

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.764

DOI 10.18698/0536-1044-2018-2-86-98

## Сближение ракеты-носителя с каталогизированными космическими объектами в процессе выведения на орбиты с низким наклоном


**А.В. Голубек**

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, 49010, Днепр, Украина, пр. Гагарина, д. 72

## Launch Vehicle Rendezvous with Cataloged Space Objects During Insertion into Orbits with Low Inclination

**A.V. Golubek**

Dnepr National University named after Oles Gonchar, 49010, Dnepr, Ukraine, Gagarin Ave., Bldg. 72

 e-mail: [juffin79@yandex.ru](mailto:juffin79@yandex.ru)

**i** Проведено имитационное моделирование совместного движения ракеты-носителя, выводящей спутник на околокруговые орбиты высотой до 2 100 км с наклоном до 45°, и группировки каталогизированных космических объектов в детерминированной постановке. Получены распределения относительного расстояния, относительной скорости, угла встречи и моментов времени сближения на относительное расстояние менее 5 км. Определена зависимость средней концентрации сближений от распределения космических объектов по средней высоте орбиты и наклона целевой орбиты ракеты-носителя. Оценена средняя вероятность сближения ракеты-носителя с каталогизированными космическими объектами в запуске на расстояние менее 100 м.

**Ключевые слова:** ракета-носитель, каталогизированные космические объекты, совместное движение, опасные сближения

**i** A simulation modeling of mutual motion of a launch vehicle inserting a satellite into near-circular orbits of heights up to 2100 km and inclinations up to 45 degrees, and a group of catalogued space objects in a deterministic formulation was carried out. Distributions of relative distance, relative velocity, incidence angles and moments of time of approach by the distance of less than 5 km were obtained. The dependence of the average density of approaches on the distribution of space objects by the average height and inclination of the target orbit of the launch vehicle was determined. The average probability of rendezvous of the launch vehicle with catalogued space objects when launching at a distance of less than 100 m was evaluated.

**Keywords:** launch vehicle, cataloged space objects, mutual motion, dangerous rendezvous

4 октября 1957 г. вместе с запуском первого искусственного спутника Земли началось активное освоение околоземного космического пространства. За прошедшие шесть десятилетий запущены десятки тысяч космических аппаратов, обеспечивающих разнообразные потребности человечества. Однако процесс выведения космического аппарата сопровождается обязательным появлением космического мусора (КМ) — верхних ступеней ракеты-носителя (РН), отделяемых элементов конструкции и самого аппарата после окончания срока его эксплуатации. Часть этих оставленных на околоземных орбитах объектов со временем начала разрушаться и взрываться, образуя облака обломков. В течение первых тридцати лет считалось, что космос безграничен, и вопросы утилизации космических объектов (КО) не рассматривались. Впервые на проблему наличия КМ обратил внимание Дональд Кесслер в своей работе «Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt», которая послужила начальной точкой отсчета в борьбе с загрязнением околоземного космического пространства.

В настоящее время количество объектов КМ движущихся со скоростью до 11,2 км/с, суммарной массой, более десятков тысяч тонн превышает миллионы единиц. При этом количество наблюдаемых и сопровождаемых средствами контроля космического пространства различных государств объектов составляет несколько десятков тысяч, а количество функционирующих космических аппаратов — около тысячи. Распределение КМ по околоземным орбитам неравномерное, наибольшее его количество накапливается в области низких, полусуточных и геостационарных орбит.

КМ уже стал реальной угрозой для пилотируемых полетов и функционирующих космических аппаратов, начиная с участка выведения РН. Активные участки траектории (АУТ) большинства современных РН проходят через область низких околоземных орбит, где наблюдается наибольшая концентрация КМ и могут произойти столкновения. При этом количество потенциально опасных КО может превышать тысячи единиц. Учитывая существующую динамику засорения околоземного космического пространства, в ближайшие десятилетия следует ожидать начала лавинообразного увеличения количества объектов КМ, называемого эффектом Кесслера, которое мо-

жет привести к существенным проблемам использования околоземного пространства. Как следствие этого значительно повысится вероятность столкновения и возникнет необходимость разработки и внедрения различных систем защиты, область применения которых требует знания вероятностных распределений параметров совместного движения РН и КО, таких как относительное взаимное расстояние, относительная скорость и угол встречи, а также вероятность столкновения.

Основные направления исследований, близких к рассматриваемому вопросу, посвящены:

- разработке модели пространственно-временного распределения плотности потока КМ [1];
- моделированию КМ [2, 3];
- исследованию процессов развития космической обстановки [4–6];
- разработке методов маневрирования целевого объекта от потенциально опасного КМ, включая расчет вероятности столкновения с определением оптимального маневра увода [7];
- моделированию столкновения космических аппаратов [8–11];
- выработке рекомендаций по стандартизации процесса выполнения маневра увода РН от опасного КО [12];
- выявлению и оценке сближений космического аппарата с объектами КМ [13].

Анализ научных публикаций показал, что, согласно доступным источникам, вопросы моделирования сближения РН с группировкой КО в запуске с определением распределений таких параметров опасных сближений, как относительное расстояние, относительная скорость, угол встречи, момент времени встречи и вероятность сближения, на критические расстояния являются малоисследованными.

Сформулируем постановку задачи следующим образом. Даны:

- основные характеристики РН в составе аэродинамических и массово-инерционных характеристик, характеристик двигательной установки (ДУ), компоновочной схемы, циклограммы работы системы управления и угловых программ полета;
- целевые орбиты РН — околокруговые высотой 500...2 100 км с наклоном 0, 15, 30, 45°;
- характеристики точки старта РН;
- окно времен запуска РН;
- каталогизированная космическая обстановка.

Необходимо:

- исследовать процесс сближения РН с группировкой каталогизированных КО в процессе выведения полезной нагрузки на целевые орбиты;
- определить зависимость средней концентрации опасных сближений (относительное расстояние менее 5 км) от наклона целевой орбиты РН и распределения КО по средней высоте орбиты;
- оценить среднюю вероятность сближения РН с группировкой каталогизированных КО в запуске на относительное расстояние менее 100 м.

**Основной материал исследования.** Введем следующие допущения:

- атмосфера Земли стандартная — до 120 км, для расчета АУТ РН используется ГОСТ 4401–81, атмосфера Земли верхняя — более 120 км (ГОСТ 25645.115–84);
- гравитационный потенциал Земли нормальный, учитывается влияние второй, третьей и четвертой гармоник [14];
- рассматривается АУТ РН с траекторией, построенной по двухимпульсной схеме включения ДУ, от момента выхода из плотных слоев атмосферы (высота 120 км) до момента отделения полезной нагрузки на целевой орбите;
- КО, высота перигея которых ниже верхней границы плотных слоев атмосферы, считаются прекратившими существование;
- количество КО в исследуемом окне запуска постоянно;
- КО пассивные и не совершают маневров по изменению орбиты;
- РН и КО — материальные точки;
- опасным считается сближение РН и КО на относительное расстояние менее 5 км.

В качестве начальных условий движения приняты гипотетическая РН легкого класса с характеристиками, приведенными в работе [15], и точкой старта на космодроме Алькантара (Бразилия), а также каталог космической обстановки NORAD от 20.06.13. С учетом малой вероятности сближения, составляющей для космических аппаратов 0,01 в год при относительном расстоянии 10 м [4], для получения большего количества статистических данных о совместном движении принято суточное окно запуска РН от 00:00:00 21.06.13 до 00:00:00 22.06.13.

Рассмотрим совместное движение РН и группировки КО в детерминированной поста-

новке. Представим модель их совместного движения в виде системы из  $6N_{КО} + 11$  дифференциальных уравнений в нормальной форме Коши ( $N_{КО}$  — количество КО):

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{v}}_{РН} &= (\mathbf{P}_{РН} + \mathbf{S}_{РН})/m_{РН} + \mathbf{g}_{РН}; \\ \dot{\mathbf{R}}_{РН} &= \mathbf{v}_{РН}; \\ \dot{\Lambda}_{РН} &= \frac{1}{2} \Lambda_{РН} \circ \Omega_{РН}; \\ \dot{m}_{РН} &= -\dot{m}_{ДУ}; \\ \dot{\mathbf{v}}_{КОi} &= \mathbf{S}_{КОi}/m_{КОi} + \mathbf{g}_{КОi}; \\ \dot{\mathbf{R}}_{КОi} &= \mathbf{v}_{КОi}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где  $\mathbf{v}_{РН}$  и  $\mathbf{v}_{КОi}$  — векторы абсолютной скорости РН и КО ( $i$  — номер КО,  $i \in 1, N_{КО}$ );  $\mathbf{P}_{РН}$  — вектор силы тяги двигательной установки РН;  $\mathbf{S}_{РН}$  и  $\mathbf{S}_{КОi}$  — векторы силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли, действующей на РН и КО;  $m_{РН}$  и  $m_{КОi}$  — масса РН и КО;  $\mathbf{g}_{РН}$  и  $\mathbf{g}_{КОi}$  — векторы ускорения силы притяжения Земли, действующей на РН и КО;  $\mathbf{R}_{РН}$  и  $\mathbf{R}_{КОi}$  — векторы текущего положения РН и КО;  $\Lambda_{РН}$  и  $\Omega_{РН}$  — кватернионы ориентации и угловой скорости вращения вектора тяги РН;  $\circ$  — знак кватернионного умножения;  $\dot{m}_{ДУ}$  — массовый секундный расход компонентов топлива через ДУ РН.

Кватернион угловой скорости вращения вектора тяги РН найдем из соотношения

$$\Omega_{РН} = 2\tilde{M}_{РН} \circ \dot{\Lambda}_{РН}, \quad (2)$$

где  $\tilde{M}_{РН}$  — сопряженный программный кватернион, элементы которого определяются программными значениями углов ориентации вектора тяги (тангажа и рыскания). На участке функционального наведения программные углы определяются в соответствии с рекомендациями, приведенными в работах [16–18], а на участке терминального — с использованием многошагового адаптивного алгоритма [19].

Относительные расстояние  $\Delta \mathbf{R}_i$  и скорость сближения  $\Delta \mathbf{v}_i$ , а также угол встречи  $\alpha_i$  пары РН–КО определим из выражений

$$\Delta \mathbf{R}_i = \mathbf{R}_{КОi} - \mathbf{R}_{РН}; \quad (3)$$

$$\Delta \mathbf{v}_i = \mathbf{v}_{КОi} - \mathbf{v}_{РН}; \quad (4)$$

$$\alpha_i = \arccos \frac{\mathbf{v}_{КОi} \mathbf{v}_{РН}}{|\mathbf{v}_{КОi}| |\mathbf{v}_{РН}|}. \quad (5)$$

Дополнительно рассмотрим процессы сближения в плоскости орбиты и относительно этой плоскости, для чего введем орбитоцентриче-

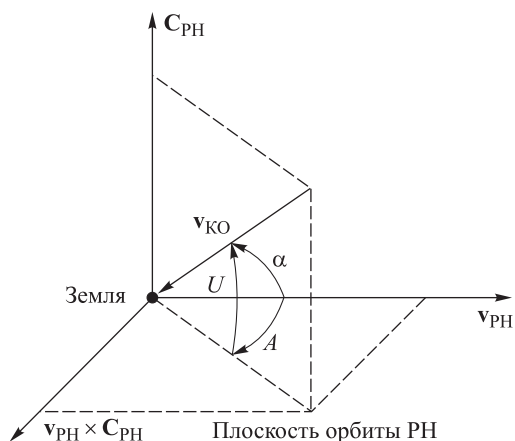


Рис. 1. Схема к определению углов орбитоцентрической широты и орбитоцентрической долготы

скую долготу  $A$  и орбитоцентрическую широту  $U$  опасного сближения (рис. 1), определяемые соотношениями

$$U_i = \arcsin \left( \frac{\mathbf{v}_{KOi} \mathbf{C}_{PH}}{|\mathbf{v}_{KOi}| |\mathbf{C}_{PH}|} \right); \quad (6)$$

$$A_i = \arccos \frac{\cos \alpha_i}{\cos U_i} \operatorname{sign} \left[ \mathbf{v}_{KOi} (\mathbf{v}_{PH} \times \mathbf{C}_{PH}) \right]; \quad (7)$$

$$\mathbf{C}_{PH} = \mathbf{R}_{PH} \times \mathbf{v}_{PH}.$$

В результате решения системы уравнений (1) с использованием выражений (2)–(7) для выбранных начальных условий движения получены гистограммы распределения количества опасных сближений по их основным параметрам — относительному расстоянию сближения, относительной скорости сближения, орбитоцентрической долготе, орбитоцентрической широте, углу и времени встречи — при разном наклонении целевой орбиты РН (рис. 2). Статистические характеристики основных параметров опасных сближений — относительного расстояния, относительной скорости, орбитоцентрической долготы, орбитоцентрической широты, угла и времени встречи — приведены в табл. 1. Здесь и далее введены следующие обозначения: МО — математическое ожидание; СКО — среднее квадратическое отклонение; min — минимальное значение; max — максимальное значение.

Таблица 1

Статистические характеристики основных параметров опасных сближений

Характеристика	Наклонение целевой орбиты, град				Характеристика	Наклонение целевой орбиты, град			
	0	15	30	45		0	15	30	45
<i>Относительное расстояние</i>					<i>Орбитоцентрическая широта</i>				
МО, км	3,196	1,152	0,047	5,000	МО, град	0,310	77,909	-89,845	89,925
СКО, км	3,205	1,164	0,017	5,000	СКО, град	4,585	76,713	-89,931	89,975
min, км	3,207	1,170	0,052	5,000	min, град	10,988	69,727	-89,963	89,898
max, км	3,207	1,157	0,015	5,000	max, град	13,791	63,153	-89,956	89,932
<i>Относительная скорость</i>					<i>Угол встречи</i>				
МО, км/с	10,098	1,628	0,371	14,262	МО, град	87,045	16,237	2,724	144,492
СКО, км/с	10,196	1,762	0,860	14,389	СКО, град	88,247	18,270	6,481	156,959
min, км/с	10,306	2,333	0,375	14,957	min, град	90,774	25,347	2,642	165,483
max, км/с	10,591	2,787	0,869	15,830	max, град	95,607	31,736	6,758	166,542
<i>Орбитоцентрическая долгота</i>					<i>Время встречи</i>				
МО, град	122,430	102,735	0,011	359,997	МО, с	45220	25016	1795	89369
СКО, град	131,599	112,752	0,009	359,994	СКО, с	45530	25357	1843	89369
min, град	125,232	104,023	0,003	359,990	min, с	44656	24985	5	89841
max, град	124,630	99,358	0,011	359,991	max, с	45795	24854	1820	89653

Из полученных результатов следует, что наибольшее количество опасных сближений имеет место при относительных скоростях более 9 км/с (рис. 2, б) и углах встречи 90...100° (рис. 2, д). Сближения происходят в основном встречно или попутно (рис. 2, в). Для экваториальных орбит сближения совершаются рав-

новероятно снизу и сверху с углами встречи порядка 70...90° по модулю (рис. 2, з). С ростом наклона орбиты наблюдается постепенное уменьшение разрыва между областью отрицательных и положительных значений, при этом большинство сближений осуществляется сверху.

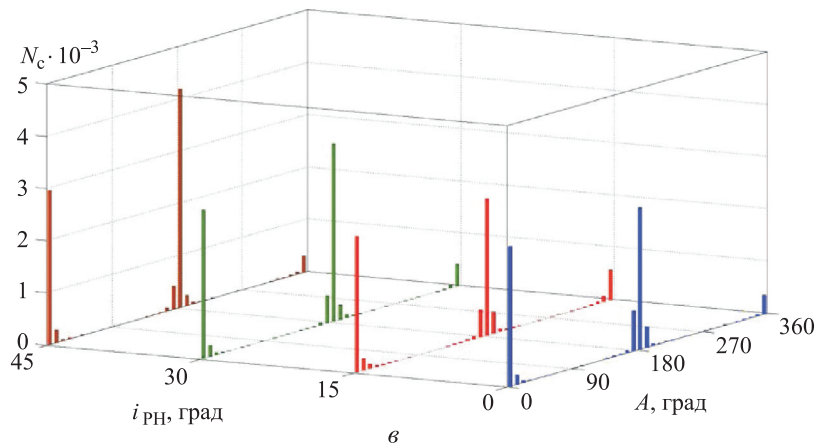
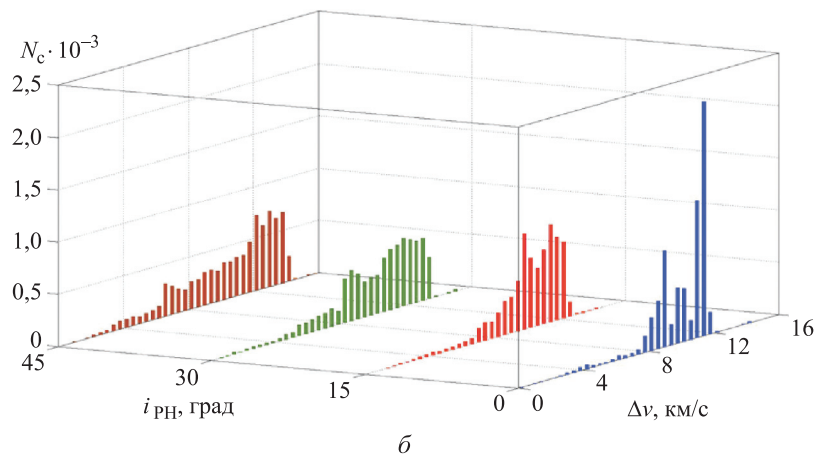
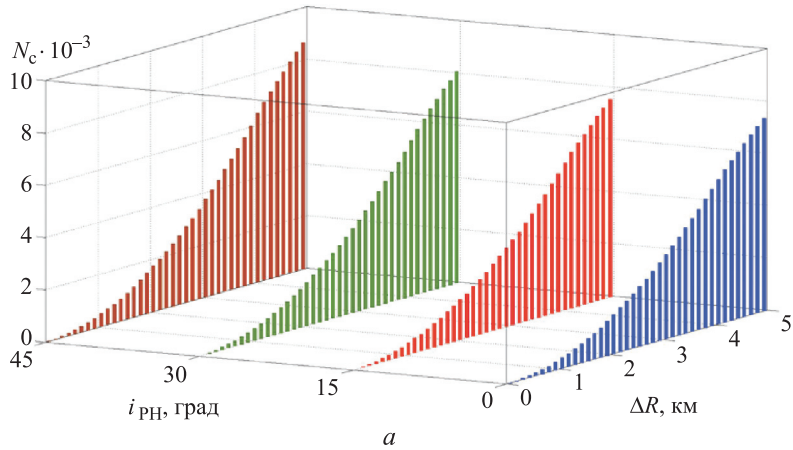


Рис. 2 (начало). Распределение количества опасных сближений  $N_c$  по их основным параметрам при разном наклоне целевой орбиты РН  $i_{РН}$ :  
 а — по относительному расстоянию сближения  $\Delta R$ ; б — по относительной скорости сближения  $\Delta v$ ;  
 в — по орбитоцентрической долготе  $A$

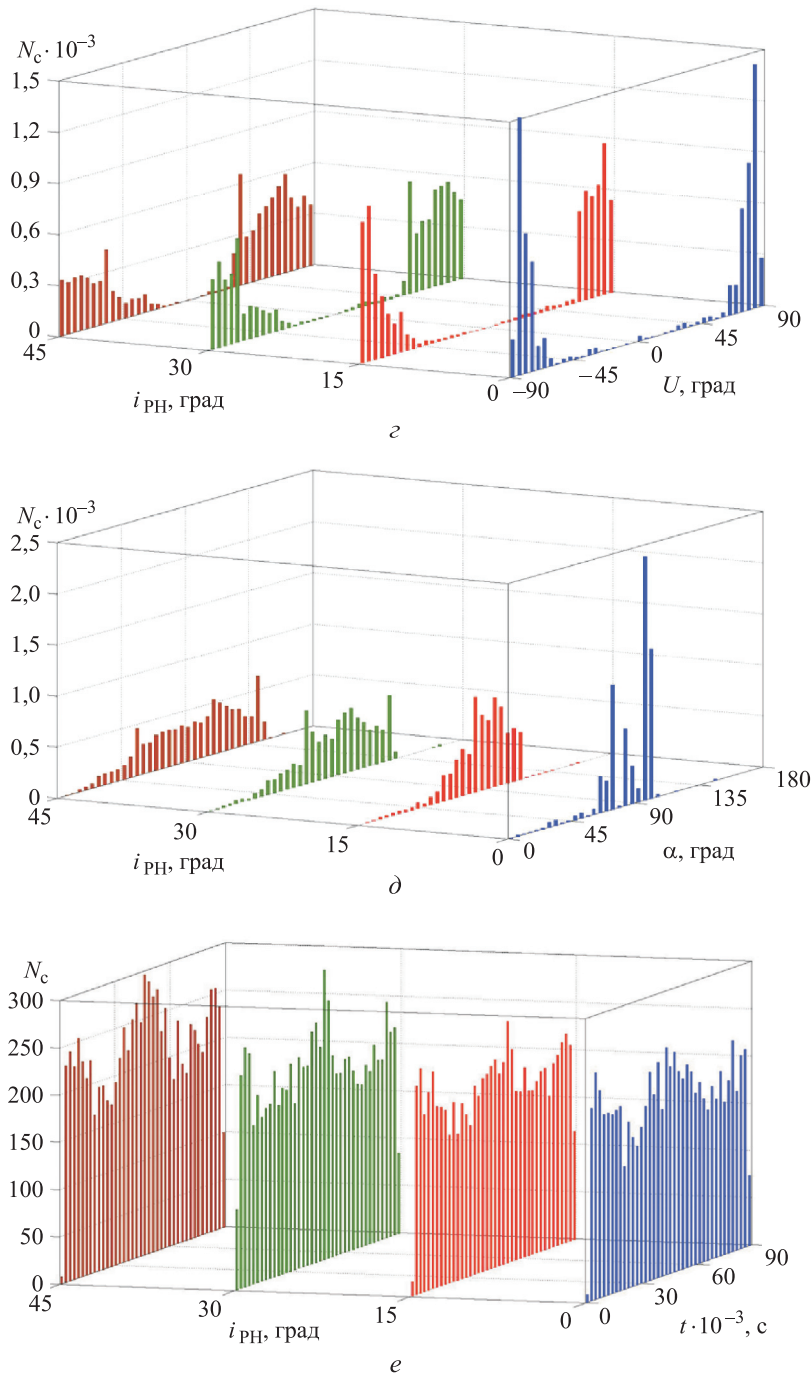


Рис. 2 (окончание). Распределение количества опасных сближений  $N_c$  по их основным параметрам при разном наклоне целевой орбиты РН  $i_{РН}$ :  $z$  — по орбитоцентрической широте  $U$ ;  $d$  — по углу встречи  $\alpha$ ;  $e$  — по времени встречи  $t$

Распределение опасных сближений по времени встречи (рис. 2, *e*) близко к равномерному, что подтверждают полученные статистические характеристики распределения (см. табл. 1), но в соответствии с критерием Пирсона равномерным не является.

На основании полученных данных можно сделать вывод, что распределения статистических характеристик опасных сближений в той

или иной степени зависят от наклона целевой орбиты РН. Для определения степени зависимости между ними проведен корреляционный анализ. Его результаты показали, что первый (МО) и второй (СКО) центральные моменты относительной скорости, орбитоцентрической широты и угла встречи, а также размах распределений относительной скорости и угла встречи опасных сближений являются

функциями наклона целевой орбиты РН (табл. 2).

Кроме того, анализ показал наличие функциональной зависимости относительной скорости и угла встречи от распределения космических КО по наклону для экваториальных орбит РН (рис. 3), а также существование функциональной зависимости между относительной скоростью сближения и углом встречи для всех рассматриваемых наклонов целевых орбит (рис. 4).

Аппроксимируем исследуемые функции с использованием метода наименьших квадратов

Таблица 2

**Корреляционный анализ распределений параметров опасных сближений**

Параметр	МО	СКО	Размах
Относительное расстояние	0,88	0,35	0,40
Относительная скорость	0,96	0,98	0,85
Орбитоцентрическая долгота	0,01	-0,43	-0,66
Орбитоцентрическая широта	0,99	-0,97	0,66
Угол встречи	0,96	0,98	0,90
Время встречи	0,22	-0,52	0,36

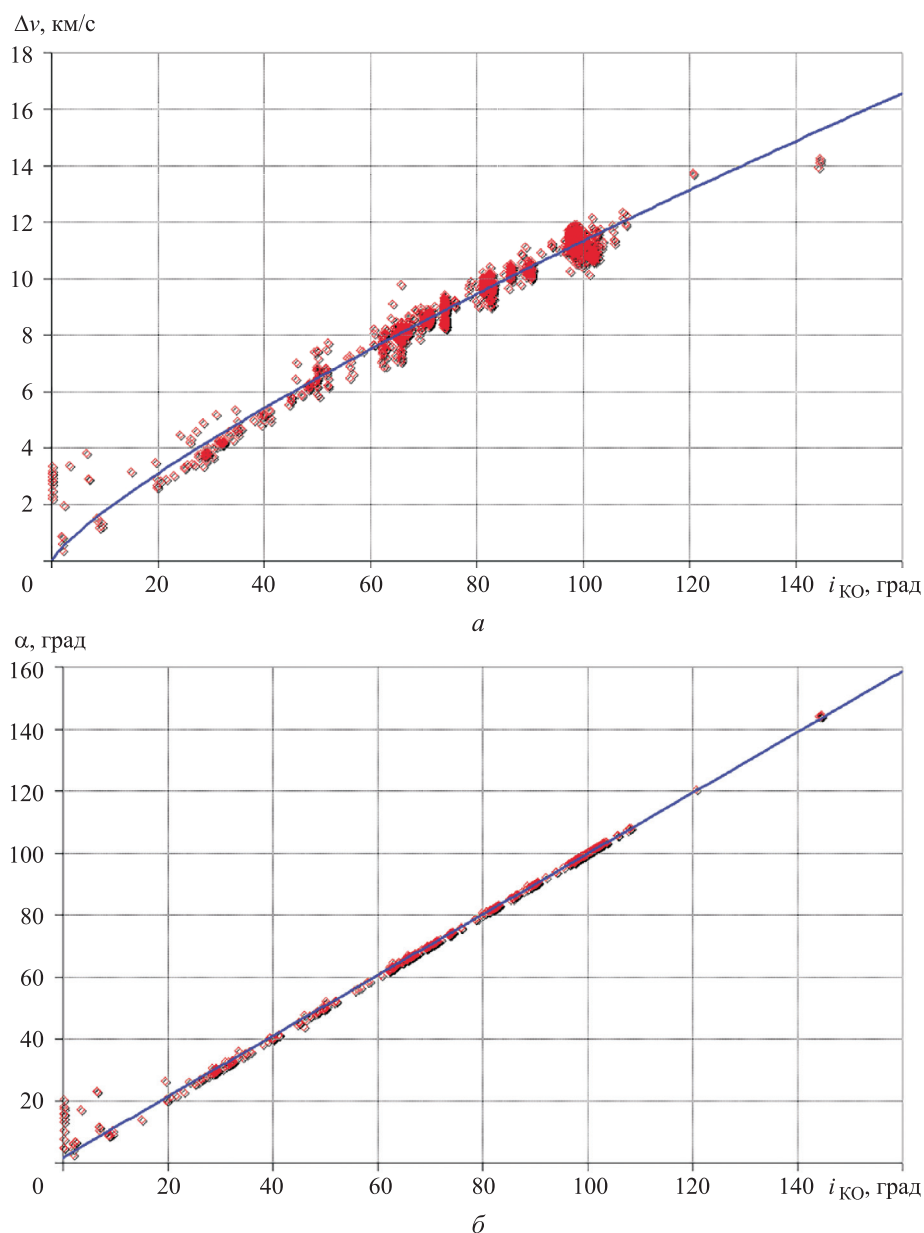


Рис. 3. Зависимость относительной скорости сближения  $\Delta v$  (а) и угла встречи  $\alpha$  (б) от наклона орбиты опасных КО  $i_{КО}$  для экваториальных орбит РН: точки — расчетные значения; кривая — аппроксимация



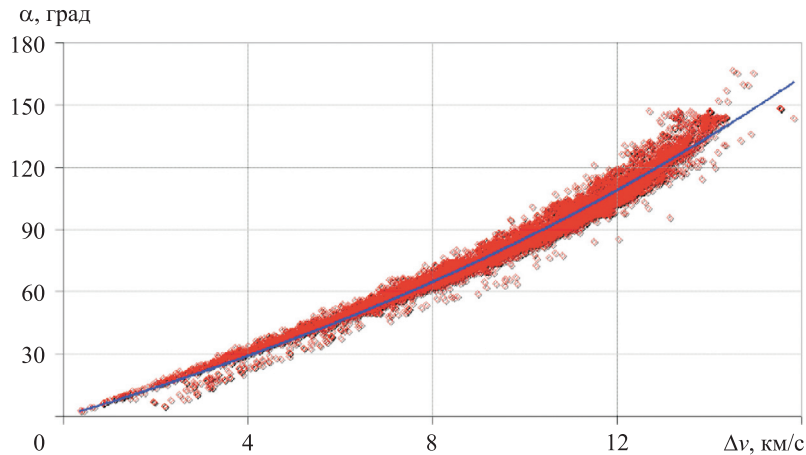


Рис. 4. Зависимость угла встречи  $\alpha$  от относительной скорости сближения  $\Delta v$  для всех рассматриваемых наклонений целевых орбит: точки — расчетные значения; кривая — аппроксимация

(см. рис. 3 и 4). Рассматриваемые зависимости имеют вид

$$\Delta \tilde{v}_\alpha = 275,0714 i_{\text{КО}}^{0,8075};$$

$$\tilde{\alpha}_\alpha = 1,7844 + 0,9802 i_{\text{КО}};$$

$$\tilde{\alpha} = 8,2 \cdot 10^{-3} \Delta v - 2,5 \cdot 10^{-7} \Delta v^2 + 2,81 \cdot 10^{-11} \Delta v^3,$$

где  $\Delta \tilde{v}_\alpha$  — аппроксимированное значение относительной скорости опасных сближений для экваториальных орбит, м/с;  $\tilde{\alpha}_\alpha$  — аппроксимированное значение угла встречи для экваториальных орбит, град;  $i_{\text{КО}}$  — наклонение орбиты опасного КО, град;  $\tilde{\alpha}$  — аппроксимированное значение угла встречи, град;  $\Delta v$  — относительная скорость сближения, м/с.

Исследуем зависимость средней концентрации опасных сближений от высоты полета и наклонения целевой орбиты РН с использованием гистограмм распределения количества опасных сближений по высоте полета РН для всего рассматриваемого диапазона высот и наклонений целевых орбит. При этом получаемые значения количества опасных сближений будут прямо пропорциональны времени полета в диапазоне высот РН.

Следовательно, среднюю концентрацию опасных сближений определим из выражения

$$n = \frac{3}{4\pi \Delta R_{\text{max}}^3 N_L} \sum_{i=1}^{N_L} \frac{N_{hi}}{t_{hi}},$$

где  $\Delta R_{\text{max}}$  — максимальное относительное расстояние опасного сближения,  $\Delta R_{\text{max}} = 5$  км;  $N_L$  — количество запусков;  $N_{hi}$  и  $t_{hi}$  — количество опасных сближений и время движения РН в исследуемом диапазоне высот.

Полученные для каждого рассматриваемого наклонения орбиты зависимости средней концентрации опасных сближений в единицу времени приведены на рис. 5 и наложены на гистограмму распределения КО по средней высоте орбиты, построенную на основании данных каталога NORAD.

Из полученных результатов следует, что функция средней концентрации опасных сближений повторяет гистограмму распределения КО. Кроме того, она возрастает пропорционально росту наклонения целевой орбиты РН. Следует также обратить внимание на близость полученных оценок к данным о средней концентрации КО [2–5]. Проведенный корреляционный анализ показал наличие функциональной зависимости концентрации от высотного распределения КО для каждого из рассматриваемых наклонений орбит РН.

Определим зависимость средней концентрации опасных сближений от высоты полета  $h$  и наклонения целевой орбиты РН. Для этого аппроксимируем гистограмму распределения КО по средней высоте орбиты  $H$  (см. рис. 5) полигауссовым распределением:

$$H = \frac{10^{-4} N_{\text{КО}}}{\sqrt{2\pi}} \left\{ 15 \exp \left[ - \left( \frac{(h-1451)^2}{6779} \right) \right] + 6 \exp \left[ - \frac{(h-1166)^2}{301967} \right] + 51 \exp \left[ - \frac{(h-795)^2}{35471} \right] \right\},$$

где  $N_{\text{КО}} = 10\,837$  согласно данным каталога NORAD для исследуемого диапазона высот (см. рис. 5).



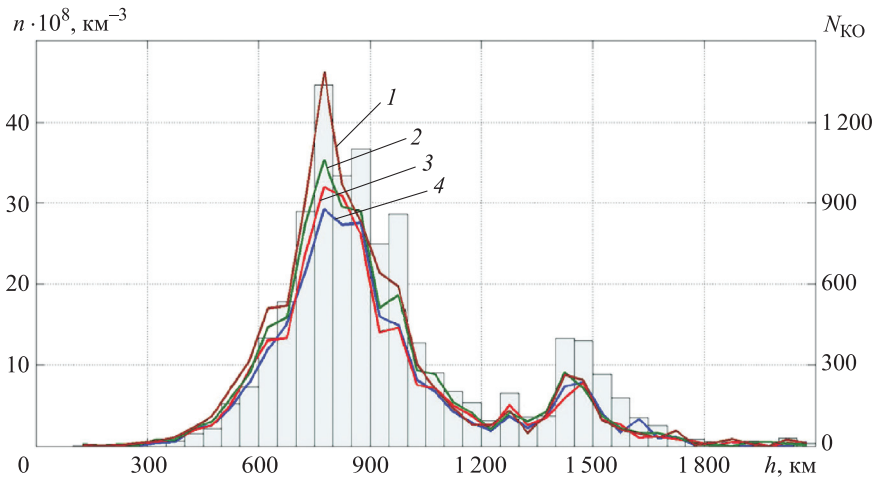


Рис. 5. Гистограмма распределения КО по средней высоте орбиты и зависимость средней концентрации  $n$  опасных сближений от высоты  $h$  полета РН при разном наклонении орбиты:  
1 —  $i_{РН} = 45^\circ$ ; 2 —  $i_{РН} = 30^\circ$ ; 3 —  $i_{РН} = 15^\circ$ ; 4 —  $i_{РН} = 0^\circ$

Введем предположение о линейности искомой зависимости, т. е.

$$\tilde{n} = n_p H, \quad (8)$$

где  $\tilde{n}$  — аппроксимирующая функция средней концентрации опасных сближений в единицу времени;  $n_p$  — весовой коэффициент.

В результате аппроксимации выражения (8) по каждому из рассматриваемых наклонений получены значения весового коэффициента (табл. 3), которые представим в виде полинома второй степени

$$n_p = (2,32 + 2,91 \cdot 10^{-3} i_{КО} + 2,62 \cdot 10^{-4} i_{КО}^2) \cdot 10^{-11}. \quad (9)$$

Подставив выражение (9) в соотношение (8), получим

$$\tilde{n} = (2,32 + 2,91 \cdot 10^{-3} i_{КО} + 2,62 \cdot 10^{-4} i_{КО}^2) \cdot 10^{-11} H. \quad (10)$$

Таблица 3

**Зависимость весового коэффициента средней концентрации опасных сближений от наклонения целевой орбиты РН**

Наклонение целевой орбиты, град	Весовой коэффициент $n_p \cdot 10^{11}$ , $\text{км}^{-3}$
0	2,32
15	2,40
30	2,67
45	2,97

Выражение (10) позволяет оценить среднюю концентрацию ( $\text{км}^{-3}$ ) опасных сближений РН с группировкой наблюдаемых объектов КМ на относительное расстояние менее 5 км в зависимости от наклонения целевой орбиты РН и распределения КО по средней высоте орбиты.

Результаты моделирования подтвердили возможность сближения РН с объектами каталогизированного КМ на относительное расстояние менее 100 м. Статистика по сближениям приведена в табл. 4.

Определим среднюю вероятность сближения РН с каталогизированными объектами в запуске на относительное расстояние менее 100 м

$$P_c = P(\Delta R \leq 100) = \frac{N_c}{N_3}, \quad (11)$$

где  $P$  — функция вероятности;  $N_c$  — количество сближений на относительное расстояние менее 100 м;  $N_3$  — количество промоделированных запусков РН.

На основании данных табл. 4 с использованием выражения (11) и, учитывая, что количество промоделированных запусков в рассматриваемом окне и диапазоне высот целевых орбит составляет 777 600, получим табличную зависимость средней вероятности сближения в запуске от наклонения целевой орбиты РН (табл. 5). Принимая во внимание, что на «хвостах» распределений зависимость чаще всего близка к линейной, определим вероятность сближения в запуске на относительное расстояние 1 и 10 м.

Таблица 4

**Параметры опасных сближений на относительное расстояние менее 100 м**

Наклонение целевой орбиты, град	Относительное расстояние, м	Относительная скорость, км/с	Орбитоцентрическая долгота, град	Орбитоцентрическая широта, град	Угол встречи, град	Средняя высота орбиты опасного КО, км
0	47	11,308	186,789	80,807	99,128	757,167
15	17	10,427	39,454	88,205	88,614	669,676
	93	6,092	2,33	45,38	45,426	270,159
30	52	8,099	4,975	63,137	63,246	548,369
	61	9,253	1,372	-77,771	77,774	862,756
	64	4,945	3,054	-40,977	41,071	1367,570
	68	12,329	186,788	48,567	131,079	1873,557
45	15	13,810	181,408	39,172	140,807	827,545
	56	11,448	192,08	-79,854	99,919	924,976
	84	12,687	184,472	65,437	114,484	651,472

Таблица 5

**Зависимость средней вероятности сближения в запуске на относительное расстояние менее 100 м от наклона целевой орбиты РН**

Наклонение целевой орбиты, град	Вероятность сближения на относительное расстояние		
	< 1 м	< 10 м	< 100 м
0	$1,3 \cdot 10^{-8}$	$1,3 \cdot 10^{-7}$	$1,3 \cdot 10^{-6}$
15	$2,6 \cdot 10^{-8}$	$2,6 \cdot 10^{-7}$	$2,6 \cdot 10^{-6}$
30	$5,1 \cdot 10^{-8}$	$5,1 \cdot 10^{-7}$	$5,1 \cdot 10^{-6}$
45	$3,9 \cdot 10^{-8}$	$3,9 \cdot 10^{-7}$	$3,9 \cdot 10^{-6}$

Исходя из того, что время АУТ для рассматриваемой РН и схемы полета составляет около 1 ч, вероятность сближения на относительное расстояние менее 10 м в годовом эквиваленте будет равно 0,001...0,005 в зависимости от наклона целевой орбиты. Полученные оценки меньше вероятности столкновения КО размером более 10 м с каталогизированным КО на высотах 800...1 000 км в течение 2000 г., составляющей 0,01 в годовом эквиваленте [4]. В то же время оценка вероятности сближения спутника диаметром 10 м с объектом КМ на солнечно синхронной орбите высотой 800 км согласно данным, приведенным Данканом Стилом [10], примерно равно 0,001 в годовом эквиваленте.

**Выводы**

1. Получены распределения относительного расстояния, относительной скорости, орбитоцентрических широты и долготы, угла встречи

и времени встречи опасных сближений РН с объектами каталогизированного КМ.

2. Большинство опасных сближений наблюдается при относительных скоростях выше 9 км/с и углах встречи более 90°, причем в плоскости орбиты РН — в основном встречно или попутно, а относительно плоскости орбиты — чаще сверху, чем снизу.

3. Распределения параметров сближения РН с объектами группировки КМ имеют сложный характер. При этом распределения относительного расстояния, относительной скорости и угла встречи функционально зависят от наклона целевой орбиты РН.

4. Распределения опасных сближений по времени встречи близки к равномерным, но в соответствии с критерием Пирсона таковыми не являются.

5. Определены зависимости относительной скорости и угла встречи опасных сближений от наклона орбиты опасных КО для случая выведения РН на экваториальную орбиту.

6. Найдена зависимость угла встречи от относительной скорости опасных сближений.

7. Найдено выражение для средней концентрации опасных сближений РН с группировкой наблюдаемых объектов КМ на относительное расстояние менее 5 км в зависимости от наклона целевой орбиты РН и распределения КО по средней высоте орбиты.

8. Оценена средняя вероятность опасных сближений на относительное расстояние менее 100 м, показана близость полученной оценки к известным результатам.

## Литература

- [1] ГОСТ Р 25645.167–2005. *Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве*. Москва, Стандартинформ, 2005. 41 с.
- [2] Назаренко А.И. *Моделирование космического мусора*. Москва, ИКИ РАН, 2013. 216 с.
- [3] Klinkrad H. *Space Debris: Models and Risk Analysis*. Chichester, Springer-Verlag, 2006. 430 p.
- [4] Вениаминов С.С., ред. *Космический мусор — угроза человечеству*. Москва, ИКИ РАН, 2013. 207 с.
- [5] Kessler D.J., Anz-Meador P.D. Critical number of spacecraft in low Earth orbit: using satellite fragmentation data to evaluate the stability of the orbital debris environment. *Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*, 19–21 March 2001, Darmstadt, Germany, Netherlands, ESA Publications Division, 2001, pp. 265–272.
- [6] Anz-Meador P., Krisko P., Matney M. GEO Evolve 1.0: A Long-Term Debris Evolution Model for the Geosynchronous Belt. *The Orbital Debris. Quarterly News*, 2000, vol. 5, no. 4. URL: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv5i4.pdf> (дата обращения 15 ноября 2017).
- [7] Patera R.P. *Vehicular trajectory collision conflict prediction method*. Patent USA no. 20040024527 A1, 2004. 14 p.
- [8] Firooz A.A., Rongier I., Wilde P.D., Sgobba T. *Safety Design for Space Operations*. Oxford, Elsevier Ltd., 2013. 1081 p.
- [9] Springer H.K., Miller W.O., Levatin J.L., Pertica A.J., Olivier S.S. Satellite Collision Modeling with Physics-Based Hydrocodes: Debris Generation Predictions of the Iridium-Cosmos Collision Event and Other Impact Events. *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, Wailea, Maui, Hawaii, 14–17 September 2010, p. E37.
- [10] Steel D. *Assessment of the Orbital Debris Collision Hazard for Low-Earth Orbit Satellites*. URL: <http://www.duncansteel.com/archives/1425> (дата обращения 15 ноября 2017).
- [11] Vittaldev V., Russell R.P. Collision Probability for Space Objects Using Gaussian Mixture Models. *23<sup>rd</sup> AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Spaceflight Mechanics*, 10–14 February 2013, Kauai, HI, United States, 2013, pp. 2339–2358.
- [12] Hejduk M.D., Plakalovic D., Newman L.K., Ollivierre J.C., Hametz M.E., Beaver B.A., Thompson R.C. *Recommended risk assessment techniques and thresholds for launch COLA operations*. URL: [http://www.astrorum.us/ESW/Files/Recommended\\_Risk\\_Assessment\\_Techniques\\_and\\_Thresholds\\_for\\_Launch\\_COLA\\_Operations\\_2013.pdf](http://www.astrorum.us/ESW/Files/Recommended_Risk_Assessment_Techniques_and_Thresholds_for_Launch_COLA_Operations_2013.pdf) (дата обращения 15 ноября 2017).
- [13] Баранов А.А., Каратунов М.О. Методика выявления и оценки сближений космического аппарата с объектами космического мусора. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, № 4. URL: <http://engjournal.ru/articles/1485/1485.pdf> (дата обращения 15 ноября 2017).
- [14] *EGM2008 — WGS 84 Version*. URL: [http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm2008/egm08\\_wgs84.html](http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm2008/egm08_wgs84.html) (дата обращения 15 ноября 2017).
- [15] Игдалов И.М., Кучма Л.Д., Поляков Н.В., Шептун Ю.Д. *Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней*. Днепропетровск, Изд-во Днепропетровского национального университета, 2010. 264 с.
- [16] Фролов К.В., ред. *Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-22: Ракетно-космическая техника. В 2 кн. Кн. 1*. Москва, Машиностроение, 2012. 925 с.
- [17] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Бином. Лаборатория знаний, 2011. 407 с.
- [18] Лысенко Л.Н. *Наведение и навигация баллистических ракет*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. 672 с.
- [19] Алексеев Ю.С., Златкин Ю.М., Кривцов В.С., Кулик А.С., Чумаченко В.И., ред. *Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1: Проектирование систем управления ракет-носителей*. Харьков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», НПП «Хартрон-Аркос», 2012. 578 с.

## References

- [1] GOST R 25645.167–2005. *Kosmicheskaya sreda (estestvennaya i iskusstvennaya). Model' prostanstvenno-vremennogo raspredeleniya plotnosti potokov tekhnogennogo veshchestva v kosmicheskom prostanstve* [State Standard R 25645.167–2005. Space environment (natural and artificial). Model of spatial and time distribution for space debris flux density in LEO]. Moscow, Standartinform publ., 2005. 41 p.
- [2] Nazarenko A.I. *Modelirovanie kosmicheskogo musora* [Modeling of space debris]. Moscow, IKI RAN publ., 2013. 216 p.
- [3] Klinkrad H. *Space Debris: Models and Risk Analysis*. Chichester, Springer-Verlag, 2006. 430 p.
- [4] *Kosmicheskii musor — ugroza chelovechestvu* [Space debris is a threat to humanity]. Ed. Veniaminov S.S. Moscow, IKI RAN publ., 2013. 207 p.
- [5] Kessler D.J., Anz-Meador P.D. Critical number of spacecraft in low Earth orbit: using satellite fragmentation data to evaluate the stability of the orbital debris environment. *Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*, 19–21 March 2001, Darmstadt, Germany, Netherlands, ESA Publications Division, 2001, pp. 265–272.
- [6] Anz-Meador P., Krisko P., Matney M. GEO Evolve 1.0: A Long-Term Debris Evolution Model for the Geosynchronous Belt. *The Orbital Debris. Quarterly News*, 2000, vol. 5, no. 4. Available at: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv5i4.pdf> (accessed 15 November 2017).
- [7] Patera R.P. *Vehicular trajectory collision conflict prediction method*. Patent USA no. 20040024527 A1, 2004. 14 p.
- [8] Firooz A.A., Rongier I., Wilde P.D., Sgobba T. *Safety Design for Space Operations*. Oxford, Elsevier Ltd., 2013. 1081 p.
- [9] Springer H.K., Miller W.O., Levatin J.L., Pertica A.J., Olivier S.S. Satellite Collision Modeling with Physics-Based Hydrocodes: Debris Generation Predictions of the Iridium-Cosmos Collision Event and Other Impact Events. *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, Wailea, Maui, Hawaii, 14–17 September 2010, p. E37.
- [10] Steel D. *Assessment of the Orbital Debris Collision Hazard for Low-Earth Orbit Satellites*. Available at: <http://www.duncansteel.com/archives/1425> (accessed 15 November 2017).
- [11] Vittaldev V., Russell R.P. Collision Probability for Space Objects Using Gaussian Mixture Models. *23<sup>rd</sup> AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Spaceflight Mechanics*, 10–14 February 2013, Kauai, HI, United States, 2013, pp. 2339–2358.
- [12] Hejduk M.D., Plakalovic D., Newman L.K., Ollivierre J.C., Hametz M.E., Beaver B.A., Thompson R.C. *Recommended risk assessment techniques and thresholds for launch COLA operations*. Available at: [http://www.astrorum.us/ESW/Files/Recommended\\_Risk\\_Assessment\\_Techniques\\_and\\_Thresholds\\_for\\_Launch\\_COLA\\_Operations\\_2013.pdf](http://www.astrorum.us/ESW/Files/Recommended_Risk_Assessment_Techniques_and_Thresholds_for_Launch_COLA_Operations_2013.pdf) (accessed 15 November 2017).
- [13] Baranov A.A., Karatunov M.O. Metodika vyivleniya i otsenki sblizheniya kosmicheskogo apparata s ob'ektami kosmicheskogo musora [Techniques of Identification and Evaluation of Spacecraft Approaches to Space Debris]. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation]. 2016, no. 4. Available at: <http://engjournal.ru/articles/1485/1485.pdf> (accessed 15 November 2017).
- [14] *EGM2008 — WGS 84 Version*. Available at: [http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm2008/egm08\\_wgs84.html](http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm2008/egm08_wgs84.html) (accessed 15 November 2017).
- [15] Igdalov I.M., Kuchma L.D., Poliakov N.V., Sheptun Iu.D. *Dinamicheskoe proektirovanie raket. Zadachi dinamiki raket i ikh kosmicheskikh stupenei* [Dynamic design of missiles. The problems of the dynamics of rockets and their cosmic stages]. Dnepropetrovsk, Dnepropetrovskii natsional'nyi universitet publ., 2010. 264 p.
- [16] *Mashinostroenie. Entsiklopediia. T. 4-22: Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Mechanical engineering. Encyclopedia. Vol. 4-22: Rocket and space technology]. B. 1. Ed. Frolov K.V. Moscow, Mashinostroenie publ., 2012. 925 p.
- [17] Sikharulidze Iu.G. *Ballistika i navedenie letatel'nykh apparatov* [Ballistics and guidance of aircraft]. Moscow, Binom. Laboratoriia znaniy publ., 2011. 407 p.

- [18] Lysenko L.N. *Navedenie i navigatsiia ballisticheskikh raket* [Guidance and navigation of ballistic missiles]. Moscow, Bauman Press, 2007. 672 p.
- [19] *Proektirovanie sistem upravleniia ob"ektov raketno-kosmicheskoi tekhniki. T. 1: Proektirovanie sistem upravleniia raket-nositelei* [Designing control systems for rocket and space equipment. Vol. 1: Design of control systems for launch vehicles]. Ed. Alekseev Iu.S., Zlatkin Iu.M., Krivtsov V.S., Kulik A.S., Chumachenko V.I. Khar'kov, Natsional'nyi aero-kosmicheskii universitet im. N.E. Zhukovskogo «Khar'kovskii aviatsionnyi institut» publ., NPP «Khartron-Arkos» publ., 2012. 578 p.

Статья поступила в редакцию 15.01.2018

## Информация об авторе

**ГОЛУБЕК Александр Вячеславович** (Днепр) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Системы автоматизированного управления». Днепропетровский национальный университет им. Олеса Гончара (49010, Днепр, Украина, пр. Гагарина, д. 72, e-mail: juffin79@yandex.ru).

## Information about the author

**GOLUBEK Aleksandr Vyacheslavovich** (Dnepr) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Automatic Control Systems. Dnepr National University named after Oles Gonchar (49010, Dnepr, Ukraine, Gagarin Ave., Bldg. 72, e-mail: juffin79@yandex.ru).



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышло в свет 2-е издание монографии  
**Л.И. Пономарева, В.А. Вечтомова,  
А.С. Милосердова**

### «Бортовые цифровые многолучевые антенные решетки для систем спутниковой связи»

Рассмотрены возможности спутниковых многолучевых зеркальных и линзовых антенн, а также особенности построения бортовых цифровых многолучевых антенных решеток на основе крупноапертурных зеркальных и линзовых излучателей. Приводятся результаты оптимизации структуры и характеристик крупноапертурных излучателей, а также антенных решеток из них. Показаны преимущества многолучевых крупноапертурных излучателей при построении антенных решеток для глобальных систем спутниковой связи и возможные схмотехнические и конструктивные решения по построению цифровых антенных решеток.

Для специалистов в области разработки систем спутниковой связи, а также аспирантов и студентов, обучающихся по специальностям «Радиоэлектронные системы и комплексы» и «Радиотехника».

**По вопросам приобретения обращайтесь:**

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru