

УДК 629.78.015.087

## **Исследование баллистической схемы безопасного завершения полёта двигательного отсека пилотируемого транспортного корабля**

**Кудрявцев С.И.**

*Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,*

*ул. Пионерская, 4, Королёв, 141070, Россия*

*e-mail: [s.i.kudriavtsev@yandex.ru](mailto:s.i.kudriavtsev@yandex.ru)*

### **Аннотация**

Рассматривается задача организации безопасного завершения полёта двигательного отсека (ДО) перспективного пилотируемого транспортного корабля (ПТК) для случая спуска с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) и высокоточной посадки возвращаемого аппарата (ВА) на территории России. Исследуются особенности манёвра доразгона ДО для обеспечения возможности затопления несгоревших элементов конструкции (НЭК) в отведённом районе Тихого океана. Анализируются особенности спуска ДО с эллиптической предпусковой орбиты. Оценивается расход топлива на безопасное завершение полёта ДО. Приводятся схемы спуска ПТК.

**Ключевые слова:** перспективный пилотируемый корабль, двигательный отсек, безопасное завершение полёта, затопление элементов конструкции

## Обсуждение проблемы. Постановка задачи

В нашей стране проводятся работы по созданию многоцелевого ПТК нового поколения, который должен заменить транспортные пилотируемые корабли (ТПК) типа “Союз” для обеспечения полётов по орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ) [1,2]. Конструктивно ПТК состоит из многоразового ВА скользящего типа с парашютно-реактивной системой мягкой посадки (СМП) и ДО, отделяемого от ВА после схода ПТК с ОИСЗ.

Принципиальным отличием нового ПТК является планируемая организация посадки его ВА на территории России, что возможно только при условии существенного повышения точности управления спуском по сравнению с последними модификациями ТК “Союз” (“Союз ТМА”, ”Союз ТМА-М”, ”Союз МС”) [3,4]. Данная особенность обусловлена отсутствием на территории России пригодных посадочных площадок (ПП) с большой площадью, аналогичных ПП на полигоне посадки в Республике Казахстан.

Вторым принципиальным отличием ПТК является планируемая организация безопасного завершения полёта его ДО. При спуске ТК типа “Союз” отделяемые от ВА отсеки (приборно-агрегатный и бытовой) совершают вход в плотные слои атмосферы вместе с ВА [5], в процессе спуска по баллистическим траекториям разрушаются, НЭК достигают поверхности Земли на расстоянии  $400 \div 450$  км от района посадки ВА.

Уровень кинетической энергии НЭК при падении на Землю достаточно высок для нанесения ущерба населению и объектам наземной инфраструктуры [6,7,8].

Масса НЭК может достигать 10 кг и более (двигатели, шар-баллоны высокого давления и другие элементы из высокопрочных материалов), при скорости у Земли около 100 м/с они представляют угрозу даже бетонным сооружениям.

Выбор районов безопасной посадки ВА является достаточно сложной задачей. Они должны удовлетворять целому ряду требований и ограничений, связанных с географическим положением, точностью приведения ВА в центр района, характеристиками местности и т.п. На территории России в настоящее время определены четыре района, расположенные вблизи городов Энгельс, Орск, Оренбург и Рубцовск. При посадке ВА в указанных районах падение НЭК ДО в случае непринятия специальных мер может происходить на территориях с высокой плотностью населения и объектов наземной инфраструктуры [9,10]. Для примера на рис. 1 приведено возможное расположение областей рассеивания точек падения НЭК ДО при посадке ВА в районе г. Энгельс после возвращения с орбиты Международной космической станции. Видно, что районы падения НЭК ДО располагаются на территориях Воронежской, Белгородской, Саратовской, Волгоградской областей, а также вне границы России.

В целях исключения вероятности причинения ущерба при высокоточной посадке ВА на посадочные площадки малых размеров, расположенные в районах России с высокой плотностью населения, схема спуска нового ПТК предусматривает безопасное затопление НЭК ДО в океане [11]. Для этого после отделения ДО от ВА должен выполняться его доразгон для обеспечения

орбитального существования в течение нескольких витков, далее должен выполняться окончательный сход ДО с

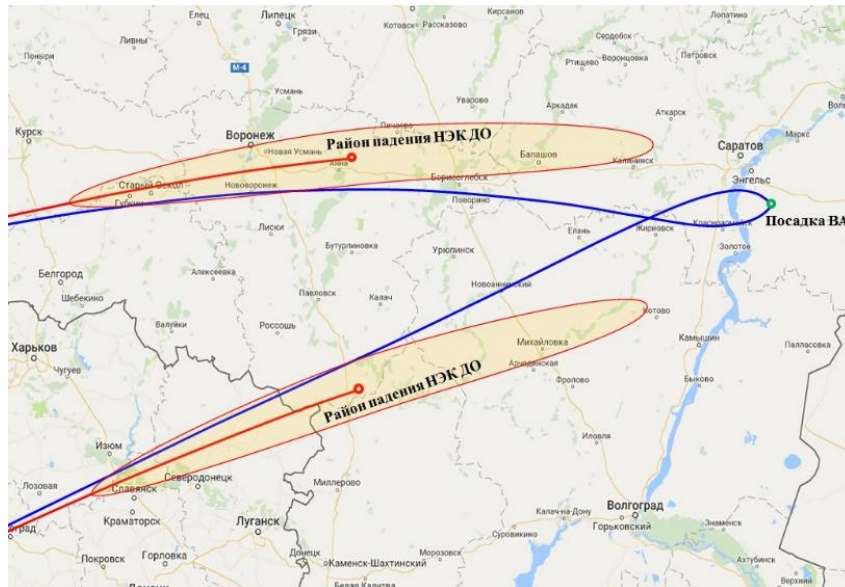


Рис. 1. Пример трасс спуска ВА и расположения районов падения НЭК ДО орбиты с затоплением НЭК в пустынном районе океана. Общая баллистическая схема завершения полёта ПТК представлена на рис. 2.

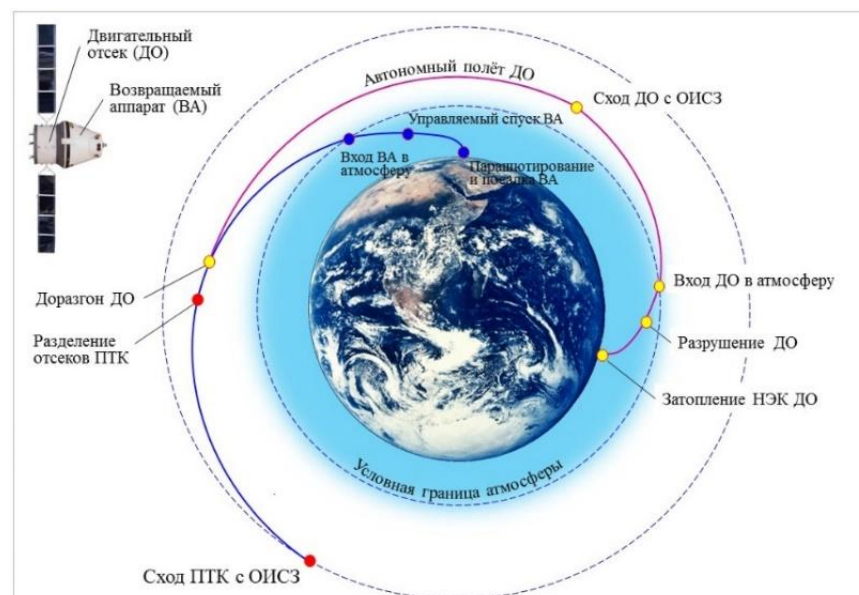


Рис. 2. Схема спуска ПТК

Для затопления НЭК ДО планируется использовать пустынный район в южной части Тихого океана. Район в течение длительного времени используется для безопасного организованного завершения полёта беспилотных космических аппаратов (грузовые транспортные корабли типа “Прогресс”, орбитальный комплекс “Мир” и другие). Расположение района, его размеры и крайние варианты прохождения трасс полёта ДО при организации посадки ВА на российских посадочных площадках иллюстрируются рис. 3.

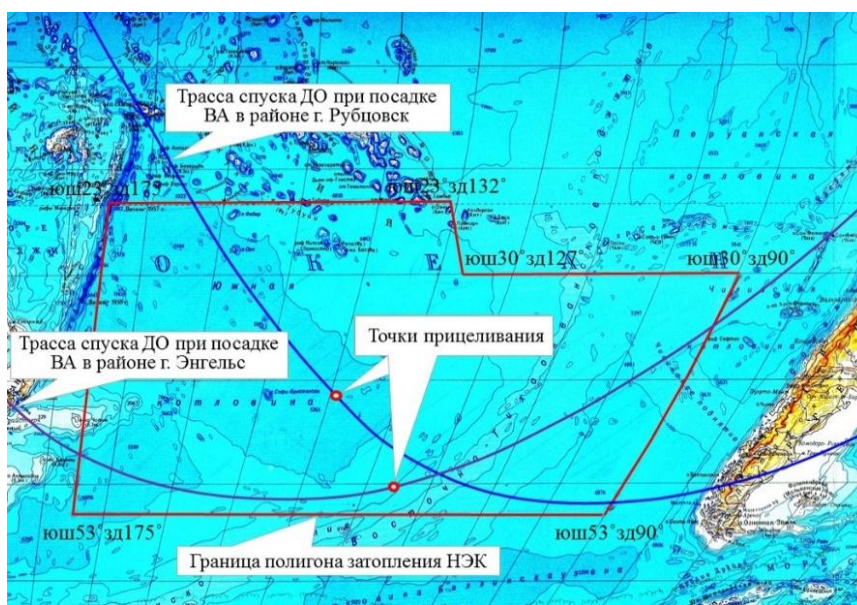


Рис. 3. Район затопления НЭК

Целью настоящей работы является исследование особенностей баллистической схемы безопасного завершения полёта ДО по сравнению с многократно реализованной баллистической схемой одноимпульсного спуска кораблей типа “Прогресс”. Задачи исследования:

- анализ особенностей формирования орбиты ДО для обеспечения затопления НЭК в заданном районе;

- анализ особенностей организации спуска ДО с эллиптической предпусковой орбиты;

- оценка расхода топлива на гарантированное затопление НЭК в пределах отведённого района.

С точки зрения оценки потребных на завершение полёта ДО запасов топлива наибольший интерес представляет исследование для случая спуска ПТК с орбиты МКС (высота околокруговой орбиты  $\sim 400$  км). Спуск с более низких орбит может иметь место при возникновении нештатных ситуаций, приводящих к невозможности стыковки с МКС. Задача минимизации затрат топлива на безопасное завершение полёта ДО при этом не является актуальной.

Результаты комплексных проектно-баллистических исследований особенностей организации безопасного завершения полёта ДО орбитального пилотируемого корабля при посадке его ВА на территории России публикуются впервые.

### **Методическое и программно-математическое обеспечение исследований**

Проведенные исследования базировались на численном моделировании невозмущённого и возмущённого движения центра масс ДО на орбитальном участке полёта и в процессе спуска в плотных слоях атмосферы. При моделировании учитывалось влияние гравитационного поля Земли (модель  $36 \times 36$ , [12]), силы аэродинамического сопротивления (динамическая [13] и статическая [14] модели атмосферы, модель предельных вариаций плотности и скорости ветра разработки

ЦНИИмаш), а также силы тяги двигательной установки (ДУ) на участках доразгона и торможения.

В качестве программно-математического обеспечения использовалась модификация программного комплекса баллистико-навигационного обеспечения (БНО) спусков транспортных кораблей типа “Союз” и ”Прогресс”. Комплекс на протяжении длительного времени эксплуатируется в Центре управления полётами ФГУП ЦНИИмаш [15], в процессе эксплуатации многократно модернизировался с расширением состава решаемых задач БНО. Для расчёта параметров траектории используется численное интегрирование уравнений движения как способ получения наиболее точного их решения, применены обеспечивающие увеличение скорости расчётов приёмы программирования [16].

Для решения задачи оценивания размеров области рассеивания точек падения НЭК используется упрощённая методика, дающая близкие к статистическим оценкам результаты при значительно более высокой (в десятки раз) вычислительной эффективности. Модель разрушения ДО (принятая для обеспечения спусков кораблей “Прогресс”) предполагает мгновенное разрушение на высоте 70 км, при этом образуются НЭК со значениями приведенной нагрузки на мидель [17]:

-  $P_{x \text{ ср}} = 400 \text{ кГ/м}^2$  – среднее значение (“центральная” точка области рассеивания), используется для решения задачи прицеливания на середину участка трассы посадочного витка внутри границ полигона;

-  $P_{x \text{ min}} = 80 \text{ кГ/м}^2$  – минимальное значение (“ближняя” точка падения);

-  $P_{x \text{ max}} = 1600 \text{ кГ/м}^2$  – максимальное значение (“дальняя” точка падения).

Оценки максимальных величин отклонений точек падения НЭК от центральной точки в перелёт  $\Delta L_{\Sigma}^{+}$  и в недолёт  $\Delta L_{\Sigma}^{-}$  вычисляются как

$$\Delta L_{\Sigma}^{+} = \sqrt{\Sigma L_i^{(+)^2} + \Delta L_{Px1600}} ;$$

$$\Delta L_{\Sigma}^{-} = \sqrt{\Sigma L_i^{(-)^2} + |\Delta L_{Px80}|} ;$$

где  $L_i^{(-)}$ ,  $L_i^{(+)}$  – отклонения точек падения НЭК от центральной точки в недолёт и перелёт, вызванные влиянием предельных значений следующих возмущающих факторов [18,19]:

- ошибки определения исходной предпусковой орбиты (ошибки определения положения и скорости по трансверсали, высоте и боку на момент включения ДУ);
- ошибки построения ориентации КА перед включением ДУ по тангажу и рысканию;
- ошибки знания характеристик ДУ (тяга, удельный импульс тяги);
- ошибки знания массы КА;
- ошибки знания аэродинамических характеристик КА до разрушения;
- вариации плотности атмосферы (1.6 $\sigma$  предельных значений);
- вариации скорости ветра (1.6 $\sigma$  предельных значений);

$\Delta L_{Px80}$ ,  $\Delta L_{Px1600}$  – отклонения для предельных значений приведенной нагрузки на мидель НЭК.

Величины  $L_i^{(-)}$ ,  $L_i^{(+)}$ ,  $\Delta L_{Px80}$ ,  $\Delta L_{Px1600}$  рассчитываются как расстояния на поверхности сферы радиусом  $R = 6371$  км (средний радиус Земли) от номинальной



точки падения элемента с  $P_{x\text{ ср}} = 400 \text{ кГ/м}^2$  до конечной точки соответствующей возмущённой траектории.

Общая протяжённость района возможного падения НЭК по трассе витка спуска определяется как  $\Delta L_{\Sigma} = \Delta L_{\Sigma}^{+} + \Delta L_{\Sigma}^{-}$ .

### **Формирование орбиты ДО для обеспечения затопления НЭК в заданном районе**

После выполнения торможения ПТК для обеспечения входа ВА в плотные слои атмосферы и посадки в заданном районе должно производиться отделение ДО. С целью продления срока орбитального существования ДО должен выполняться его доразгон путём однократного включения ДУ.

Основным требованием к манёвру доразгона является обеспечение минимальной высоты результирующей (предпусковой) орбиты  $h_{min}$  не менее 130 км. При полёте на меньших высотах становится заметным аэродинамический нагрев конструкции.

Оптимальным для увеличения  $h_{min}$  является расположение точки включения ДУ ДО непосредственно после выполнения манёвра схода ПТК с ОИСЗ. С учётом технических ограничений по отделению ДО и его развороту перед доразгоном имеется возможность включения ДУ через  $\sim 10$  мин после начала торможения ПТК для схода с ОИСЗ (или через  $\sim 5$  мин после окончания торможения).

На рис. 4 приведен пример зависимостей параметров орбиты ДО после доразгона от величины импульса доразгона  $\Delta V_{д}$ . В качестве исходных данных расчётов были приняты:

- параметры орбиты ДО после отделения от ВА соответствуют варианту спуска ПТК с орбиты МКС с посадкой ВА в районе г. Энгельс;

- начальная масса ДО 4200 кг;

- тяга ДУ 140 кгс;

- удельный импульс тяги ДУ 305 с;

- режим стабилизации ДО во время работы ДУ – в орбитальной системе координат (ОСК) с постоянным углом тангажа  $\vartheta = 0^\circ$ .

Для принятого варианта исходных данных в целях обеспечения  $h_{min} = 130$  км величина импульса доразгона ДО должна составлять 55 м/с при затратах топлива 77 кг.

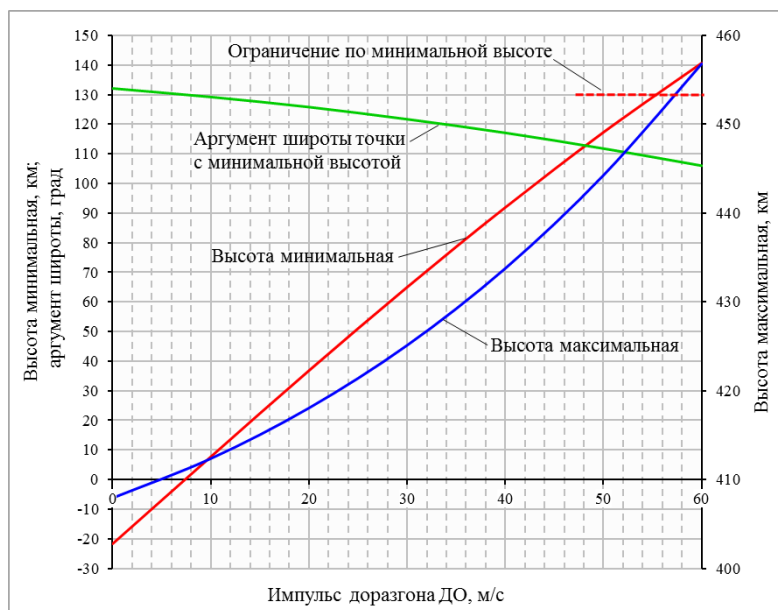


Рис. 4. Параметры орбиты ДО после доразгона

Особенностью сформированной предпусковой орбиты ДО является весьма неблагоприятное положение точки с минимальной высотой относительно выделенного района затопления НЭК. Пример зависимости высоты полёта ДО по предпусковой орбите от аргумента широты представлен на рис. 5. Там же показано

положение прицельных точек на полигоне затопления для центра группирования (ЦГ) точек падения НЭК ДО при посадке ВА в районах г. Энгельс и г. Рубцовск . Значение аргумента широты точки предпусковой орбиты с минимальной высотой составляет  $u_{hmin} \approx 112^\circ$  при оптимальной величине  $u_{hmin} = 220 \div 240^\circ$ .

Такая геометрия орбиты приводит к необходимости существенного увеличения расхода топлива на затопление ДО по сравнению со случаем оптимального расположения точки с минимальной высотой (рис. 5). Увеличение  $u_{hmin}$  до оптимальной величины (поворот линии апсид предпусковой орбиты)

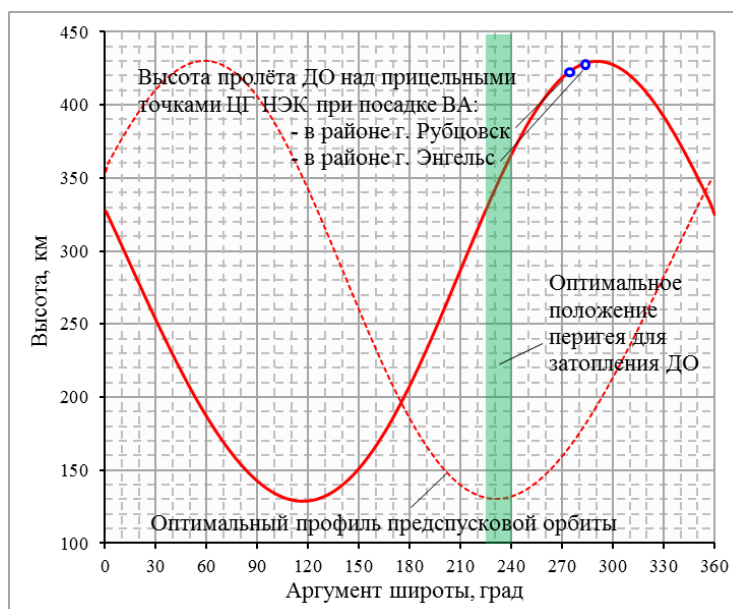


Рис. 5. Пример зависимости высоты полёта ДО после доразгона от

аргумента широты

возможно путём усложнения схемы доразгона ДО с дополнительным расходом топлива. Однако, при этом суммарный расход топлива на доразгон и затопление ДО не изменяется. Таким образом, применение рассмотренной выше одноимпульсной схемы доразгона ДО представляется наиболее рациональным.

## Особенности организации спуска ДО с эллиптической предпусковой орбиты

В отличие от грузовых кораблей “Прогресс”, совершающих “независимый” спуск с орбиты МКС, операции по безопасному завершению полёта ДО должны начинаться после схода ПТК с орбиты. Параметры тормозного импульса схода выбираются, как было отмечено выше, из условия решения целевой задачи посадки ВА в заданном районе территории России.

В результате выполнения манёвра доразгона ДО переводится на эллиптическую предпусковую орбиту с временем гарантированного орбитального существования в несколько витков. Основной задачей при организации окончательного схода ДО с предпусковой орбиты является обеспечение допустимого рассеивания точек падения НЭК в пределах отведённого района затопления. Особенностью задачи по сравнению со спуском кораблей “Прогресс” является неблагоприятное расположение точки с минимальной высотой предпусковой эллиптической орбиты (высота  $130 \text{ км} \times 440 \text{ км}$ ).

На рис. 6 приведены зависимости продольного рассеивания точек падения НЭК ДО (в перелёт и недолёт по трассе спуска относительно центральной точки) и расхода топлива от величины тормозного импульса  $\Delta V_T$ . Эти данные получены на основании расчёта возмущённых траекторий спуска для соответствующих номинальных попадающих траекторий, определённых в результате решения краевой задачи расчёта времени включения ДУ из условия совмещения центра группирования (ЦГ) НЭК с серединой участка трассы посадочного витка в пределах отведённого района затопления. Величины возмущений принимались такими же,

как и при решении задач баллистико-навигационного обеспечения спусков кораблей “Прогресс”. При расчётах также принималось, что во время работы ДУ ДО стабилизирован в орбитальной системе координат с постоянным углом тангажа  $\vartheta = 0^\circ$ .

Для минимизации расхода топлива на сход ДО с ОИСЗ величину  $\Delta V_T$  следует выбирать минимально возможной при выполнении условия надёжного захвата ДО плотными слоями атмосферы. Можно считать, что данное условие выполняется при сохранении продольного рассеивания НЭК в пределах  $\pm 1500$  км [20]. Для приведенного примера в качестве величины  $\Delta V_T$  можно принять 105 м/с при расходе топлива 142 кг. Таким образом, общий расход топлива на безопасное завершение полёта ДО (с учётом расхода на доразгон, но без учёта расхода на ориентацию) составит 219 кг.

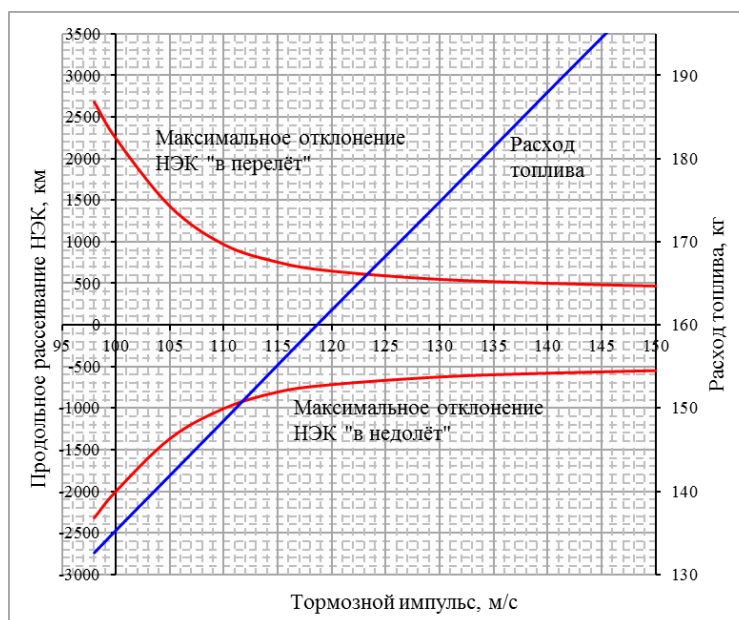


Рис. 6. Зависимости продольного рассеивания НЭК ДО и расхода топлива от величины тормозного импульса

Как показали исследования, спуск ДО с эллиптической предпусковой орбиты, имеющей неблагоприятное расположение перигея, имеет особенность по сравнению со спуском с круговой орбиты. Особенность заключается в существенно большем влиянии на рассеивание НЭК разброса величины тяги ДУ  $\delta P$  и ошибки ориентации вектора тяги по тангажу  $\delta\vartheta$  (табл. 1,  $\delta P = \pm 10\%$ ,  $\delta\vartheta = \pm 1.5^\circ$ ).

Результаты моделирования возмущённых траекторий для оценки влияния отдельных возмущений и общей величины продольного рассеивания НЭК ДО для случаев спуска с круговой орбиты высотой 400 км и спуска с эллиптической предпусковой орбиты представлены в табл.1. Нетрудно видеть, что величины отклонений центра группирования (ЦГ) точек падения НЭК, вызванные разбросами тяги ДУ и ошибок ориентации по тангажу, для случая спуска с эллиптической предпусковой орбиты ДО более чем в три раза превышают аналогичные величины для круговой орбиты. Поиск способа снижения влияния данных возмущений на рассеивание НЭК [20,21] и, следовательно, снижения расхода топлива на спуск при сохранении прежнего суммарного рассеивания является предметом дальнейших исследований.

### **Трассы безопасного завершения полёта ПТК**

В результате проведенных исследований было определено расположение на трассе витка посадки ВА точек следующих характерных событий завершения полёта ПТК:

- включения и выключения ДУ для схода ПТК с ОИСЗ;
- разделения ВА и ДО;

- входа ВА в плотные слои атмосферы;
- посадки ВА;
- включения и выключения ДУ для доразгона ДО;
- входа ДО в плотные слои атмосферы;;
- падения НЭК ДО на Землю.

Таблица 1. Составляющие продольного рассеивания НЭК ДО

Возмущающий фактор		Составляющая продольного рассеивания, км	
		Круговая орбита, h = 400 км, $\Delta V_T = 95 \text{ м/с}$ , $\theta_{\text{вх}} = -0.682^\circ$	Предпусковая орбита ДО, $\Delta V_T = 105 \text{ м/с}$ , $\theta_{\text{вх}} = -0.354^\circ$
Разброс тяги ДУ	+	-165.2	-638.2
	-	+206.4	+676.0
Разброс удельного импульса тяги ДУ	+	+1.4	+2.0
	-	-2.3	-3.3
Ошибка ориентации по тангажу	+	-75.9	-453.6
	-	+144.5	+444.9

Ошибка ориентации по курсу	+	+39.5	+21.8
	-	+40.1	+19.8
Ошибка по величине $\Delta V_T$	+	-119.0	-51.9
	-	+123.4	+52.8
Разброс аэродин. к-та $C_{x\alpha}$ до разрушения	+	-529.3	-504.4
	-	+975.7	+632.2
Вариации плотности атмосферы	+	-437.7	-298.3
	-	+671.7	+367.7
Вариации скорости ветра	+	+26.0	+16.4
	-	-26.1	-16.7
Максимальное значение $P_x$ после разрушения		+312.5	+311.6
Минимальное значение $P_x$ после разрушения		-409.7	-364.3
Продольное рассеивание, полный набор возмущений		+1557	+1416
		-1142	-1330



На рис. 7 показаны трассы двух посадочных витков, соответствующих посадке ВА в районе г. Энгельс (крайний западный район посадки ВА) и в районе г. Рубцовск (крайний восточный район посадки). Реализация рассмотренной схемы завершения полёта ПТК позволит обеспечить безопасность населения и объектов наземной инфраструктуры при высокоточной посадке ВА на территории России.

### **Заключение**

В статье исследованы вопросы организации безопасного завершения полёта ДО перспективного ПТК посредством использования баллистической схемы с доразгоном ДО после его отделения от ВА и последующим торможением для затопления НЭК в отведённом районе Тихого океана. Основные результаты исследований заключаются в следующем:

- рассмотрены особенности манёвра доразгона ДО, необходимого для обеспечения его орбитального существования для затопления НЭК в отведённом районе океана;
- получена оценка расхода топлива на выполнение манёвра доразгона (~77 кг без учёта расхода на ориентацию);
- проведен анализ особенностей организации спуска ДО с эллиптической предпусковой орбиты, параметры которой определяются из условия посадки ВА в заданном районе на территории России;
- получена оценка расхода топлива на выполнение спуска ДО (~142 кг без учёта расхода на ориентацию);
- исследовано влияние возмущающих факторов на размеры области рассеивания точек падения НЭК ДО;

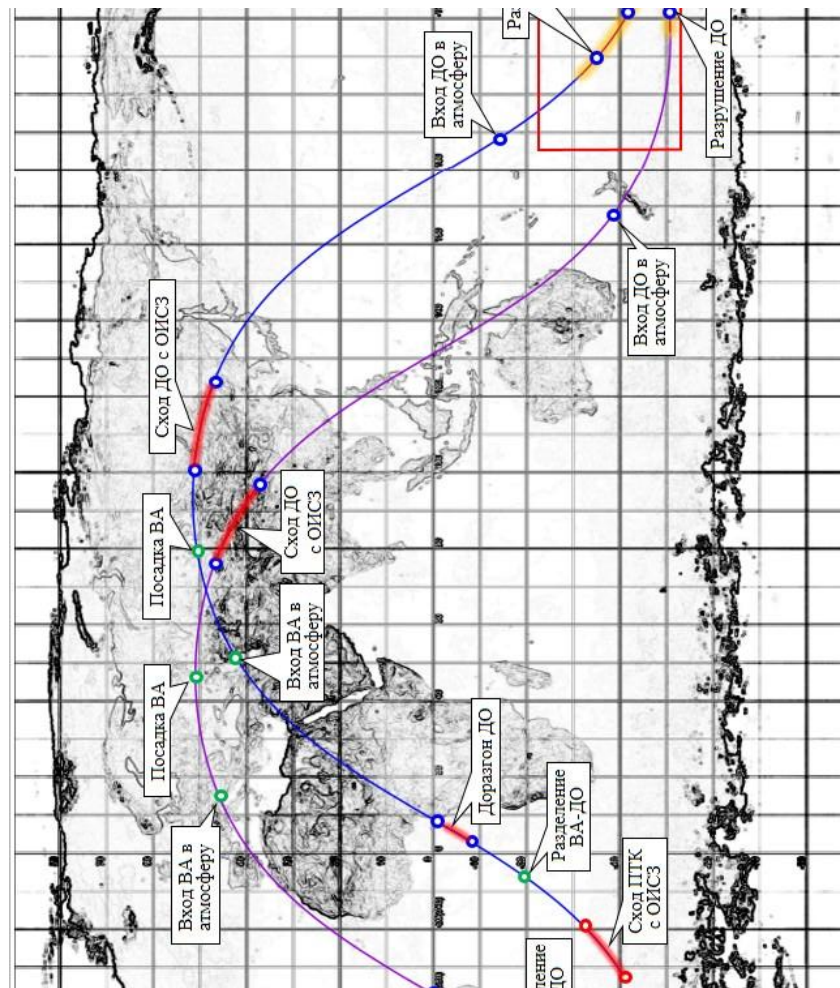


Рис. 7. Трассыavitков завершения полёта ПТК

- получена оценка общего расхода топлива на выполнение безопасного завершения полёта ДО (без учёта расхода на ориентацию) с гарантированным затоплением НЭК в отведённом районе океана, которая составляет около 219 кг на перемещение центра масс ДО.

В целом, проведенные проектно-баллистические исследования показали возможность организации безопасного завершения полёта ДО перспективного ПТК и определить перспективные направления работ по минимизации расхода топлива на выполнение этой операции.

## Библиографический список

1. Федеральная космическая программа России на 2016 – 2025 годы. Утверждена постановлением Правительства РФ от 23 марта 2016 г. № 230. URL: <https://www.roscosmos.ru/22347/>
2. Перспективная пилотируемая транспортная система. Эскизы и планы работ по кораблю. URL: <http://www.russianspaceweb.com/ppts.html>.
3. Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. - М.: Издательство МГТУ им. Н.Э Баумана, 2016. - 528 с.
4. Кудрявцев С.И. Комплексный баллистический анализ проблем высокоточного управления спуском перспективного пилотируемого корабля в атмосфере Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2015. № 1(80). С. 5 - 13.
5. Феокистов К.П. Космические аппараты. - М.: Воениздат, 1983. - 319 с.
6. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. - М.: Наука, 1988. - 335 с.
7. Мартин Дж. Вход в атмосферу. - М.: Мир, 1969. - 320 с.
8. Финченко В.С., Устинов С.Н., Иванков А.А. Методика и результаты теплового разрушения межорбитального буксира “Фрегат” при входе в атмосферу Земли // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. № 1(22). С. 89 - 96.
9. Плотность населения России по регионам. Самые густонаселённые и малонаселённые районы. URL: [www.statdata.ru](http://www.statdata.ru).
10. Мировые демографические перспективы. Организация Объединённых Наций. URL: <http://viktorvoksanaev.narod.ru/N0921054.pdf>

11. Есаков В.А., Кудрявцев С.И., Серёгин Д.Н. Баллистическое проектирование затопления двигательного отсека перспективного пилотируемого космического аппарата при спуске с орбиты искусственного спутника Земли // Лесной вестник. 2015. Т. 19. № 3. С. 145 - 151.
12. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11). Постановление правительства Российской Федерации от 28 декабря 2012 г. №1463 об установлении общеземной геоцентрической системы координат в качестве государственной системы координат для использования в целях геодезического обеспечения орбитальных полётов и решения навигационных задач. URL: [http://www.consultant.ru/document/cons\\_doc\\_LAW\\_140248/92d969e26a4326c5d02fa79b8f9cf4994ee5633b/](http://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_140248/92d969e26a4326c5d02fa79b8f9cf4994ee5633b/)
13. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полётов искусственных спутников Земли. ГОСТ Р 25645.166-2004. - М.: Издательство стандартов, 2004. - 24 с.
14. Атмосфера стандартная. Параметры. ГОСТ 4401-81. - М.: Издательство стандартов, 1981. - 180 с.
15. Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Автоматизированный комплекс программ расчёта спусков кораблей “Союз ТМ” и “Прогресс М”. Сборник “Ракетно-космическая техника”. - М.: ЦНИИмаш, 1991. Сер. IX. № 2. С. 73 - 81.
16. Карагодин В.В. Приближённые методы расчёта внеатмосферного активного участка траектории // Труды МАИ. 2013. № 66. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=41510>

17. Кокунина Л.Х. Основы аэродинамики. - М.: Альян С, 2015. - 200 с.
18. Андреевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. - М.: Машиностроение, 1970. - 235 с.
19. Феодосьев В.И. Основы техники ракетного полёта. - М.: Наука, 1979. - 496 с.
20. Кутоманов А.Ю., Кудрявцев С.И. Метод и алгоритм оптимизации участка торможения при сходе с орбиты автоматических КА с низкой тяговооруженностью // Космонавтика и ракетостроение. 2016. № 1 (86). С. 27 - 33.
21. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. - М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2011. – 408 с.