

Канд. техн. наук А. В. Голубек

ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТНОГО ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С НАБЛЮДАЕМЫМИ ОБЪЕКТАМИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ПРОЦЕССЕ ПОДГОТОВКИ К ЗАПУСКУ

Проведено математическое моделирование полета трехступенчатой ракеты-носителя легкого класса, выводящей полезную нагрузку на солнечно-синхронную орбиту высотой 700 км, и группировки наблюдаемых объектов космического мусора в условиях динамически изменяющейся каталогизированной космической обстановки. По мере приближения к моменту запуска каталогизированная космическая обстановка уточняется, так как постоянно изменяются количество опасных объектов космического мусора, наблюдаемых в окрестности траектории ракеты-носителя, а также параметры их сближения с ракетой-носителем: минимальное относительное расстояние, относительная скорость, угол встречи и момент времени запуска, для которого выявлено опасное сближение. Опасные сближения для рассмотренной траектории ракеты-носителя чаще наблюдаются с относительными скоростями более 8 км/с и углами встречи менее 90 град, колебания которых в пределах окна запуска не превышают 1,2 м/с и 0,035 град соответственно. При этом гистограммы распределения относительного расстояния, относительной скорости и угла встречи от каталога к каталогу изменяются незначительно. Распределение опасных сближений по времени момента запуска в пределах окна не равномерное, наблюдаются области с низким количеством опасных сближений и высоким. Подтверждена опасность столкновения ракеты-носителя с наблюдаемыми объектами космического мусора в запуске. Всего в рассмотренном окне моментов времени в день запуска выявлено более десяти опасных сближений, с двумя из которых прогнозируется сближение на минимальное расстояние менее 1 км. Это говорит о необходимости принятия мер по повышению безопасности пролета ракеты-носителя через группировку наблюдаемых объектов космического мусора. В целях повышения безопасности выполнения миссии ракетами-носителями украинского производства в условиях загрязненности околоземного космического пространства предложено создание системы предпускового анализа космической обстановки, задачами которой являются периодический анализ не менее одного раза в сутки, выявление опасных сближений, определение их параметров и подготовка данных для принятия решения о времени запуска.

Ключевые слова: метод планирования времени запуска, безопасность пролета через группировку космического мусора.

Проведено математичне моделювання польоту триступеневої ракети-носія легкого класу, що виводить корисне навантаження на сонячно-синхронну орбіту заввишки 700 км, і угруповання спостережуваних об'єктів космічного сміття в умовах динамічно змінюваної каталогізованої космічної обстановки. З наближенням до моменту запуску каталогізовану космічну обстановку уточнюють, оскільки постійно змінюються кількість небезпечних об'єктів космічного сміття, спостережуваних в околі траєкторії ракети-носія, а також параметри їх зближення з ракетою-носієм: мінімальна відносна відстань, відносна швидкість, кут зустрічі і момент часу запуску, для якого виявлено небезпечне зближення. Небезпечні зближення для розглянутої траєкторії ракети-носія частіше спостерігаються з відносними швидкостями більше 8 км/с і кутами зустрічі менше 90 град, коливання яких у межах вікна запуску не перевищують 1,2 м/с і 0,035 град відповідно. При цьому гістограми розподілу відносної відстані, відносної швидкості і кута зустрічі від каталогу до каталогу змінюються незначно. Розподіл небезпечних зближень за часом моменту запуску у межах вікна нерівномірний, спостерігаються області з низькою кількістю небезпечних зближень і високою. Підтверджено небезпеку зіткнення ракети-носія зі спостережуваними об'єктами космічного сміття у запуску. Усього в розглянутому вікні моментів часу у день запуску виявлено більше десяти небезпечних зближень, з двома з яких спрогнозовано зближення на мінімальну відстань менше 1 км. Це свідчить про потребу вжити заходів щодо підвищення безпеки прольоту ракети-носія через угруповання спостережуваних об'єктів космічного сміття. Щоб підвищити безпеку виконання місії ракетами-носіями українського виробництва в умовах забрудненості навколоземного космічного простору, запропоновано створити систему передпускового аналізу космічної обстановки, завданнями якої є періодичний аналіз не менше одного разу на добу, виявлення небезпечних зближень, визначення їх параметрів і підготування даних для прийняття рішення про час запуску.

Ключові слова: метод планування часу запуску, безпека прольоту через угруповання космічного сміття.

The mathematic modeling was performed of the flight of light-class three-stage launch vehicle injecting a payload into sun-synchronous orbit of 700 km altitude and a cluster of observed space debris objects in the conditions of dynamically changing cataloged space situation. It is shown that as the launch moment becomes closer, the cataloged space situation is ascertained, which leads to the constant change of the quantity of hazardous space debris objects observed in the vicinity of launch vehicle trajectory and to the change of the parameters of their approach to the launch vehicle: minimal relative distance, relative velocity, rendezvous angle and launch moment for which hazardous approach is revealed. The hazardous approaches for the launch vehicle trajectory under consideration are more often observed with the relative velocities of more than 8 km/s and rendezvous angles less than 90 deg and their variations within the launch window do not exceed 1.2 m/s and 0.035 deg respectively. In this case, the histograms of distribution of relative distance, relative velocity, and rendezvous angle from catalog to catalog vary insignificantly. The distribution of hazardous approaches in launch time within launch window is not uniform, the regions are observed with low quantity of hazardous approaches and with high quantity. The hazard of launch vehicle collision with observed space debris objects in a launch is confirmed. In all, in the launch day time window under consideration, more than ten hazardous approaches are revealed, for two of them the approach to minimal distance of less than 1 km is predicted. This testifies to the necessity of taking measures to increase safety of launch vehicle flight through observed space debris cluster. In order to increase Ukrainian launch vehicles mission safety in the conditions of near space pollution, it is proposed to create the system of pre-flight space analysis, whose tasks are periodic analysis of space situation not less than once in a day, revealing of hazardous approaches, determination of their parameters, and preparation of data to make decision on launch time.

Key words: method of launch time planning, safety of flight through space debris cluster.

Введение

2 сентября 2019 г. Европейское космическое агентство сообщило о проведении орбитального маневра метеорологическим спутником Aeolus во избежание столкновения со спутником Starlink 44 одноименной группировки [1]. Согласно этому же источнику Европейское космическое агентство только за 2018 г. провело 28 маневров ухода с орбит опасных космических объектов и спутников. Из вышеотмеченного следует, что в околоземном космическом пространстве уже становится достаточно «тесно» и в ближайшие десятилетия следует ожидать не только увеличения количества нештатных ситуаций с функционирующими спутниками, но и возникновения нештатных ситуаций с ракетами-носителями (РН), выводящими спутники.

Это приводит к необходимости разработки и внедрения мер по обеспечению безопасного пролета РН через группировку околоземных космических объектов, которые могут включать в себя упрочнение корпуса, планирование времени запуска, использование активных средств защиты и пр. [2-4]. Особый интерес среди них представляет метод планирования времени запуска, применение которого не приводит к снижению энергетических возможностей РН, не требует разработки и внедрения разнообразных активных средств защиты, а также дорогостоящего процесса очистки

околоземного космического пространства. В его основе лежит предпусковой анализ состояния космической обстановки в районе траектории полета РН с определением опасных космических объектов, параметров сближения с ними и принятием решения о моменте времени запуска в пределах пускового окна, выбираемого в обеспечение заданной миссии.

В свою очередь, разработка данного метода требует исследования динамики изменения параметров совместного движения наблюдаемых объектов космического мусора (НОКМ) и РН по мере изменения предшествующей запуску каталогизированной обстановки.

Анализ достижений и публикаций

Согласно доступным публикациям планирование времени запуска уже используется в некоторых странах для минимизации столкновений РН с НОКМ.

Так, Индийская научно-исследовательская организация с 2001 г. использует планирование запусков своих РН PSLV и GSLV [5, 6]. Примером использования этой системы является краткосрочный перенос на несколько минут запуска РН PSLV-C4 12 сентября 2002 г. Примечательно, что причиной этого являлась высокая вероятность столкновения с обломком другой индийской РН PSLV-C3 [6].

В США планирование времени запуска для предотвращения столкновения с Международной космической станцией является обязательным требованием к обеспечению миссий РН [7]. Разработано программное обеспечение анализа космической обстановки в районе траектории космического челнока Space Shuttle [8]. Также проводятся исследования по выбору параметров стохастической модели, определяющей зависимость вероятности столкновения РН и НОКМ от времени запуска [9, 10].

В 2010 г. во Франции введен закон «О космических операциях», в соответствии с которым обязательным является проведение оценки вероятности столкновения РН и спутников, запущенных с полигона Куру, с НОКМ. На основании принятого закона разработана система планирования запуска [11].

Применительно к Украине планирование времени запуска для предотвращения столкновений с объектами наблюдаемого космического мусора еще не проводится.

Постановка задачи

Анализ совместного движения проведем на примере РН легкого класса [12], выводящей полезную нагрузку на круговую солнечно-синхронную орбиту высотой 700 км и наклоном 98,1 град с использованием двухимпульсной схемы включения двигательной установки (ДУ). Окно моментов времени запуска – 18.01.2019 г. с 00:00:00 UTC по 00:30:00 UTC. Параметры точки старта РН: 2,29° ю. ш. и 44,38 з. д.

Анализ космической обстановки начинается за 25 сут до запуска и проводится для каждого поступающего каталога космической обстановки NORAD (с 24.12.2018 г. по 18.01.2019 г.).

Необходимо исследовать зависимость параметров сближения РН и группировки НОКМ, таких как соответствующий опасному сближению момент времени запуска, минимальное относительное расстояние, относительная скорость и угол встречи, от времени формирования каталога предшествующей запуску космической обстановки.

Математическая модель совместного движения

Под опасным будем понимать сближение РН с НОКМ на относительное расстояние менее 5 км.

Введем предположения:

- РН и НОКМ материальные точки;
- околоземная космическая обстановка в пределах окна запуска постоянна;
- все НОКМ пассивные;
- НОКМ, перигей орбиты которых ниже границы плотных слоев атмосферы, считаются прекратившими существование;
- форма Земли – общий земной эллипсоид WGS 84 [13];
- гравитационный потенциал Земли – разложение в ряд по сферическим функциям, учитывающий влияние 4×4 гармоник [14];
- атмосфера Земли – ГОСТ 4401-81 и ГОСТ 25645.115-84.

Представим математическую модель совместного движения РН и группировки НОКМ на низких околоземных орбитах под воздействием сил притяжения и аэродинамического сопротивления атмосферы Земли в детерминированной постановке и векторном виде [15]

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{V}}}_P &= (\bar{\mathbf{P}}_P + \bar{\mathbf{S}}_P) / m_P + \bar{\mathbf{g}}_P \\ \dot{\bar{\mathbf{R}}}_P &= \bar{\mathbf{V}}_P \\ \dot{\Lambda}_P &= \frac{1}{2} \Lambda_P \circ \Omega_P \\ \dot{m}_P &= -\dot{m}_T \end{aligned} \right\}; \quad (1)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{V}}}_{Mi} &= \bar{\mathbf{S}}_{Mi} / m_{Mi} + \bar{\mathbf{g}}_{Mi} \\ \dot{\bar{\mathbf{R}}}_{Mi} &= \bar{\mathbf{V}}_{Mi} \end{aligned} \right\}; \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} \Delta \bar{\mathbf{R}}_{Bi} &= \bar{\mathbf{R}}_P - \bar{\mathbf{R}}_{Mi} \\ \Delta \bar{\mathbf{V}}_{Bi} &= \bar{\mathbf{V}}_P - \bar{\mathbf{V}}_{Mi} \\ \alpha_{Bi} &= \arccos \left(\frac{\bar{\mathbf{V}}_P \cdot \bar{\mathbf{V}}_{Mi}}{|\bar{\mathbf{V}}_P| \cdot |\bar{\mathbf{V}}_{Mi}|} \right) \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

где \bar{R}_p – вектор текущего положения РН; \bar{V}_p – вектор абсолютной скорости РН; \bar{P}_p – вектор тяги ДУ РН; \bar{S}_p – вектор силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли РН; m_p – масса РН; \bar{g}_p – вектор ускорения силы притяжения РН; Λ_p – кватернион ориентации вектора тяги РН; Ω_p – кватернион угловой скорости вращения вектора тяги РН; \dot{m}_T – массовый секундный расход компонентов топлива через ДУ РН; \bar{R}_M – вектор текущего положения НОКМ; \bar{V}_M – вектор абсолютной скорости НОКМ; \bar{S}_M – вектор силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли НОКМ; m_M – масса НОКМ; \bar{g}_M – вектор ускорения силы притяжения НОКМ; $\Delta\bar{R}_B$ – вектор относительного расстояния между РН и НОКМ; $\Delta\bar{V}_B$ – вектор скорости НОКМ относительно РН; α_B – угол встречи; $i \in [1, N_M]$; N_M – количество НОКМ.

Моделирование совместного движения

На основании заданных исходных данных путем решения (1) получена номинальная траектория РН, которую представим в виде зависимостей высоты, кажущейся скорости и углов ориентации вектора тяги от времени полета (рис. 1 и 2).

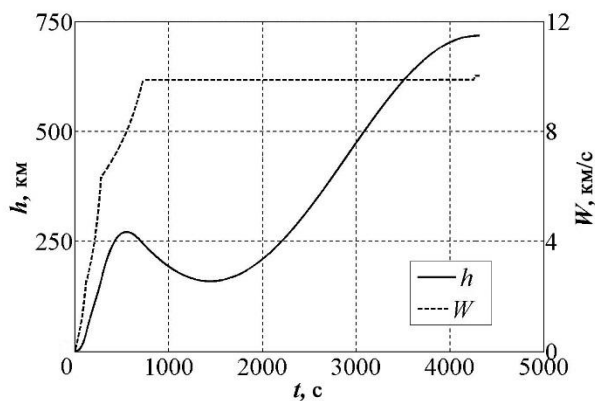


Рис. 1. Зависимость высоты и кажущейся скорости от времени полета:
 t – время полета; h – высота полета;
 W – кажущаяся скорость

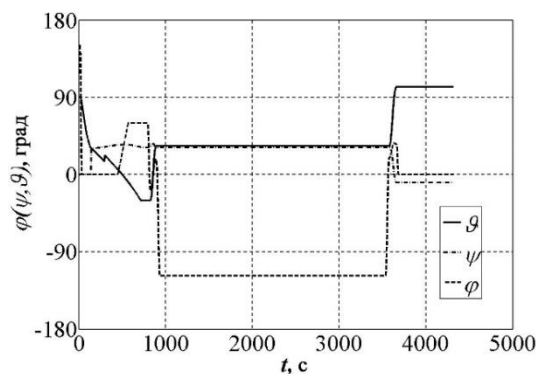


Рис. 2. Зависимость углов ориентации РН от времени полета:
 ϕ – крен; ψ – рыскание; g – тангаж

Каталогизированная космическая обстановка, как правило, формируется на дату и включает в себя наборы начальных условий движения космических объектов, согласованных с используемой владельцами каталога моделью, на различные моменты времени, предшествующие времени формирования каталога. Для проведения дальнейшего анализа космической обстановки данные этих каталогов необходимо спрогнозировать на момент времени открытия окна запуска РН путем решения (2). Совместное моделирование полета РН и группировки НОКМ проводится с использованием (1)-(3) для каждого из моментов времени запуска в пределах окна с шагом 0,1 с. В дальнейшем, по мере приближения к дате запуска, для каждого из поступающих каталогов моделирование повторяется.

Результаты моделирования

Введем определение времени формирования каталога космической обстановки, под которым будем понимать количество суток между датой формирования и датой запуска.

В результате моделирования получены зависимости параметров совместного движения РН и группировки НОКМ: минимального относительного расстояния, относительной скорости и угла встречи – от времени формирования каталога космической обстановки и момента времени запуска, для которого выявлено опасное сближение.

На основании полученных данных построен план нахождения опасных НОКМ в окрестности номинальной траектории РН, который приведен в таблице. Заштрихованная ячейка таблицы соответствует наличию опасного сближения с НОКМ.

План нахождения опасных НОКМ в окрестности номинальной траектории РН

НОКМ		Время формирования каталога, сут																		
Номер	Наименование	24	23	22	21	17	16	15	14	11	10	9	8	7	5	4	3	2	1	0
1963-054A	TIROS 8																			
1975-094E	SL-8 DEB *																			
1982-001C	SL-8 DEB *																			
1992-072Z	ARIANE 42P+ DEB																			
1993-016F	SL-16 DEB																			
1993-036ANW	COSMOS 2251 DEB																			
1993-036BUP	COSMOS 2251 DEB																			
1995-015AR	DMSP 5D-2 F13 DEB																			
1997-005B	M-5 R/B																			
1997-051EJ	IRIDIUM 33 DEB																			
1999-002A	ROCSAT 1																			
1999-025AFF	FENGYUN 1C DEB																			
1999-025AMF	FENGYUN 1C DEB																			
1999-025APR	FENGYUN 1C DEB																			
1999-025BVP	FENGYUN 1C DEB																			
1999-025BVV	FENGYUN 1C DEB																			
2000-055LM	NOAA 16 DEB																			
2006-011D	FORMOSAT 3D																			
2007-042C	CZ-4 DEB																			
2019-002K	OBJECT K																			

Всего за время подготовки РН к запуску в окрестности ее номинальной траектории прогнозируется 20 опасных НОКМ, среднее ежесуточное значение составляет 15, а в день запуска – 12. Большинство из них представляют собой обломки спутников и РН, но наблюдаются также разгонные блоки 1997-005B и спутники 1963-054A, 1999-002A, 2006-011D и 2019-002K.

Важной особенностью является тот факт, что количество наблюдаемых объектов по мере приближения к дате запуска и уточнения космической обстановки постоянно изменяется. Девять НОКМ наблюдаются постоянно (1975-094E, 1982-001C, 1993-016F, 1993-036BUP, 1997-051EJ, 1999-002A, 1999-025AFF, 1999-025BVP, 2007-042C). Остальные или входят (2000-055LM, 2006-011D, 2019-002K), или выходят (1993-036ANW, 1999-025AMF, 1999-025BVV), или наблюдаются периодически (1963-054A, 1992-072Z, 1995-015AR, 1997-005B, 1999-025APR), включая повторения (1997-005B, 1999-025APR). Это наглядно можно изобразить в виде зависимости момента времени запуска, для которого прогнозируются опасные сближения, от времени формирования каталога рис. 3.

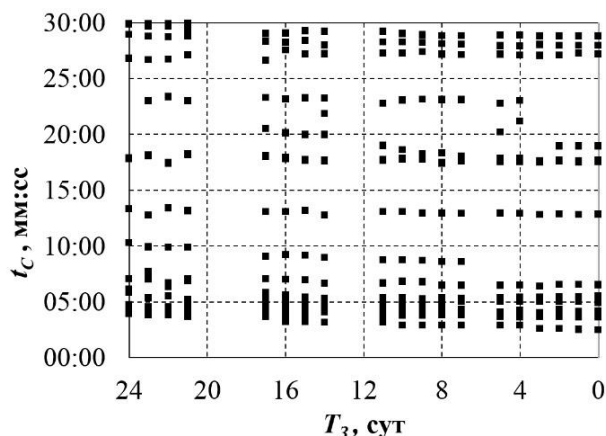


Рис. 3. Зависимость момента времени запуска, для которого прогнозируются опасные сближения, от времени формирования каталога:
 T_3 – время формирования каталога;
 t_c – момент времени запуска

Из рис. 3 следует, что по мере приближения к моменту запуска наблюдается не только изменение количества прогнозируемых опасных НОКМ, но и изменение времени запуска, для которого выявлено опасное сближение. Оно выражается в колебании значений, не превосходящем в основном 60-90 с. Но для некоторых объектов (1999-025AFF) оно может достигать 223 с.

Распределение опасных сближений по времени момента запуска в пределах окна неравномерное, существуют области с низким количеством опасных сближений 00:07:00 – 00:12:00, 00:14:00 – 00:16:00 и 00:20:00 – 00:26:00 (свободные области на рис. 3) и с высоким, при которых проводить запуск нежелательно.

Рассмотрим зависимость динамики изменения относительной скорости и угла встречи опасных сближений от времени формирования каталога (рис. 3 и 4).

Обратим внимание на тот факт, что диапазоны изменения относительной скорости и угла встречи опасных сближений в пределах окна запуска от времени формирования каталога для каждого из НОКМ изменяются незначительно. Для относительной скорости они составляют 0 – 1,2 м/с, а для угла встречи – 0 – 0,035 град. Колебания этих параметров прямо пропорциональны колебаниям моментов времени запуска, для которых выявлены опасные сближения, и могут достигать 95 м/с и 0,9 град соответственно.

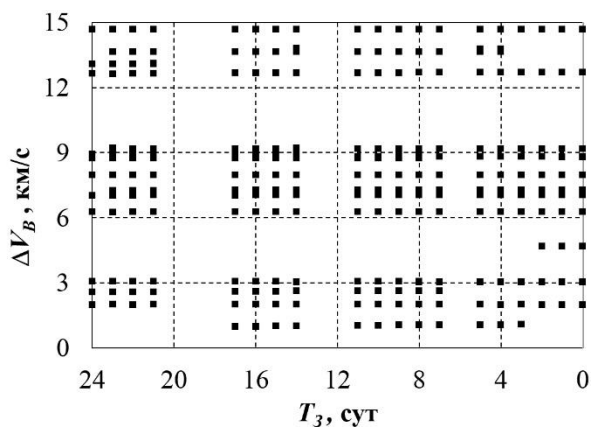


Рис. 4. Зависимость относительной скорости опасных сближений от времени формирования каталога

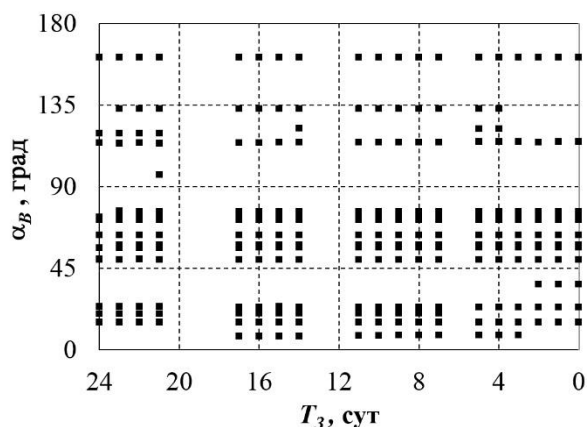


Рис. 5. Зависимость угла встречи опасных сближений от времени формирования каталога

Еще одним важным фактором, характеризующим степень опасности НОКМ, является минимальное относительное расстояние сближений, которое также изменяется по времени формирования каталога космической обстановки (рис. 6).

В рассматриваемом окне в день запуска выявлены два опасных сближения с относительным расстоянием менее 1 км. Наименьшее его значение за весь период подготовки к запуску составляет 168 м для начальных условий движения НОКМ 1995-015AR и каталога, полученного за десять суток до запуска. В день запуска наибольшую опасность представляет спутник 2006-011D с наименованием FORMOSAT 3D. Минимальное относительное расстояние сближения с ним составляет 407 м и наблюдается для момента времени запуска 00:03:40 от момента открытия окна.

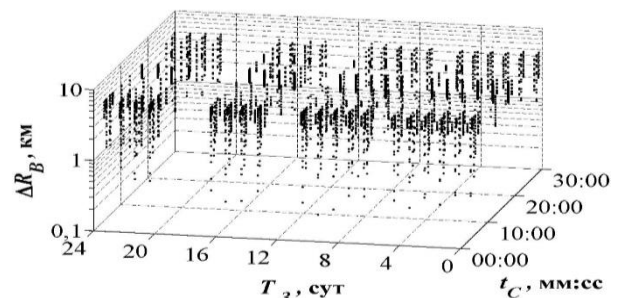


Рис. 6. Зависимость минимального относительного расстояния опасных сближений от момента времени запуска и времени формирования каталога

Дополнительно рассмотрим зависимость гистограмм распределения относительного расстояния, относительной скорости и угла встречи опасных сближений РН и НОКМ в пределах окна запуска от времени формирования каталога (рис. 7 и 9).

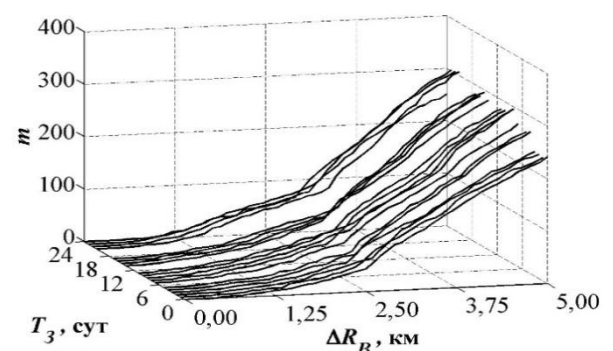


Рис. 7. Зависимость полигона частот относительных расстояний опасных сближений от времени формирования каталога: m – частота

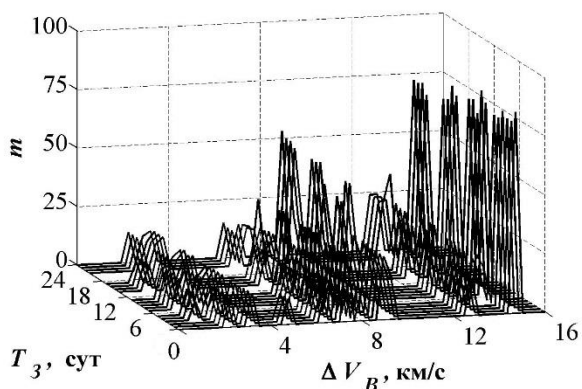


Рис. 8. Зависимость полигона частот относительной скорости опасных сближений от времени формирования каталога

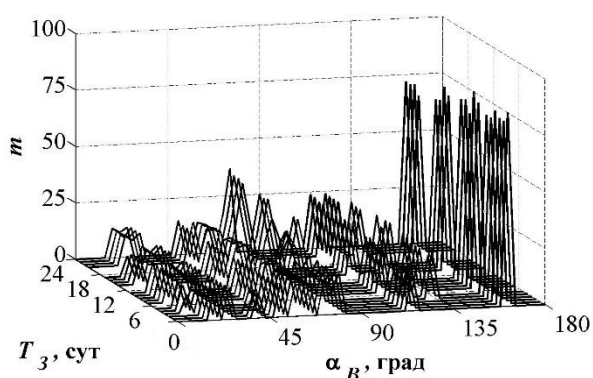


Рис. 9. Зависимость полигона частот угла встречи опасных сближений от времени формирования каталога

Из рис. 8 и 9 следует, что опасные сближения наблюдаются чаще в 1,5-2 раза на относительных скоростях более 8 км/с, чем менее, и с углами встречи менее 90 град в 1,1-1,5 раза чаще, чем более, что подтверждается данными рис. 4 и 5.

Несмотря на постоянные изменения космической обстановки в районе траектории РН, характер распределений за 24 сут подготовки к запуску существенно не меняется. А корреляционный анализ подтвердил наличие сильной зависимости (коэффициент корреляции более 0,8) между полигонами относительных частот для различных значений даты формирования каталога.

Наблюдаемые постоянные изменения как опасных НОКМ в районе траектории РН, так и параметров сближения с ними можно объяснить следующим.

В процессе формирования начальных условий движения каталогов космической обстановки решаются задачи идентификации, фильтрации и обработки результатов

множественных измерений траекторных параметров НОКМ совместно с последующим согласованием полученных данных с используемой владельцем каталога моделью движения. Кроме того, движение НОКМ происходит в условиях стохастических возмущений гравитационного потенциала Земли, атмосферы, магнитного поля и др., которые в рамках существующих моделей движения учесть сложно, что приводит к методической ошибке прогноза.

Совместное воздействие этих двух факторов предположительно и является причиной наблюдаемого постоянного изменения как количества опасных сближений РН с НОКМ, так и их параметров. Это приводит к необходимости постоянного контроля космической обстановки с периодичностью не менее одного раза в сутки и невозможности получения однозначного ответа о количестве опасных НОКМ в районе траектории РН в момент запуска.

Выводы

На основании результатов исследования сделаем следующие выводы:

1. В процессе подготовки РН к запуску космическая обстановка в районе ее траектории постоянно изменяется. В зону безопасности входят новые НОКМ и выходят старые, в некоторых случаях они могут возвращаться через несколько суток. Из этого следует, что за сутки до запуска нельзя дать однозначный ответ о наличии или отсутствии опасных сближений с НОКМ в процессе запуска РН в заданный момент времени.

2. Опасные сближения для рассматриваемой траектории РН чаще наблюдаются с относительными скоростями более 8 км/с и углами встречи менее 90 град. При этом колебания этих параметров в пределах окна запуска по каждому из спутников составляют не более 1,2 м/с и 0,035 град. В то же время наблюдаются их колебания от каталога к каталогу, достигающие 95 м/с и 0,9 град.

3. Распределение опасных сближений по времени момента запуска в пределах окна неравномерное, существуют области с низким количеством опасных сближений и с высоким.

4. Гистограммы распределения относительного расстояния, относительной скорости и угла встречи в пределах окна запуска для различных дат формирования каталога космической обстановки меняются незначительно и имеют сильную зависимость (корреляция более 0,8).

5. Проведенное исследование подтвердило существующую опасность столкновения РН и НОКМ в запуске. Так, в день запуска для времени 00:03:40 от момента открытия окна прогнозируется сближение со спутником FORMOSAT 3D на относительное расстояние 407 м. Всего в день запуска прогнозируется 12 опасных сближений с НОКМ, с двумя из них – на расстояние менее 1 км.

6. В целях повышения безопасности выполнения миссии РН украинского производства в условиях загрязненности околоземного космического пространства необходима разработка организационно-технической системы предпускового анализа космической обстановки. В задачи этой системы будут входить периодический анализ космической обстановки в районе траектории РН с периодичностью не менее одного раза в сутки, выявление опасных сближений и определение их параметров с подготовкой данных для принятия решения о времени запуска.

Список использованной литературы

1. ESA Operations. For the first time ever, ESA has performed a ‘collision avoidance manoeuvre’ to protect one of its satellites from colliding with a ‘mega constellation’. Электронный ресурс. – Режим доступа: <https://twitter.com/esaoperations/status/1168533241873260544> (дата доступа 12.09.2019).
2. Klinkrad H. Space Debris – Models and Risk Analysis. Chichester, UK: Praxis Publishing Ltd, 2006. 430 p.
3. Johnson N. L. Orbital Debris: The Growing Threat to Space Operations / Advances in the Astronautical Sciences. 2010. Vol. 137. P. 3-11.
4. Orbital Debris. A Technical Assessment. Washington, D.C.: National Academy Press, 1995. 210 p.
5. Bandyopadhyay P., Sharma R.K., Adimurthy V. Space debris proximity analysis in powered and orbital phases during satellite launch / Advances in Space Research. 2004. Vol. 34. P. 1125-1129.
6. Adimurthy V., Ganeshan A. S. Space debris mitigation measures in India / Acta Astronautica. 2005. Vol. 58. P. 168-174.
7. Schultz E. D., Schultz E. D., Wilde P. D. Mitigation of Collision Hazard for the International Space Station from Globally Launched Objects / 6th IAASS Conference Safety is Not an Option. 21-23 May 2013. Montreal, Canada. Электронный ресурс. Режим доступа: https://iaassconference2013-space-safety.org/wp-content/uploads/sites/19/2013/06/1420_Shultz.pdf (дата доступа 12.09.2019).
8. Brevdik G. D., Strub J. E. Determination of acceptable launch windows for satellite collision avoidance / AAS/AIAA Astrodynamics Conference. 19-21 August 1991 Pt1. Durango USA. Astrodynamics. P. 345-356.
9. Hejduk M. D., Plakalovic D., Newman L. K., Ollivierre J. C., Hametz M. E., Beaver B. A., Thompson R. C. Trajectory Error and Covariance Realism for Launch Cola Operations / Advances in the Astronautical Sciences. 2013. Vol. 148. P. 2371-2390.
10. 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 / Advances in the Astronautical Sciences. 2014. Vol. 150. P. 3061-3080.
11. Handschuh D. A., Wang C., Vidal B. Operational Feedback on Four Years of Collision Risk Avoidance at Launch in Europe / 7th IAASS Conference Space Safety is No Accident, 20-22 October 2014. Friedrichshafen, Germany. P. 355-363.
12. Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и их космических ступеней: монография / Под ред. акад. С. Н. Конюхова. Днепропетровск, 2010. 264 с.
13. NIMA TR 8350.2. Department of Defense world geodetic system 1984: Its definition and relationships with local geodetic systems. 3-d ed. National Geospatial-Intelligence Agency, 2000. 174 p.
14. NGA EGM2008 – WGS 84 version. Электронный ресурс. Режим доступа к странице: http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/gravitymod/egm2008/gm08_wgs84.html (дата доступа 12.09.2019).

15. Голубек А. В. Сближение ракеты-носителя с каталогизированными космическими объектами в процессе выведения на орбиты с низким наклоном / Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. №2 (695). С. 86-98.

Статья поступила 22.10.2019