

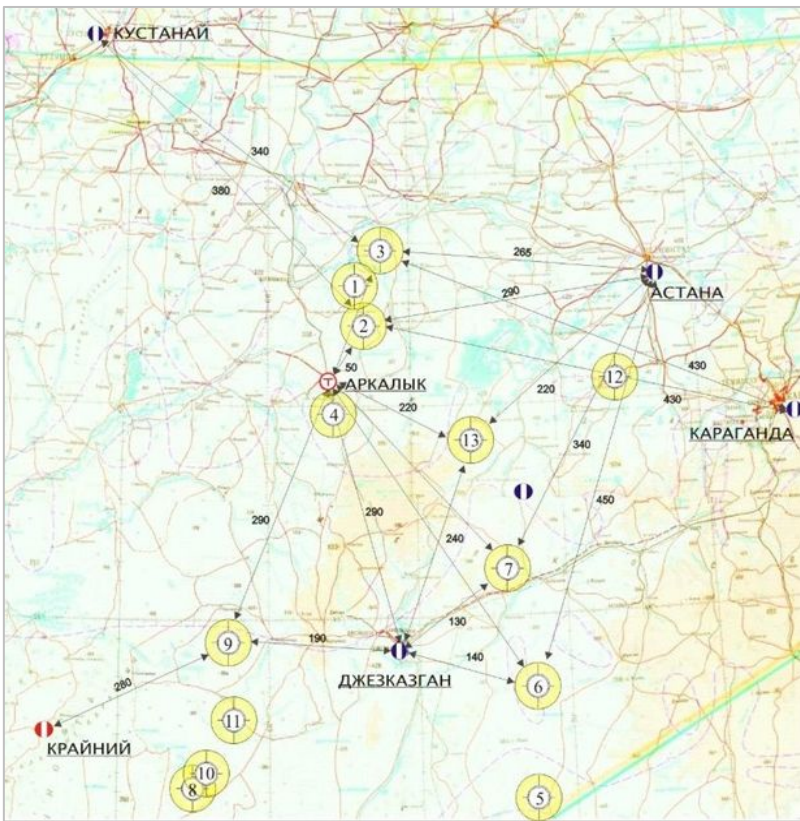
**ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОБЛЕМЫ
УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ПЕРСПЕКТИВНОГО
ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ**

- В Российской Федерации создаётся многоцелевой пилотируемый корабль нового поколения (ПТК НП), одно из назначений – полёты по орбите искусственного спутника Земли (ОИСЗ)
- Принципиальное отличие нового ПТК: посадка многоразового возвращаемого аппарата (ВА) скользящего типа на территории России с высокой плотностью населения и объектов наземной инфраструктуры, что возможно при условии обеспечения высокоточной посадки ВА
- Второе отличие нового ПТК: предусматривается безопасное завершение полёта отделяемого от ВА двигательного отсека (ДО) путём затопления несгоревших элементов конструкции (НЭК) в пустынном районе Тихого океана
- Безопасность спуска ПТК обеспечивается посредством:
 - высокоточной посадки ВА на малоразмерную площадку, удовлетворяющую требованиям безопасности при приземлении
 - исключения риска причинения ущерба населению и объектам наземной инфраструктуры при падении НЭК ДО в районах, прилегающих к посадочной площадке ВА, путём затопления ДО в океане

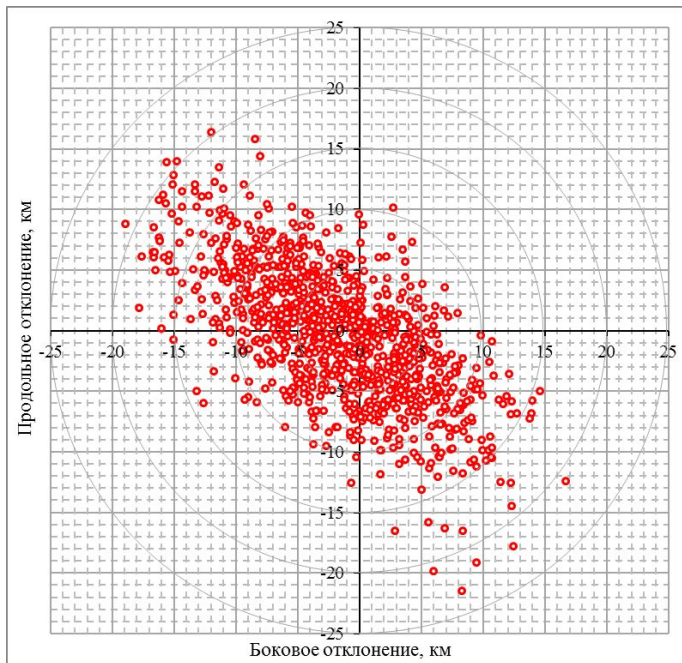


ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ МС»

Районы посадки на территории Республики Казахстан



Область рассеивания точек начала работы парашютной системы



Парашютирование спускаемого аппарата



ОБОСНОВАНИЕ ТРЕБУЕМОЙ ТОЧНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ВА ПТК

- районы посадки располагаются на широте, близкой по значению к наклонению орбиты
- районы посадки должны удовлетворять ряду требований и ограничений
- размеры выбранных на территории России районов штатной посадки: минимальный радиус 6 км, минимальный радиус резервных районов посадки 5 км
- оценка неопределённости прогноза ветрового сноса ВА при парашютировании: до 4,1 км
- требуемая точность приведения ВА в точку начала работы системы мягкой посадки: не хуже 1 км

Районы штатной посадки ВА на территории России



Парашютирование ВА



ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОСТИ ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЁТА ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА

- масса ДО на момент разделения отсеков ВА ~ 4200 кг
- центр группирования (ЦГ) точек падения несгоревших элементов конструкции (НЭК) располагается в 450 – 500 км в «недолёт» от точки посадки ВА, рассеивание НЭК по продольной дальности спуска ± 250 – 300 км

Двигательный отсек ПТК

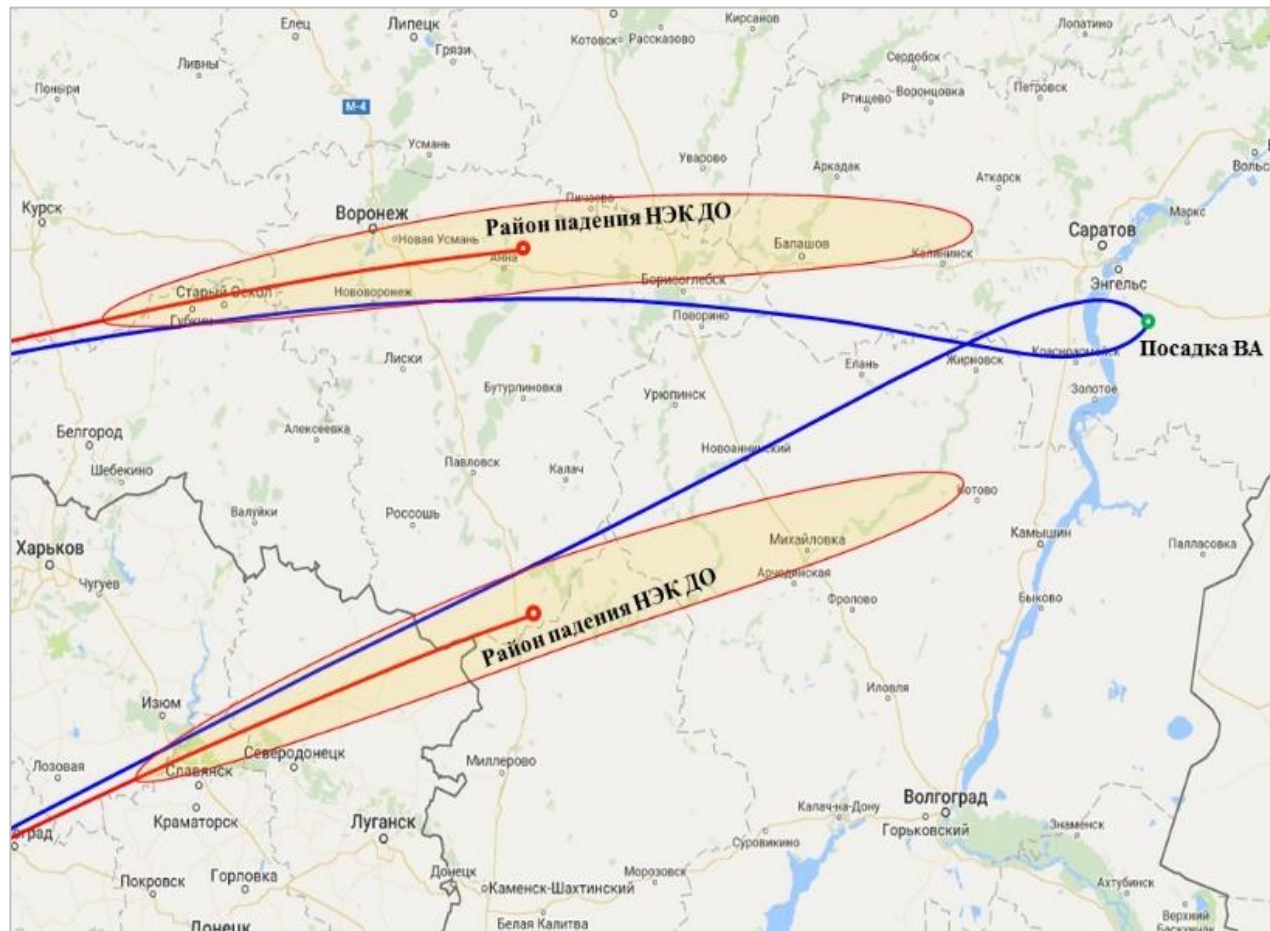
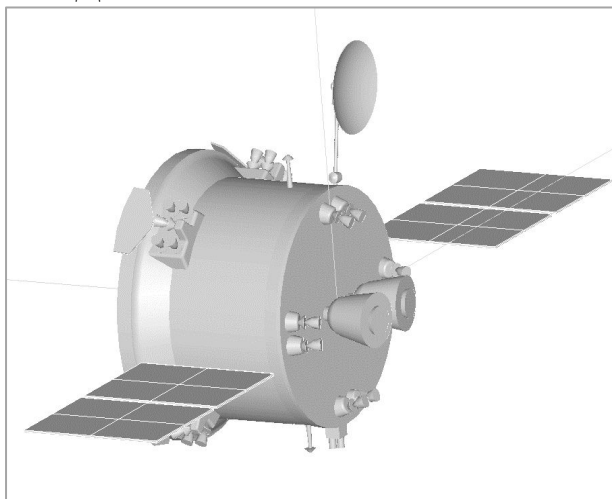
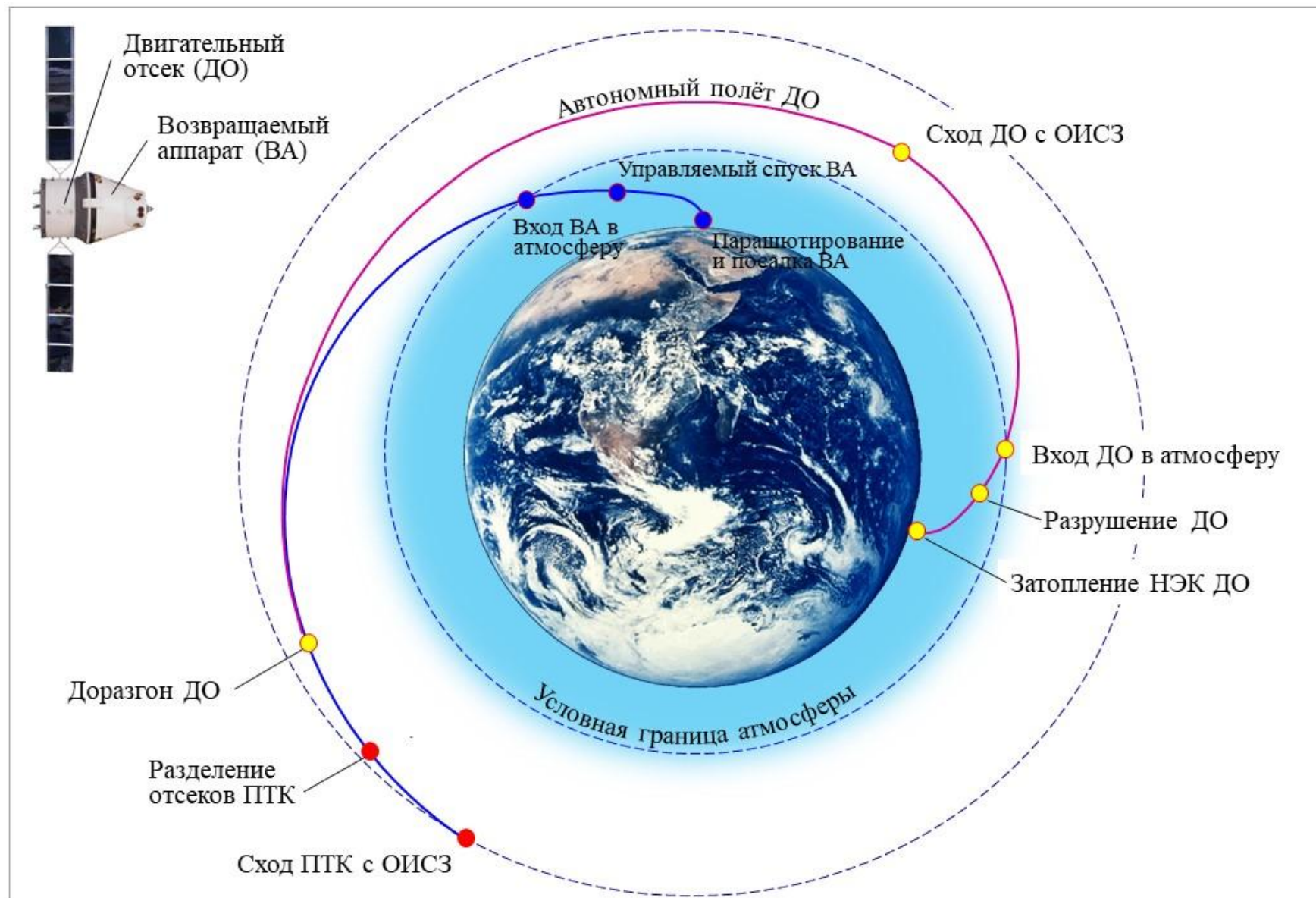


СХЕМА БЕЗОПАСНОГО ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЁТА ПТК



ЗАДАЧИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПУСКА ПТК

- анализ требуемого состава и точности навигационных измерений текущих параметров траектории спуска ВА в плотных слоях атмосферы
 - выбор источника навигационной информации
 - анализ условий работы бортовой навигационной системы на участке спуска ВА в плотных слоях атмосферы
 - исследование возможностей выбора номинальной траектории спуска, на которой обеспечиваются оптимальные условия работы бортовой навигационной системы с учётом основных фазовых ограничений
 - выбор и обоснование принципов управления движением центра масс ВА при спуске в плотных слоях атмосферы, выбор структуры СУС
 - анализ реализуемости СУС с выбранной структурой с точки зрения достаточности располагаемых маневренных возможностей ВА скользящего типа для компенсации внеатмосферного промаха и влияния возмущающих факторов на атмосферном участке спуска
 - анализ особенностей динамики движения центра масс на конечном участке наведения (высоты менее 15 км), где и должна обеспечиваться требуемая точность приведения ВА
 - анализ управляемости ВА
 - синтез алгоритма высокоточного управления движением центра масс ВА
 - анализ условий работы системы стабилизации ВА на конечном участке наведения
 - анализ требуемого быстродействия автомата стабилизации ВА в канале скоростного крена, обоснование характеристик управляющих реактивных двигателей канала крена
-

ЗАДАЧИ БАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СПУСКА ПТК (окончание)

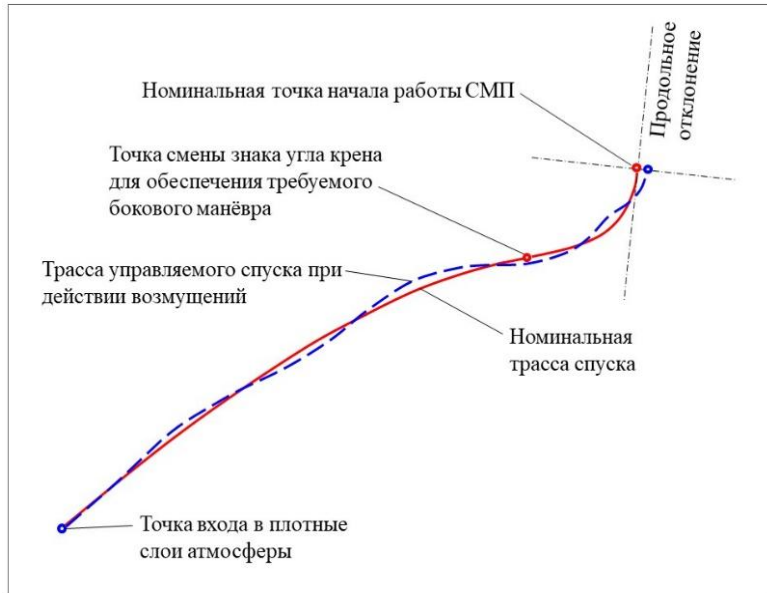
- разработка метода и алгоритма решения задачи прицеливания при выборе параметров тормозного импульса схода ПТК с ОИСЗ и параметров бокового манёвра ВА в атмосфере
 - исследование точностных характеристик СУС с выбранной структурой и синтезированными алгоритмами с использованием сквозного статистического моделирования процесса спуска ПТК от включения ДУ для схода с ОИСЗ до достижения высоты начала работы СМП
 - анализ возможности минимизации расхода топлива на выполнение доразгона ДО посредством выбора оптимальной программы тангажа вектора тяги ДУ
 - анализ особенностей предпусковой эллиптической орбиты ДО и их влияние на организацию спуска
 - определение способа организации завершающего торможения ДО, обеспечивающего допустимое рассеивание точек падения НЭЖ в пределах отведённого района затопления при минимальном расходе топлива
-

КОМПЛЕКСНОЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОПРОСОВ ПОСТРОЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ВЫСОКОТОЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ

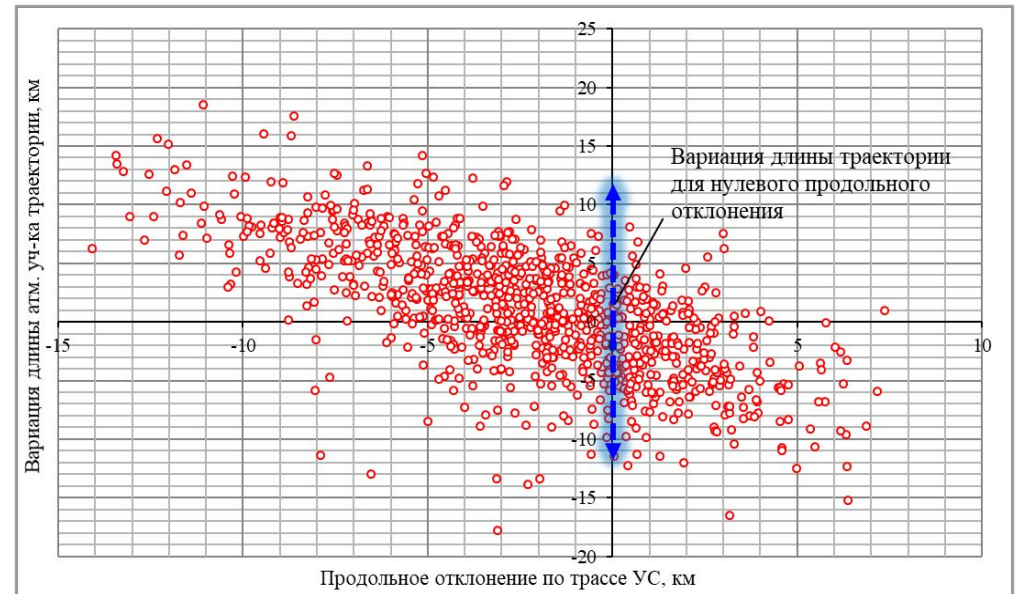
Метод и результаты оценки предельной точности систем управления спуском с закреплёнными акселерометрами

Цель исследования: оценка перспектив совершенствования СУС кораблей «Союз МС»

К определению вариаций
длины траектории спуска



Статистическая оценка вариаций длины траектории
при нулевом продольном промахе

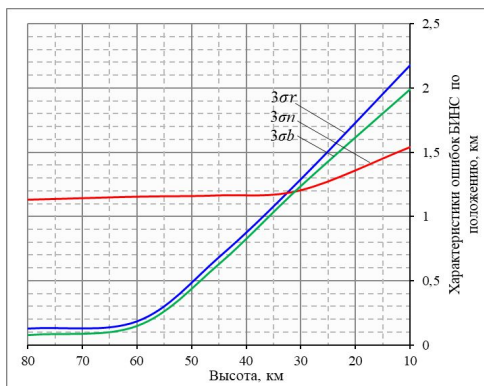


Вывод: СУС кораблей «Союз МС», использующая для управления продольной дальностью спуска информацию о действующем аэродинамическом ускорении, достигла предельно-возможной точности

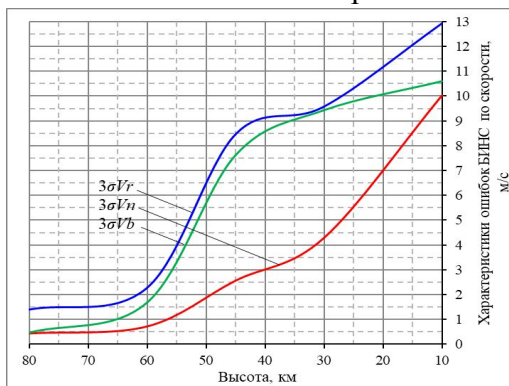
РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ ВА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

Анализ точности автономной инерциальной навигационной системы

Ошибки БИНС по положению

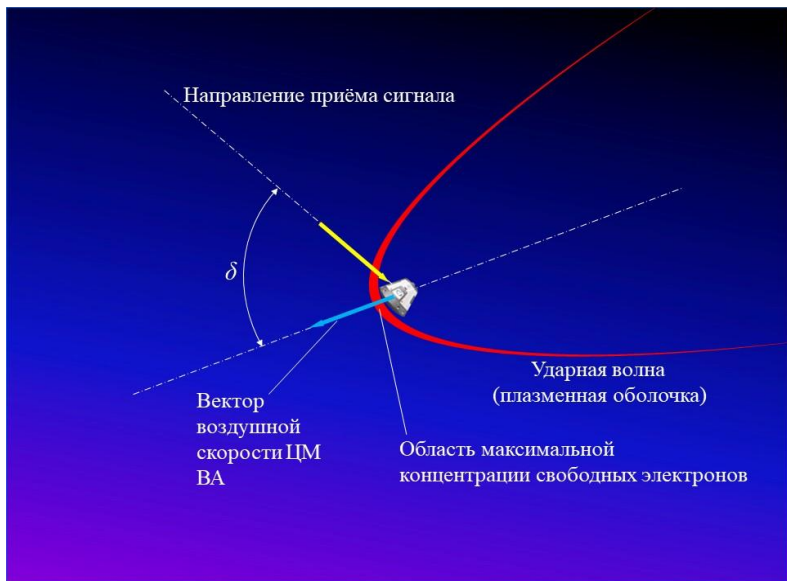


Ошибки БИНС по скорости



- автономные БИНС не обеспечивают требуемой точности решения навигационной задачи
- ошибки БИНС на момент начала работы СМП:
 - до 2,5 км по координатам;
 - до 13 м/с по компонентам вектора скорости
- способ решения проблемы: применение спутниковой навигационной информации для коррекции БИНС

Проблемы использования спутниковой навигационной информации на атмосферном участке спуска



Условие прохождения радиосигнала через плазменную оболочку ВА

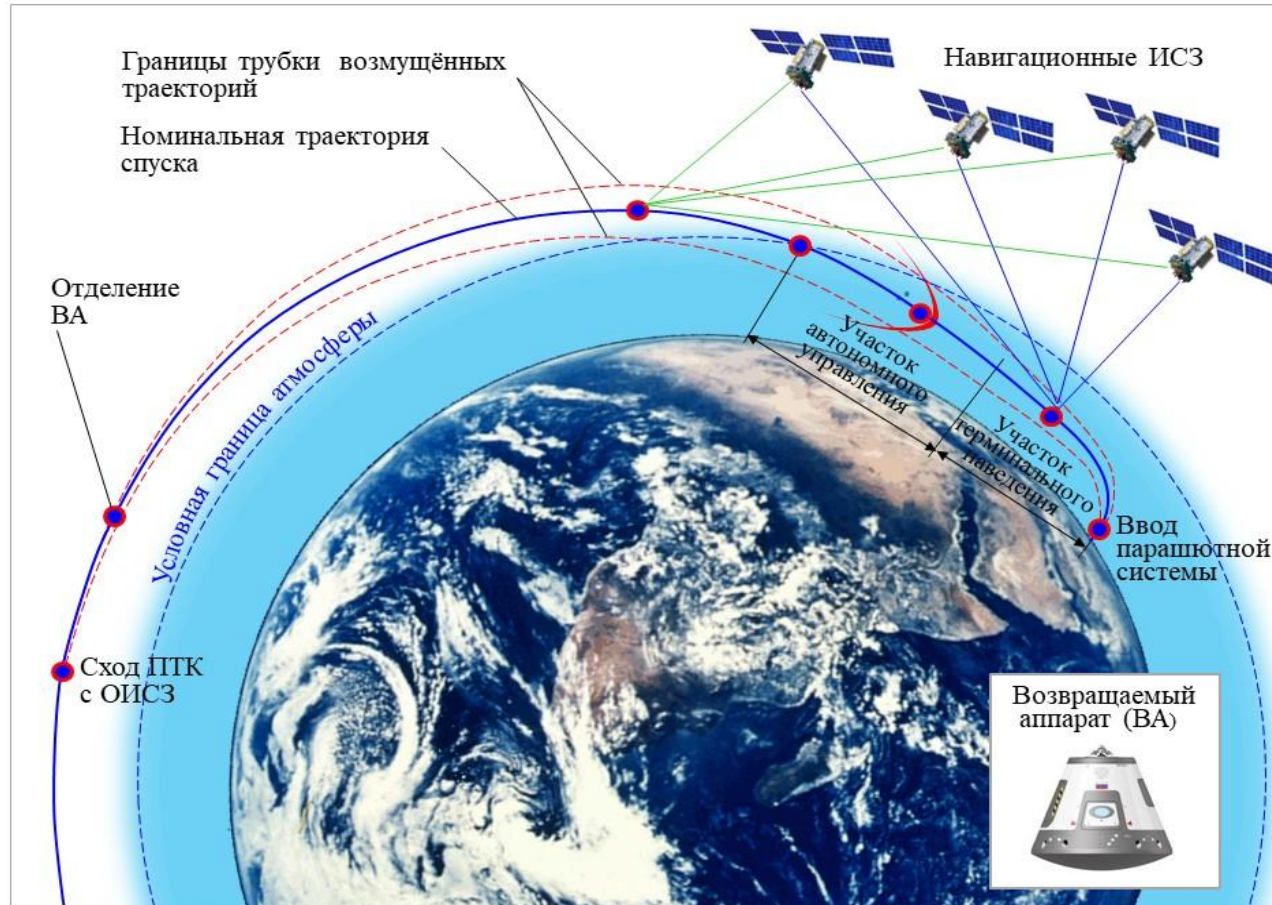
$$N_e < N_{e\text{ КР}}$$

$N_e = N_e(\rho, h, V, R, X, \delta)$ – концентрация свободных электронов в направлении приема сигнала

$N_{e\text{ КР}} = N_{e\text{ КР}}(\lambda)$ – критическая концентрация свободных электронов как функция длины волны радиосигнала

В работе рассматриваются условия гарантированного восстановления радиосвязи через область критической точки корпуса ВА как наиболее неблагоприятный случай

СХЕМА РАБОТЫ КОМБИНИРОВАННОЙ СУС, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ СПУТНИКОВУЮ НАВИГАЦИОННУЮ ИНФОРМАЦИЮ



Условие реализуемости комбинированной СУС

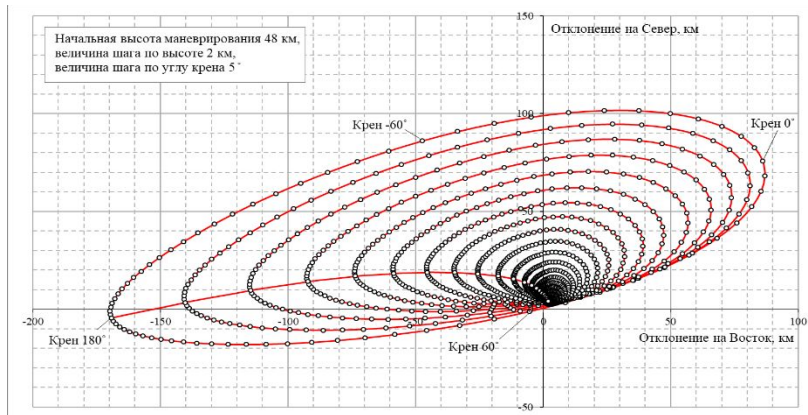
Достаточность маневренных возможностей ВА скользящего типа на момент гарантированного восстановления радиосвязи с навигационными ИСЗ для высокоточного наведения в прицельную точку начала работы СМП

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ РЕАЛИЗУЕМОСТИ КОМБИНИРОВАННОЙ СУС

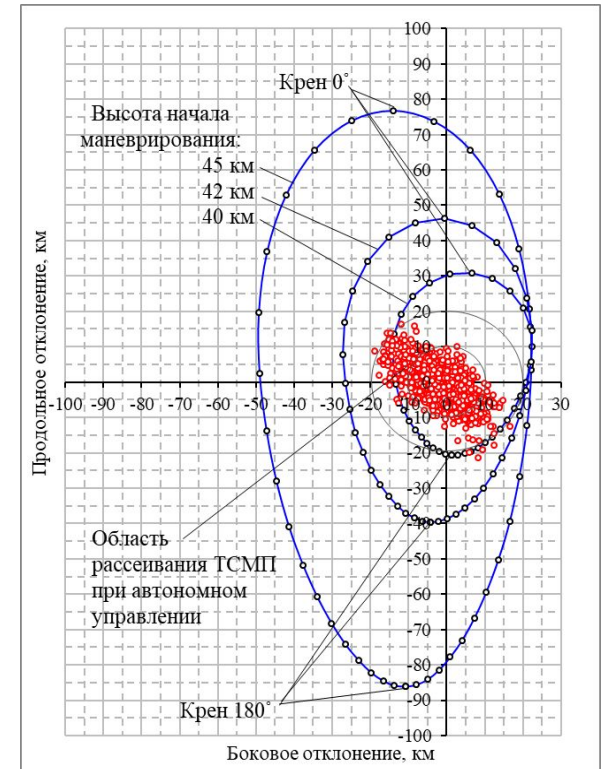
Постановка задачи :

- определить высоту начала участка терминального наведения $h_{\text{ТН}}$, при которой запас маневренных возможностей ВА будет достаточным для компенсации ошибок автономного управления и влияния возмущений на оставшейся части траектории спуска
- определить высоту гарантированного восстановления радиосвязи $h_{\text{врс}}$ на возмущённых траекториях спуска при автономном управлении
- необходимое условие высокоточного наведения ВА : $h_{\text{врс}} \geq h_{\text{ТН}}$

Изменение размеров зоны манёвра ВА в процессе спуска



К определению минимальной высоты начала участка терминального наведения



Выводы:

- для ВА рассматриваемого класса при $h_{\text{ТН}} = 42 \div 43$ км выполняется условие достаточности маневренных возможностей
- для рассматриваемых траекторий спуска восстановление радиосвязи гарантированно происходит на высоте $h_{\text{врс}} \approx 43$ км
- создание высокоточной СУС, использующей спутниковую навигационную информацию, возможно

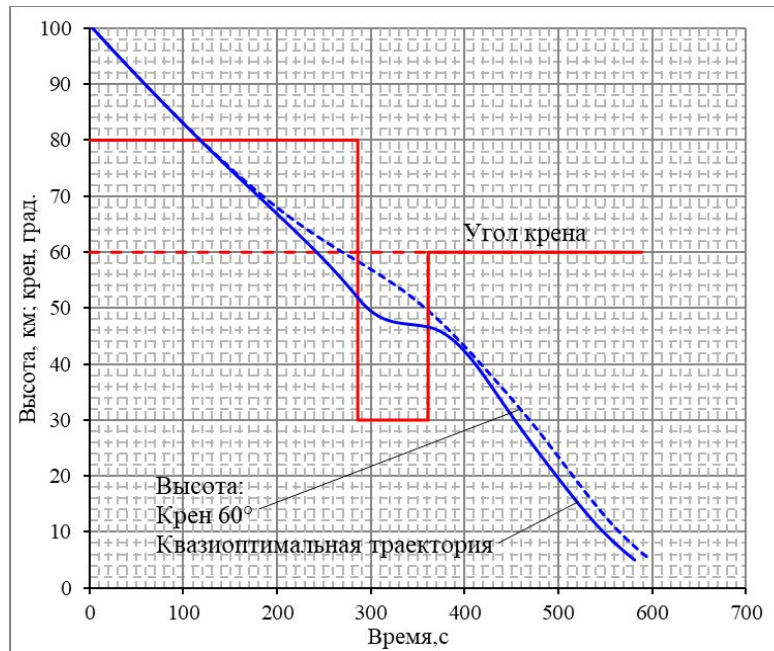
Баллистическое проектирование номинальной траектории спуска для обеспечения оптимальных условий работы комбинированной СУС

Постановка задачи: определить зависимость $\gamma(t)$, при которой обеспечиваются:

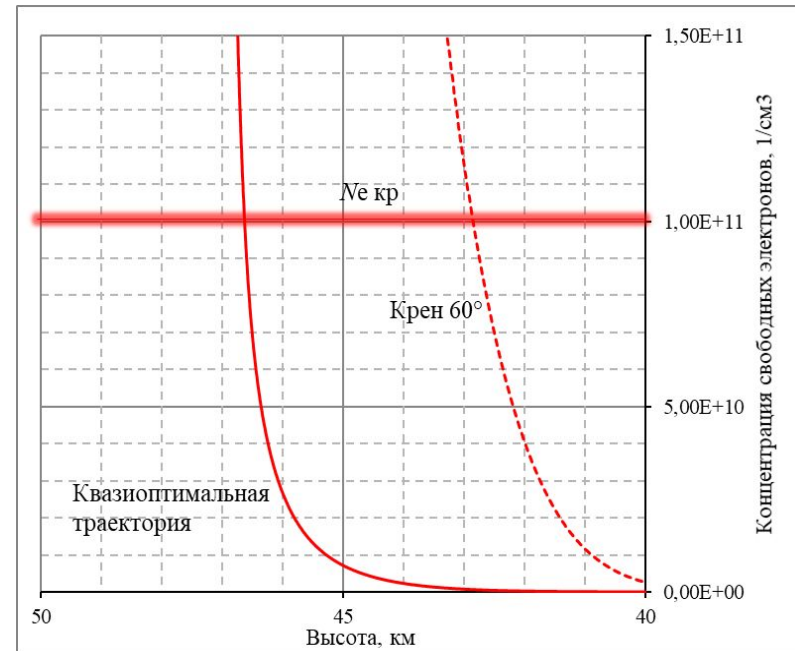
- максимальные размеры зоны манёвра ВА на момент гарантированного восстановления радиосвязи
- близкий к максимальному запас бокового манёвра ВА
- выполнение фазовых ограничений
- достаточный запас управления по крену
- равный запас маневренных возможностей в перелёт и недолёт на конечном участке спуска

Профиль $\gamma(t)$ должен описываться простыми соотношениями для уменьшения объёма вычислений в БЦВМ при решении задачи прицеливания

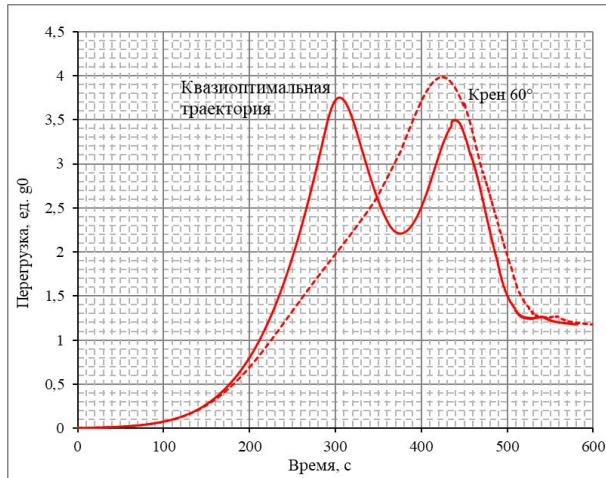
Профили угла крена и высоты для квазиоптимальной траектории



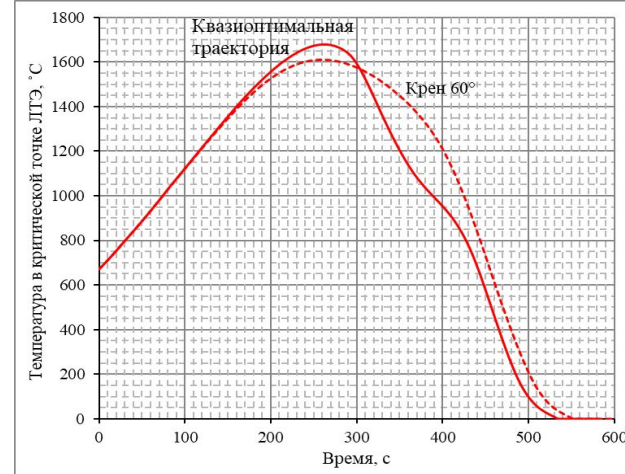
Оценка высоты восстановления связи для квазиоптимальной траектории



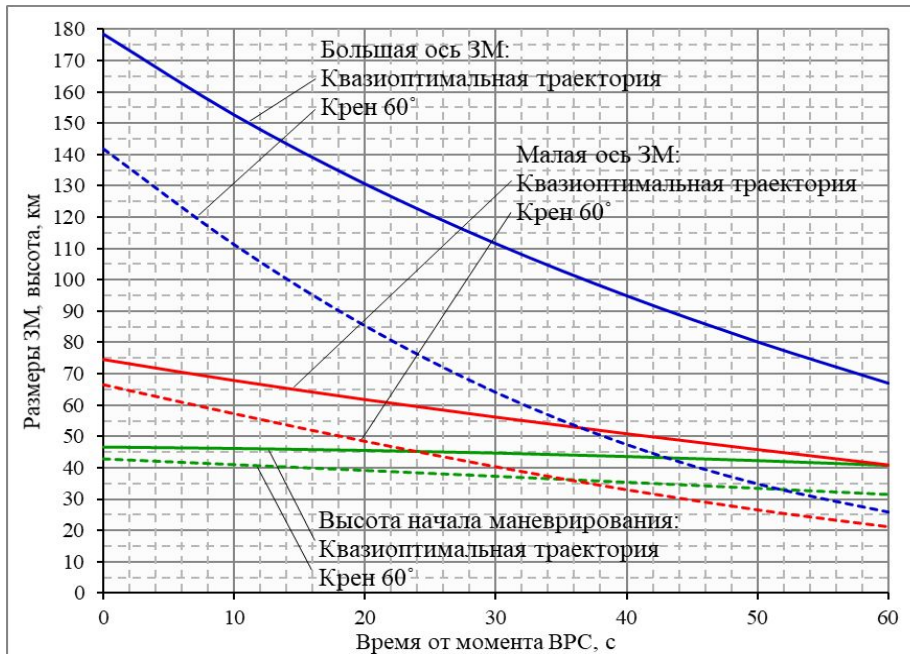
Профиль перегрузки для квазиоптимальной траектории



Профиль равновесной температуры в критической точке теплозащитного экрана



Анализ эффективности применения квазиоптимальной номинальной траектории



Выводы:

- для квазиоптимальной траектории спуска ВА на момент восстановления связи запас манёвра увеличивается на 25% в продольном и на 12% в боковом направлении
- для квазиоптимальной траектории спуска ВА скорость уменьшения размеров зоны манёвра существенно снижается, через 1 минуту после восстановления связи запас манёвра по сравнению с исходным вариантом увеличивается на 160% в продольном и на 95% в боковом направлении

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ПРИНЦИПОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЦЕНТРА МАСС ВА

Принцип управления на автономном участке наведения (управление относительно опорной траектории)

Характеристики участка:

- максимальные значения оставшейся до района посадки дальности спуска (до 2500 - 3000 км)
- наличие участка максимального аэродинамического нагрева (высота 55 - 58 км)
- наличие начального внеатмосферного промаха, вызванного ошибками исполнения манёвра схода с орбиты
- высокая чувствительность параметров траектории в конечной точке к изменению управляющего параметра (угла крена)

Преимущества принципа управления:

- опорная попадающая траектория выбирается с учётом фазовых ограничений
- минимальный объём вычислений при расчёте командных значений угла крена

Недостаток принципа (связан с особенностями управления ВА скользящего типа):

- низкая точность приведения ВА в точку начала работы СМП

Принцип управления на участке высокоточного наведения (терминальное наведение)

Характеристики участка:

- относительно малая оставшаяся дальность полёта до района посадки (400 - 450 км)
- участок максимального аэродинамического нагрева пройден
- имеется высокоточная навигационная информация о полном векторе состояния центра масс ВА

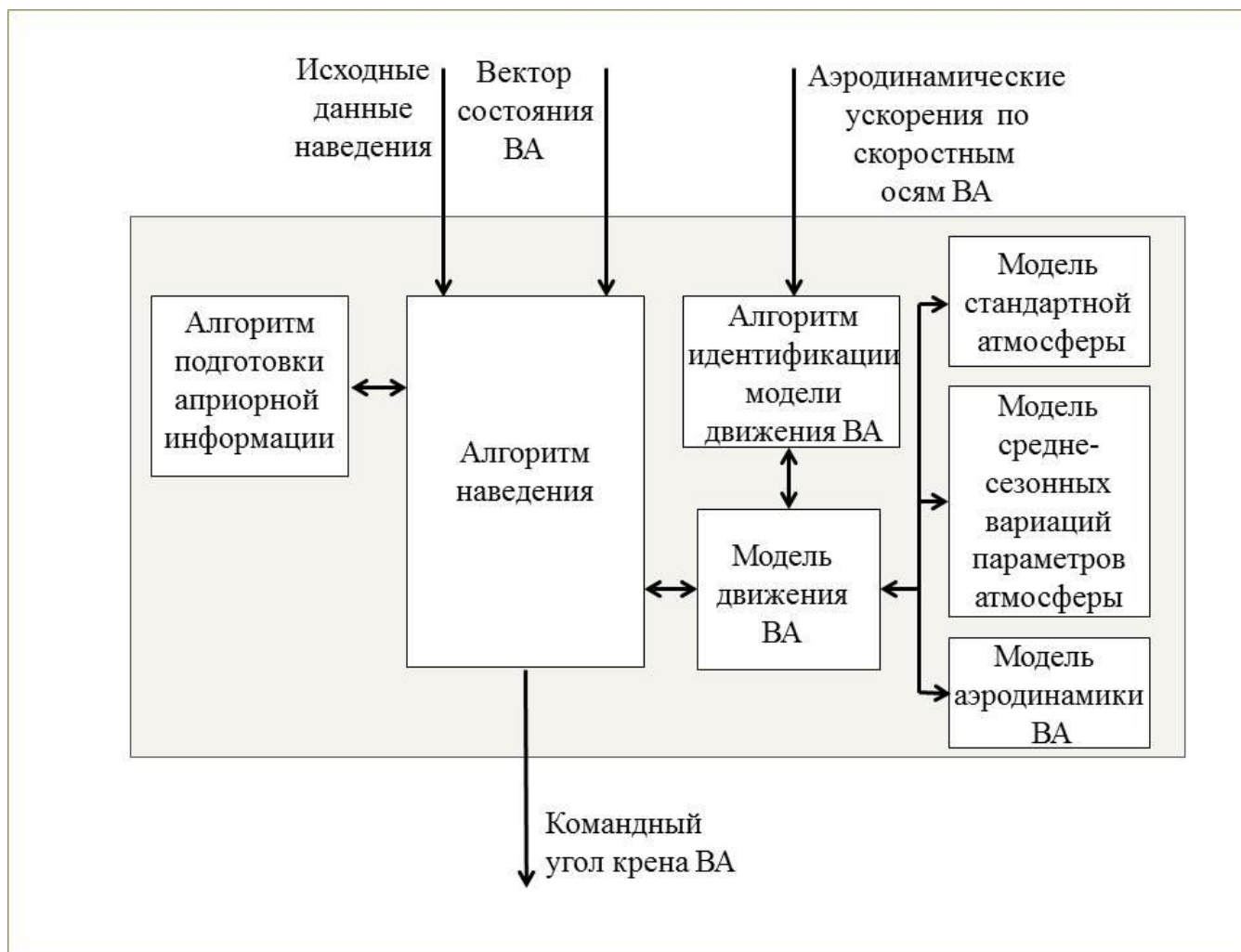
Преимущества принципа управления:

- имеется возможность выполнения двухкоординатного наведения в прицельную точку (по широте и долготе)

Недостатки принципа:

- проблемы обеспечения точности прогнозирования координат конечных точек траектории спуска
 - значительный объём вычислений при расчёте командных значений угла крена
-

СТРУКТУРНАЯ СХЕМА КОМПЛЕКСА АЛГОРИТМОВ ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

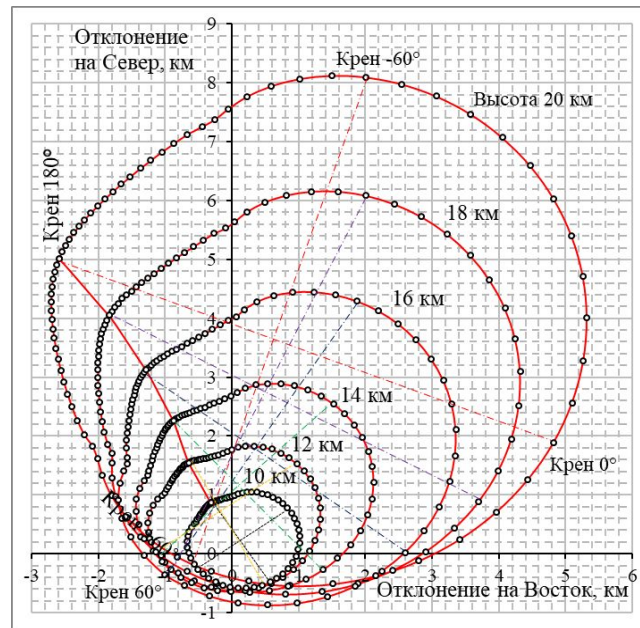


ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ВА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ НАВЕДЕНИЯ

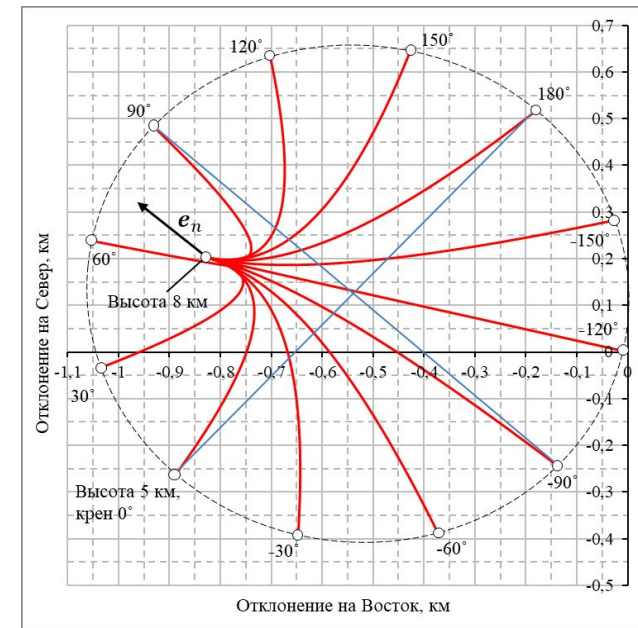
Задачи исследования:

- анализ изменения параметров зоны манёвра ВА на высотах менее 20 км
- анализ управляемости при движении ВА, близкому к вертикальному

Пример изменения параметров зоны манёвра ВА на управляемой траектории спуска



Пример трасс спуска ВА после вертикального участка



Выводы:

- процесс наведения ВА должен продолжаться до момента достижения высоты начала работы СМП
- в системе стабилизации ВА должен быть предусмотрен режим спуска, близкий к вертикальному, для корректного отсчёта угла скоростного крена

О ЗАДАЧАХ СТАБИЛИЗАЦИИ ВА В КАНАЛЕ КРЕНА

Задача исследования: оценка влияния переходных процессов разворотов ВА по крену на точность управления спуском

Задачи проектирования автомата стабилизации:

- выбор характеристик управляющих двигателей
- выбор алгоритма стабилизации

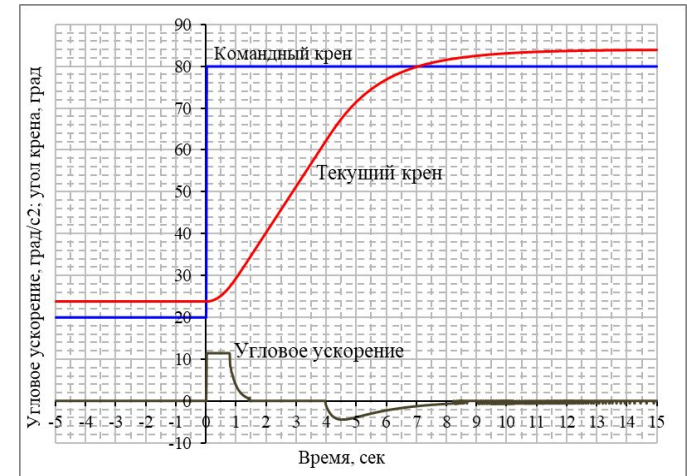
Требования к автомату стабилизации:

- процесс стабилизации не должен ухудшать показатели качества решения конечной целевой задачи управления, в данном случае – точности приведения ВА в заданный район посадки
- процесс стабилизации должен быть экономичным по расходу топлива
- автомат стабилизации должен быть работоспособным в условиях воздействия возмущающего аэродинамического момента
- алгоритм стабилизации должен быть эффективным в вычислительном смысле.

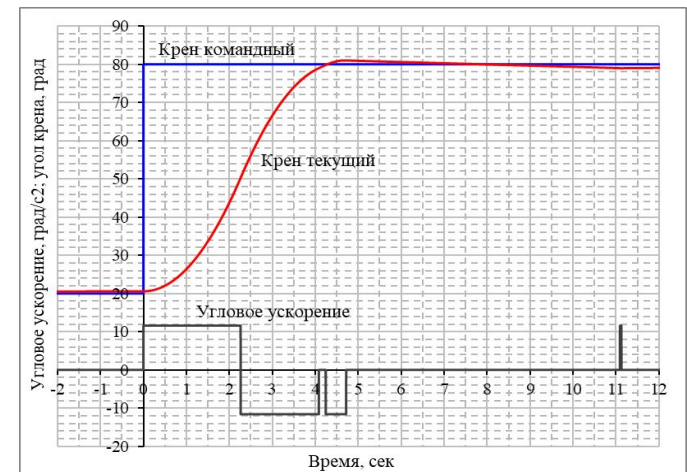
Рекомендации по разработке автомата стабилизации:

- для уменьшения расхода топлива целесообразно использовать различную логику стабилизации на различных участках спуска
- для уменьшения расхода топлива целесообразно использовать переменное значение управляющего момента (максимальное на высотах менее 20 км)

Разворот с ограничением угловой скорости («Союз МС»)



Разворот с максимальным быстродействием



ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КОМБИНИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ

Метод исследования: статистическое моделирование

Исходные данные моделирования:

- спуск с околокруговой ОИСЗ высотой ~ 400 км и наклоном 51.6° (орбита МКС)
- используются аэродинамические характеристики СА «Союз МС» с моделью их случайных разбросов
- используется алгоритм СУС «Союз МС» для моделирования автономной части комбинированной СУС

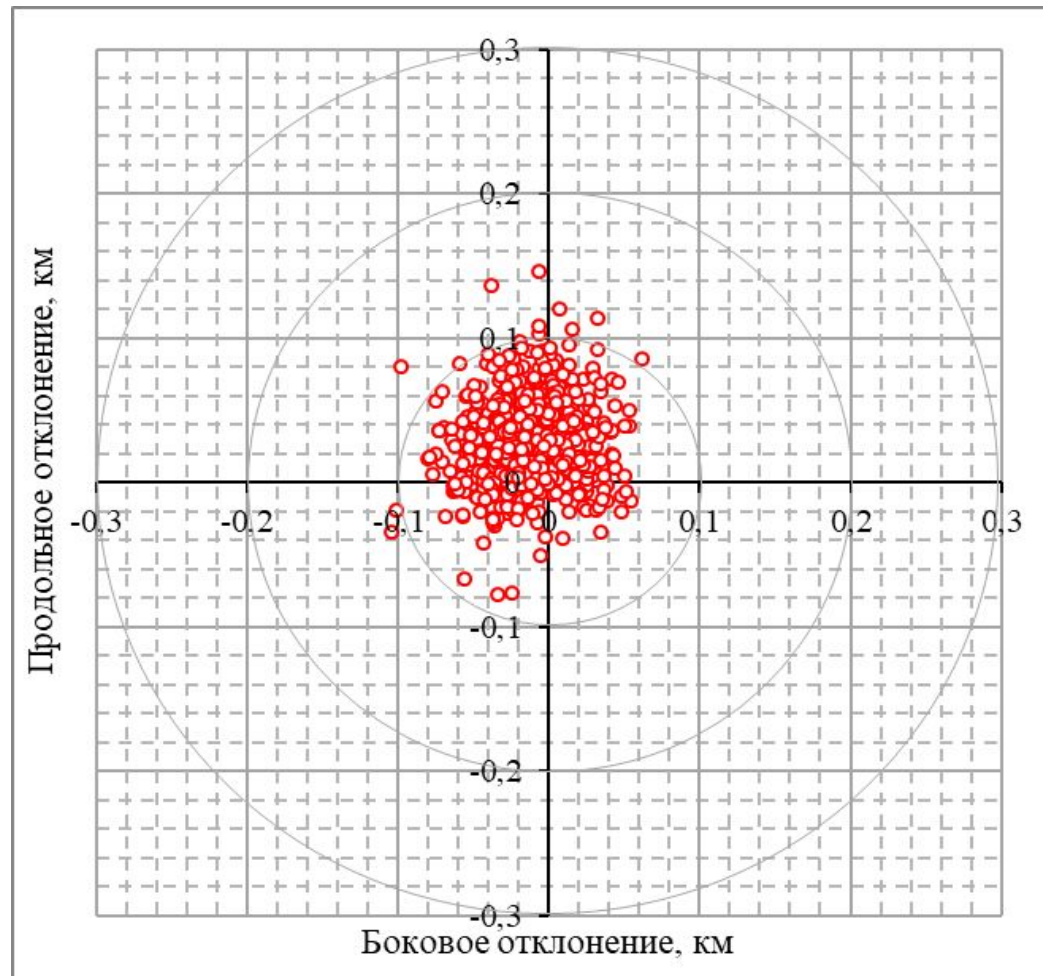
Схема вычислительного эксперимента:

- решение краевой задачи прицеливания для определения параметров номинальной попадающей траектории
- расчёт априорной информации для алгоритма терминального наведения
- расчёт 1000 реализаций возмущённых траекторий спуска от включения ДУ до начала работы СМП

Обработка результатов:

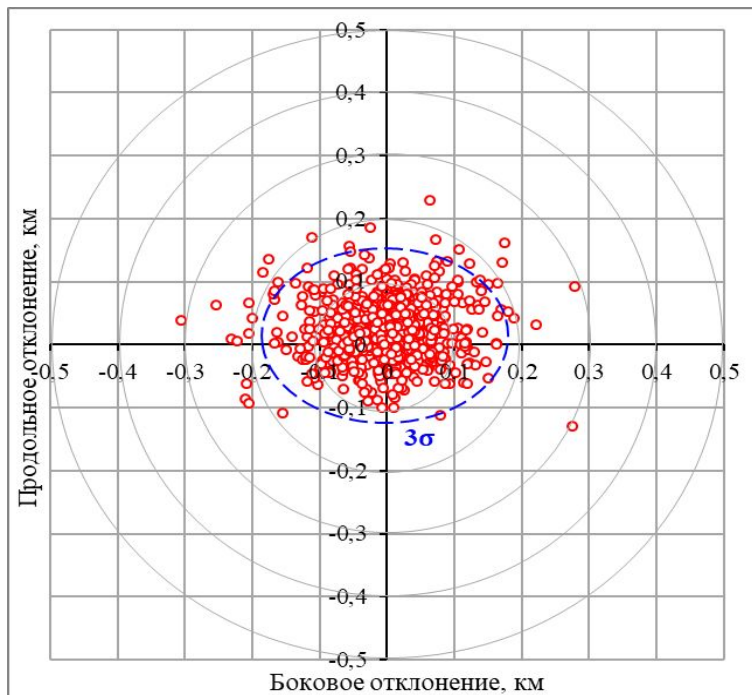
- определение вида области рассеивания точек приведения ВА;
 - определение максимальной величины отклонения точки приведения ВА от прицельной точки
 - расчёт математического ожидания и среднеквадратического отклонения ошибки приведения ВА в предположении о нормальности закона её распределения
 - оценка соответствия закона распределения ошибки приведения ВА нормальному закону
 - анализ перегрузочного режима
 - анализ переходных процессов при разворотах ВА по крену
 - оценка максимальной угловой скорости крена
 - оценка характера углового движения ВА в канале крена при работе алгоритма терминального наведения
 - анализ частоты перехода на близкий к вертикальному спуск
-

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПРИВЕДЕНИЯ ВА ПРИ ИДЕАЛЬНОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ В КАНАЛЕ КРЕНА



ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ РАЗВОРОТОВ ВА ПО КРЕНУ НА ТОЧНОСТЬ ПРИВЕДЕНИЯ

Область рассеивания точек приведения ВА (максимальная угловая скорость крена $90^\circ/\text{с}$)



Зависимость максимальной ошибки приведения ВА от максимальной угловой скорости крена

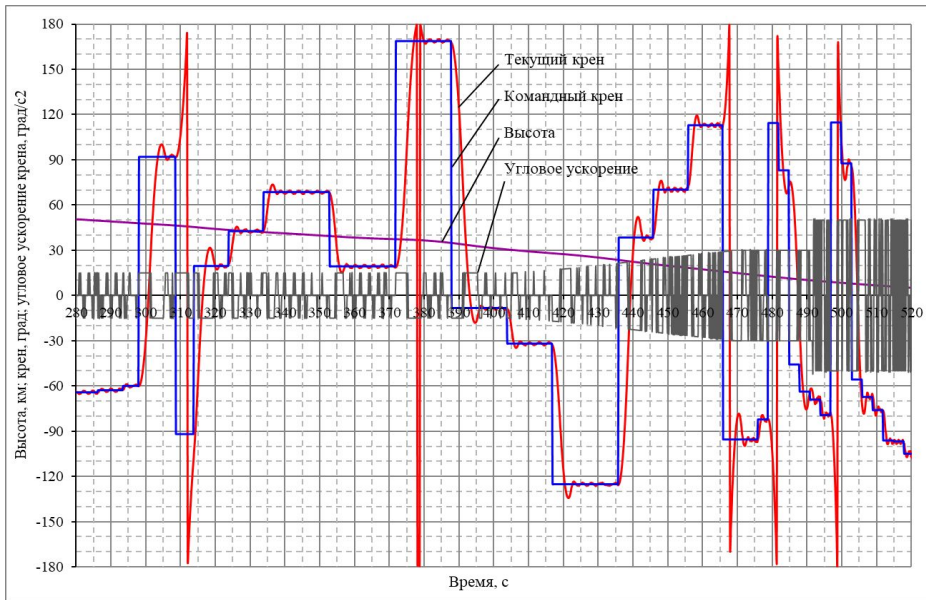


Выводы:

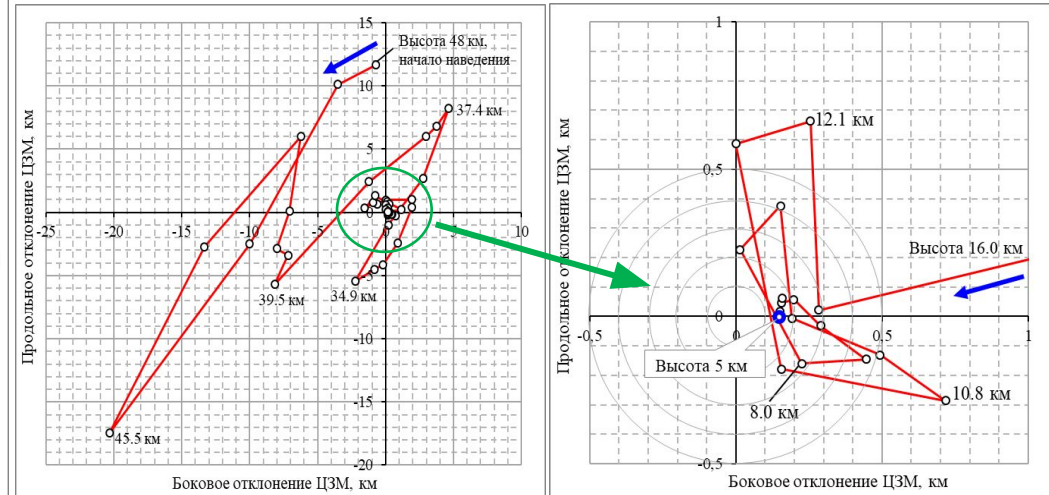
- для обеспечения приведения ВА в прицельную точку с ошибкой не более 1 км максимальная угловая скорость разворотов по крену должна быть не менее $38 - 40^\circ/\text{с}$
- максимально-допустимая угловая скорость разворотов ВА по крену должна быть определена специалистами по космической медицине

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

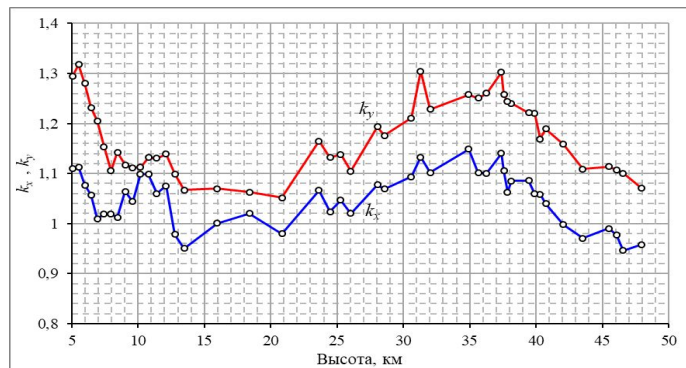
Пример изменения параметров управления



Пример траектории прогнозируемого центра зоны манёвра ВА



Пример изменения поправочных коэффициентов модели движения ВА в алгоритме наведения

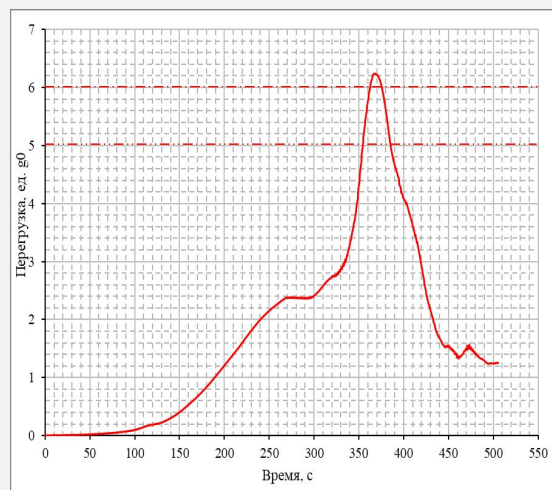
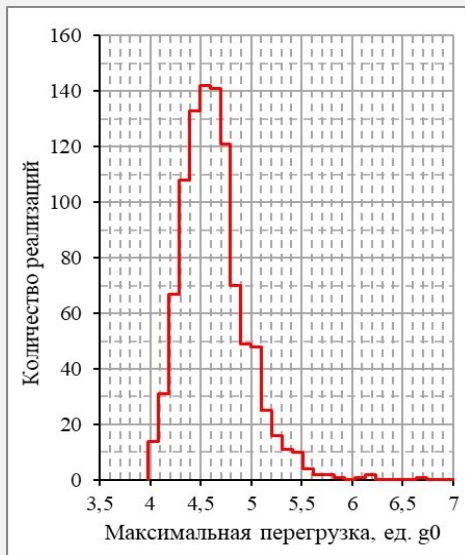


Выводы:

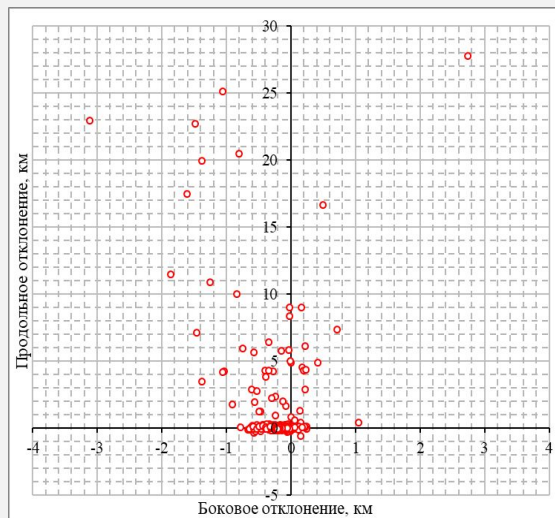
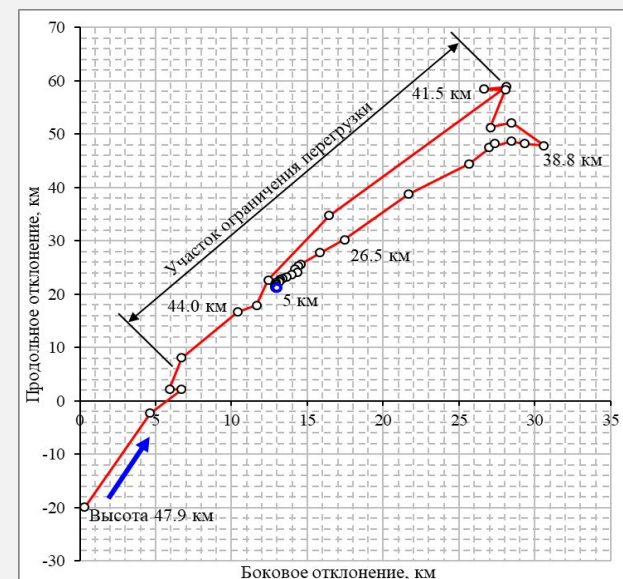
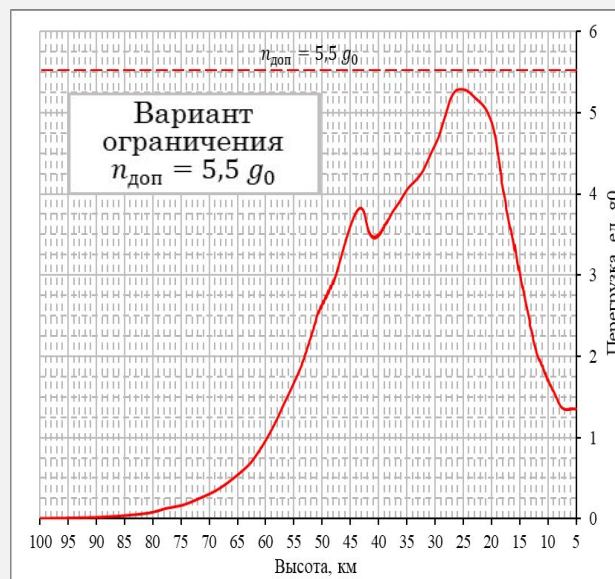
- алгоритм терминального наведения работоспособен, предложенная логика выбора командного угла крена обеспечивает удержание прицельной точки внутри границы текущей зоны манёвра ВА
- ВА на высотах менее 15 км находится в режиме «управляемой закрутки»

АНАЛИЗ ПЕРЕГРУЗОЧНОГО РЕЖИМА СПУСКА

Перегрузочный режим без ограничения величины максимальной перегрузки



Анализ возможности ограничения величины максимальной перегрузки



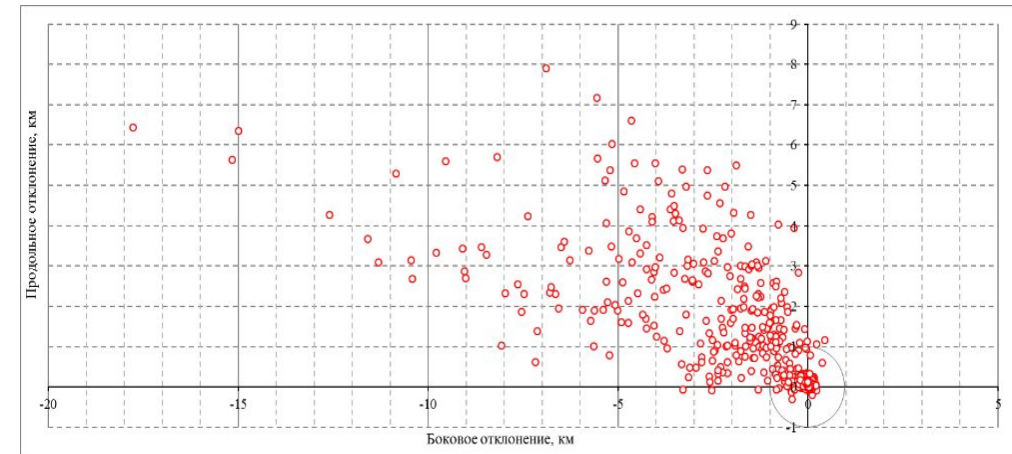
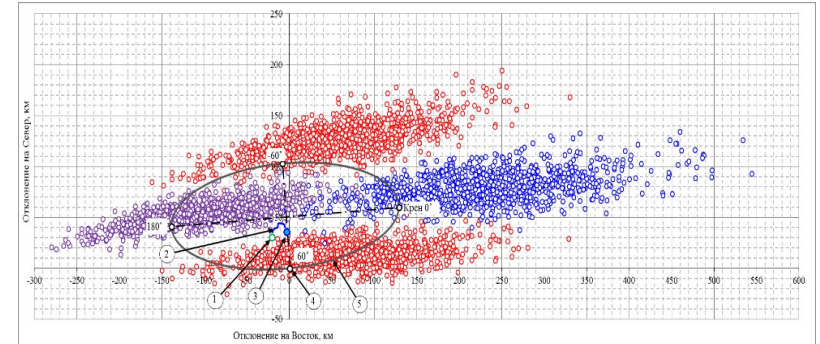
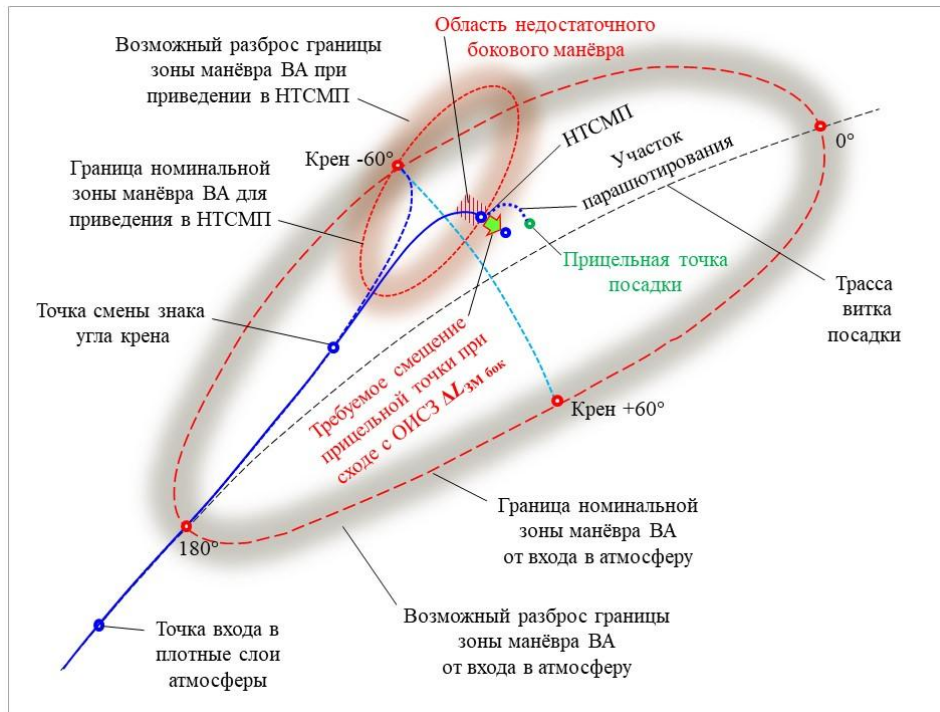
Выводы:

- предложенный алгоритм ограничения максимальной перегрузки работоспособен
- ограничение максимальной перегрузки для ВА скользящего типа несовместимо с решением целевой задачи высокоточной посадки

МЕТОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПРИЦЕЛИВАНИЯ ДЛЯ ГАРАНТИРОВАННОГО ВЫСОКОТОЧНОГО ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

Влияние возмущений на атмосферном участке спуска на маневренные возможности ВА

Схема прицеливания при спуске с ОИСЗ



- в задаче высокоточной посадки ВА рассматриваются три прицельные точки:
 - прицельная точка приземления (центр выделенного района посадки)
 - 1-я прицельная точка начала работы СМП (для терминального наведения)
 - 2-я прицельная точка начала работы СМП (для схода с ОИСЗ)
- смещение $\Delta L_{ЗМ\text{бок}}$ 2-й прицельной точки определяется статистическим моделированием

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕЗОПАСНОГО ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЁТА ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА ПИЛОТИРУЕМОГО КОРАБЛЯ

Особенность задачи: затопление НЭК ДО в заданном районе Тихого океана после схода ПТК с ОИСЗ для посадки ВА в заданном районе территории России

Задачи исследования:

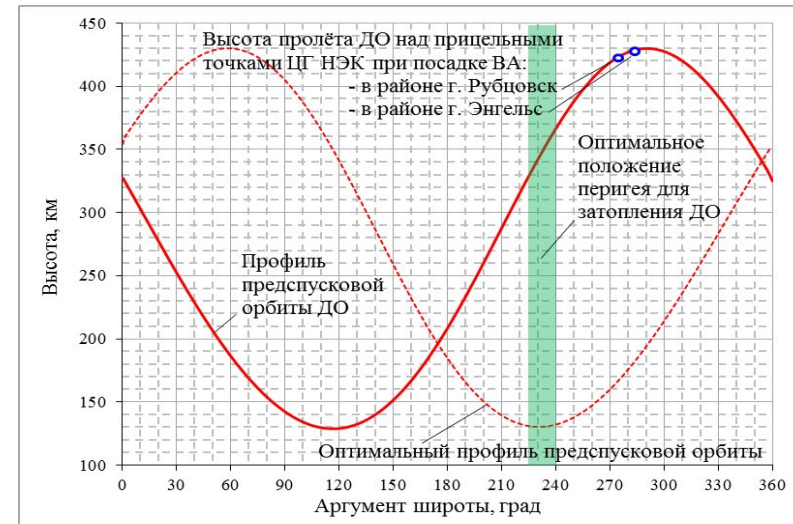
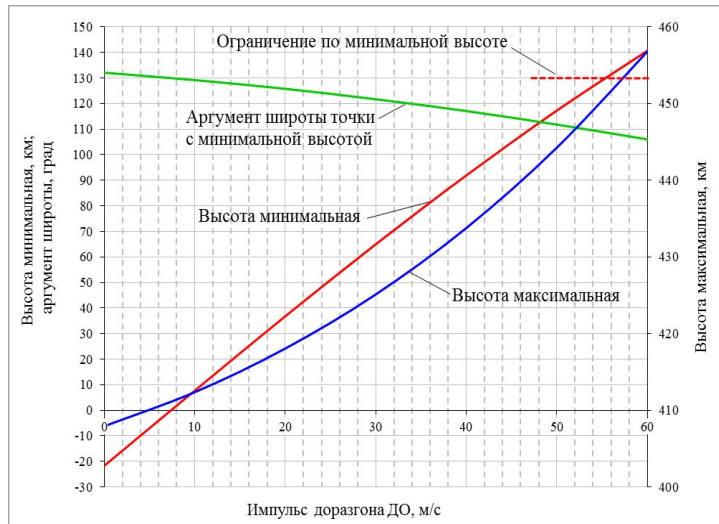
- определение оптимального по расходу топлива режима доразгона ВА
- определение оптимального по расходу топлива режима окончательного схода ДО с ОИСЗ

Исходные данные:

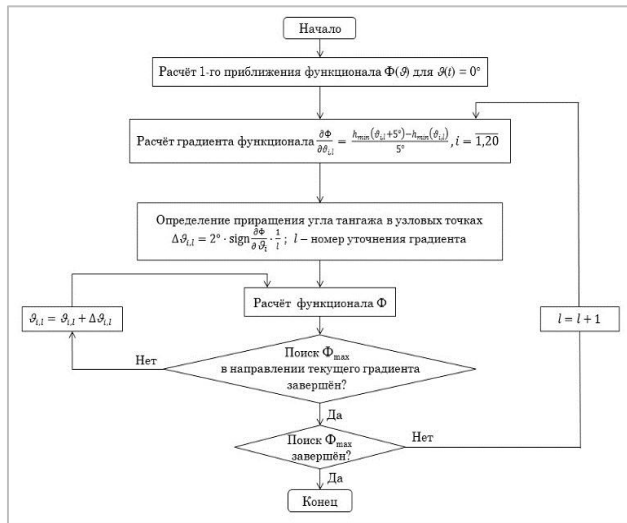
- минимальная высота орбиты ДО после доразгона (предпусковая орбита) 130 км
- допустимое рассеивание точек падения НЭК ДО ± 1500 км (условие надёжного захвата атмосферой)

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО УГЛА ТАНГАЖА ВЕКТОРА ТЯГИ ДУ ПРИ ДОРАЗГОНЕ ДО

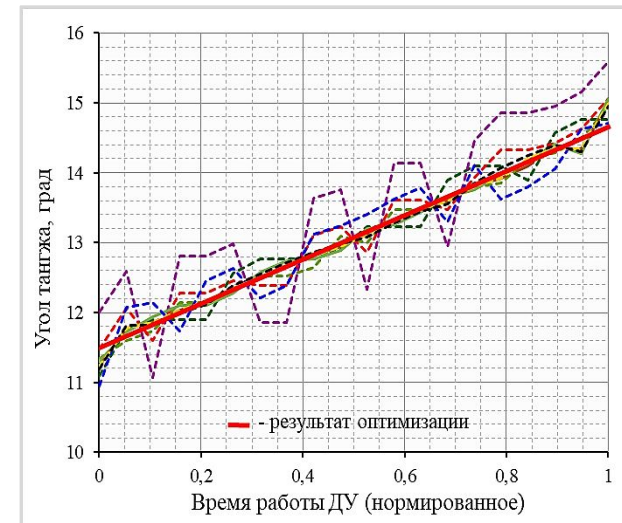
Зависимости параметров предпусковой орбиты от величины импульса доразгона ($\vartheta = 0^\circ$)



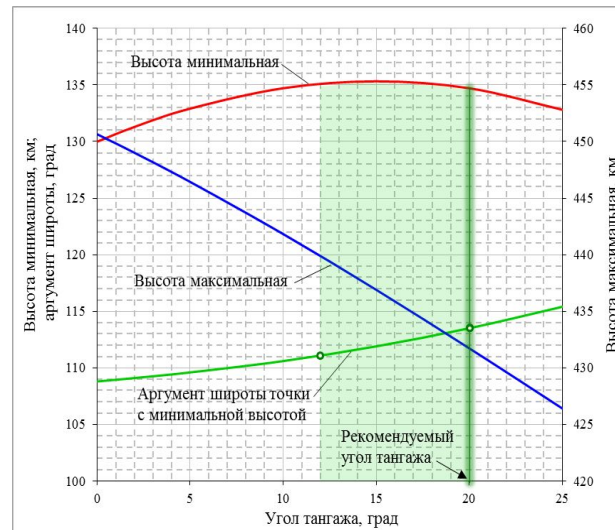
Алгоритм оптимизации (метод наискорейшего спуска)



Пример решения задачи поиска $\vartheta_{opt}(t)$



К выбору оптимального угла тангажа



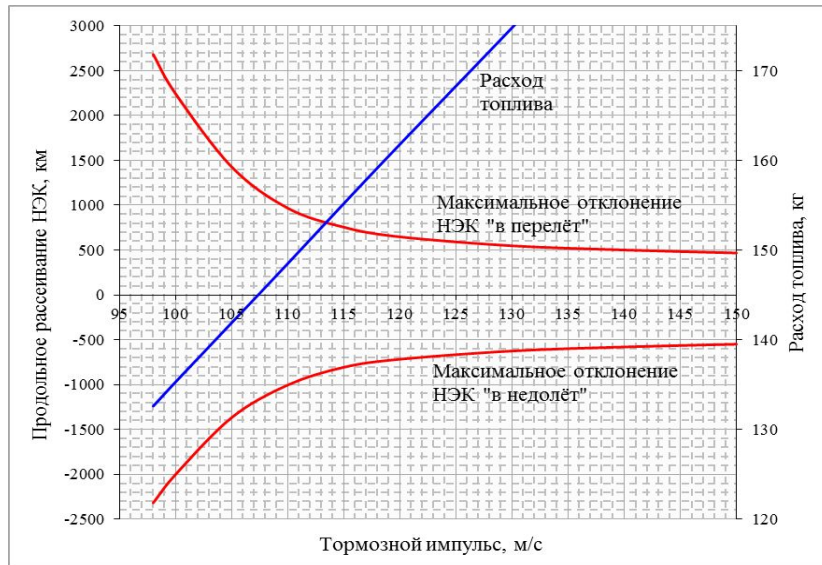
- рекомендуемый угол тангажа вектора тяги ДО при доразгоне ДО +20°
- дополнительно обеспечивается смещение точки перигея в сторону оптимального для спуска положения

МИНИМИЗАЦИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА НА ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ СХОД ДО С ОРБИТЫ

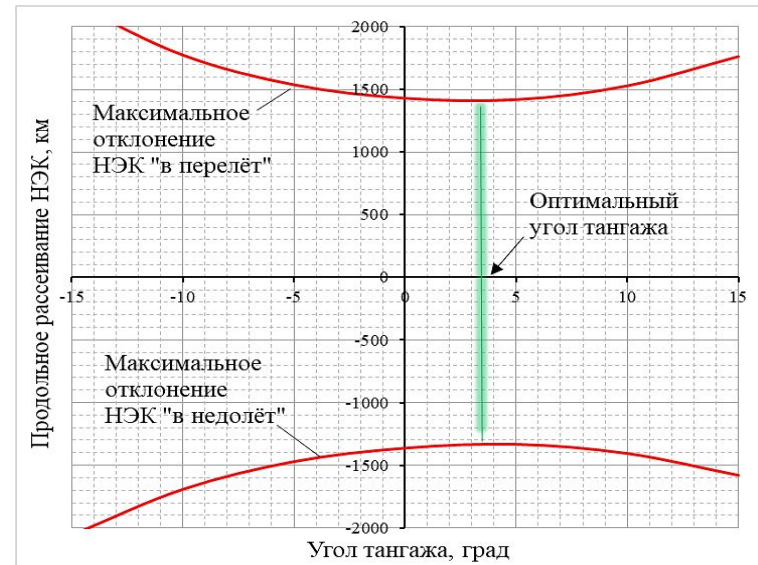
Способ решения задачи:

- минимизация рассеивания НЭК ДО путём организации управления вектором тяги ДУ при сходе с орбиты
- уменьшение величины тормозного импульса при сохранении допустимого рассеивания НЭК

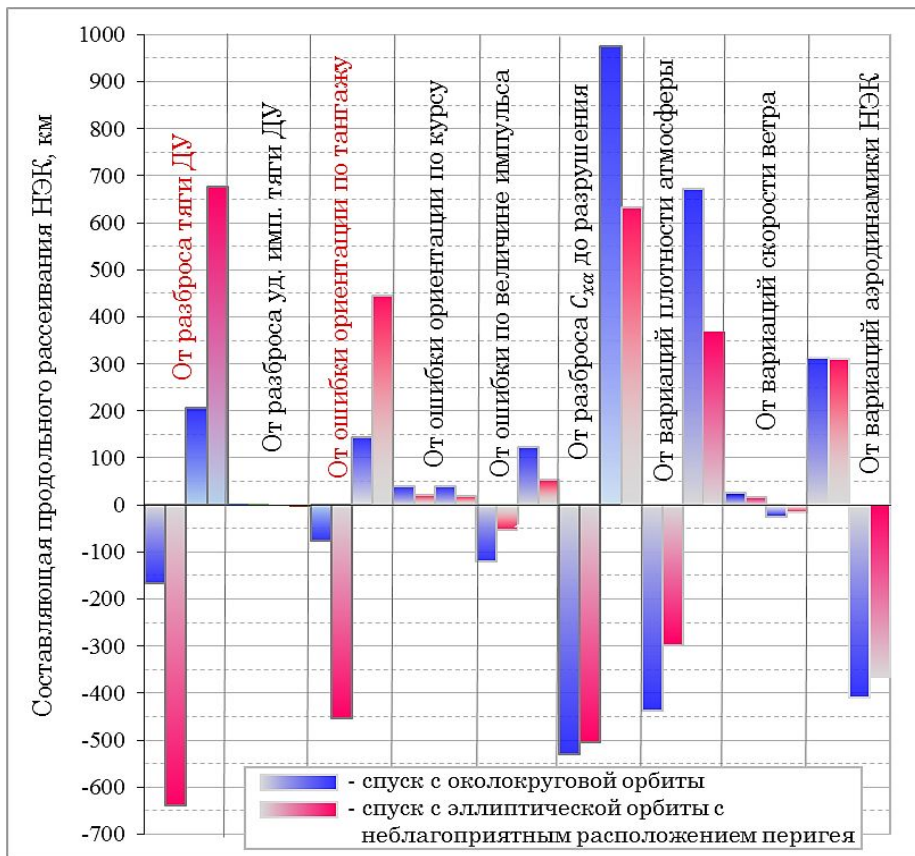
Зависимости рассеивания НЭК и расход топлива на спуск ДО ($\vartheta = 0^\circ$)



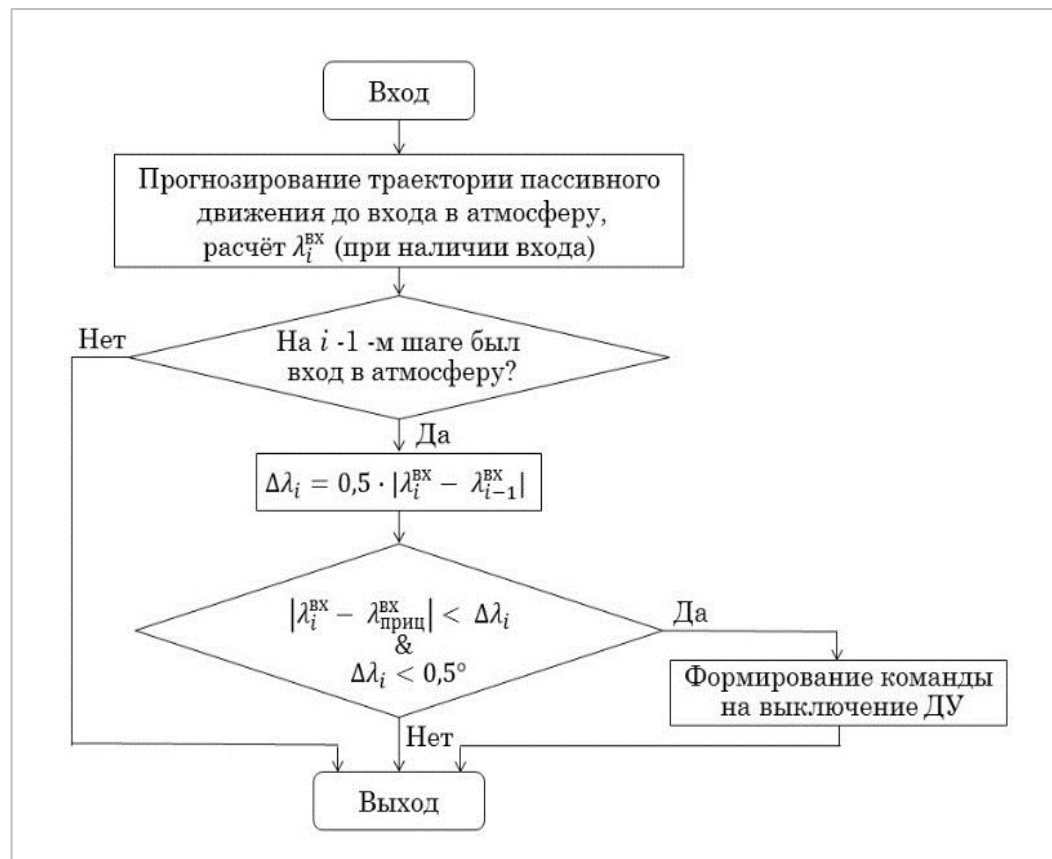
К выбору величины ϑ_{opt}



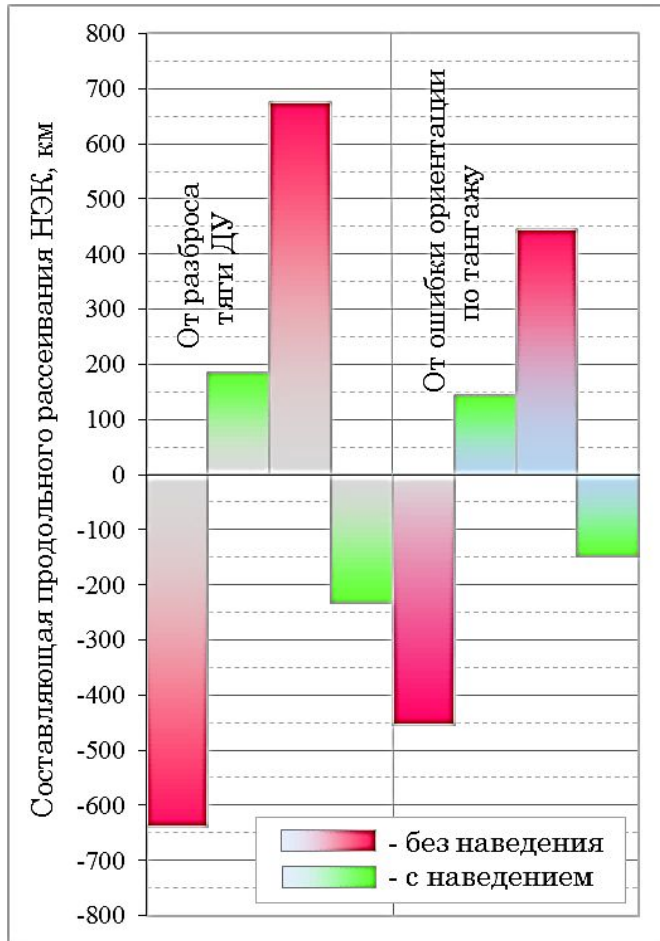
Составляющие продольного рассеивания НЭК ДО



Алгоритм терминального наведения при сходе с орбиты



К анализу эффективности терминального наведения



- оптимизация программы тангажа вектора тяги ДУ неэффективна (высокая тяговооружённость ДУ)
- особенность спуска с эллиптической орбиты в случае неблагоприятного расположения перигея: значительный рост парциального влияния разброса тяги ДУ и ошибки ориентации по тангажу на продольное рассеивание НЭК
- для снижения продольного рассеивания НЭК эффективным является применение алгоритма терминального наведения на участке работы ДУ
- снижение расхода топлива составляет ~ 8 кг

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ:

- суммарный расход топлива на безопасное завершение полёта ДУ (без учёта расхода на ориентацию) 205 кг
- уменьшение расхода топлива за счёт оптимизации манёвра доразгона и управления ДУ при сходе с орбиты составляет ~ 5%

ВАРИАНТЫ СПУСКА ПТК С ОРБИТЫ МКС С ПОСАДКОЙ ВА НА ТЕРРИТОРИИ РОССИИ

