

корреляції $\psi - \text{Cr} = -0,075$. Соответственно для $\delta - \text{C}$ коефіцієнт корреляції рaven $-0,696$, а для $\psi - \text{C}$ и $\delta - \text{Cr}$ составляет $-0,564$;

3) ещё более существенно углерод снижает ударную вязкость, коэффициент корреляции $\text{KCU} - \text{C}$ составляет $-0,657$, а для $\text{KCU} - \text{Cr}$ равен $-0,062$.

Отличительное влияние углерода и хрома на характеристики ударной вязкости обусловлено различным взаимодействием углерода и хрома на кристаллическую решетку железа. Углерод действовал как элемент внедрения, а хром – как элемент замещения.

Таким образом, установлено, что нерегламентированные примеси в сталях заметно изменяют их свойства.

Бібліографічні посилання

1. **Полишко, С. А.** Влияние многофункциональных раскислителей-модификаторов на стабилизацию химического состава и повышение уровня механических свойств сталей Ст1кп и КП-Т [Текст] / С.А. Полишко // – Нові матеріали і технології у металургії та машинобудуванні: сб.науч.тр. – 3., 2012, вып.2. – С. 32 – 37.

2. **Полішко, С.О.** Вплив модифікування на характеристики маловуглецевої сталі Ст1кп та колісної КП-Т [Текст] / С.О. Полішко, М. А. Кушнір, Ю. В. Татарко, А. Ф. Санін // Вест. Днепропетр. нац. ун-та железнод. тр. им. акад. В. Лазаряна: сб.науч.тр. – Д., 2013, вып. 45, ч. 3. – С. 60 – 66.

3. **Гуляев, А.П.** Металловедение [Текст]: учебник для вузов / А.П. Гуляев. – 6-е изд., перераб. и доп. – М.: Металлургия, 1986. – 544 с.

Надійшла до редколегії 10.07.2015

УДК 629.7.067

Р. А. Савастру¹, А. В. Голубек²

¹Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное” имени М. К. Янгеля», г. Днепропетровск

²Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

ОЦЕНКА ВЕРОЯТНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ ТРАНСВЕРСАЛЬНО ОТДЕЛЯЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПОСЛЕ ВЫЯВЛЕНИЯ АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ

Разработаны математическая модель относительного движения ракеты-носителя и космических аппаратов, а также алгоритм расчёта вероятности их столкновения на первых витках автономного полёта, проведено имитационное моделирование, выработаны рекомендации по отделению космических аппаратов в условиях развития аварийной ситуации.

Ключевые слова: ракета-носитель, космический аппарат, аварийная ситуация, относительное движение, вероятность столкновения.

Розроблено математичну модель відносного руху ракети-носія і космічних апаратів, а також алгоритм розрахунку ймовірності їх зіткнення на перших витках автономного руху, проведено імітаційне моделювання, вироблено рекомендації з відділення космічних апаратів в умовах розвитку аварійної ситуації.

Ключові слова: ракета-носіє, космічний апарат, аварійна ситуація, відносний рух, ймовірність зіткнення.

The mathematical model of the relative motion of the launch vehicle, spacecraft's and the algorithm of calculation collision probability on the first turn of autonomous flight have

© Р. А. Савастру, А. В. Голубек, 2015

been developed, simulation modeling has been realized, recommendations of separation spacecraft's in emergency situation have been chosen.

Key words: launch vehicle, spacecraft, emergency situation, relative motion, collision probability.

Введение. Быстрое развитие электроники в последние десятилетие привело к расширению перечня задач, решаемых системой управления (СУ) ракеты-носителя (РН) в ходе выполнения миссии. Одной из таких задач является отработка аварийных ситуаций (АС). К сожалению, в последнее время тема возникновения различных аварий при выведении космических аппаратов (КА) не теряет актуальности.

В зависимости от вида аварии при выведении рассматривают три основных варианта дальнейшего развития событий:

- продолжение миссии с учетом возникшей нештатной ситуации;
- перевод РН с аппаратом на безопасную орбиту (орбиту захоронения);
- затопление РН с аппаратом в заданном районе Мирового океана.

На практике контролируемая отработка АС СУ при условии достижения РН замкнутой орбиты предусматривает возможность отделения одного или группы КА, на которой они могут частично выполнять свои функции. Так, согласно статистике запусков РН в период с 2000 по 2009 г. около 50 из них закончились аварией, в 14 случаях удалось вывести спутники на нерасчетную орбиту [3]. Отделение КА в таких условиях может привести как к их столкновениям с РН на участке автономного полета, так и между собой [2]. Исходя из вышесказанного, в процессе подготовки данных на пуск РН необходимо провести моделирование возникновения и развития АС и определить максимальное количество КА, для которых на первых витках их автономного полета гарантировано расхождение с заданным предельным уровнем вероятности.

Состояние вопроса. По результатам проведенного статистического моделирования автономного движения наноспутников после штатного отделения от РН разработана методика выбора параметров управления отделением. Применение разработанной методики позволяет обеспечить возможность несоударения спутников в процессе их дальнейшего орбитального движения [1].

Сформулирована постановка задачи и предложена методика предпускового определения схемы отделения КА от РН после выявления АС с обеспечением отсутствия столкновений на первых витках автономного полета [2].

Материалы [6; 9] посвящены оценке возможности отделения КА в случае развития на борту РН АС.

Изобретения, использование которых позволяет обеспечить групповое разведение КА по орбите [7; 8; 10].

Анализ последних достижений и публикаций показывает, что основные направления исследований направлены на решение задачи группового выведения КА одной ракетой-носителем для штатного случая. Согласно [2; 6; 9] в ГП «КБ Южное» ведутся исследования по определению возможности отделения КА в условиях АС, но результаты моделирования относительного движения РН и КА опубликованы не были.

Постановка задачи

Даны:

- весовые характеристики РН и КА;
- трубка траекторий РН;
- распределение относительной скорости отделения;
- диапазон времени, для которого происходит отработка АС;
- предельно допустимое расстояние и вероятность сближения РН и КА;
- временное окно отделения КА в аварийной циклограмме СУ.

Необходимо:

- разработать алгоритм определения вероятности столкновения между РН и КА;
- провести имитационное моделирование движения РН и трансверсально отделяемых КА на первых витках автономного полёта;
- определить возможность отделения КА после возникновения на борту РН АС;
- проанализировать полученные распределения относительного расстояния между РН и КА.

Основной материал исследования

Введем предположения:

- РН и КА – материальные точки;
- модель Земли – общий земной эллипсоид WGS 84;
- гравитационное поле Земли определяется по нормальной составляющей потенциала силы притяжения;
- влияние атмосферы Земли не учитывается;
- отделение КА осуществляется по трансверсали в плоскости орбиты;
- от момента выявления АС до окончания процесса отделения КА весовой секундный расход РН равен нулю.

Под столкновением будем понимать сближение двух объектов (КА друг с другом или с РН) на расстояние менее предельно допустимого значения, которому соответствует выполнение неравенства

$$|\Delta\bar{R}| \leq R_{пред}, \quad (1)$$

где $\Delta\bar{R}$ – относительное расстояние между двумя объектами; $R_{пред}$ – предельно допустимое расстояние сближения.

Вероятность столкновения – вероятность выполнения неравенства (1), которая определяется выражением

$$P_C = P(|\Delta\bar{R}| \leq R_{пред}). \quad (2)$$

Рассмотрим относительное движение РН и одного КА, которое описывается системой из 12 дифференциальных и трех алгебраических уравнений

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{V}}_{РН} &= g(\bar{R}_{РН}) \\ \dot{\bar{R}}_{РН} &= \bar{V}_{РН} \\ \dot{\bar{V}}_{КА} &= g(\bar{R}_{КА}) \\ \dot{\bar{R}}_{КА} &= \bar{V}_{КА} \\ \Delta\bar{R} &= \bar{R}_{РН} - \bar{R}_{КА} \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где \bar{V} – вектор скорости объекта в инерциальной системе координат; \bar{R} – вектор текущего положения объекта в инерциальной системе координат; g – вектор ускорения силы притяжения Земли; $\Delta\bar{R}$ – относительное расстояние между двумя объектами. В общем случае относительное движение РН и группировки КА описывается системой из $6(N_{КА} + 1)$ дифференциальных и $3 \sum_{i=1}^{N_{КА}+1} i$ алгебраических уравнений.

Гравитационное ускорение определяется выражением

$$\bar{g} = g_R \bar{i}_R + g_\omega \bar{i}_\omega, \quad (4)$$

где \underline{g}_R и \underline{g}_ω – проекции гравитационного ускорения Земли на векторы текущего положения и суточного вращения Земли; \bar{i}_R и \bar{i}_ω – орты векторов текущего положения и суточного вращения Земли.

$$\underline{g}_r = \frac{b_0}{r^2} + \frac{3}{2} \frac{b_2}{r^4} (1 - 5 \sin^2 \phi) + \frac{15}{8} \frac{b_4}{r^6} (21 \sin^4 \phi - 14 \sin^2 \phi + 1),$$

$$\underline{g}_\omega = 3 \frac{b_2}{r^4} \sin \phi - \frac{5}{2} \frac{b_4}{r^6} \sin \phi (7 \sin^2 \phi - 3),$$

$$r = |\bar{R}|, \quad \sin \phi = \bar{i}_R \cdot \bar{i}_\omega,$$

где b_0 , b_2 и b_4 – коэффициенты нормального гравитационного потенциала [5].

Начальные условия моделирования

Контролируемая аварийная ситуация на участке выведения сопровождается обязательным отключением двигательной установки, что приводит к реализации нерасчетных кинематических параметров поступательного и вращательного движения РН [2].

В соответствии с принятыми предположениями кинематические параметры движения и ориентации РН в момент выявления АС определяются выражениями

$$\left. \begin{aligned} \bar{R}_{PH0} &= \bar{R}_{PH0}(t_{AC}) + \delta \bar{R}_0(t_{AC}) \\ \bar{V}_{PH0} &= \bar{V}_{PH0}(t_{AC}) + \delta \bar{V}_0(t_{AC}) \\ \bar{f}_{PH0} &= \bar{f}_{PH0}(t_{AC}) + \delta \bar{f}_0(t_{AC}) \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

$$t_{AC} \in [\tau_0, \tau_k),$$

где \bar{R}_{PH} , \bar{V}_{PH} и $\bar{\phi}_{PH}$ – векторы кинематических параметров движения и ориентации РН; \bar{R}_{PH0} , \bar{V}_{PH0} и $\bar{\phi}_{PH0}$ – номинальные векторы кинематических параметров движения и ориентации РН; $\delta \bar{R}_0$, $\delta \bar{V}_0$ и $\delta \bar{\phi}_0$ – векторы случайных возмущений; t_{AC} – время выявления АС – случайная величина с экспоненциальным распределением; τ_0 – время разрешения отработки АС; τ_k – время штатного отделения КА.

С учетом принятых предположений кинематические параметры движения РН и КА в момент отделения τ определяются выражениями

$$\left. \begin{aligned} \bar{V}_{KA} &= \bar{V}_{PH}(\tau) + \Delta \bar{V}_{KA} \\ \bar{R}_{KA} &= \bar{R}_{PH} \\ \bar{V}_{PH}(\tau) &= \bar{V}_{PH}(\tau) - \frac{m_{KA}}{m_{PH}} \Delta \bar{V}_{KA} \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

$$\Delta \bar{V}_{KA} = \bar{W} + \delta \bar{W},$$

где \bar{R}_{KA} и \bar{V}_{KA} – векторы кинематических параметров движения КА; \bar{W} – номинальный вектор приращения скорости КА за счет процесса отделения; $\delta \bar{W}$ – вектор случайных возмущений процесса отделения; m_{PH} и m_{KA} – масса РН и КА.

В итоге математическая модель (3), (4) с учетом начальных условий (5) и (6) представляет собой стохастическую нелинейную модель, решение которой аналитическим путём труднореализуемо. С учётом вышесказанного для решения этой системы будем применять метод статистического моделирования совместно с методом численного интегрирования Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом интегрирования.

В соответствии с данной математической моделью и предложенной в [2] методикой разработан обобщённый алгоритм определения вероятности столкновения между РН и КА для заданных начальных условий (Рис. 1).

Рассмотрим пример применения разработанного алгоритма для РН, полезная нагрузка которой состоит из двух КА. Пусть АС происходит на подлете к целевой круговой орбите высотой 550 км и наклоном 45°. При этом контролируемая отработка АС начинается с высоты полета 500 км. Рассматриваемому диапазону высот соответствует временной интервал от 515 с до 765 с. Временная диаграмма процесса отделения КА представлена ниже (Рис. 2).

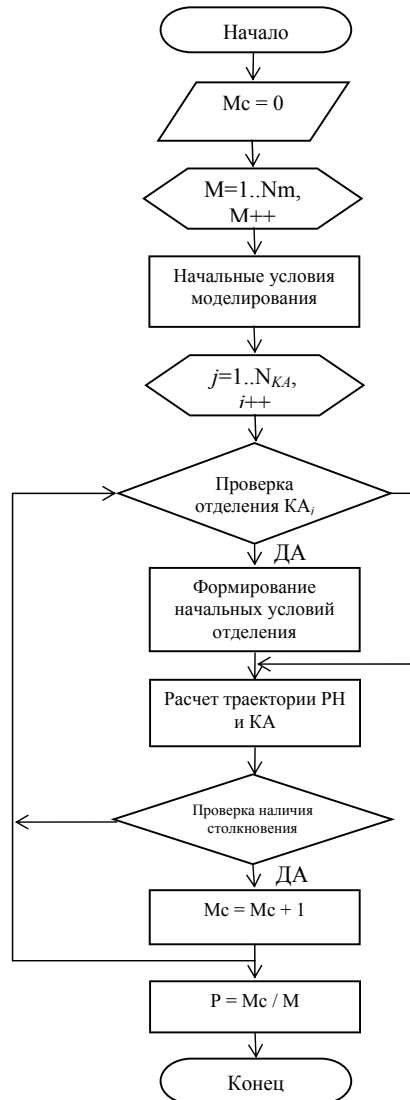


Рис. 1. Алгоритм определения вероятности столкновения

Временные уставки на отделение КА приняты равными 3 с. Количество моделирований – 10000. Предельное относительное расстояние сближения, соответствующее столкновению, – 20 м.

В результате проведенного статистического моделирования получены зависимости предельных значений относительного расстояния между объектами от времени (Рис. 3–5) на первых витках автономного полета, а также распределе-

нія относительного расстояния в конце первого витка (Рис. 6–8), статистические данные распределений приведены в табл. 1.

Таблица 1

Статистика распределения относительного расстояния в конце первого витка автономного полёта

Параметры	Относительное расстояние, км		
	KA1-KA2	PH-KA1	PH-KA2
Минимальное значение	0,934	24,033	15,669
Максимальное значение	21,191	43,068	30,932
Математическое ожидание	10,420	32,530	22,117
Среднее квадратическое отклонение	11,003	15,787	5,541

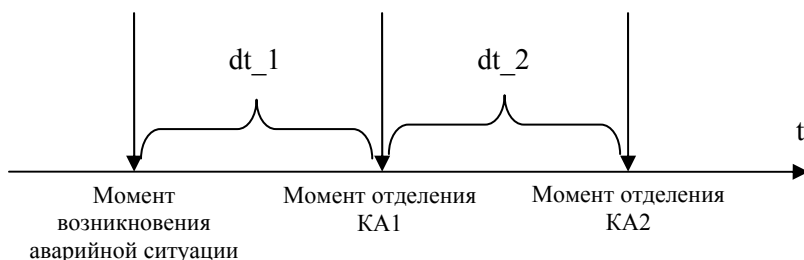


Рис. 2. Временная диаграмма процесса отделения

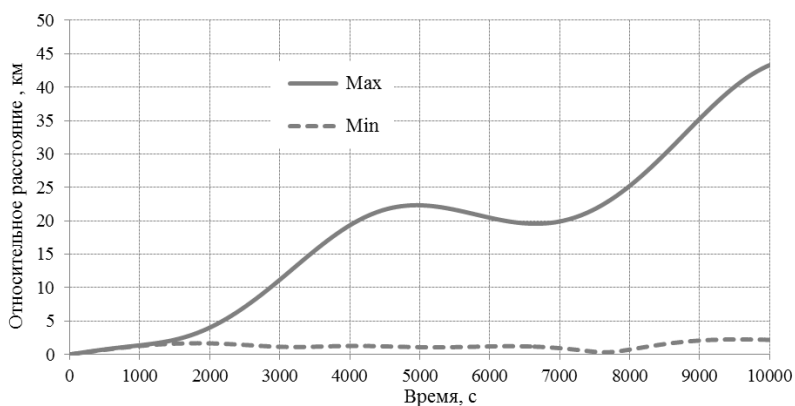


Рис. 3. Зависимость предельных значений относительного расстояния KA1-KA2 от времени

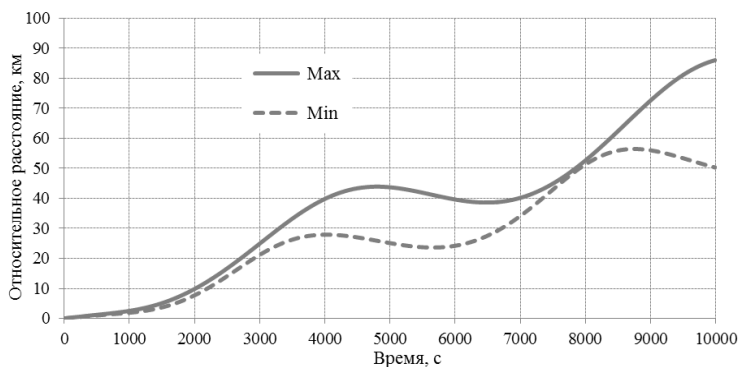


Рис. 4. Зависимость предельных значений относительного расстояния PH-KA1 от времени

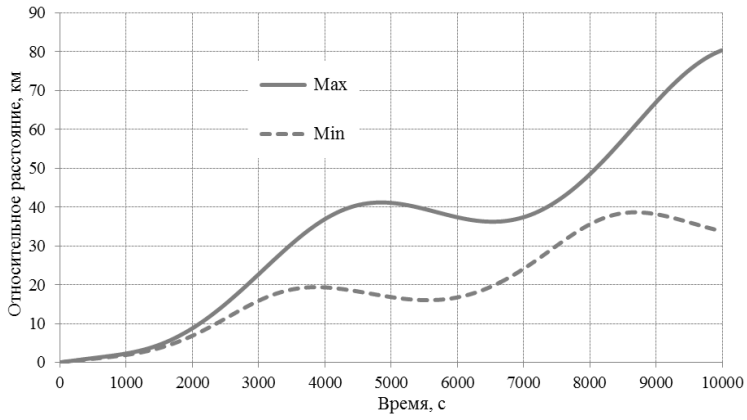


Рис. 5. Зависимость предельных значений относительного расстояния РН-КА2 от времени

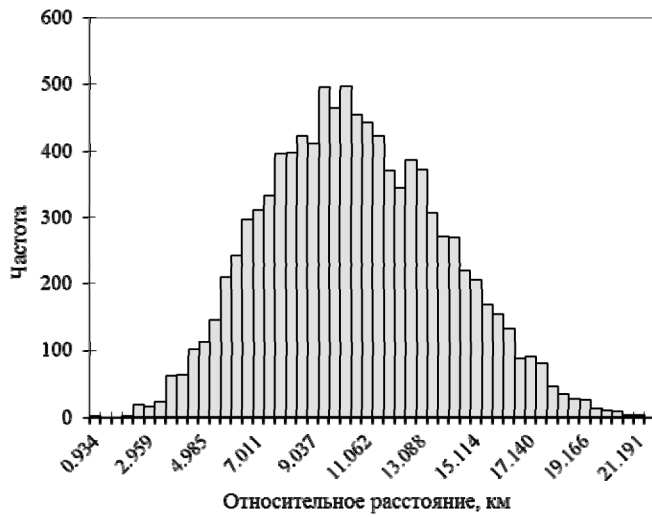


Рис. 6. Гистограмма распределения относительного расстояния КА1-КА2



Рис. 7. Гистограмма распределения относительного расстояния РН-КА1

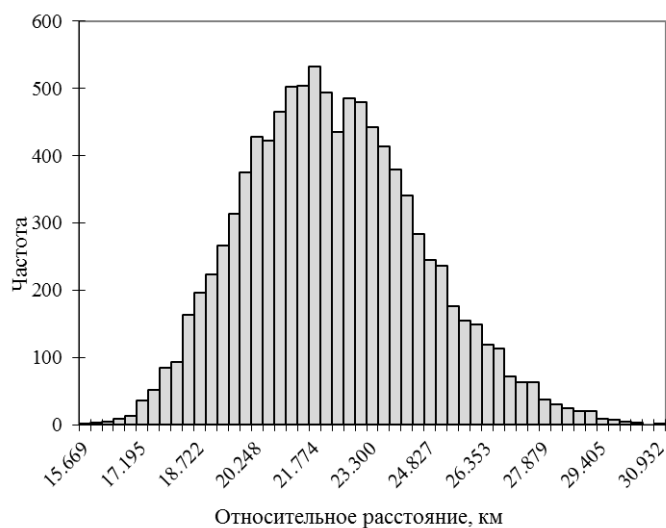


Рис. 8. Гистограмма распределения относительного расстояния РН-КА2

Как видно из полученных результатов, РН и КА расходятся по орбите. Минимальное относительное расстояние было зафиксировано между КА1 и КА2 в конце первого витка автономного полета и составило 327 м. Вероятность столкновения между РН и КА1, РН и КА2, а также КА1 и КА2 равна нулю.

Исходя из вышесказанного, можно сделать вывод, что для заданных начальных условий моделирования полет КА по нештатным орбитам не приводит к взаимным столкновениям и КА могут быть отделены от РН в случае выявления АС.

Распределения относительного расстояния в конце первого витка автономного полета (Рис. 6 – 8) между КА1 и КА2, а также РН и КА2 близки к нормальному, при этом относительное расстояние РН-КА1 не соответствует нормальному.

Для проверки принадлежности полученных распределений нормальному закону воспользуемся статистическим критерием χ^2 [4]. Для рассматриваемых гистограмм число степеней свободы составляет 47, а уровень значимости и предельное значение – $\beta = 0,001$ и $\chi^2_{\beta} = 82,752$ соответственно. Значение χ^2 каждого из распределений приведено ниже (табл. 2).

Таблица 2

Значения χ^2 рассматриваемых распределений

Относительное расстояние	χ^2_{β}	χ^2
КА1-КА2	82,752	215
РН-КА1		836
РН-КА2		260

Полученные значения больше предельного, что говорит о том, что все полученные распределения не относятся к нормальному распределению.

Выводы. В результате проведенной работы разработаны математическая модель относительного движения РН и КА как материальных точек после отделения в условиях развития аварийной ситуации и алгоритм расчета вероятности их столкновения на первых витках автономного полета. С применением алгоритма проведено имитационное моделирование движения РН и двух КА в случае отработки АС при подлете к орбите высотой 550 км и наклоном 45°. Полученные результаты показали отсутствие столкновений между РН и КА на первых витках

автономного польота. Проведений аналіз розподілень відносительного відстання між РН і КА в кінці першого витка автономного польота показав, що вони в відповідності з критерієм χ^2 не належать нормальному закону.

Библиографические ссылки

1. **Аваряскин, Д. П.** Исследование проблемы безопасного полета наноспутников при их выведении на низкие орбиты [Текст] / Д. П. Аваряскин, И. В. Белоконов // Информационно-управляющие системы. – 2013. – №5 – С. 13–18.
2. **Голубек, А. В.** Методика предпускового анализа параметров расчетной траектории для принятия решения об отделении космических аппаратов в аварийной ситуации [Текст] / А. В. Голубек, А. Д. Шептун, И. М. Филиппенко // Космическая техника. Ракетное вооружение: сб. науч.-техн. ст. / ГП «КБ «Южное». – Д., 2014. – Вып. 2. – С. 77–80.
3. Безопасность ракетно-космической техники и надежность компьютерных систем: 2000-2009 гг. [Электронный ресурс] / А. В. Горбенко [и др.]. – Режим доступа: http://irbis-nbuv.gov.ua/cgi-bin/irbis_nbuv/cgiirbis_64.exe?C21COM=2&I21DBN=UJRN&P21DBN=UJRN&IMAGE_FILE_DOWNLOAD=1&Image_file_name=PDF/aktit_2011_1_4.pdf. – 16.05.2015 г. – Загл. с экрана
4. **Кобзарь, А. И.** Прикладная математическая статистика. Для инженеров и научных работников [Текст] / А. И. Кобзарь. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 816 с.
5. **Лисенко, Л. Н.** Наведение и навигация баллистических ракет [Текст]: учеб. пособие / Л. Н. Лисенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. – 672 с.
6. **Савастру, Р. А.** Формирование аварийной программы отделения спутников в процессе подготовки данных на пуск ракеты-носителя [Видеозапись] / Р. А. Савастру // Материалы XVII Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и Космос» (8 – 10 апр. 2015 г.). – Д., 2015.
7. Спосіб підготовки та проведення групового запуску супутників у космос однією ракетою [Текст]: пат. 87290 Україна: МПК В64G 1/10, В64G 1/22 / О. В. Дегтярев [та ін.]; заявник та патентовласник Державне підприємство «Конструкторське бюро ²Південне² ім. М.К. Янгеля». – № 2011 14560; заявл. 08.12.11; опубл. 10.02.14, Бюл. № 3, 8 с.: ил.
8. Способ отделения спутников и разведения их на орбите при групповом запуске одной ракетой [Текст]: пат. 2111901 РФ: МПК В64G 1/00, В64G 1/10 / А. Н. Арапочкин [та ін.] [Текст] / заявитель и патентообладатель Научно-производственное объединение прикладной механики. – № 94023659/28; заявл. 22.06.1994; опубл. 27.05.98, 6 с.: ил.
9. **Стрелецька, Л. С.** Дослідження сумісного руху ракети-носія та супутників після відділення [Текст] / Л.С. Стрелецька // Материалы XV Международной молодежной научно-практической конференции «Человек и Космос» (10–12 апр. 2013 г.). – Д., 2013.
10. **Mueller, G.** Active satellite dispenser for Reusable launch vehicle [Text]: пат. 2002/0179776 США: МПК В64С 27/22, В64С 39/00, В64G 1/00, В64G 1/22 / George E. Mueller, David B. Cochran, Richard H. Kohrs; заявитель и патентообладатель Kistler Aerospace Corporation. – № 60/285,908; заявл. 23.04.01; / англ. опубл. 05.12.02, 11 с.

Надійшла до редколегії 05.06.2015