

УДК 523.24

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБРАЗОВАНИЯ, ОРБИТАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ И РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ФРАГМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

© 2010 г. Т. В. Бордовицына, А. Г. Александрова

Томский госуниверситет, Томск

Поступила в редакцию 13.07.2009 г.

В работе представлено описание разработанных авторами численных моделей, предназначенных для исследования процесса образования, орбитальной эволюции и пространственного распределения фрагментов космического мусора, возникающего на орбитах в результате распада космических аппаратов. Приведены результаты тестирования моделей и данные по их использованию.

PACS: 95.10.Ce, 91.10.Sp, 95.40+s

ВВЕДЕНИЕ

Как известно (Рыхлова, 2003; Klinkrad, 2006), значительная часть отслуживших свой срок космических аппаратов (КА), отработавших верхних ступеней ракет-носителей, а также различные элементы конструкций КА превращается в космический мусор. Дополнительная засоренность возникает в результате преднамеренных или самопроизвольных взрывов на орбитах или при столкновении КА. По данным NASA (<http://www.nasa.gov>) на конец 2008 г. в околоземном пространстве находилось 12850 крупных объектов искусственного происхождения, причем среди них было всего 3190 космических аппаратов, из них только 6% функционирующие, а все остальное – космический мусор. Это только каталогизированные объекты. По сравнению с данными на 1 января 2008 г., число отслеживаемых объектов возросло на 395. В целом предполагается, что в космосе на сегодня находится около 19000 объектов размером от 10 см и более, и только 4% из них – работающие КА. Вся эта совокупность неуправляемых объектов стала частью околоземной космической среды, эволюция которой происходит в рамках законов небесной механики. Однако механизм образования объектов, как будет показано ниже, оказывает значительное влияние на общую картину их орбитальной эволюции.

Настоящая работа посвящена исследованию динамических аспектов процесса образования, орбитальной эволюции и распределения фрагментов космического мусора в околоземном пространстве.

Для целей такого исследования авторами разработан комплекс алгоритмов и программ, который

позволяет численно моделировать все этапы упомянутого выше процесса.

В данной статье мы даем описание разработанного нами программно-математического комплекса и представляем ряд наиболее интересных с нашей точки зрения результатов по исследованию динамики различных этапов процесса образования и эволюции фрагментов космического мусора.

По типу орбит все каталогизированные объекты принято делить (Klinkrad, 2006) на следующие классы или области:

LEO – low-Earth orbits, то есть низкоорбитальные объекты;

MEO – medium Earth orbits, объекты на орбитах между LEO и GEO;

GEO – geostationary orbits, объекты на геостационарных орбитах;

GTO – GEO transfer orbits, объекты на орбитах перехода в область GEO;

HEO – highly eccentric orbits, объекты с большими эксцентриситетами орбит.

Мы будем придерживаться этой классификации. В процентном отношении все каталогизированные объекты делятся по областям следующим образом: LEO (с высотами менее 2000 км) – 69.2%; MEO – 3.9%; GEO – 7.8%; HEO/GTO – 9.7%. И небольшая фракция, примерно 150 объектов, выведена на внеземные орбиты.

Следует сказать, что для слежения за каталогизированными объектами разработаны обширные программные комплексы, обзор которых дан в работе (Назаренко, 2001). Эти комплексы рассчитаны на прогнозирование опасных сближений КА с космическим мусором на траекториях вывода и функционирования КА и, как правило, не пред-

назначены для моделирования процесса образования и исследования орбитальной эволюции всей совокупности фрагментов космического мусора, образовавшегося на орбитах в результате распада КА. Однако только численное моделирование процесса распада и исследования орбитальной эволюции всех образовавшихся фрагментов позволяет выявить особенности распределения объектов в пространстве и проследить изменения этого распределения во времени. Разработанное нами программно-математическое обеспечение предназначено для такого рода исследований.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ РАСПАДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Всего с момента запуска первого спутника зарегистрировано 188 взрывов и столкновений аппаратов на орбитах, 173 из них занесены в каталог NASA "History of on-orbit satellite fragmentation", который можно найти по адресу (<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov>). Данными этого каталога мы будем пользоваться в своих модельных расчетах.

Будем предполагать, что в момент распада космического аппарата в результате изотропного взрыва координаты каждого фрагмента совпадают с координатами родительского тела, а компоненты скорости фрагмента определяются по формулам (Бордовицына, Дружинина, 1998):

$$\begin{aligned} \dot{x}_{10} &= v_1 + \Delta v \cos \tau, \\ \dot{x}_{20} &= v_2 + \Delta v \sin \tau \cos \phi, \\ \dot{x}_{30} &= v_3 + \Delta v \sin \tau \sin \phi, \end{aligned} \quad (1)$$

где v_1, v_2, v_3 – компоненты скорости родительского объекта в геоцентрической системе координат. Параметры Δv , τ и ϕ задают величину и направление вектора скорости фрагмента относительно родительского тела и рассматриваются как случайные величины, определяемые с помощью метода обратных функций по заданным функциям плотности распределения.

Плотности распределения для τ , ϕ задаются следующими формулами:

$$p(\phi) = \frac{1}{2\pi}, \quad p(\tau) = \frac{\sin \tau}{2}. \quad (2)$$

Величина скорости фрагментов относительно родительского тела Δv определяется по формуле (Pardini и др., 1998):

$$\Delta v = \begin{cases} \Delta \bar{v}(0.1 + 0.6\sqrt{3y}) & 0.00 \leq y \leq 0.75, \\ \Delta \bar{v}(1.3 - 0.6\sqrt{1-y}) & 0.75 \leq y \leq 1.00, \end{cases} \quad (3)$$

где y – случайная величина от 0 до 1 с равномерной плотностью распределения, а $\Delta \bar{v}$ – средняя скорость, которая находится из соотношений:

а) взрыв

$$\log \Delta \bar{v} = -0.0676(\log d)^2 - 0.804 \log d - 1.514, \quad (4)$$

б) столкновение

$$\log \left(\frac{\Delta \bar{v}}{V} \right) = \begin{cases} A_c + B_c [\log(d/d_m)] & d \geq d_m, \\ A_c & d < d_m, \end{cases} \quad (5)$$

где $d_m = \frac{1}{E^3/C_c}$, V, E – относительная скорость и кинетическая энергия ударника, A_c, B_c, C_c – следующие постоянные:

$$\begin{aligned} A_c &= -0.125, \\ B_c &= -0.0676, \\ C_c &= 8.01 \times 10^8, \end{aligned}$$

d – диаметр фрагмента (м). В предположении, что фрагмент имеет сферическую форму, диаметр определяется по формуле: $d = 2\sqrt{A/\pi}$, где A – площадь поперечного сечения фрагмента (м²), которая находится из логарифмонормального распределения:

$$p(A) = \frac{1}{0.8\sqrt{2\pi}} \times \frac{1}{A} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\ln A - \ln \bar{A}}{0.8} \right)^2}, \quad (6)$$

$$m = \begin{cases} 62.013 \bar{A}^{1.13} & \bar{A} \geq 8.04 \times 10^{-5}, \\ 2030.33 \bar{A}^{1.5} & \bar{A} \leq 8.04 \times 10^{-5}, \end{cases} \quad (7)$$

где m – масса фрагмента (кг), \bar{A} – средняя площадь поперечного сечения фрагмента (м²). Массы фрагментов определяются из соотношений:

а) взрыв высокой интенсивности

$$N(m) = \begin{cases} N_0 e^{-cm} & m \geq 0.05, \\ 0.439 \left(\frac{m}{0.1 \times M_t} \right)^{-0.75} & m < 0.05, \end{cases} \quad (8)$$

N_0, c – параметры, определяющие мощность взрыва, которые варьируются так, чтобы распределение масс оставалось непрерывным (Pensa и др., 1996).

б) взрыв средней интенсивности

$$N(m) = \begin{cases} 9.4561 \times 10^{-3} M_t / m & m < 0.015, \\ 0.7901 M_t e^{-1.8202\sqrt{m}} & 0.015 \leq m < 1.936, \\ 0.1555 M_t e^{-1.8202\sqrt{m}} & m < 1.936, \end{cases} \quad (9)$$

в) взрыв низкой интенсивности

$$N(m) = \begin{cases} 0.171 M_t e^{-0.6202\sqrt{m}} & m \geq 1.936, \\ 0.869 M_t e^{-1.8202\sqrt{m}} & m < 1.936, \end{cases} \quad (10)$$

где M_t – масса КА (кг), а N – число фрагментов массой больше чем m (кг).

Таблица 1. Данные об объектах

КА	Дата распада	m , кг	h , км	e	i , град	Ω , град	ω , град	M
Космос-1275	26.07.81	800	980	0.0036	82.963	119.824	139.033	221.356
Космос-1375	06.06.82	650	995	0.0005	65.839	350.281	26.567	333.500
Nimbus-6 R/B	01.05.91	840	1090	0.0006	99.5801	326.211	148.399	211.752
P-78 (SOLWIND)	24.02.79	850	525	0.0022	97.634	82.502	99.408	260.964
USA-19	05.09.86	930	220	0.0391	39.066	28.1524	26.707	335.326
USA-19R/B	05.09.86	1455	220	0.0288	22.783	10.4654	54.777	307.938
Экран-2	23.06.78	1750	35790	0.0001	0.1137	78.3897	325.277	78.3897
Космос-375	30.10.70	1400	535	0.1022	62.805	96.408	56.086	313.310
Космос-397	25.02.71	1400	585	0.1016	65.762	352.867	50.306	318.552
Космос-1405	04.09.82	3000	330	0.0021	65.006	126.126	318.093	42.037
GEMINI-9	01.06.66	3400	250	0.0025	28.844	223.906	135.251	221.977

г) столкновение

$$N(m) = 0.4396 \left(\frac{M_e}{m} \right)^{0.7496}, \quad (11)$$

M_e – общая масса выброса (кг). В случае катастрофического распада $M_e = M_t + m_p$, где M_t и m_p – массы мишени и ударника (кг).

Формула (5) справедлива только в случае катастрофического распада. Является ли столкновение катастрофическим, определяет следующее условие:

$$\begin{cases} \frac{1.15 \times V^2 \times m_p}{M_t} < 0.1 & \text{режим кратеризации,} \\ \frac{1.15 \times V^2 \times m_p}{M_t} \geq 0.1 & \text{катастрофический распад.} \end{cases}$$

ТЕСТИРОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ РАСПАДА КА

Тестирование моделей распада на объектах зоны LEO проводилось нами по данным упомянутого выше каталога NASA. Что же касается зоны GEO, то здесь зафиксировано всего два взрыва, один из них связан с распадом американского аппарата 68081E Transtage-13 на три части и другой – со взрывом солнечных батарей на российском аппарате Экран-2. Последний не привел к распаду аппара-

та, но мы будем использовать данные об орбите и массе КА Экран-2 при моделировании распада аппаратов в зоне GEO и исследовании особенностей орбитальной эволюции фрагментов распада. Основные параметры рассматриваемых КА приведены в табл. 1.

Результаты наблюдений фрагментов распада космического аппарата на орбите в каталоге NASA представлены в виде графиков зависимости высот апогея и перигея фрагментов от периода обращения.

Аналогичные зависимости были получены нами по результатам моделирования с использованием вышеописанных алгоритмов и соответствующие графики вместе с графиками из каталога NASA приведены на рис. 1–6, причем данные на рис. 1–3 соответствуют распределению фрагментов после взрывов объектов, а на рис. 4–6 – распределению фрагментов после столкновения. Сопоставление графиков показывает хорошее совпадение результатов моделирования с данными каталога НАСА. На рис. 7–9 приведены результаты, которые показывают, что в сомнительных случаях, когда нет уверенности, какое именно событие привело к распаду аппарата, моделирование может помочь в установлении истины. Причем чем ближе наблюдения к моменту события, тем увереннее может быть выбор. На рис. 10 дан графический анализ распада аппара-

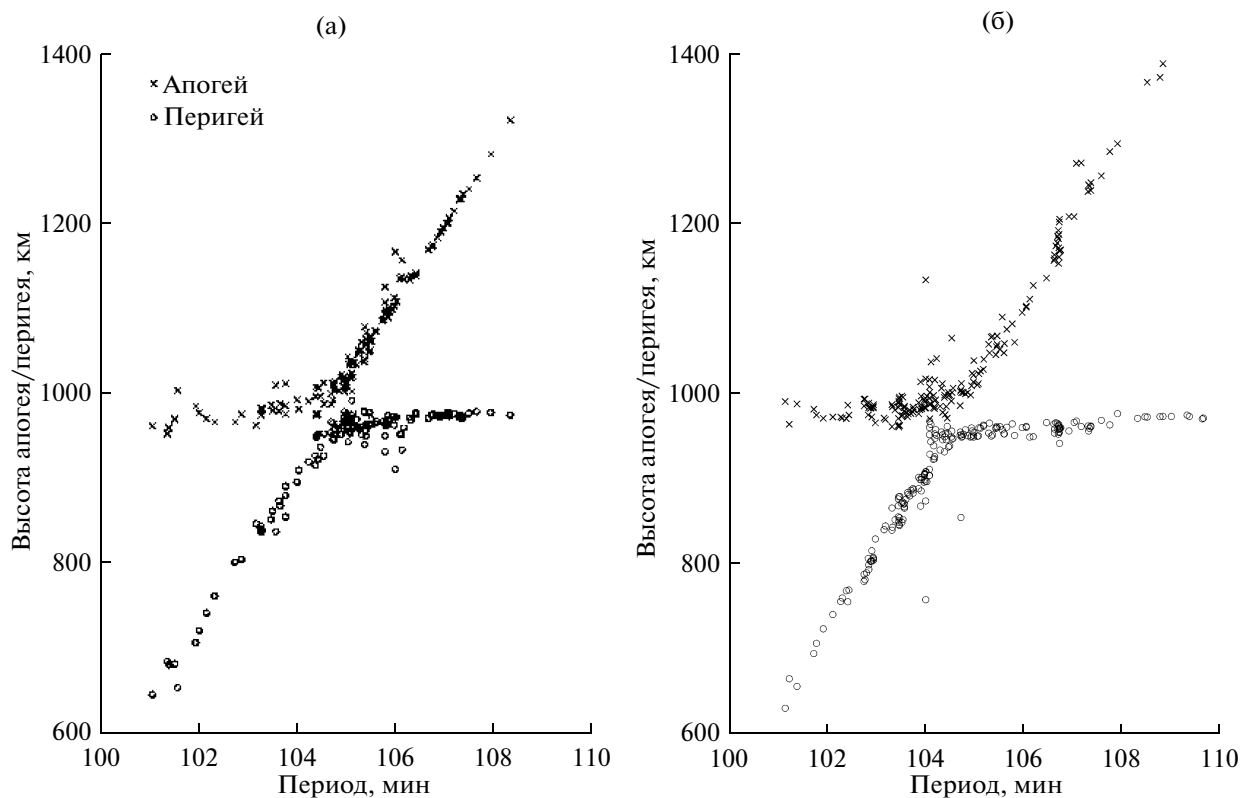


Рис. 1. Распределение фрагментов распада КА Космос-1275 через неделю после взрыва: (а) — по данным каталога NASA; (б) — по данным моделирования.

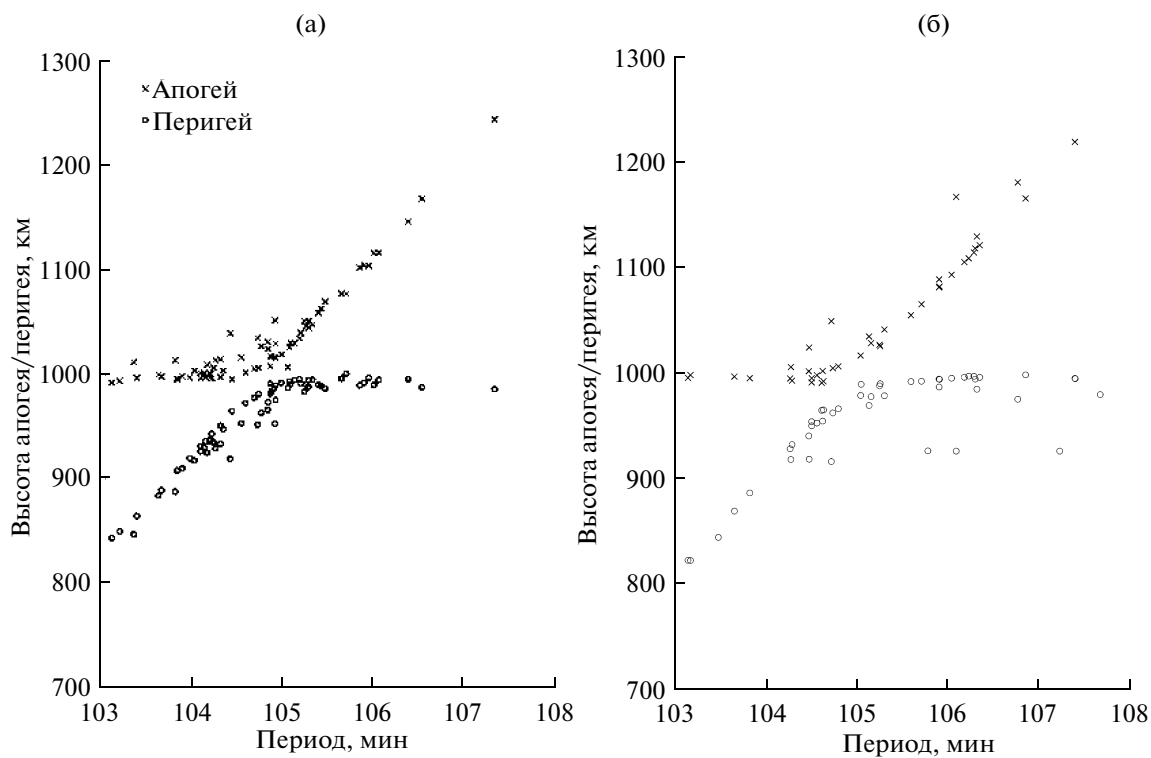


Рис. 2. Распределение фрагментов распада КА Космос-1375 через несколько часов после взрыва: (а) — по данным каталога NASA; (б) — по данным моделирования.

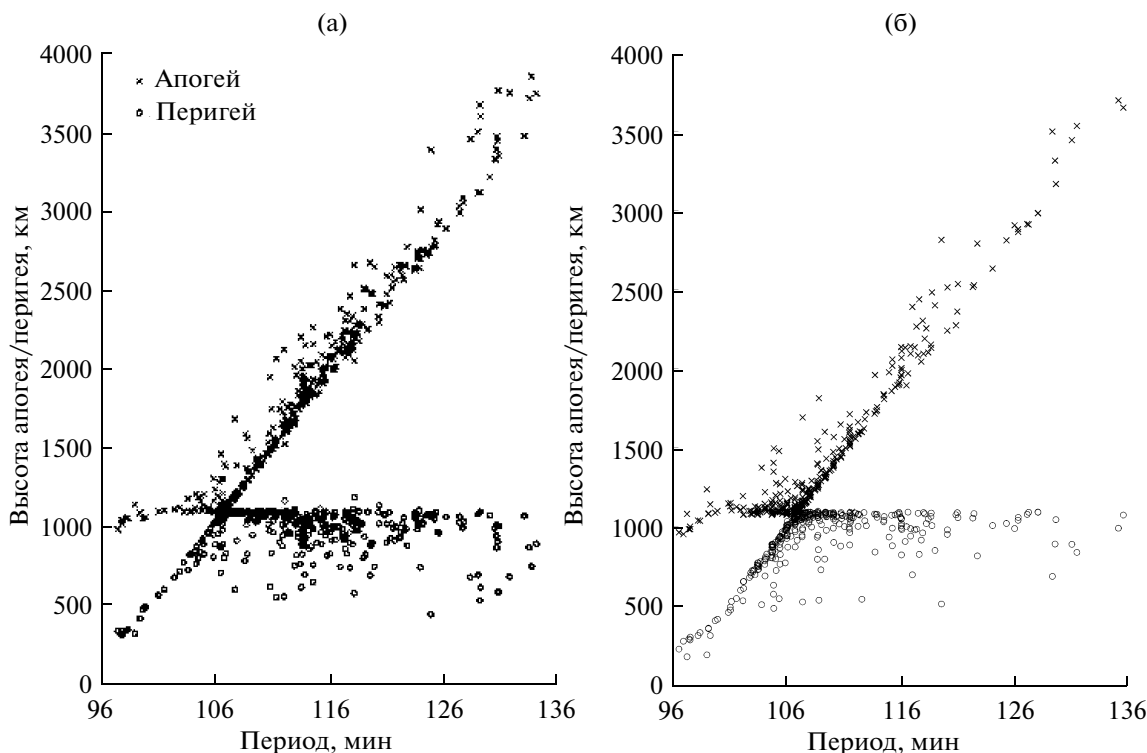


Рис. 3. Распределение фрагментов распада КА Nimbus-6 R/V через неделю после взрыва: (а) – по данным каталога NASA; (б) – по данным моделирования.

та GEMINI-9ATDA R/V. Результаты показывают, что в процессе распада, скорее всего, имел место взрыв и последующее столкновение фрагментов.

Модель взрыва была проверена также на основе данных наблюдений фрагментов ИСЗ 68081E Transtage-13. Для данного КА мы располагали небольшим количеством орбитальных данных после его взрыва 21 февраля 1992 г. (Вершков и др., 2001) и, кроме того, в работе (Ренза и др., 1996) было выполнено довольно подробное исследование этого события.

С помощью построенной модели распада КА определены элементы орбит ИСЗ и его фрагментов после взрыва. Данные результатов наблюдения и моделирования, приведенные в табл. 2, показывают хорошее согласие наблюдаемых и модельных орбит.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ ФРАГМЕНТОВ РАСПАДА КА

В основу моделирования динамики совокупности объектов геостационарной зоны положена мо-

Таблица 2. Элементы орбит Transtage-13 и его фрагментов до и после взрыва, полученные по данным наблюдений и моделирования

	68081E Transtage-13 до взрыва	68081E Transtage-13 после взрыва		68081G Фрагмент		68081H Фрагмент	
		Наблюдения	Модель	Наблюдения	Модель	Наблюдения	Модель
i , град	11.887	11.9055	11.917	11.9177	11.890	11.9261	11.857
Ω , град	21.744	21.7657	21.3226	21.4662	21.7015	21.4775	22.1738
ω , град	45.840	71.4630	71.436	73.0072	74.0772	132.4364	125.8261
ν , град	33.081	37.7610	38.001	36.7980	35.7611	345.0407	352.9804
u , град	109.2272	109.2371	109.437	109.8052	109.8383	117.4771	118.8065
e	0.009486	0.009486	0.00839	0.01330	0.01331	0.006757	0.00709
a км	41837.44	41820.05	41847.37	41951.56	41991.69	41766.12	41683.32

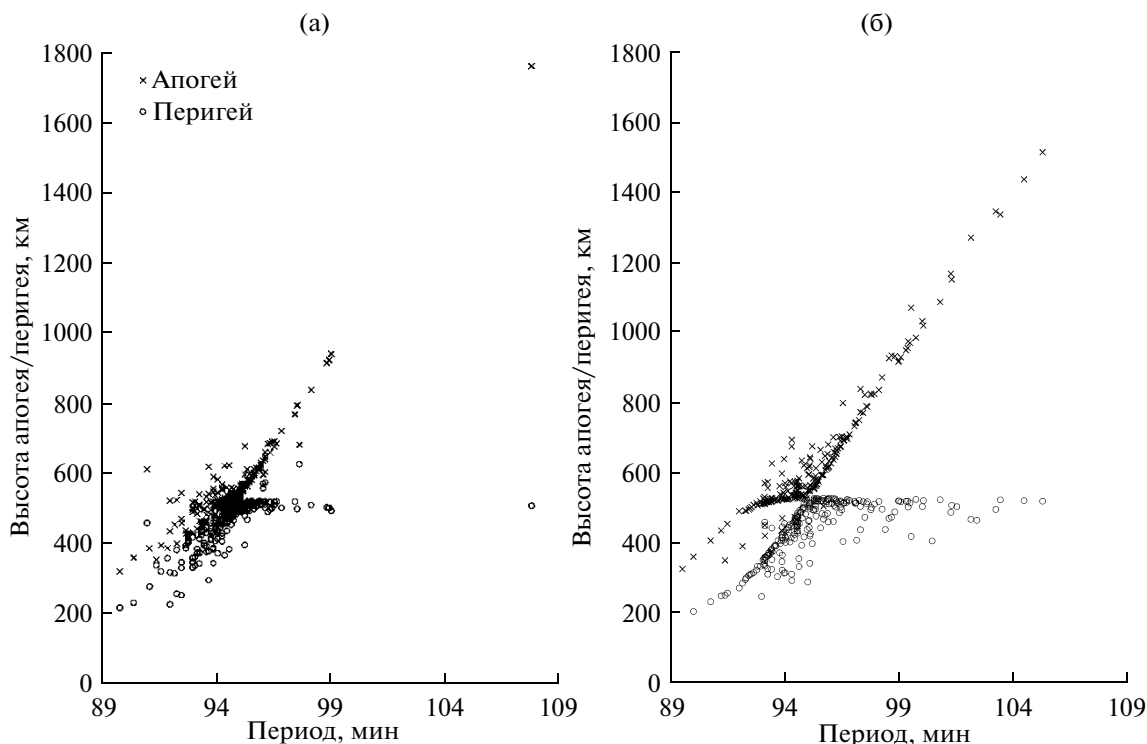


Рис. 4. Распределение фрагментов распада P-78 (SOLWIND) через 11 ч после столкновения: (а) – по данным каталога NASA; (б) – по данным моделирования.

дифицированная версия программного комплекса “Численной модели движения ИСЗ” (Бордовицына и др., 2007), разработанного в НИИ ПММ ТГУ. Исходный текст программы написан на языке Фортран-90, а трансляция программы в исполняемый код выполнена с помощью свободно распространяемого компилятора Salford Fortran 5.0, позволяющего использовать 19-разрядную машинную точность. Поэтому все расчеты внутри численной модели выполняются с 19 значащими цифрами. Это позволило нам отказаться от использования метода Энке при записи уравнений движения и этим несколько упростить и унифицировать программный комплекс. Новая версия программного

комплекса использует в процессе интегрирования уравнения движения и уравнения в вариациях, записанные в прямоугольных координатах. Уравнения интегрируются методом Эверхарта высокого порядка (до 29 включительно). В процессе интегрирования учитываются возмущения от гармоник геопотенциала произвольного порядка, возмущения от Луны, Солнца, твердых приливов в теле Земли и светового давления.

Для используемой версии модели нами были получены оценки точности прогноза движения геосинхронных спутников на интервале времени 10 лет.

Таблица 3. Ошибка прогноза положения Δr , большой полуоси Δa , и долготы подспутниковой точки $\Delta \lambda$

λ_0 , град	Оценка погрешности по прямому и обратному решению			Оценка методической погрешности		
	Δr , м	Δa , м	$\Delta \lambda$, угл. с	Δr , м	Δa , м	$\Delta \lambda$, угл. с
75	9.9	0.003	0.049	10.8	0.003	0.053
120	16.6	0.085	0.081	9.5	0.323	0.046
344	705.6	0.549	3.449	1568	1.253	7.617
164	3645	3.151	19.37	2190	1.958	10.66

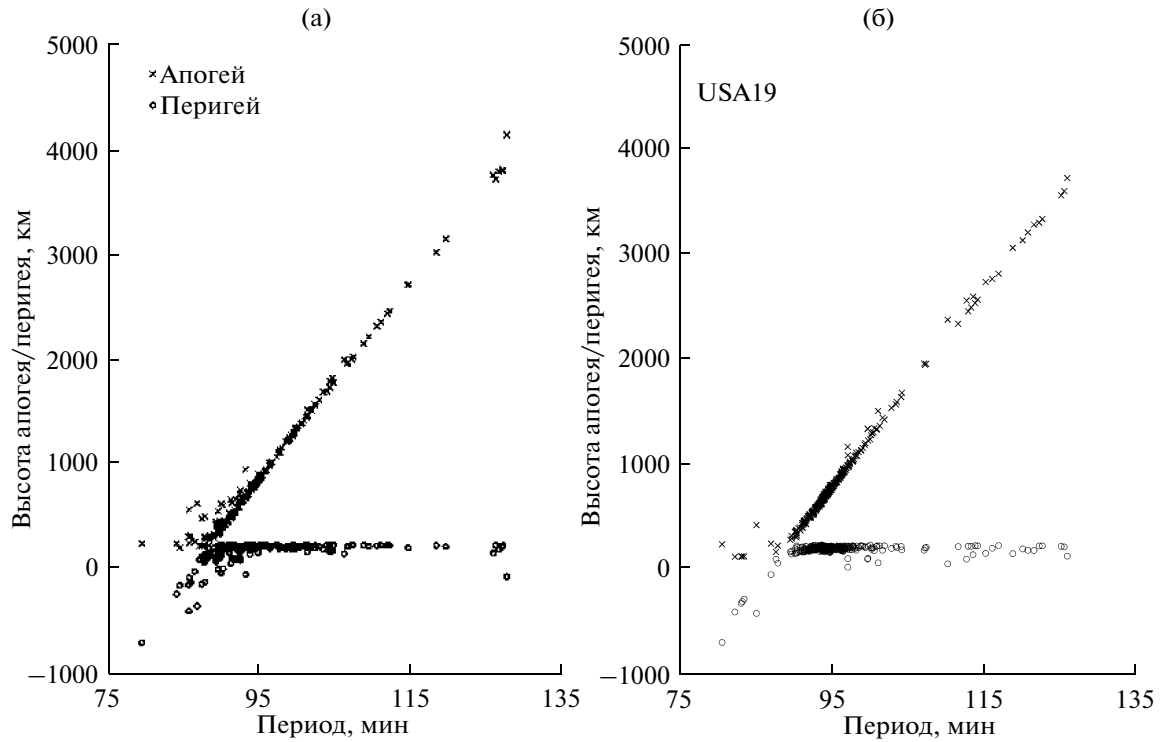


Рис. 5. Распределение фрагментов распада USA-19 через день после столкновения: (а) – по данным каталога NASA; (б) – по данным моделирования.

Следует отметить, что детальный анализ возможностей использования версии численной модели с уравнениями движения в форме Энке в исследовании орбитальной эволюции объектов геостационарной зоны на интервале 200 лет был дан в работе (Кузнецов, 2008).

Так же, как и в работе (Кузнецов, Кудрявцев, 2008), для оценки влияния на точность прогнозирования параметров либрационного движения геостационарного спутника были выбраны четыре объекта, для которых значения начальной долготы подспутниковой точки λ_0 (первый столбец в табл. 3) позволяют учесть все виды либрационного движения.

Полученные оценки подтверждают сделанный в (Кузнецов, Кудрявцев, 2008) вывод о том, что точность прогноза зависит от амплитуды либрационного движения и, чем меньше амплитуда либрации, тем выше точность прогноза. Наименьшую точность прогнозирования имеют квазислучайные траектории с $\lambda_0 = 164^\circ$. В табл. 3 приведены две оценки: по прямому и обратному интегрированию и из сравнения решений 19 и 23 порядков.

ВЫЧИСЛЕНИЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ПЛОТНОСТИ ФРАГМЕНТОВ РАСПАДА

Для построения распределения пространственной плотности фрагментов распада область про-

Таблица 4. Границы разброса

№	a_{\min} , КМ	a_{\max} , КМ	e_{\min}	e_{\max}	i_{\min} , град	i_{\max} , град	v_{\min} , КМ/с	v_{\max} , КМ/с
1	32691	63006	0.0015	0.332	0.0025	9.261	2.59	3.54
2	38953	45609	0.0012	0.103	0.0029	3.701	2.96	3.24
3	37475	52675	0.0003	0.202	0.0003	4.006	2.87	3.26
4	40352	44963	0.0010	0.056	0.0015	2.670	2.99	3.20

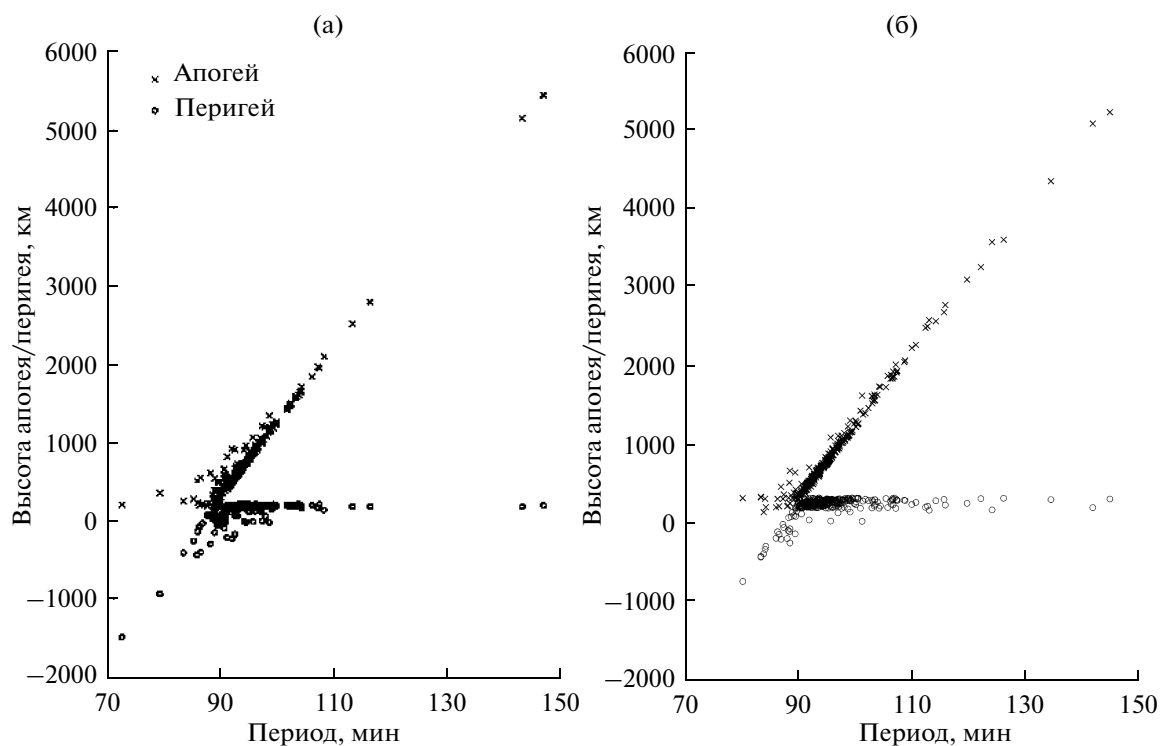


Рис. 6. Распределение фрагментов распада USA-19 R/V через день после столкновения: (а) — по данным каталога NASA; (б) — по данным моделирования.

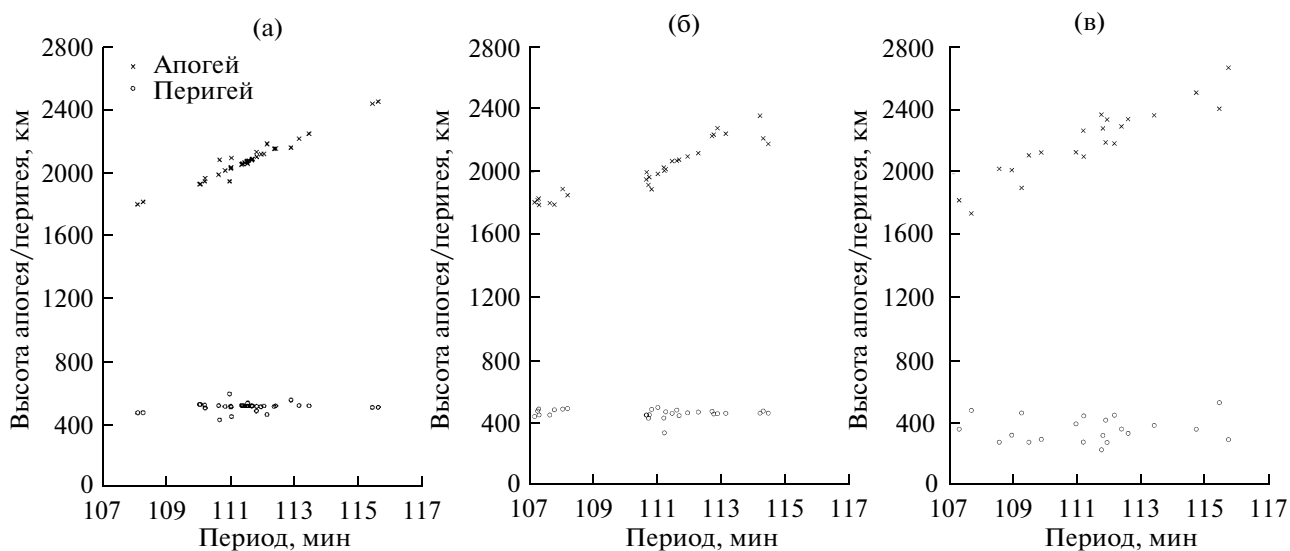


Рис. 7. Распределение фрагментов распада КА Космос-375 через 4 месяца после распада: (а) — по данным каталога NASA; (б) — по данным моделирования распада КА в результате столкновения; (в) — по данным моделирования распада КА в результате взрыва.

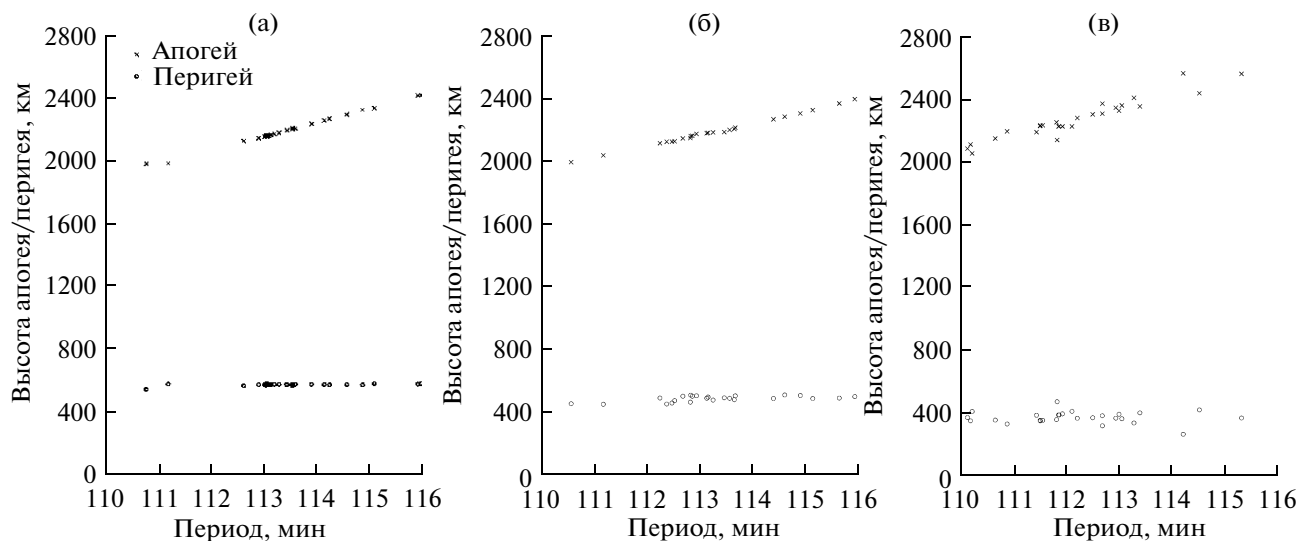


Рис. 8. Распределение фрагментов распада КА Космос-397 через 7 недель после распада: (а) — по данным каталога NASA; (б) — по данным моделирования распада КА в результате столкновения; (в) — по данным моделирования распада КА в результате взрыва.

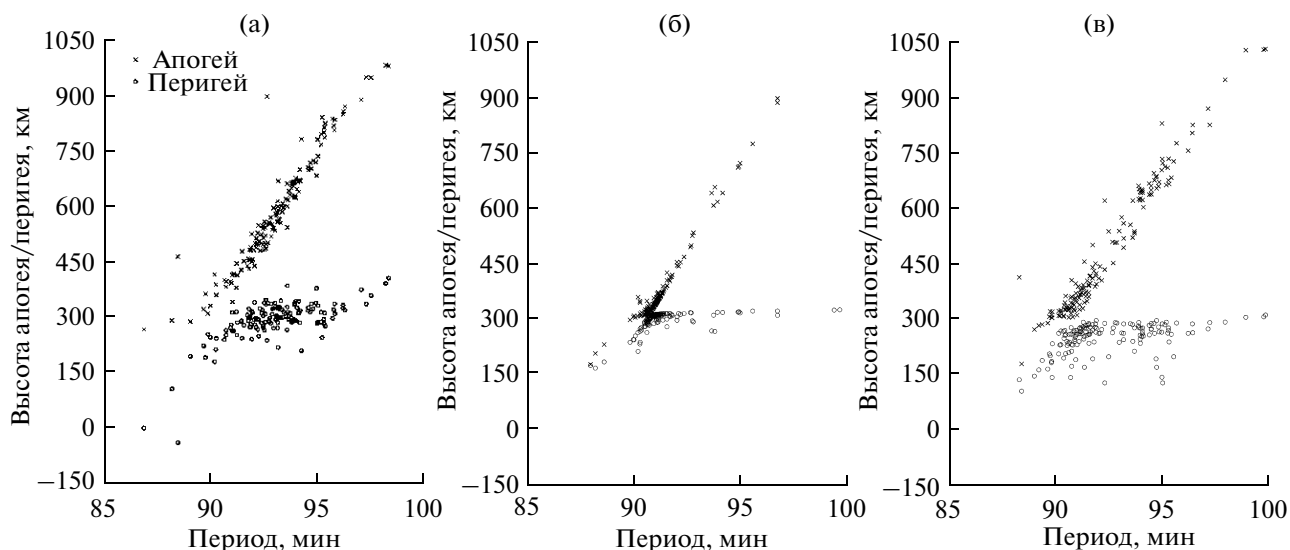


Рис. 9. Распределение фрагментов распада КА Космос-1405 через час после взрыва: (а) — по данным каталога NASA; (б) — по данным моделирования распада КА в результате столкновения; (в) — по данным моделирования распада КА в результате взрыва.

странства, занятая осколками, разбивается на ячейки. Разбиение осуществляется с определенным шагом по трем параметрам: расстоянию от центра Земли r (км), долготе λ (град) и широте φ (град).

Пространственная плотность фрагментов в данный момент времени определяется как отношение числа фрагментов, попавших в ячейку пространства, к ее объему.

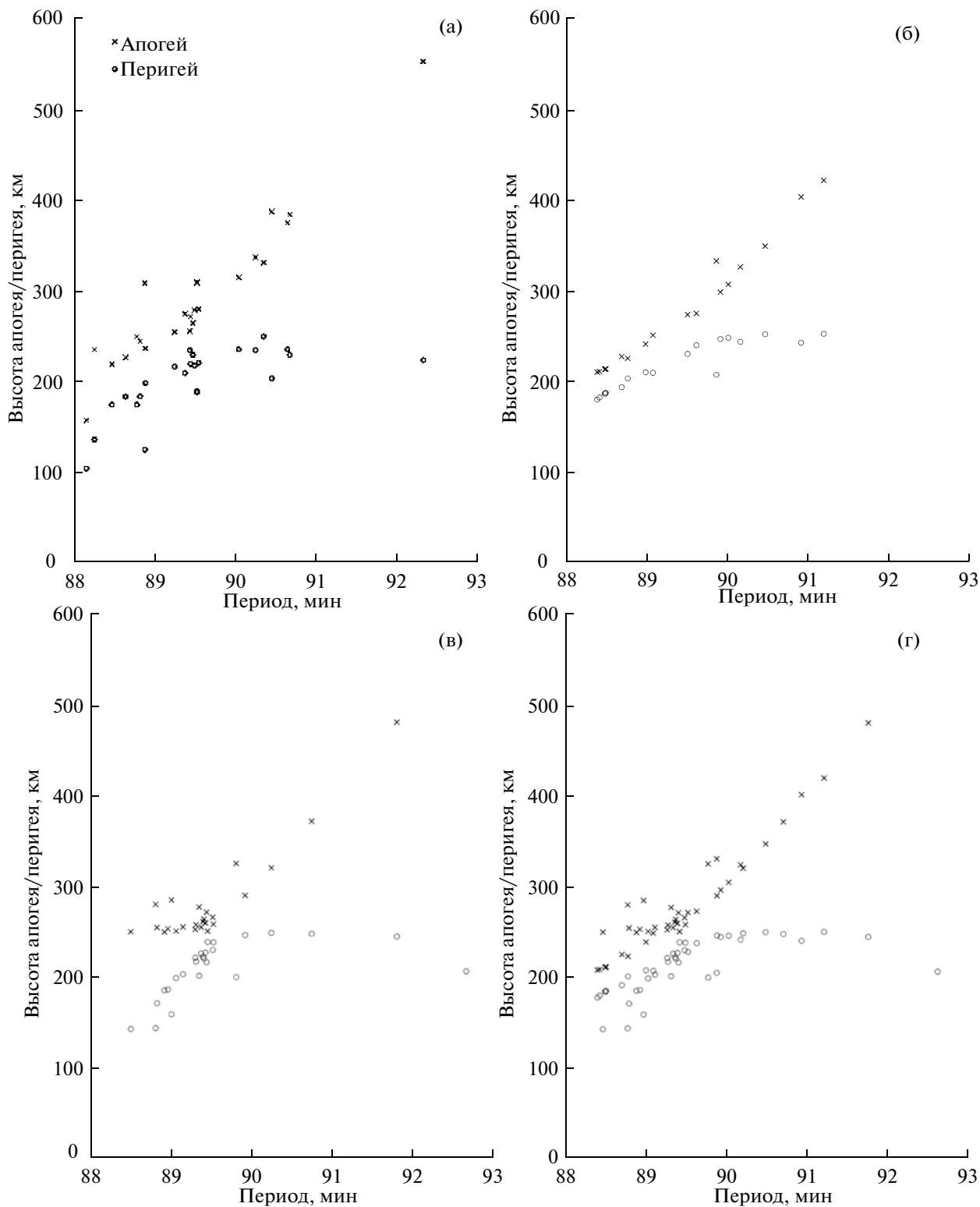


Рис. 10. Распределение фрагментов распада GEMINI-9ATDA R/V после взрыва 21–24 июня 2006: (а) – по данным каталога NASA; (б) – по данным моделирования распада КА в результате столкновения; (в) – по данным моделирования распада КА в результате взрыва; (г) – по данным моделирования распада КА в результате взрыва и столкновения.

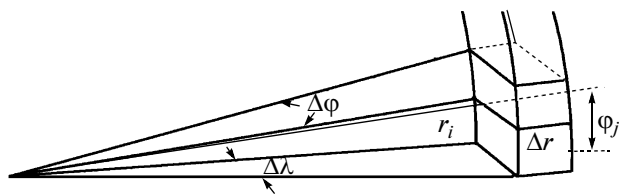


Рис. 11. Определение ячейки пространства в сферических координатах.

Пусть геоцентрическое расстояние r_i , широта ϕ_j и долгота λ_k определяют центр ячейки (рис. 11), тогда ее объем можно найти по формуле:

$$V_{i,j,k} = \frac{2}{3} \left(3r_i^2 + \frac{1}{4}(\Delta r)^2 \right) \cos \phi_j \sin \left(\frac{\Delta \phi}{2} \right) \Delta \lambda \Delta r.$$

ЗАВИСИМОСТЬ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ И ОРБИТАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ ФРАГМЕНТОВ РАСПАДА ОБЪЕКТОВ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ЗОНЫ ОТ МЕХАНИЗМА ОБРАЗОВАНИЯ

Исследование динамики космического мусора, образовавшегося в результате распада КА в геостационарной зоне, проводилось на примере КА типа Экран-2.

Было промоделировано несколько взрывов КА различной мощности и катастрофический распад в результате столкновения (Александрова, 2008). В табл. 4 приведены границы разброса орбит фрагментов распада по большой полуоси a , эксцентриситету e , наклонению i и скорости v фрагментов в порядке убывания мощности взрыва (1–3) и столкновения (4). Всего каждое облако содержало порядка 800 фрагментов с массами от 0.05 г до 1 кг. Моделирование эволюции распада проводилось на интервале времени 10 лет.

Кроме того, был промоделирован распад КА в результате старения. Фрагментация в результате старения КА моделировалась путем варьирования значения средней аномалии от 0° до 360° с интервалом в 1° , при этом остальные кеплеровские элементы не менялись. Таким образом, мы получили 360 объектов, равномерно распределенных по орбите.

На рис. 12 показано распределение фрагментов распада КА через 10 лет после фрагментации (графики I–III соответствуют дефрагментации КА в результате взрыва и расположены в порядке убывания мощности взрыва, IV – в результате катастрофического столкновения, V – в результате старения КА). По мере уменьшения интенсивности распада все больше фрагментов оказываются на резонансных орбитах с максимальной концентрацией объектов вблизи устойчивых точек либрации. Особенно хорошо это заметно на примере фрагментации КА в результате старения. В случае распада в результате

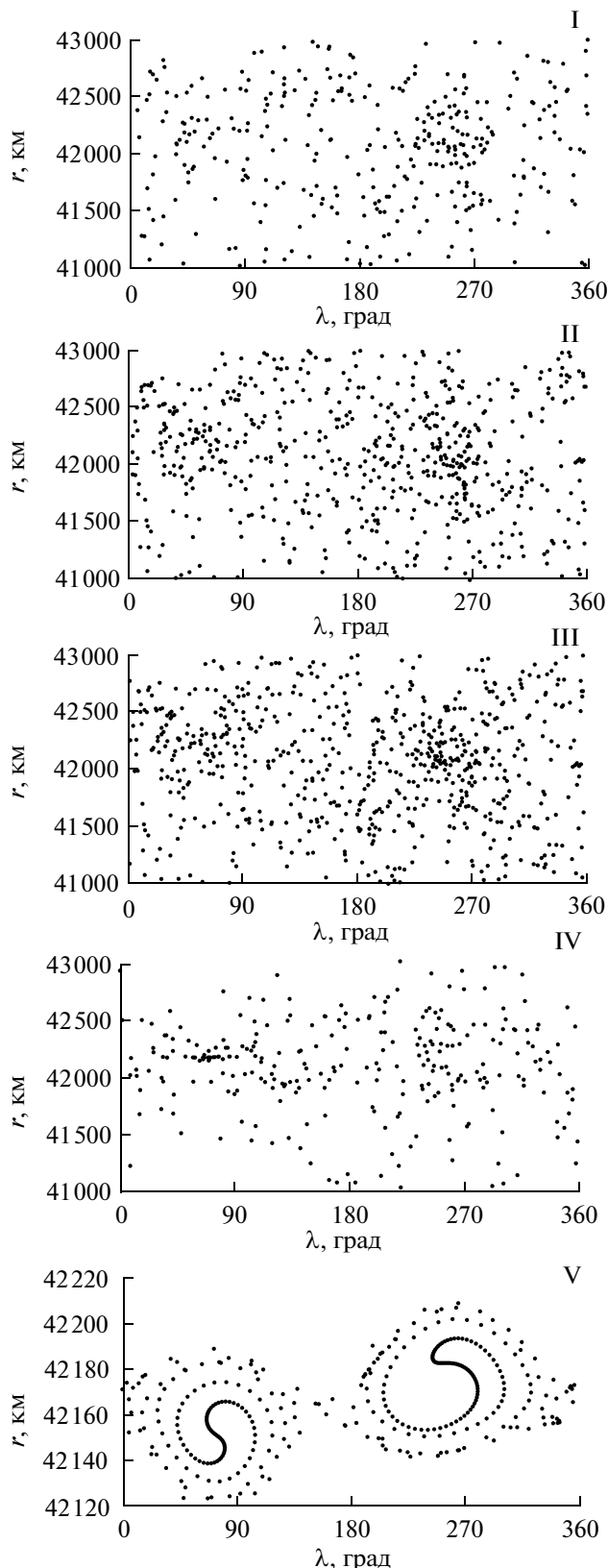


Рис. 12. Зависимость изменения радиуса-вектора фрагментов от долготы подспутниковой точки.

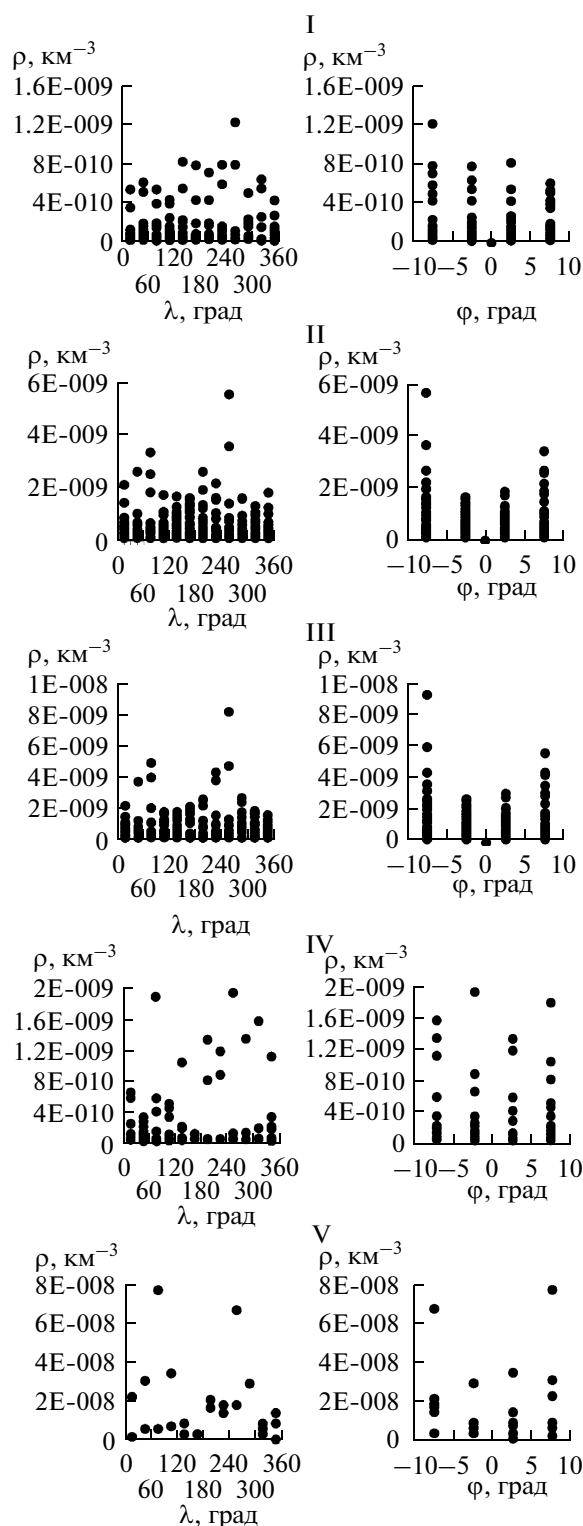


Рис. 13. Плотность распределения фрагментов распада КА типа Эcran-2 через 10 лет после фрагментации.

столкновения также отчетливо видны максимумы концентрации вблизи устойчивых точек либрации.

Для каждого случая распада КА была найдена пространственная плотность фрагментов через 10 лет после фрагментации.

Для построения пространственной плотности область пространства, занятая фрагментами, была разбита на ячейки с шагом: 15° по долготе λ , 5° по широте ϕ и 50–2000 км по расстоянию от центра Земли r (в зависимости от интенсивности распада).

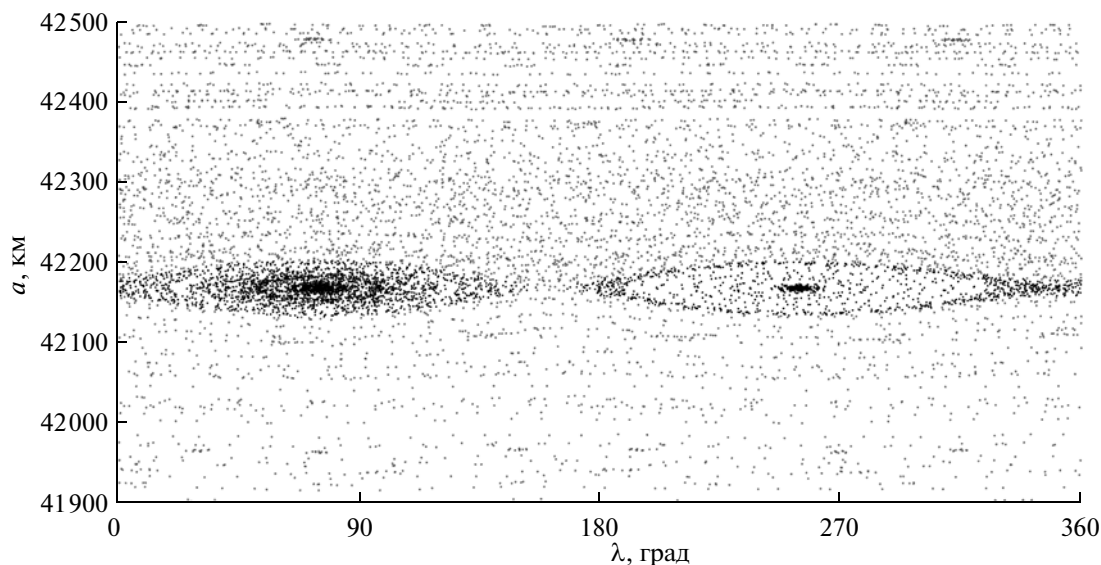


Рис. 14. Картина динамической эволюции совокупности объектов геостационарной зоны во вращающейся системе координат за десять лет с 1 января 2007 до 1 января 2017 г.

Пространственная плотность фрагментов в заданный момент времени определялась как отношение числа фрагментов, попавших в ячейку пространства, к ее объему.

На рис. 13 показано распределение плотности фрагментов распада по долготе и широте через 10 лет после фрагментации. Последовательность графиков та же, что и на рис. 12.

Анализ результатов позволяет сделать вывод, что положение ячеек с максимальной плотностью попадает в область либрационного движения, причем максимумы концентрации фрагментов распада становятся все более явственными по мере уменьшения интенсивности распада.

ИССЛЕДОВАНИЕ ДОЛГОВРЕМЕННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ ОБЪЕКТОВ ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ЗОНЫ

Исследование динамической эволюции реальных объектов геостационарной зоны было выполнено для всех неуправляемых на начало 2006 г. объектов этой зоны, приведенных в каталоге Европейского космического агентства (<http://linkinghub.elsevier.com>). Для исследования орбитальной эволюции выбранных объектов их уравнения движения интегрировались методом Эверхарта 19 порядка на интервале времени 10 лет с 1 января 2007 г. до 1 января 2017 г. При этом учитывались следующие возмущающие факторы: несферичность Земли, притяжение Луны и Солнца, приливы в теле Земли и световое давление.

Общая картина эволюции и распределения объектов за 10 лет представлена на рис. 14. Основное распределение объектов, показывающее их скопле-

ние около точек либрации, сохраняется. В процессе исследования было обнаружено, что два КА – Протон К (82044F) и Космос 2224 (92088А) – перешли из режима либрации около устойчивой точки 75° в режим либрации вокруг двух устойчивых точек. Были получены также оценки сближения объектов геостационарной зоны с устойчивой точкой либрации 75° . Для этого был выполнен прогноз движения на интервале времени 10 лет с шагом 0.1 суток. Данные о всех выявленных сближениях приведены в табл. 5. В первой колонке указано наименование аппарата, во второй колонке дано его минимальное расстояние до точки либрации и в третьей колонке приведена дата каждого сближения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в настоящей работе представлено описание разработанных авторами численных моделей, предназначенных для исследования

Таблица 5. Сближения КА

КА	Δr , км	дата
Радуга-32	6	23.07.2011
SIRIO-1	7	15.05.2014
Луч 1-1	12	21.04.2008
Galaxy-IV	9	12.05.2011
Космос-2133	11	13.06.2007
Космос-2035	15	23.07.2011
Радуга-5	12	02.09.2011
Протон-К (75123F)	23	17.07.2012

процесса образования, орбитальной эволюции и пространственного распределения фрагментов космического мусора, возникающего на орбитах в результате распада космических аппаратов. Основное внимание уделено тестированию моделей распада на наблюдениях и исследованию динамики объектов космического мусора геостационарной зоны.

Показано, что модели хорошо согласуются с наблюдениями и в сомнительных случаях, когда неизвестна причина распада, могут использоваться для выяснения причин и характера распада.

Для геостационарной зоны выполнено моделирование динамики фрагментов распада для различных механизмов их образования, а также построена на интервале 10 лет динамическая картина эволюции всех неуправляемых на 1 января 2007 г. объектов этой зоны околоземного космического пространства.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- Александрова А.Г.* Особенности эволюции околоземных космических объектов, образовавшихся в результате столкновения КА // Тр. VI Всеросс. конф. “Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики”. Томск: Изд-во ТГУ, 2008. С. 407–408.
- Бордовицына Т.В., Дружинина И.В.* Комплекс программ для определения динамических параметров потока частиц, образовавшихся в результате распада объекта на орбите // Астрон. и геод. 1998. Вып. 16. С. 58–67.
- Бордовицына Т.В., Батулин А.П., Авдюшев В.А., Куликова П.В.* Численная модель движения ИСЗ. Новая версия // Изв. вузов. Физика. 2007. № 12/2. С. 60–65.
- Вершков А.Н., Григорьев К.В., Киладзе Р.И., Социлина А.С.* Моделирование взрыва на геостационарной орбите и анализ орбитальных данных // Околоземная астрономия XXI века. Тр. конф. Звенигород, сентябрь 2001 г. М.: ГЕОС, 2001. С. 107–116.
- Кузнецов Э.Д., Кудряцев А.О.* О точности прогнозирования движения геосинхронных спутников на длительных интервалах времени // Изв. вузов. Физика. 2009. № 8. С. 65–72.
- Назаренко А.И.* Моделирование техногенного загрязнения околоземного космического пространства. Краткий обзор решаемых задач и применяемых методов // Околоземная астрономия – 2001. Тр. конф. Звенигород, сентябрь 2001 г. М.: ГЕОС, 2001. С. 92–97.
- Рыхлова Л.В.* Засоренность околоземного пространства объектами техногенного происхождения // Околоземная астрономия – 2003. Тр. конф. Т. 2. Терскол, сентябрь 2003 г. Институт астрономии РАН. СПб.: ВВМ, 2003. С. 11–19.
- History of on-Orbit Satellite Fragmentations. 13th Edition.– National Aeronautics and Space Administration. Lyndon B. Johnson Space Center. 2004. 434 p. (html version) http://linkinghub.elsevier.com/Classification_of_geosynchronous_object. 2006. Issue 8 by C. Hernandez C., Jehn R.
- Klinkrad H.* Space debris. Springer, 2006. 430 p.
- Pardini C., Anselmo L., Rossi A., et al.* The 1997.0 ISTI orbital debris reference model // AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Monterey, CA, USA, 9–11 Feb. 1998. P. 1–17. (html version).
- Pensa A.F., Powell G.E., Pork E.W., Sridharan R.* Debris in geosynchronous orbits // Space Forum. 1996. V. 1. № 1–4. P. 23–37.
- Rossi A., Cordelli A., Pardini C., et al.* Modeling the space debris evolution: Two new computer codes. (html version).