

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»
МАИ**

На правах рукописи

ЧИНЬ ВАН ТХАНЬ



**РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА
АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ
ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ
АНТРОПОЦЕНТРИЧЕСКОГО ПОДХОДА**

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

**Диссертация на соискание учёной степени
кандидата технических наук**

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Костюков Вячеслав Михайлович

Москва – 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ	2
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	4
ВВЕДЕНИЕ	5
ГЛАВА I – АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ СХЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ И МОДЕЛЕЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПРИ ПИЛОТИРОВАНИИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА	10
I.1. Существующие схемы посадки самолета.....	10
I.2. Существующие ММ поведения летчика-оператора при пилотировании самолета.....	14
<i>I.2.1. Модель компенсационного слежения деятельности человека-оператора</i>	17
<i>I.2.2. Оптимальные модели поведения человека-оператора</i>	19
I.3. Техническая постановка задачи решаемой в диссертации.....	21
I.4. Математическая постановка задачи.....	22
ГЛАВА II – ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ И ОБЩИЙ АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ ПРИ ПОСАДКЕ	24
II.1. Существующие методы решения задач оптимального управления.....	24
II.2. Решение задачи оптимального управления самолетом.....	25
<i>II.2.1. Алгоритм решения задачи оптимального управления градиентным методом</i>	26
<i>II.2.2. Численный алгоритм реализации градиентного метода решения задачи оптимального управления</i>	27
II.3. ММ и общий алгоритм комплексного моделирования движения пассажирского самолета при посадке.....	33
<i>II.3.1. Используемые системы координат</i>	33
<i>II.3.2. Система уравнений движения самолета</i>	38
<i>II.3.3. Влияние близости поверхности земли – экранный эффект</i>	43
II.4. Объект управления.....	46
ГЛАВА III – ММ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПРИ ЭНЕРГИЧНОМ МАНЕВРЕ И АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫХОДОМ САМОЛЕТА НА ГЛИССАДУ	50

III.1. Нелинейная ММ оптимальной деятельности летчика при выходе самолета на глиссаду.....	50
III.2. Алгоритм идентификации параметров критерия в нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика при выходе самолета на глиссаду.....	54
III.2.1. Метод поиска минимума Флетчер-Ривса.....	56
III.2.2. Зашумление данных.....	57
III.2.3. Схема решения задач.....	57
III.3. Автоматическое оптимальное управление выходом самолета на глиссаду с найденным критерием.....	60
III.4. Выводы.....	73
ГЛАВА IV – ММ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПРИ НЕЭНЕРГИЧНЫХ МАНЕВРАХ (ДЛЯ ДВИЖЕНИЯ ПО ГЛИССАДЕ И ВЫРАВНИВАНИЯ) И АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫРАВНИВАНИЕМ САМОЛЕТА.....	74
IV.1. ММ деятельности летчика при неэнергичных маневрах самолета.....	74
IV.2. Алгоритм деятельности летчика при ручном выравнивании.....	76
IV.3. Ограничения на вектор состояния самолета в момент касания ВПП.....	78
IV.4. Алгоритм выбора оптимальной высоты начала выравнивания на основе антропоцентрического принципа.....	80
IV.5. Анализ полученных результатов.....	85
IV.6. Идентификация параметров критерия оптимального управления выравниванием.....	90
IV.7. Автоматическое оптимальное управление выравниванием самолета с полученным критерием.....	93
IV.8. Выводы.....	101
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	102
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	104
ПРИЛОЖЕНИЯ I, II, III И IV.....	114

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ЛА	– Летательный аппарат
САУ	– Система автоматического управления
АСП	– Автоматизированная система посадки
ВПП	– Взлетно-посадочная полоса
ПО	– Программное обеспечение
ИВК	– Измерительно-вычислительные комплексы
ММ	– Математическая модель
СК	– Система координат
СА	– Стандарная атмосфера
ПО	– Программное обеспечение
БИНС	– Бесплатформенная инерциальная навигационная система
СНС	– Спутниковая навигационная система
БЦВМ	– Бортовая цифровая вычислительная машина
РВ	– Радиовысотомер
м	– Метр
с	– Секунда
рад.	– Радиан
град.	– Градус
Гц	– Герц
Рис.	– Рисунок
Табл.	– Таблица
разд.	– Раздел

ВВЕДЕНИЕ

Формирование траектории движения самолета на всех участках полета, включая посадку, осуществляется на трех уровнях:

- Верхний уровень – это навигационная задача поиска траектории, обеспечивающей выход из одной точки пространства в другую. Модель объекта – точка, критерии: время, стоимость, безопасность;

- Следующим уровнем является переход ЛА с одного участка траектории на другой. На этом этапе происходит энергичное движение самолета, поэтому необходимо учитывать общую нелинейную модель самолета и использовать сложный критерий оптимизаций таких эволюций. Критерий должен учитывать ограничения на энергичное движение самолета (перегрузки, допустимые отклонения органов управления самолета и т.д.). Данный этап относится к категории наведения самолета с одного участка на другой;

- Третий уровень: задача стабилизации объекта относительно найденных на двух первых уровнях желаемой траектории. Задача стабилизации обычно решается на основе линеаризованных моделей объекта, линеаризация которых проведена относительно найденных на предыдущем этапе траекторий.

Автоматическое управление ЛА позволяет осуществлять полет от взлета до посадки. Однако, столь глубокий уровень автоматизации несет опасность в случае сбоя автоматической системы управления. Поэтому пассажирский и транспортный самолеты сейчас и в будущем будут иметь на борту летчиков, которые взаимодействуют с САУ в достаточно активном режиме.

Важнейшей задачей в этой связи является согласование характеристик режима автоматического управления с режимами вынужденного перехода на ручной режим управления.

В случае перехода на ручной режим, важнейшим является возможность летчика быстро включиться в режим ручного управления.

Летчик в процессе обучения ручному управлению получает навык в действиях, при которых обеспечивается благополучное завершение полета.

На борту ЛА могут развиваться разные неблагоприятные ситуации, которые могут потребовать разные варианты осуществления ручного управления, чтобы благополучно завершить полет. То есть возможно разные структуры ручного управления полетом, при котором исключаются варианты выхода на параметры траектории, при которых есть опасность катастрофических последствий (выход на предельные углы, недопустимая вертикальная скорость, недопустимый пролет в точке касания полосы в случае если летчик не может включить реверс).

Наиболее опасным режимом автоматического управления является посадка. Режим посадки является не столь продолжительным по отношению к общему времени полета пассажирского самолета, поэтому проводить оптимизацию траектории, исходя из показателей экономических, временных и прочих не является безоговорочно верным решением. Самым главным при посадке является безопасность с возможностью эффективного ручного резервирования. То есть траекторию автоматической посадки по-видимому следует выбрать максимально похожей на траектории, реализуемые летчиком (исходя из анализа действия конкретного летчика когда он осуществляет на тренировке по ручному управлению) тогда переход в любой момент времени на ручной режим не вызывает у летчика стресс и будет повышена вероятность благополучного завершения посадки.

Варианты ручных посадок, используемые в обосновании траекторий автоматической посадки, очевидно следует выбирать исходя из анализа развития ситуаций на борту ЛА, навыков летчика и его состояния, т.е. алгоритм должен быть адаптивным.

Целью диссертационной работы является разработка адаптивного к текущему состоянию и навыкам летчика алгоритма управления автоматической посадкой пассажирского самолета исходя из максимизации удобства перехода

летчика при необходимости на ручной режим управления на основе согласования траекторий ручного и автоматического управления посадкой.

Исходя из этого, в диссертационной работе необходимо было:

1. проанализировать существующие методы ручной и автоматической посадки, траектории, схемы реализации автоматической посадки, ММ поведения летчика при пилотировании им самолета;

2. построить ММ комплексного моделирования движения пассажирского самолета при посадке;

3. решить задачи выявления ММ поведения летчика в управлении самолетом при посадке и реализовать алгоритмы моделирования управляющих воздействий, совершаемых летчиком в процессе ручной посадки;

4. проанализировать влияние параметров траектории посадки таких как высота выравнивания, так и параметров ММ динамики летчика и обосновать алгоритм управления и параметры траектории, позволяющие снизить нагрузку на летчика за счет максимизации допустимых для летчика ошибок;

5. разработать алгоритм и ПО автоматического оптимального управления для найденных желаемых траекторий пространственного движения самолета при посадке.

Объектом исследований является контур ручного и автоматического управления движением пассажирского самолета при посадке.

Предметом исследований являются алгоритмы и ПО бортового комплекса измерения и управления, обеспечивающие решение задачи посадки самолета.

Методы исследования базируются на теории управления, идентификации и оптимизации, теории экспериментальных исследований человеко-машинных систем и имитационном моделировании.

Новизна научная состоит в том, что алгоритм управления и основные параметры траектории автоматической посадки самолета выбираются адаптивно из расчета и оптимизации предполагаемой деятельности данного летчика при ручном управлении, что позволяет в случае вынужденного отказа от автоматического управления с минимальными перегрузками для летчика перейти на ручной режим, то есть в применении антропоцентрического принципа оптимизации автоматического контура управления посадкой.

Научные результаты, выносимые на защиту:

1. алгоритм и реализация алгоритма формирования желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа;
2. идентификация ММ деятельности летчика в форме оптимального регулятора при пилотировании им самолета при посадке;
3. модификация градиентного алгоритма решения задачи оптимального управления движением самолета при посадке;
4. комплекс моделирования, реализующий все вышеуказанные алгоритмы на языке программирования C++.

Практическая ценность состоит в том, что летчику предложены при необходимости отказа от автоматического управления наиболее комфортные условия для управления, учитывающие его навыки и позволяющие совершать максимально большие относительные ошибки пилотирования. Предлагаемый выбор закона управления тягой и высоты выравнивания целесообразен и для работы ИВК при автоматическом управлении, так как допускает большую допустимую погрешность измерения.

Апробация основных результатов работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Международных научно-технических конференциях «Инновации в авиации и космонавтике» (г. Москва, 2015 г.) и «Гагаринские чтения – 2016» (г. Москва, 2016 г.)

Публикация. По основным результатам диссертационной работы опубликовано 4 работы, из них 2 научно-технические статьи – в изданиях, включенных в Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий ВАК РФ и 2 тезиса докладов – в международных научно-технических конференциях.

Внедрение и реализация. Основные результаты диссертационной работы внедрены в учебный процесс на кафедре № 303 «Приборы и измерительно-вычислительные комплексы» МАИ, что подтверждается соответствующим актом о внедрении.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложений. Работа представлена в виде 199 страниц текста, 93 рисунка и 40 таблиц.

ГЛАВА I – АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ СХЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ И ММ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПРИ ПИЛОТИРОВАНИИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

I.1. Существующие схемы посадки самолета

Развитие авиации в мире, превращение ее в наиболее скоростной и удобной вид транспорта, ставит проблему повышения регулярности и безопасности полетов на первое место. В этих условиях вопросы оптимизации наиболее сложных и опасных режимов полета имеет особо важное значение [1-10].

Известно, что из всех этапов полета пассажирского самолета наиболее напряженным и опасным является непосредственно посадка при любом режиме управления как в автоматическом, так и неавтоматическом. Близость земли требует очень четкого и строго управления снижением. Ежегодно в мировом воздушном транспорте из анализа распределения частоты авиакатастроф по фазам полета свидетельствует, что аварии часто происходят при снижении и на этапе посадки, от 40 до 70 процентов аварий происходит при посадке [4,7,11].

Посадка современного самолета представляет собой достаточно сложной режим полета, успешное выполнение которого зависит от большого числа факторов: летного мастерства экипажа, траекторно-динамических характеристик самолета, данных его оборудования и функциональных систем, характеристик аэродрома, его систем и служб, метеорологических условий и т.п.

Процесс собственно посадки самолета состоит укрупнено из выполнения ряда последовательных маневров (рис. I-1) [1-3,7]:

Первая фаза процесса захода на посадку – это выход самолета на линию глиссады снижения. После «захвата глиссады» и выхода самолета на линию глиссады составляющие вектора состояния современных гражданских самолетов обычно должны иметь следующие значения: продольная скорость 200÷300 км/ч, вертикальная скорость снижения -5÷-3 м/с [1,2,11-13] в зависимости от типа самолета.

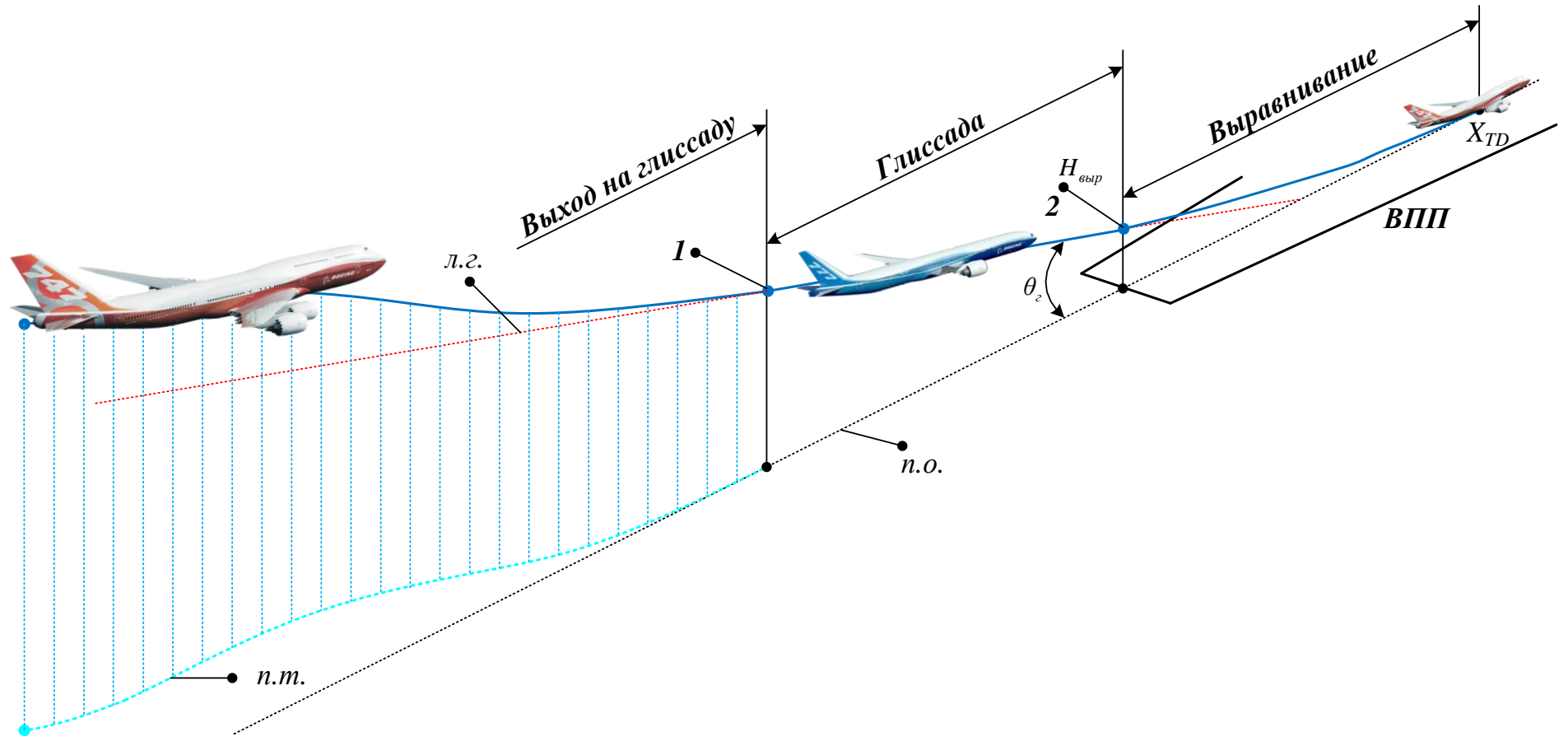


Рис. I-1. Схема посадки пассажирского самолета: 1 – точка выхода самолета на глиссаду снижения; 2 – точка начала выравнивания; X_{TD} – точка касания ВПП (TD – touchdown) самолетом; $H_{выр.нач.}$ – высота начала выравнивания; θ_2 – угол наклона глиссады; л.г. – линия глиссады; n.т. – проекция траектории полета самолета на поверхность земли; n.о. – основная продольная ось ВПП

Наиболее сложным и ответственным маневром является собственно посадка. Собственно посадка любого современного пассажирского самолета вручную по типичной схеме на шасси состоит из следующих четко разделяемых стадий [1-3].

Выравнивание представляет собой участок собственно посадки, в процессе которого самолет, двигаясь по криволинейной траектории, переходит от снижения по глиссаде к полету по траектории с малым или вообще с нулевым углом наклона к поверхности ВПП. Выравнивание самолета обычно начинается с высоты $5\div 30$ м [1,2,12] и осуществляется в основном с целью гашения вертикальной скорости в конце снижения самолета и перехода на горизонтальную или близкую к ней (параллельную или почти параллельную поверхности ВПП) траекторию – траекторию выравнивания. Для этого увеличивается угол атаки самолета – создается центростремительная сила (возрастает подъемная сила), что приводит к искривлению траектории полета. Перед началом или в процессе выравнивания уменьшается тяга силовой установки.

Строго говоря, траектория выравнивания представляет собой сложную кривую переменной кривизны. Однако в первом приближении для визуальных и автоматических посадок реальные траектории выравнивания можно аппроксимировать. В случае автоматической посадки гражданских самолетов можно считать траекторию выравнивания экспонентой.

В настоящее время для современных пассажирских самолетов часто применяется посадка с полным выравниванием без выдерживания или с небольшим участком выдерживания (рис. I-2) [3], являющаяся главной исследуемой схемой посадки в данной диссертационной работе при исследовании посадки самолета в ручном и автоматическом режиме управления.

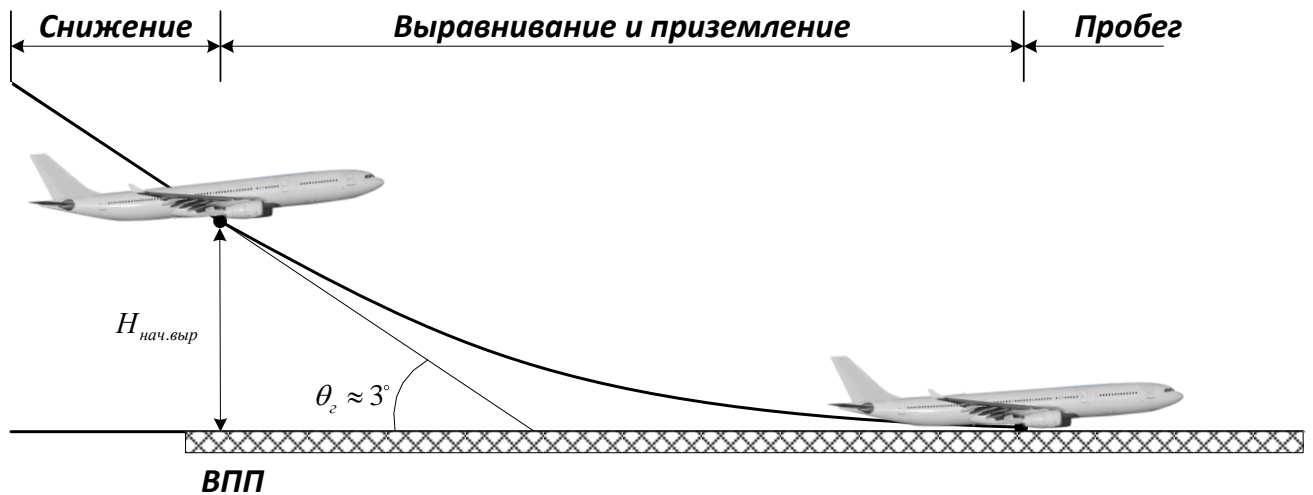


Рис. I-2. Схема собственно посадки пассажирского самолета с полным выравниванием

Для успешного выполнения этого маневра летчику необходим надежный визуальный контакт с ВПП, поскольку только в этом случае он имеет достаточный объем информации для правильного пилотирования самолета.

При посадке движение самолета может совершаться по жесткой пространственной траектории, называемой глиссадой, или по нежесткой траектории. В первом случае требуемая траектория движения (глиссада) задается с помощью размещенных на земле устройств, а отклонения центра масс самолета от глиссады измеряются бортовым приборам. Во втором случае информация о положении самолета по отношению к точке приземления получается с помощью бортовых приборов.

При работах по автоматизации посадки параллельно развивались две концепции:

- лётчик – активное звено АСП, он принимает решения и участвует в управлении;
- лётчик – пассивное звено, он только контролирует исправность система автоматического управления.

В САУ, разработанных с применением первого подхода, лётчик выполнял ряд функций по управлению самолётом, например парирование бокового сноса.

При втором подходе разрабатывались АСП, полностью автоматизирующие выполнение как отдельных этапов, так и всей посадки. Такая автоматическая система посадки реализована и в настоящее время практически на всех пассажирских самолетах. Последовательное применение этих концепций привело к разработке и внедрению АСП, соответствующих категории III Международной организации гражданской авиации, в которых за лётчиком остаётся право принятия решения об уходе на второй круг и переходе на ручное управление самолётом.

I.2. Существующие ММ поведения летчика-оператора при пилотировании самолета

Возможность использования автопилота на малых высотах и скоростях полета зависит от решения ряда проблем. Наиболее сложна из них проблема безопасности автоматического полета. Если в случае внезапного отказа автопилота безопасность полета не обеспечена, то такой автопилот использовать очевидно нельзя. Малая высота полета обуславливает более высокие требования к безопасности полета при заходе на посадку, чем в маршрутном полете.

Режим непосредственно посадки имеет достаточно высокую скоротечность и требует при ручном управлении от экипажа быстрой реакции на происходящие изменения.

При исследовании вопросов безопасности полета самолета при автоматическом и директорном его пилотировании наличие на борту самолета САУ ни в коей мере не исключает летчика из контура управления. Он постоянно осуществляет оперативное управление САУ и контроль за правильностью ее работы. Очень важен тот факт, что летчик при отказе САУ путем своевременного вмешательства в процесс управления может обеспечить безопасность полета.

Следовательно, при рассмотрении вопросов безопасности полета всегда имеем дело со сложной системой «самолет – САУ – летчик» [14-16], обобщенная структура которой приведена на рис. I-3.

При проектировании САУ возникает сложная задача учета «человеческого фактора» в замкнутой эргатической системе «самолет – САУ – летчик». Распространение машинных методов на процесс синтеза законов управления требует создания адекватной модели, формализующей поведение летчика-оператора в терминах теории автоматического управления. Основными требованиями к модели летчика является конструктивность, то есть возможность получения результатов на основе имеющихся средств и методов не в описательном виде, а в виде, пригодном для инженерных расчетов.

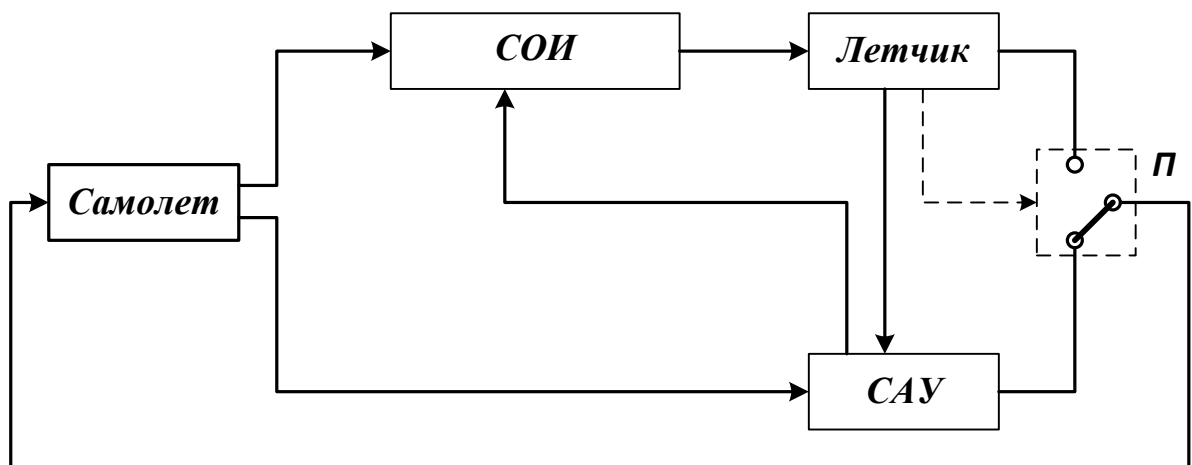


Рис. 1-3. Обобщенная структура системы «самолет – САУ – летчик»: П – переключатель с автоматического на ручной режим управления

Очевидно, что для успешного решения возникающих при этом проблем, прежде всего необходимы знания закономерностей поведения летчика. Их получение осуществляется в экспериментальных исследованиях, в которых выявляются закономерности, используемые затем при математическом моделировании системы «самолет – летчик» и прогнозировании ее качества.

Исследования показали, что летчику свойственна не только высокая способность к адаптации, но и зависимость характеристик от уровня тренированности, усталости и т.д. [17-29].

При управлении самолетом по заданной траектории летчик анализирует информацию о текущем (действительном) положении самолета, полученную от

ИВК, и соответствующим образом воздействует на органы управления, отклоняя управляющие поверхности.

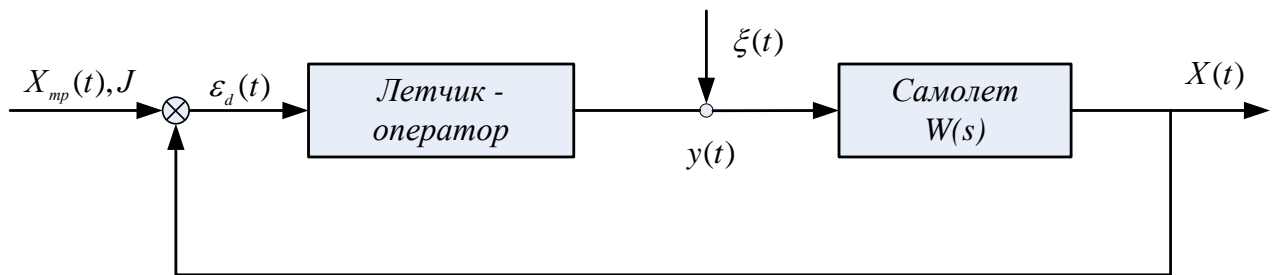


Рис. 1-4. Структура контура управления ЛА с летчиком-оператором

Индивидуальные особенности, свойственные каждому летчику, характеризующие его технику пилотирования, могут приводить к существенным различиям в поведении летчика, в оценке обстановки, принятии решения и т.д. Эти особенности объясняются различиями в степени натренированности, а также физическими и психологическими различиями людей, их характером, темпераментом, типом нервной системы и т.п.

Таким образом, при проектировании СУ крайне важен учет специфических особенностей летчика, как одной из главных составляющих эргатической системы «самолет – САУ – летчик». При создании адекватной математической модели летчика необходим комплексный подход, основанный на результатах летных испытаний, глубоком исследовании психофизиологических и профессиональных особенностей конкретного человека [30-63].

Характеристики действий летчика, выполняющего в системе «самолет – летчик» роль регулятора, а также методы учета выявленных закономерностей при проектировании ЛА изучались многими исследователями. Существует большое число работ в этой области, выполняемых как в России (ГОСНИИАС, ЦАГИ, МАИ, ЛИИ, НИИАО и ряд других организаций), так и в зарубежных научных центрах. В этих работах изложены методы экспериментальных исследований и математического моделирования системы, выявленные закономерности

поведения летчика, особенности процессов восприятия, формирования стратегии его поведения и обработки управляющих действий [14-16].

Известные в настоящее время математические модели человека-оператора отражают попытки включить в них следующие характеристики, присущие человеку [15]:

- чистое запаздывание ответной реакции на входное воздействие;
- фильтрация низких частот;
- зависимость действий оператора от решаемой задачи;
- зависимость характеристик оператора от времени;
- экстраполяция входных воздействий;
- дискретные проявления наряду с непрерывным восприятием и обработкой информации.

Вопрос выбора и обоснования использования той или иной модели управляющей деятельности летчика и математическая модель данной подсистемы оказывают самое непосредственное влияние на исследуемый процесс движения и на достоверность получаемых в результате моделирования данных.

I.2.1. Модель компенсационного слежения деятельности человека – оператора

Первая модель для квазистационарных процессов разработана в 1944 г. Тустиним [15]. В дальнейшем она была развита в работах Эскинда и других ученых. К настоящему времени накоплен большой материал о характеристиках человека-оператора, работающего в системе «человек – машина», частным случаем которой является система «летчик – самолет». На основе этих данных летчик-оператор в первом приближении может быть представлен в виде совокупность трех взаимосвязанных звеньев, отображающих воспринимающие органы (рецепторы), центральную нервную систему и двигательные органы (эффекторы) и цепи обратной связи (рис. I-5).

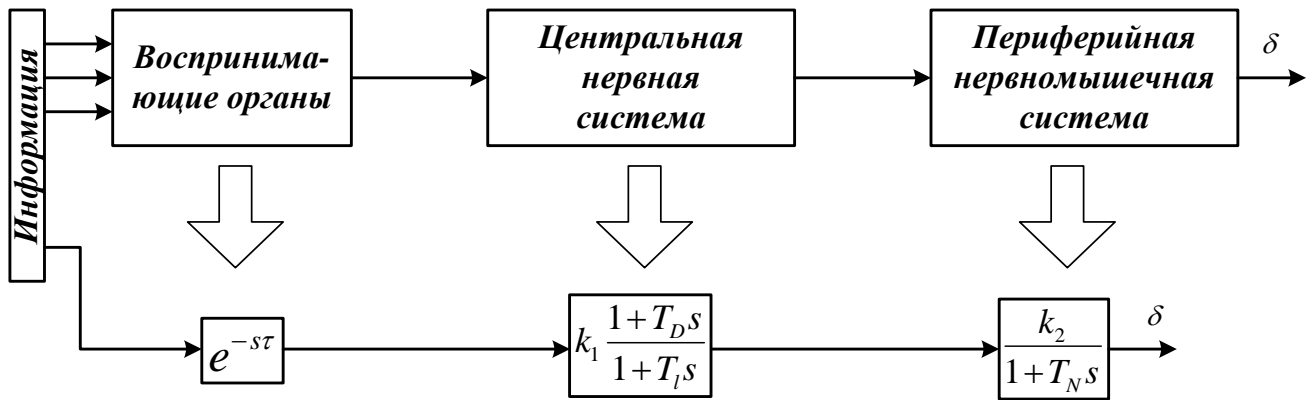


Рис. I-5. Скелетно-структурная схема основной модели летчика-оператора

Воспринимающими органами являются органы чувств оператора. С их помощью воспринимается и передается поступающая информация. В рассматриваемой задаче управления самолетом используется только зрение.

В результате экспериментальных исследований [14-91] выявлено, что приближенно структура передаточной функции летчика-оператора может быть представлена в виде:

$$W_{\lambda}(s) = k e^{-s\tau} \left(\frac{1}{1 + T_N s} \right) \left(\frac{1 + T_D s}{1 + T_I s} \right).$$

Структурная схема, соответствующая передаточной функции, может быть изображена в виде последовательного соединения трех звеньев (рис. I-5). Первое звено имеет передаточную функцию

$$W_1(s) = e^{-s\tau},$$

где τ – время запаздывания ответной реакции на воспринятый органами чувств сигнал.

Передаточная функция справедлива для случая, когда летчик в процессе управления наблюдает за показаниями только одного прибора, точнее – за отклонением одного параметра от его заданного значения.

Второе звено отражает адаптивные свойства летчика в зависимости от задачи и объекта управления, и передаточная функция которого имеет вид:

$$W_2(s) = k_1 \frac{1 + T_D s}{1 + T_I s}.$$

Известны качественные оценки направления в изменении T_D и T_I при обработке сигналов [15].

Нервно-мышечные процессы воздействия на органы управления отражаются динамикой третьего звена, представляющего собой комбинацию усилительного звена и апериодического

$$W_3(s) = \frac{k_2}{1 + T_N s}.$$

Постоянную времени T_N называют постоянной времени нервно-мышечной системы летчика. В вышесказанной зависимости $k = k_1 \cdot k_2$ – коэффициент усиления. T_N – по отношению к T_D и T_I является более стабильной характеристикой летчика.

Исследования Халле показали, что для частот входного сигнала 0.5 Гц и простых объектов управления до 95% выходного сигнала обусловлено данной линейной моделью, что и подтверждает ее приемлемость. Элкиндром на основе анализа линейной корреляции между компонентами входного и выходного сигналов определено, что до частот 0.75 Гц и при плоском спектре входной величины корреляция $\rho = 0.9$. Линейная корреляция уменьшается с резким спадом с увеличением частотного содержания входного сигнала при 1.6 Гц $\rho = 0.75$, а при 2.4 Гц – около 0.65. Недостаток данной модели состоит в том, что при сложном объекте управления большая часть выходного сигнала должна объясняться через остаточный выходной компонент $\zeta(t)$ [15]. Далее данная модель используется для решения задачи стабилизации движения по глассаде, определяются параметры T_D , T_I и τ [15], и используется для моделирования в более сложном модифицированном виде и для этапа выравнивания, где входной сигнал – высота.

1.2.2. Оптимальные модели поведения человека-оператора

Оптимальные модели поведения человека-оператора основаны на том, что человек при решении любой задачи пытается действовать наилучшим образом,

т.е. происходит выбор управляющего воздействия на основании минимизации некоторого качества, которым он руководствуется. Первые работы в этой области проведены Элкингом, Обермайером и Муклером. Однако лишь с применением методов пространства состояния эти модели достигли приемлемого уровня развития [15].

Модель Клеймена – Барона – Левинсона [51] представляет собой оптимальную линейную модель, которая основана на результатах теории Калмана.

В работе [92] развита более сложная нелинейная модель поведения человека-оператора как оптимального нелинейного регулятора. Структура и параметры модели найдены в указанной работе для режима выхода на глиссаду. Проведенный автором анализ экспериментальных данных позволил обосновать структуру и достоверность математических моделей разработанных автором. Модели были использованы при разработке комплекса цифрового бортового оборудования самолета Ил-86 и Ту-204 [92].

Нахождение вида функций, которые соответствовали бы критериям, используемым человеком, в предположении, что получаемые данные являются следствием оптимального поведения человека при управлении, представляет собой задачу, обратную задаче оптимального управления [15,92].

Учитывая особенности работы оператора, одна и та же модель не даст удовлетворительные результаты для различных задач, решаемых человеком-оператором. Речь идет о модели оператора при выполнении конкретной операции.

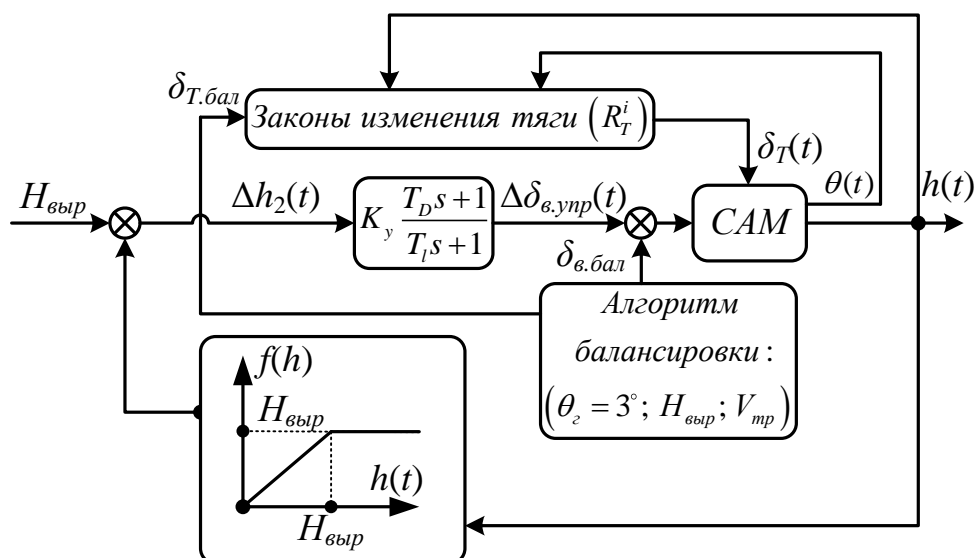
В данной работе рассмотрены алгоритмы построения модели управляющей деятельности летчика и программа их реализации для этапов выхода на глиссаду, движения по глиссаде и выравнивания самолета до касания ВПП.

Как выше отмечено, имеются три выраженных участка посадки самолета, и целесообразно описывать модель управляющей деятельности летчика тремя вариантами:

- Для участка энергичного разворота на глissаду, где объект (самолет) описывается нелинейным дифференциальным уравнением, модель летчика представляется нелинейным оптимальным регулятором, для нахождения параметров которого анализируются эксперименты по деятельности конкретного летчика при ручном наведении на глissаду;

- При движении самолета по глissаде, вследствие малого отклонения от глissады, модель динамики самолета может описываться и восприниматься летчиком как линейная и деятельность летчика может описываться (адекватно модели объекта), линейной моделью, а режим управления компенсационным слежением [14,15]. Параметры модели идентифицируют непрерывно в процессе полета и используются в том числе и при выравнивании;

- Этап выравнивания с точки зрения динамики летчика также можно описывать квазилинейной моделью [14,15] с адаптивно выбираемой высотой выравнивания ($H_{выр}$) и законам управления тягой двигателя (R_T^i) (подробнее см. в разд. IV.2 главы IV).



I.3. Техническая постановка задачи решаемой в диссертации

На основании анализа деятельности летчика по управлению самолетом в процессе посадки в ручном режиме разработать наиболее благоприятный (позволяющий совершать максимальные ошибки, учитывающий состояние летчика и его навыки ручного управления) для данного летчика вариант алгоритма ручного управления и параметры желаемой траектории ручной посадки и реализовать этот алгоритм и параметры желаемой для ручной посадки траектории при расчете оптимального управления в автоматическом режиме посадки, что позволит безболезненно при необходимости переходить на ручное управление в любой момент, т.е. реализовать антропоцентрический принцип.

I.4. Математическая постановка задачи

Для реализации поставленной технической задачи в данной работе решаются следующие задачи:

1. при заданных управлениях $u(t)$ и траекториях движения ЛА $x(t)$ для известного объекта: $\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t]$; $x(t_0) = x_0$ найти параметры \underline{K} критерия $J = \Phi[x(t_f), x_{жс}(t_f), \underline{K}] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), x_{жс}(t), u(t), t, \underline{K}] dt$, которым руководствуется оптимальный нелинейный регулятор, реализовавший данное управление и траектории;
2. проанализировать работоспособность алгоритма поиска критерия при наличии шумов измерения $x(t)$ до 5% от уровня $x(t)$, и влияние на поисковый алгоритм начального приближения вектора \underline{K}_0 , отклоняющего до 20% $K_{уст}$;
3. повысить устойчивость алгоритма оптимального управления градиентным методом за счет введения дополнительного цикла подбора весовых коэффициентов уточняющего управления при решении двухточечной граничной задачи;

4. реализовать решение задачи выбора оптимальной высоты выравнивания в виде поискового алгоритма на максимизацию допустимой относительной ошибки оценки высоты начала выравнивания по допустимому набору законов изменения тяги и линейному закону отклонения руля высоты после начала выравнивания;
5. реализовать все этапы поиска наиболее удобной для летчика траектории и ее реализацию в виде “желаемой” для автоматического оптимального регулирования посадки.

В соответствии с поставленными задачами в главе II изложены градиентный метод при решении задачи оптимального управления самолетом, разработка ММ комплексного моделирования движения самолета при посадке.

В главах III и IV изложены разработка алгоритмов построения ММ деятельности летчика для целей их использования в формировании желаемой траектории автоматической посадки на основе антропоцентрического принципа и реализации оптимального управления посадкой самолета с найденными критериями на основе антропоцентрического подхода.

ГЛАВА II – ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ И ОБЩИЙ АЛГОРИТМ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ПРИ ПОСАДКЕ

II.1. Существующие методы решения задач оптимального управления

В задачах оптимального управления решается задача определения управления, которое необходимо подать на вход объекта, чтобы он двигался наилучшим образом в течении интервала времени управления этим объектом, понятие «наилучшим образом» определяется проектировщиком в виде критерия оптимальности.

Критерий оптимальности далее рассматривается в форме критерия ошибки, измеряющего недостатки в работе объекта при подаче на него выбранной функции управления. С этой целью используется скалярная величина, полученная интегрированием по интервалу управления некоторой меры ошибки, которая сама является функцией переменных состояния и управления.

Уравнения состояний объекта и начальное состояние имеют вид

$$\dot{x} = f(x, u, t), x(t_0) = x_0$$

а критерий ошибки равен

$$J = \int_{t_0}^{t_f} L(x, u, t) dt,$$

где L обозначает принятую меру ошибки.

Поскольку в данной диссертации исследуемым объектом является пассажирский самолет, который описывается нелинейной системой дифференциальных уравнений, среди всех методов оптимизации наилучшим образом подходят необхо-условия Эйлера-Лагранжа [63-76].

В работе при решении двухточечной задачи итерацией функции управления применяется градиентный метод первого порядка [76].

II.2. Решение задачи оптимального управления самолетом

Критерий оптимального управления J можно представить состоящим из подынтегральной $L[x(t), x_{жс}(t), u(t), u_{жс}(t), t]$ и терминальной функций $\Phi[x(t_f), x_{жс}(t_f)]$:

$$J = \Phi[x(t_f), x_{жс}(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), x_{жс}(t), u(t), u_{жс}(t), t] dt,$$

при ограничениях: $\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t]$ – система уравнений движения ЛА; $x(t_0) = x_0$ – исходное состояние ЛА.

В критерий качества движения закладывается также требование приведения некоторых q -фазовых координат в конечный момент времени в строго заданную точку [76]:

$$\Psi[x(t_f)] = [x_1(t_f) - x_1^f; \dots; x_q(t_f) - x_q^f]^T = 0,$$

где x_1^f, \dots, x_q^f – заданы на правом конце процесса управления. Это наиболее влияющее условие на вид решения.

Вид подынтегральной функции $L[x(t), x_{жс}(t), u(t), u_{жс}(t), t]$ определяется предположениями проектировщика о качестве движения ЛА, накладываемыми на оптимизируемый процесс в целом, где $x_{жс.i}(t), u_{жс.i}(t)$ – желаемые значения траекторий движения и управляющих воздействий в данный момент времени t ; $x_i(t), u_i(t)$ – реальные значения траекторий движения и управляющих воздействий в данный момент времени t .

Вид терминальной функции $\Phi[x(t_f), x_{жс}(t_f)]$ определяется условиями, накладываемые на оптимизируемый процесс только в конечный момент времени. Это более “мягкое” условие чем предыдущее, где $x_{жс}(t_f)$ – желаемые значения траекторий движения и управляющих воздействий в конечный момент времени t_f ; $x(t_f)$ – реальные значения траекторий движения и управляющих воздействий конечный момент времени t_f .

II.2.1. Алгоритм решения задачи оптимального управления градиентным методом

Решение задачи методом Лагранжа приводит к двухточечной граничной задаче. При решении задачи оптимального управления записывают систему дифференциальных управлений относительно сопряженных переменных и функций влияния, которые используются для вычисления улучшающих управлений. Эти уравнения записываются в виде [76]:

$$\dot{p} = -\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^T p - \left(\frac{\partial L}{\partial x}\right)^T; p_i(t_f) = \begin{cases} v_i, & i = \overline{1, q}, \\ \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x_i}\right)_{t=t_f}, & i = \overline{q+1, n}; \end{cases}$$

$$\dot{R} = -\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^T R; R_{ij}(t_f) = \delta_{ij}; \delta_{ij} = \begin{cases} 0, & i \neq j \\ 1, & i = j \end{cases}$$

В алгоритме реализуются следующие шаги [62]:

Шаг (а). Задают начальные приближения для $u(t)$.

Шаг (б). Интегрируют уравнения объекта $\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t]$ в прямом времени от t_0 до t_f с начальным условием $x(t_0) = x_0$ при заданном управлении, заданном на предыдущем шаге (а). Запоминают $x(t)$, $u(t)$ и $\Psi[x(t_f)]$;

Шаг (в). Определяют n -мерный вектор $p(t)$ функций влияния и (nxq) -мерную матрицу $R(t)$ функций влияния путем интегрирования в обратном времени от t_f до t_0 уравнений для функций влияния. Для определения граничных условий используют значение $x(t_f)$, полученное на шаге (б).

Шаг (г). Одновременно с шагом (в) вычисляются следующие интегралы:

$$I_{\Psi\Psi} = \int_{t_0}^{t_f} R^T \frac{\partial f}{\partial u} W^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)^T R dt \quad (\text{матрица размерности } qxq);$$

$$I_{J\Psi} = I_{\Psi J}^T = \int_{t_0}^{t_f} \left(p^T \frac{\partial f}{\partial u} + \frac{\partial L}{\partial u} \right) W^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)^T R dt \quad (q\text{-мерный вектор-строка});$$

$$I_{JJ} = \int_{t_0}^{t_f} \left[p^T \frac{\partial f}{\partial u} + \frac{\partial L}{\partial u} \right] W^{-1} \left[\left(\frac{\partial f}{\partial u} \right)^T p + \left(\frac{\partial L}{\partial u} \right)^T \right] dt \text{ (скаляр);}$$

здесь W – $(m \times m)$ -мерная положительно определенная матрица.

Шаг (д). Выбирают значения $\delta\Psi$ так, чтобы следующее приближение было ближе к желаемому значению $\Psi[x(t_f)] = 0$. Здесь положено [76]:

$$\delta\Psi = -\varepsilon\Psi[x(t_f)], \quad 0 < \varepsilon \leq 1.$$

После этого определяют вектор v :

$$v = -(I_{\Psi\Psi})^{-1} (\delta\Psi + I_{\Psi J}).$$

Шаг (е). Шаги (б)–(д) повторяют, используя каждый раз улучшенное значение $u_{\text{нов}}(t)$:

$$u_{\text{нов}}(t) = u_{\text{стар}}(t) + \delta u(t),$$

где
$$\delta u(t) = -W^{-1}(t) \left(\frac{\partial L}{\partial u} + [p(t) + R(t)v]^T \frac{\partial f}{\partial u} \right)^T.$$

Вычисления заканчиваются, когда условия $\Psi[x(t_f)] = 0$ и $I_{JJ} - I_{J\Psi} I_{\Psi\Psi}^{-1} I_{\Psi J} = 0$ выполняются с желаемой степенью точности, либо по совершенно разрешенного числа итераций.

II.2.2. Численный алгоритм реализации градиентного метода решения задачи оптимального управления

Как написано в предыдущем разделе, в критерий качества движения закладывается и приведение некоторых q -фазовых координат в конечный момент времени в заданную точку. Уклонение фиксируемых в последний момент координат оценивается вектором $\Psi[x(t_f)]$ и его нормой $D = \|\Psi\|$.

Искомый m -мерный вектор управления $u(t)$ можно формально определить на основе классической поисковой процедуры методом вариации функции управления, где изменение последней рассчитывается градиентным методом [76]. Когда объект управления (в нашем случае пассажирский самолет) описывается многими параметрами состояния ($n=12$) и параметрами управления ($m=4$), то число исходов поисковых процедур становится труднообозримым, особенно с учетом того, что предложенные алгоритмы в [76] содержат числовые параметры ε и $W(t)$, величины которых для управления самолетом выбирать по предложенным в [76] оценкам оказалось не возможно, и потребовалось разработать дополнительные поисковые процедуры их подбора [77].

Вариация критерий качества в поисковой процедуре, выраженная через вектор сопряженных переменных $p(t)$ размерности n и матрицу чувствительности к выдерживанию фиксированных в момент t_f координат $R(t)$ (размерность $m \times m$), представима [76] – при выборе очередного приближения вектора управления $u(t)$ – в виде:

$$\delta I = -I_{JJ} + I_{J\Psi} + I_{J\Psi} I_{\Psi\Psi}^{-1} \delta\Psi + I_{J\Psi} I_{\Psi\Psi}^{-1} I_{\Psi J};$$

где

$$I_{JJ} = \int_{t_0}^{t_f} \left[p^T \frac{\partial f}{\partial u} + \frac{\partial L}{\partial u} \right] W^{-1} \left[\left(\frac{\partial f}{\partial u} \right)^T p + \left(\frac{\partial L}{\partial u} \right)^T \right] dt;$$

$$I_{\Psi\Psi} = \int_{t_0}^{t_f} R^T \frac{\partial f}{\partial u} W^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u} \right)^T R dt;$$

$$I_{J\Psi} = I_{\Psi J}^T = \int_{t_0}^{t_f} \left(p^T \frac{\partial f}{\partial u} + \frac{\partial L}{\partial u} \right) W^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u} \right)^T R dt;$$

а вектор уточняющего управления

$$u_{\text{нов}}(t) = u_{\text{стар}}(t) + \delta u(t) (*),$$

$$\text{где } \delta u(t) = -W^{-1}(t) \left(\frac{\partial L}{\partial u} + [p(t) + R(t)v]^T \frac{\partial f}{\partial u} \right)^T.$$

v – соответствующий множитель Лагранжа, $v = -(I_{\Psi\Psi})^{-1} (\delta\Psi + I_{\Psi J})$.

$$\delta\Psi = -\varepsilon\Psi \left[x(t_f) \right], 0 < \varepsilon \leq 1.$$

$$\delta\Psi \rightarrow 0; D = \|\delta\Psi\| \rightarrow 0; I_{JJ} - I_{J\Psi} I_{\Psi\Psi}^{-1} I_{\Psi J} \rightarrow 0$$

При приближении к экстремуму функционала J вариации стремятся к нулю, поскольку $\delta\Psi \rightarrow 0$ (в программе $D = \|\delta\Psi\|_{L2} \rightarrow 0$) и $I_{JJ} - I_{J\Psi} I_{\Psi\Psi}^{-1} I_{\Psi J} \rightarrow 0$ (в программе $SW \rightarrow 0$).

Последовательность реализации метода итерации функции управления очевидна [76,77], однако подбор весовой матрицы $W(t)$ – в программе трехмерная матрица $WRT[I,J,IT]$ – привел к большому фрагменту в основной подпрограмме CONTRLA (рис. II-1), и это при том, что удалось остаться в рамках диагонального вида матрицы WRT , т.е. $I=J$ а подбор стягивающего коэффициента ε обусловил большую часть подпрограмм DPA . Разработанная и показавшая высокую эффективности процедура подбора ε и $W(t)$ осуществляется для ε методом «золотого сечения» в подпрограмме DPA и модифицированным (по длине шага) методом линейного поиска для $W(t)$ в подпрограмме CONTRLA [15]. Число интервалов IK постоянства по времени IT элементов матрицы $WRT[I,J,IT]$ предложено последовательно удваивать в случае невозможности обеспечить сходимость поисковой процедуры подбора матрицы WRT с заданным числом интервалов.

В начале, это интервал один, т.е. для всех моментов времени IT элементы $(I,J=I)$ матрицы $WRT[I,J,IT]$ одинаковы. Подбор числовых значений элементов матрицы – цикл I, J – обеспечивает наилучшее уточнение управления на данном шаге. В случае невозможности улучшения критерия начинается увеличение числа интервалов постоянства элементов матрицы WRT по времени (цикл IK программы). После подбора удовлетворяющих элементов матрицы WRT ($D \leq DLT$) происходит выход из поискового фрагмента программы CONTRLA и осуществляется «нормальное» функционирование алгоритма по классической схеме уточнения управления [с найденной матрицей WRT до следующей, если такое случается (см. индекс $IND=2$ на рис. II-1)]. Выбор числа интервалов постоянства – это самый

внешний цикл во фрагменте подбора матрицы WRT и осуществляется вплоть до того, что во все моменты времени элементы (I,J) матрицы WRT разные.

Программа, реализующая процедуру поиска оптимального управления, содержит 3 основные подпрограммы (подпрограммы, осуществляющие моделирование, нахождение вектора состояния сопряженных переменных, критерии уклонения). Предложения по реализации можно найти, например, в работе [15]).

1. DLT – подпрограмма, вычисляющая улучшенное управление при фиксированных во внешней подпрограмме (DPA) коэффициенте стягивания ε и элементах матрицы WRT , определяемых в подпрограмме $CONTRLA$. Рассчитываются соответствующие составляющие критериальных функций D, JD , а также оценки их приближений к экстремуму функционала $RDJMX = \max(D, |SW|)$, что позволяет, в частности, в $CONTRLA$ оценить возможное завершение наиболее благополучного исхода поиска управления (если $RDJMX \leq EPS$, где EPS – заданная точность приближения к экстремуму). Оценивается и возможность неблагоприятного развития процедуры поиска. Если теоретические и фактические приращение функционала с данным уточнением управления расходятся более 15%, формируется индекс $IND=2$, используемый для контроля процесса поиска, и происходит выход в соответствующие фрагменты уточнения ε и матрицы WRT без изменения найденного на предыдущем шаге управления.

2. DPA – подпрограмма, которая, являясь внешней к DLT , осуществляет подбор ε при фиксированной величине $W(t)$ (т.е. WRT).

3. $CONTRLA$ – основная подпрограмма, она, собственно, и реализует поиск оптимального управления. В главной программе (функции $main$) входит лишь задание исходных данных, обращенных к $CONTRLA$ и печать результатов. В подпрограмме выражены основной цикл уточнения управления и служебный для подбора WRT . Служебный цикл обеспечивает допустимость действий основного, куда вычислительный процесс сваливается для уточнения WRT и откуда возвращается при найденной допустимом WRT .

Поиск прекращается либо при достижении точности $RDJMX \leq EPS$, либо по разрешенному числу поисковых шагов $LIMIT$. Предусмотрены и неблагоприятные возможности в процессе поиска управления, например оцениваются ситуации «невозможности управления», если необходимая при поиске матрица $I_{\Psi\Psi}$ не может быть обращена.

В данной диссертации ПО реализации вышесказанного численного алгоритма реализации градиентного метода решения задачи оптимального управления как прямой задачи при известном критерии оптимизации используется далее в решении обратной задачи идентификации параметров нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика по экспериментальным траекториям и задачи оптимального управления выходом на глиссаду снижения в главе III и задачи оптимального управления выравниванием самолета в главе IV.

Блок-схема подпрограммы CONTRLA реализации алгоритма нахождения оптимального управления при заданном критерии оптимизации приведена на следующем рис. II-1.

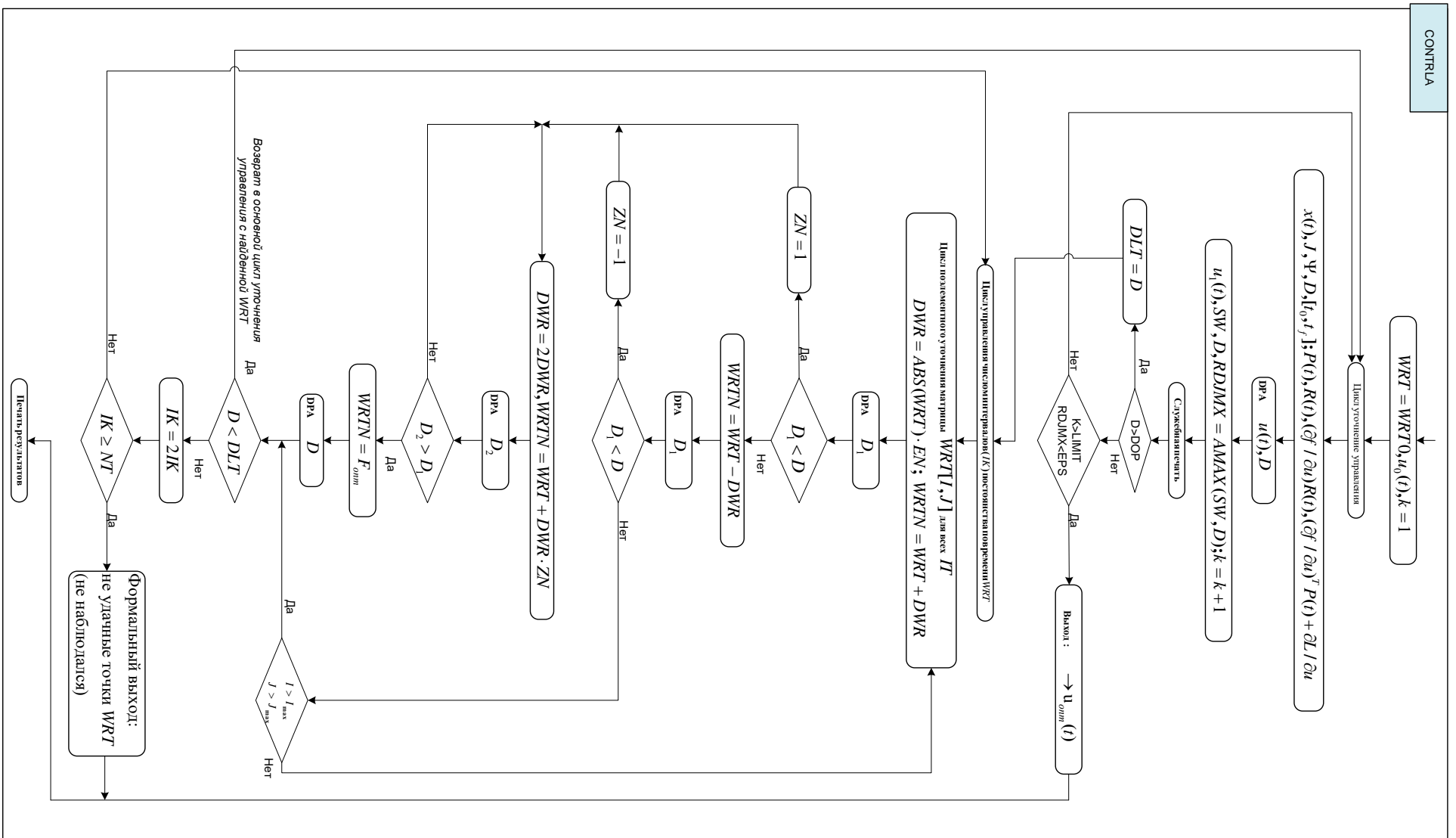


Рис. II-1. Схема подпрограмм оптимизации управления: объект $\dot{x} = f(x, u, t)$, критерий (Φ, L, Ψ) , исходная точка $x(t_0)$, параметры моделирования: интервал времени движения t_0, t_f , число точек NT , шаг интегрирования DT , параметры поиска: точность EPS , максимальное разрешаемое число шагов $LIMIT$, степень допуска (5%) DOP , мера малости

II.3. ММ и общий алгоритм комплексного моделирования движения пассажирского самолета при посадке

При моделировании пространственного движения в диссертационной работе самолет рассматривается как твердое тело (не учитываются упругие колебания корпуса).

II.3.1. Используемые системы координат

При рассмотрении процесса посадки удобно использовать системы координатных осей (посадочной), связанных с Землей (земная нормальная СК $OX_{n.g}Y_{n.g}Z_{n.g}$) (рис. II-2).

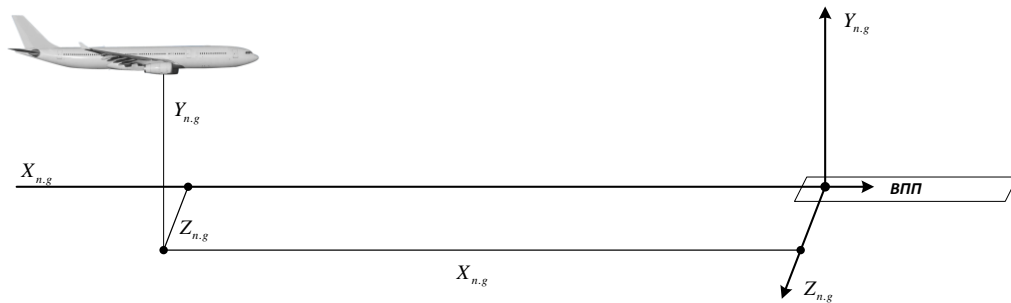


Рис. II-2. Земная нормальная система координат $OX_{n.g}Y_{n.g}Z_{n.g}$ и её ориентация относительно ВПП

Направления системы $OX_{n.g}Y_{n.g}Z_{n.g}$ выбраны таким, что основная плоскость $X_{n.g}OZ_{n.g}$ совпадает с горизонтальной плоскостью, а ось $OY_{n.g}$ направлена по геоцентрической вертикали вверх. Система координат – правая. Поскольку последний участок траектории захода на посадку в горизонтальной плоскости, как правило, совпадает с продолжением оси ВПП, часто оказывается удобным совмещать горизонтальную ось $OX_{n.g}$ с направлением оси ВПП.

За начало координат принята точка приземления самолета, то по оси $OX_{n.g}$ определяется расстояние самолета до этой точки вдоль заданной траектории, а

по оси $OZ_{n.g}$ – линейное боковое отклонение от нее. Линейная координата $Y_{n.g}$ характеризует высоту полета относительно точки касания ВПП.

Рассматривая самолет как твердое тело, для моделирования пространственного движения самолета в атмосфере и определения его угловых положений в земной СК использованы СК [78-88,141]:

1. Нормальная система координат $OX_gY_gZ_g$: Начало отсчета O находится в центре масс самолета. Вертикальная ось OY_g направлена по продолжению радиуса-вектора, соединяющего центр Земли с центром масс самолета. Основная плоскость X_gOZ_g совпадает с местной горизонтальной плоскостью, то есть плоскостью, проходящей через центр масс самолета и перпендикулярной OY_g . Точка пересечения сказанного радиуса-вектора с поверхностью Земли определяет географические координаты самолета λ и φ и, следовательно, местные параллель и меридиан. Ось OX_g направлена с запада на восток, параллельно касательной к географической параллели, ось OZ_g расположена параллельно касательной к меридиану в направлении с севера на юг.

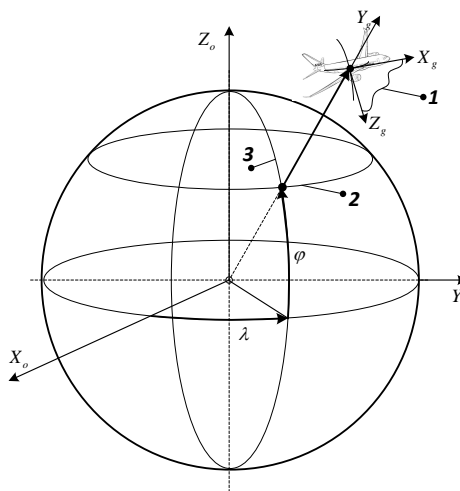


Рис. II-3. Нормальная СК $OX_gY_gZ_g$ и её ориентация относительно земли: 1 – местная горизонтальная плоскость, проходящая через центр масс самолета; 2 – линия широты; 3 – линия долготы (меридиана)

2. Связанная СК $OX_1Y_1Z_1$: Начало отсчета O находится в центре масс самолета. Основная плоскость X_1OY_1 является плоскостью симметрии самолета; оси OX_1 и OY_1 продольная и нормальная оси самолета, направлены вдоль его главных осей инерции, которые мало отличаются от геометрических осей. Поэтому ось OX_1 направлена вперед по продольной оси фюзеляжа самолета, ось OY_1 – перпендикулярна к оси OX_1 в сторону верхней части самолета, а OZ_1 – поперечную ось по перпендикуляру к плоскости симметрии в сторону правого крыла.

Положение связанная СК относительно нормальной определяется тремя Эйлеровыми углами: тангажа ϑ , рыскания ψ , и крена γ .

Правило отсчета знаков углов ϑ , ψ , и γ показано на рис. II-4. Связанная СК используется при анализе углового движения самолета.

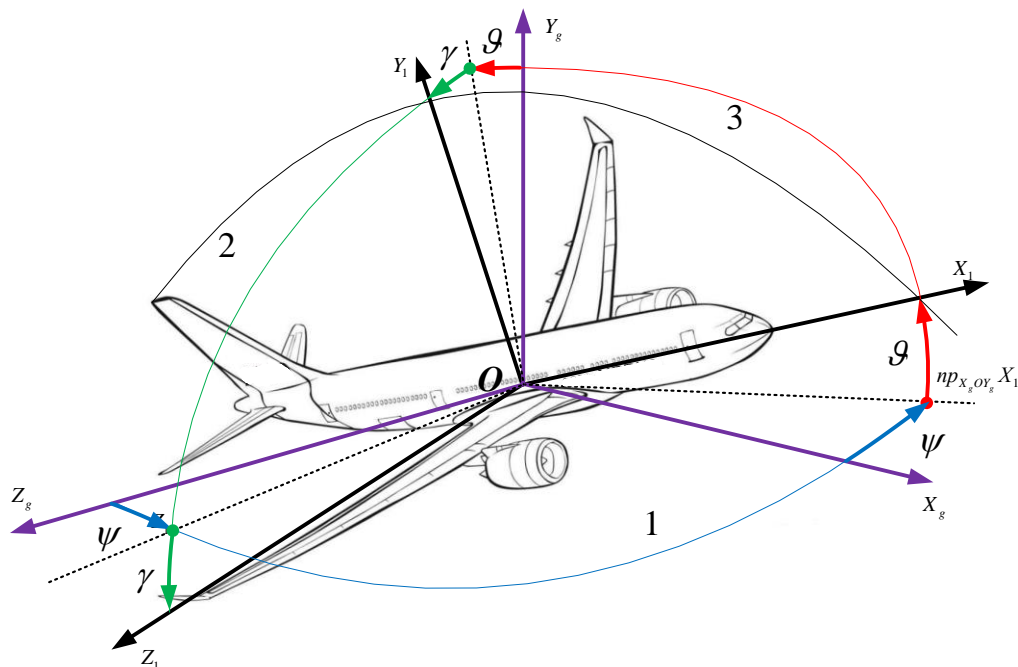


Рис. II-4. Связанная СК $OX_1Y_1Z_1$ и её ориентация относительно нормальной системы $OX_gY_gZ_g$: 1 – местная горизонтальная плоскость; 2 – плоскость симметрии самолета; 3 – вертикальная плоскость, содержащая ось OX_1

3. Скоростная (аэродинамическая) СК $OX_a Y_a Z_a$ ($OX_c Y_c Z_c$): Начало отсчета O находится в центре масс самолета. Ось OX_a (скоростная) направлена вперед вдоль воздушной скорости самолета V , OY_a (ось подъемной силы) помещается в плоскости симметрии самолета по нормали к OX_a , OZ_a – боковая ось, образует правую систему. Относительное положение скоростной и связанной систем осей задается углами α и β .

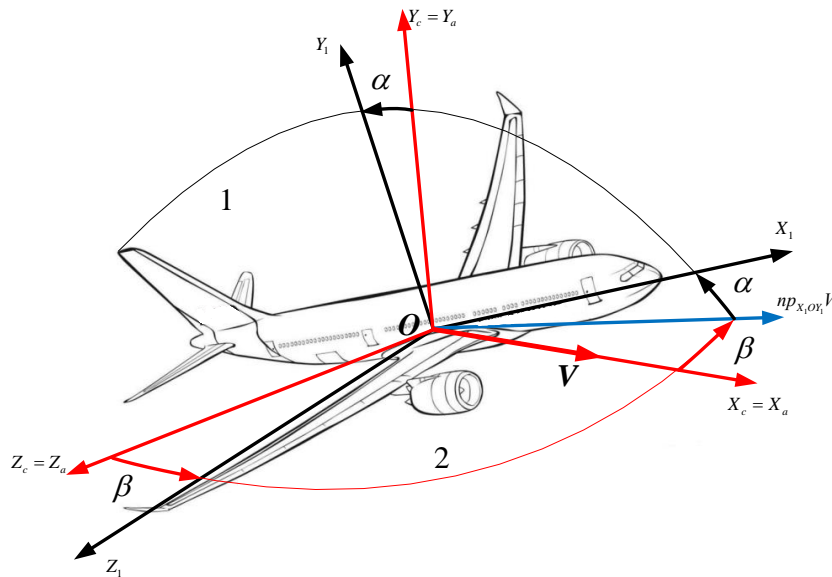


Рис. II-5. Скоростная СК $OX_a Y_a Z_a$ и её ориентация относительно связанной системы $OX_1 Y_1 Z_1$: 1 – плоскость симметрии самолета; 2 – плоскость, нормальная к плоскости симметрии самолета и содержащая V

По отношению к Земле скоростная система осей повернута на ϑ_a , ψ_a и γ_a – скоростные углы тангажа, рыскания и крена, введенные, по аналогии с Эйлеровыми ϑ , ψ , и γ для связанной системы (рис. II-5). Так как оси $OX_1 Y_1 Z_1$ и $OX_a Y_a Z_a$ не совпадают, то и углы ϑ_a , ψ_a и γ_a не равны ϑ , ψ , и γ .

4. Полусвязанная (экспериментальная) СК $OX_s Y_s Z_s$ – вспомогательная система СК. Начало отсчета O находится в центре масс самолета. Ось OX_s направлена по направлению продольной оси OX_1 самолета и повернута относительно нее на угол атаки α . Ось OY_s направлена по направлению оси руля

направления и повернута относительно оси OY_1 связанной СК на угол атаки α .
Ось OZ_s совпадает с осью OZ_1 (рис. II-6).

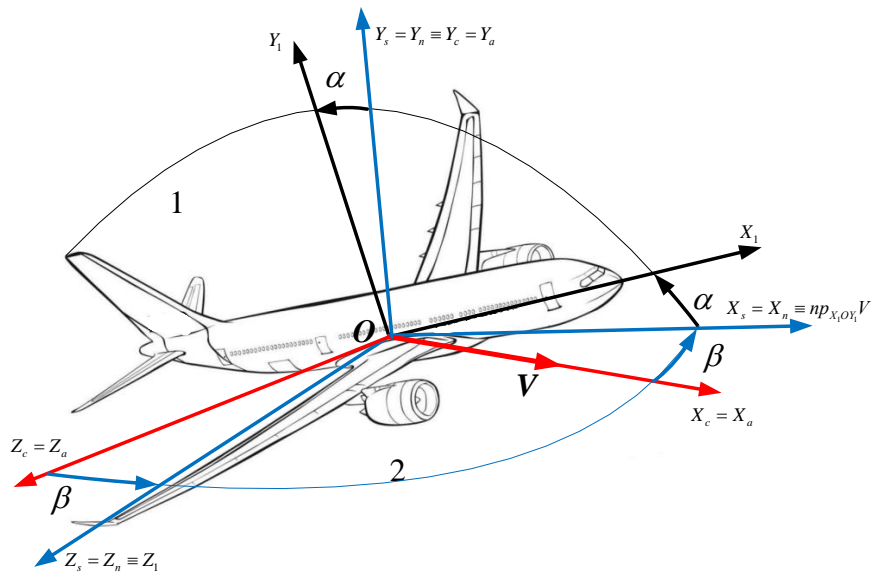


Рис. II-6. Полузвязанная (экспериментальная) СК $OX_sY_sZ_s$ и её ориентация относительно связанной системы $OX_1Y_1Z_1$ и скоростной системы $OX_aY_aZ_a$: 1 – плоскость симметрии самолета; 2 – плоскость, нормальная к плоскости симметрии самолета и содержащая V

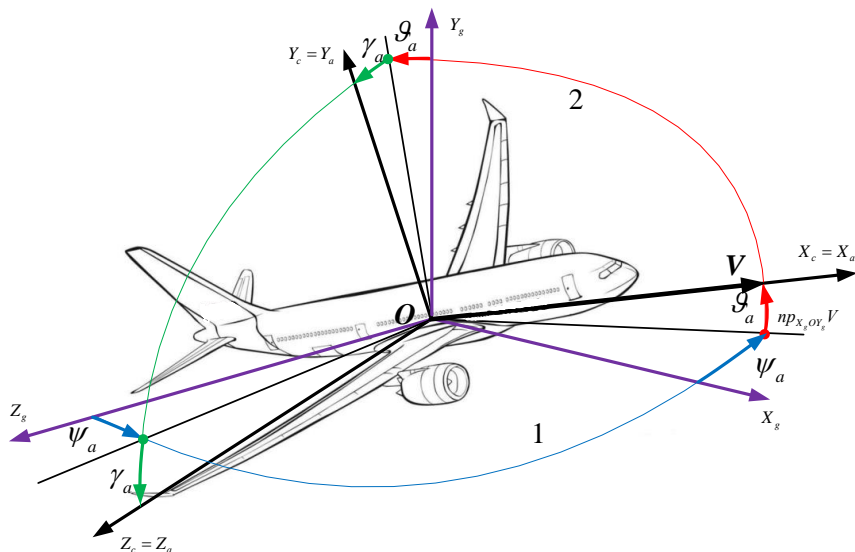


Рис. II-7. Взаимная ориентация скоростной $OX_aY_aZ_a$ и нормальной $OX_gY_gZ_g$ систем: 1 – местная горизонтальная; 2 – вертикальная плоскость, содержащая V

II.3.2. Система уравнений движения самолета

При исследовании движения в различных режимах полета ЛА рассматривается как твердое тело, симметричное относительно основной плоскости связанной СК (вертикальной плоскости), на которое действуют аэродинамические силы и сила тяги, вектор которой находится в плоскости симметрии ЛА и проходит через центр масс ЛА. Уравнения движения в векторной форме имеют вид [15, 78-88]:

$$m \left[\left(\frac{dV}{dt} \right)_{\Omega=0} + \Omega \times V \right] = \sum F, \quad (\text{II.3.2-1})$$

$$\left(\frac{dB}{dt} \right)_{\Omega=0} + \Omega \times B = \sum M,$$

где F – вектор сил, действующих на ЛА; M – вектор моментов, действующих на ЛА; B – вектор количества движения; V – вектор линейной скорости; Ω – вектор угловых скоростей; m – масса ЛА, которая является переменной за счет расхода топлива, в процесс полета.

Для моделирования движения самолета указанные векторы раскладываются на проекции по осям соответствующей СК (скоростной, связанной, экспериментальной и земной).

Для формирования системы уравнений (II.3.2-1) в форме Коши, описывающей *пространственное движение* самолета используют уравнения динамики и кинематики движения центра масс самолета и уравнения динамики и кинематики движения самолета относительно центра масс.

Уравнения движения центра масс самолета в проекциях на оси скоростной СК имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= F_{x_c} / m, \\ \dot{\theta}_c &= F_{y_c} / (mV), \\ \dot{\psi}_c &= -F_{z_c} / (mV),\end{aligned}\tag{II.3.2-2}$$

где $F_{x_c}, F_{y_c}, F_{z_c}$ – проекции результирующего вектора внешних сил (аэродинамической силы M , силы тяжести G) и тяги двигателей P на оси скоростной СК; θ_c – скоростной угол наклона траектории; ψ_c – скоростной угол пути; V – скорость самолета.

Кинематические уравнения движения центра масс ЛА в проекциях на оси земной СК могут быть записаны в виде:

$$\begin{aligned}\dot{X}_g &= V \cos \psi_c \cos \vartheta_c, \\ \dot{Y}_g &= V \sin \vartheta_c, \\ \dot{Z}_g &= -V \sin \psi_c \cos \vartheta_c;\end{aligned}\tag{II.3.2-3}$$

где ψ_c – скоростной угол рыскания; ϑ_c – скоростной угол тангажа; X_g, Y_g, Z_g – координаты самолета в земной СК.

Динамические уравнения движения самолета относительно центра масс записываются в форме:

$$\begin{aligned}I_{xx} \dot{\omega}_{x1} - I_{xy} (\dot{\omega}_{y1} - \omega_{x1} \omega_{z1}) + (I_{zz} - I_{yy}) \omega_{z1} \omega_{y1} &= M_{x1} + M_{Tx1}, \\ I_{yy} \dot{\omega}_{y1} - I_{xy} (\dot{\omega}_{x1} + \omega_{y1} \omega_{z1}) + (I_{xx} - I_{zz}) \omega_{x1} \omega_{z1} &= M_{y1} + M_{Ty1}, \\ I_{zz} \dot{\omega}_{z1} + (I_{yy} - I_{xx}) \omega_{y1} \omega_{x1} - I_{xy} (\omega_{x1}^2 - \omega_{y1}^2) &= M_{z1} + M_{Tz1};\end{aligned}\tag{II.3.2-4}$$

где:

I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} – осевые моменты инерции самолета, заданные выше при описании параметров самолета;

I_{xy} – центробежный момент инерции самолета, заданный при описании параметров самолета;

$M_{x_1}, M_{y_1}, M_{z_1}$ – проекции результирующего момента аэродинамических сил M на оси связанной СК;

$M_{T_{x_1}}, M_{T_{y_1}}, M_{T_{z_1}}$ – проекции момента дебаланса тяги двигателей M_T на оси связанной СК;

$\omega_{x_1}, \omega_{y_1}, \omega_{z_1}$ – проекции вектора угловой скорости на оси связанной СК.

Для записи системы (II.3.2-4) в форме Коши необходимо из нее выделить производные проекций угловых скоростей:

$$XXX = (I_{yy} - I_{zz})\omega_{z_1}\omega_{y_1} - I_{xy}\omega_{x_1}\omega_{z_1} + M_{x_1} + M_{T_{x_1}},$$

$$ZZZ = (I_{zz} - I_{xx})\omega_{x_1}\omega_{z_1} + I_{xy}\omega_{y_1}\omega_{z_1} + M_{y_1} + M_{T_{y_1}},$$

$$DDD = I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2,$$

$$\dot{\omega}_{x_1} = (I_{yy}XXX + I_{xy}ZZZ) / DDD,$$

$$\dot{\omega}_{y_1} = (I_{xx}ZZZ + I_{xy}XXX) / DDD, \quad (\text{II.3.2-5})$$

$$\dot{\omega}_{z_1} = \left((I_{xx} - I_{yy})\omega_{y_1}\omega_{x_1} + I_{xy}(\omega_{x_1}^2 - \omega_{y_1}^2) + M_{z_1} + M_{T_{z_1}} \right) / I_{zz},$$

Кинематические уравнения движения самолета относительно центра масс имеют вид:

$$\dot{\psi} = \frac{1}{\cos \mathcal{G}} (\omega_{y_1} \cos \gamma - \omega_{z_1} \sin \gamma),$$

$$\dot{\mathcal{G}} = (\omega_{y_1} \sin \gamma + \omega_{z_1} \cos \gamma), \quad (\text{II.3.2-6})$$

$$\dot{\gamma} = \omega_{x_1} - \text{tg} \mathcal{G} (\omega_{y_1} \cos \gamma + \omega_{z_1} \sin \gamma) = \omega_{x_1} - \dot{\psi} \sin \mathcal{G},$$

где ψ – угол курса; \mathcal{G} – угол тангажа; γ – угол крена.

Тяга двигателя: тяга P представляет собой главный вектор системы сил, действующих на летательный аппарат со стороны двигателя в результате его функционирования. Угол между продольной осью Ox_1 связанной СК и вектором

тяги \vec{P} обозначим через φ_p (рис. II-8). Составляющие тяги по осям связанной СК имеют вид

$$P_x = P \cos \varphi_p;$$

$$P_y = P \sin \varphi_p.$$

Часто вектор тяги не проходит через центр масс и имеется так называемый радиус тяги r_p и как следствие появляется дополнительный момент $M_{Tz_1} = P \cdot r_p$, который алгебраически складывается с моментом M_{za} .

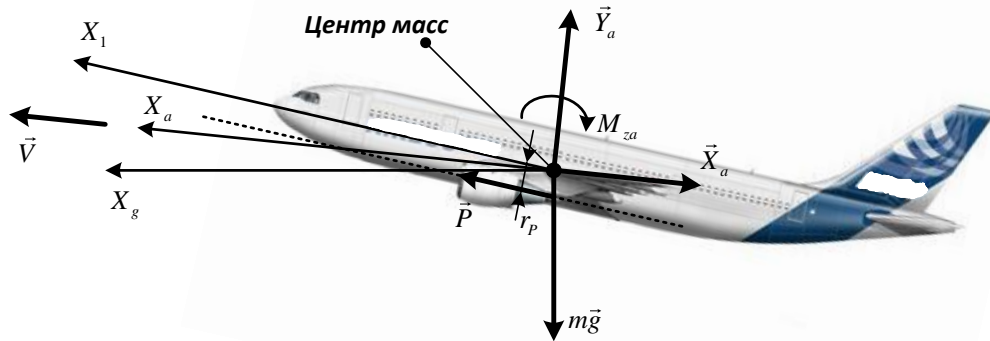


Рис. II-8. Силовая установка и ее ориентация относительно центра масс самолета

Изменение массы самолета происходит по следующему закону:

$$\dot{m} = -q_T \quad (\text{II.3.2-7})$$

где q_T – расход топлива, и $\dot{q}_T = q_T(\delta_{PUD}^{3AD}, V, h)$.

На основании материалов работ [15,79,83] по аэродинамике самолетов различного назначения примем следующую формулу представления коэффициентов аэродинамических сил и моментов в функции параметров движения и углов отклонения органов управления:

$$\begin{aligned}
C_{y\Pi} &= C_{y0} + C_y^\alpha \alpha + C_y^{\delta_6} \delta_6 + C_y^\varphi \varphi; \\
C_{x\Pi} &= C_{x0} + AC_{y\Pi} + BC_y^2 + C_x^{\delta_6} \delta_6 + C_x^\varphi \varphi; \\
C_{z\Pi} &= C_z^\beta \beta + C_z^{\delta_n} \delta_n; \\
m_{x\Pi} &= m_x^{\delta_6} \delta_6 + m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_n} \delta_n + m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{1}{2V_B} \omega_{x\Pi} + m_x^{\bar{\omega}_y} \frac{1}{2V_B} \omega_{y\Pi}; \\
m_{y\Pi} &= m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_n} \delta_n + \left(m_y^{\bar{\omega}_x} \omega_{x\Pi} + m_y^{\bar{\omega}_y} \omega_{y\Pi} + m_y^{\bar{\beta}} \bar{\beta} \right) \frac{1}{2V_B}; \\
m_{z\Pi} &= m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_6} \delta_6 + m_z^\varphi \varphi + \left(m_z^{\bar{\omega}_z} \omega_{z\Pi} + m_z^{\bar{\alpha}} \bar{\alpha} \right) \frac{b}{V_B} + C_{y\Pi} (\bar{x}_T - 25) 0,01,
\end{aligned}$$

где $\alpha, \alpha_{кр}$ – соответственно углы атаки и установки крыл и связаны между собой отношением $\alpha = \alpha_\phi + \alpha_{кр}$ [15].

Аэродинамические силы и моменты задаются в экспериментальной СК:

$$\begin{aligned}
X_\Pi &= C_{x\Pi} qS, \quad Y_\Pi = C_{y\Pi} qS, \quad Z_\Pi = C_{z\Pi} qS, \\
M_{x\Pi} &= m_{x\Pi} qSl, \quad M_{y\Pi} = m_{y\Pi} qSl, \quad M_{z\Pi} = m_{z\Pi} qSb_a;
\end{aligned}$$

где:

$C_{x\Pi}, C_{y\Pi}, C_{z\Pi}$ – коэффициенты аэродинамических сил в экспериментальной СК;

$m_{x\Pi}, m_{y\Pi}, m_{z\Pi}$ – коэффициенты аэродинамических моментов в экспериментальной СК;

q – скоростной напор, $q = \rho V_w^2 / 2$, ρ – плотность воздуха; V_w – воздушная скорость; S – площадь крыла самолета; l – размах крыла самолета; b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла самолета;

X_Π, Y_Π, Z_Π – проекции аэродинамической силы на оси экспериментальной СК;

$M_{x_{II}}, M_{y_{II}}, M_{z_{II}}$ – проекции аэродинамического момента на оси экспериментальной СК.

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов зависят от многих параметров и определяются довольно громоздкими формулами. Числовые значения аэродинамических и массоинерционных характеристик самолета, используемого как объекта моделирования в данной работе, подробнее даются в табл. II-3 следующего раздела II.4.

Величина ρ представляет собой плотность воздуха на заданной высоте и определяется выражением

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{288.16 - 0.0066h}{288.16} \right)^{4.255} = \rho_0 (1 - 2.29 \cdot 10^{-5} h)^{4.255}$$

где h – высота полета; ρ_0 – плотность воздуха у поверхности Земли.

II.3.3. Влияние близости поверхности земли – экранный эффект

При исследовании динамики самолета на заключительном участке траектории посадки необходимо рассмотреть ряд специфических возмущающих факторов, характерных для приземных слоев атмосферы.

Во время снижения до высоты меньше двух размахов крыла картина аэродинамического обтекания самолета нарушается из-за влияния земной поверхности (поверхность ВПП). Это явление имеет нестабильный характер и весьма сильно зависит от состояния атмосферы, температуры воздуха, поверхности земли и является одним из основных факторов, затрудняющих получение стабильных результатов системы автоматического приземления.

Экранный эффект земли учитывается в приращениях аэродинамических коэффициентов $\Delta C_x(h)$, $\Delta C_y(h)$, $\Delta m_z(h)$, являющихся функциями текущей высоты полета над поверхностью h , так как аэродинамическое обтекание

самолета искажается тем сильнее, чем он ближе приближается к поверхности земли. Особенностью влияния экранного эффекта земной поверхности на самолет является весьма значительный момент на пикирование, препятствующий выравниванию самолета.

Экранный эффект приводит к изменению коэффициента подъемной силы C_y и коэффициента силы лобового сопротивления C_x . Когда самолет пробегает по ВПП, положение его крыльев остается постоянным, поэтому изменение вышеуказанных коэффициентов в первом приближении оказывается также примерно постоянным [89-91]:

$$\Delta C_x = 20\% C_x;$$

$$\Delta C_y = 20\% C_y.$$

А на воздушном участке до касания ВПП положение крыльев самолета относительно земли изменяется, экранный эффект увеличивается и начинается на высоте двух размахов крыла. Изменение коэффициентов C_x и C_y при этом можно аппроксимировать линейной функцией от высоты:

$$\Delta C_x = \frac{2L-h}{2L} \cdot \Delta C_{x0};$$

$$\Delta C_y = \frac{2L-h}{2L} \cdot \Delta C_{y0},$$

где $\Delta C_{x0}, \Delta C_{y0}$ – изменения коэффициентов C_x и C_y при касании ВПП; L – размах крыла самолета; h – высота полета.

Основываясь на вышеизложенном, полная ММ комплексного моделирования движения самолета в атмосфере может быть представлена в виде блок-схемы (рис. II-9), все обозначения в которой перечислены в табл. II-1.

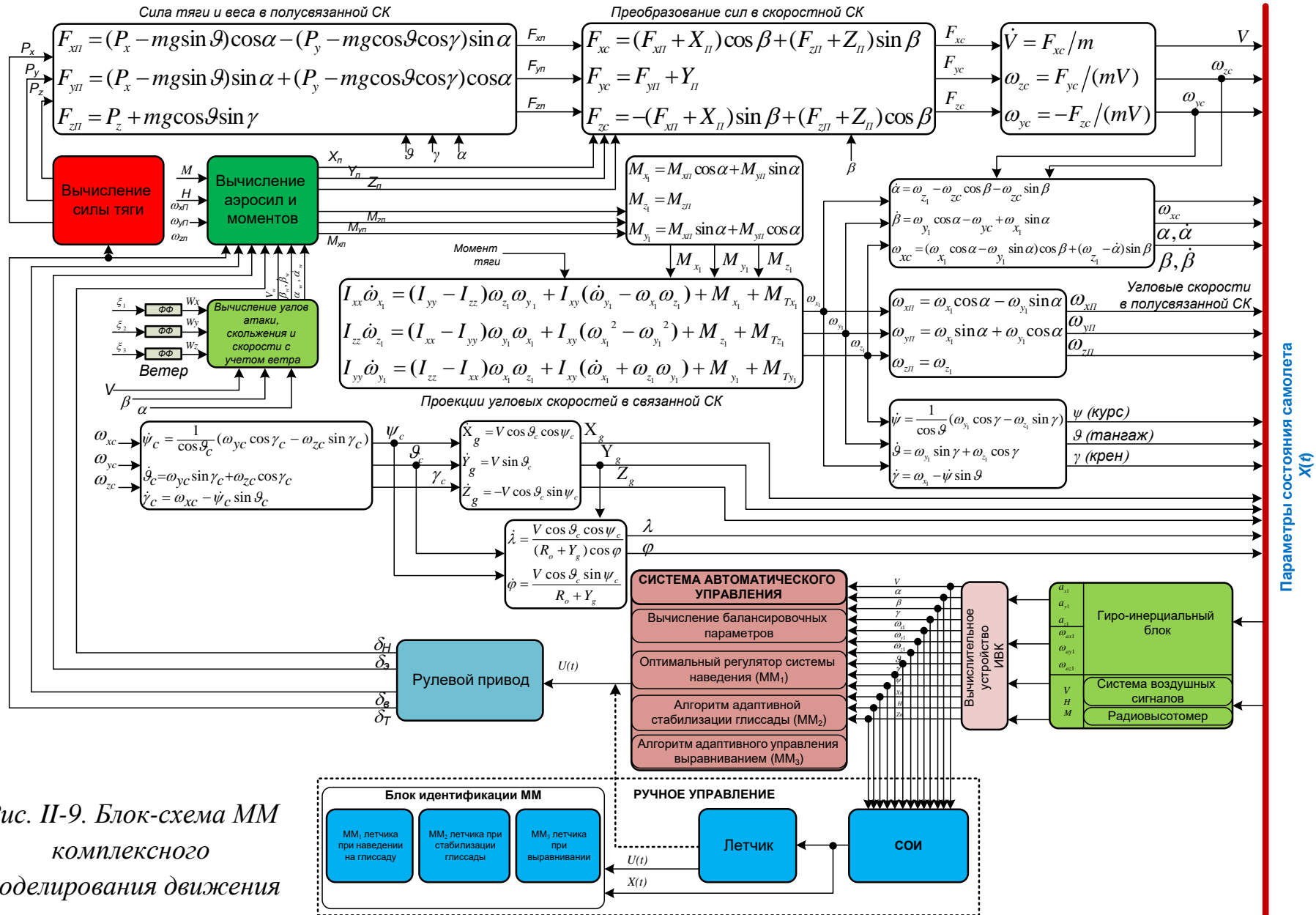


Рис. II-9. Блок-схема ММ комплексного моделирования движения

Табл. II-1. Список обозначений, используемых в ММ движения самолета

<i>Обозначение</i>	<i>Описание</i>
P_x, P_y, P_z	<i>Проекции вектора тяги в связанной СК</i>
$F_{x\Pi}, F_{y\Pi}, F_{z\Pi}$	<i>Проекции вектора суммирующей силы (сила тяги и вес самолета) в полусвязанной СК</i>
F_{xc}, F_{yc}, F_{zc}	<i>Проекции вектора результирующей силы в скоростной СК</i>
$X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$	<i>Аэродинамические силы в полусвязанной СК</i>
$M_{x\Pi}, M_{y\Pi}, M_{z\Pi}$	<i>Аэродинамические моменты в полусвязанной СК</i>
M_{x1}, M_{y1}, M_{z1}	<i>Проекции аэродинамических моментов в связанной СК</i>
$M_{Tz1}, M_{Ty1}, M_{Tx1}$	<i>Проекции момента силы тяги в связанной СК</i>
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}$	<i>Моменты инерции самолета</i>
m	<i>Масса самолета</i>
X_n, Y_n, Z_n	<i>Координаты самолета в навигационной СК</i>
H, h	<i>Высота самолета относительно Земли</i>
$\dot{X}_n, \dot{Y}_n, \dot{Z}_n$	<i>Составляющие вектора скорости самолета в навигационной СК</i>
V, V_w	<i>Скорость самолета и скорость ветра</i>
$\omega_{x\Pi}, \omega_{y\Pi}, \omega_{z\Pi}$	<i>Угловые скорости самолета в полусвязанной СК</i>
$\omega_{xc}, \omega_{yc}, \omega_{zc}$	<i>Угловые скорости самолета в скоростной СК</i>
$\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$	<i>Угловые скорости самолета в связанной СК</i>
ϑ, γ, ψ	<i>Углы Эйлера (тангажа, крена и курса)</i>
$\vartheta_c, \gamma_c, \psi_c$	<i>Углы Эйлера в скоростной СК</i>
$\dot{\vartheta}, \dot{\gamma}, \dot{\psi}$	<i>Производные параметров ϑ, γ, ψ</i>
$\dot{\vartheta}_c, \dot{\gamma}_c, \dot{\psi}_c$	<i>Производные параметров $\vartheta_c, \gamma_c, \psi_c$</i>
$\delta\dot{\vartheta}, \delta\dot{\gamma}, \delta\dot{\psi}$	<i>Приращения углов Эйлера за счет вращения Земли</i>
λ, φ	<i>Широта и долгота самолета</i>
$\dot{\lambda}, \dot{\varphi}$	<i>Производные параметров λ, φ</i>
$\alpha, \alpha_w, \beta, \beta_w$	<i>Угол атаки, угол скольжения в скоростной и ветровой СК</i>
$\dot{\alpha}, \dot{\alpha}_w, \dot{\beta}, \dot{\beta}_w$	<i>Производные параметров $\alpha, \alpha_w, \beta, \beta_w$</i>
M	<i>Число Маха</i>
$\delta_T, \delta_B, \delta_{\Delta}, \delta_H$	<i>Отклонения сектора газа, руля высоты, элерона и руля направления</i>
ξ_1, ξ_2, ξ_3	<i>Генерированные случайные числа используемые для моделирования ветра</i>
W_x, W_y, W_z	<i>Составляющие вектора скорости ветра</i>

II.4. Объект управления

Управляемым объектом в данной диссертационной работе является пассажирский самолет. Он имеет следующие параметры, представленные в табл. II-2. Все значения аэродинамических коэффициентов соответствуют посадочной конфигурации при посадке самолета:

Табл. II-2. Параметры самолета

<i>Обозначение</i>	<i>Значение</i>	<i>Содержание</i>
m	$1.700E05$	<i>Масса ЛА</i>
φ_P	$5.000E00$	<i>Угол между вектором тяги и продольной осью ЛА</i>
I_{xx}	$8.400E06$	<i>Моменты инерции ЛА</i>
I_{yy}	$3.000E07$	
I_{zz}	$2.300E07$	
I_{xy}	$-.700E06$	
C_{y0}	$.000E00$	<i>Параметры коэффициента подъемной силы</i>
C_y^α	$.093E00$	
C_y^δ	$.006E00$	
C_y^φ	$.145E-01$	<i>Производная по углу установки стабилизатора</i>
C_{x0}	$.586E-01$	<i>Коэффициенты поляры ЛА</i>
A	$-.518E-01$	
B	$.876E-01$	
C_x^δ	$-1.920E-04$	<i>Параметры коэффициента лобового сопротивления ЛА</i>
$C_x^{\alpha\delta}$	$8.110E-05$	
$C_x^{\alpha\delta}$	$.000E00$	
C_x^φ	$-2.330E-03$	
$C_x^{\alpha\varphi}$	$5.020E-04$	
$C_x^{\alpha\varphi}$	$-1.340E-05$	

m_{z0}	.515E-01	<i>Параметры коэффициента аэродинамического момента</i>
m_z^α	-3.215E-02	
m_z^α	5.300E-04	
m_z^δ	-.185E-01	
m_z^φ	-.465E-01	
$m_z^{\bar{\omega}}$	-1.290E01	
$m_z^{\dot{\alpha}}$	-5.000E00	
C_z^β	-.152E-01	<i>Параметры коэффициента боковой силы</i>
C_z^δ	-.344E-02	
m_x^δ	-.064E-02	<i>Параметры коэффициента боковой силы</i>
$m_x^{\alpha\delta}$	5.200E-05	
m_x^β	-.145E-02	
$m_x^{\alpha\beta}$	-1.700E-04	
m_x^ω	-.120E-02	
$m_x^{\bar{\omega}}$	-.430E00	
$m_x^{\alpha\bar{\omega}}$	-3.833E-03	
$m_x^{\alpha\bar{\omega}}$	1.133E-03	
$m_x^{\bar{\omega}}$	-.075E00	
$m_x^{\alpha\bar{\omega}}$	-8.250E-03	<i>Параметры коэффициента аэродинамического момента</i>
m_y^β	-.280E-02	
m_y^δ	-.002E00	
$m_y^{\bar{\omega}}$.020E00	

$m_y^{\alpha\bar{\omega}}$	<i>.215E-01</i>	
$m_y^{\alpha\bar{\omega}}$	<i>-1.300E-03</i>	
$m_y^{\bar{\omega}}$	<i>-.300E00</i>	
$m_y^{\alpha\bar{\omega}}$	<i>8.330E-04</i>	
$m_y^{\alpha\bar{\omega}}$	<i>8.700E-05</i>	
m_y^{β}	<i>.000E00</i>	
\bar{x}_T	<i>2.500E01</i>	<i>Центровка ЛА</i>
S	<i>.330E03</i>	<i>Площадь крыльев</i>
l	<i>4.806E01</i>	<i>Размах крыльев</i>
b_a	<i>7.570E00</i>	<i>САХ</i>
φ	<i>-3.9026E00</i>	<i>Угол установки стабилизатора</i>
$\alpha_{кр}$	<i>3.000E00</i>	<i>Угол установки крыла относительно продольной оси ЛА</i>

ГЛАВА III – ММ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПРИ ЭНЕРГИЧНОМ МАНЕВРЕ И АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫХОДОМ САМОЛЕТА НА ГЛИССАДУ

Выбор желаемой траектории автоматического выхода на траекторию снижения (глиссаду) производится исходя из анализа опыта летчика на основе математической обработки записей траекторий удачных реализаций $x(t)$, $u(t)$ данным летчиком ручного выхода на глиссаду по следующей схеме:

Летчик рассматривается как оптимальный регулятор, реализовавший оптимальную траекторию выхода на глиссаду. При этом в оптимальной задаче нахождения управления и траектории движения самолета подбираем некоторый критерий оптимальности. Найти модель летчика – это найти вид и параметры критерия, когда моделирование оптимального управления приводит к оптимальным траекториям движения, максимально совпадающим с траекториями ручных выходов на глиссаду.

Найденные параметры этого критерия (в летных экспериментах либо на тренажере для данного летчика) используются при формировании желаемой траектории выхода на глиссаду в текущем полете для фактического положения самолета и глиссады как решение прямой задачи оптимального наведения на глиссаду снижения. Благодаря такому антропоцентрическому подходу траектории автоматического управления идентичны ручному выводу на глиссаду и не противоречат умению летчика продолжить управление вместо САУ.

III.1. Нелинейная ММ оптимальной деятельности летчика при выходе самолета на глиссаду

Для построения ММ оптимального поведения летчика при пилотировании им самолета в данной работе принято, что летчик управляет самолетом таким образом, чтобы как можно быстрее привести его в заданное состояние. При этом необходимо учитывать ряд ограничений, связанных как с особенностями деятельности летчика

(комфорт (перегрузка), др.), так и с ограничениями, накладываемыми на реализуемые управляющие воздействия и на скорость их изменения [15,92].

Основным преимуществом использования модели оптимального поведения человека-оператора является то, что с помощью включения в критерий деятельности оператора соответствующих членов можно учесть не только технические показатели эргатической системы, например точность выдерживания заданных параметров, но и особенности деятельности человека при управлении объектом [92].

Это приводит к необходимости использования при моделировании управляющей деятельности летчика в виде оптимального нелинейного регулятора комплексного критерия качества.

$$J = (J_1, J_2, \dots, J_n)$$

Такой критерий включает технические, медико-биологические и субъективные характеристики процесса управления. Технические показатели качества эргатической системы могут отражать точностные характеристики системы, расход топлива и другие. Медико-биологические и субъективные показатели отражают условия работы человека-оператора и уровень его внутреннего напряжения, ценой которого достигается выполнение поставленных задач. Разработанные в настоящее время методы оптимизации систем управления не позволяют непосредственно использовать для моделирования управляющей деятельности летчика векторные критерии качества. Поэтому необходим переход от векторного критерия качества к скалярной функции цели $J=f(J_1, J_2, \dots, J_n)$.

Для определения структуры объединенного критерия оптимизации, которая задается видом функции f , воспользуемся теоремой [15,92] о том, что для того чтобы некоторая функция $y(t)$ соответствовала экстремуму функционала

$$J = f(J_1, J_2, \dots, J_{n+1}),$$

необходимо, чтобы она соответствовала экстремуму проведенного функционала

$$J_k = k_1 J_1 + k_2 J_2 + \dots + k_{n+1} J_{n+1},$$

при некоторых значениях согласующих параметров k_i .

Согласующие параметры k_i , входящие в это выражение, далее определяем из экспериментальных данных.

Как показывают исследования, оператор, работая в контуре управления адаптируется, стремясь к минимизации квадрата ошибки рассогласования [15,92]. Учитывая это, используем частный критерий оценки деятельности оператора как величину квадрата отклонения самолета от заданной глиссады:

$$J_1 = \varepsilon_z^2(t_f);$$

$$J_2 = \varepsilon_k^2(t_f),$$

где $\varepsilon_z(t_f)$, $\varepsilon_k(t_f)$ – соответственно оценки отклонения в конечный момент t_f траектории самолета от линии глиссады в вертикальной и горизонтальной плоскостях (Рис. III-1):

$$\varepsilon_z(t_f) = \arctg \frac{Y_g(t_f)}{X_g(t_f)} - \theta_z;$$

$$\varepsilon_k(t_f) = \arctg \frac{Z_g(t_f)}{X_g(t_f)},$$

где $X_g(t_f)$, $Y_g(t_f)$, $Z_g(t_f)$, θ_z – соответственно дальность, высота, боковое отклонение самолета в земной (посадочной) СК (ЗСК) в момент t_f и угол наклона глиссады снижения.

Реализация летчиком управляющих воздействий, минимизирующих величины J_1 и J_2 , дает возможность отразить лишь технические показатели качества рассматриваемой эргатической системы. Летчик, кроме учета отклонения от заданной траектории, пытается минимизировать действующие на него перегрузки, например, в форме величины [15,92]:

$$J_3 = \int_{t_0}^{t_f} [\omega_{z1}(t) V_{x1}(t)]^2 dt,$$

где $\omega_{z1}(t)$, $V_{z1}(t)$ – проекции угловой и линейной скорости самолета на оси связанной СК и затраты на отклонение рулевых органов относительно их балансировочных значений, оценивающиеся величинами [15]:

$$J_4 = \int_{t_0}^{t_f} [\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 dt;$$

$$J_5 = \int_{t_0}^{t_f} [\delta_\delta(t) - \delta_{\delta_0}(t)]^2 dt;$$

$$J_6 = \int_{t_0}^{t_f} [\delta_\eta(t) - \delta_{\eta_0}(t)]^2 dt;$$

$$J_7 = \int_{t_0}^{t_f} [\delta_\zeta(t) - \delta_{\zeta_0}(t)]^2 dt,$$

где $\delta_T(t)$, $\delta_\delta(t)$, $\delta_\eta(t)$, $\delta_\zeta(t)$ – положение сектора газа двигателя, отклонения рулей высоты, направления и элеронов соответственно; $\delta_{T_0}(t)$, $\delta_{\delta_0}(t)$, $\delta_{\eta_0}(t)$, $\delta_{\zeta_0}(t)$ – соответствующие балансировочные значения управлений для данного режима полета; $(t_f - t_0)$ – интервал времени управления.

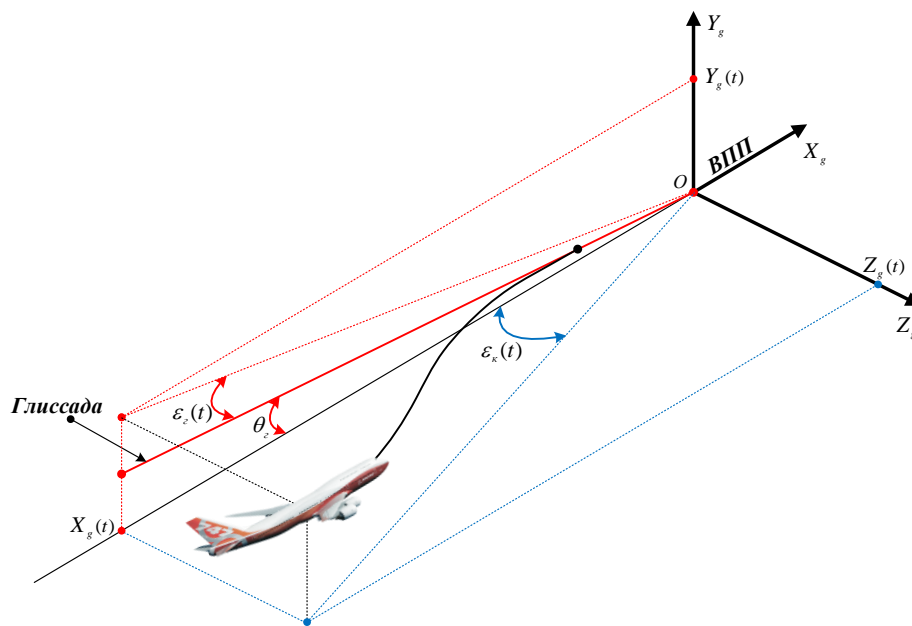


Рис. III-1. Отклонение самолета от линии глиссады снижения

Основываясь на вышеизложенном, запишем в окончательном виде выражение для обобщенного критерия качества J применительно для моделирования управляющей деятельности летчика как оптимального регулятора при наведения самолета на линию глиссады:

$$J = k_1 \varepsilon_z^2(t_f) + k_2 \varepsilon_\kappa^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(k_3 [\omega_{z1}(t) V_{z1}(t)]^2 + k_4 [\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + k_5 [\delta_\theta(t) - \delta_{\theta_0}(t)]^2 + k_6 [\delta_\eta(t) - \delta_{\eta_0}(t)]^2 + k_7 [\delta_\gamma(t) - \delta_{\gamma_0}(t)]^2 \right) dt, \quad (\text{III.1-1})$$

где $k_1 \div k_7$ – весовые множители, учитывающие важность частных критериев.

при ограничении в конечный момент t_f : $\Psi[x(t_f)] = [V_{z1}(t_f); \omega_{x1}(t_f); \omega_{y1}(t_f); \omega_{z1}(t_f); \gamma(t_f)]^T = 0$, где $V_{z1}(t_f); \omega_{x1}(t_f); \omega_{y1}(t_f); \omega_{z1}(t_f); \gamma(t_f)$ – значения в конечный момент t_f проекцией скорости полета на ось Oz, угловой скорости на оси ССК и угла крена самолета.

При такой постановке выявлением модели формирования управляющих воздействий летчика на органы управления является определение параметров $k_1 \div k_7$, обеспечивающих свертку частных критериев в критерий ошибки, при которых решение задачи оптимизации критерия J формирует управление, максимально приближенное к фактически реализуемому летчиком.

III.2. Алгоритм идентификации параметров критерия в нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика при выходе самолета на глиссаду

Определение параметров $k_1 \div k_7$ критерия J производится по оптимизационному алгоритму, основанному на известных управлениях и траекториях, сформированных данным летчиком в реальном полете или эксперименте на тренажере.

Данная задача – это задача оптимизации, критерием в которой является степень рассогласования между исходными экспериментальными траекториями и траекториями, полученными при моделировании оптимального движения ЛА.

Эта оптимизация сделана путем минимизации по всем параметрам $k_1 \div k_7$ функции $J_\#$, являющейся критерием совпадения траекторий и управлений, который определим следующим образом:

$$J_{\#} = \sum_{i=1}^n \zeta_i \left(x_{i.эксн}(t) - x_{i.онм}(t) \right)^2 + \sum_{j=1}^m \zeta_{n+j} \left(u_{j.эксн}(t) - u_{j.онм}(t) \right)^2, \quad (\text{III.2-1})$$

где $x_{i.онм}(t)$, $x_{i.эксн}(t)$ – текущее при моделировании оптимального управления для текущего набора значений $k_1 \div k_7$ и экспериментальное значения i -ого компонента вектора состояния самолета в момент t соответственно; $u_{j.онм}(t)$, $u_{j.эксн}(t)$ – текущее при моделировании оптимального управления для текущего набора значений $k_1 \div k_7$ и экспериментальное значения j -ого компонента вектора управления самолета в момент t соответственно.

Коэффициенты ζ_i – это весовые коэффициенты, позволяющие установить большую "важность" совпадения траекторий по какой-либо координате вектора состояния $x(t)$ или управлений по какому-либо управляющему воздействию вектора $u(t)$. Их выбор – это отдельная задача оптимизации, еще более высокого уровня, чем решаемая здесь. В работе задали эти коэффициенты единичными. Поэтому итоговый критерий совпадения траекторий и управлений $J_{\#}$ имеет следующий вид:

$$J_{\#} = \sum_{i=1}^n \left(x_{i.эксн}(t) - x_{i.онм}(t) \right)^2 + \sum_{j=1}^m \left(u_{j.эксн}(t) - u_{j.онм}(t) \right)^2, \quad (\text{III.2-2})$$

Экспериментальные данные приведены в табл. III-2 и III-3 в приложении II данной главы.

Последовательность шагов алгоритма определения согласующих параметров $k_1 \div k_7$ критерия J (III.2-2):

- задаются начальные приближения для параметров $k_1 \div k_7$;
- решается прямая задача оптимального управления с этим набором значений параметров $k_1 \div k_7$ ММ летчика подпрограммой **CONTRLA**;
- вычисляется значение минимизируемой функции $J_{\#}$ (III.2-2) с помощью подпрограммы **FTT**;
- изменяются искомые параметры $k_1 \div k_7$ с помощью подпрограммы **SPRGR** методом Флетчера-Ривса и снова вычисляется значение функции $J_{\#}$;

- если значение функции $J_{\#}$ (FTT) уменьшилось, то продолжают изменяться параметры с помощью подпрограммы $SPRGR$ поиска минимума $J_{\#}$ по параметрам $k_1 \div k_7$ методом Флетчера-Ривса, пока значение FTT уменьшается, либо превышено число разрешенных шагов.

III.2.1. Метод поиска минимума Флетчера-Ривса

В данной диссертационной работе при поиске параметров K_{opt} критерия оптимального наведения на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t)$, $u_{эксн}(t)$ используется алгоритм метода Флетчера-Ривса [93-112,134-139]:

$$\begin{aligned}\underline{K}^{q+1} &= \underline{K}^q + \lambda^q \cdot \underline{S}_q \\ \underline{S}_q &= -f'(\underline{K}^q) + \beta^{q-1} \cdot \underline{S}^{q-1} \\ S^0 &= -f'(\underline{K}^0)\end{aligned}$$

где S – направление, по которому мы продвигаемся;

S^q – направление, которое мы выбираем на q -ом шаге;

λ – длина шага;

S^0 – направление на нулевом шаге, совпадающее с направлением антиградиента.

Длина шага определяется методом линейного поиска [93-104]:

$$f(\underline{K}^q + \lambda^q \cdot \underline{S}^q) = \min_{\lambda} f(\underline{K}^q + \lambda \cdot \underline{S}^q);$$

Коэффициент учета предыдущего направления:

$$\beta^{q-1} = \begin{cases} \frac{(f'(\underline{K}^q), f'(\underline{K}^q) - f'(\underline{K}^{q-1}))}{(f'(\underline{K}^{q-1}), f'(\underline{K}^{q-1}))}, & \text{если } q \notin I, \\ 0, & \text{если } q \in I \end{cases},$$

где множество $I = \{0, n, 2n, 3n, \dots\}$;

n – размерность вектора \underline{K} .

III.2.2. Зашумление данных

В реальных условиях в показаниях измерения приборов имеются некоторые неточности (шум – $\xi(t)$). Необходимо было проверить работу программы для зашумлённых входных данных. Возьмём шум $\xi(t)$ равным 5%, и внесём его в исходные данные, прибавив к каждому входному значению $x(t)$ случайное число в пределах этих 5% от собственного. Значит, что в качестве входных данных при отладке алгоритма поставленной задачи в работе рассматриваются два следующих варианта зашумления данных:

1. $\xi(t) = 0$;
2. $\xi(t) = \pm 5\%x(t)$.

III.2.3. Схема решения задач

Для проверки работоспособности и эффективности алгоритма поиска вектора \underline{K} в диссертационной работе предложена имитация эксперимента (имитационное моделирование) при заданных истинных значениях $K_{уст}$ критерия J .

В работе в алгоритме поиска параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения на глиссаду J рассмотрены некоторые варианты начальных значений K_0 критерия, от которого идет поиск параметров $k_1 \div k_7$:

1. $K_0 = K_{уст}$;
2. $K_0 = K_{уст} \pm 10\%K_{уст}$;
3. $K_0 = K_{уст} \pm 20\%K_{уст}$.

Итак, в данной работе решение обратной задачи оптимизации по поиску параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения самолета на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t)$ и $u_{эксн}(t)$ происходит по следующей схеме (Рис. III-2):

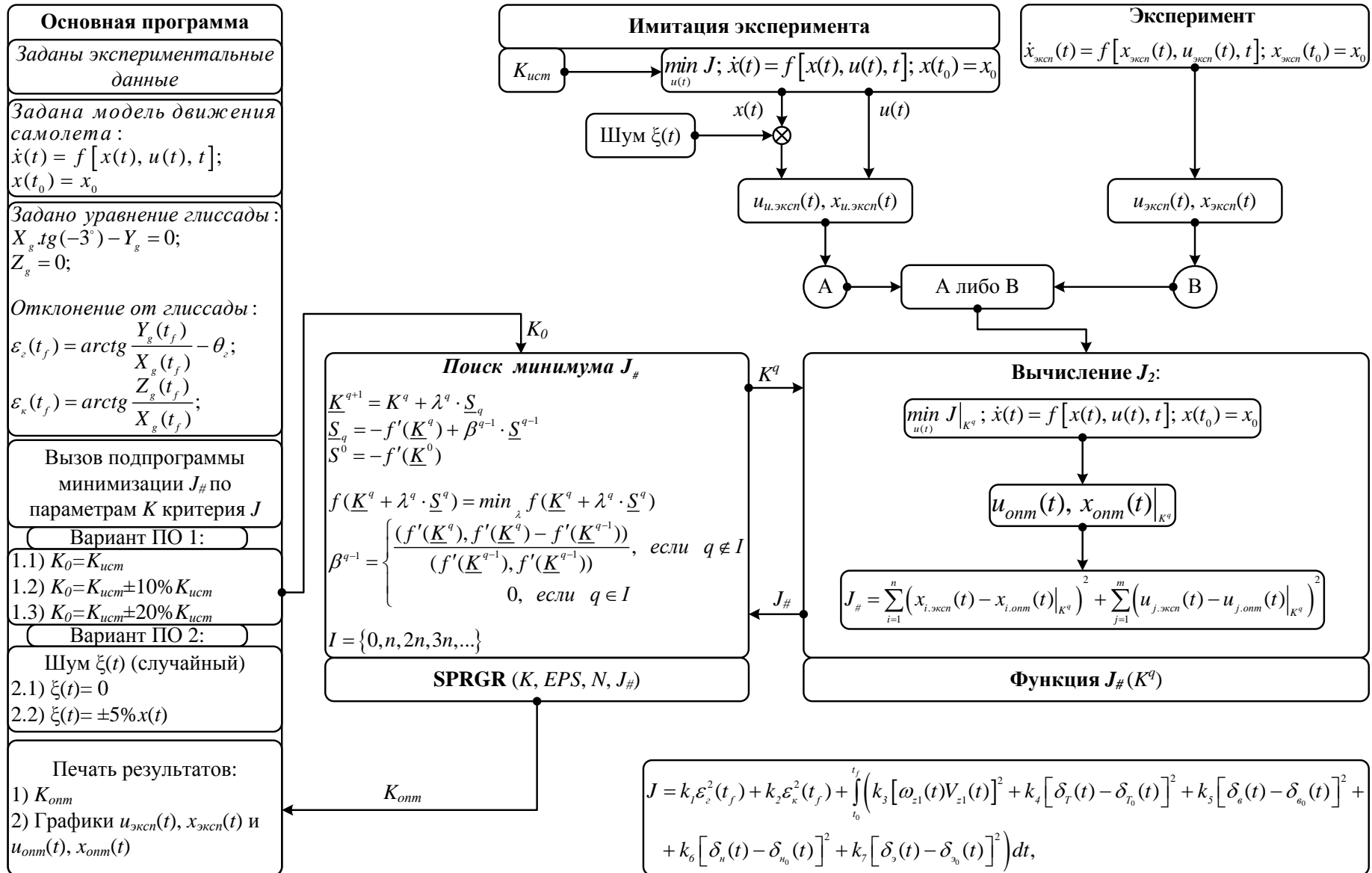


Рис. III-2. Структура алгоритма поиска параметров $K_{онм}$ критерия оптимального наведения на глissаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t), u_{эксн}(t)$ и ур. объекта $\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t]; x(t_0) = x_0$

Программа реализации указанного алгоритма состоит из основной и подпрограмм, которые приведены в следующей табл. III-1.

Табл. III-1.

<i>№№</i>	<i>Название подпрограмм</i>	<i>Функция</i>
1.	CONTRLA	<i>Подпрограмма, реализующая алгоритм решения прямой задачи оптимального управления ЛА градиентным методом (см. в главе II)</i>
2.	FTT	<i>Подпрограмма, вычисляющая значение минимизируемой функции $J_{\#}$</i>
3.	SPRGR	<i>Подпрограмма, реализующая поиск минимума $J_{\#}$ по параметрам $k_1 \div k_7$ критерия J методом Флетчера-Ривса и по результатам этого формирующая новый набор весовых коэффициентов</i>

При поиске параметров $k_1 \div k_7$, определяющих модель критерия, которым руководствовался летчик, рассмотрен участок захода самолета на глиссаду от начальной точки, расположенной в пространстве аэродрома, до конечной точки, которая находится на глиссаде снижения с углом наклона траектории $\theta_2 = -3$ град.

Все значения летных параметров траектории $x_{эксн}(t)$ и управления $u_{эксн}(t)$ эксперимента на всем интервале времени управления – $(t_f - t_0)$, которые используются в качестве входных данных для решения поставленной задачи, приведены табл. III-2 и III-3 (см. в приложении II), а также в входных файлах для чтения их в программу реализации.

В результате реализации варианта В (рис. III-2) при наличии данных из эксперимента найдены следующие значения параметров $k_1 \div k_7$:

k_1	k_2	k_3	k_4	k_5	k_6	k_7
625	25	0.00326921	1.0	0.0340845	0.0380094	1.0

Таким образом, критерий используемый для моделирования управляющей деятельности конкретного летчика по наведению самолета на глиссаду в форме оптимального регулятора имеет следующий вид:

$$J = 625\varepsilon_z^2(t_f) + 25\varepsilon_k^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.00326921[\omega_{z1}(t)V_{z1}(t)]^2 + 1.0[\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0340845[\delta_e(t) - \delta_{e_0}(t)]^2 + 0.0380094[\delta_n(t) - \delta_{n_0}(t)]^2 + 1.0[\delta_y(t) - \delta_{y_0}(t)]^2 \right) dt.$$

Далее в работе эти истинные значения используются также и для анализа влияния погрешности измерения траектории и начальных значений искомых коэффициентов (вариант А (рис. III-2)).

Полученные результаты (значения искомых параметров критериев ММ летчика для различных уровня погрешностей измерения траектории и начальных значений искомых коэффициентов) и графики траектории, полученные с найденными коэффициентами критерия приведены в приложении II данной работы.

III.3. Автоматическое оптимальное управление выходом самолета на глиссаду с найденным критерием

Полученный критерий ММ оптимальной деятельности летчика при выводе самолета на глиссаду снижения, найденный в предыдущем разделе дает возможность моделировать отклонения рулей самолета летчиком (по деятельности которого построена модель критерия) при пилотировании им самолета как решение прямой задачи оптимального управления выхода из

некоторой другой произвольной точки в определенных областях пространства в районе аэродрома на глиссаду снижения.

На рис. III-6 показана траектория выхода самолета на глиссаду из другой точки Н2, исходные параметры вектора состояния самолета в которой приведены в табл. III-4. Графики изменения фазовых координат и управляющих воздействий самолета для траектории от начальной точки Н2 показаны на рис. III-7.

На рис. III-8 показана и траектория из точки Н2 и траектория, используемая для нахождения критерия управляющей деятельности летчика из точки Н1.

На рис. III-9 показаны траектории полета при выходе на глиссаду снижения с двух точек Н1 и Н2 двух типов ЛА (самолет 1 и самолет 2), которые отличаются такими параметрами как массой, аэродинамической характеристикой, инерционностью рулевого привода и т.д. [15,89,90].

Табл. III-4. Параметры вектора состояния самолета в начальной точке Н2

№	Обозначение	Значение	Размерность
1	V_{x1}	107	м/с
2	V_{y1}	-12,38	м/с
3	V_{z1}	-1,923	м/с
4	ω_{x1}	-1,342E-2	рад./с
5	ω_{y1}	-1,992E-2	рад./с
6	ω_{z1}	-1,812E-3	рад./с
7	γ	2,035E-2	рад.
8	ψ	-4,847E-2	рад.
9	ϑ	-5,855E-2	рад.
10	X_{gl}^0	-1,108E4	м
11	Y_{gl}^0	962,2	м
12	Z_{gl}^0	-651,8	м
13	δ_T	14,69	%
14	δ_ϵ	-0,08905	град.
15	δ_η	0	град.
16	δ_ζ	0	град.

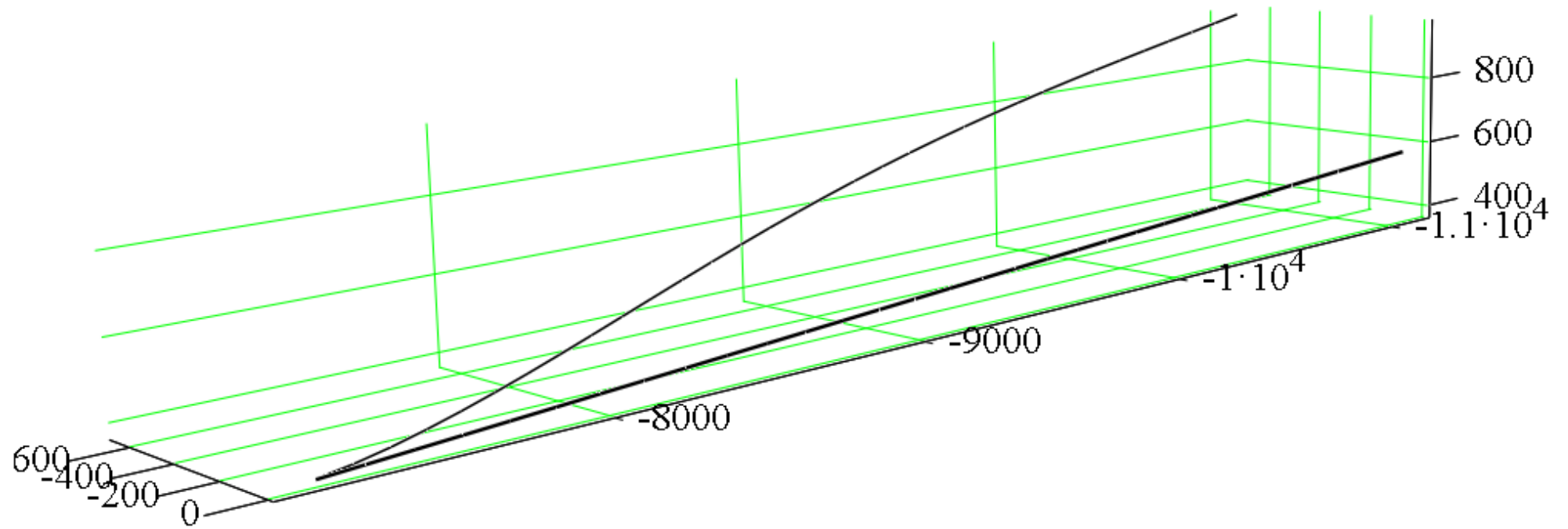
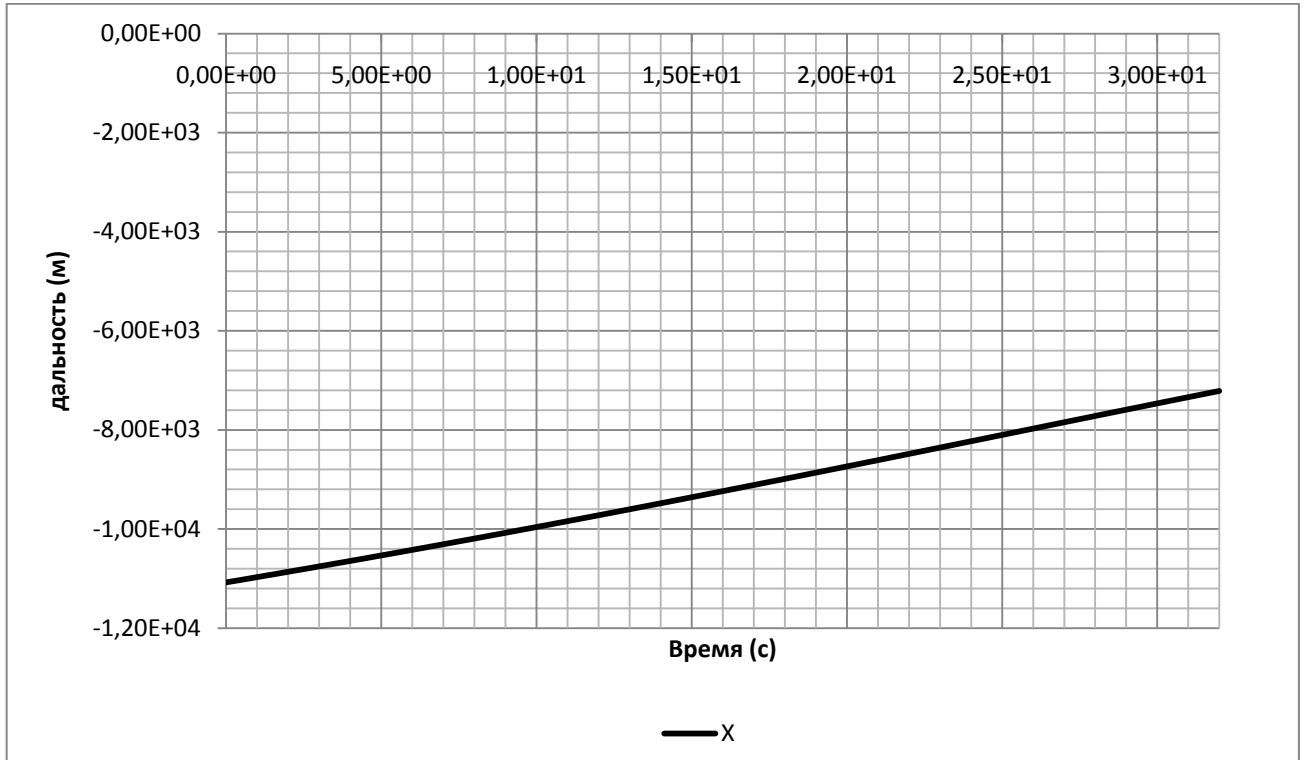
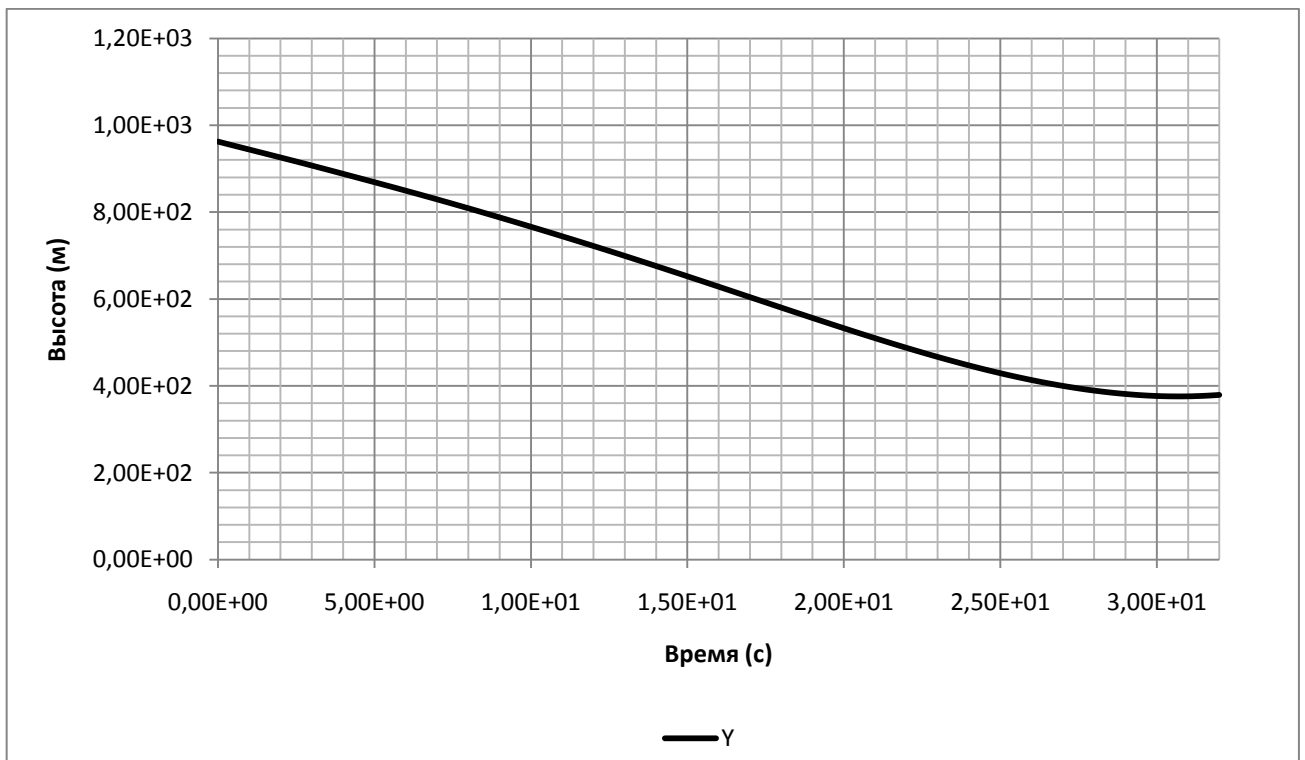


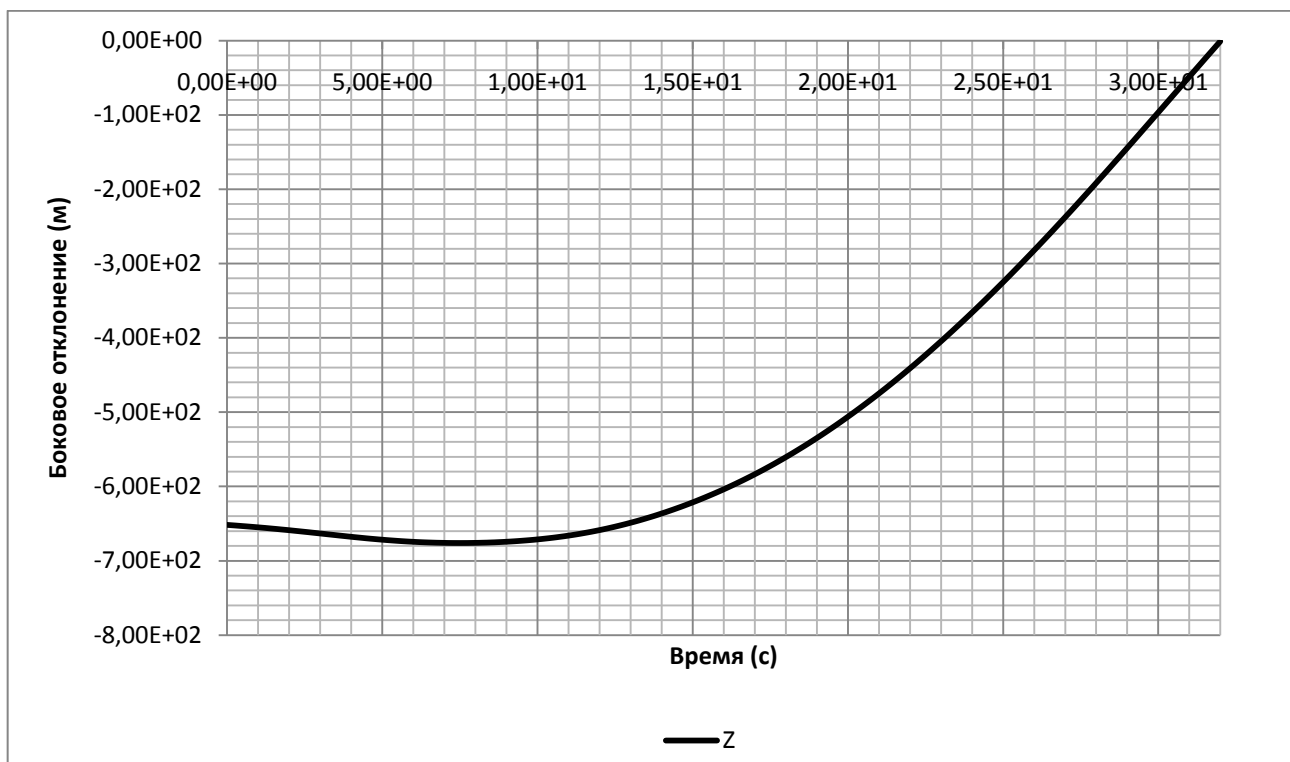
Рис. III-6. Трехмерная графика выхода самолета на глissаду снижения из точки H2



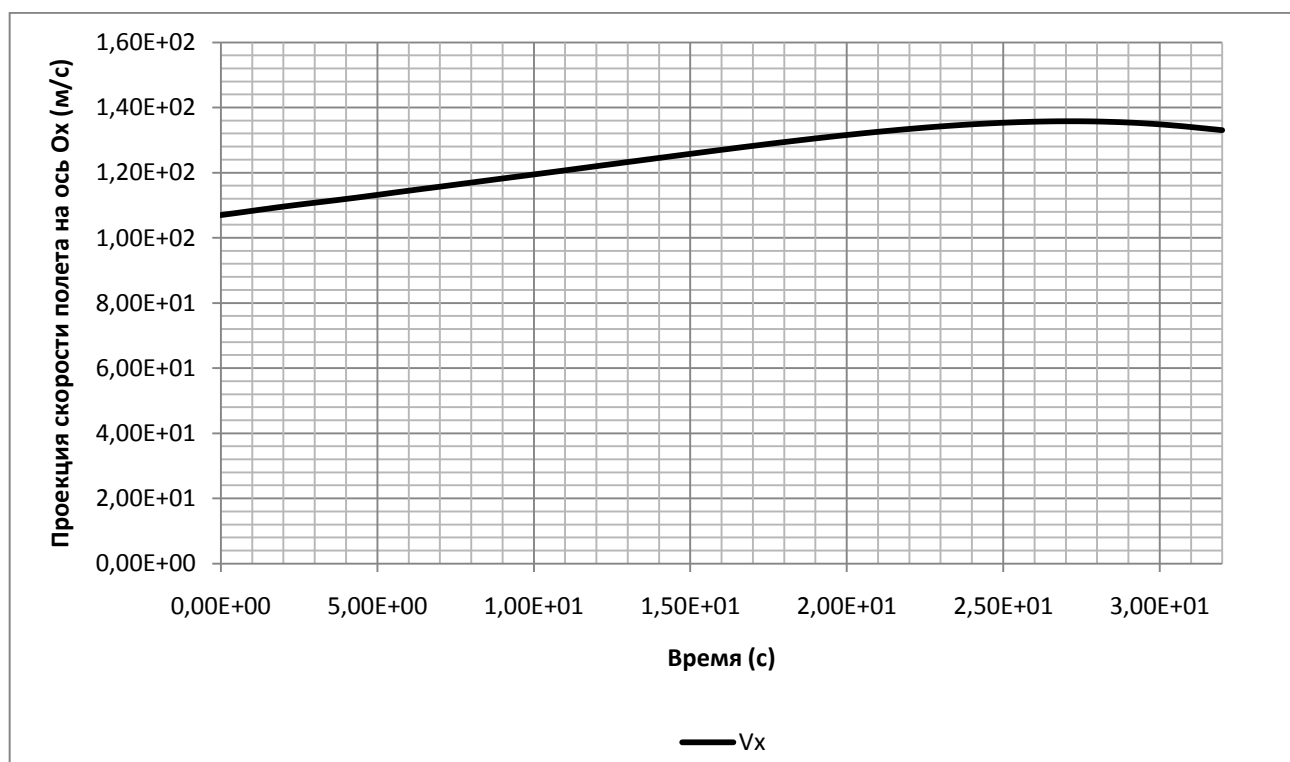
Дальность – X (м)



Высота – Y (м)



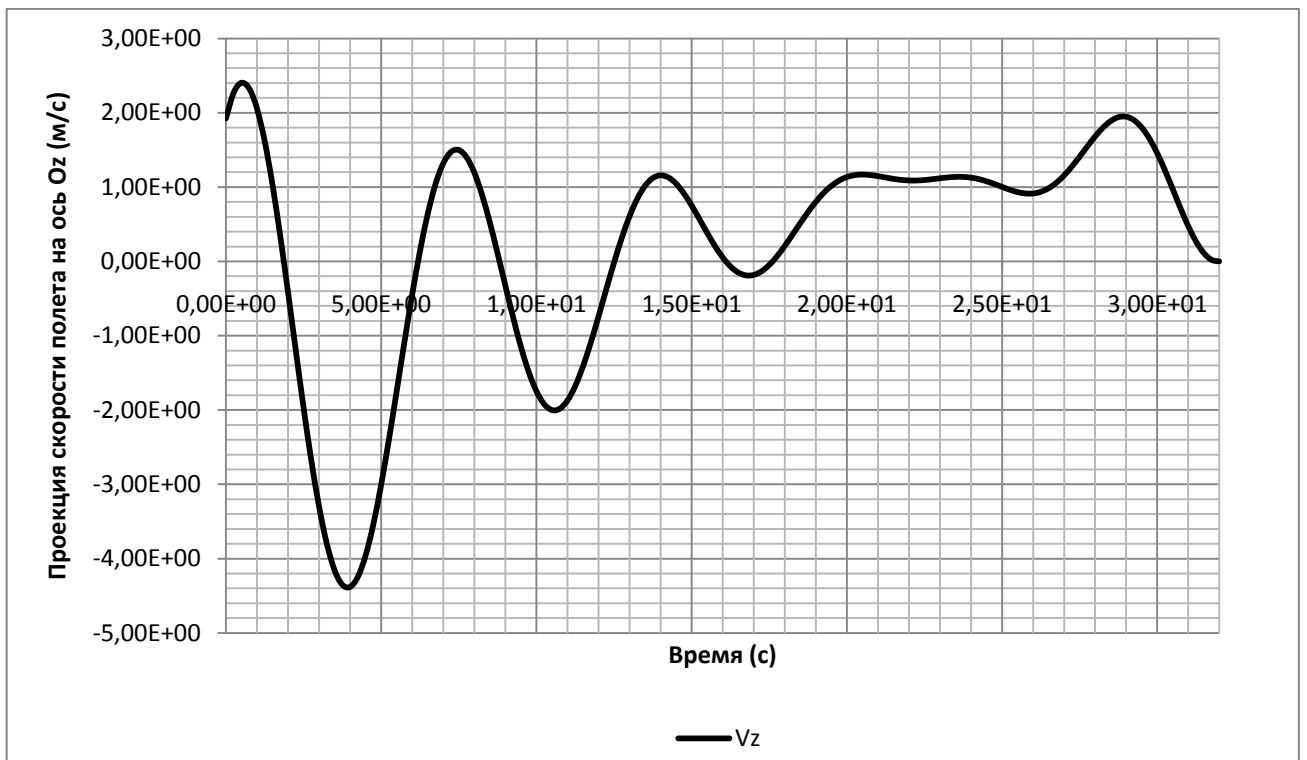
Боковое отклонение – Z (м)



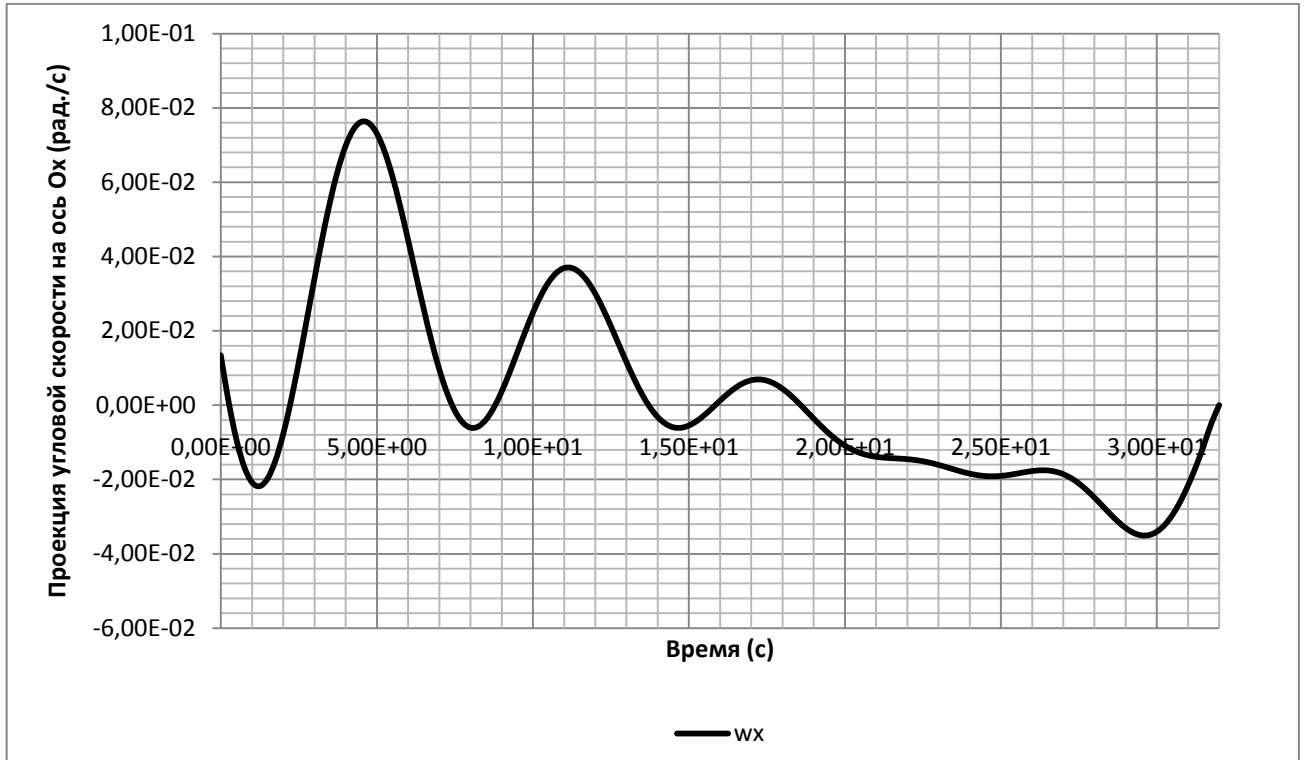
Проекция скорости полета на ось Ox ССК – V_{x1} (м/с)



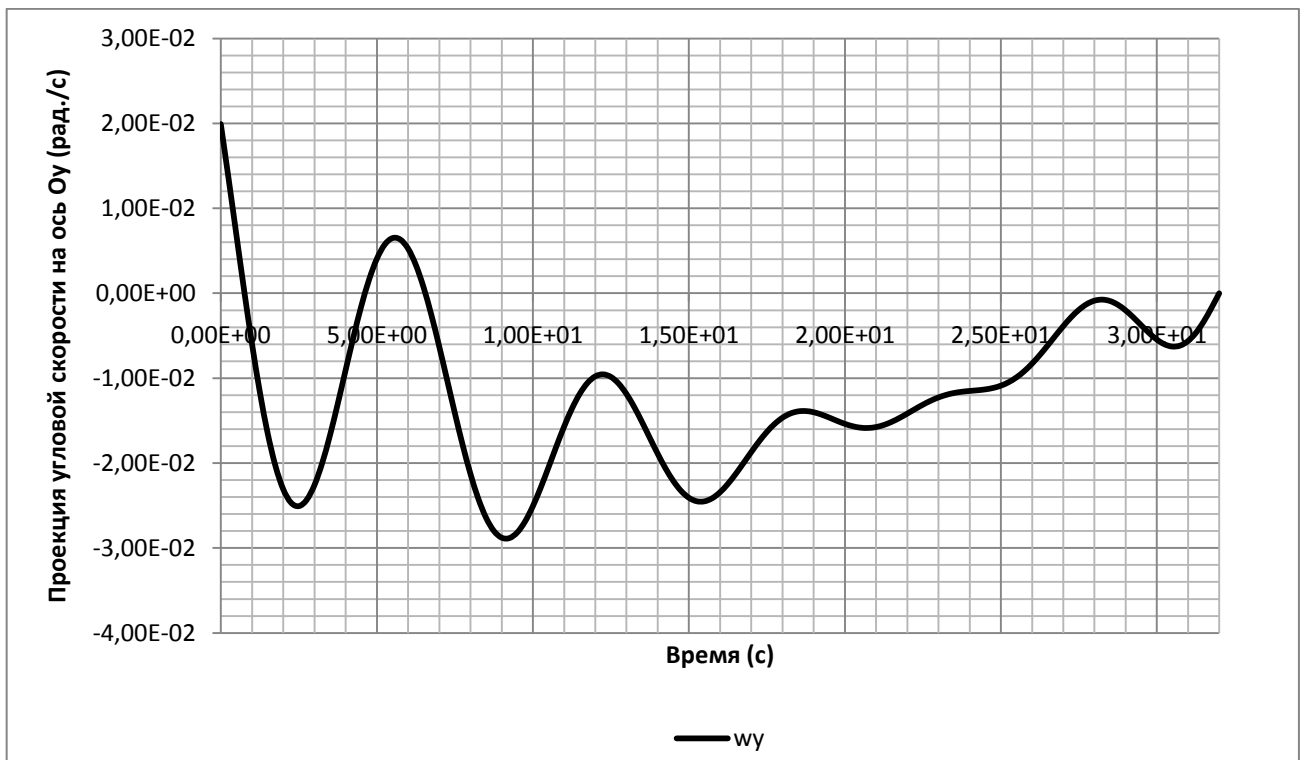
Проекция скорости полета на ось Oy ССК – V_{y1} (м/с)



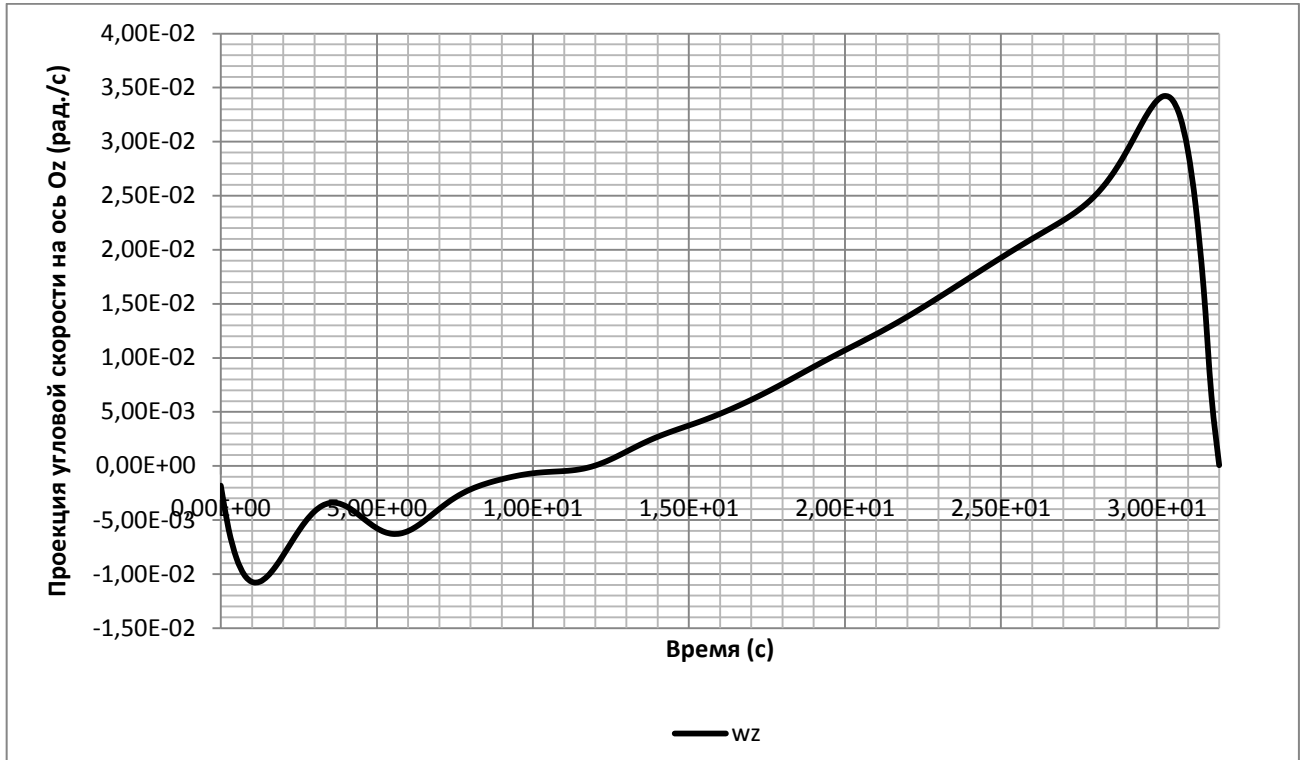
Проекция скорости полета на ось Oz ССК – V_{z1} (м/с)



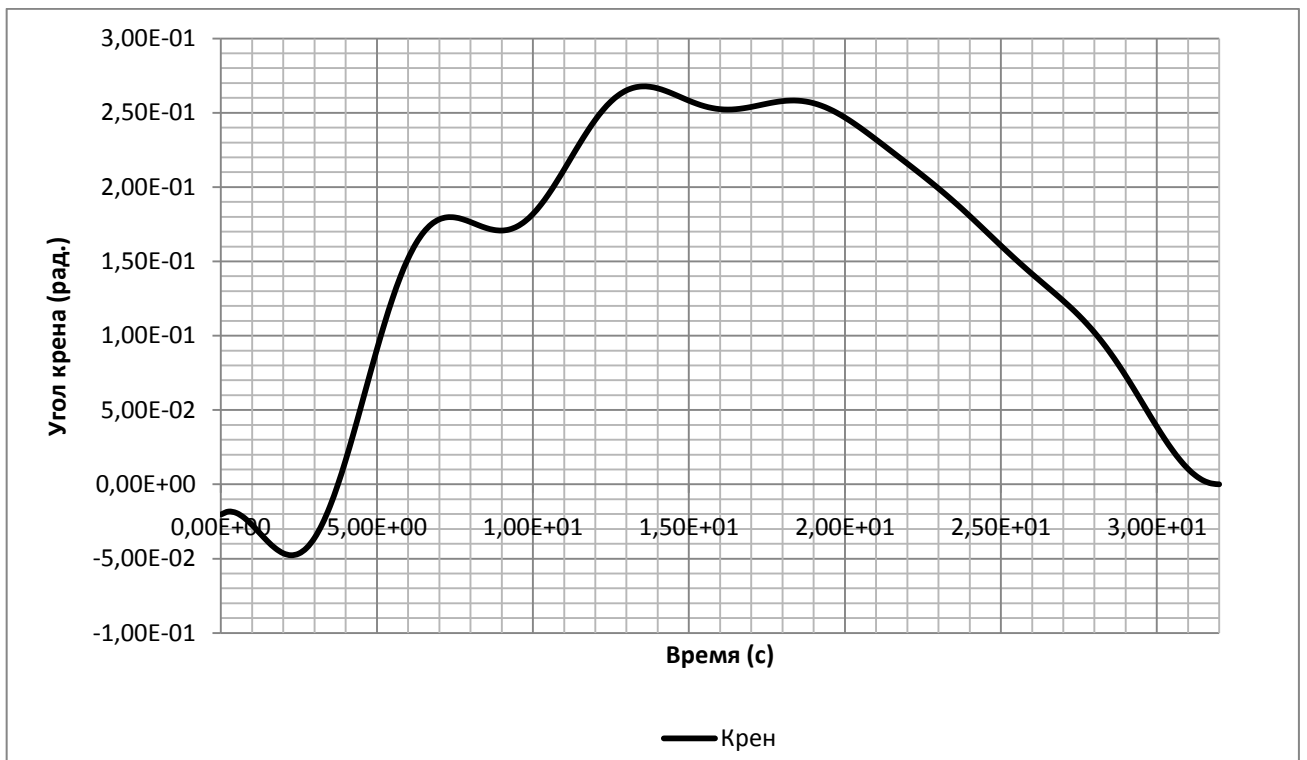
Проекция угловой скорости на ось OX CCK – ω_{x1} (рад./с)



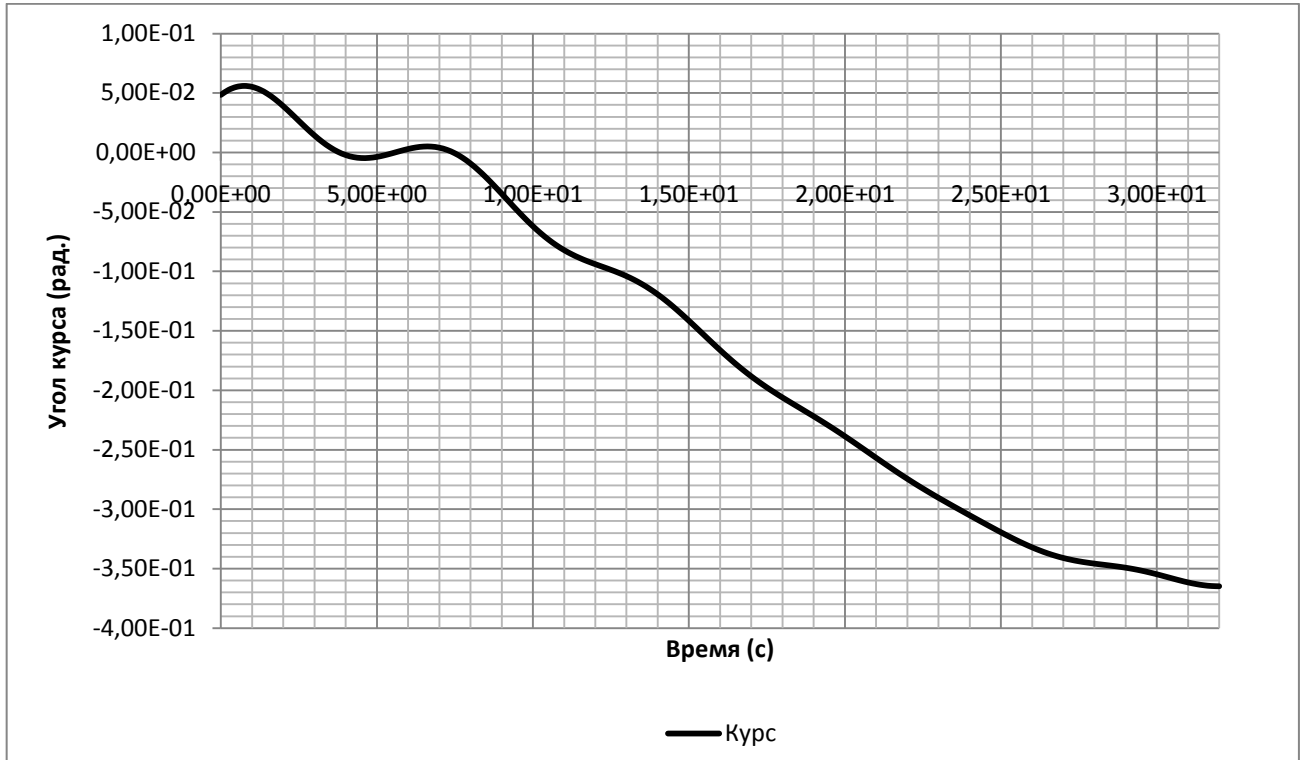
Проекция угловой скорости на ось OY CCK – ω_{y1} (рад./с)



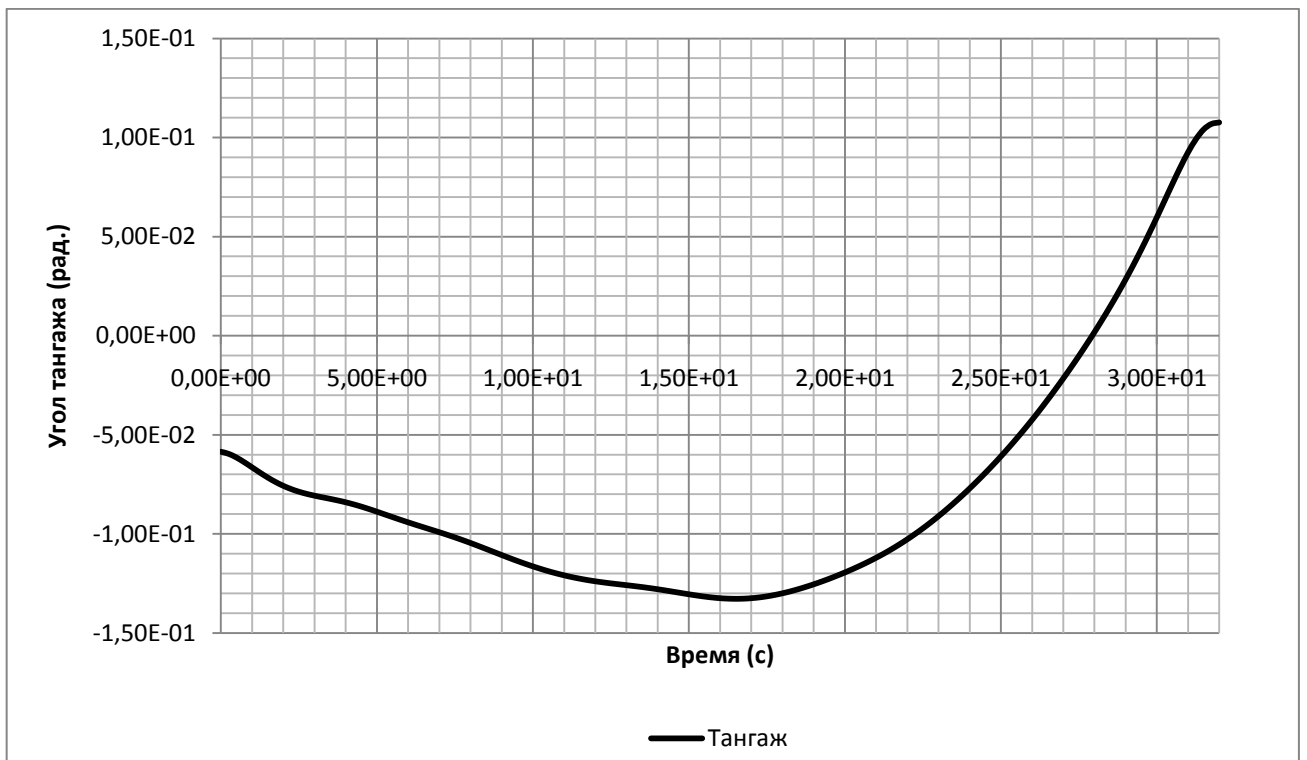
Проекция угловой скорости на ось Oz ССК – ω_{z1} (рад./с)



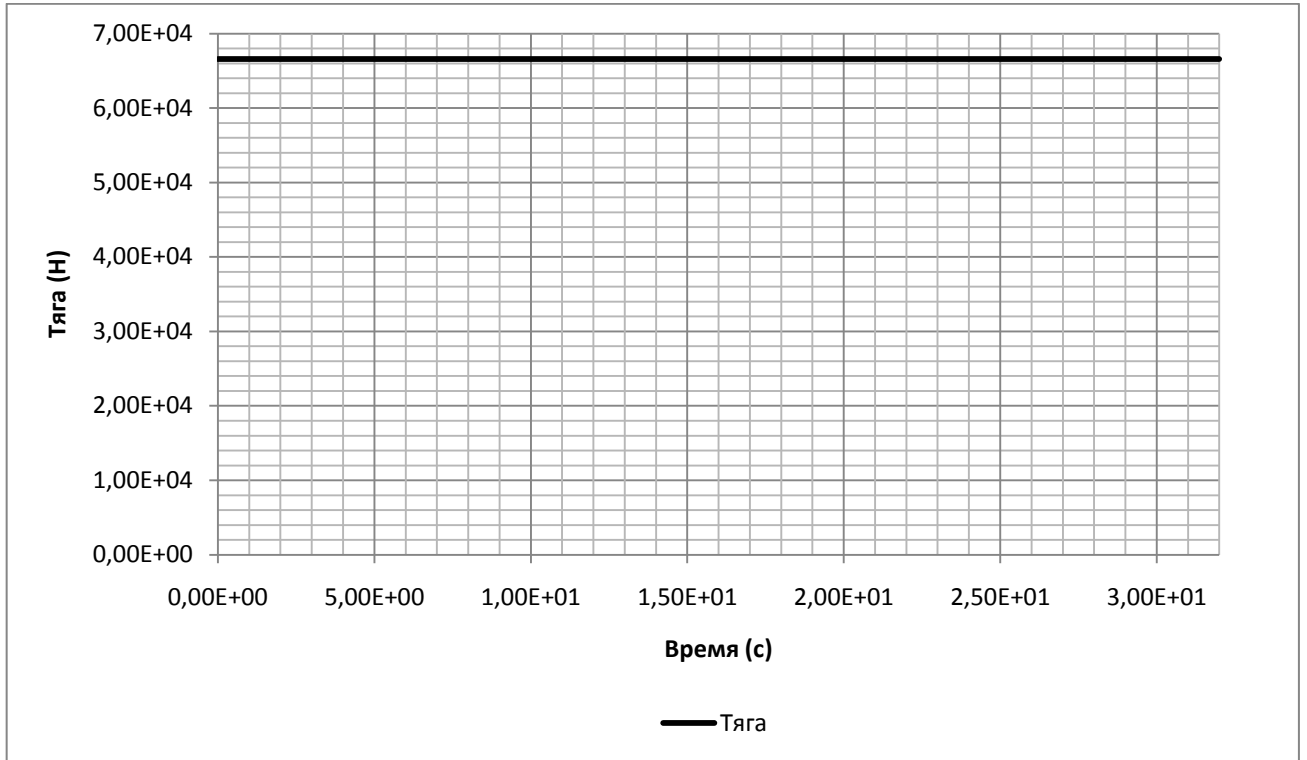
Угол крена – γ (рад.)



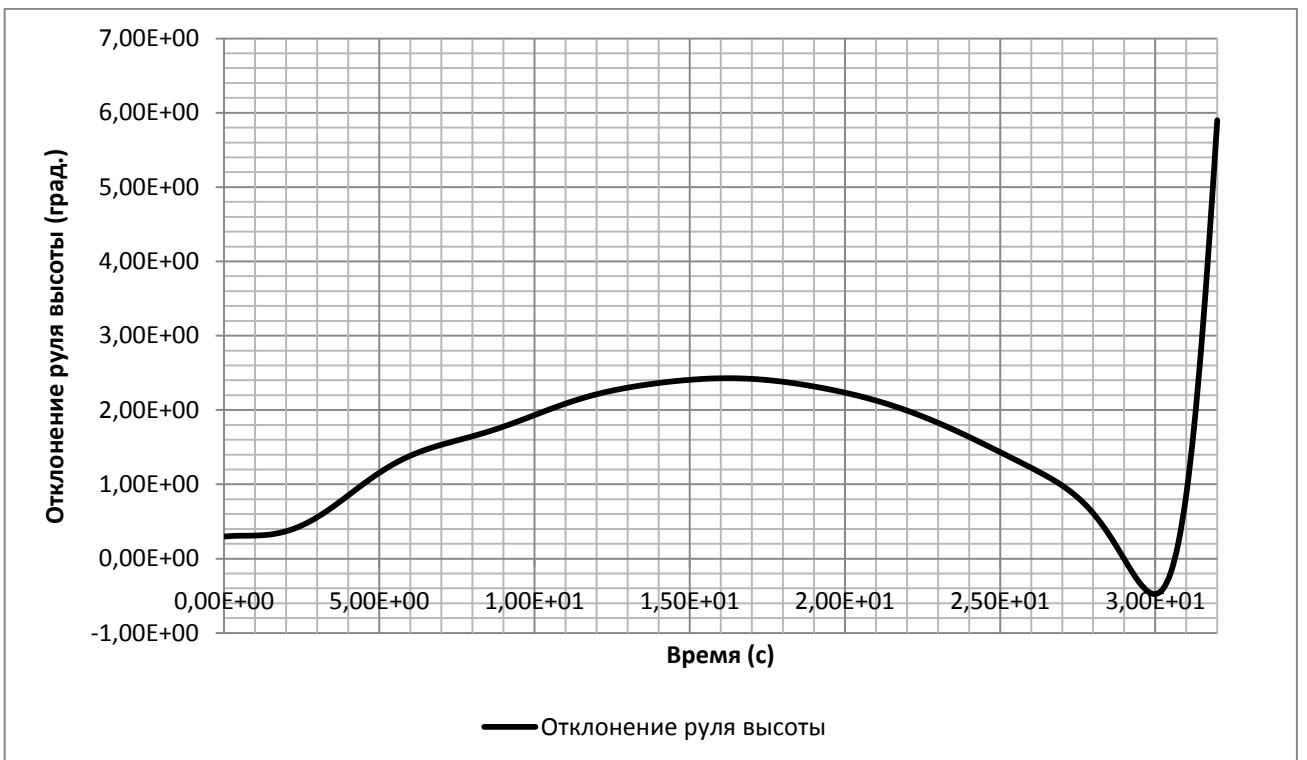
Угол курса – ψ (рад.)



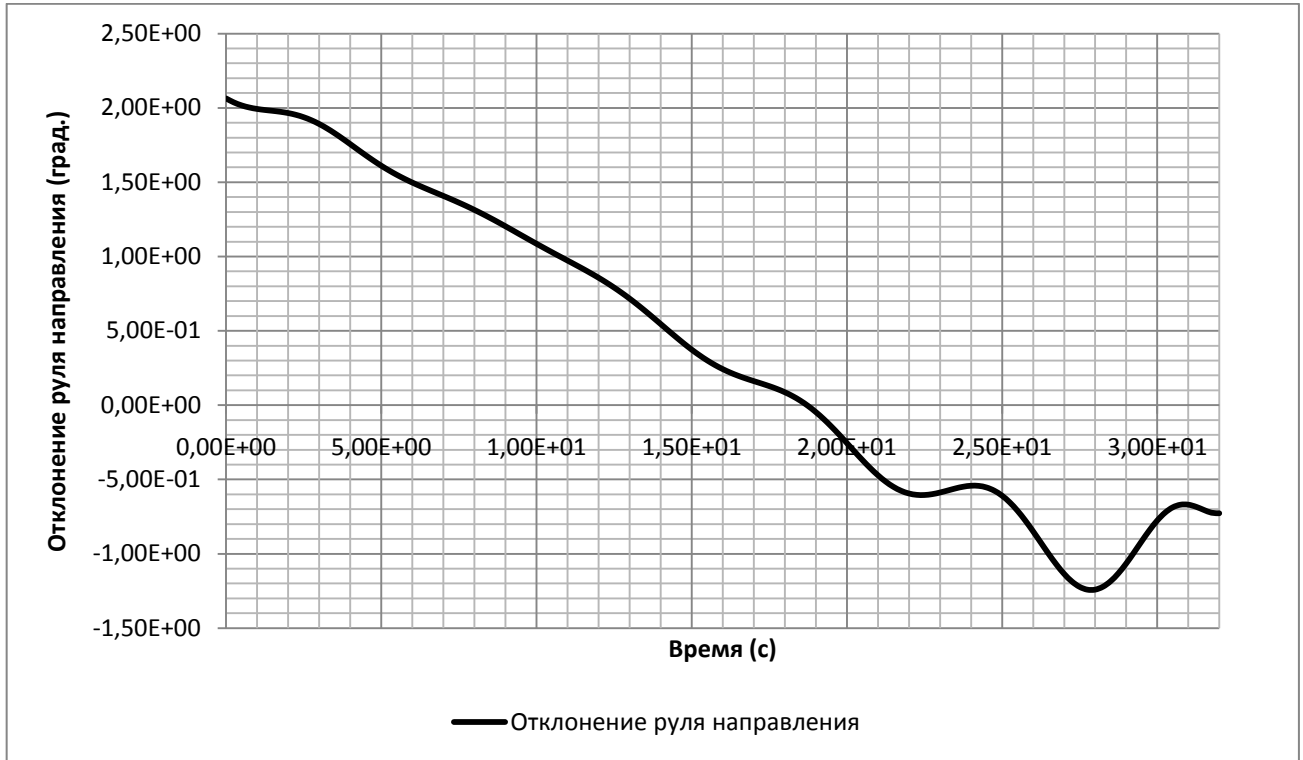
Угол тангажа – ϑ (рад.)



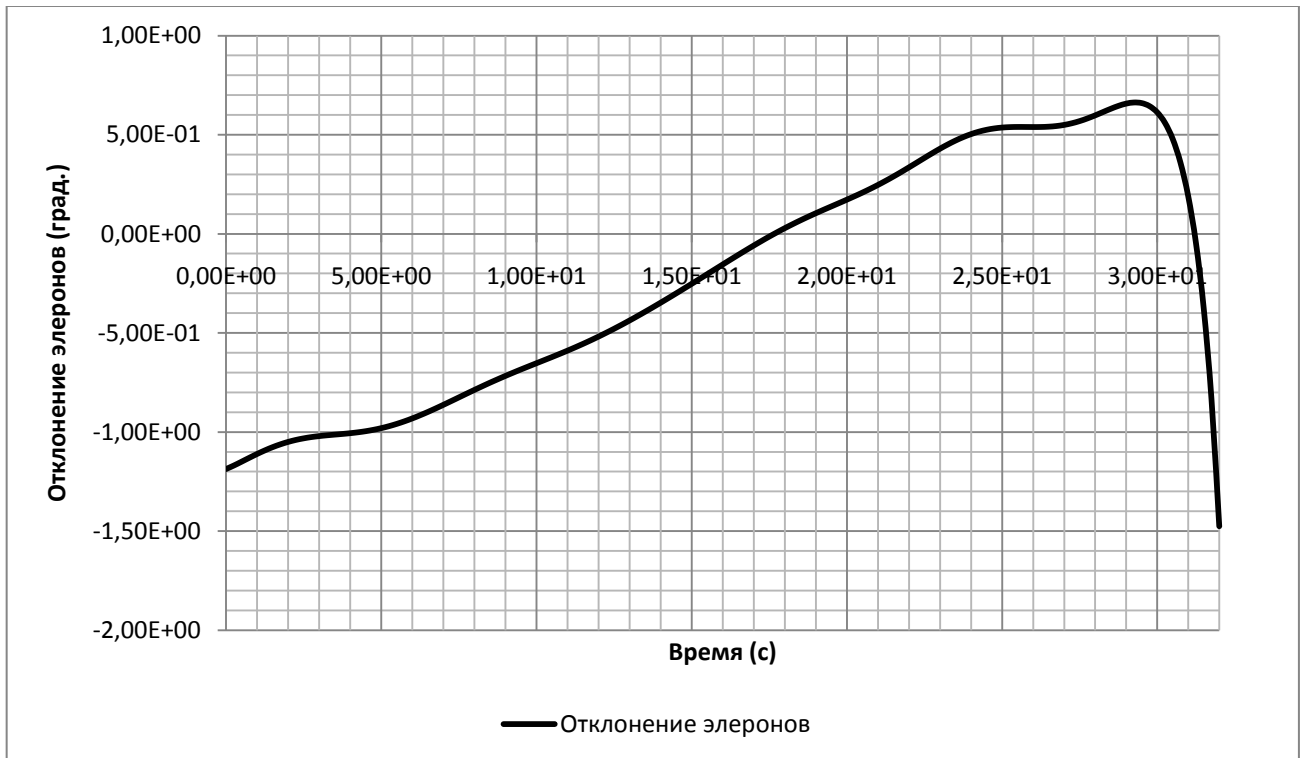
Тяга (Н)



Отклонение руля высоты – δ_v (град.)



Отклонение руля направления – δ_n (град.)



Отклонение элеронов – δ_s (град.)

Рис. III-7. Графики изменения фазовых координат и управляющих воздействий самолета по времени (с)

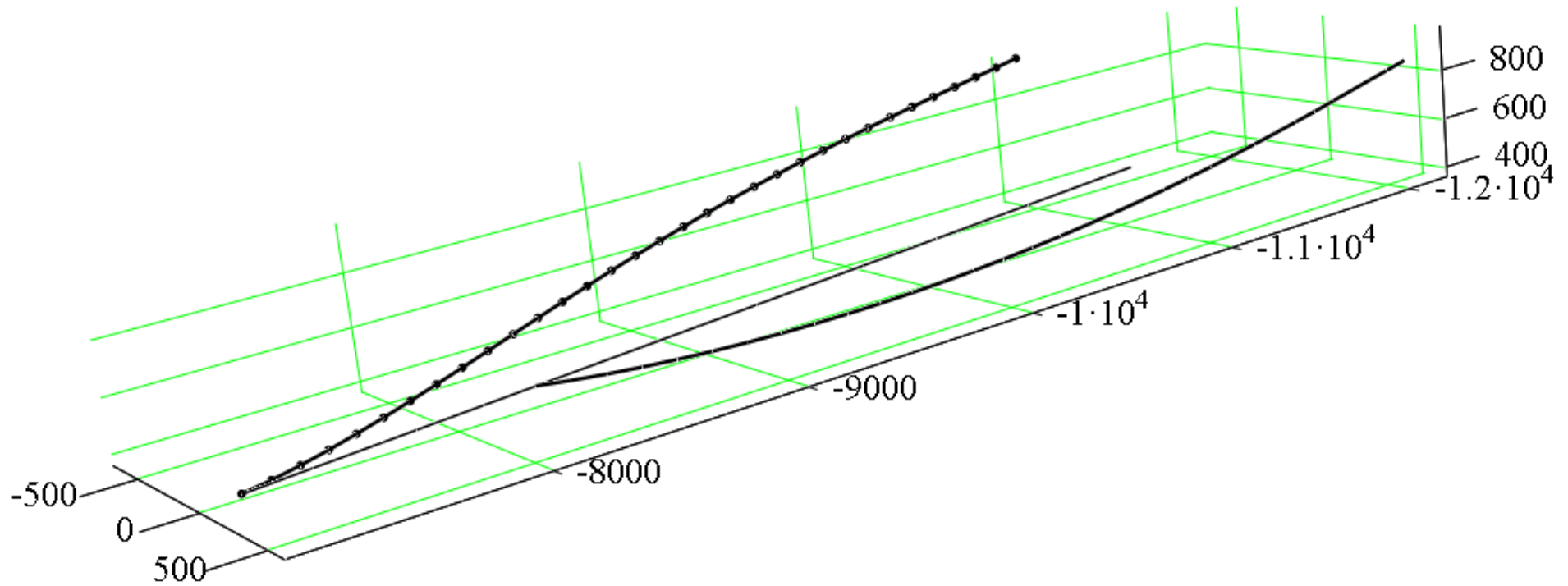


Рис. III-8. Трехмерная графика выхода на глиссаду снижения (траектории из двух точек H1 и H2): линия с круглыми точками – траектория из точки H2; нормальная – траектория из точки H1

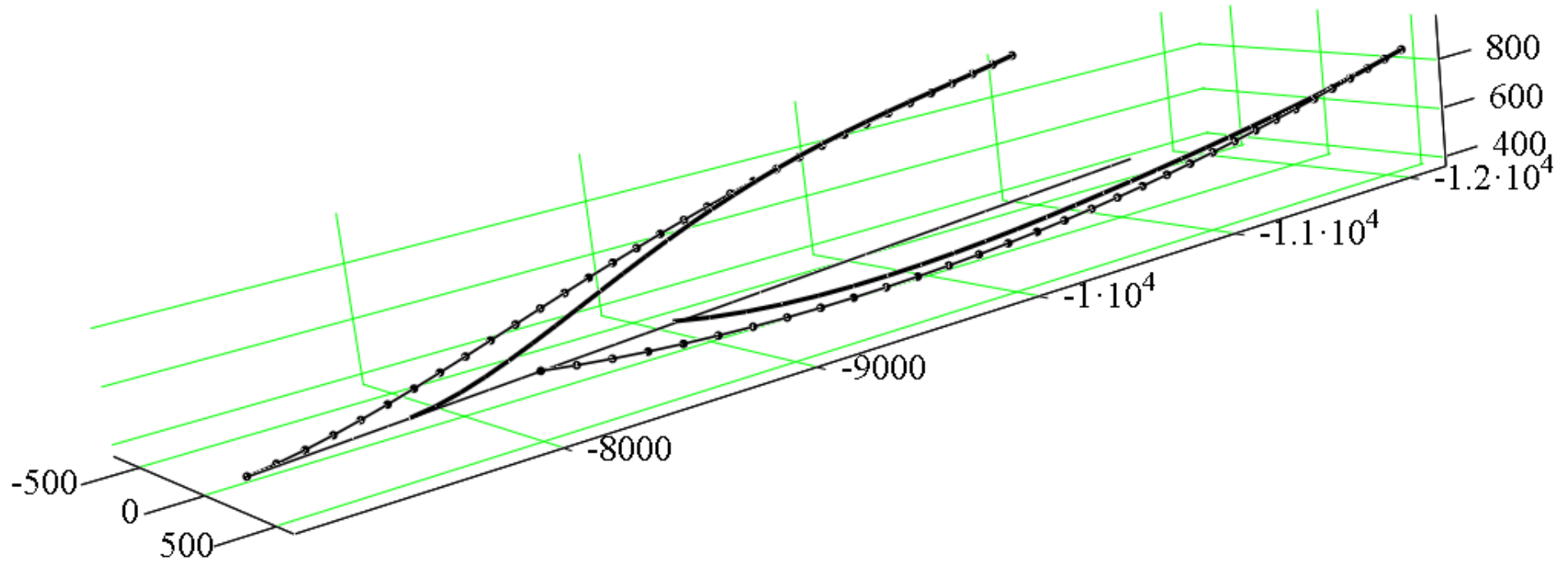


Рис. III-9. Трехмерная графика выхода на глиссаду (траектории из двух точек $H1$ и $H2$) 2 типов пассажирского самолета: линии с круглыми точками – траектории полета самолета 1; жирные линии – траектории полета самолета 2; толкая линия – глиссада снижения

Ш.4. Выводы

В работе проанализировано влияние уровня зашумления $\zeta(t)$ входных данных (траектории) и начальных значений K_0 на работу алгоритма поиска параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения самолета на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t)$ и $u_{эксн}(t)$. Показано малое влияние этих факторов на итоговую оценку параметров $k_1 \div k_7$ найденного критерия J (см. в приложении II данной работы).

ГЛАВА IV – ММ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЛЕТЧИКА ПРИ НЕЭНЕРГИЧНЫХ МАНЕВРАХ (ДЛЯ ДВИЖЕНИЯ ПО ГЛИССАДЕ И ВЫРАВНИВАНИЯ) И АВТОМАТИЧЕСКОЕ ОПТИМАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВЫРАВНИВАНИЕМ САМОЛЕТА

IV.1. ММ деятельности летчика при неэнергичных маневрах самолета

При описании незначительных отклонений от стационарного движения (движения по глиссаде) используется модель управляющей деятельности летчика в форме компенсационного слежения, в которой отклонение руля высоты задается выражением: $\delta_{\epsilon}(t) = \delta_{\epsilon, \text{бал}, \theta=-3^{\circ}}(t) + \Delta\delta_{\epsilon, \text{стаб}}(t)$. Здесь в модели: $\delta_{\epsilon, \text{бал}, \theta=-3^{\circ}}(t)$, $\Delta\delta_{\epsilon, \text{стаб}}(t)$ – его балансировочное значение и компенсационное отклонение соответственно. Эта модель характеризуется простотой (квазилинейная) и определяется с достаточной степенью точности параметрами T_D , T_l , τ , $K_{\text{стаб}}$ [15,140]: $\Delta h_1(t) = h(t) - h_{\text{бал}, \theta=-3^{\circ}}(t)$;

$$T_l \frac{d(\Delta\delta_{\epsilon, \text{стаб}}(t))}{dt} + \Delta\delta_{\epsilon, \text{стаб}}(t) = K_{\text{стаб}} \left[T_D \frac{d(\Delta h_1(t - \tau))}{dt} + \Delta h_1(t - \tau) \right],$$

где $K_{\text{стаб}}$ – коэффициент при стабилизации глиссады рулем высоты; $h(t)$, $h_{\text{бал}, \theta=-3^{\circ}}(t)$ – фактическое и балансировочное значения высоты полета в момент времени t соответственно.

В работе эта модель в модифицированном виде использована и для моделирования процесса выравнивания.

При этом с высоты ниже $H_{\text{выр}}$ до касания ВПП:

$$\delta_{\epsilon}(t) = \delta_{\epsilon, \text{бал}, \theta=-3^{\circ}, h=H_{\text{выр}}} + \Delta\delta_{\epsilon, \text{выр}}(t); \quad \Delta h_2(t) = h(t) - H_{\text{выр}};$$

$$T_l \frac{d(\Delta\delta_{\epsilon, \text{выр}}(t))}{dt} + \Delta\delta_{\epsilon, \text{выр}}(t) = K_y \left[T_D \frac{d(\Delta h_2(t - \tau))}{dt} + \Delta h_2(t - \tau) \right],$$

где K_y – коэффициент усиления, выбираемый летчиком (рассмотрен весь диапазон K_y от 0.075 до 3.0 (рис. IV-6)); $\delta_{\epsilon, \text{бал}, \theta=-3^{\circ}, h=H_{\text{выр}}}$ – балансировочное значение отклонения руля высоты на $H_{\text{выр}}$; $\Delta\delta_{\epsilon, \text{выр}}(t)$ – значение выравнивающего отклонения руля высоты.

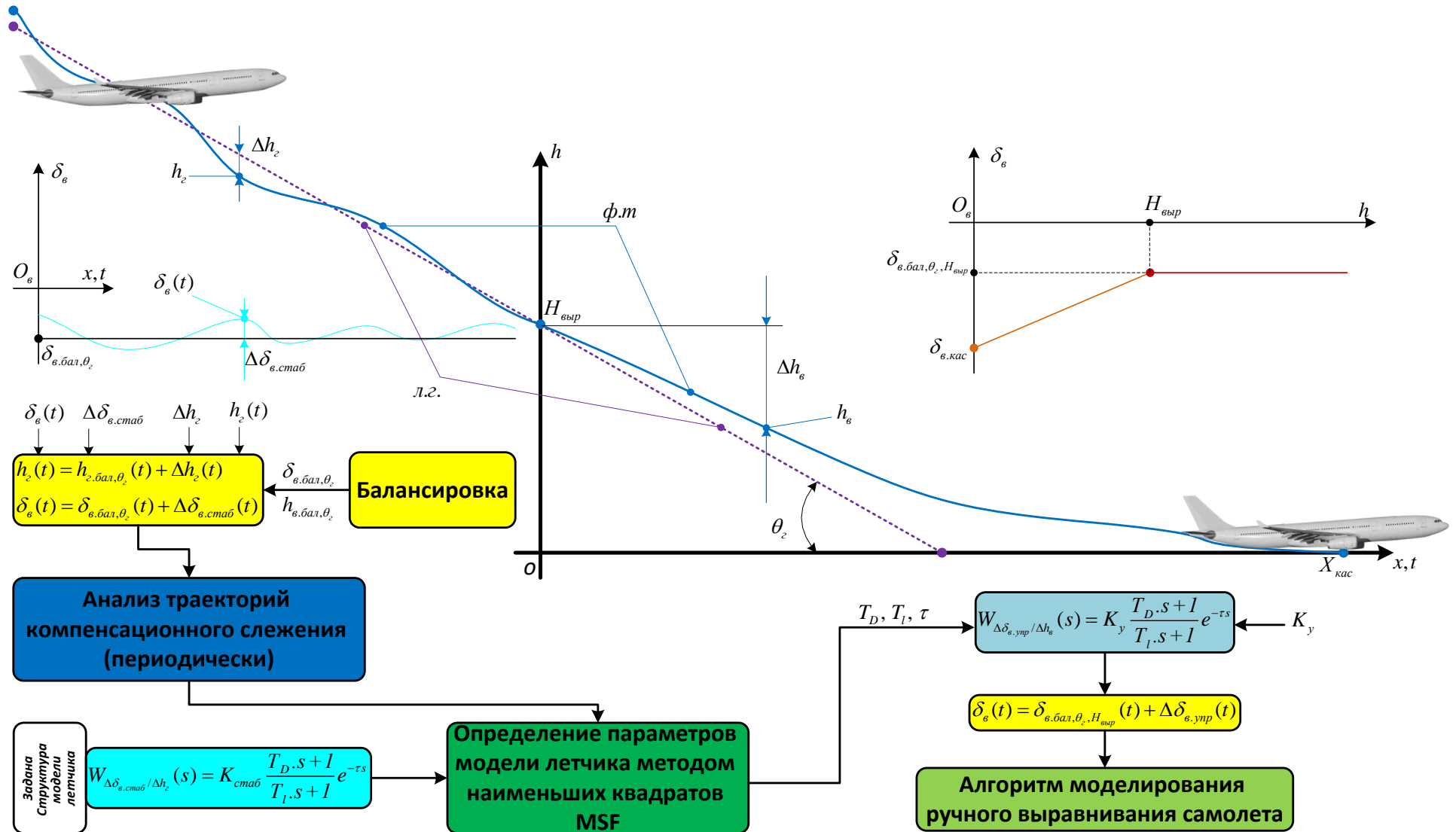


Рис. IV-1. К выявлению динамической характеристики ММ летчика

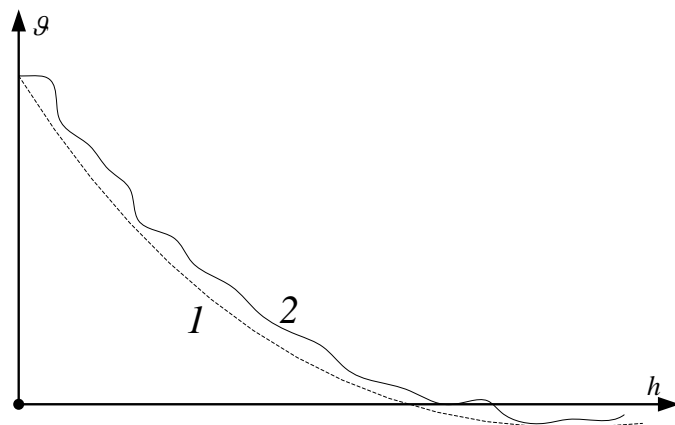
Параметры модели T_D , T_l , τ для конкретного летчика в сложившихся условиях могут быть выявлены на борту на тестовых участках глиссады методами параметрической идентификации [15,140].

При поиске параметров модели летчика использовался алгоритм MSF [15]. В результате поиска постоянные времени летчика T_D , T_l могут принимать значения в пределах $T_D=0.1\div 5$ с; $T_l=0.01\div 0.5$ с и $\tau=0.1\div 0.3$ с [15,16,140].

IV.2. Алгоритм деятельности летчика при ручном выравнивании

При ручном управлении выравниванием летчик работает в замкнутом контуре управления. Анализ законов управления тягой и рулем высоты [140], реализуемых летчиком в ручном режиме посадки, показал, что общим для всех посадок является закон изменения угла тангажа ϑ от высоты, близкий к экспоненте (рис. IV-2, кривая 1.). Это обусловлено, по видимому, тем, что летчику удобней реализовать линейную зависимость отклонения руля высоты от высоты полета, что и ведет к экспоненте $\vartheta(h)$.

Рис. IV-2. Изменение угла тангажа в зависимости от высоты полета



На рис. IV-3 показан закон управления рулем высоты для получения близкого к экспоненте изменения угла тангажа при выравнивании.

При высоте $h > H_{выр}$, соответствующей снижению по глиссаде, отклонение руля высоты равняется балансирующему значению этого режима полета:

$$\delta_v = \delta_{в.бал.}$$

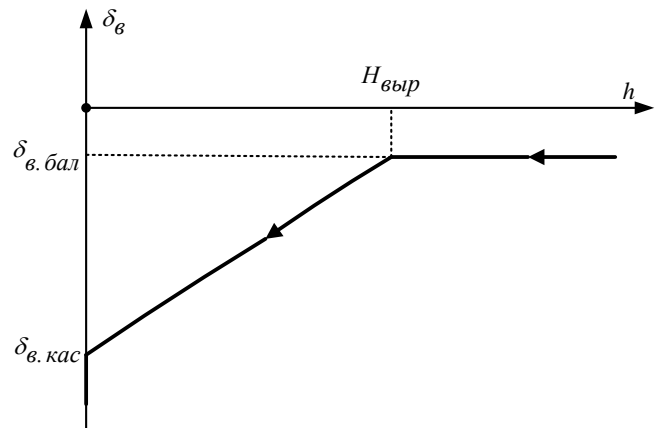
При высоте $h < H_{выр}$ отклонение руля высоты изменяется пропорционально величине $(H_{выр} - h)$ по следующему закону:

$$\delta_{\epsilon} = \delta_{\epsilon, бал} + \Delta\delta_{\epsilon};$$

$$\Delta\delta_{\epsilon} = -K_{\gamma} \cdot (H_{выр} - h).$$

где h – фактическая высота; K_{γ} – коэффициент усиления, выбираемый летчиком адаптивно, исходя из решения о начале выравнивания; $\Delta\delta_{\epsilon}$ является добавкой.

Рис. IV-3. Отклонение руля высоты в зависимости от высоты: δ_{ϵ} – отклонение руля высоты; $\delta_{\epsilon, кас}$ – отклонение руля высоты в момент касания; $H_{выр}$ – высота начала выравнивания; $\delta_{\epsilon, бал}$ – балансирующее отклонение руля высоты при снижении по глиссаде



В случае ручного режима существуют удобные для летчика реализации посадки различные законы управления тягой двигателей от высоты выравнивания до касания ВПП самолетом [15,140]:

1. тяга пропорциональна высоте полета (R_T^1);
2. тяга равна константе (балансирующему значению на высоте начала выравнивания $H_{выр}$) (R_T^2);
3. тяга равняется 10% возможной максимальной тяги (режим малого газа) (R_T^3);
4. тяга равняется нулю (двигатель полностью отключен) (R_T^4);

5. тяга отключается при положительном наклоне траектории ($\theta > 0$) (R_T^5).

Каждый из этих законов может оказаться целесообразным в зависимости от складывающейся обстановки, фактических параметров летчика и ЛА, и выбор производится исходя из анализа в реальном времени на борту ЛА в каждом варианте максимально допустимой для летчика ошибки в оценке высоты выравнивания: $\Delta H_{выр}$.

Итак, блок-схема контура ручного управления летчиком движением самолета при выравнивании имеет вид:

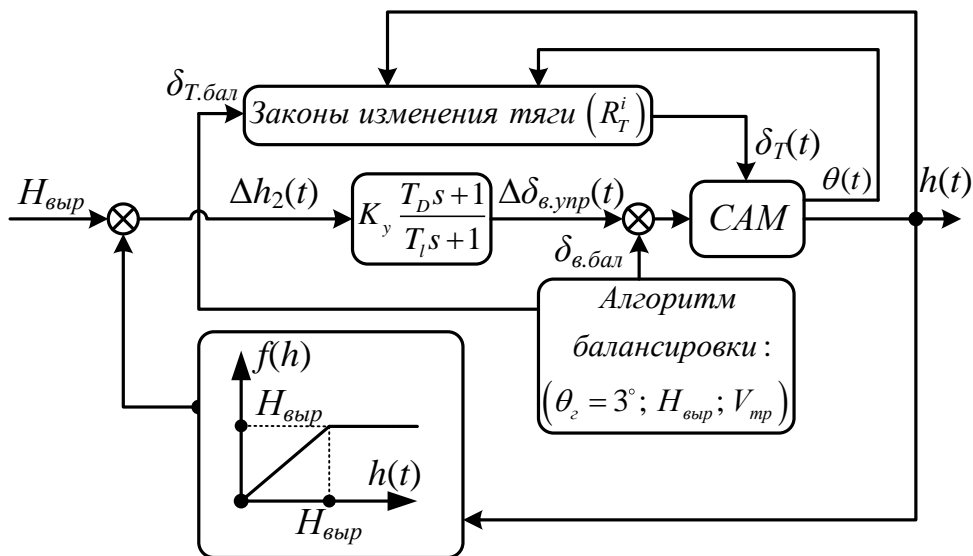


Рис. IV-4. Блок-схема контура ручного управления: θ – угол наклона траектории; САМ – самолет

IV.3. Ограничения на вектор состояния самолета в момент касания ВПП

Поскольку терминальные условия благополучной посадки (вектор состояния ЛА в момент касания ВПП) лежат в определенных диапазонах (рис. IV-5), то это является основанием для выстраивания допустимых трубок посадочных траекторий вокруг желаемой, в которых нужно учесть как возможные изменения в состоянии ЛА в момент касания ВПП (проблемы с шасси, состояние механизации крыла и

т.д.), так и объективное состояние летчика (фактическую динамику летчика как регулятора), а также разброс состояния воздушной среды.

Определяющим в маневре посадки самолета является момент контакта с землей, который должен осуществляться при строго заданных значениях фазовых координат [11,13,105-133,140] таких как:

- Угол тангажа в желаемый момент касания должен лежать в пределах от 2° до 9° . Нижний предел необходим для того, чтобы переднее колесо самолета с трехколесным шасси не прикоснулось к земле первым. Наличие верхнего предела предотвращает соприкосновение хвостовой части самолета с поверхностью земли;

- В течение всего этапа приземления угол атаки самолета не должен превышать критической величины. Для рассматриваемой задачи критическое значение угла атаки принято равным 12° ;

- Положение руля высоты, который управляет продольным движением самолета, ограничено механическими упорами. В рассматриваемой задаче приняты крайние положения руля высоты -30° и $+30^\circ$.

Таким образом, в момент касания ВПП (рис. IV-5) самолет не должен выходить за следующие ограничения по безопасности соприкосновения с полосой аэродрома:

1. вертикальная скорость (м/с): $-3.6 \leq V_{\text{вер.кас}} \leq 0$;
2. траекторная скорость (м/с): $55 \leq V_{\text{кас}} \leq 90$;
3. угол тангажа: $2^\circ \leq \vartheta_{\text{кас}} \leq 9^\circ$;
4. угол атаки: $\alpha_{\text{кас}} \leq 12^\circ$;
5. положение руля высоты: $-30^\circ \leq \delta_e(t) \leq 30^\circ$;
6. воздушная посадочная дистанция (расстояние до точки касания от порога ВПП, над которой начинается выравнивание) (м): $100 \leq X_{\text{кас}} \leq 800$;

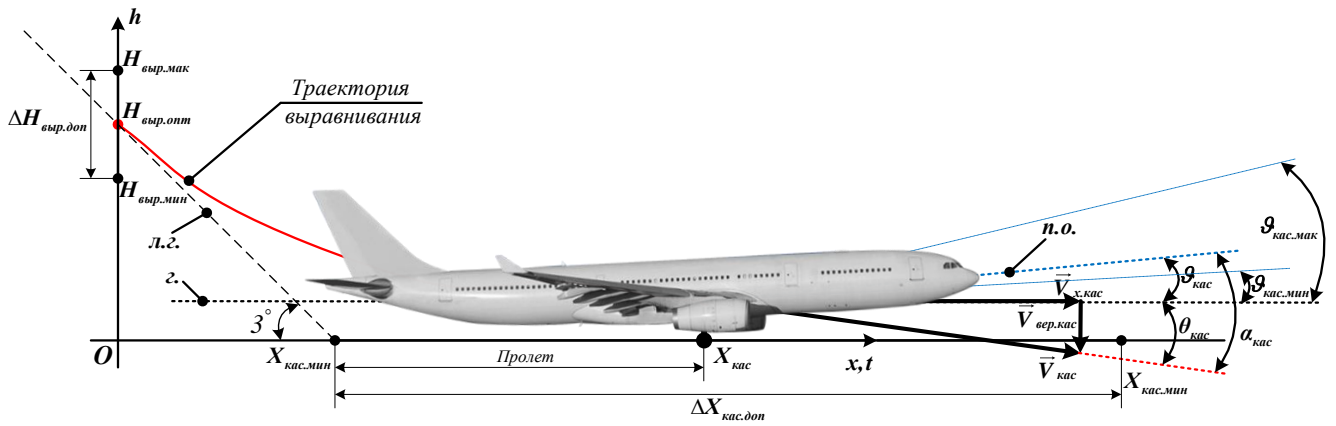


Рис. IV-5. Касание ВПП самолетом:

$X_{кас}$ – точка касания; $V_{вер.кас}$ – скорость снижения (вертикальная скорость); $V_{кас}$ – траекторная скорость; $V_{гор.кас}$ – горизонтальная скорость; $\vartheta_{кас}$ – угол тангажа; $\alpha_{кас}$ – угол атаки; $\theta_{кас}$ – угол наклона траектории; $H_{выр}$ – высота начала выравнивания; $\theta_{гл}$ – угол наклона траектории на глиссаде; $V_{сни}$ – скорость по глиссаде; $L_{выр}$ – пролет в выравнивании; $t_{выр}$ – время выравнивания

IV.4. Алгоритм выбора оптимальной высоты начала выравнивания на основе антропоцентрического принципа

Очевидно, что разные законы управления тягой $R_T^i, i=1,5$ и высоты начала выравнивания $H_{выр}$ приведут к завершению посадки с разными показателями по тактико-техническим требованиям в момент касания ВПП. Однако среди всех допустимых алгоритмов лучше, очевидно [140], выбрать такой, при котором летчик может сделать самую большую относительную ошибку в оценке высоты $H_{выр}$ в процессе выравнивания и при этом оставаться в допусках по ограничениям в момент касания ВПП. Это позволяет летчику работать в условиях минимального психологического напряжения, не боясь ошибиться при определении начальной высоты выравнивания.

На основе моделирования процесса выравнивания с фактическими найденными параметрами Q самолета и летчика T_D, T_l, τ и с различными законами управления тягой построены области допустимых начальных высот выравнивания и проведено их сравнение для выбора наилучшего по комфорту варианта $(R_T^i, H_{выр})$:

$$\max_{H_{выр}, R_T^i} \left[\frac{\Delta H_{дон}}{H_{выр}}(Q, T_D, T_I, \tau) \right].$$

На рис. IV-6 показан пример областей допустимых высот начала выравнивания в отношении между δ_v и $\Delta H_{выр}$, соответствующие двум вариантам управления тягой (вышеприведенным законам (R_T^1) и (R_T^2)). Первому варианту соответствует область 1, а второму – область 2.

Наклонные лучи соответствуют различным коэффициентам усиления K_y , которые летчик должен реализовать, пересекая зоны допустимых начальных высот выравнивания, ограниченные их максимальными и минимальными значениями. Максимальные относительные допустимые отклонения по высоте для первого (R_T^1) и второго (R_T^2) вариантов управления обозначаются $\Delta H_1/H_{сред.1}$ и $\Delta H_2/H_{сред.2}$, где ΔH_1 и ΔH_2 являются разностью между максимальной и минимальной допустимыми высотами, средняя величина которых соответственно обозначена $H_{сред.1}$, $H_{сред.2}$.

На рис. IV-6 границы зон по лучам с соответствующим коэффициентом по реализуемому алгоритму управления рулем высоты (коэффициент усиления K_y) определяются выходом на тот или иной допуск в точке касания ВПП.

При введенных в качестве примера параметрах динамики летчика во втором варианте управления допускается большая относительная ошибка, не приводящая к аварийной посадке.

Параметры, получаемые при реализации второго варианта ручной посадки и определяющие траекторию, являются параметрами желаемой траектории для автоматической посадки, поскольку обеспечивают при необходимости наиболее комфортный переход на ручной режим по соответствующей схеме, что дает больший диапазон для допустимых ошибок летчика. Выбор такой высоты выравнивания целесообразен и для работы ИВК при автоматическом управлении, так как допускает большую погрешность в оценке высоты высотомером ИВК.

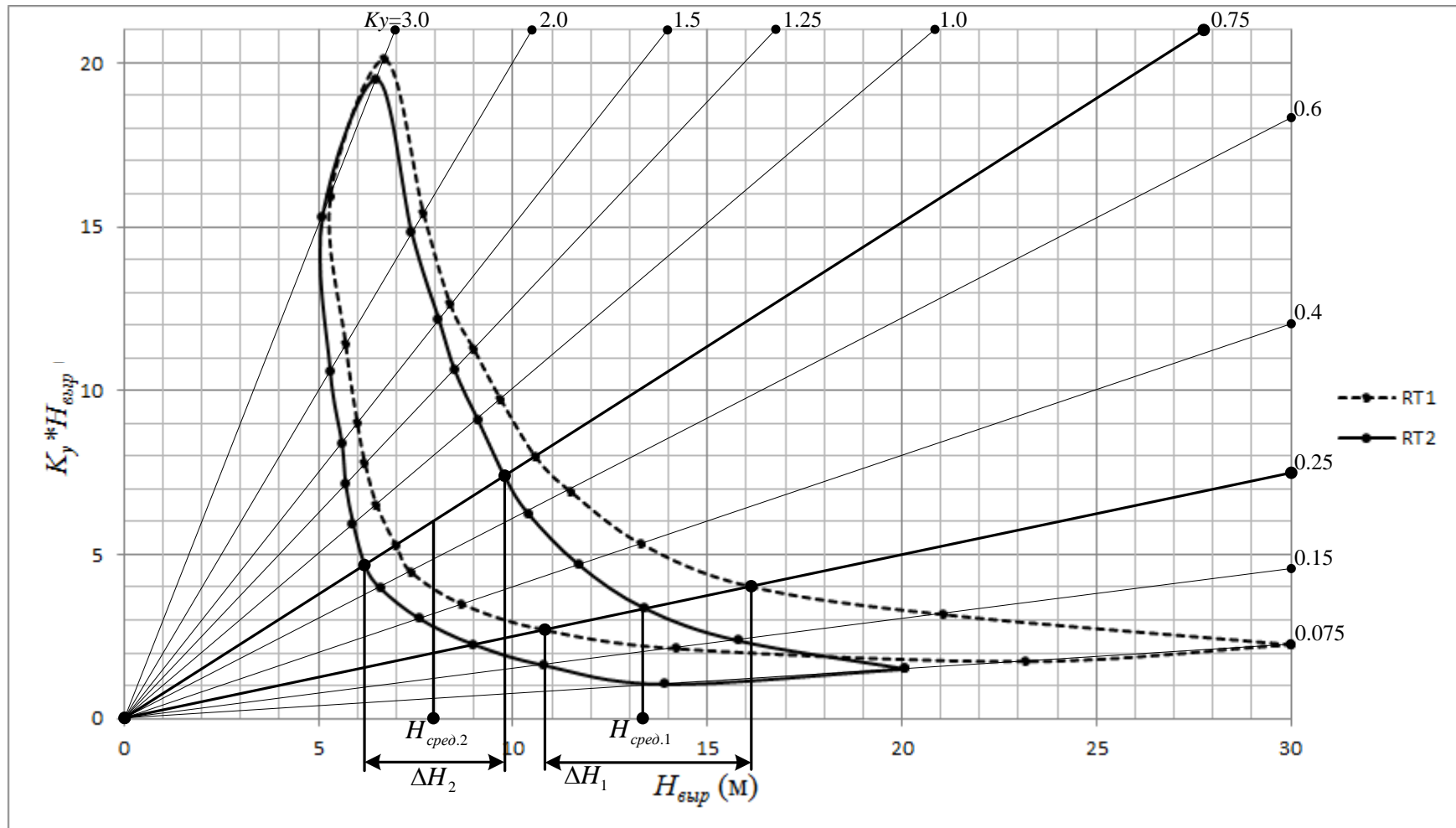


Рис. IV-6. Допустимые области высот выравнивания с двумя вариантами управления

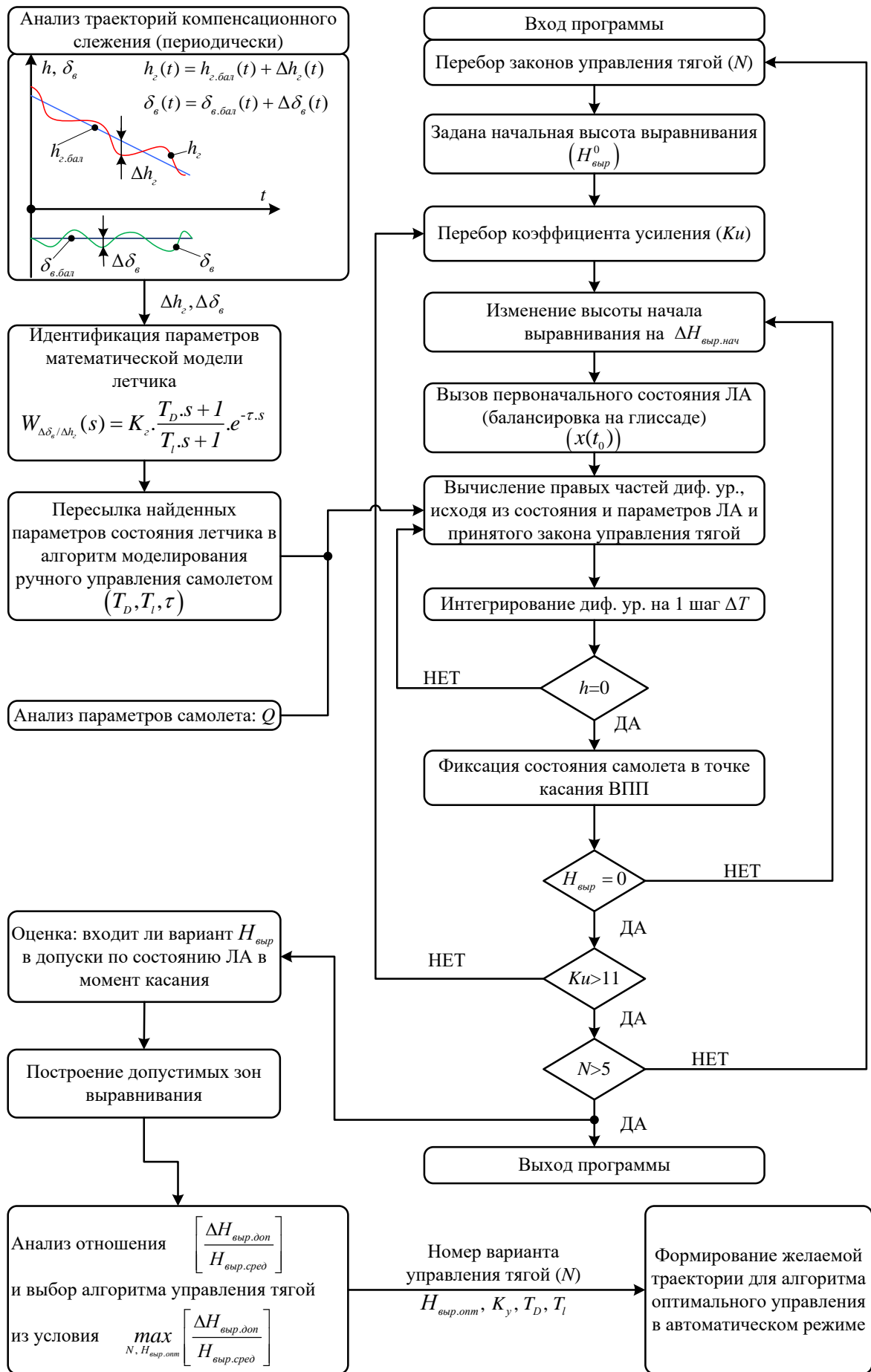


Рис. IV-6*. Блок-схема программы моделирования

Алгоритм выбора высоты начала выравнивания показан в виде блок-схемы на рис. IV-6*, список обозначений, используемых в блок-схеме приведен в табл. IV-1.

Табл. IV-1. Список обозначений, используемых в блок-схеме алгоритма

<i>Обозначение</i>	<i>Описание</i>
$N; R_T^i; RT$	<i>Вариант управления тягой</i>
$K_y; K_{выр}$	<i>Коэффициент усиления по реализуемому алгоритму управления рулем высоты при выравнивании</i>
K_i	<i>Вариант коэффициента усиления</i>
$H_{выр}^0$	<i>Базовая единая начальная высота выравнивания</i>
ΔT	<i>Шаг интегрирования по времени</i>
$H; h$	<i>Высота полета самолета</i>
$H_{выр}$	<i>Текущая высота начала выравнивания</i>
$\Delta H_{нач.выр}$	<i>Шаг изменения по высоте начала выравнивания</i>
$\Delta H_{доп}$	<i>Разность между максимальной и минимальной допустимыми высотами, соответствующая одному коэффициенту усиления</i>
$\frac{\Delta H_{доп}}{H_{выр}}; \Delta$	<i>Относительная допустимая ошибка в определении летчиком начала выравнивания</i>
$V_0, \vartheta_0, \omega_0, \dots$	<i>Исходные: скорость самолета, угол тангажа, угловая скорость,</i>

В работе моделирование движения самолета при выравнивании проведено по алгоритму, описанному в [15,140], как для варианта без учета динамической характеристики летчика, так и с ее учетом в контуре управления при ручном управлении самолетом.

При моделировании движения самолета с учетом динамики летчика в контуре управления в ручном режиме рассмотрены разные наборы параметров динамической характеристики летчика: $T_D=1.0; T_I=0.1$ и $T_D=2; T_I=0.1$.

IV.5. Анализ полученных результатов

Полученные области допустимых высот начала выравнивания при моделировании ручного выравнивания с различными законами изменения тяги двигательной установки самолета, численные значения допустимой относительной ошибки летчика при определении начала выравнивания, допустимые максимальные, минимальные и их средние значения высоты начала выравнивания, а также графики изменения параметров наилучшей траектории и управляющих воздействий по всему времени ручной посадки и значения составляющих векторов состояния и управления самолета в конечный момент – момент соприкосновения с полосой аэродрома соответственно приведены в приложении III данной главы.

Анализ результатов, приведенных в рис. IV-7÷IV-36 и табл. IV-2÷IV-31 в приложении III данной главы, показывает, что:

1. Для варианта первого закона управления тягой (R_T^1) допустимая относительная ошибка $\Delta=0.742138365$ максимальна при коэффициенте усиления $K_y=1.0$ и $T_D=2$ и $T_I=0.1$. Средняя допустимая высота начала выравнивания $H_{\text{доп.сред}}=15.9$ м;

2. Для варианта второго закона управления тягой (R_T^2) допустимая относительная ошибка $\Delta=0.5732484$ максимальна при коэффициенте усиления $K_y=2.0$ и $T_D=2$ и $T_I=0.1$. Средняя допустимая высота начала выравнивания $H_{\text{доп.сред}}=7.85$ м;

3. Для варианта третьего закона управления тягой (R_T^3) допустимая относительная ошибка $\Delta=0.6699029$ максимальна при коэффициенте усиления $K_y=0.75$ и $T_D=2$ и $T_I=0.1$. Средняя допустимая высота начала выравнивания $H_{\text{доп.сред}}=20.6$ м;

4. Для варианта четвертого закона управления тягой (R_T^4) допустимая относительная ошибка $\Delta=0.7514451$ максимальна при коэффициенте усиления

$K_y=1.5$ и $T_D=2$ и $T_l=0.1$. Средняя допустимая высота начала выравнивания $H_{дон.сред}=17.3$ м;

5. Для варианта пятого закона управления тягой (R_T^5) допустимая относительная ошибка $\Delta=0.5732484$ максимальна при коэффициенте усиления $K_y=2.0$ и $T_D=2$ и $T_l=0.1$. Средняя допустимая высота начала выравнивания $H_{дон.сред}=7.85$ м.

И так, в итоге самым наилучшим по допустимой относительной ошибке является вариант при $\Delta=0.7514451$ поскольку она была самой максимальной при четвертом законе управления тягой (R_T^4) при состоянии летчика с коэффициентом усиления $K_y=1.5$ и параметрами $T_D=2$ и $T_l=0.1$. Но в связи с запасом безопасности посадки пассажирского самолета вариант с законом управления тягой (R_T^4) – тяга полностью исключена в практике не рассматривается.

По значению допустимой относительной ошибки вторым максимальным является вариант $\Delta=0.742138365$ при первом законе управления тягой (R_T^1), при коэффициенте усиления $K_y=1.0$ и $T_D=2$ и $T_l=0.1$, при средней допустимой высоте начала выравнивания $H_{дон.сред}=15.9$ м (рис. IV-11 и табл. IV-6 в приложении III данной главы).

По результатам анализа влияния нескольких факторов как высота начала выравнивания не должна малой, так и вариант управления должен удобным (в процессе обучения) для летчика, в итоге выбран такой вариант с первым законом управления тягой (R_T^1), при коэффициенте усиления $K_y=1.0$ и $T_D=2$ и $T_l=0.1$ далее для построения желаемой траектории автоматической посадки. При этом средняя допустимая высота начала выравнивания, являющаяся оптимальной ($H_{дон.опт}$), $H_{дон.сред}=15.9$ м. Допустимый разброс $\Delta H_{выр}$ начала выравнивания максимальный при полученной $H_{дон.опт}$: от 10 м до 21.8 м (рис. IV-37).

При высоте выравнивания ниже $H_{выр}=10.0$ м – реализуются недопустимые величины вертикальной скорости и угла тангажа в точке касания ВПП, поскольку при моделировании выравнивания с высоты $H_{выр}=9.9$ м (рис. IV-37) получены $\vartheta_{кас}=1.540519$ град. и $V_{вер.кас}=-3.62108$ м/с. Они выходят за ограничения по безопасности соприкосновения с полосой аэродрома (см. в разд. IV.3).

При высоте выравнивания выше $H_{выр}=21.8$ м – реализуются недопустимые величины вертикальной скорости и угла тангажа в точке касания ВПП, поскольку при моделировании выравнивания с высоты $H_{выр}=21.9$ м (рис. IV-37) получены $\vartheta_{кас}=-0.06359$ град. и $V_{вер.кас}=-4.44459$ м/с. Они выходят за ограничения по безопасности соприкосновения с полосой аэродрома (см. в разд. IV.3).

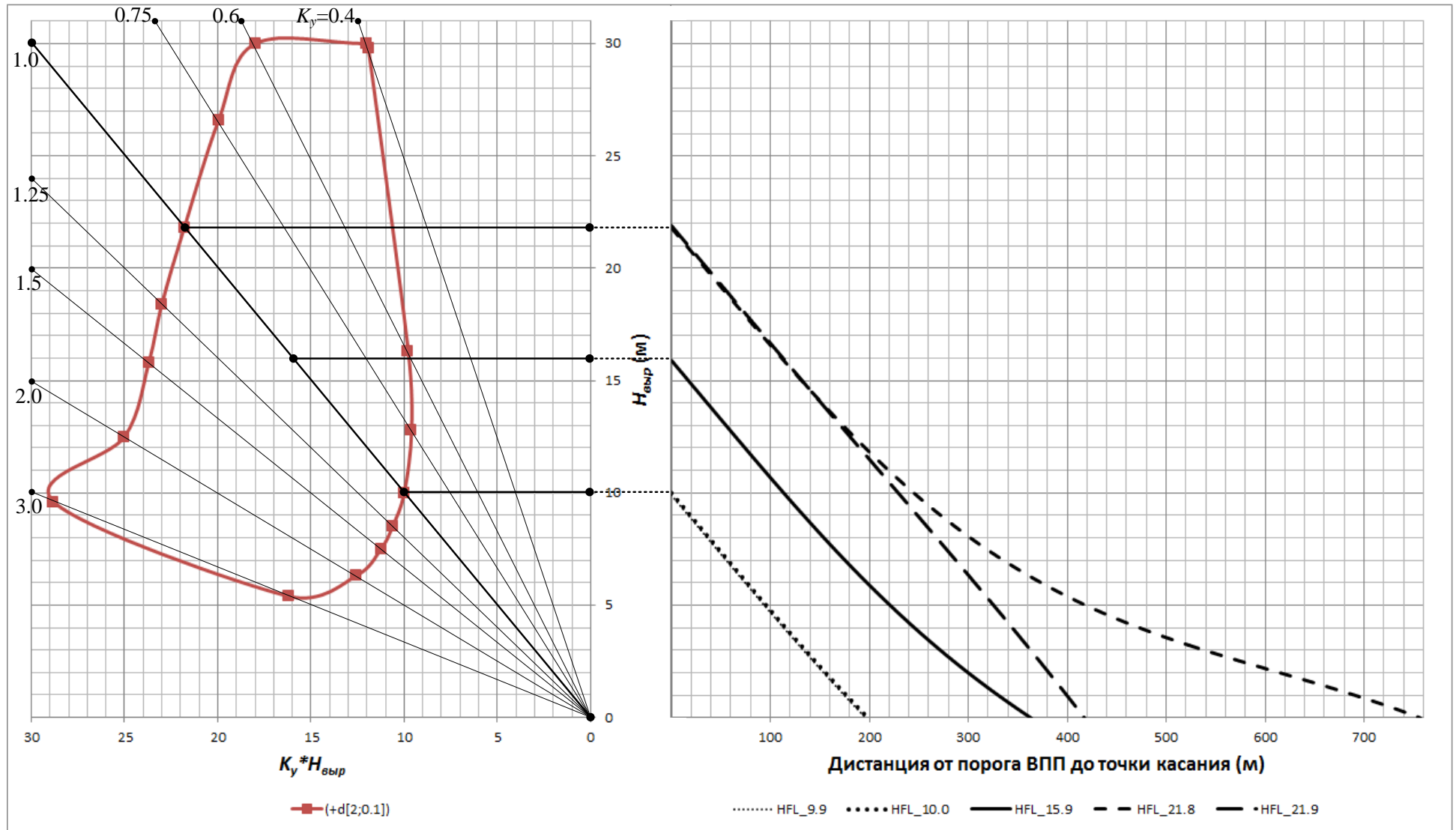


Рис. IV-37. Допустимая зона $H_{\text{вып}}$ при ($RT_1; T_D=2.0; T_l=0.1$) и моделирование выравнивания с некоторых $H_{\text{вып}}$ (9.9 м; 10 м; 15.9 м; 21.8 м; 21.9 м) при $K_y=1.0$

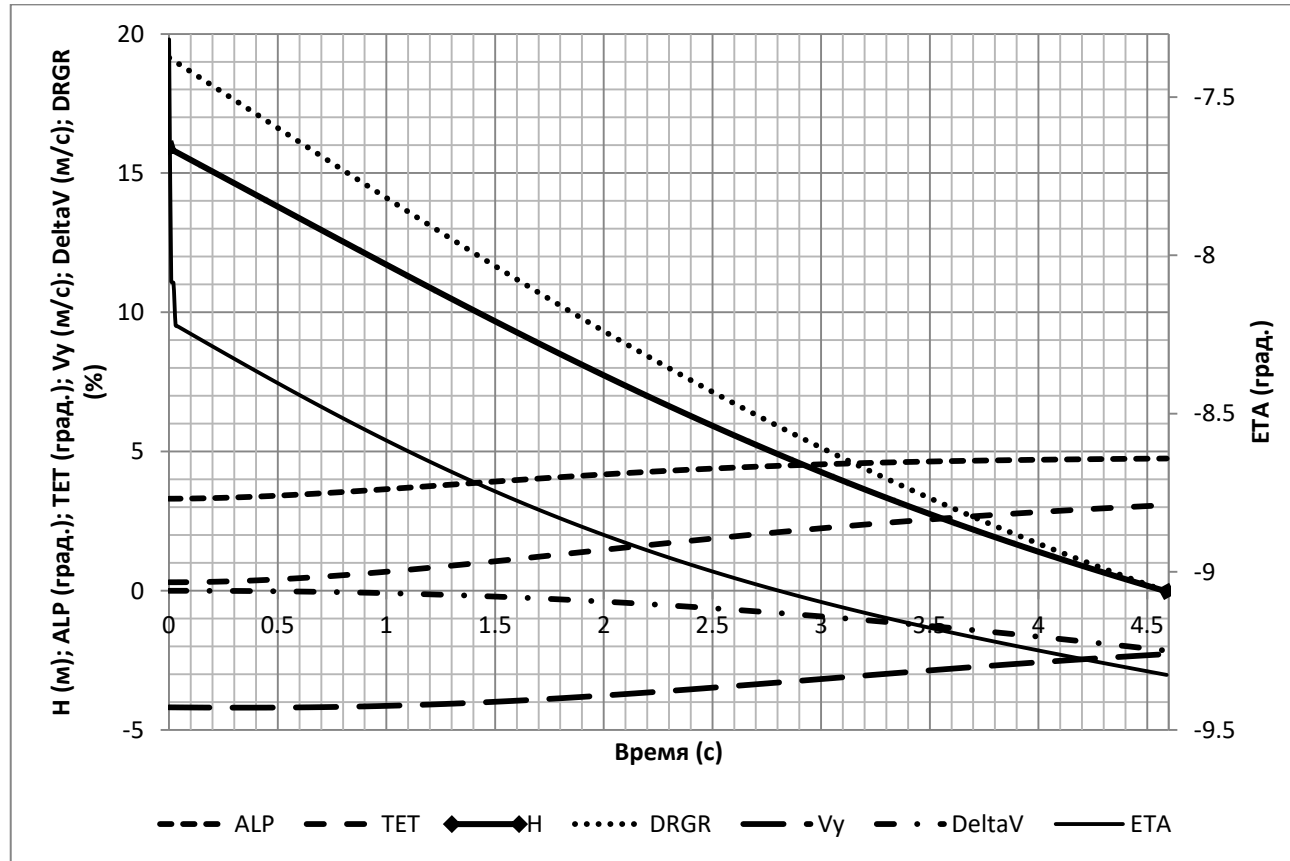


Рис. IV-38. Изменение значения параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-32. Значения параметров векторов состояния и управления самолета в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	4.59	77.84783	-2.27416	3.07626	4.75027	0.37037	363.57045	-9.32589	0.004384
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

И так, высота начала выравнивания и иные параметры траектории получены на основе оптимизации по доступным значениям K_y , T_D , T_l ММ летчика и предлагаемыми законам изменения тяги, и поэтому выбранные оптимальные (позволяющие допускать максимальные относительные ошибки) для реализации летчиком закон изменения тяги двигателя (R_T^l), высота начала выравнивания ($H_{\text{дон.онт}}=15.9$ м) и вид траектории выравнивания (рис. IV-38) далее используются как требуемые для задачи формирования оптимального управления выравниванием самолета в автоматическом режиме, поскольку обеспечивают при необходимости наиболее комфортный переход на ручной режим по соответствующей схеме, что дает большой диапазон для допустимых ошибок летчика.

Выбор высоты выравнивания по такому алгоритму целесообразен и для работы ИВК при автоматическом управлении, так как допускает большую погрешность в оценке высоты высотомером ИВК.

IV.6. Идентификация параметров критерия оптимального управления выравниванием

Чтобы автоматический режим управления при выравнивании максимально согласован с ручным поставлена задача нахождения критерия оптимального управления, который позволит формировать программное управление самолетом при выравнивании и параметры траектории тогда как можно максимально совпадают с параметрами ручного режима.

В данной работе были приняты виды подынтегральной и терминальной функций критерия оптимизации при выравнивании

$$J_{\text{выр}} = \Phi_{\text{выр}}[x(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L_{\text{выр}}[x(t), x_{\text{жс}}(t), u(t), u_{\text{жс}}(t), t] dt :$$

$$L_{\text{выр}}[x(t), x_{\text{жс}}(t), u(t), u_{\text{жс}}(t), t] = \mu_1 [H_{\text{жс}}(t) - H(t)]^2 + \mu_2 [\delta_{\text{в.жс}}(t) - \delta_{\text{в}}(t)]^2 + \\ + \mu_3 [V(t) - V_{\text{жс}}(t)]^2 + \mu_4 [V_{\text{вер.}}(t) - V_{\text{вер.жс}}(t)]^2 + \mu_5 [\vartheta(t) - \vartheta_{\text{жс}}(t)]^2 + \mu_6 [\alpha(t) - \alpha_{\text{жс}}(t)]^2$$

где $H_{ж}(t), V_{ж}(t), V_{вер.ж}(t), \mathcal{G}_{ж}(t), \alpha_{ж}(t), \delta_{в.ж}(t)$ – желаемые значения высоты, скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, угла атаки, отклонения руля высоты соответственно в данный момент времени t ;

$H(t), V(t), V_{вер}(t), \mathcal{G}(t), \alpha(t), \delta_{в}(t)$ – фактические значения высоты, скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, угла атаки, отклонения руля высоты соответственно в конечный момент времени t_f ;

$$\begin{aligned} \Phi_{выр}[x(t_f)] = & \mu_7 [V(t_f) - V_{кас.тр}]^2 + \mu_8 [V_{вер.}(t_f) - V_{кас.вер.тр}]^2 + \\ & + \mu_9 [\mathcal{G}(t_f) - \mathcal{G}_{кас.тр}]^2 + \mu_{10} [Прл(t_f) - Прл_{кас.тр}]^2 \end{aligned}$$

где $V(t_f), V_{вер}(t_f), \mathcal{G}(t_f), Прл(t_f)$ – значения скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, пролета самолет соответственно в конечный момент времени t_f (момент касания ВПП);

$V_{кас.тр}, V_{вер.кас.тр}, \mathcal{G}_{кас.тр}, Прл_{кас.тр}$ – требуемые значения скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, пролета соответственно в конечный момент времени t_f (момент касания ВПП).

при ограничении в момент t_f : $\Psi_{выр}[x(t_f)] = [H(t_f); \omega_z(t_f)]^T = 0$, где $H(t_f); \omega_z(t_f)$ – соответственно высота и проекция на ось Oz угловой скорости самолета, заданные в правом конце, которые выдерживают самолета в неповоротном положении при соприкосновении с ВПП и дают ему благополучно приземлиться.

Сформируем критерий оптимального управления следующим образом:

1. Подынтегральная функция $L_{выр}[x(t), x_{ж}(t), u(t), u_{ж}(t), t]$, отвечающая за согласование в течение интервала управления параметров оптимального и полученного выше ручного выравнивания, содержит сумму взвешенных ошибок по высоте, скорости полета, вертикальной скорости, углам тангажа и атаки, и руля высоты. Ее координатные слагаемые обеспечивают адаптацию движения (траектории) оптимального управления самолетом при выравнивании в сравнении с

так называемой желаемой траекторией для автоматической посадки, полученной при решении задачи ручной посадки. А слагаемый по управлению отклонением руля высоты обеспечивает минимизацию расхождения управляющих воздействий между ручного и оптимального выравнивания;

2. Терминальная функция $\Phi_{выр}[x(t_f)]$, отвечающая за требование к параметрам вектора состояния самолета при оптимальном управлении выравниванием в терминальной точке (в момент касания ВПП).

В данной работе принят закон изменения тяги двигательной установки при оптимальном управлении как и в ручном режиме с целью повышения удобства для летчика при пилотировании. Это значит, что программа оптимального управления ищет в данном случае только оптимальное отклонение руля высоты.

Вид критерия $J_{выр}$ сформирован, состоит задача определения значений неизвестных искомым параметров $\mu_1 \div \mu_{10}$ данного критерия.

В данной работе приняты в критерии оптимизации $J_{выр}$ при выравнивании следующие значения весовых коэффициентов $\mu_1 \div \mu_{10}$:

Табл. IV-33. Значения искомым параметров критерия $J_{выр}$

μ_1	μ_2	μ_3	μ_4	μ_5	μ_6	μ_7	μ_8	μ_9	μ_{10}
150.0	25.0	50.0	200.0	10.0	15.0	0.1	10.0	2.0	1.0

Таким образом, критерий оптимизации при выравнивании имеет следующий вид:

$$\begin{aligned}
 J_{выр} = & 0.1[V(t_f) - 80]^2 + 10[V_{вер.}(t_f) - (-2)]^2 + 2[\mathcal{G}(t_f) - 3]^2 + [Прл(t_f) - 65]^2 + \\
 & + \int_{t_0}^{t_f} \left(150[H_{ж.}(t) - H(t)]^2 + 25[\delta_{в.ж.}(t) - \delta_в(t)]^2 + 50[V(t) - V_{ж.}(t)]^2 \right. \\
 & \left. + 200[V_{вер.}(t) - V_{вер.ж.}(t)]^2 + 10[\mathcal{G}(t) - \mathcal{G}_{ж.}(t)]^2 + 15[\alpha(t) - \alpha_{ж.}(t)]^2 \right) dt
 \end{aligned}$$

IV.7. Автоматическое оптимальное управление выравниванием самолета с полученным критерием

В этом разделе решается задача оптимального управления выравниванием самолета с полученным критерием, найденным в предыдущем разделе на основе оптимальных желаемых параметров траектории и управляющих воздействий ручного выравнивания, которые определены по антропоцентрическому походу.

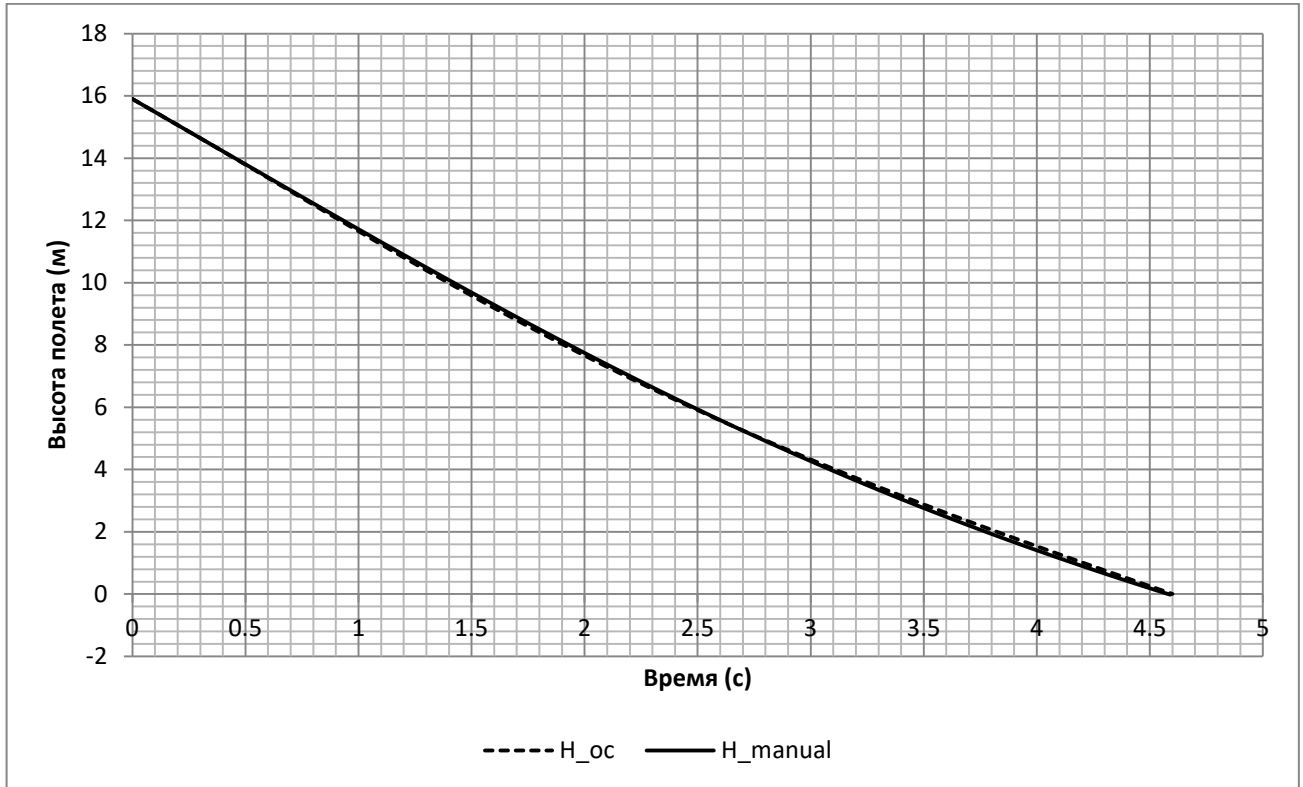
При решении данной задачи в работе рассматриваются три варианта учета инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа:

1. вариант 1 – с учетом инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа;
2. вариант 2 – тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания (линейное уменьшение) и с учетом инерционности привода руля высоты;
3. вариант 3 – тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания и без учета инерционности привода руля высоты.

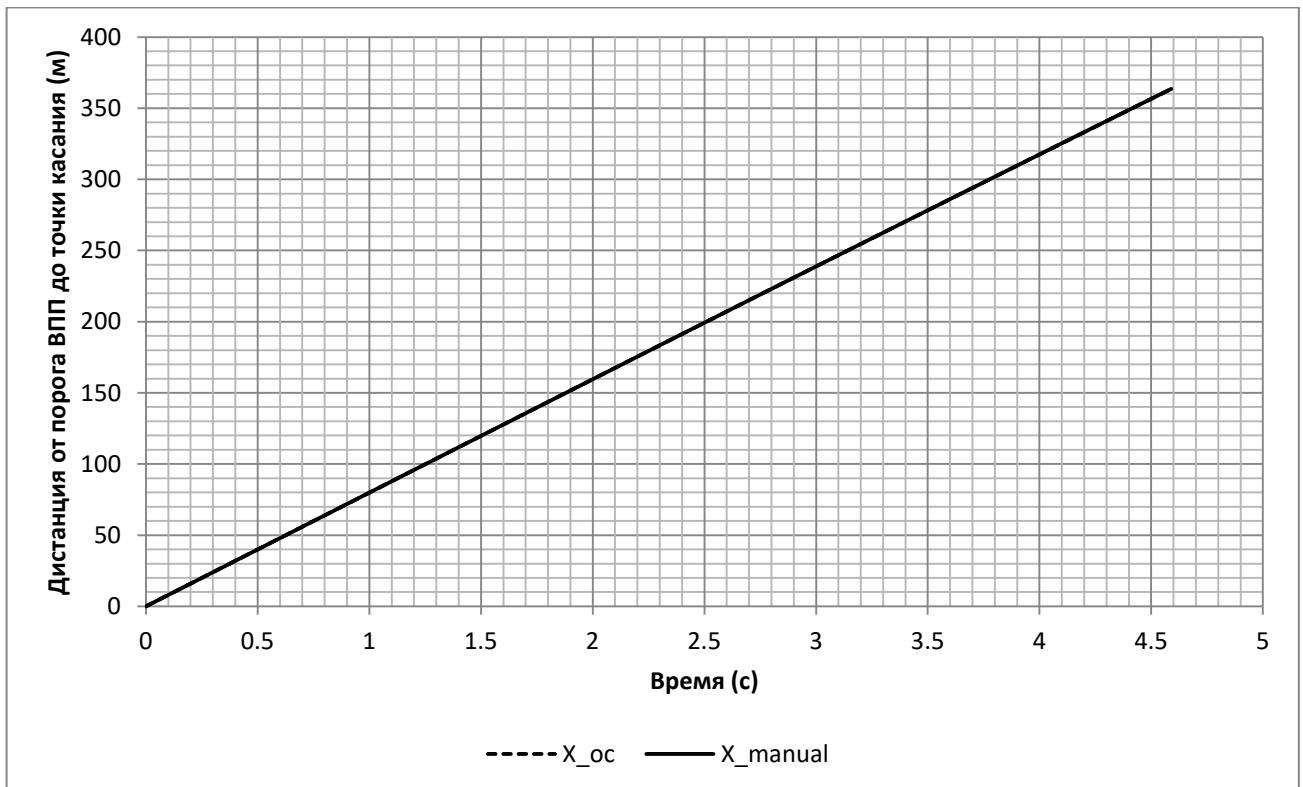
Результаты решения задачи по принятому выше критерию при втором варианте приведены на рис. IV-39, IV-40 и IV-41, а результаты при остальных вариантах см. в приложении IV данной работы.

Изменения параметров векторов состояния и управления автоматического оптимального и ручного режимов приведены одновременно вместе на одних графиках с целью сравнения расхождения между ними.

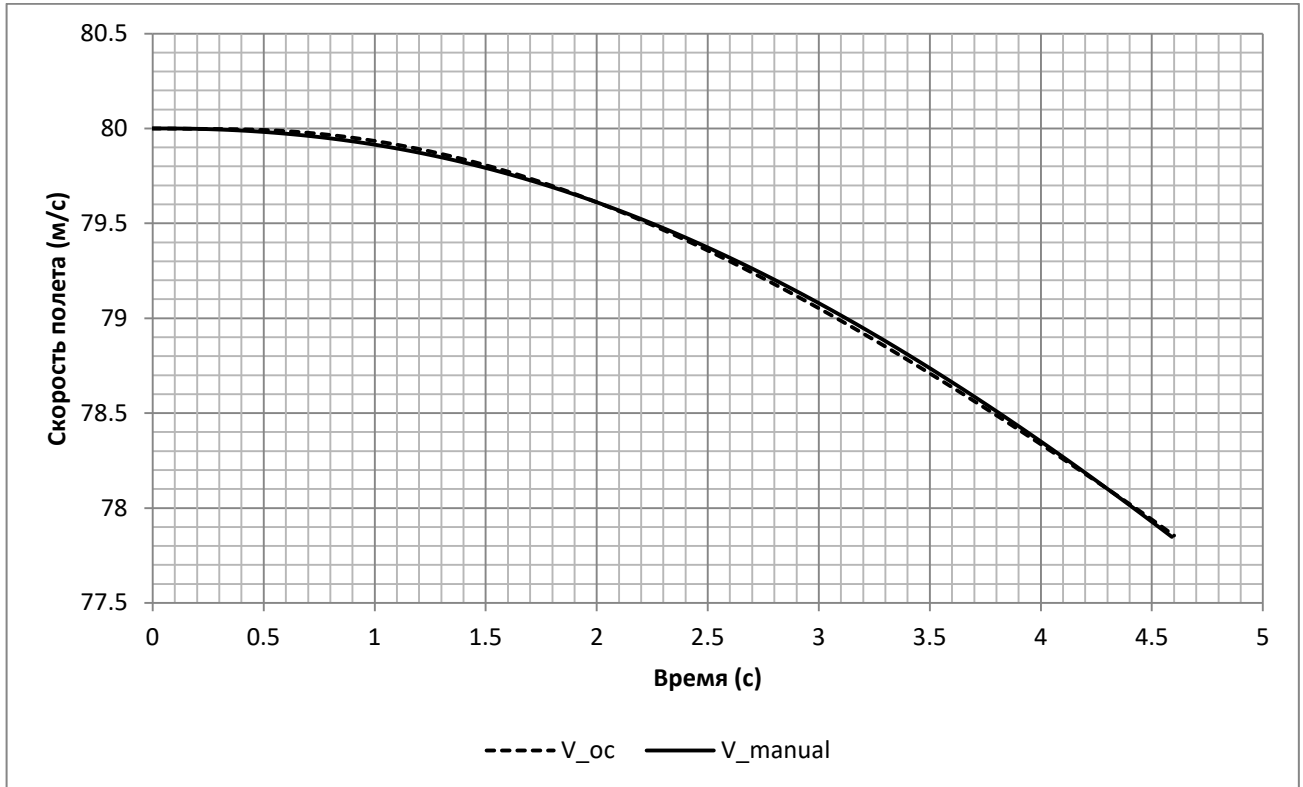
На этих графиках пунктирные линии (линии с названием, обозначенным “_oc”) – параметры оптимального управления выравниванием, а нормальные (линии с названием, обозначенным “_manual”) – ручного выравнивания.



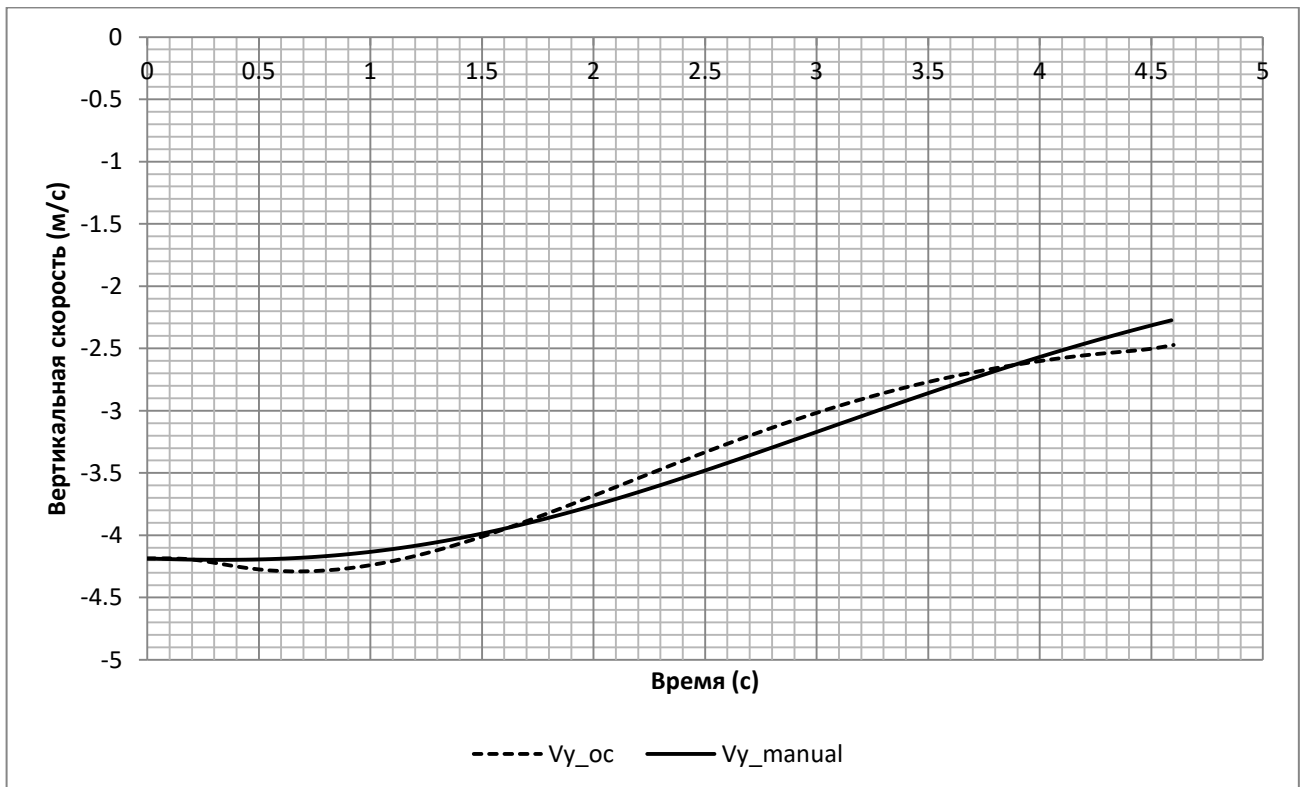
Изменение высоты полета при выравнивании (м)



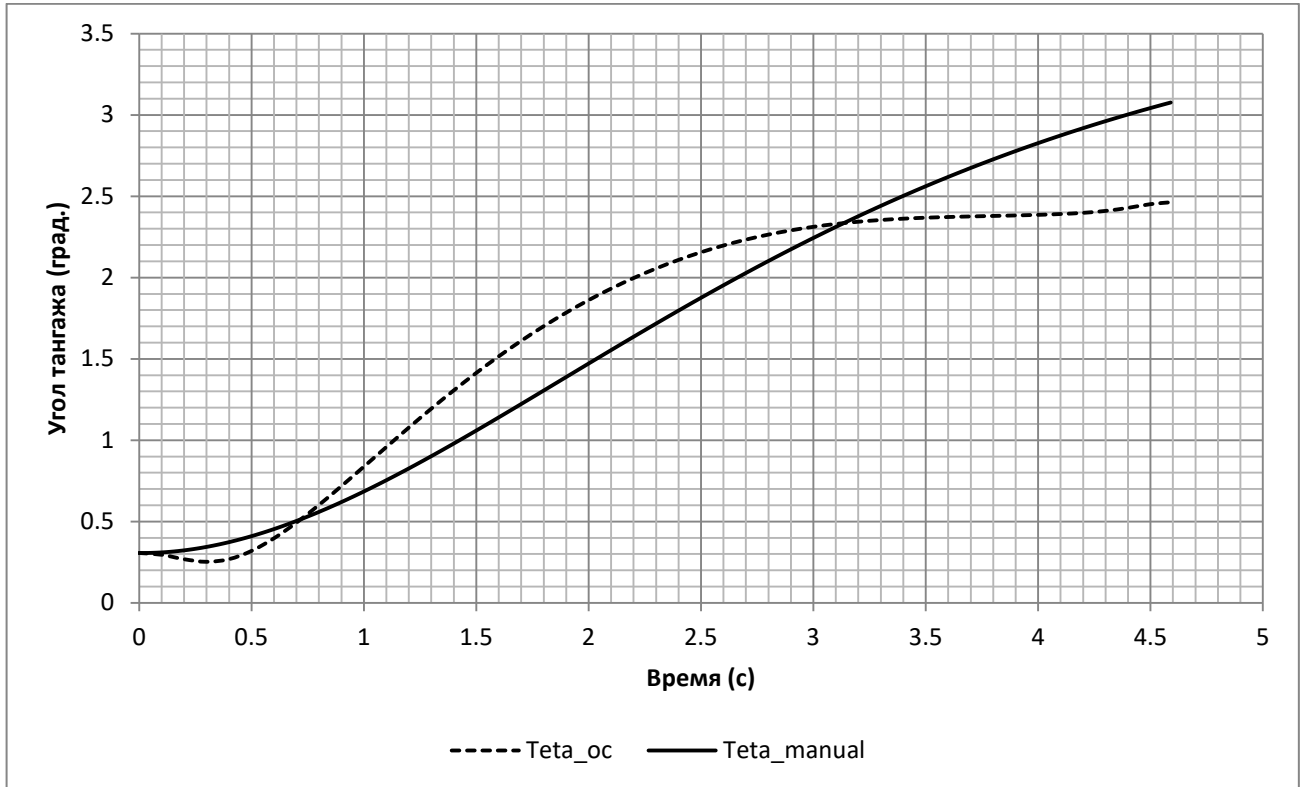
Дистанция от порога ВПП до точки касания – X (м)



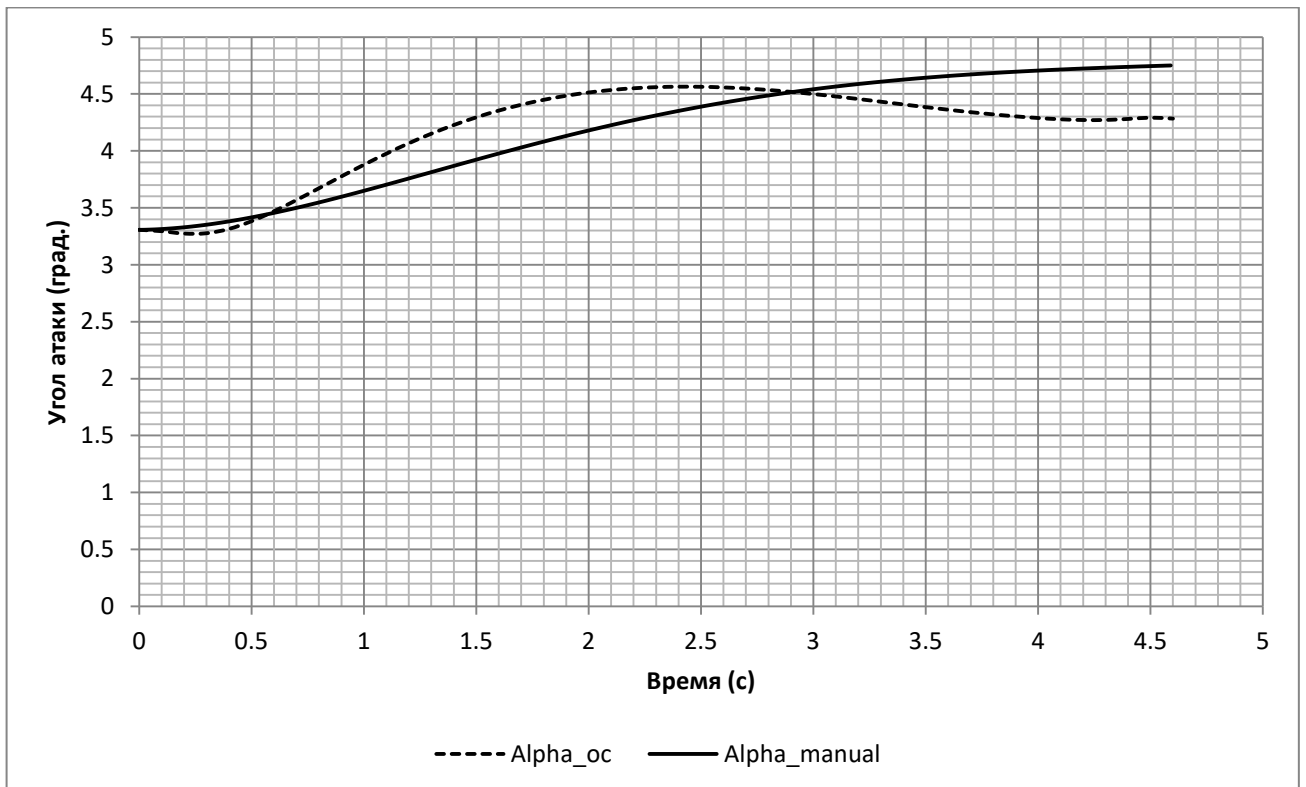
Скорость полета – V (м/с)



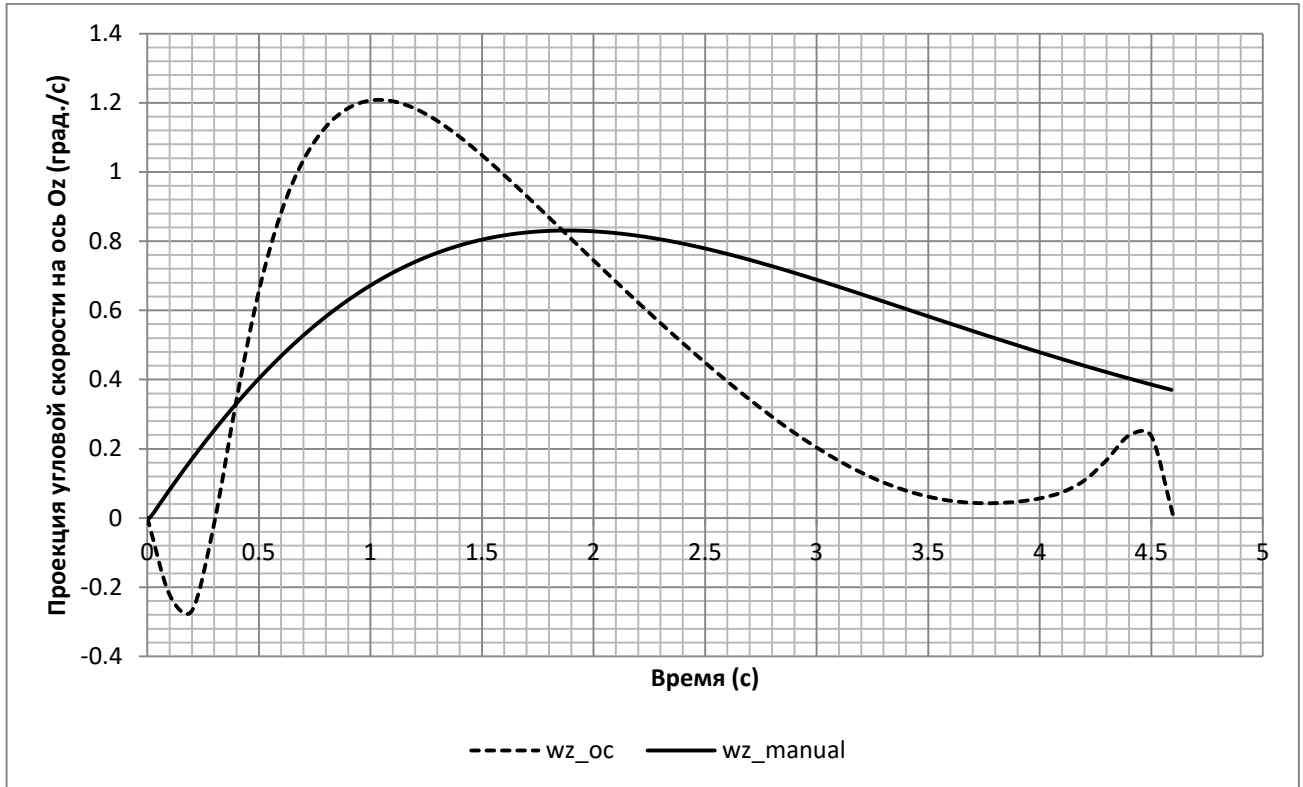
Вертикальная скорость – V_y (м/с): знак (-) указывает направление полета



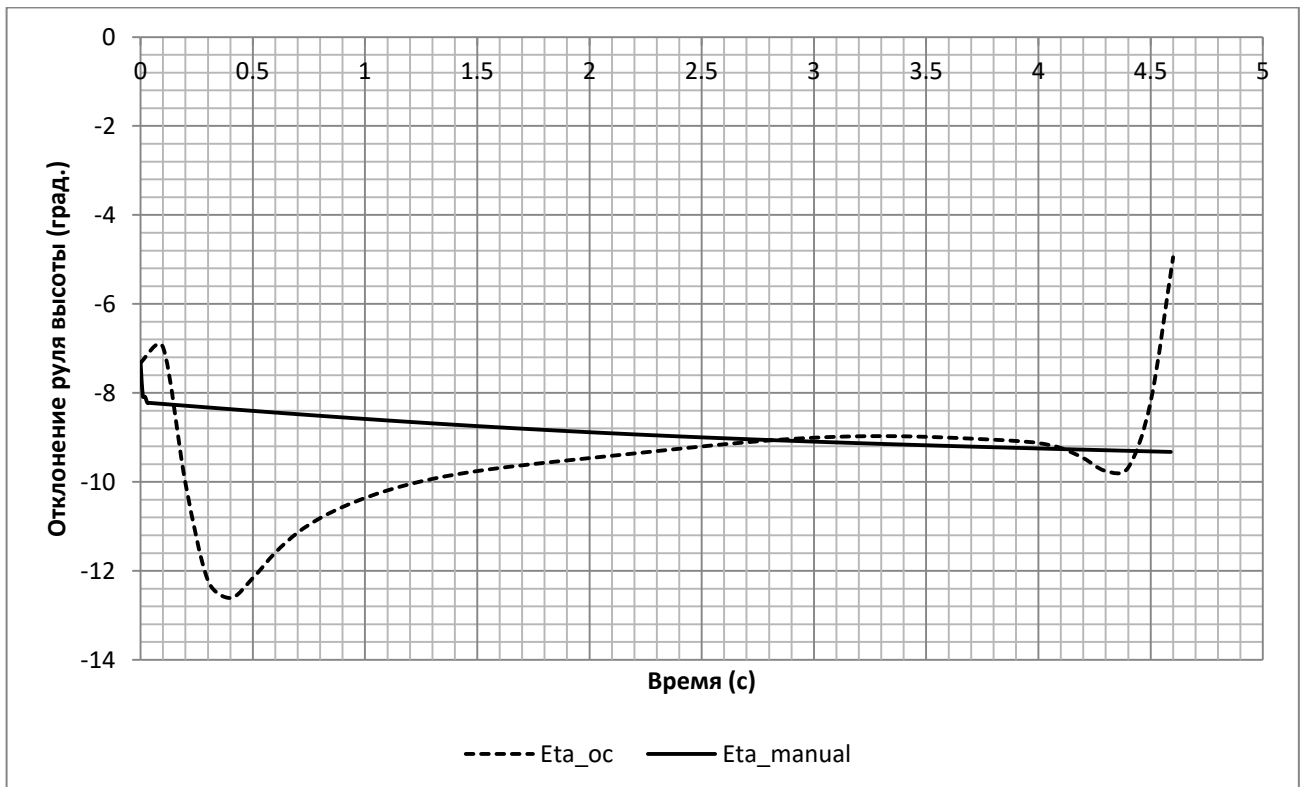
Угол тангажа – ϑ (град.)



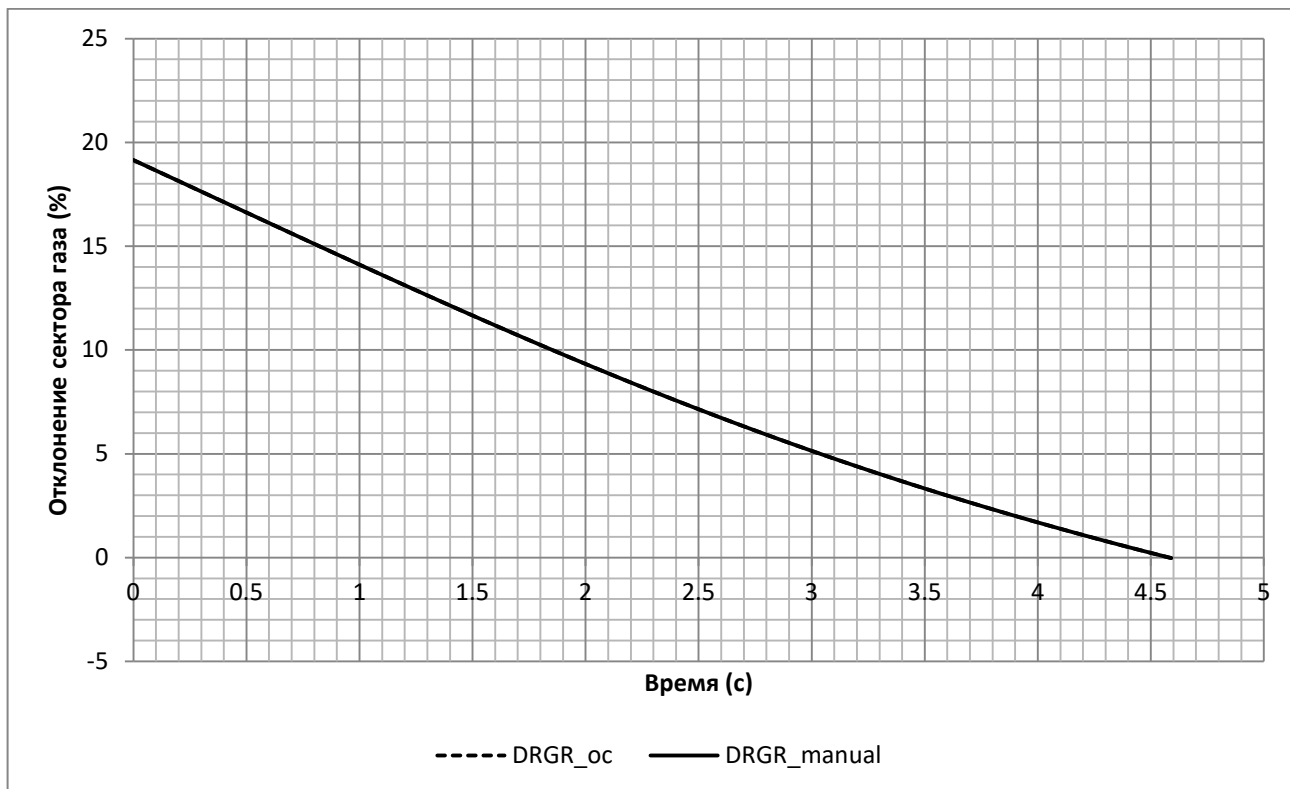
Угол атаки – α (град.)



Проекция угловой скорости на Oz – ω_z (град./с)



Отклонение руля высоты – δ_v (град.)



Отклонение сектора газа – δ_T (%)

Рис. IV-39. Графики изменения некоторых фазовых координат и управляющих воздействий двух режимов управления самолетом по времени (с)

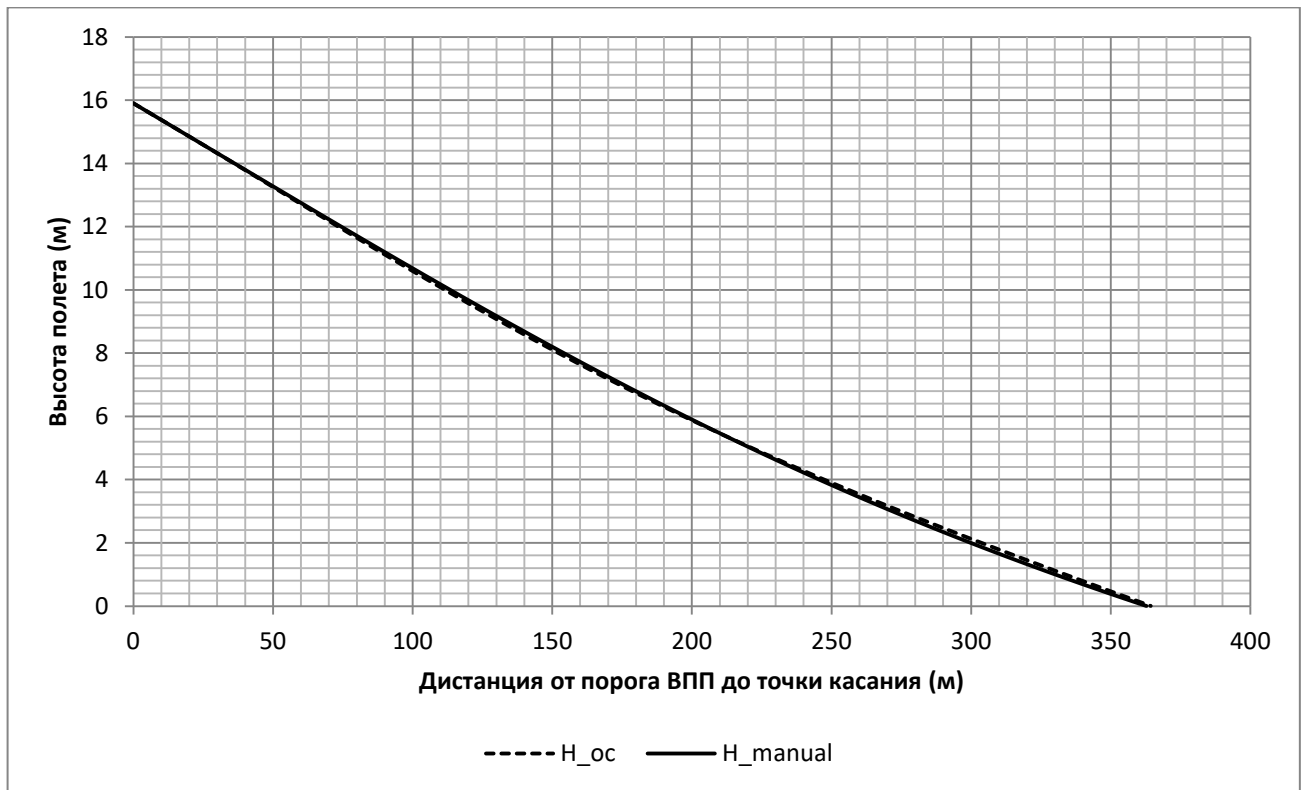


Рис. IV-40. Изменение высоты полета при выравнивании (м) по дистанции от порога ВПП (м)

Параметры векторов состояния и управления самолета в момент касания ВПП при ручном и оптимальном управлении показаны в табл. IV-34:

Табл. IV-34. Параметры самолета при касании ВПП

Обозначение	Ручной режим	Оптимальное управление	Размерность
Время выравнивания	4.6	4.6	с
Траекторная скорость	77.847831	77.854769	м/с
Вертикальная скорость	-2.27416	-2.472287	м/с
Угол тангажа	3.076261	2.463799	град.
Угол атаки	4.750274	4.283538	град.
Проекция угловой скорости на Oz	0.37037	0.000393	град./с
Дистанция от порога ВПП до точки касания	363.570457	364.321885	м
Пролет	60.18	60.93	м
Отклонение сектора газа	0.004384	0.004384	%
Отклонение руля высоты	-9.325892	-4.950442	град.

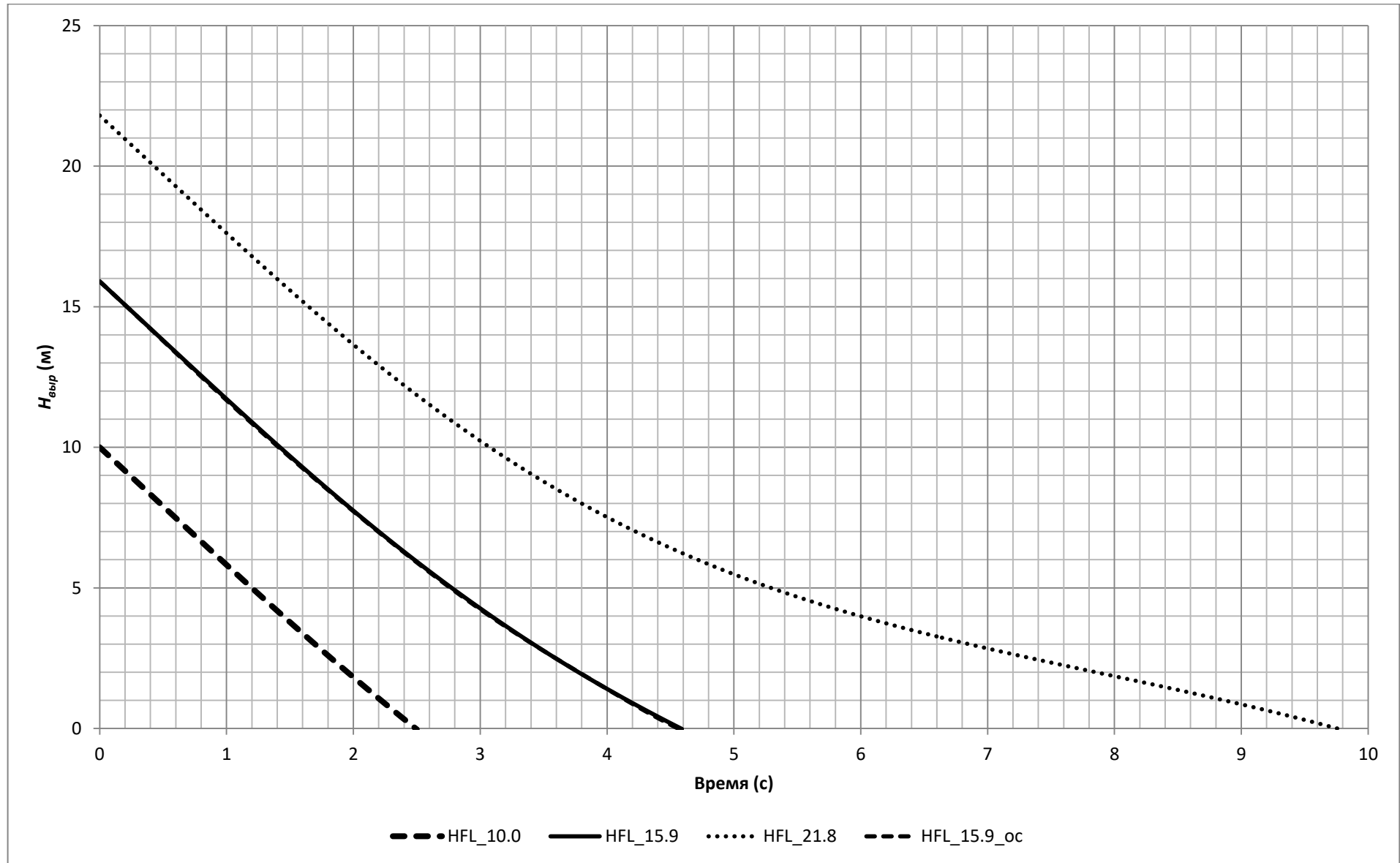


Рис. IV-41. Траектории выравнивания по времени (с) с разных высот начала выравнивания: HFL_10.0 – с 10.0 м; HFL_15.9 – с 15.9 м; HFL_21.8 – с 21.8 м; HFL_15.9_ос – с 15.9 м при оптимальном управлении

IV.8. Выводы

Разработан и реализован алгоритм нахождения оптимальной высоты начала выравнивания и закон изменения управляющих воздействий (тяга и отклонение руля высоты), по которым формируется желаемая траектория автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа, позволяющая снизить нагрузку на летчика, то есть допускается максимально относительная ошибка в оценке высоты начала выравнивания. На основе полученных желаемой траектории и управления автоматической посадки найден критерий оптимального управления автоматического выравнивания.

Для неэнергичного движения самолета (участка выравнивания) при оптимальном управлении по результатам, показанным на вышеуказанных графиках, видно что значения параметров вектора состояния самолета при оптимальном управлении как высоты, траекторной скорости, вертикальной скорости, углов тангажа и атаки, так и управляющих воздействий отклонений руля высоты, сектора газа существенно мало отличаются от значений соответствующих параметров ручного выравнивания, найденных на основе антропоцентрического подхода и являющихся желаемыми автоматического выравнивания. Следовательно это дает сделать вывод о том, что найденный критерий оптимального управления выравнивания можно использовать для формирования управляющих воздействий для автоматического управления собственно посадкой. При этом летчику позволить мгновенно включаться на ручной режим из автоматического в зависимости от обстановки либо на борту, либо на аэродроме посадки если ему это нужно для обеспечения безопасности полета. Поскольку как выше сказано все параметры траектории ручного выравнивания и автоматического и управляющие воздействия двух этих режимов управления согласованы друг с другом.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных исследований получены следующие основные результаты и выводы:

1. предложен алгоритм формирования желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета исходя из антропоцентрического принципа, обеспечивающего в случае экстренного перехода на ручное управление максимальное удобство для летчика в продолжении полета в ручном режиме, за счет реализации в ранее автоматическом режиме траектории, сформированной исходя из разработанных ММ учета опыта конкретного летчика, его физического состояния и оптимизации по развитым моделям ручного управления выбора параметров траекторий, допускающих максимально большие относительные ошибки пилотирования;

2. предложен и реализованы алгоритмы идентификации параметров ММ поведения летчика при пилотировании им самолета как при энергичном маневре (развороте на глиссаду), так и при неэнергичных маневрах (движении по глиссаде и выравнивании) по оптимизационному алгоритму, основанному на учете выявленных управлений и траекторий, сформированных данным летчиком в реальном полете или эксперименте на тренажере. С помощью полученных ММ формируются управляющие воздействия, максимально приближенные к фактически реализуемым летчиком;

3. проанализировано и исследовано влияние зашумления $\zeta(t)$ входных данных (траектории) и начальных значений K_0 на работу алгоритма поиска параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения самолета на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t)$ и $u_{эксн}(t)$ и его программы реализации. Показано малое влияние этих факторов на итоговую оценку параметров $k_1 \div k_7$ искомого критерия J ;

4. разработан и реализован алгоритм решения задачи оптимального управления движением самолета (выходом на глиссаду и выравниванием) на

основе градиентного метода первого порядка, где предложены дополнительные циклы алгоритма, позволяющие подбирать переменные весовые коэффициенты, определяющие величину приращения управления по направлению антиградиента и обеспечивающие сходимость значения параметров состояния к требуемым;

5. построена ММ комплексного моделирования движения пассажирского самолета, позволяющая исследовать движения данного самолета в районе аэродрома, особенно, при его посадке с участка выхода на линию глиссады снижения до касания ВПП. Произведен учет экранного эффекта, влияющего на самолет при движении вблизи земной поверхности, что позволило описать и моделировать более «реальное» движение самолета при посадке и проанализировать влияние параметров траектории посадки для ручного режима (таких как высота выравнивания, так и параметры динамики летчика).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Котик М.Г.* Динамика взлета и посадки самолетов. -М.: Машиностроение, 1984, -256 с., ил.
2. *Белгородский С.Л.* Автоматизация управления посадкой самолета. - М.: Транспорт, 1972, -352 с.
3. *Арепьев А.Н.* Проектирование легких пассажирских самолетов. -М.: Изд-во МАИ, 2006, -640 с., ил.
4. *Шейнин В.М., Козловский В.И.* Проблемы проектирования пассажирских самолетов. -М.: Машиностроение, 1972, -398 с.
5. *Евгений Г.С.* Автоматизация неустановившихся режимов полета самолетов. -М.: Машиностроение, 1980, -144 с.
6. *Кассин Ю.Г.* Автоматическое управление самолетом при заходе на посадку / Кассин Ю. Г., Г. В. Анисимов, Н. М. Богданченко. -Рига: РКИИ ГА, 1979. -55 с.: ил.
7. *Хованский Ю.М.* Системы автоматического управления самолетом на посадке / Ю.М. Хованский, В.К. Пономарев. -Л: ЛЭТИ, 1978. -50 с.: ил.
8. *Бехтина Н.Б., Сметанина Н.А.* Математическое моделирование движения тяжелых транспортных самолетов на посадке // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. № 226.
9. *Смирнов Ю.С., Ларионов В.А., Юрасова Е.В.* Технологии обеспечения безопасности инструментальных систем посадки самолетов // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. 2014. № 3. Том 14.
10. *Кузьмин В.П.* Определение коэффициентов в алгоритме управления продольным движением самолета при автоматической посадке с учетом ограниченной эффективности органов управления // Ученые записки ЦАГИ. 1987. № 4. Том XVIII.
11. *Кубланов М.С.* Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: монография. -М.: РИО МГТУ ГА, 2013. -270 с.
12. *Мерриэм К.У.* Теория оптимизации и расчет систем управления с обратной связью. -М.: Мир, 1967. -552 с.
13. *Мальшиев В.В., Старков А.В., Титков М.А.* Имитация мягкой посадки в земных условиях. Электронный журнал «Труды МАИ», 2015, №79, 20 с.
14. *Костюков В.М., Лабутин А.А.* Анализ характеристик человека-оператора при управлении сложным объектом. -В кн.: Управление сложными техническими системами.: Межвуз. научн. сб. N 9. -Уфа: УАИ, 1986. -130 с.

15. *Костюков В.М., Запорожец А.В.* Проектирование систем отображения информации. -М.: Машиностроение, 1992. -336 с.

16. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В.* Летчик как динамическая система. -М.: Машиностроение, 1992, -336 с.

17. *Пономаренко В.А. Береговой Г.Т., Завалова Н.Д., Ломов Б.Ф.* Экспериментально-психологические исследования в авиации и космонавтике. -М.: Наука, 1978. -285 с.

18. *Пономаренко В.А., Лапа В.В., Лемещенко Н.А.* Человеческий фактор и безопасность посадки. -М.: Воениздат, 1992. -112 с.

19. *Пономаренко В.А.* Безопасность полета - боль авиации. -М.: МПСИ, Флинта, 2007. -416 с.

20. *Пономаренко В.А.* Теоретические и экспериментальные данные о профилактике безопасности полета. 2014. -104 с.

21. *Василец В.М.* Оценка автоматизированных учебных курсов авиационных систем обучения на основе метода анализа иерархий / Пономаренко А.В., Василец В.М., Кулабухов В.С., Халтобин В.М., Грозов О.Б., Ключников А.А. // Мехатроника, Автоматизация, Управление. №1. 2013. С. 66-70.

22. *Василец В.М.* Основы построения автоматизированных систем обучения летного и инженерно-технического состава корабельных самолетов МиГ-29К / Пономаренко А.В., Василец В.М., Халтобин В.М., Кулабухов В.С. // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. №1. 2013. С. 225-229.

23. *Василец В.М.* Основные положения технологии создания учебно-тренировочного комплекса и эргономического сопровождения на нем жизненного цикла многофункциональных летательных аппаратов / Бегичев Ю. И., Василец В. М., Пономаренко А. В., Сильвестров М. М., Чернышев В. А. // Мехатроника, Автоматизация, Управление. №7. 2013. С. 29-35.

24. *Василец В.М.* Интерактивная автоматизированная система обучения для летного и инженерно-технического состава самолетов МиГ / Пономаренко А.В., Василец В.М., Андреева А.Н. // Человеческий фактор: Проблемы психологии и эргономики. №3-1(75). 2015. С. 57-67.

25. *Василец В.М.* Концептуальные основы построения и применения автоматизированных систем и комплексов обучения авиаперсонала самолетов – истребителей / Пономаренко А.В., Василец В.М., Халтобин В.М. // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. №4. 2016. С. 313-320.

26. *Василец В.М., Пономаренко А.В., Оболенский Ю.Г.* Имитационное исследование систем управления летательных аппаратов на интерактивных системах обучения и тренажа как метод оптимизации эргатических

характеристик авиационных комплексов // Научный вестник МГТУ ГА. 2007. № 115. С. 57-64.

27. *Василец В.М., Пономаренко А.В., Халтобин В.М., Ключников А.А.* Методика проведения педагогического эксперимента и статистическая оценка его результатов // Авиакосмическая техника и технология. 2012. №1. С. 34-45.

28. *Василец В.М., Пономаренко А.В., Халтобин В.М. и др.* Интеллектуальные интерактивные учебно-тренировочные комплексы. -М: ф. Воениздат. 2006. -255 с.

29. *Василец В.М., Пономаренко А.В., Халтобин В.М.* Интерактивная автоматизированная система обучения ИАСО - 29 для летного и ИТ состава самолетов МиГ-29. «Авиакосмическая техника и технология». № 2, 2011, С. 38-46.

30. *Береговой Г.Т., Завьялова Н.Д., Ломов Б.Ф., Пономаренко В.А.* Экспериментально-психологические исследования в авиации и космонавтике. -М.: Наука, 1978. -303 с.

31. *Боднер В.А.* Оператор и летательный аппарат. -М.: Машиностроение, 1976. -224 с.

32. *Боднер В.А., Закиров Р.А., Смирнова И.И.* Авиационные тренажеры. - М.: Машиностроение, 1978. -192 с.

33. *Бородин В.Т., Рыльский Г.И.* Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов. -М.: Машиностроение, 1978. -216 с.

34. *Ванюрихин Г.И., Иванов В.М.* Синтез систем управления движением нестационарных объектов. -М.: Машиностроение, 1988. -168 с.

35. *Венда В.Ф.* Инженерная психология и синтез систем отображения информации. -М.: Машиностроение, 1975. -396 с.

36. *Гаврилова Т.А., Воинов А.В.* Антропоцентрический подход к разработке адаптивных систем: методология и инструментарий. Материалы VI Международной конференции КИИ-98, Пущино, 1998.

37. *Ивахненко А.Г., Юрачковский Ю.П.* Моделирование сложных систем по экспериментальным данным. -М.: Радио и связь, 1987. -120 с.

38. Исследование и моделирование деятельности человека-оператора / Под ред. Ю.М.Забродина. -М.: Наука, 1981. -151 с.

39. *Кашьян Р.Л., Рао А.Р.* Построение динамических стохастических моделей по экспериментальным данным / Пер. с англ. -М.: Наука, 1983. -384 с.

40. *Костюков В.М.* Оптимизация форматов изображения систем электронной индикации самолетов. Журнал "Приборы и Системы. Управление, контроль, диагностика". -М: НАУЧТЕХЛИТИЗДАТ, № 8, 2000, -96 с.

41. *Ломов Б.Ф.* Принцип активного оператора в инженерной психологии. Кибернетика живого. Человек в разных аспектах. -М.: МАИ, 1983. -55 с.
42. *Махонькин Ю.Е., Павлова З.А., Фальков А.И., Корачков В.И.* Автоматизированная обработка результатов измерений при летных испытаниях (Справочная библиотека авиационного инженера-испытателя). - М.: Машиностроение, 1983. -112 с.
43. Методы инженерно-психологических исследований в авиации / Под ред. Ю.П.Доброленского. -М.: Машиностроение, 1975. -280 с.
44. Отчет о НИР по теме "Исследование в области перспективных форматов отображения информации и взаимодействия летчика с информационно-управляющим полем с использованием HOTAS". -М.: ГосНИИАС, 2001. -Гос. Регистрация № 156(14891)2001.
45. Ошибки пилота: человеческий фактор / Под ред. Р.Херста и Л.Херста. - М.: Транспорт, 1986. -262 с.
46. *Пашковский Н.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К.* Летные испытания самолета и обработка результатов испытаний. -М.: Машиностроение, 1985. - 416 с.
47. *Петров А.К., Минин В.В.* Анализ качества больших адаптивных стохастических систем. -М.: МАИ, 1991.
48. *Сильвестров М.М., Козиоров Л.М., Пономаренко В.А.* Автоматизация управления летательными аппаратами с учетом человеческого фактора. -М.: Машиностроение, 1986. -184 с.
49. *Васильченко К.К., Кочетков Ю.А.* Структурная идентификация математической модели движения самолета. -И.: Машиностроение, 1993. -352 с.
50. *Цибулевский И.Е.* Человек как звено следящей системы. -М.: Наука, 1981. -288 с.
51. *Шеридан Т.Б., Феррелл У.Р.* Системы "человек-машина": модели обработки информации, управления и принятия решений человеком-оператором. ЛТер. с англ. -М.: Машиностроение, 1980. -400 с.
52. *Демчук В.А., Сельвесюк Н.И., Озеров Е.В.* Влияние операторной деятельности летчика на проектирование систем «летчик-комплексные системы управления-самолет». Военный авиационный инженерный университет (г. Воронеж).
53. *Бобровницкий И.П.* Анализ данных клинико-лабораторных исследований летного состава в зависимости от состояния здоровья, возраста и профессиональных особенностей // Профессиональное здоровье летчиков и летное долголетие. -М.: Воениздат, 1989.
54. Исследование и моделирование операторской деятельности. -М.: Наука, 1981. -120 с.

55. *Богомолов А.В.* Методологические подходы к диагностике и оптимизации функционального состояния специалистов операторского профиля. -М.: ОАО «Издательство «Медицина», 2004. -136 с.: ил.

56. *Епишкин А.К.* Исследование психофизиологических характеристик оператора в состоянии эмоционального стресса // Методические и технические вопросы экспериментальной психофизиологии. -М.: Наука, 1980.

57. *Кутенов А.В.* Влияние человеческого фактора на безопасность полетов // Проблемы безопасности полетов. 1990. -№ 12. -С. 14-17.

58. *Феррелл У.Р.* Система «человек-машина». -М.: Машиностроение, 1980. -399 с.

59. Определение описывающей функции летчика (летчика-испытателя) при управлении угловым положением ЛА (по результатам стендовых и летных работ): научно-технический отчет: 42-44 / ММЗ им. Микояна; рук. Синевич Г.М.; исполн.: Домрачев Е.В. и др. -М., 1976. -165 с.

60. Научно-технический отчет: Нахождение описывающей функции летчика, включая определение ремнанты, при заходе на посадку на подвижную платформу (по результатам реальных работ): 48-50 / ММЗ им. Микояна; рук. Синевич Г.М.; исполн.: Иванов С.С. и др. -М., 1991. -215 с.

61. *Будылина Е.А., Данилов А.М.* Тренажеры по подготовке операторов эргатических систем: состояние и перспективы // Современные проблемы науки и образования. № 4 / 2014.

62. *Александров Г.В., Медведев М.М.* Влияние психофизиологических свойств летчика на выбор динамических характеристик самолета // Ученые записки ЦАГИ, № 2, Т. 3, 1972.

63. *Батенко А.П.* Системы терминального управления. -М.: Радио и связь, 1984. -160 с.

64. *Бейко И.В., Бублик Б.Н., Зинько П.М.* Методы и алгоритмы решения задач оптимизации. Киев: Вища шк., 1983. -512 с.

65. *Боднер В.А.* Оптимизация терминальных стохастических систем. -М.: Машиностроение, 1986. -207 с.

66. *Волков Е.А.* Численные методы. -М.: Наука, 1982. -256 с.

67. *Гроссман К., Каплан А.А.* Нелинейное программирование на основе безусловной минимизации. Новосибирск: Наука, 1981. -183 с.

68. *Гуськов Ю.П.* Дискретно-непрерывное управление программным выведением самолетов. -М.: Машиностроение, 1987. -128 с.

69. *Изерман Р.* Цифровые системы управления. -М.: Мир, 1989. -541 с.

70. *Икрамов Х.Д.* Численное решение матричных уравнений. -М.: Наука, 1984. -192 с.

71. *Кашин Г.М., Федоренко Г.И.* Автоматическое управление продольным движением упругого самолета. -М.: Машиностроение, 1974. -312 с.
72. *Лернер А.Я., Розенман Е.А.* Оптимальное управление. -М.: Энергия, 1970. -360 с.
73. *Летов А.М.* Математическая теория процессов управления. -М.: Наука, 1981.-256 с.
74. *Ли Р.* Оптимальные оценки, определение характеристик и управление. -М.: Наука, 1966. -176 с.
75. *Спиди К., Гудвин Р., Браун Дж.* Теория управления: Пер. с англ. -М.: Мир, 1973. -247 с.
76. *Брайсон А., Хо Ю Ши.* Прикладная теория оптимального управления; Пер. с англ. -М.: Мир, 1972, -544 с.
77. Нгуен Н.М. Оптимизация алгоритмов управления автоматическим погрузочно-разгрузочным устройством: диссертация ... кандидата технических наук, Моск. авиац. ин-т, Москва, 2013, -278 с.: ил.
78. *Аэромеханика самолета / Под ред. А.Ф. Бочкарева и В.В. Андреевского.* -М.: Машиностроение, 1985. -360 с.
79. *Вотяков А.А., Каюнов Н.Т.* Аэродинамика и динамика полета самолета. -М.: ДОСААФ, 1975. -295 с.
80. *Медников В.Н.* Динамика полета и пилотирование самолетов. -Монино, 1976. -386 с.
81. *Белоцерковский С.М., Качанов Б.О., Кулифеев Ю.Б., Морозов В.Ё.* Создание и применение математических моделей самолетов. -И.: Наука, 1984. -140 с.
82. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Динамика пространственного движения самолета. -М.: Машиностроение, 1965. -370 с.
83. *Бюшгенс Г.С.* Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. -М, Издательский отдел ЦАГИ, 1995. -772 с.
84. *Рудис В.И.* Полуавтоматическое управление самолетом. -М.: Машиностроение, 1978. -152 с.
85. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Учебник для вузов. -М.: Машиностроение. 1969 г. -430 с.
86. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Аэродинамика самолета: динамика продольного и бокового движения. -М.: Машиностроение, 1979. -352 с.
87. *Красовский А.А.* Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. -М.: Наука, 1973. -558 с.
88. *Горбатенко С.А., Макашов Э.М., Голушкин Ю.Ф. и др.* Механика полета. -М.: Машиностроение, 1969. -420 с.

89. *Костюков В.М., Нгуен Н.М.* Разработка математического имитатора алгоритмов управления пространственным движением самолета // Вестник Московского авиационного института, 2010, Т. 17, № 2, с. 101-113.

90. *Костюков В.М., Нгуен Н.М.* Компьютерное исследование точности движения тяжелого беспилотного самолета с измерительно-вычислительным комплексом на основе бароинерциальной системы // Вестник Московского авиационного института, 2012, Т. 19, № 1, с. 102-114.

91. *Святодух В.К. Лопаницын Д.Е.* Экранный эффект в задаче управления магистральным самолетом при выравнивании // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, № 154, 2010.

92. *Костюков В.М.* Проектирование систем отображения информации пилотажно-навигационных параметров: диссертация ... доктора технических наук, Моск. авиац. ин-т, Москва, 1995, -327 с.: ил.

93. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А.А. Красовского. -М.: Наука, 1987.

94. *Гуськов Ю.П.* Управлением полетом самолетов. -М.: Машиностроение, 1980.

95. *Берестов Л.М., Поплавский Б.К., Мирошниченко Л.Л.* Частотные методы идентификации летательных аппаратов. -М.: Машиностроение, 1985. -184 с.

96. *Гришин В.Н., Дятлов В.А., Милов Л.Т.* Модели, алгоритмы и устройства идентификации сложных систем. -Л.: Энергоатомиздат, 1985. -104 с.

97. *Дейч А.М.* Методы идентификации динамических объектов. -М.: Энергия, 1979. -239 с.

98. *Жданюк Б.Ф.* Основы статистической обработки траекторных измерений. -М.: Радио и связь, 1978. -384 с.

99. *Касьянов В.А., Ударцев Е.П.* Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. -М.: Машиностроение, 1988. -170 с.

100. *Кочетков Ю.А.* Использование априорной информации в методе наименьших квадратов. Техническая кибернетика // Изв. АН СССР, № 12, 1967, с. 17-29.

101. *Кулифеев Ю.Б.* Дискретно-непрерывный метод идентификации непрерывных систем. ДАН СССР. Механика твердого тела. 1981. с. 47-55.

102. *Кульбак С.* Теория информации и статистика / Пер. с англ. -М.: Наука, 1967. -407с.

103. *Леонов В.А.* Математическая обработка экспериментальных данных. -М.: МАИ, 1975. -104 с.

104. *Современные методы идентификации систем: Пер. с англ. / Под ред. П. Эйкхоффа.* -М.: Мир, 1986. -398 с.

105. *Кубланов М.С.* Математическое моделирование. Методология и методы разработки математических моделей механических систем и процессов. В 2-х ч. Изд. 4.: Учеб. пособие. М.: МГТУ ГА, 2013. С. 108, 124.

106. *Кубланов М.С.* Разработка теории и методов повышения уровня адекватности математических моделей на основе идентификации параметров движения для обеспечения летной эксплуатации самолетов гражданской авиации: Дисс. на соискание уч. степ. докт. техн. наук. -М., 2000. -429 с.

107. *Кубланов М.С.* Выбор оптимальных режимов набора высоты и снижения самолета с учетом ограничений: Дисс. на соискание уч. степ. канд. техн. наук. -М., 1988. - 168 с.

108. *Кубланов М.С.* "Релейность" численного решения оптимизационных задач динамики полета в отдельных конкретных условиях эксплуатации // Современные научно-технические проблемы гражданской авиации: Тезисы докладов Международной научно-технической конференции. -М., 1996. С. 31.

109. *Бехтина Н.Б., Кубланов М.С., Чернигин К.О.* Реализация системы управления безопасностью полетов с помощью математического моделирования. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2012. № 179. С. 46-50.

110. *Кубланов М.С.* Проверка адекватности математических моделей. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2015. № 211. С. 29-36.

111. *Кубланов М.С.* Об одной из причин получения неустойчивых решений при применении вычислительных методов в механике. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. № 223. С. 28-36.

112. *Киселевич В.Г., Кубланов М.С., Ципенко В.Г.* Моделирование захода на посадку и посадки самолета Ил-76 с различными посадочными массами и при отказе двигателей. Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2013. № 188. С. 7-9.

113. *Мальшев В.В.* Вероятностный анализ и управление: Учебное пособие для вузов по специальности "Динамика полета и управление движением летательных аппаратов" направления подготовки дипломированных специалистов "Гидроаэродинамика и динамика полета" / В. В. Мальшев, К. А. Карп, Моск. гос. авиацион. ин-т (техн. ун-т) . -М. : МАИ, 2003 . -344 с.

114. *Лазарев Ю.Н.* Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. -Самара: Самар. науч. Центр РАН, 2007. -274 с.

115. *Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В.* Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. -М.: Машиностроение, 1974, 199с.
116. *Батищев Д.И.* Поискные методы оптимального проектирования. -М: Сов. радио, 1975. 216 с.
117. *Лебедев А.А., Бобронников В.Т., Красильщиков М.Н., Малышев В.В.* Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов -М.: Машиностроение, 1985, 240 с.
118. *Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г, Гамкрлидзе Р.В., Мищенко Е.В.* Математическая теория оптимальных процессов. -М.: Физматлит, 1976.
119. *Малышев В.В., Красильщиков М.Н., Карлов В.И.* Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. -М.: Машиностроение, 1989.
120. *Чинь Ван Тхань.* Формирование желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа / Костюков В.М., Чинь В.Т., Нгуен Н.М. // Вестник Московского авиационного института, 2016, Т. 23, № 1, С. 123-135.
121. *Чинь Ван Тхань.* Реализация алгоритма формирования желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа / Костюков В.М., Чинь В.Т., Нгуен Н.М. // Вестник Московского авиационного института, 2016, Т. 23, № 3, С. 84-95.
122. *Васильев Д.В., Чуич В.Г.* Системы автоматического управления. «Высшая школа», 1967. -419 с.
123. *Брусов В.С.* Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов / В.С. Брусов, В.П. Петручик, Н.И. Морозов; под ред. В.С. Брусов. -М: МАИ-Принт, 2010. -338 с.
124. *Горбатенко С.А.* Методологические основы исследования человеко-машинных систем: Тексты лекций / С.А. Горбатенко, Г.А. Полтавец, С.А. Шальнов. -Москва: Изд-во МАИ, 1998. -82 с.: ил.
125. *Константинов М.С.* Методы математического программирования в проектировании летательных аппаратов. -Москва: Машиностроение, 1975. -164 с.:
126. *Усачов В.Е.* Методы оптимизации организационно-технических систем: учебное пособие / В.Е. Усачов. -Москва: Изд-во МАИ-Принт, 2009. - 115 с.: ил.
127. *Хахулин Г.Ф.* Теоретические основы автоматизированного управления / Г.Ф. Хахулин, М.А. Красовская, В.С. Булыгин; под ред. Г.Ф. Хахулина. -Москва: Изд-во МАИ, 2005, -395 с.: ил.
128. *Хахулин Г.Ф.* Основы моделирования АСУ / Г.Ф. Хахулин, Е.А. Сокуренок. -М.: Изд-во МАИ, 1990. -58 с.: ил.

129. *Красильщиков М.Н., Евдокименков В.Н., Базлев Д.А.* Индивидуально-адаптированные бортовые системы контроля технического состояния самолета и поддержки управляющих действий летчика. -Москва: Изд-во МАИ, 2011. -438 с.: ил.
130. *Мальшев В.В., Кибзун А.И.* Анализ и синтез высокоточного управления летательными аппаратами. -М.: Машиностроение, 1987. -302 с.
131. *Осин М.И.* Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов. -М.: Машиностроение, 1984. -167 с.: ил.
132. *Шаронов А.В.* Идентификация систем. Методы идентификации. Параметрическая идентификация моделей объектов управления. -М.: МГГУ, 1996. -123 с.: ил.
133. *Гуреев В.О.* Интерактивная оптимизация форматов индикатора на лобовом стекле современных самолетов: автореферат дис. ... кандидата технических наук, Мос. авиац. ин-т. Москва, 2004. -21 с.
134. *Baur U.* On-line parameterschatzverfahren zur identification linearer dynamischer prozesse mit prozessrechnern. Diss. Univ. Stuttgart, Karlsruhe, Gesellschaft f. Kernforschung, Bericht, KFK-PDV, 65 (1976).
135. *Baur U., Isermann R.* On-line identification of a heat exchanger with a process computer, IFAC-Automatica, 13 (1977).
136. *Isermann R.* Prozessidentifikation, Berlin, Springer, 1974.
137. *Isermann R., Baur U., Bamberger W., Kneppo P., Siebert H.* Comparison of six on-line identification and parameter estimation methods. IFAC-Automatica, 10, 81-103 (1974).
138. *Kovalevskiy E.O.* Aircraft landing flare // Safety in Aviation and Space Technologies. Kyiv. 2014. № 2.
139. *Lennart Ljung, Torsten Soderstrom.* Theory and practice of recursive identification. The MIT Press, Cambridge, Massachusetts, London.
140. *Oppelt W., Vossius G.* Der Mensch als Regler, Berlin, VEB Verlag Technik, 1970, -267 с.
141. *The Dynamics of Flight, The Equations: Jean-Luc Boiffier, Onera-Cert (Centre d'Etudes et de Recherche de Toulouse).*

ПРИЛОЖЕНИЕ I: ПОДПРОГРАММА РЕАЛИЗАЦИИ ГРАДИЕНТНОГО МЕТОДА ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ

В данном приложении приведена подпрограмма CNTRLA, реализующая решение двухточечной задачи оптимального управления самолетом.

Коды программы

```
// Главный контур управления
inline void CNTRLA(Vector<double> &X, Vector2D<double> &XT, Vector<double> &U,
Vector2D<double> &UT, Vector<double> &Q, const double T0, const double TF, double &DT,
const int N, const int NT, const int M, const int NQ, const double &epsilon, const int
&limit, double &SJ, Func_FX fFX, Func_FP_FR fFP, Func_FP_FR fFR, Func_HL fHL, Func_FI
fFI, Func_PS fPS)
{
    // fout.open("output.txt", ios_base::app);
    fout.setf(ios_base::scientific, ios_base::floatfield);
    fout.precision(3);
    // переменные циклов
    /*****
    *                ВЕКТОРЫ И МАТРИЦЫ                *
    *****/
    DefineVector2D(UTN, double, M, NT); // вектор управления в узлах
    Vector<double> PSI(NQ);
    Vector<double> DPSI(NQ);
    Vector<double> P(N); // вектор сопряженных
    DefineVector2D(PT, double, N, NT); // массив 12x33 вектора сопряженных в каждый
момент времени
    DefineVector2D(R, double, N, NQ);
    DefineVector3D(RT, double, N, NQ, NT);
    DefineVector2D(FXX, double, N, N); // матрицы 4x4 частных производных
    DefineVector2D(FXU, double, N, M); // вектор производных dFX/dU
    DefineVector3D(FXUT, double, N, M, NT);
    Vector<double> HLU(M); // вектор производных dHL/dU
    DefineVector2D(WR, double, M, M); // матрица
    DefineVector3D(WRT, double, M, M, NT); // матрица
    DefineVector2D(W, double, M, M); // матрица коэффициентов W, шаг изменения
управления
    DefineVector3D(ARA, double, M, NQ, NT);
    DefineVector2D(ARB, double, M, NT); // массив предназначен для сохранения
значения вариации управления в узлах
    DefineVector2D(PRA, double, M, NQ);
    Vector<double> PRB(M); // массив предназначен для сохранения значения
вариации управления в данный момент
    DefineVector2D(PRC, double, M, NQ);
    Vector<double> PRD(M);
    Vector<double> PRF(NQ);
    DefineVector2D(SPP, double, NQ, NQ);
    DefineVector3D(SPPT, double, NQ, NQ, NT);
    DefineVector2D(SPPIN, double, NQ, NQ);
    Vector<double> SJP(NQ);
    DefineVector2D(SJPT, double, NQ, NT);
    Vector<double> SJJT(NT); // массив предназначен для сохранения значения
подынтегральной функции вариации критерия
    Vector<double> ANU(NQ);

    /*****
    *****/
}
```

```

*          ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ПЕРЕМЕННЫЕ          *
*****/

//double T;
double SJN;
int IT1, ITN;
int K;
double RST, RSTN;
double D;// , D1, D2;
double RDJMX;// , RDJMX1, RDJMX2;
double DLT;
int KDLT;
ITN = 0;
//      RSTN=0;D=0;DJ=0;
// флаги для выхода из циклов
auto flagEND = false;

// константы
const auto CUM = 2.;
// const auto DE = 1.e-2;
// const auto CBK0 = 2.;
// const auto WRMN = 1.e-6;
const auto DOP = .4;
// const auto IW = 0;

auto WBG = 1.e-3;
auto CDM = 1. / CUM;
// auto CU0 = CU(1., DE);
// auto CD0 = CD(1., DE);
auto EPS = epsilon < 1.e-6 ? 1.e-6 : epsilon;
auto limitCounter = 0;
auto IND = 0;
auto INDW = 0;
auto IWBG = 0;
auto KEND = 0;
auto KPR = 1;
auto K1 = 0;
auto ISTW = 0;
if (M == 1)
    ISTW = 1;
WBG = sqrt(abs(WBG));
const auto CDWBG = 1. / sqrt(10);
const auto TAU = (TF - T0) / (NT - 1);
auto KT = int(TAU / DT + .5);
if (KT < 1)
    KT = 1;
DT = TAU / KT;
SSTN(X, XT, U, UT, Q, N, M, NT, T0, TAU, DT, KT, fFX);
KRT(X, XT, U, UT, Q, SJJT, N, M, NT, T0, TAU, fHL, fFI, SJ);
//      cout<<"SJ= "<<SJ<<endl;
for (auto i = 1; i <= N; i++)
    X[i] = XT[i][NT];
RASST(X, PSI, NQ, RST, fPS);
fout << "D RSTN SJ SJN RDJMX IND:" << endl;
cout << "D RSTN SJ SJN RDJMX IND:" << endl;
do // mainloop - 3
{
    for (auto i = 1; i <= N; i++)
        X[i] = XT[i][NT];
    fPS(X, PSI);
    GRDX(X, Q, Q, P, N, fFI);// ->P(tF)- значения вектора сопряжённых в
конечный момент времени
    DPSIX(X, R, N, NQ, fPS);
    SOPRH(X, XT, U, UT, P, PT, Q, FXX, M, N, NT, TF, TAU, DT, KT, fFP, fFX,
fHL);
    for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)

```

```

    for (auto j = 1; j <= N; j++)
        FXUT[j][1][IT] = PT[j][IT];
for (auto k = 1; k <= NQ; k++)
{
    for (auto i = 1; i <= N; i++)
    {
        RT[i][k][NT] = R[i][k];
        P[i] = R[i][k];
    } // end for i:1->N (16)
    SOPRH(X, XT, U, UT, P, PT, Q, FXX, M, N, NT, TF, TAU, DT, KT, fFR,
fFX, fHL);

    for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)
        for (auto j = 1; j <= N; j++)
            RT[j][k][IT] = PT[j][IT];
} // end for k:1->NQ (15)
for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)
    for (auto j = 1; j <= N; j++)
        PT[j][IT] = FXUT[j][1][IT];
for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)
{
    for (auto i = 1; i <= N; i++)
    {
        for (auto j = 1; j <= NQ; j++)
            R[i][j] = RT[i][j][IT];
        P[i] = PT[i][IT];
        X[i] = XT[i][IT];
    } // end for i:1->N (23)
    for (auto i = 1; i <= M; i++)
        U[i] = UT[i][IT];
    //T = T0 + (IT - 1)*TAU;
    DFXU(X, U, Q, FXU, N, M, fFX); // FXU = dFX/dU
    GRDU(X, U, Q, HLU, M, fHL); // HLU = dHL/dU
    TranMatrixMatrixProduct(FXU, R, PRA, N, M, NQ);
    TranMatrixVectorProduct(FXU, P, PRB, N, M); // PRB = tran(dFX/dU)*P
    VectorVectorSum(PRB, HLU, PRB, M); // PRB = tran(dFX/dU)*p+dHL/dU
    // градиент критерия
    // cout<<"lan: "<<IT<<" "
<<endl;

    for (auto i = 1; i <= M; i++)
    {
        for (auto j = 1; j <= N; j++)
            FXUT[j][i][IT] = FXU[j][i];
        for (auto j = 1; j <= NQ; j++)
            ARA[i][j][IT] = PRA[i][j];
        ARB[i][IT] = PRB[i];
    } // end for i:1->M (27)
} // end for IT:1->NT (22)
for (auto i = 1; i <= N; i++)
    PT[i][1] = XT[i][1];
if (IWBG == 0)
    for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)
        for (auto i = 1; i <= M; i++)
        {
            for (auto j = 1; j <= M; j++)
                WRT[i][j][IT] = 0;
            WRT[i][i][IT] = WBG;
        }
for (;;)
{
    KDLT = 0;
    DPA(X, PT, U, UT, UTN, Q, T0, TAU, DT, KT, N, NT, M, NQ, EPS, PSI,
DPSI, R, RT, FXU, FXUT, WR, WRT, W, ARA, ARB, PRA, PRB, PRC,
PRD, PRF, SPP, SPPT, SPPIN, SJP, SJPT, SJJT, ANU, IND, D,
RSTN,
    SJ, SJN, RDJMX, fFX, fHL, fFI, fPS);

```



```

        fout << "\t" << D << "\t" << RSTN << "\t" << SJ << "\t" << SJN <<
"\t" << RDJMX << "\t" << IND << endl;
        cout << D << "\t" << RSTN << "\t" << SJ << "\t" << SJN << "\t" <<
RDJMX << "\t" << IND << "\t";
        if (IND == 1)
        {
            flagEND = true; // condition for exiting loop I
            break; // exit loop III
        }
        if (IWBG == 0)
            if (IND == 2)
            {
                WBG = WBG*CDWBG; // уменьшить шаг изменения управления
                for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)
                    for (auto i = 1; i <= M; i++)
                    {
                        for (auto j = 1; j <= M; j++)
                            WRT[i][j][IT] = 0;
                        WRT[i][i][IT] = WBG;
                    }
            } // end if IND==2
            else
                IWBG = 1;
        // 57
        if (INDW != 1)
        {
            DLT = D;
            if (KEND == 0) {
                if (D > DOP)
                {
                    K = KPR;
                    if (FINDW(K, K1, KPR, KDLT, ISTW, KEND, IT1,
ITN, DLT, DOP, CUM, CDM,
X, PT, U, UT, UTN, Q, T0, TAU, DT, KT, N,
NT, M, NQ, EPS, PSI,
DPSI, R, RT, FXU, FXUT, WR, WRT, W, ARA,
ARB, PRA, PRB, PRC,
PRD, PRF, SPP, SPPT, SPPIN, SJP, SJPT,
SJJT, ANU, IND, D, RSTN,
SJ, SJN, RDJMX, fFX, fHL, fFI, fPS))//
run subloop (8) again
                        continue;
                    flagEND = true; // goto 42
                    break;
                } // end if D>DOP
                INDW = 1;
                break; // goto 17
            }
            if (IND == 2)
            {
                flagEND = true; // condition for exiting loop I
                break; // exit loop II, out to loop I
            } // end if
            KEND = 0;
        } // end if INDW!=1
        else
            break; // goto17
    } // end while (true) - the subloop 8
    if (flagEND)
        break; // end program
    // 17
    for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)
        for (auto i = 1; i <= M; i++)
            UT[i][IT] = UTN[i][IT];
    for (auto IT = 1; IT <= NT; IT++)

```

```

        for (auto i = 1; i <= N; i++)
            XT[i][IT] = PT[i][IT];
    SJ = SJN;
    RST = RSTN;
    ++limitCounter;
    cout << limitCounter << endl;
} while (limitCounter<limit && RDJMX>EPS); // end main loop
EPS = RDJMX;
} // end CNTRLA

inline void FR(Vector<double> &DRDT, Vector<double> &R, Vector<double> &U, Vector<double>
&X, Vector<double> &Q, Vector2D<double> &FXX, const int N, const int M, const double T,
Func_FX fFX, Func_HL fHL)
{
    Vector<double> PR(N);
    DFXX(X, U, Q, FXX, N, fFX);
    TranMatrixVectorProduct(FXX, R, PR, N, N);
    for (auto i = 1; i <= N; i++)
        DRDT[i] = -PR[i];
}

// dP/dt = FP(X,U,Q,P,t)
inline void FP(Vector<double> &DPDT, Vector<double> &P, Vector<double> &U, Vector<double>
&X, Vector<double> &Q, Vector2D<double> &FXX, const int N, const int M, const double T,
Func_FX fFX, Func_HL fHL)
{
    Vector<double> HLX(N);
    Vector<double> PR(N);
    DFXX(X, U, Q, FXX, N, fFX); // FXX = dFX/dX
    GRDX(X, U, Q, HLX, N, fHL); // HLX = dHL/dX
    TranMatrixVectorProduct(FXX, P, PR, N, N); // PR = tran(FXX)*P
    VectorVectorSum(PR, HLX, PR, N); // PR = tran(FXX)*P+dHL/dX
    for (auto i = 1; i <= N; i++)
        DPDT[i] = -PR[i]; // dP/dt = -(tran(FXX)*P+dHL/dX)
} // end FP

```

**ПРИЛОЖЕНИЕ II: ВХОДНЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДАННЫЕ,
ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ГРАФИКИ ДЛЯ СРАВНЕНИЯ**

В данном приложении приведены входные экспериментальные данные для решения обратной задачи идентификации параметров ММ деятельности при пилотировании им самолета в режиме захода на глиссаду снижения, полученные результаты (значения искомым параметров критериев ММ летчика) и графики для сравнения.

**Экспериментальные исходные данные для движения самолета с параметрами
(см. рис. II-9 и табл. II-2 главы II)**

1. Экспериментальные исходные значения составляющих вектора управления самолета $u_{\text{эксн}}(t)$:

Табл. III-2

Время (с)	$\delta_T(t)$ (H)	$\delta_a(t)$ (град.)	$\delta_n(t)$ (град.)	$\delta_s(t)$ (град.)
0	6.6562E+04	1.7173E-01	-1.8651E+00	1.0770E+00
1	6.6562E+04	1.3351E-01	-1.7591E+00	1.0035E+00
2	6.6562E+04	1.3302E-01	-1.7092E+00	9.3813E-01
3	6.6562E+04	2.4085E-01	-1.6417E+00	8.9630E-01
4	6.6562E+04	4.3645E-01	-1.5284E+00	8.6671E-01
5	6.6562E+04	6.4361E-01	-1.3960E+00	8.3172E-01
6	6.6562E+04	7.9575E-01	-1.2755E+00	7.8168E-01
7	6.6562E+04	8.8529E-01	-1.1724E+00	7.1775E-01
8	6.6562E+04	9.5057E-01	-1.0784E+00	6.4691E-01
9	6.6562E+04	1.0292E+00	-9.8739E-01	5.7694E-01
10	6.6562E+04	1.1282E+00	-8.9485E-01	5.1218E-01
11	6.6562E+04	1.2282E+00	-7.9197E-01	4.5129E-01
12	6.6562E+04	1.3085E+00	-6.6602E-01	3.8911E-01
13	6.6562E+04	1.3656E+00	-5.1424E-01	3.2019E-01
14	6.6562E+04	1.4068E+00	-3.5805E-01	2.4143E-01
15	6.6562E+04	1.4357E+00	-2.3357E-01	1.5451E-01
16	6.6562E+04	1.4491E+00	-1.5720E-01	6.6777E-02
17	6.6562E+04	1.4421E+00	-9.9212E-02	-1.1738E-02
18	6.6562E+04	1.4144E+00	-1.1019E-03	-7.5273E-02
19	6.6562E+04	1.3724E+00	1.6785E-01	-1.2855E-01
20	6.6562E+04	1.3202E+00	3.6695E-01	-1.8541E-01
21	6.6562E+04	1.2547E+00	5.0651E-01	-2.5743E-01
22	6.6562E+04	1.1708E+00	5.3038E-01	-3.4048E-01
23	6.6562E+04	1.0674E+00	4.8464E-01	-4.1327E-01
24	6.6562E+04	9.5024E-01	4.9394E-01	-4.5376E-01
25	6.6562E+04	8.3179E-01	6.4761E-01	-4.6157E-01
26	6.6562E+04	7.1712E-01	8.9605E-01	-4.6376E-01
27	6.6562E+04	5.5993E-01	1.0705E+00	-4.9223E-01
28	6.6562E+04	2.2764E-01	1.0314E+00	-5.4785E-01
29	6.6562E+04	-3.5045E-01	8.1567E-01	-5.7688E-01
30	6.6562E+04	-6.2256E-01	6.2867E-01	-4.5366E-01
31	6.6562E+04	1.2138E+00	6.3063E-01	1.1717E-01
32	6.6562E+04	6.9192E+00	5.8691E-01	2.0806E+00

2. Экспериментальные исходные значения составляющих вектора состояния самолета $x_{эсн}(t)$:

Табл. III-3

Время (с)	V_{x1} (м/с)	V_{y1} (м/с)	V_{z1} (м/с)	ω_{x1} (рад./с)	ω_{y1} (рад./с)	ω_{z1} (рад./с)	γ (рад.)	ψ (рад.)	ϑ (рад.)	X_{g1} (м)	Y_{g1} (м)	Z_{g1} (м)
0	1.0700E+02	-1.2380E+01	-1.9230E+00	-1.3420E-02	-1.9920E-02	-1.8120E-03	2.0350E-02	-4.8470E-02	-5.8550E-02	-1.2080E+04	8.6220E+02	5.5180E+02
1	1.0829E+02	-1.1073E+01	-2.1004E+00	2.1637E-02	5.2160E-03	-9.3547E-03	2.7787E-02	-5.5685E-02	-6.5686E-02	-1.1973E+04	8.4392E+02	5.5506E+02
2	1.0956E+02	-1.0214E+01	2.7364E-01	9.6278E-03	2.1668E-02	-6.0420E-03	4.8132E-02	-4.0684E-02	-7.3165E-02	-1.1865E+04	8.2581E+02	5.5895E+02
3	1.1071E+02	-1.0024E+01	3.0448E+00	-3.0574E-02	2.1006E-02	-1.2150E-03	4.0390E-02	-1.7743E-02	-7.5607E-02	-1.1756E+04	8.0747E+02	5.6337E+02
4	1.1182E+02	-1.0177E+01	4.0672E+00	-6.4984E-02	7.9076E-03	2.0031E-04	-8.0860E-03	-2.7507E-03	-7.5613E-02	-1.1646E+04	7.8893E+02	5.6794E+02
5	1.1297E+02	-1.0122E+01	2.7379E+00	-6.8001E-02	-4.5645E-03	-1.1131E-03	-7.7602E-02	-1.8135E-03	-7.6240E-02	-1.1535E+04	7.7042E+02	5.7207E+02
6	1.1412E+02	-9.7480E+00	3.0709E-01	-4.0259E-02	-5.6355E-03	-1.2753E-03	-1.3397E-01	-8.3103E-03	-7.7168E-02	-1.1423E+04	7.5201E+02	5.7523E+02
7	1.1521E+02	-9.4322E+00	-1.3329E+00	-6.6666E-03	5.2415E-03	3.7850E-04	-1.5674E-01	-9.3934E-03	-7.7697E-02	-1.1309E+04	7.3360E+02	5.7712E+02
8	1.1627E+02	-9.3193E+00	-1.1766E+00	8.1375E-03	1.9155E-02	1.9192E-03	-1.5282E-01	3.0266E-03	-7.8506E-02	-1.1194E+04	7.1514E+02	5.7768E+02
9	1.1731E+02	-9.2699E+00	2.6362E-01	-1.6546E-03	2.5924E-02	2.9430E-03	-1.4596E-01	2.6541E-02	-7.9618E-02	-1.1079E+04	6.9667E+02	5.7691E+02
10	1.1829E+02	-9.2255E+00	1.5637E+00	-2.2148E-02	2.2333E-02	3.7170E-03	-1.5579E-01	5.1636E-02	-8.0095E-02	-1.0962E+04	6.7830E+02	5.7466E+02
11	1.1924E+02	-9.1512E+00	1.6429E+00	-3.3509E-02	1.3721E-02	4.0570E-03	-1.8349E-01	7.0089E-02	-7.9377E-02	-1.0844E+04	6.6008E+02	5.7065E+02
12	1.2018E+02	-8.9974E+00	5.7514E-01	-2.6645E-02	8.3862E-03	4.4548E-03	-2.1410E-01	8.1151E-02	-7.7421E-02	-1.0726E+04	6.4205E+02	5.6457E+02
13	1.2107E+02	-8.8362E+00	-6.6782E-01	-8.8331E-03	1.0335E-02	5.3631E-03	-2.3138E-01	9.0696E-02	-7.4689E-02	-1.0606E+04	6.2420E+02	5.5622E+02
14	1.2191E+02	-8.7510E+00	-1.1672E+00	5.4033E-03	1.6733E-02	6.2856E-03	-2.3120E-01	1.0500E-01	-7.2127E-02	-1.0486E+04	6.0654E+02	5.4556E+02
15	1.2272E+02	-8.7133E+00	-7.8693E-01	7.6593E-03	2.1544E-02	6.9270E-03	-2.2213E-01	1.2540E-01	-7.0082E-02	-1.0366E+04	5.8913E+02	5.3260E+02
16	1.2348E+02	-8.6861E+00	-1.2095E-01	1.0321E-03	2.1225E-02	7.5724E-03	-2.1575E-01	1.4825E-01	-6.7760E-02	-1.0244E+04	5.7208E+02	5.1737E+02
17	1.2418E+02	-8.6725E+00	1.5522E-01	-5.0185E-03	1.7160E-02	8.3432E-03	-2.1669E-01	1.6884E-01	-6.4133E-02	-1.0123E+04	5.5546E+02	4.9980E+02
18	1.2482E+02	-8.6750E+00	-1.4417E-01	-4.0040E-03	1.3318E-02	9.1991E-03	-2.2075E-01	1.8544E-01	-5.8810E-02	-1.0000E+04	5.3935E+02	4.7986E+02
19	1.2539E+02	-8.7000E+00	-6.9778E-01	3.0336E-03	1.2185E-02	1.0104E-02	-2.2071E-01	1.9968E-01	-5.2063E-02	-9.8780E+03	5.2386E+02	4.5750E+02
20	1.2589E+02	-8.7544E+00	-1.0916E+00	1.0618E-02	1.3079E-02	1.0926E-02	-2.1304E-01	2.1408E-01	-4.4387E-02	-9.7554E+03	5.0908E+02	4.3278E+02
21	1.2631E+02	-8.8293E+00	-1.1777E+00	1.4795E-02	1.3841E-02	1.1620E-02	-1.9938E-01	2.2952E-01	-3.6008E-02	-9.6326E+03	4.9517E+02	4.0580E+02
22	1.2664E+02	-8.9170E+00	-1.0712E+00	1.5688E-02	1.3373E-02	1.2313E-02	-1.8337E-01	2.4521E-01	-2.6751E-02	-9.5099E+03	4.8227E+02	3.7669E+02
23	1.2687E+02	-9.0225E+00	-9.2220E-01	1.5377E-02	1.2195E-02	1.3103E-02	-1.6732E-01	2.6009E-01	-1.6343E-02	-9.3873E+03	4.7052E+02	3.4562E+02
24	1.2698E+02	-9.1514E+00	-7.8934E-01	1.4946E-02	1.0957E-02	1.3970E-02	-1.5186E-01	2.7373E-01	-4.6561E-03	-9.2648E+03	4.6007E+02	3.1273E+02
25	1.2699E+02	-9.2994E+00	-7.1781E-01	1.4404E-02	9.2755E-03	1.4817E-02	-1.3720E-01	2.8585E-01	8.3221E-03	-9.1425E+03	4.5105E+02	2.7821E+02
26	1.2686E+02	-9.4519E+00	-8.1580E-01	1.4610E-02	6.5175E-03	1.5481E-02	-1.2311E-01	2.9556E-01	2.2520E-02	-9.0207E+03	4.4361E+02	2.4221E+02
27	1.2660E+02	-9.5954E+00	-1.1394E+00	1.7490E-02	3.3834E-03	1.5882E-02	-1.0768E-01	3.0206E-01	3.7721E-02	-8.8993E+03	4.3785E+02	2.0494E+02
28	1.2620E+02	-9.7650E+00	-1.5078E+00	2.3308E-02	1.8502E-03	1.6561E-02	-8.7584E-02	3.0600E-01	5.3866E-02	-8.7785E+03	4.3387E+02	1.6662E+02
29	1.2565E+02	-1.0105E+01	-1.5495E+00	2.8494E-02	2.9834E-03	1.9143E-02	-6.1425E-02	3.0973E-01	7.2070E-02	-8.6584E+03	4.3177E+02	1.2757E+02
30	1.2491E+02	-1.0781E+01	-1.0547E+00	2.7712E-02	5.0138E-03	2.4617E-02	-3.2893E-02	3.1509E-01	9.4889E-02	-8.5390E+03	4.3172E+02	8.8132E+01
31	1.2397E+02	-1.1442E+01	-3.1552E-01	1.8891E-02	4.2944E-03	2.6601E-02	-9.7182E-03	3.2072E-01	1.2125E-01	-8.4205E+03	4.3404E+02	4.8638E+01
32	1.2291E+02	-1.0667E+01	3.8218E-02	2.4436E-04	1.3571E-04	1.4154E-03	4.2099E-04	3.2317E-01	1.3824E-01	-8.3030E+03	4.3907E+02	9.3634E+00

Полученные результаты

Приведены полученные результаты при реализации варианта А (рис. III-2 главы III) в решении задачи идентификации параметров нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика в случае отсутствия данных от эксперимента и с учетом зашумления данных координат.

Для каждого рассматриваемого варианта найден набор значений искомых параметров K (используется далее обозначением ТТ в показании полученных результатов, так как в программе реализации ТТ использован автором данной диссертационной работы в месте K по причине удобства) нового критерия, с этим критерием опять решается прямая задача оптимального управления заходом на глиссаду и в результате получаются новые траектория и управления, которые приведены на графиках вместе с исходными траекториями и управлениями, на основе которых найден новый критерий, с целью сравнения расхождения между ними.

Далее в показаниях полученных результатов встречаемые обозначения: M понимается шаг поиска, $Fx1$ – расхождение и G – градиент.

1. Поиск из истинных значений коэффициентов критерия: $K_0=K_{уст}$

$$K_0=(625; 25; 0.00326921; 1; 0.0340845; 0.0380094)$$

Полученные значения критерия:

- $J_1(-Noise)$ при $\xi(t)=0$:
 M, FX1, G: 0, 4.58124, 1223.71
 TT: 625 25 0.00326921 1 0.0340845 0.0380094

Полученный критерий:

$$J_1(-Noise) = 625\varepsilon_z^2(t_f) + 25\varepsilon_k^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.00326921[\omega_{z1}(t)V_{z1}(t)]^2 + 1.0[\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0340845[\delta_\varepsilon(t) - \delta_{\varepsilon_0}(t)]^2 + 0.0380094[\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + 1.0[\delta_\vartheta(t) - \delta_{\vartheta_0}(t)]^2 \right) dt.$$

- $J_1(+Noise\ 5\% XT)$ при $\xi(t)=\pm 5\%x(t)$:
 M, FX1, G: 0, 2.94655e+06, 3954.17
 TT: 625 25 0.00326921 1 0.0340845 0.0380094

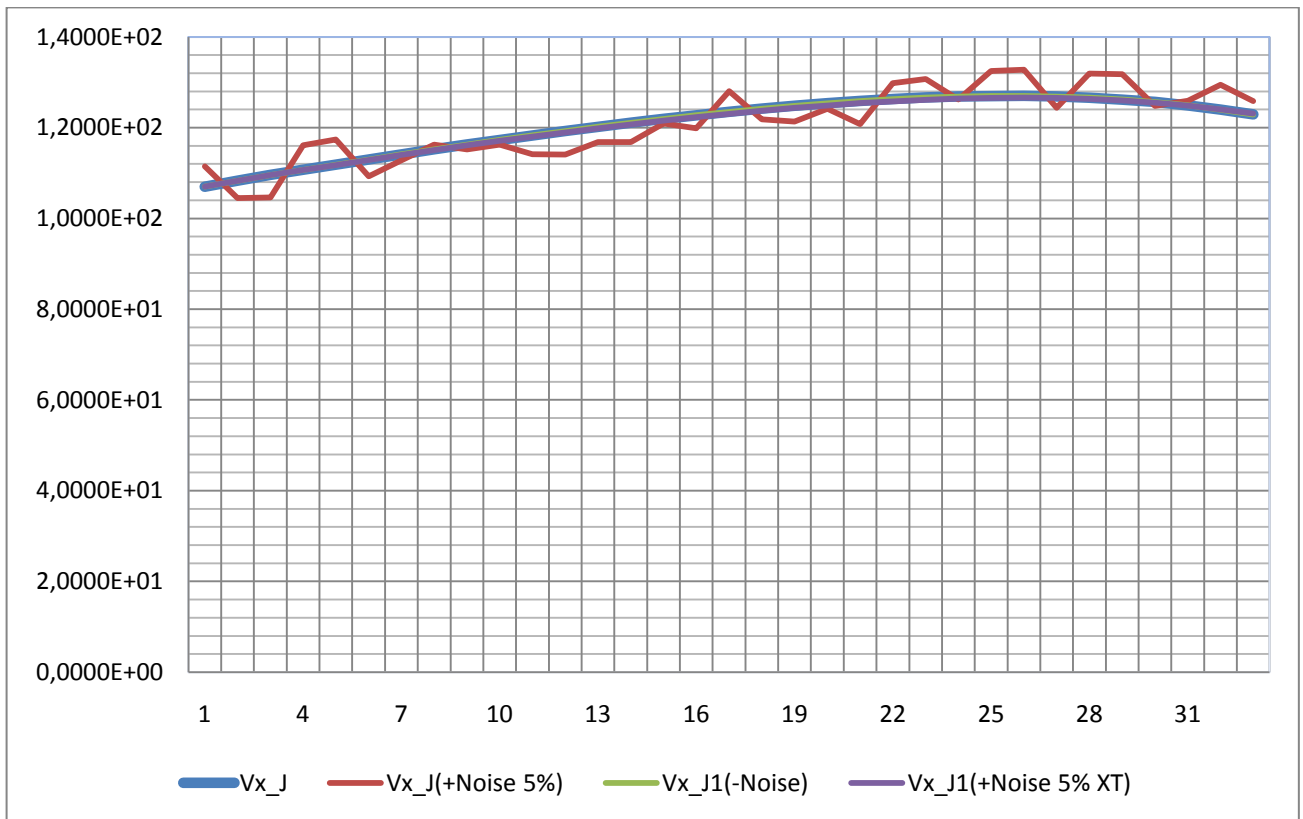
 M, FX1, G: 1, 2.94651e+06, 509.948
 TT: 624.573 24.2469 0.00434103 0.999637 0.0316415
 0.038995

 M, FX1, G: 2, 2.94576e+06, 2446.46
 TT: 626.662 24.0255 0.514685 0.975596 0.0018548 6.94862e-05

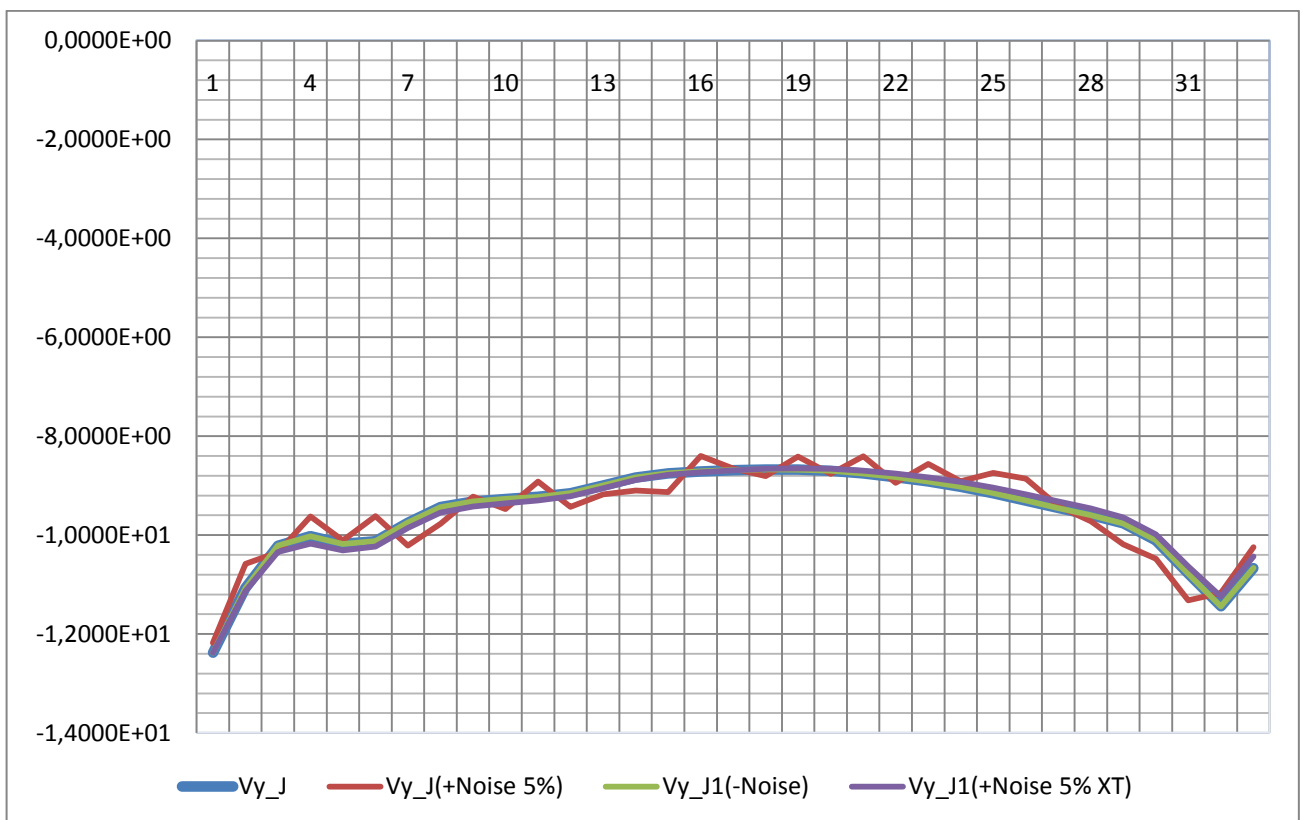
Полученный критерий:

$$J_1(+Noise\ 5\% XT) = 626.662\varepsilon_z^2(t_f) + 24.0255\varepsilon_k^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.514685[\omega_{z1}(t)V_{z1}(t)]^2 + 0.975596[\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0018548[\delta_\varepsilon(t) - \delta_{\varepsilon_0}(t)]^2 + 6.94862e-05[\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + 1.0[\delta_\vartheta(t) - \delta_{\vartheta_0}(t)]^2 \right) dt.$$

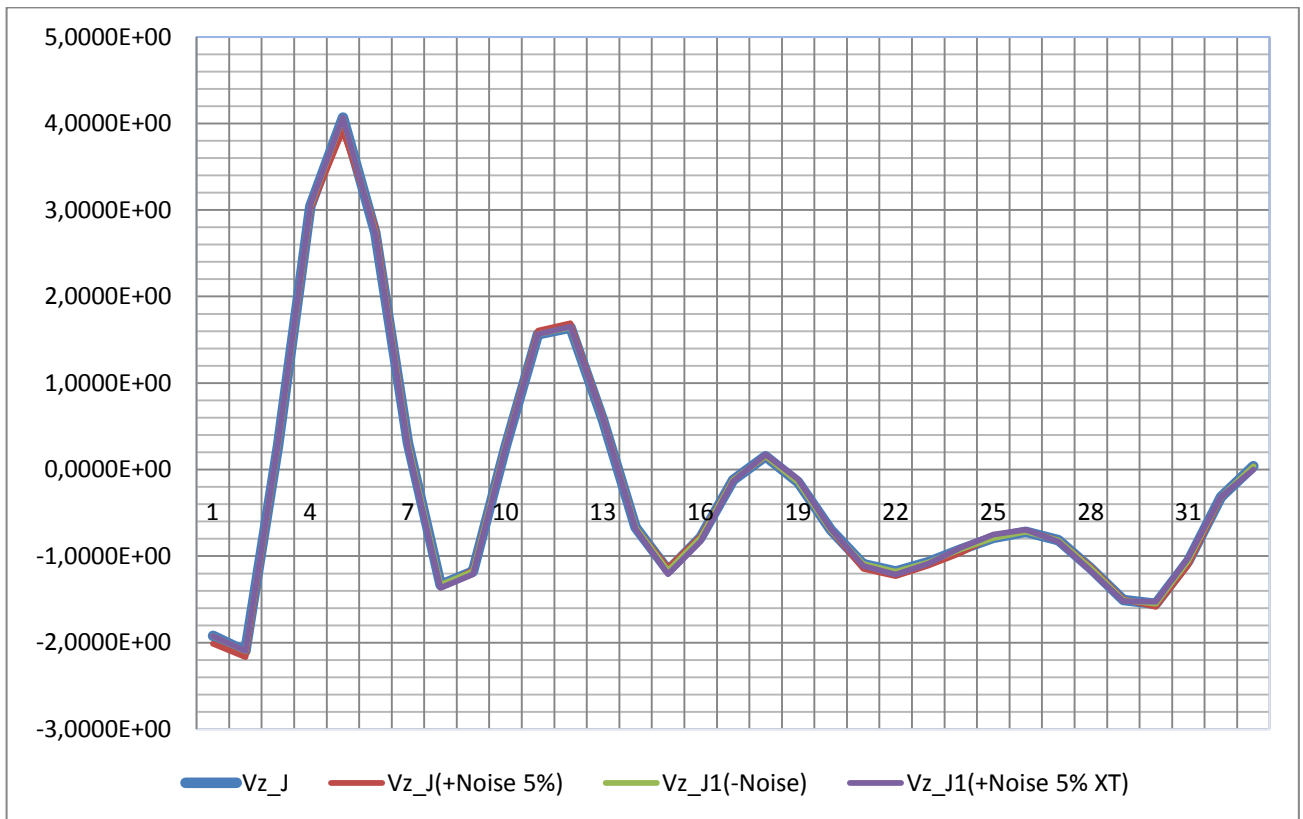
Графики для сравнения:



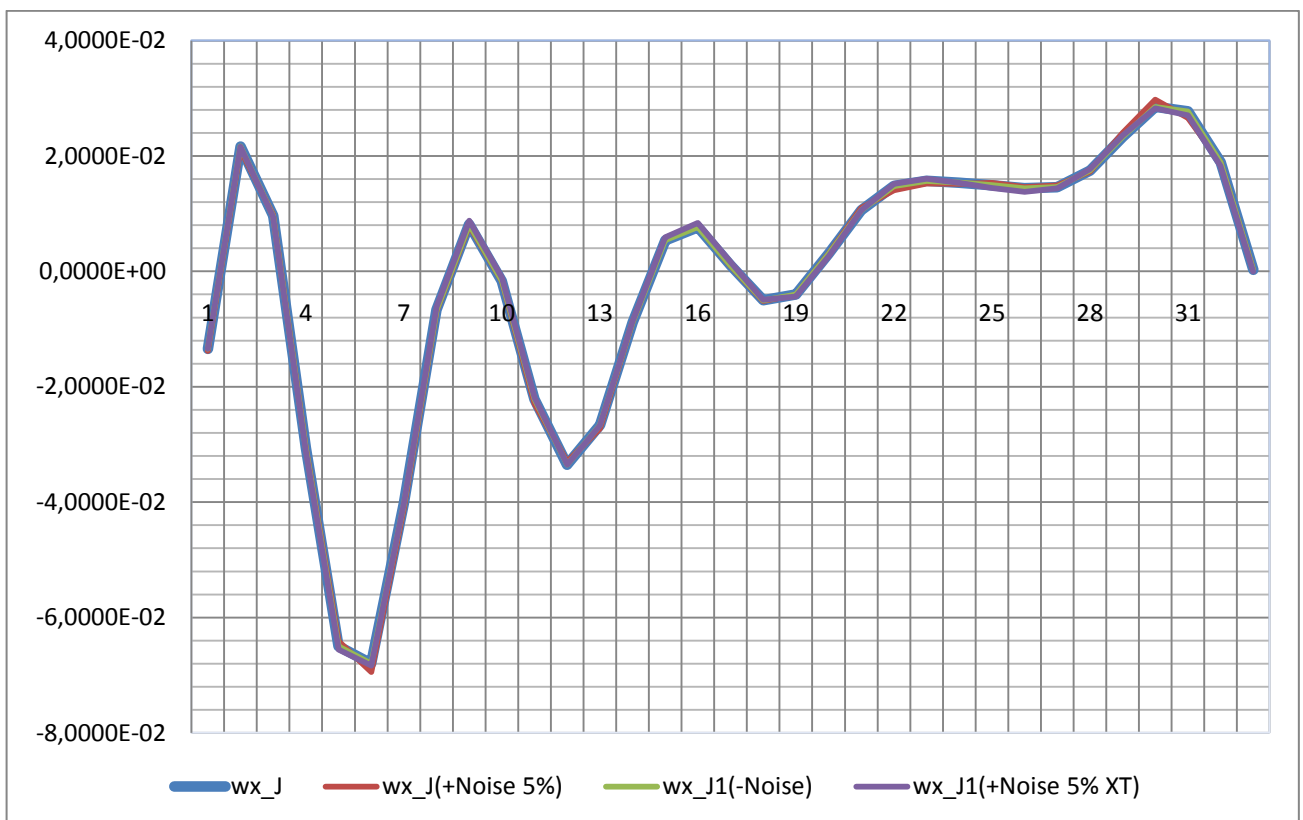
Проекция скорости полета на ось OX ССК (м/с)



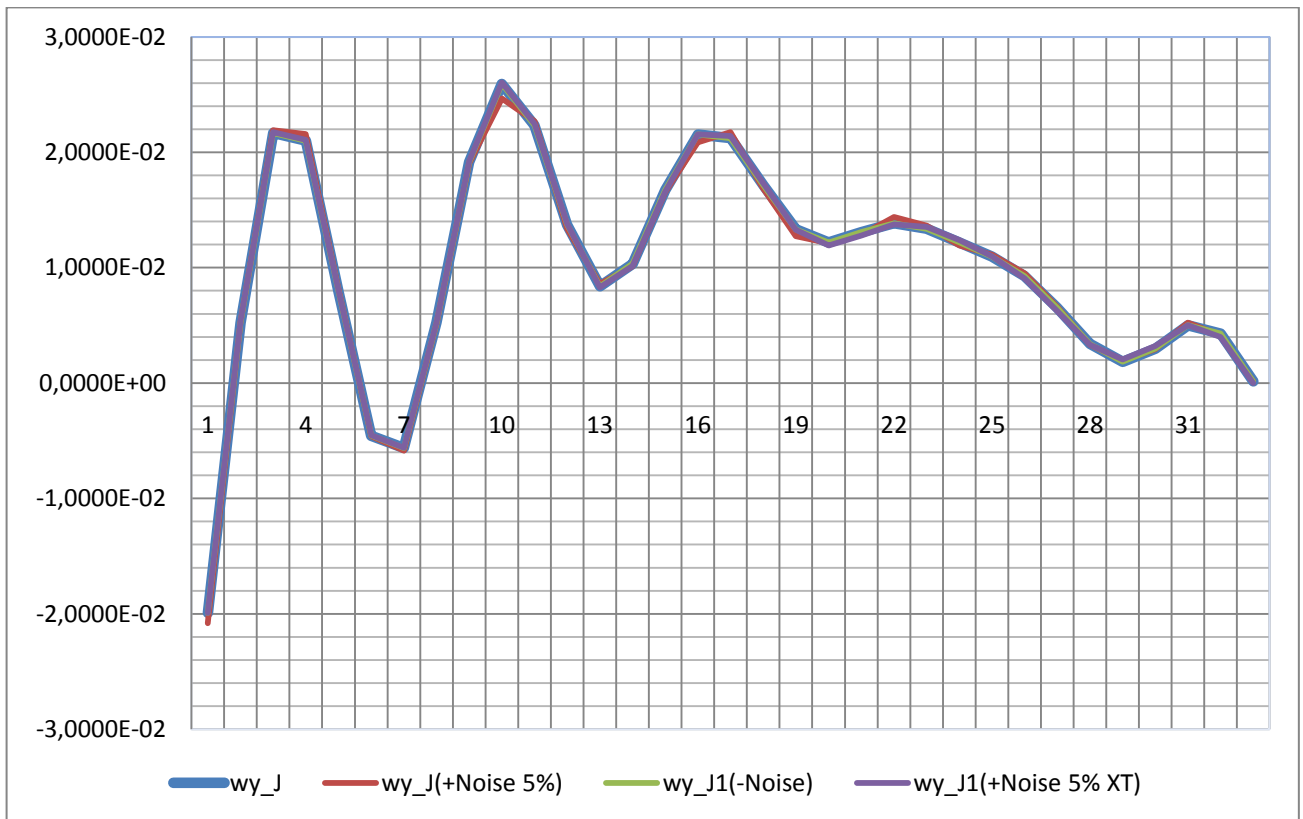
Проекция скорости полета на ось OY ССК (м/с)



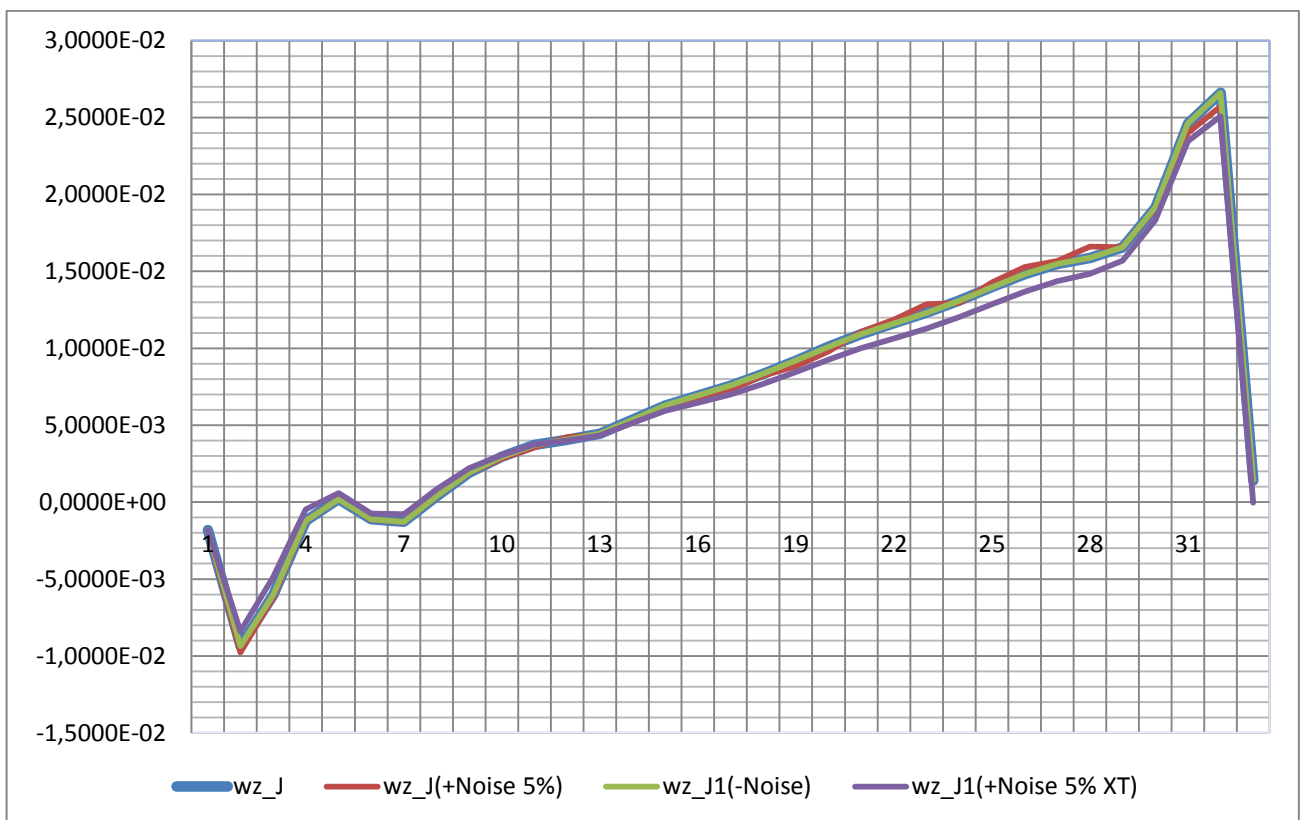
Проекция скорости полета на ось OZ ССК (м/с)



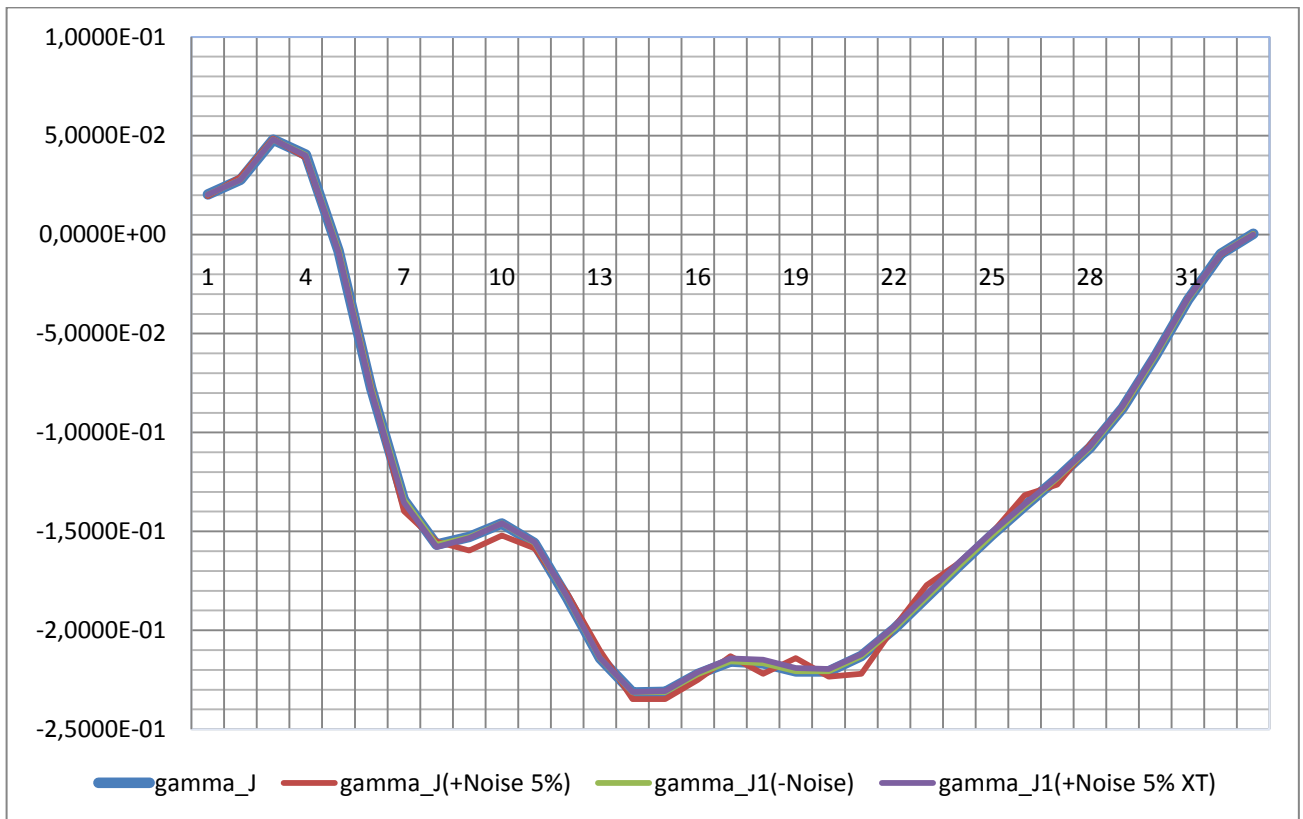
Проекция угловой скорости на ось OX ССК (рад./с)



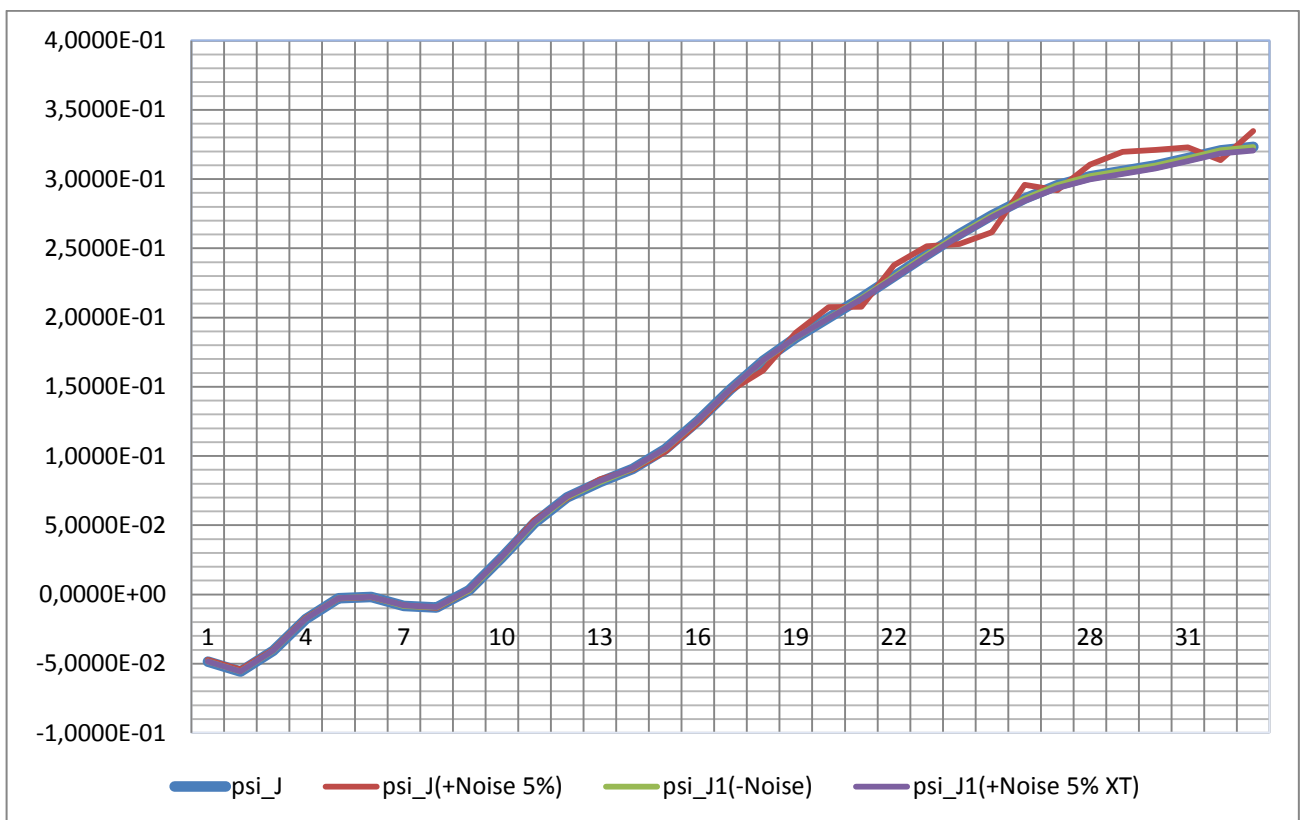
Проекция угловой скорости на ось OY CCK (рад./с)



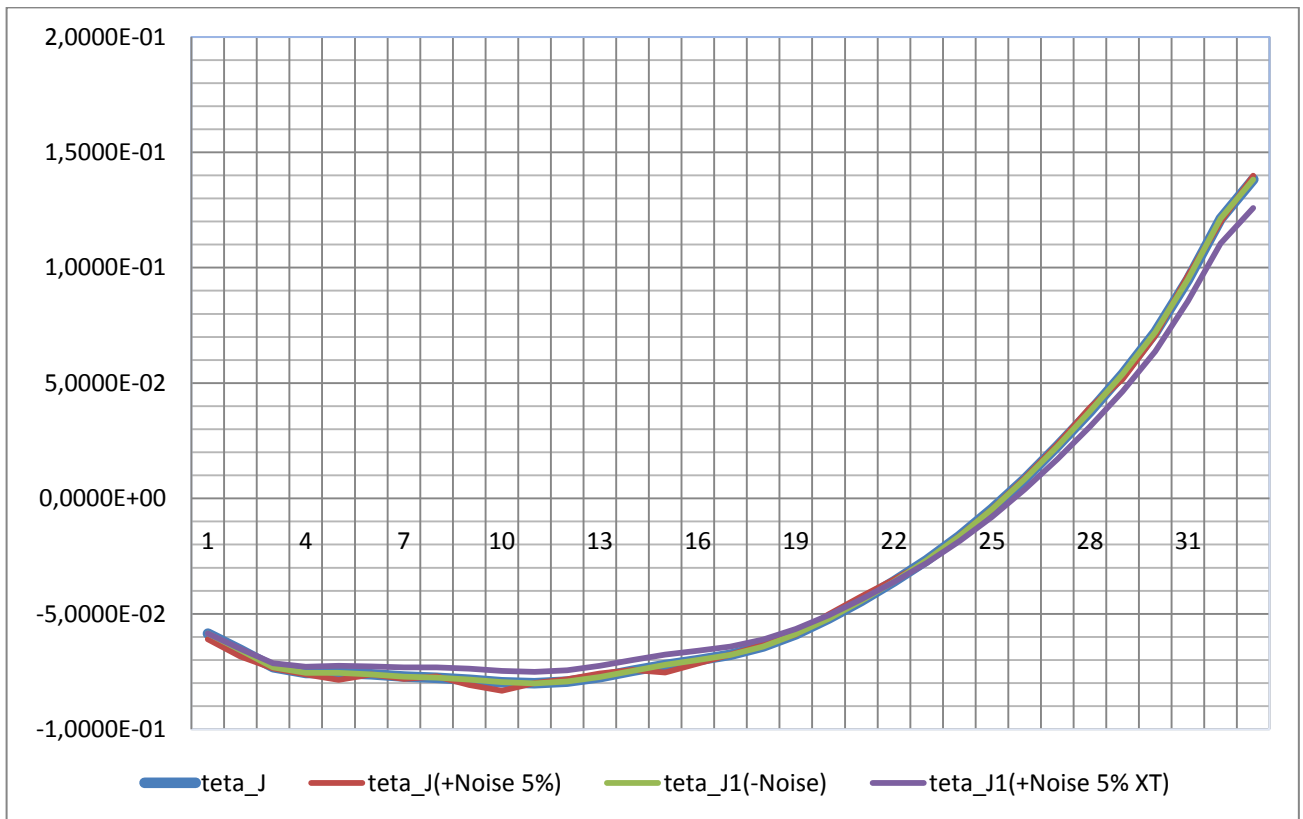
Проекция угловой скорости на ось OZ CCK (рад./с)



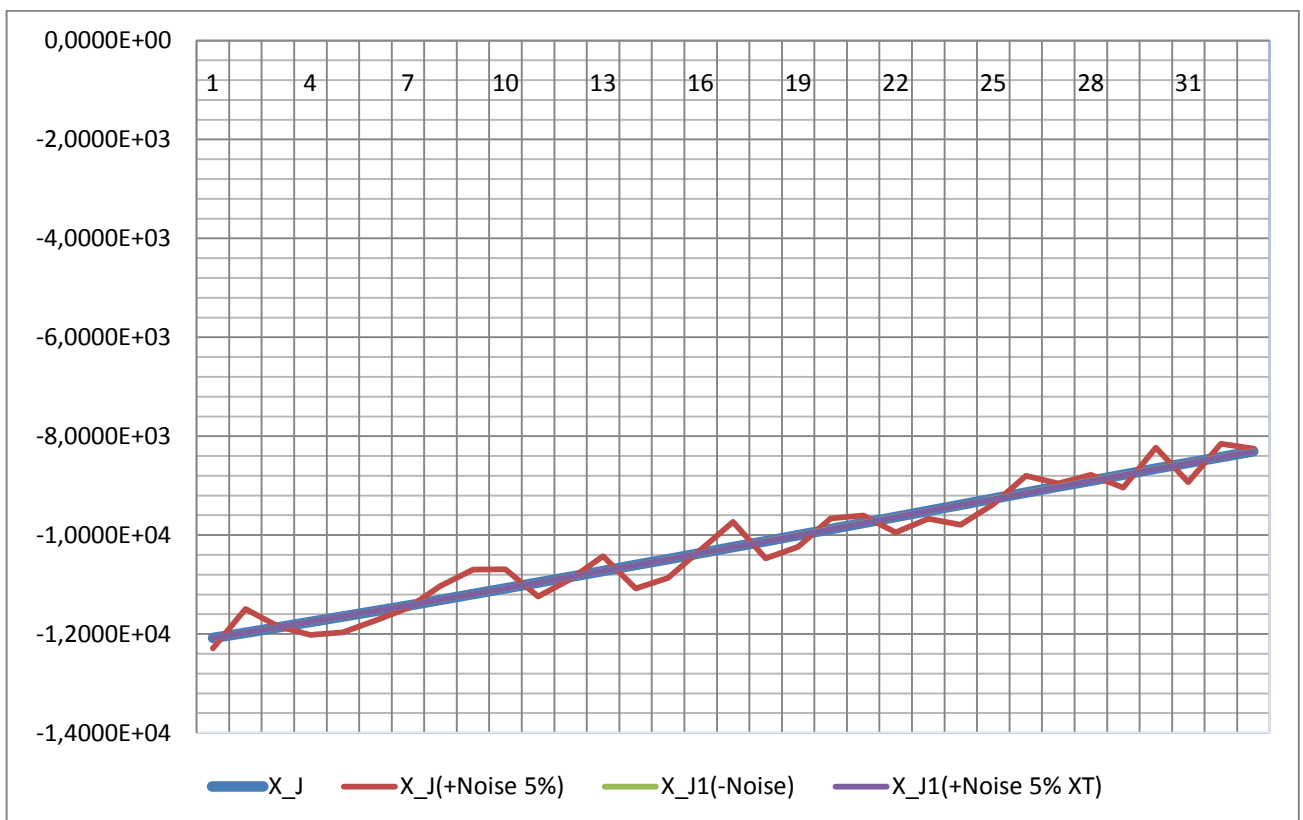
Угол крена (рад.)



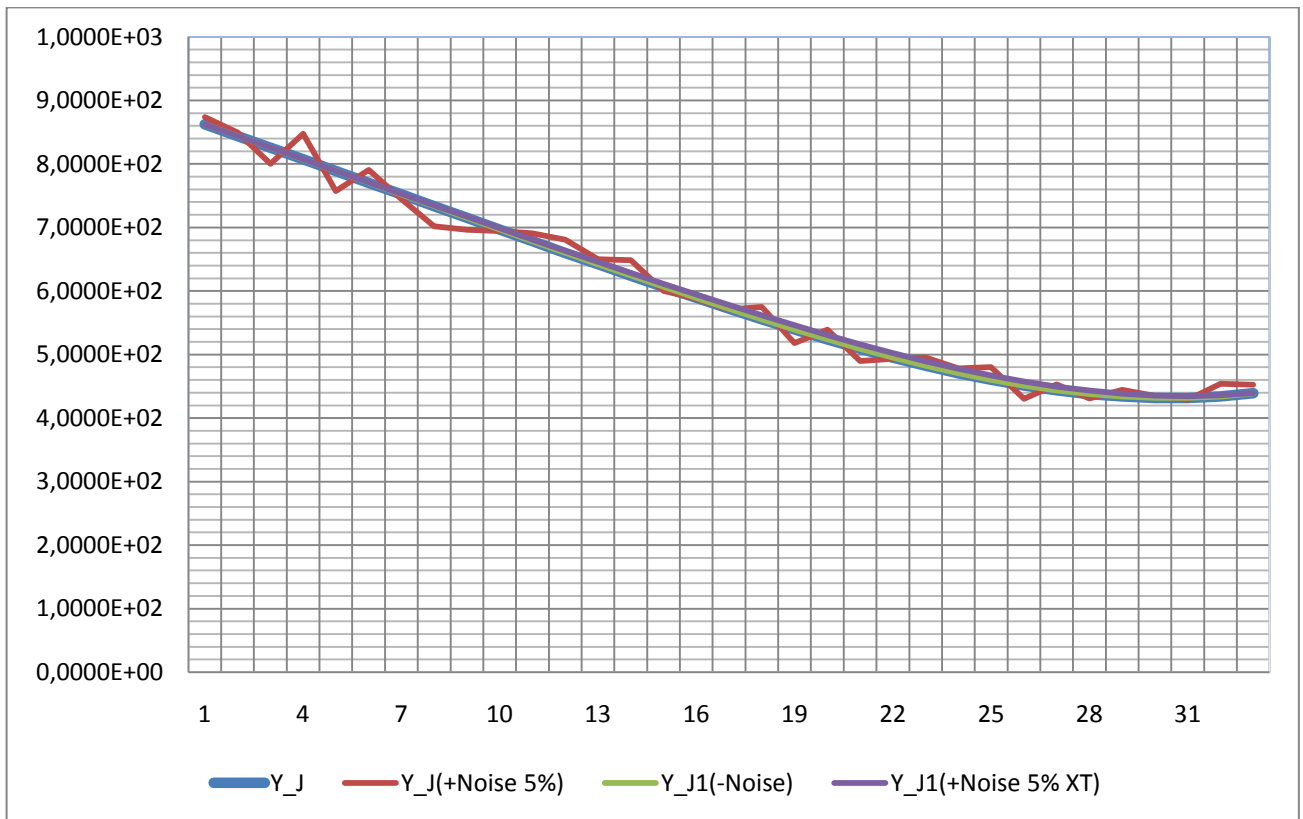
Угол курса (рад.)



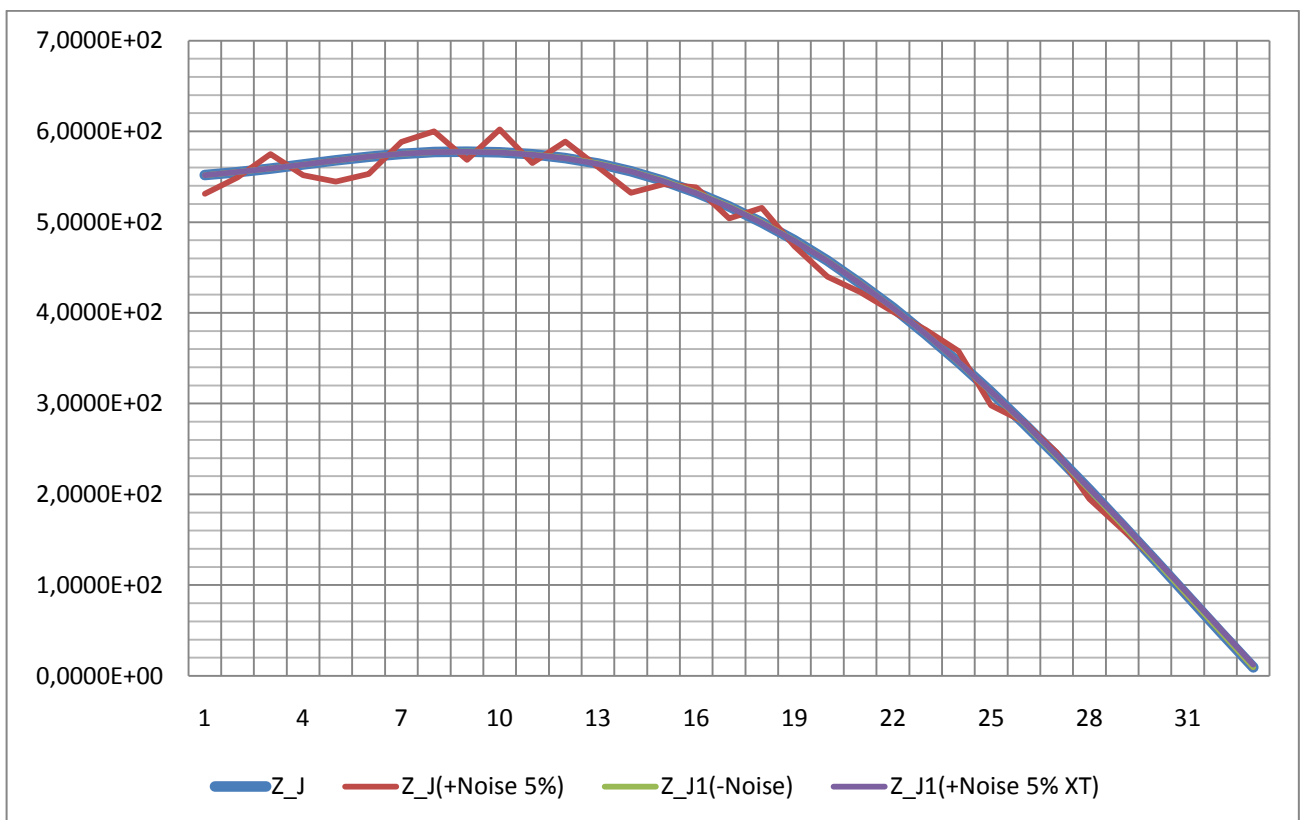
Угол тангажа (рад.)



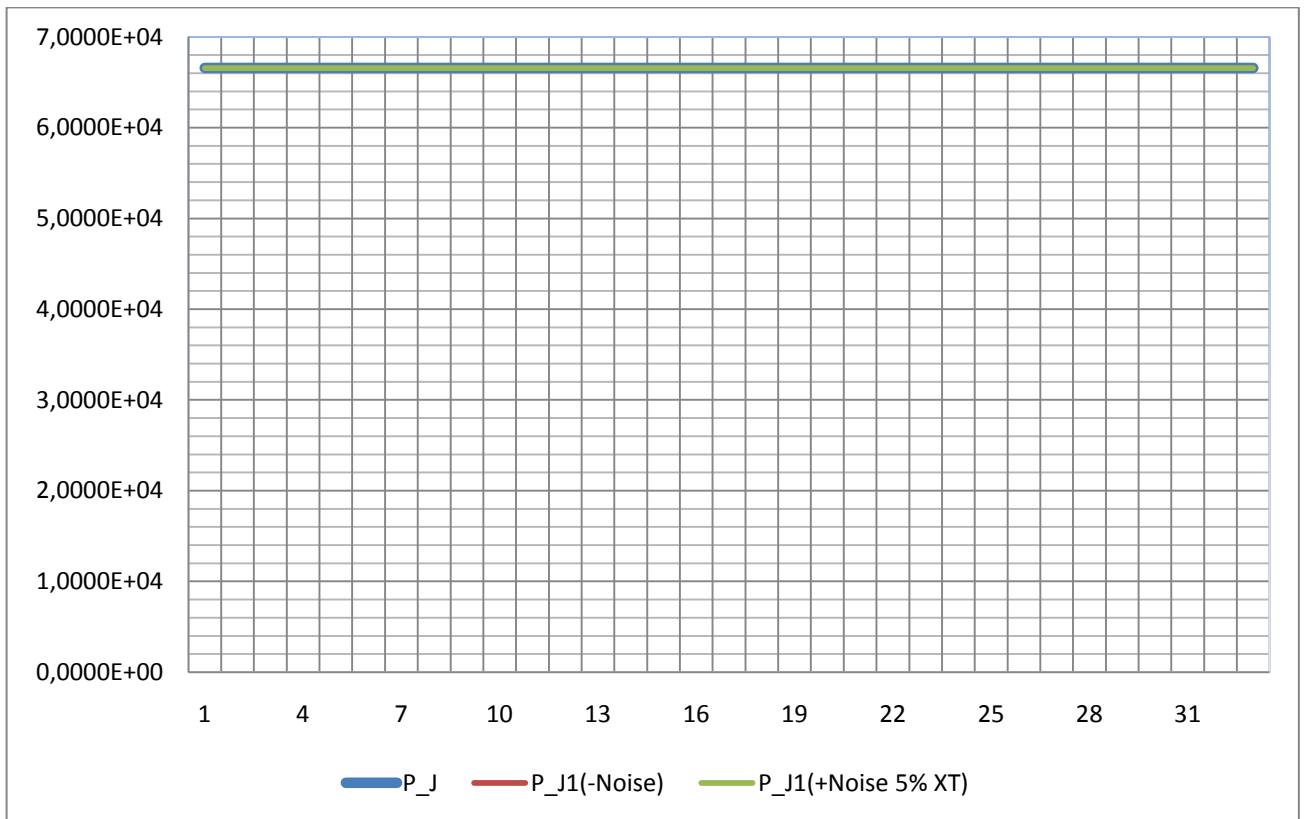
Дальность (м)



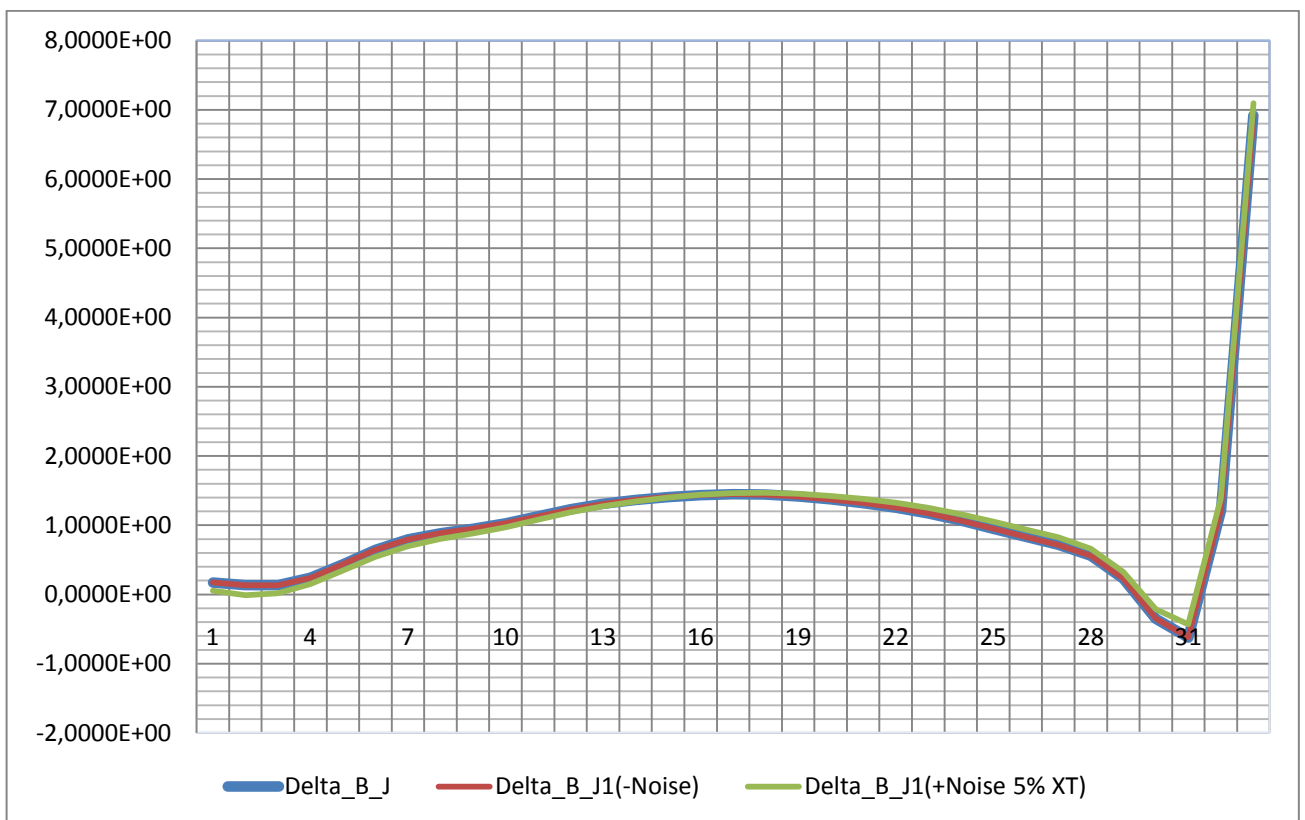
Высота полета (м)



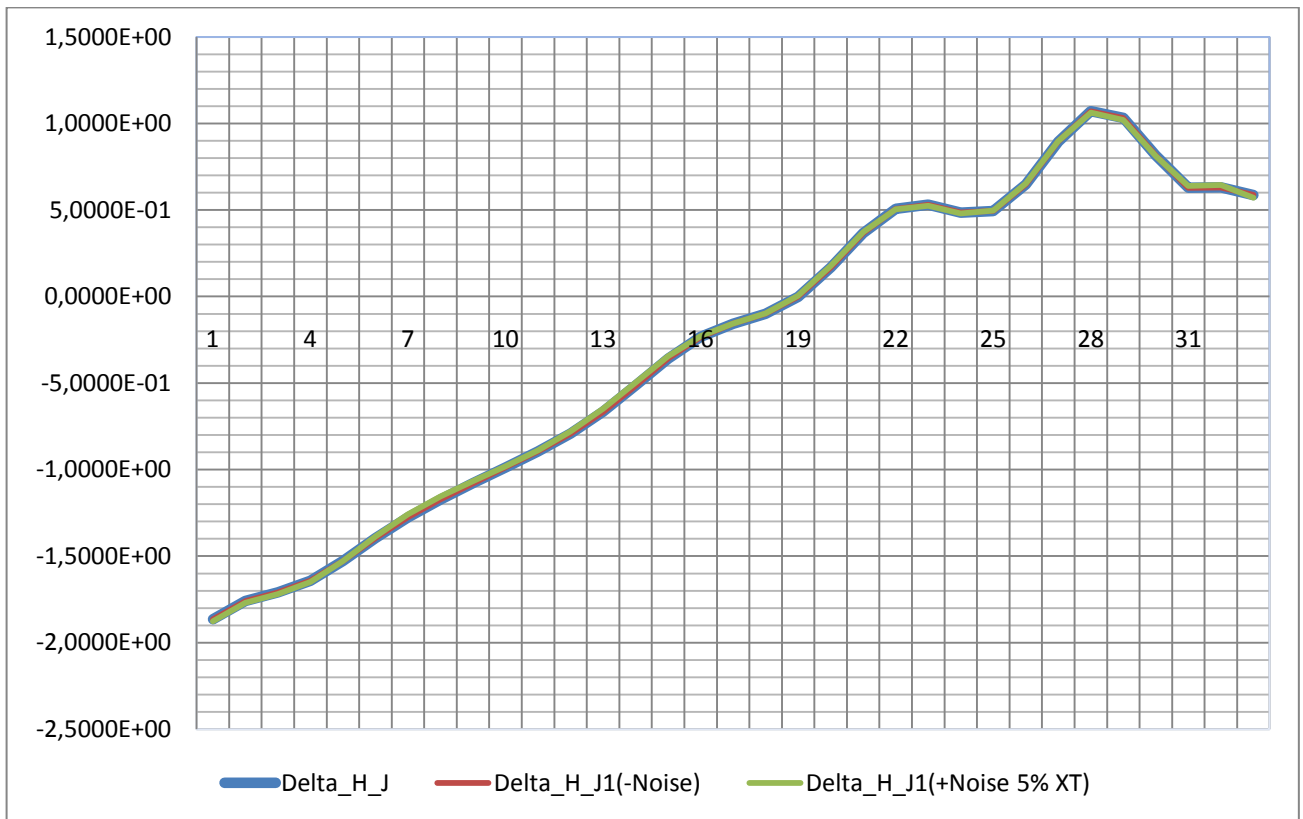
Боковое отклонение от глissады (м)



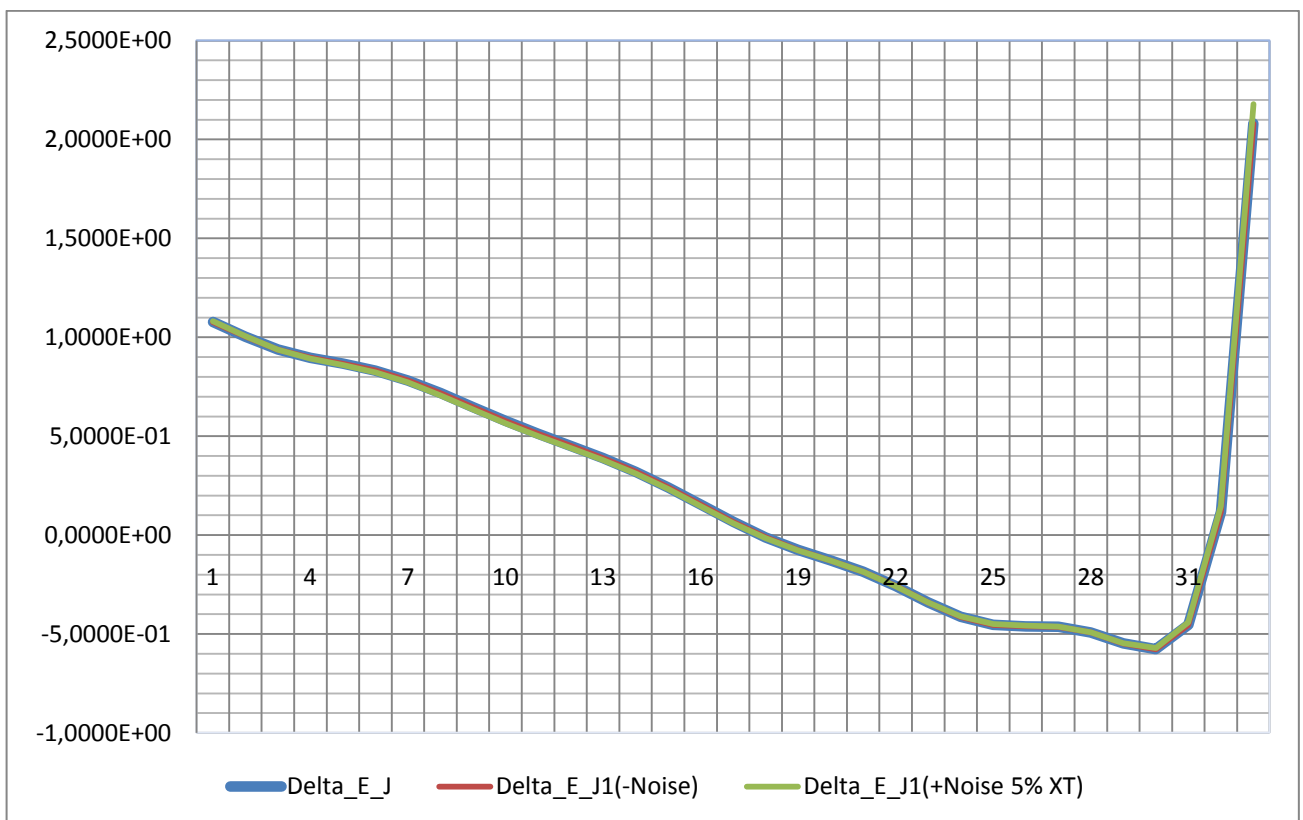
Тяга (H)



Отклонение руля высоты (град.)



Отклонение руля направления (град.)



Отклонение элеронов (град.)

Рис. III-3. Графики изменения по времени (с) (для сравнения) составляющих векторов состояния и управления самолета при оптимальном моделировании с найденными критериями $J_1(-Noise)$ и $J_1(+Noise\ 5\% XT)$ и при оптимальном управлении с истинным критерием

2. Поиск из значений коэффициентов критерия: $K_0=K_{уст} \pm 10\% K_{уст}$

$$K_0=(686.073; 22.7024; 0.00295642; 1; 0.0363741; 0.03698312)$$

Полученные значения критерия:

- $J_2_{-10\%(-Noise)}$ при $\xi(t)=0$:
 M, FX1, G: 0, 855.411, 5280.66
 TT: 686.073 22.7024 0.00295642 1 0.0363741 0.0369831
- M, FX1, G: 1, 206.486, 784.19
 TT: 682.211 27.0436 0.00403301 0.998429 0.0700938 0.0099349

Полученный критерий:

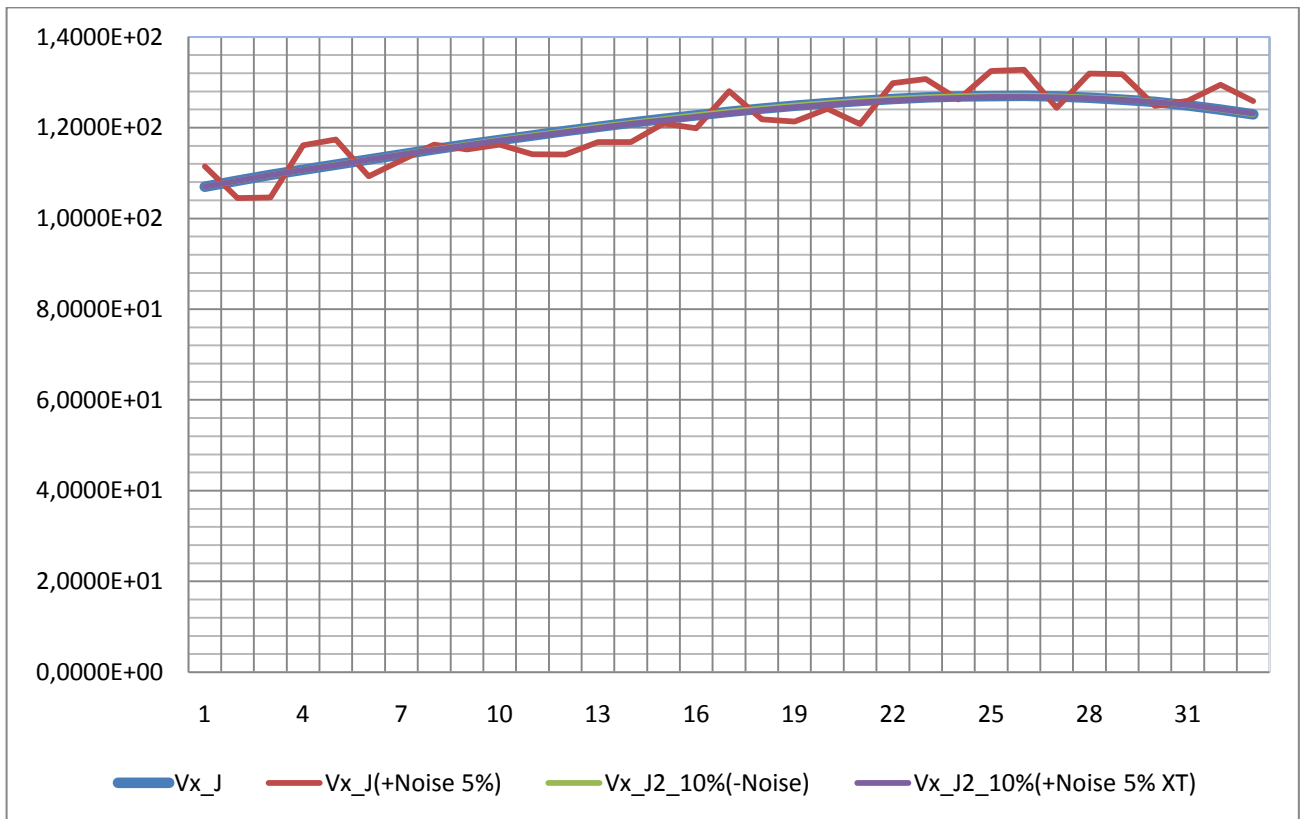
$$J_2_{-10\%(-Noise)} = 682.211 \varepsilon_z^2(t_f) + 27.0436 \varepsilon_\kappa^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.00403301 [\omega_{z1}(t) V_{z1}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 0.998429 [\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0700938 [\delta_\varepsilon(t) - \delta_{\varepsilon_0}(t)]^2 + 0.0099349 [\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 1.0 [\delta_\gamma(t) - \delta_{\gamma_0}(t)]^2 \right) dt.$$

- $J_2_{-10\%(+Noise 5\% XT)}$ при $\xi(t)=\pm 5\% x(t)$:
 M, FX1, G: 0, 2.94695e+06, 4271.21
 TT: 686.073 22.7024 0.00295642 1 0.0363741 0.0369831
- M, FX1, G: 1, 2.94656e+06, 780.292
 TT: 683.64 25.4312 0.00789018 0.998769 0.0509235
 0.0161777
- M, FX1, G: 2, 2.94577e+06, 1799.98
 TT: 678.245 25.6697 0.246131 0.989155 0.0190955 0.00956252
- M, FX1, G: 3, 2.94559e+06, 1211.84
 TT: 677.04 25.428 0.401766 0.986467 0.0117407 0.00878125
- M, FX1, G: 4, 2.94551e+06, 154.616
 TT: 677.464 24.3813 0.399468 0.984961 0.00617496 0.00988913

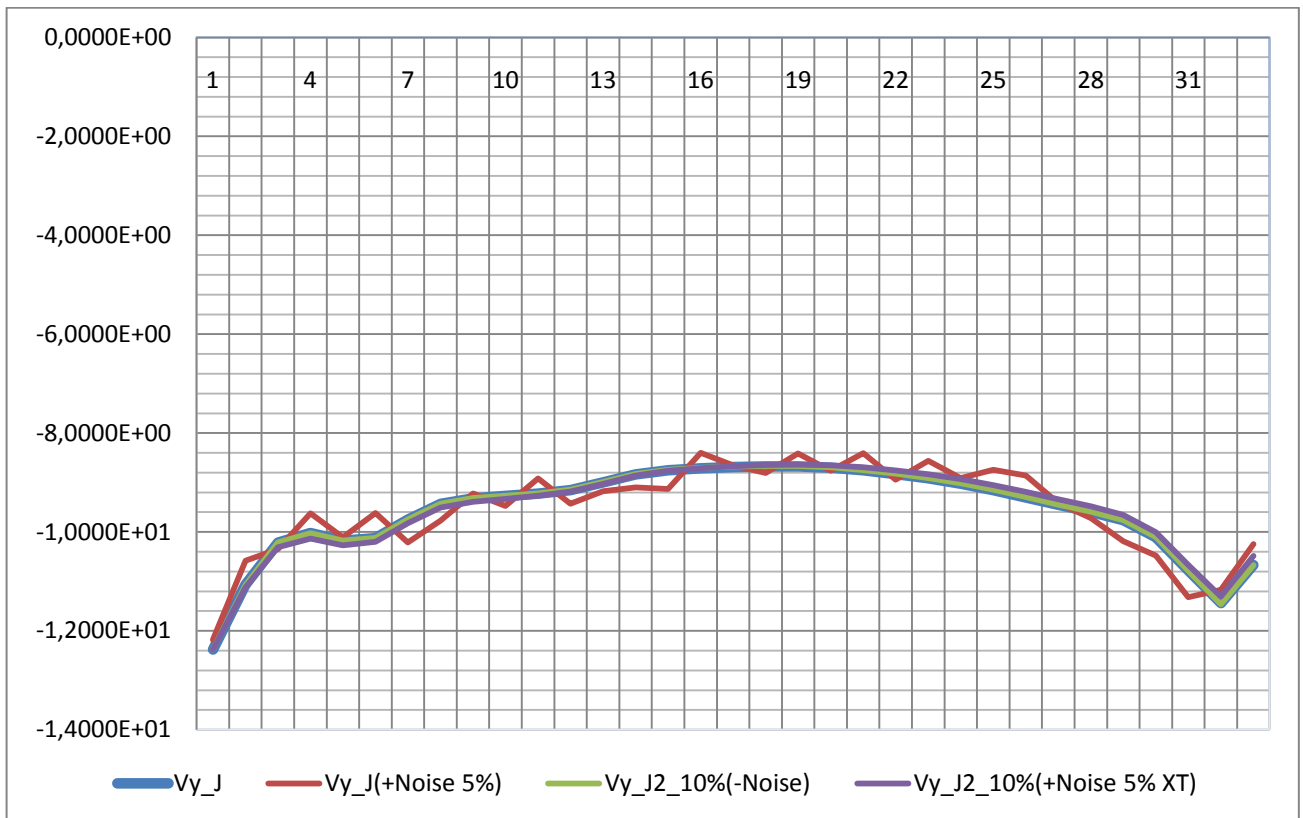
Полученный критерий:

$$J_2_{-10\%(+Noise 5\% XT)} = 677.464 \varepsilon_z^2(t_f) + 24.3813 \varepsilon_\kappa^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.399468 [\omega_{z1}(t) V_{z1}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 0.984961 [\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.00617496 [\delta_\varepsilon(t) - \delta_{\varepsilon_0}(t)]^2 + 0.00988913 [\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 1.0 [\delta_\gamma(t) - \delta_{\gamma_0}(t)]^2 \right) dt.$$

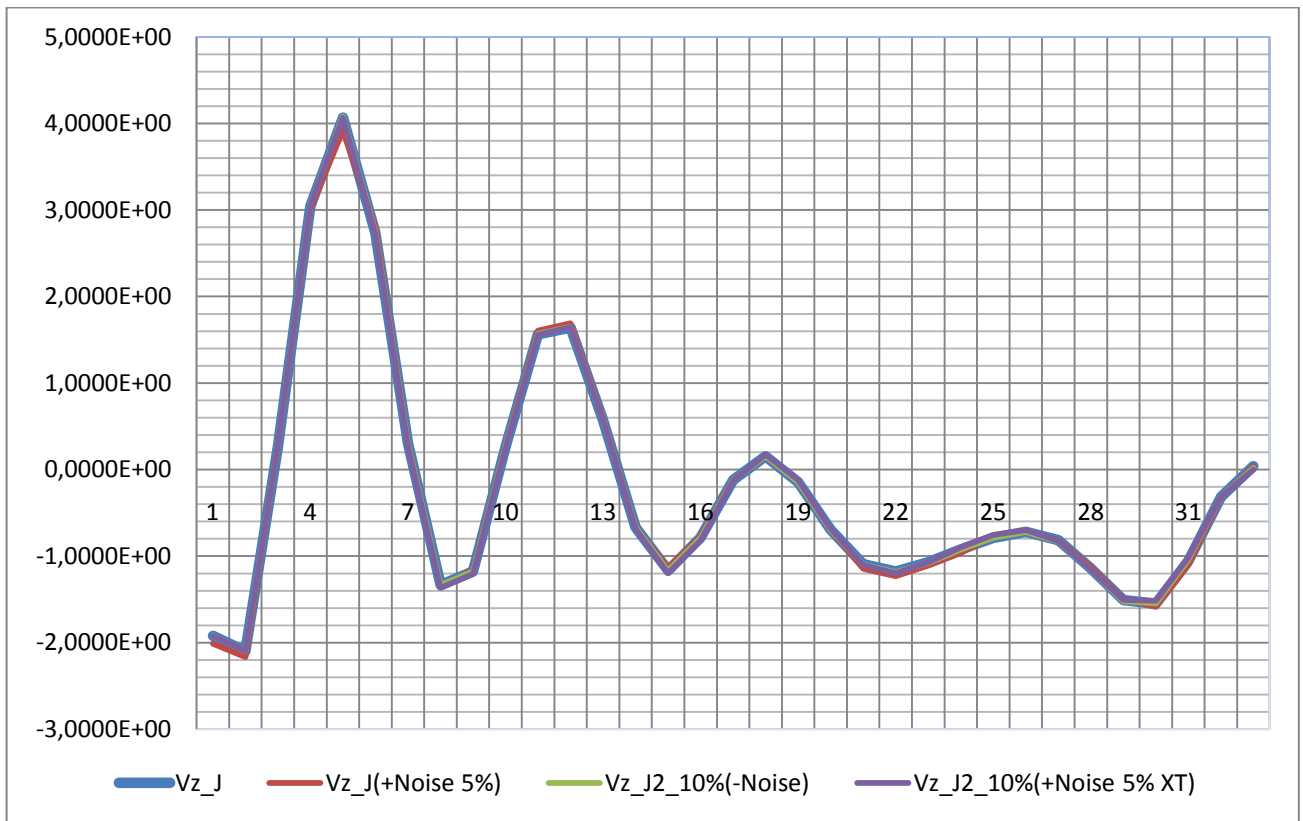
Графики для сравнения:



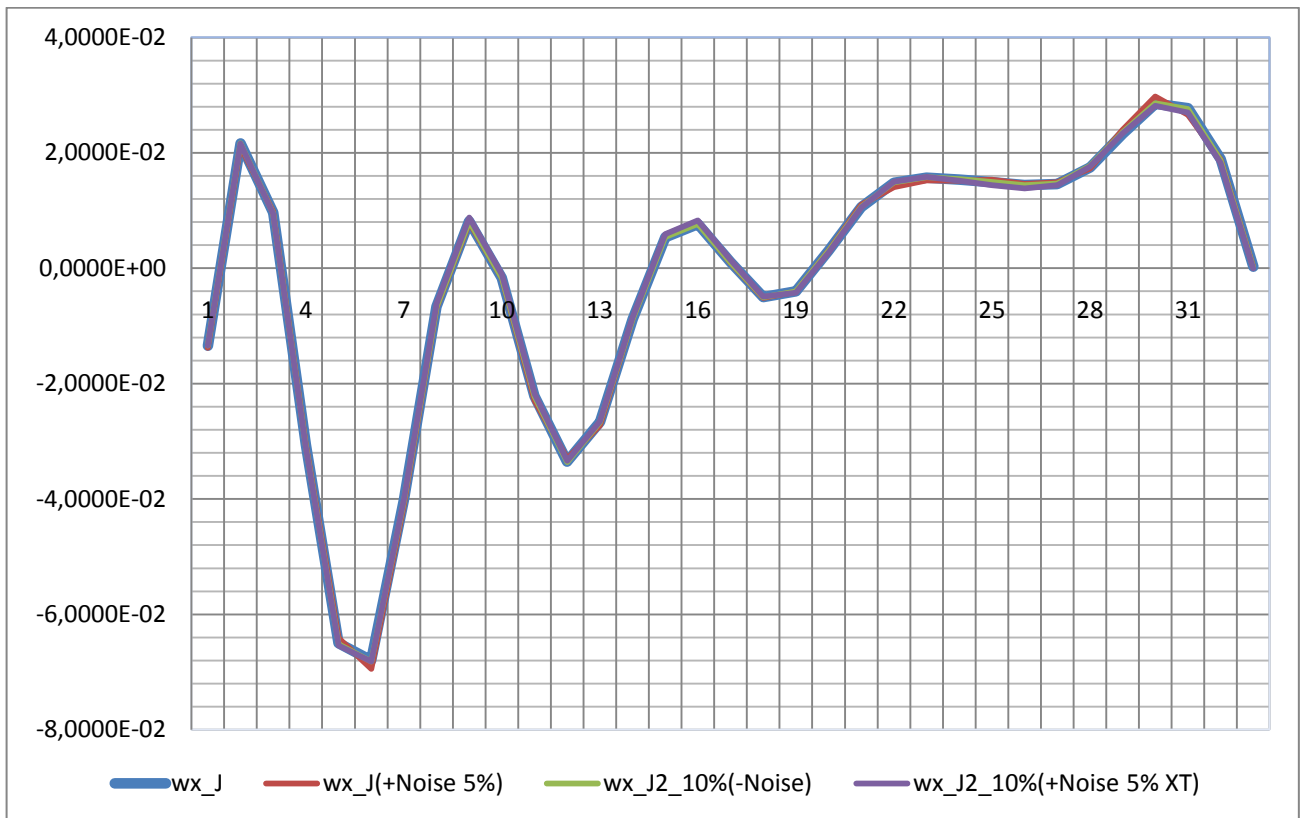
Проекция скорости полета на ось OX ССК (м/с)



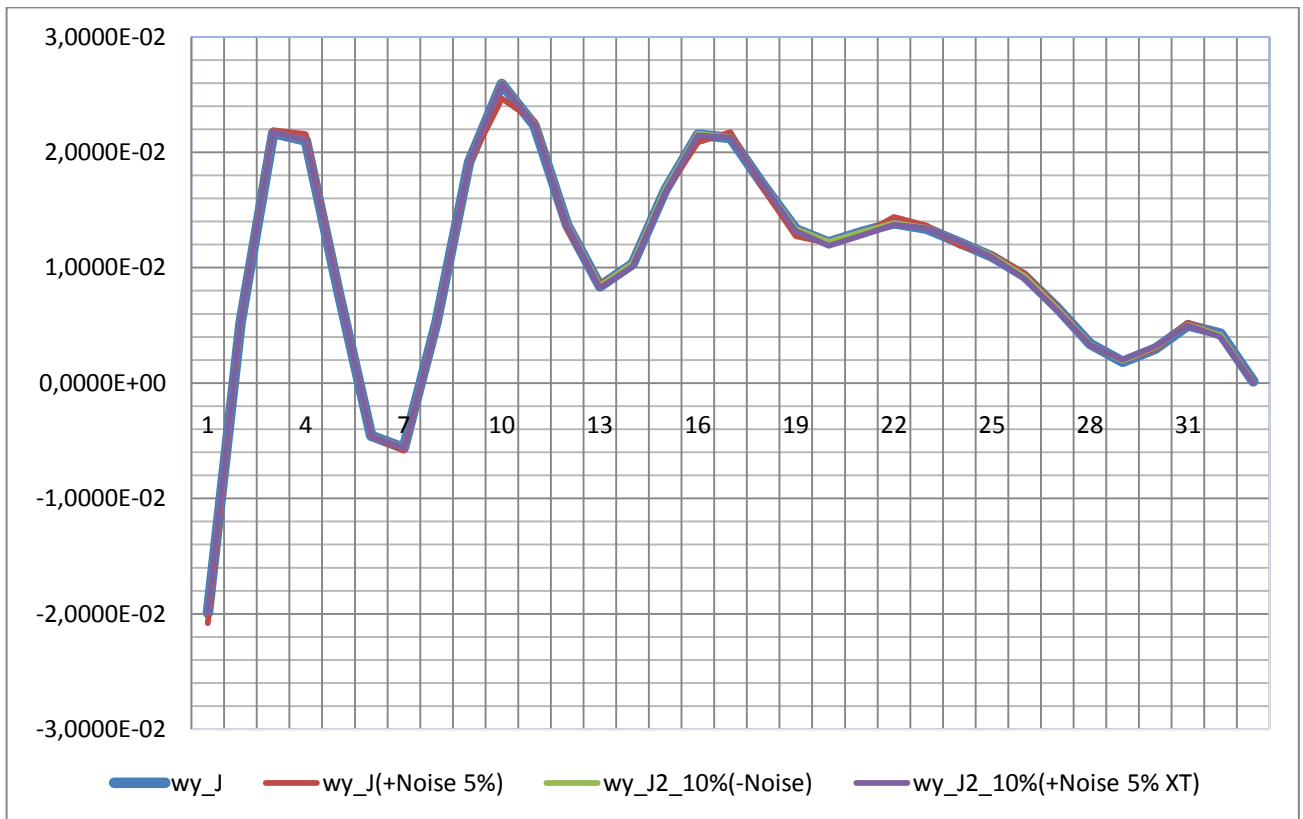
Проекция скорости полета на ось OY ССК (м/с)



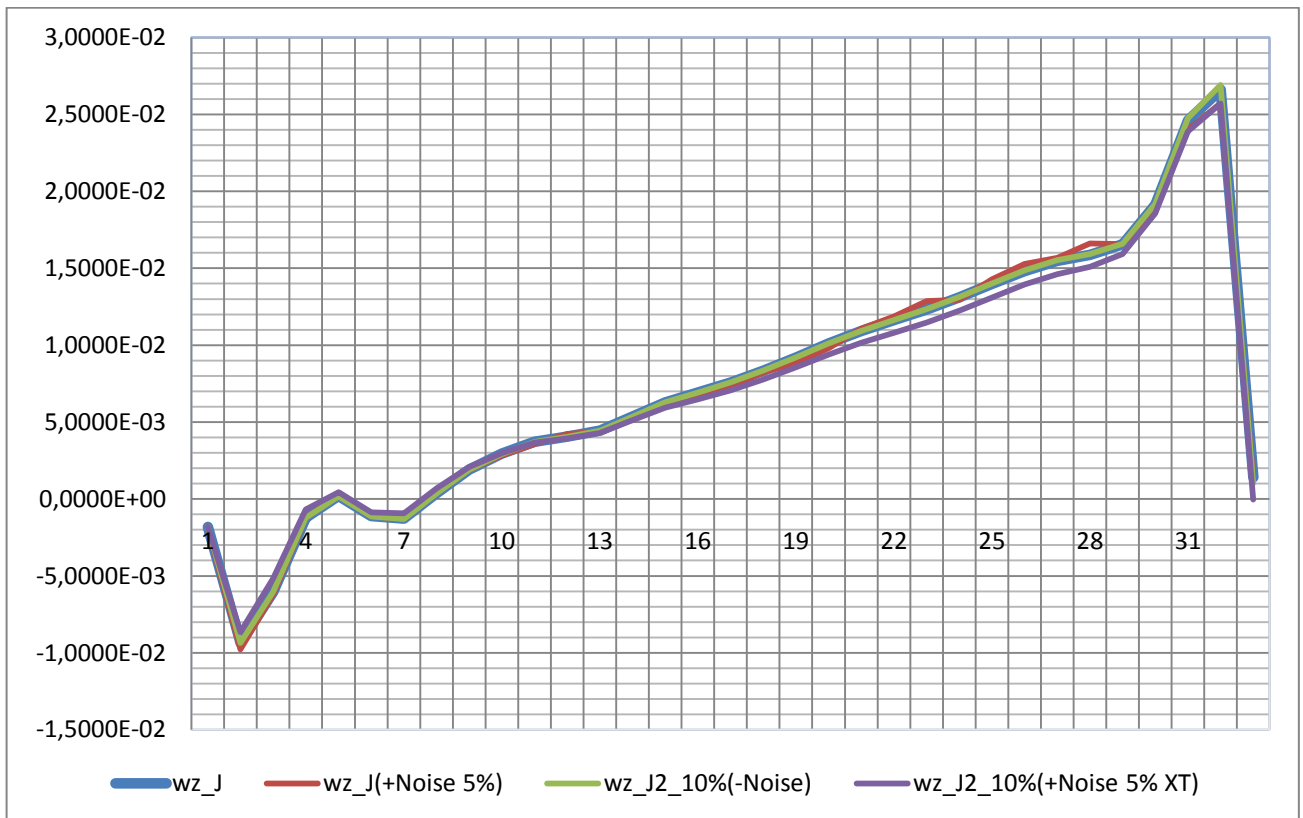
Проекция скорости полета на ось OZ ССК (м/с)



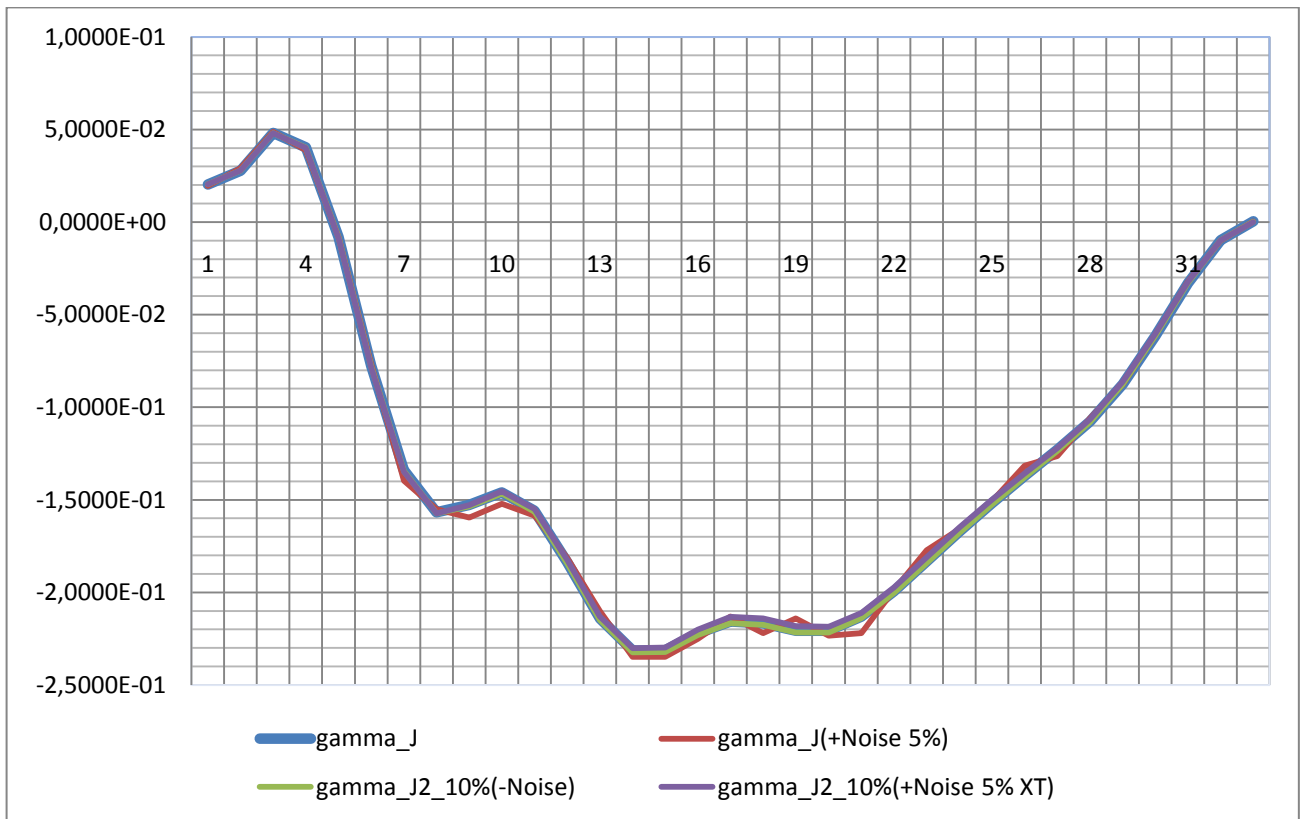
Проекция угловой скорости на ось OX ССК (рад./с)



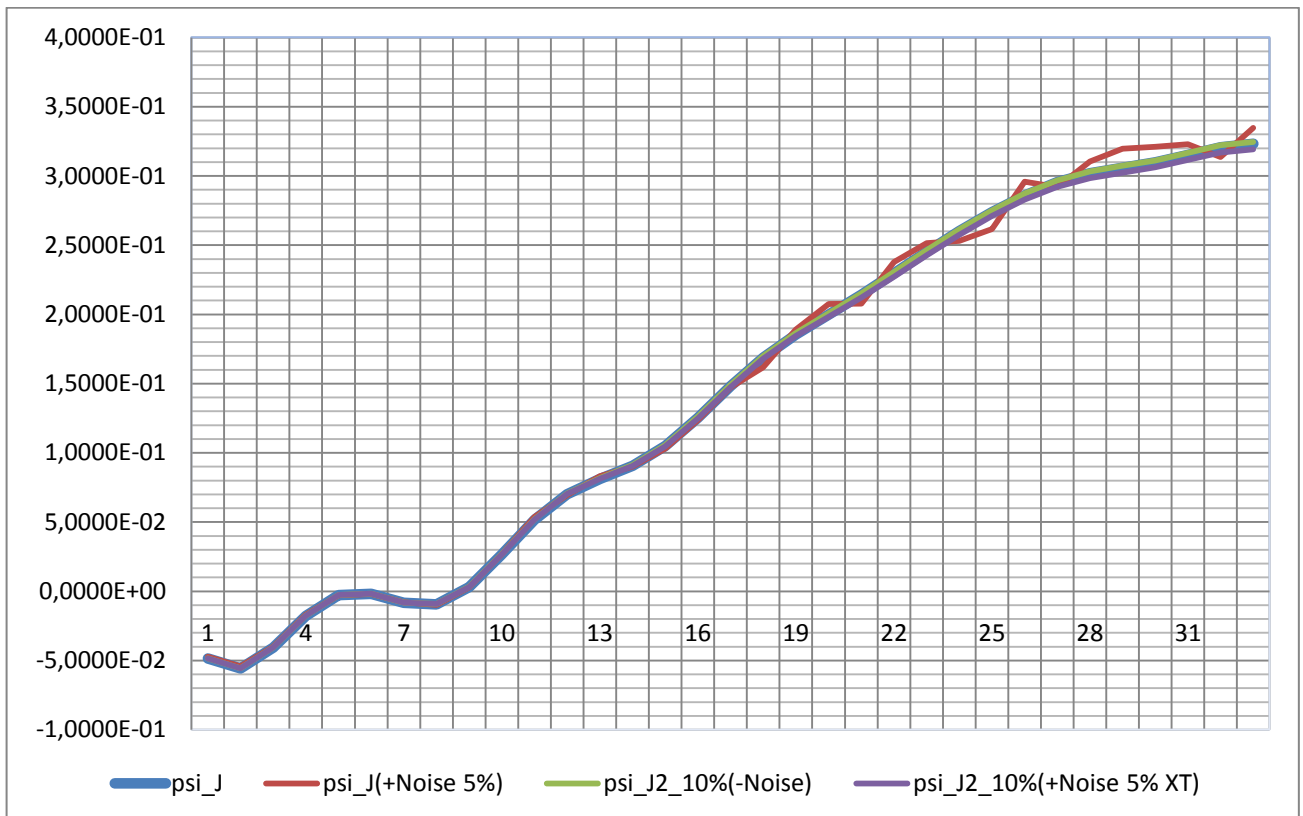
Проекция угловой скорости на ось OY CCK (рад./с)



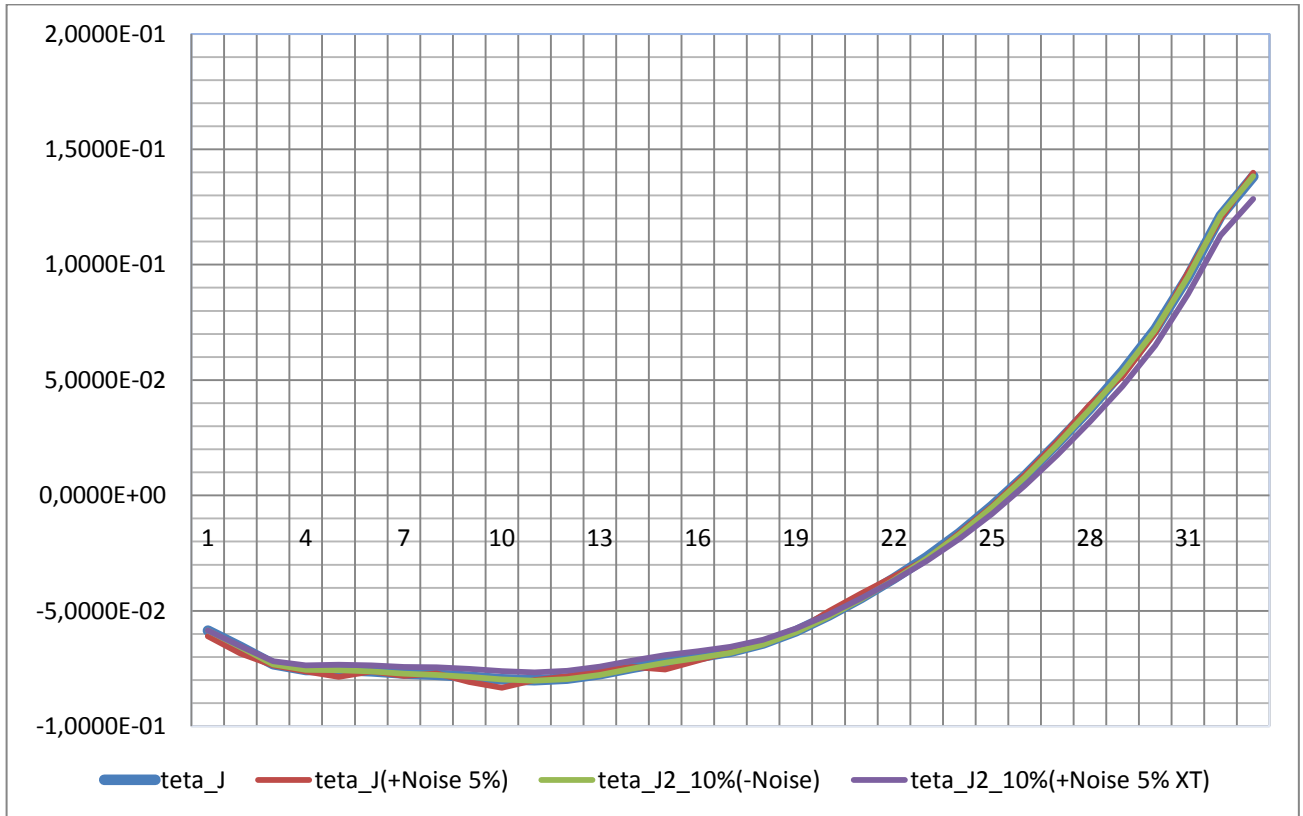
Проекция угловой скорости на ось OZ CCK (рад./с)



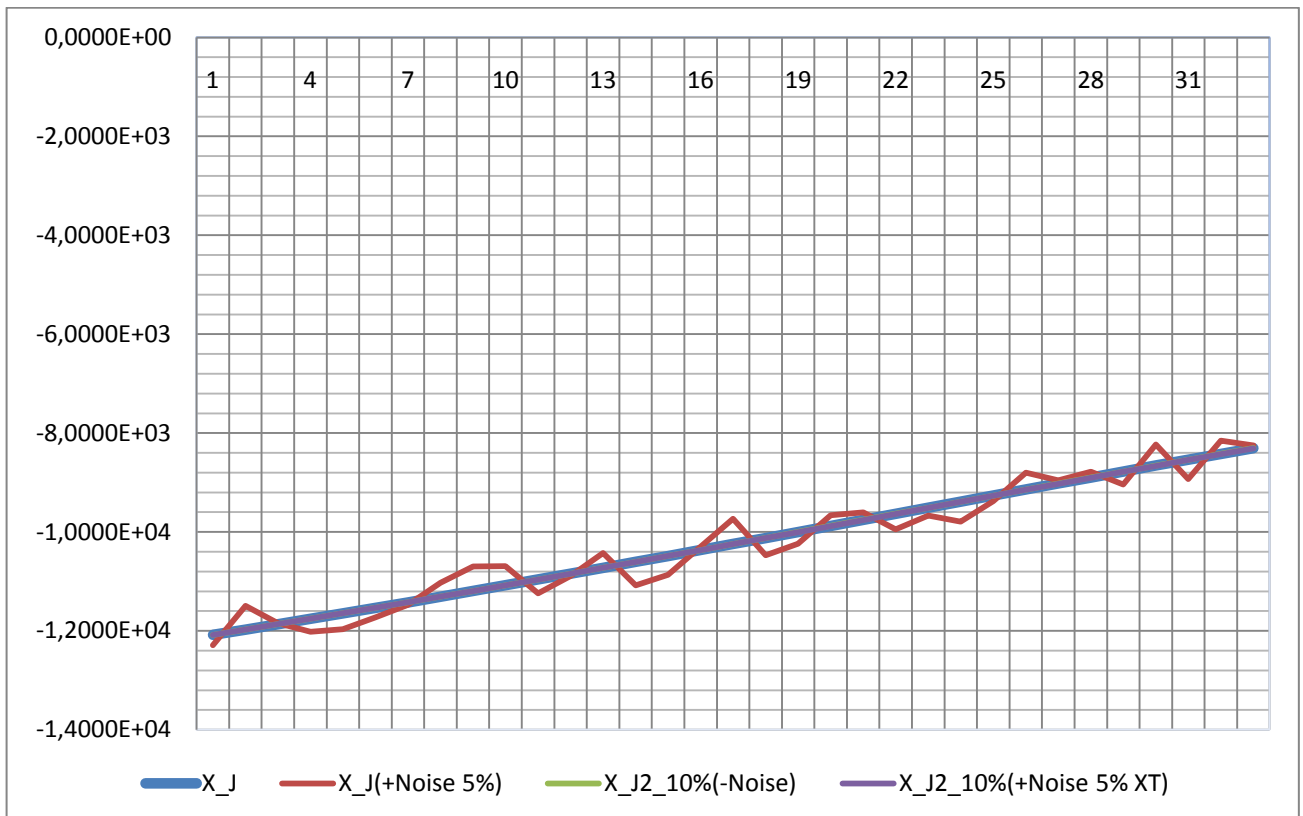
Угол крена (рад.)



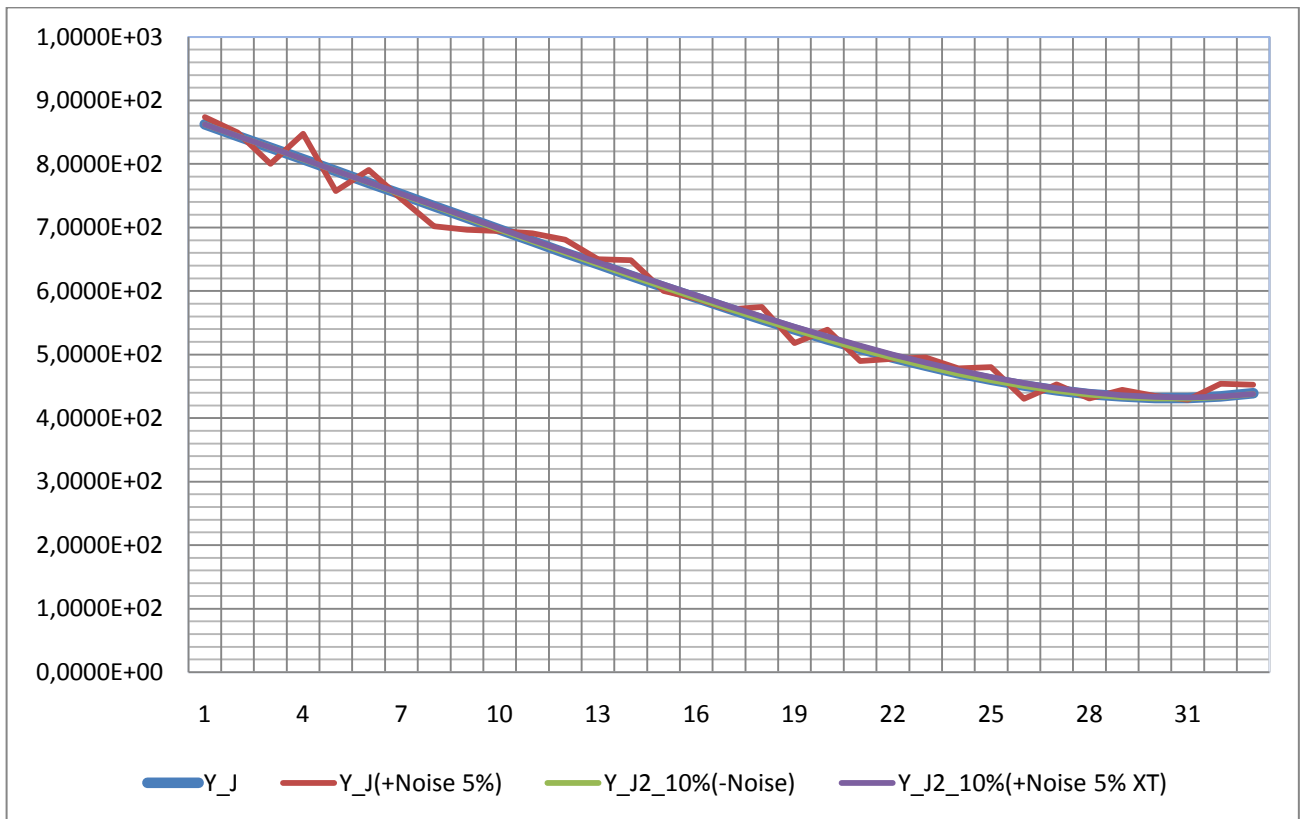
Угол курса (рад.)



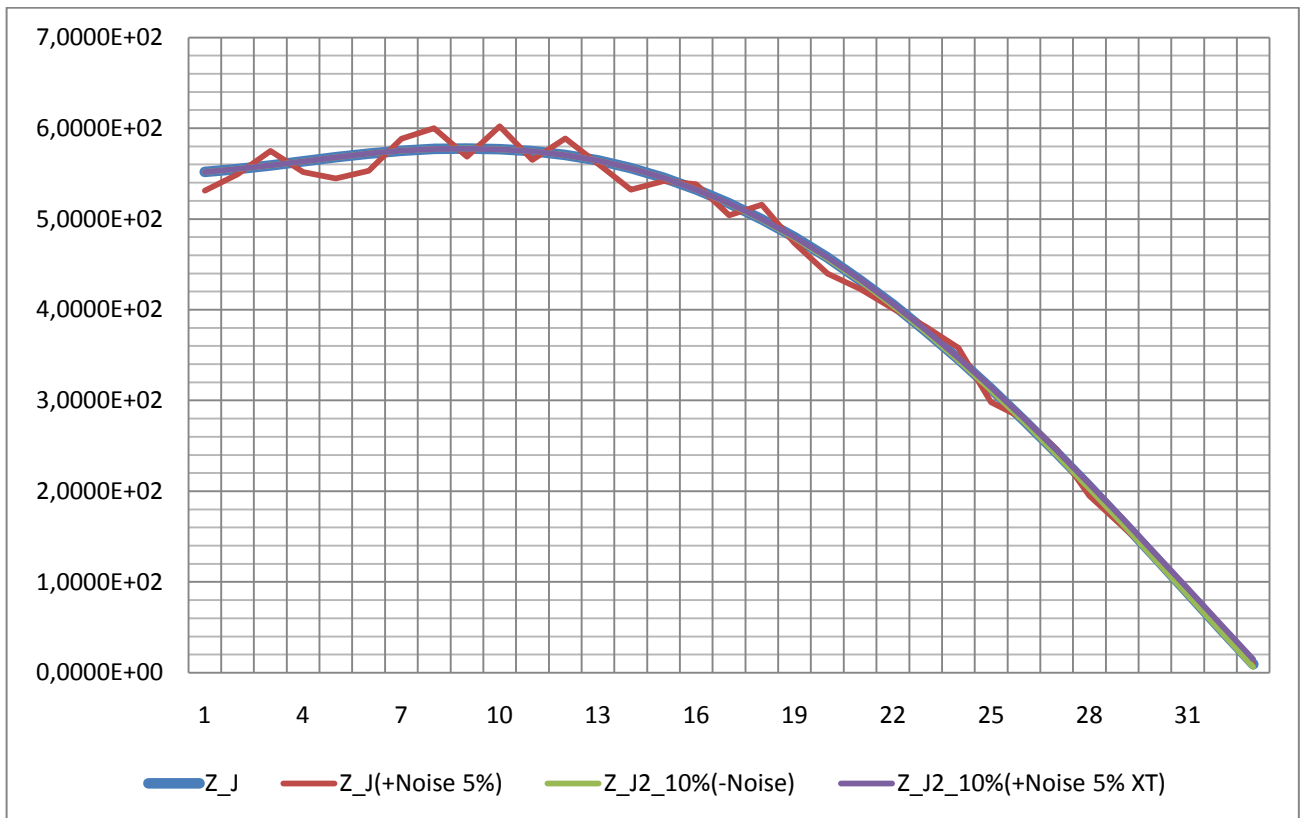
Угол тангажа (рад.)



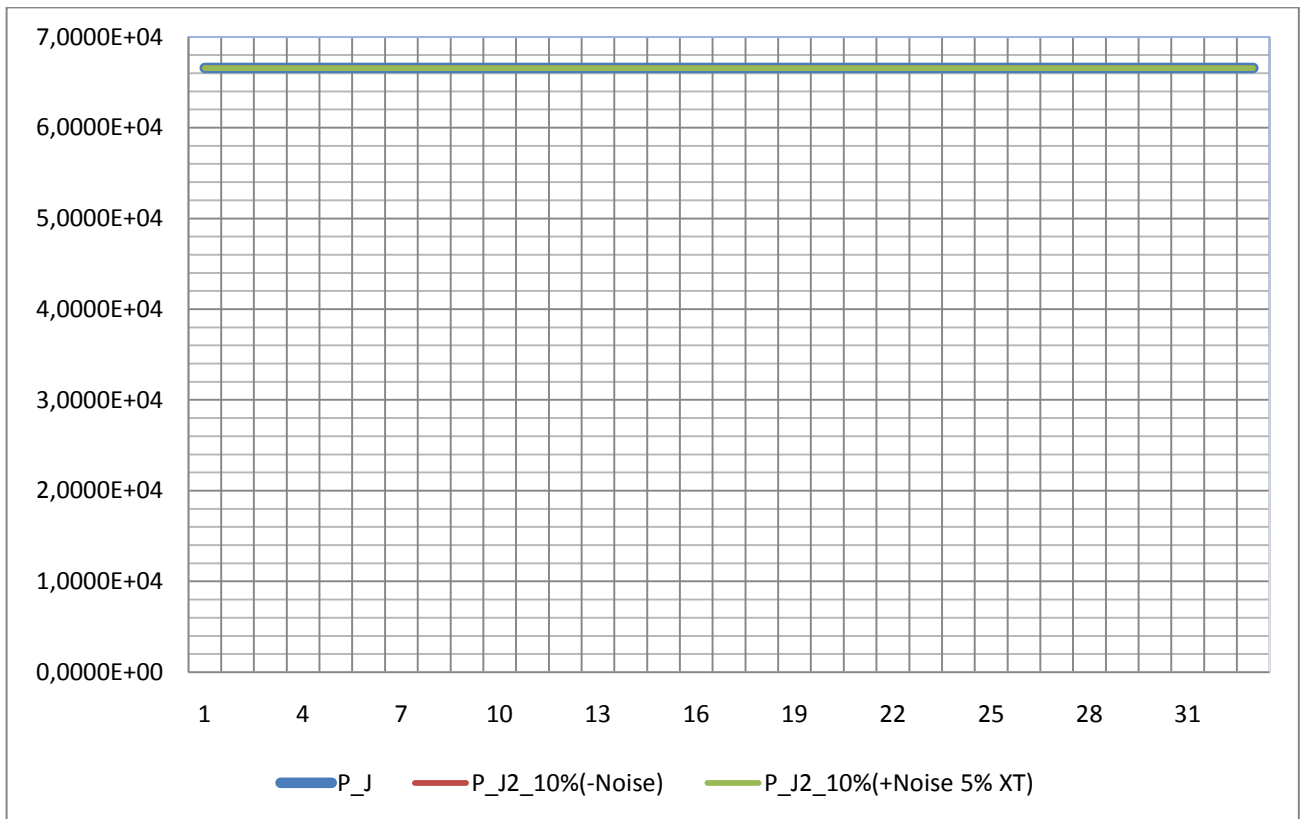
Дальность (м)



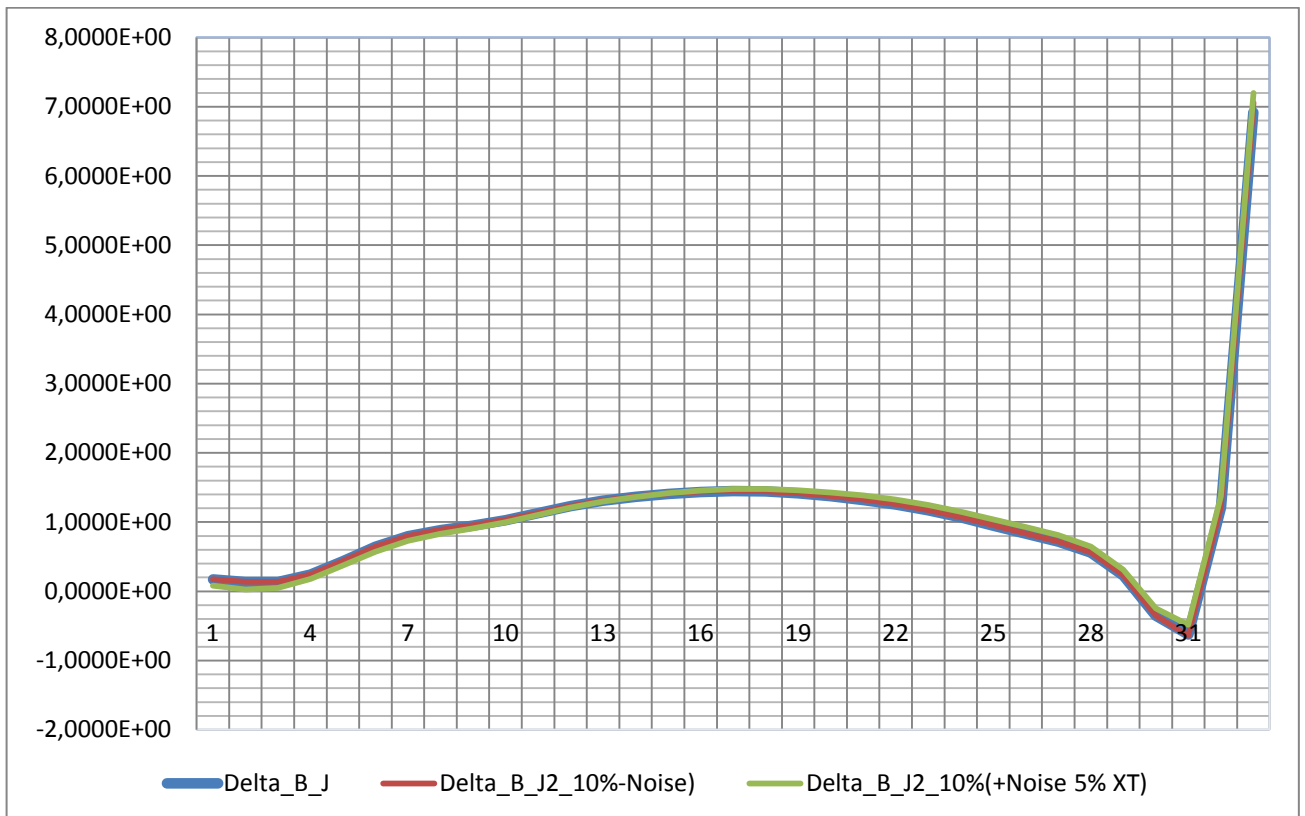
Высота полета (м)



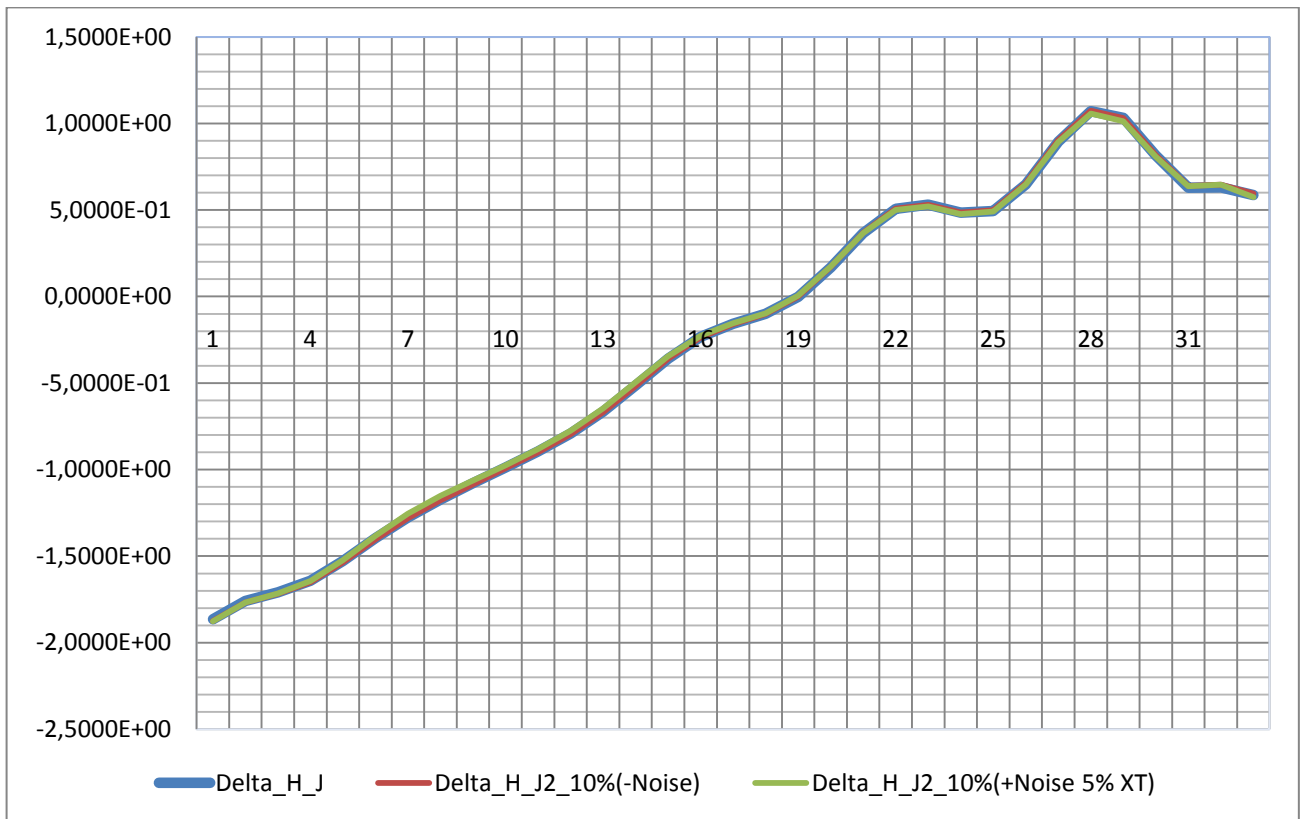
Боковое отклонение от глissады (м)



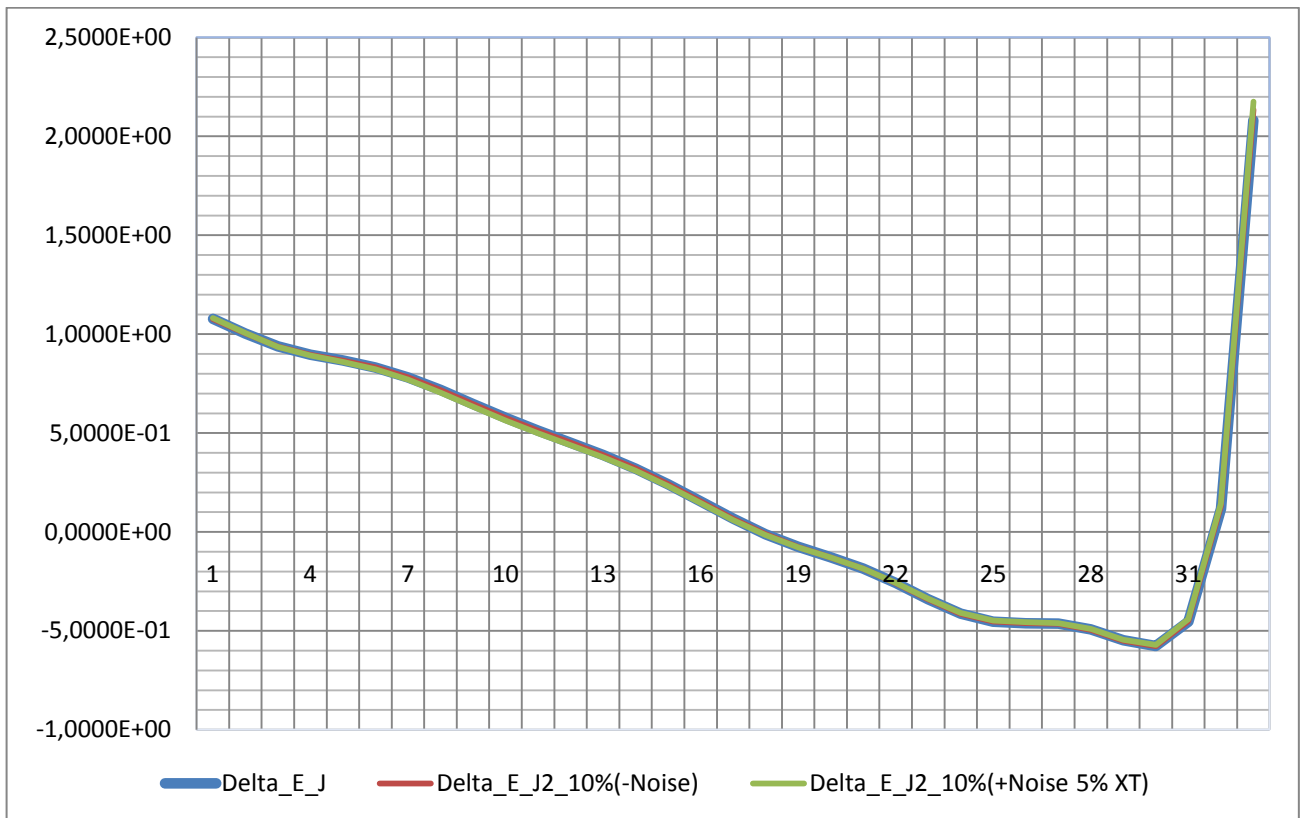
Тяга (H)



Отклонение руля высоты (град.)



Отклонение руля направления (град.)



Отклонение элеронов (град.)

Рис. III-4. Графики изменения по времени (с) (для сравнения) составляющих векторов состояния и управления самолета при оптимальном моделировании с найденными критериями $J_{2_10\%(-Noise)}$ и $J_{2_10\%(+Noise\ 5\% XT)}$ и при оптимальном управлении с истинным критерием

3. Поиск из значений коэффициентов критерия: $K_0 = K_{уст} \pm 20\% K_{уст}$

$$K_0 = (695.324; 28.6953; 0.00275888; 1; 0.0402604; 0.0428449)$$

Полученные значения критерия:

- $J_2_{20\%(-Noise)}$ при $\xi(t) = 0$:

M, FX1, G: 0,	350.966,	5055.39			
TT: 695.324	28.6953	0.00275888	1	0.0402604	0.0428449
M, FX1, G: 1,	277.97,	557.862			
TT: 694.803	28.7416	0.00376758	2.26665	0.0305119	
	0.0667971				
M, FX1, G: 2,	236.78,	293.539			
TT: 693.309	27.8912	0.00503272	2.29033	0.0253242	
	0.0934644				
M, FX1, G: 3,	57.103,	444.139			
TT: 647.2	25.7538	0.0732526	1.39873	0.0599581	
	0.145074				
M, FX1, G: 4,	42.4331,	240.327			
TT: 644.747	25.3455	0.0706624	1.34941	0.0578334	
	0.159226				
M, FX1, G: 5,	32.0729,	327.989			
TT: 642.993	25.3881	0.0306028	1.31782	0.0554063	
	0.138781				
M, FX1, G: 0,	22.6008,	64.7865			
TT: 641.547	25.7412	0.0154159	1.29296	0.0573566	
	0.11425				
M, FX1, G: 1,	6.89008,	490.192			
TT: 631.059	25.3244	0.00102564	1.01934	0.0405218	
	0.0566332				
M, FX1, G: 2,	6.18429,	62.9366			
TT: 628.709	25.2316	0.000137001	0.966651	0.0329405	
	0.0465268				
M, FX1, G: 3,	6.10838,	108.612			
TT: 628.704	25.2203	0.000142907	0.966542	0.0329282	
	0.0467115				
M, FX1, G: 4,	6.09339,	155.795			

TT: 628.7 25.2181 0.000145196 0.966492 0.0329237
0.0467801

M, FX1, G: 5, 6.06645, 192.918
TT: 628.666 25.2183 0.000157911 0.966187 0.0329009
0.047142

Полученный критерий:

$$J_{2_20\%}(-Noise) = 628.666\varepsilon_z^2(t_f) + 25.2183\varepsilon_\kappa^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.000157911[\omega_{z1}(t)V_{z1}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 0.966187[\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0329009[\delta_\varepsilon(t) - \delta_{\varepsilon_0}(t)]^2 + 0.047142[\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 1.0[\delta_s(t) - \delta_{s_0}(t)]^2 \right) dt.$$

- $J_{2_20\%}(+Noise\ 5\% XT)$ при $\xi(t) = \pm 5\%x(t)$:

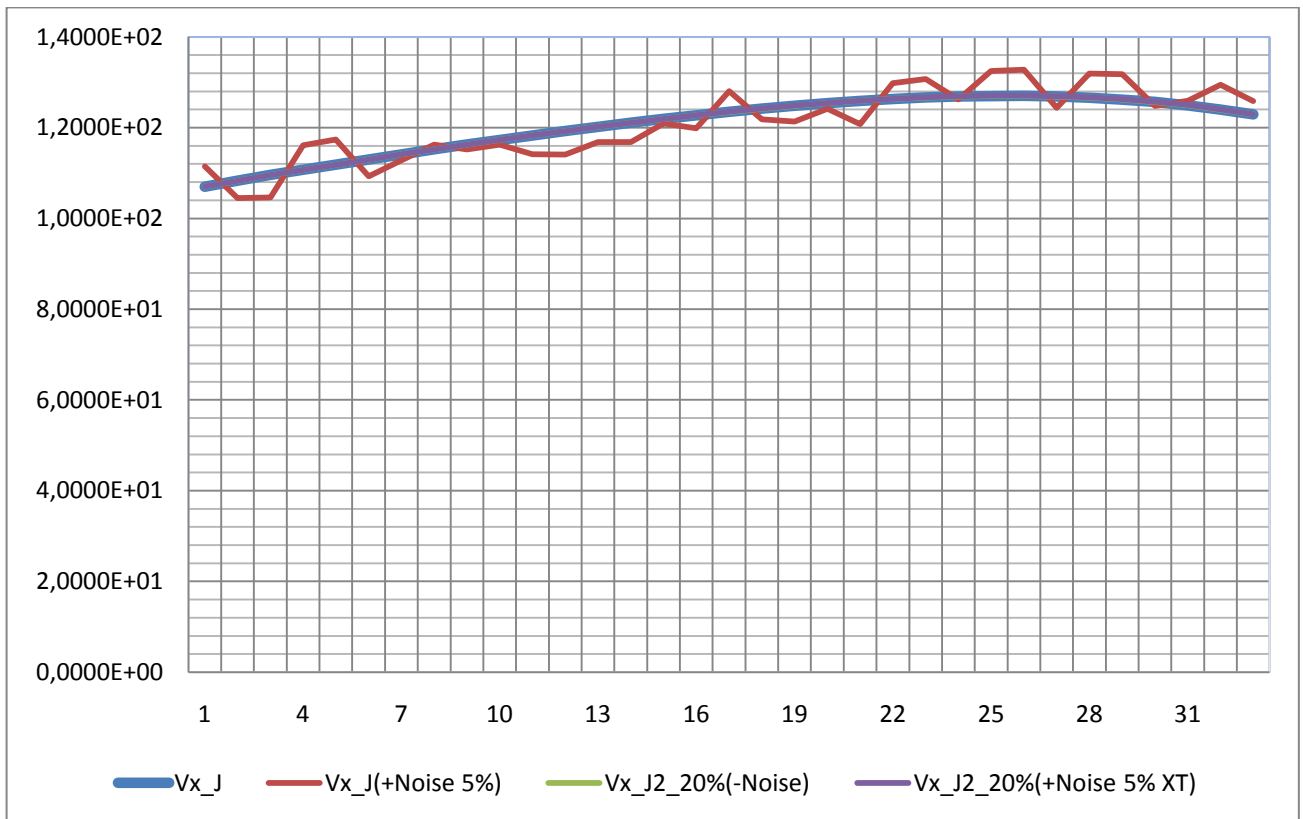
M, FX1, G: 0, 2.94692e+06, 6418.3
TT: 695.324 28.6953 0.00275888 1 0.0402604 0.0428449

M, FX1, G: 1, 2.94665e+06, 4449.38
TT: 695.562 26.9636 0.00694853 0.369994 0.0260881
0.0607777

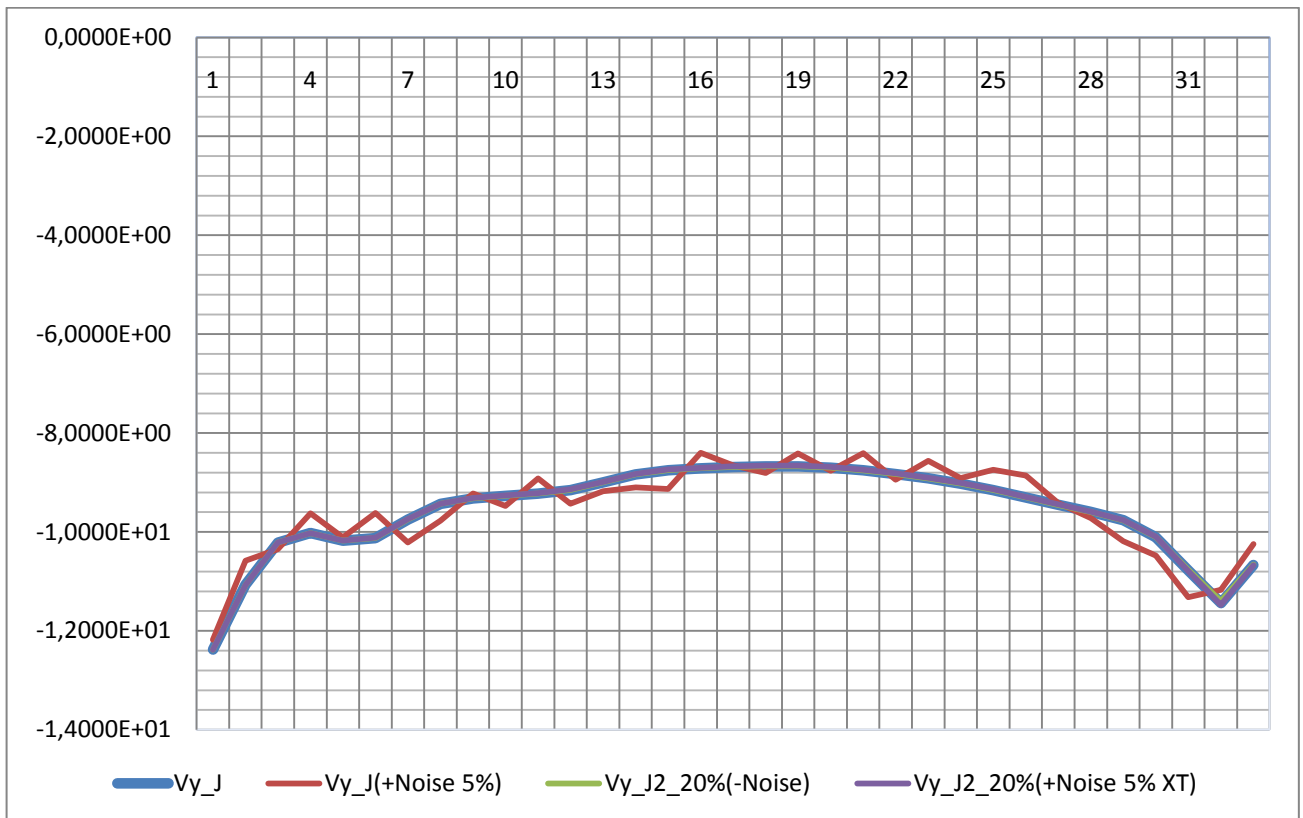
Полученный критерий:

$$J_{2_20\%}(+Noise\ 5\% XT) = 695.562\varepsilon_z^2(t_f) + 26.9636\varepsilon_\kappa^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.00694853[\omega_{z1}(t)V_{z1}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 0.369994[\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0260881[\delta_\varepsilon(t) - \delta_{\varepsilon_0}(t)]^2 + 0.0607777[\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + \right. \\ \left. + 1.0[\delta_s(t) - \delta_{s_0}(t)]^2 \right) dt.$$

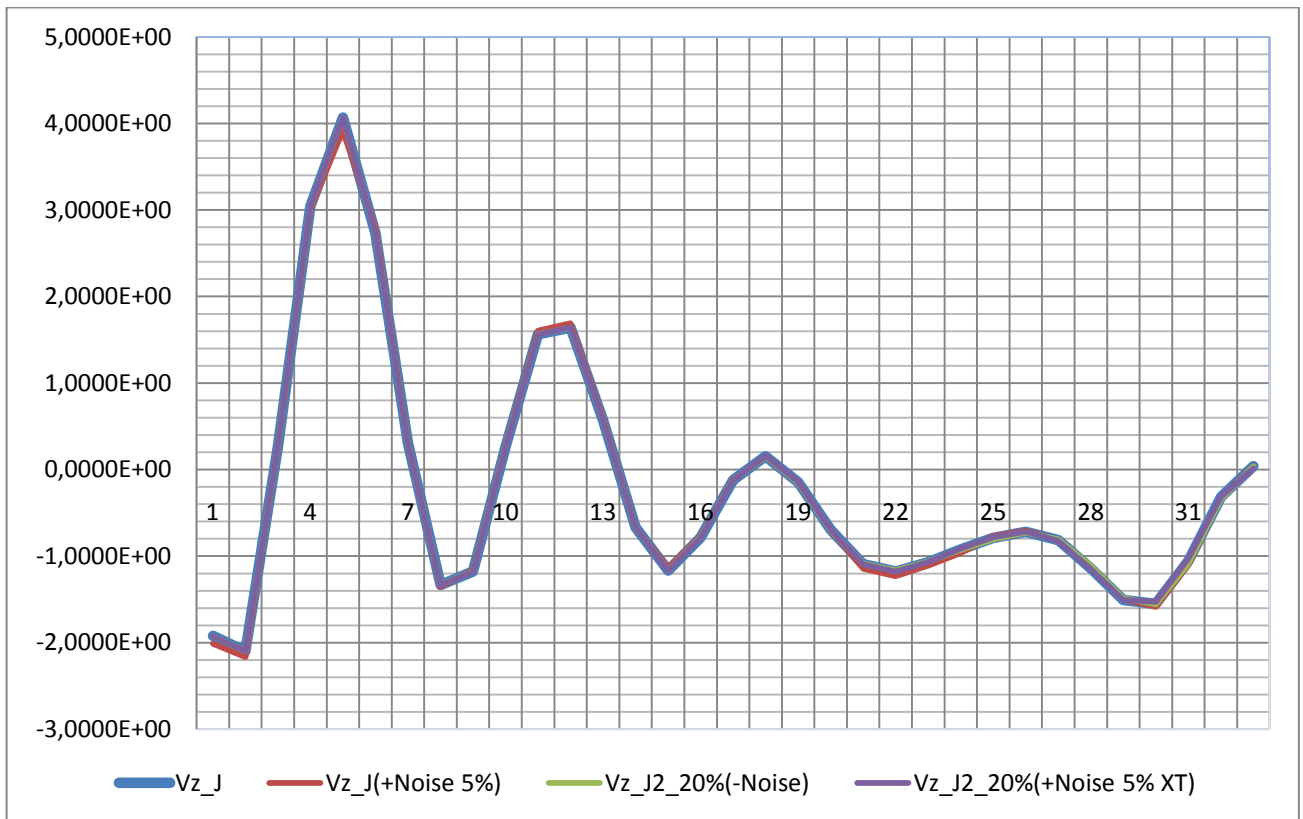
Графики для сравнения:



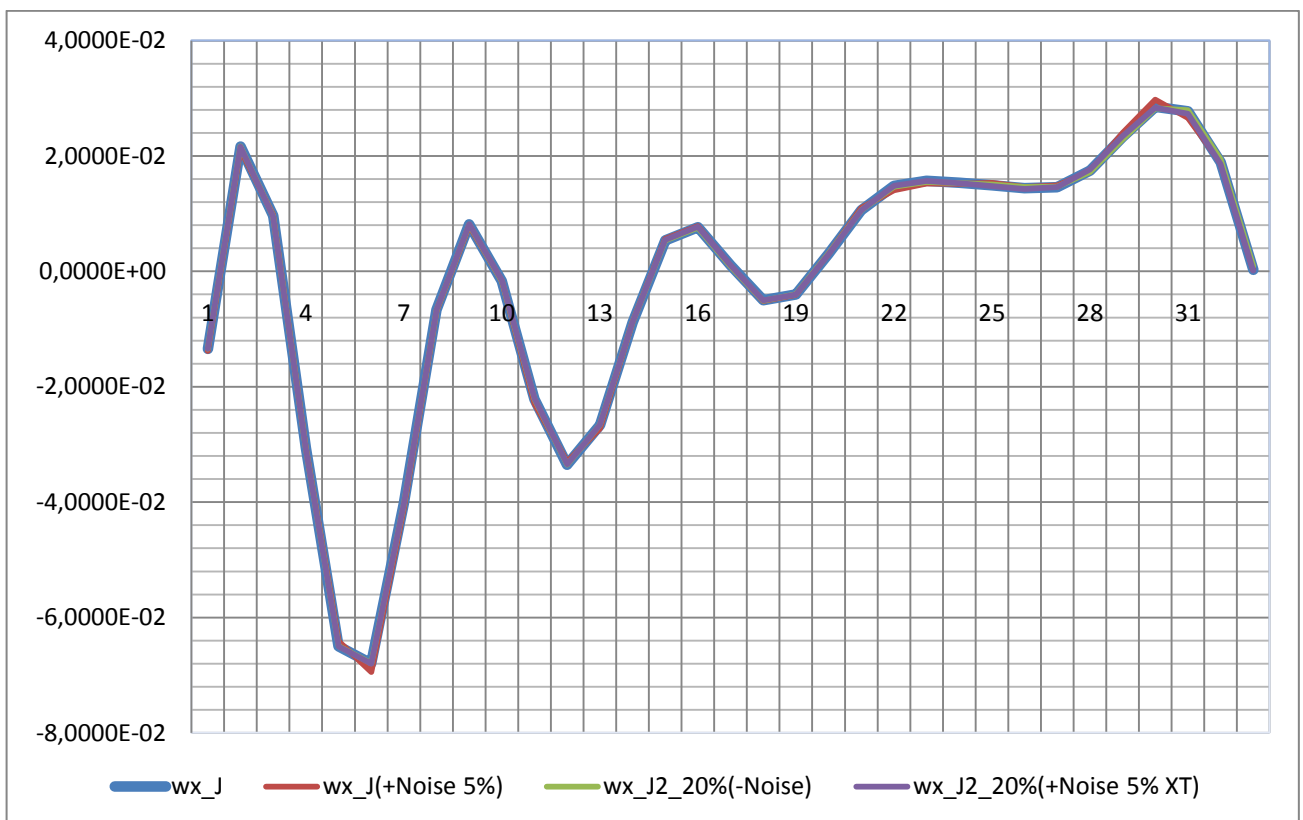
Проекция скорости полета на ось OX ССК (м/с)



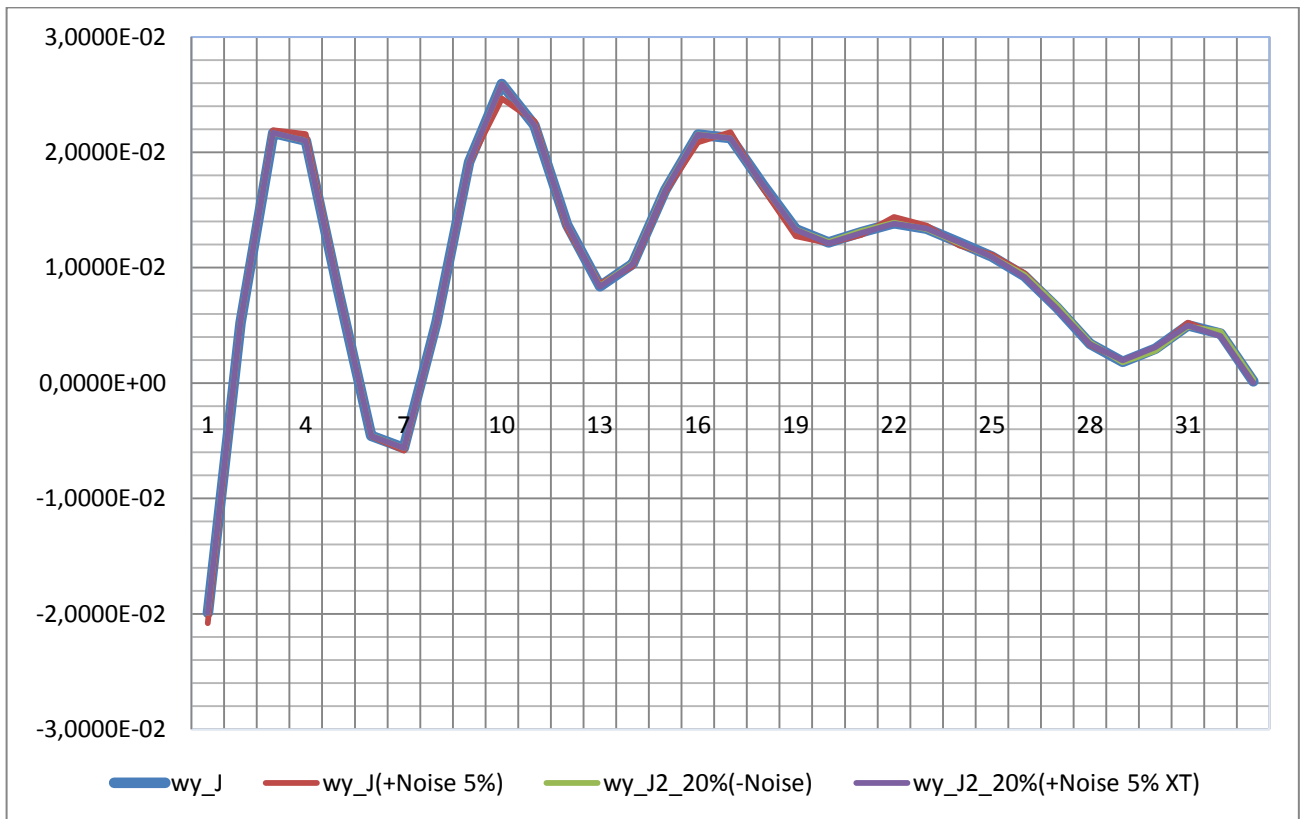
Проекция скорости полета на ось OY ССК (м/с)



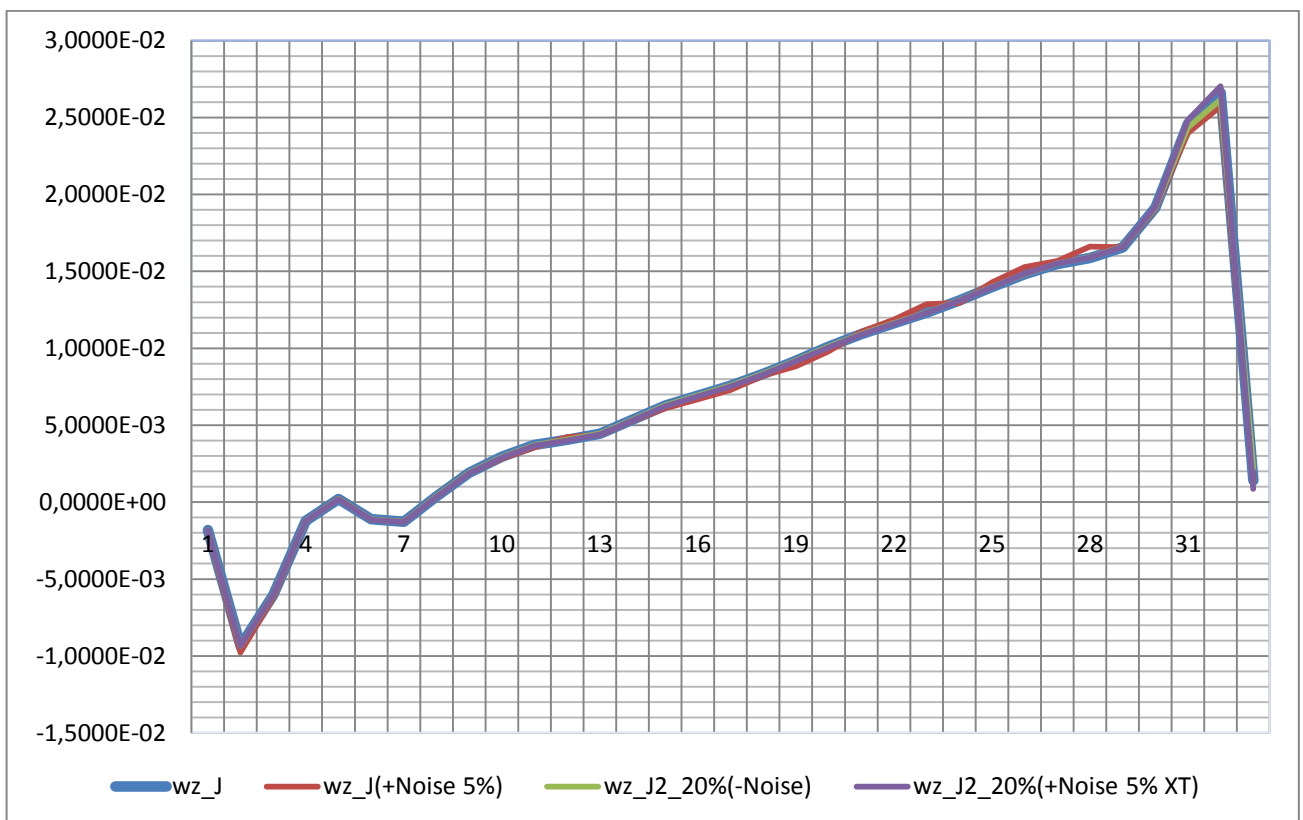
Проекция скорости полета на ось OZ CCK (м/с)



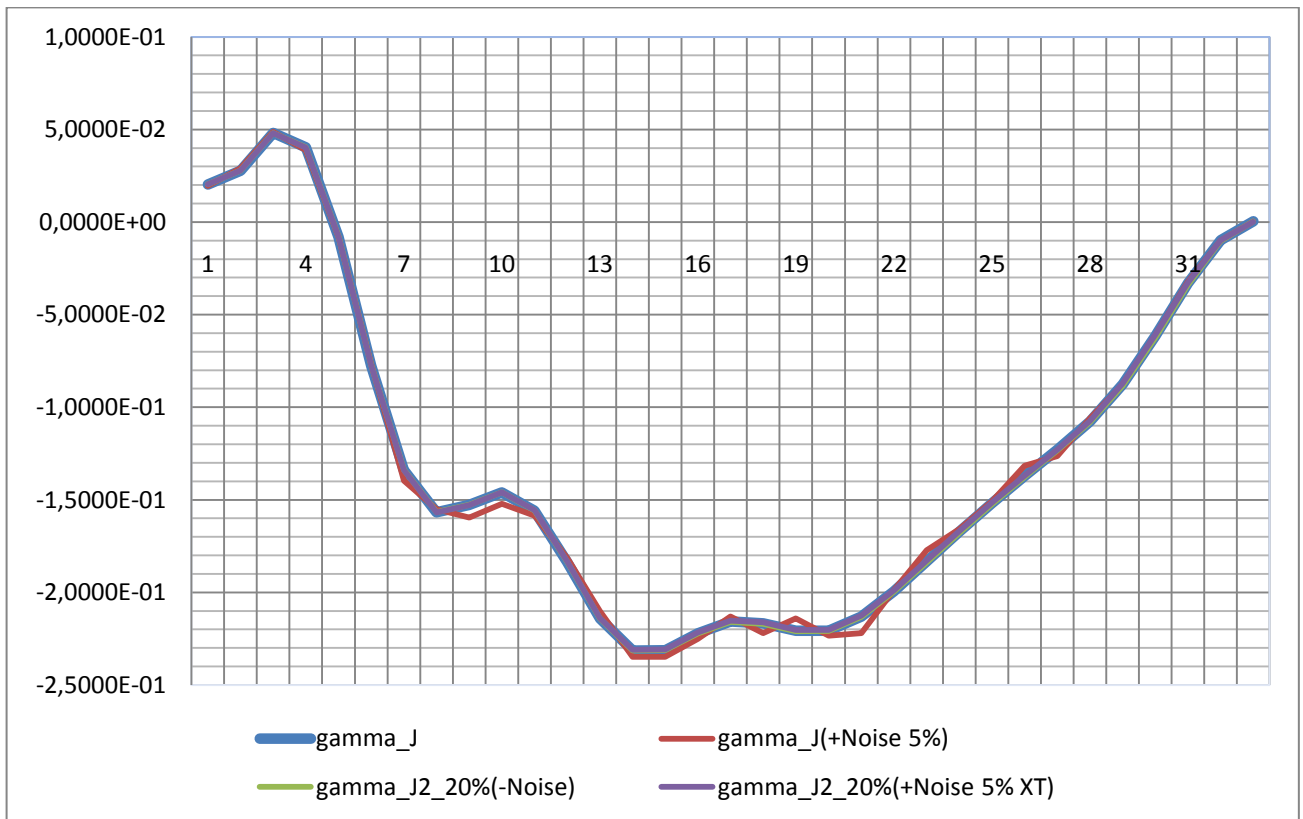
Проекция угловой скорости на ось OX CCK (рад./с)



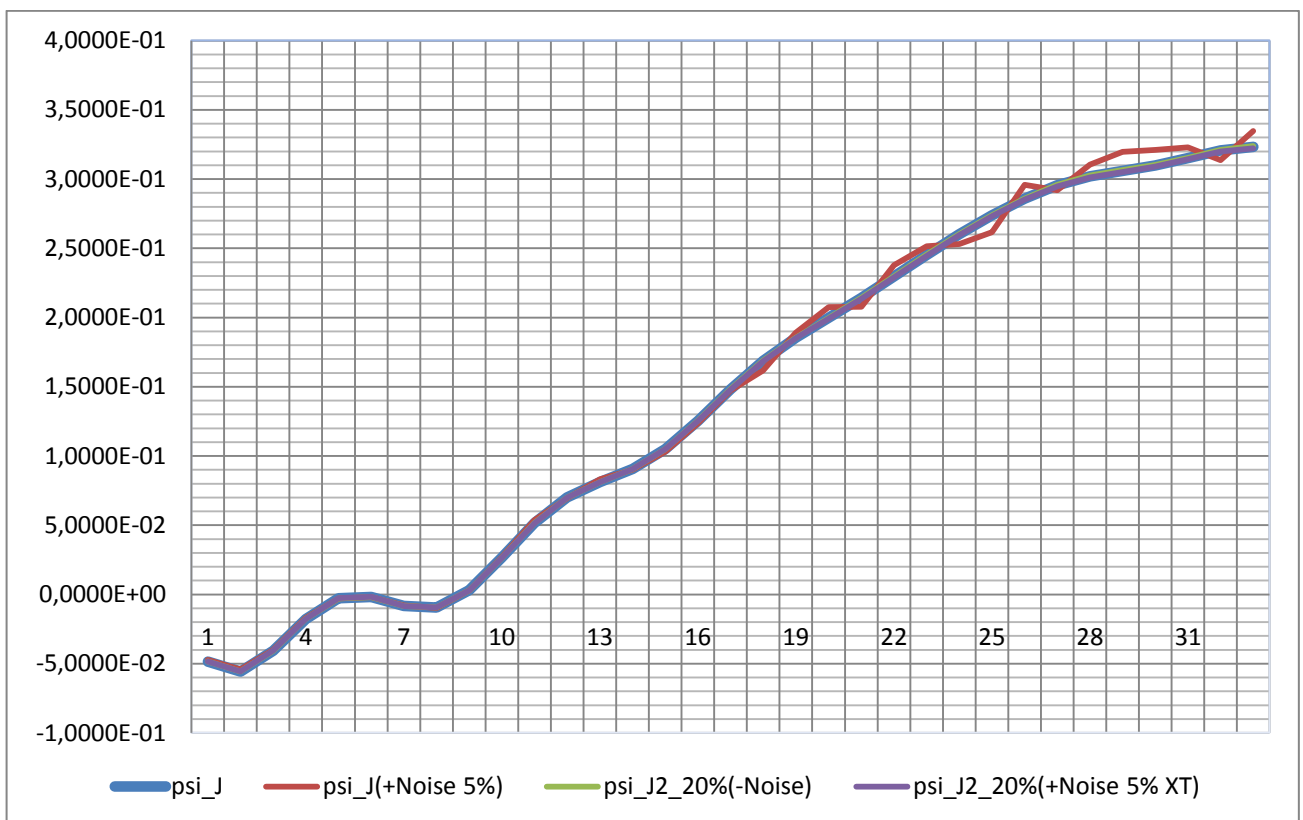
Проекция угловой скорости на ось OY CCK (рад./с)



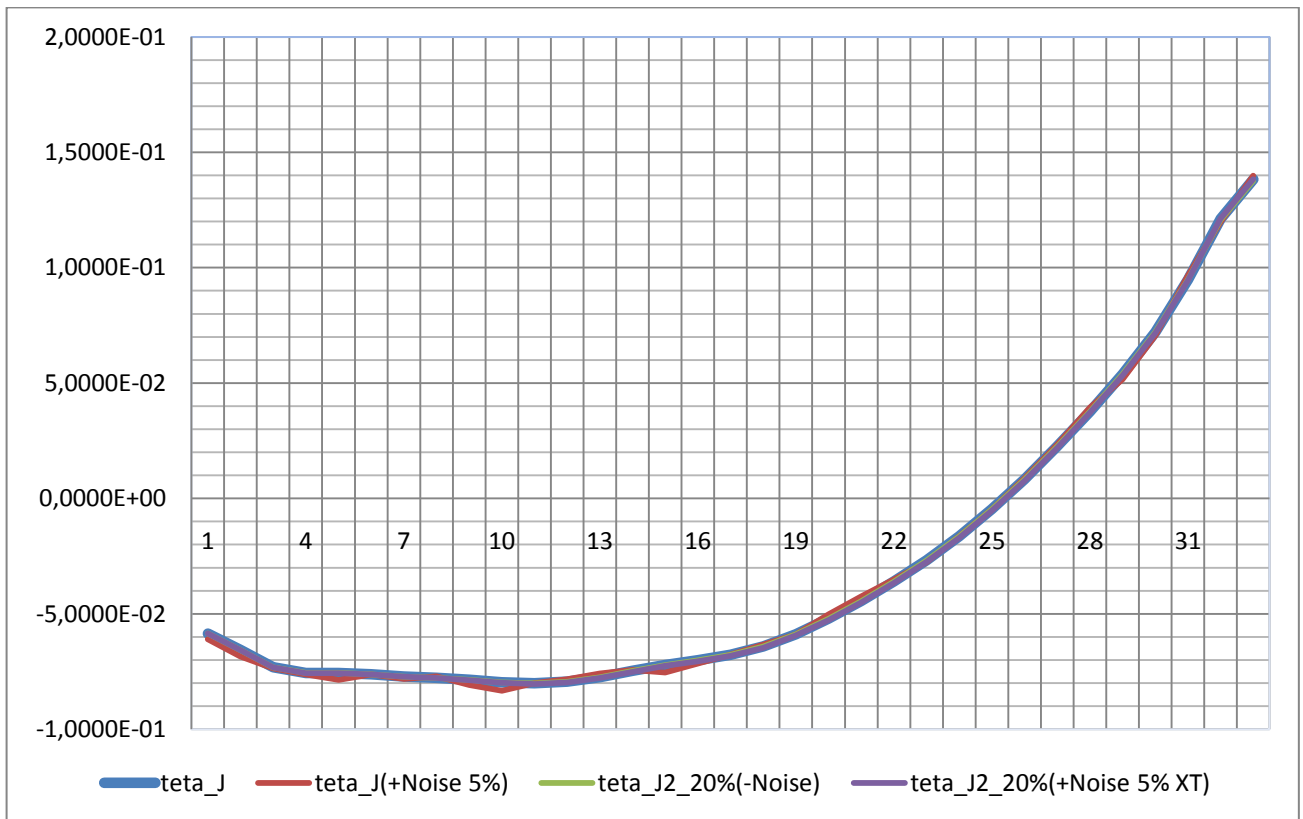
Проекция угловой скорости на ось OZ CCK (рад./с)



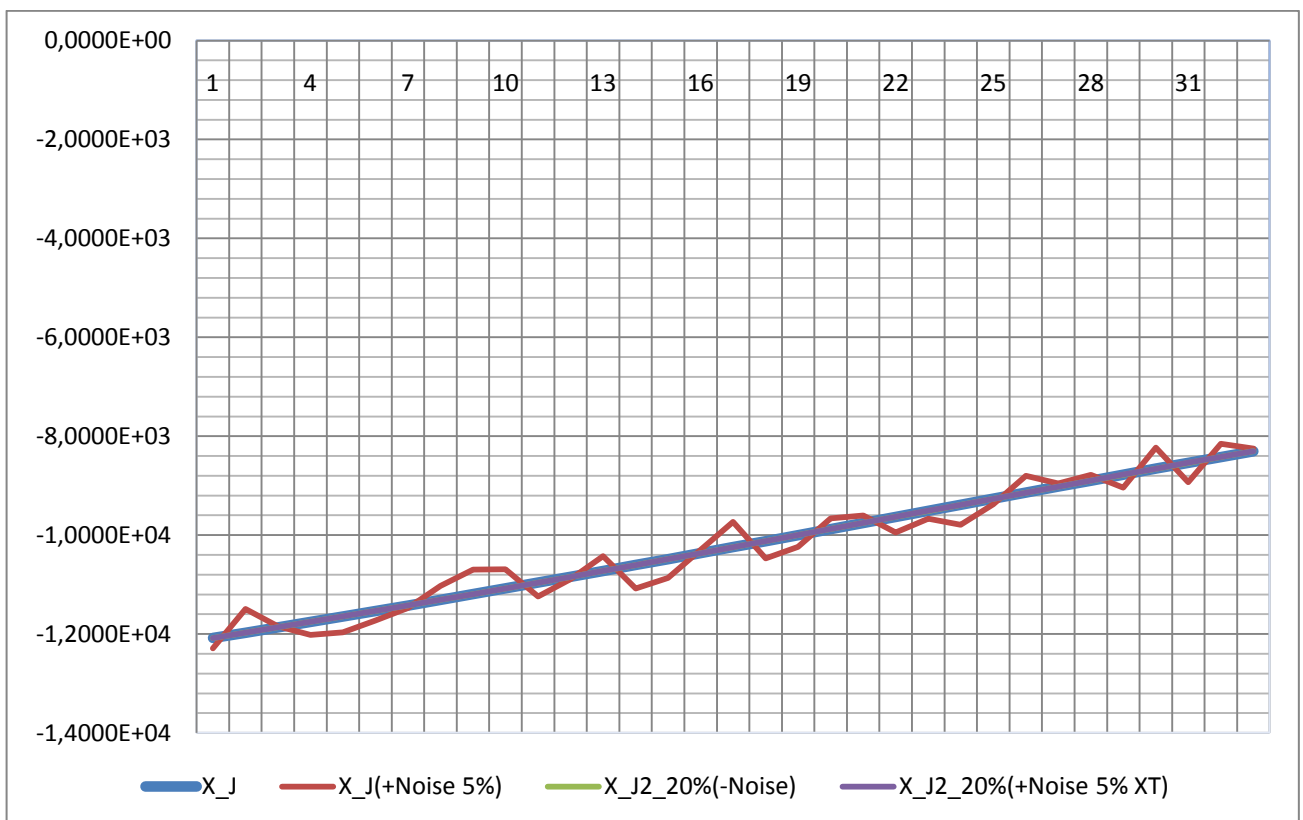
Угол крена (рад.)



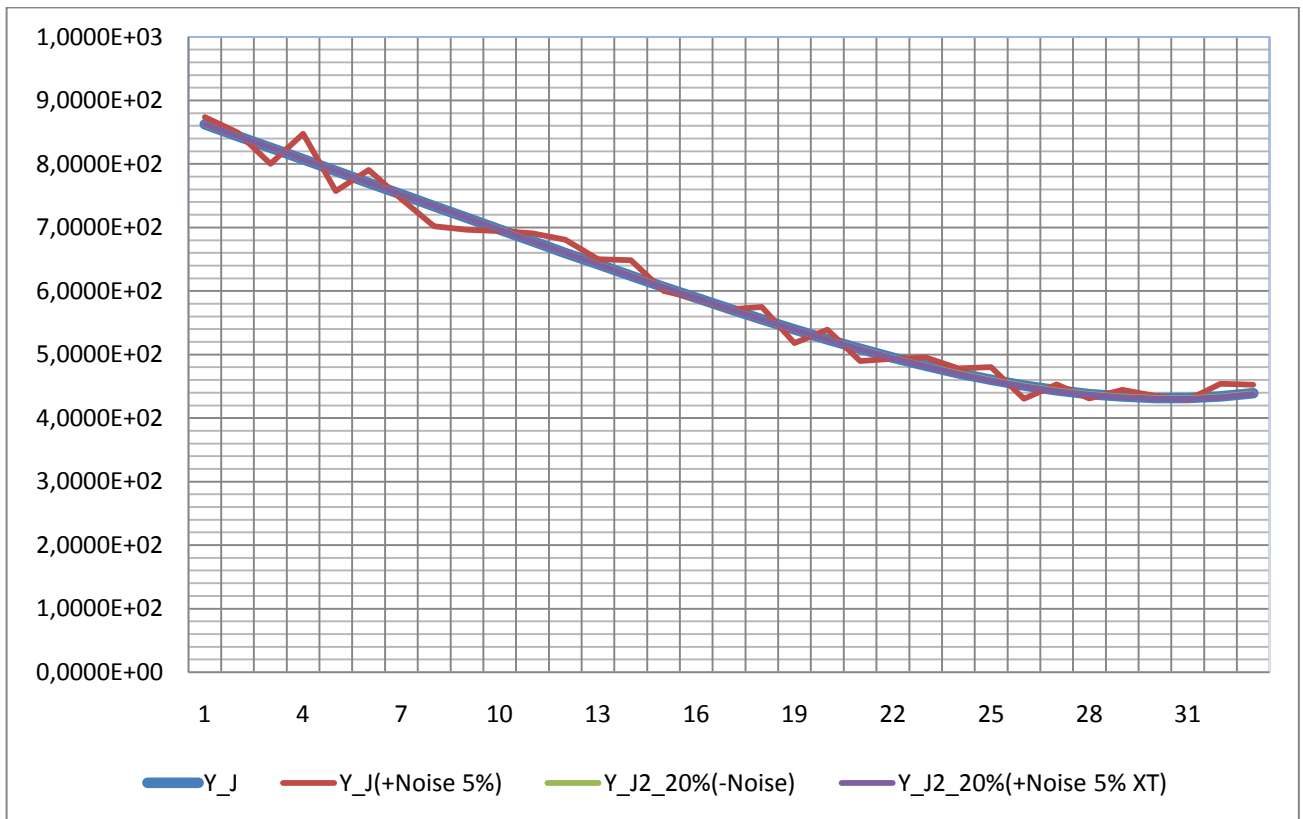
Угол курса (рад.)



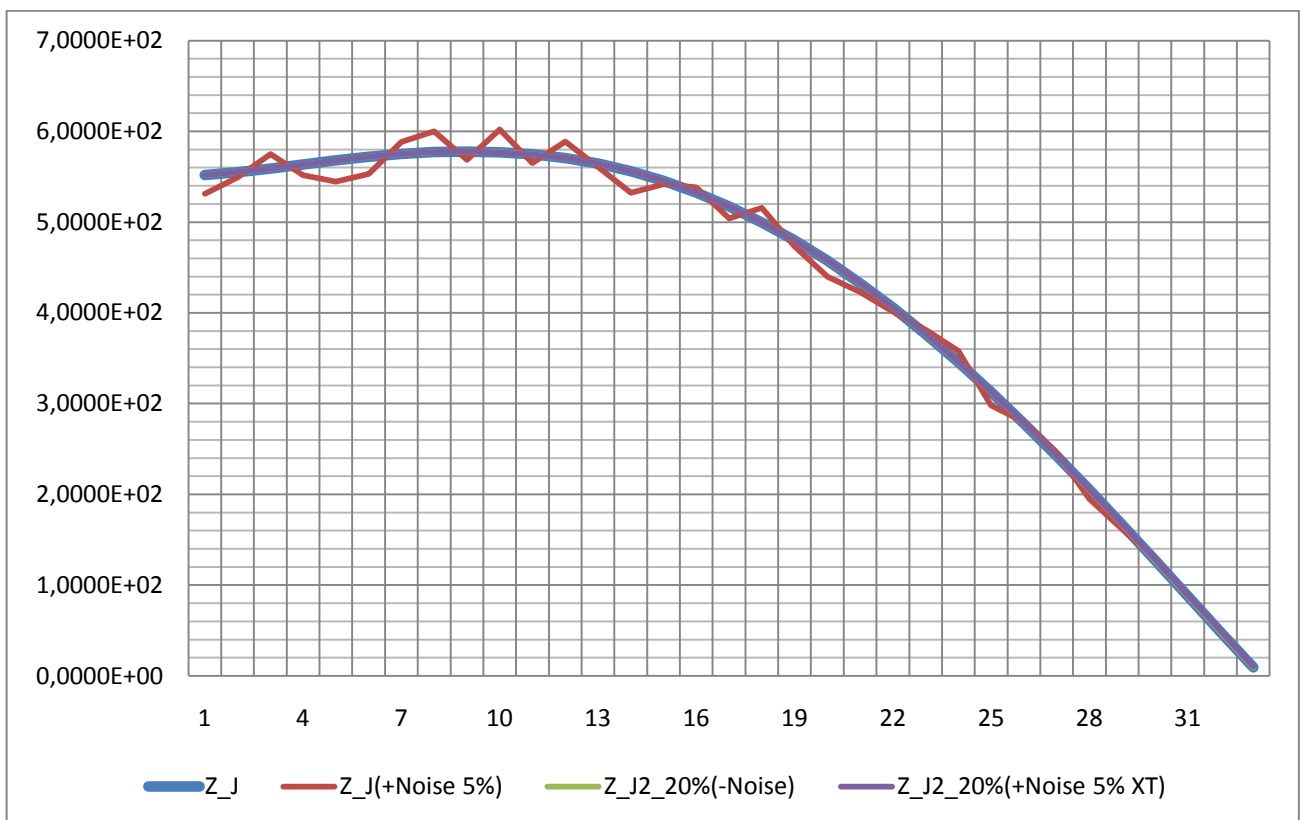
Угол тангажа (рад.)



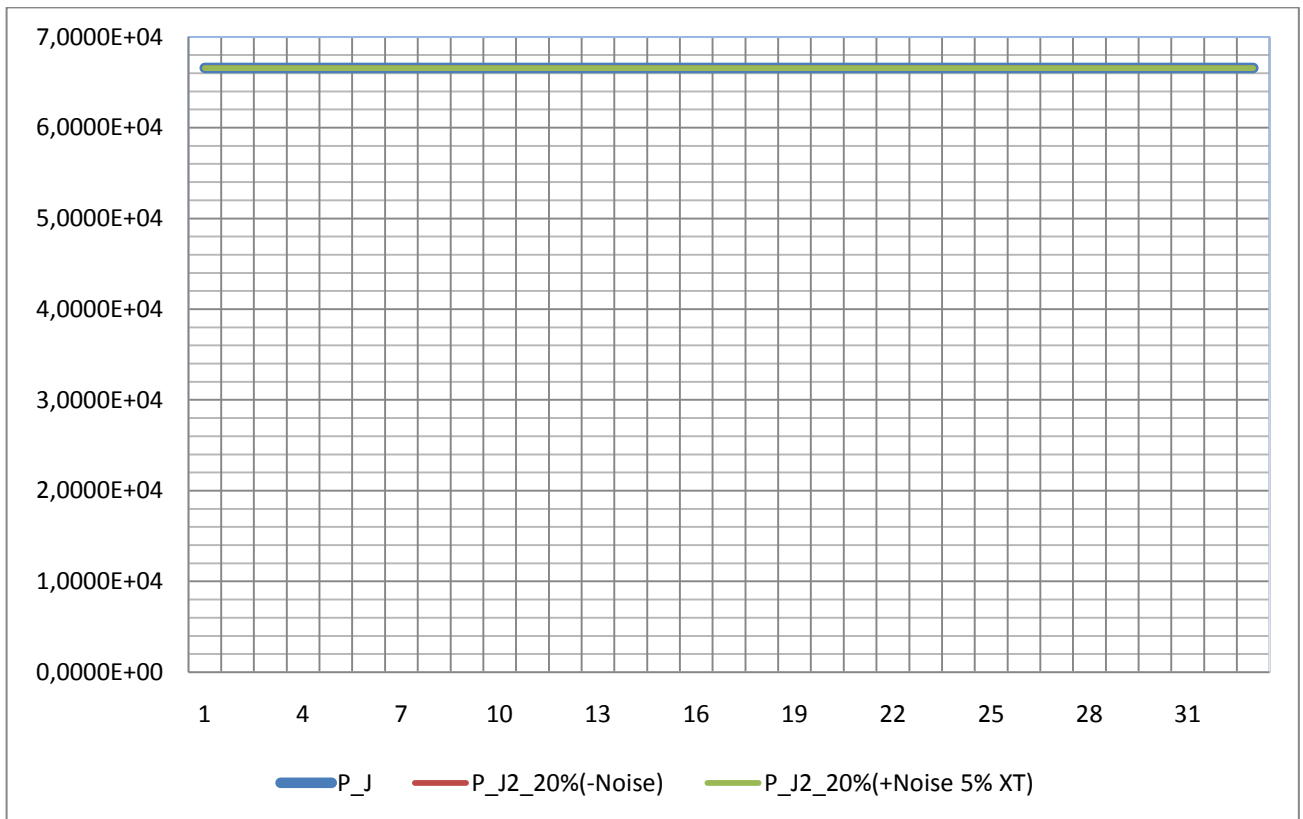
Дальность (м)



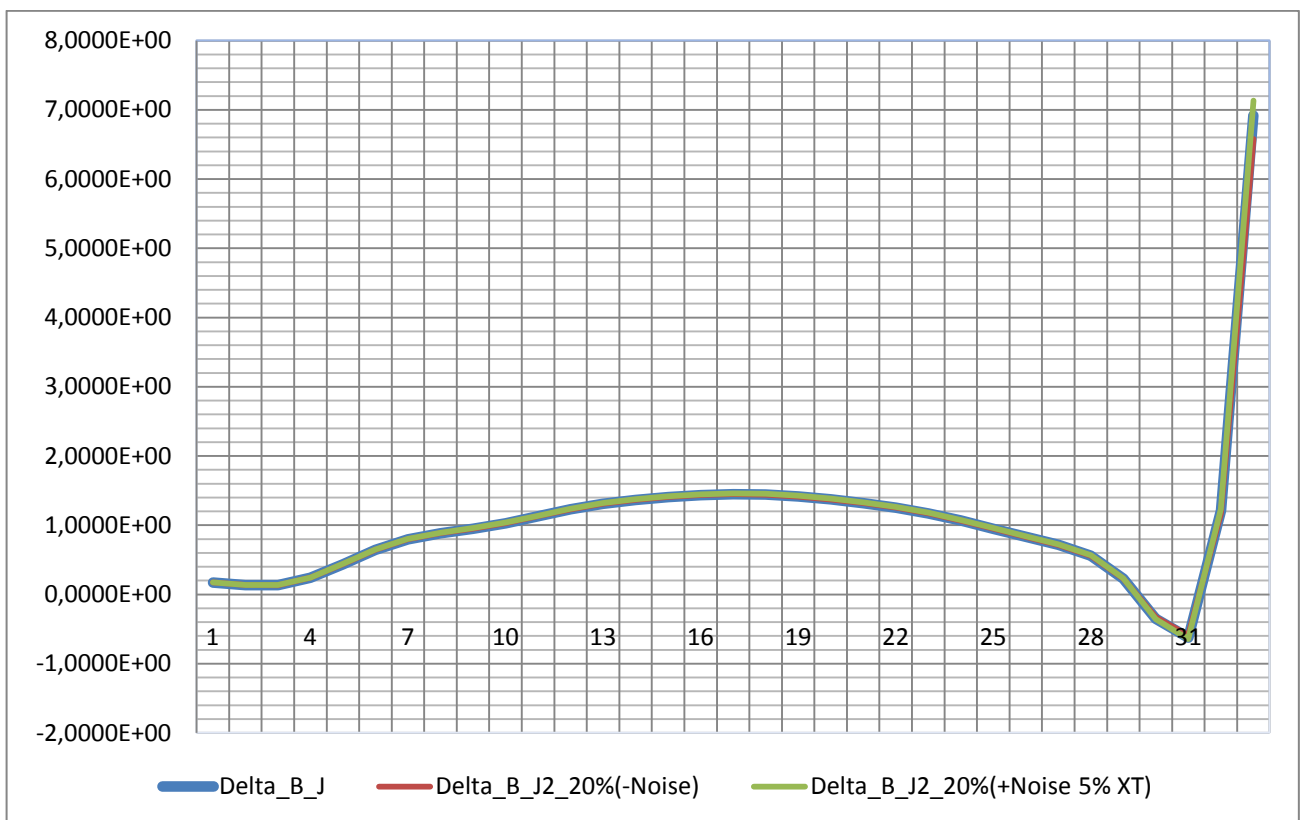
Высота полета (м)



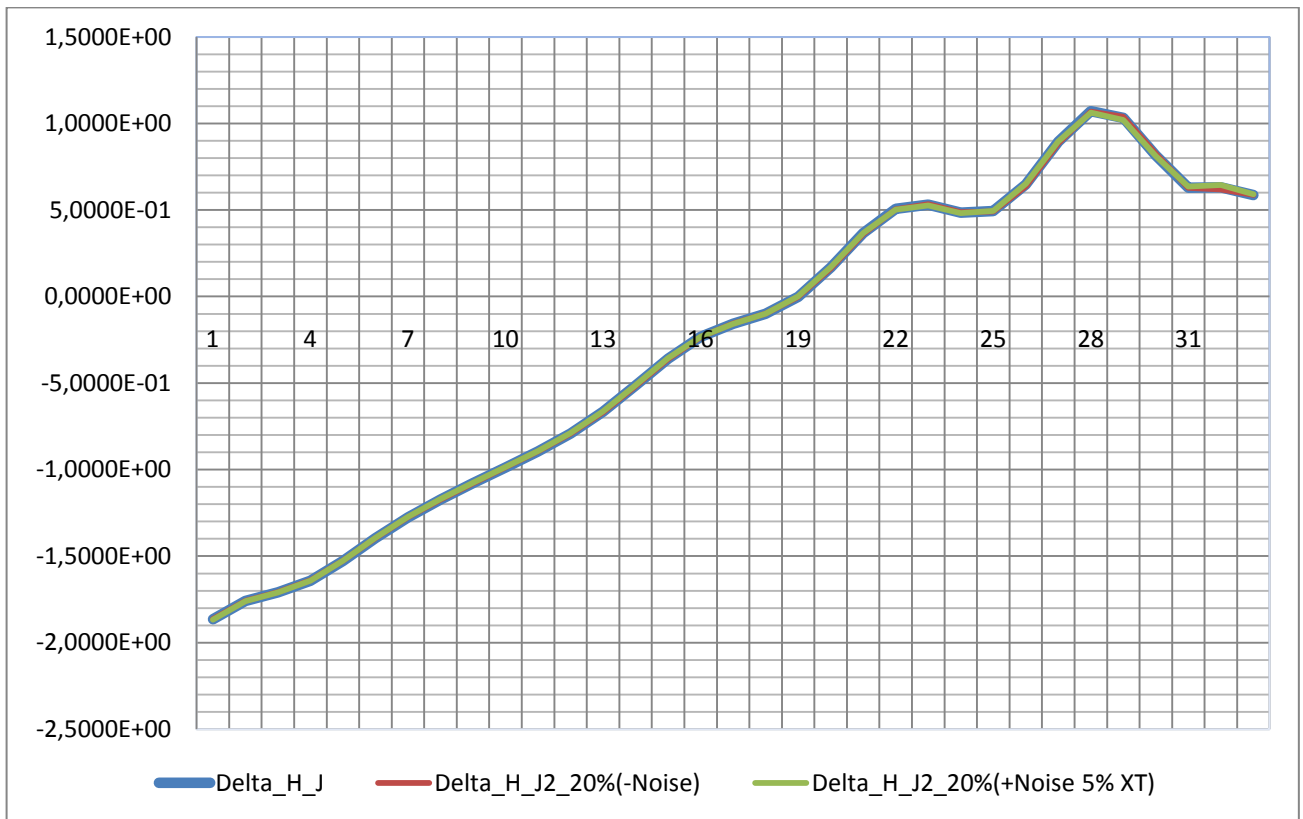
Боковое отклонение от глissады (м)



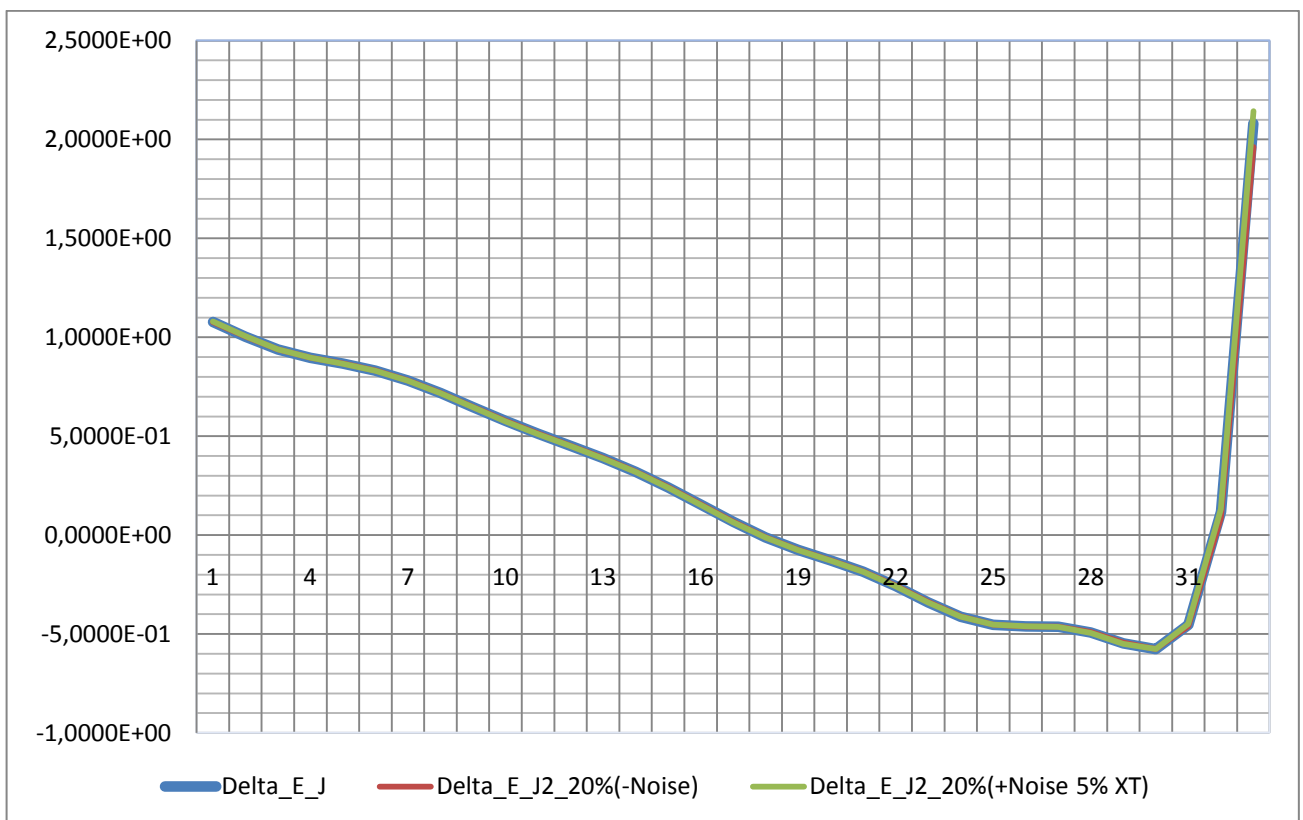
Тяга (H)



Отклонение руля высоты (град.)



Отклонение руля направления (град.)



Отклонение элеронов (град.)

Рис. III-5. Графики изменения по времени (с) (для сравнения) составляющих векторов состояния и управления самолета при оптимальном моделировании с найденными критериями $J_{2_20\%(-Noise)}$ и $J_{2_20\%(+Noise\ 5\% XT)}$ и при оптимальном управлении с истинным критерием

ПРИЛОЖЕНИЕ III: ОБЛАСТИ ДОПУСТИМЫХ ВЫСОТ НАЧАЛА ВЫРАВНИВАНИЯ

В данном приложении приведены полученные области допустимых высот начала выравнивания при моделировании ручного выравнивания с различными законами изменения тяги двигательной установки самолета, численные значения допустимой относительной ошибки летчика при определении начала выравнивания, допустимые максимальные, минимальные и их средние значения высоты начала выравнивания, а также графики изменения параметров наилучшей траектории и управляющих воздействий по всему времени ручной посадки и значения составляющих векторов состояния и управления самолета в конечный момент – момент соприкосновения с полосой аэродрома соответственно.

Полученные в результате допустимые области начальных высот выравнивания для всех вышесказанных законов изменения тяги двигательной установки с вариантами с учетом и без учета динамической характеристики летчика представлены на рис. IV-7÷IV-36, в которых (-d) это обозначает вариант без учета динамики летчика, а (+d[1;0.1]) – с учетом динамики летчика при $T_D=1$ и $T_I=0.1$, (+d[2;0.1]) – с учетом динамики летчика при $T_D=2$ и $T_I=0.1$.

Численные значения как допустимых максимальных, минимальных высот начала выравнивания и их средние, так и допустимые относительные ошибки для каждого варианта моделирования приведены в соответствующих табл. IV-2÷IV-31, знаком # в которых обозначены недопустимые значения параметров.

Для каждого варианта моделирования (для каждой области допустимых высот начала выравнивания) был выбрана одна высота $H_{выр}$, соответствующая одному значению коэффициента усиления K_y , при которой допустимая относительная ошибка летчика в определении начала выравнивания была максимальной. И с этой высоты с соответственно выбранными параметрами (R_T , K_y , T_D , T_I) проводится моделирование выравнивания и получают значения параметров вектора состояния самолета в момент соприкосновения с ВПП. Эти значения, их изменения и изменения управляющих воздействий по времени на всем времени выравнивания рассматриваемого варианта приведены на соответствующих рис. и табл.

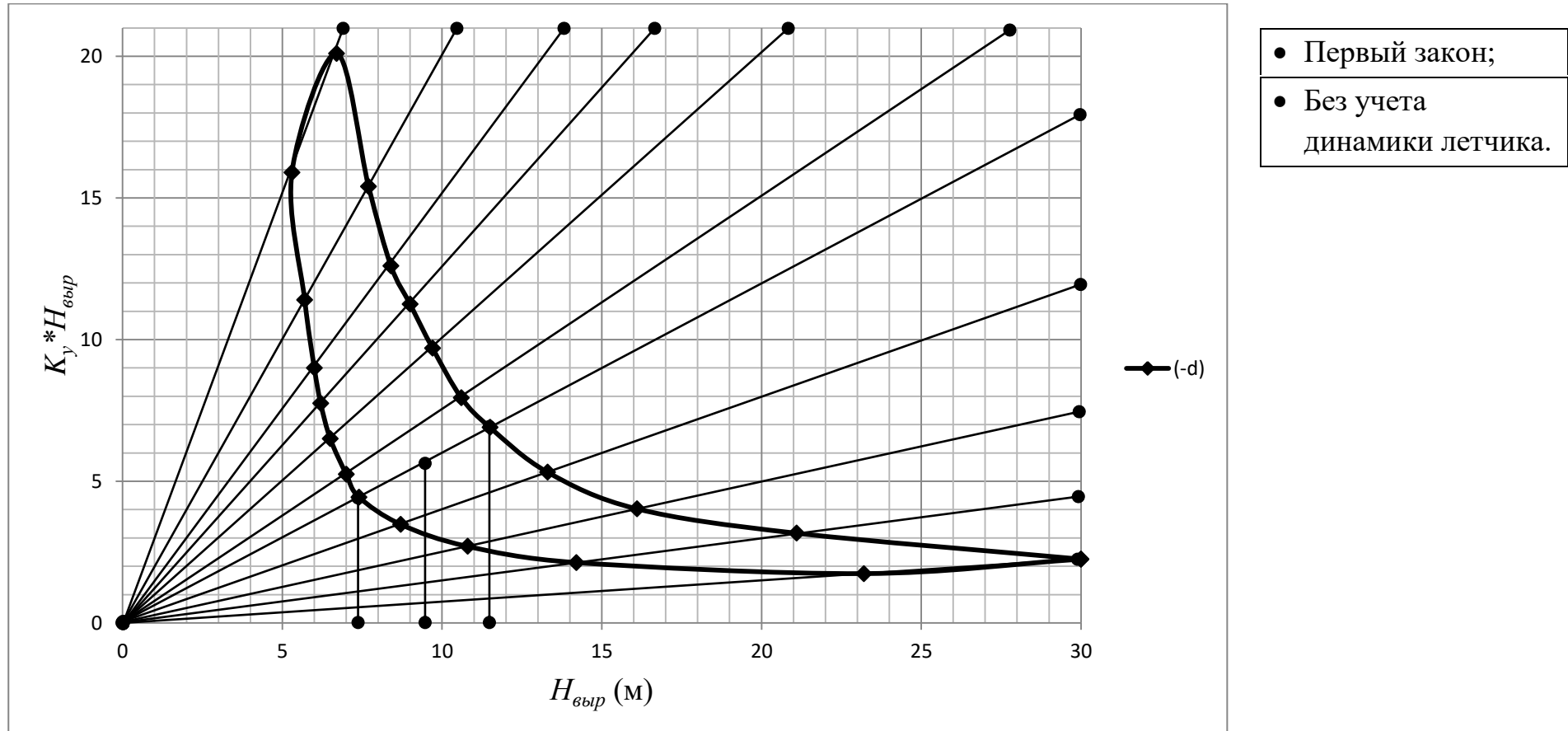


Рис. IV-7. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RTI и без учета динамики летчика

Табл. IV-2

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	30	21.1	16.1	13.3	<u>11.5</u>	10.6	9.7	9	8.4	7.7	6.7
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	23.2	14.2	10.8	8.7	<u>7.4</u>	7	6.5	6.2	6	5.7	5.3
Δ	0.25560	0.39098	0.39400	0.41818	<u>0.43384</u>	0.40909	0.39507	0.36840	0.33333	0.29856	0.23333
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	26.6	17.65	13.45	11	<u>9.45</u>	8.8	8.1	7.6	7.2	6.7	6

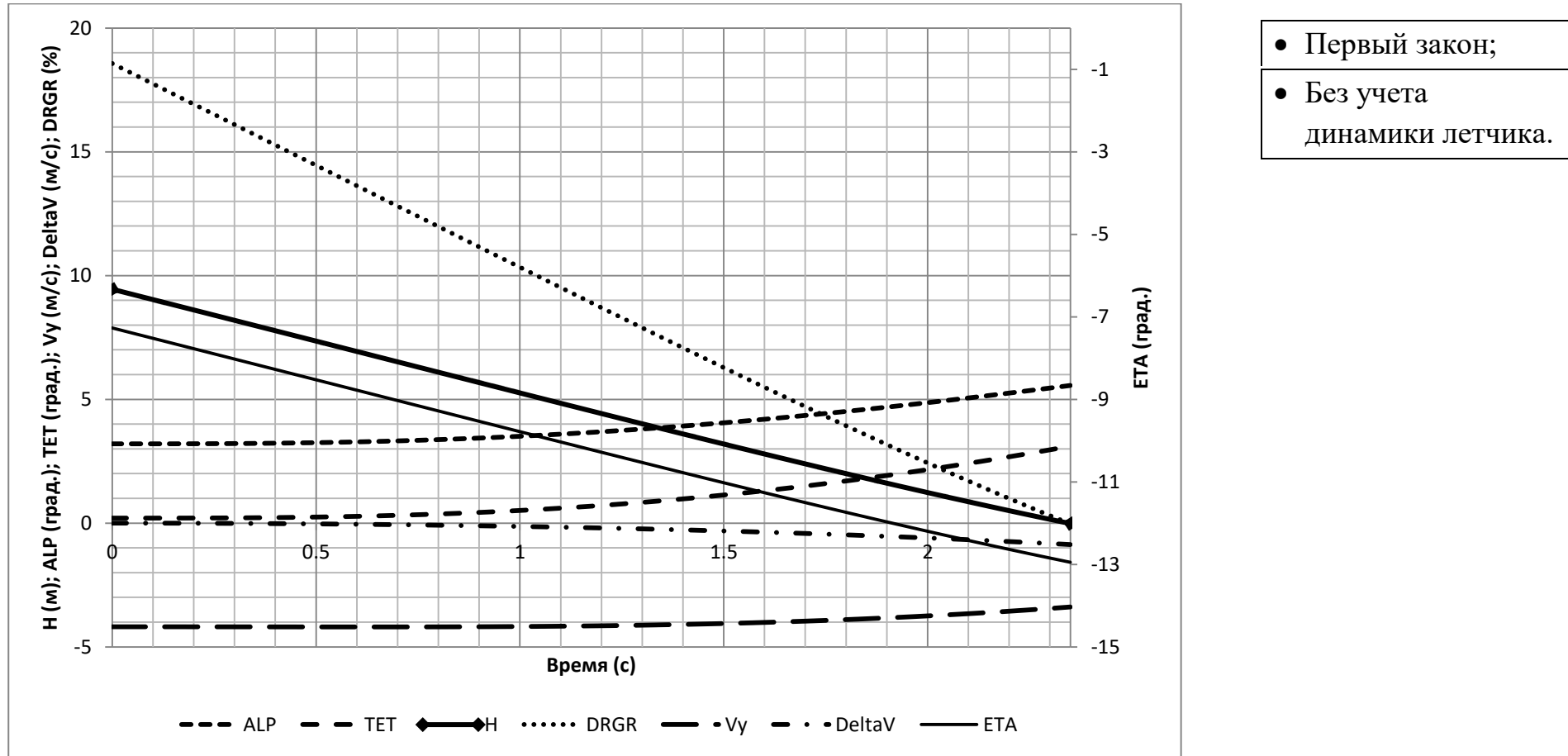


Рис. IV-8. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); ΔV – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-3. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	2.35	79.1335	-3.38744	3.10709	5.56043	2.94564	187.128081	-12.94904	0.03578
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

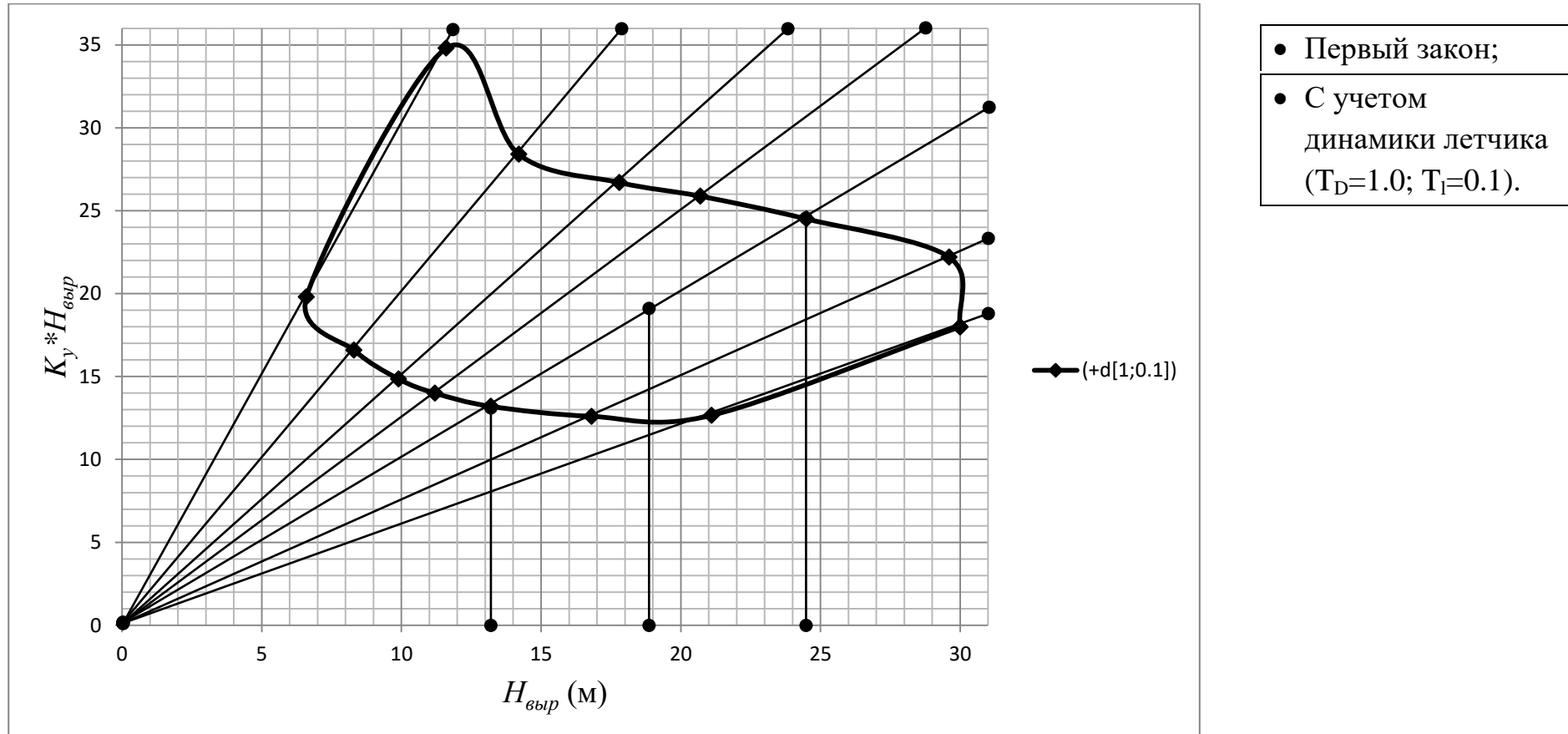


Рис. IV-9. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RTI и учетом динамики летчика ($T_D=1.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-4

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	#	#	#	#	30	29.6	<u>24.5</u>	20.7	17.8	14.2	11.6
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	#	#	#	#	21.1	16.8	<u>13.2</u>	11.2	9.9	8.3	6.6
Δ	#	#	#	#	0.34833	0.55172	<u>0.59946</u>	0.59561	0.57039	0.52444	0.54945
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	#	#	#	#	25.55	23.2	<u>18.85</u>	15.95	13.85	11.25	9.1

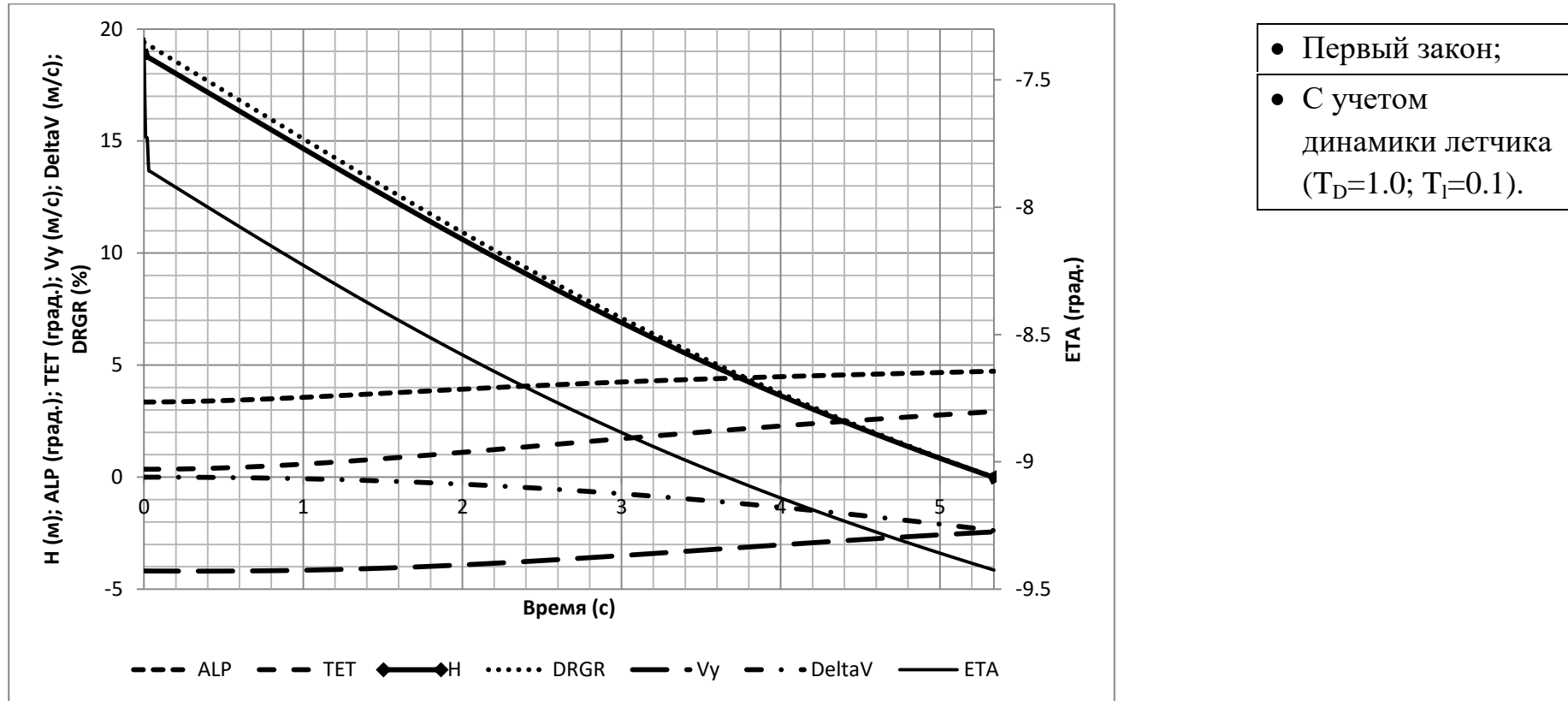


Рис. IV-10. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-5. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{т,кас}$
Значение	5.34	77.61748	-2.44213	2.92448	4.72752	0.42249	422.55939	-9.42484	0.01741
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

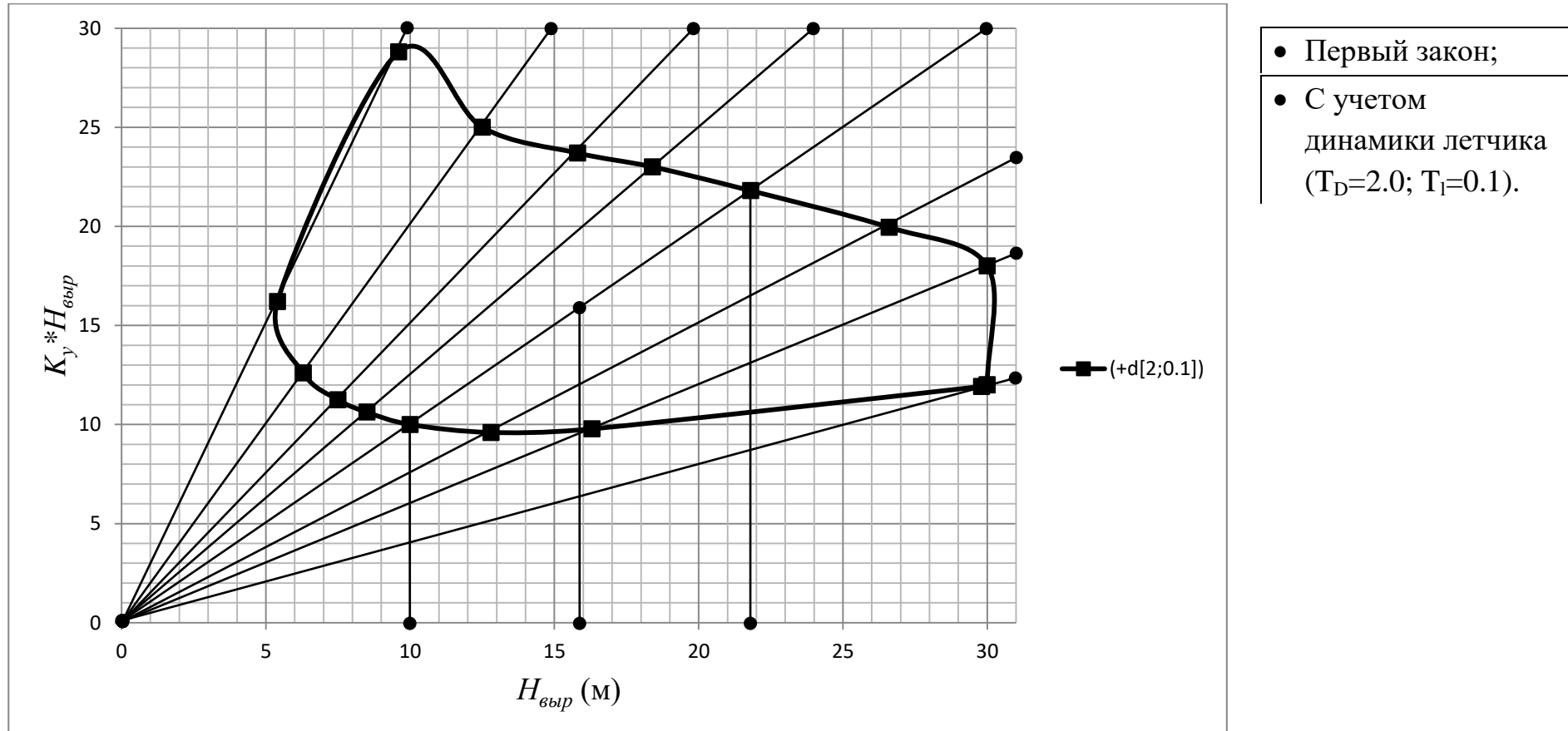


Рис. IV-11. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT1 и учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-6

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	#	#	#	30	30	26.6	<u>21.8</u>	18.4	15.8	12.5	9.6
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	#	#	#	29.8	16.3	12.8	<u>10</u>	8.5	7.5	6.3	5.4
Δ	#	#	#	0.00668	0.59179	0.70050	<u>0.74213</u>	0.73605	0.71244	0.65957	0.56
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	#	#	#	29.9	23.15	19.7	<u>15.9</u>	13.45	11.65	9.4	7.5

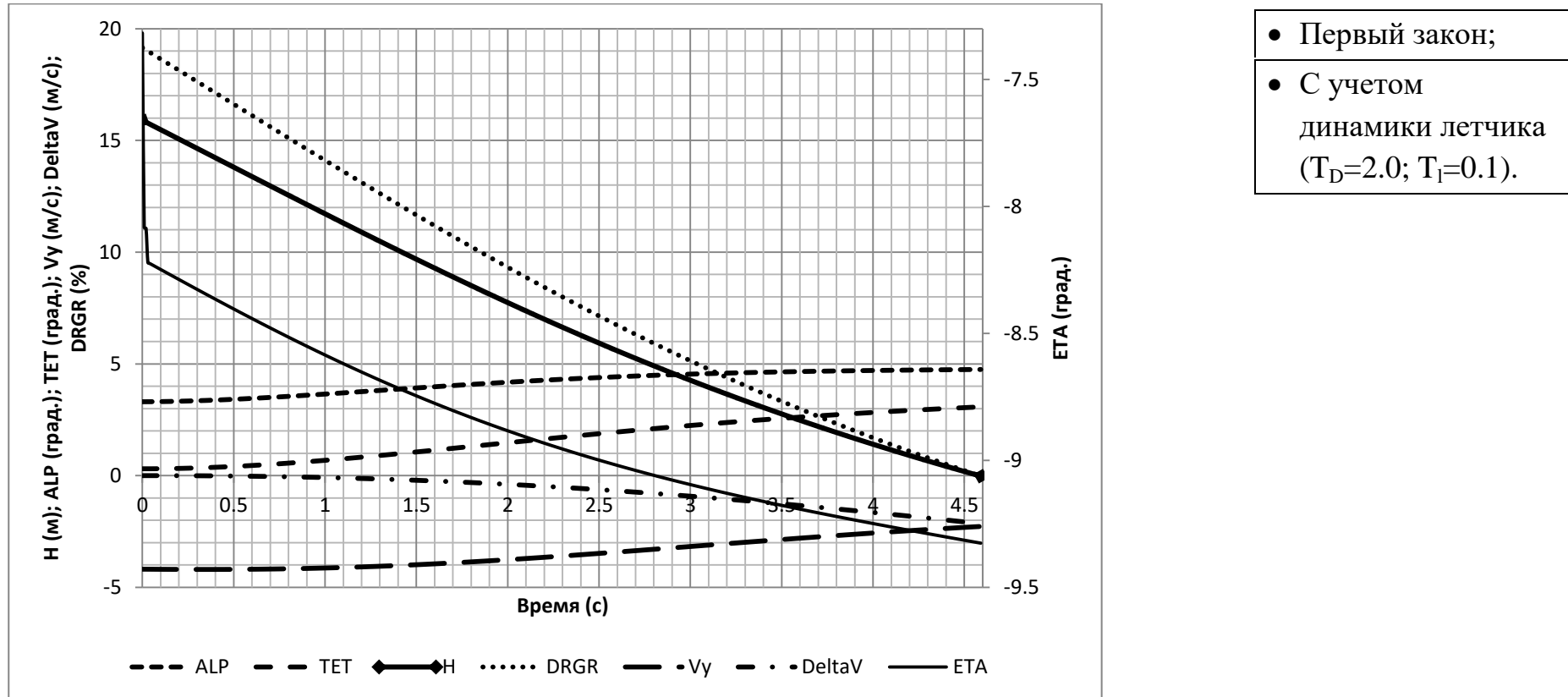


Рис. IV-12. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); ΔV – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-7. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в.кас}$	$\delta_{Т.кас}$
Значение	4.59	77.84783	-2.27416	3.07626	4.75027	0.37037	363.57045	-9.32589	0.004384
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

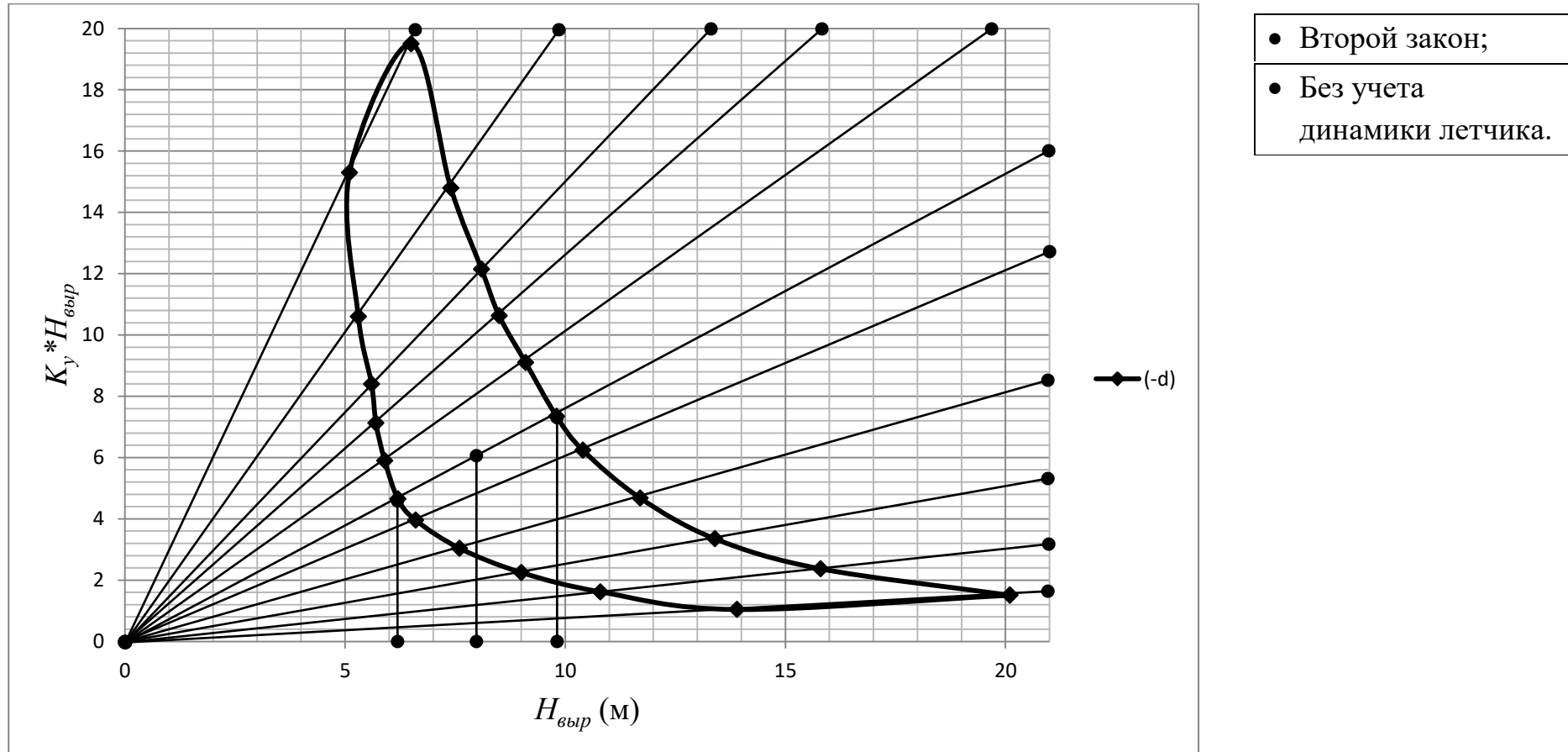


Рис. IV-13. Допустимая область $H_{выпр}$ при моделировании с RT2 и без учета динамики летчика

Табл. IV-8

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{доп.мак}$ (м)	20.1	15.8	13.4	11.7	10.4	<u>9.8</u>	9.1	8.5	8.1	7.4	6.5
$H_{доп.мин}$ (м)	13.9	10.8	9	7.6	6.6	<u>6.2</u>	5.9	5.7	5.6	5.3	5.1
Δ	0.36470	0.37593	0.39285	0.42487	0.44705	<u>0.45</u>	0.42666	0.39436	0.36496	0.33070	0.24137
$H_{доп.сред}$ (м)	17	13.3	11.2	9.65	8.5	<u>8</u>	7.5	7.1	6.85	6.35	5.8

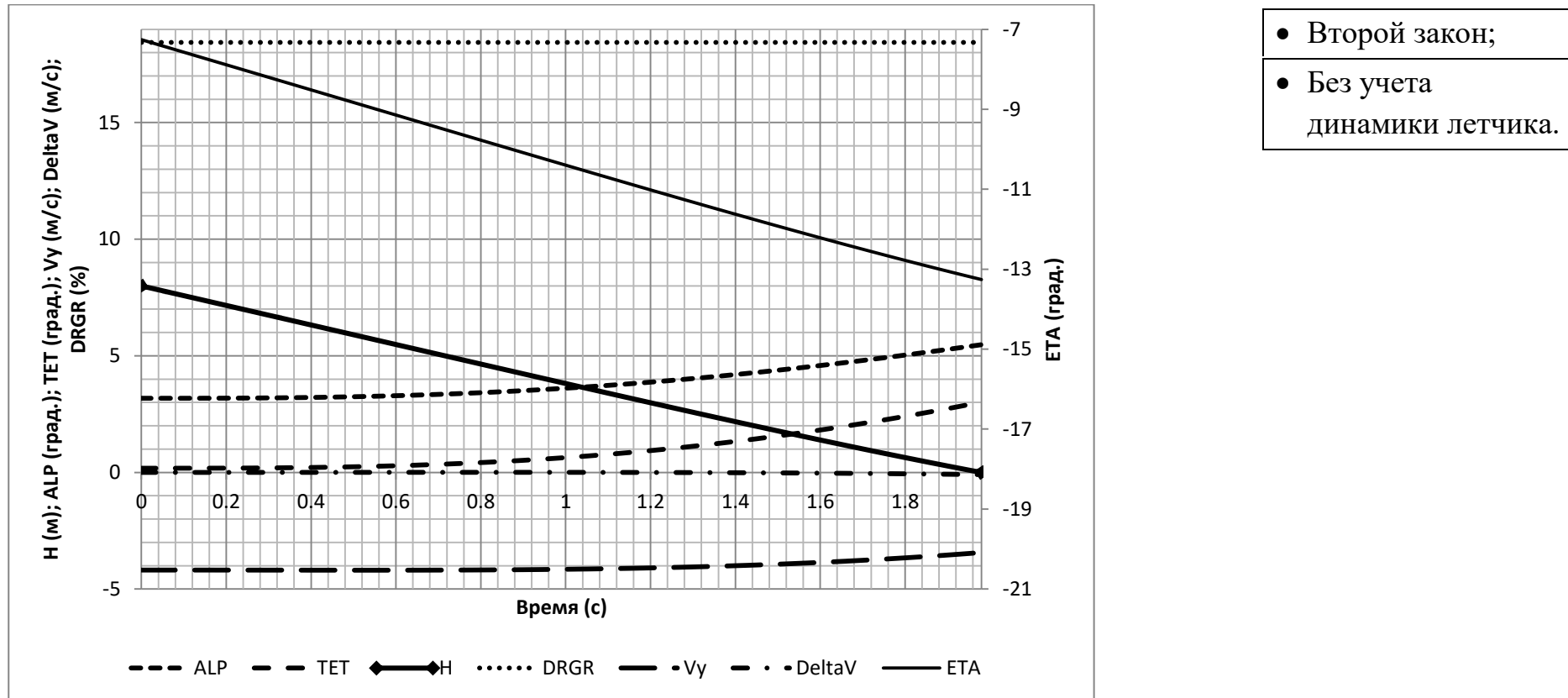


Рис. IV-14. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); ΔV – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-9. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	1.98	79.90336	-3.43495	3.01340	5.47724	3.58715	158.17109	-13.25919	18.43839
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

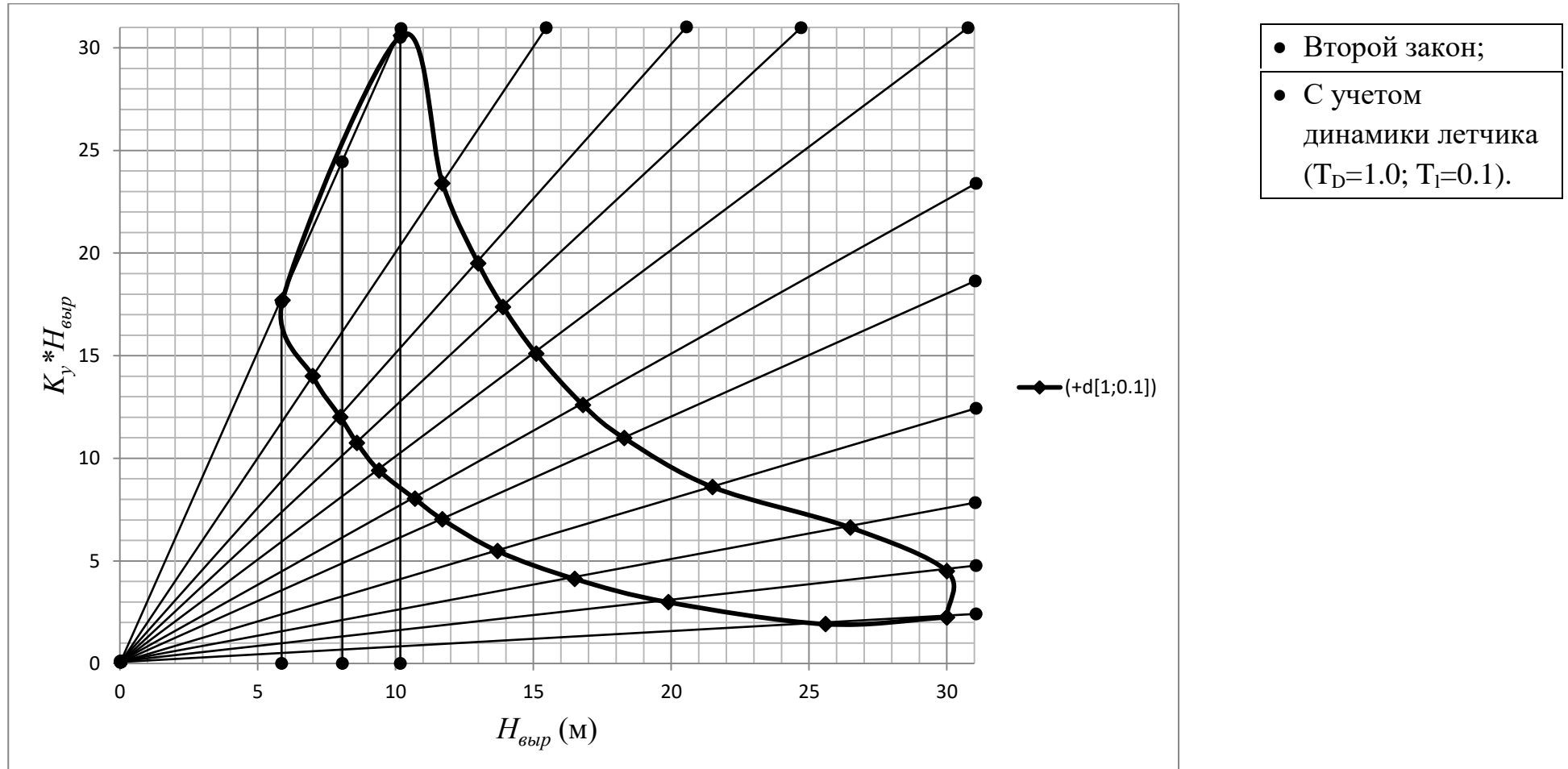


Рис. IV-15. Допустимая область $H_{выр}$ при моделировании с RT2 и учетом динамики летчика ($T_D=1.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-10

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{доп.мак} (м)$	30	30	26.5	21.5	18.3	16.8	15.1	13.9	13	11.7	10.2
$H_{доп.мин} (м)$	25.6	19.9	16.5	13.7	11.7	10.7	9.4	8.6	8	7	5.9
Δ	0.15827	0.40480	0.4651	0.44318	0.44	0.44363	0.46530	0.47111	0.47619	0.50267	0.53416
$H_{доп.сред} (м)$	27.8	24.95	21.5	17.6	15	13.75	12.25	11.25	10.5	9.35	8.05

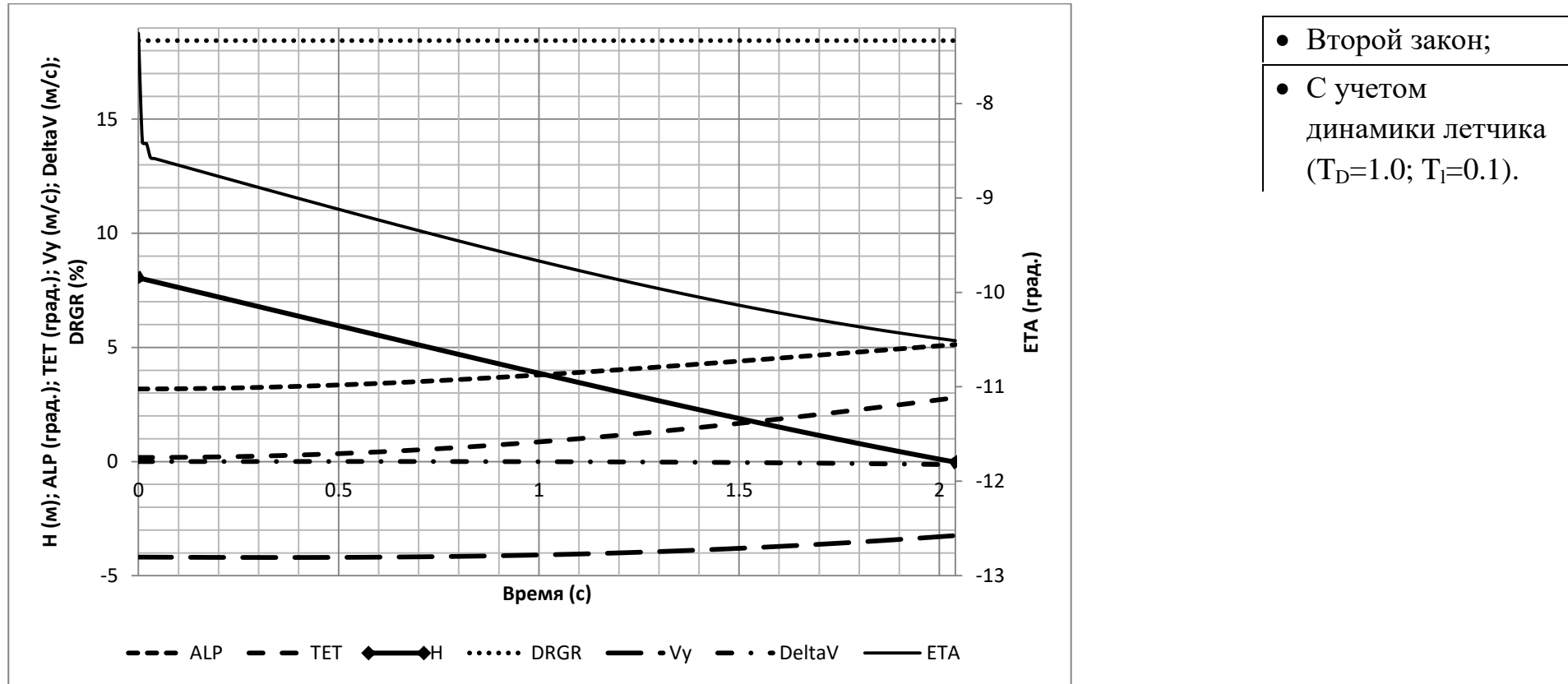


Рис. IV-16. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-11. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	2.04	79.86059	-3.24209	2.79767	5.12434	2.24868	162.94362	-10.51187	18.44293
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

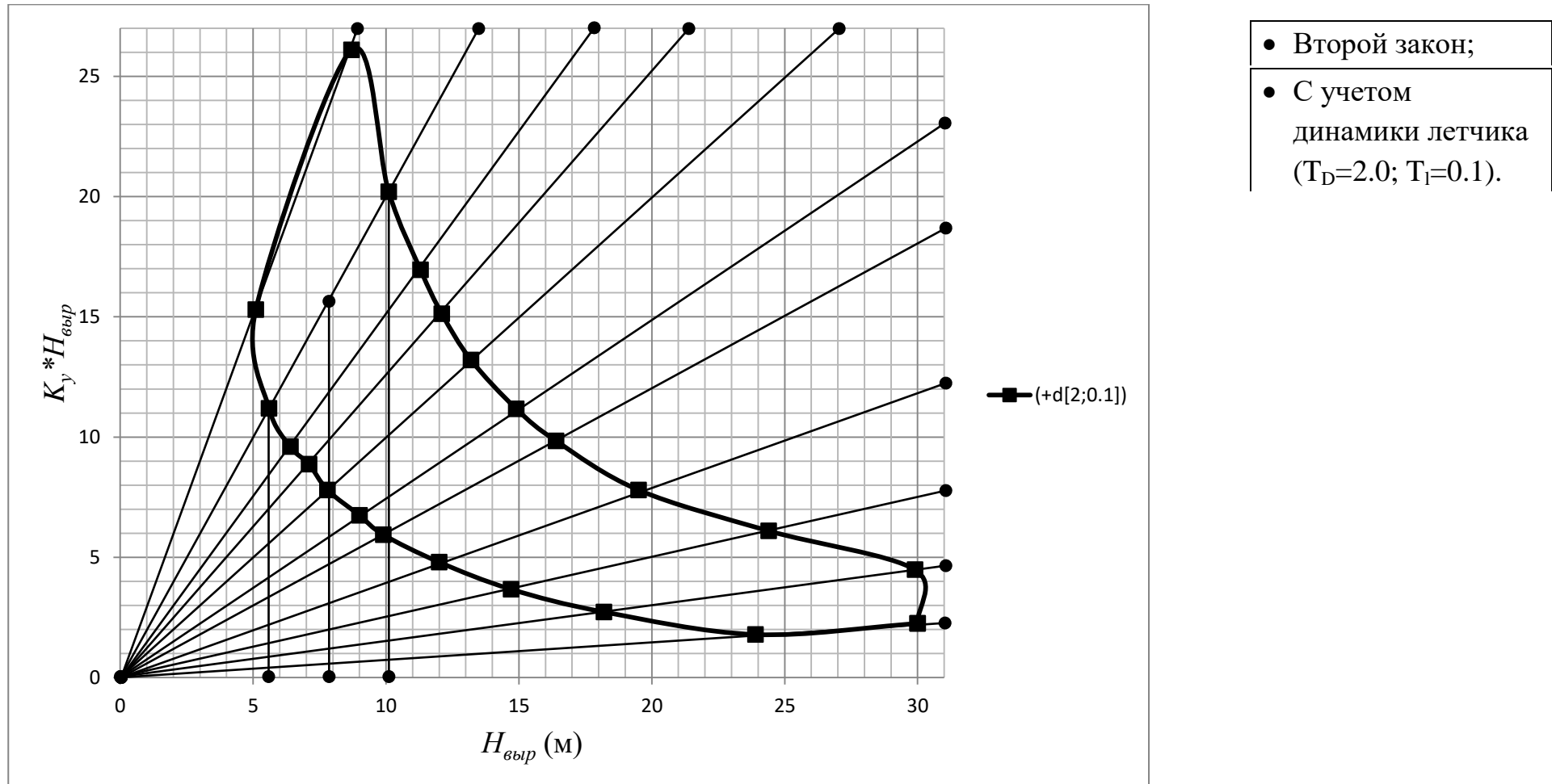
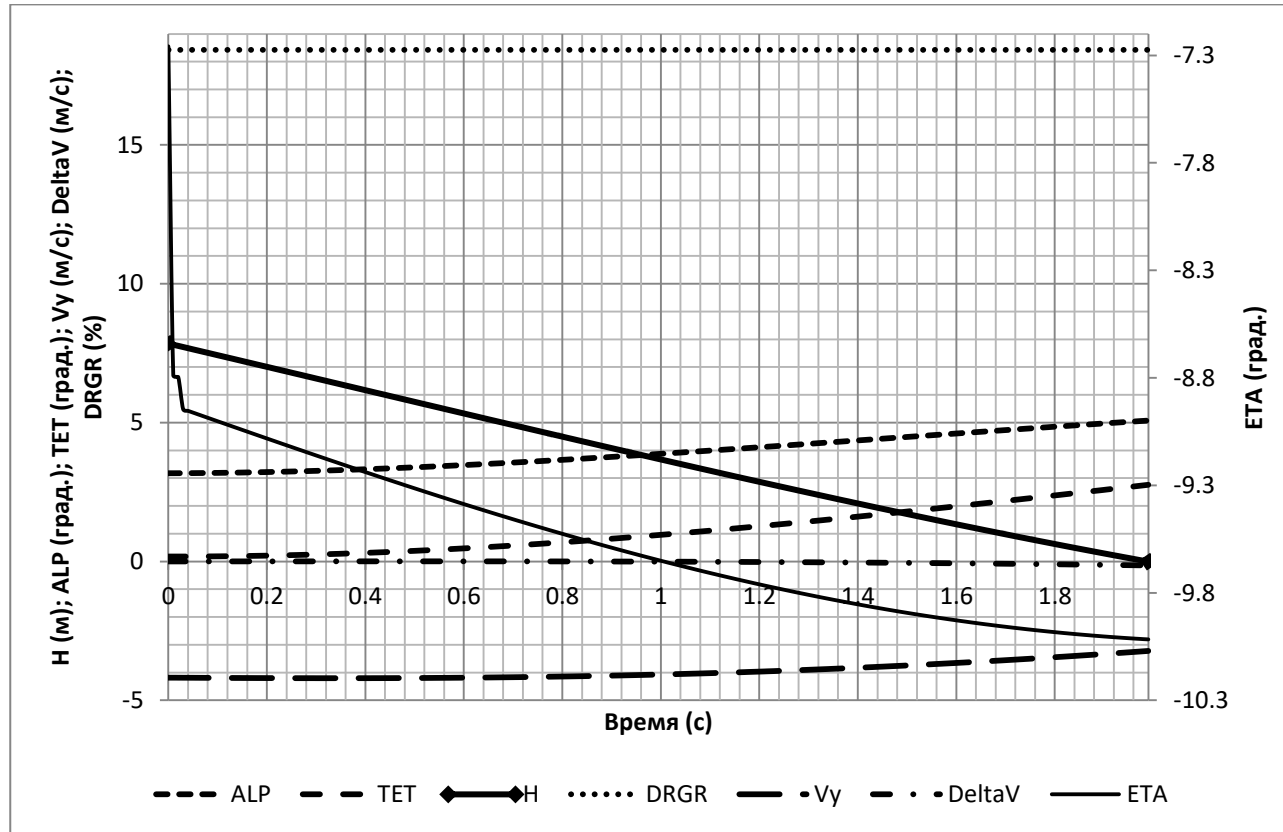


Рис. IV-17. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT2 и учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-12

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	30	29.9	24.4	19.5	16.4	14.9	13.2	12.1	11.3	<u>10.1</u>	8.7
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	23.9	18.2	14.7	12	9.9	9	7.8	7.1	6.4	<u>5.6</u>	5.1
Δ	0.22634	0.48648	0.49616	0.47619	0.49429	0.49372	0.51428	0.52083	0.55367	<u>0.57324</u>	0.52173
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	26.95	24.05	19.55	15.75	13.15	11.95	10.5	9.6	8.85	<u>7.85</u>	6.9



- Второй закон;
- С учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$).

Рис. IV-18. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-13. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	1.99	79.85593	-3.22343	2.76038	5.07379	2.03423	158.94705	-10.01693	18.42508
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

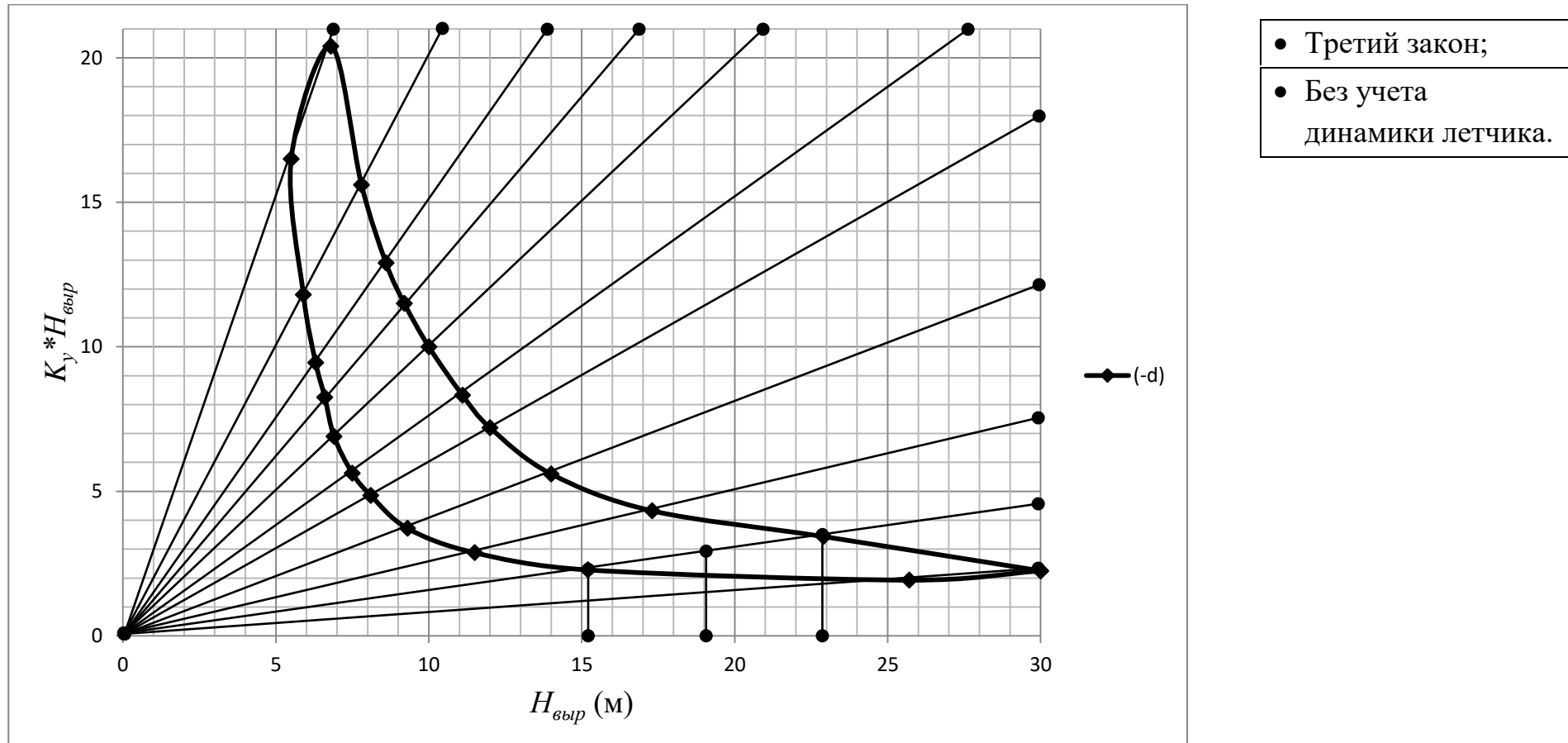
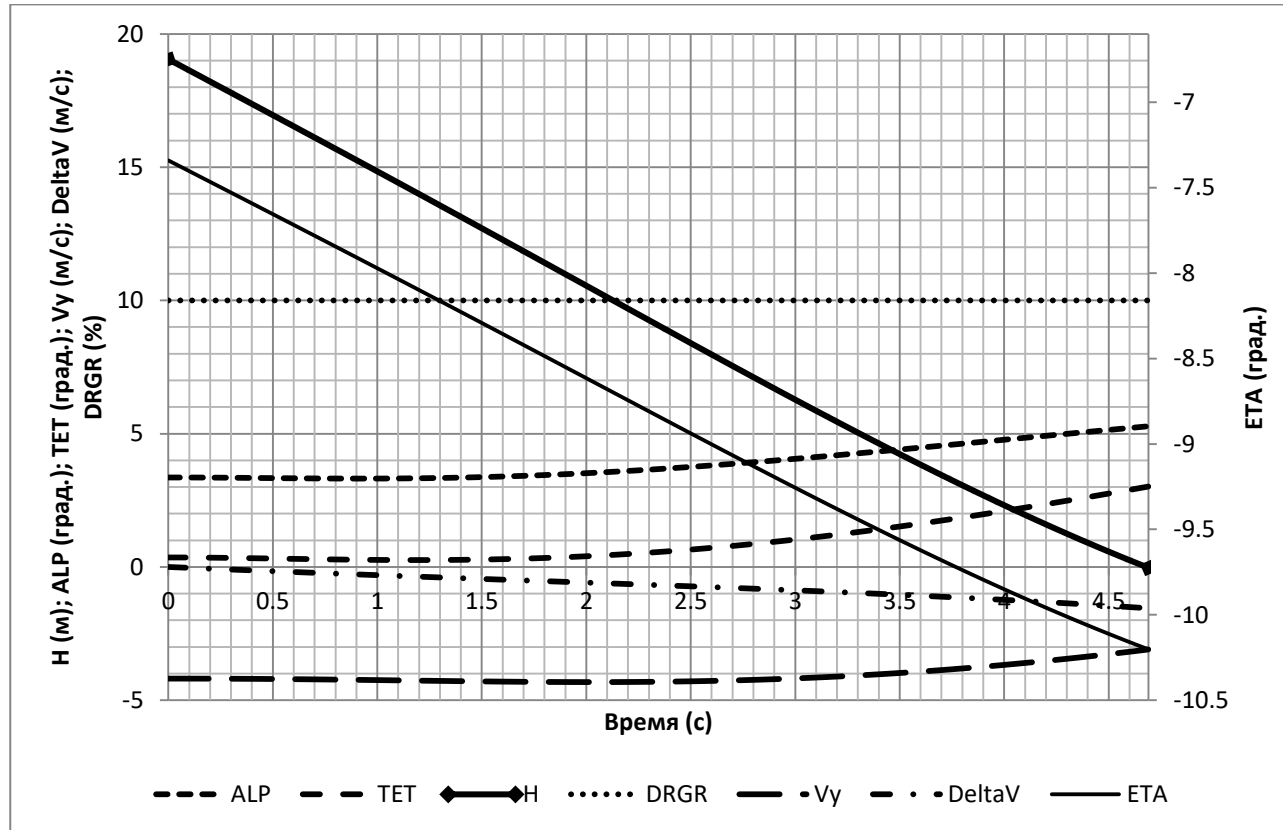


Рис. IV-19. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT3 и без учета динамики летчика

Табл. IV-14

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (M)$	30	<u>22.9</u>	17.3	14	12	11.1	10	9.2	8.6	7.8	6.8
$H_{\text{доп.мин}} (M)$	25.7	<u>15.2</u>	11.5	9.3	8.1	7.5	6.9	6.6	6.3	5.9	5.5
Δ	0.15439	<u>0.40419</u>	0.40277	0.40343	0.38805	0.38709	0.36686	0.32911	0.30872	0.27737	0.21138
$H_{\text{доп.сред}} (M)$	27.85	<u>19.05</u>	14.4	11.65	10.05	9.3	8.45	7.9	7.45	6.85	6.15



- Третий закон;
- Без учета динамики летчика.

Рис. IV-20. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); ΔV – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-15. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	4.69	78.45088	-3.09476	3.01773	5.27855	1.4004	371.3754	-10.20192	10
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

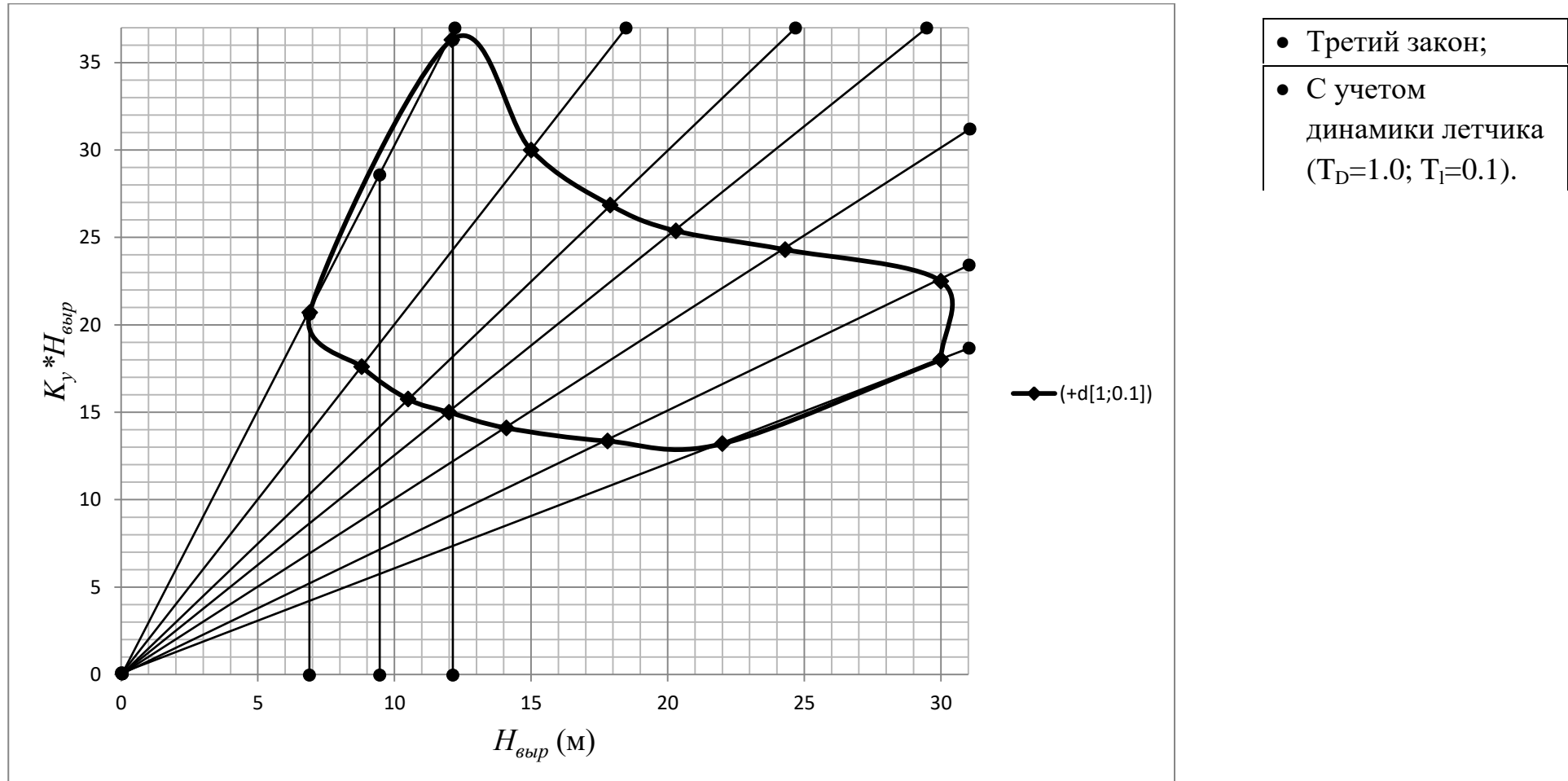


Рис. IV-21. Допустимая область $H_{выр}$ при моделировании с RT3 и учетом динамики летчика ($T_D=1.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-16

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{доп.мак} (м)$	#	#	#	#	30	30	24.3	20.3	17.9	15	<u>12.1</u>
$H_{доп.мин} (м)$	#	#	#	#	22	17.8	14.1	12	10.5	8.8	<u>6.9</u>
Δ	#	#	#	#	0.30769	0.51046	0.53125	0.51393	0.52112	0.52100	<u>0.54736</u>
$H_{доп.сред} (м)$	#	#	#	#	26	23.9	19.2	16.15	14.2	11.9	<u>9.5</u>

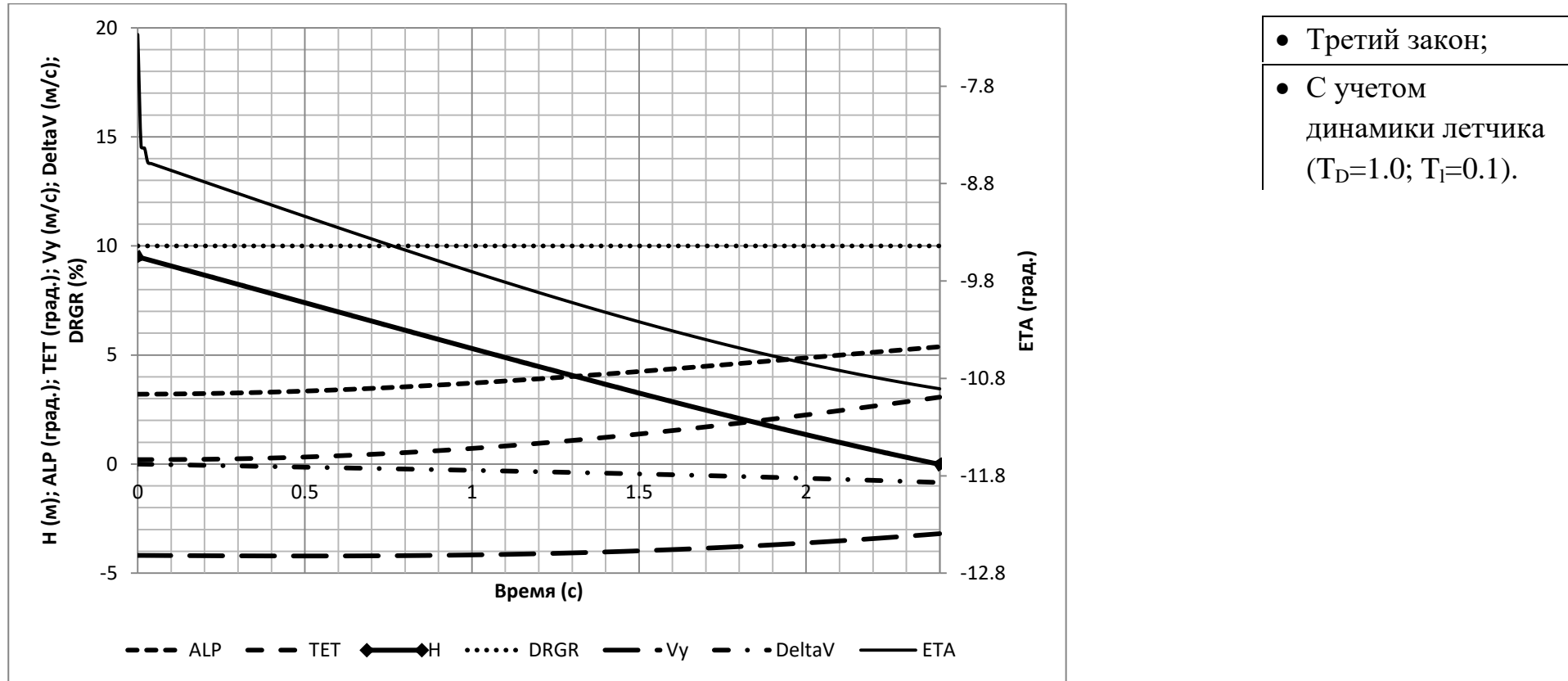


Рис. IV-22. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-17. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	2.4	79.15456	-3.18957	3.0679	5.37728	2.12387	190.86385	-10.907	10
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

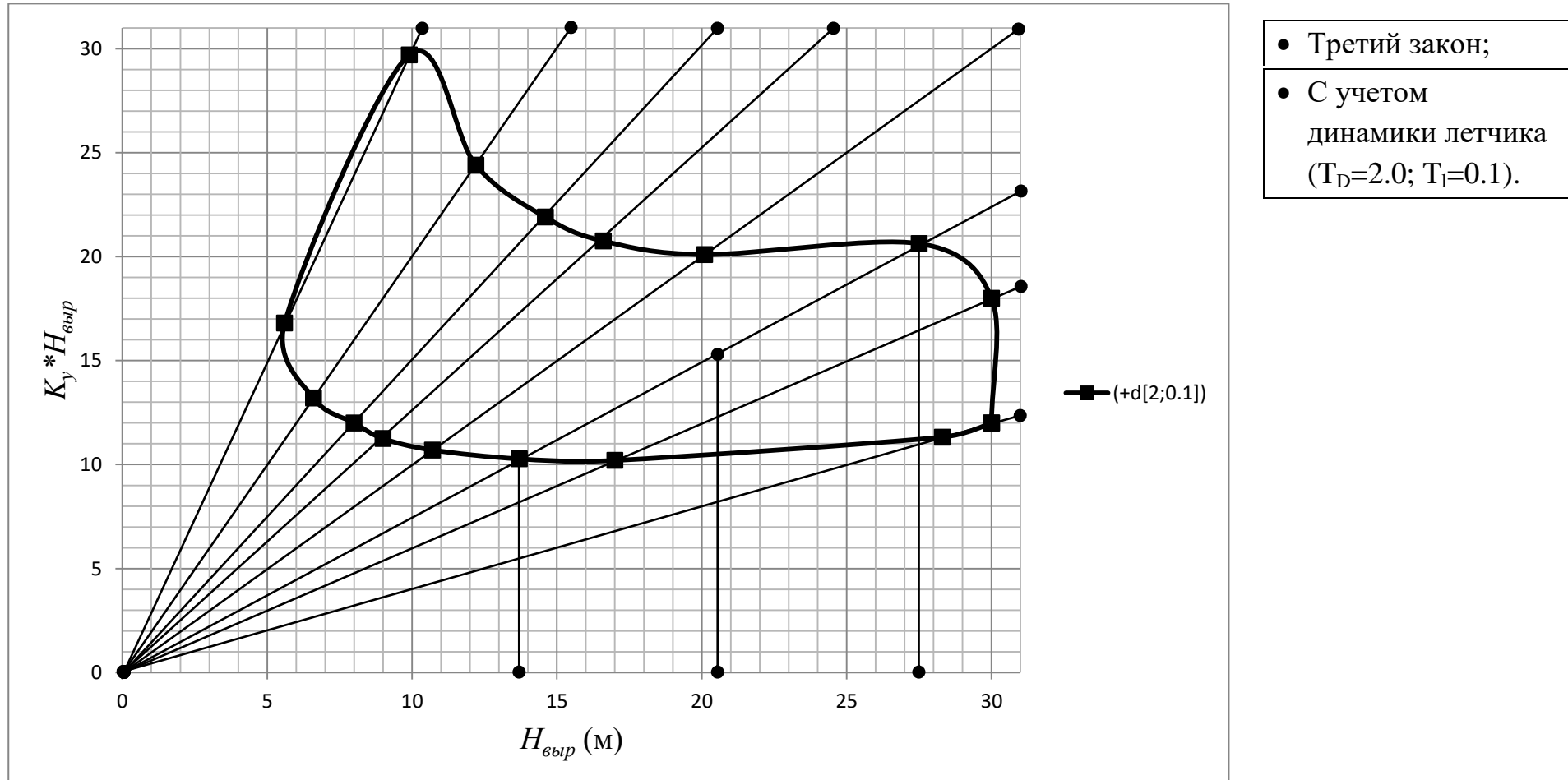
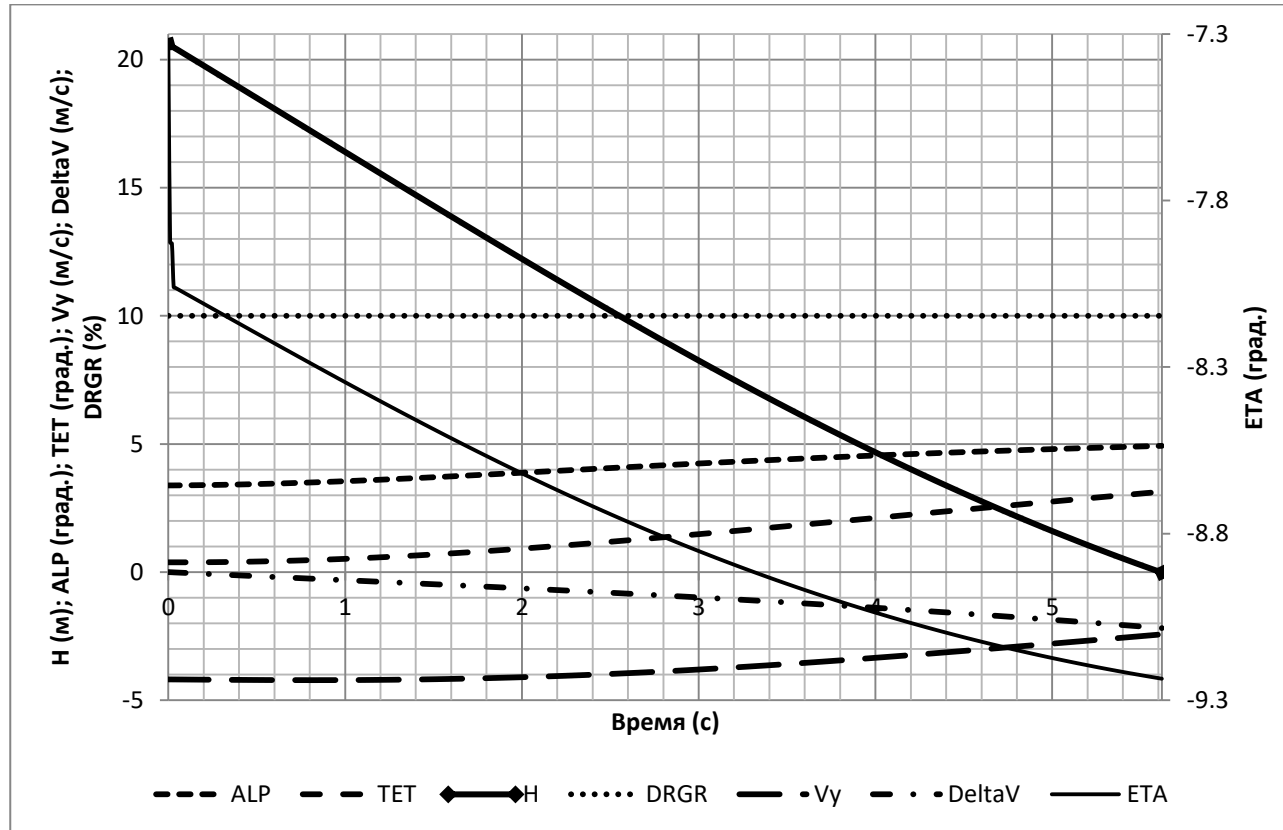


Рис. IV-23. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT3 и учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-18

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (M)$	#	#	#	30	30	<u>27.5</u>	20.1	16.6	14.6	12.2	9.9
$H_{\text{доп.мин}} (M)$	#	#	#	28.3	17	<u>13.7</u>	10.7	9	8	6.6	5.6
Δ	#	#	#	0.05831	0.55319	<u>0.66990</u>	0.61038	0.59375	0.58407	0.59574	0.55483
$H_{\text{доп.сред}} (M)$	#	#	#	29.15	23.5	<u>20.6</u>	15.4	12.8	11.3	9.4	7.75



- Третий закон;
- С учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$).

Рис. IV-24. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-19. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	5.62	77.81567	-2.42934	3.13752	4.92654	0.60898	443.61609	-9.23531	10
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

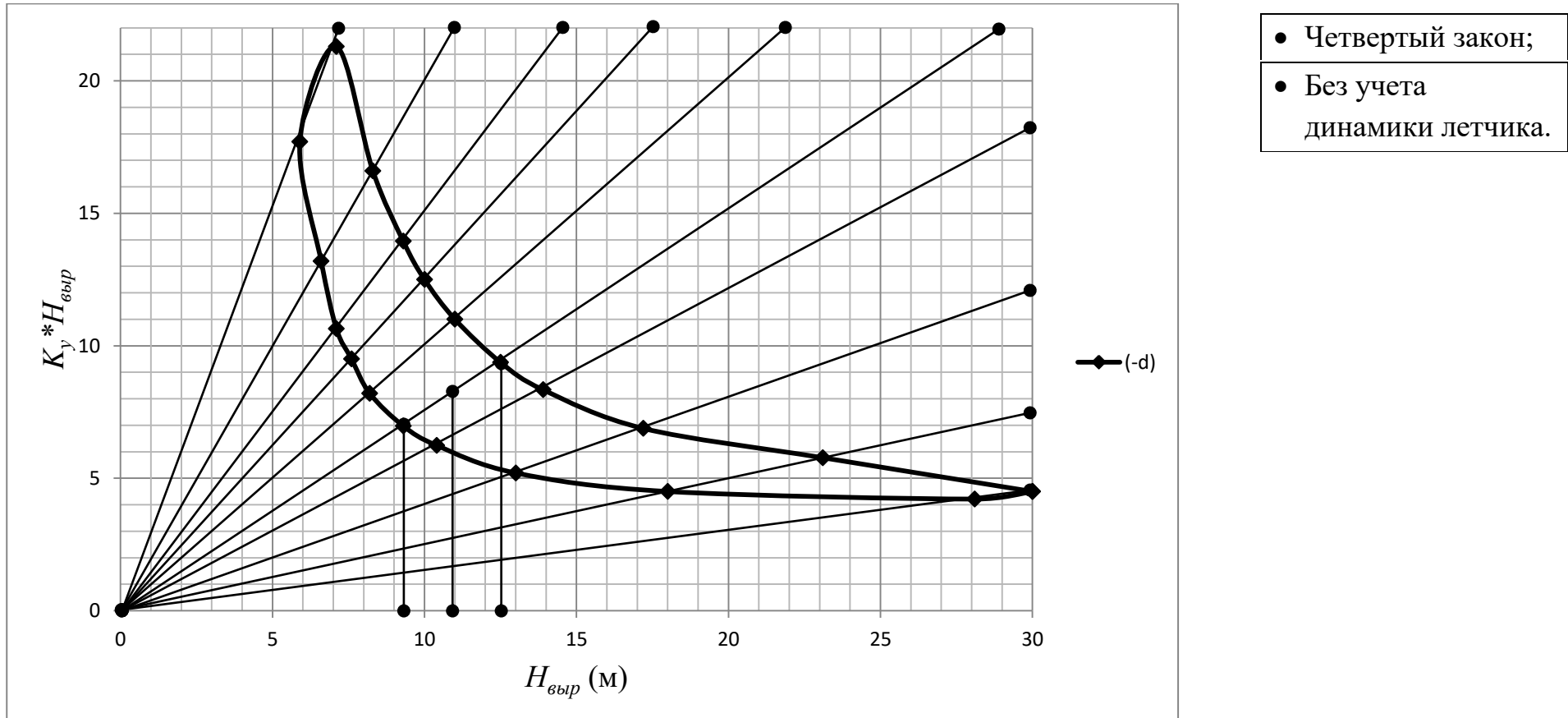


Рис. IV-25. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT4 и без учета динамики летчика

Табл. IV-20

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	#	30	23.1	17.2	13.9	<u>12.5</u>	11	10	9.3	8.3	7.1
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	#	28.1	18	13	10.4	<u>9.3</u>	8.2	7.6	7.1	6.6	5.9
Δ	#	0.06540	0.24817	0.27814	0.28806	<u>0.29357</u>	0.29166	0.27272	0.26829	0.22818	0.18461
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	#	29.05	20.55	15.1	12.15	<u>10.9</u>	9.6	8.8	8.2	7.45	6.5

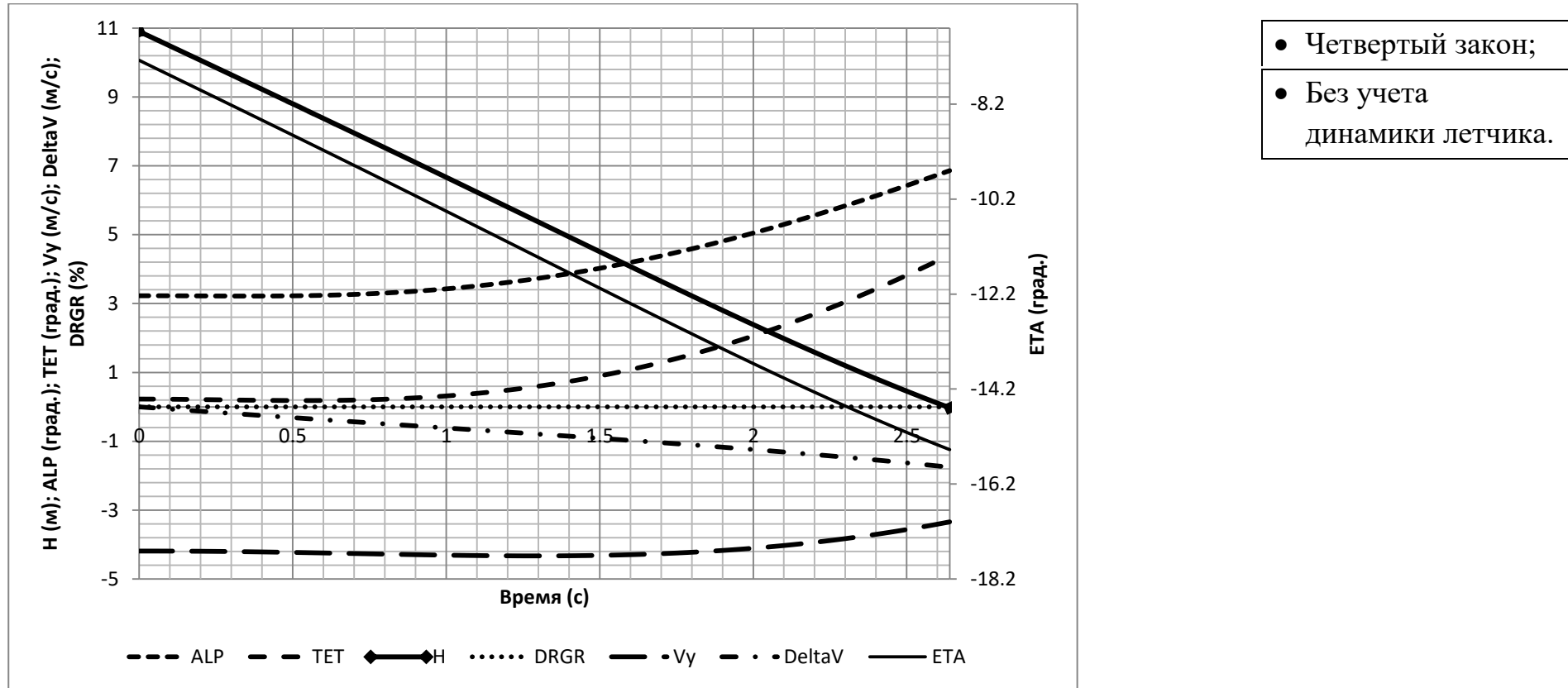


Рис. IV-26. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); ΔV – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-21. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	2.64	78.2479	-3.33963	4.41299	6.85913	4.37021	208.73589	-15.47496	0.0
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

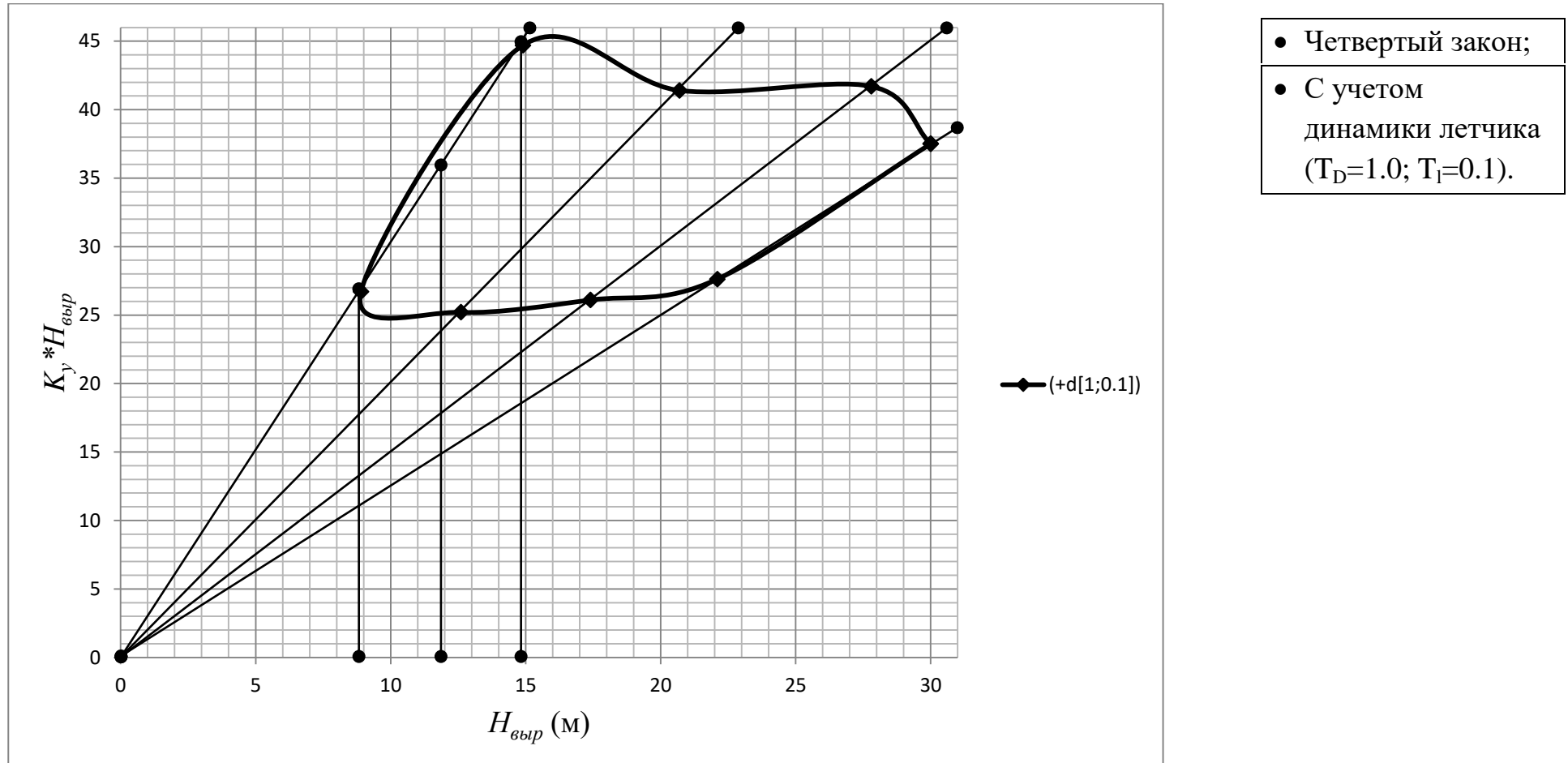


Рис. IV-27. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT4 и учетом динамики летчика ($T_D=1.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-22

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	#	#	#	#	#	#	#	30	27.8	20.7	<u>14.9</u>
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	#	#	#	#	#	#	#	22.1	17.4	12.6	<u>8.9</u>
Δ	#	#	#	#	#	#	#	0.30326	0.46017	0.48648	<u>0.50420</u>
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	#	#	#	#	#	#	#	26.05	22.6	16.65	<u>11.9</u>

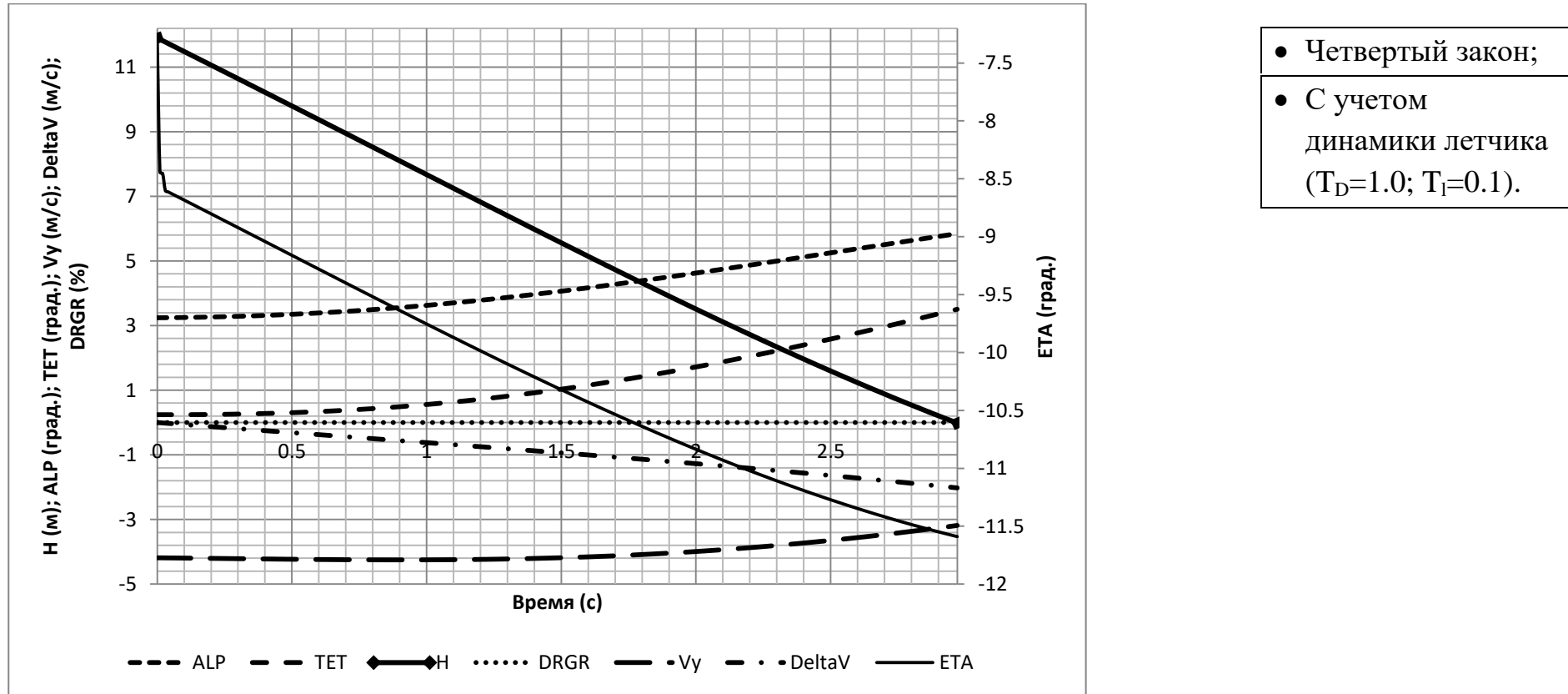


Рис. IV-28. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-23. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	2.97	77.97701	-3.18447	3.50505	5.84559	2.03984	234.45541	-11.58961	0.0
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

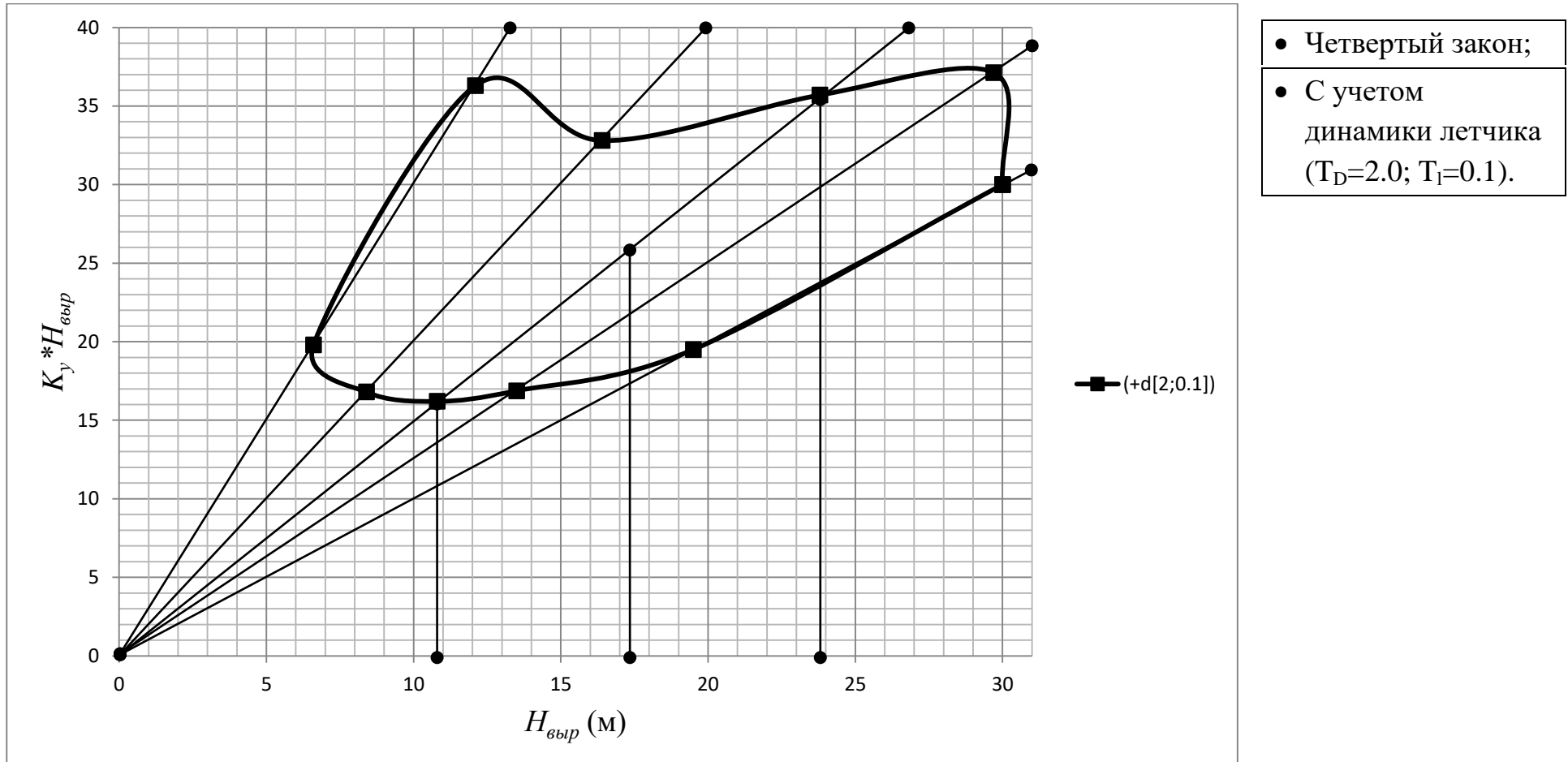


Рис. IV-29. Допустимая область $H_{выр}$ при моделировании с RT4 и учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-24

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{доп.мак} (м)$	#	#	#	#	#	#	30	29.7	23.8	16.4	12.1
$H_{доп.мин} (м)$	#	#	#	#	#	#	19.5	13.5	10.8	8.4	6.6
Δ	#	#	#	#	#	#	0.42424	0.75	0.75144	0.64516	0.58823
$H_{доп.сред} (м)$	#	#	#	#	#	#	24.75	21.6	17.3	12.4	9.35

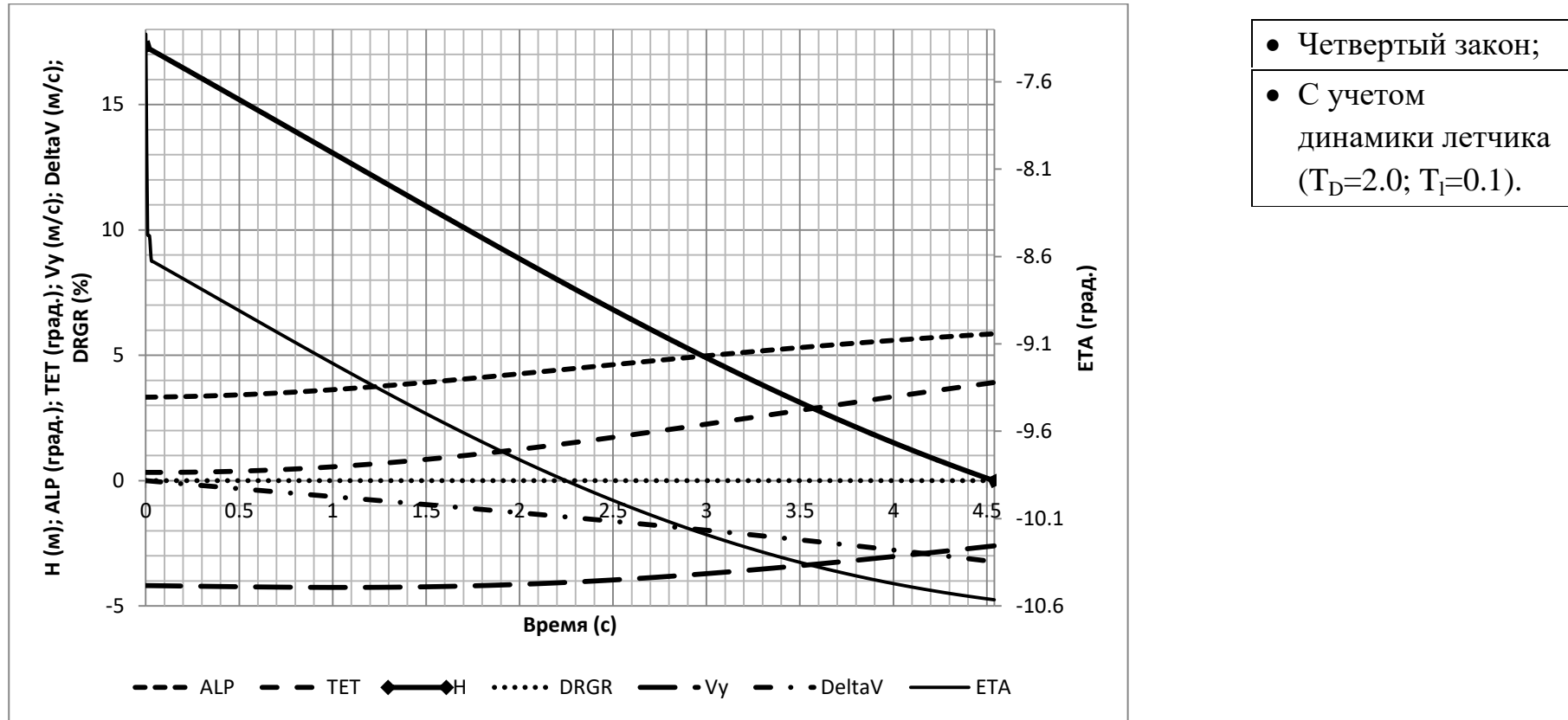


Рис. IV-30. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-25. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	4.54	76.76492	-2.60158	3.91434	5.85649	1.01516	355.88708	-10.56443	0.0
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

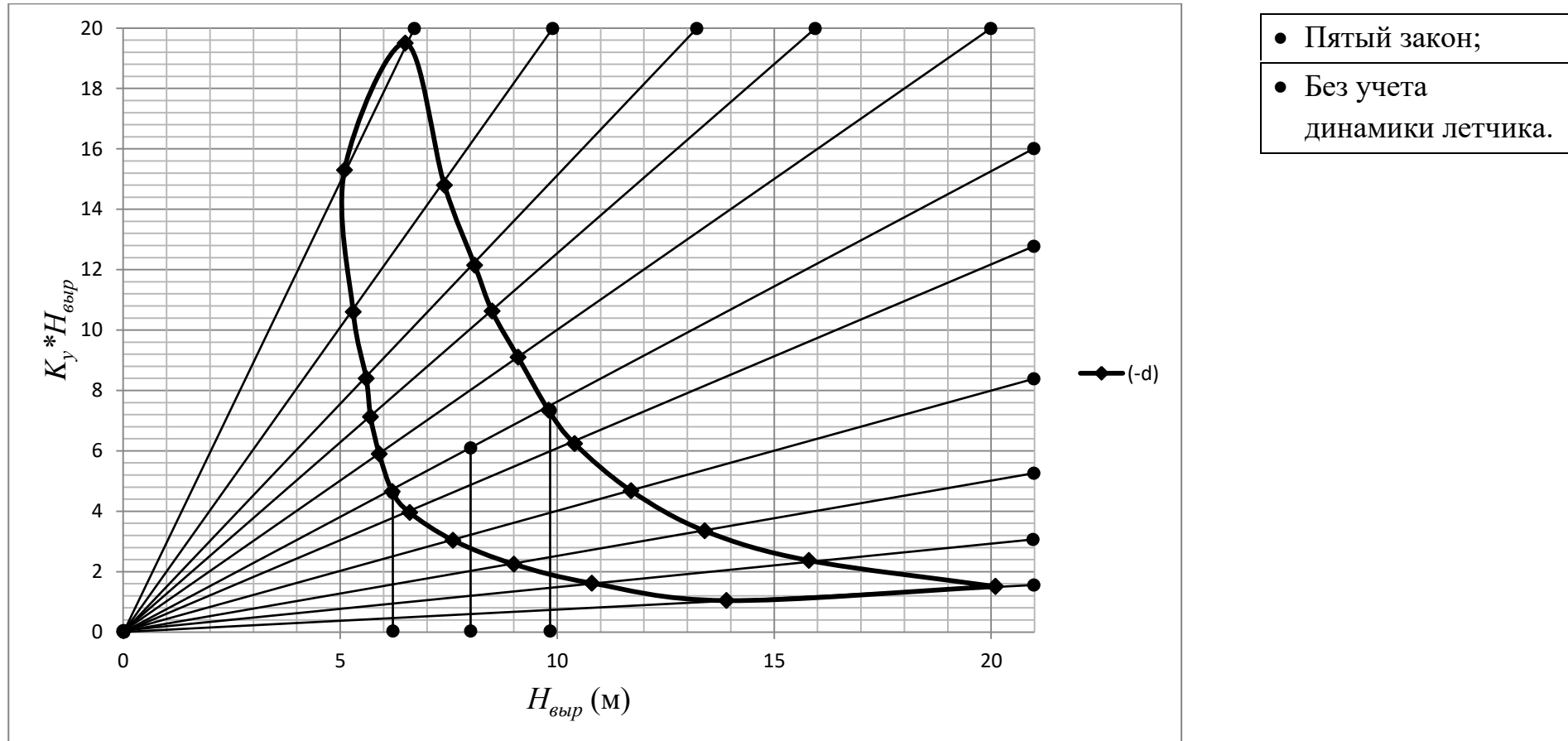


Рис. IV-31. Допустимая область $H_{выр}$ при моделировании с RT5 и без учета динамики летчика

Табл. IV-26

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{доп.мак}$ (м)	20.1	15.8	13.4	11.7	10.4	<u>9.8</u>	9.1	8.5	8.1	7.4	6.5
$H_{доп.мин}$ (м)	13.9	10.8	9	7.6	6.6	<u>6.2</u>	5.9	5.7	5.6	5.3	5.1
Δ	0.36470	0.37593	0.39285	0.42487	0.44705	<u>0.45</u>	0.42666	0.39436	0.36496	0.33070	0.24137
$H_{доп.сред}$ (м)	17	13.3	11.2	9.65	8.5	<u>8</u>	7.5	7.1	6.85	6.35	5.8

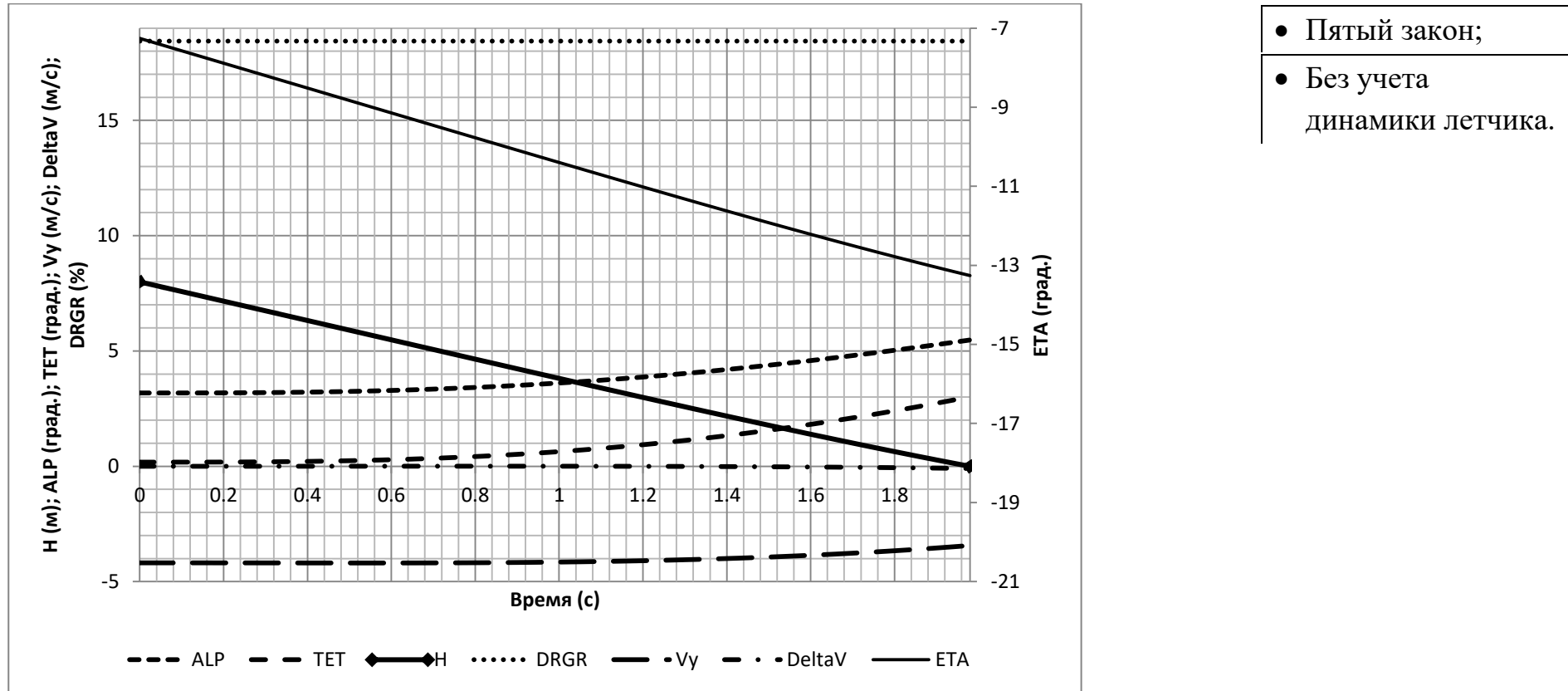


Рис. IV-32. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); ΔV – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-27. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	1.98	79.90336	-3.43495	3.01340	5.47724	3.58715	158.17109	-13.25919	18.43839
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

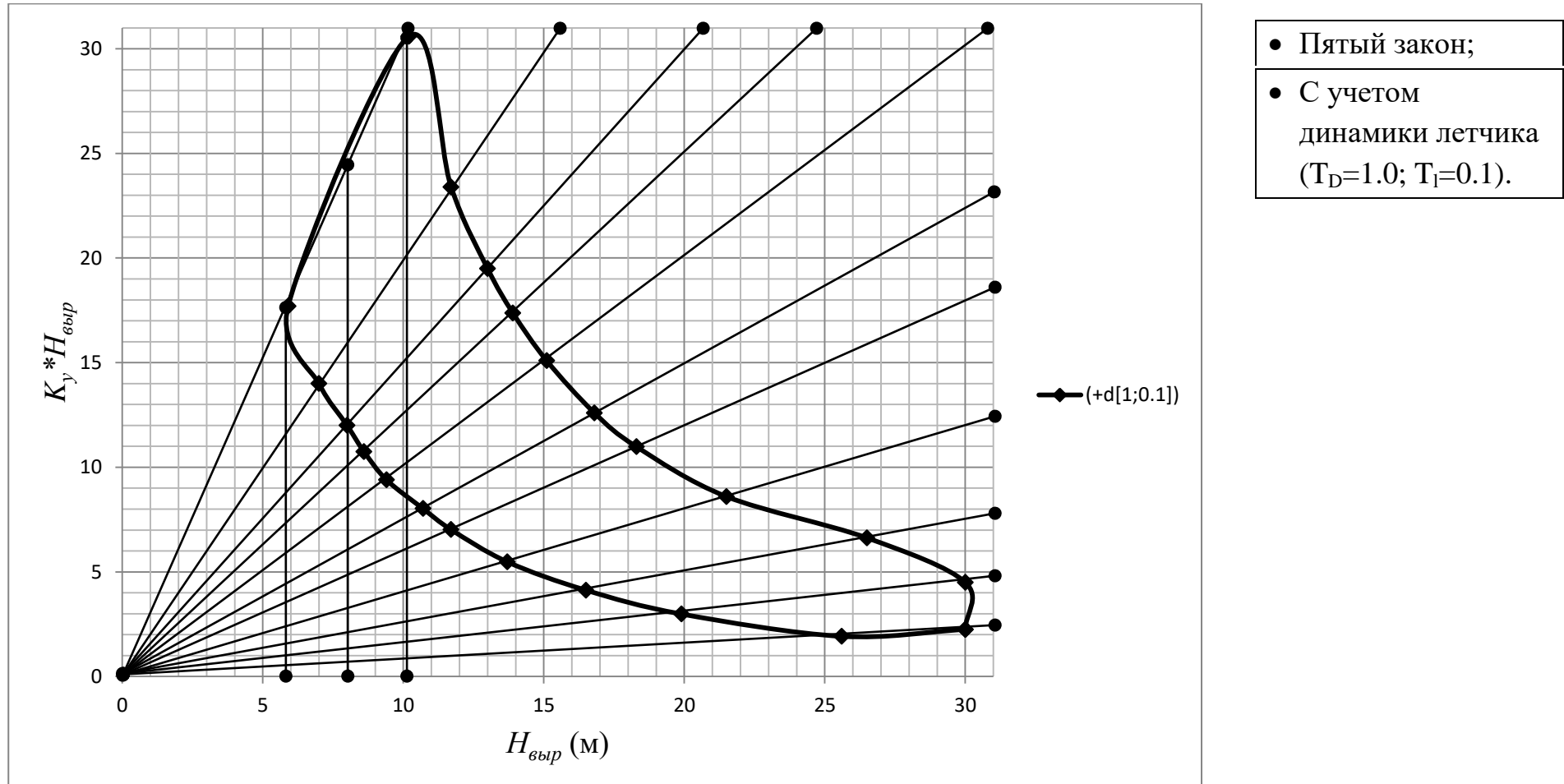
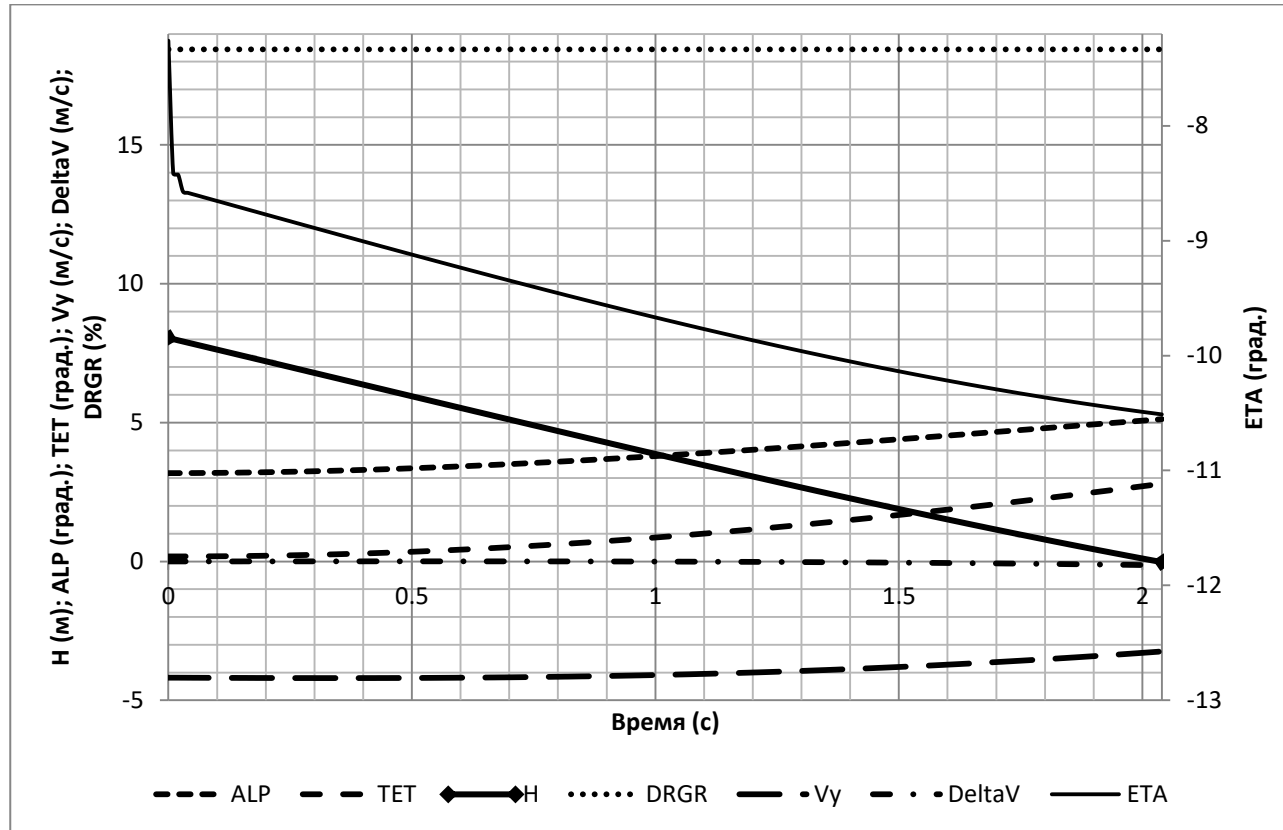


Рис. IV-33. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT5 и учетом динамики летчика ($T_D=1.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-28

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	30	30	26.5	21.5	18.3	16.8	15.1	13.9	13	11.7	10.2
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	25.6	19.9	16.5	13.7	11.7	10.7	9.4	8.6	8	7	5.9
Δ	0.15827	0.40480	0.4651	0.44318	0.44	0.44363	0.46530	0.47111	0.47619	0.50267	0.53416
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	27.8	24.95	21.5	17.6	15	13.75	12.25	11.25	10.5	9.35	8.05



- Пятый закон;
- С учетом динамики летчика ($T_D=1.0$; $T_I=0.1$).

Рис. IV-34. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-29. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	2.04	79.86059	-3.24209	2.79767	5.12434	2.24868	162.94362	-10.51187	18.44293
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

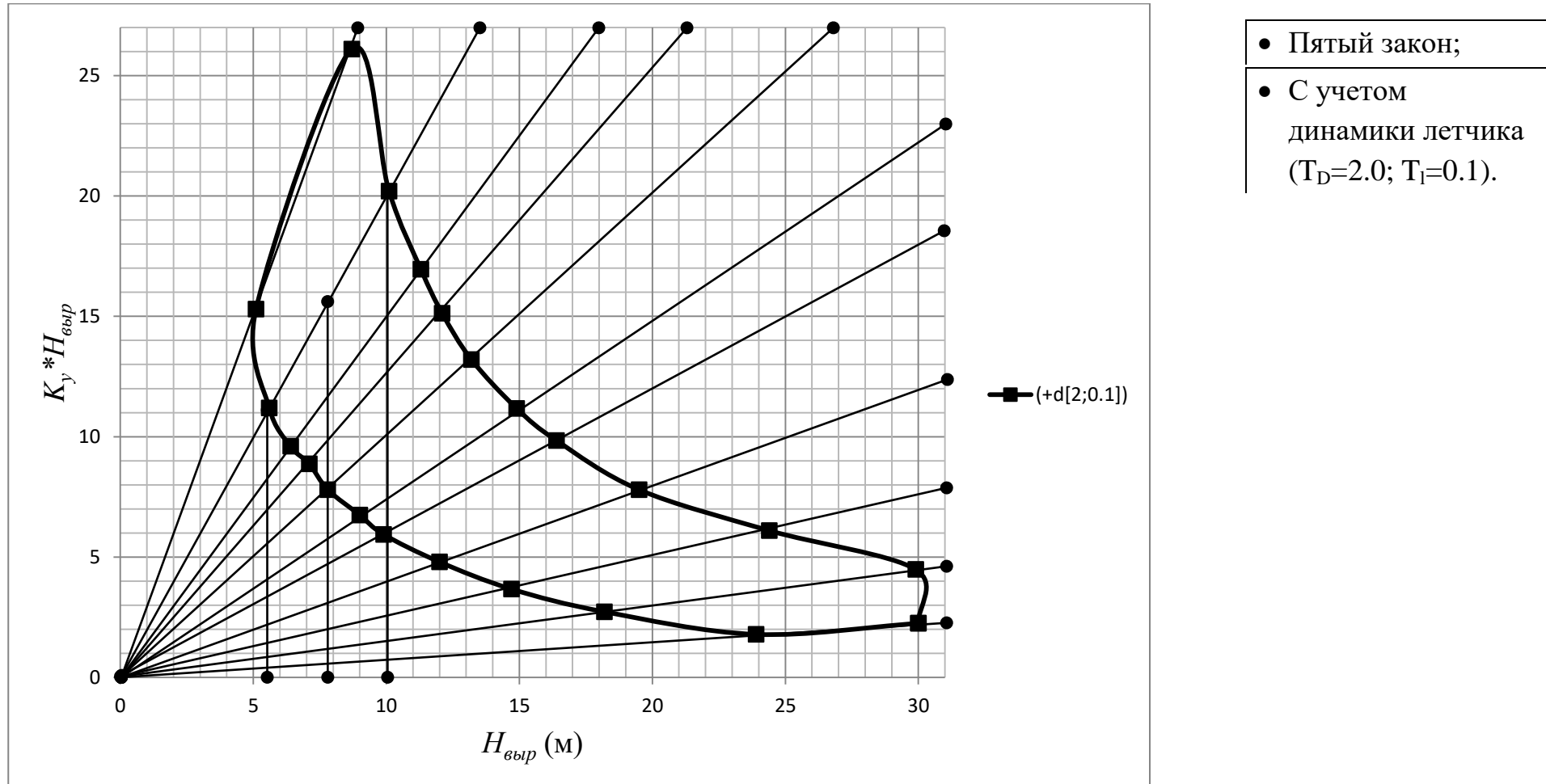


Рис. IV-35. Допустимая область $H_{\text{выр}}$ при моделировании с RT5 и учетом динамики летчика ($T_D=2.0$; $T_I=0.1$)

Табл. IV-30

K_y	<u>0.075</u>	<u>0.15</u>	<u>0.25</u>	<u>0.4</u>	<u>0.6</u>	<u>0.75</u>	<u>1.0</u>	<u>1.25</u>	<u>1.5</u>	<u>2.0</u>	<u>3.0</u>
$H_{\text{доп.мак}} (м)$	30	29.9	24.4	19.5	16.4	14.9	13.2	12.1	11.3	<u>10.1</u>	8.7
$H_{\text{доп.мин}} (м)$	23.9	18.2	14.7	12	9.9	9	7.8	7.1	6.4	<u>5.6</u>	5.1
Δ	0.22634	0.48648	0.49616	0.47619	0.49429	0.49372	0.51428	0.52083	0.55367	<u>0.57324</u>	0.52173
$H_{\text{доп.сред}} (м)$	26.95	24.05	19.55	15.75	13.15	11.95	10.5	9.6	8.85	<u>7.85</u>	6.9

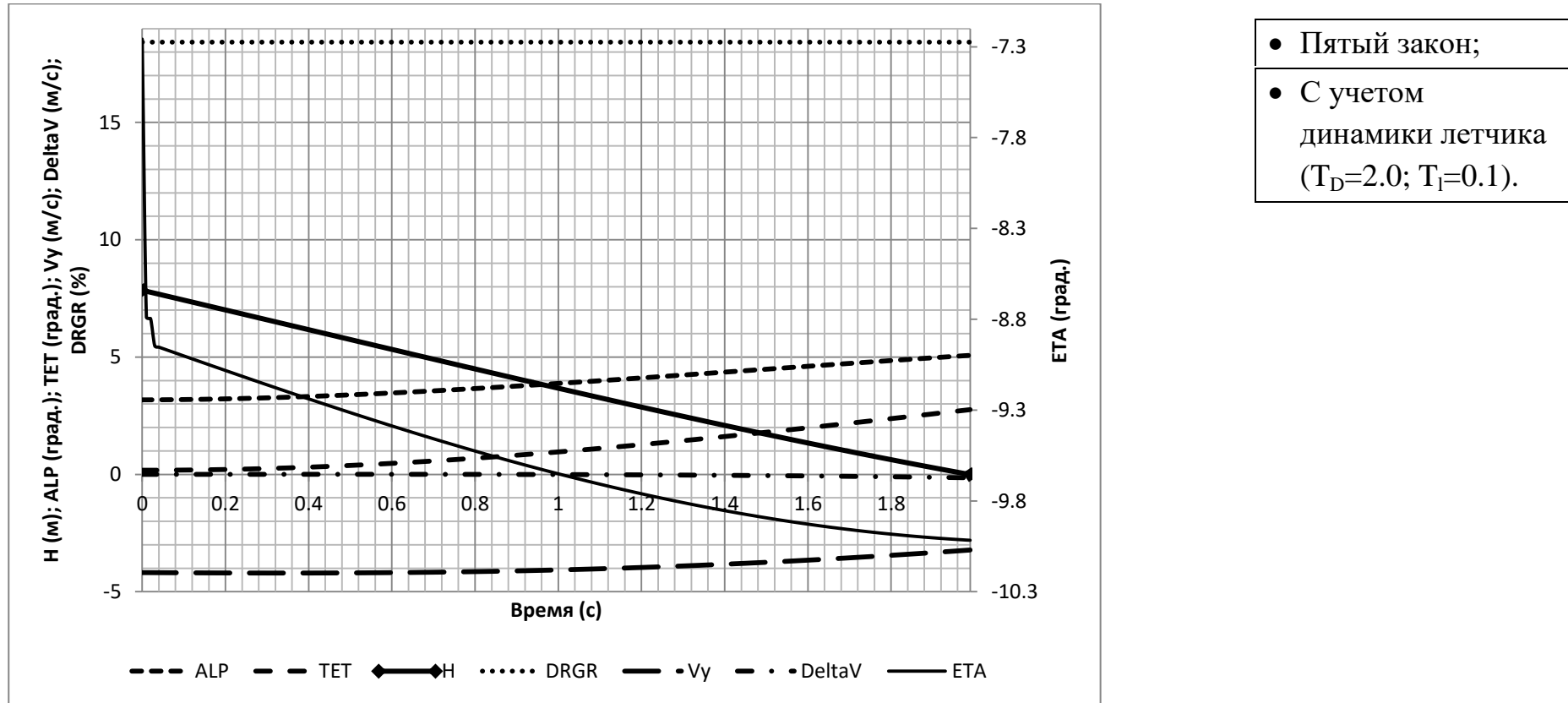


Рис. IV-36. Изменение значения главных параметров векторов состояния и управления самолета: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангаза (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Табл. IV-31. Значения параметров векторов состояния и управления в момент касания

	Время	$V_{кас}$	$V_{вер.кас}$	$\vartheta_{кас}$	$\alpha_{кас}$	$\omega_{z,кас}$	$X_{кас}$	$\delta_{в,кас}$	$\delta_{Т,кас}$
Значение	1.99	79.85593	-3.22343	2.76038	5.07379	2.03423	158.94705	-10.01693	18.42508
Размерность	с	м/с	м/с	град.	град.	град./с	м	град.	%

ПРИЛОЖЕНИЕ IV: ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ВЫРАВНИВАНИИ

В данном приложении приведены полученные результаты решения задачи оптимального управления выравниванием с принятым критерием.

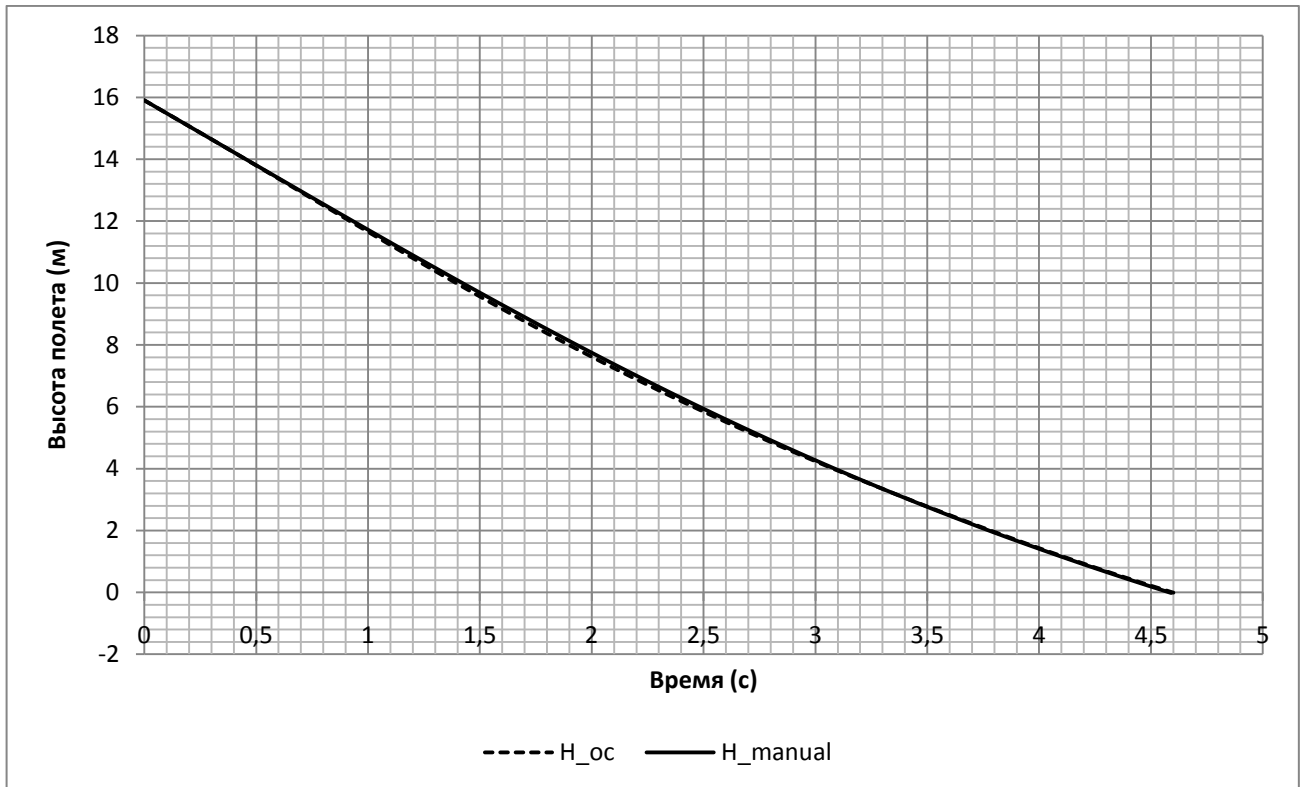
При решении данной задачи рассматриваются три варианта учета инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа:

1. Вариант 1: с учетом инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа;
2. Вариант 2: тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания (линейное уменьшение); с учетом инерционности привода руля высоты;
3. Вариант 3: тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания (линейное уменьшение); без учета инерционности привода руля высоты.

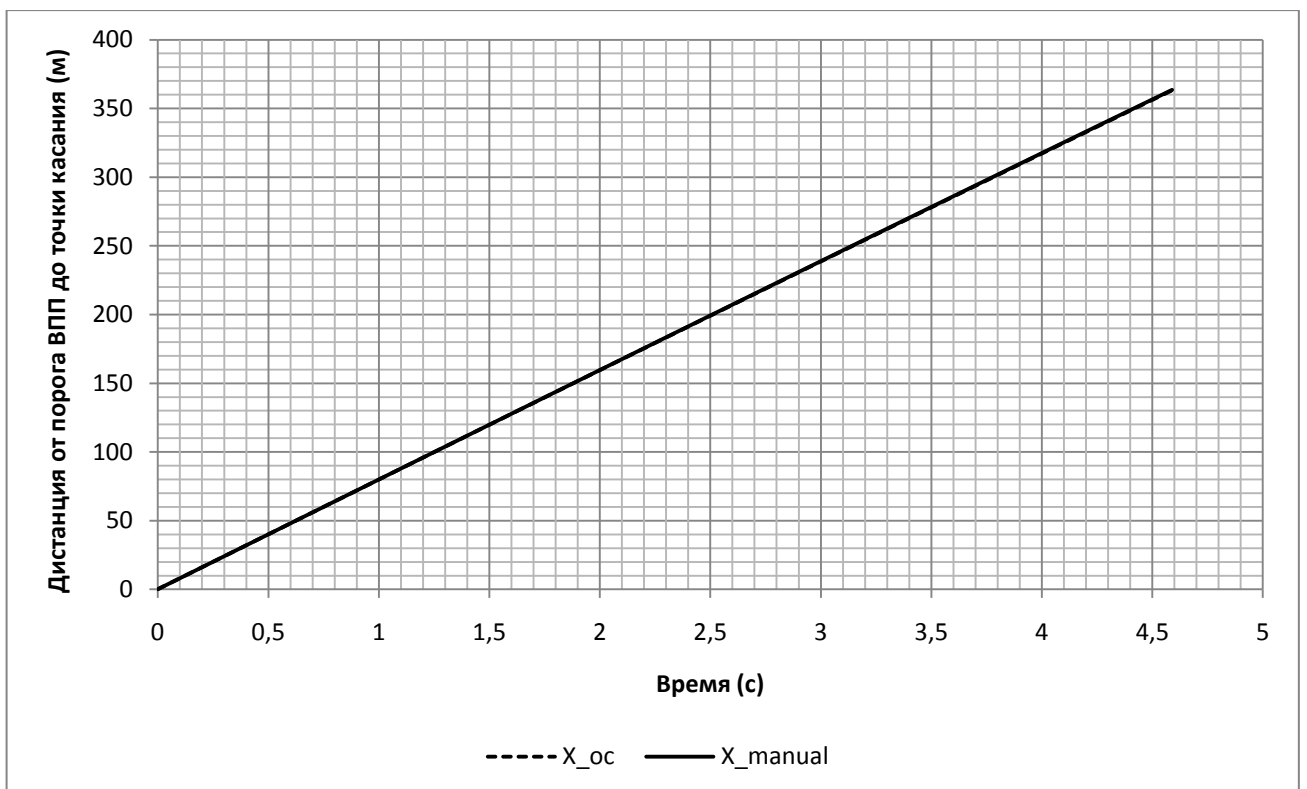
Изменения параметров векторов состояния и управления автоматического оптимального и ручного режимов приведены одновременно вместе на одних графиках с целью сравнения расхождения между ними.

На этих графиках пунктирные линии (линии с названием, обозначенным “_oc”) – параметры оптимального управления выравниванием, а нормальные (линии с названием, обозначенным “_manual”) – ручного выравнивания.

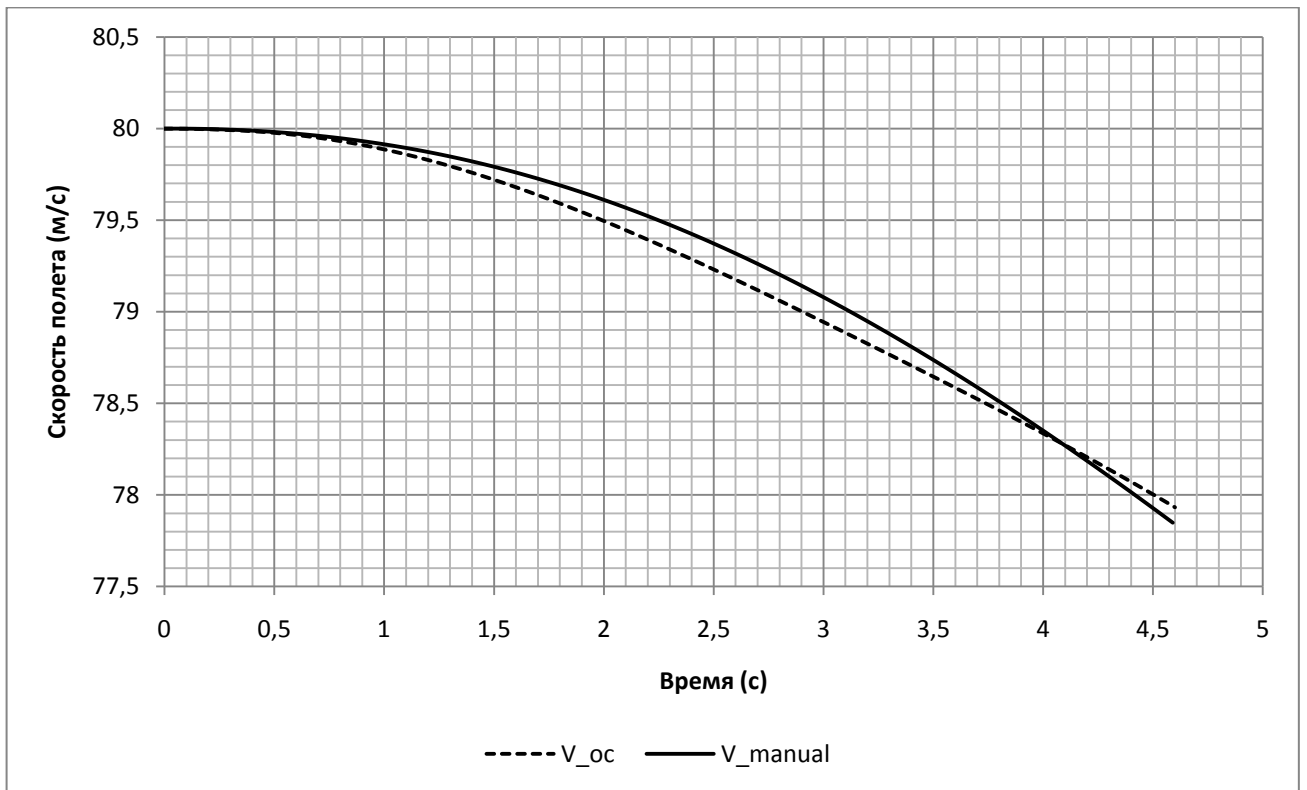
Вариант 1 – Автоматическое оптимальное управление выравниванием (с учетом инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа) и ручное управление



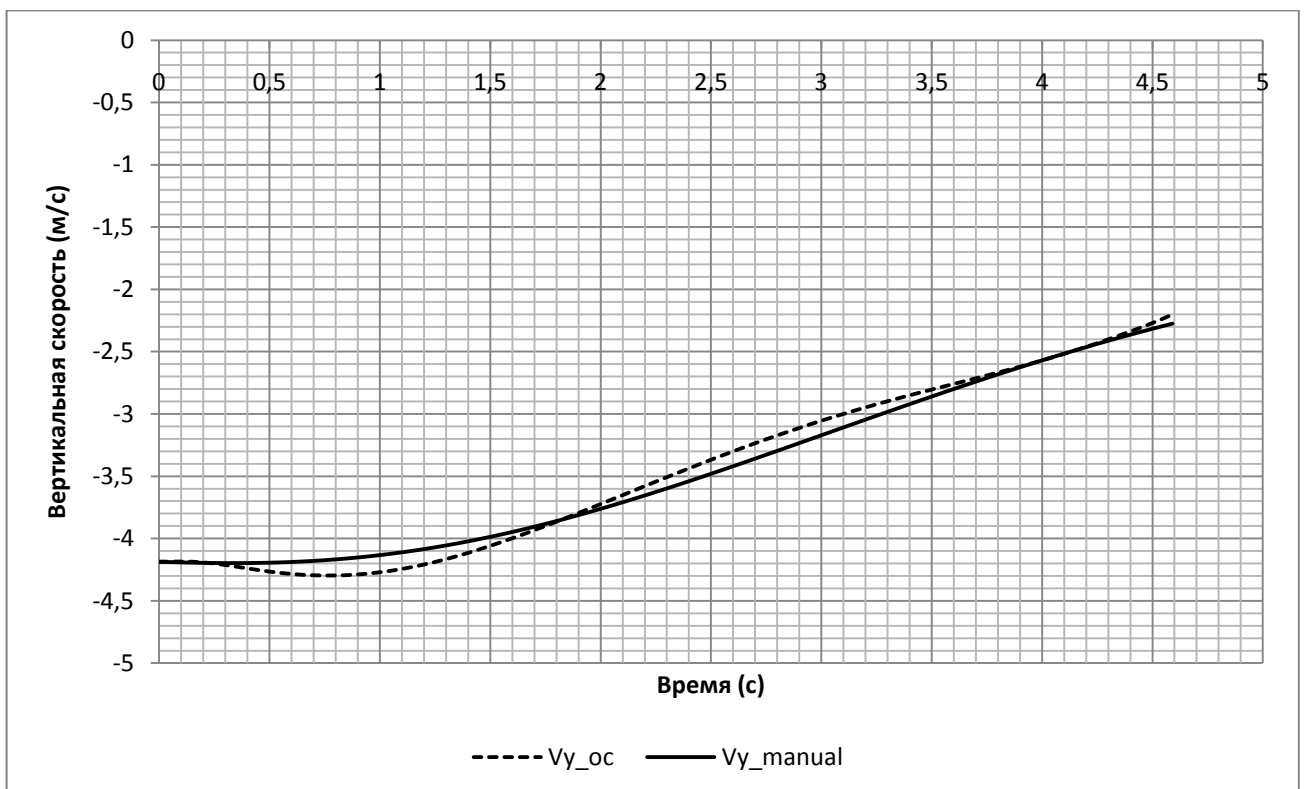
Изменение высоты полета при выравнивании (м)



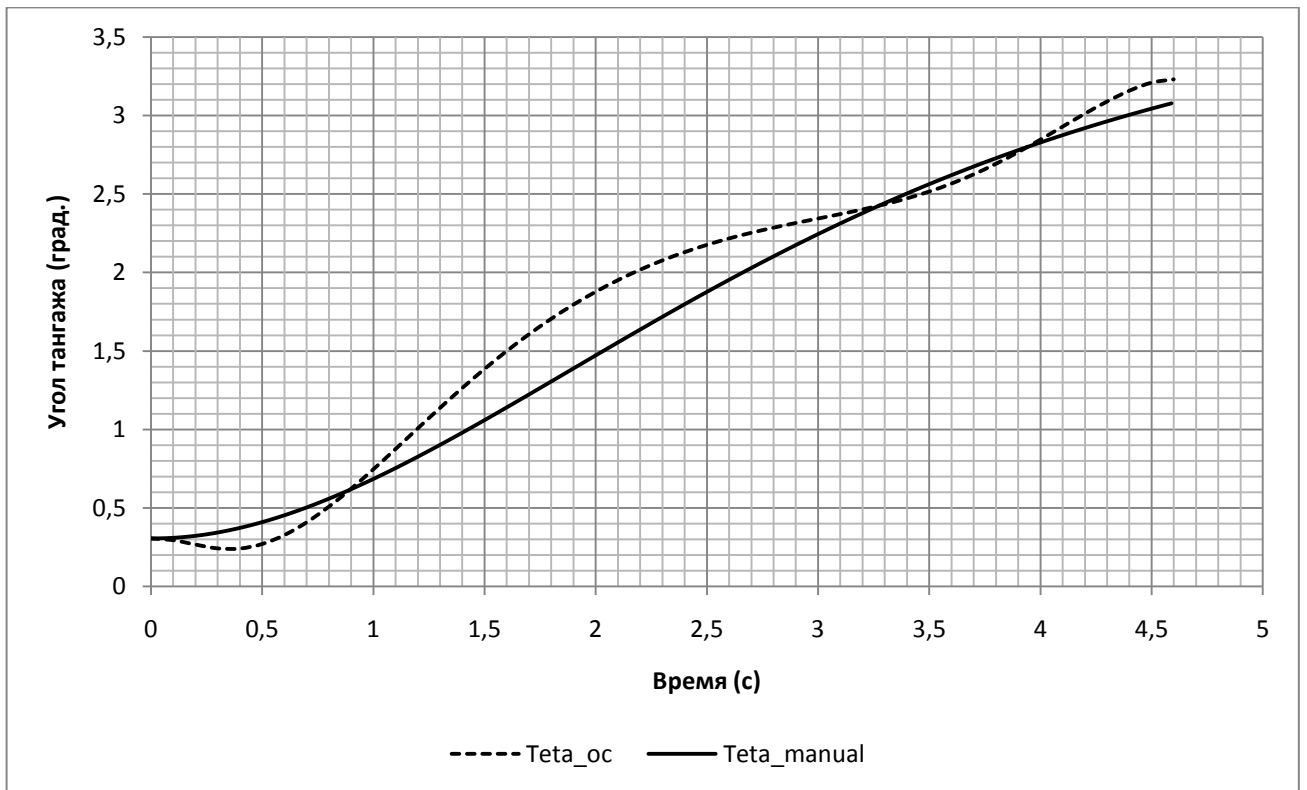
Дистанция от порога ВПП до точки касания – X (м)



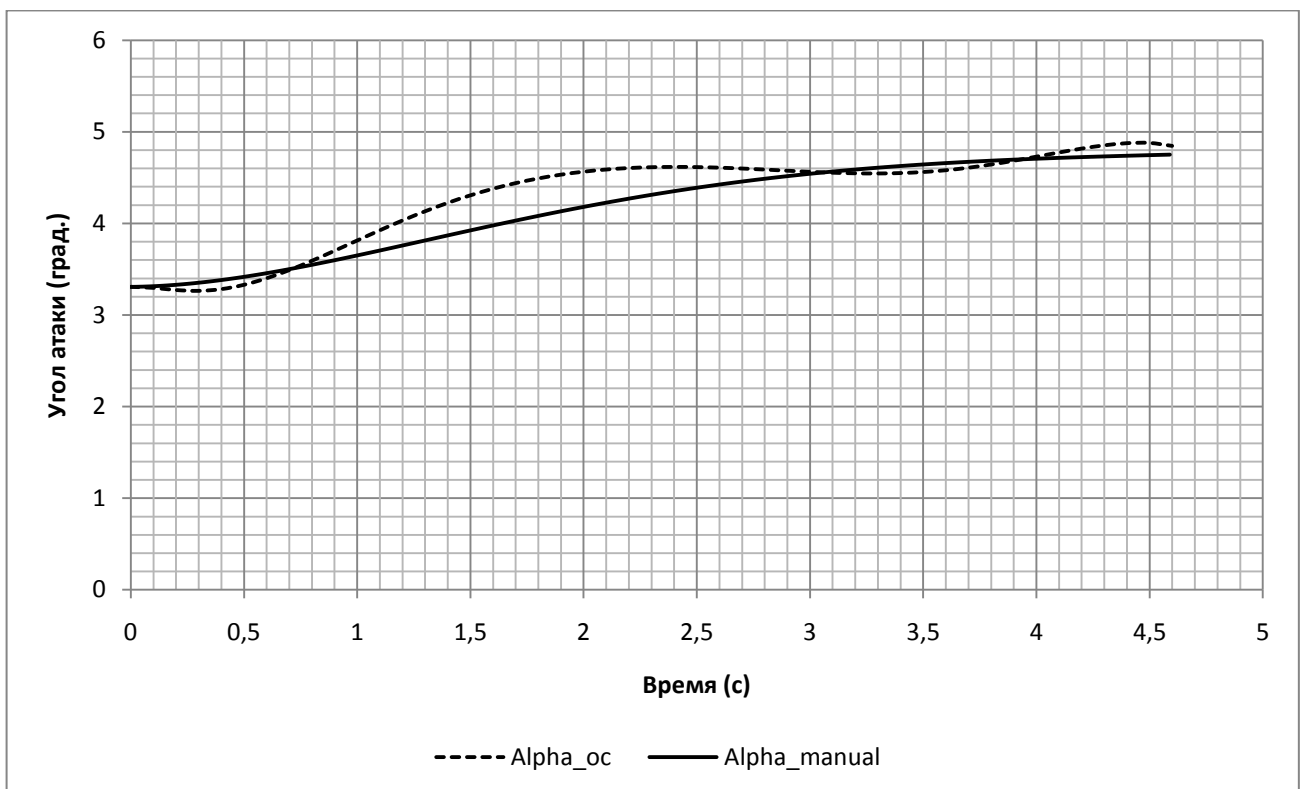
Траекторная скорость – V (м/с)



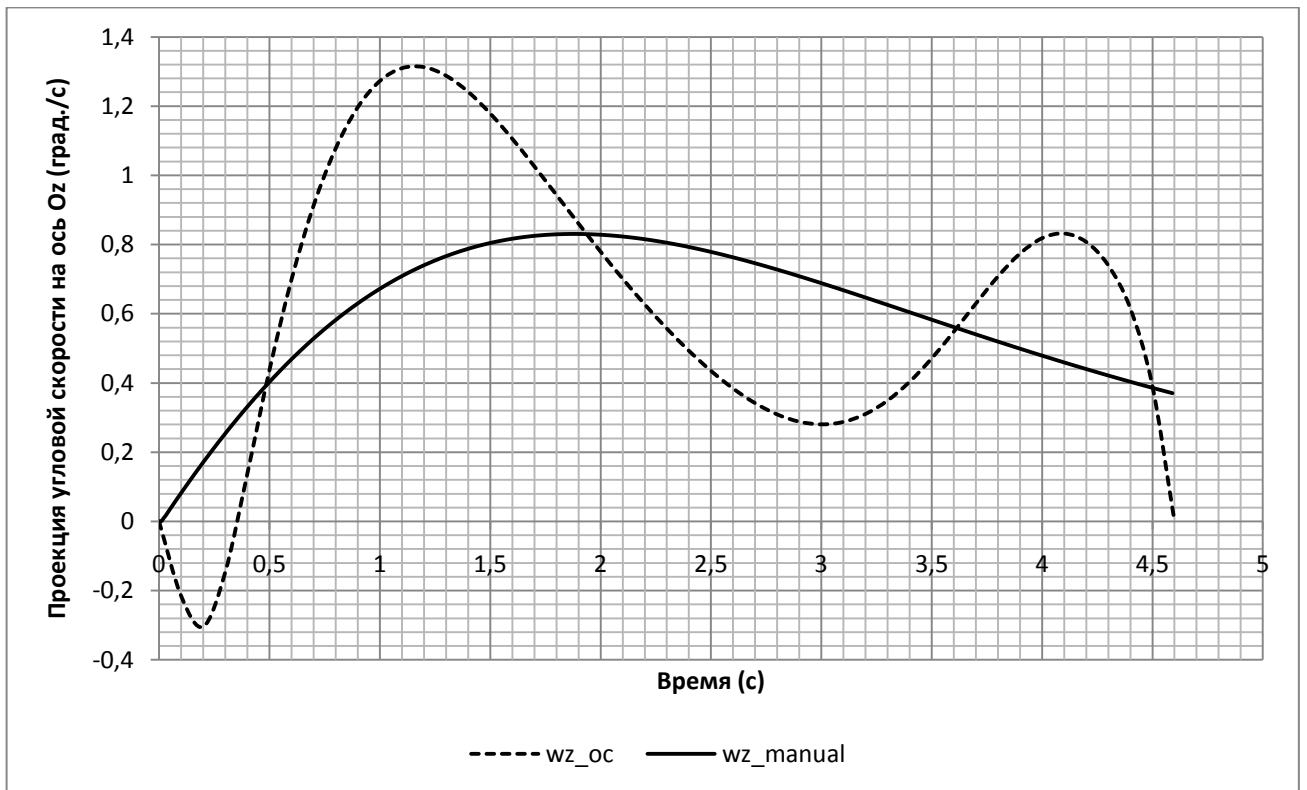
Вертикальная скорость – V_y (м/с): знак (-) указывает направление полета



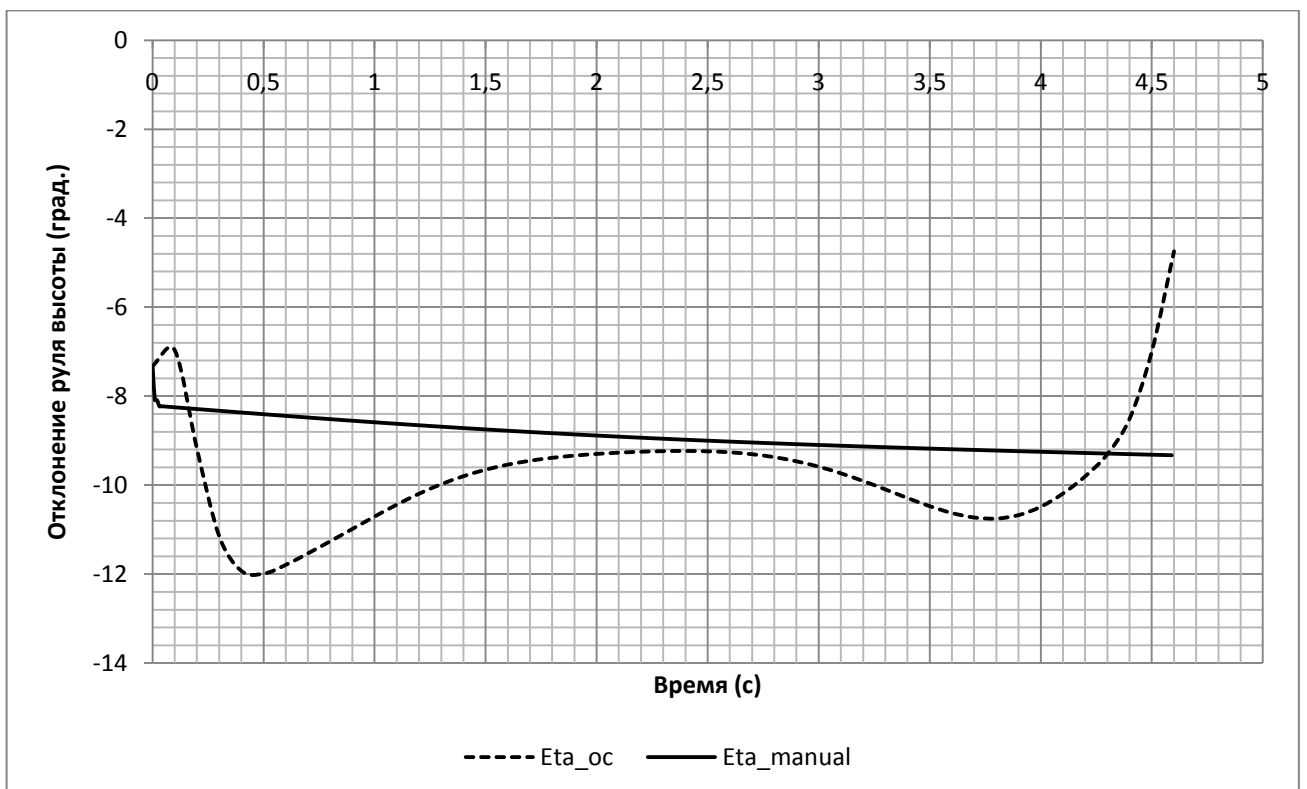
Угол тангажа – ϑ (град.)



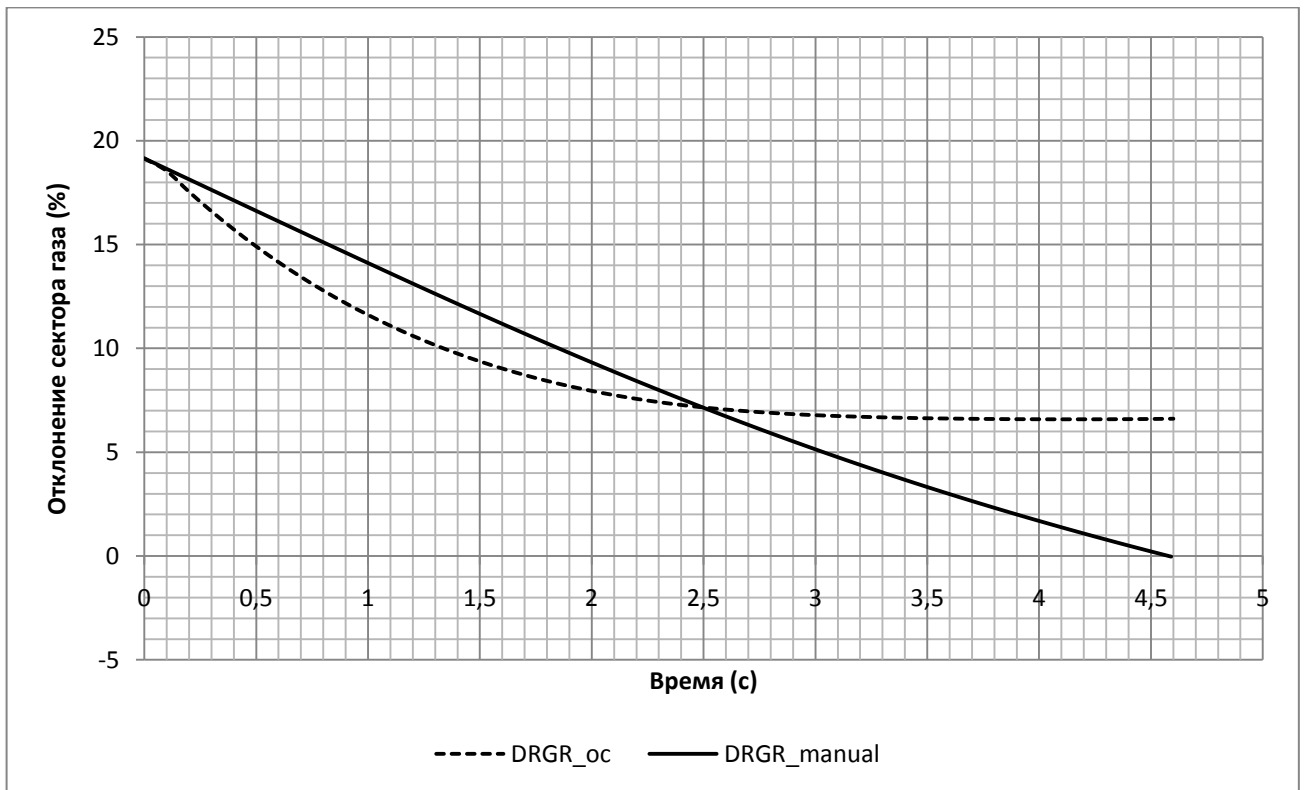
Угол атаки – α (град.)



Проекция угловой скорости на Oz – ω_z (град./с)

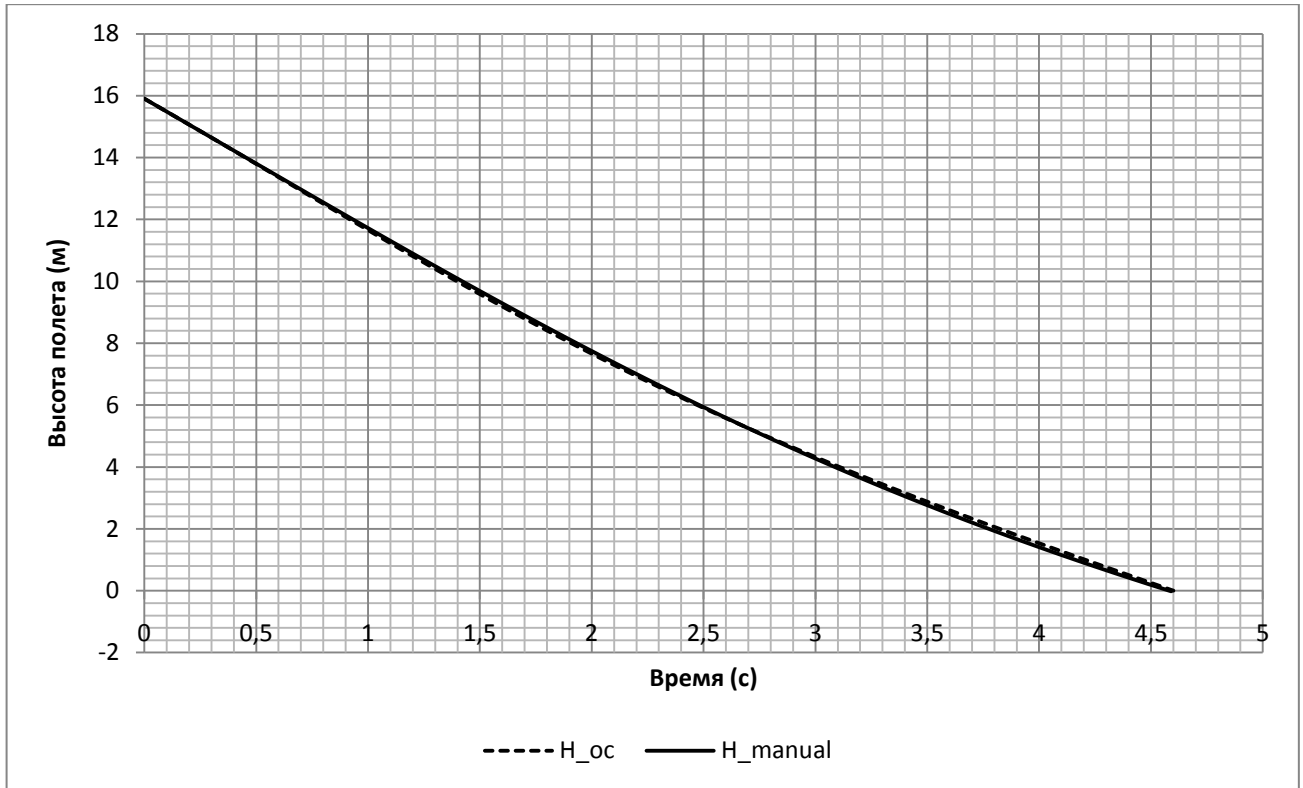


Отклонение руля высоты – δ_e (град.)

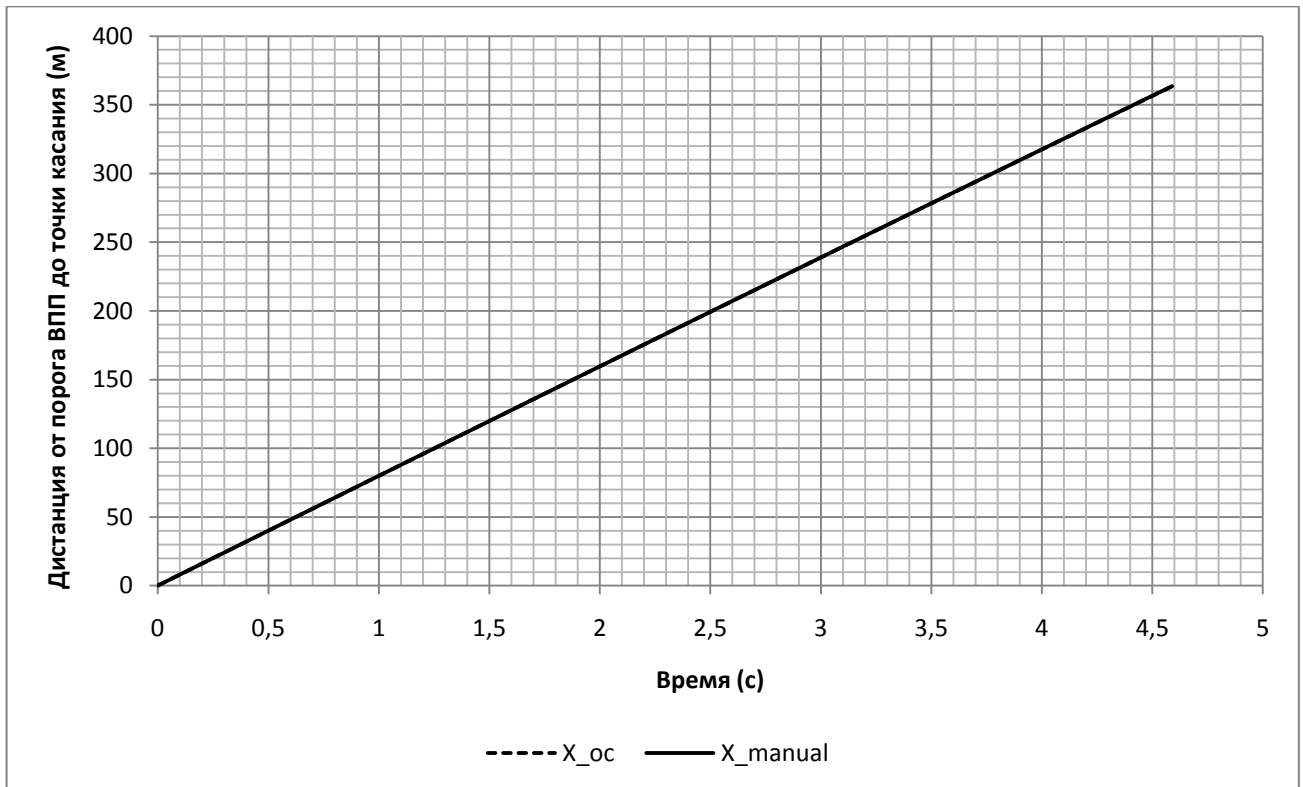


Отклонение сектора газа – δ_T (%)

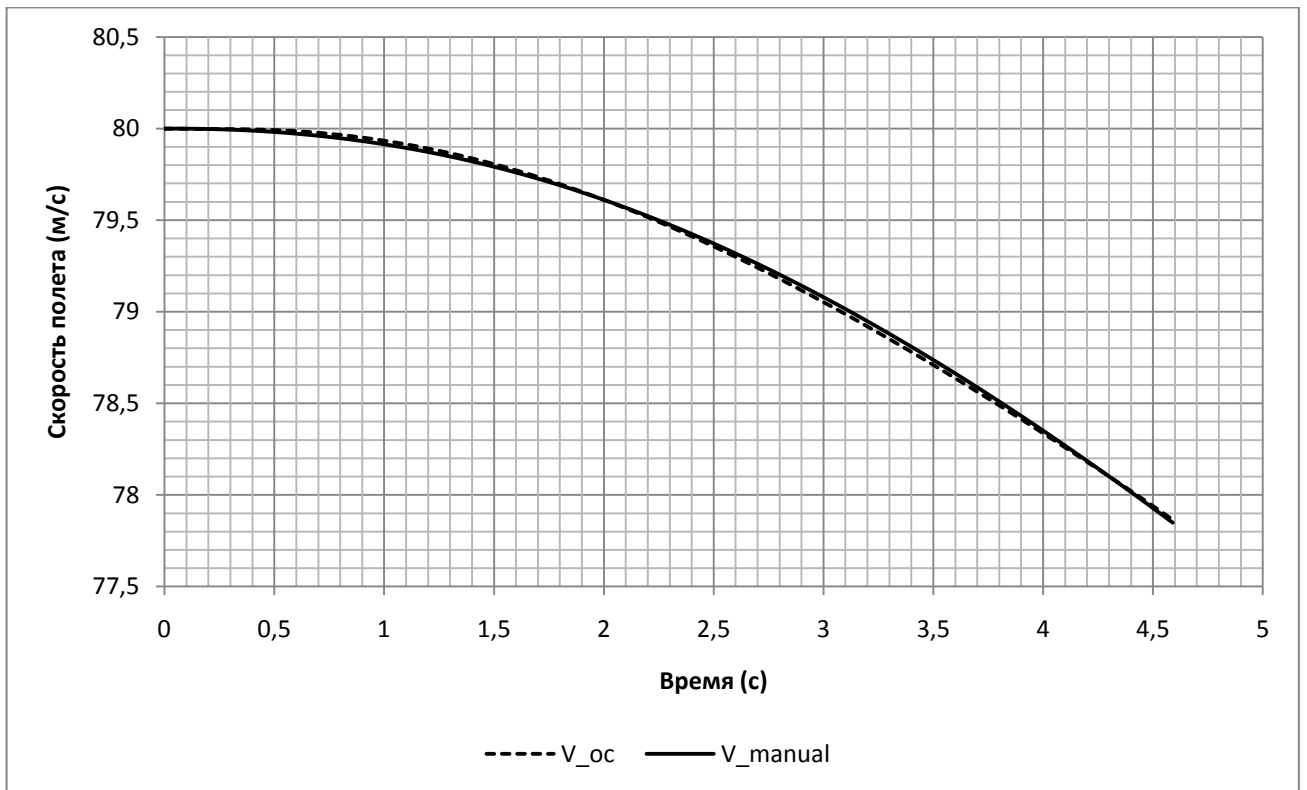
Вариант 2 – Автоматическое оптимальное управление выравниванием (тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания (линейное уменьшение); с учетом инерционности привода руля высоты) и ручное управление



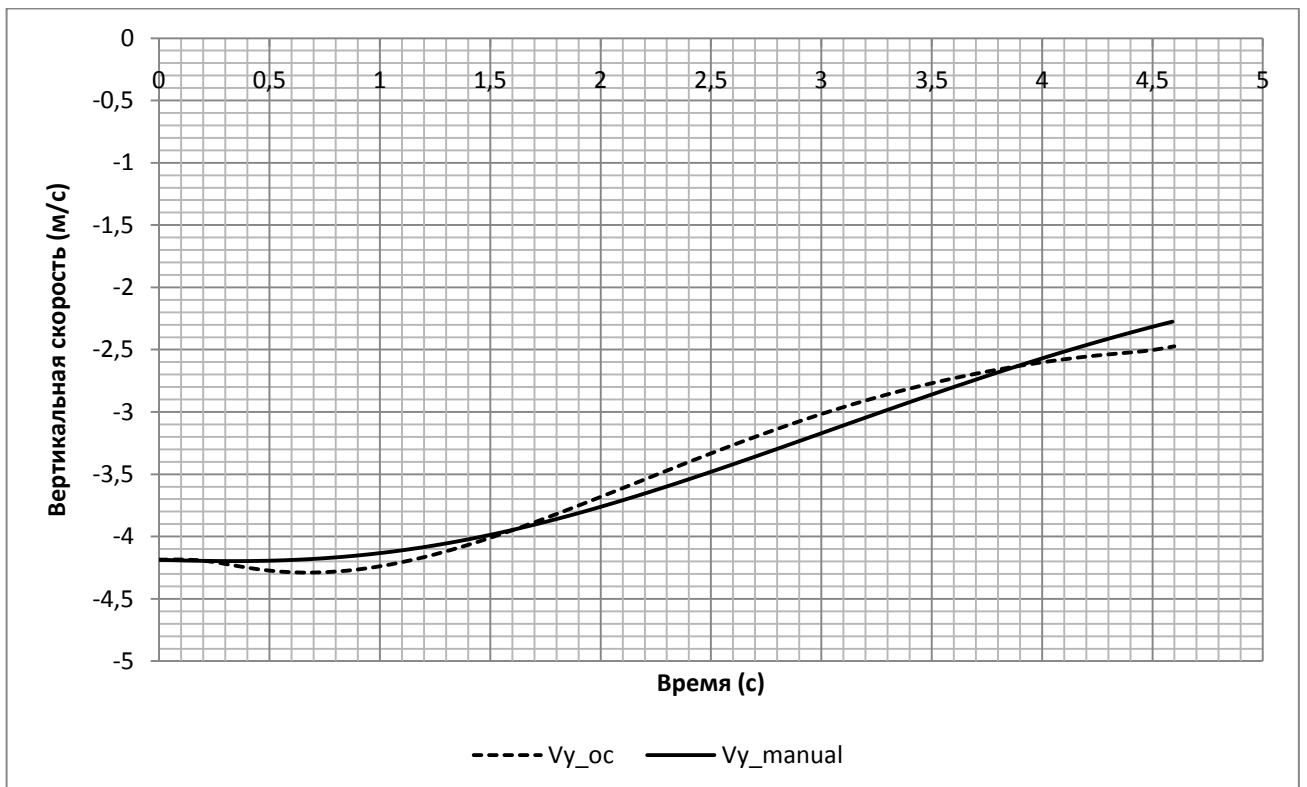
Изменение высоты полета при выравнивании (м)



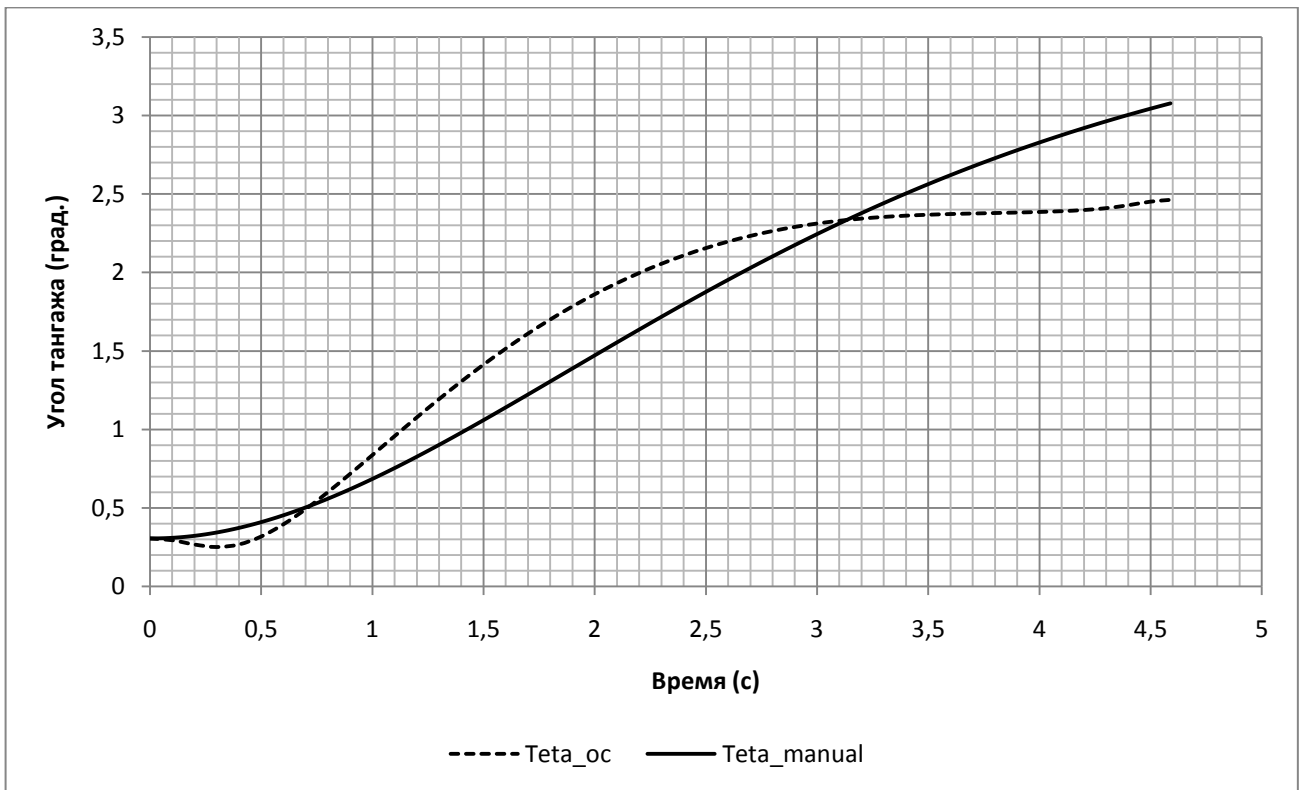
Дистанция от порога ВПП до точки касания – X (м)



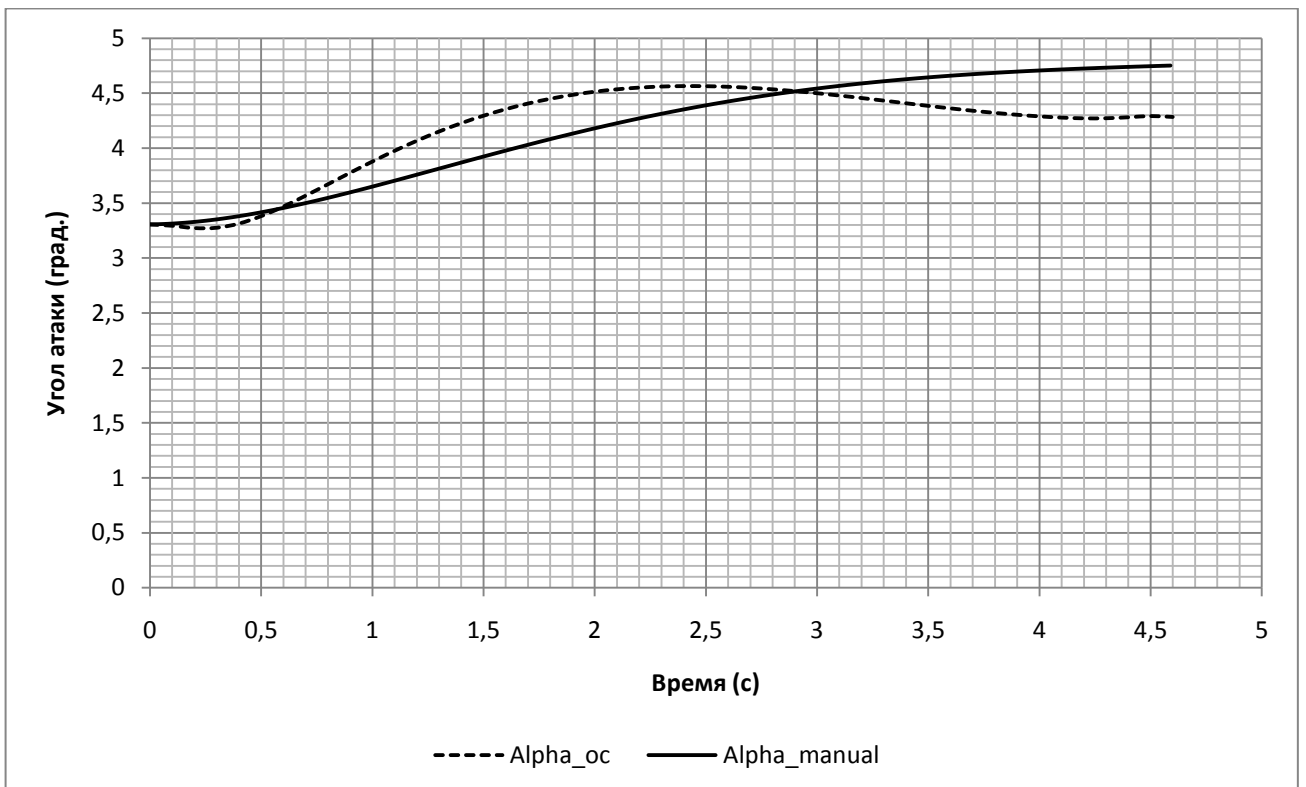
Траекторная скорость – V (м/с)



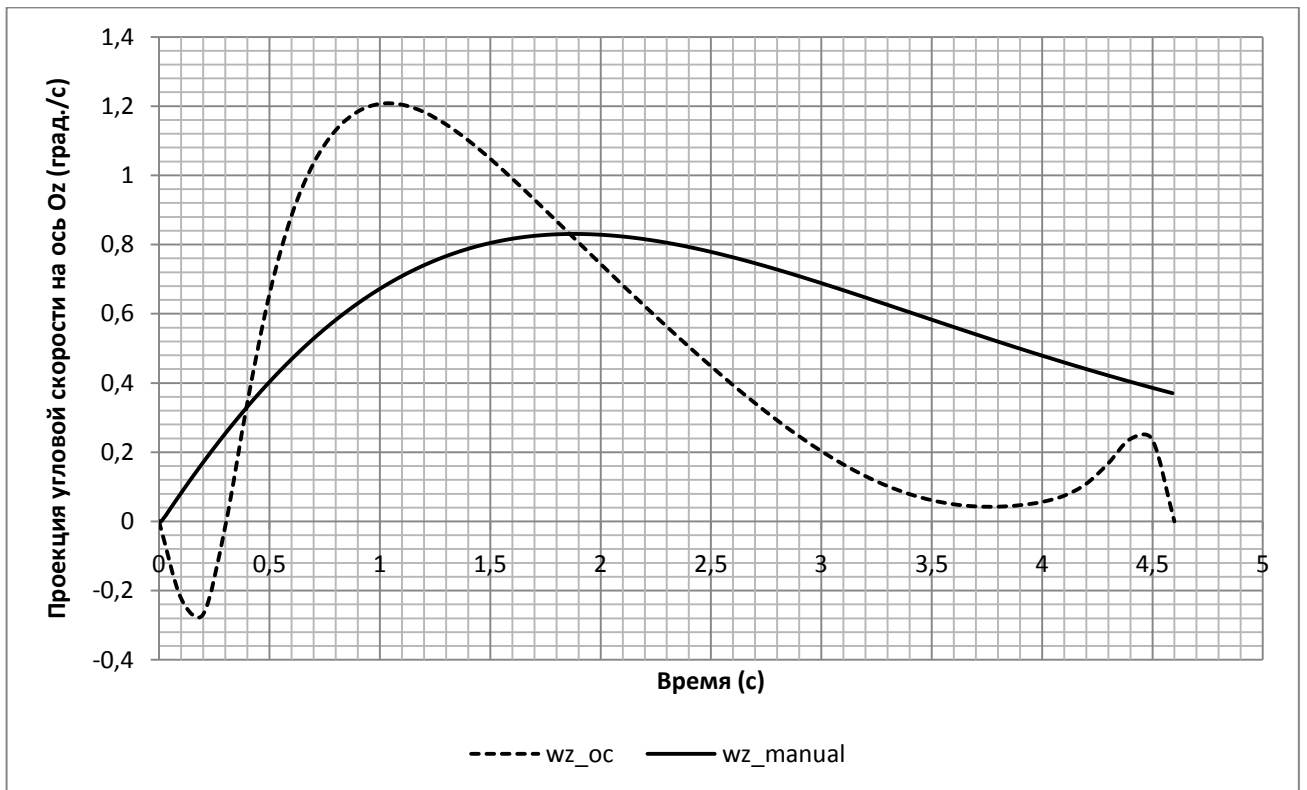
Вертикальная скорость – V_y (м/с): знак (-) указывает направление полета



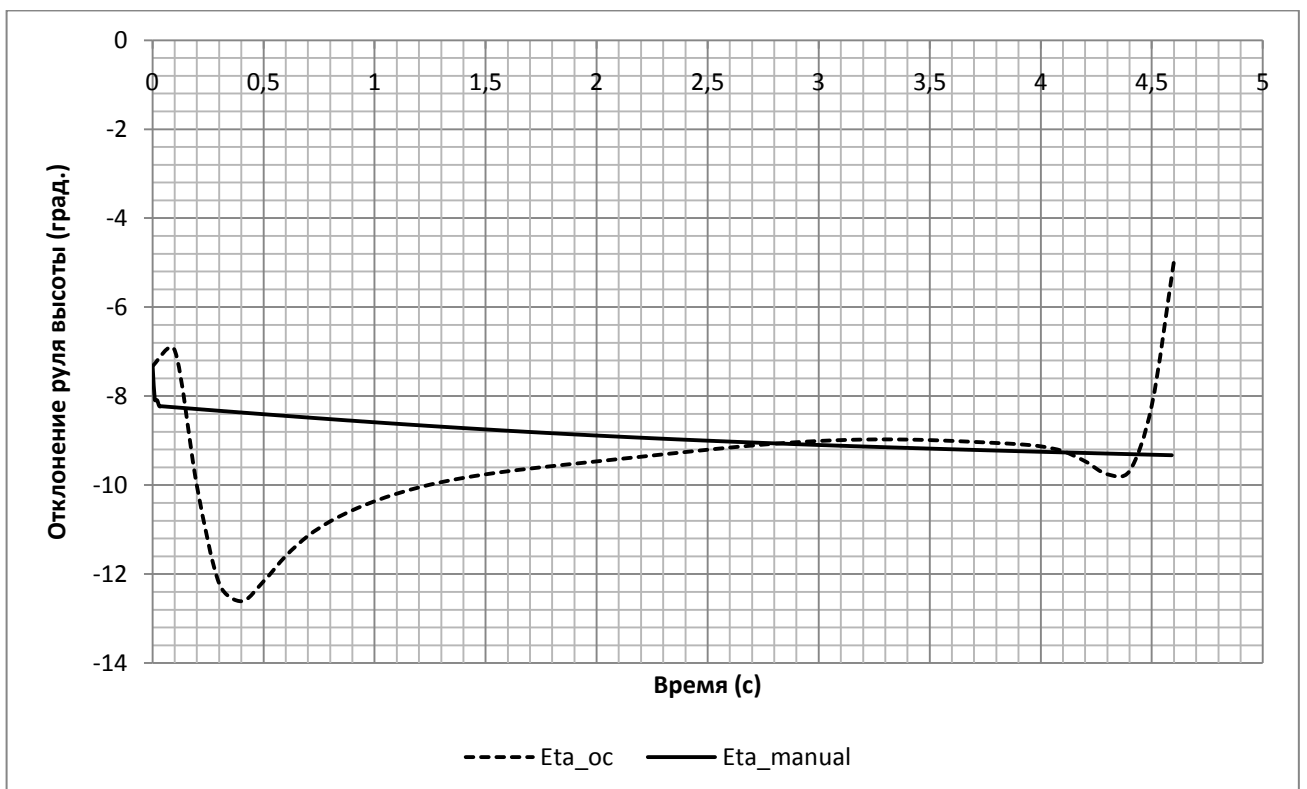
Угол тангажа – ϑ (град.)



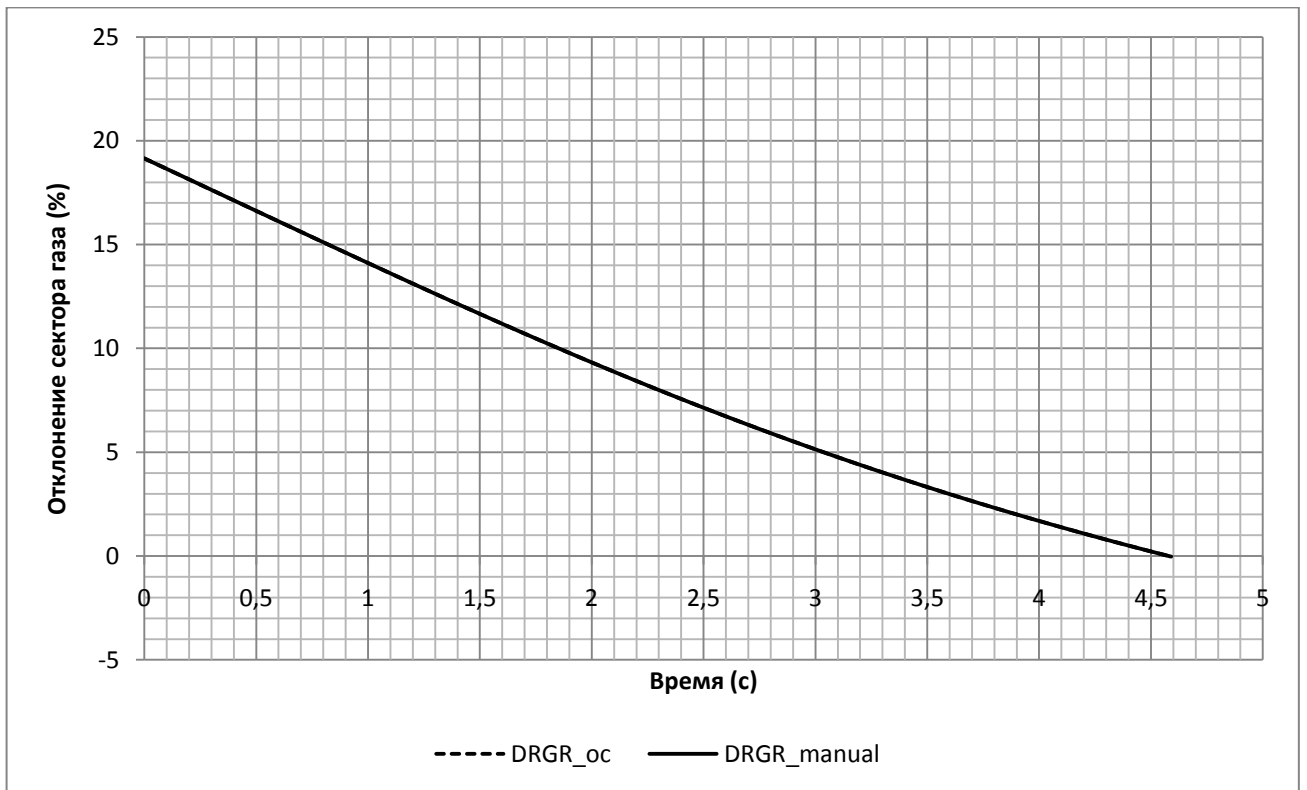
Угол атаки – α (град.)



Проекция угловой скорости на Oz – ω_z (град./с)

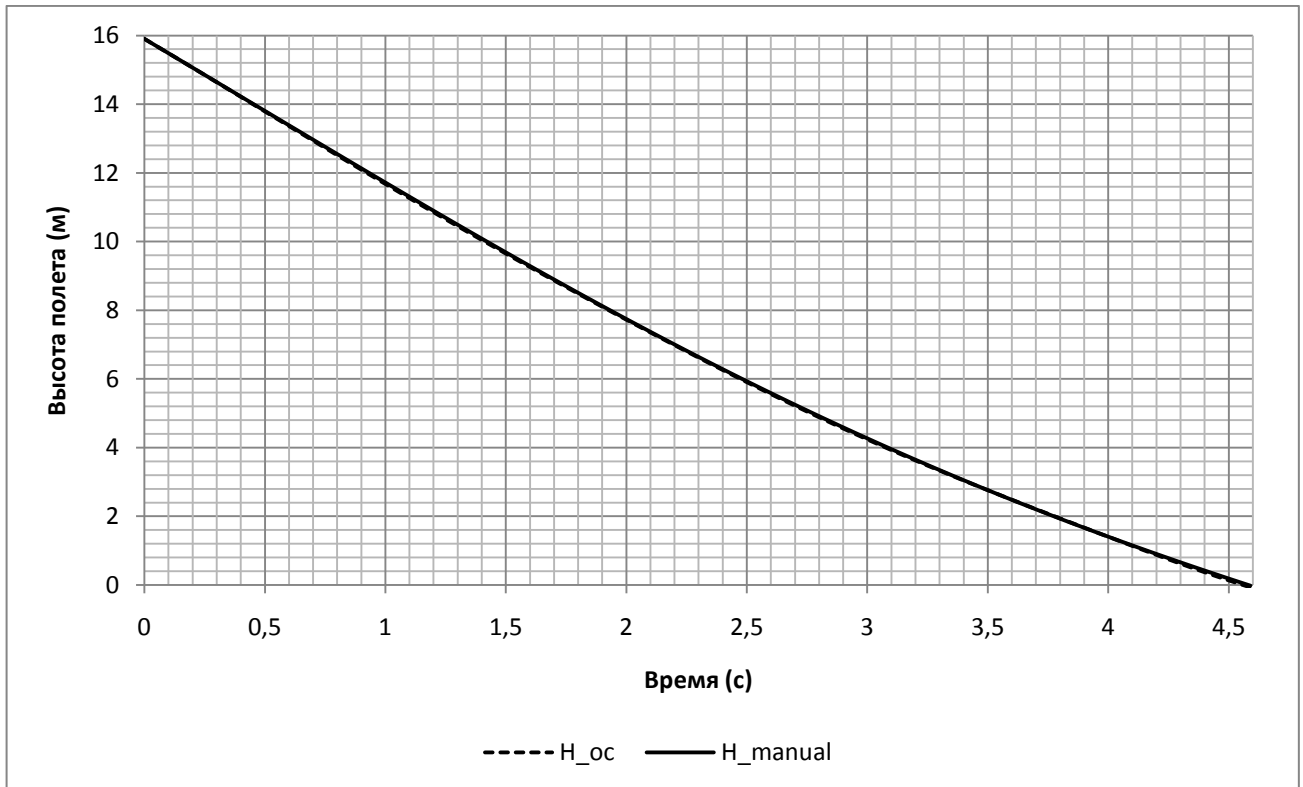


Отклонение руля высоты – δ_v (град.)

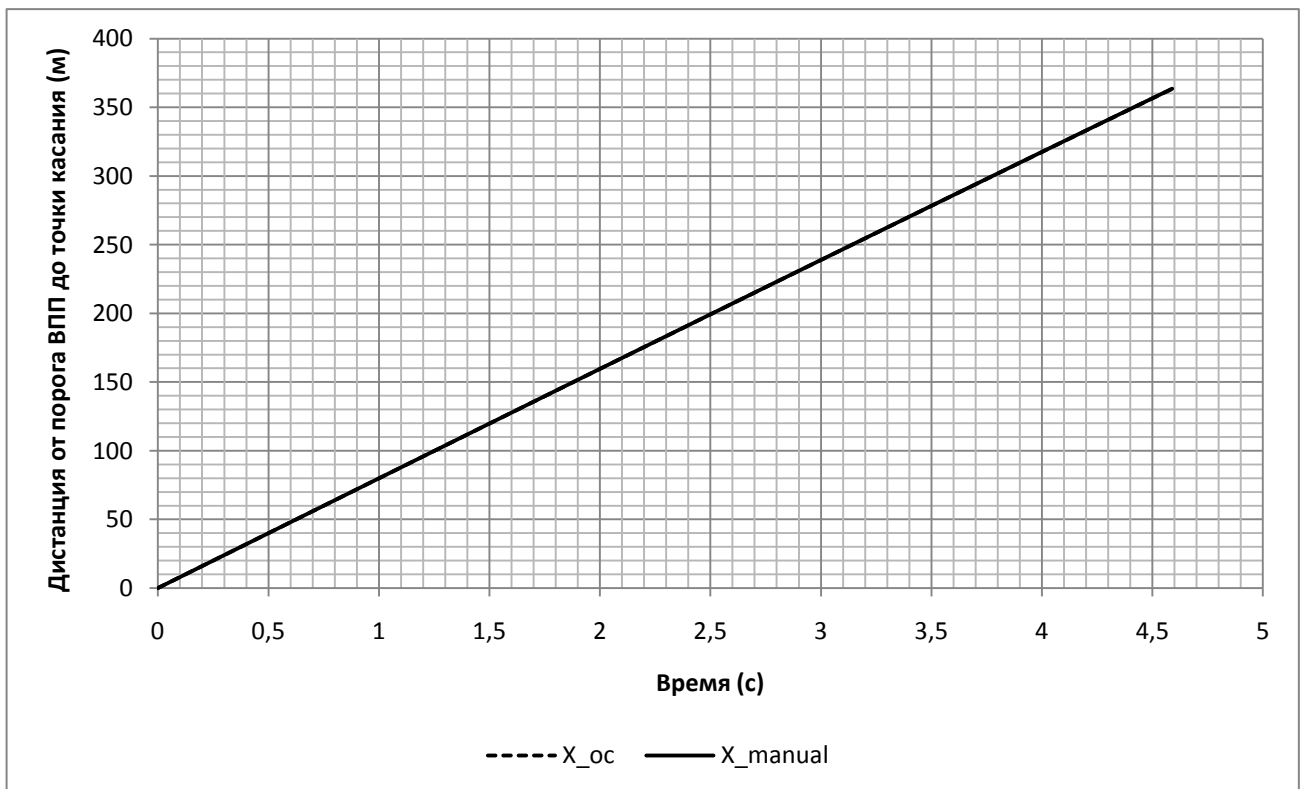


Отклонение сектора газа – δ_T (%)

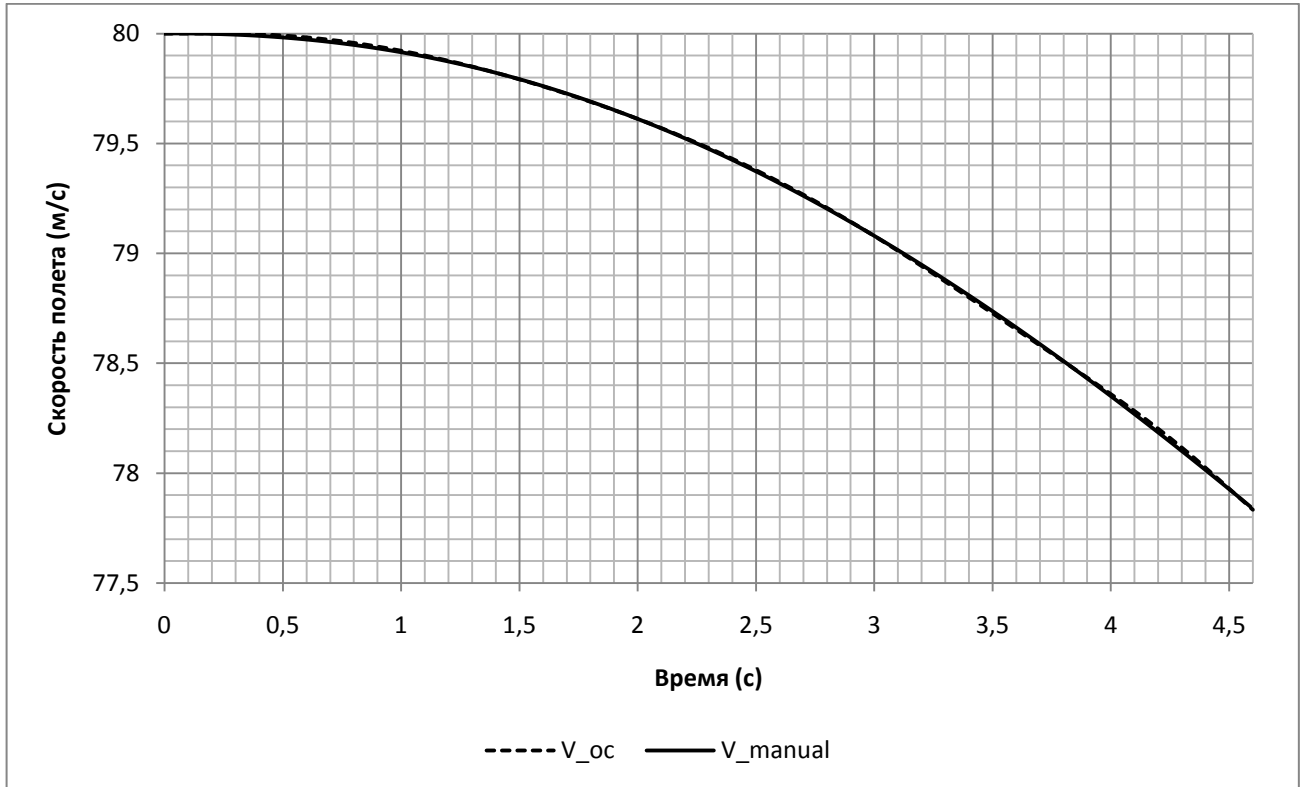
Вариант 3 – Автоматическое оптимальное управление выравниванием (тяги оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания; без учета инерционности привода руля высоты) и ручное управление



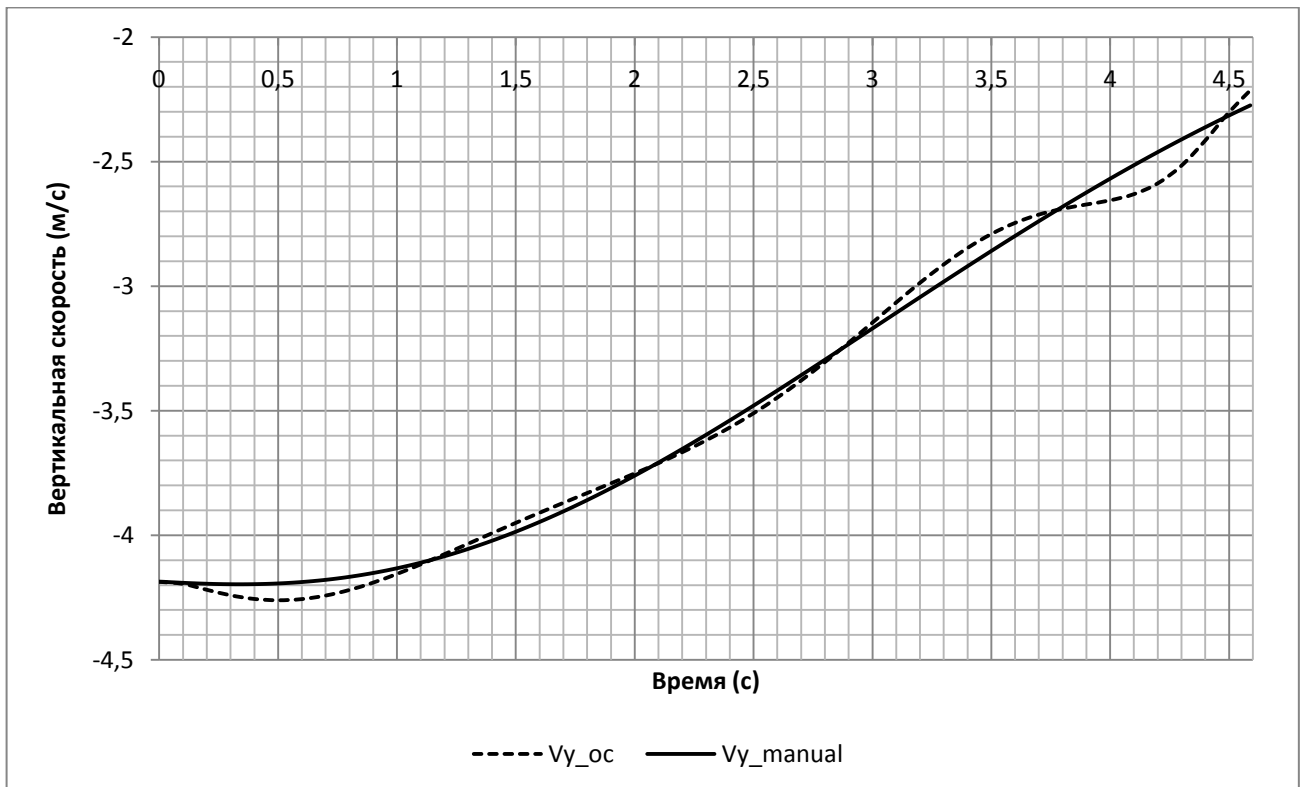
Изменение высоты полета при выравнивании (м)



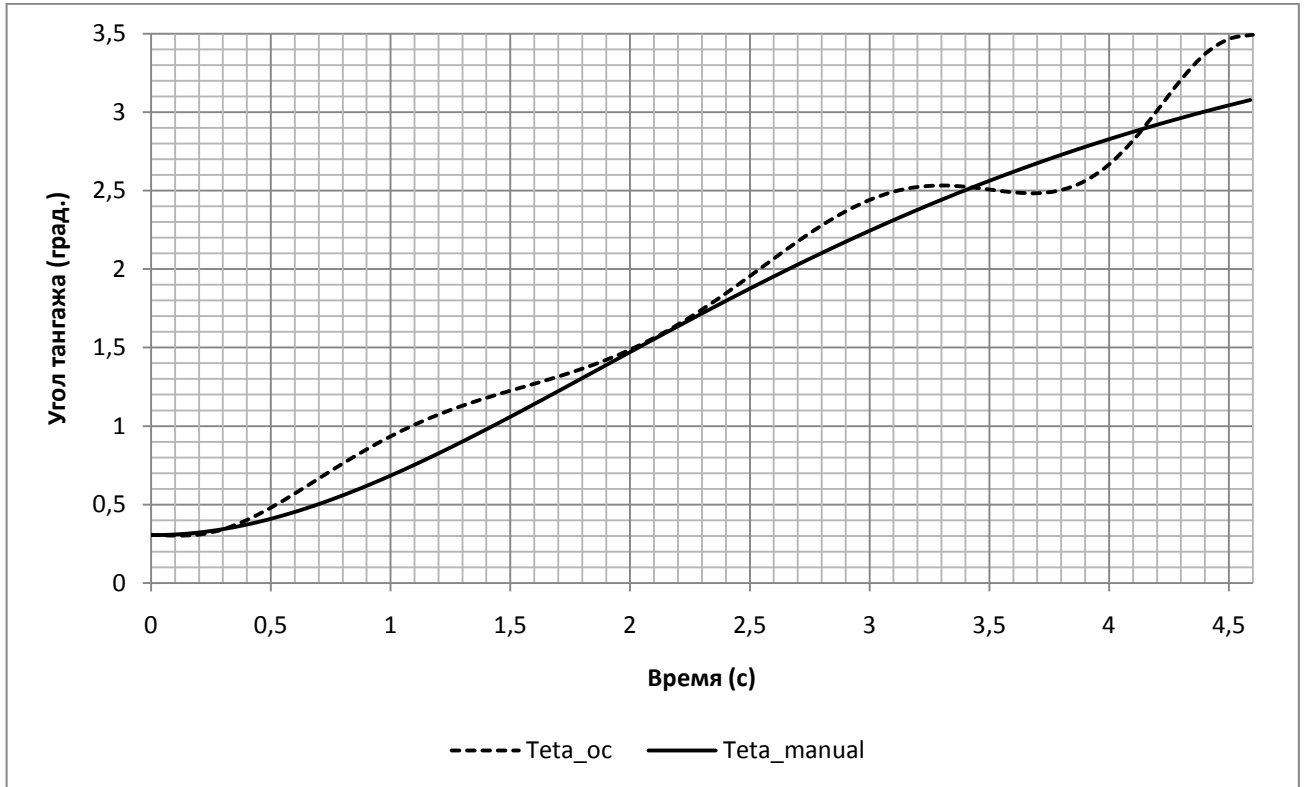
Дистанция от порога ВПП до точки касания – X (м)



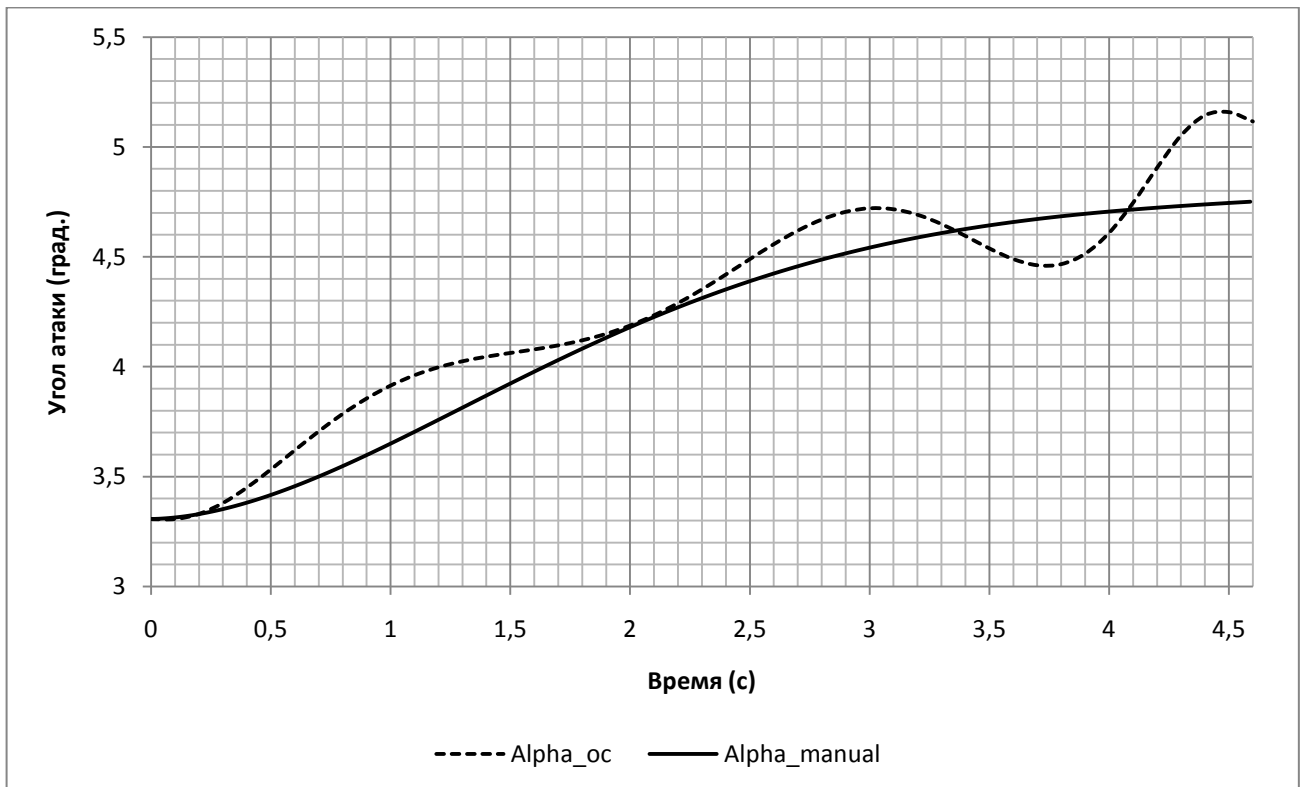
Траекторная скорость – V (м/с)



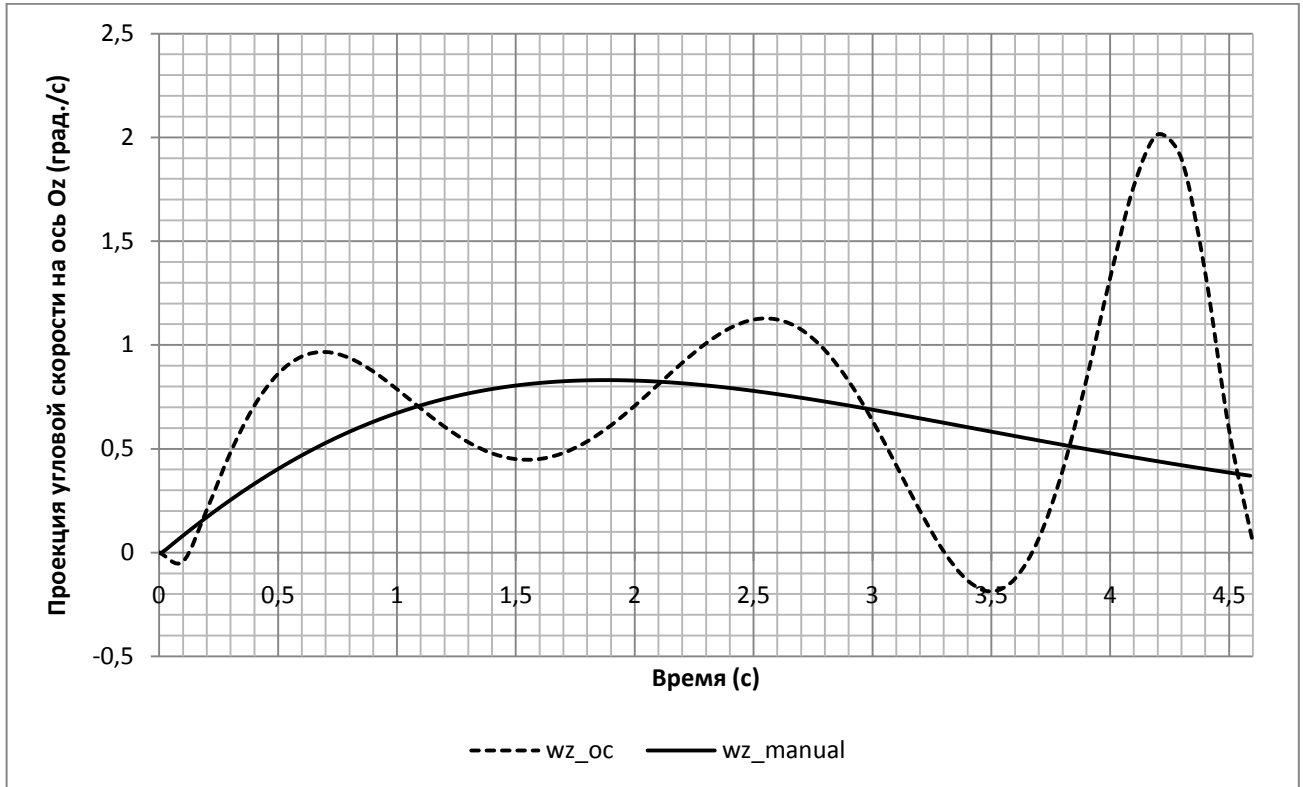
Вертикальная скорость – V_y (м/с): знак (-) указывает направление полета



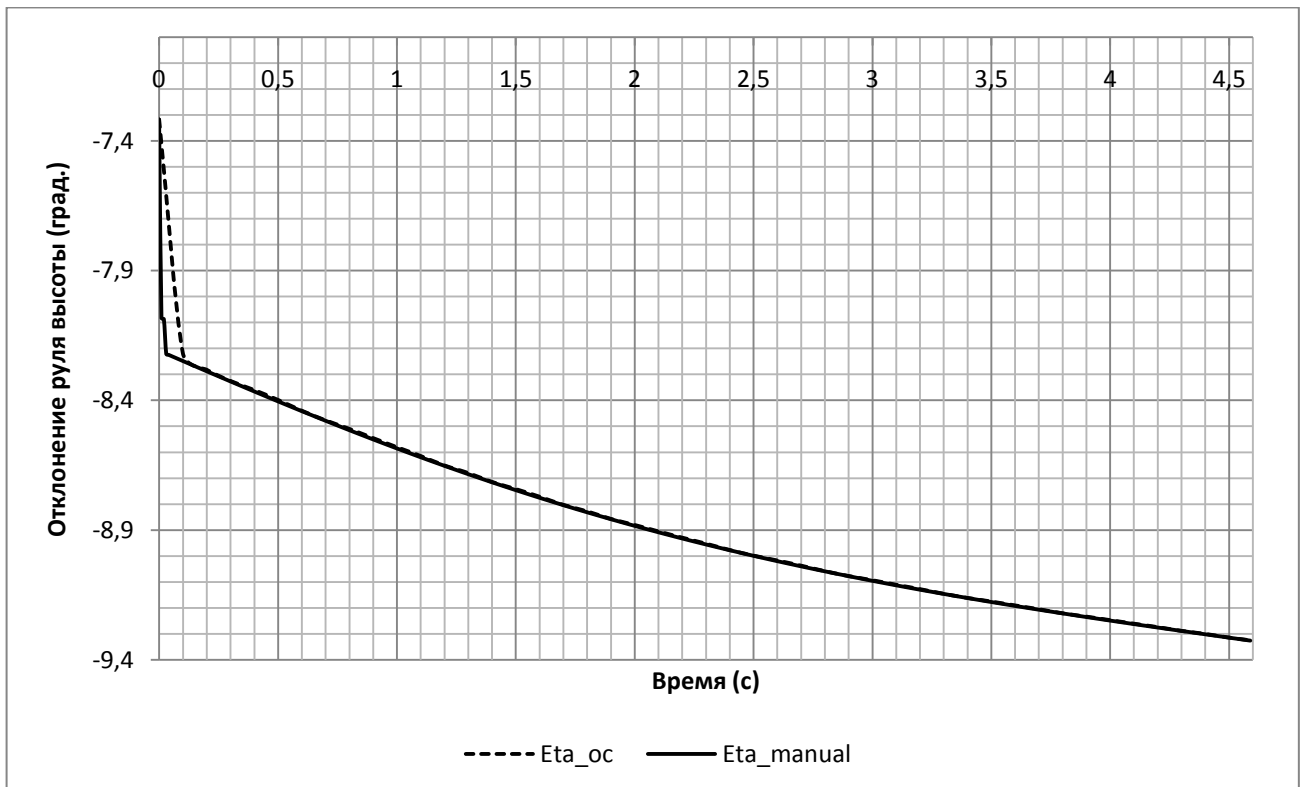
Угол тангажа – ϑ (град.)



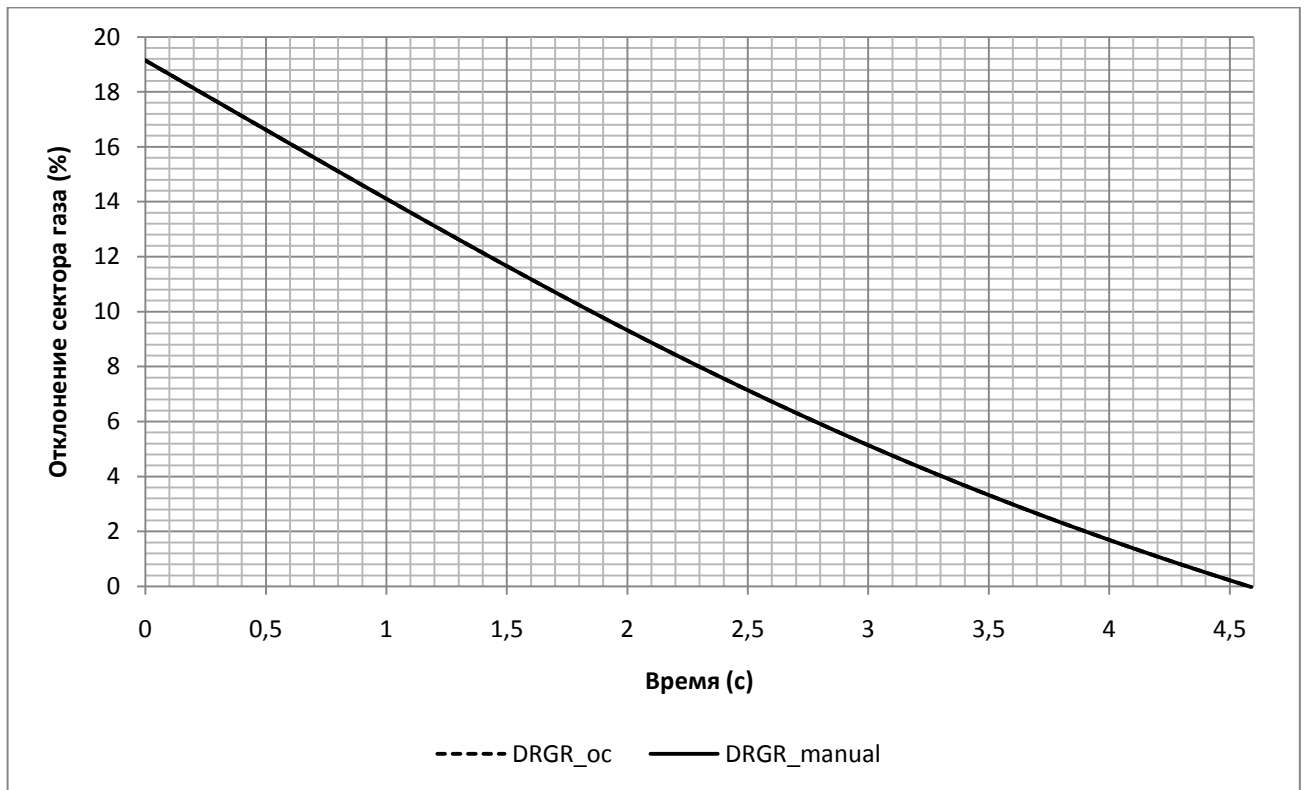
Угол атаки – α (град.)



Проекция угловой скорости на Oz – ω_z (град./с)



Отклонение руля высоты – δ_v (град.)



Отклонение сектора газа – δ_T (%)