

УДК 629.78.076.6

## ВЫБОР УСЛОВИЙ ОТДЕЛЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ОТ ВЕРХНЕЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «СОЮЗ», СОВЕРШАЮЩЕЙ НЕОРИЕНТИРОВАННЫЙ ПОЛЁТ

© 2013 Д. П. Аваряскин<sup>1</sup>, И. В. Белоконов<sup>1</sup>, И. А. Тимбай<sup>1</sup>, О. Г. Лагно<sup>2</sup><sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)<sup>2</sup>ФГУП «ГНПРКЦ “ЦСКБ-ПРОГРЕСС”», г. Самара

Проведено стохастическое исследование, которое позволило разработать методику выбора условий попутного отделения наноспутника (величину скорости и времени отделения наноспутника), исключая возможность возникновения соударения при последующем движении. Численные результаты приводятся для запуска наноспутника с верхней ступени РН «Союз».

*Наноспутник, орбитальная ступень, ракета-носитель, полезная нагрузка, условия отделения, вероятность несоударения.*

**Введение.** В настоящее время многие отечественные и зарубежные инновационные компании и университеты активно занимаются разработкой научно-образовательных наноспутников (НС). Такие спутники приобрели популярность благодаря тому, что их создание не требует значительных финансовых затрат, однако позволяет испытать в условиях космического пространства перспективные миниатюрные датчики и элементы бортовых систем, оригинальные технические решения прежде, чем их применять в дорогостоящих космических проектах КА. Кроме того, участие молодёжи в разработке и создании НС предоставляет уникальную возможность обучения студентов космическим технологиям на примере реального проекта. Однако вывод на орбиту и проведение лётных испытаний являются большой проблемой, которая в основном решается попутным запуском с основной полезной нагрузкой (ПН). Попутный запуск существенно снижает финансовые затраты, а для его осуществления требуется использовать устройство для отделения НС и выбрать место его размещения. Как правило, каждая ракета-носитель (РН) имеет резерв по массе выведения. В работе [1] было предложено использовать для этих целей отсек перехода от орбитальной

(верхней) ступени (ОС) к головному обтекателю применительно к РН «Союз» (в дальнейшем – переходный отсек).

**Стохастическая модель движения наноспутника относительно верхней ступени и основной полезной нагрузки.** После отделения основной полезной нагрузки ОС приобретает угловую скорость, значение и направление которой носят случайный характер, то есть отделение НС будет происходить в случайном направлении. Это направление будет зависеть от угловой скорости ОС и от поддержки по времени отделения НС после отделения основной ПН. В силу значительного отличия баллистических коэффициентов ОС и НС аэродинамическое торможение для этих объектов будет различным, что вносит особенности в их относительное движение и при определённых условиях может привести к их опасному сближению. Таким образом, исследуется вероятность появления таких условий отделения НС, которые могут привести к возможности его опасного сближения с ОС и/или основной ПН, а также будет произведена оценка вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС и основной ПН (рис. 1).

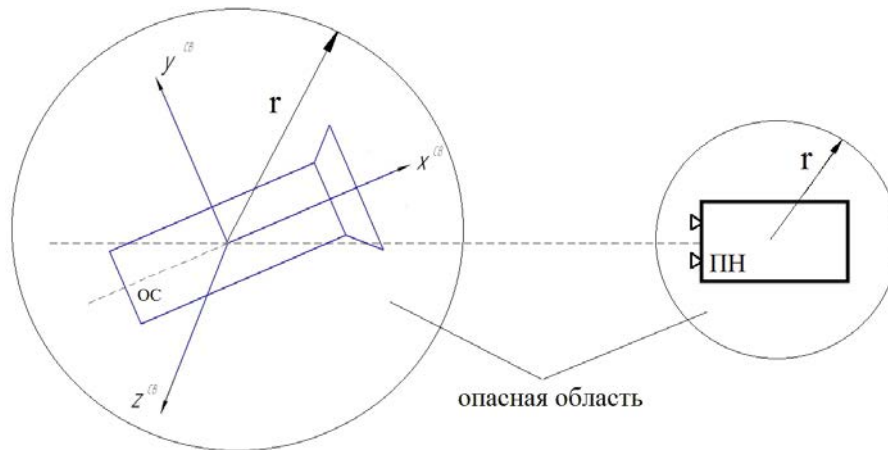


Рис. 1. Опасная область

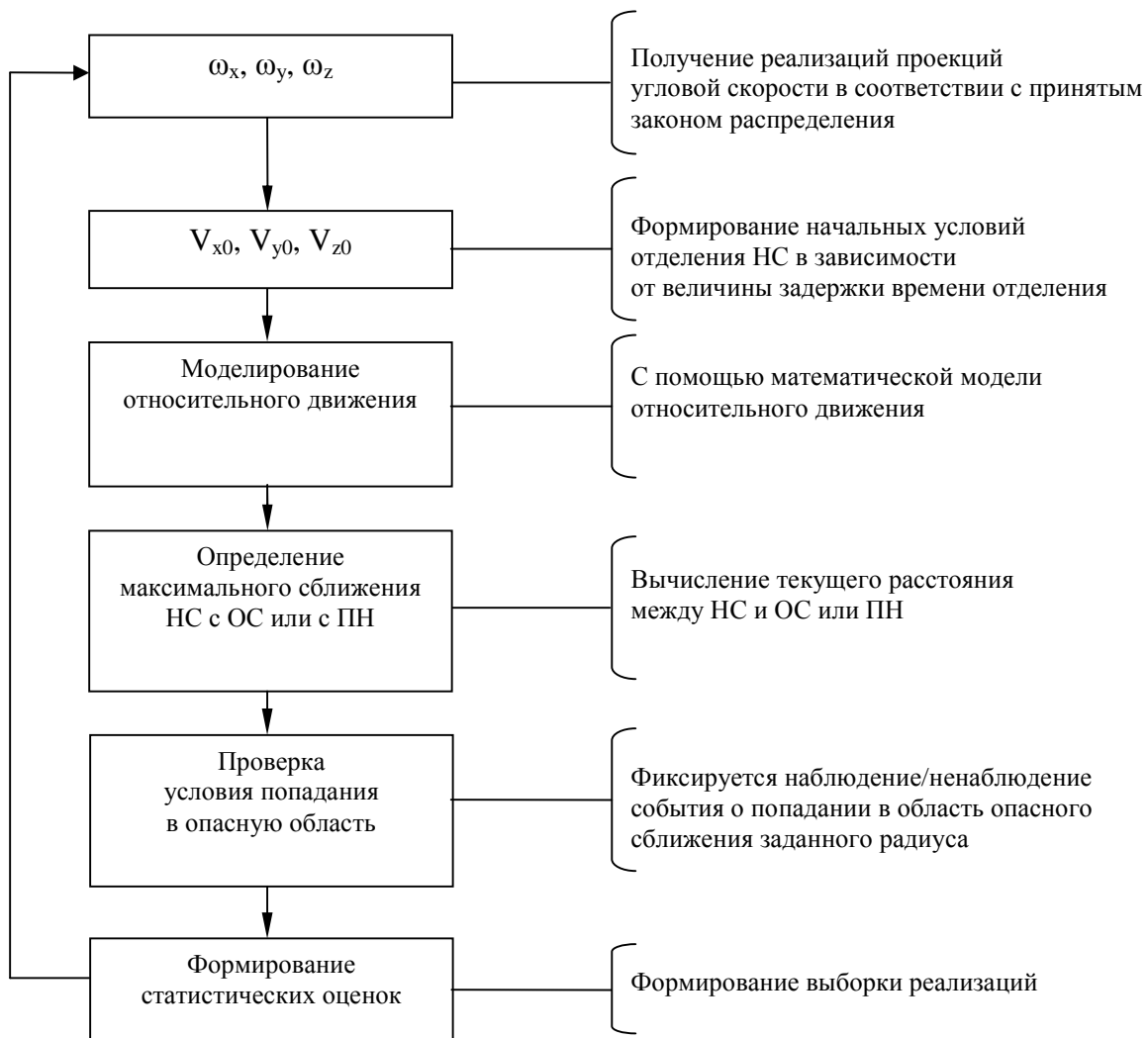


Рис. 2. Блок-схема алгоритма методики стохастического анализа возможности опасного сближения

Для стохастического анализа возможности опасного сближения наноспутника с орбитальной ступенью или с основной полезной нагрузкой выбран метод статистических испытаний [2]. Так как значения проекций угловой скорости ОС являются случайными, но при этом известен их диапазон, то требуется сформировать выборку этих значений в заданном диапазоне и произвести многократное моделирование движения ОС вокруг центра масс после отделения основной ПН, но до отделения НС, а также смоделировать последующее движение НС относительно ОС после его отделения. Алгоритм статистического анализа приведён на рис. 2.

Принята гипотеза о нормальном законе распределения проекций  $\omega_x$ ,  $\omega_y$  и  $\omega_z$  угловой скорости ОС, соответствующих диапазонам изменений [3]:

$$\omega_{x0} = -(2,5 \pm 0,3) \text{ }^\circ/\text{с},$$

$$\omega_{y0} = (0,0 \pm 2,5) \text{ }^\circ/\text{с},$$

$$\omega_{z0} = (0,0 \pm 2,5) \text{ }^\circ/\text{с}.$$

Были сформированы выборки входных случайных факторов и выходных случайных величин объёмом 10000 значений, что соответствует погрешностям в вычислении оценок вероятностных характеристик, не превышающих 1%.

После того как определены проекции угловой скорости, которую приобретает ОС после отделения основной ПН, требуется определить проекции скорости отделения НС в орбитальной системе координат (ОСК).

Далее определяются начальные условия отделения НС ( $V_{x0}$ ,  $V_{y0}$ ,  $V_{z0}$ ) и производится моделирование относительного движения. Для ОС, которая движется по эллиптической орбите (190 км × 240 км), модель относительного движения НС в ОСК приобретает вид [4]:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2q_x \dot{y} + q_y \dot{x} - q_x^2 x - \frac{m}{R_0^3} x = P_x, \\ \ddot{y} - 2q_x \dot{x} - q_x^2 y - \frac{m}{R_0^2} + \frac{m}{R^3} (y + R) = 0, \\ \ddot{z} + \frac{m}{R_0^3} z = 0, \end{cases} \quad (1)$$

где  $q_x = \frac{\sqrt{mp}}{R^2}$ ,  $q_y = -2e \sqrt{\frac{m}{p^3}} q \sin q$  –

выражения первой и второй производных угла истинной аномалии  $\theta$  соответственно;  $R_0 = [x^2 + (R+y)^2 + z^2]^{1/2}$  – радиус-вектор НС;  $R = p/(1+e \cdot \cos \theta)$  – радиус-вектор ОС;  $p$  – фокальный параметр орбиты;  $e$  – эксцентриситет орбиты;  $P_x = a^{OC} - a^{HC}$  – проекция аэродинамического ускорения;  $a^{HC} = S_b^{HC} rV^2$  – аэродинамическое ускорение наноспутника;  $a^{OC} = S_b^{OC} rV^2$  – аэродинамическое ускорение орбитальной ступени;  $\Delta Q = S_b^{OC} - S_b^{HC}$  – разность баллистических коэффициентов ОС и НС;  $S_b^{OC}$  – баллистический коэффициент орбитальной ступени;  $S_b^{OC}$  – баллистический коэффициент наноспутника;  $\rho$  – плотность атмосферы;  $V$  – скорость набегающего потока.

Интервал моделирования составляет два витка по орбите ОС РН «Союз» (10640 с).

По результатам моделирования определяется расстояние максимального сближения НС как с ОС, так и с основной ПН на выбранном интервале времени. Проводится проверка условия попадания НС в опасную область вокруг ОС или основной ПН. Формируются статистические оценки. В частности, определяется частота попадания НС в опасную область вокруг ОС или ПН:

$$P = \frac{N_0}{N},$$

где  $N$  – количество моделирований;  $N_0$  – количество попаданий в опасную область.

**Статистическое моделирование относительного движения наноспутника и формирование требований к скорости и времени его отделения из условия несоударения с верхней ступенью и основной полезной нагрузкой.** Для стохастического анализа относительного движения на эллиптических орбитах применялась модель относительного движения (1). Анализ осуществлялся с помощью

алгоритма, представленного на рис. 2, для исходных данных, соответствующих верхней ступени РН «Союз»: высота орбиты  $190 \times 240$  км, баллистический коэффициент ОС  $S_b^{OC} = 0,002..0,007$  м<sup>2</sup>/кг, баллистический коэффициент НС  $S_b^{HC} = 0,01$  м<sup>2</sup>/кг, баллистический коэффициент основной ПН  $S_b^{PH} = 1,255 \cdot 10^{-3}$  м<sup>2</sup>/кг.

В результате исследования была получена зависимость вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС (рис. 1) от радиуса этой области при различных параметрах отделения.

Оценки вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС (50, 100 и 200 метров) в зависимости от задержки отделения НС при различных скоростях его отделения приведены на рис. 3 – 5.

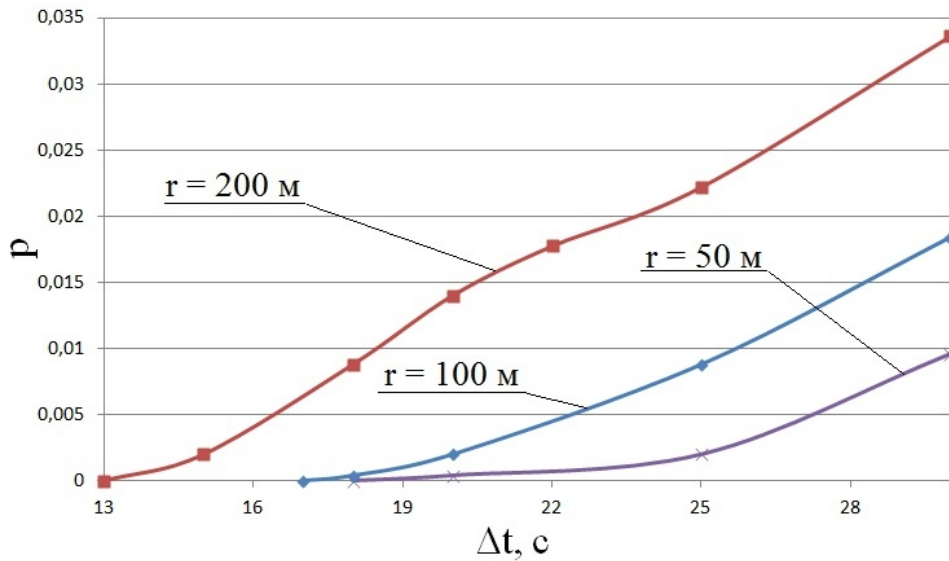


Рис. 3. Вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС при скорости отделения НС 0,5 м/с

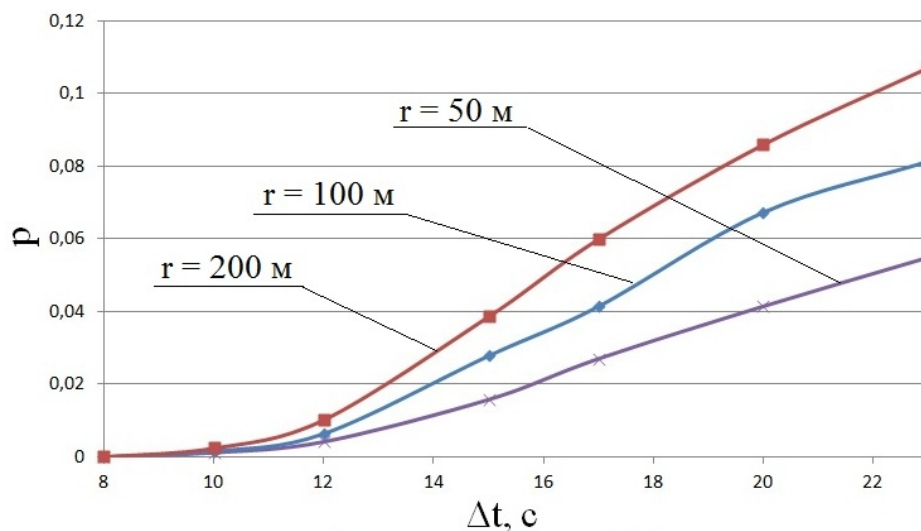


Рис. 4. Вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС при скорости отделения НС 1 м/с

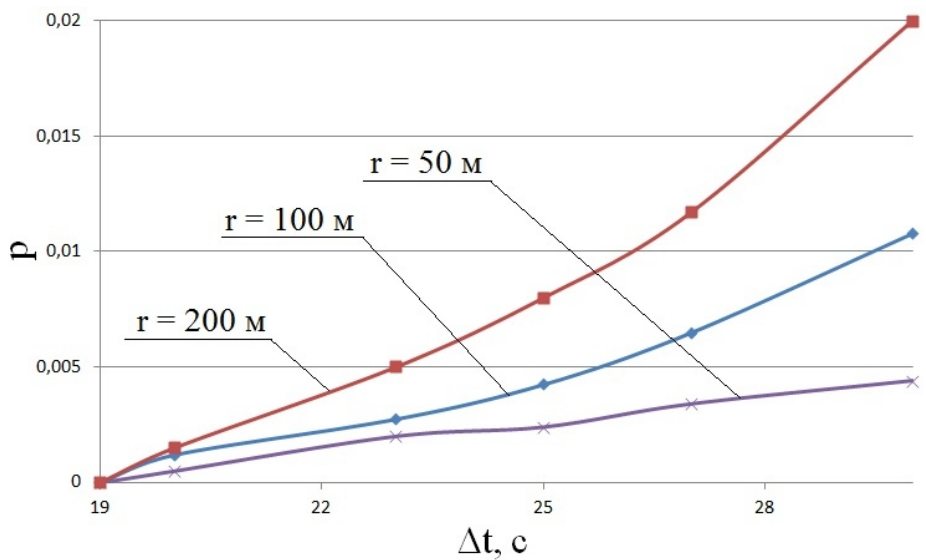


Рис. 5. Вероятности попадания НС в опасную область вокруг ОС при скорости отделения НС 1,5 м/с

Для исследования случая попадания НС в опасную область вокруг основной ПН (рис. 1) было также проведено моделирование относительного движения по математической модели (1) для НС и для ПН. Исследование движения основной ПН проводилось на интервале времени в один виток (5320 с), так как в настоящее время разгонный блок основной ПН уводит её на целевую орбиту примерно через

35 минут (2100 с), что исключает её опасное сближение с НС.

Оценки зависимости вероятности попадания НС в опасную область вокруг ПН от скорости отделения НС при различных задержках его отделения приведены на рис. 6 и 7. Рассматривалась опасная область вокруг ПН с радиусом 25 м, так как на начальном участке движения расстояния и относительные скорости малы.

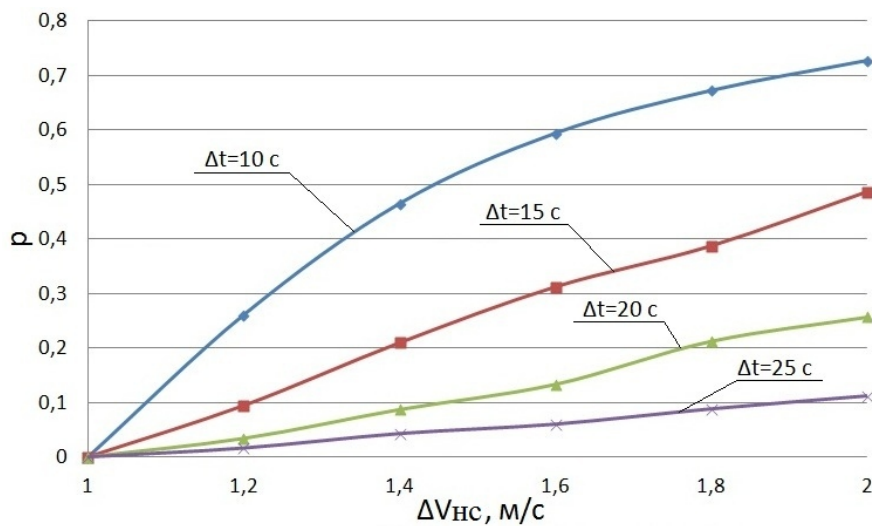


Рис. 6. Вероятности попадания НС в опасную область вокруг ПН при скорости её отделения 1 м/с

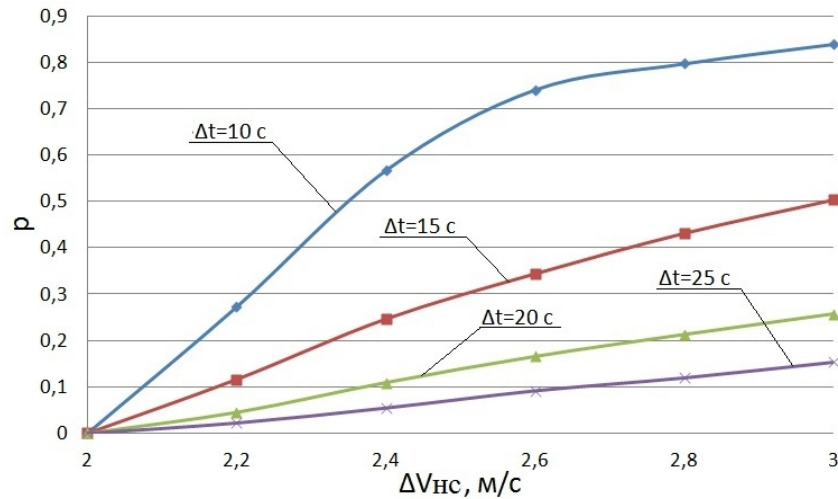


Рис. 7. Вероятности попадания НС в опасную область вокруг ПН при скорости её отделения 2 м/с

Из рис. 6 и 7 видно, что вероятность попадания НС в опасную область вокруг основной ПН уменьшается при увеличении задержки отделения НС. Также можно сделать вывод, что столкновение может произойти, только если скорость отделения НС будет больше скорости отделения основной ПН.

Формирование требований к скорости и времени отделения наноспутника из условия несоударения с блоком III ступени и основной полезной нагрузкой также проводилось с помощью модели относительного движения (1) при условии не включения реактивного сопла бака окис-

лителя (РС БО). Исследование безопасных условий отделения НС, при которых не произойдет опасного сближения с ПН, накладывает ограничения на полученную область. Как было отмечено ранее, для обеспечения безопасного движения НС по отношению к основной ПН требуется, чтобы скорость отделения НС была меньше скорости отделения ПН.

На рис. 8 и 9 показаны области параметров отделения НС (задержка и скорость отделения), которые с вероятностью 0,997 и 0,99 соответственно исключают попадание НС в область вокруг ОС с различными радиусами.

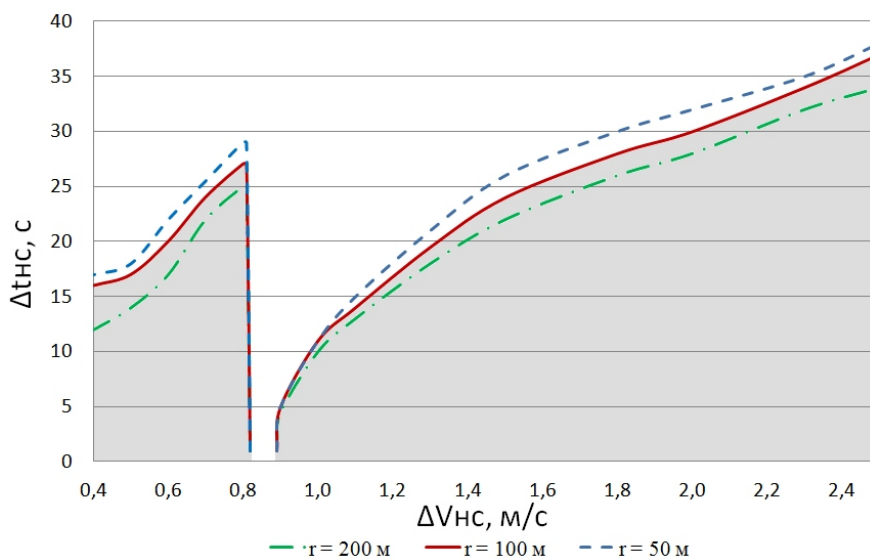


Рис. 8. Область значений параметров отделения НС, исключающих опасное сближение с ОС с вероятностью 0,997

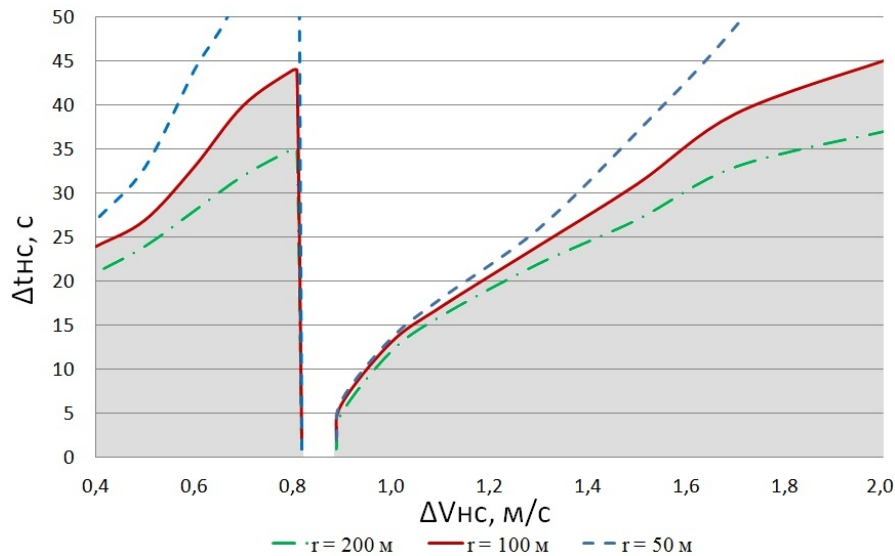


Рис. 9. Область значений параметров отделения НС, исключающих опасное сближение с ОС с вероятностью 0,99

Таким образом, выбирая параметры отделения НС из рис. 8 и 9 и накладывая условие несоударения с основной ПН (скорость отделения НС меньше скорости отделения ПН), возможно обеспечить безопасное движение НС с определённой вероятностью в случае невключения реактивного сопла бака окислителя.

Для случаев, когда РС БО включается через 10, 15 и 20 с при различных скоростях отделения НС, вероятность его по-

падения в опасную область вокруг ОС представлена на рис. 10 – 12.

Для исследования применялась математическая модель относительного движения (1). В качестве исходных данных за начальную относительную скорость принималась разность скоростей ОС, которые она приобретает после включения РС БО [3], и скорость отделения НС в ОСК.

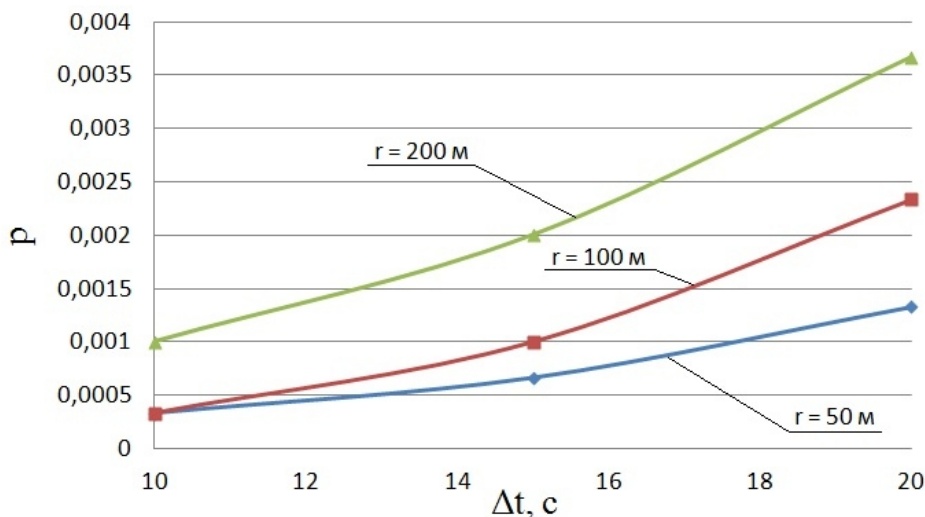


Рис. 10. Вероятность попадания НС в опасную область вокруг ОС при скорости его отделения 1,5 м/с

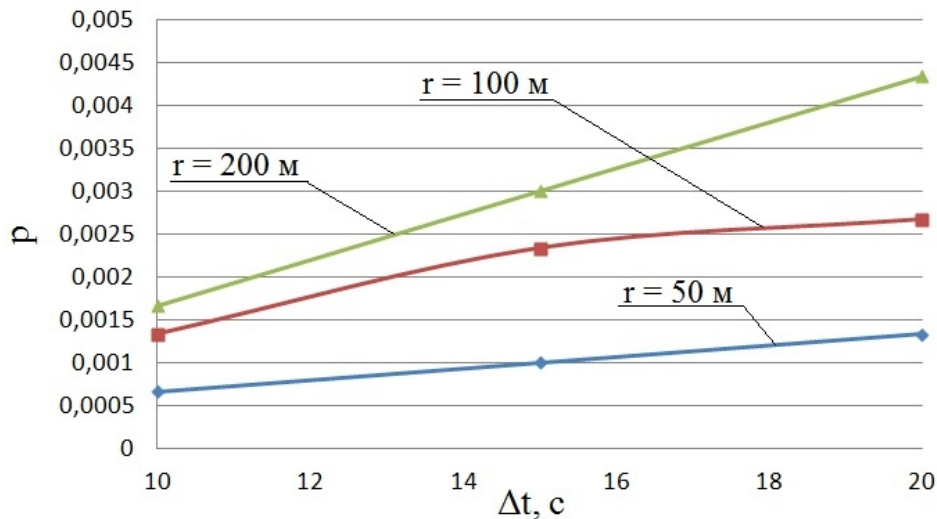


Рис. 11. Вероятность попадания НС в опасную область вокруг ОС при скорости его отделения 1 м/с

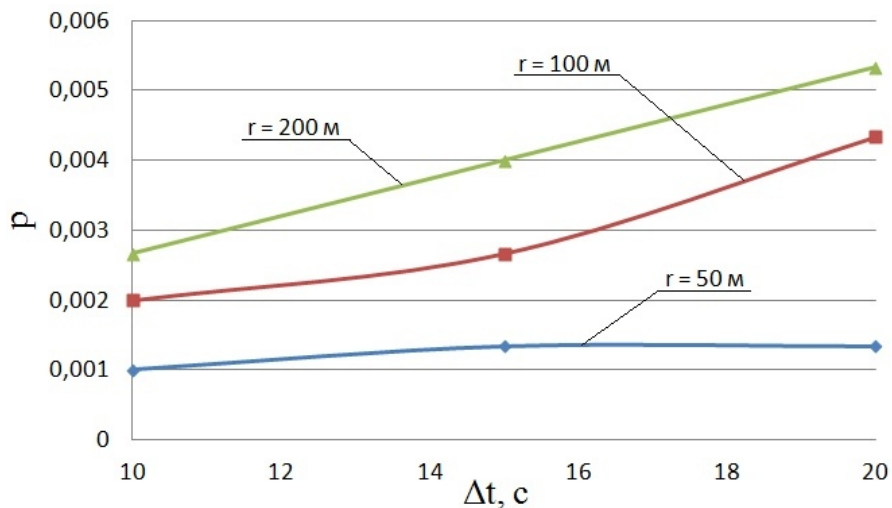


Рис. 12. Вероятность попадания НС в опасную область вокруг ОС при скорости его отделения 0,5 м/с

Таким образом, при включении РС БО после отделения НС существует вероятность его опасного сближения с ОС до 200 м, но она составляет менее 0,005.

**Заключение.** Проведено статистическое моделирование и сформированы требования к скорости и времени отделения наноспутника из условий несостыковки с ОС и основной ПН. Получены области значений параметров отделения НС, исключающих опасное сближение с ОС с вероятностями 0,997 и 0,99 при невключении

РС БО; найдены вероятности опасного сближения НС и ОС при включении РС БО после отделения НС через 10, 15, 20 с; оценены вероятности опасного сближения НС с ПН в зависимости от параметров отделения НС.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 13-08-97015-р\_поволжье\_а.



**Библиографический список**

1. Workability of "Soyuz" carrier rocket third stage for carrying out of research experiments and microsattellites launching [Text] / I.V. Belokonov, A.N. Kirilin, R.N. Akhmetov [et al.] // Abstracts of the 1-st IAA Mediterranean Astronautical Conference "Shared Exploitation of Space Applications", Tunis, 17-19 November, 2008. – P. 14.

2. Белоконов, И.В. Статистический анализ динамических систем (анализ движения летательных аппаратов в условиях статистической неопределенности) [Текст]: учеб. пособие / И.В. Белоконов. –

Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2001.– С.135.

3. Оценка возможности управляемого схода с орбиты верхней ступени РН «Союз» за счёт использования остатков топлива в баках [Текст] / И.В. Белоконов, Г.Е. Круглов, В.И. Трушляков, [и др.] // Вестн. Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2010. – №2 (22). – С.105-111.

4. Bando, M. Satellite formation and reconfiguration with restricted control interval [Text] / M. Bando, A. Ichikawa // AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, vol. 33, No. 2. – P. 607–615.

**SELECTING THE CONDITIONS OF NANOSATELLITE SEPARATION FROM THE UPPER STAGE OF THE CARRIER-ROCKET "SOYUZ" IN UNDIRECTED FLIGHT**

© 2013 D. P. Avaryaskin<sup>1</sup>, I. V. Belokonov<sup>1</sup>, I. A. Timbay<sup>1</sup>, O. G. Lagno<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University  
<sup>2</sup>Space Rocket Center "TsSKB-Progress"

The paper presents a stochastic investigation that made it possible to develop a methodology for selecting the control parameters of nanosatellite separation (velocity and time of the separation) excluding the possibility of a collision in subsequent motion. Numerical results are given for the case of launching a nanosatellite from the upper stage of "Soyuz" carrier rocket.

*Nanosatellite, orbital stage, launch vehicle, payload, separation conditions, probability of collision.*

**Информация об авторах**

**Аваряскин Денис Петрович**, аспирант межвузовской кафедры космических исследований, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [avaryaskind@gmail.com](mailto:avaryaskind@gmail.com). Область научных интересов: динамика полета, наноспутники.

**Белоконов Игорь Витальевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [acad@ssau.ru](mailto:acad@ssau.ru). Область научных интересов: динамика полёта, баллистика, навигация в космосе.

**Тимбай Иван Александрович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры высшей математики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [timbai@ssau.ru](mailto:timbai@ssau.ru). Область научных интересов: механика космического полёта.

**Лагно Олег Геннадиевич**, главный конструктор – начальник отделения 1150, ФГУП «ГНПРКЦ “ЦСКБ-ПРОГРЕСС”». E-mail: [csdb@samtel.ru](mailto:csdb@samtel.ru). Область научных интересов: проектирование ракет-носителей и разгонных блоков.

**Avaryaskin Denis Petrovich**, postgraduate student, space research department, Samara State Aerospace University. E-mail: [avaryaskind@gmail.ru](mailto:avaryaskind@gmail.ru). Area of research: flight dynamics, nanosatellites, relative motion.

**Belokonov Igor Vitalievich**, doctor of engineering, professor, head of space research department, Samara State Aerospace University. E-mail: [acad@ssau.ru](mailto:acad@ssau.ru). Area of research: flight dynamics, ballistics, space navigation.

**Timbay Ivan Aleksandrovich**, doctor of engineering, professor, higher mathematics department, Samara State Aerospace University. E-mail: [timbai@ssau.ru](mailto:timbai@ssau.ru). Area of research: mechanics of space flight.

**Lagno Oleg Gennadievich**, chief designer – head of department 1150, Space Rocket Center “TsSKB-Progress”. E-mail: [csdb@samtel.ru](mailto:csdb@samtel.ru). Area of research: design of carrier-rockets and boosters.