

УДК: 629.7.05.036.54-66 : 629.784.047.2

Применение твердотопливного регулируемого управляющего двигателя в системе аварийного спасения перспективного пилотируемого корабля

С.В. Болдырев, А.Г. Овчинников,
Е.В. Меркулова.

Аннотация

В настоящей статье рассматривается твердотопливный регулируемый управляющий двигатель и его использование в системе аварийного спасения перспективного пилотируемого корабля.

При выведении с космодрома «Восточный» перспективного пилотируемого корабля, в случае возникновения аварии ракеты-носителя на участке полета первой ступени, применение твердотопливного регулируемого управляющего двигателя позволяет:

- использовать конфигурацию аэродинамически статически неустойчивого отделяемого головного блока;
- обеспечить решение задач системы аварийного спасения и, в частности, приведение возвращаемого аппарата к моменту ввода комплекса средств приземления в окрестности выделенного околостартового района посадки.

Ключевые слова

твердотопливный регулируемый управляющий двигатель; система аварийного спасения; перспективный пилотируемый корабль; отделяемый головной блок; аэродинамическая статическая устойчивость; аэродинамическая статическая неустойчивость.

1 Введение

Основой обеспечения безопасности экипажа на участке выведения являются высокая надежность функционирования бортовых и наземных систем, создание достаточного уровня резервирования и полнота экспериментальной отработки ракеты-носителя (РН).

Однако, как показывает анализ статистических данных летной эксплуатации ракетно-космических комплексов (РКК), на современном технологическом уровне не удастся полностью исключить ситуации, в которых РН частично либо полностью теряет работоспособность. В таблице 1 приведены данные ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» и ЦНИИМаш по статистической вероятности возникновения аварии на участке выведения РН среднего и тяжелого классов [1, 2, 3, 4].

Таблица 1

№	Наименование РН	Рассматриваемый период эксплуатации	Общее число пусков	Число аварий	Точечная вероятность безотказной работы	Статистическая вероятность возникновения аварии
1	«Союз» (РН типа Р7А)	1957–2008	1723	64	0,9629	0,0371
2	«Протон»	1965–2008	347	33	0,9049	0,0951
3	«Зенит»	1985–2008	65	10	0,8462	0,1538

Приведенные в таблице 1 данные показывают, что надежность РН всех типов (в том числе РН «Зенит», при разработке которой использованы последние технологические достижения) еще недостаточна для получения приемлемого уровня безопасности экипажа на участке выведения не ниже 0,995–0,998. Кроме того, следует отметить, что начальный этап эксплуатации РН характеризуется высокими значениями вероятности возникновения аварии.

Выведение пилотируемого транспортного корабля нового поколения (ПТК НП) планируется осуществлять с помощью космического ракетного комплекса среднего класса повышенной грузоподъемности (КРК СКПГ). Надежность КРК на различных периодах функционирования должна соответствовать следующим нормативным значениями [5]:

- вероятность безотказной работы РН в процессе запуска не менее 0,99;
- вероятность сохранения работоспособного состояния РКН в процессе выведения не менее 0,986.

Таким образом, требования по надежности КРК не могут обеспечить необходимый уровень безопасности экипажа. Кроме того, вероятность возникновения аварии на начальном этапе эксплуатации ракет-носителей, как говорилось ранее, может оказаться еще более высокой.

В связи с этим разработка и создание способов и средств аварийного спасения экипажа на участке выведения по-прежнему остается одной из актуальных задач при осуществлении пилотируемых полетов. Необходимо отметить, что просчеты в оценках реально достижимой надежности РН и недостаточное внимание к вопросам безопасности

полета приводят к трагическим последствиям. Так, на пилотируемом ракетно-космическом комплексе «Спейс Шаттл» была принята концепция обеспечения безопасности на участке выведения за счет надежности средств выведения и применения в аварийных ситуациях нештатных схем полета комплекса. Вследствие этого, из-за отсутствия средств аварийного спасения экипажа, при возникновении аварии пилотируемого РКК «Челленджер» (1985 г.) на участке выведения полет закончился катастрофой и гибелью экипажа.

Таким образом, для обеспечения безопасности экипажа корабля в случае аварии ракетно-космического комплекса на старте и в полете на участке выведения необходимо применение системы аварийного спасения (САС). При нормальном полете РКК осуществляется последовательный сброс агрегатов и элементов САС.

Система аварийного спасения вступает в работу после получения исходного сигнала «Авария» от систем РКК или корабля, а также с наземного пункта управления полетом и осуществляет в заданной временной последовательности включение агрегатов и узлов САС, а также выдачу необходимых команд на задействование штатных систем корабля и РН.

В основу проектирования системы аварийного спасения закладываются следующие принципы [6]:

- система аварийного спасения при аварии на старте и в полете на участке выведения РКК должна работать по принципу экстренного отделения и увода от аварийной ракеты-носителя возвращаемого аппарата (ВА) в составе отделяемого головного блока (ОГБ);
- экстренное отделение и увод ОГБ осуществляется с помощью твердотопливной двигательной установки САС с целью дальнейшей посадки ВА с экипажем на площадку в районе старта или в один из выбранных районов по трассе выведения на территории России;
- для аварийного спасения в максимальной степени должны использоваться штатные системы и агрегаты корабля и ракеты-носителя.

В настоящей работе рассматриваются вопросы выбора аэродинамической компоновки и управления полетом отделяемого головного блока применительно к пилотируемому транспортному кораблю нового поколения.

2 Рассматриваемые варианты компоновочных схем отделяемого головного блока

2.1 Отделяемый головной блок представляет собой часть головного блока РКК и является своеобразным летательным аппаратом, рассчитанным на использование в широком диапазоне скоростей (от дозвуковых до гиперзвуковых).

К компоновочной схеме отделяемого головного блока предъявляются определенные требования, в том числе:

- обеспечение полета ОГБ при уводе от РН в ограниченном диапазоне углов атаки в целях снижения боковых перегрузок и уменьшении потребной энергетики для увода ОГБ, в связи с этим должны быть выполнены требования по аэродинамической статической устойчивости ОГБ либо по наличию на ОГБ достаточно эффективных реактивных органов управления и стабилизации;
- уменьшение коэффициента аэродинамического сопротивления для снижения энергетических потерь при уводе ОГБ за счет оптимизации его обводов;
- уменьшение влияния струй твердотопливной двигательной установки САС на возвращаемый аппарат за счет максимально возможного удаления сопел двигателей и выбора оптимальных углов наклона сопел;
- максимально возможное смещение центра масс твердотопливной двигательной установки САС в направлении продольной оси для оптимизации положения центра масс ОГБ;
- расположение управляющего ракетного двигателя (УРД), входящего в состав твердотопливной двигательной установки САС, на максимально возможном расстоянии от центра масс ОГБ.

2.2 Принятый принцип спасения с помощью увода возвращаемого аппарата с экипажем от аварийной ракеты-носителя и необходимость выполнения приведенных выше требований предопределили компоновочную схему отделяемого головного блока САС ПТК НП.

Компоновочная схема и трехмерная модель [7] отделяемого головного блока САС ПТК НП представлены на рисунках 1 и 2 соответственно.

В состав ОГБ входят:

- ракетный блок аварийного спасения (РБАС);
- возвращаемый аппарат (ВА).

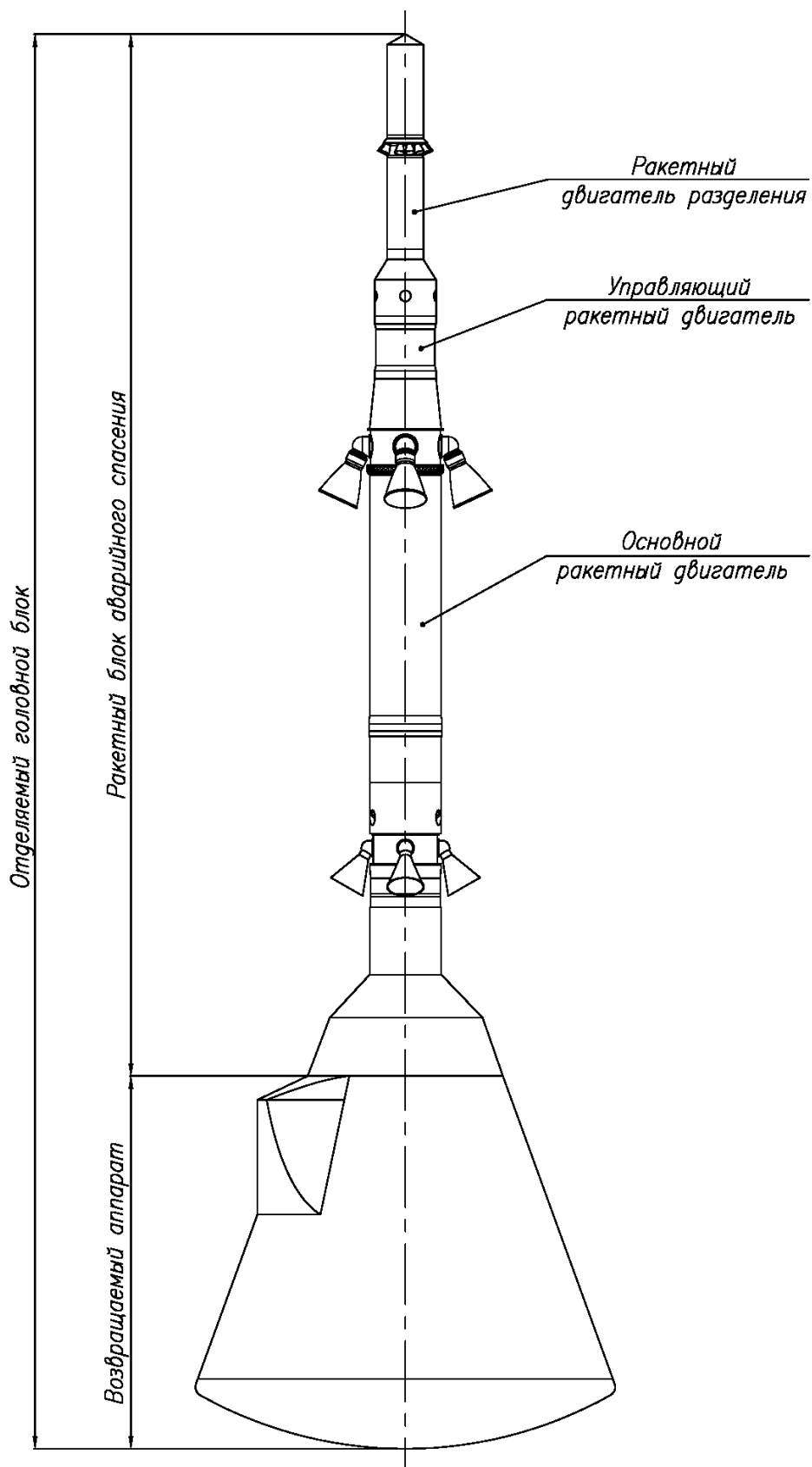


Рисунок 1 – Компоновочная схема ОГБ САС ПТК НП

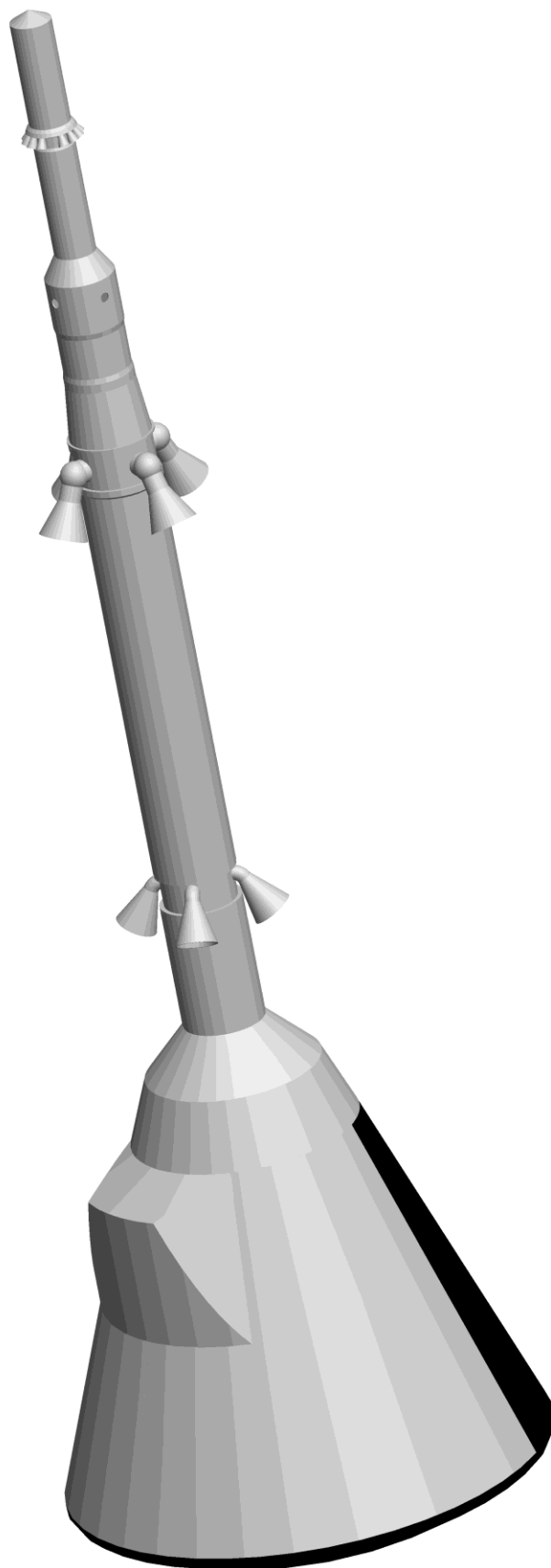


Рисунок 2 – Трехмерная модель ОГБ САС ПТК НП

Результаты проведенных массово-центровочных и аэродинамических расчетов показали, что отделяемый головной блок является аэродинамически статически неустойчивым. Головной обтекатель в составе головной части РКК отсутствует вследствие выбранной компоновочной схемы корабля. В этом случае, установка аэродинамических стабилизаторов, которые используются для придания летательным аппаратам свойств аэродинамической статической устойчивости, становится труднореализуема. Отделяемый головной блок приобретает аэродинамически статически неустойчивую конфигурацию. В результате, обеспечение стабилизации требуется не только на активном, в процессе работы основного ракетного двигателя (ОРД) РБАС, но и на пассивном (после окончания работы ОРД) участке полета ОГБ.

2.3 Для сравнения целесообразно рассмотреть компоновочную схему ОГБ САС уже находящегося в эксплуатации транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз ТМА».

В состав отделяемого головного блока САС ТПК «Союз ТМА» входят:

- двигательная установка системы аварийного спасения (ДУ САС);
- уводимая часть корабля, состоящая из спускаемого аппарата (СА) и бытового отсека (БО);
- часть головного обтекателя, уводимая при работе САС.

Вследствие принятых компоновочных решений по ТПК «Союз ТМА», в составе головной части РКК имеется головной обтекатель, который защищает корабль от аэрогазодинамических и тепловых воздействий на этапе выведения РКК. На боковой поверхности части обтекателя, уводимой при работе САС, в двух взаимно перпендикулярных плоскостях установлены решетчатые стабилизаторы. Применение стабилизаторов позволяет реализовать аэродинамически статически устойчивую компоновку отделяемого головного блока. В этом случае управление движением ОГБ относительно центра масс осуществляется только на активном участке полета ОГБ, когда работает центральный ракетный двигатель (ЦРД) ДУ САС.

Как показано в [8] это управление состоит в создании управляющих моментов с помощью работающих кратковременно твердотопливных управляющих двигателей или управляющих сопел постоянной тяги.

3 Рассматриваемые варианты управления полетом отделяемого головного блока

3.1 Вариант управления полетом ОГБ, используемый на ПТК НП.

При выведении с космодрома «Восточный» ПТК НП, в случае аварии на старте и на начальном участке траектории выведения РКК, кроме требования по стабилизации ОГБ, дополнительно предъявляется требование по обеспечению приведения возвращаемого аппарата, к моменту ввода комплекса средств приземления, в окрестности выделенного района посадки вблизи стартового комплекса (СК). Околостартовый район посадки с центром, расположенным на расстоянии 1,5 км к северу от СК, представляет собой круглую площадку радиусом 1 км. Для выполнения этих требований в составе ракетного блока аварийного спасения ПТК НП применяется твердотопливный регулируемый управляющий двигатель.

При аварии РН на первых секундах полёта после срабатывания САС имеется возможность обеспечить посадку ВА в околостартовом районе (примерно до 52 с). С этой целью во время работы основного ракетного двигателя с помощью УРД, входящего в состав РБАС, производится программный наклон продольной оси ОГБ под углом к местной вертикали таким образом, чтобы проекция вектора тяги двигателей на земную поверхность была направлена в центр района. Зависимость угла завала ($15^\circ \div 35^\circ$) от времени аварии выбирается из условия обеспечения посадки ВА в этом районе при выполнении требований к допустимой минимальной высоте увода ОГБ. После окончания работы ОРД и до момента начала программного разворота на $\alpha = 160^\circ$ УРД стабилизирует ОГБ на нулевом угле атаки, затем осуществляет разворот ОГБ на $\alpha = 160^\circ$ после снижения скоростного напора до $q = 500 \text{ кгс/м}^2$ и стабилизацию ОГБ в положении $\alpha = 160^\circ$. Ракетный двигатель разделения, входящий в состав РБАС, обеспечивает отделение и увод РБАС на расстояние, исключающее возможность столкновения с ВА. Далее проходит автономный полет и приземление ВА с экипажем.

Схема аварийного спасения в случае аварии РН на старте и на начальном участке траектории выведения РКК представлена на рисунке 3.

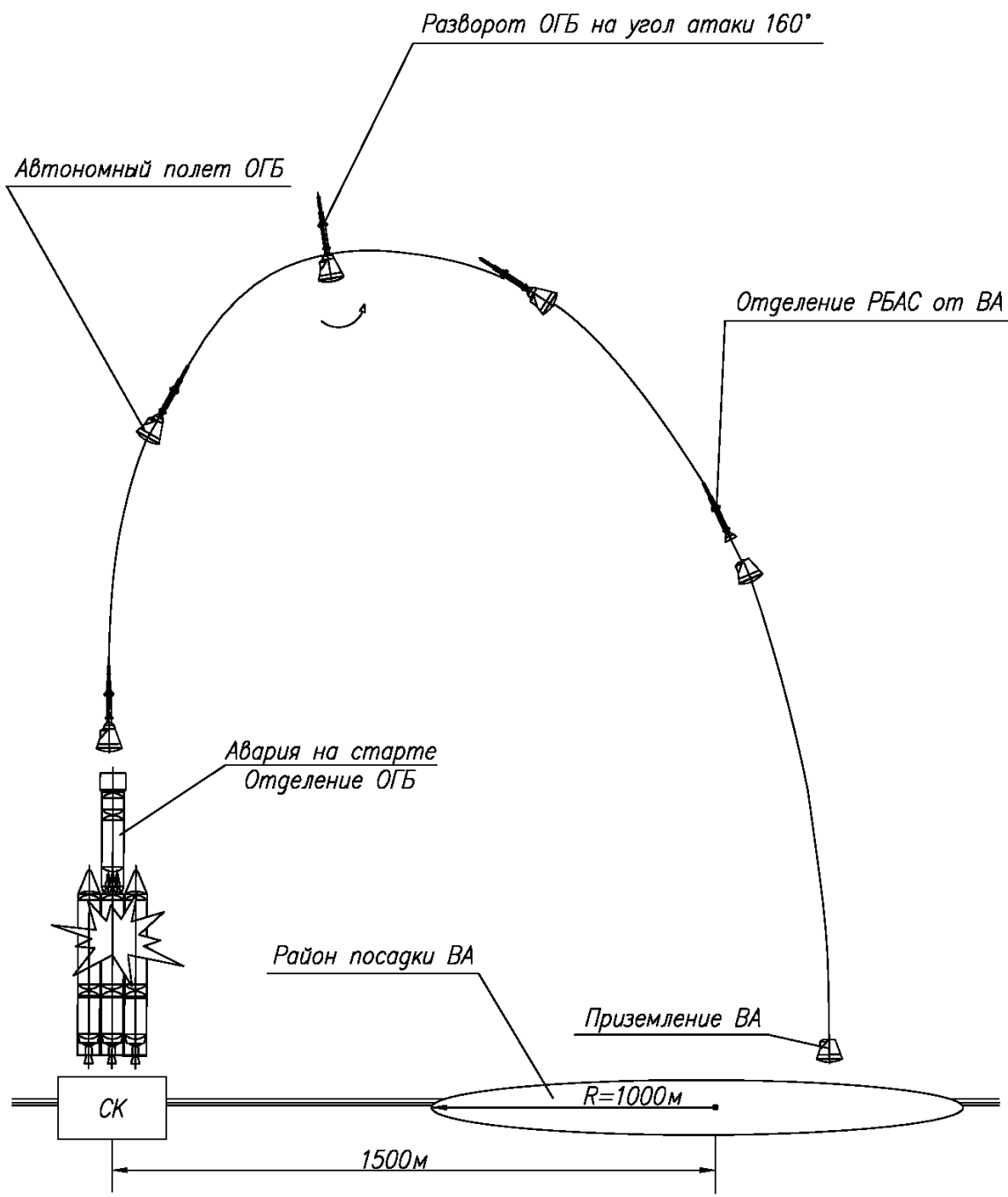


Рисунок 3 – Схема аварийного спасения ПТК НП

При аварии РН на последующих секундах полёта до отделения РБАС перед реализацией программного разворота на $\alpha = 160^\circ$ ОГБ с помощью УРД ориентируется под углами тангажа $\upsilon = 5^\circ$ и $\psi = \pm 15^\circ$ к набегающему потоку с целью обеспечения постепенного совмещения проекций на земную поверхность линии визирования ОГБ — центр выбранного района посадки и вектора скорости. Эта логика полета ОГБ используется для приведения ВА на минимально возможное расстояние к центру околостартового района, а далее — в выделенные по трассе аварийные районы посадки.

Конструкция твердотопливного регулируемого управляющего двигателя, его энергетические характеристики и продолжительность работы (около 23 с) позволяют применить конфигурацию аэродинамически статически неустойчивого ОГБ и обеспечить приведение ВА в окрестности околостартового района (примерно до 52 с).

Применение аэродинамически статически неустойчивой схемы ОГБ позволяет отказаться от большей части балансировочного груза в пользу выводимой на орбиту полезной нагрузки. В этом случае назначение балансировочного груза будет заключаться в обеспечении наиболее рациональной центровки ОГБ для сохранения оптимальной управляемости полета ОГБ с помощью УРД на всех режимах.

3.2 Вариант управления полетом ОГБ, используемый на ТПК «Союз ТМА».

При выведении ТПК «Союз ТМА» с космодрома «Байконур» в случае аварии до момента штатного сброса ДУ САС требования по организации специально выделенных районов для посадки спускаемого аппарата не предъявляются, так как все районы, находящиеся вдоль трассы выведения на территории республики Казахстан, для этого пригодны.

В случае возникновения аварийной ситуации на старте или в полете на атмосферном участке траектории выведения РКК отделяемый головной блок с помощью центрального ракетного двигателя ДУ САС, отделяется от аварийной РН и уводится на безопасное расстояние.

Управление активным участком полета ОГБ осуществляется с помощью четырех одинаковых УРД, входящих в состав ДУ САС и расположенных в каналах стабилизации по тангажу и рысканию.

После окончания работы ЦРД ОГБ движется пассивно в автономном режиме. ОГБ на этом участке является аэродинамически статически устойчивым. Необходимости в стабилизации нет. Поэтому достаточно иметь управляющие двигатели, работающие кратковременно (около 1 с) и обеспечивающие управление движением ОГБ только на активном участке полета.

Управляющие двигатели осуществляют программный наклон траектории полета ОГБ, обеспечивая при любых начальных параметрах движения в условиях околостартовой аварии заданные высоту и дальность увода ОГБ. Отклонения ОГБ от вертикального положения в плоскостях стабилизации измеряется с помощью гиросприборов САС. В зависимости от углов завала ОГБ при работе центрального ракетного двигателя, входящего в состав ДУ САС, автоматика САС выдает сигналы на включение определенных управляющих двигателей. Предпочтительным двигателем является двигатель, обеспечивающий программный наклон траектории полета ОГБ в направлении ветра в соответствии с логикой функционирования автоматики системы аварийного спасения.

В районе вершины траектории аварийного увода проводится отделение СА от ОГБ. Ракетный двигатель разделения, входящий в состав ДУ САС, уводит головной обтекатель вместе с БО на расстояние, исключающее возможность столкновения с СА. После отделения СА система управления спуском обеспечивает демпфирование угловых скоростей СА. Далее проходит автономный полет и приземление СА с экипажем.

4 Твердотопливный регулируемый управляющий двигатель

Особенностью данного двигателя является наличие в его составе четырех сопловых управляющих блоков, векторы тяги которых перпендикулярны продольной оси ОГБ и находятся в плоскостях стабилизации.

УРД многорежимен: может обеспечивать любой требуемый уровень тяги между повышенным и пониженным путем изменения скорости горения топлива за счет изменения газоприхода при кратковременном расходном воздействии. Создание управляющих сил обеспечивается за счет перераспределения продуктов сгорания твердого топлива между соплами с помощью регуляторов механического типа, расположенных в каждом сопле [9].

5 Результаты проектно-баллистических расчетов

Для проведения расчётно-баллистического анализа управляемого движения отделяемого головного блока САС ПТК НП были приняты следующие положения и допущения:

- в качестве номинальной использовалась траектория выведения ПТК НП с помощью КРК СКПГ, при расчёте аварий на старте высота СК над поверхностью земного эллипсоида (~132 м) и высота РН не учитывались;
- околостартовый район посадки с центром, расположенным на расстоянии 1,5 км к северу от СК, представляет собой круглую площадку радиусом 1 км;
- рассматривается движение ОГБ как твёрдого тела переменной массы с учётом движения вокруг центра масс;
- кинематические параметры ОГБ на момент отделения от аварийной РН соответствуют ее параметрам;
- процесс отделения от РН не вносит дополнительных возмущений в движение ОГБ относительно центра масс;
- система управления с помощью УРД и двигателей ВА обеспечивает необходимую ориентацию ОГБ относительно центра масс;
- основной баллистической задачей после отделения РБАС является приведение ВА к моменту задействования комплекса средств приземления в окрестности ближайшего из выделенных районов посадки;
- в расчётах рассматривается движение ВА как твёрдого тела с учётом движения вокруг центра масс, расход топлива на движение относительно центра масс не учитывается;
- кинематические параметры ВА после отделения РБАС соответствуют параметрам ОГБ, т.е. процесс разделения не вносит возмущений в движение ВА;
- управление наведением ВА в расчётную точку посадки осуществляется с использованием метода пропорционального наведения и реализуется посредством управления величиной угла крена;
- система управления с помощью двигателей ВА обеспечивает необходимую ориентацию ВА относительно центра масс;
- для расчёта номинальных траекторий атмосферные параметры задавались в соответствии с ГОСТ 4401-81, ветер отсутствовал.

При статистическом моделировании движения ОГБ и ВА варьировались следующие параметры:

- отклонения углов стабилизации и угловых скоростей РН от программных значений;
- отклонения термодинамических параметров атмосферы и скорости ветра путём добавления к средним (сезонно-широтным) отклонениям случайных отклонений в виде канонического разложения, при этом сезон (текущий месяц года) задавался по равномерному закону;
- отклонения массово-центровочных и инерционных характеристик ОГБ и характеристик двигателей РБАС;
- отклонения аэродинамических характеристик ОГБ.

Расчёты показывают, что применение твердотопливного регулируемого управляющего двигателя в составе аэродинамически статически неустойчивого ОГБ ПТК НП обеспечивает при аварии РН на начальном участке полета решение задач системы аварийного спасения (отделение и увод ВА на безопасное расстояние) и, в частности, посадку ВА в выделенном околостартовом районе.

На рисунках 4 и 5 показаны реализовавшиеся в ходе статистических расчётов координаты ВА к моменту задействования комплекса средств приземления на высоте около 1000 метров (в проекции на плоскость OXZ стартовой системы координат) после аварии РН на старте и 52 с полета. Красной окружностью на рисунках очерчены границы околостартового района посадки.

Для сравнения, аналогичные расчеты проведены для ОГБ САС ТПК «Союз ТМА». Координаты СА, полученные в ходе статистических расчетов, представлены на рисунках 6 и 7.

Очевидно, что применение управляющего двигателя с небольшим временем работы для управления полетом отделяемого головного блока САС ПТК НП недопустимо, так как не дает необходимого решения задачи по приведению ВА в околостартовый район.

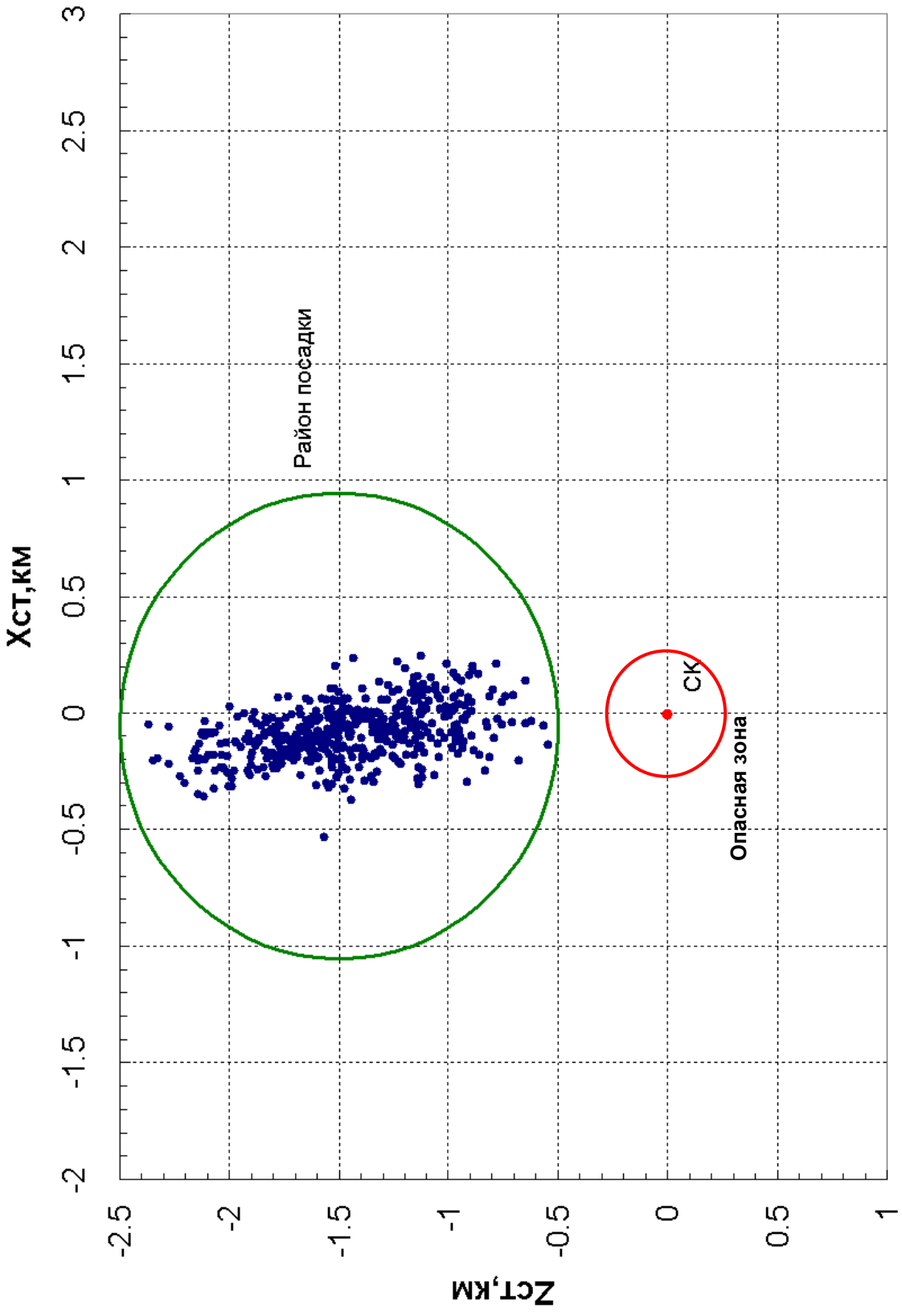


Рисунок 4 – Координаты ВА ПТК НП в момент ввода комплекса средств приземления после аварии РН на старте

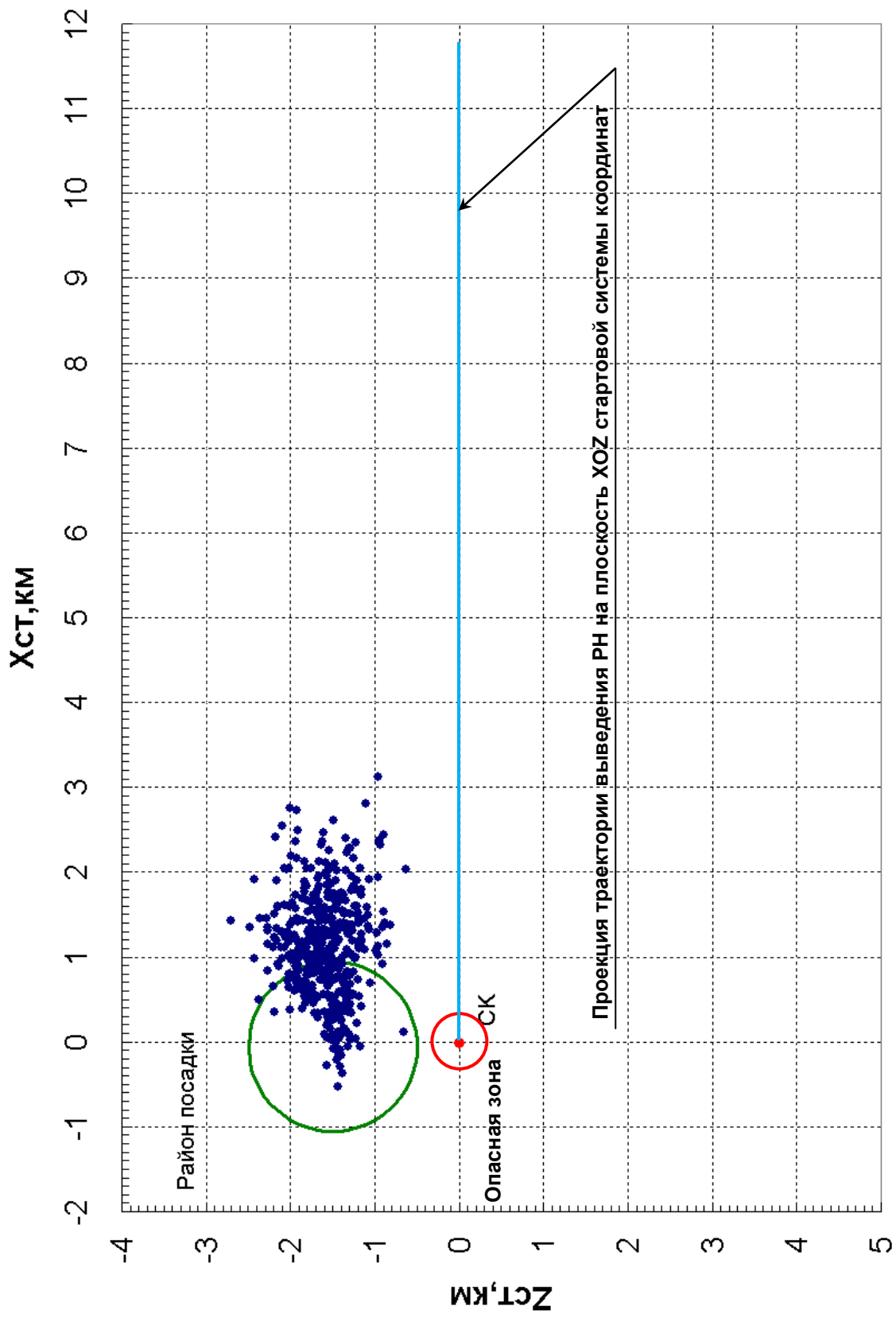


Рисунок 5 – Координаты ВА ПТК НП в момент ввода комплекса средств приземления после аварии на 52 с полета

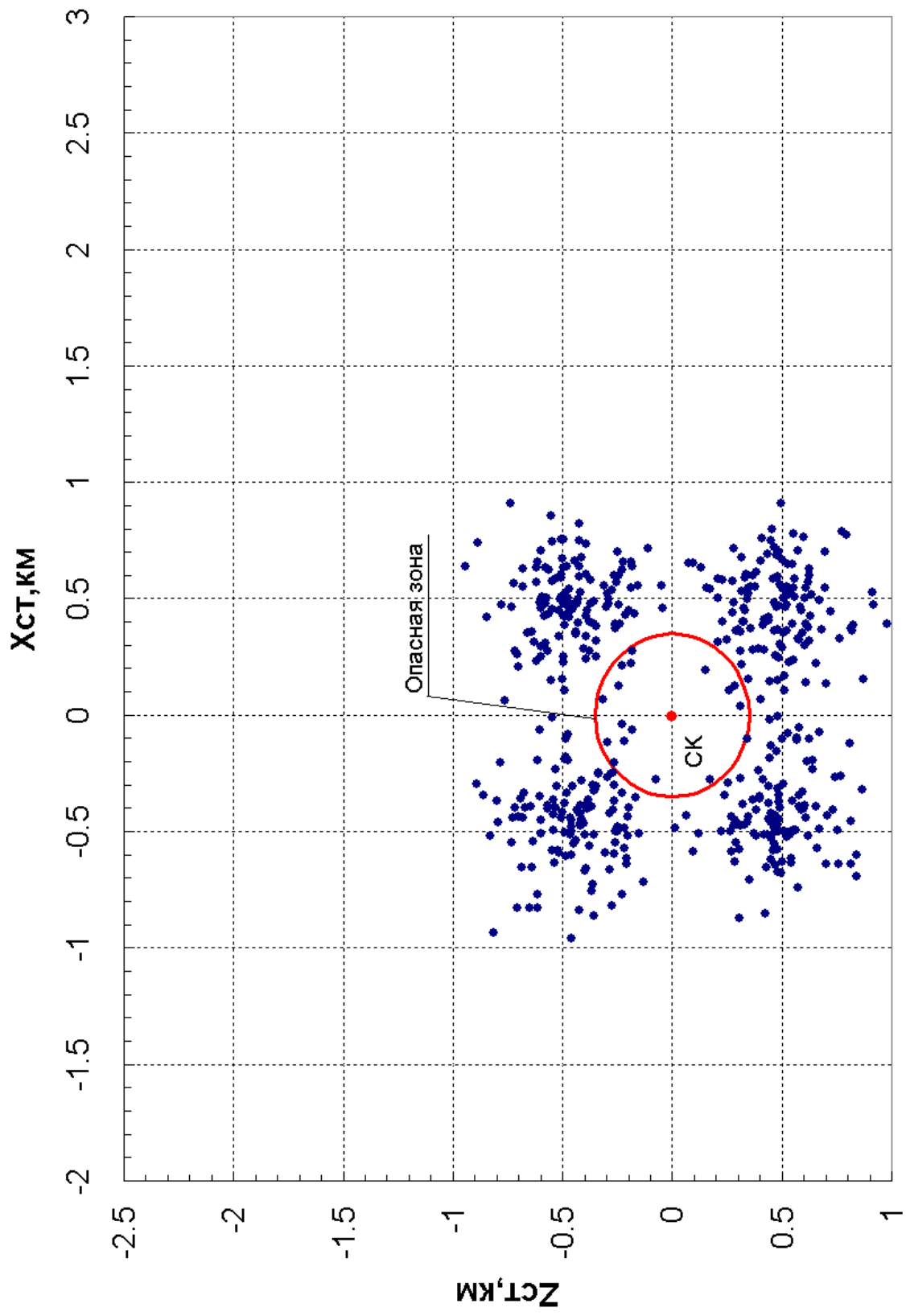


Рисунок 6 – Координаты СА ТПК «Союз ТМА» в момент ввода комплекса средств приземления после аварии РН на старте

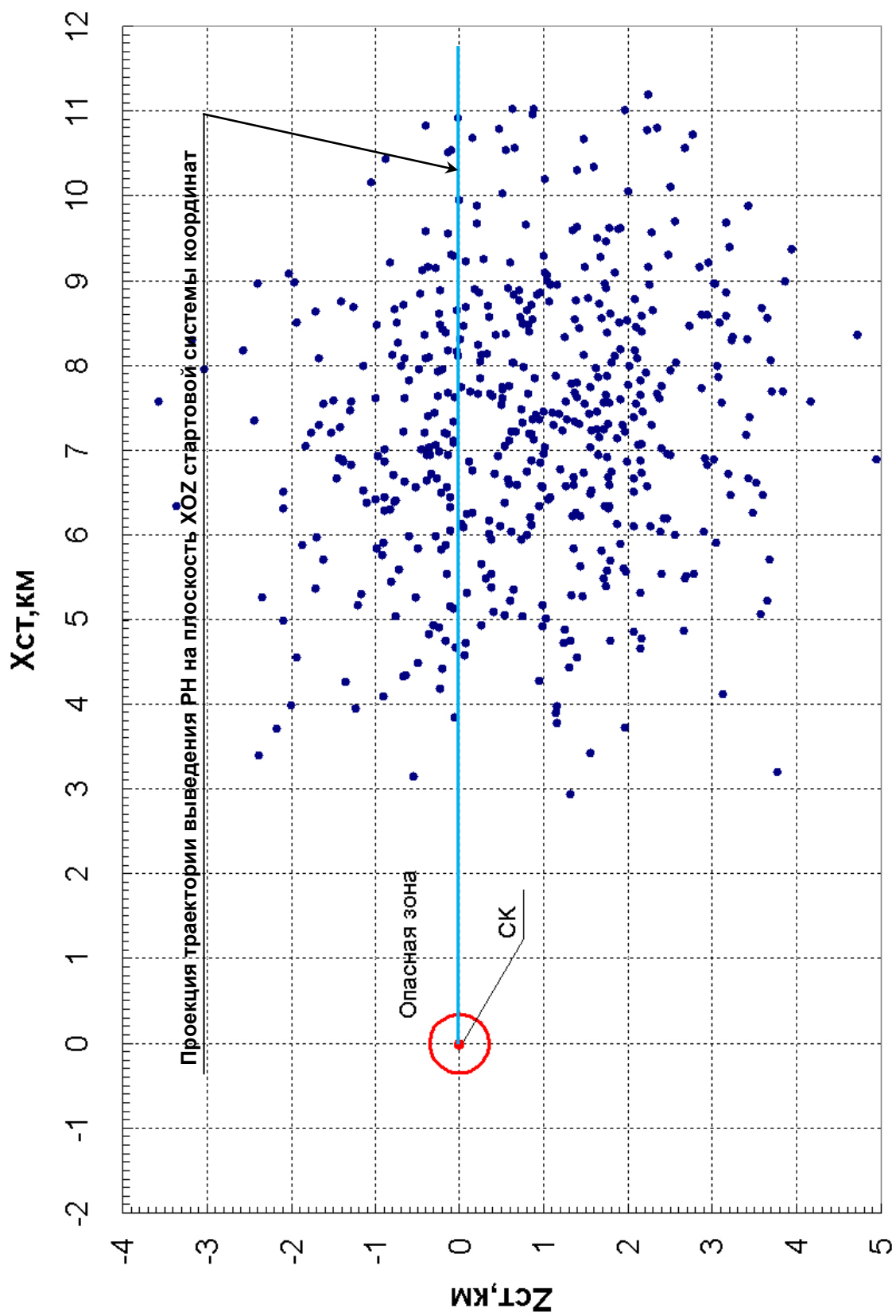


Рисунок 7 – Координаты СА ТПК «Союз ТМА» в момент ввода комплекса средств приземления после аварии на 52 с

Библиографический список

1. П40363 (Инженерная записка). «Пилотируемый транспортный корабль нового поколения. Предварительный анализ нештатных ситуаций на участке выведения и требования к модели аварийных ситуаций РКН». 2009 г.
2. С.Уманский. Ракеты-носители. Космодромы.
3. Итоговый технический отчет 1.2. по контракту № 238.916. Обобщенный перечень аварийных ситуаций на ракетах-носителях типа Р7 при пусках космических аппаратов, разработанных НПО «Энергия».
4. П24730-103. Обеспечение безопасности экипажа космического корабля 7К-СТ серии 50 при подготовке к пуску и выведении на ОИСЗ. Дополнение 1. Безопасность экипажа космического корабля «Союз ТМА» при подготовке к пуску и выведении на ОИСЗ.
5. РУСЬ-М.0000-0 ПЗ Приложение А (Эскизный проект). «Проект ТТЗ на выполнение ОКР разработка КРК среднего класса повышенной грузоподъемности нового поколения». ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». 2010 г.
6. П40362 (Инженерная записка). «Пилотируемый транспортный корабль нового поколения. Концептуальные требования к САС. Сравнительный анализ вариантов САС по критериям эффективности выполнения требований. Выбор проектных параметров САС». 2009 г.
7. П40343 Акт по созданию трехмерной модели. «Отделяемый головной блок транспортного корабля нового поколения». 2009 г.
8. Космические аппараты/Под общ. ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983. — 319 с., ил. — (Ракетно-космический комплекс).
9. Научно-технический отчет по составной части опытно-конструкторской работы «Разработка предложений по ракетному блоку аварийного спасения». ФГУП «Московский институт теплотехники». 2009 г.

Сведения об авторах

Болдырев Сергей Викторович, ведущий инженер ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева».

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», Россия, 141070, Королев, Московская обл., ул. Ленина, 4а; тел.: 8-915-003-35-40; e-mail: sboldyrevv@gmail.com.

Овчинников Александр Геннадьевич, ведущий инженер ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева».

ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», Россия, 141070, Королев, Московская обл., ул. Ленина, 4а; тел.: 8-985-979-12-27; e-mail: algeov@yandex.ru.

Меркулова Екатерина Владимировна, ведущий инженер-конструктор ОАО «Корпорация «Московский институт теплотехники».

ОАО «Корпорация «Московский институт теплотехники», Россия, 127273, Москва, Березовая аллея, 10; тел.: 8-916-135-67-09; e-mail: ev_777@mail.ru.