

УДК 629.784.076.6

doi: 10.32620/aktt.2020.4.07

Н. М. ДРОНЬ, К. В. КОРОСТЮК, А. В. ГОЛУБЕК, Л. Г. ДУБОВИК, А. В. КУЛИК

Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, Украина

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ СУБОРБИТАЛЬНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ СРЕДСТВ УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Статья посвящена актуальной проблеме очистки низких околоземных орбит от космических объектов техногенного происхождения. Рассмотрены существующие варианты борьбы с космическим мусором, в частности, удаление техногенных объектов с помощью специальных средств увода, доставляемых на целевую орбиту ракетами-носителями, что особенно актуально для крупногабаритного космического мусора. Исходя из того, что выведение таких средств увода орбитальными ракетами-носителями требует больших финансовых затрат, для повышения эффективности доставки средств увода на низкую околоземную орбиту предложены широко известные суборбитальные ракеты-носители: MAXUS, TEXUS(VSB-30), REXUS (Improved Orion), SS-520, MH-300, Black Brant 12A и проведена оценка возможности их применения. Рассмотрены использование суборбитальных ракет-носителей для выведения средств увода на высоты сосредоточения космического мусора на низкой околоземной орбите по траектории, близкой к вертикальной, с последующими операциями перехвата требуемых космических объектов, а также модернизация ракет-носителей путем добавления дополнительной ступени. Результаты расчетов траектории выведения средства увода массой 150 кг в слой космического мусора высотой 600...1200 км показали, что суборбитальные ракеты-носители MAXUS, SS-520, Black Brant 12A позволяют осуществить доставку средства увода на высоты от 770 км до 1200 км и обеспечить время его нахождения в слое космического мусора 420...850 с. Наиболее перспективной суборбитальной ракетой является MAXUS. Она обладает более высокой энергетикой и возможностью установки дополнительной ступени путём снижения массы полезного груза с малыми потерями энергии первой ступени. Показано, что данная конфигурация ракеты с удельным импульсом тяги двигателя в вакууме 300 с и тягой двигателя в пустоте 16 кН способна вывести на эллиптическую орбиту с высотой апогея 600 км и высотой перигея 130 км с углом наклона 5,5 град. полезный груз массой 55 кг. Для замыкания орбиты в апогее на высоте 600 км верхняя ступень должна обеспечить донатор скорости, равный 133 м/с. Наведены массовые характеристики второй ступени.

Ключевые слова: космический мусор; средство увода; суборбитальная ракета-носитель; низкая околоземная орбита.

Введение

Одним из результатов космической деятельности человека явилось накопление в околоземном пространстве осколков и мелких частиц искусственного происхождения – космического мусора (КМ). Яркий тому пример – столкновение искусственных спутников «Космос-2251» и «Iridium 33» 10 февраля 2009 г. на высоте 788 км, в результате чего образовалось более 600 обломков КМ различных размеров. По оценкам экспертов NASA, на февраль 2020 года в космическом пространстве находилось миллионы ненаблюдаемого КМ и более 20000 наблюдаемых крупных объектов искусственного происхождения, из которых около 5000 – функционирующие и выведенные из строя космические аппараты (КА), остальные – ступени ракет, разгонные блоки и крупные обломки космической техники [1]. Дальнейшее накопление техногенных объектов на околоземных орбитах очень опасно тем, что после дости-

жения некоторого критического уровня может начаться лавинообразный рост их числа вследствие фрагментации при взаимных столкновениях, что делает деятельность в космосе практически невозможной. В связи с этим предлагаются различные концепции непосредственного удаления КМ с околоземных орбит. Все они имеют как преимущества друг над другом, так и недостатки. Поэтому проблема космического мусора является актуальной и требует новых подходов для ее решения.

1. Постановка задачи

Для удаления объектов существующего космического мусора предлагаются следующие технические решения:

- использование реактивных двигательных установок [2];
- применение парусных устройств (аэродинамические парусные устройства, устройства, исполь-

зующие силу давления солнечного света) [3, 4];

- дистанционное торможение объекта с использованием направленного ионного и лазерного излучения, а также создания искусственной атмосферы [5];

- применение электродинамических космических тросовых систем [6];

- использование специальных космических аппаратов, оснащенных системой сбора космического мусора [7];

- применение комбинированных методов увода космических объектов [8].

В настоящее время верхние ступени ракет-носителей (РН) и спутники проектируются таким образом, чтобы они могли обеспечить увод с целевых орбит в конце своего активного существования. Для этого, в основном, используются реактивные двигательные установки. Однако они не решают проблемы уже существующих крупногабаритных объектов КМ. Следовательно, для их удаления необходимо выводить специальные системы увода, реализующие один из перечисленных выше методов или их комбинацию. При этом предполагается, что они могут быть выведены на целевую орбиту орбитальной ракетой-носителем одним из следующих способов:

- выведение с помощью РН на промежуточную орбиту с последующим довыведением на требуемую орбиту посредством разгонного блока или собственной двигательной установки;

- непосредственное выведение на требуемую орбиту двигателем верхней ступени РН.

Проведенные исследования по оценке энергетических возможностей существующих РН показали, что они могут быть использованы для выведения средств увода в широком массовом диапазоне.

Однако известно, что только запуск каждой из рассматриваемых РН составляет миллионы долларов, не считая затрат на создание и поддержание наземной инфраструктуры, при полном отсутствии прибыли, что говорит о больших финансовых затратах. Поэтому стремление повысить эффективность доставки систем увода на требуемую орбиту ставит новые задачи.

Целью данной статьи является оценка возможности применения суборбитальных ракет-носителей (СРН) для выведения средств увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит (НОО).

Суборбитальные ракеты-носители предлагается задействовать двумя путями:

- использование СРН для выведения средства увода на высоты сосредоточения космического мусора (600...1200 км) по траектории, близкой к вер-

тикальной, с осуществлением последующего перехвата КМ;

- модернизация существующих СРН путем добавления дополнительной ступени для выведения средств увода КМ.

2. Результаты исследований

В табл. 1 приведены основные характеристики некоторых известных СРН [9-11].

Для реализации первого пути были рассмотрены суборбитальные ракеты-носители, MAXUS, TEXUS, SS-520, Black Brant 12A. Для каждой РН был проведен расчет траектории выведения полезного груза в слой космического мусора высотой 600...1200 км, предполагая в качестве ПГ средство увода массой 150 кг. Результаты расчетов приведены в табл. 2.

Как видно из таблицы, СРН MAXUS, SS-520, Black Brant 12A позволяют осуществить доставку средства увода заданной массы на высоты от 770 км до 1200 км и обеспечить время его нахождения в слое КМ 420...850 с. Применение РН TEXUS в этом случае нецелесообразно.

Существенным недостатком выведения по вертикальной траектории является то, что перехват КМ средством увода осуществляется при скорости, до первой космической.

Следовательно, использование данной схемы возможно для выведения средства увода, построенного на базе аэродинамического парусного, электродинамического или магнитодинамического устройств. В этом случае верхняя ступень СРН должна оснащаться головкой самонаведения, совместно со средством доставки и закрепления устройства увода к целевому объекту космического мусора. Т.е., после сближения на заданное минимальное расстояние с объектом КМ, средство увода будет отстреливаться от СРН и закрепляться на объекте, после чего разворачиваться и обеспечивать увод в плотные слои атмосферы в заданные сроки.

Рассмотрим второй путь использования СРН. Для выведения средства увода на низкую околоземную орбиту необходимо обеспечить набор скорости, равный первой космической.

При этом потери скорости могут составлять 18...25 % в зависимости от класса СРН, набора скорости и программы полета. То есть, потребная скорость может варьироваться в пределах от 9,334 км/с до 9,888 км/с.

Следовательно, наиболее перспективной СРН, которая позволяет обеспечить набор данной скорости, является MAXUS.

Таблица 1

Основные характеристики СРН

Параметры	MAXUS	TEXUS (VSB-30)	REXUS (Improved Orion)	SS-520	MH-300	Black Brant 12A
Количество ступеней	1	2	1	2	1	4
Максимальный диаметр, м	1	0,57	0,36	0,52	0,45	0,76
Длина, м	16,20	13,00	5,60	9,65	8,00	17,00
Стартовая масса, кг	12300	2570	515	2740	1564	5300
Масса топлива, кг	10042	616 ^I 859 ^{II}	290	1587 ^I 325 ^{II}	1040	1000 ^I 761 ^{II} 1017 315 ^{IV}
Сухая масса, кг	1458	284 ^I 341 ^{II}	125	513 ^I 175 ^{II}	374	500 ^I 602 ^{II} 254 ^{III} 92 ^{IV}
Удельный импульс тяги в вакууме, м/с	275	250 ^I 280 ^{II}	250	285 ^{I-II}	248	268 ^{I-III} 273 ^{IV}
Масса полезной нагрузки (ПГ), кг	800	400	85	140	150	136 (521)
Высотность, км	705	260	88	800	300	1500 (500)
Удлинение	16,20	22,80	10,18	18,56	17,78	22,37
Характеристическая скорость, м/с	4549	672 ^I	2030	2420 ^I	2660	550 ^I
	-	1983 ^{II}	-	1980 ^{II}	-	587 ^{II}
	-	-	-	-	-	1420 ^{III}
	-	-	-	-	-	843 ^{IV}
	4559*	2655*	2030*	4400*	2660*	3400*
^I – значение для первой ступени ^{II} – значение для второй ступени ^{III} – значение для третьей ступени ^{IV} – значение для четвертой ступени * – значение для суммарной характеристической скорости						

Таблица 2

Время нахождения средства увода
в заданном слое КМ

Параметры	MAXUS	TEXUS (VSB-30)	SS-520	Black Brant 12A
Максимальная высота подъема, км	1125	440	770	1200
Время, с	762	-	420	850

Таблица 3

Массовые характеристики второй ступени
РН MAXUS

Параметры	Значения
Стартовая масса с учетом полезного груза, кг	1000
Масса топлива, кг	845
Сухая масса ступени, кг	100
Масса полезного груза, кг	55

В связи с тем, что первая и вторая ступени являются твердотопливными и время работы двигателя невелико, формируется эллиптическая орбита с апогеем на целевой орбите. Модернизируя РН путем добавления второй ступени и проведя баллистическое проектирование, были получены массовые характеристики СРН, представленные в табл. 3.

Данная конфигурация СРН с удельным импульсом тяги двигателя в вакууме 300 с и тягой двигателя в пустоте 16 кН способна вывести на эллиптическую орбиту с высотой апогея 600 км и высотой перигея 130 км с углом наклона 5,5 град. полезный груз массой 55 кг. Для замыкания орбиты в апогее на высоте 600 км верхняя ступень в соответствии с соотношениями для гомановского орбитального перелёта должна обеспечить донабор скорости, равный 133 м/с.

Предлагаемая схема выведения через эллиптическую орбиту с низким перигеем высотой 130 км позволяет второй ступени сойти с орбиты в плотные

слои атмосферы за несколько витков, тем самым не создавая космического мусора на опорных орбитах.

Для сравнения в табл. 4-5 предоставлены данные по времени существования космического аппарата на эллиптических и круговых орбитах соответственно [11].

Таблица 4

Время существования КА массой 100 кг на эллиптической орбите, сутки

Высота перигея, км	Высота апогея, км				
	500	700	1000	1300	1600
200	9	18	37	58	82
230	25	52	102	165	237
260	53	116	238	370	535
300	114	260	545	890	1280
400	410	1120	2630	4450	6600

Таблица 5

Время существования КА массой 100 кг на круговой орбите

Высота круговой орбиты, км	200	250	300	350	400	500
Время существования, сутки	0,4	4	20	65	160	1010

На круговой орбите 600 км КА совершает стыковку с крупным КМ и делает тормозящий импульс на эллиптическую орбиту.

Анализируя данные табл. 5, видно, что достаточно увести крупный КМ с круговой орбиты 600 км на эллиптическую орбиту с перигеем 300 км, для того что бы за полгода данный КМ сошел с орбиты и сгорел в плотных слоях атмосферы.

Величина тормозящего импульса определяется аналогично расчету импульса для замыкания орбиты и составляет 84 м/с.

Заключение

Таким образом, в настоящее время для выведения средств увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит суборбитальные ракеты-носители могут быть использованы как при запуске по суборбитальной траектории, близкой к вертикальной, с последующим перехватом КМ, так и по траектории на замкнутую низкую орбиту при условии установки на ракету дополнительной второй ступени. При этом использование такого класса РН обладает стоимостным выигрышем, как в обеспечении единичного запуска, так и в организации наземной пусковой инфраструктуры.

Литература

1. *Orbital Debris Quarterly News* [Text]. – NASA, 2020. – Vol. 24, № 1. – P. 4.

2. *Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion* [Text] / L. Deluca., M. Lavagna, F. Maggi et al // *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems*. – 2014. – № 93 (1/2). – P. 51-58.

3. Алпатов, А. П. *Аэродинамические системы увода космических объектов* [Текст] / А. П. Алпатов, А. С. Палий, А. Д. Скорик // *Техническая механика*. – 2015. – № 4. – С. 126-138.

4. *TugSat: Removing SpaceDebris from Geostationary Orbits Using Solar Sails* [Text] // P. Kelly, R. Bevilacqua, L. Mazal et al // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2018. – № 55 (2). – P. 437-450.

5. Khoroshylov, S. *Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations* [Text] / S. Khoroshylov // *Acta Astronautica*. – 2019. – № 164. – P. 254-261.

DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.08.016.

6. Bruno, C. L. *EDOARD: An electrodynamic tether device for efficient spacecraft de-orbiting* [Text] / C. L. Bruno // *Proceeds Third European Conference on Space Debris, European Space Operation Center (ESOC), Darmstadt, Germany, March 2001*. – Darmstadt, 2001. – P. 707-712.

7. *System, apparatus, and method for active debris removal* [Text] : Pat. 20130306799 US : G06F17/00, B64G1/10, B64G1/62, G05D1/00 / Griffith A. D., Kohli R., Burns S. H., Damico S. J., Gruber D. J., Hickey C. J., Lee D. E., Robinson T. M., Smith J. T., Spehar P. T., Adlis D. S., Kent B. M; *The Aerospace Corporation, National Aeronautics and Space Administration* ; appl. 12.10.2012; publ. 17.04.2014.

8. *Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-Earth orbits* [Text] / M. Dron, A. Golubek, L. Dubovik, A. Dreus et al // *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. – 2019. – № 2/5 (98). – P. 49-54. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.161778.

9. *NASA Sounding Rockets User Handbook* [Text]. – NASA Goddard Space Flight Center, USA, July 2015. – 181 p.

10. *MASER User Manual* [Text]. – Swedish Space Corporation, Sweden, February 1992. – 32 p.

11. *The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018* [Text]. – Federal Aviation Administration, January 2018. – 255 p.

References

1. *Orbital Debris Quarterly News*. NASA, 2020, Vol. 24, no. 1, p. 4.

2. Deluca, L., Lavagna, M., Maggi, F., Tadini, P., Pardini C. et. al. *Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion*. *The Journal of Aerospace*

Science, Technology and Systems, 2014, no. 93 (1/2), pp. 51-58.

3. Alpatov, A. P., Palij, A. S., Scorik, A. D. Aerodinamicheskie sistemy uvoda kosmicheskikh obektov [Aerodynamic systems for the removal of space objects]. *Tekhnicheskaya mehanika – Technical mechanics*, 2015, no. 4, pp.126-138.

4. Kelly, P., Bevilacqua, R., Mazal, L., Erwin, R. TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, no. 55 (2), pp. 437-450.

5. Khoroshylov, S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronautica*, 2019, no. 164, pp. 254-261. DOI: 10.1016/j.actaastro.2019.08.016.

6. Bruno, C. L. EDOARD: An electrodynamic tether device for efficient spacecraft de-orbiting. *Proceeds Third European Conference on Space Debris*, European Space Operation Center (ESOC), Darmstadt, Germany, 2001, pp. 707-712.

7. Griffith, A. D., Kohli, R., Burns, S. H., Damico, S. J., Gruber, D. J., Hickey, C. J., Lee, D. E., Robinson, T. M., Smith, J. T., Spehar, P. T., Adlis, D. S., Kent, B. M. *System, apparatus, and method for active debris removal*. Patent US, no. 20130306799, 2014.

8. Dron', M., Golubek, A., Dubovik, L., Dreus, A., Heti, K. Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-Earth orbits. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2019, no. 2/5 (98), pp. 49-54. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.161778.

9. NASA Sounding Rockets User Handbook, NASA Goddard Space Flight Center, 2015, July. 181 p.

10. MASER User Manual, Edition. *Swedish Space Corporation*, 1992, February. 32 p.

11. The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2018. *Federal Aviation Administration*, 2018, January. 255 p.

Поступила в редакцію 14.06.2020, рассмотрена на редколлегии 15.08.2020

ОЦІНКА МОЖЛИВОСТЕЙ ЗАСТОСУВАННЯ СУБОРБІТАЛЬНИХ РАКЕТ-НОСПІВ ДЛЯ ВИВЕДЕННЯ ЗАСОБІВ ВІДВОДУ ОБ'ЄКТІВ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

М. М. Дронь, К. В. Коростюк, О. В. Голубек, Л. Г. Дубовик, О. В. Кулік

Стаття присвячена актуальній проблемі очищення низьких навіколоземних орбіт від об'єктів космічного сміття техногенного походження. Розглянуто існуючі варіанти боротьби з космічним сміттям, зокрема, видалення техногенних об'єктів за допомогою спеціальних засобів відводу, які доставляються на цільову орбіту ракетами-носіями, що є особливо актуальним для великогабаритного космічного сміття. Виходячи з того, що виведення таких засобів відводу орбітальними ракетами-носіями потребує великих фінансових витрат, для підвищення ефективності доставки засобів відводу на низьку навіколоземну орбіту запропоновані широко відомі суборбітальні ракети-носії: MAXUS, TEXUS(VSB-30), REXUS (Improved Orion), SS-520, MH-300, Black Brant 12A і проведена оцінка можливості їх застосування. Розглянуто використання суборбітальних ракет-носіїв для виведення засобів відводу на висоти зосередження космічного сміття на низькій навіколоземній орбіті по траєкторії, близької до вертикальної, з наступними операціями перехоплення необхідних космічних об'єктів, а також модернізація ракет-носіїв шляхом додавання додаткового ступеня. Результати розрахунків траєкторії виведення засобу відводу масою 150 кг у шар космічного сміття висотою 600...1200 км показали, що суборбітальні ракети-носії MAXUS, SS-520, Black Brant 12A дозволяють здійснити доставку засобу відводу на висоти від 770 км до 1200 км і забезпечити час його знаходження в шарі космічного сміття 420...850 с. Найбільш перспективною суборбітальною ракетою є MAXUS. Вона має високу енергетику та забезпечує можливість установки додаткового ступеня шляхом зниження маси корисного вантажу з малими втратами енергетики першого ступеня. Показано, що така конфігурація ракети з питомим імпульсом тяги двигуна у вакуумі 300 с і тягою двигуна у порожнечі 16 кН здатна вивести на еліптичну орбіту з висотою апогею 600 км і висотою перигею 130 км з кутом нахилу 5,5 град. корисний вантаж масою 55 кг. Для замикання орбіти в апогеї на висоті 600 км верхній ступінь повинен забезпечити донабір швидкості, що дорівнює 133 м/с. Наведено масові характеристики другого ступеня.

Ключові слова: космічне сміття; засіб відводу; суборбітальна ракета-носіє; низька навіколоземна орбіта.

ESTIMATION OF FEASIBILITIES SUB-ORBITAL LAUNCH VEHICLES FOR THE ASCENT THE MEANS FOR DEORBITING THE OBJECTS OF SPACE DEBRIS FROM LOW EARTH ORBITS

M. Dron', K. Korostyuk, A. Golubek, L. Dubovik, A. Kulik

The article is devoted to an actual problem of clearing of low earth orbits from space objects of a technogenic origin. Existing versions of struggle against space debris, in particular, removal of technogenic objects with help of the special means for deorbiting delivered into a target orbit by launch vehicles that are especially actual for bulky

space debris are considered. Recognizing that the ascent of such means for deorbiting by orbital launch vehicles demands large financial expenses, for an increase of efficiency of delivery the means for deorbiting on a low earth orbit widely known sub-orbital launch vehicles are offered: MAXUS, TEXUS (VSB-30), REXUS (Improved Orion), SS-520, MH-300, Black Brant 12A and the estimation of a capability of their application also is conducted. Are considered the use of sub-orbital launch vehicles for the ascent the means for deorbiting on altitudes of a concentration of space debris on a low earth orbit on a trajectory, close to vertical, with the subsequent operations of interception of demanded space objects, and also modernization of launch vehicles by addition of an additional stage. Results of calculations of an injection trajectory of the means for deorbiting in weight in a layer of space debris in altitude 600 ... 1200 km showed of 150 kg that sub-orbital launch vehicles MAXUS, SS-520, Black Brant 12A allow executing delivery the means for deorbiting to altitudes from 770 km to 1200 km and to supply time of its presence in a layer of space debris 420 ... 850 s. The most perspective sub-orbital rocket is MAXUS. It possesses higher power and a capability of installation of an additional stage by a decrease in weight of a payload with small losses the power of the first stage. It is shown that the given configuration of the rocket with engine thrust specific impulse in vacuum 300 s and engine thrust in vacuum 16 kN is capable to inject into an elliptical orbit with an altitude of apogee 600 km and altitude of a perigee 130 km with a corner of an inclination 5,5 degrees payload in weight of 55 kg. For orbit short circuit in apogee at the altitude, the upper stage should supply 600 km increase the speeds, equal 133 m/s. Mass characteristics of the second stage are induced.

Keywords: space debris; means for deorbiting; sub-orbital orbital launch vehicles; a low near-earth orbit.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, проф. каф. проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепровского национального университета имени Олеса Гончара, Днепр, Украина.

Коростюк Кирилл Валерьевич – асп. каф. проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепровского национального университета имени Олеса Гончара, Днепр, Украина.

Голубек Александр Вячеславович – канд. техн. наук, доц. каф. систем автоматического управления Днепровского национального университета имени Олеса Гончара, Днепр, Украина.

Дубовик Людмила Григорьевна – ст. науч. сотр. НИИ энергетики Днепровского национального университета имени Олеса Гончара, Днепр, Украина.

Кулик Алексей Владимирович – канд. техн. наук, доц., генеральный директор Национального центра аэрокосмического образования молодежи им. А. М. Макарова, Днепр, Украина.

Nicolay Dron' – Doctor of Technical Science, Professor of Dept. of Design and Construction of Aircraft, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua, ORCID Author ID: 0000-0001-9275-4296, Scopus Author ID: 56257921400, https://www.researchgate.net/profile/Mykola_Dron, https://scholar.google.com.ua/citations?view_op=list_works&hl=ru&user=qffAL3wAAAAJ.

Kiril Korostyuk – PhD student of Dept. of Design and Construction of Aircraft, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: keryhak@gmail.com.

Alexandr Golubek – Candidate of Technical Science, Assoc. Professor of Dept. of Automated Control Systems, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: juffin@i.ua, ORCID Author ID: 0000-0002-7764-6278.

Lyudmila Dubovik – Senior Scientific Employee of Power Research Institute, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: dubovik066@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0003-1178-9281, Scopus Author ID: 55846483900, Researcher ID: V-8017-2017.

Aleksey Kulik – Candidate of Technical Science, Assoc. Professor, General Director of the National Aerospace Education Center of Youth, Dnipro, Ukraine, e-mail: alex.kulyk@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0002-2913-4462.