берілген.



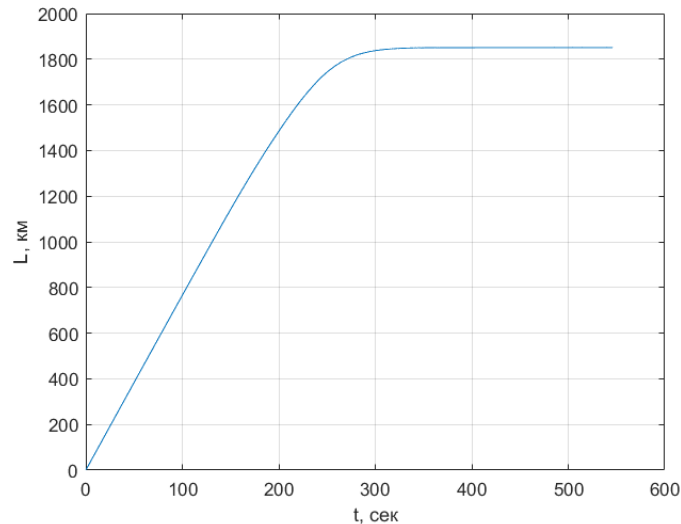
3-сурет. ҒА биіктігінің уақытқа байланысты өзгеруі $h(t)$

Ескерту – модельдеу MatLab бағдарламаларында жүргізілді

3-суреттен көрініп тұрғандай, биіктіктің төмендеуі үздіксіз жүреді және бұл процесс сызықтық заңдылыққа бағынбайды. Бастапқы кезеңде, шамамен алғашқы 150 секунд аралығында, биіктіктің азаю жылдамдығы салыстырмалы түрде төмен болады. Мұның басты себебі үлкен биіктіктегі ауа тығыздығының өте аз болуы. Одан кейін, 150–300 секунд аралығында, ҒА атмосфераның тығыз қабаттарына кірген сайын төмендеу жылдамдығы артады. Шамамен 30 км төмен биіктіктерде тежелу күшейеді және траекторияның пішіні айтарлықтай тіктеледі. 100 км биіктіктен Жер бетіне дейін толық төмендеу уақыты шамамен 546 секундқа тең, бұл 9 минут 6 секундқа сәйкес келеді.

ҒА атмосфераға ену барысында оның көлденең бағытта қанша қашықтыққа орын ауыстырғанын бағалау үшін $L(t)$ тәуелділігі есептелді. Бұл тәуелділік уақытқа байланысты жүрілген қашықтықтың өзгеруін көрсетеді. Алынған график 4-суретте берілген.

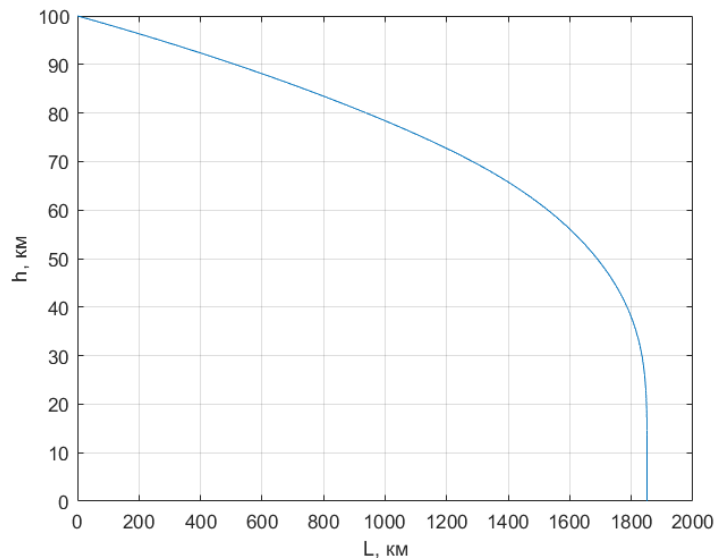
Бастапқы кезеңде көлденең бағыттағы қозғалыс іс жүзінде біркелкі жүреді және жүрілген қашықтықтың өсуі дерлік сызықтық сипатқа ие. Мұның басты себебі ҒА жылдамдығының жоғары болуы және аэродинамикалық тежелудің әлі де аз деңгейде әсер етуі. Шамамен 200–250 секундтан кейін жүрілген қашықтықтың өсу қарқыны баяулай бастайды. Бұл атмосфераның кедергісі әсерінен жылдамдықтың айтарлықтай төмендеуімен түсіндіріледі. Одан әрі, шамамен 300 секундтан бастап көлденең қашықтықтың ұлғаюы дерлік тоқтайды және шамамен 1850,8 км шамасындағы ең жоғарғы мәнге жетеді. Бұдан кейінгі кезеңде өсу байқалмайды, себебі ҒА жылдамдығы көлденең бағытта айтарлықтай орын ауыстыруға жеткіліксіз деңгейге дейін төмендейді.



4-сурет. Көлденең қашықтықтың уақытқа байланысты өзгеруі $L(t)$

Ескерту – модельдеу MatLab бағдарламаларында жүргізілді

Атмосферадағы ҒА траекториясын көрнекі түрде көрсету үшін биіктіктің көлденең қашықтыққа тәуелділігі $h(L)$ есептелді. Бұл тәуелділік траекторияның пішінін және ҒА-ның көлденең бағытта алға жылжыған сайын биіктіктің қалай төмендейтінін бағалауға мүмкіндік береді. Алынған график 5-суретте келтірілген.



5-сурет. ҒА биіктігінің көлденең қашықтыққа байланысты өзгеруі $h(L)$

Ескерту – модельдеу MatLab бағдарламаларында жүргізілді

Траекторияның бастапқы бөлігінде, яғни көлденең бағытта шамамен 0–1000 км дейінгі аралықта биіктіктің төмендеуі біртіндеп жүреді. Бұл кезеңде атмосфера тығыздығы салыстырмалы түрде төмен деңгейде болады және аэродинамикалық тежелудің әсері шектеулі болып қалады. Шамамен 1200–1400 км қашықтықтан кейін траекторияның төмендеуі күшейеді. Мұның себебі жылдамдықтың тез төмендеуі және атмосфераның тығыз қабаттарында ауа кедергісінің артуы болып табылады. Көлденең қашықтық шамамен 1800 км жеткен кезде биіктіктің төмендеуі дерлік тік бағытта жүзеге асады. Бұл құбылыс траекторияның соңғы кезеңін сипаттайды және ҒА-ның Жер бетіне жанасуына



дейінгі қозғалысты көрсетеді. Алынған қисықтың пішіні басқарылмайтын ҒА-ның атмосфераға кіру траекториясына тән ерекшеліктерге сәйкес келеді.

Алынған нәтижелер ҒА-ның атмосфераға ену кезіндегі қозғалысының негізгі ерекшеліктерін түсінуге мүмкіндік береді. Жылдамдықтың уақыт бойынша өзгеруі көрсеткендей, үлкен биіктіктерде ҒА жылдамдығы іс жүзінде тұрақты деңгейде сақталады, себебі атмосфераның әсері бұл аймақта өте аз. Жылдамдықтың елеулі төмендеуі атмосфераның тығыз қабаттарына ену басталғаннан кейін байқалады. Осыдан кейін аэродинамикалық кедергі тез өседі. Ең күшті тежелу шамамен 150–300 секунд аралығында орын алады, бұл атмосфераның сирек қабаттарынан тығыз аймақтарына өту кезеңіне сәйкес келеді.

Биіктіктің өзгеруі бұл тұжырымды толық растайды. Алғашқы кезеңде биіктіктің төмендеуі баяу және бірқалыпты жүреді. Биіктік шамамен 40 км деңгейінен төмендеген кезде траекторияның еңкеюі айтарлықтай артады. Мұндай құбылыс аэродинамикалық процестердің күшеюімен байланысты. Көлденең қашықтықтың өзгерісін талдау нәтижесінде горизонталь бағыттағы орын ауыстырудың тек қозғалыстың бастапқы кезеңінде белсенді жүретіні байқалады. Жылдамдық төмендегеннен кейін көлденең қашықтықтың ұлғаюы дерлік тоқтайды. Максималь шамасы шамамен 1850,8 км тең және ол көлденең жылдамдықтың одан әрі алға жылжуға жеткіліксіз бола бастаған сәтін сәйкес келеді. Биіктіктің көлденең қашықтыққа тәуелді графигі траекторияның бастапқы бөлігіндегі бірқалыпты төмендеуді және соңғы фазадағы дерлік тік құлауды анық көрсетеді.

ҚОРЫТЫНДЫ

Жүргізілген зерттеу бірнеше маңызды тұжырым жасауға мүмкіндік береді. Ұсынылған атмосфералық қозғалыс моделі ҒА-ның атмосфераның тығыз қабаттарына енгеннен кейінгі төмендеу үдерісін дәл сипаттайды және траекторияның негізгі параметрлерін бағалауға жағдай жасайды. Алынған нәтижелер ҒА-ның негізгі тежелуі ауа тығыздығы жоғары биіктіктер диапазонында орын алатынын растайды. Бұл құбылыс жылдамдықтың күрт төмендеуіне және биіктіктің жедел кемуіне алып келеді.

Есептеу нәтижелері 100 км биіктіктен төмендеудің толық уақыты шамамен 546 секундқа тең екенін көрсетті. Көлденең қашықтықтың шамасы 1850,8 км деңгейінде болады және жылдамдық едәуір азайғаннан кейін көлденең бағыттағы орын ауыстыру іс жүзінде тоқтайды. Бұл көрсеткіштер ықтимал құлау аймақтарын бағалау және ҒА қызметін аяқтауға арналған алдын ала есептеулерді жүргізу тұрғысынан үлкен практикалық маңызға ие.

Ұсынылған модель деорбитация үдерісін кешенді талдауға арналған құралдар құрамында қолдануға және оқу жүйелерін әзірлеуде пайдалануға қолайлы. Зерттеуді жетілдіру мақсатында жылулық жүктемені, конструкция бұзылуын және аэродинамикалық қасиеттердің өзгеруін қамтитын қосымша физикалық үдерістерді енгізу мүмкін. Мұндай толықтырулар болжам дәлдігін арттырады және модельдің практикалық құндылығын күшейтеді.

МҮДДЕЛЕР ҚАҚТЫҒЫСЫ: Авторлар мүдделер қақтығысы жоқ деп мәлімдейді.

ҚАРЖЫЛАНДЫРУ: Мақала ҚР БҒМ ҒК қаржылық қолдауымен, BR27198365 «Қазақстанның жерді қашықтықтан зондау ғарыштық жүйелерін дамыту контекстінде спектрдің қысқа толқынды инфрақызыл аймағында оптикалық электрондық жүйені әзірлеу» жобасы аясында қаржыланды

ЖАСАНДЫ ИНТЕЛЛЕКТ ТЕХНОЛОГИЯЛАРЫН ПАЙДАЛАНУ ТУРАЛЫ ХАБАРЛАМА: Ғылыми мақалалардың авторлары өз еңбектерін дайындау барысында жасанды интеллект (ЖИ) құралдарын қолданбады.



ӘДБИЕТТЕР ТІЗІМІ

- Caqueo, N., et al. (2024). Inflatable aerodynamic decelerators for CubeSat reentry and recovery: Surface properties. *Aerospace Science and Technology*, 149, 109151.
- End-of-life de-orbiting strategies for satellites – R. Janovsky, M. Kassebom, H. Lübberstedt, O. Romberg. (2014). 11 p.
- ESA Space Debris Office. Space Debris. URL: https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris
- Xiao, H., Huang, J., Liu, G., & Lv, Y. (2020). Space environment modeling and deorbiting efficiency analysis for electro-dynamic tether system. 2020 Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 5063–5067. <https://doi.org/10.1109/CCDC49329.2020.9164373>
- International Organization for Standardization. (2023). Space systems – Space debris mitigation requirements (ISO 24113:2023E). Fourth edition 2023-05.
- IADC Space Debris Mitigation Guidelines. (NASA). URL: <https://www.nasa.gov>
- Manhire, V. (Ed.). (2019). United Nations Handbook 2019–2020. Wellington: Ministry of Foreign Affairs and Trade of New Zealand, 58–60. ISSN 0110-1951.
- NASA Orbital Debris Program Office. URL: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>
- Nicolai, L., & Mengali, G. (2024). Performance estimate of a spin-stabilized drag sail for spacecraft deorbiting. *Applied Sciences*, 14(2), 612. <https://doi.org/10.3390/app14020612>
- Olave, D. R., et al. (2023). Inflatable aerodynamic decelerator for CubeSat reentry and recovery: Altitude effects on the flowfield structure. *Aerospace Science and Technology*, 138, 108358.
- Zhang, R., Yang, K., Zhang, J., & Bi, S. (2024). Overview and key technology of the membrane drag sail for low Earth orbit satellite deorbit. *Space Science & Technology*, 4, 0115. <https://doi.org/10.34133/space.0115>
- Sarego, G., Olivieri, L., Valmorbidia, A., et al. (2021). Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space Journal*, 13, 567–581. <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- Xu, Y., et al. (2024). Numerical simulation of rigid-flexible coupled dynamics for an inflatable sphere deorbiting device. *Advances in Space Research*, 74(1), 373–383.
- Zhang, J., Zhang, R., & Yang, K. (2022). Attitude stability analysis and configuration design of pyramid drag sail for deorbit missions. *Journal of Aerospace Engineering*, 35(6), 04022084.
- Zhumazhanov, B., Kulakayeva, A., Ashurov, A., Baktybekov, K., Zhetpisbayeva, A., Uskenbaev, D., ... & Kargulova, A. (2024). Devising a deorbitation strategy for Kazakhstan's KazEOSat-1 spacecraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 132(5).

Авторлар туралы мәліметтер

Информация об авторах

Information about authors



Ашуров Абдикул Еркулович – «Ғарыштық техника және технологиялар» кафедрасының профессоры, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті, Астана қ., Қазақстан.

Ашуров Абдикул Еркулович – Профессор кафедры «Космическая техника и технологии», Евразийский национальный университет имени Л.Н. Гумилева, г. Астана, Казахстан.

Ashurov Abdikul – Professor of the «Space Engineering and Technologies» department, L.N. Gumilyov Eurasian National University, Astana, Kazakhstan

e-mail: ae_ashurov@yahoo.com,

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6044-5579>



Жумажанов Берик Рахымбекович – «Ghalam» ЖШС, пайдалы жүктеме және ғылыми әзірлемелер бөлімінің басшысы, Астана қ., Қазақстан

Жумажанов Берик Рахымбекович – Руководитель отдела полезной нагрузки и научных разработок, ТОО «Ghalam», г. Астана, Казахстан
Zhumazhanov Berik – Head of the Payload and R&D Department, «Ghalam» LLP, Astana, Kazakhstan
e-mail: b.zhumazhanov@ghalam.kz,
ORCID: <http://orcid.org/0000-0001-5926-9619>,



Кулакаева Айгуль Ергалиевна – «Радиотехника, электроника және телекоммуникациялар» кафедрасының қауымдастырылған профессоры, Халықаралық ақпараттық технологиялар университеті, Алматы қ., Қазақстан

Кулакаева Айгуль Ергалиевна – Ассоциированный профессор кафедры «Радиотехника, электроника и телекоммуникации», Международного университета информационных технологий, г. Алматы, Казахстан
Kulakayeva Aigul – Associate Professor of the «Radio Engineering, Electronics and Telecommunications» department, International Information University, Almaty, Kazakhstan.
e-mail: a.kulakayeva@iitu.edu.kz,
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-0143-085X>,



Жетписбаева Айнур Турсынкановна – «Радиотехника, электроника және телекоммуникациялар» кафедрасының қауымдастырылған профессоры, Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия ұлттық университеті. «Ghalam» ЖШС, пайдалы жүктеме және ғылыми әзірлемелер бөлімінің ғылыми қызметкері, Астана қ., Қазақстан

Жетписбаева Айнур Турсынкановна – Ассоциированный профессор кафедры «Радиотехника, электроника и телекоммуникации», Евразийский национальный университет имени Л.Н. Гумилева. Научный сотрудник отдела полезной нагрузки и научных разработок, ТОО «Ghalam», г. Астана, Казахстан
Zhetpisbayeva Ainur – Associate Professor of the «Radio Engineering, Electronics and Telecommunications» department, L.N. Gumilyov Eurasian National University. Researcher of the Payload and R&D Department, «Ghalam» LLP, Astana, Kazakhstan
e-mail: zhetpisbayeva_at_1@enu.kz,
ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-4525-5299>



Зылғара Айгерим Ерболовна – Қазақстан Ғарыш Сапары «Ұлттық компаниясы» АҚ Ғарыштық жүйелер департаментінің инженері, Астана қ., Қазақстан

Зылғара Айгерим Ерболовна – инженер Департамента космических систем АО "НК «Қазақстан Ғарыш Сапары», г. Астана, Казахстан
Zylgara Aigerim – Engineer, Department of Space Systems, JSC "NC Kazakhstan Gharysh Sapary", Astana, Kazakhstan.
E-mail: zylgara@gmail.com
ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-9916-8685>