

УДК 629.78

- Дронь Н. М.** д-р техн. наук, профессор кафедры проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua;
- Пашков А. В.** инженер 1 категории НИИ энергетики Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: pashav@ukr.net;
- Голубек А. В.** канд. техн. наук, доцент кафедры систем автоматического управления Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: juffin@i.ua;
- Дреус А. Ю.** д-р техн. наук, профессор кафедры аэрогидромеханики и энергомассопереноса Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: Dreus.andrii@gmail.com;
- Дубовик Л. Г.** ст. науч. сотрудник НИИ энергетики Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: dubovik066@gmail.com

О ВОЗМОЖНОСТИ КОРРЕКТИРОВКИ ТРАЕКТОРИЙ УВОДИМЫХ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Статья посвящена актуальной проблеме обеспечения заданной точности траектории спуска и пространственной ориентации уводимых с низких околоземных орбит нефункционирующих космических аппаратов и объектов техногенного происхождения (космического мусора) в плотные слои атмосферы, что связано с необходимостью исключения падения несгоревших фрагментов на Землю. Рассмотрен простейший способ управления траекторией спускаемых космических объектов – способ управления по углам атаки и крена. Для получения информации о текущем угловом движении объекта увода предложен датчик набегающего потока флюгарочного типа. С учетом того, что движение космических объектов происходит на сверхзвуковых скоростях, проведена оценка возможности экстраполяции области функционирования предложенного датчика набегающего потока на значительные скорости движения в условиях разреженной атмосферы. Из представленных результатов моделирования датчика видно, что принятая математическая модель позволяет исследовать режимы движения чувствительного элемента датчика пространственного угла атаки – его V-образной аэродинамической поверхности и оценивать угловое положение объекта увода на высотах 80...60 км с разреженными слоями атмосферы и космическими скоростями. Выполнена оценка возможности применения датчика потока для изменения дальности или бокового отклонения космического объекта при входе в плотные слои атмосферы Земли. С этой целью по проекциям абсолютной скорости и текущего положения на оси орбитальной системы координат в точке входа рассчитаны баллистические производные дальности падения и бокового отклонения уводимого космического объекта. Показано, что даже незначительное приращение скорости объекта в радиальном или трансверсальном направлениях может сместить его точку падения на десятки километров относительно номинального значения. Отсюда следует возможное использование датчика набегающего потока как регулятора прямого действия на начальном атмосферном участке траектории увода для корректировки точек падения по дальности и боковому направлению.

Ключевые слова: космический мусор, система увода, низкая околоземная орбита, космический аппарат, флюгарочный датчик набегающего потока, баллистические производные, точка падения.

Введение

Существенным негативным последствием освоения и использования околоземного космического пространства является его техногенное засорение объектами искусственного

происхождения, представляющими угрозу для хозяйственной, научно-исследовательской и военной деятельности. В основном, в число этих объектов входят фрагменты верхних ступеней ракет-носителей (РН), космические аппараты

(КА), отработавшие свой срок, и их осколки, образуя так называемый космический мусор. Одним из способов его удаления является увод крупногабаритных космических объектов (КО) в плотные слои атмосферы Земли, где они прекратят своё существование [1]. Для этого, в частности, могут быть использованы пассивные методы их торможения: аэродинамическое, электромагнитное, заряженными потоками частиц и т.д.

Известно, что при продолжительном торможении с незначительными тормозящими ускорениями, траектория таких объектов представляет собой ниспадающую к планете спираль, которая заканчивается граничной траекторией с эксцентриситетом, близким к нулю, т.е. окружностью. С этой окружности уводимый КО вместе с используемым средством увода осуществляет последний полувиток и, входя в плотные слои атмосферы, полностью сгорает, не представляя опасности для земной окружающей среды. Однако применение вышеназванных методов требует тщательного планирования траектории движения спускаемых космических объектов, поскольку неверное решение увеличивает риски поражения людей и объектов жизнедеятельности человека на Земле за счёт падения несгоревших в плотных слоях атмосферы остатков [2].

Целью настоящей статьи является оценка возможности корректировки траектории спуска космических объектов с низких околоземных орбит (НОО), которая заканчивалась бы в допустимой для окружающей среды области.

1. Постановка задачи

В общем случае траектория спуска КО будет включать 3 участка [3].

Первый, начальный участок, от точки увода космического объекта с орбиты до входа в плотные слои атмосферы, примерно, на высоте 100 км, где появляются аэродинамические силы, действующие на траекторию как возмущающие.

На втором (основном) участке, за счет больших тормозящих аэродинамических сил, превышающих силы гравитации, скорость падает до нескольких метров в секунду.

На третьем, заключительном участке, спуск становится равномерным вследствие баланса силы лобового сопротивления и силы тяжести.

В соответствии с установившейся классификацией режимов спуска с НОО, приведенной в [4], по характеру формирования траектории различают: баллистический спуск, спуск с постоянным аэродинамическим качеством, управляемый спуск или их комбинации.

Исходя из значительного разнообразия конструктивно-компоновочных схем верхних

ступеней РН, разгонных блоков и блоков разведения, их массово-габаритных характеристик, а также КО, предназначенных для увода, можно предположить применение различных режимов, как простейшего – баллистического, так и применения систем управления спуском, основанном на управлении по углам атаки и крена [5].

Поэтому для оснащения средств увода простыми, способными функционировать в достаточно плотных слоях атмосферы устройствами, предназначенными для изменения траектории космического объекта, целесообразно вначале оценить возможность применения датчика набегающего потока флюгарочного типа [6], с целью получения информации о текущих значениях пространственного угла атаки и аэродинамического угла крена в системе координат, связанной с плоскостью угла атаки, и использования этих параметров в системе управления спуском.

Плоскость пространственного угла атаки отслеживается с помощью указателя потока – V-образной аэродинамической поверхности, которая развязана по вращению относительно продольной оси средства увода.

2. Решение поставленной задачи

Следует отметить, что принятая математическая модель датчика набегающего потока, описанного в [6], применима в случае непрерывной сплошной среды (а не свободного молекулярного течения). При этом плотность и скорость потока таковы, что величины скоростного напора q сравнимы с теми, которые воздействуют на чувствительные элементы датчика у Земли при скоростях распространенных летательных аппаратов.

Поскольку движение космических объектов происходит на сверхзвуковых скоростях, для решения поставленной задачи была рассмотрена возможность экстраполяции области функционирования предложенного датчика на значительные скорости движения в условиях разреженной атмосферы.

Как известно из кинетической теории газов [7], важным параметром, характеризующим состояние газа с низкой плотностью, является отношение средней длины свободного пробега молекул газа к характерному размеру тела, который определяется числом Кнудсена

$$Kn = \frac{\lambda}{L} = \frac{1}{0,499} \sqrt{\frac{\gamma\pi}{8}} \frac{M}{Re} = \sqrt{\frac{\gamma\pi}{2}} \frac{M}{Re},$$

где Kn – число Кнудсена;

L – характерный размер тела;

λ – средняя длина свободного пробега молекул;

Re – число Рейнольдса;

M – число Маха;

γ – показатель адиабаты.

Число Рейнольдса определяется по формуле

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{1}{0,499} \frac{V L}{\bar{v} \lambda},$$

а число Маха как

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V}{\sqrt{\gamma R T}} = \frac{V}{\bar{v}} \frac{1}{\sqrt{\gamma \pi / 8}},$$

где ρ – плотность газа;

V – скорость потока;

μ – динамическая вязкость газа;

\bar{v} – средняя скорость молекул;

a – скорость звука;

R – газовая постоянная;

T – абсолютная температура газа.

Для двухатомных газов $\gamma = 1,4$, поэтому

$$Kn = 1,48 \frac{M}{Re}.$$

Принимается, что модель непрерывной среды применима при $Re \gg 1$, $\frac{M}{\sqrt{Re}} \ll 1$ и $Kn < 0,01$ [8].

С учетом этого была проведена оценка режима потока функционирования датчика на высоте $H = 70$ км, которая ниже принятой в баллистике за границу плотных слоев атмосферы (100...80 км). Согласно [9], на этой высоте

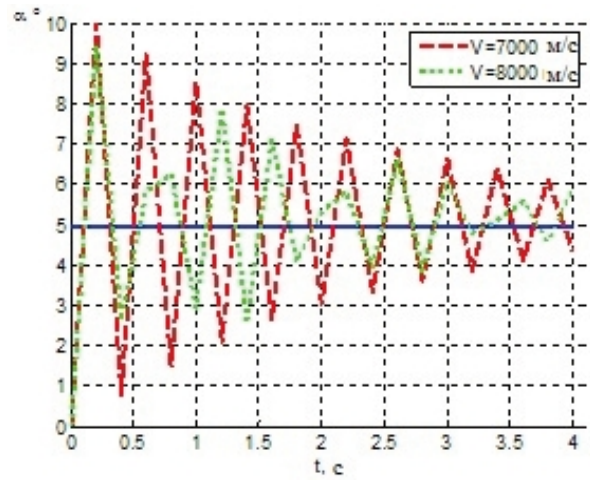
$Re = 10^5$, $M \sim 30$, т.е. $Re \gg 1$ и $Kn < 0,01$, что указывает на пригодность модели сплошной среды для анализа движения удаляемого космического объекта.

Как следует из табл.1, где приведены оценки скоростного напора $q = \frac{\rho V^2}{2}$ для высот в диапазоне 80...0 км, угловое движение чувствительных элементов датчика потока может быть описано теми же уравнениями [6], что использовались для моделирования его движения у Земли.

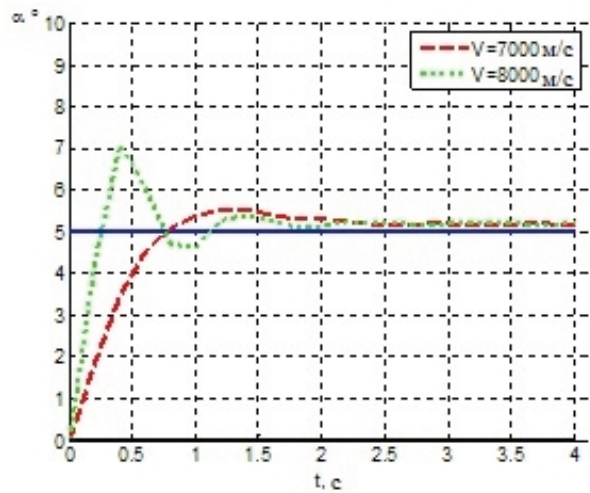
Таблица 1. Величины скоростного напора

H , км	ρ , кг/м ³	V , м/с	q , Н/м ²
80	$2,1 \cdot 10^{-5}$	8000	672
70	$8,2 \cdot 10^{-5}$	8000	2624
60	$3,0 \cdot 10^{-4}$	8000	9600
0	1,225	100	6125

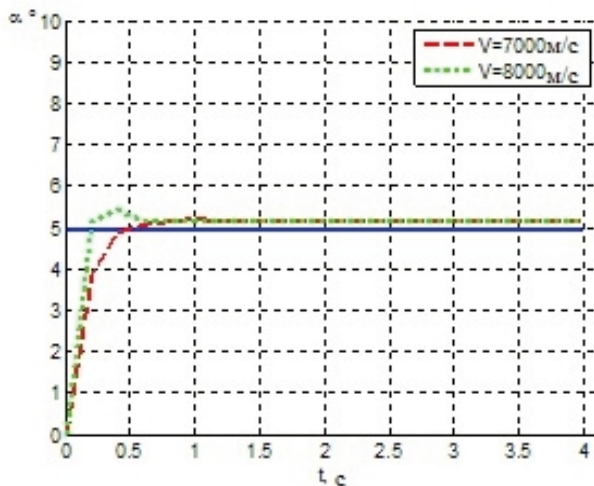
На рис.1 представлены результаты моделирования датчика потока при движении КО на разных высотах и скоростях.



а



б



в

Рис. 1. Переходные процессы чувствительного элемента датчика потока при измерении угла атаки α за время t :

а – $H = 80$ км; б – $H = 70$ км; в – $H = 60$ км

Полученные типовые графики переходных процессов изменения угла атаки КО при нулевых угловых скоростях летательного аппарата показывают, что переходные процессы при измерении угла атаки носят аперриодический характер, причем амплитуда колебаний быстро

уменьшается со временем, особенно в достаточно плотных слоях атмосферы. Анализ результатов моделирования указывает на существование балансировочных углов атаки, которые относительно малы, и должны учитываться при проектировании датчика потока.

Таким образом, математическая модель функционирования флюгарочного датчика потока позволяет исследовать режимы движения чувствительного элемента датчика пространственного угла атаки – указателя набегающего потока, выполненного в виде V-образной аэродинамической поверхности и оценивать угловое положение объекта увода на высотах 80...60 км с разреженными слоями атмосферы и космическими скоростями.

Предложенный датчик дает возможность в начале атмосферного участка траектории увода осуществить забор набегающего потока и формирование струи для создания тяги, направление которой фиксируется относительно плоскости пространственного угла атаки, а величина регулируется в зависимости от величины этого угла [10]. Это может быть достигнуто за счет перенаправления набегающего потока относительно плоскости пространственного угла атаки – плоскости подъемной силы.

Работоспособность указателя набегающего потока и его целостность ограничена высотами выше 60 км, так как ниже их, при увеличении плотности атмосферы, нагрузки на конструкцию приведут к разрушению.

Была проведена оценка возможности применения датчика для корректировки дальности или бокового отклонения космического объекта при входе в плотные слои атмосферы Земли. По проекциям абсолютной скорости V и текущего положения R на оси орбитальной системы координат в точке входа были рассчитаны баллистические производные дальности падения L и бокового отклонения B уводимого космического объекта.

Расчеты производились согласно методике, описанной в [10], для КО массой 3 т и характерной площадью 7,69 м² при входе в плотные слои атмосферы Земли на высоте 120 км с наклоном орбиты 98,1°. Долгота восходящего узла и аргумент широты составляли 0°.

В результате было получено, что азимут условной линии дальности [10] составляет 92,855°, а баллистические производные численно равны:

$$\frac{\partial L}{\partial V_{X_0}} = -412 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial L}{\partial V_{Y_0}} = -5194 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial L}{\partial V_{Z_0}} = -313 \text{ с};$$

$$\frac{\partial B}{\partial V_{X_0}} = 296 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial B}{\partial V_{Y_0}} = 2841 \cdot 10^3 \text{ с}; \quad \frac{\partial B}{\partial V_{Z_0}} = -551 \text{ с};$$

$$\frac{\partial L}{\partial R_{X_0}} = -8,387 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial L}{\partial R_{Y_0}} = -0,491 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial L}{\partial R_{Z_0}} = 0;$$

$$\frac{\partial B}{\partial R_{X_0}} = 6,050 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial B}{\partial R_{Y_0}} = 0,359 \cdot 10^3; \quad \frac{\partial B}{\partial R_{Z_0}} = 0.$$

Отсюда следует, что если необходимо обеспечить коррекцию точки падения космического объекта относительно объектов жизнедеятельности человека, то незначительное приращение скорости, даже порядка 0,1 или 0,01 м/с в радиальном или трансверсальном направлениях, при входе КО в плотные слои атмосферы Земли способно сместить точку падения на десятки километров относительно номинального значения.

Выводы

Из вышеизложенного можно сделать вывод, что, используя флюгарочный датчик набегающего потока для определения углового положения уводимого объекта относительно потока, можно решить задачу корректировки траектории увода и пространственной ориентации объектов космического мусора в плотных верхних слоях атмосферы. Это, в свою очередь, позволяет скорректировать точку падения КО по дальности и боковому направлению, а значит обеспечить безопасность людей и объектов жизнедеятельности человека на Земле.

Предметом дальнейших исследований может быть возможность внедрения концептуальной схемы флюгарочного датчика набегающего потока для решения других перспективных задач, связанных с уводом КО с низких околоземных орбит и требующих измерения параметров углового движения объектов увода.

Литература

1. Дронь Н. М. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Научный Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – № 3 (141). – С.125-130.
2. Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to earth atmosphere / Dron M., Dreus A., Golubek A. et al // 69th International Astronautical Congress, IAC-18-A6.1.5, Bremen, Germany, 01 – 05 October 2018. Paper-Nr: IAC-18, A6, IP, 39, x43286. – 7 p.
3. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении [Текст]: учебник / В. И. Левантовский. – М.: Наука, 1980. – 511 с.

4. Механика космического полета [Текст] ; под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1989. — 408 с.

5. Сихарулидзе Ю. Г. Балістика літальних апаратів [Текст] / Ю. Г. Сихарулидзе. — М.: Наука. Физматлит, 1982. — 352 с.

6. Дронь Н. М. Угловая стабилизация вращающихся летательных аппаратов [Текст]: монография / Н. М. Дронь. — Д.: Вид-во ДДУ, 1996. — 186 с.

7. Sundén B. Heat Transfer in Aerospace Applications [Text] / B. Sundén, J. Fu. — Academic Press, 2016.

8. Андриевский В. В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю [Текст] / В. В. Андриевский. — М.: Машиностроение, 1970. — 235 с.

9. Мартин Дж. Вход в атмосферу. Введение в теорию и практику [Текст] / Дж. Мартин. — М.: Мир, 1969. — 320 с.

10. Системи відводу космічних об'єктів з низьких навколосемних орбіт [Текст]: монографія / М. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, О. В. Голубек и др. — Дніпро: ЛІРА, 2019. — 218 с.

Поступила в редакцию 31.05.2019

М.М. Дронь, А.В. Пашков, О.В. Голубек, А.Ю. Дреус, Л.Г. Дубовик. Про можливість коригування траєкторій об'єктів космічного сміття, що відводяться з низьких навколосемних орбіт

Стаття присвячена актуальній проблемі забезпечення заданої точності траєкторії спуску й просторової орієнтації нефункціонуючих космічних апаратів і об'єктів техногенного походження (космічного сміття), які відводяться з низьких навколосемних орбіт у щільні шари атмосфери, що пов'язано з необхідністю виключення падіння незгорілих фрагментів на Землю. Розглянуто найпростіший спосіб керування траєкторією спускних космічних об'єктів — спосіб керування по кутах атаки й крену. Для отримання інформації про поточний рух об'єкта відводу запропонований датчик набігаючого потоку флюгарочного типу. З врахуванням того, що рух космічних об'єктів відбувається на надзвукових швидкостях, проведено оцінку можливості екстраполяції області функціонування запропонованого датчика набігаючого потоку на значні швидкості руху в умовах розрідженої атмосфери. З наведених результатів моделювання датчика витікає, що прийнята математична модель дозволяє досліджувати режими руху чутливого елемента датчика просторового кута атаки — показчика набігаючого потоку, виконаного у вигляді V- подібної аеродинамічної поверхні, й оцінювати кутове положення об'єкта відводу з розрідженими шарами атмосфери та космічними швидкостями. При цьому працездатність показчика набігаючого потоку та його цілісність обмежена висотами вище 60 км. Виконано оцінку можливості застосування датчика потоку для зміни дальності або бокового відхилення космічного об'єкта при вході в щільні шари атмосфери Землі. З цією метою за проекціями абсолютної швидкості та поточного положення на осі орбітальної системи координат в точці входу розраховані балістичні похідні дальності падіння та бокового відхилення космічного об'єкта, який відводиться. Показано, що навіть незначний приріст швидкості об'єкта в радіальному або трансверсальному напрямках може змістити його точку падіння на десятки кілометрів відносно номінального значення. Звідси витікає можливе використання датчика набігаючого потоку як регулятора прямої дії на початковій атмосферній ділянці траєкторії відводу для коригування точок падіння по дальності й боковому напрямку.

Ключові слова: космічне сміття, система відводу, низька навколосемна орбіта, космічний апарат, флюгарочний датчик набігаючого потоку, балістичні похідні, точка падіння.

M. Dron', A. Pashkov, A. Golubek, A. Dreus, L. Dubovik. About possibility of updating of trajectories for deorbiting space debris objects from low near-earth orbits

The article is devoted an actual problem of maintenance the set accuracy of descent trajectory and space orientation of nonfunctioning spacecrafts and objects of a technogenic origin (space debris) which are deorbit from low earth orbits in the dense layers of the atmosphere, that is connected with necessity of an exception to the fall of unburned fragments on the Earth. The elementary way of control by a trajectory of descent space objects — a control way on angles of attack and list is considered. For obtaining of the information on current angular motion for deorbiting object the sensor of a running flow by winging type is proposed. Taking into account that motion of space objects occurs on supersonic speeds, the estimation of an extrapolation capability of area operation the proposed sensor of a running flow on significant running speeds

in the conditions of a thin atmosphere is conducted. From the presented results of modeling the sensor it is visible that the accepted mathematical model allows to investigate modes of motion of the pickup the sensor of a solid attack angle – the index of a running flow executed in a kind V-shaped aerodynamic surface and to estimate an angular rule of the object for deorbit with rarefied atmospheric slices and space speeds. Functionability of the index of a running flow and its integrity is limited by altitudes above 60 km. The estimation of a feasibility of the flow sensor for change of range or a deflection of space object is executed at entry in the dense layers of the Earth's atmosphere. With that purpose in view on projections of absolute speed and a current position an axis of orbital coordinate system in an input point, ballistic derivative ranges of falling and a deflection of withdrawn space object are calculated for. It has been shown, that even insignificant incremental velocity of object in radial or transversal directions can displace its point of falling on tens kilometers concerning rating value. From here possible use of the sensor of a running flow as regulator of direct action on an initial atmospheric phase of trajectory of deorbit for updating of points of falling on range and a lateral direction follows.

Keywords: space debris, system for deorbiting a low near-earth orbit, the spacecraft, the sensor of a running flow, ballistic derivatives, a falling point.

References

1. Dron' N.M., Horol'skij P.G., Dubovik L.G. Puti umen'shenija tehnogen'nogo zasorenija okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva [Ways for near-earth technogeneous pollution reduction]. Naukovyi Visnyk Natsionalnoho Hirnychoho Universytetu, 2014, no 3 (141), pp.125-130.
2. Dron M., Dreus A., Golubek A., Abramovsky, Yev. Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to Earth atmosphere. 69th International Astronautical Congress, IAC-18-A6.1.5, Bremen, Germany, 01 – 05 October 2018. Paper-Nr: IAC-18, A6, IP, 39, x43286, 2018, 7 p.
3. Levantovskij V. I. Mehanika kosmicheskogo poleta v jelementarnom izlozhenii [The mechanics of space flight in an elementary presentation]. Moscow, Nauka Publ., 1980. 511 p.
4. Mehanika kosmicheskogo poleta [The mechanics of space flight]. V. P. Mishin (Ed.). Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 408 p.
5. Siharulidze Ju. G. Balistika lital'nyh aparativ [Ballistics of aircrafts]. Moscow, Nauka Publ., Fizmatlit Publ., 1982. 352 p.
6. Dron' N. M. Uglovaja stabilizacija vrahshhajushhihsja letatel'nyh apparatov [Angular stabilization of rotating aircraft]. Dnepropetrovsk, DDU Publ., 1996. 186 p.
7. Sundén B., Fu J. Heat Transfer in Aerospace Applications. Academic Press, 2016.
8. Andrievskij, V. V. Dinamika spuska kosmicheskikh apparatov na Zemlju [The dynamics of the descent of spacecraft to Earth]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970. 235 p.
9. Martin, Dzh. Vhod v atmosferu. Vvedenie v teoriju i praktiku [Entry into the atmosphere. Introduction to theory and practice]. Moscow, Mir Publ., 1969. 320 p.
10. Dron', M. M., Dubovy'k, L. G., Golubek, O. V., Dreus, A. Yu., Yemecz', V. V., Pashkov, A. V. Sy'stemy' vidvodu kosmichny'x ob'yektiv z ny'z'ky'x navkolozemny'x orbit [Systems for deorbit space objects from low Earth orbits]. Dnipro, LIRA Publ., 2019. 218 p.