

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

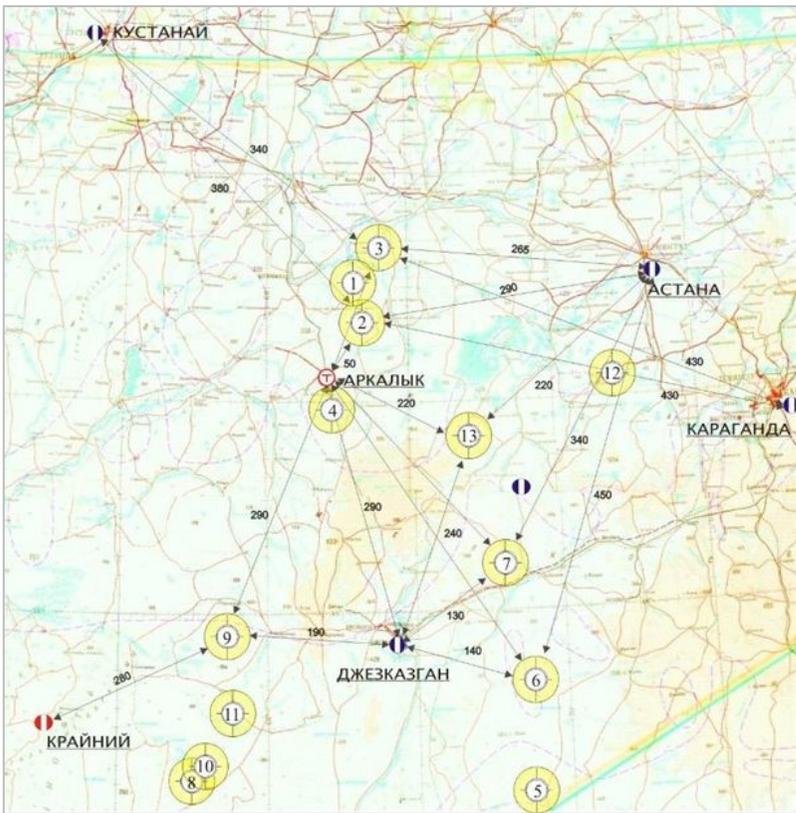
---

- 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

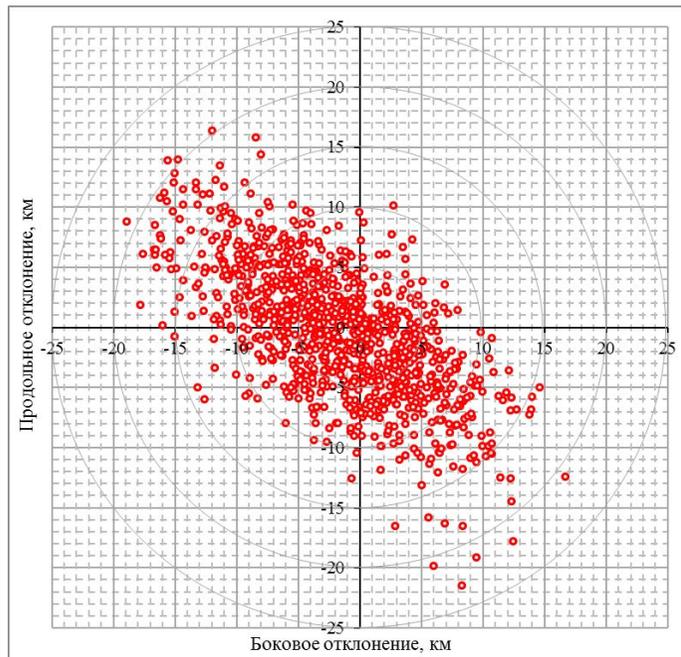


# ОСОБЕННОСТИ ПОСАДКИ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ КОРАБЛЕЙ «СОЮЗ МС»

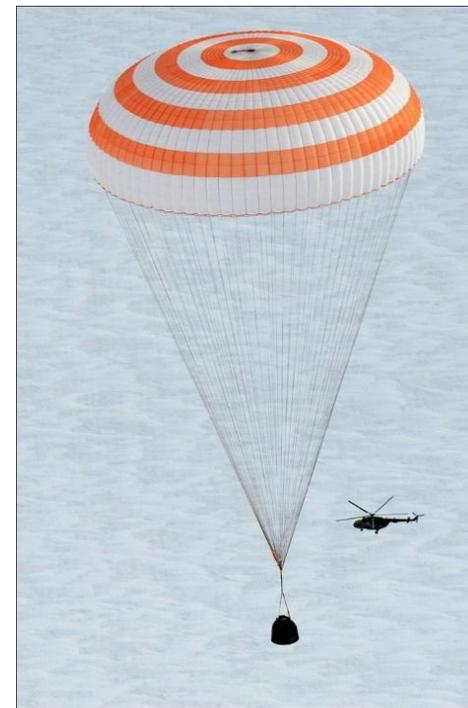
Районы посадки на территории Республики Казахстан



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



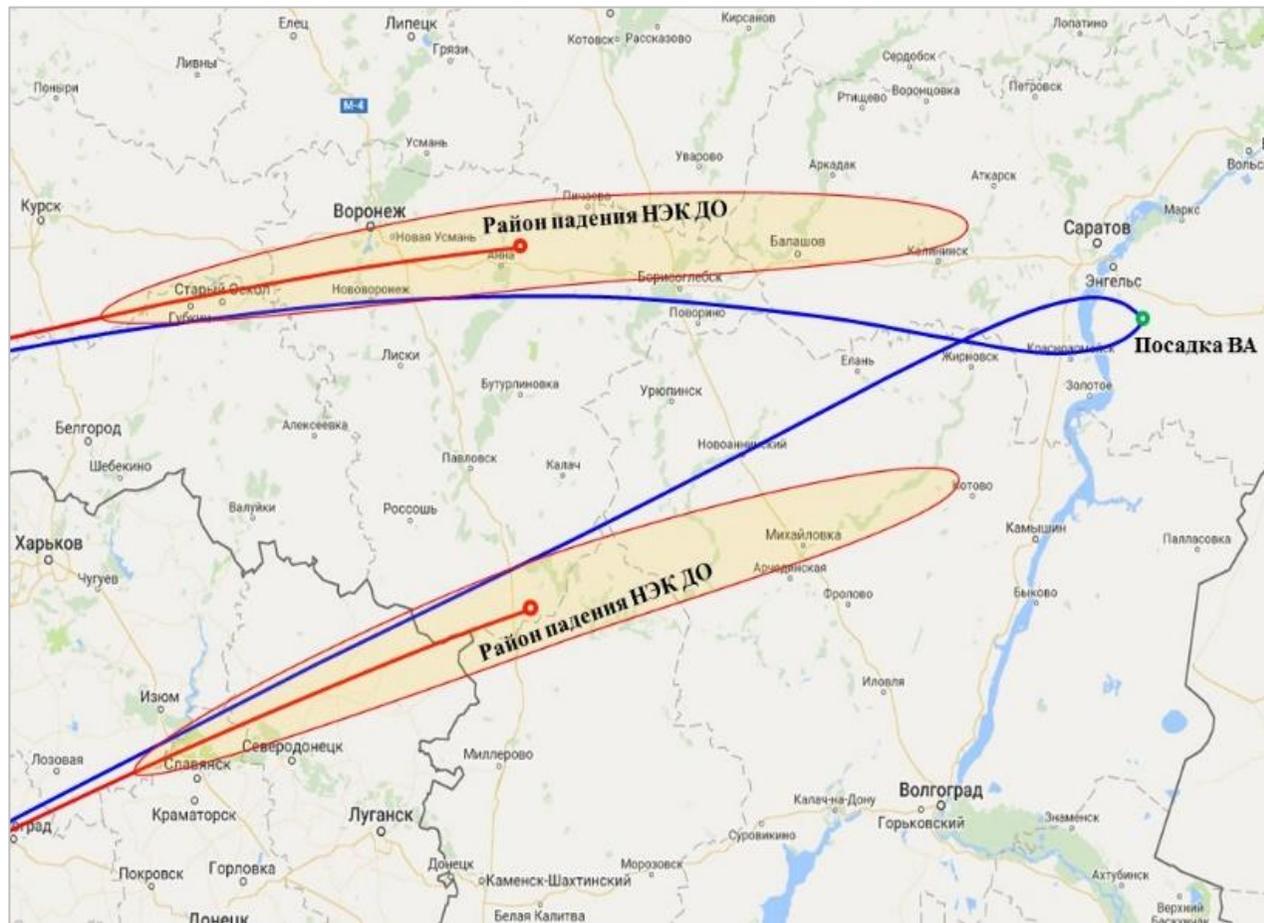
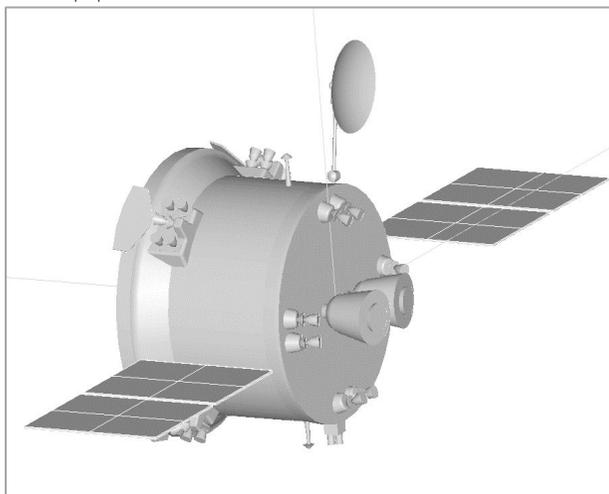
Парашютирование ВА



## ПРОБЛЕМЫ БЕЗОПАСНОСТИ ЗАВЕРШЕНИЯ ПОЛЁТА ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА

- масса ДО на момент разделения отсеков ВА  $\sim 4200$  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  $\pm 250$  – 300 км

Двигательный отсек ПТК

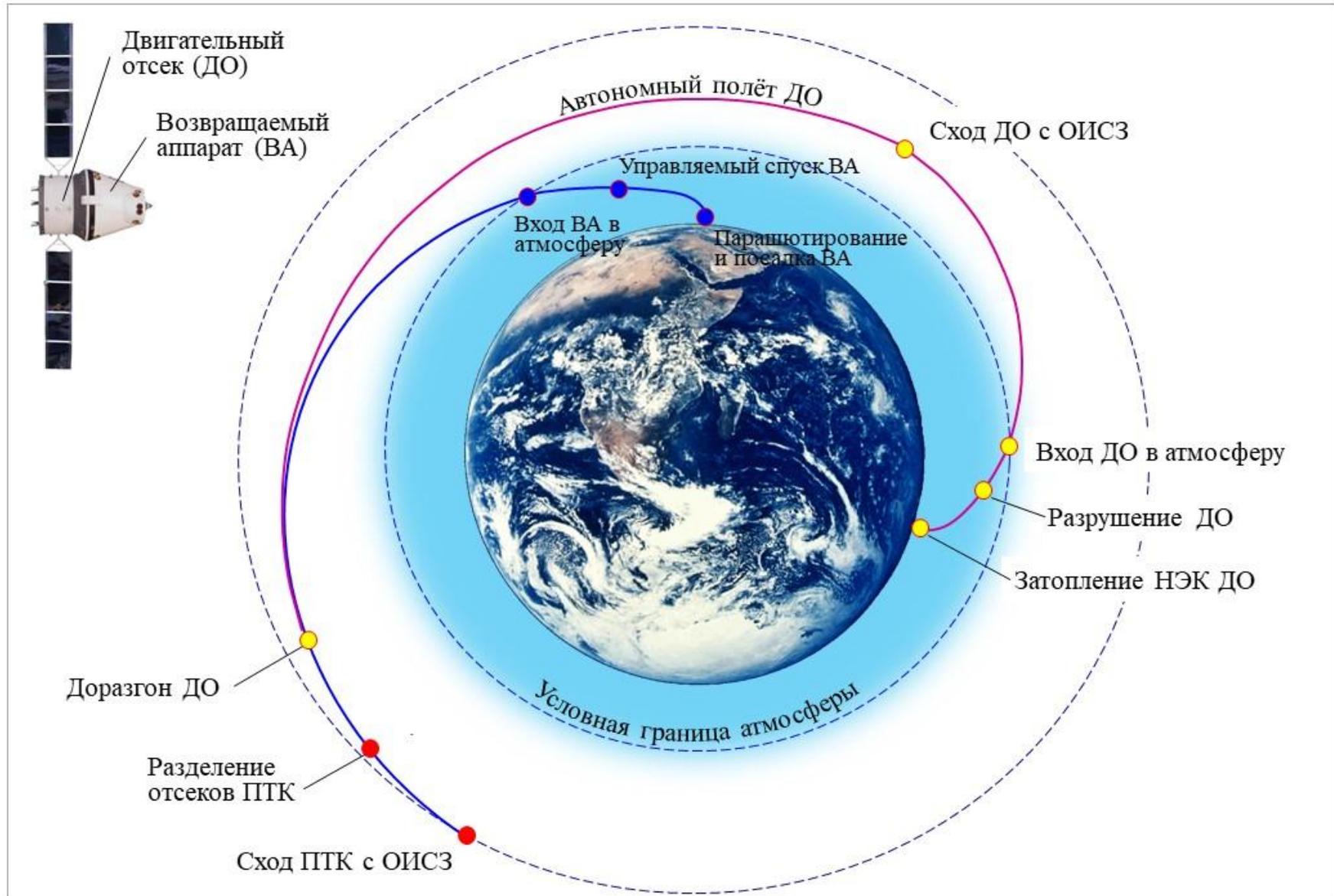


## РАЙОН ЗАТОПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЬНОГО ОТСЕКА

- район расположен в южной части Тихого океана
- протяжённость водной части трассы витка спуска в пределах границ района до 6000 км



## 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)

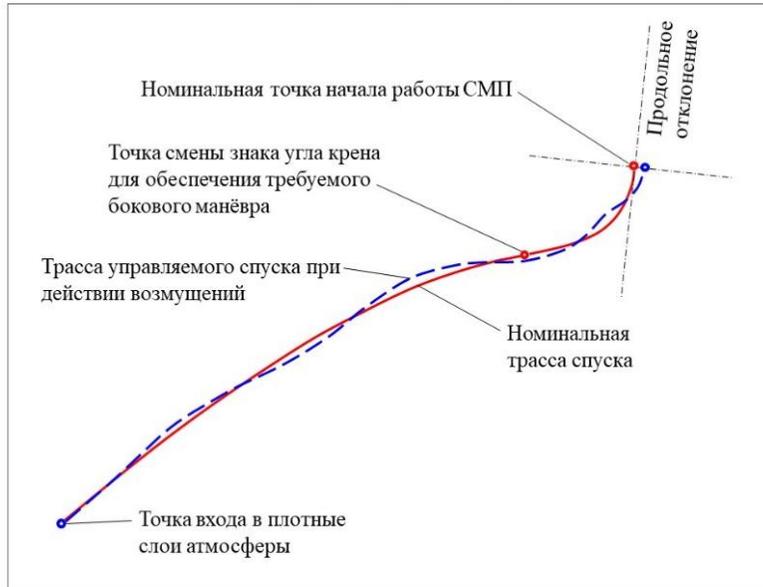
- разработка метода и алгоритма решения задачи прицеливания при выборе параметров тормозного импульса схода ПТК с ОИСЗ и параметров бокового манёвра ВА в атмосфере
  - исследование точностных характеристик СУС с выбранной структурой и синтезированными алгоритмами с использованием сквозного статистического 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

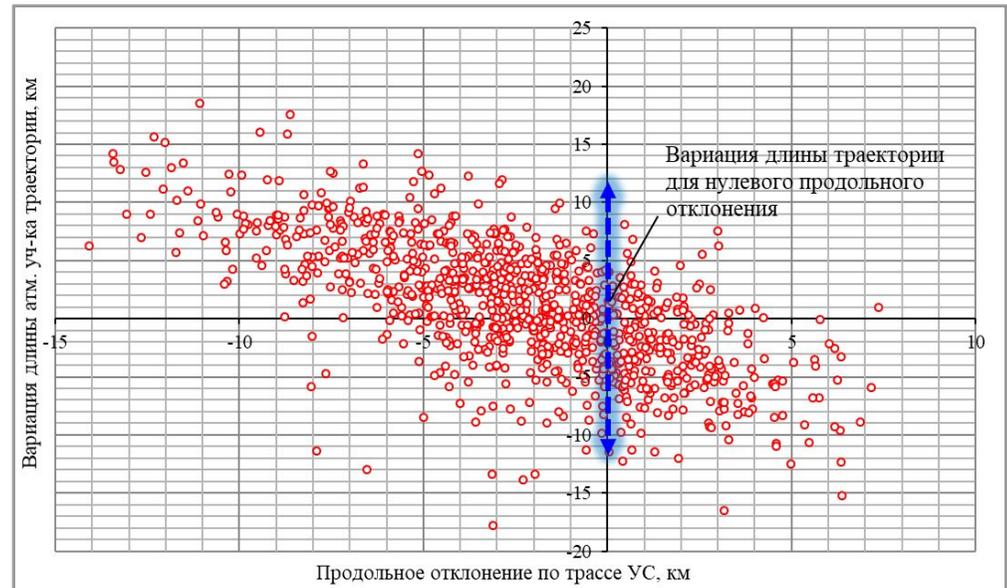
## Метод и результаты оценки предельной точности систем управления спуском с закреплёнными акселерометрами

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

К определению вариаций  
длины траектории спуска



Статистическая оценка вариаций длины траектории  
при нулевом продольном промахе

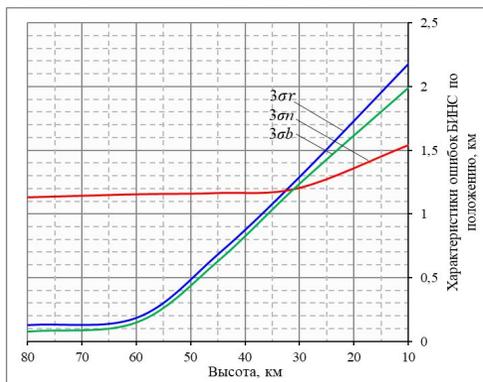


**Вывод:** СУС кораблей «Союз МС», использующая для управления продольной дальностью спуска информацию о действующем аэродинамическом ускорении, достигла предельно-возможной точности

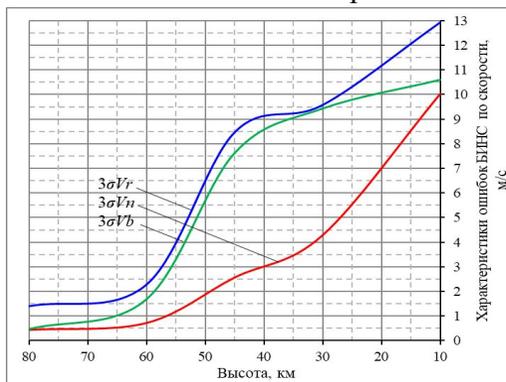
# РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ НАВИГАЦИИ ВА НА АТМОСФЕРНОМ УЧАСТКЕ СПУСКА

## Анализ точности автономной инерциальной навигационной системы

Ошибки БИНС по положению

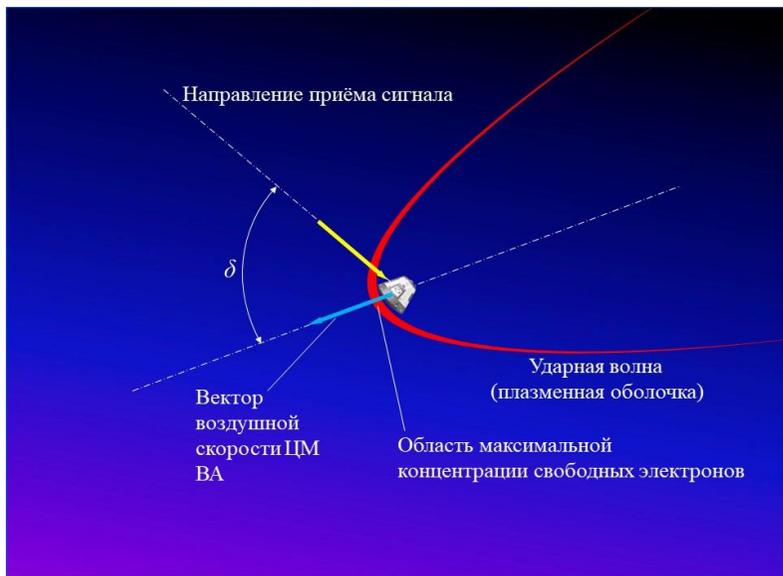


Ошибки БИНС по скорости



- 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

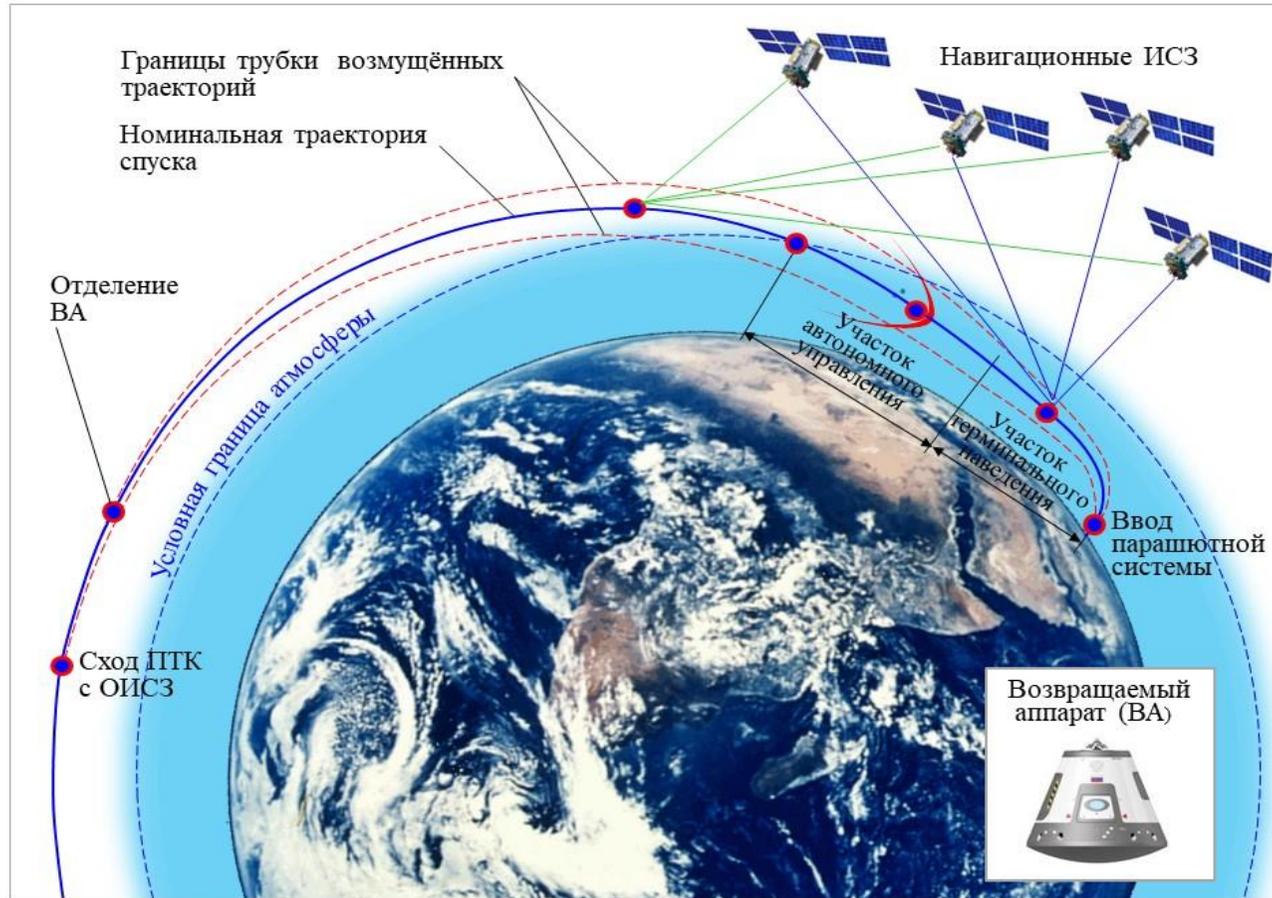
$$N_e < N_{e\text{ КР}}$$

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

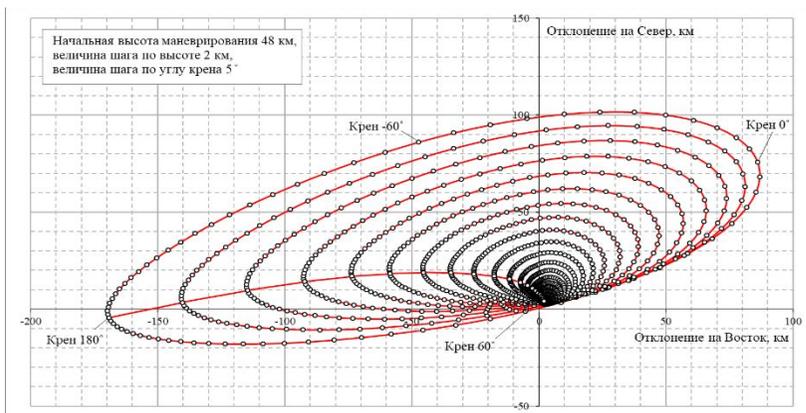
Достаточность маневренных возможностей ВА скользящего типа на момент гарантированного восстановления радиосвязи с навигационными ИСЗ для высокоточного наведения в прицельную точку начала работы СМП

# БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБОСНОВАНИЕ РЕАЛИЗУЕМОСТИ КОМБИНИРОВАННОЙ СУС

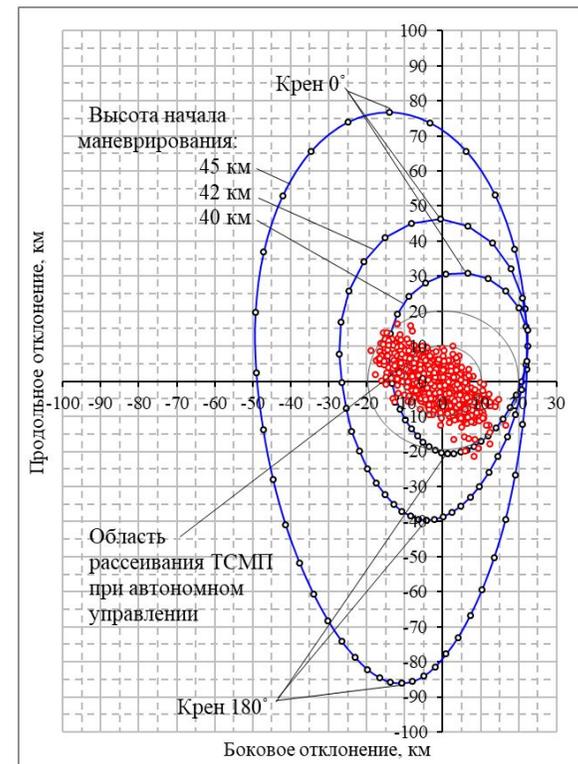
## Постановка задачи :

- 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

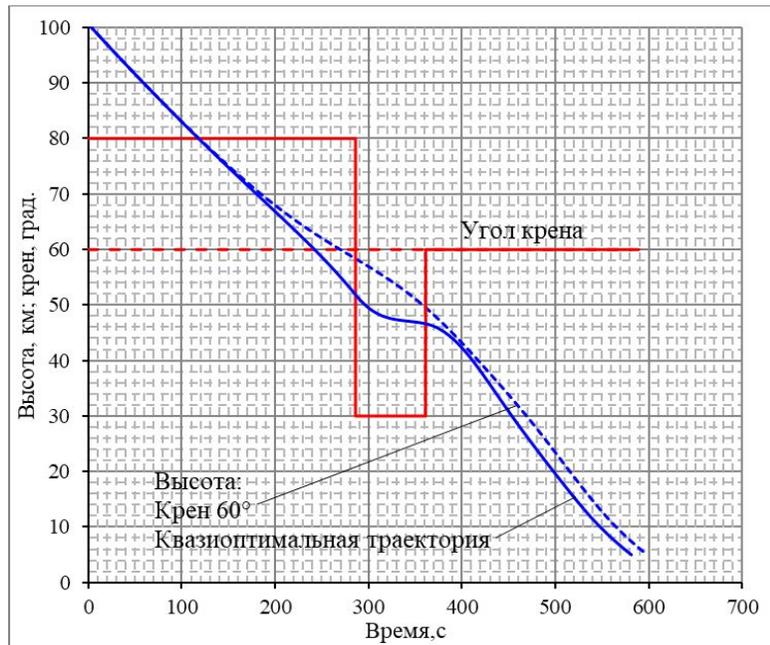
## Баллистическое проектирование номинальной траектории спуска для обеспечения оптимальных условий работы комбинированной СУС

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

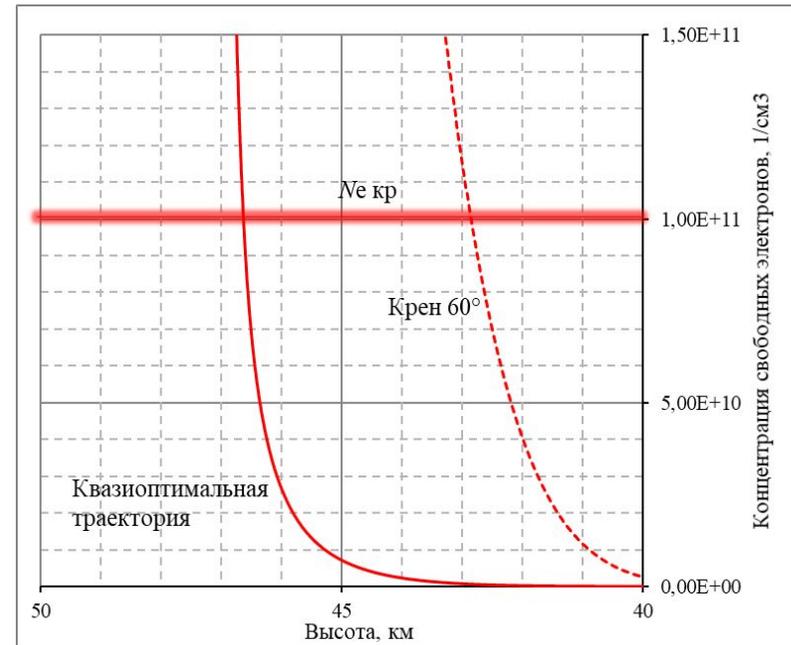
- максимальные размеры зоны манёвра ВА на момент гарантированного восстановления радиосвязи
- близкий к максимальному запас бокового манёвра ВА
- выполнение фазовых ограничений
- достаточный запас управления по крену
- равный запас маневренных возможностей в перелёт и недолёт на конечном участке спуска

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

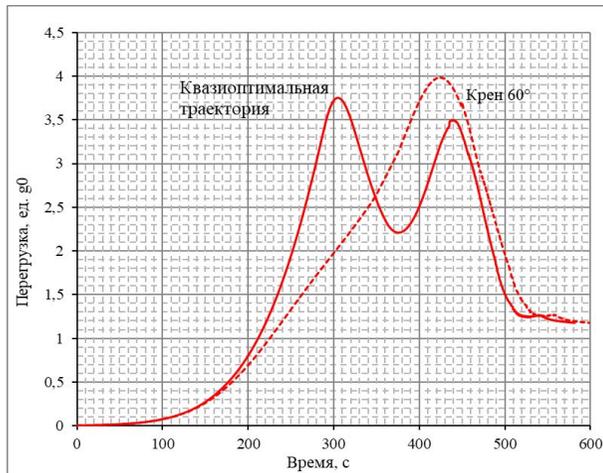
Профили угла крена и высоты для квазиоптимальной траектории



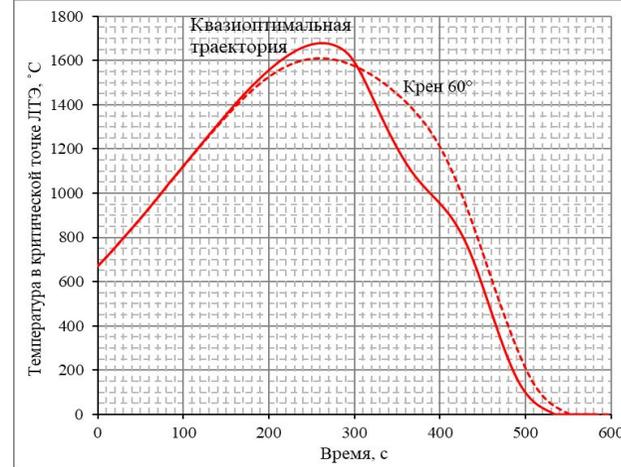
Оценка высоты восстановления связи для квазиоптимальной траектории



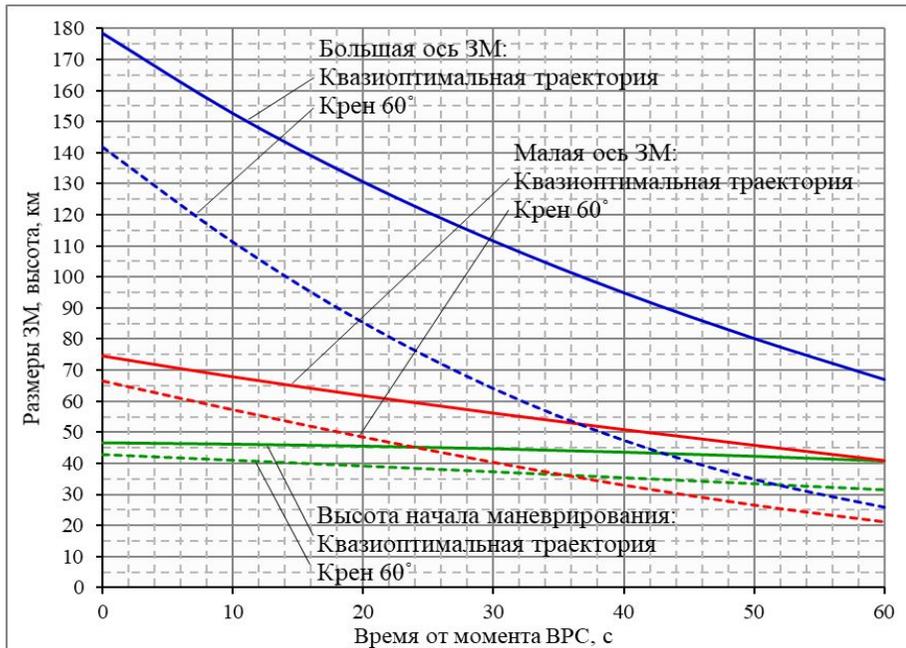
Профиль перегрузки для квазиоптимальной траектории



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

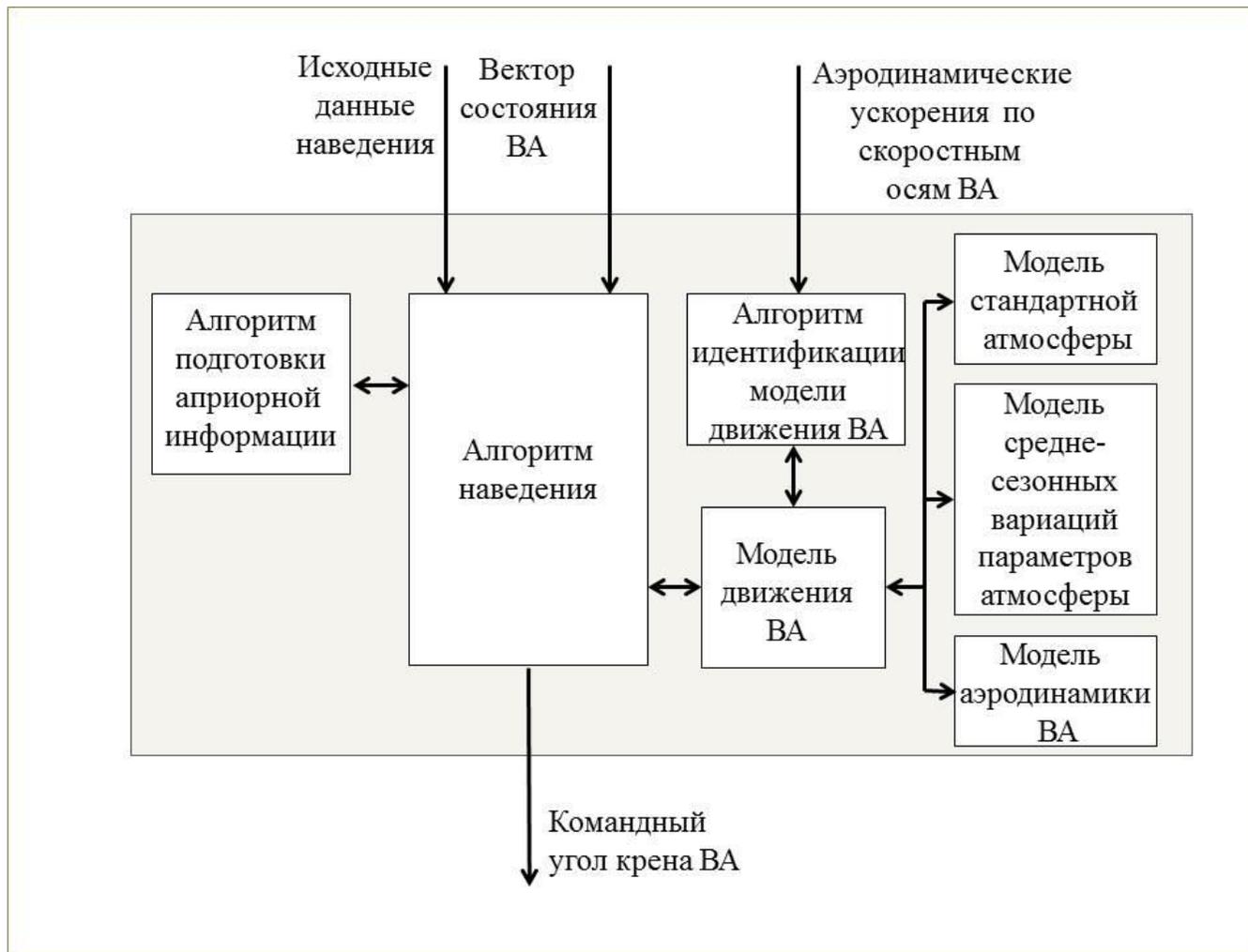
### Преимущества принципа управления:

- 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



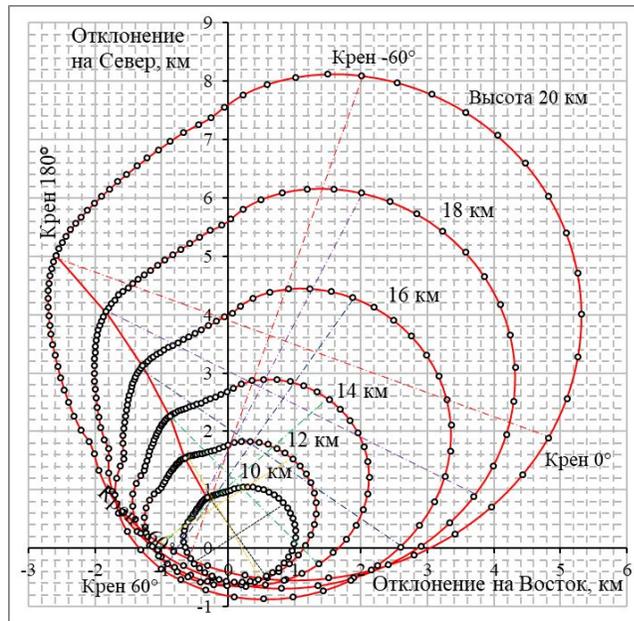


# ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС ВА НА КОНЕЧНОМ УЧАСТКЕ НАВЕДЕНИЯ

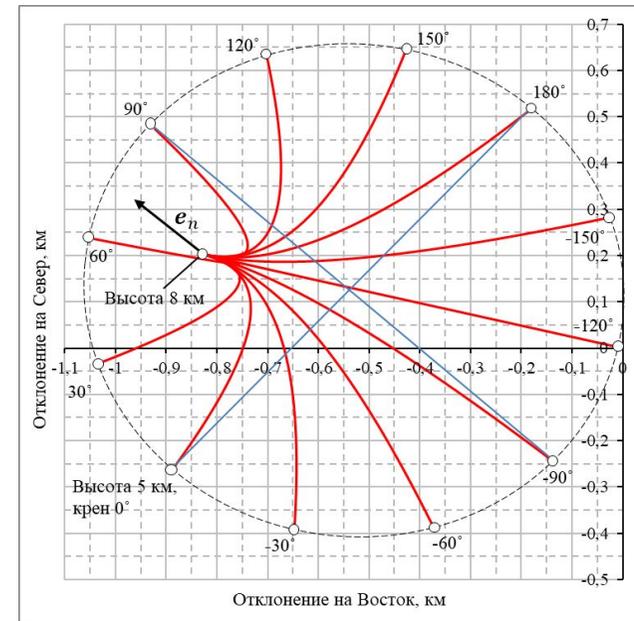
## Задачи исследования:

- 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

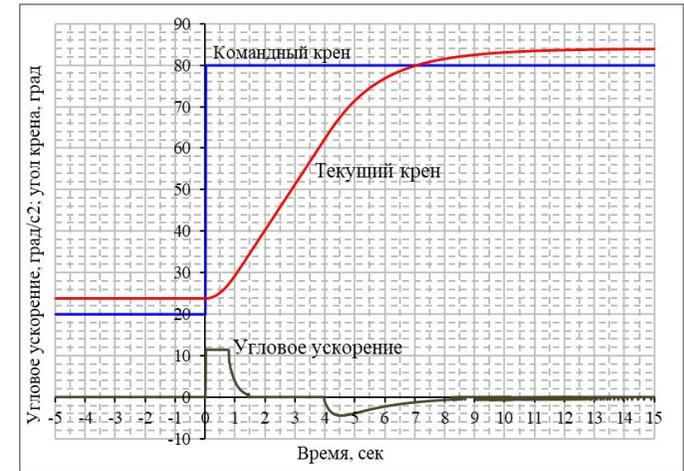
### Требования к автомату стабилизации:

- 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.

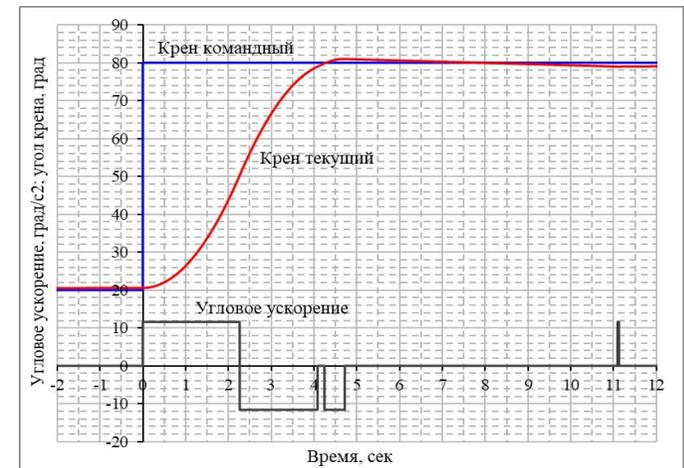
### Рекомендации по разработке автомата стабилизации:

- 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  $\sim 400$  км и наклоном  $51.6^\circ$  (орбита МКС)
- используются аэродинамические характеристики СА «Союз МС» с моделью их случайных разбросов
- используется алгоритм СУС «Союз МС» для моделирования автономной части комбинированной СУС

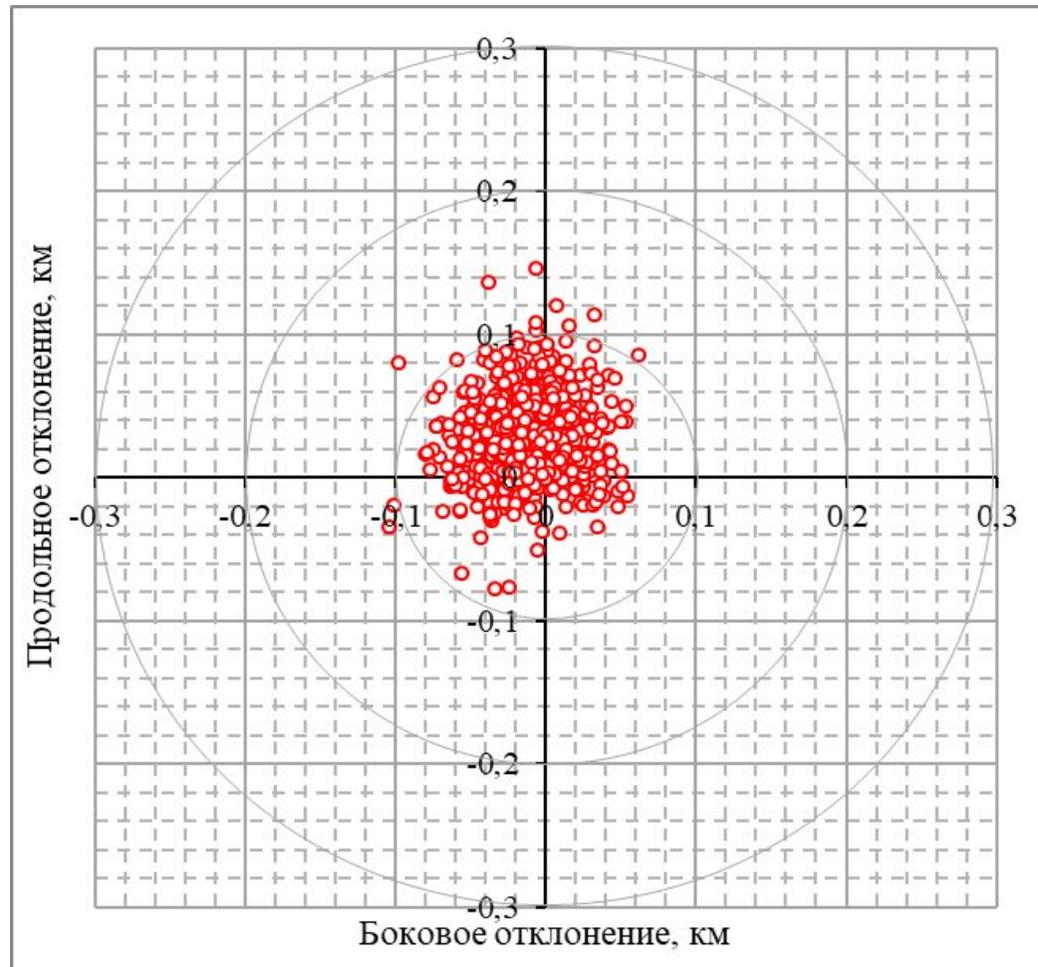
**Схема вычислительного эксперимента:**

- 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:**

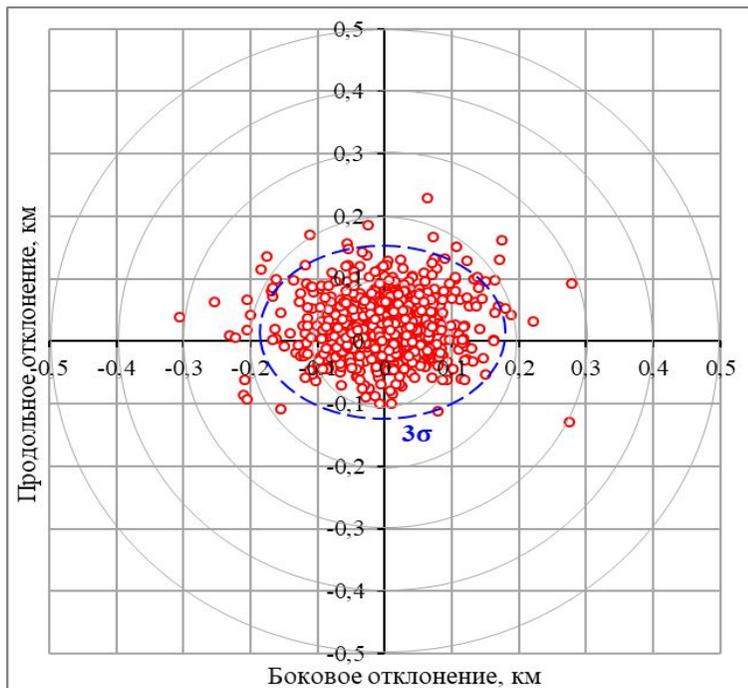
- определение вида области рассеивания точек приведения ВА;
  - определение максимальной величины отклонения точки приведения ВА от прицельной точки
  - расчёт математического ожидания и среднеквадратического отклонения ошибки приведения ВА в предположении о нормальности закона её распределения
  - оценка 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

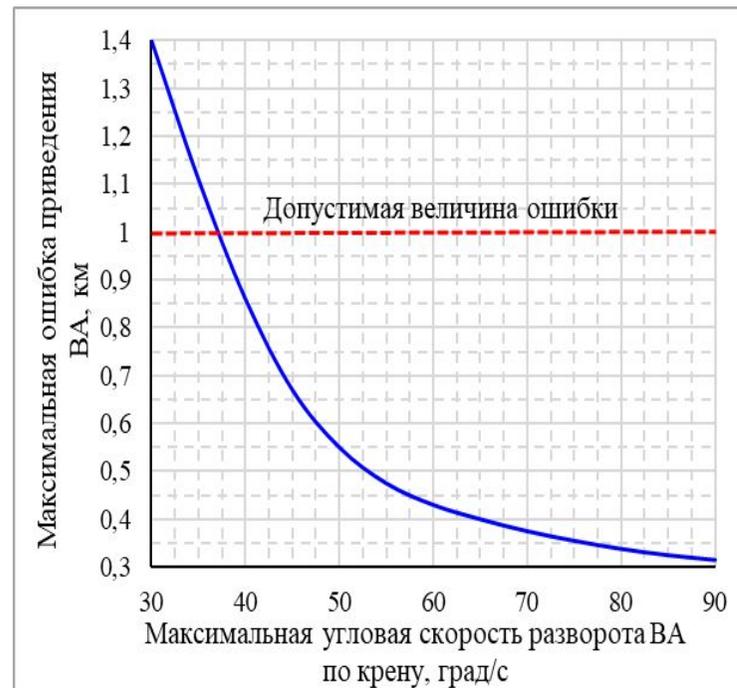


## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ РАЗВОРОТОВ ВА ПО КРЕНУ НА ТОЧНОСТЬ ПРИВЕДЕНИЯ

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



Зависимость максимальной ошибки приведения ВА от максимальной угловой скорости крена

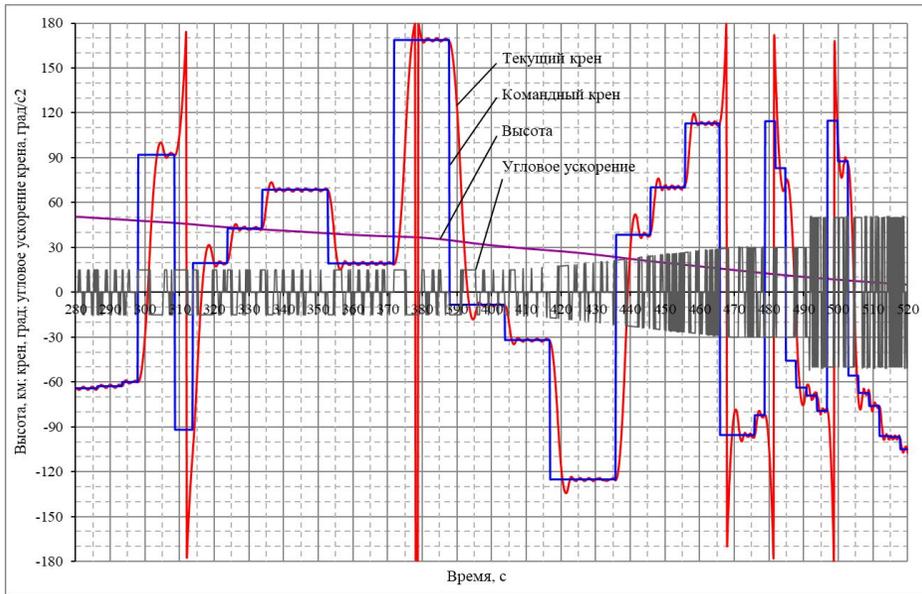


### Выводы:

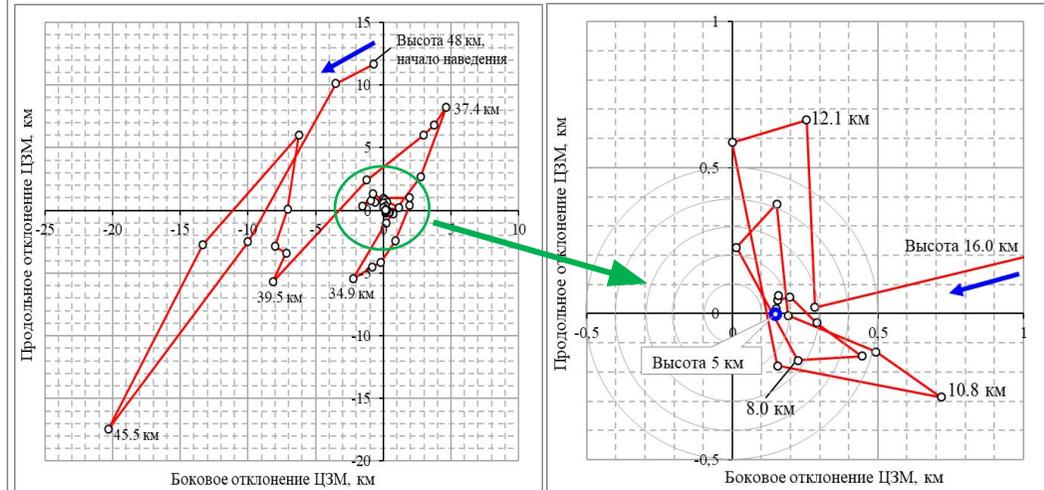
- для обеспечения приведения ВА в прицельную точку с ошибкой не более 1 км максимальная угловая скорость разворотов по крену должна быть не менее  $38 - 40^\circ/\text{с}$
- максимально-допустимая угловая скорость разворотов ВА по крену должна быть определена специалистами по космической медицине

# АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ТЕРМИНАЛЬНОГО НАВЕДЕНИЯ

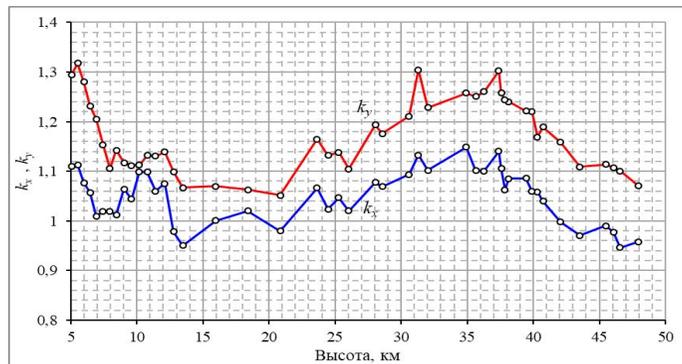
## Пример изменения параметров управления



## Пример траектории прогнозируемого центра зоны манёвра ВА



## Пример изменения поправочных коэффициентов модели движения ВА в алгоритме наведения

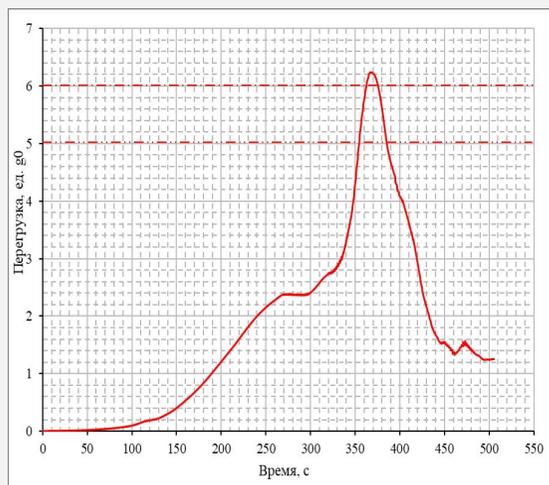
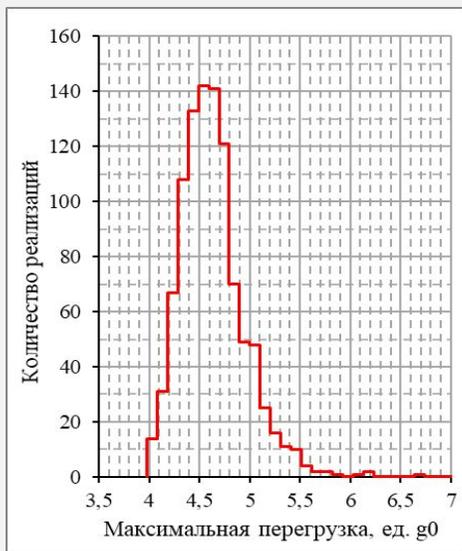


## Выводы:

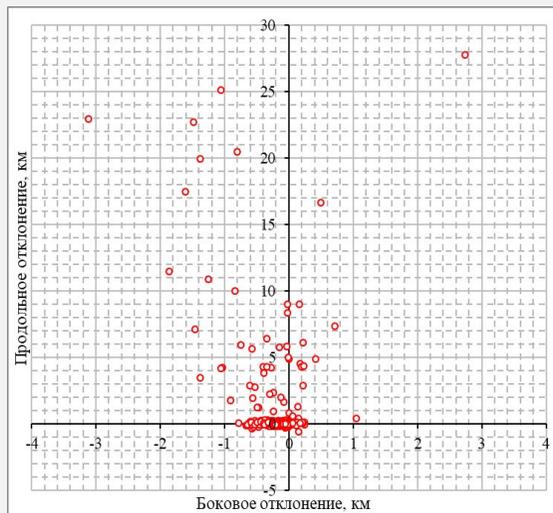
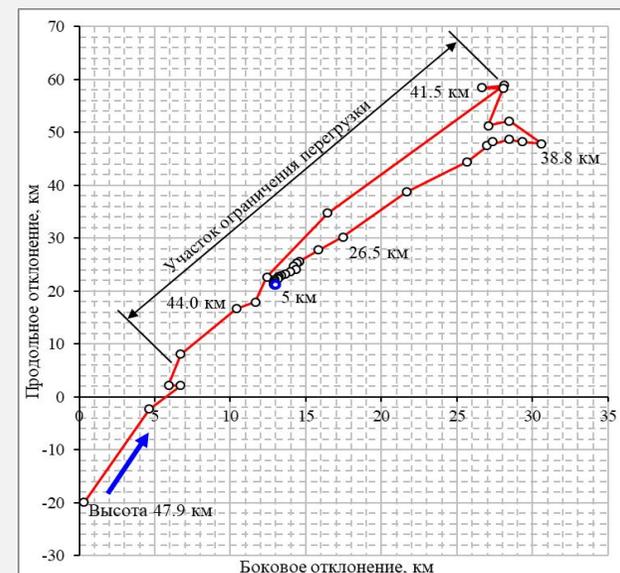
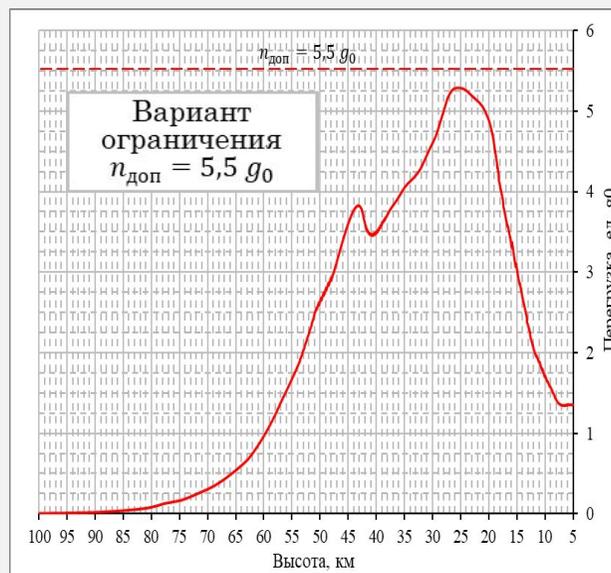
- алгоритм терминального наведения работоспособен, предложенная логика выбора командного угла крена обеспечивает удержание прицельной точки внутри границы текущей зоны манёвра ВА
- ВА на высотах менее 15 км находится в режиме «управляемой закрутки»

# АНАЛИЗ ПЕРЕГРУЗОЧНОГО РЕЖИМА СПУСКА

## Перегрузочный режим без ограничения величины максимальной перегрузки



## Анализ возможности ограничения величины максимальной перегрузки



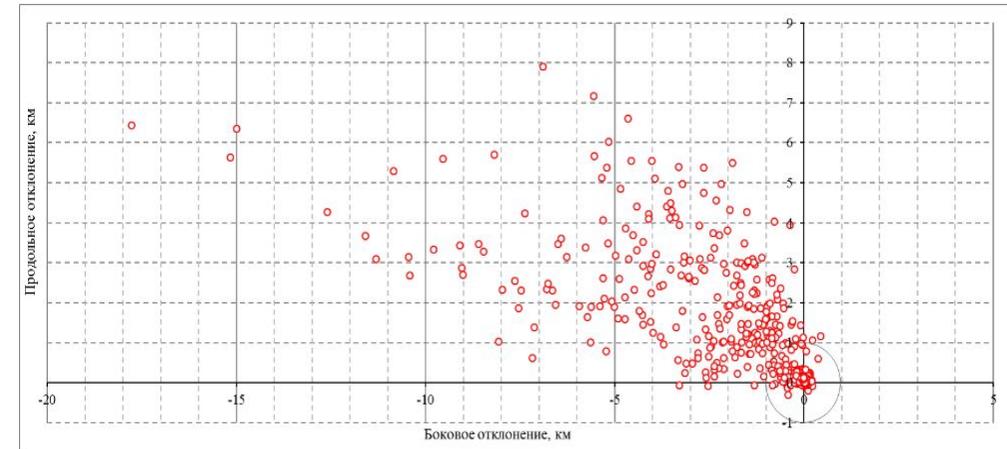
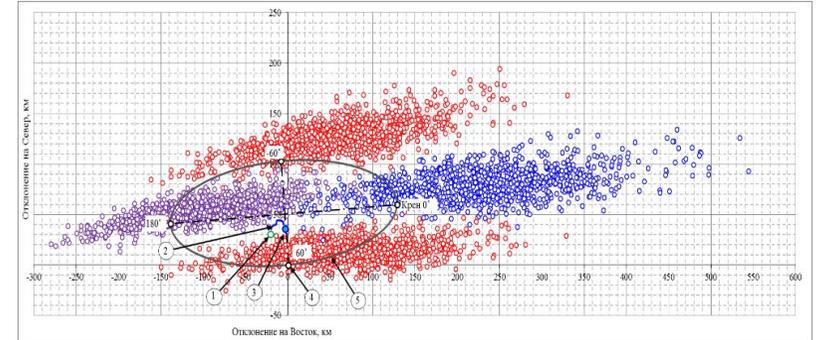
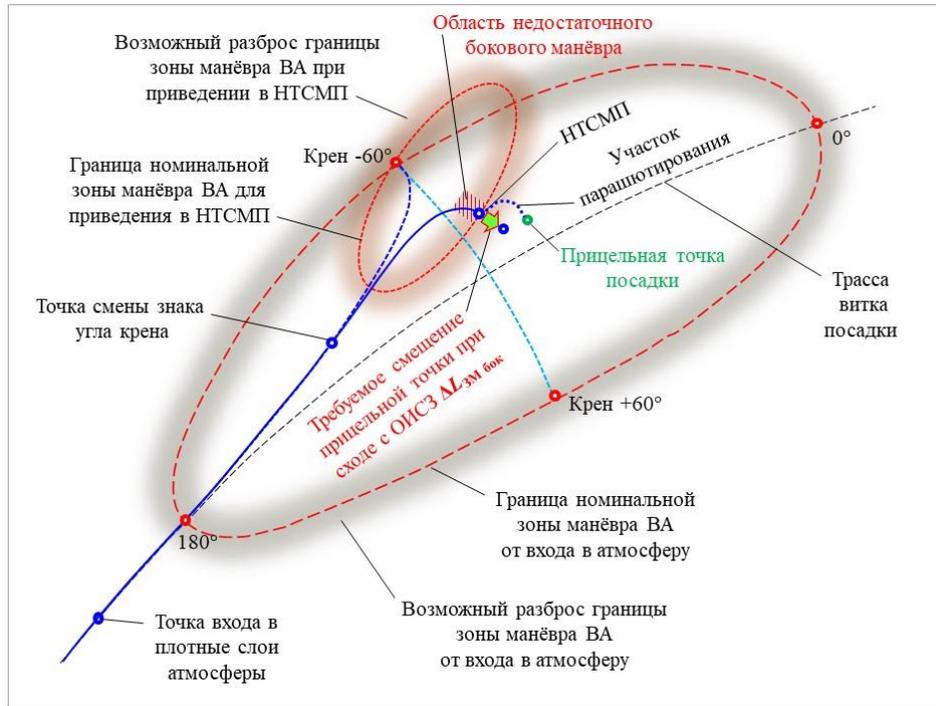
### Выводы:

- 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:

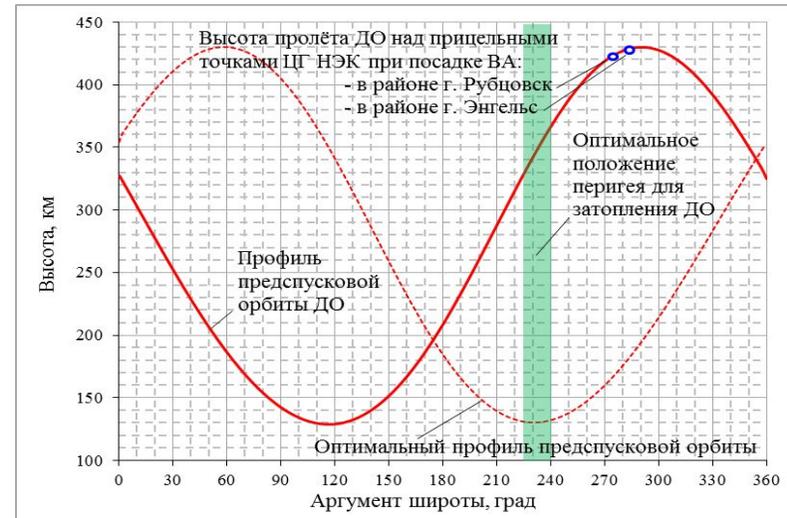
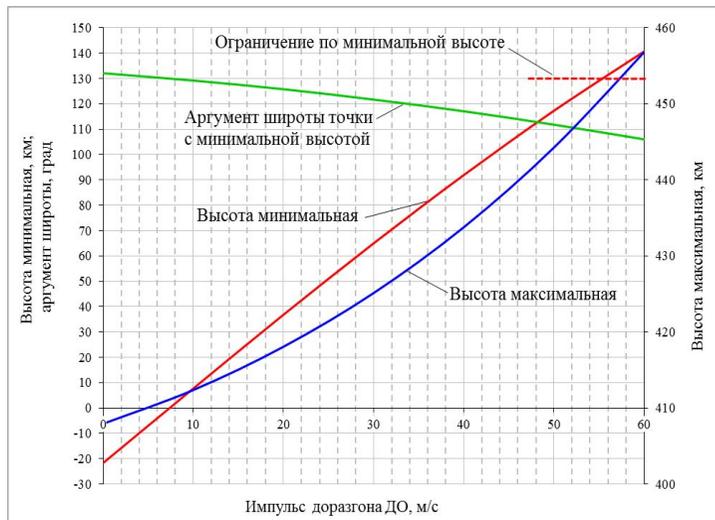
- определение оптимального по расходу топлива режима доразгона ВА
- определение оптимального по расходу топлива режима окончательного схода ДО с ОИСЗ

## Исходные данные:

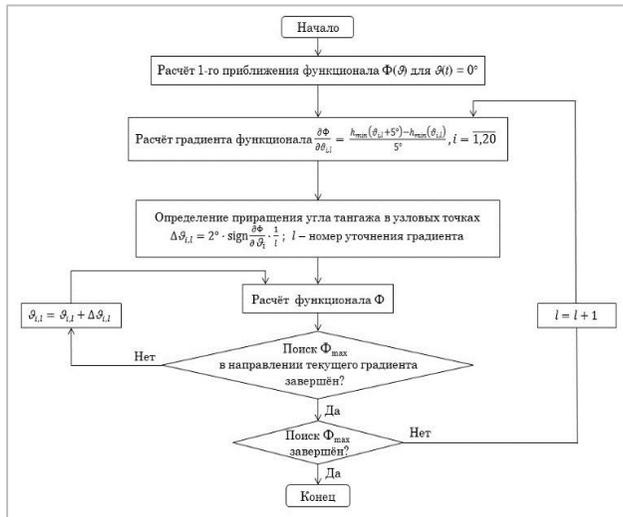
- минимальная высота орбиты ДО после доразгона (предпусковая орбита) 130 км
- допустимое рассеивание точек падения НЭК ДО  $\pm 1500$  км (условие надёжного захвата атмосферой)

## ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО УГЛА ТАНГАЖА ВЕКТОРА ТЯГИ ДУ ПРИ ДОРАЗГОНЕ ДО

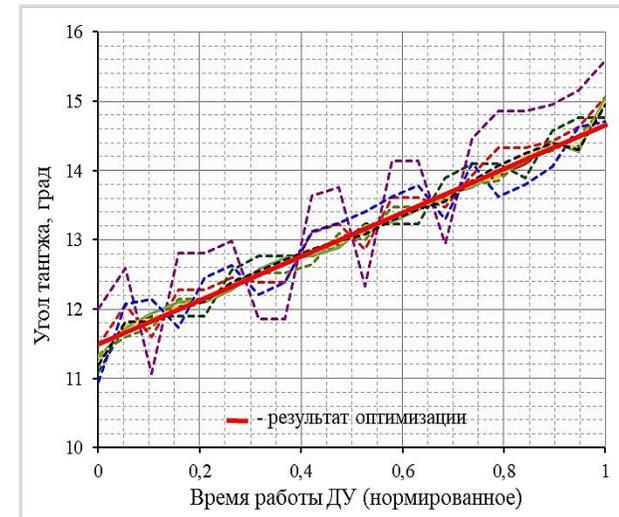
Зависимости параметров предпусковой орбиты от величины импульса доразгона ( $\vartheta = 0^\circ$ )



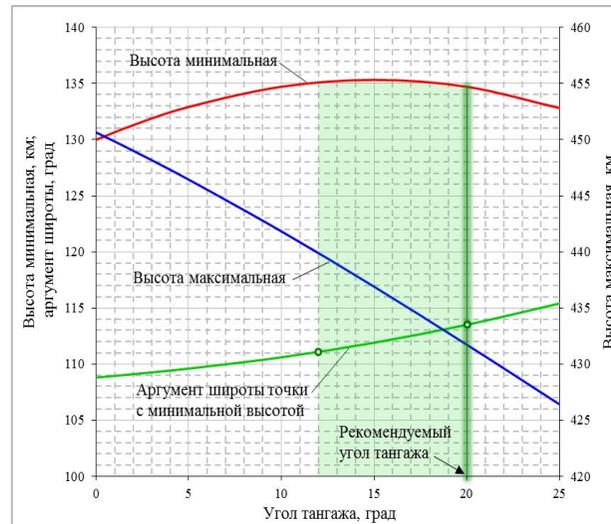
## Алгоритм оптимизации (метод наискорейшего спуска)



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



## К выбору оптимального угла тангажа



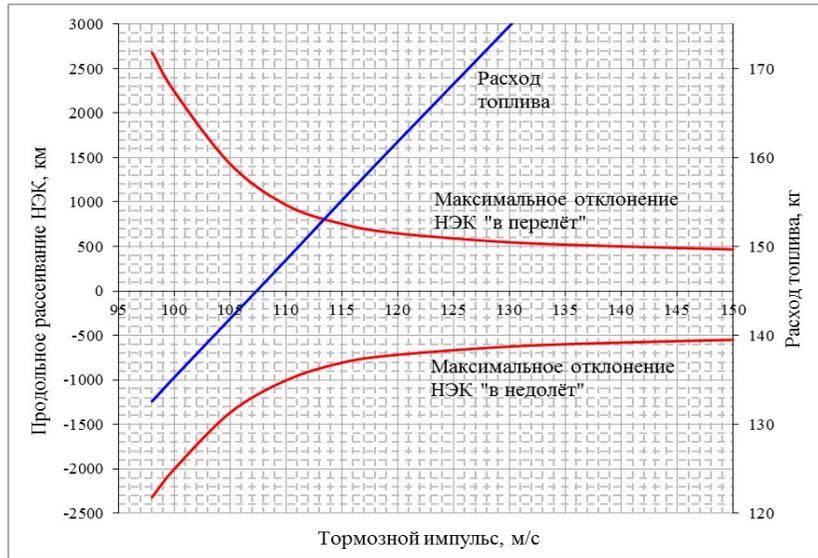
- рекомендуемый угол тангажа вектора тяги ДО при доразгоне ДО +20°
- дополнительно обеспечивается смещение точки перигея в сторону оптимального для спуска положения

# МИНИМИЗАЦИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА НА ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ СХОД ДО С ОРБИТЫ

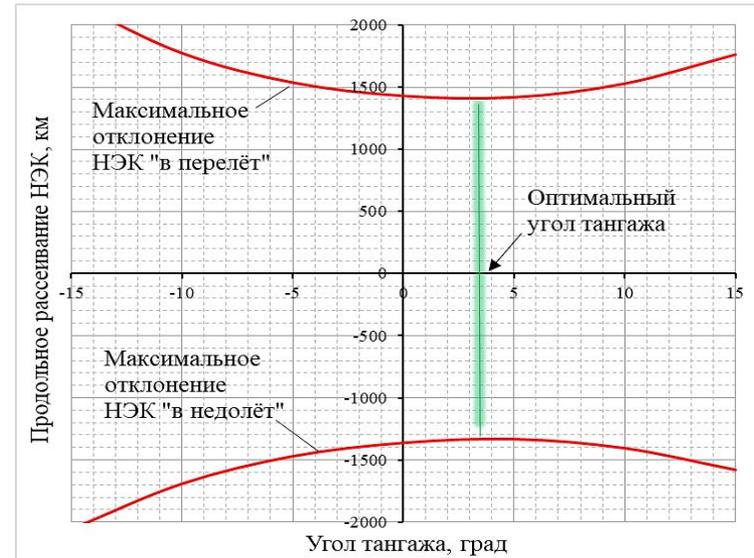
## Способ решения задачи:

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

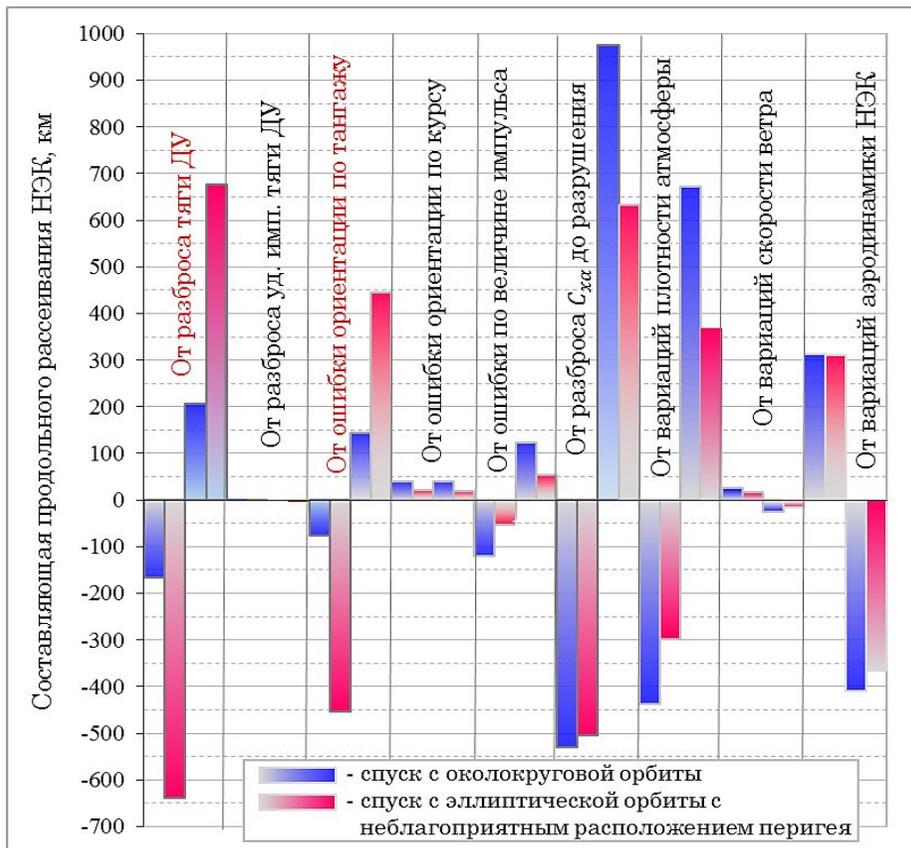
Зависимости рассеивания НЭК и расход топлива на спуск ДО ( $\vartheta = 0^\circ$ )



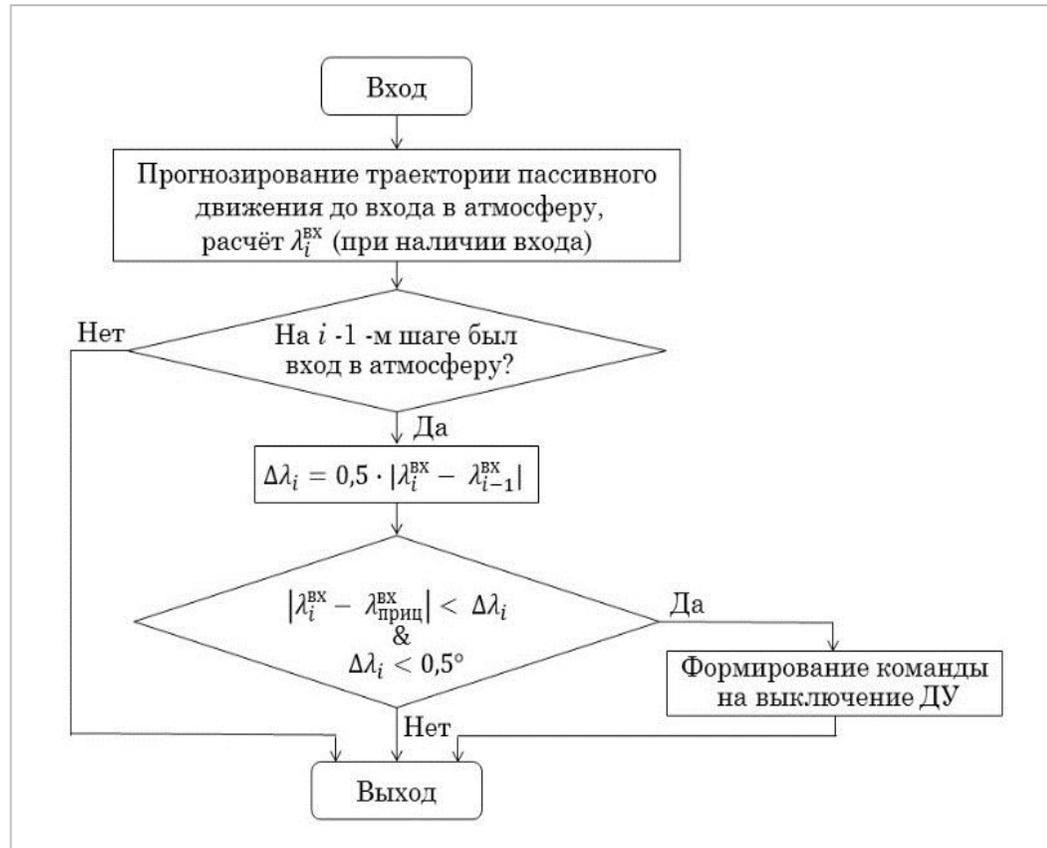
К выбору величины  $\vartheta_{opt}$



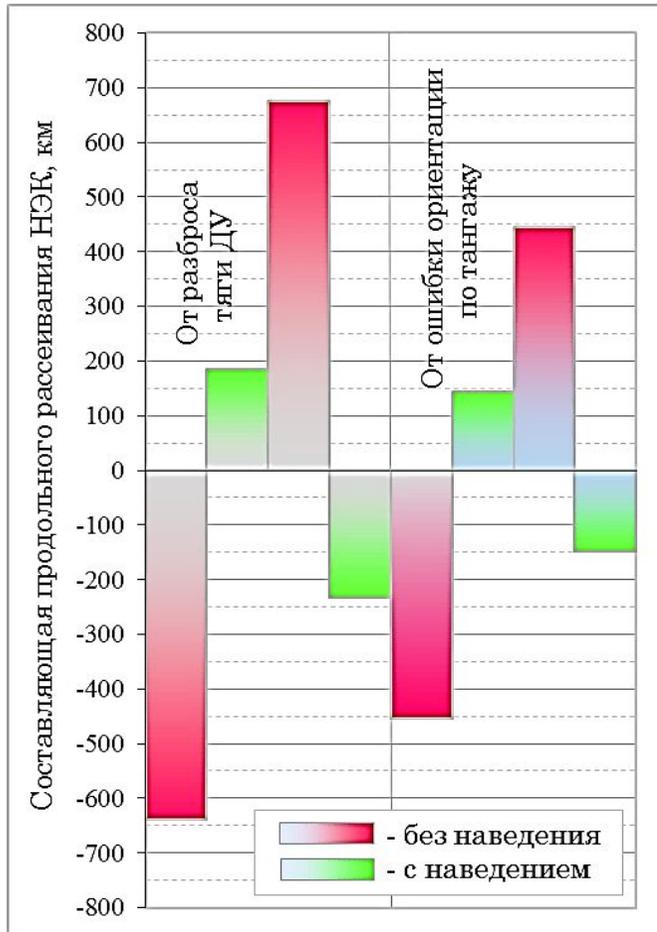
## Составляющие продольного рассеивания НЭК ДО



## 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

