

<https://doi.org/10.15407/knit2019.06.061>

УДК 5622.236.03

Н. М. Дронь, А. В. Голубек, А. Ю. Дреус, Л. Г. Дубовик

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Днепро, Украина

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМБИНИРОВАННОГО МЕТОДА ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА ОТ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Работа посвящена проблеме космического мусора, который представляет серьезную угрозу деятельности человека в околоземном космическом пространстве. Выполнен краткий обзор известных технических средств и технологий для удаления космического мусора с низких околоземных орбит. На сегодняшний день основными путями борьбы с техногенным загрязнением околоземного пространства является использование активных и пассивных методов увода космического мусора. Активные методы позволяют обеспечить увод объектов мусора в гарантированные сроки, однако требуют значительных энергетических затрат. Пассивные методы являются более экономичными, но процесс более продолжителен и может не удовлетворять требованиям международной конвенции по уменьшению космического мусора. В работе рассмотрен новый комбинированный подход к уводу крупногабаритного космического мусора в плотные слои атмосферы Земли, где он прекратит своё существование. Данный метод предполагает совместное использование активного средства — реактивной двигательной установки — и пассивного средства — аэродинамического парусного устройства. Представлена концепция использования комбинированного метода для очистки околоземного пространства, определена область эффективного его использования. Данная область составляет высоты от 700 до 2500 км в зависимости от баллистического коэффициента. В качестве критерия эффективности предложено рассматривать относительное отклонение массы компонентов топлива, необходимых для обеспечения увода. Показана целесообразность и перспективность применения комбинированного метода увода. Результаты работы представляют практический интерес для технико-экономического обоснования и разработки мероприятий по использованию комбинированного метода очистки низких околоземных орбит от элементов крупногабаритного космического мусора.

Ключевые слова: загрязнение околоземного пространства, космический мусор, комбинированный метод очистки.

ВВЕДЕНИЕ

Находящийся на околоземной орбите космический мусор (КМ) уже представляет угрозу как для окружающей среды, так и для жизнедеятельности человека во время орбитальных полетов. Анализ современного экологического состояния околоземного космического пространства и основных факторов его загрязнения выполнены в работе [3].

Согласно приведенным данным 85 % массы КМ составляют крупные части орбитальных ступеней ракет-носителей (РН), с помощью которых искусственные спутники Земли выводились на орбиту, а также сами космические аппараты, прекратившие свое функционирование. Еще 12 % — это элементы и конструкции, отделившиеся в процессе запуска космических аппаратов и их эксплуатации. Все остальное (приблизительно 3 %) — маленькие фрагменты и осколки, которые возникли в результате столкновений, разруше-

© Н. М. ДРОНЬ, А. В. ГОЛУБЕК, А. Ю. ДРЕУС, Л. Г. ДУБОВИК, 2019

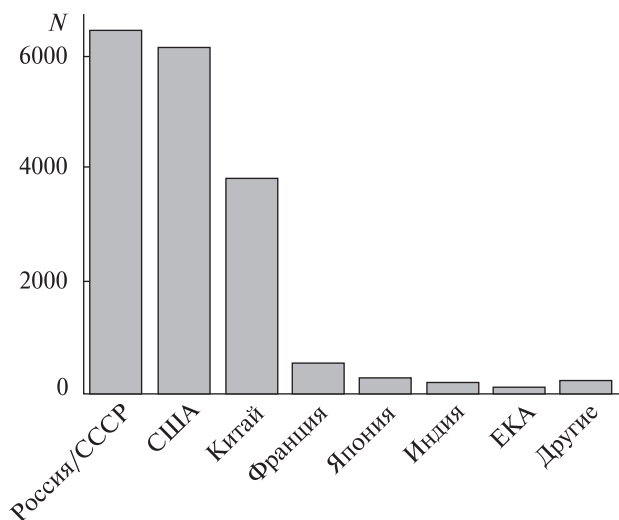


Рис. 1. Распределение космического мусора по странам (организациям)-владельцам

ний и взрывов РН и космических аппаратов. Во многих случаях крупногабаритные объекты, в частности отработанные ступени РН могут содержать остатки токсичного ракетного топлива и являются взрывоопасными. Все эти объекты представляют собой опасность не только для околоземного космического пространства, но и создают угрозу загрязнения поверхности Земли при падении объектов после выполнения миссии [7, 22]. Это обуславливает острую необходимость решения ведущими космическими державами проблемы космического мусора [18, 23].

В то же время эффективная борьба с КМ представляет собой сложную техническую проблему, требующую разработки сложных инженерных решений. В настоящей работе выполнены анализ известных технических средств и технологий для удаления КМ с низких околоземных орбит, и обоснование комбинированного метода для удаления КМ.

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА

Департамент проблем космического мусора Европейского космического агентства постоянно контролирует более 20000 объектов. На рис. 1 показано распределение количества крупногабаритных космических объектов образовавшихся на орбите Земли вследствие активности различных стран [3].

Являясь космическим государством, Украина также разрабатывает технические средства и методы для борьбы с КМ.

В связи с актуальностью проблемы КМ в последние годы активно проводятся исследования и разрабатываются технологии по снижению засоренности околоземного космического пространства и обеспечения безопасности космической деятельности. Важной задачей является прогнозирование орбитального движения КМ [16]. В работах [20, 21] выполнен обширный обзор и анализ современных методов очистки космического пространства от техногенного загрязнения и связанных с ним проблем. Обобщая данные этих исследований, следует выделить два направления борьбы с КМ на околоземных орбитах:

- предотвращение засорения околоземного космического пространства новым КМ;
- удаление с околоземных орбит фрагментов уже существующих объектов КМ.

Для низких околоземных орбит наиболее используемым методом очистки является увод объектов КМ в плотные слои атмосферы Земли, где они прекратят своё существование. Увод с орбит высотой более 2 тыс. км осуществляется путем перевода на орбиты захоронения или, по возможности, — на незамкнутые околоземные орбиты.

Выделим следующие методы и средства увода.

1. Активный увод, выполненный с использованием реактивной двигательной установки (РДУ). Позволяет реализовать гарантированный увод в течение заданного временного интервала, как в плотные слои атмосферы Земли, так и на более высокие орбиты, включая дальний космос. Его недостатком являются большие энергетические затраты, связанные с необходимостью наличия компонентов топлива к РДУ на борту. Но, несмотря на свои недостатки, активный увод является одним из наиболее распространенных методов очистки целевых орбит.

Рассматриваются варианты реализации на базе:

- орбитальных ступеней РН с маршевой, на базе двигателей малой тяги или электрореактивной двигательной установкой [13];
- двигательной установки, располагаемой на космическом аппарате [11];

- мусоросборщиков, выводимых на орбиту [17, 10].

2. Использование парусных устройств, обеспечивающих увод за счёт воздействия сил аэродинамического сопротивления атмосферы Земли и/или давления солнечного света. Аэродинамическое парусное устройство является одним из наиболее простых в реализации и может выполняться в виде шара, цилиндра, тора, пирамиды и пр. [9]. Также широко распространены солнечные парусные устройства [14].

Достоинствами этих средств является их простота и сравнительно невысокая стоимость. Недостатки заключаются в сложности применения длительности процесса увода КМ, которая может достигать десятков лет, и ограниченности области использования.

3. Использование электродинамической тросовой системы [17]. В этом случае электродинамический трос пристыковывается к фрагменту КМ. В результате взаимодействия тока, протекающего по тросу, с магнитным полем Земли фрагмент теряет скорость и сходит с орбиты. Недостатком системы является сложность сохранения конфигурации системы в полете.

4. Использование магнитодинамической системы [8]. Данный метод основан на взаимодействии установленного на объекте магнита с атмосферной плазмой для создания силы торможения, обеспечивающей постепенное сгорание в плотных слоях атмосферы Земли.

5. Дистанционное торможение объекта. В настоящее время рассматриваются следующие варианты реализации: создание искусственной атмосферы на пути движения целевого объекта путём распыления химических реагентов с дальнейшим их сжиганием, воздействие на целевой объект ионным излучением и др. [5, 15, 19]. Достоинством данного метода является отсутствие механического контакта между средством увода и КМ, который мог бы привести к разрушению последнего. Недостатки — сложность и высокая стоимость реализации, связанные с энергетическими затратами на хранение химических реагентов на борту, а также двигательной установки и компонентов топлива к ней для постоянного маневрирования на орбите.

Из проведенного анализа следует, что в настоящее время рассматриваются самые разнообразные методы увода с различной конфигурацией, но наибольшее распространение из них получили активный увод с использованием РДУ и пассивный увод, выполненный на базе парусного устройства. Остальные методы являются более затратными или менее эффективными в своей реализации. В свете сказанного может оказаться целесообразным использование различных комбинированных методов увода [4], в частности метода, основанного на одновременном использовании РДУ и аэродинамического парусного устройства [2]. Подобная комбинация позволяет частично компенсировать недостатки каждого из методов и реализовать увод объекта КМ на Землю с минимальными затратами компонентов топлива в заданные сроки. То есть, с одной стороны, она позволяет снизить затраты компонентов топлива, необходимых на увод за счёт длительного воздействия силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли на уводимый объект КМ. С другой — расширить диапазон использования пассивных парусных средств увода за счёт тех орбит, время существования на которых превышало принятые ограничения.

Исходя из отмеченного выше, можно сделать вывод, что особый интерес представляет разработка метода комбинированного увода, который позволил бы совместно использовать преимущества активных и пассивных методов. Задачей настоящего исследования является оценка области применения комбинированного метода, а также его сравнение с активным методом — на базе РДУ и пассивным методом — на базе аэродинамического парусного устройства.

КОМБИНИРОВАННЫЙ МЕТОД ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТРАНСТВА ОТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Наибольшим потенциальным источником дальнейшего увеличения количества объектов КМ есть крупногабаритные космические объекты (космические аппараты и ступени РН), разрушение которых в силу разнообразных причин способно привести к образованию тысяч плохо иден-

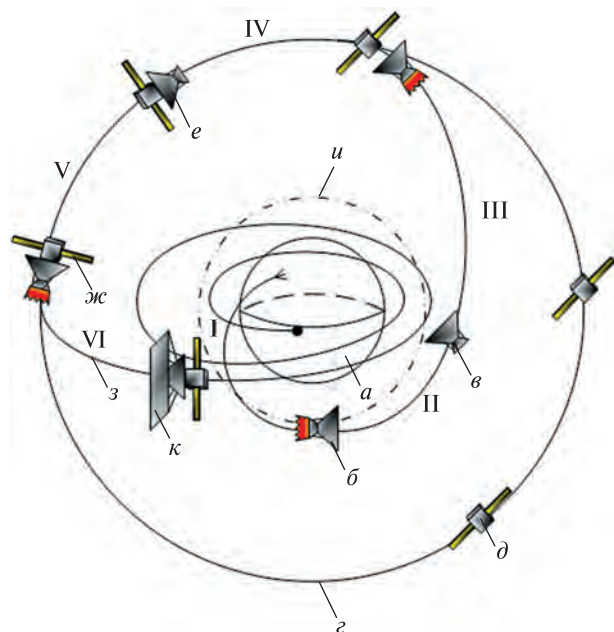


Рис. 2. Схема комбинированного увода крупногабаритных космических объектов с использованием мусоросборщика: *a* — Земля, *б* — мусоросборщик с включённой реактивной двигательной установкой, *в* — мусоросборщик с выключенной реактивной двигательной установкой, *з* — орбита целевого объекта космического мусора, подлежащего уводу, *д* — целевой объект космического мусора, *е* — мусоросборщик с целевым объектом космического мусора и выключенной реактивной двигательной установкой, *ж* — мусоросборщик с целевым объектом космического мусора и включенной реактивной двигательной установкой, *з* — орбита увода, *и* — верхняя граница плотных слоев атмосферы Земли, *к* — мусоросборщик с целевым объектом космического мусора и развёрнутым аэродинамическим парусом

тифицируемых обломков, размером менее 10 см, движущихся со скоростями менее 11.2 км/с. Это может привести к началу синдрома Кесслера — процесса лавинообразного увеличения количества объектов КМ за счёт их столкновений между собой. Очевидно, что именно крупногабаритные объекты КМ являются целевыми объектами активного и комбинированного методов увода, поскольку требуют значительных энергетических затрат на изменение своей орбиты.

Рассмотрим схему комбинированного увода крупногабаритного объекта КМ с целевой орбиты, выполняемого на базе выводимого в околоземное космическое пространство мусоросбор-

щика (увод может также осуществляться с использованием РДУ космического аппарата или ступени ракеты-носителя). Она состоит из следующих характерных участков (рис. 2):

I — выведение мусоросборщика на околоземную орбиту;

II — пассивный полёт мусоросборщика с переориентацией в направлении на целевой объект КМ;

III — участок преследования целевого объекта КМ;

IV — участок захвата и стыковки с целевым объектом КМ;

V — участок переориентации, включение РДУ для формирования орбиты увода;

VI — раскрытие аэродинамического паруса, пассивный участок полёта до приземления или прекращения существования.

Реактивная двигательная установка обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних слоях атмосферы Земли и, по возможности, коррекцию траектории на участке входа в плотные слои атмосферы, а аэродинамический парус — постепенное снижение скорости за счёт воздействия на мусоросборщик с объектом КМ силы аэродинамического сопротивления атмосферы. Это приводит к снижению затрат компонентов топлива (зачастую высокотоксичных) и итоговому снижению массы выводимой конструкции в сравнении с чисто активным методом.

Следует отметить, что область использования комбинированного метода увода с одной стороны будет определяться верхней границей пассивного увода с использованием аэродинамического парусного устройства, а с другой — границей активного увода с использованием РДУ.

Определим верхнюю границу пассивного увода. Область применения данного метода будет в первую очередь определяться как параметрами начальной орбиты, характеристиками атмосферы с учётом суточных, сезонных и 11-летних колебаний, а также аэродинамическими и габаритно-массовыми характеристиками уводимого совместно с мусоросборщиком КМ. На практике габаритно-массовые и аэродинамические характеристики приводят к одной величине, характе-

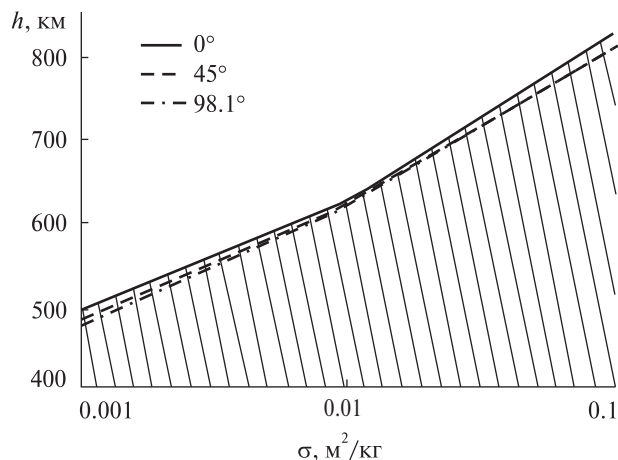


Рис. 3. Нижняя граница области комбинированного метода увода для разных значений баллистического коэффициента σ и наклона орбиты i

ризующей степень воздействия силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли на объект увода и называемой баллистическим коэффициентом

$$\sigma = \frac{C_x S_M}{2m},$$

где σ — баллистический коэффициент; C_x — усреднённый коэффициент силы аэродинамического сопротивления атмосферы; S_M — площадь миделя; m — масса.

Рассмотрим границу областей пассивного увода с использованием аэродинамического парусного устройства и комбинированного увода в течение 25 лет мусоросборщиком КМ с круговых околоземных орбит высотой до $h = 850$ км и наклоном $i = 0^\circ, 45^\circ, 98.1^\circ$. Заштрихованная область на рис. 3 соответствует уводу с использованием аэродинамического парусного устройства. Значения баллистического коэффициента от 0.001 до 0.1 $\text{м}^2/\text{кг}$ соответствуют типовым значениям для крупногабаритных объектов КМ. Данная область была получена путём решения дифференциальных уравнений движения в оскулирующих элементах орбиты мусоросборщика с КМ как материальной точки под действием силы притяжения Земли [12] (учитывались 4×4 гармоник гравитационного потенциала) и силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли (ГОСТ 25645.115-84).

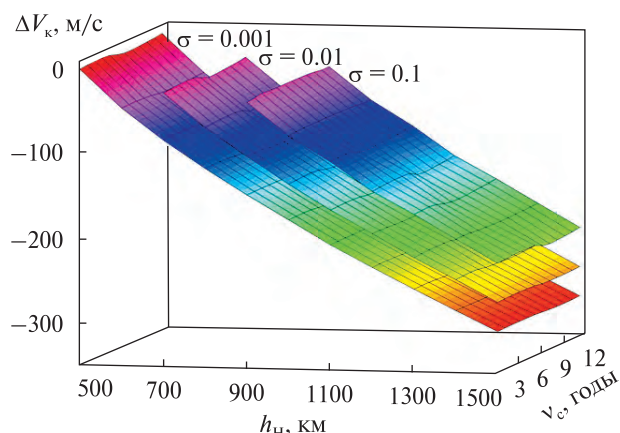


Рис. 4. Типовая зависимость импульса скорости увода от высоты начальной орбиты, фазы солнечной активности и баллистического коэффициента

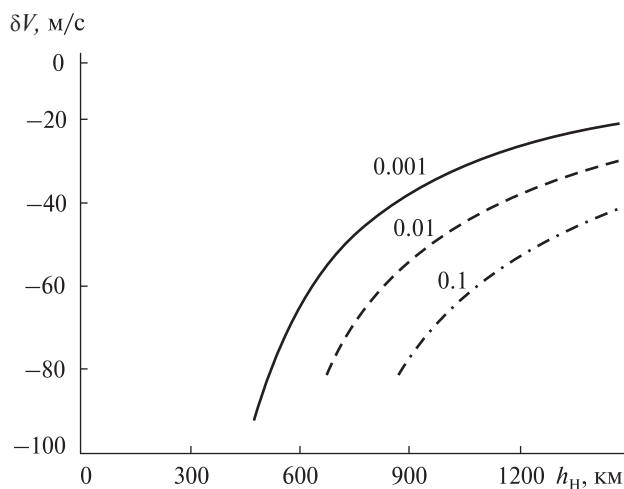


Рис. 5. Зависимость относительного отклонения импульса скорости δV от высоты h_n начальной орбиты и баллистического коэффициента σ (числа у кривых)

Из рис. 3 следует, что использование комбинированного метода позволяет существенно расширить область увода объектов КМ с применением аэродинамического парусного устройства за счёт тех орбит, где его применение неэффективно (незаштрихованная область) и связано со сроками жизни более 25 лет.

Для определения верхней границы области комбинированного увода воспользуемся приращением импульса скорости, необходимым для формирования орбиты увода чисто активным методом с использованием РДУ. Рассчитаем относительное отклонение импульса скорости,

необходимого для формирования орбиты увода комбинированным методом от чисто активного:

$$\delta V = \frac{\Delta V_K - \Delta V_A}{\Delta V_A} \cdot 100\%,$$

где δV — относительное отклонение импульса скорости; ΔV_K — импульс скорости, необходимый для формирования орбиты увода комбинированным методом; ΔV_A — потребный импульс скорости, необходимый для формирования орбиты увода активным методом.

Импульс скорости для активного метода увода определен с использованием гомановской компланарной двухимпульсной схемы перелёта для высоты перигея орбиты увода, равной нулю. Применительно к комбинированному методу было проведено исследование, по результатам которого определены величины импульса скорости, необходимые для формирования орбиты увода с временем жизни 25 лет. Результаты исследования подробно изложены в работе [2]. Типовая зависимость импульса скорости от высоты h_H начальной орбиты, фазы ν_C солнечной активности и баллистического коэффициента мусоросборщика с объектом КМ приведена на рис. 4.

Построим зависимость относительного отклонения импульса скорости от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента (рис. 5)

Как можно видеть, относительное отклонение в области околоземных орбит высотой до 1500 км, где располагается большинство крупногабаритных объектов КМ, изменяется в пределах от 20 до 95 %. С увеличением высоты целевой орбиты данная величина монотонно убывает. Прокстрополировав данные рис. 5, можно сделать вывод о том, что в районе высот орбит 2000...2500 км величина импульса скорости комбинированного метода будет соизмерима с таковой для чисто активного метода. При этом последний более простой в исполнении и имеет меньшую стоимость за счёт отсутствия парусного устройства. То есть, полученные значения высот орбит представляют собой верхнюю границу комбинированного метода увода.

Кроме того, на величину необходимого импульса скорости оказывает влияние долгопериодическое возмущение верхней атмосферы, вы-

званное колебаниями солнечной активности в пределах 11-летнего цикла. В работах [1, 2] показано, что путём соответствующего выбора времени увода в пределах 11-летнего цикла солнечной активности можно добиться экономии массы компонента топлива до 5 %.

Проблема использования комбинированного метода связана также с необходимостью использования двигателей многократного включения, решения задач встречи и стыковки средства увода с удаляемым объектом КМ, а также автофажных РН, в которых материал баков (емкостей) используется в качестве компонентов топлива. Некоторые технические решения в этом направлении представлены в [6, 24, 25].

ВЫВОДЫ

Перспективным методом борьбы с крупногабаритными объектами КМ является увод, использующий сочетание РДУ и аэродинамического парусного устройства. РДУ обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних слоях атмосферы Земли, а аэродинамический парус — постепенное снижение скорости за счёт воздействия на объект увода силы аэродинамического сопротивления атмосферы. Подобная комбинация активного и пассивного методов увода позволит частично компенсировать их недостатки и реализовать увод объекта КМ в верхние слои атмосферы Земли с минимальными энергетическими затратами в заданные сроки. Так, комбинированный увод КМ эффективен с области высот 700...900 км до 2000...2500 км в зависимости от значения баллистического коэффициента.

Ввиду того, что эффективность подобных средств увода во многом зависит от состояния верхней атмосферы, которая является функцией, изменяющейся циклично с периодом в 11 лет солнечной активности, то определение времени начала увода в зависимости от фазы солнечной активности может дать экономию массы компонентов топлива при фиксированном времени увода до 5 %.

Работа выполнена в рамках проекта «Закономірності функціонування комбінованих засобів

очищення орбіт з врахуванням динаміки навколоземного середовища» № 0117U001211 фінансованого Міністерством освіти та науки України.

ЛИТЕРАТУРА

1. Голубек А. В., Дронь Н. М., Дубовик Л. Г., Поляков Н. В. Оптимізація енергетических затрат при комбінованому виведенні об'єктів космічного мусору з низьких окологлобальних орбіт. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. 7 (151). С. 5—11.
2. Дронь М. М., Дубовик Л. Г., Голубек О. В., Дреус А. Ю. і др. *Системи відводу космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт*. Дніпро: ЛІРА, 2019.
3. Дронь Н. М., Хорольський П. Г., Дубовик Л. Г. Пути зменшення техногенного засорення окологлобального космічного простору. *Наук. Вісник Нац. гірничого ун-ту*. 2014. 3(141). С. 125—130.
4. Своробин Д. С., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Аналіз цільовості використання аеродинамічного компенсатора при безконтактному удаленні космічного мусору. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. № 6. С. 4—11.
5. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronautica*. 2018. 151. P. 543—554.
6. Bondarenko S., Dreus A., Lysenko K. The investigation of thermal and gas dynamic processes in the combustion chamber of the rocket engine using slurry fuel. *Proc. of the Inst. of Mech. Eng., Part G: J. of Aerosp. Eng.* 2018. 232(10). P. 1903—1910.
7. Byers M., Byers C. Toxic splash: Russian rocket stages dropped in Arctic waters raise health, environmental and legal concerns. *Polar Record*. 2017. 53(6). P. 580—591.
8. Chopra C., Chandra R. Small Satellite Deorbital System using Magnetic Field Controlled Plasma. *SpaceOps Conferences*, Marseille, France, 28 May — 1 June 2018.
9. Degtyarev A., Kushnarov O., Baranov E., Osinovyy G., Lysenko Y., Kaliapin M. Yuzhnoye State Design Office and Space Debris Removal. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May — 1 June 2018.
10. DeLuca L. T., Lavagna M., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Tancredi U., Francesconi A., Pavarin D., Branz F., Chiesa S., Viola N. Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion. *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems*. 2014. 93(1/2). P. 51—58.
11. Dosogne T., Beaumet G., Delmas F. SPOT 5 End-of-Life. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May — 1 June 2018.
12. 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. 2/5 (98).
13. Guerra G., Muresan A.C., Nordqvist K. G., Brissaud A., Naciri N., Luo L. Active Space Debris Removal System. *Incas Bulletin*. 2017. 9(2). P. 97—116.
 14. Kelly P.W., Bevilacqua R., Mazal L., Erwin R.S. TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. 55(2). P. 437—450.
 15. Khoroshylov S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronautica*. 2019. 164. P. 254—261.
 16. Labutkina T.V., Larin V.O., Belikov V. A »Worn-out net« model for analysis of conflicts in a multitude of orbital objects. *Proc. 69th International Conference IAC-18, A6.2*. Bremen, Germany, 1—5 October 2018.
 17. Makihara K., Takahashi R. Survivability Evaluation of Electrodynamic Tethers Considering Dynamic Fracture in Space-Debris Impact. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2015. 53(1). P. 209—216.
 18. Mejia-Kaiser M. Removal of hazardous space debris. *Space Safety Regulations and Standards*. 2010. 371—382.
 19. Scharring S., Wilken J., Eckel H. A. Laser-based removal of irregularly shaped space debris. *Optical Engineering*. 2016. 56(1). 011007.
 20. Schaub H., Jasper L. E., Anderson P. V., McKnight D. S. Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment. *Acta Astronautica*. 2015. 113. P. 66—79.
 21. Shan M., Guo J., Gil E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*. 2016. 80. P. 18—32.
 22. Trushlyakov V., Lempert D., Yuan-Jie Shu. Energetic Compositions Application for the Reduction of the Environmental Pollution Because of Space Vehicle Launches. *Eurasian Chemico-Technological Journal*. 2017. 19. P. 239—244.
 23. Weeden B. C. The Evolution of U.S. National Policy for Addressing the Threat of Space Debris. *Proc. 67th International Astronautical Congress (IAC)*. Guadalajara, Mexico, 26—30 September 2016. IAC-16-A6.8.3 (2016).
 24. Yemets V., Dron M., Yemets T., Kostrysyn O. The infinite Staging Rocket — A progress to Realization. *Proc. 66th International Conference IAC-15, D2.7.7*. Jerusalem, Israel, 12—16 October, 2015. 1—7.
 25. Yemets V., Harkness P., Dron M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. 55(4). P. 984—992.

Стаття надійшла до редакції 19.04.2019

REFERENCES

1. Golubek A. V., Dron N. M., Dubovik L. G., Poliakov N. V. (2018). Optimization of energy costs with combined

- removal of space debris objects from low near-earth orbits. *Aviation technology and technology*, 7 (151), 5–11 [in Russian].
2. Dron M. M., Dubovik L. G., Golubek O. V., Dreus A. Yu., et al. (2019). Systems of removal of space objects from low near-Earth orbits. Dnipro: LIRA [in Ukrainian].
 3. Dron N. M., Horolsky P. G., Dubovik L. G. (2014). Ways of reduction of technogenic pollution of the near-earth space. *Scientific Bulletin of National Mining University*, 3, 125–130 [in Russian].
 4. Svorobin D. S., Fokov A. A., Khoroshylov S. V. (2018). Analysis of the feasibility of using an aerodynamic compensator for contactless removal of space debris. *Aerospace engineering and technology*, 6, 4–11.
 5. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. (2018). Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronautica*, 151, 543–554.
 6. Bondarenko S., Dreus A., Lysenko K. (2018). The investigation of thermal and gas dynamic processes in the combustion chamber of the rocket engine using slurry fuel. *Proc. of the Inst. of Mech. Eng., Part G: J. of Aerosp. Eng.*, 232(10), 1903–1910.
 7. Byers M., Byers C. (2017). Toxic splash: Russian rocket stages dropped in Arctic waters raise health, environmental and legal concerns. *Polar Record*, 53(6), 580–591.
 8. Chopra C., Chandra R. (2018). Small Satellite Deorbital System using Magnetic Field Controlled Plasma. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May – 1 June 2018.
 9. Degtyarev A., Kushnarov O., Baranov E., Osinovy G., Lysenko Y., Kaliapin M. (2018). Yuzhnoye State Design Office and Space Debris Removal. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May – 1 June 2018.
 10. DeLuca L.T., Lavagna M., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Tancredi U., Francesconi A., Pavarin D., Branz F., Chiesa S., Viola N. (2014). Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion. *The Journal of Aerospace Science, Technology and Systems*, 93 (1/2), 51–58.
 11. Dosogne T., Beaumet G., Delmas F. (2018). SPOT 5 End-of-Life. *SpaceOps Conferences*. Marseille, France, 28 May – 1 June 2018.
 12. Dron' M., Golubek A., Dubovik L., Dreus A., Heti K. (2019). Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-earth orbits. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2/5 (98).
 13. Guerra G., Muresan A. C., Nordqvist K. G., Brissaud A., Naciri N., Luo L. (2017). Active Space Debris Removal System. *Incas Bulletin*, 9(2), 97–116.
 14. Kelly P. W., Bevilacqua R., Mazal L., Erwin R. S. (2018). TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(2), 437–450.
 15. Khoroshylov S. (2019). Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronautica*, 164, 254–261.
 16. Labutkina T. V., Larin V. O., Belikov V. A. (2018). “Worn-out net” model for analysis of conflicts in a multitude of orbital objects. *Proc. 69th International Conference IAC-18, A6.2*. Bremen, Germany, 1–5 October.
 17. Makihara K., Takahashi R. (2015). Survivability Evaluation of Electrodynamic Tethers Considering Dynamic Fracture in Space-Debris Impact. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 53(1), 209–216.
 18. Meja-Kaiser M. (2010). Removal of hazardous space debris. *Space Safety Regulations and Standards*, 371–382.
 19. Scharring S., Wilken J., Eckel H. A. (2016). Laser-based removal of irregularly shaped space debris. *Optical Engineering*, 56(1), 011007.
 20. Schaub H., Jasper L. E., Anderson P. V., McKnight D. S. (2015). Cost and risk assessment for spacecraft operation decisions caused by the space debris environment. *Acta Astronautica*, 113, 66–79.
 21. Shan M., Guo J., Gil E. (2016). Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 80, 18–32.
 22. Trushlyakov V., Lempert D., Yuan-Jie Shu. (2017). Energetic Compositions Application for the Reduction of the Environmental Pollution Because of Space Vehicle Launches. *Eurasian Chemico-Technological J.*, 19, 239–244.
 23. Weedena B. C. (2016). The Evolution of U.S. National Policy for Addressing the Threat of Space Debris. *Proc. 67th International Astronautical Congress (IAC)*. Guadalajara, Mexico, 26–30 September 2016. IAC-16-A6.8.3.
 24. Yemets V., Dron M., Yemets T., Kostrisyn O. (2015). The infinite Staging Rocket — A progress to Realization. *Proc. 66th International Conference IAC-15, D2.7.7*. Jerusalem, Israel, 12–16 October, 2015, 1–7.
 25. Yemets V., Harkness P., Dron M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. (2018). Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 55(4), 984–992.

Received 19.04.2019

М. М. Дронь, О. В. Голубек, А. Ю. Дреус, Л. Г. Дубовик

Дніпровський національний університет
імені Олеся Гончара, Київ, Україна

ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ
КОМБІНОВАНОГО МЕТОДУ ОЧИЩЕННЯ
НАКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ ВІД
ВЕЛИКОГАБАРИТНОГО КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Роботу присвячено проблемі космічного сміття, яке є серйозною загрозою для діяльності людини у навколоземному космічному просторі. Виконано короткий огляд відомих технічних засобів і технологій для видалення космічного сміття з низьких навколоземних орбіт. На сьогоднішній день основними шляхами боротьби з техногенним забрудненням навколоземного простору є використання активних і пасивних методів відведення космічного сміття з навколоземних орбіт. Активні методи дозволяють забезпечити відведення в гарантовані терміни, але потребують значних енергетичних витрат. Пасивні методи більш економічні, проте досить тривалий процес відведення може не задовольняти вимоги міжнародної конвенції зі зменшення космічного забруднення. У роботі розглянуто новий комбінований метод відведення великогабаритного сміття у щільні шари атмосфери Землі, де воно припинить своє існування. Даний метод передбачає спільне використання активного засобу — реактивної рухової установки і пасивного засобу — аеродинамічного парусного пристрою. Представлено концепцію використання комбінованого методу і зроблено теоретичну оцінку ефективності його використання для очищення навколоземного простору, визначено область його ефективного застосування. Така область складає від 700 до 2500 км в залежності від балістичного коефіцієнту. За критерій ефективності запропоновано розглядати відносне відхилення маси компонентів палива, необхідних для забезпечення відведення. Показано доцільність та перспективність застосування комбінованого методу відведення. Результати роботи мають практичне значення для техніко-економічного обґрунтування і розробки заходів з використання комбінованого методу очищення низьких навколоземних орбіт від елементів великогабаритного космічного сміття.

Ключові слова: забруднення навколоземного простору, космічне сміття, комбінований метод очищення космічного простору.

М. М. Dron, O. V. Golubek, A. Yu. Dreus, L. G. Dubovik

Oles Honchar Dnipro National University,
Dnipro, Ukraine

PROSPECTS FOR THE USE OF THE COMBINED
METHOD FOR DEORBITING OF LARGE-SCALE
SPACE DEBRIS FROM NEAR-EARTH SPACE

The article discusses the problem of orbital debris from the point of view of a great threat to near-Earth human space activities. An overview of the existing approaches and technologies of orbital debris removal from low-Earth orbits is given. Currently, the main ways to combat man-made space pollution are the active and passive methods of deorbiting debris from near-Earth orbits. Active methods allow providing the deorbiting processes during the guaranteed time, but ones are energy-consuming. Passive methods are more economical but time-consuming and may not comply with the requirements of the international convention of the space pollution mitigation. We consider a new combined method for the large-scale orbital debris removal from low-Earth orbits. According to one, the space debris elements will be disposed of in dense layers of the atmosphere for further burning. This method involves the joint use of active means — a jet propulsion system and passive means — an aerodynamic sail. The concept of using the combined method is presented with the assessment of its efficiency. The effective zone of the method's application is determined. This area includes the altitudes from 700 to 2500 km, depending on the ballistic coefficient. It is proposed to take as a criterion of efficiency the relative deviation of fuel components' mass necessary to provide deorbiting. The efficiency and prospects of the new combine method are demonstrated. Outcomes of the work can form the basis for the feasibility study and the development of proposals for the application of the combined method for cleaning low-Earth orbits from the elements of large-scale space debris.

Keywords: mitigation of near-Earth pollution, orbital debris, deorbiting, combined method.