

Министерство образования и науки Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное  
учреждение высшего образования

**«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(национальный исследовательский университет)»  
(МАИ)**

---

УДК 681.51(043), 629.7.05(043)

*На правах рукописи*



**Евдокимчик Егор Александрович**

**СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ  
СТОЛКНОВЕНИЯ САМОЛЕТА С ЗЕМЛЕЙ  
НА ОСНОВЕ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ  
ТРАЕКТОРИИ МАНЕВРА УКЛОНЕНИЯ**

Специальность 05.13.01

Системный анализ, управление и обработка информации  
(авиационная и ракетно-космическая техника)

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
кандидат технических наук, доцент  
**Елисеев Валерий Дмитриевич**

Москва – 2017

**ОГЛАВЛЕНИЕ**

ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1 СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ЗЕМЛЕЙ И ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ИХ ФОРМИРОВАНИЯ .....	10
1.1 Проблема столкновения с землей в управляемом полете.....	10
1.2 Обзор систем предупреждения столкновения с землей.....	13
1.3 Обзор алгоритмов определения опасной близости земли .....	16
1.4 Постановка задачи .....	31
1.5 Выводы по главе 1.....	32
ГЛАВА 2 ОБЪЕКТ УПРАВЛЕНИЯ, ВНУТРЕННИЕ КОНТУРЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ .....	34
2.1 Уравнения пространственного движения.....	35
2.2 Силы и моменты.....	41
2.3 Внутренние контуры управления.....	42
2.4 Формирование астатических систем управления на основе модально-инвариантной подсистемы .....	45
2.4.1 Синтез статической модально-инвариантной системы управления .....	46
2.4.2 Синтез астатической системы управления.....	48
2.4.3 Синтез контура управления нормальной перегрузкой .....	51
2.5 Выводы по главе 2.....	61
ГЛАВА 3 ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ .....	62
3.1 Алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей.....	63
3.1.1 Первая фаза маневра уклонения, стратегии управления .....	63
3.1.1.1 Формирование заданного значения нормальной перегрузки.....	67

3.1.1.2	Формирование заданного значения угла крена .....	87
3.1.1.3	Управление тягой двигателя.....	92
3.1.2	Вторая фаза маневра уклонения.....	95
3.1.3	Логика работы и структурная схема алгоритма управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей .....	97
3.2	Алгоритмы прогнозирования траектории движения и активации системы.....	100
3.2.1	Бортовая модель замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» и методика ее формирования.....	102
3.2.1.1	Упрощение уравнений движения летательного аппарата.....	102
3.2.1.2	Аппроксимация характеристик переходных процессов, обусловленных отработкой нормальной перегрузки .....	104
3.2.1.3	Аппроксимация переходных процессов, обусловленных изменением режима работы двигателя.....	110
3.2.1.4	Аппроксимация переходных процессов, обусловленных отработкой угла крена .....	118
3.2.1.5	Вычисление приборной скорости и определение начальных условий .....	121
3.2.2	Прогнозирование траектории движения и определение момента активации системы .....	124
3.2.3	Блок-схемы алгоритмов прогнозирования траектории движения и активации системы.....	128
3.3	Функционирование системы.....	132
3.4	Выводы по главе 3.....	133
<b>ГЛАВА 4 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ</b>		
<b>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ .....</b>		
4.1	Математическая модель летательного аппарата.....	136
4.2	Типовые примеры исполнения маневра уклонения от столкновения с землей и прогнозирования траектории движения .....	142
4.3	Обобщенные характеристики работы системы .....	163

4.4	Пример компенсации ошибок измерения датчиков.....	166
4.5	Пример компенсации ветровых воздействий.....	168
4.6	Результаты математического моделирования.....	170
4.7	Выводы по главе 4.....	172
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....		173
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....		176

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность работы.** Столкновение с землей в управляемом полете остается серьезной проблемой для летательных аппаратов (ЛА) гражданской и военной авиации. Большое количество человеческих жертв и существенные финансовые убытки, вызванные катастрофами, причиной которых стало столкновение с землей в управляемом полете, показали необходимость разработки и обязательного внедрения систем, способных формировать предупреждение об опасной близости земли. Системы по предупреждению столкновения с землей для гражданского сектора авиации разрабатываются уже несколько десятилетий. Подходы, используемые для гражданских ЛА, имеют ограниченное применение для высокоманевренных ЛА военной авиации, пилотируемых вблизи земли. Для систем, в которых осуществляется звуковое, световое или иное предупреждение летчика об опасной близости земли, а маневр уклонения выполняется летчиком вручную, человек является ограничивающим элементом: летчик не всегда может распознать предупреждение, соответствующим образом отреагировать на него, маневр уклонения даже одним и тем же летчиком в одной и той же ситуации может быть исполнен различным образом. Исключение человеческого фактора возможно лишь при применении автоматических систем, не зависящих от реакции летчика. Перспективное направление построения систем по предупреждению столкновения с землей связано с прогнозированием траектории движения ЛА, определяемой набором взаимосвязанных маневров, направленных на уклонение от рельефа местности. Достаточная точность прогнозирования траектории может быть достигнута путем интегрирования дифференциальных уравнений движения математической модели замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» с учетом статических и динамических характеристик.

**Цель работы.** Целью работы является повышение безопасности пилотирования самолетов (в том числе высокоманевренных) вблизи земли за счет совершенствования системы предупреждения столкновения с землей,

автоматически выполняющей маневр уклонения при обнаружении потенциально опасной ситуации.

**Объект исследований.** Объектом исследований являются система управления маневренным летательным аппаратом, обеспечивающая выполнение маневра уклонения от столкновения с землей, и способ определения момента активации системы на основе прогнозирования траектории маневра уклонения.

**На защиту выносятся следующие основные научные положения:**

1. Алгоритм управления летательным аппаратом при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей.
2. Методика формирования и определения параметров упрощенной математической модели движения замкнутой системы «летательный аппарат – система управления», используемой на борту для прогнозирования траектории маневра уклонения и активации системы предупреждения столкновения с землей.
3. Способ формирования структуры астатических систем управления на основе модально-инвариантной подсистемы.

**Научная новизна** полученных результатов состоит в следующем.

1. Разработанный алгоритм управления предусматривает возможность автоматического выполнения маневра уклонения от столкновения с землей с помощью двух стратегий управления. Первая известная стратегия заключается в одновременном обнулении угла крена и отработке нормальной перегрузки, при этом если текущий угол крена по модулю больше некоторого угла упреждения по крену, то отрабатывается минимальная перегрузка, возможная при автоматическом управлении, в противоположном случае – максимальная перегрузка. Вторая введенная стратегия заключается в одновременной отработке максимальной нормальной перегрузки и отработке заданного угла крена, который составляет  $180^\circ$ , если текущий угол крена по модулю больше  $90^\circ$ , и равен  $0^\circ$  в противоположном случае. Для алгоритма управления по первой стратегии управления определена зависимость угла упреждения по крену от соотношения быстродействий контуров отработки нормальной перегрузки и угла крена. Показано, что при выбранной таким образом величине угла упреждения по крену

потеря высоты за маневр уклонения будет близка к минимальной. Использование второй стратегии управления позволяет уменьшить величину потери высоты за маневр уклонения при больших углах крена и тангажа. Выбор конкретной стратегии управления осуществляется на этапе прогнозирования траекторий движения.

2. Предложенная методика формирования и определения параметров бортовой математической модели движения замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» основана на упрощении дифференциальных уравнений, описывающих движение летательного аппарата, и аппроксимации характеристик переходных процессов по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам и углу крена при выполнении элементов маневра уклонения от столкновения с землей (при отработке заданной нормальной перегрузки, при изменении режима работы двигателя, при отработке заданного угла крена). Математическая модель позволяет прогнозировать траекторию движения и высоту завершения маневра уклонения для первой и второй стратегий управления и определять момент активации системы предупреждения столкновения с землей. Из двух возможных стратегий управления выбирается та, при которой обеспечивается меньшая потеря высоты за маневр уклонения.

3. Предложенный способ формирования структуры астатических систем управления заключается в предварительном формировании модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством на основе обобщенных методов модально-инвариантного управления с последующим ее замыканием обратной связью по управляемой координате. Полученная система отличается пониженной чувствительностью к вариациям параметров объекта управления и наличием астатических свойств как по отношению к управляющему, так и по отношению к внешним возмущающим воздействиям.

**Практическая ценность** работы заключается в том, что за счет применения найденной зависимости угла упреждения по крену для первой стратегии управления и возможности управления по второй стратегии управления при больших углах крена и тангажа обеспечивается уменьшение величины потери

высоты за маневр уклонения. Благодаря этому уменьшается область, в которой система предупреждения столкновения с землей вмешивается в управление летательным аппаратом. Учет статических и динамических характеристик замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» (в том числе учет изменений этих характеристик, которые могут возникнуть в процессе выполнения маневра уклонения от столкновения) позволяет повысить точность прогнозирования траектории движения летательного аппарата, вследствие чего снижается количество ложных срабатываний системы. Предложенная система автоматического предупреждения столкновения с землей проработана для внедрения на самолете МиГ-29К. Результаты диссертационной работы использованы в акционерном обществе «Российская самолетостроительная корпорация «МиГ» при разработке перспективной системы автоматического уклонения от столкновения с землей самолета МиГ-29К(КУБ), что подтверждается соответствующим актом внедрения.

**Методология и методы исследования:** аналитический метод синтеза модально-инвариантных систем управления, численная оптимизация, математическое моделирование.

**Достоверность полученных результатов** подтверждается математическим моделированием предложенной системы автоматического предупреждения столкновения с землей, выполненным на полномасштабном стенде систем управления Инженерного Центра «ОКБ им. А.И. Микояна».

**Публикации и апробация результатов работы.** По теме диссертации опубликовано восемь работ [1 – 8], из них четыре в рецензируемых изданиях, определенных Высшей аттестационной комиссией Министерства образования и науки Российской Федерации, и один патент на изобретение. Материалы диссертации докладывались на Всероссийском конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» в 2014 и 2016 годах, а также на конкурсе Лучших молодых специалистов АО «РСК «МиГ» в 2012 и 2016 годах, где отмечены призовыми местами.



**Структура и объем работы.** Работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка использованных источников. Объем диссертации составляет 182 страницы. Работа содержит 76 рисунков и 5 таблиц. Список использованных источников включает 68 наименований.

# ГЛАВА 1 СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ЗЕМЛЕЙ И ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ИХ ФОРМИРОВАНИЯ

## 1.1 Проблема столкновения с землей в управляемом полете

Столкновение с землей в управляемом полете (англ. *Controlled flight into terrain*, CFIT) – авиационное происшествие, в ходе которого исправное воздушное судно, управляемое экипажем в штатном режиме, сталкивается с земной, водной поверхностью или неподвижными препятствиями, не являющимися другими самолетами [9].

Из отчетов Международной организации гражданской авиации (ИКАО) по состоянию безопасности полетов в мире [10, 11] следует, что столкновение исправного воздушного судна с землей принадлежит к одной из трех категорий происшествий с высокой степенью риска. Составляя лишь малую часть от общего числа авиационных происшествий (3 % за период с 2005 по 2010 годы), они приводят к большому количеству погибших (17 % за период с 2005 по 2010 годы).

Согласно глобальному плану ИКАО по обеспечению безопасности полетов на 2014-2016 годы [12] уменьшение риска авиационных происшествий, связанных со столкновением с землей исправных воздушных судов, является одной из трех приоритетных в глобальном масштабе сфер обеспечения безопасности полетов.

Серьезной проблемой категория авиационных происшествий CFIT является и для ЛА, применяемых в военной авиации, из-за их высокой маневренности, высоких скоростей, существенных располагаемых перегрузок и использования таких ЛА при действиях вблизи земли. Согласно материалам исследовательской лаборатории воздушных сил США [13] столкновение с землей в управляемом полете занимает лидирующее положение по количеству погибших летчиков и финансовому ущербу. Так, среди самолетов истребительной и штурмовой авиации за период с 1992 по 2004 годы CFIT стало причиной 54 авиационных происшествий (22 % от общего числа) и 42 погибших в ВВС США;

33 авиационных происшествий (13 % от общего числа) и 58 погибших в ВМФ США и Морской Пехоте США.

К основным причинам столкновений с землей можно отнести: ошибки пилотирования (особенно в сложных метеоусловиях), неустойчивую работу навигационного оборудования, потерю пространственной ориентировки, потерю сознания, вызванную перегрузкой, и другие физиологические факторы.

Для летчика очень сложно постоянно контролировать показания всех датчиков состояния летательного аппарата, особенно при прицеливании, ведении воздушного боя или выполнении других специфических задач. Необходимость постоянного контроля высоты при действиях вблизи земли повышает нагрузку на летчика, отвлекая его от выполнения конкретной задачи, в результате снижается эффективность ее выполнения. На траекторию движения ЛА во время выполнения маневра уклонения от столкновения с землей оказывает влияние большое количество факторов: величины вертикальной скорости, угла крена, скорости сближения с поверхностью земли, ускорения. Располагаемая и допустимая перегрузки при изменении параметров движения и характеристик ЛА (скорости, высоты, массы и др.) изменяются в сложно предсказуемой манере и не всегда прогнозируемы летчиком. Все это приводит к тому, что для летчика затруднительно адекватно оценить маневренные возможности и степень безопасности при пилотировании современных маневренных ЛА в стрессовых ситуациях и условиях острого дефицита времени.

Большое количество человеческих жертв и существенные финансовые убытки, вызванные катастрофами, причиной которых стало столкновение с землей в управляемом полете, показали необходимость разработки и обязательного внедрения систем, способных формировать предупреждения об опасной близости земли. Применение таких систем позволяет летчику своевременно предпринять действия по уклонению от столкновения, тем самым обеспечивается дополнительный уровень защиты на случай ошибки пилотирования или отказа навигационного оборудования.

Для систем, в которых осуществляется звуковое, световое или иное предупреждение летчика об опасной близости земли, а маневр уклонения выполняется летчиком вручную, человек является ограничивающим элементом: летчик не всегда может распознать предупреждение, соответствующим образом отреагировать на него, в том числе в силу субъективных различий в восприятии опасных ситуаций различными людьми, маневр уклонения даже одним и тем же летчиком в одной и той же ситуации может быть исполнен различным образом. Исключение человеческого фактора возможно лишь при применении автоматических систем. Такие системы не только осуществляют выработку предупреждения об опасной близости земли, но и автоматически выполняют маневр уклонения, по завершении которого управление возвращается летчику. Эти системы способны предупредить столкновение с землей в случае потери летчиком пространственной ориентировки или при потере им сознания (из-за действия перегрузки или других физиологических факторов).

## 1.2 Обзор систем предупреждения столкновения с землей

В настоящее время в гражданской авиации согласно правилам эксплуатации воздушных судов [14] все самолеты с газотурбинными двигателями, у которых максимальная сертифицированная взлетная масса выше 5700 кг или на борту которых разрешен провоз более 9 пассажиров, должны быть оборудованы системой предупреждения о близости земли. В различных источниках помимо термина «Система предупреждения столкновения с землей» (СПСЗ) используют и другие:

- система предупреждения о близости земли (*Ground Proximity Warning System, GPWS*);
- система предупреждения приближения земли (СППЗ);
- система предупреждения об опасности сближения с землей (*Terrain Awareness And Warning System, TAWS*);
- система раннего предупреждения приближения к земле (СРППЗ);
- система раннего предупреждения близости земли (СРПБЗ);
- система предупреждения столкновения с землей (*Ground Collision Avoidance System, GCAS*).

Современная СПСЗ в соответствии с нормативными документами ИКАО и Федеральной Авиационной Администрации США [14, 15] должна формировать предупреждение в следующих случаях:

- чрезмерная скорость снижения;
- чрезмерная скорость сближения с земной поверхностью;
- чрезмерная потеря высоты после взлета или ухода на второй круг;
- недостаточный запас высоты над местностью при полете в конфигурации, не соответствующей посадочной (шасси не зафиксированы в выпущенном положении, положение закрылков не соответствует посадочному);
- чрезмерное снижение ниже глиссады захода на посадку.

Дополнительной является функция оценки рельефа местности в направлении полета. Предупреждение экипажа осуществляется при опасном

сближении с рельефом, находящимся в области предполагаемого местоположения ЛА в ближайший временной отрезок полета. К настоящему времени разработан ряд систем, выполняющих названные функции [16]. Такими системами являются: EGPWS фирмы «Honeywell», США [17]; СРПБЗ фирмы «ВНИИРА-Навигатор», Россия [18]; СРППЗ фирмы «Транзас», Россия [19]; TAWS фирмы «ACSS», США [20].

Применение систем предупреждения столкновения с землей на гражданских ЛА позволило значительно снизить количество происшествий класса CFIT.

На самолетах ВМФ и ВВС США использовались системы, разработанные на основе систем GPWS и TAWS и оптимизированные для военных тактических самолетов [13]. Установка таких систем на самолеты F/A-18 в 1996 году привела к существенному снижению количества авиационных происшествий рассматриваемого класса (с 20 за период с 1986 по 1995 годы до 10 за период с 1994 по 2003 годы).

Хотя применение систем, в которых осуществляется только информирование летчика о близости земли, повышает защищенность ЛА от столкновения с землей, многими исследователями [13, 21, 22] отмечался ряд их недостатков. Применение этих систем основано на том, что летчик способен вывести ЛА из опасной ситуации, способен компенсировать неточности в определении момента формирования предупреждения. В результате этого такие системы зависят от времени реакции летчика и его манеры выполнения маневра уклонения. Слишком ранние предупреждения воспринимаются летчиком как ложные срабатывания системы, слишком поздние не дают достаточного времени на реагирование. Баланс между ними не может быть достигнут из-за различий в возможностях и восприятии различных людей. Многочисленные ложные срабатывания увеличивают стрессовую нагрузку на летчика, могут привести к потере доверия к системе, что приведет к потере ее функциональности. Разработка систем рассматриваемого типа для всех ситуаций и достижение минимального количества ложных срабатываний является сложно достижимой технической задачей. Преодолеть эти затруднения может лишь система,

выполняющая маневр уклонения от столкновения с землей автоматически при формировании предупреждения. Такая система не зависит от реакции летчика и выполняет маневр уклонения строго определенным образом.

Применение автоматической СПСЗ возможно на всех этапах полета. Однако при выполнении взлета и посадки и при движении вблизи аэродромов, где имеется повышенная загруженность воздушного пространства, для выполнения маневра уклонения необходимо учитывать информацию о расположении других летательных аппаратах. Кроме того, автоматическое выполнение маневра уклонения может привести к срыву посадки и необходимости повторного захода, что дополнительно повышает загруженность воздушного пространства. Таким образом, по соображениям повышения безопасности целесообразно во взлетно-посадочной конфигурации формировать только предупреждение об опасной близости земли, а выполнение маневра уклонения возложить на летчика.

В 2005 году Аэрокосмическая Медицинская Ассоциация рекомендовала для военной авиации США использование автоматических СПСЗ (Auto GCAS) на летательных аппаратах, оборудованных цифровой системой управления [23]. По оценке Аэрокосмической Медицинской Ассоциации [24] применение такой системы на самолете F-16 позволило бы предотвратить приблизительно 35 % потерь самолетов и 89 % потерь летного состава. Высокие потенциальные возможности автоматических систем стали причиной того, что Аэрокосмическая Медицинская Ассоциация призвала потребовать от министерства обороны США использование Auto GCAS в программе JSF (англ. *Joint Strike Fighter*, единый ударный истребитель).

### 1.3 Обзор алгоритмов определения опасной близости земли

Задачей любой системы предупреждения столкновения с землей является определение потенциально опасного сближения с земной поверхностью, которое может стать причиной столкновения. Для этого необходимо осуществить прогнозирование траектории движения ЛА относительно рельефа местности.

Такое прогнозирование будет зависеть от принятой гипотезы дальнейшего движения ЛА. Возможны различные варианты, например:

- движение ЛА будет осуществляться при сохранении текущих параметров движения (скорости, направления движения, вертикальной скорости, угловой скорости поворота вектора скорости и проч.);
- траектория движения ЛА будет определяться набором взаимосвязанных маневров, характерных для уклонения ЛА от столкновения с землей.

В предполагаемой области нахождения ЛА осуществляется поиск элементов рельефа местности, после чего проводится проверка пересечения прогнозируемой траектории или некоторого защитного пространства, формируемого вокруг ЛА, с элементами этого рельефа местности. При отсутствии информации о рельефе местности может быть использована некоторая наперед заданная высота (например, максимальная из высот в предполагаемой области полета). В этом случае задача по прогнозированию траектории сводится к определению высоты, которая будет потеряна при движении по прогнозируемой траектории. Высоту, снижение ниже которой считается небезопасным, будем называть *граничной высотой*  $H_{гр}$ . На практике значение этой высоты должны быть выше рельефа местности на величины порядка 100...200 м.

В случае положительного результата при проведении проверки о пересечении траектории и рельефа местности вырабатывается предупреждение летчика об опасности, а при использовании автоматической системы – автоматическое уклонение от столкновения с землей. Высоту, на которой формируется предупреждение о возможности столкновения с землей, будем называть *высотой предупреждения*  $H_w$ .



Для обеспечения своевременного предупреждения при минимальном количестве ложных срабатываний, система должна получать наиболее полную информацию о параметрах движения ЛА от различных систем на его борту, таких как радиовысотомер, инерциальная навигационная система, система воздушных сигналов и др.

Основной координатой для системы предупреждения столкновения является высота полета. Абсолютная высота полета может быть измерена барометрическим высотомером [25]. При использовании барометрического измерителя высоты в качестве граничной высоты необходимо принять максимальную из абсолютных высот препятствий в некоторой зоне полета. В тоже время барометрическая высота препятствия будет зависеть от конкретных погодных условий и может меняться за время полета. В результате граничную высоту необходимо устанавливать с запасом, что повышает количество ложных срабатываний системы. К недостаткам барометрического измерителя высоты можно отнести существенное запаздывание, обусловленное физическими принципами его работы.

Истинная высота полета (высота относительно рельефа местности) может быть получена с помощью радиовысотомера [26]. Применение радиовысотомера существенно расширяет возможности системы, так как учитывается изменение рельефа местности. К недостаткам радиовысотомера можно отнести наличие высокочастотной шумовой составляющей, ограниченный диапазон измерения высоты, функционирование в ограниченных углах крена и тангажа, вызванное ограниченной зоной обзора радиовысотомера, а также то, что радиовысотомер не обеспечивает информацией о рельефе местности за пределами зоны его обзора.

Наиболее перспективным является использование цифровой карты рельефа местности и спутниковой навигационной системы, с помощью которых может быть определено положение ЛА относительно рельефа местности. В этом случае имеется возможность проверки пересечения прогнозируемой траектории летательного аппарата с элементами рельефа местности.

Существенное влияние на работу системы оказывает точность используемой входной информации, а также ее частота. Эффект цифровой обработки данных и точность определения положения ЛА должны быть приняты во внимание при разработке системы. Они могут быть учтены путем увеличения граничной высоты.

Простейшей системой предупреждения столкновения с землей может выступать система, формирующая предупреждение при снижении ЛА ниже граничной высоты. В такой системе высота предупреждения будет совпадать с граничной высотой. Этот подход может быть реализован, например, с помощью радиовысотомера, измеряющего истинную высоту. Недостатком системы будет являться то, что в ней не учитывается динамика изменения высоты. При снижении с существенной вертикальной скоростью после формирования сигнала предупреждения времени на прекращение снижения при текущих аэродинамических параметрах ЛА может быть недостаточно.

Повышение точности работы системы возможно путем введения в алгоритм вычисления высоты предупреждения сигнала скорости изменения высоты и учета маневренных характеристик ЛА.

Для определения скорости изменения высоты в системе предупреждения столкновения с землей, описанной в патенте США № 3715718 [27], используются сигналы барометрического  $H_{\text{бар}}$  и радиовысотомеров  $H_{\text{рад}}$ . После дифференцирования полученные сигналы изменения барометрической и радиовысоты комплексуются согласно выражению

$$\dot{H} = \frac{1}{T_{\phi}p + 1} \dot{H}_{\text{рад}} + \frac{T_{\phi}p}{T_{\phi}p + 1} \dot{H}_{\text{бар}},$$

благодаря чему повышается точность вычисления скорости изменения высоты за счет фильтрации высокочастотных шумовых составляющих, содержащихся в сигнале радиовысоты, и низкочастотных шумовых составляющих, содержащихся в сигнале барометрической высоты. Для снижения количества ложных срабатываний сигнал скорости изменения высоты от

радиовысотомера ограничивается величиной  $\dot{H}_{огр}$ , зависящей от конфигурации ЛА (взлетной или посадочной).

Высота предупреждения определяется по выражению

$$H_w = \dot{H}_w \left( \frac{\dot{H}_w}{2ng} - T_D \right),$$

где  $\dot{H}_w$  - скорость снижения на момент выработки предупреждения,

$n$  - расчетная нормальная перегрузка,

$T_D$  - время запаздывания, компенсирующее время реакции летчика и учитывающее граничную высоту.

Первое слагаемое соответствует высоте, которая будет потеряна при движении с постоянной перегрузкой. Второе слагаемое соответствует потере высоты с учетом запаздывания летчика. Летчик должен отработать заданную перегрузку  $n$  не позднее чем через  $T_D$  секунд. Поверхность предупреждения (зависимость высоты предупреждения от скорости снижения) содержит ветвь параболы и, с учетом ограничения скорости снижения, будет иметь вид, показанный на рисунке 1, кривая а.

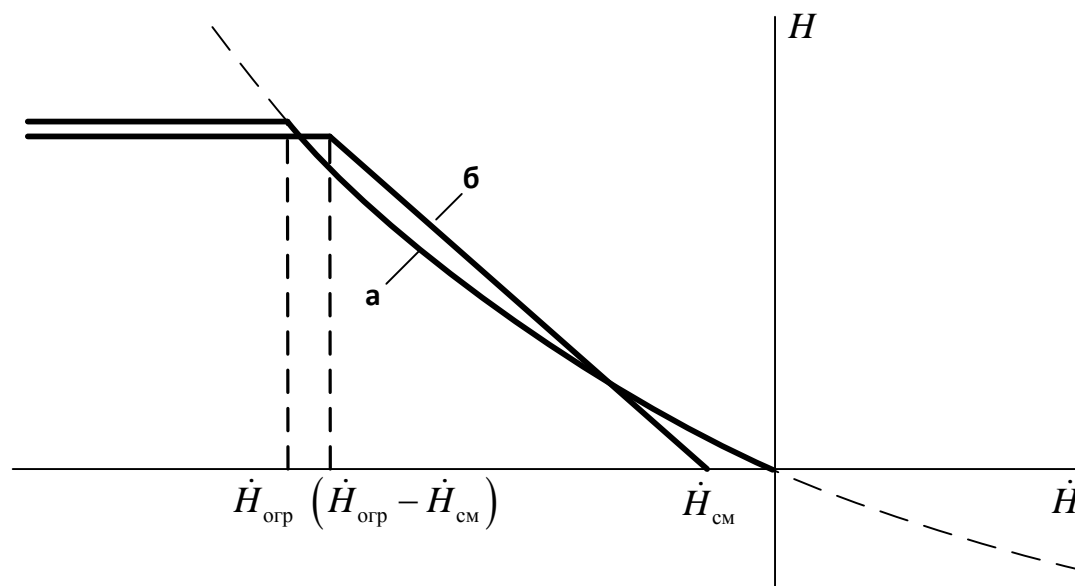


Рисунок 1 – Поверхность предупреждения

Усовершенствование системы возможно путем введения переменной величины ограничения сигнала скорости изменения высоты от радиовысотомера, зависящей от скорости полета. Такая система описана в патенте США

№ 3958218 [28]. Благодаря введению переменного ограничения на больших скоростях полета система срабатывает раньше, что дает летчику дополнительное время на реагирование.

Несколько иной подход по формированию поверхности предупреждения предложен в патенте США № 3958219 [29]. Ограничение скорости изменения радиовысоты в рассматриваемой системе осуществляется с помощью нелинейного элемента с несимметричной характеристикой. При полете на относительно высокой скорости над возвышающимся рельефом местности составляющая скорости изменения радиовысоты имеет положительный знак, при смене возрастания высоты рельефа на снижение изменение скорости от радиовысотомера происходит по аperiodическому закону и при значительной начальной величине может привести к запаздыванию формирования предупреждения. Применение несимметричной характеристики нелинейного элемента с малой величиной ограничения в положительной области сигнала скорости изменения высоты позволяет снизить этот эффект.

Формирование предупреждения производится путем смещения сигнала скомплексированной скорости изменения высоты на величину  $-\dot{H}_{см}$  и масштабирования его коэффициентом  $K_m$ . Как результат, высота предупреждения определяется по выражению:

$$H_w = K_m (\dot{H}_w - \dot{H}_{см}).$$

Поверхность предупреждения в этом случае становится линейной (см. рисунке 1, кривая б).

Переход к линейной поверхности предупреждения снижает точность вычисления высоты предупреждения, так как при снижении с постоянной перегрузкой, потеря высоты пропорциональна квадрату вертикальной скорости. Описанная система применима главным образом на гражданских ЛА, выполняющих полеты с малыми вертикальными скоростями и обладающих малой величиной располагаемой нормальной перегрузки.

В патенте США № 4639730 [30] предложена адаптация рассмотренного подхода для маневренных ЛА военной авиации. В системе изменяются лишь ее параметры без изменения основных принципов определения высоты предупреждения.

Алгоритм определения высоты предупреждения при опасном сближении с земной поверхностью по патенту США № 3958219 [29] может быть использован и для определения чрезмерной скорости снижения, в этом случае используется скорость изменения барометрической высоты. Введение средств предупреждения при существенном отклонении от глиссады снижения, в случае снижения ниже граничной высоты при невыпущенных шасси и закрылках, а также в случае снижения после взлета позволяет реализовать систему, обеспечивающую формирование предупреждений во всех случаях, требуемых ИКАО для систем предотвращения столкновения с землей. Такая система описана в патенте США № 3988713 [31].

Модификация систем GPWS осуществлена за счет использования навигационной информации. В таких системах производят прогнозирование траектории ЛА на некоторый промежуток времени по текущим динамическим параметрам. Определяют рельеф вблизи прогнозируемой траектории. Осуществляют построение защитной поверхности в зависимости от скорости и направления полета. Защитная поверхность позволяет осуществить предупреждение относительно опасного рельефа, находящегося впереди ЛА. В случае пересечения защитной поверхности и рельефа местности формируется предупреждение об опасном сближении с землей. Такие системы описаны, например, в патенте США № 5839080 [32], патенте РФ № 226746 [33].

Учет маневренных характеристик ЛА предложен в патенте США № 5892462 [34]. В этой системе осуществляется прогнозирование траектории с учетом текущих параметров движения на некоторый промежуток времени. По цифровой карте рельефа местности определяется профиль подъема местности вдоль прогнозируемого пути. Осуществляется проверка близости траектории движения и рельефа. В случае опасной близости осуществляется поиск

возможной траектории предотвращения столкновения. Поиск такой траектории происходит от точки, где прогнозируется столкновение. В рассматриваемой точке маневр уклонения, заключающийся в переведении ЛА в набор высоты, считается инициированным. К конкретным значениям прогнозируемых параметров траектории ЛА применяется модель летательного аппарата и прогнозируется вторая траектория движения. Модель летательного аппарата характеризует маневренные характеристики ЛА. Проверяется, позволяет ли вторая траектория исключить столкновение с рельефом. Поиск осуществляется до нахождения точки начала маневра уклонения, из которой он возможен без прохождения траектории ЛА в опасной близости к поверхности земли. Если точка начала маневра уклонения приближается к текущим координатам ЛА, осуществляется предупреждение о возможном столкновении с земной поверхностью. В системе также возможно автоматическое управление по траектории, движение по которой позволяет исключить опасное сближение с землей. Несмотря на то, что в системе предусматривается использование математической модели ЛА с учетом его маневренных возможностей для прогнозирования траектории, тем не менее, способ, с помощью которого это можно осуществить, не указывается.

В патенте США 8010288 [35] дополнительно к методике, изложенной в патенте США № 5892462 [34], предлагается использование маневренных характеристик связанных с кривой маневра уклонения от столкновения, пролетаемой ЛА, как функцией от конкретных параметров полета. В ходе полета определяют фактическое значение параметров полета и находят траекторию уклонения от столкновения. Однако конкретный способ учета параметров движения также не указывается.

Прогнозирование траектории на длительный промежуток времени и определение возможности пересечения этой траектории с рельефом местности применимо при полетах по определенному маршруту с малой интенсивностью маневрирования. Использование указанного подхода для высокоманевренных ЛА, пилотируемых вблизи земли и резко изменяющих направление движения, имеет ограниченное применение.

Более перспективным представляется подход, связанный с прогнозированием траектории движения ЛА, определяемой набором взаимосвязанных маневров, характерных для уклонения ЛА от рельефа местности. Были предложены и разработаны ряд таких систем.

Автоматическое управление при формировании предупреждения предложено в патенте США № 4058710 [36]. Для управления летательным аппаратом при уклонении от столкновения с землей используется контур автоматического управления с обратными связями, обрабатывающий максимально возможную располагаемую нормальную перегрузку. Момент активации контура автоматического управления определяется с помощью вычисления высоты предупреждения, которая зависит от максимальной располагаемой нормальной перегрузки, развиваемой летательным аппаратом. Высота предупреждения определяется непрерывно во время полета по измерениям скорости снижения  $\dot{H}$  и текущей нормальной перегрузки. Если текущая высота  $H$  становится меньше высоты предупреждения, осуществляется активация автоматического контура управления. Таким образом, осуществляется непрерывное вычисление высоты, ниже которой контур автоматического управления начинает автоматический маневр уклонения. Обобщенная структурная схема такой системы показана на рисунке 2.

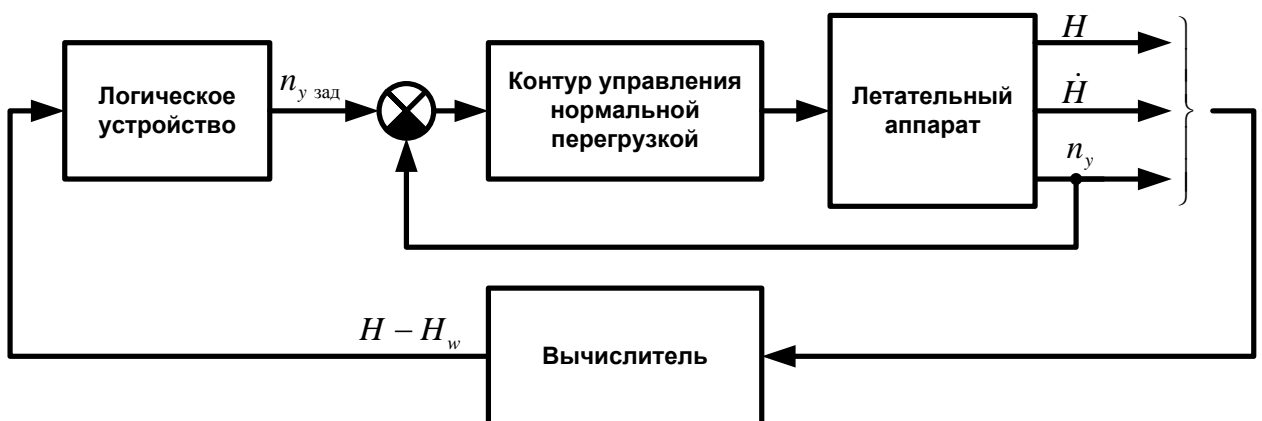


Рисунок 2 – Автоматическая система предупреждения столкновения с землей

В патенте предложены различные теоретические схемы для вычисления высоты предупреждения. В качестве одного из подходов предлагается определение высоты предупреждения с помощью табличной функции, зависящей

от текущей нормальной перегрузки, скорости, угла наклона траектории (или скорости снижения) и записанной в памяти вычислительного устройства. Данные для организации функции получают в результате предварительного моделирования или по результатам испытательных полетов. При определении конкретного значения высоты предупреждения осуществляется интерполяция табличной функции или выбирается наихудшее из ближайших значений.

В качестве другого способа предлагается представление высоты предупреждения в виде суммы следующих составляющих:

– кинематической высоты  $\Delta H_{\text{кин}} = \frac{V^2}{n_y}(1 - \cos \theta)$ , т.е. высоты, которая будет

потеряна летательным аппаратом при движении с постоянной нормальной перегрузкой при текущем значении угла наклона траектории до горизонтального полета;

– динамической высоты  $\Delta H_{\text{дин}}$ , т.е. высоты, которая будет потеряна за время отработки нормальной перегрузки;

– некоторой наперед заданной высоты  $\Delta H_{\text{мин}}$ , добавляемой в целях повышения безопасности.

Динамическая высота может быть определена путем непрерывного предварительного вычисления соотношения  $\dot{H} = \dot{H}(n_y(t), t)$ , определяющего связь между заданной и текущей нормальной перегрузкой, а также нормальной перегрузкой и скоростью снижения, с последующим его интегрированием. При этом интегрирование осуществляется до того момента, когда текущее значение нормальной перегрузки достигнет заданного с точностью 5 %. Автор обращает внимание на то, что описанные вычисления требуют существенной загрузки вычислительного устройства и предлагает несколько схем, позволяющих упростить вычисление динамической высоты.

Предложенный подход непрерывного интегрирования дифференциальных уравнений позволяет учесть динамику отработки заданной перегрузки, что повышает точность определения высоты, которая будет потеряна за время



исполнения маневра автоматического уклонения от столкновения с землей. Важным преимуществом подхода является то, что уравнения алгоритма прогнозирования одинаковы для всех ЛА, поэтому имеется гибкость для использования системы на различных ЛА, при соответствующей настройке параметров системы.

Разделение высоты предупреждения на кинематическую и динамическую составляющие предполагает, что после достижения заданной перегрузки она остается неизменной. В тоже время располагаемая или допустимая перегрузки во время исполнения маневра могут измениться (например, при изменении скорости полета). В результате этого рассчитанная высота предупреждения будет определена или с завышением, что будет восприниматься летчиком как раннее срабатывание системы, или с занижением, что может привести к катастрофе. Использование упрощенных схем снижает точность вычисления и увеличивает количество ложных срабатываний системы во время управляемого полета. Необходимо отметить, что современный уровень развития цифровых вычислительных устройств позволяет реализовать расчет с интегрированием дифференциальных уравнений на борту ЛА.

К недостаткам рассмотренной системы можно отнести отсутствие управления в боковом канале и учета влияния изменения угла крена на высоту предупреждения, также в системе отсутствует учет влияния изменения скорости.

Частичное преодоление затруднений, связанных с ограниченной зоной обзора радиовысотомера рассмотрено в патенте США № 4916448 [37]. Для определения радиовысоты используются три пары антенн, расположенных в центре горизонтального оперения и по бокам вертикального оперения. В зависимости от значения угла крена используется только одна пара. Кроме того, в случае попадания на ограничение по измерениям радиовысоты в алгоритме предусмотрено ограниченное по времени использование альтернативного источника высоты (например, барометрического высотомера). Предпринятые меры расширяют область применимости системы.

При вычислении потери высоты учитывают следующие компоненты: динамическая компонента, учитывающая время реакции летчика, нарастание перегрузки, изменение крена; динамическое смещение, вычисляемое по аналитическим выражениям для текущего угла крена, угла наклона траектории, скорости и граничной высоты; компонента, соответствующая потере высоты при движении с постоянной перегрузкой и скоростью. Если сумма компонентов больше текущей высоты, то формируется предупреждающая сигнализация. Система спроектирована с таким учетом, что при появлении предупреждения летчик должен создать максимально возможную перегрузку на текущей скорости. Это приведет к минимальной потере высоты, малому количеству ложных срабатываний. Недостатком системы является то, что она рассчитана на ручное управления. Как указывалось ранее, составляющая, отвечающая за реакцию летчика, не может быть точно учтена из-за различия реакции у различных летчиков.

Дальнейшее развитие подходов, описанных в патенте США № 4058710 [36] изложено в СПСЗ по патенту США № 4924401 [38]. Согласно патенту маневр уклонения состоит из приведения поперечной оси ЛА к горизонту в боковом канале и отработки нормальной перегрузки в продольном. Управление скоростью осуществляется с помощью автомата тяги с целью достижения меньших радиусов разворота (в этом случае тяга двигателей уменьшается) и предотвращения попадания на ограничение по углу атаки (в этом случае тяга двигателей увеличивается). Предложенные меры позволяют снизить потерю высоты за маневр уклонения.

Автопилот состоит из двух основных групп, одна из них обеспечивает отклонение рулей высоты с целью отработки нормальной перегрузки, другая обеспечивает отклонение элеронов с целью приведения поперечной оси ЛА к горизонту.

Контур управления в продольном канале включает ограничитель нормальной перегрузки, не позволяющий выход за эксплуатационный диапазон по этому параметру, и ограничитель угла атаки, предотвращающий сваливание

ЛА во время выполнения маневра уклонения. При выходе на ограничение по углу атаки заданная перегрузка может быть недостигнута. Обращается внимание на то, что допустимый угол атаки, используемый при маневре уклонения не должен отличаться от допустимого угла атаки при ручном пилотировании. В качестве максимальной перегрузки, обрабатываемой контуром автоматического управления предлагается выбирать значения порядка (50 - 75) % от максимальной располагаемой нормальной перегрузки ЛА. При этом справедливо отмечается, что с приближением перегрузки автоматического управления к располагаемой количество ложных срабатываний системы будет снижено. При углах крена более 90 градусов заданная перегрузка уменьшается до единичного значения. При углах тангажа по модулю более 87 градусов управление летательным аппаратом по крену не осуществляется. С уменьшением угла тангажа боковой канал плавно подключается в работу.

Работа системы состоит в следующем: задается некоторая граничная высота  $H_{гр}$ , которая считается нижней точкой маневра уклонения; определяются текущие параметры полета; вычисляется потеря высоты за маневр уклонения  $\Delta H$ , соответствующая параметрам полета; определяется текущая высота предупреждения путем суммирования потери высоты с граничной высотой. Автоматическое выполнения маневра уклонения осуществляется в случае, если высота полета меньше или равна текущей высоте предупреждения. Траектория летательного аппарата при выполнении маневра уклонения схематически приведена на рисунке 3.

Ожидаемая потеря высоты  $\Delta H$  за маневр уклонения вычисляется как сумма шести составляющих  $\Delta H = \sum_{i=1}^6 \Delta H_i$ , каждая из которых соответствует различным параметрам движения.  $\Delta H_1$  соответствует высоте, которая будет потеряна при движении ЛА с нулевым углом крена и постоянной перегрузкой от текущего угла наклона траектории до горизонтального полета в продольной плоскости.  $\Delta H_2$  соответствует потере высоты за время достижения заданной перегрузки.  $\Delta H_3$

соответствует потере высоты при уменьшении начального угла крена до нулевого значения с учетом угловой скорости крена, развиваемой при текущих параметрах движения.  $\Delta H_4$  соответствует потере высоты при достижении заданной угловой скорости крена.  $\Delta H_5$  соответствует потере высоты, вызванной запаздыванием датчиков измерения первичной информации и запаздыванием, вызванным частотой передачи данных в вычислительное устройство.  $\Delta H_6$  соответствует потере высоты, вызванной отличием режима работы двигателя от расчетного.

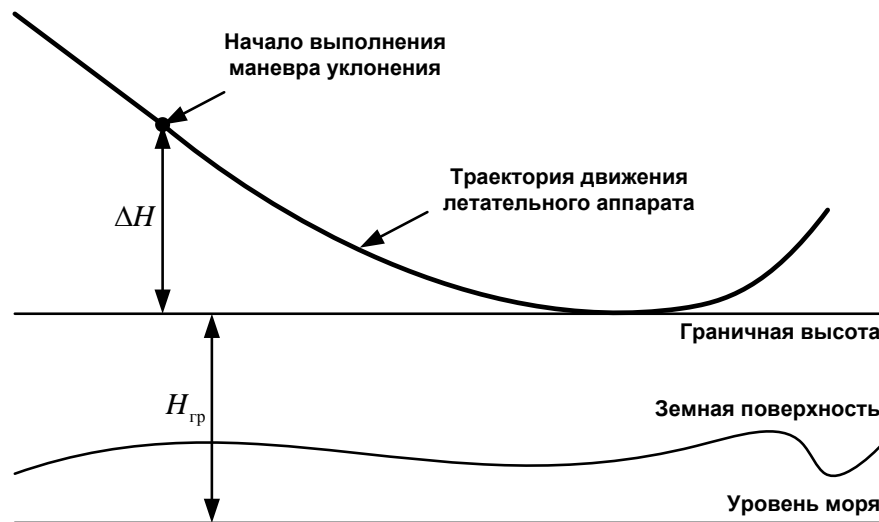


Рисунок 3 – Траектория летательного аппарата при выполнении маневра уклонения

В системе по патенту США № 4924401 [38] (по сравнению с системой по патенту США № 4058710 [36]) заложены более высокие возможности для настройки за счет использования дополнительных коэффициентов, зависящих от параметров движения (скорость, число  $M$  и др.). Так, расчет потери высоты при движении с постоянной перегрузкой осуществляется согласно выражению

$$\Delta H_1 = \frac{V^2}{K_1 g} (1 - \cos \theta), \text{ где коэффициент } K_1 \text{ зависит от скорости и позволяет учесть}$$

располагаемую перегрузку при выходе ЛА на ограничение по углу атаки. В системе все уравнения для определения потерь высоты не зависят друг от друга, так как предполагается, что скорость мало изменяется за время маневра.

К недостаткам системы можно отнести то, что потеря высоты определяется по параметрам движения на момент активации системы. В результате этого не

учитываются изменения в располагаемой и допустимой перегрузках, которые могут возникнуть в процессе автоматического уклонения, что может привести к существенному снижению ЛА ниже граничной высоты. Кроме того, не приводятся рекомендации по учету статических и динамических характеристик замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» при формировании законов управления для выполнения маневра уклонения.

Различные варианты по способу вычисления потери высоты, основанные на разделении потери высоты на составляющие, рассмотрены и в других патентах. По патенту США № 5136512 [39] потеря высоты состоит из составляющих, зависящих от времени реакции летчика, времени необходимого на приведение поперечной оси ЛА к горизонту в боковом канале и потери высоты для обнуления вертикальной скорости. В патенте США № 5488563 [40] прогнозируемая траектория в продольной плоскости определяется как траектория, требуемая для уклонения ЛА, и состоит из участка продолжения движения ЛА, изменения траектории движения при отработке перегрузки, движения с постоянной перегрузкой. При вычислении траектории учитывается текущая скорость, вертикальная скорость, время реакции летчика, располагаемая перегрузка, угол крена самолета.

Использование цифровой карты рельефа местности позволяет существенно повысить безопасность ЛА от столкновения с землей. Простейшим усовершенствованием ранее рассмотренных систем, основанных на прогнозировании траектории маневра уклонения, является определение граничной высоты в зависимости от максимальной высоты рельефа в предполагаемой зоне полета. По патенту США № 4224669 [41] используются текущие географические координаты и база данных с предопределенными минимальными безопасными высотами по отношению к этим координатам. База данных учитывает как естественные, так и искусственные препятствия на поверхности. В патенте РФ № 2368954 [42] предлагается развитие системы аналогичной рассмотренной в патенте США № 4924401 [38], дополненной средствами определения граничной высоты в зоне мониторинга рельефа

местности. В патенте США № 5488563 [40] элементы рельефа местности определяются в области, через которую проходит горизонтальная проекция прогнозируемой траектории ЛА.

Наиболее совершенной в настоящее время представляется система, основанная на патенте США № 4924401 [38], дополненная цифровой картой рельефа местности. Эта система дорабатывалась и тестировалась в полетах на самолете AFTI/F-16 (*Advanced Fighter Technologies Integration F-16*) [43, 44, 45] в период 1991 - 1998 гг. Испытания проводились в умеренном диапазоне углов наклона траектории и скоростей полета. Испытания системы признаны успешными. Были подтверждены преимущества автоматической системы: ложные срабатывания практически сведены к нулю, исключена проблема взаимодействия летчика с системой предупреждения столкновения. В современной версии системы для определения траектории движения ЛА во время исполнения маневра уклонения от поверхности земли используется математическая модель, основанная на маневренных характеристиках самолета. Однако конкретные методы для реализации названного подхода не раскрываются. После доработки истребителей F-16 ВВС США в 2007 - 2010 годах стало возможным введение системы автоматического предупреждения столкновения с землей в их цифровую систему управления [46]. В настоящее время усилия разработчиков системы направлены на распространение предложенных подходов на гражданскую и беспилотную авиацию [47].

## 1.4 Постановка задачи

Для повышения безопасности пилотирования летательных аппаратов (в том числе высокоманевренных) вблизи земли и на основании анализа известных систем ставится задача разработки системы предотвращения столкновения с землей. Система должна функционировать в полетной конфигурации летательного аппарата и осуществлять постоянную проверку на предмет возможности выполнения маневра уклонения при текущих параметрах движения без пересечения траектории движения с рельефом местности. Для повышения точности работы, учета статических и динамических характеристик замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» (в том числе учета изменения этих характеристик в процессе выполнения маневра уклонения от столкновения) такая проверка должна производиться на основании прогнозирования траектории движения, по которой будет следовать летательный аппарат при выполнении заранее предопределенного маневра уклонения. В случае пересечения прогнозируемой траектории с граничной высотой над рельефом местности система должна автоматически активироваться и выполнить маневр уклонения от столкновения с землей из любого пространственного положения летательного аппарата с приемлемой точностью. Величины минимальных высот за исполнение маневра уклонения относительно граничной высоты не должны превышать величины  $\Delta H_{\min}^{\text{rp}} = -V_{y \text{ вкл}} \cdot 1.0 \text{ с} + 10 \text{ м}$ , где  $V_{y \text{ вкл}}$  – вертикальная скорость на момент активации системы. После завершения выполнения маневра уклонения управление должно быть безопасно передано летчику.

Так как определение рельефа местности в зоне полета летательного аппарата, а также определение близости прогнозируемой траектории к рельефу местности представляет собой отдельную техническую задачу, не нарушая общности, в дальнейшем будем рассматривать случай, когда граничная высота задана заранее в некоторой области полета.

## 1.5 Выводы по главе 1

Анализ известных материалов по проблеме столкновения с землей в управляемом полете и системам предупреждения столкновения с землей позволяет сделать следующие выводы.

1 Столкновение с землей в управляемом полете остается серьезной проблемой для гражданской и военной авиации.

2 Подходы, используемые при разработке систем предупреждения столкновения с землей для самолетов гражданской авиации, имеют ограниченное применение для высокоманевренных ЛА военной авиации.

3 Для систем предупреждения столкновения, в которых осуществляется звуковое, световое или иное предупреждение летчика об опасной близости земли, а маневр уклонения выполняется летчиком вручную, человек является ограничивающим элементом, так как он не всегда может распознать предупреждение или соответствующим образом отреагировать на него для предотвращения столкновения. Исключение человеческого фактора возможно при применении автоматических систем, не зависящих от реакции летчика.

4 Перспективным для высокоманевренных ЛА является подход, связанный с прогнозированием траектории движения ЛА, определяемой набором взаимосвязанных маневров, направленных на уклонение от столкновения с землей. Достаточная точность прогнозирования траектории может быть достигнута путем интегрирования дифференциальных уравнений движения математической модели замкнутой системы «летательный аппарат – система управления».

5 В известных системах прогнозирование траектории движения или вычисление высоты, которая будет потеряна за выполнение маневра уклонения, осуществляется по параметрам движения летательного аппарата на момент формирования предупреждения об опасной близости земли, при этом не учитываются изменения в статических и динамических характеристиках, которые могут произойти за время выполнения маневра уклонения. В системах, где



предполагается для прогнозирования траектории движения летательного аппарата использование его математической модели, остаются неизвестными конкретные способы по ее формированию.

6 Маневр уклонения в известных системах состоит в приведении поперечной оси летательного аппарата к горизонту и отработке нормальной перегрузки. Однако не приводятся рекомендации по учету статических и динамических характеристик замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» при формировании законов управления для выполнения маневра уклонения.

На основе обзора известных систем поставлена задача разработки системы предотвращения столкновения с землей, сформированы основные требования к ней.

## **ГЛАВА 2 ОБЪЕКТ УПРАВЛЕНИЯ, ВНУТРЕННИЕ КОНТУРЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ**

Исходными данными для разработки системы предупреждения столкновения с землей является совокупность характеристик летательного аппарата (аэродинамических, массовых и др.) как объекта управления, определяющих характер изменения параметров движения в соответствии с уравнениями пространственного движения и действующими на ЛА силами и моментами. Летательные аппараты, как правило, оснащены средствами автоматизации управления и в большинстве случаев содержат контур управления нормальной перегрузкой, контур стабилизации поперечной перегрузки, контур управления углом крена и во многих случаях - контур управления скоростью полета. Перечисленные контуры автоматического управления по отношению к системе предупреждения столкновения с землей являются внутренними, алгоритмы их функционирования будем полагать известными. Эти алгоритмы должны быть учтены при разработке системы.

## 2.1 Уравнения пространственного движения

В данном разделе рассмотрен вывод известных уравнений пространственного движения (см., например, [48, 49, 50]). Определения и обозначения согласно ГОСТ 20058-80 [51].

Выполнение маневра уклонения ЛА от столкновения с землей осуществляется на умеренных скоростях полета, длительность выполнения маневра относительно мала. По этой причине при составлении уравнений пространственного движения можно пренебречь вращением и сферичностью Земли, а также изменением массы и моментов инерции ЛА на рассматриваемых интервалах времени. Кроме того будем считать, что ЛА представляет собой абсолютно жесткое тело, конфигурация ЛА имеет плоскость симметрии и массы распределены симметрично по отношению к этой плоскости.

С учетом принятых допущений движение ЛА рассмотрим как сумму поступательного движения, определяемого движением центра масс, и вращательного движения вокруг центра масс.

Уравнение движения центра масс в векторной форме имеет вид

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{R} + \vec{G}, \quad (1)$$

где  $m$  – масса ЛА,  $\vec{R}$  – результирующая сила,  $\vec{G} = m\vec{g}$  – сила тяжести.

Вращение ОУ относительно центра масс определяется уравнением:

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_R, \quad (2)$$

где  $\vec{K}$  – момент количества движения,  $\vec{M}$  – результирующий момент.

С учетом выражения для абсолютной производной вектора  $\left( \frac{d\vec{a}}{dt} = \frac{d'\vec{a}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{a} \right)$  выражение (1) примет вид

$$m \left( \frac{d'\vec{V}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{V} \right) = \vec{R} + \vec{G}, \quad (3)$$

где  $\frac{d'\vec{V}}{dt}$  – локальная производная вектора  $\vec{V}$  по времени, характеризующая скорость его изменения в подвижной системе координат,

$\vec{\omega}$  – угловая скорость вращения подвижной системы координат относительно неподвижной.

Уравнение (2) будет иметь вид

$$\frac{d'\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M}_R. \quad (4)$$

Момент количества движения определяется по выражению:

$$\vec{K} = I\vec{\omega}, \quad (5)$$

где  $I = \begin{pmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{pmatrix}$  – тензор инерции.

Проектируя векторное уравнение (3) на связанные оси, получим

$$\begin{aligned} m \left( \frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= R_x + G_x, & m \left( \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= R_y + G_y, \\ m \left( \frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= R_z + G_z. \end{aligned} \quad (6)$$

Спроектируем уравнение (4) на связанные оси, при этом учтем, что в силу симметрии ЛА  $I_{xz} = 0$ ,  $I_{yz} = 0$ , тогда

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_y I_z \omega_z - \omega_z (I_y \omega_y - I_{xy} \omega_x) &= M_{R_x}, \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} - \omega_x I_z \omega_z + \omega_z (I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y) &= M_{R_y}, \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x (I_y \omega_y - I_{xy} \omega_x) - \omega_y (I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y) &= M_{R_z}. \end{aligned} \quad (7)$$

Приведем уравнения (6) и (7) к форме удобной для реализации на ЭВМ.

Ориентация связанных осей относительно скоростных определяется углом атаки  $\alpha$  и углом скольжения  $\beta$ . Матрица направляющих косинусов между связанной и скоростной системами координат имеет вид:

$$\Gamma_1 = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix}. \quad (8)$$

Ориентация связанных осей относительно нормальных земных определяется углом рыскания  $\psi$ , углом тангажа  $\vartheta$  и углом крена  $\gamma$ . Матрица направляющих косинусов между связанной и нормальной земной системами координат имеет вид:

$$\Gamma_2 = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ -\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{pmatrix}. \quad (9)$$

Используя матрицу  $\Gamma_1$  получим

$$V_x = V \cos \alpha \cos \beta, \quad V_y = -V \sin \alpha \cos \beta, \quad V_z = V \sin \beta; \quad (10)$$

и

$$\begin{aligned} \omega_x &= \omega_{x_a} \cos \alpha \cos \beta + \omega_{y_a} \sin \alpha - \omega_{z_a} \cos \alpha \sin \beta, \\ \omega_y &= -\omega_{x_a} \sin \alpha \cos \beta + \omega_{y_a} \cos \alpha + \omega_{z_a} \sin \alpha \sin \beta, \quad \omega_z = \omega_{x_a} \sin \beta + \omega_{z_a} \cos \beta. \end{aligned} \quad (11)$$

Подставляя (10) и (11) в (6) с учетом проекций результирующей силы и силы тяжести на скоростные оси, найдем

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= R_{x_a} + G_{x_a}, \quad mV \left( -\cos \beta \frac{d\alpha}{dt} + \omega_{z_a} \right) = R_{y_a} + G_{y_a}, \\ mV \left( \frac{d\beta}{dt} - \omega_{y_a} \right) &= R_{z_a} + G_{z_a}. \end{aligned} \quad (12)$$

Проекции угловой скорости равны:

$$\omega_{y_a} = \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha, \quad \omega_{z_a} = -\omega_x \cos \alpha \sin \beta + \omega_y \sin \alpha \sin \beta + \omega_z \cos \beta. \quad (13)$$

Определим проекции силы тяжести ЛА в скоростной системе координат. Учитывая, что  $f = \Gamma_1 f_a$  и  $f = \Gamma_2 f_g$ , где  $f$ ,  $f_a$ ,  $f_g$  – матрицы-столбцы, элементами которых являются проекции вектора соответственно в связанной, скоростной и нормальной системах координат, найдем:

$$\vec{G}_a = \Gamma_1^T \Gamma_2 (0 \quad -mg \quad 0)^T. \quad (14)$$

Используя выражения (8) и (9), получим:

$$\begin{pmatrix} G_{x_a} \\ G_{y_a} \\ G_{z_a} \end{pmatrix} = -mg \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \sin \vartheta - \sin \alpha \cos \beta \cos \vartheta \cos \gamma - \sin \beta \cos \vartheta \sin \gamma \\ \sin \alpha \sin \vartheta + \cos \alpha \cos \vartheta \cos \gamma \\ -\cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta + \sin \alpha \sin \beta \cos \vartheta \cos \gamma - \cos \beta \cos \vartheta \sin \gamma \end{pmatrix}. \quad (15)$$

Подставим (13) и (15) в (12), разделим уравнения на  $mg$ , учтем, что  $n_{x_a} = R_{x_a}/mg$ ,  $n_{y_a} = R_{y_a}/mg$ ,  $n_{z_a} = R_{z_a}/mg$ . После упрощения будем иметь

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g \left( n_{x_a} - [(\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta] \right), \\ \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z + (\omega_y \sin \alpha - \omega_x \cos \alpha) \frac{\sin \beta}{\cos \beta} - \\ &\quad - \frac{g}{V \cos \beta} \left( n_{y_a} - [\sin \vartheta \sin \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha] \right), \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \frac{d\beta}{dt} &= \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha + \\ &\quad + \frac{g}{V} \left( n_{z_a} - [(-\sin \vartheta \cos \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \sin \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \cos \beta] \right). \end{aligned}$$

При преобразовании уравнений (7) к форме Коши введем обозначения

$$\begin{aligned} M_x^H &= M_{R_x} - (I_z - I_y) \omega_y \omega_z - I_{xy} \omega_x \omega_z, & M_y^H &= M_{R_y} - (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_y \omega_z, \\ M_z^H &= M_{R_z} - (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2). \end{aligned} \quad (17)$$

Будем иметь

$$\frac{d\omega_x}{dt} = \frac{M_x^H I_y + M_y^H I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \quad \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{M_y^H I_x + M_x^H I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \quad \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_z^H}{I_z}. \quad (18)$$

Дополним систему уравнений кинематическими уравнения вращательного движения:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \frac{d\gamma}{dt} + \frac{d\psi}{dt} \sin \vartheta, & \omega_y &= \frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \cos \gamma + \frac{d\vartheta}{dt} \sin \gamma, \\ \omega_z &= -\frac{d\psi}{dt} \cos \vartheta \sin \gamma + \frac{d\vartheta}{dt} \cos \gamma. \end{aligned} \quad (19)$$

Из которых найдем

$$\begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), & \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{aligned} \quad (20)$$

Положение скоростной системы координат относительно нормальной можно определить углами  $\psi_a$ ,  $\vartheta_a$  и  $\gamma_a$ . Матрица направляющих косинусов  $\Gamma_3$  между скоростной и нормальной системами координат аналогична (9).

Проекции вектора скорости в нормальной системе координат определяются из выражения

$$\begin{pmatrix} V_{g_x} & V_{g_y} & V_{g_z} \end{pmatrix}^T = \Gamma_3^T (V \ 0 \ 0)^T. \quad (21)$$

Получим кинематические уравнения движения центра масс

$$\frac{dX}{dt} = V_{g_x} = V \cos \vartheta_a \cos \psi_a, \quad \frac{dH}{dt} = V_{g_y} = V \sin \vartheta_a, \quad \frac{dZ}{dt} = V_{g_z} = -V \cos \vartheta_a \sin \psi_a. \quad (22)$$

Положение скоростной системы координат относительно нормальной земной можно определить и углами  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\psi$ ,  $\vartheta$ ,  $\gamma$ . Имеем

$$f_a = \Gamma_1^T \Gamma_2 f_g, \quad f_a = \Gamma_3 f_g \Rightarrow \Gamma_3 = \Gamma_1^T \Gamma_2. \quad (23)$$

Используя выражения для матриц направляющих косинусов найдем

$$\begin{aligned} \sin \vartheta_a &= \sin \vartheta \cos \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta, \\ \cos \vartheta_a \cos \psi_a &= \cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \vartheta + \sin \alpha \cos \beta \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma - \\ &\quad - \sin \alpha \cos \beta \sin \psi \sin \gamma + \sin \beta \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \beta \sin \psi \cos \gamma, \\ -\sin \psi_a \cos \vartheta_a &= -\cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \vartheta - \sin \alpha \cos \beta \cos \psi \sin \gamma - \sin \alpha \cos \beta \times \\ &\quad \times \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma + \sin \beta \cos \psi \cos \gamma - \sin \beta \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma. \end{aligned} \quad (24)$$

Подставляя (24) в (22), после преобразования получим

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= V \left( \left[ \cos \psi \cos \vartheta \cos \alpha - (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \sin \alpha \right] \cos \beta + \right. \\ &\quad \left. + [\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma] \sin \beta \right), \\ \frac{dY}{dt} &= V \left[ (\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta \right], \\ \frac{dZ}{dt} &= V \left( \left[ -\sin \psi \cos \vartheta \cos \alpha - (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \sin \alpha \right] \cos \beta + \right. \\ &\quad \left. + [\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma] \sin \beta \right). \end{aligned} \quad (25)$$

Объединяя уравнения (16), (18), (20), (25) получим дифференциальные уравнения пространственного движения летательного аппарата:

$$\begin{aligned}
\frac{dV}{dt} &= g \left( n_{x_a} - [(\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta] \right), \\
\frac{d\alpha}{dt} &= \omega_z + \left( \omega_y \sin \alpha - \omega_x \cos \alpha \right) \frac{\sin \beta}{\cos \beta} - \\
&\quad - \frac{g}{V \cos \beta} \left( n_{y_a} - [\sin \vartheta \sin \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \cos \alpha] \right), \\
\frac{d\beta}{dt} &= \omega_x \sin \alpha + \omega_y \cos \alpha + \\
&\quad + \frac{g}{V} \left( n_{z_a} - [(-\sin \vartheta \cos \alpha + \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \sin \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \cos \beta] \right), \\
\frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x^n I_y + M_y^n I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \\
\frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y^n I_x + M_x^n I_{xy}}{I_x I_y - I_{xy}^2}, \\
\frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z^n}{I_z}, \\
\frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\
\frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\
\frac{dX}{dt} &= V \left( [\cos \psi \cos \vartheta \cos \alpha - (\sin \psi \sin \gamma - \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \sin \alpha] \cos \beta + \right. \\
&\quad \left. + [\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma] \sin \beta \right), \\
\frac{dH}{dt} &= V [(\sin \vartheta \cos \alpha - \cos \vartheta \cos \gamma \sin \alpha) \cos \beta - \cos \vartheta \sin \gamma \sin \beta], \\
\frac{dZ}{dt} &= V \left( [-\sin \psi \cos \vartheta \cos \alpha - (\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma) \sin \alpha] \cos \beta + \right. \\
&\quad \left. + [\cos \psi \cos \gamma - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma] \sin \beta \right);
\end{aligned} \tag{26}$$

где величины  $M_x^n$ ,  $M_y^n$ ,  $M_z^n$  определяются согласно (17).



## 2.2 Силы и моменты

Характер изменения параметров движения определяется действующими на ЛА результирующей силой  $\vec{R}$  и результирующим моментом  $\vec{M}_R$ , которые представляют собой сумму аэродинамических сил  $\vec{R}_A$  и моментов  $\vec{M}$  и силы  $\vec{P}$  и момента  $\vec{M}_P$  от тяги двигателя.

В проекциях на скоростные оси координат результирующая сила равна

$$R_{x_a} = P_{x_a} - c_{x_a} qS, \quad R_{y_a} = c_{y_a} qS - P_{y_a}, \quad R_{z_a} = c_{z_a} qS; \quad (27)$$

где  $q$  – скоростной напор,

$S$  – характерная площадь.

В проекциях на связанные оси координат результирующий момент равен

$$M_{R_x} = m_x qSL + M_{P_x}, \quad M_{R_y} = m_y qSL + M_{P_y}, \quad M_{R_z} = m_z qSL; \quad (28)$$

где  $L$  – характерный линейный размер.

Аэродинамические коэффициенты  $c_{x_a}$ ,  $c_{y_a}$ ,  $c_{z_a}$ ,  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$  определяют аэродинамические характеристики ЛА и являются функциями высоты, скорости, углов атаки и скольжения, углов отклонения органов управления.

Зная величину тяги  $P$ , являющейся функцией высоты, скорости, углов атаки и скольжения, режима работы двигателя и проч. и углы установки двигателя относительно связанных осей координат, используя матрицу направляющих косинусов  $\Gamma_1$ , можно определить величины проекций тяги двигателя на скоростные оси координат. Если сила тяги направлена вдоль продольной оси  $OX$  связанной системы координат, то  $P_{x_a} = P \cos \alpha \cos \beta$ ,  $P_{y_a} = -P \sin \alpha \cos \beta$ ,  $P_{z_a} = P \sin \beta$ . Зная расположение двигателя относительно центра масс, можно определить величину создаваемого им момента.

Указанные зависимости аэродинамических коэффициентов, тяги двигателя, геометрические характеристики, а также величины моментов инерции в зависимости от массы ЛА являются исходными данными для разработки системы предупреждения столкновения с землей.

### 2.3 Внутренние контуры управления

Величины результирующей силы  $\vec{R}$  и результирующего момента  $\vec{M}_R$  при управлении ЛА зависят от принятых законов отклонения органов управления. Систему управления ЛА можно разделить на подсистемы ручного и автоматического управления. Традиционные алгоритмы ручного и автоматического управления ЛА широко известны [52 – 58].

При ручном управлении обеспечивается необходимое качество процессов управления, необходимые градиенты расходов органов управления на создание определенных параметров движения (нормальной перегрузки, угла атаки, угловой скорости крена), ограничение предельных значений параметров движения (допустимый угол атаки, допустимая нормальная перегрузка) и ряд других характеристик, определяемых нормативными документами и предъявляемыми требованиями к ЛА. Допустимые значения угла атаки и перегрузки определяются характеристиками устойчивости по сваливанию, прочностью ЛА. Они могут изменяться в зависимости от скорости и высоты полета.

К системам автоматического управления обычно предъявляется требование отсутствия статической ошибки по управляемому параметру. По этой причине применяют астатические контуры управления. Управление (для ЛА нормальной аэродинамической схемы) в продольной плоскости осуществляется путем отклонения стабилизатора  $\varphi_{ст}$  (или руля высоты  $\delta_v$ ); управление в боковом канале – путем отклонения элеронов  $\delta_y$ , при этом дополнительно осуществляется обеспечение требуемых характеристик канала рыскания путем соответствующего отклонения рулей направления  $\delta_n$ ; управление скоростью полета осуществляется путем изменения режима работы двигателя с помощью перемещения рычага управления двигателя  $\delta_{руд}$ . Для контура управления нормальной перегрузкой, контура управления углом крена, контура стабилизации поперечной перегрузки и контура управления скоростью полета могут быть записаны классические алгоритмы управления вида

$$\begin{aligned}
\varphi_{ст} &= K_{in_y} \int (n_y - n_{y\text{зад}}) dt + K_{n_y} (n_y - n_{y\text{зад}}) + K_{\omega_z} \omega_z, \\
\delta_\gamma &= K_{i_\gamma} \int (\gamma - \gamma_{\text{зад}}) dt + K_\gamma (\gamma - \gamma_{\text{зад}}) + K_{\omega_x} \omega_x, \\
\delta_n &= K_{in_z} \int n_z dt + K_{n_z} n_z + K_{\omega_y} \omega_y, \\
\delta_{\text{пуд}} &= K_{iV} \int (V - V_{\text{зад}}) dt + K_V (V - V_{\text{зад}}) + K_{n_x} n_x.
\end{aligned} \tag{29}$$

Ограничение нормальной перегрузки в контуре управления нормальной перегрузкой может быть получено путем ограничения величины  $n_{y\text{зад}}$ , что достигается благодаря астатическим свойствам системы. Ограничение угла атаки может быть обеспечено, например, способом, изложенным в патенте РФ 2459230 [58].

Выбором значений коэффициентов усиления контуров управления в зависимости от режима полета при разработке систем обеспечиваются требуемые характеристики переходных процессов. При этом разработчиками систем управления закладываются в некотором смысле инвариантные свойства. При разработке контура управления нормальной перегрузкой обеспечивается время переходного процесса в некотором заданном диапазоне значений  $(t_{n_y,1} \dots t_{n_y,2})$  секунд и перерегулирование не более величины  $\sigma_{n_y}$ . При разработке контура управления углом крена обеспечивается заданная угловая скорость крена  $\omega_x^{\text{зад}}$ .

Очевидно, что чем меньше вариация характеристик переходных процессов автоматических контуров управления (чем выше инвариантные свойства), тем легче осуществить упрощенное описание системы при прогнозировании поведения ЛА.

Повышение инвариантных свойств систем управления, динамические характеристики которых изменяются в широких пределах, возможно путем применения на этапе их синтеза методов модальной инвариантности.

При создании системы предупреждения столкновения с землей алгоритмы внутренних контуров управления, в общем случае имеющие вид

$$\begin{aligned}
\varphi_{ст} &= f(n_{y \text{ зад}}, n_y, \omega_z, \alpha, \alpha_{\text{доп}}, V, H, \dots), \\
\delta_{\gamma} &= f(\gamma_{\text{зад}}, \gamma, \omega_x, V, H, \dots), \\
\delta_n &= f(n_z, \omega_y, V, H, \dots), \\
\delta_{руд} &= f(V_{\text{зад}}, V, n_x, H, \dots);
\end{aligned} \tag{30}$$

будем считать уже сформированными. Таким образом, законы отклонения органов управления, обеспечивающие отработку нормальной перегрузки, отработку угла крена, стабилизацию поперечной перегрузки и управление скоростью полета, являются исходными данными. К исходным данным также относятся и характеристики исполнительных устройств системы управления: их быстродействие, ограничения по ходу, ограничения по скорости перемещения и другие характеристики.

## **2.4 Формирование астатических систем управления на основе модально-инвариантной подсистемы**

Способы синтеза систем управления путем размещения корней характеристического многочлена в наперед заданном положении, называемые модальным управлением, широко известны и изложены, например, в работе [59]. При вариации параметров объекта управления положение корней в таких системах изменяется, что приводит к изменению характеристик переходных процессов замкнутой системы. Для обеспечения пониженной чувствительности (частичной инвариантности) основного контура были предложены методы, основанные на теории модально-инвариантных систем управления и позволяющие сформировать статическую систему [60 – 62]. Несмотря на достижение в таких системах инвариантных свойств, величина установившегося значения управляемой координаты варьируется при параметрических ошибках и постоянных возмущениях объекта. Преодоление этого затруднения возможно путем формирования астатической системы управления на основе модально-инвариантной подсистемы [8]. Отличительной особенностью подхода является то, что при таком построении системы отпадает необходимость в традиционном добавлении интегрирующего устройства в контур управления.

Структурное решение поставленной задачи состоит в предварительном формировании модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством. Замыкание подсистемы обратной связью по управляемой координате позволяет получить астатическую систему, как по отношению к управляющему, так и по отношению к возмущающим внешним и параметрическим воздействиям.

### 2.4.1 Синтез статической модально-инвариантной системы управления

Основными признаками модально-инвариантных систем управления, предложенных в работах [60 – 62] являются:

1) Представление разомкнутой системы в виде двух составляющих: астатического исполнительного устройства, спроектированного заранее и более некорректируемого, и объекта управления.

2) Наличие в структуре системы математической эталонной модели движения объекта (виртуального объекта с приближенно известными параметрами), реализуемой в вычислительном устройстве системы аналогично наблюдающему устройству.

3) Наличие эталонного контура управления моделью движения объекта с матрицей  $M$  обратных связей.

4) Использование разностных сигналов датчиков координат объекта и соответствующих координат его модели с матрицей  $N$  для коррекции движения объекта и с матрицей коррекции модели  $lN$  для сохранения (инвариантности) доминирующих мод эталонного контура при параметрических возмущениях объекта.

Для объекта управления, движение которого описывается уравнением вида

$$\dot{y} = Ay + B\delta, \quad (31)$$

где  $y$  –  $n$ -мерный вектор переменных состояния,  $A$  и  $B$  – матрицы параметров объекта,  $\delta$  – скалярное отклонение управляющего органа, приводимого в движение астатическим исполнительным устройством ( $\delta = W(p)u$ ,  $u$  – управляющий сигнал,  $W(p)$  – передаточная функция), полагая, что все переменные состояния доступны для измерения, т.е. вектор измерений равен вектору переменных состояния объекта  $y$ , формируется модель объекта с приближенно известными матрицами параметров  $A_m$  и  $B_m$

$$\dot{y}_m = A_m y_m + B_m \delta + lN(y - y_m), \quad (32)$$

и закон управления в виде

$$u = -My_m - N(y - y_m) + Gx. \quad (33)$$

Динамика системы определяется тремя матрицами коэффициентов усиления, для расчета которых известны матричные формулы (см., например, [61]):

$$M = -[W^{-1}(\lambda_1), \dots, W^{-1}(\lambda_n)] [(\lambda_1 E - A_m)^{-1} B_m, \dots, (\lambda_n E - A_m)^{-1} B_m]^{-1}; \quad (34)$$

$$l^T = -[1, \dots, 1] \left\{ [(\lambda_1 E - A_m)^{-1}]^T M^T, \dots, [(\lambda_n E - A_m)^{-1}]^T M^T \right\}^{-1}; \quad (35)$$

$$N = -[1, \dots, 1] [(\lambda_{n+1} E - A_m)^{-1} l, \dots, (\lambda_{n+n} E - A_m)^{-1} l]^{-1}; \quad (36)$$

где  $\lambda_1, \dots, \lambda_n$  – желаемые доминирующие корни характеристического уравнения эталонного контура с матрицей  $M$ ,  $\lambda_{n+1}, \dots, \lambda_{n+n}$  – желаемые корни характеристического уравнения контура коррекции модели, т.е. собственные значения матрицы  $(A_m - lN)$ .

Этим формулам соответствуют характеристические уравнения, с помощью которых они получены методом подстановки желаемых корней, определяющих качество системы:

$$W^{-1}(\lambda) + M(\lambda E - A_m)^{-1} B_m = 0, \quad (37)$$

$$1 + M(\lambda E - A_m)^{-1} l = 0, \quad (38)$$

$$1 + N(\lambda E - A_m)^{-1} l = 0. \quad (39)$$

Рассмотренное решение задачи модально-инвариантного управления позволяет получить статическую систему с негарантированным установившимся значением управляемой координаты при параметрических ошибках и постоянных возмущениях объекта. Для получения астатической системы может быть использован следующий подход.

## 2.4.2 Синтез астатической системы управления

Структурное решение задачи синтеза астатической системы управления состоит в предварительном формировании модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством. Замыкание подсистемы обратной связью по управляемой координате позволяет получить астатическую систему, как по отношению к управляющему, так и по отношению к внешним возмущающим воздействиям.

Для этого достаточно обеспечить в характеристическом уравнении подсистемы нулевой корень. Это означает, что при расчете матрицы  $M$  подсистемы один из задаваемых желаемых корней должен быть равен нулю. Если бы были известны и остальные желаемые корни подсистемы, то задача была бы в основном решена.

Однако остальные желаемые корни подсистемы могут быть вычислены после определения матрицы  $M$  при приближенно известных параметрах объекта, т.е. фактически по желаемым корням характеристического уравнения эталонного контура статической системы. Тогда, определяя элементы матрицы  $M = [M_1, \dots, M_n]$  по формуле (34), найдем желаемые корни подсистемы следующим путем.

Коэффициент  $M_n$  представим в виде суммы

$$M_n = M_{\text{разм}} + M_{\text{зам}}, \quad (40)$$

где  $M_{\text{разм}}$  определим путем замены в характеристическом многочлене статической системы (37) коэффициента  $M_n$  на коэффициент  $M_{\text{разм}}$  и подстановки нулевого корня, т.е. из уравнения

$$1 + [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}](-A_m)^{-1} B_m = 0, \quad (41)$$

где коэффициенты  $M_1, \dots, M_{n-1}$  известны из предыдущего расчета.

Коэффициент  $M_{\text{разм}}$  приведет к выделению интеграла в эталонном контуре и получению интегрирующего свойства формируемой подсистемы.



Характеристическое уравнение эталонного контура подсистемы окажется сформированным в виде

$$W^{-1}(\lambda) + [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}] (\lambda E - A_M)^{-1} B_M = 0. \quad (42)$$

Корни этого уравнения используются для вычисления матрицы  $l$ , обеспечивающей их инвариантность, т.е. независимость от вариаций параметров объекта. Данная матрица вычисляется путем подстановки найденных корней в характеристическое уравнение (38) или непосредственно в формулу (35), полагая в них  $M = [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}]$ .

Для дальнейшего формирования подсистемы необходимо найти матрицу  $N$ . Эта матрица используется для усиления разностных сигналов и получения сигнала коррекции объекта, который подается на исполнительное устройство и на все интеграторы модели через соответствующие элементы матрицы  $l$ . Матрицу  $N$  можно вычислить по формуле (36), задавая дополнительные корни  $\lambda_{n+1}, \dots, \lambda_{n+n}$ . Выбрать ее элементы можно и методом математического моделирования с контролем получающихся корней контура коррекции модели и учетом допустимого уровня помех сигналов датчиков на входе исполнительного устройства. Чем больше элементы матрицы  $N$ , тем сильнее стабилизируются переходные процессы относительно эталонного при разбросе параметров объекта.

Вычисляя рассогласование между заданным и измеряемым значениями управляемой координаты объекта и усиливая его коэффициентом  $M_{\text{зам}}$ , определяемого по формуле (40), осуществим замыкание подсистемы обратной связью. В результате управляющий сигнал на входе исполнительного устройства (закон управления) примет вид

$$u = -M y_M - N (y - y_M) + M_{\text{зам}} (x - y_n), \quad (43)$$

где  $x$  – управляющий (заданный) сигнал астатической системы, а  $y_n$  – управляемая координата объекта.

Таким образом, синтез астатической модально-инвариантной системы управления заключается в следующем:

1) Формирование эталонной модели на основании уравнений объекта управления и расчетных значений его параметров.

2) Выбор корней характеристического многочлена замкнутой системы и расчет матрицы  $M = [M_1, \dots, M_n]$  по формуле (34).

3) Замена коэффициента  $M_n$  на коэффициент  $M_{\text{разм}}$  и его расчет из выражения (41).

4) Расчет корней характеристического уравнения эталонного контура подсистемы по уравнению (42) (один из корней сформированной подсистемы является нулевым).

5) Вычисление матрицы  $l$  по формуле (35), используя матрицу  $M = [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}]$  и корни характеристического уравнения, полученные в пункте 4).

6) Вычисление матрицы  $N$  по формуле (36), задавая дополнительные корни  $\lambda_{n+1}, \dots, \lambda_{n+n}$  или выбирая ее элементы из других соображений.

7) Вычисление коэффициента  $M_{\text{зам}}$  из соотношения (40).

Рассмотренный подход позволяет синтезировать астатическую систему с пониженной чувствительностью переходных процессов к вариациям параметров объекта управления.

### 2.4.3 Синтез контура управления нормальной перегрузкой

Рассмотрим применение изложенного метода синтеза астатической системы управления на основе модально-инвариантной подсистемы на примере разработки контура управления нормальной перегрузкой.

Как известно, продольное короткопериодическое движение летательного аппарата описывается следующими уравнениями [53, 54]:

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_z &= \bar{M}_z^{\omega_z} \omega_z + \bar{M}_z^\alpha \alpha + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \bar{M}_z^\delta \delta + \bar{M}_z^{\text{возм}}, \\ \dot{\alpha} &= \omega_z - \bar{Y}^\alpha \alpha - \bar{Y}^\delta \delta, \\ n_y &= \frac{V}{g57.3} (\omega_z - \dot{\alpha});\end{aligned}\tag{44}$$

где  $\bar{M}_z^{\omega_z}$ ,  $\bar{M}_z^\alpha$ ,  $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$ ,  $\bar{M}_z^\delta$ ,  $\bar{Y}^\alpha$ ,  $\bar{Y}^\delta$  – приведенные аэродинамические коэффициенты, значения которых соответствуют расчетному режиму, но могут иметь до 1.5 раз большие или до 1.5 раз меньшие значения в непредвиденные стороны;  $\bar{M}_z^{\text{возм}}$  – возмущающий момент.

В рассматриваемом примере для гипотетического самолета примем:  $\bar{M}_z^{\omega_z} = -1.7$  1/с,  $\bar{M}_z^\alpha = -10.3$  1/с<sup>2</sup>,  $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}} = -0.3$  1/с,  $\bar{M}_z^\delta = -20.0$  1/с<sup>2</sup>,  $\bar{Y}^\alpha = 1.0$  1/с,  $\bar{Y}^\delta = 0.1$  1/с,  $V = 140.53$  м/с.

Измеряемыми координатами объекта являются угловая скорость тангажа  $\omega_z$  и нормальная перегрузка  $n_y$ , которая является управляемой координатой.

Пусть исполнительное устройство имеет передаточную функцию вида

$$W_{\text{иу}}(p) = \frac{625}{p^2 + 32p + 625}.\tag{45}$$

На основании уравнений объекта управления (44) составим уравнения эталонной модели. В качестве координат эталонной модели примем  $\omega_z^M$  и  $n_y^M$ , входной координатой является выход привода  $\delta$ . Пренебрежем подъемной силой руля высоты и запишем систему в форме Коши

$$\begin{aligned}\dot{\omega}_z^M &= \left( \bar{M}_z^{\omega_z} + \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} \right) \omega_z^M + \frac{g57.3}{V\bar{Y}^\alpha} \left( \bar{M}_z^\alpha + \bar{M}_z^{\delta\bar{Y}^\alpha} \right) n_y^M + \bar{M}_z^\delta \delta + u_{l1}, \\ \dot{n}_z^M &= \frac{V\bar{Y}^\alpha}{g57.3} \omega_z^M - \bar{Y}^\alpha n_y^M + u_{l2}.\end{aligned}\quad (46)$$

Или в матричной форме

$$\dot{y}_M = A_M y_M + B_M \delta + E u_l, \quad (47)$$

где

$$A_M = \begin{pmatrix} a_{11}^M & a_{11}^M \\ a_{11}^M & a_{22}^M \end{pmatrix}, \quad B_M = \begin{pmatrix} b_1^M \\ 0 \end{pmatrix}, \quad E = \begin{pmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{pmatrix}$$

или с учетом численных значений

$$A_M = \begin{pmatrix} -2.00 & -40.00 \\ 0.25 & -1.00 \end{pmatrix}, \quad B_M = \begin{pmatrix} -20.00 \\ 0 \end{pmatrix};$$

$u_l = (u_{l1} \quad u_{l2})$  – сигнал коррекции модели с помощью матриц  $l$  и  $N$ .

Закон управления согласно (43) примем в виде

$$u = -M_1 \omega_z^M - M_{\text{разм}} n_y^M - N_1 (\omega_z - \omega_z^M) - N_2 (n_y - n_y^M) + M_{\text{зам}} (n_y^{\text{зад}} - n_y). \quad (48)$$

Запишем характеристическое уравнение желаемой системы (эталонного контура статической системы) согласно уравнению (37)

$$(\lambda^2 + 32\lambda + 625)(\lambda^2 + 3\lambda + 12) + 625(-20M_1(\lambda + 1) - 5M_2) = 0.$$

Для расчета коэффициентов  $M_1$ ,  $M_2$  требуется задать желаемые корни  $\lambda_1$ ,  $\lambda_2$ , которые надо выбрать, обеспечивая желаемую динамику, в частности, с учетом близости в данном примере собственных частот исполнительного устройства и объекта. Подходящими корнями являются комплексно-сопряженные корни, не возбуждающие колебания исполнительного устройства:  $\lambda_1 = -3.2 + 2.8i$ ,  $\lambda_2 = -3.2 - 2.8i$ .

Подставляя эти корни в характеристическое уравнение, получим систему двух алгебраических уравнений, решая которую найдем  $M_1 = -0.13$ ,  $M_2 = -0.15$ .

Подставляя в характеристическое уравнение с известным коэффициентом

$M_1 = -0.13$  нулевой корень и вместо коэффициента  $M_2$  коэффициент  $M_{\text{разм}}$ , найдем  $M_{\text{разм}} = 2.93$ .

Положительный знак этого коэффициента соответствует положительной обратной связи в эталонном контуре для размыкания модели объекта через исполнительное устройство для получения интегрирующего свойства подсистемы.

Характеристическое уравнение эталонного контура подсистемы примет вид  $\lambda^4 + 35\lambda^3 + 733\lambda^2 + 3921\lambda = 0$ . Два доминирующих корня этого уравнения равны  $\lambda_1 = 0$ ,  $\lambda_2 = -7.42$ .

Эти доминирующие корни подсистемы нужны для вычисления матрицы  $l$ , обеспечивающей их инвариантность, несмотря на изменение параметров объекта.

Характеристическое уравнение для расчета матрицы  $l$  можно получить в виде уравнения (38) или в раскрытом виде

$$(\lambda^2 + 3\lambda + 12) + (M_1(\lambda + 1) + 0.25M_{\text{разм}})l_1 + (-40M_1 + M_{\text{разм}}(\lambda + 2))l_2 = 0.$$

При подстановке доминирующих корней подсистемы получим два уравнения относительно неизвестных элементов  $l_1$ ,  $l_2$  матрицы  $l$ , а затем и значения самих элементов  $l_1 = -26.07$ ,  $l_2 = 0.33$ .

Для расчета матрицы  $N = [N_1, N_2]$  воспользуемся уравнением (39), которое запишем в раскрытом виде

$$(\lambda^2 + 3\lambda + 12) + N_1((\lambda + 1)l_1 - 40l_2) + N_2(0.25l_1 + (\lambda + 2)l_2) = 0.$$

Задав действительные корни  $\lambda_3 = -5.6$ ,  $\lambda_4 = -5.5$ , получим  $N_1 = -0.35$ ,  $N_2 = -1.11$ .

Для окончательного формирования системы найдем замыкающий коэффициент согласно (40):  $M_{\text{зам}} = M_2 - M_{\text{разм}} = -0.15 - 2.93 = -3.08$ .

Важной функцией контура управления нормальной перегрузкой является функция предотвращения выхода за допустимый угол атаки  $\alpha^{\text{доп}}$  для исключения сваливания самолета. Эта функция может быть реализована путем введения блока выбора минимального сигнала из сигнала рассогласования заданной и текущей

нормальной перегрузки и сигнала рассогласования допустимого и текущего угла атаки умноженного на коэффициент  $a_{21}^M$ , который характеризует связь между углом атаки и нормальной перегрузкой.

С учетом закона управления (48), а также вышесказанного об ограничении допустимого угла атаки сформируем структурную схему астатического контура управления нормальной перегрузкой (рисунок 4).

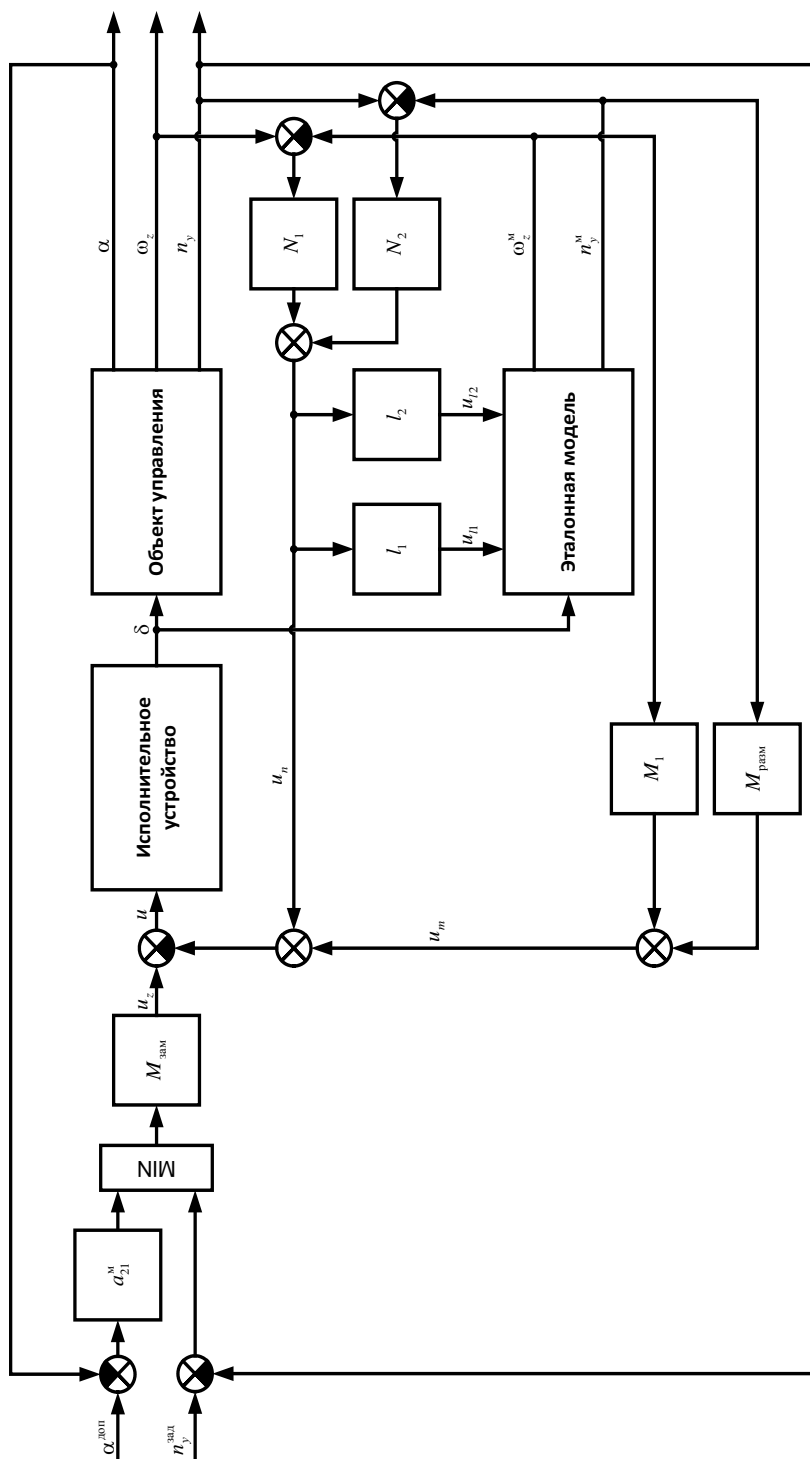


Рисунок 4 – Структурная схема астатической системы управления нормальной перегрузкой

Структурная схема эталонной модели, описываемой уравнениями (47), представлена на рисунке 5.

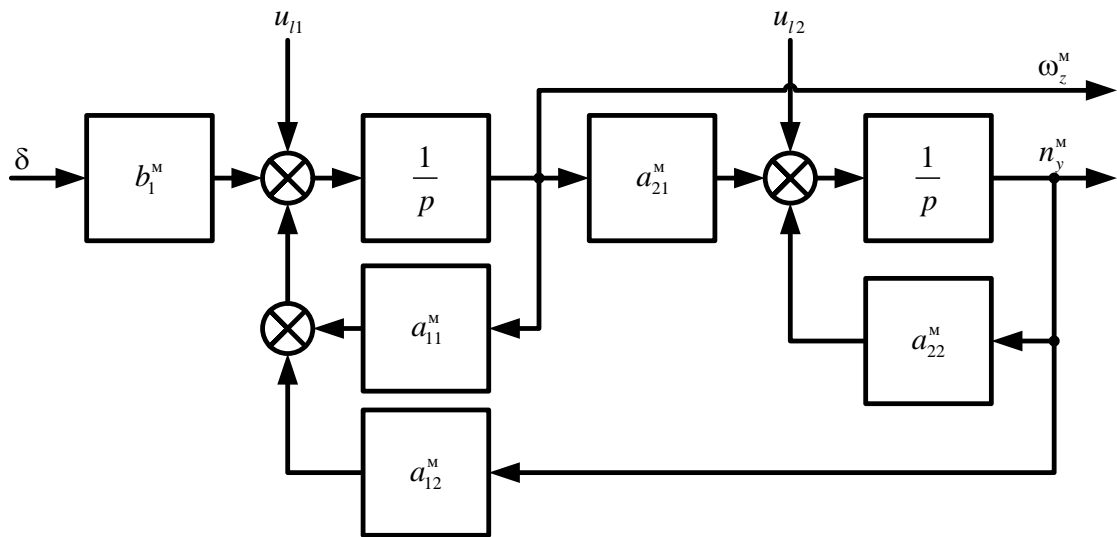


Рисунок 5 – Структурная схема эталонной модели

На схемах приняты обозначения:

$u_m$  – сумма усиленных сигналов координат модели, формирующих эталонный контур с матрицей  $M$  ;

$u_n$  – сумма усиленных разностных сигналов координат объекта и модели с матрицей  $N$ ;

$u_z$  – усиленный сигнал разности заданного и измеряемого значений управляемой координаты объекта;

$u$  – суммарный входной сигнал исполнительного устройства ( $u = u_m + u_n + u_z$ ).

Моделирование сформированной системы управления проведено при расчетных значениях параметров объекта (обозначение на графиках: 1) и двух крайне неблагоприятных, меняющихся в 1.5 раза в большую и меньшую стороны (обозначения на графиках: 2 и 3 соответственно), коэффициент передачи объекта при этом меняется в 2.04 раза.

Переходные процессы разомкнутой системы (без системы управления), т.е. последовательного соединения исполнительного устройства и объекта при расчетных и крайне неблагоприятных параметрах по координатам  $\omega_z$  и  $n_y$

приведены на рисунке 6 при ступенчатом входном воздействии  $u = -2.5$  до 10-ой секунды и возмущающем воздействии эквивалентном 2 градусам отклонения исполнительного устройства, введенном на 5-ой секунде моделирования. Эти процессы имеют большие значения перерегулирования (23.6, 16.5, 31.5 %) и разброса установившихся значений в 2.04 раза, что соответствует разбросу коэффициента передачи объекта. Возмущающее воздействие приводит к увеличению статических ошибок.

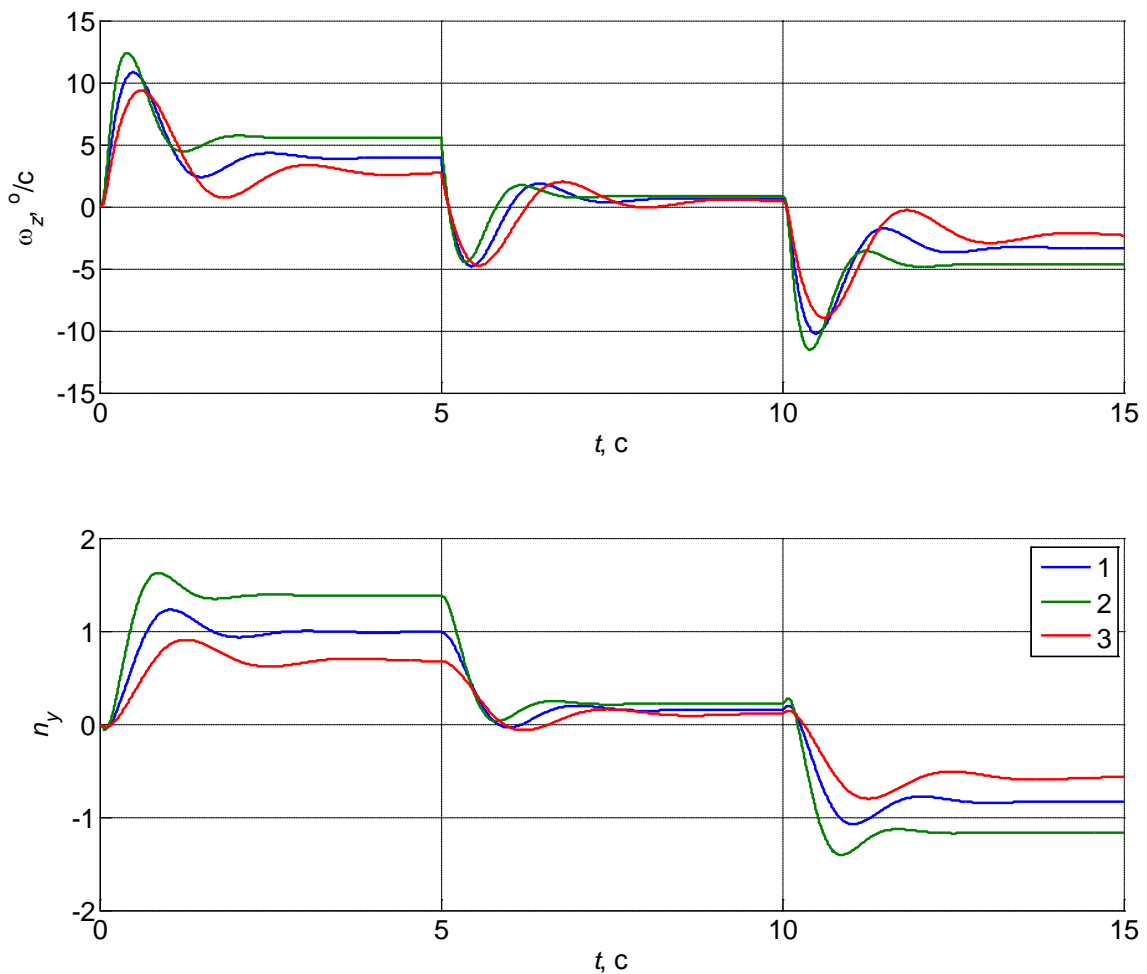


Рисунок 6 – Переходные процессы исходной системы

Результаты моделирования синтезированной системы при входном ступенчатом воздействии  $n_y^{\text{зад}} = 1.0$  до 10-ой секунды и аналогичном возмущающем воздействии показаны на рисунке 7. На графиках дополнительно приведены переходные процессы управляющего органа  $\delta$ . Наиболее быстрый процесс соответствует наибольшему коэффициенту передачи объекта, наиболее медленный процесс соответствует наименьшему коэффициенту передачи и



наибольшему времени переходного процесса. Средний процесс соответствует расчетным приближенно известным параметрам объекта, этот процесс имеет малое перерегулирование (2.6 %) и удовлетворительное время нарастания до 70 % от установившегося значения (0.52 с). Как видно, по управляемой координате  $n_y$ , обеспечивается астатизм как по отношению к управляющим, так и по отношению к внешним возмущающим воздействиям при вариации параметров объекта управления.

Переходные процессы отклонений управляющего органа не имеют значительной колебательности, что свидетельствует о рациональном расчете желаемого процесса системы и выборе соотношения коэффициентов усиления разностных сигналов. Величины этих коэффициентов соизмеримы со значениями коэффициентов обратных связей статической системы.

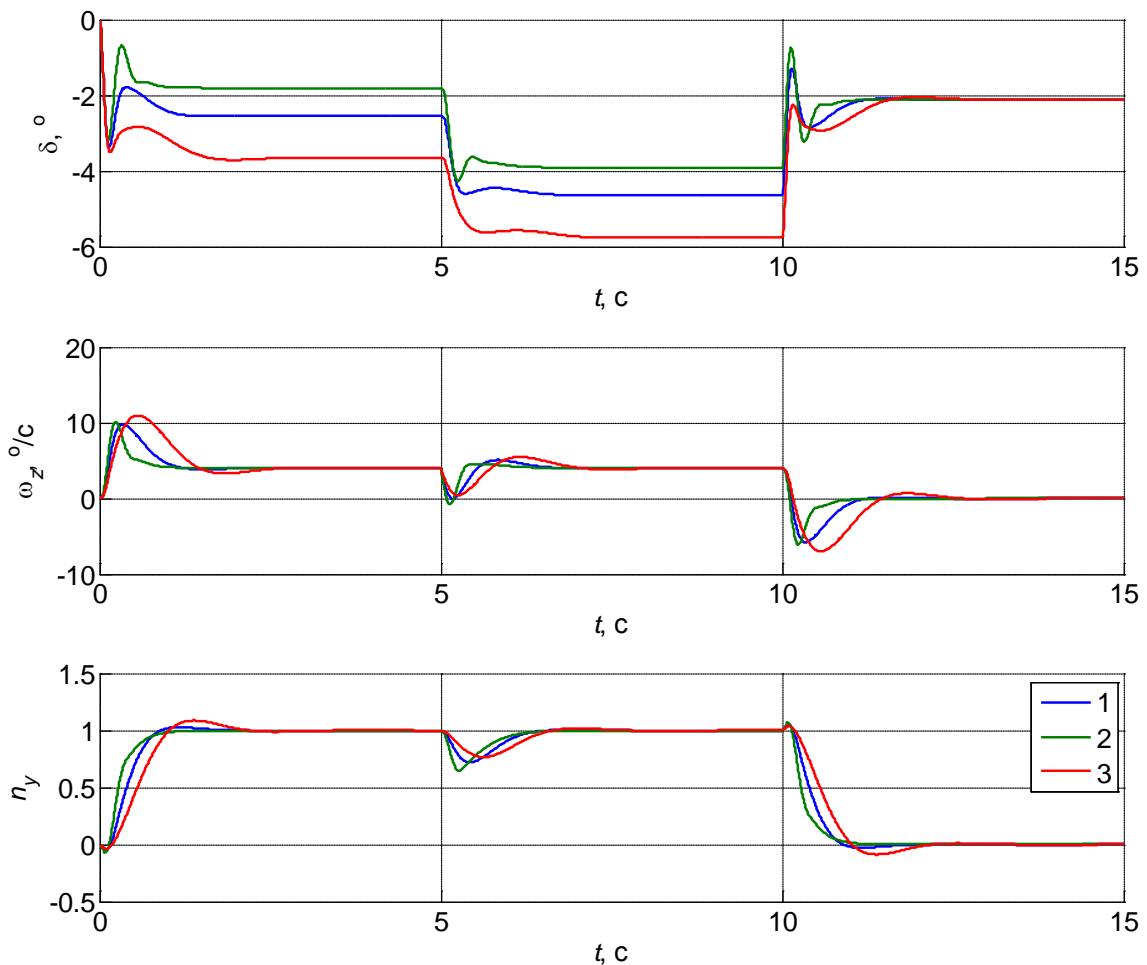


Рисунок 7 – Переходные процессы синтезированной системы

На рисунке 8 приведены переходные процессы при больших коэффициентах усиления разностных сигналов, когда  $N_1 = -9.2$ ,  $N_2 = -32.0$ . В этом случае переходные процессы несколько приближаются к эталонному, а парирование возмущений происходит более интенсивно, что свидетельствует об уменьшении чувствительности переходных процессов системы к вариации параметров объекта управления при увеличении коэффициентов усиления разностных сигналов. При уменьшении этих коэффициентов до нуля система не теряет устойчивости.

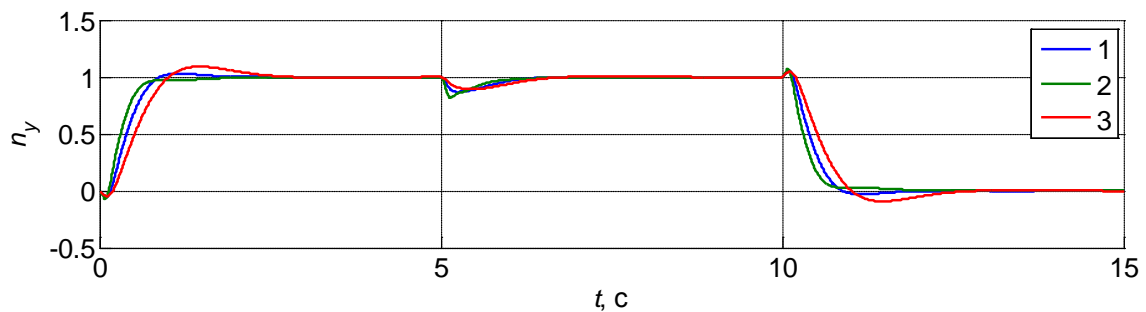


Рисунок 8 – Переходные процессы при увеличении коэффициентов усиления разностных сигналов

Рассмотренный пример подтверждает ожидаемые результаты для линейной системы. Однако, значительный интерес представляет работоспособность системы при учете нелинейностей исполнительного устройства таких, как ограничение скорости отклонения и самого отклонения управляющего органа объекта. На рисунках 9 и 10 приведены переходные процессы при ограничении скорости перемещения выходного звена исполнительного устройства величинами от минус  $15^\circ/\text{с}$  до  $15^\circ/\text{с}$ , а также ограничении выходного сигнала исполнительного устройства величинами от минус  $15^\circ$  до  $15^\circ$ . Входное воздействие составляло  $n_y^{\text{зад}} = 3.0$  и  $n_y^{\text{зад}} = 10.0$  соответственно.

Как видно, система сохраняет устойчивость. Ограничение скорости перемещения выходного звена исполнительного устройства не приводит к существенному изменению качества переходных процессов. Как и следовало ожидать, при выходе исполнительного устройства на ограничение по положению

качество переходных процессов определяется собственными характеристиками объекта управления.

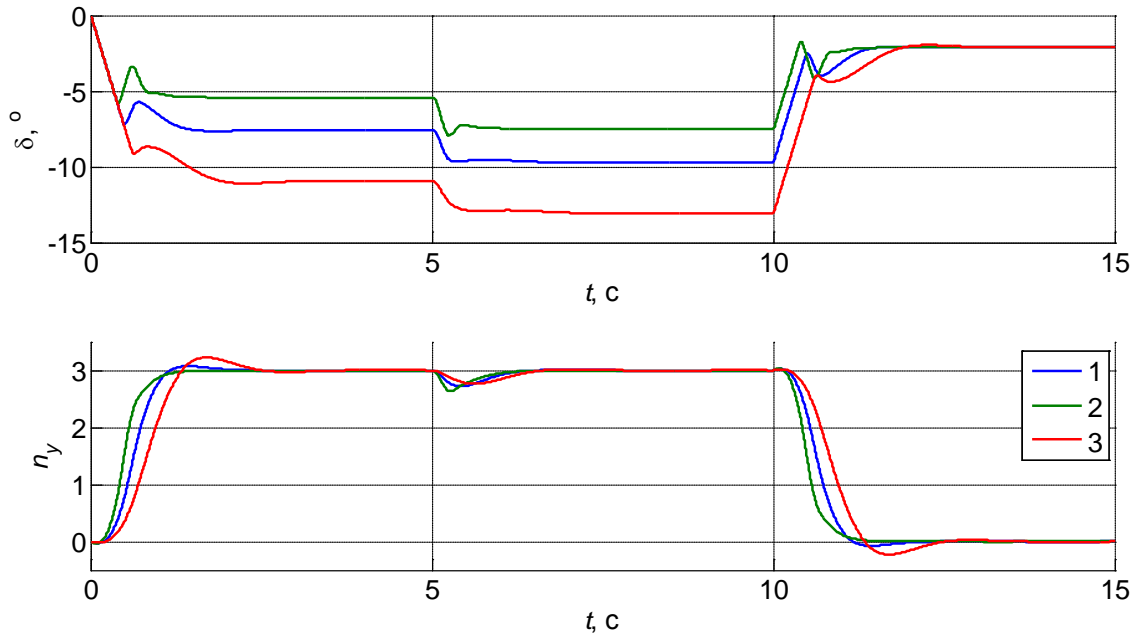


Рисунок 9 – Переходные процессы при учете нелинейности исполнительного устройства

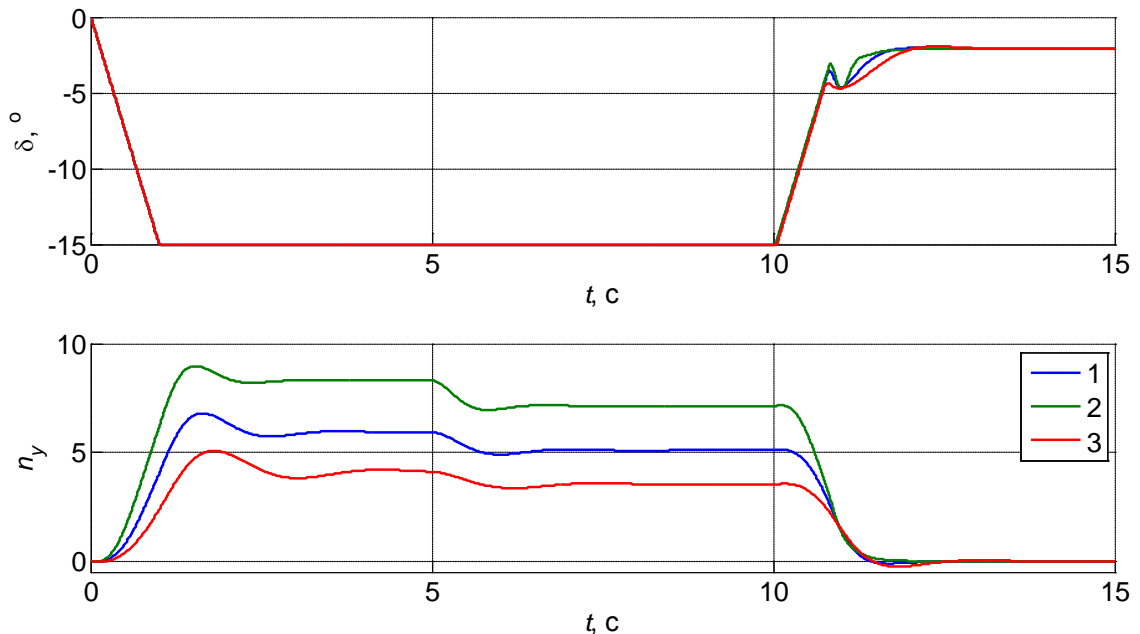


Рисунок 10 – Переходные процессы при учете нелинейности исполнительного устройства

Для демонстрации функционирования контура ограничения угла атаки примем в качестве допустимого значения величину  $\alpha^{\text{доп}} = 15^\circ$ . На рисунке 11

приведены переходные процессы по координатам  $\alpha$  и  $n_y$  для условий моделирования рассмотренных ранее, входное воздействие  $n_y^{\text{зад}} = 10.0$ . Как видно, предложенный алгоритм управления позволяет осуществить ограничения угла атаки при возмущающих воздействиях и при вариации параметров объекта управления.

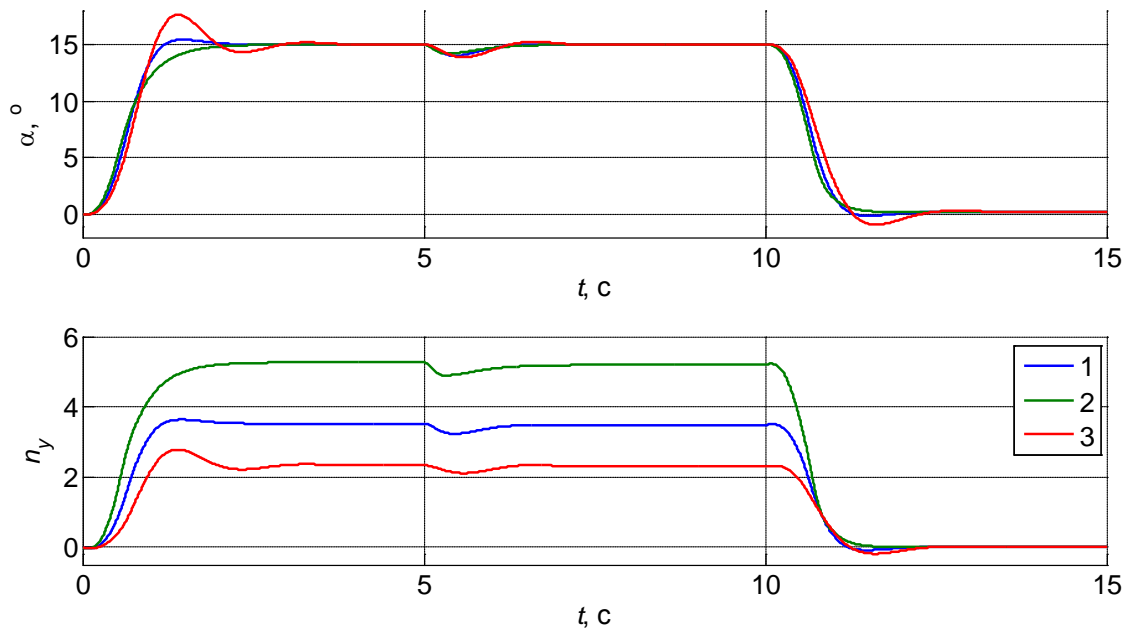


Рисунок 11 – Переходные процессы отклонения органа управления

Рассмотренный пример синтеза контура управления нормальной перегрузкой с функцией ограничения допустимого угла атаки подтверждает теоретические заключения о способе формирования астатической системы на основе модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством.

## 2.5 Выводы по главе 2

1 На основе анализа летательного аппарата как объекта управления определены исходные данные, потребные для формирования системы предупреждения столкновения с землей, которыми являются:

- аэродинамические характеристики;
- характеристики двигательной установки;
- массовые и инерционные характеристики;
- характеристики исполнительных устройств;
- величины ограничительных параметров (допустимая перегрузка, допустимый угол атаки) в зависимости от режима полета;
- алгоритмы автоматического управления, обеспечивающие отклонение органов управления при отработке нормальной перегрузки, отработке угла крена, стабилизации поперечной перегрузки и управлении скоростью полета.

Уменьшение вариации характеристик переходных процессов автоматических контуров управления (повышение инвариантных свойств) позволяет упростить описание системы при прогнозировании поведения ЛА. Повышение инвариантных свойств систем управления, динамические характеристики которых изменяются в широких пределах, возможно путем применения на этапе их синтеза методов модальной инвариантности.

2 Предложен способ формирования структуры астатических систем управления, заключающийся в предварительном формировании модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством, позволяющий получить астатизм по управляющим и возмущающим воздействиям, а также пониженную чувствительность системы к вариациям параметров объекта управления.

3 В качестве примера на основе предложенного способа проведен синтез перспективного контура управления нормальной перегрузкой с функцией ограничения допустимого угла атаки.

### **ГЛАВА 3 ФОРМИРОВАНИЕ АЛГОРИТМОВ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ**

Разделим систему предупреждения столкновения с землей по функциональному признаку на исполнительную и мониторинговую части. Исполнительной частью системы является алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей. Мониторинговая часть представляет собой алгоритм активации системы.

Синтез алгоритма управления заключается в формировании заданного значения нормальной перегрузки, заданного значения угла крена, а также формировании алгоритма управления тягой двигателя с целью управления скоростью полета.

Принятие решения об активации системы осуществим на основе прогнозирования траектории летательного аппарата путем интегрирования упрощенных уравнений движения с учетом сформированных алгоритмов управления при выполнении маневра уклонения.

### 3.1 Алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей

Маневр уклонения от столкновения с землей разделим на две фазы. Первая фаза состоит в прекращении снижения ЛА. После прекращения снижения, в нижней точке траектории летательный аппарат будет обладать значительной нормальной перегрузкой. Вторая фаза направлена на обеспечение безопасной передачи управления летчику. Для этого необходимо погасить ускорение ЛА и произвести обнуление угла крена. Кроме того, для исключения повторных срабатываний системы и обеспечения свободного маневрирования после взятия управления летчиком на себя целесообразно осуществить набор некоторой высоты, превышающей граничную высоту на определенную безопасную величину  $\Delta H_6$ .

#### 3.1.1 Первая фаза маневра уклонения, стратегии управления

Конечной целью управления при выполнении основной первой фазы маневра уклонения от столкновения с землей является прекращение снижения ЛА и совмещение его плоскости симметрии с вертикальной плоскостью.

Для определения законов формирования заданных значений рассмотрим уравнения сил (3) в проекциях на траекторные оси координат. При отсутствии возмущений внешней среды траекторные углы  $\theta$  и  $\Psi$  совпадают со скоростными углами  $\vartheta_a$  и  $\psi_a$ . Положение скоростных осей координат относительно траекторных определяется скоростным углом крена  $\gamma_a$ .

Используя выражения, аналогичные (19), и полагая  $\gamma_a = 0$ , будем иметь

$$\omega_{x_k} = \frac{d\Psi}{dt} \sin \theta, \quad \omega_{y_k} = \frac{d\Psi}{dt} \cos \theta, \quad \omega_{z_k} = \frac{d\theta}{dt}. \quad (49)$$

Принимая во внимание матрицу направляющих косинусов между скоростной и траекторной системами координат [48]

$$\Gamma_4 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_a & -\sin \gamma_a \\ 0 & \sin \gamma_a & \cos \gamma_a \end{pmatrix} \quad (50)$$

и величины проекций силы тяжести на траекторную систему координат, из уравнения (3) получим

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= R_{x_a} - G \sin \theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= R_{y_a} \cos \gamma_a - R_{z_a} \sin \gamma_a - G \cos \theta, \\ -mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt} &= R_{y_a} \sin \gamma_a + R_{z_a} \cos \gamma_a; \end{aligned} \quad (51)$$

где  $R_{x_a} = P_{x_a} - X_a$ ,  $R_{y_a} = P_{y_a} + Y_a$ ,  $R_{z_a} = P_{z_a} + Z_a$ ;  $X_a$ ,  $Y_a$ ,  $Z_a$  – сила лобового сопротивления, подъемная сила, боковая сила.

С учетом выражений для тангенциальной, нормальной скоростной и боковой перегрузок приведем уравнения (51) к виду

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g (n_{x_a} - \sin \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V} (n_{y_a} \cos \gamma_a - n_{z_a} \sin \gamma_a - \cos \theta), \\ -\cos \theta \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{g}{V} (n_{y_a} \sin \gamma_a + n_{z_a} \cos \gamma_a). \end{aligned} \quad (52)$$

Дополним систему кинематическими уравнениями движения центра масс. Перепишем уравнения (21) в виде

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= V \cos \theta \cos \Psi, \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta, \\ \frac{dZ}{dt} &= -V \cos \theta \sin \Psi. \end{aligned} \quad (53)$$



Для предотвращения столкновения с землей необходимо сформировать управляющие воздействия, направленные на создание положительной вертикальной скорости  $\frac{dH}{dt}$ .

Из второго уравнения (53) видно, что производная  $\frac{dH}{dt}$  будет положительной при положительном значении угла наклона траектории. Из второго уравнения (52) следует, что на изменение угла наклона траектории влияют нормальная скоростная и боковая перегрузки, скоростной угол крена. Как известно, диапазон измерения угла крена лежит в пределах от минус  $180^\circ$  до  $180^\circ$ , диапазон измерения угла наклона траектории составляет от минус  $90^\circ$  до  $90^\circ$ . Величины углов имеют следующую особенность: при достижении значения угла наклона траектории минус  $90^\circ$  угол крена скачкообразно меняет свое значение на величину  $\pm 180^\circ$  (знак «+» применяется если  $\gamma_a < 0$ , знак «-» в противоположном случае), а угол наклона траектории начинает возрастать. Наибольшей возможностью по созданию перегрузки летательные аппараты самолетной схемы имеют по оси подъемной силы, поэтому именно нормальная перегрузка должна использоваться для искривления траектории ЛА.

С учетом вышесказанного положительный угол наклона траектории может быть достигнут при использовании следующих *стратегий управления*.

1) При малых начальных значениях угла наклона траектории целесообразно обнулять скоростной угол крена и отрабатывать положительную нормальную перегрузку. При  $\gamma_a = 0^\circ$  и максимальном положительном значении нормальной перегрузки изменение угла наклона траектории будет происходить с наибольшей эффективностью. При углах  $\gamma_a$  по модулю более  $90^\circ$  отработка нормальной перегрузки будет приводить к росту отрицательного угла наклона траектории, что не согласуется с целью управления.

2) При больших по модулю начальных значениях угла наклона траектории целесообразно отрабатывать заданный угол крена  $180^\circ$  (минус  $180^\circ$ ) и

положительную нормальную перегрузку. В этом случае после достижения угла наклона траектории минус  $90^\circ$  угол крена скачкообразно изменит свое значение на нулевое, которое при дальнейшем возрастании угла наклона траектории необходимо стабилизировать. Такой подход применим при начальных углах крена по модулю больше  $90^\circ$ .

При формировании алгоритма управления учтем, что величина поперечной перегрузки стабилизируется на нулевом значении соответствующим контуром управления, следовательно, остаются малыми по величине боковая перегрузка и угол скольжения, и ими можно пренебречь.

Радиус кривизны траектории  $R_{тр}$  связан со скоростью и проекциями перегрузки соотношением [48]:

$$R_{тр} = \frac{V^2}{g(n_{y_a} \cos \gamma_a - n_{z_a} \sin \gamma_a - \cos \theta)}, \quad (54)$$

которое может быть получено из второго уравнения (52). Уменьшение величины радиуса кривизны, а следовательно, и потери высоты, может быть достигнуто изменением скорости полета. При этом необходимо учитывать зависимость располагаемой перегрузки от скорости. Для управления скоростью полета необходимо организовать управление тягой двигателя.

Таким образом, на первой фазе маневра уклонения должно осуществляться управление углом крена и нормальной перегрузкой с целью повышения эффективности нарастания угла наклона траектории, а также управление тягой двигателя с целью уменьшения радиуса кривизны траектории и уменьшения потери высоты за маневр уклонения.

### 3.1.1.1 Формирование заданного значения нормальной перегрузки

Из второго уравнения системы (52) следует, что при величине нормальной перегрузки больше 1.0, на знак производной  $\frac{d\theta}{dt}$  влияет только величина угла  $\gamma_a$ . Следовательно, алгоритм управления заданной нормальной перегрузкой будет зависеть только от этой величины.

При использовании первой стратегии управления положительный знак производной  $\frac{d\theta}{dt}$  при угле  $\gamma_a$  по модулю более  $90^\circ$  может быть получен и созданием отрицательных величин нормальной перегрузки. С увеличением производной  $\frac{d\theta}{dt}$ , время обнуления угла наклона траектории сокращается, и, как следствие, сокращается величина потери высоты за маневр. Для увеличения производной  $\frac{d\theta}{dt}$  необходимо обрабатывать максимально возможную перегрузку  $n_{y \max}^{AY}$ , допустимую при автоматическом управлении, при углах крена  $|\gamma_a| < 90^\circ$ , и минимально возможную перегрузку  $n_{y \min}^{AY}$ , допустимую при автоматическом управлении, при углах крена  $|\gamma_a| > 90^\circ$ .

Ограниченное быстроедействие контура обработки нормальной перегрузки и ограничение по угловой скорости крена  $\omega_x^{AY}$ , развиваемой при автоматическом управлении, приводят к необходимости начинать обработку нормальной перегрузки  $n_{y \max}^{AY}$  с некоторым упреждением по отношению к углу крена  $90^\circ$ . Как результат, формирование заданного значения нормальной перегрузки сводится к определению угла крена  $\gamma_1$ , при котором заданное значение нормальной перегрузки равно минимально допустимому, и угла крена  $\gamma_2$ , при котором заданное значение нормальной перегрузки становится равным максимально

допустимому при автоматическом управлении. Алгоритм управления принимает сравнительно простой вид, представленный на рисунке 12.

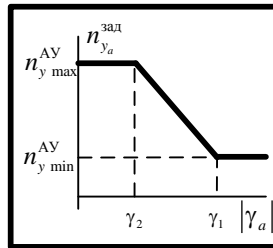


Рисунок 12 – Вид закона управления заданной нормальной перегрузкой

Очевидно, что значения параметров  $\gamma_1$  и  $\gamma_2$  должны быть не меньше  $90^\circ$ , так как при  $|\gamma_a| < 90^\circ$  положительная нормальная перегрузка приводит к росту производной  $\frac{d\theta}{dt}$ . Максимальным значением параметров является максимальный по модулю угол крена, составляющий  $180^\circ$ . Кроме того, для уменьшения потери высоты отработка перегрузки  $n_{y_{max}}^{AY}$  должна осуществляться за минимально возможное время. Это обеспечивается при ступенчатом изменении заданного значения нормальной перегрузки, следовательно, в законе управления согласно рисунку 12 должно выполняться условие  $\gamma_2 = \gamma_1$ , и он приобретает релейный вид. Будем называть параметр  $\gamma_1$  *углом упреждения по крену*.

При исследовании влияния динамических характеристик контуров автоматического управления ЛА и угла упреждения по крену на величину высоты, которая будет потеряна за маневр уклонения от столкновения, воспользуемся методом математического моделирования.

Будем полагать, что переходные процессы при отработке перегрузки близки к аperiodическим с постоянной времени  $T_{n_y}$ , тогда

$$\frac{dn_{y_a}}{dt} = -\frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a} + \frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a}^{\text{зад}}. \quad (55)$$

Изменение скоростного угла крена будем считать происходящим с постоянной угловой скоростью  $\omega_x^{AY}$  от начального значения  $\gamma_0$  до нулевого значения, то есть

$$\frac{d\gamma_a}{dt} = -\omega_x^{\text{AY}} \cdot \text{sign}(\gamma_a). \quad (56)$$

Математическую модель для определения величины потери высоты  $\Delta H$  получим путем объединения второго уравнения системы (52) (с учетом  $n_{z_a} \approx 0$ ), второго уравнения системы (53), уравнений (55) и (56):

$$\begin{aligned} \frac{dn_{y_a}}{dt} &= -\frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a} + \frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a}^{\text{зад}}, \\ \frac{d\gamma_a}{dt} &= -\omega_x^{\text{AY}} \cdot \text{sign}(\gamma_a), \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V} (n_{y_a} \cos \gamma_a - \cos \theta), \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \quad (57)$$

Исследование влияния угла упреждения по крену  $\gamma_1$  на величину потери высоты проведем следующим образом. На первом этапе будем считать величину скорости полета  $V$  постоянной. Для фиксированного набора начальных значений  $n_{y_{a0}}$ ,  $\gamma_{a0}$ ,  $\theta_0$ ,  $H_0$  и параметров контуров автоматического управления  $\omega_x^{\text{AY}}$  и  $T_{n_y}$ ,  $n_{y_{\max}}^{\text{AY}}$ ,  $n_{y_{\min}}^{\text{AY}}$  для различных значений угла упреждения по крену  $\gamma_1$  ( $\gamma_1^i$ ,  $i=1\dots n$ ), решая систему дифференциальных уравнений (57) до выполнения условия  $\theta \geq 0$ , определим величины потерь высоты  $\Delta H^i$ . При тех же начальных значениях и параметрах контуров автоматического управления методами численной оптимизации (например, методом золотого сечения [63]) определим минимальную потерю высоты  $\Delta H^{\min}$  и значение угла упреждения по крену, при котором она достигается, обозначим его  $\gamma_{1b}$ . Найдем разницу в потере высот по отношению к наименьшей  $\Delta(\Delta H^i) = \Delta H^{\min} - \Delta H^i$ , нулевое значение величины  $\Delta(\Delta H)$  будет соответствовать значению параметра  $\gamma_{1b}$ , при котором потеря высоты минимальна для данных начальных условий и параметров контуров автоматического управления. Изменяя набор значений  $V$ ,  $n_{y_{a0}}$ ,  $\gamma_{a0}$ ,  $\theta_0$ ,  $H_0$ ,  $\omega_x^{\text{AY}}$ ,  $T_{n_y}$ ,  $n_{y_{\max}}^{\text{AY}}$ ,  $n_{y_{\min}}^{\text{AY}}$  можно определить их влияние на величину  $\gamma_{1b}$ .

Как отмечалось ранее, значения параметра  $\gamma_1$  лежат в диапазоне от  $90^\circ$  до  $180^\circ$ . По этой причине в качестве начального значения угла крена следует принять величину  $\gamma_0 = 180^\circ$ . В качестве начального значения высоты примем  $H_0 = 0$  м, в этом случае величина потери высоты при решении уравнений (57) будет равна конечной высоте  $H_k$ . При определении параметра  $\gamma_{1b}$  воспользуемся методом золотого сечения с заданной точностью  $0.5^\circ$ .

На рисунках 13 – 16 представлена разница в потере высот при  $n_{y \max}^{AY} = 5.0$ ,  $n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_a 0} = 1.0$ ,  $V = 300$  м/с в зависимости от величины  $\gamma_1$  при начальных значениях угла наклона траектории минус  $15^\circ$ , минус  $30^\circ$ , минус  $45^\circ$ ; при располагаемых угловых скоростях крена 15, 30, 60  $^\circ/\text{с}$ ; при постоянных времени контура отработки нормальной перегрузки 1.00, 0.66, 0.50, 0.33 с. На графиках данные, соответствующие угловой скорости крена 15  $^\circ/\text{с}$ , обозначены пунктирными линиями, 30  $^\circ/\text{с}$  – сплошными линиями, 60  $^\circ/\text{с}$  – штриховыми линиями; данные, соответствующие начальному углу наклона траектории минус  $15^\circ$ , обозначены линиями с квадратными маркерами, минус  $30^\circ$  – линиями с треугольными маркерами, минус  $45^\circ$  – линиями с круглыми маркерами.

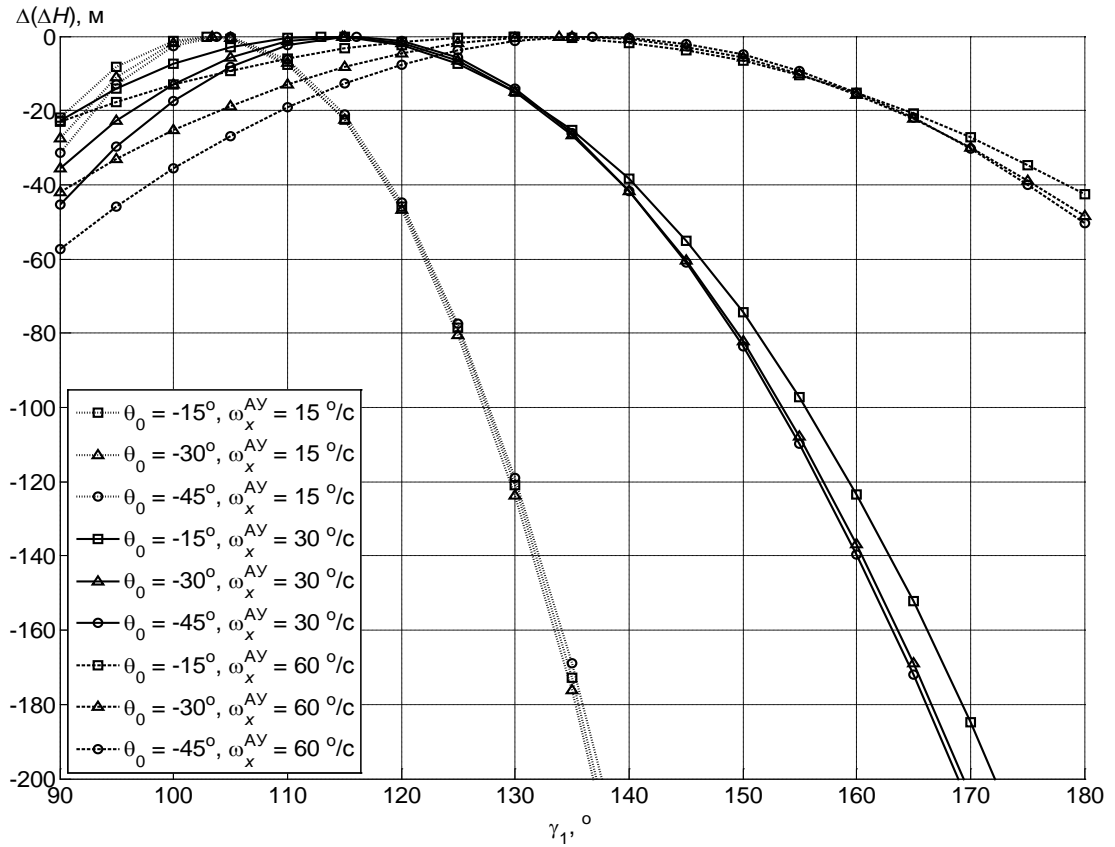


Рисунок 13 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 1.00$  с)

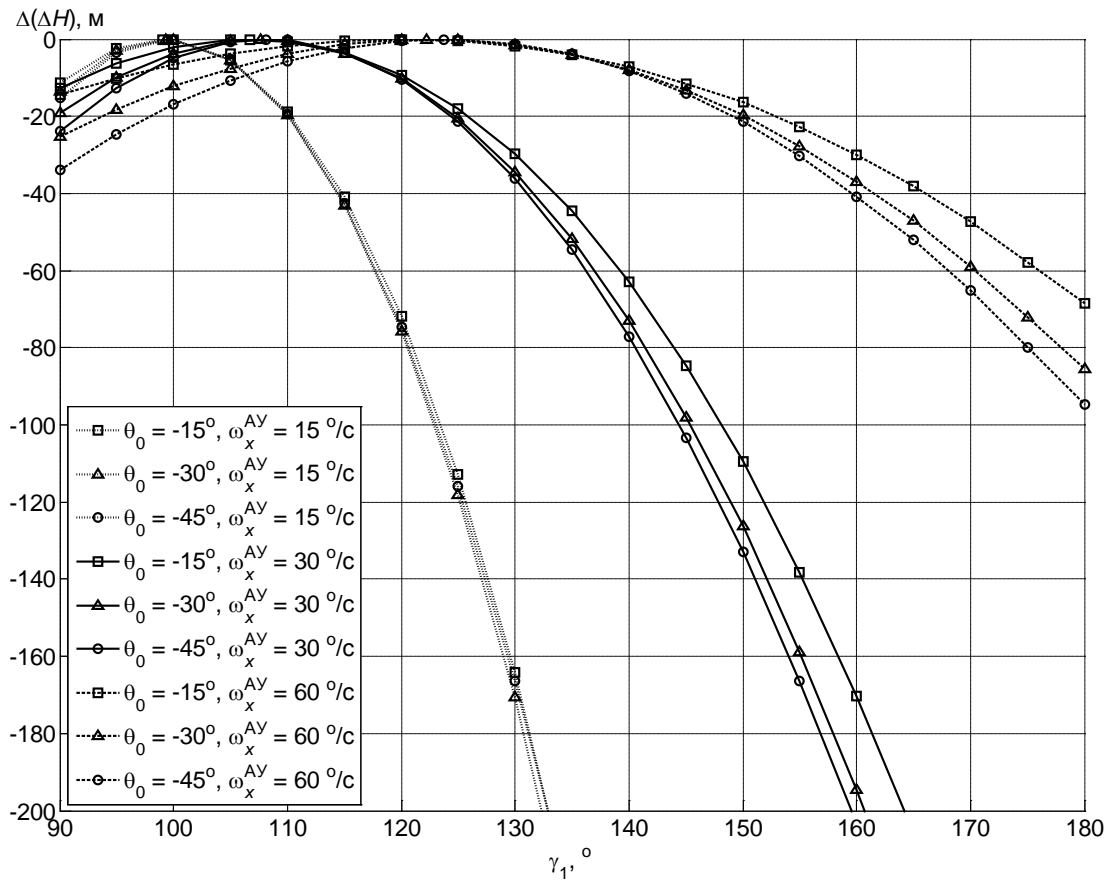


Рисунок 14 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0.66$  с)

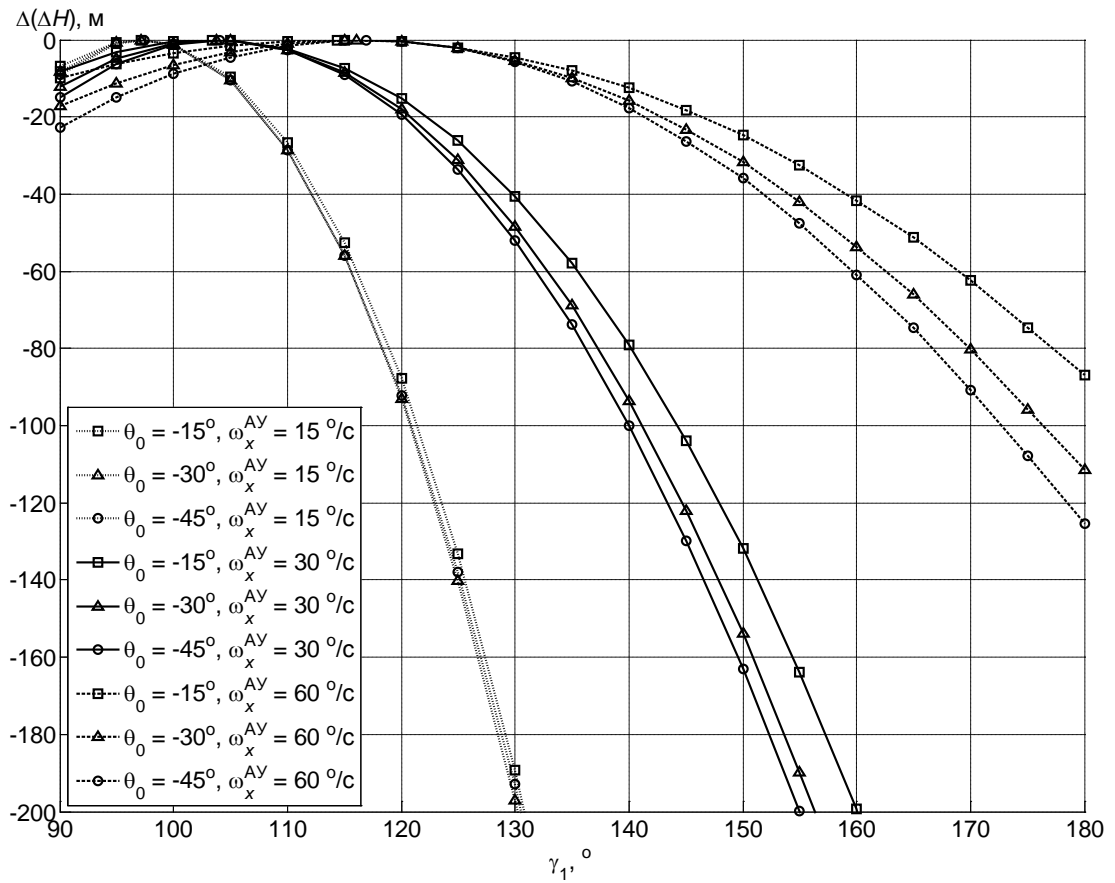


Рисунок 15 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0.50$  с)

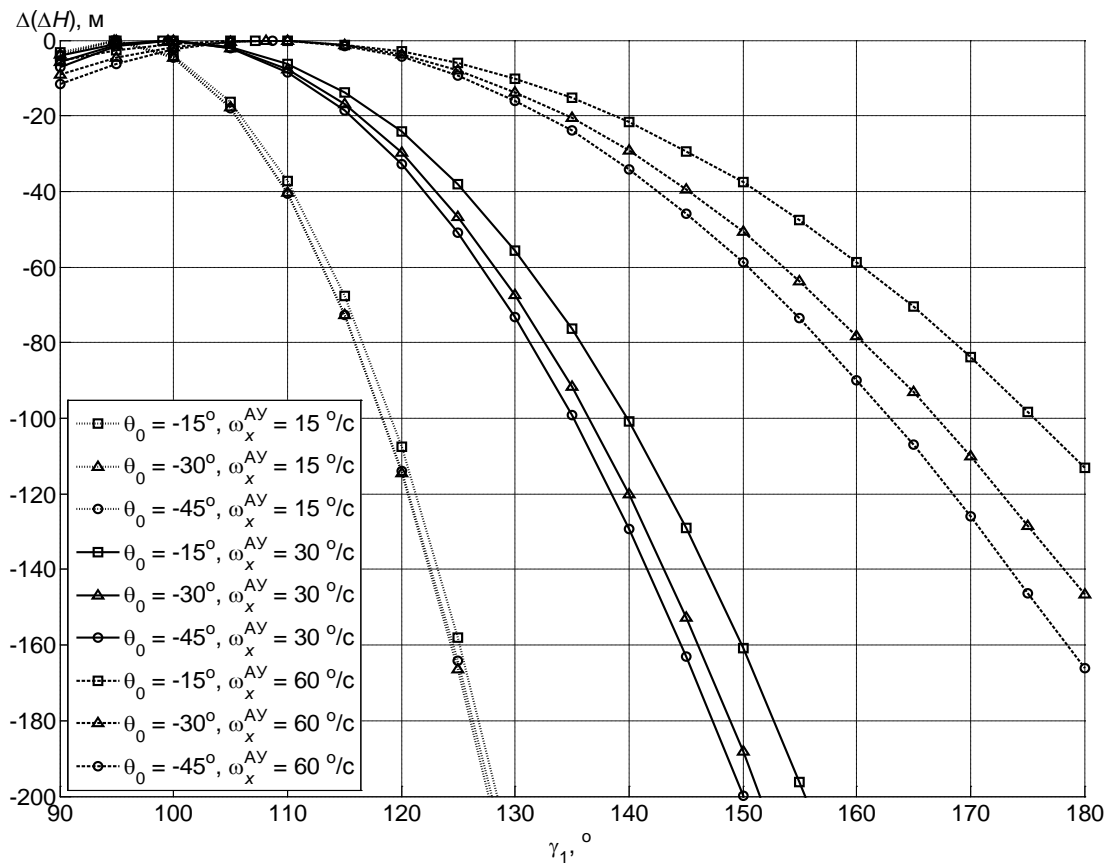


Рисунок 16 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0.33$  с)



Значения угла упреждения по крену  $\gamma_{1b}$ , при которых достигается минимальная потеря высоты, для этих случаев сведены в таблицу 1.

Таблица 1

$\theta_0$	$T_{ny}$ , с	$\omega_x^{AY}$ , °/с		
		15	30	60
-15°	0.33	94.8	99.1	107.2
-30°		94.8	99.5	108.1
-45°		95.0	99.5	108.7
-15°	0.50	97.2	103.4	114.4
-30°		97.2	103.8	116.0
-45°		97.4	104.1	116.9
-15°	0.66	99.1	106.7	119.9
-30°		99.4	107.5	122.2
-45°		99.5	108.1	123.7
-15°	1.00	102.9	112.9	129.9
-30°		103.4	114.9	133.9
-45°		103.8	116.0	136.8

Анализ приведенных данных позволяет сделать вывод о том, что изменение начального угла наклона траектории при прочих равных условиях мало влияет на смещение значения  $\gamma_{1b}$ ; при этом вблизи значения  $\gamma_{1b}$  отличие потери высоты от наименьшей невелико. Чем выше величина располагаемой скорости крена, тем больше величина  $\gamma_{1b}$ . Чем выше быстродействие контура обработки нормальной перегрузки, тем меньше величина  $\gamma_{1b}$ .

Для оценки влияния изменения скорости полета на величину  $\gamma_{1b}$  проведено моделирование при прочих начальных значениях и параметрах контуров автоматического управления, указанных ранее, в следующих условиях

- 1) при постоянных скоростях полета  $V = 300$  м/с,  $V = 200$  м/с,  $V = 100$  м/с;
- 2) при линейном убывании скорости полета от начального значения 300 м/с с темпом минус 20 м/с<sup>2</sup> с ограничением по минимальному значению 100 м/с;
- 3) при линейном нарастании скорости полета от начального значения 100 м/с с темпом 20 м/с<sup>2</sup> с ограничением по максимальному значению 300 м/с.

На рисунке 17 представлена разница в потере высот при  $n_{y \max}^{AY} = 5.0$ ,  $n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_0} = 1.0$ ,  $V = 200$  м/с в зависимости от значения  $\gamma_1$  при начальных значениях угла наклона траектории минус  $15^\circ$ , минус  $30^\circ$ , минус  $45^\circ$ ; при располагаемых угловых скоростях крена  $15, 30, 45$  °/с; при постоянной времени контура отработки нормальной перегрузки  $T_{n_y} = 0.50$  с. На рисунке 18 приведены значения  $\gamma_{1b}$  в зависимости от угловой скорости крена при автоматическом управлении  $\omega_x^{AY}$ , при  $\theta_0 = -30^\circ$  для рассматриваемых случаев.

Как видно, изменение скорости полета оказывает малое влияние на смещение значения  $\gamma_{1b}$ , при этом вблизи значения  $\gamma_{1b}$  отличие потери высоты от наименьшей невелико, уменьшение скорости полета приводит к уменьшению разницы в потерях высот при вариации параметра  $\gamma_1$ . Сравнение графиков рисунков 15 и 17 подтверждает сделанное заключение.

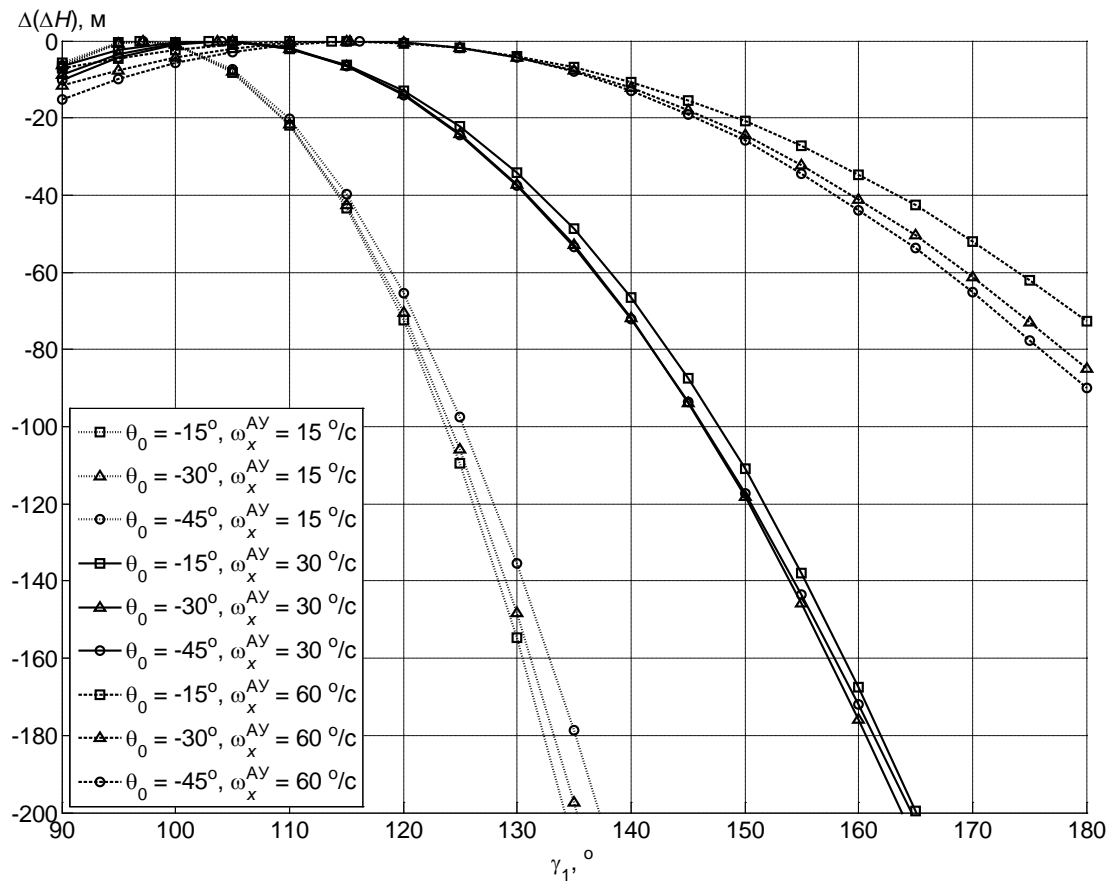


Рисунок 17 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0.50$  с,  $V = 200$  м/с)

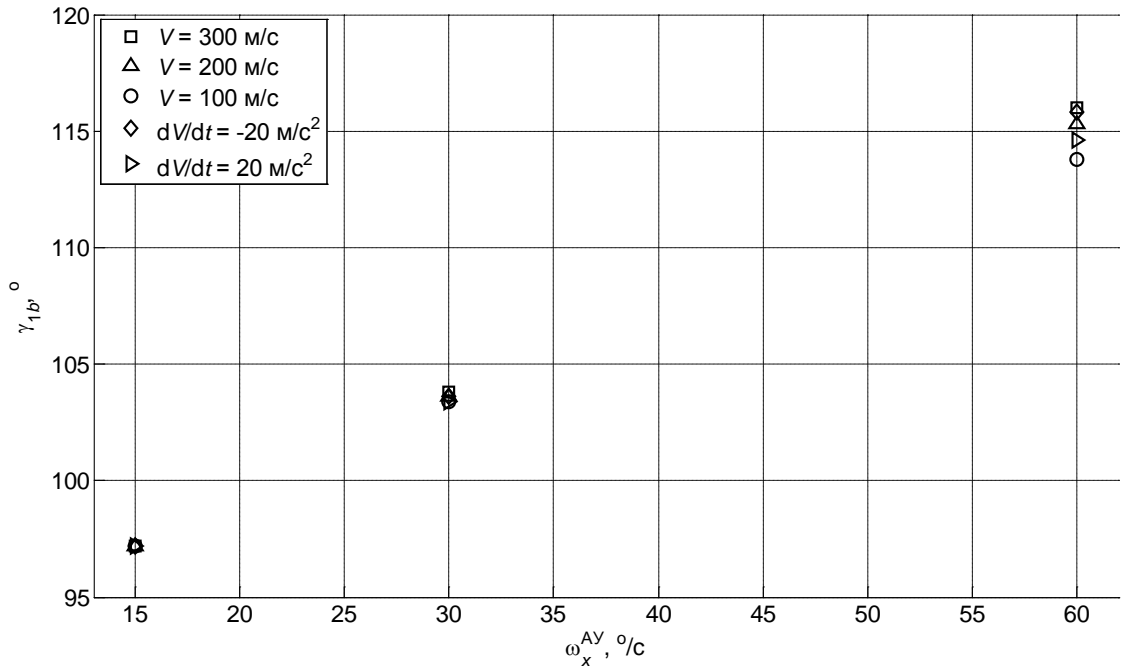


Рисунок 18 – Значения  $\gamma_{1в}$  при различных скоростях полета

Для оценки влияния статических характеристик контура отработки нормальной перегрузки  $n_{y \max}^{AY}$  и  $n_{y \min}^{AY}$  на значение  $\gamma_{1в}$  проведено моделирование при прочих начальных значениях и параметрах контуров автоматического управления, указанных ранее. Рассматривались следующие варианты статических характеристик:

- 1)  $n_{y \max}^{AY} = 5.0, n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ;
- 2)  $n_{y \max}^{AY} = 3.0, n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ;
- 3)  $n_{y \max}^{AY} = 7.0, n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ;
- 4)  $n_{y \max}^{AY} = 5.0, n_{y \min}^{AY} = 1.0$ ;
- 5)  $n_{y \max}^{AY} = 5.0, n_{y \min}^{AY} = -0.5$ ;

На рисунке 19 представлена разница в потере высот при  $n_{y \max}^{AY} = 3.0$ ,  $n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_0} = 1.0$ ,  $V = 300$  м/с в зависимости от значения  $\gamma_1$  при начальных значениях угла наклона траектории минус  $15^\circ$ , минус  $30^\circ$ , минус  $45^\circ$ ; при располагаемых угловых скоростях крена  $15, 30, 60$   $^\circ/\text{с}$ ; при постоянной времени контура отработки нормальной перегрузки  $T_{n_y} = 0.50$  с. На рисунке 20 приведены

значения  $\gamma_{1b}$  в зависимости от угловой скорости крена при автоматическом управлении  $\omega_x^{AY}$  при скорости  $V = 200$  м/с и начальном угле наклона траектории  $\theta_0 = -30^\circ$  для рассматриваемых вариантов статических характеристик.

Как видно из представленных данных, различие в статических характеристиках контура отработки нормальной перегрузки оказывает малое влияние на смещение значения  $\gamma_{1b}$ , при этом вблизи значения  $\gamma_{1b}$  отличие потери высоты от наименьшей невелико, уменьшение величины нормальной избыточной перегрузки по модулю приводит к уменьшению разницы в потерях высот при вариации параметра  $\gamma_1$ . Сравнение графиков рисунков 15 и 19 подтверждает сделанное заключение.

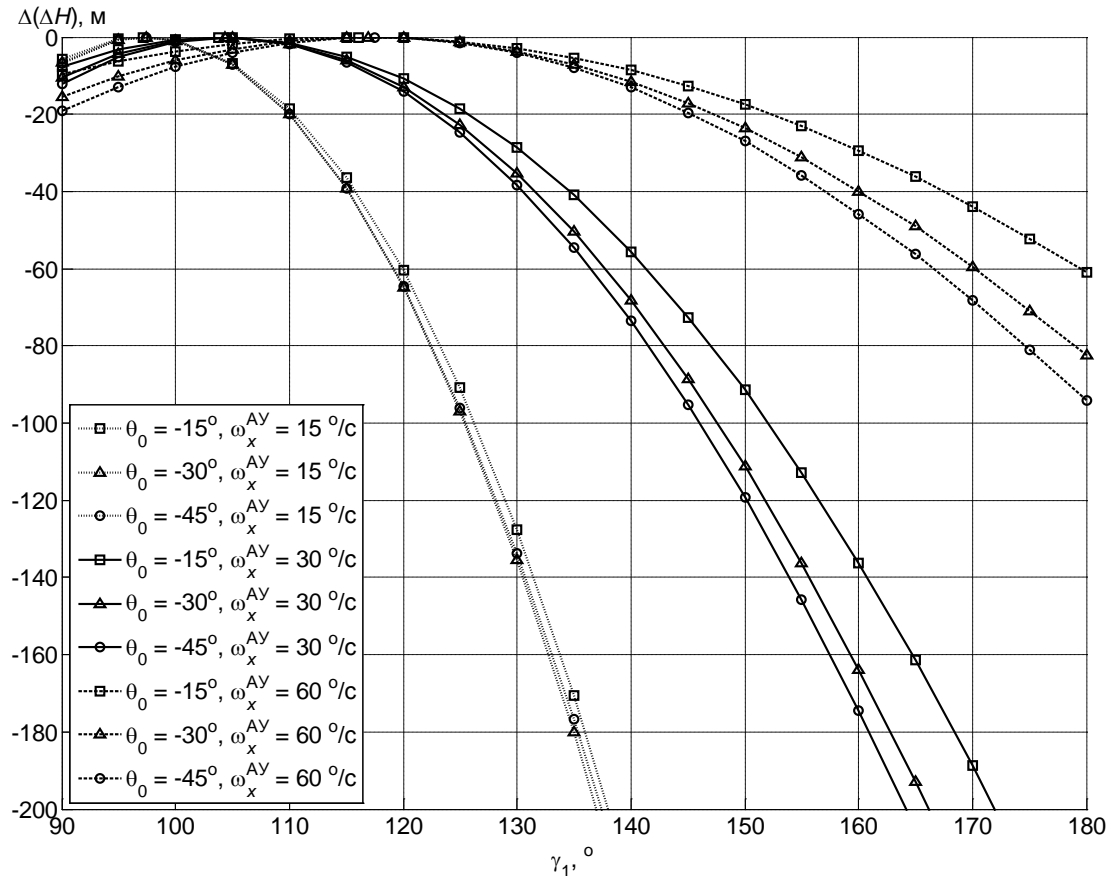


Рисунок 19 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0.50$  с,

$$V = 300 \text{ м/с}, n_{y \max}^{AY} = 3, n_{y \min}^{AY} = 1.0)$$

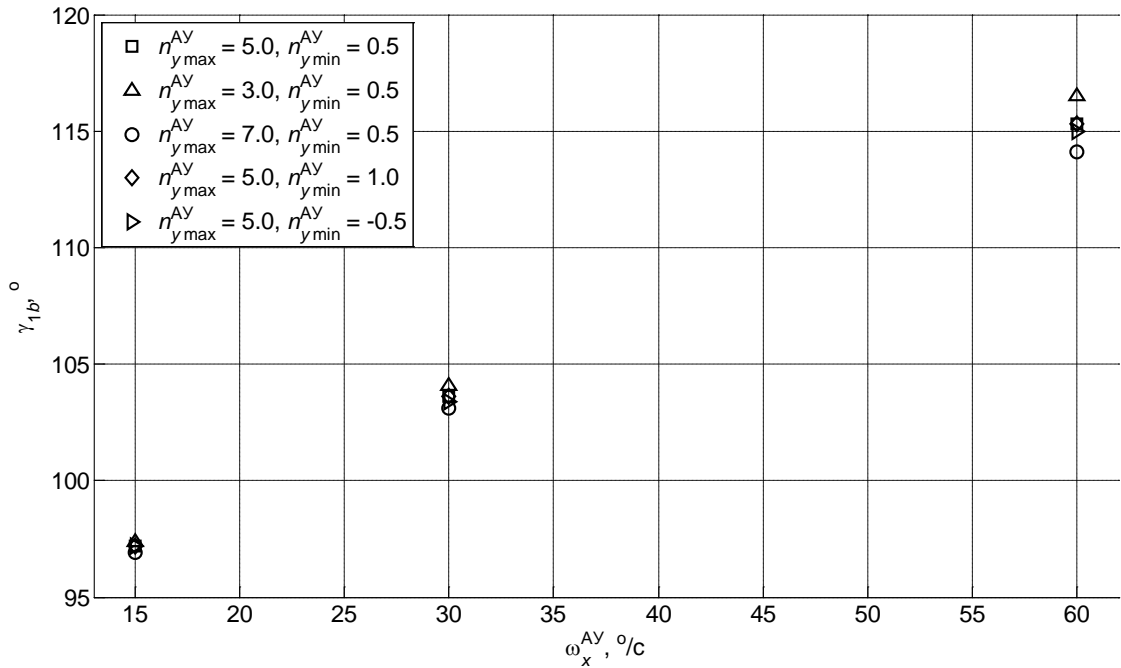


Рисунок 20 – Значения  $\gamma_{1b}$  при различных статистических характеристиках контура обработки нормальной перегрузки

Для оценки влияния начальных условий по нормальной перегрузке  $n_{y_a 0}$  проведено моделирование при прочих начальных значениях и параметрах контуров автоматического управления, указанных ранее. Рассматривались следующие варианты нормальной перегрузки:  $n_{y_a 0} = -1.0$ ,  $n_{y_a 0} = 0.0$ ,  $n_{y_a 0} = 1.0$ ,  $n_{y_a 0} = 2.0$ ,  $n_{y_a 0} = 3.0$ .

На рисунке 21 представлена разница в потере высот при  $n_{y_{max}}^{AY} = 5.0$ ,  $n_{y_{min}}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_a 0} = 3.0$ ,  $V = 300$  м/с в зависимости от значения  $\gamma_1$  при начальных значениях угла наклона траектории минус  $15^\circ$ , минус  $30^\circ$ , минус  $45^\circ$ ; при располагаемых угловых скоростях крена  $15, 30, 45 \text{ }^\circ/\text{с}$ ; при постоянной времени контура обработки нормальной перегрузки  $T_{n_y} = 0.50$  с. На рисунке 22 приведены значения  $\gamma_{1b}$  в зависимости от угловой скорости крена при автоматическом управлении  $\omega_x^{AY}$  при скорости  $V = 200$  м/с и начальном угле наклона траектории  $\theta_0 = -30^\circ$  для рассматриваемых вариантов начальных условий по нормальной перегрузке.

Как видно из представленных данных, различие в начальных значениях нормальной перегрузки практически не оказывает влияние на смещение значения  $\gamma_{1b}$ . Сравнение графиков рисунков 15 и 21 подтверждает сделанное заключение.

Проведенные исследования показали, что различия начальных значений угла наклона траектории, изменение скорости полета, вариации статических характеристик контура отработки нормальной перегрузки и различие начальных условий по нормальной перегрузке оказывают малое влияние на смещение значения угла упреждения по крену  $\gamma_{1b}$ , при котором достигается наименьшая потеря высоты. Доминирующее влияние на величину  $\gamma_{1b}$  оказывает соотношение быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и величины угловой скорости крена, развиваемой при автоматическом управлении.

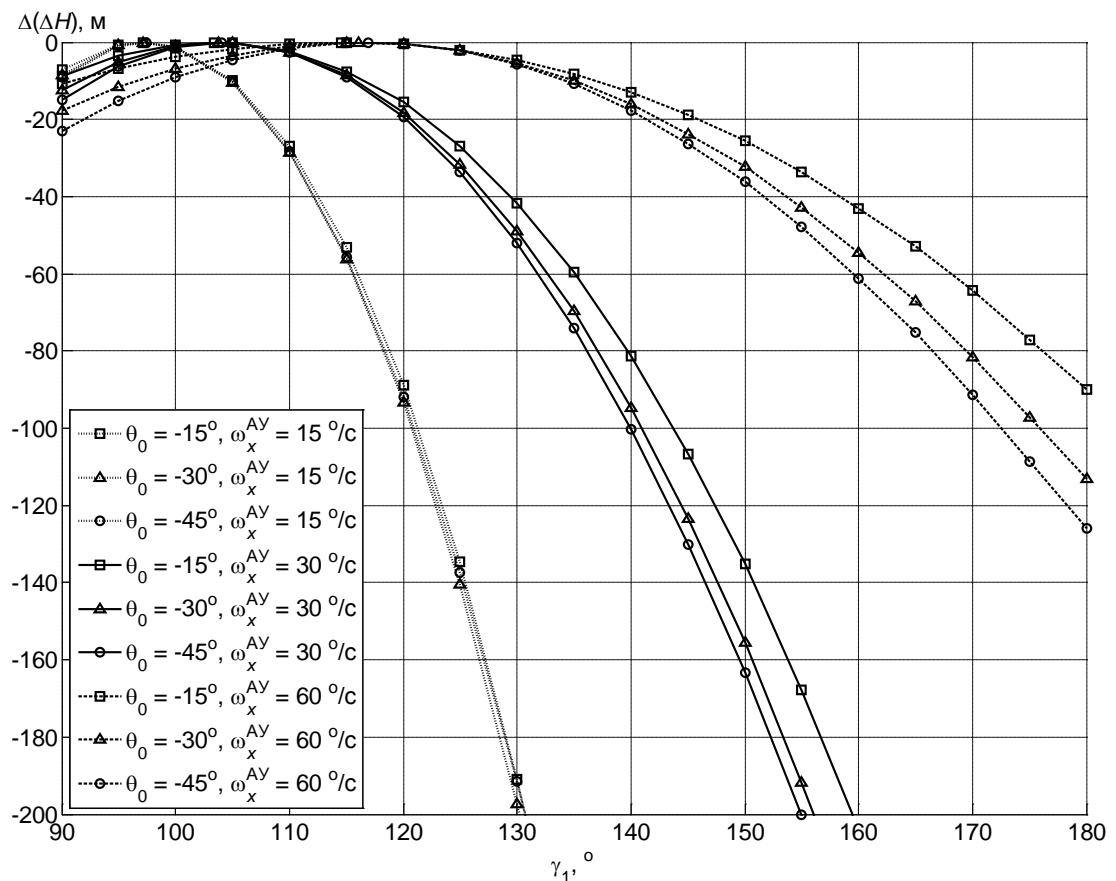


Рисунок 21 – Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0.50 \text{ с}$ ,

$$V = 300 \text{ м/с}, n_{y0} = 3)$$

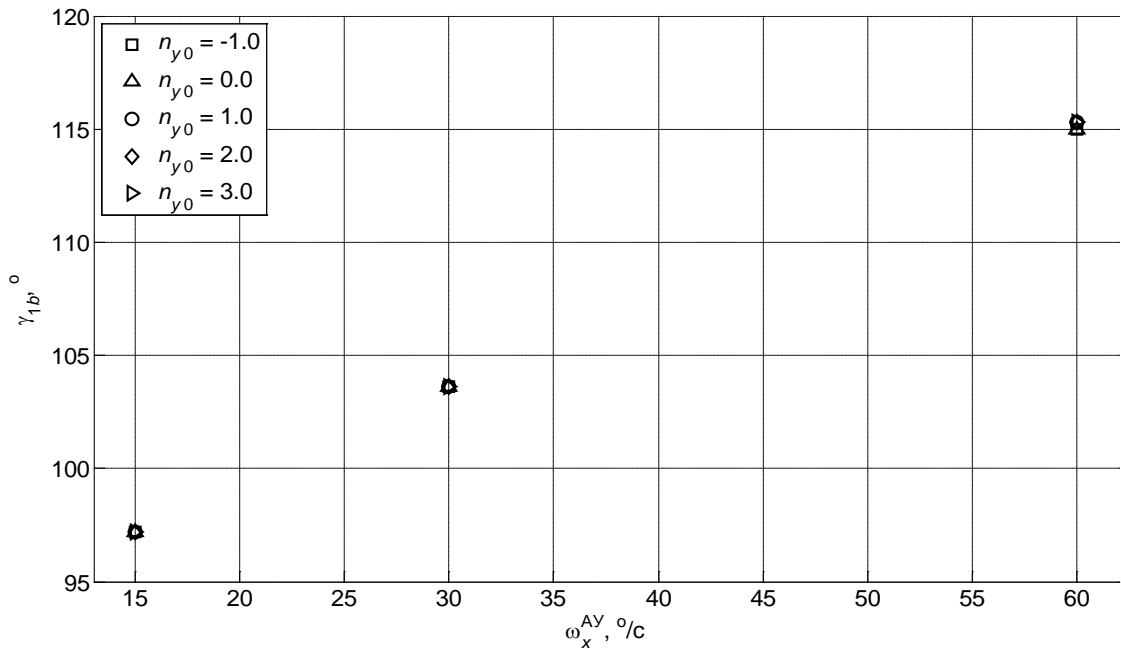


Рисунок 22 – Значения  $\gamma_{1b}$  при различных начальных условиях  $n_{y0}$

Введем безразмерный коэффициент  $K_k$  соотношения быстродействия контура обработки нормальной перегрузки и быстродействия контура обработки угла крена. За характеристику быстродействия контура обработки нормальной перегрузки примем время переходного процесса, равное  $3T_{n_y}$ , в качестве характеристики быстродействия работы контура обработки крена воспользуемся временем, потребным для преодоления угла крена  $90^\circ$  с угловой скоростью крена, развиваемой при автоматическом управлении, которое составит  $90/\omega_x^{AY}$ . Тогда безразмерный коэффициент  $K_k$  будет равен

$$K_k = \frac{T_{n_y} \omega_x^{AY}}{30}. \quad (58)$$

Для выявления зависимости значения  $\gamma_{1b}$  от соотношения быстродействия контуров обработки нормальной перегрузки и угла крена проведено математическое моделирование при располагаемых угловых скоростях крена  $\omega_x^{AY} = 15, 30, 45, 60, 90 \text{ }^\circ/\text{c}$  и постоянных времени контура обработки нормальной перегрузки  $T_{n_y} = 0.33, 0.50, 0.66, 1.00 \text{ c}$ . Моделирование проведено в следующих условиях:  $V = 200 \text{ м/с}$ ,  $n_{y_{\max}}^{AY} = 5.0$ ,  $n_{y_{\min}}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_{a0}} = 1.0$ , при начальных значениях угла наклона траектории минус  $15^\circ$ , минус  $30^\circ$ , минус  $45^\circ$ .

На рисунке 23 представлены значения  $\gamma_{1b}$  в зависимости от коэффициента  $K_k$  для рассмотренных случаев. Как видно, с уменьшением коэффициента  $K_k$  (увеличение быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и уменьшение развиваемой угловой скорости крена) величина  $\gamma_{1b}$  приближается к значению  $90^\circ$ , с ростом коэффициента  $K_k$  (уменьшение быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и увеличение развиваемой угловой скорости крена) величина  $\gamma_{1b}$  смещается в сторону больших значений. Из графика следуют очевидные граничные случаи: при быстродействии контура нормальной перегрузки намного превышающего быстродействие контура отработки крена целесообразно в качестве угла упреждения по крену  $\gamma_1$  использовать значение  $90^\circ$ ; при высокой развиваемой угловой скорости крена и низком быстродействии контура отработки нормальной перегрузки целесообразно принять  $\gamma_1 = 180^\circ$ .

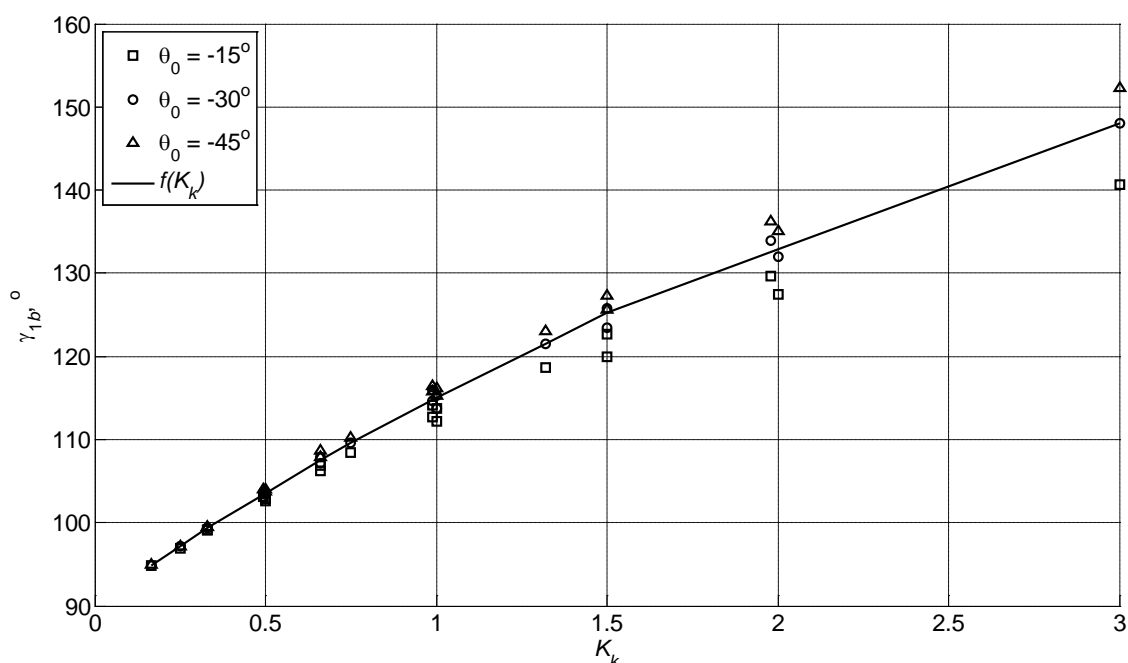


Рисунок 23 – Значения  $\gamma_{1b}$  в зависимости от коэффициента соотношения быстродействия контуров отработки нормальной перегрузки и угла крена

Конкретные значения начальных условий по углу наклона траектории при работе системы неизвестны. Аппроксимируем полученные данные по значениям для начального угла наклона минус  $30^\circ$ . Будем иметь зависимость  $\gamma_1 = f(K_k)$ , связывающую значение параметра алгоритма управления нормальной

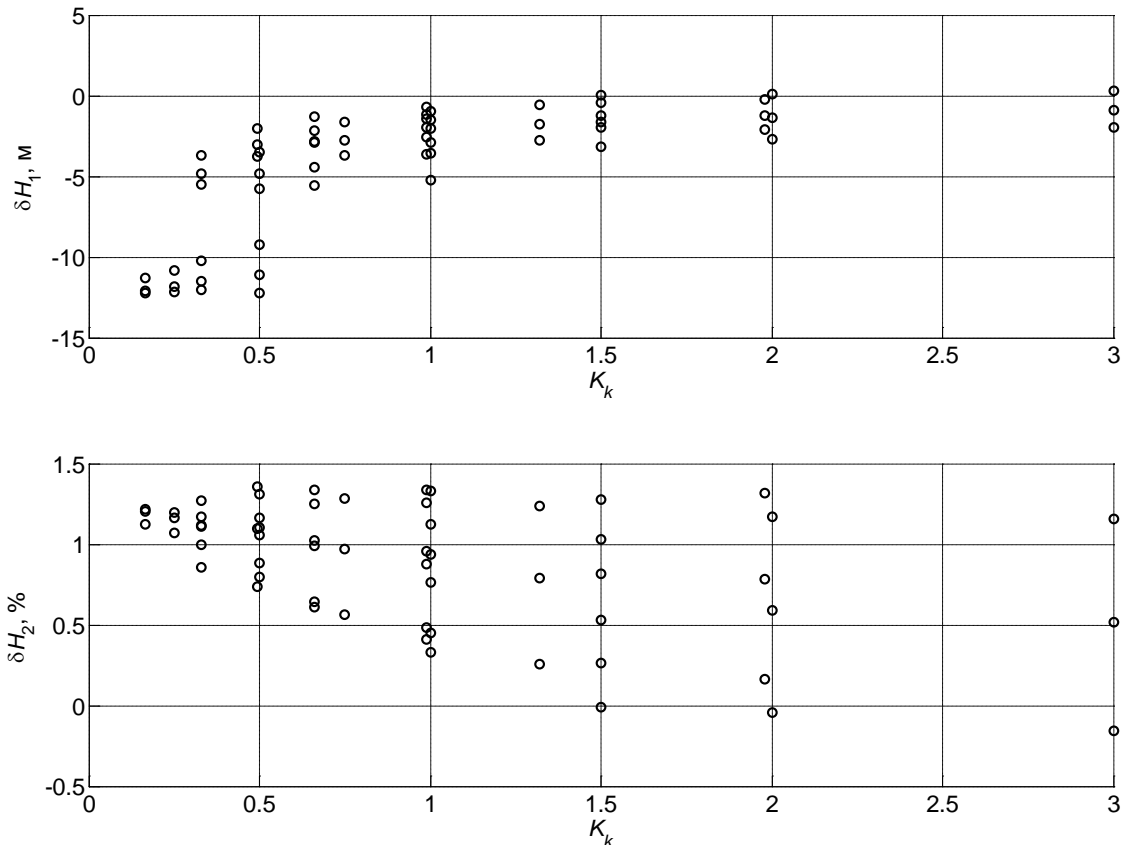


перегрузкой и соотношению быстродействия контуров обработки нормальной перегрузки и угла крена, эта зависимость представлена в таблице 2.

Таблица 2

$\gamma_1$	94.8°	97.2°	99.4°	103.5°	107.5°	109.6°	115.0°	121.5°	125.2°	132.9°	148.0°
$K_k$	0.17	0.25	0.33	0.50	0.66	0.75	1.00	1.32	1.50	2.00	3.00

Для оценки различия в величинах потери высоты при использовании значения угла упреждения по крену, отличного от вычисленного по предложенной зависимости  $f(K_k)$ , определены величины потери высоты  $\Delta H_{\gamma_1}$  для случая использования угла упреждения по крену  $\gamma_1 = f(K_k)$  и величины потери высоты  $\Delta H_{\gamma_1+\Delta}$  для случая использования угла упреждения по крену  $\gamma_1 = f(K_k) + \Delta$ . Моделирование проведено для значений  $\Delta$ , составляющих минус 10°, минус 5°, 5°, 10° в следующих условиях:  $V = 200$  м/с,  $n_{y \max}^{AY} = 5.0$ ,  $n_{y \min}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_0} = 1.0$ , при начальных значениях угла наклона траектории минус 15°, минус 30°, минус 45°.

Рисунок 24 – Различия в величинах потери высоты при  $\Delta = -10^\circ$

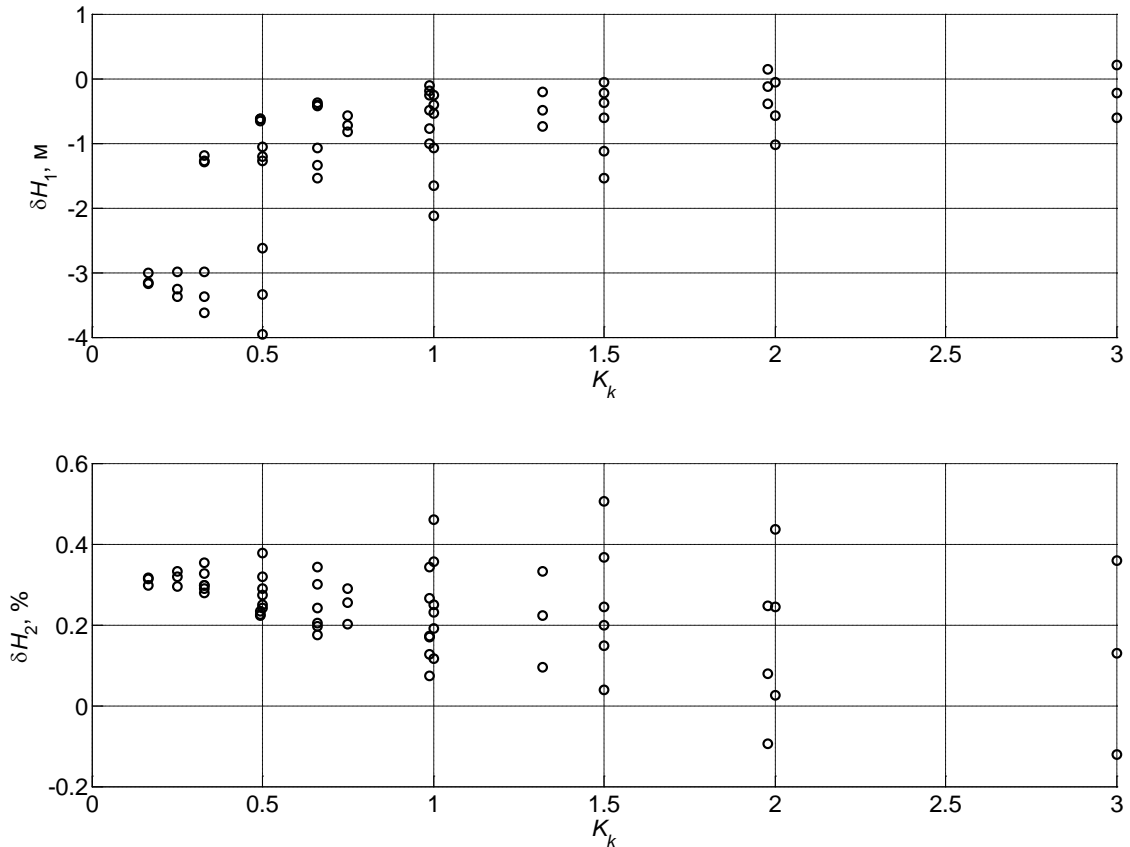


Рисунок 25 – Различия в величинах потери высоты при  $\Delta = 5^\circ$

На рисунках 24 и 25 представлены различия в величинах потери высоты в абсолютном выражении  $\delta H_1 = \Delta H_{\gamma_1 + \Delta} - \Delta H_{\gamma_1}$  и процентном

$$\delta H_2 = \frac{\Delta H_{\gamma_1 + \Delta} - \Delta H_{\gamma_1}}{\Delta H_{\gamma_1}} 100\% \text{ для случаев } \Delta = -10^\circ \text{ и } \Delta = 5^\circ.$$

Различия в величинах потери высоты остаются малыми и при отклонении угла упреждения по крену  $\gamma_1$  на величины  $\Delta = \pm 5^\circ$  не превышают 0.5 % от потери высоты при  $\Delta H_{\gamma_1}$ ; при отклонении на величины  $\Delta = \pm 10^\circ$  не превышают 1.5 %.

Непосредственно измеряемыми координатами на борту являются углы  $\psi$ ,  $\vartheta$  и  $\gamma$ . При малых углах атаки и скольжения угол крена  $\gamma$  мало отличается от скоростного угла крена  $\gamma_a$ . Различия в потере высот при малых вариациях от значения  $\gamma_1$ , определенного по зависимости  $f(K_k)$ , малы. Эти соображения позволяют сделать заключение о возможности использования угла крена  $\gamma$  в алгоритме формирования заданного значения нормальной перегрузки.

Таким образом, при использовании первой стратегии управления формирование заданного значения нормальной перегрузки осуществляется согласно рисунку 26.

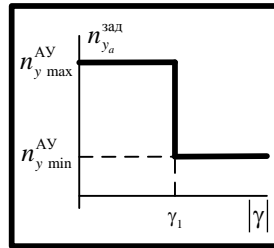


Рисунок 26 – Заданное значение нормальной перегрузки при использовании первой стратегии управления

Величина угла упреждения по крену  $\gamma_1$  определяется в зависимости от коэффициента  $K_k$ , характеризующего соотношение быстродействия контуров отработки нормальной перегрузки и угла крена, по зависимости  $\gamma_1 = f(K_k)$ , представленной на рисунке 23 (таблица 2).

При использовании второй стратегии управления, применение которой возможно при  $|\gamma_a| > 90^\circ$ , для увеличения производной  $\frac{d\theta}{dt}$  необходимо отрабатывать максимально возможную перегрузку, допустимую при автоматическом управлении  $n_{y,max}^{AY}$  независимо от текущего значения угла крена. Угол крена при этом должен стабилизироваться на значении  $180^\circ$  (минус  $180^\circ$ ).

Для сравнения величин потери высоты при выполнении маневра уклонения по первой и второй стратегиям управления в различных условиях проведено математическое моделирование с использованием выражений (57) в предположении, что  $T_{n_y} = 0.66$  с,  $\omega_x^{AY} = 30^\circ/\text{с}$  (значение угла упреждения по крену для этого случая составляет  $\gamma_1 = 107.5^\circ$ ),  $n_{y,min}^{AY} = 0.5$ ,  $n_{y_a,0} = 1.0$ , при скорости  $V = 100$  м/с располагаемая перегрузка составляет  $n_{y,max}^{AY} = 2.0$ , при  $V = 200$  м/с –  $n_{y,max}^{AY} = 4.5$ , при  $V = 300$  м/с –  $n_{y,max}^{AY} = 5.0$ . На рисунке 27 приведены величины потери высоты при выполнении маневра уклонения по первой (обозначения на графике – ST1) и второй (обозначения на графике – ST2) стратегиям управления

при различных начальных углах крена и наклона траектории для случая  $V = 200$  м/с.

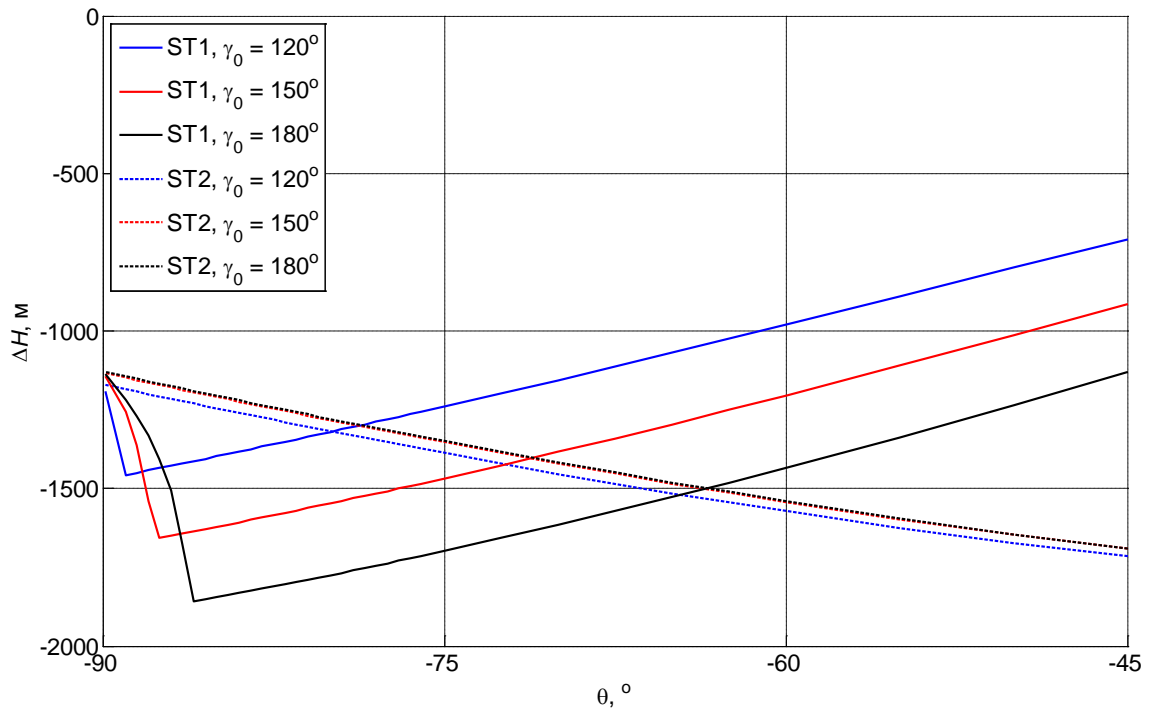


Рисунок 27 – Величины потери высоты при выполнении маневра уклонения по первой и второй стратегиям управления

Как видно, при больших по модулю начальных углах крена и наклона траектории применение второй стратегии управления позволяет существенно уменьшить величины потери высоты за маневр уклонения.

На рисунках 28 и 29 представлена разница в величинах потери высоты при управлении по первой  $\Delta H_1$  и второй  $\Delta H_2$  стратегиям в абсолютном выражении

$(\Delta H_2 - \Delta H_1)$  и процентном  $\frac{\Delta H_1 - \Delta H_2}{\Delta H_1} \cdot 100\%$ .

Преимущество по величине потери высоты за маневр уклонения при использовании второй стратегии управления увеличивается с ростом начального угла крена, скорости полета и угла наклона траектории и достигает величин порядка 30...35 % от величины потери высоты при управлении по первой стратегии.

При определенных значениях угла наклона траектории величина потери высоты при управлении по первой стратегии управления начинает значительно уменьшаться, что связано с достижением в процессе выполнения маневра

уклонения угла наклона траектории значения минус  $90^\circ$  и скачкообразного изменения угла крена на величину  $180^\circ$ . Так, при скорости полета 200 м/с и начальном угле крена  $180^\circ$  при изменении начального угла наклона траектории со значения минус  $86^\circ$  до значения минус  $87^\circ$  разница в потере высоты составляет 355 м. При управлении по второй стратегии в этих же условиях разница в потере высоты составляет лишь 15 м.

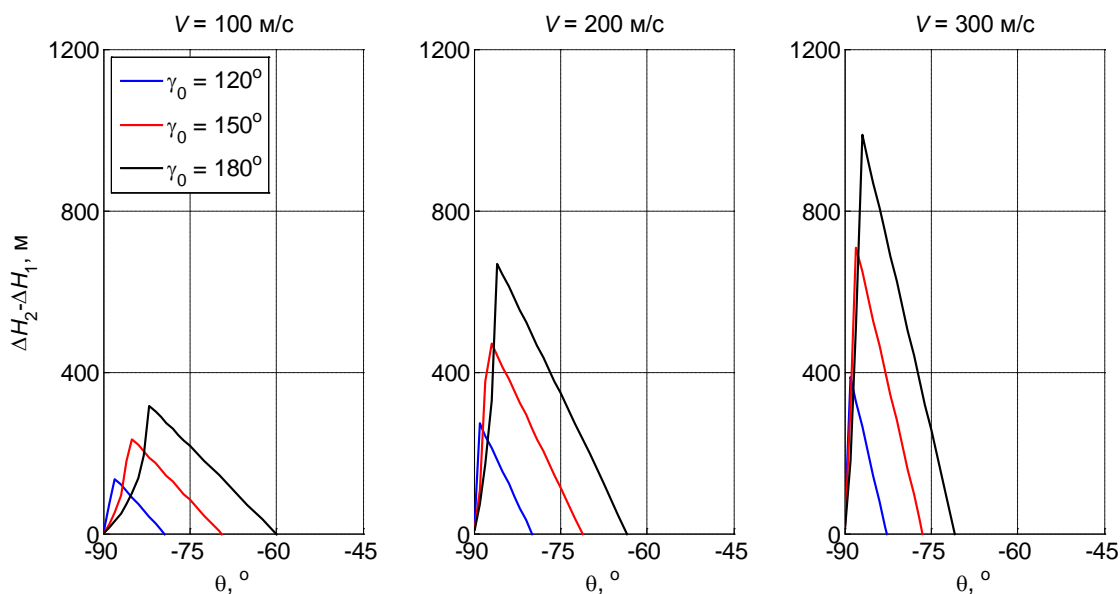


Рисунок 28 – Уменьшение величины потери высоты за маневр уклонения при использовании второй стратегии управления

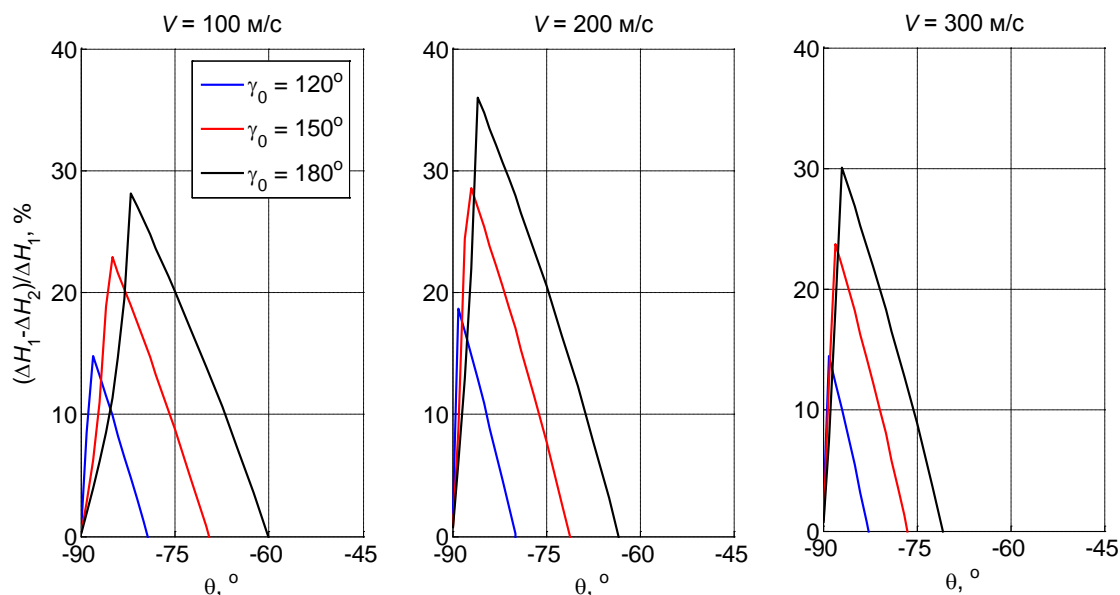


Рисунок 29 – Уменьшение величины потери высоты за маневр уклонения при использовании второй стратегии управления в процентном выражении

Такой характер изменения величины потери высоты при увеличении по модулю начального угла наклона траектории для случая выполнения маневра уклонения по первой стратегии управления накладывает повышенные требования к точности определения момента активации системы предупреждения столкновения с землей и способствует увеличению количества ложных срабатываний системы. Применение второй стратегии управления в этих случаях позволяет исключить данное явление.

Выбор стратегии управления зависит от величины потери высоты при действиях по каждому из вариантов управления. На величину потери высоты как при действиях по первой стратегии, так и по второй, оказывает влияние большое количество факторов: начальные значения по углу наклона траектории, углу крена, нормальной перегрузке; скорость полета; характеристики контуров отработки нормальной перегрузки и угла крена. По этой причине формирование предварительных условий выбора стратегии управления не представляется возможным. Выбор стратегии управления должен осуществляться при активации системы и прогнозировании траектории движения ЛА. Следовательно, необходимо осуществить прогнозирование траектории при действиях по первой и второй стратегиям и сравнить величины потери высоты. Выбрана должна быть та стратегия, при которой потеря высоты меньше.

### 3.1.1.2 Формирование заданного значения угла крена

При использовании первой стратегии управления заданное значение угла крена составляет  $0^\circ$ . При активации системы предупреждения столкновения с землей при начальных значениях угла крена близких по модулю к  $180^\circ$  для выбора направления вращения необходимо оценивать текущее и располагаемое значение угловой скорости крена. Такая оценка позволит сократить время приведения к горизонтальному полету, и, как следствие, сократить потерю высоты за автоматический маневр уклонения.

В патенте РФ 2325305 [64] предложен способ выбора направления вращения, основанный на сравнении модуля суммы угла крена и угловой скорости крена со значением 180. Недостатком подхода является то, что в нем не учитываются характеристики быстродействия контура отработки угла крена.

Рассмотрим приведение ЛА в горизонтальное положение контуром отработки угла крена, обладающим располагаемой угловой скоростью крена  $\omega_x^{\text{расп}}$ . Процесс устранения угла крена будет состоять из двух этапов; на первом из них угловая скорость крена будет изменяться от начального значения  $\omega_{x0}$  до располагаемого значения  $\omega_x^{\text{расп}}$ . Дальнейшее движение будет происходить с постоянной угловой скоростью крена. Изменение угловой скорости крена будем считать происходящим по апериодическому закону с постоянной времени  $T_{\omega_x}$  в соответствии с дифференциальным уравнением

$$\frac{d\omega_x}{dt} = -\frac{1}{T_{\omega_x}}\omega_x + \frac{1}{T_{\omega_x}}\omega_x^{\text{зад}}. \quad (59)$$

Его решение при начальных условиях  $\omega_{x0}$  и  $\omega_x^{\text{зад}} = \text{const}$  имеет вид

$$\omega_x(t) = \omega_x^{\text{зад}} \left( 1 - e^{-\frac{t}{T_{\omega_x}}} \right) + \omega_{x0} e^{-\frac{t}{T_{\omega_x}}}. \quad (60)$$

Рассмотрим третье уравнение системы (20):  $\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg}\vartheta(\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)$ .

Считая угловые скорости  $\omega_y$  и  $\omega_z$  малыми, преобразуем это кинематическое уравнение вращательного движения к приближенному виду

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x. \quad (61)$$

Определим величину изменения угла крена от начального значения за время переходного процесса  $t_{\text{пт}} = 3T_{\omega_x}$  путем интегрирования уравнения (61).

$$\begin{aligned} \gamma &= \int_0^{3T_{\omega_x}} \omega_x(t) dt = 3T_{\omega_x} \omega_x^{\text{зад}} - (T_{\omega_x} \omega_x^{\text{зад}} - T_{\omega_x} \omega_{x0}) + \gamma_0; \\ \Delta\gamma &= \gamma - \gamma_0 = T_{\omega_x} (2\omega_x^{\text{зад}} + \omega_{x0}). \end{aligned} \quad (62)$$

Приведение ЛА к нулевому углу крена возможно путем формирования заданной угловой скорости крена, направленной на увеличение угла крена ( $\omega_x^{\text{зад}} = \operatorname{sign}(\gamma_0) \omega_x^{\text{расп}}$ ), в этом случае величина угла крена достигнет по модулю значения  $180^\circ$ , после чего начнет уменьшаться; и уменьшение угла крена ( $\omega_x^{\text{зад}} = -\operatorname{sign}(\gamma_0) \omega_x^{\text{расп}}$ ). Изменения угла крена за время переходного процесса в этих случаях согласно (62) составят:

$$\begin{aligned} \Delta\gamma_1 &= T_{\omega_x} (\omega_{x0} + 2\operatorname{sign}(\gamma_0) \omega_x^{\text{расп}}), \\ \Delta\gamma_2 &= T_{\omega_x} (\omega_{x0} - 2\operatorname{sign}(\gamma_0) \omega_x^{\text{расп}}). \end{aligned} \quad (63)$$

При некотором начальном угле крена  $\gamma_0$  после завершения переходного процесса по отработке заданной угловой скорости крена величины угла крена составят соответственно  $\gamma_{1к}$  и  $\gamma_{2к}$ . Очевидно, при равенстве этих углов по модулю дальнейшее обнуление угла крена с постоянной угловой скоростью  $\omega_x^{\text{расп}}$  займет равное время. Найдем такое начальное значение угла крена, при котором вращение в сторону увеличения и уменьшения угла крена приведет после завершения переходного процесса по отработке заданной угловой скорости в положения  $\gamma_{1к}$  и  $\gamma_{2к}$  равные по модулю. Это начальное значение будет соответствовать граничному углу крена  $\gamma_{гр}$  для выбора направления вращения.



Рассмотрим рисунок 30, где  $\gamma_{см}$  - угол, на величину которого значение  $\gamma_{гр}$  смещено относительно  $180^\circ$  ( $\gamma_{гр} = 180 - \gamma_{см}$  при  $\omega_{x0} > 0$ ,  $\gamma_{гр} = -180 - \gamma_{см}$  при  $\omega_{x0} < 0$ ).

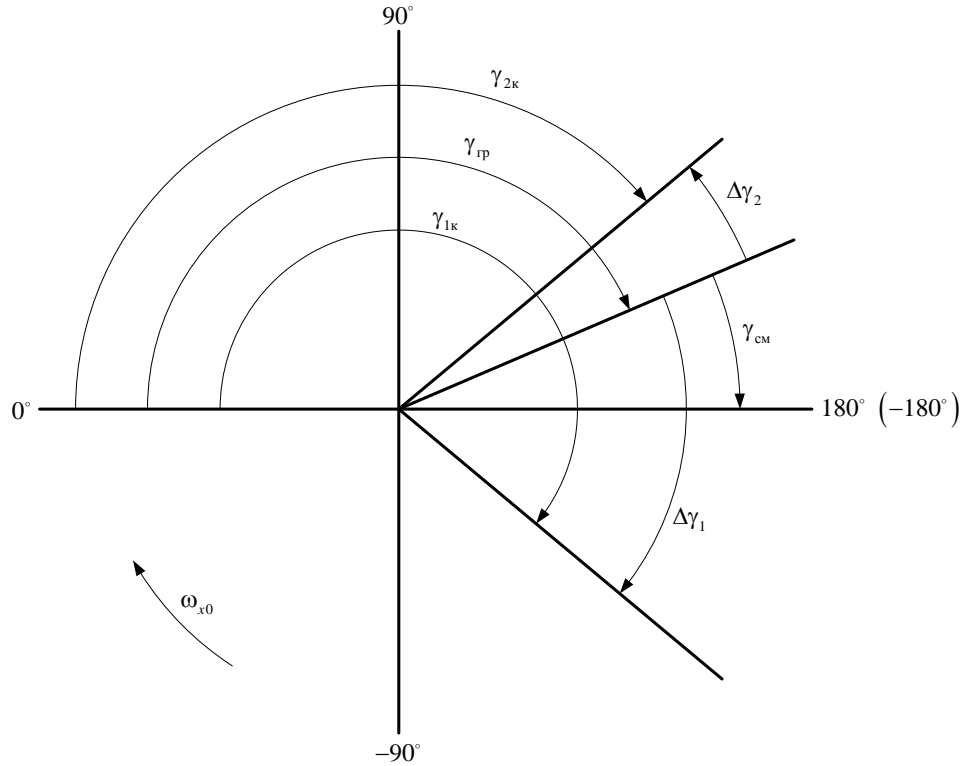


Рисунок 30 – Определение величины угла крена смещения

Из условия равенства углов и учитывая выражения (63), запишем

$$\Delta\gamma_1 - \gamma_{см} = \gamma_{см} - \Delta\gamma_2 \Rightarrow \gamma_{см} = \frac{\Delta\gamma_1 + \Delta\gamma_2}{2} = T_{\omega_x} \omega_{x0}. \quad (64)$$

Тогда величина  $\gamma_{гр}$  составит

$$\begin{aligned} \gamma_{гр} &= 180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{ при } \omega_{x0} > 0; \\ \gamma_{гр} &= -180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{ при } \omega_{x0} < 0. \end{aligned} \quad (65)$$

Найденные значения угла крена представляют собой граничные условия для выбора направления вращения при обработке заданной угловой скорости крена.

Сформируем закон управления

$$\begin{aligned} \text{если } |\gamma_0| > (180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{sign}(\gamma_0)), \omega_x^{\text{зад}} &= \text{sign}(\gamma_0) \omega_x^{\text{расп}}; \\ \text{иначе } \omega_x^{\text{зад}} &= -\text{sign}(\gamma_0) \omega_x^{\text{расп}}. \end{aligned} \quad (66)$$

Применительно к контуру управления углом крена, где заданное значение угла крена составляет  $0^\circ$ , выбор направления вращения может быть осуществлен

путем логической обработки текущего угла крена  $\gamma_{л} = f(\gamma)$  с учетом (66). Будем иметь

$$\gamma_{л} = \begin{cases} \text{если } |\gamma| \leq 90, & \gamma_{л} = \gamma; \\ \text{иначе если } |\gamma_0| > (180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{sign}(\gamma_0)), & \gamma_{л} = -90 \text{sign}(\gamma_0); \\ \text{иначе} & \gamma_{л} = 90 \text{sign}(\gamma_0). \end{cases} \quad (67)$$

Причем  $\gamma_0$  и  $\omega_{x0}$  определяются на момент активации контура управления, благодаря чему исключаются многократные переключения знака  $\gamma_{л}$ .

Применение указанной логики выбора направления вращения позволяет сократить время приведения плоскости симметрии ЛА к вертикальной плоскости и раньше осуществить обработку заданной перегрузки, что сокращает величину потери высоты за выполнение маневра уклонения от столкновения с землей.

При использовании второй стратегии управления заданное значение угла крена составляет  $180^\circ$ . При вычислении рассогласования по углу крена по выражению  $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_{\text{зад}}$  скачкообразное изменение угла крена при достижении величины  $180^\circ$  на значение минус  $180^\circ$  приведет к неработоспособности системы. Преодоление этого затруднения может быть осуществлено согласно подходу, изложенному в патенте РФ 2326788 [57]. Суть подхода заключается в логической обработке сигнала рассогласования заданного и текущего углов крена и сводится к следующим выражениям:

$$\begin{aligned} \Delta\gamma &= \gamma - \gamma_{\text{зад}}, \\ \text{если } |\Delta\gamma| &> 180 \\ \Delta\gamma &= \Delta\gamma - 360 \text{sign}(\Delta\gamma). \end{aligned} \quad (68)$$

После достижения угла наклона траектории значения минус  $90^\circ$  величина угла крена скачкообразно изменит свое значение на  $\pm 180^\circ$ , при этом его величина не будет превышать по модулю значение  $90^\circ$ . В этом случае необходимо перейти к обработке нулевого значения угла крена.

При формировании алгоритма учтем также следующие практические аспекты. При углах тангажа близких к минус  $90^\circ$ , угол крена становится

трудноопределимым, при угле тангажа равном минус  $90^\circ$  понятие угла крена теряет смысл. По этой причине управление в боковом канале при больших углах тангажа должно отсутствовать. Плавное подключение управления в боковом канале может быть выполнено путем умножения сигнала угла крена на коррекцию, имеющую вид, представленный на рисунке 31, как это предложено в патенте США 4924401 [38].

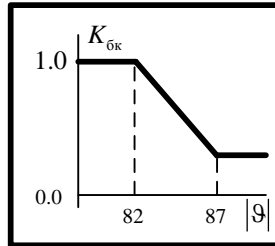


Рисунок 31 – Подключение контура отработки угла крена

### 3.1.1.3 Управление тягой двигателя

Уменьшение величины потери высоты за выполнение маневра уклонения может быть достигнуто за счет управления скоростью полета с целью уменьшения радиуса кривизны траектории, величина которого определяется выражением (54). В качестве заданной скорости в этом случае следует задавать наименьшую скорость, при которой достигается максимальная перегрузка при автоматическом управлении. Величина этой скорости зависит от большого количества параметров ЛА, в том числе массы, высоты полета.

Прогнозирование изменения скорости при функционировании автомата тяги существенно усложняется из-за необходимости учета алгоритма его работы, наличия ограничений по максимальному и минимальному режимам работы двигателя, ограничения скорости перемещения рычага управления двигателем (РУД), ограничения по величине тангенциального ускорения. В то же время, длительность переходных процессов по скорости полета при функционировании автомата тяги значительно превышает длительность переходных процессов по нормальной перегрузке и сравнимо со временем выполнения маневра уклонения от столкновения с землей. При большом рассогласовании текущей и заданной скоростей полета из-за ограничения по величине тангенциального ускорения темп уменьшения (нарастания) скорости не будет максимально возможным. В этих условиях целесообразно сформировать управление двигателем в виде командных сигналов перевода двигателя на максимальный или минимальный режим работы в зависимости от скорости полета. Такой подход позволит значительно упростить прогнозирование траектории движения ЛА во время выполнения маневра уклонения. В качестве величины скорости смены режимов работы двигателя  $V_{пр}^{см}$  может быть выбрана скорость, при которой для всех конфигураций ЛА достигается максимальная нормальная перегрузка автоматического управления  $n_{y \max}^{AY}$  при максимально допустимом значении угла атаки. Эта скорость определяется на основании маневренных характеристик конкретного ЛА.

Исключение возможных многократных переключений режима работы двигателя может быть достигнуто введением гистерезиса по скорости  $\Delta V_{пр}^{гист}$  так, как это показано на рисунке 32.

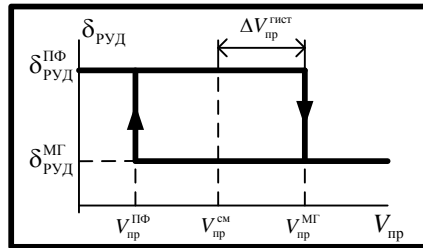


Рисунок 32 – Формирование командных сигналов управления двигателем

Здесь  $\delta_{РУД}^{ПФ}$ ,  $V_{пр}^{ПФ}$  - положение РУД при максимальном режиме работы двигателя и приборная скорость, при которой РУД переводится в данное положение;  $\delta_{РУД}^{МГ}$ ,  $V_{пр}^{МГ}$  - положение РУД при минимальном режиме работы двигателя и приборная скорость, при которой РУД переводится в данное положение.

Сформированные алгоритмы управления при выполнении первой фазы маневра уклонения заключаются в следующем.

В случае использования первой стратегии управления осуществляется:

- отработка заданной нормальной перегрузки, формируемой согласно рисунку 26, при этом величина угла упреждения по крену  $\gamma_1$  определяется по зависимости  $\gamma_1 = f(K_k)$ , представленной на рисунке 23 (коэффициент  $K_k$  характеризует соотношение быстродействия контуров отработки нормальной перегрузки и угла крена конкретного ЛА);

- обнуление угла крена, причем выбор направления вращения при активации системы выполняется путем логической обработки текущего угла крена по выражениям (67).

В случае использования второй стратегии управления осуществляется:

- отработка максимально возможной нормальной перегрузки  $n_{у\max}^{АУ}$ , допустимой при автоматическом управлении;

- отработка заданного угла крена  $180^\circ$ , если величина текущего угла крена по модулю больше  $90^\circ$ , и угла крена  $0^\circ$  в противоположном случае, величина рассогласования между текущим значением угла крена и заданным определяется согласно (68).

Командные сигналы управления двигателем независимо от принятой стратегии управления формируются согласно рисунку 32, величины  $V_{\text{пр}}^{\text{см}}$  и  $\Delta V_{\text{пр}}^{\text{гист}}$  определяется на основании маневренных характеристик конкретного ЛА.

### 3.1.2 Вторая фаза маневра уклонения

Вторая фаза маневра уклонения заключается в наборе некоторой высоты ( $H_{гр} + \Delta H_6$ ) и переводе ЛА в горизонтальный полет с последующей стабилизацией набранной высоты.

Для стабилизации высоты полета может быть использован известный контур управления высотой [55] со статическим алгоритмом управления вида:

$$\Delta n_y^{зад} = K_H (H - H_{зад}) + K_{V_y} V_y, \quad (69)$$

где  $K_H$  и  $K_{V_y}$  - коэффициенты усиления, определяющие динамические свойства процессов стабилизации высоты. Значения этих коэффициентов могут быть определены с помощью известных методов синтеза систем управления.

Выделим в алгоритме управления (69) контур управления вертикальной скоростью

$$\begin{aligned} \Delta n_y^{зад} &= K_{V_y} (V_y - V_{y\text{ зад}}^H), \\ V_{y\text{ зад}}^H &= \frac{K_H}{K_{V_y}} (H_{зад} - H). \end{aligned} \quad (70)$$

Эта процедура позволит осуществить при необходимости ограничение заданной величины вертикальной скорости в явном виде. Структурная схема контура управления высотой примет вид

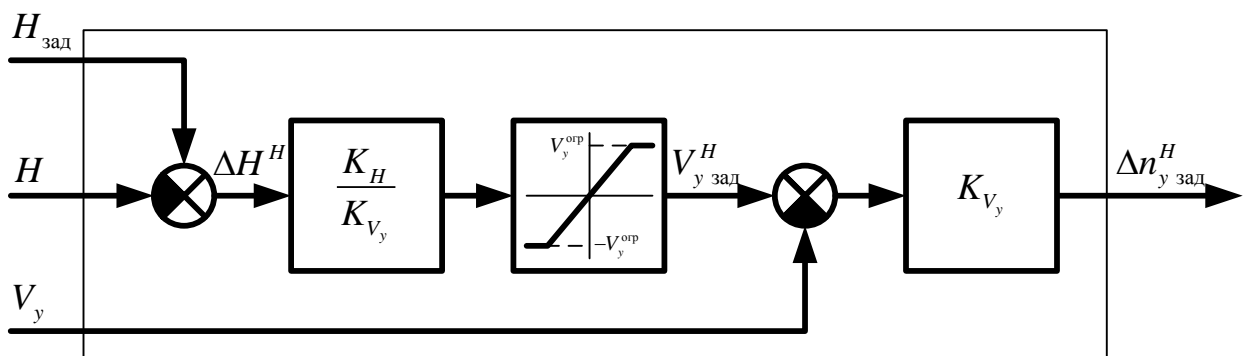


Рисунок 33 – Структурная схема формирования сигнала заданной перегрузки в контуре стабилизации высоты полета

Набор высоты и приведение к горизонтальному полету выполним путем формирования заданной вертикальной скорости.

При наборе высоты, исходя из требуемого угла наклона траектории  $\theta_{\text{наб}}$ , найдем величину потребной вертикальной скорости по тригонометрическому соотношению

$$V_{y \text{ наб}} = VK_{\theta}, \quad (71)$$

где  $K_{\theta} = \sin \theta_{\text{наб}}$ . Для уменьшения влияния изменения скорости полета на динамику набора высоты проведем дополнительную фильтрацию сигнала  $V$  фильтром  $\frac{1}{T_{V1}p + 1}$ . Выбор конкретных значений  $\theta_{\text{наб}}$  и  $T_{V1}$  осуществляется для конкретного ЛА, рекомендуемые значения составляют  $\theta_{\text{наб}} = 5^{\circ} \dots 8^{\circ}$ ,  $T_{V1} = (1.0 \dots 3.0)$  с.

Для осуществления приведения ЛА к горизонтальному полету в качестве заданного значения вертикальной скорости следует задать нулевое значение.

Управление боковым движением на протяжении всей второй фазы управления выполняется путем стабилизации нулевого значения угла крена. При этом сокращение времени приведения к горизонтальному полету может быть достигнуто путем отработки дополнительного угла крена при значительных величинах вертикальной скорости, как это описано в патенте РФ 2325305 [64]. Значение коэффициента  $K_{V_y}$  в этом случае становится зависящим от угла крена.

Для управления скоростью полета воспользуемся автоматом тяги, при этом в качестве заданной скорости выберем скорость  $V_{\text{пр}}^{\text{см}}$ , при которой достигается максимальная перегрузка автоматического управления.



### 3.1.3 Логика работы и структурная схема алгоритма управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей

Последовательность выполнения маневра уклонения сводится к следующему:

1) выполняется первая фаза маневра уклонения в соответствии с первой или второй стратегией управления до момента прекращения снижения, при этом угол крена не должен превышать некоторое значение  $\gamma_{\text{вкл}}$ , при котором обеспечивается нормальное функционирование системы при наборе и стабилизации высоты полета. Если это произошло, то первая фаза маневра уклонения считается законченной;

2) если текущая высота меньше суммы граничной высоты и определенной безопасной величины  $\Delta H_{\text{б}}$ , выполняется набор высоты с углом наклона траектории  $\theta_{\text{наб}}$ ;

3) если текущая высота больше суммы граничной высота и определенной безопасной величины  $\Delta H_{\text{б}}$ , выполняется приведение к горизонтальному полету;

4) если вертикальная скорость и угол крена близки к нулевым значениям ( $|\dot{\gamma}| \leq \dot{\gamma}^{\text{гп}}$  и  $|V_y| < V_y^{\text{гп}}$ ) в течение некоторого времени  $\Delta t_{\text{гп}}$ , осуществляется переход в режим стабилизации высоты, при этом в качестве заданной высоты  $H_{\text{зад}}$  принимается высота на момент выполнения описанных условий.

Обозначим активное состояние системы признаком «ОПАСНОСТЬ», тогда началу маневра уклонения будет соответствовать изменение значения этого признака с 0 на 1. Обозначим выполнение первой фазы маневра уклонения признаком «УКЛОНЕНИЕ», выполнение набора высота признаком «НАБОР», выполнение приведения к горизонтальному полету признаком «ПГ», выполнение стабилизации высоты признаком «ВЫСОТА». Будем полагать, что присвоение названным признакам «1» соответствует выполнению требуемого элемента маневра уклонения. Обозначим стратегию управления признаком «СТРАТЕГИЯ»,

состояние которого может быть также охарактеризовано как «0» или «1», и соответствует выполнению первой или второй стратегии управления соответственно. Введем дополнительный признак «У1», значение которого «1» соответствует окончанию первой фазы маневра уклонения. Последовательность выполнения маневра с учетом введенных признаков может быть описана с помощью блок-схемы, представленной на рисунке 34.

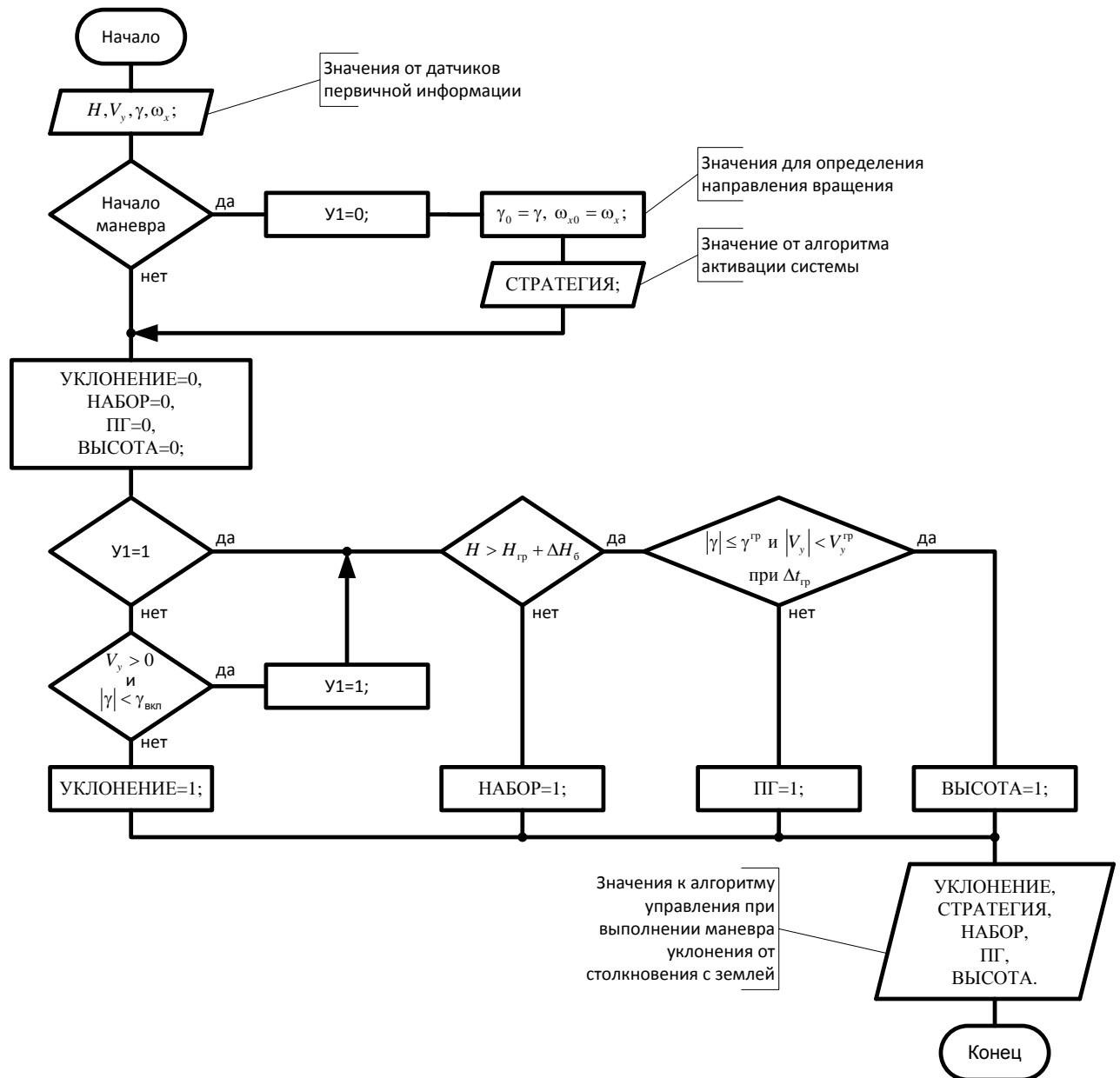


Рисунок 34 – Блок-схема логики формирования признаков

С учетом сформированных признаков и законов управления на соответствующих элементах маневра уклонения общая структурная схема алгоритма управления при автоматическом выполнении маневра уклонения примет вид, представленный на рисунке 35.

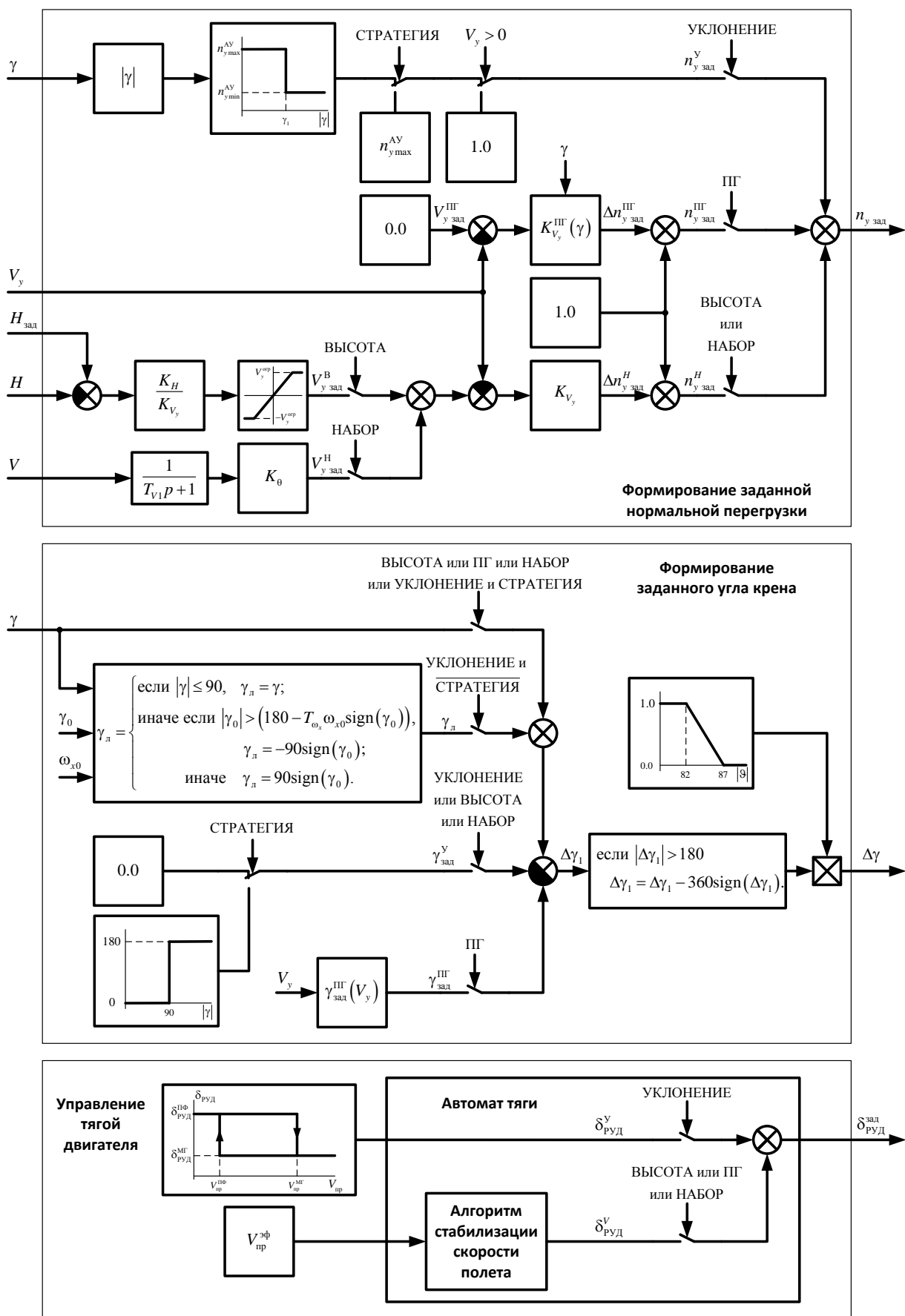


Рисунок 35 – Структурная схема алгоритма управления при автоматическом выполнении маневра уклонения от столкновения с землей

### 3.2 Алгоритмы прогнозирования траектории движения и активации системы

Ключевым элементом алгоритма активации предлагаемой системы предупреждения столкновения с землей является алгоритм прогнозирования траектории движения ЛА.

Для точного прогнозирования траектории движения, по которой будет следовать ЛА во время автоматического выполнения маневра уклонения от столкновения с землей, требуется интегрирование дифференциальных уравнений, описывающих математическую модель ЛА и внутренних контуров управления. Данная процедура должна быть выполнена непосредственно на борту, при этом за некоторый расчетный период  $T_{\text{п}}$  необходимо прогнозировать траекторию движения на время  $t_{\text{прог}} \gg T_{\text{п}}$  секунд. Эта процедура требует существенной загрузки вычислительного устройства. Ситуация осложняется тем, что процесс интегрирования должен быть осуществлен дважды: при прогнозировании траекторий, по которым будет двигаться летательный аппарат при управлении по первой и второй стратегиям.

Будем отличать математическую модель ЛА, используемую для математического моделирования при проектировании системы (далее будем называть ее *математическая модель ЛА*), от математической модели ЛА, используемой на борту для прогнозирования траектории движения. Будем называть ее *бортовой моделью ЛА*.

Наиболее точного прогнозирования траектории можно достичь при использовании в качестве бортовой модели ЛА математической модели ЛА. В этом случае необходимо осуществить интегрирование системы двенадцати дифференциальных уравнений пространственного движения (26) с учетом определения результирующих сил (27) и моментов (28) в зависимости от аэродинамических коэффициентов, являющихся нелинейными функциями большого числа параметров движения. Бортовая модель ЛА должна быть дополнена математической моделью двигателя ЛА, описывающей его статические

и динамические характеристики, банком массовых и инерционных характеристик в зависимости от загрузки топлива, а также законами управления (30), где формирование заданных значений нормальной перегрузки, угла крена и режима работы двигателя определяются согласно логике формирования признаков и алгоритму управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей (см. рисунки 34 и 35).

Применение описанного подхода имеет серьезные технические трудности. Для реализации такой математической модели в бортовом вычислителе потребуется большой объем памяти вычислительного устройства и значительные затраты времени на прогнозирование траектории. Реализация в бортовой модели только алгоритмов управления (30) практически удваивает необходимый объем памяти вычислительного устройства. В результате задача предупреждения столкновения с землей, являющаяся одной из функций вычислительного устройства, станет требовать намного большие ресурсы, чем задача управления движением ЛА, которая является основной. Даже малые изменения алгоритмов управления потребуют их внесения и в бортовую модель ЛА. При выявлении несоответствия прогнозируемой траектории и реальной, определение конкретного элемента бортовой модели, являющегося причиной несоответствия, затруднительно из-за их большого количества и влияния каждого элемента сразу на многие характеристики бортовой модели ЛА.

Снижение нагрузки на вычислительное устройство может быть достигнуто за счет упрощения бортовой модели ЛА и понижения ее порядка путем описания поведения замкнутой системы «летательный аппарат – система управления». Такая возможность обеспечивается, в частности тем, что разработчиками систем управления закладываются достаточно стабильные, близкие к инвариантным, характеристики работы контуров управления на различных режимах полета.

### 3.2.1 Бортовая модель замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» и методика ее формирования

Одной из частей бортовой модели являются уравнения, описывающие движения летательного аппарата, эта часть модели может быть применена для любого самолета. Другая часть модели описывает характер изменения нормальной скоростной и тангенциальной перегрузок и угла крена при выполнении элементов маневра уклонения от столкновения с землей и определяет статические и динамические характеристики конкретного самолета.

#### 3.2.1.1 Упрощение уравнений движения летательного аппарата

Для упрощения уравнений движения ЛА воспользуемся уравнениями движения центра масс в траекторной системе координат (52) и кинематическими уравнениями (53). С учетом сделанных допущений о малости величины боковой перегрузки, считая, что  $\gamma_a \approx \gamma$ , и приводя уравнения к форме Коши, будем иметь систему дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned}
 \frac{dV}{dt} &= g(n_{x_a} - \sin \theta), \\
 \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_{y_a} \cos \gamma - \cos \theta), \\
 \frac{d\Psi}{dt} &= -\frac{1}{\cos \theta} \frac{g}{V} n_{y_a} \sin \gamma, \\
 \frac{dX}{dt} &= V \cos \theta \cos \Psi, \\
 \frac{dY}{dt} &= V \sin \theta, \\
 \frac{dZ}{dt} &= -V \cos \theta \sin \Psi.
 \end{aligned} \tag{72}$$

Систему уравнений необходимо дополнить выражениями, учитывающими диапазон измерения углов крена и наклона траектории, а также упомянутую ранее

особенность, связанную с тем, что при достижении значения угла наклона траектории минус  $90^\circ$  угол крена скачкообразно меняет свое значение на величину  $\pm 180^\circ$ , а угол наклона траектории начинает возрастать.

Как следует из системы уравнений, при прогнозировании координат  $X$  и  $Z$  используется угол пути  $\Psi$ . Наличие в третьем уравнении величины  $\cos\theta$  снижает точность определения скорости изменения угла пути  $\Psi$  при приближении угла наклона траектории по модулю к значению  $90^\circ$ . Это может привести к ошибке при определении координат  $X$  и  $Z$ . По этой причине, если угол наклона траектории в процессе прогнозирования приближается по модулю к  $90^\circ$ , то вычисления угла курса не являются достоверными и может быть определена лишь некоторая область, в которой будет находиться ЛА после завершения маневра уклонения. В качестве размера этой области воспользуемся величиной  $L$ , определяемой из четвертого уравнения системы (72) при нулевом значении угла пути:

$$\frac{dL}{dt} = V \cos\theta. \quad (73)$$

Таким образом, для случая управления по первой стратегии может быть определена траектория движения (если угол наклона траектории не приближался по модулю к  $90^\circ$ ). Для случая управления по второй стратегии (и для случая управления по первой стратегии, если угол наклона траектории был близок по модулю к  $90^\circ$ ) может быть определена величина потери высоты и размер области, в которой будет находиться ЛА после завершения первой фазы маневра уклонения.

Характер изменения скорости, траекторных углов и траекторных координат будет зависеть от характера принятого закона изменения величин  $n_{x_a}$ ,  $n_{y_a}$  и  $\gamma$ . Снижение размерности бортовой модели может быть достигнуто путем упрощения математического описания закона изменения этих величин при автоматическом выполнении маневра уклонения.

### 3.2.1.2 Аппроксимация характеристик переходных процессов, обусловленных обработкой нормальной перегрузки

Статические и динамические характеристики процессов изменения тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок определим по результатам математического моделирования при обработке максимальной  $n_{y \max}^{AY}$  и минимальной  $n_{y \min}^{AY}$  нормальных перегрузок, допустимых при автоматическом управлении, на различных скоростях и высотах полета. Для исключения влияния изменения скорости и высоты полета на исследуемые параметры математическое моделирование следует выполнять при фиксированных величинах угла тангажа ( $\dot{\vartheta} = 0$ ), скорости ( $\dot{V} = 0$ ) и высоты ( $\dot{H} = 0$ ).

На рисунке 36 показаны типовые переходные процессы по тангенциальной  $n_{x_a}$  и нормальной скоростной  $n_{y_a}$  перегрузкам для маневренного летательного аппарата с контуром обработки нормальной перегрузки на различных приборных скоростях  $V_{пр}$  ( $V_1 < V_2 < V_3 < V_4$ ) на фиксированной высоте при ступенчатом заданном значении нормальной перегрузки  $n_{y \max}^{AY} = 5.0$ .

По результатам математического моделирования более чем на 140 режимах полета при различных значениях высот и скоростей для самолета МиГ-29К составлены таблицы установившихся (располагаемых) значений нормальной скоростной  $n_{y_a}$  и тангенциальной  $n_{x_a}$  перегрузок, а также времени переходных процессов  $t_{пн}$  и перерегулирования  $\sigma$ . Общий вид изменения этих характеристик в зависимости от приборной скорости  $V_{пр}$  на фиксированной высоте полета представлен на рисунке 37.

Вид зависимости располагаемых перегрузок от приборной скорости связан с достижением допустимого угла атаки, а также с особенностями контура управления нормальной перегрузкой.



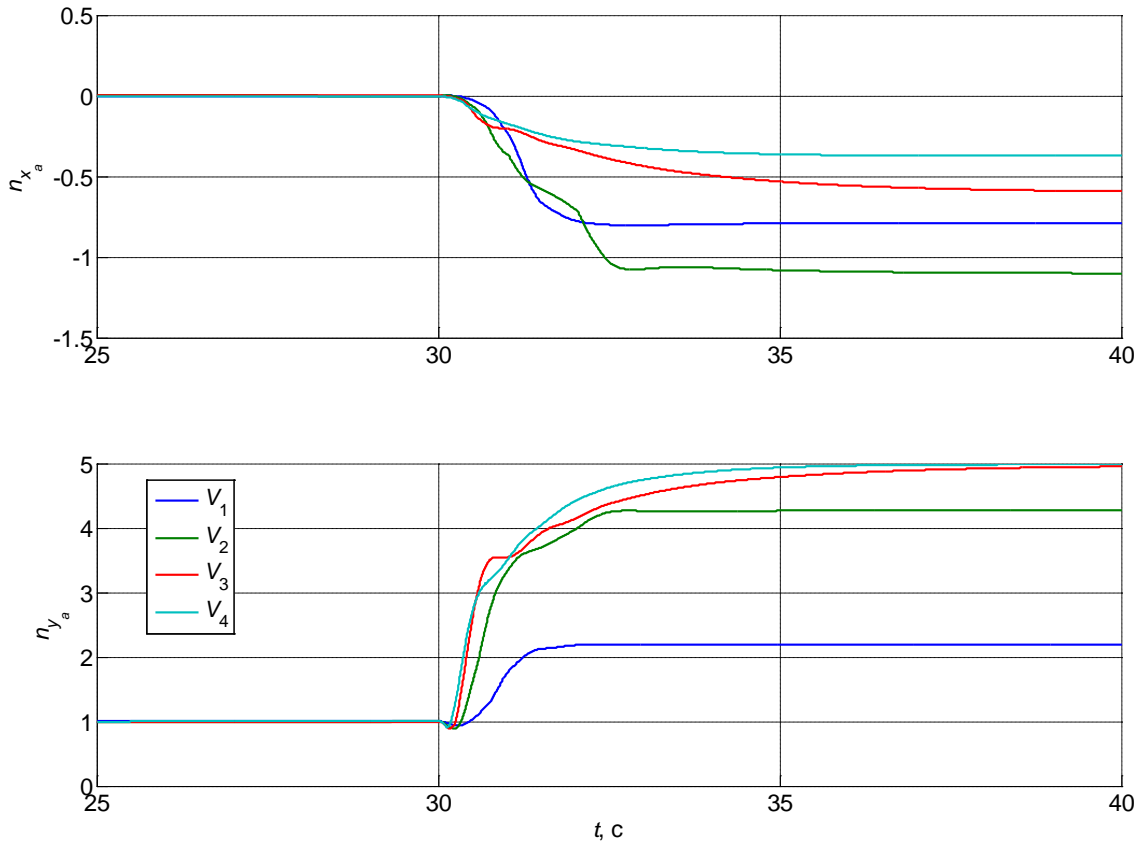


Рисунок 36 – Типовые переходные процессы по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам

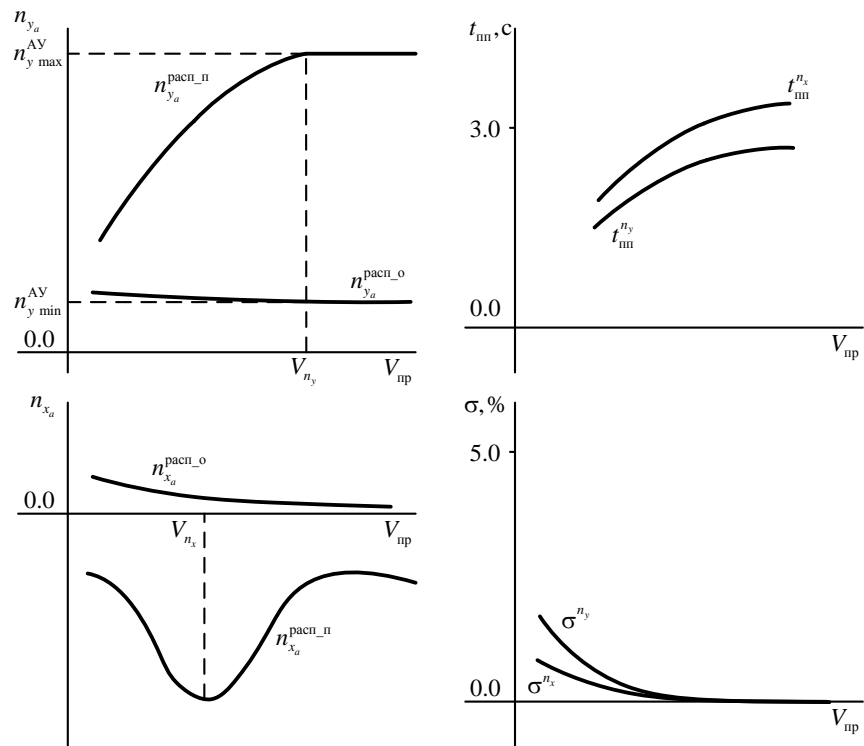


Рисунок 37 – Статические и динамические характеристики при отработке нормальной перегрузки

С увеличением скоростного напора на допустимом угле атаки развивается большая величина подъемной силы, что выражается в росте располагаемой нормальной перегрузки практически пропорционально скоростному напору, а следовательно, и приборной скорости. На некоторой приборной скорости  $V_{n_y}$  достигается максимальная перегрузка при автоматическом управлении  $n_{y \max}^{\text{AY}}$ . При дальнейшем увеличении скорости располагаемая перегрузка не превышает этой величины. Как указывалось ранее, в качестве заданной скорости при работе автомата тяги и формировании командного сигнала на изменение режима работы двигателя целесообразно принять скорость, при которой достигается перегрузка  $n_{y \max}^{\text{AY}}$  при всех конфигурациях ЛА. Минимальная перегрузка, допустимая при автоматическом управлении  $n_{y \min}^{\text{AY}}$ , обычно имеющая малую величину (порядка 0.2...0.5), достигается практически на всех приборных скоростях полета.

Увеличение тангенциальной перегрузки по модулю происходит до некоторой скорости  $V_{n_x1}$ , что связано с ростом скоростного напора при допустимом угле атаки. При дальнейшем увеличении скорости модуль тангенциальной перегрузки убывает из-за уменьшения угла атаки, при котором достигается максимальная нормальная перегрузка автоматического управления. Увеличение модуля тангенциальной перегрузки может наблюдаться при приближении скорости полета к скорости звука. Отличие скорости  $V_{n_x1}$  от скорости  $V_{n_y}$ , при которой достигается перегрузка  $n_{y \max}^{\text{AY}}$ , вызвано особенностями контура управления нормальной перегрузкой и ограничении величины отклонения руля высоты при автоматическом управлении. Эта особенность характерна для рассматриваемого ЛА и для другого ЛА может иметь отличный вид. Данная особенность не ограничивает применение подхода для других летательных аппаратов. Малая величина нормальной перегрузки  $n_{y \min}^{\text{AY}}$  обуславливает малое изменение тангенциальной перегрузки.

Статические характеристики аппроксимируем кусочно-линейными функциями в зависимости от приборной скорости и высоты полета. Следует

отметить, что аппроксимация характеристик может быть также проведена в зависимости от массы и других параметров ЛА. В результате будем иметь располагаемые перегрузки при отработке максимальной нормальной перегрузки  $n_{x_a}^{\text{расп-п}}(V_{\text{пр}}, H)$ ,  $n_{y_a}^{\text{расп-п}}(V_{\text{пр}}, H)$  и при отработке минимальной нормальной перегрузки  $n_{x_a}^{\text{расп-о}}(V_{\text{пр}}, H)$ ,  $n_{y_a}^{\text{расп-о}}(V_{\text{пр}}, H)$ .

В качестве значений функций следует использовать несколько заниженные значения перегрузок для компенсации возможных неточностей математической модели и принятых допущений при моделировании. В качестве принятых значений могут использоваться значения, составляющие 95 % от найденных. Важным преимуществом использования располагаемой нормальной перегрузки является то, что она учитывает как допустимую нормальную перегрузку, так и допустимый угол атаки. Как следствие, в процессе прогнозирования траектории движения и скорости полета будут учтены изменения в располагаемой и допустимой перегрузках, что существенно повышает точность прогнозирования, кроме того нет необходимости в прогнозировании изменения угла атаки, что снижает вычислительную нагрузку.

Для аппроксимации динамики изменения перегрузок воспользуемся передаточными функциями. При проектировании систем автоматического управления к контуру отработки нормальной перегрузки предъявляются требования по ограничению величин перерегулирования и длительности переходных процессов, поэтому с достаточной для практики точностью динамика переходных процессов может быть описана передаточной функцией второго порядка, а в случае монотонных переходных процессов и передаточной функцией первого порядка. Параметры передаточной функции (постоянная времени  $T$  и декремент затухания  $\xi$  в случае применения звена второго порядка; постоянная времени  $T$  в случае применения звена первого порядка) могут быть определены по времени переходного процесса  $t_{\text{пт}}$  и перерегулированию  $\sigma$ . Так как время переходного процесса и перерегулирование зависят от величин приборной скорости, высоты полета и массы ЛА, параметры передаточных функций

реализуем методом кусочно-линейной аппроксимации в зависимости от этих величин. Обозначим составляющие тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок, обусловленные работой контура отработки заданной нормальной перегрузки индексом «1». К системе (72) добавятся уравнения:

Для звеньев первого порядка:

$$\frac{dn_{x_a1}}{dt} = \frac{1}{T_{n_x1}} (n_{x_a1}^{\text{зад}} - n_{x_a1}),$$

$$\frac{dn_{y_a1}}{dt} = \frac{1}{T_{n_y1}} (n_{y_a1}^{\text{зад}} - n_{y_a1});$$

Для звеньев второго порядка:

$$\frac{dn_{x_a1}}{dt} = a_{x_a1},$$

$$\frac{da_{x_a1}}{dt} = \frac{1}{T_{n_x1}^2} (n_{x_a1}^{\text{зад}} - n_{x_a1}) - \frac{2\xi_{n_x1}}{T_{n_x1}} a_{x_a1},$$

$$\frac{dn_{y_a1}}{dt} = a_{y_a1},$$

$$\frac{da_{y_a1}}{dt} = \frac{1}{T_{n_y1}^2} (n_{y_a1}^{\text{зад}} - n_{y_a1}) - \frac{2\xi_{n_y1}}{T_{n_y1}} a_{y_a1};$$
(74)

где  $T_{n_x1}$ ,  $\xi_{n_x1}$  и  $T_{n_y1}$ ,  $\xi_{n_y1}$  – характеризуют вид переходных процессов по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам соответственно;

$a_{x_a1}$ ,  $a_{y_a1}$  – вспомогательные переменные.

Имитация особенности переходных процессов, обусловленной наличием кратковременного уменьшения перегрузки в начале ее отработки на самолетах нормальной аэродинамической схемы, может быть осуществлена введением запаздывания  $\tau_{\text{зап}}$  в отработке.

Коэффициент передачи дифференциальных уравнений (74), описывающих динамику отработки перегрузок равен единице, поэтому установившиеся значения будут определяться величиной заданных сигналов  $n_{x_a1}^{\text{зад}}$  и  $n_{y_a1}^{\text{зад}}$ . Эти значения должны формироваться с учетом принятого закона управления при выполнении маневра уклонения. Согласно структурной схеме рисунка 35 при прогнозировании траектории, характерной для первой стратегии управления, заданные значения перегрузок будут формироваться по зависимостям рисунка 38:

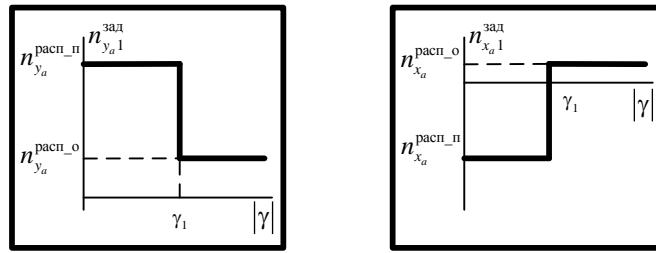


Рисунок 38 – Вычисление заданных значений перегрузок при использовании первой стратегии управления

При прогнозировании траектории, характерной для второй стратегии управления, заданные значения будут равны  $n_{x_a1}^{зад} = n_{x_a1}^{расп_п}$ ,  $n_{y_a1}^{зад} = n_{y_a1}^{расп_п}$ .

На рисунке 39 представлены переходные процессы по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам на малой (синие линии) и большой (зеленые линии) приборных скоростях на фиксированной высоте и соответствующие им прогнозируемые переходные процессы (пунктирные линии), вычисленные по вышеописанной процедуре. Моделирование выполнено при ступенчатом заданном значении нормальной перегрузки.

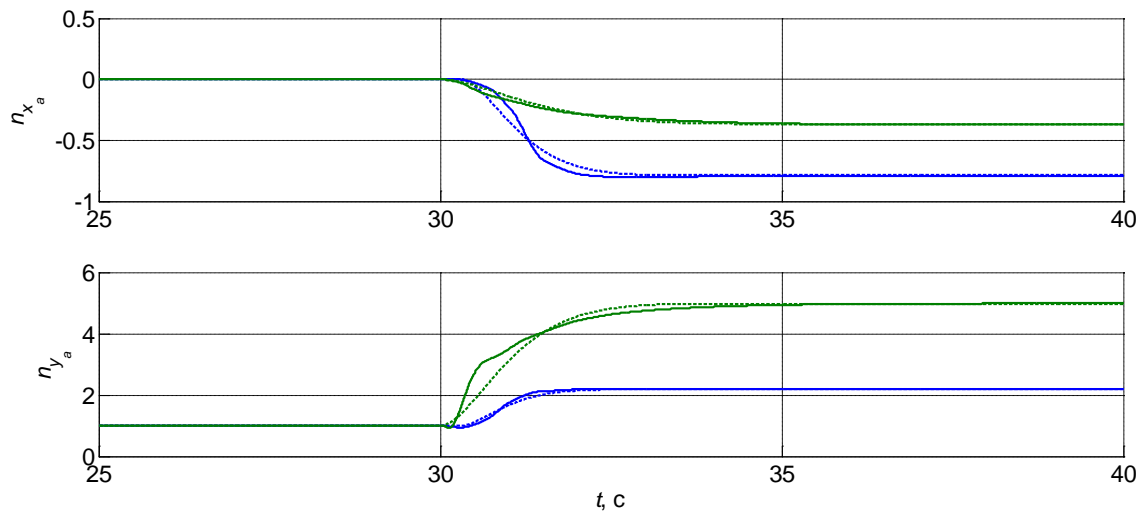


Рисунок 39 – Аппроксимация изменения перегрузок при обработке нормальной перегрузки

Исследуемые характеристики переходных процессов определены без учета изменения скорости. Влияние изменения скорости полета на процесс обработки нормальной перегрузки будет косвенно учтено за счет изменения располагаемых значений тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок.

### 3.2.1.3 Аппроксимация переходных процессов, обусловленных изменением режима работы двигателя

Перевод двигателя на максимальный или минимальный режим работы оказывает влияние на величины перегрузок, что особенно сильно отражается на тангенциальной перегрузке. Статические характеристики (максимальная и минимальная величины развиваемой тангенциальной перегрузки) определим путем математического моделирования движения ЛА при разгоне и торможении в горизонтальном полете на максимальном и минимальном режимах работы двигателя соответственно. Вид этих характеристик представлен на рисунке 40.

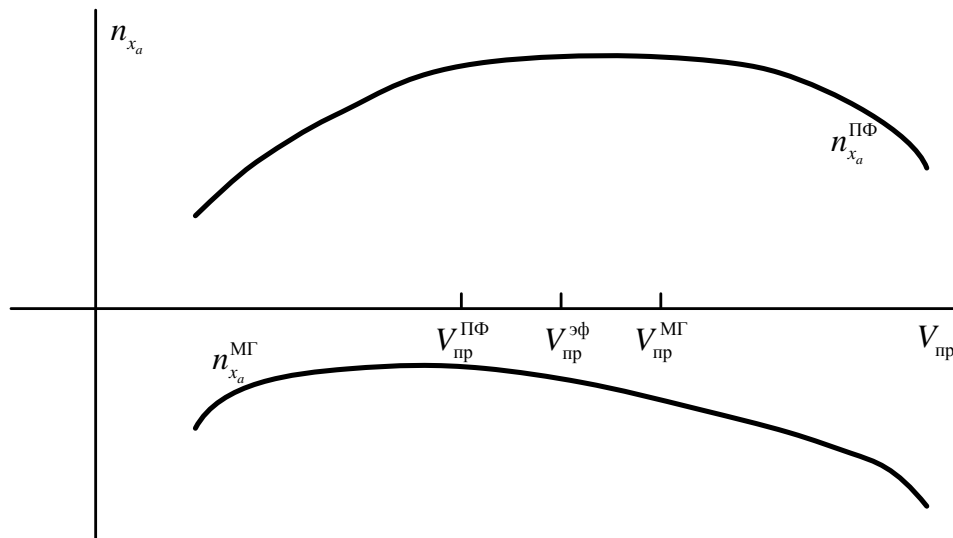


Рисунок 40 – Развиваемая величина тангенциальной перегрузки при максимальном и минимальном режимах работы двигателя

Полученные характеристики аппроксимируем кусочно-линейными функциями  $n_{x_a}^{ПФ}(V_{пр}, H)$  и  $n_{x_a}^{МГ}(V_{пр}, H)$  в зависимости от приборной скорости и высоты полета. Величина приращения нормальной скоростной перегрузки из-за изменения режима работы двигателя по изложенному методу не может быть определена, так как при разгоне или торможении в горизонтальном полете выполняется  $n_{y_a} = 1.0$ . Для ее вычисления может быть выполнена следующая приближенная процедура. Используя матрицу направляющих косинусов  $\Gamma_1$  (8), связывающую перегрузки в связанной и скоростной системах координат, с учетом

допущения о малости угла скольжения, и полагая, что двигатель установлен по продольной оси связанной системы координат, будем иметь

$$\begin{aligned}\Delta n_{x_a} &= \Delta n_x \cos \alpha, \\ \Delta n_{y_a} &= \Delta n_x \sin \alpha.\end{aligned}\quad (75)$$

Откуда нетрудно найти

$$\Delta n_{y_a} = \Delta n_{x_a} \operatorname{tg} \alpha. \quad (76)$$

Зная величину угла атаки  $\alpha_{\text{уст}}$ , соответствующего отработанной нормальной перегрузке на различных режимах, построим график функции  $\operatorname{tg} \alpha_{\text{уст}}$  (см. рисунок 41). Упрощение функции может быть выполнено кусочно-линейной аппроксимацией этой зависимости. В результате будет определен коэффициент  $K_{n_x}^{n_y}$  пересчета тангенциальной перегрузки в нормальную скоростную, обусловленных изменением режима работы двигателя.

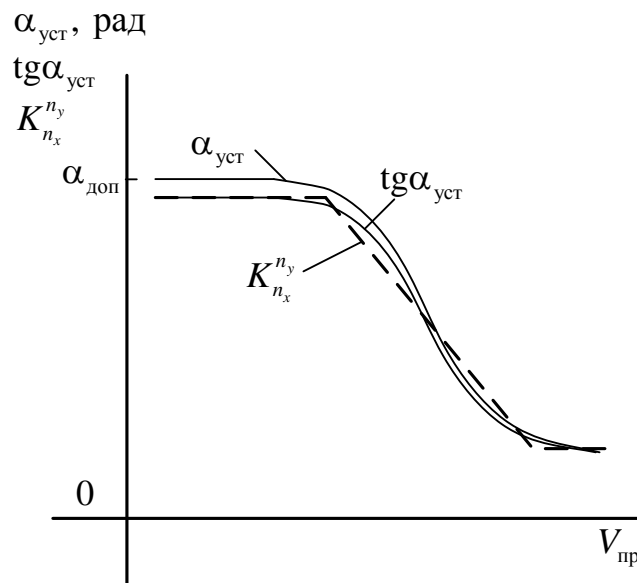


Рисунок 41 – К расчету приращения нормальной скоростной перегрузки при изменении режима работы двигателя

Как видно, ощутимое влияние на приращение нормальной перегрузки будет наблюдаться в области приборных скоростей, где при отработке нормальной перегрузки достигается допустимый угол атаки. Так как при отработке минимальной нормальной перегрузки  $n_{y \min}^{\text{AY}}$ , допустимой при автоматическом управлении, величина угла атаки мала, данное приращение нормальной

перегрузки следует учитывать только при обработке максимальной нормальной перегрузки  $n_{y \max}^{AY}$ .

Для выявления характера нарастания тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок при изменении режима работы двигателя проведем сравнительное моделирование обработки заданной нормальной перегрузки. Моделирование будет включать две реализации: при фиксированном положении РУД, которое соответствует режиму установившегося горизонтального полета на момент начала обработки нормальной перегрузки; при изменении заданного положения РУД в момент обработки нормальной перегрузки на максимальный (для малых скоростей) или минимальный (для больших скоростей). Для исключения влияния изменения высоты полета и угла наклона траектории при моделировании необходимо зафиксировать величины угла тангажа ( $\dot{\vartheta} = 0$ ) и высоты ( $\dot{H} = 0$ ). Сложность выявления характера влияния изменения режима работы двигателя на перегрузки заключается в том, что в конкретные моменты времени сравниваемые процессы будут иметь различную скорость полета, это приведет к тому, что на характер изменения перегрузок будут также влиять величины располагаемых перегрузок. Для преодоления этого затруднения может быть использована следующая процедура.

Для некоторых начальных условий (по скорости и высоте полета) проведем математическое моделирование согласно условиям первой реализации (фиксированное положение РУД). При моделировании определим приборную скорость, тангенциальную и нормальную скоростную перегрузки, а также располагаемые перегрузки (согласно функциям  $n_{x_a}^{\text{расп\_п}}$  и  $n_{y_a}^{\text{расп\_п}}$ , найденным ранее). Эти параметры определим и при математическом моделировании согласно условиям второй реализации (перевод РУД в положение, соответствующее максимальному или минимальному режимам работы двигателя). Найдем разницу между приборными скоростями, текущими перегрузками, располагаемыми перегрузками. Найденная разница в перегрузках позволит определить характер нарастания тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок, вызванный



изменением режима работы двигателя. В качестве примера рассмотрим использование предложенной методики для малой (где осуществляется переход на максимальный режим работы двигателя) и большой (где осуществляется переход на минимальный режим работы двигателя) начальных приборных скоростей на фиксированной высоте полета, результаты моделирования приведены на рисунках 42 и 43.

На рисунках графики, соответствующие условиям первой реализации, обозначены линиями красного цвета, графики, соответствующие условиям второй реализации обозначены линиями синего цвета, величины располагаемых перегрузок обозначены штриховыми линиями.

Как видно, при фиксированном положении РУД после завершения переходного процесса по отработке нормальной перегрузки и дальнейшем снижении скорости величины тангенциальной и нормальной перегрузок совпадают с располагаемыми. При переводе РУД в положение, соответствующее максимальному (минимальному) режиму работы двигателя, тангенциальная и нормальная скоростная перегрузки больше (меньше) располагаемых. Данная разница обусловлена приростом (уменьшением) перегрузок от изменения режима работы двигателя. На рисунках эта разница обозначена пунктирными линиями черного цвета (графики  $\Delta x_2$  и  $\Delta y_2$ ).

После завершения отработки нормальной перегрузки величина разницы по тангенциальной перегрузке соответствует значениям  $n_{x_a}^{\text{ПФ}}$  (в случае максимального режима работы двигателя) и  $n_{x_a}^{\text{МГ}}$  (в случае минимального режима работы двигателя) для конкретных значений приборной скорости, высоты полета и массы ЛА. Величина разницы по нормальной перегрузке приблизительно соответствует значению по выражению (76).

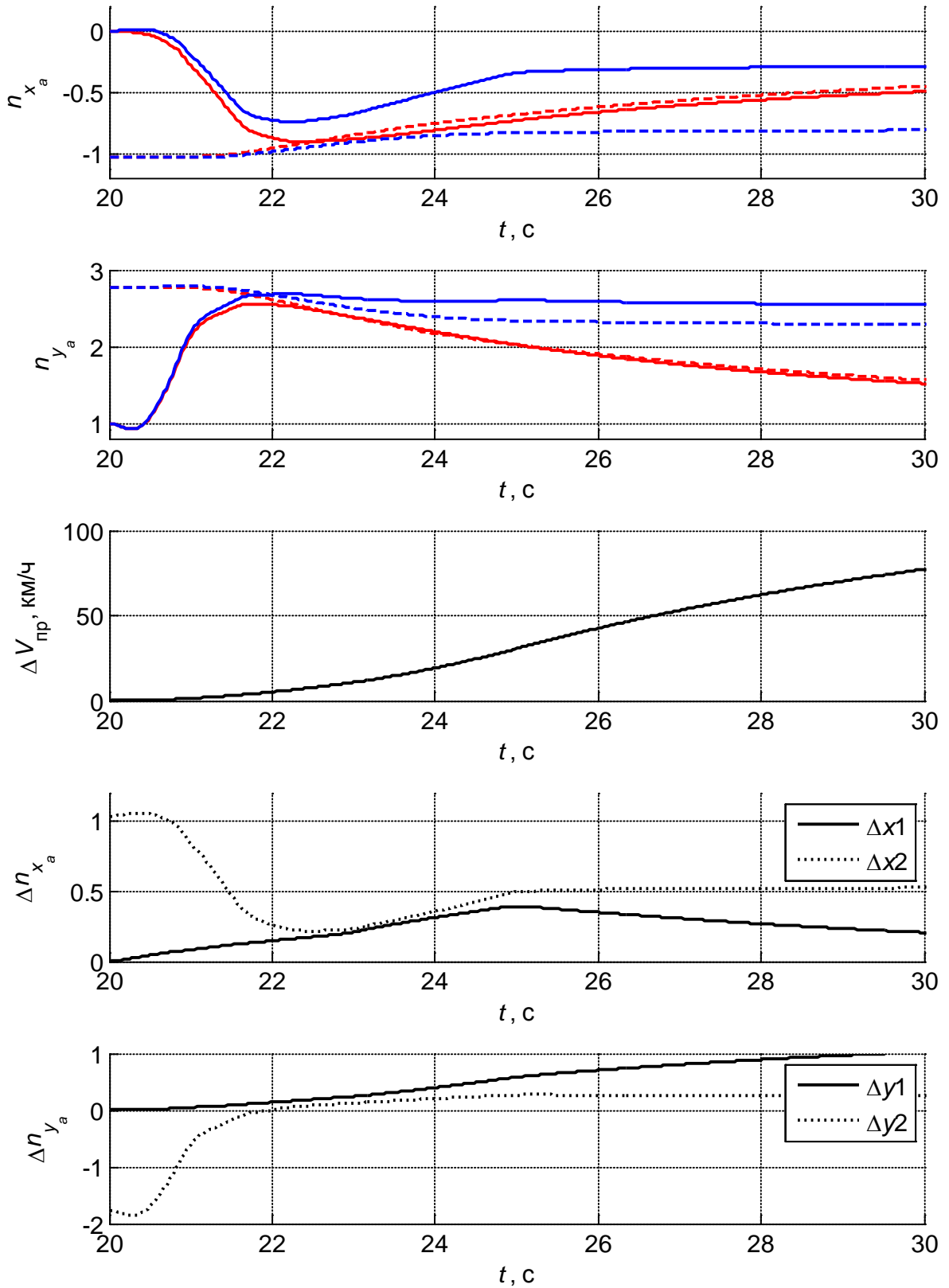


Рисунок 42 – Влияние изменения режима работы двигателя на перегрузки

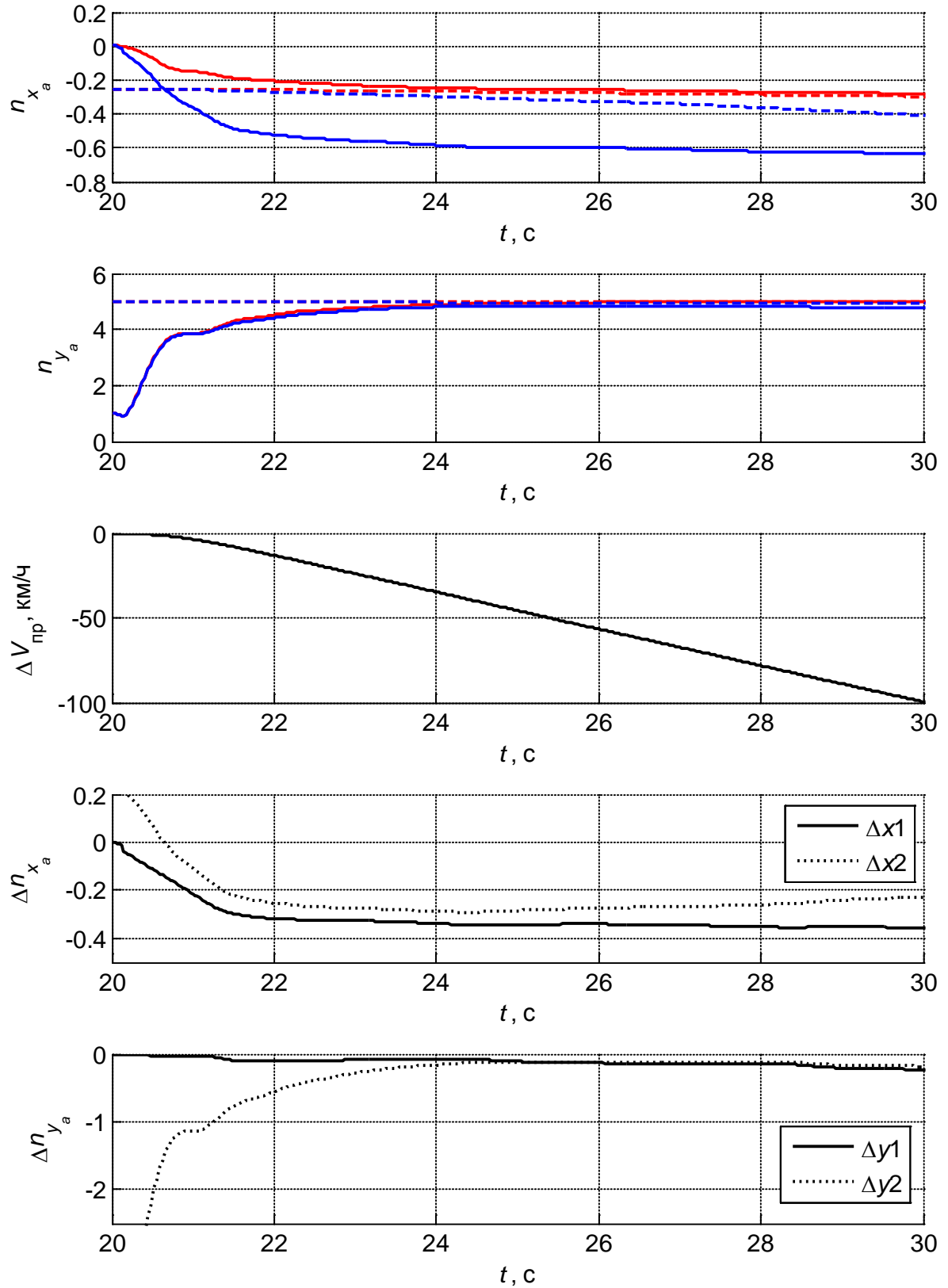


Рисунок 43 – Влияние изменения режима работы двигателя на перегрузки

Различия в перегрузках на начальных этапах обработки нормальной перегрузки, когда разница в приборных скоростях при различных реализациях невелика, могут быть определены путем сравнения их переходных процессов, полученных при первой и второй реализациях. На рисунках разница в тангенциальных и нормальных скоростных перегрузках обозначена сплошными линиями черного цвета (графики  $\Delta x_1$  и  $\Delta y_1$ ).

Таким образом, характеристика изменения тангенциальной (нормальной скоростной) перегрузки, обусловленная влиянием изменения режима работы двигателя на максимальный или минимальный, может быть получена путем сопряжения графиков  $\Delta x_1$  ( $\Delta y_1$ ), когда отличие приборных скоростей при первой и второй реализациях невелика, и  $\Delta x_2$  ( $\Delta y_2$ ), когда величина отличия приборных скоростей увеличивается. Для исследуемого ЛА эта объединенная характеристика практически линейно нарастает (убывает) до значений  $n_{x_a}^{\text{ПФ}}$  ( $n_{x_a}^{\text{МГ}}$ ), что частично обусловлено ограничением по скорости перемещения исполнительного механизма автомата тяги. Такой характер изменения может быть аппроксимирован, например, апериодическим звеном с ограничением по скорости нарастания. Обозначим составляющие тангенциальной и нормальной скоростной перегрузки, обусловленные изменением режима работы двигателя индексом «2». Уравнения, реализующие предложенный подход, с учетом выражения (76), будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \frac{dn_{x_a 2}}{dt} &= \frac{1}{T_{n_x 2}} (n_{x_a 2}^{\text{зад}} - n_{x_a 2}), \\ \text{если } \frac{dn_{x_a 2}}{dt} &\geq \dot{n}_{x \text{ орг}}, \text{ то } \frac{dn_{x_a 2}}{dt} = \dot{n}_{x \text{ орг}}, \\ \text{если } \frac{dn_{x_a 2}}{dt} &\leq -\dot{n}_{x \text{ орг}}, \text{ то } \frac{dn_{x_a 2}}{dt} = -\dot{n}_{x \text{ орг}}; \\ n_{y_a 2} &= n_{x_a 2} K_{n_x}^{n_y}. \end{aligned} \quad (77)$$

Установившиеся значения в уравнениях (77) будут определяться величиной заданного значения  $n_{x_a 2}^{\text{зад}}$ . С учетом алгоритма управления тягой двигателя согласно структурной схеме рисунка 35 определим заданное значение величины

тангенциальной перегрузки, обусловленной переходом на максимальный или минимальный режим работы двигателя. Если  $(V_{\text{пр}} > V_{\text{пр}}^{\text{МГ}})$ , то  $n_{x_a 2}^{\text{зад}} = n_{x_a}^{\text{МГ}}$ , если  $(V_{\text{пр}} < V_{\text{пр}}^{\text{ПФ}})$ , то  $n_{x_a 2}^{\text{зад}} = n_{x_a}^{\text{ПФ}}$ , если  $((V_{\text{пр}} < V_{\text{пр}}^{\text{МГ}}) \text{ и } (V_{\text{пр}} > V_{\text{пр}}^{\text{ПФ}}))$ , то заданное значение определяется в соответствии с предыдущим режимом работы двигателя.

### 3.2.1.4 Аппроксимация переходных процессов, обусловленных обработкой угла крена

Статические и динамические характеристики процессов изменения угла крена определим по результатам математического моделирования при отработке заданного угла крена на различных скоростях и высотах полета. Для исключения влияния изменения скорости и высоты полета на исследуемые параметры математическое моделирование следует выполнять при фиксированных величинах угла тангажа ( $\dot{\Theta} = 0$ ), скорости ( $\dot{V} = 0$ ) и высоты полета ( $\dot{H} = 0$ ).

На рисунке 44 представлены типовые переходные процессы по угловой скорости крена  $\omega_x$  и углу крена  $\gamma$  для маневренного летательного аппарата с контуром отработки угла крена на различных приборных скоростях  $V_{np}$  ( $V_1 < V_2$ ) на фиксированной высоте при ступенчатом заданном значении угла крена  $\gamma = 60^\circ$ .

При значительном рассогласовании заданного и текущего значений углов крена, его отработка осуществляется с определенной располагаемой угловой скоростью крена  $\omega_x^{расп}$ , эта величина должна быть принята во внимание при прогнозировании динамики изменения угла крена.

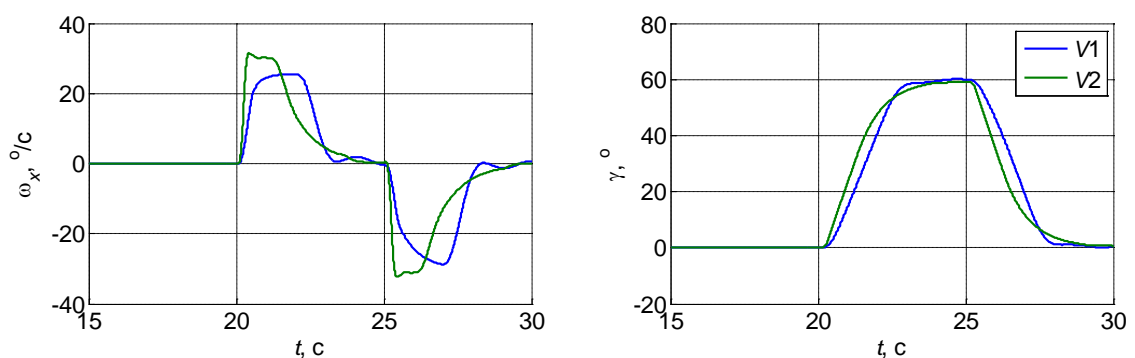


Рисунок 44 – Типовые переходные процессы по угловой скорости крена и углу крена при большой величине рассогласования заданного и текущего углов крена

Собственные динамические характеристики контура отработки угла крена выявим при математическом моделировании с малой величиной рассогласования заданного и текущего углов крена, когда угловая скорость крена не достигает

значения  $\omega_x^{\text{расп}}$ . На рисунке 45 представлены типовые переходные процессы по угловой скорости крена  $\omega_x$  и углу крена  $\gamma$  при ступенчатом заданном значении угла крена  $\gamma = 10^\circ$ .

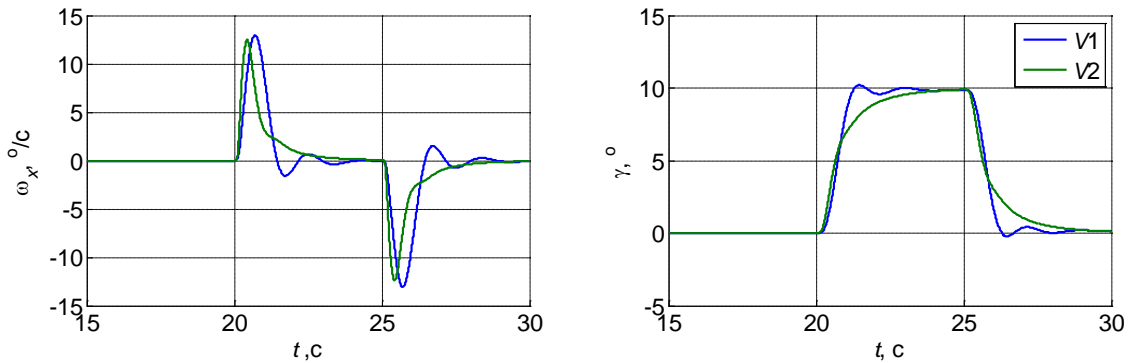


Рисунок 45 – Типовые переходные процессы по угловой скорости крена и углу крена при малой величине рассогласования заданного и текущего углов крена

По результатам математического моделирования более чем на 30 режимах для различных высот и скоростей составлены таблицы установившихся (располагаемых) значений угловой скорости крена  $\omega_x^{\text{расп}}$ , времени переходного процесса  $t_{\text{пр}}$  и перерегулирования  $\sigma$ . Общий вид изменения этих характеристик в зависимости от приборной скорости  $V_{\text{пр}}$  на фиксированной высоте полета представлен на рисунке 46.

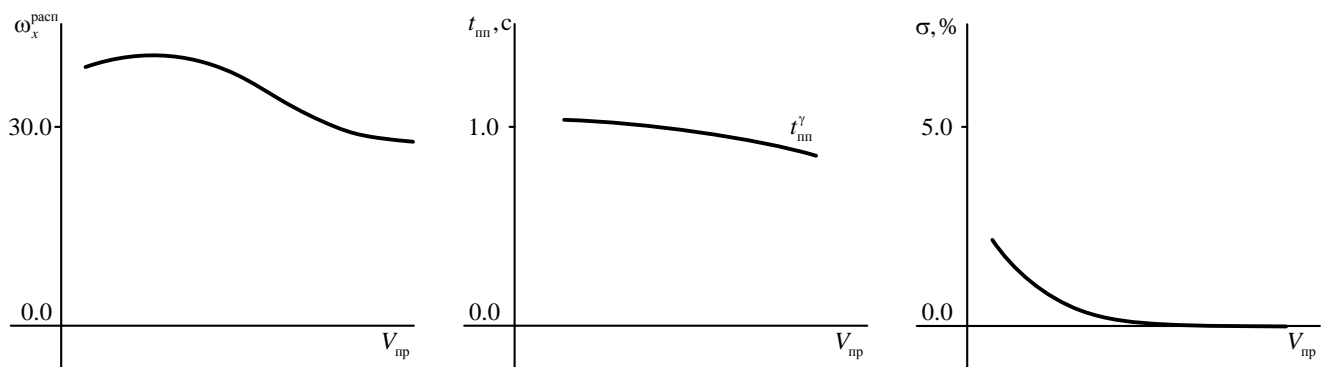


Рисунок 46 – Статические и динамические характеристики при отработке угла крена

Величину располагаемой угловой скорости крена аппроксимируем кусочно-линейной функцией  $\omega_x^{\text{расп}}(V_{\text{пр}}, H)$  в зависимости от приборной скорости, высоты полета, а также массы ЛА. Переходные процессы по углу крена обычно носят

монотонный характер, поэтому динамика изменения угла крена может быть аппроксимирована звеном первого порядка с ограничением по скорости, что позволит учесть величину располагаемой угловой скорости крена. Будем иметь

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{T_{\gamma}}(\gamma_{\text{зад}} - \gamma),$$

$$\text{если } \dot{\gamma} \geq \omega_x^{\text{расп}}, \text{ то } \dot{\gamma} = \omega_x^{\text{расп}},$$

$$\text{если } \dot{\gamma} \leq -\omega_x^{\text{расп}}, \text{ то } \dot{\gamma} = -\omega_x^{\text{расп}}.$$
(78)

Обработка угловой скорости крена осуществляется с большим быстродействием, чем обработка нормальной перегрузки и угла крена. Учет динамики обработки угловой скорости крена потребует его описания динамическим звеном с малой постоянной времени, что в свою очередь ведет к необходимости уменьшения шага вычислений при интегрировании уравнений. Для снижения нагрузки на вычислительное устройство целесообразно провести имитацию динамики обработки угловой скорости крена путем введения запаздывания  $\tau_{\text{зап}}$  в обработку угла крена.

Формирование заданного значения угла крена в выражениях (78) должно осуществляться согласно структурной схеме рисунка 35. При использовании первой стратегии управления заданное значение будет составлять  $\gamma_{\text{зад}} = 0^{\circ}$ . При использовании второй стратегии величина заданного угла крена будет составлять  $180^{\circ}$  при текущем угле крена по модулю больше  $90^{\circ}$  и будет равно  $0^{\circ}$  в противоположном случае. При реализации уравнений (78) также должна быть учтена логическая обработка угла крена по выражениям (67) и обработка величины рассогласования заданного и текущего углов крена (68).



### 3.2.1.5 Вычисление приборной скорости и определение начальных условий

Зависимость параметров бортовой модели ЛА от приборной скорости приводит к необходимости прогнозирования ее величины во время выполнения маневра уклонения. Точный расчет приборной скорости [67] осуществляется через скоростной напор с учетом сжимаемости воздуха, который, в свою очередь, вычисляется через статическое давление, скорость полета, температуру и другие параметры атмосферы. Такой расчет приборной скорости повышает нагрузку на вычислительное устройство. Для упрощения расчетных выражений рассмотрим взаимосвязь приборной и истинной скоростей на различных высотах полета, представленную на рисунке 47.

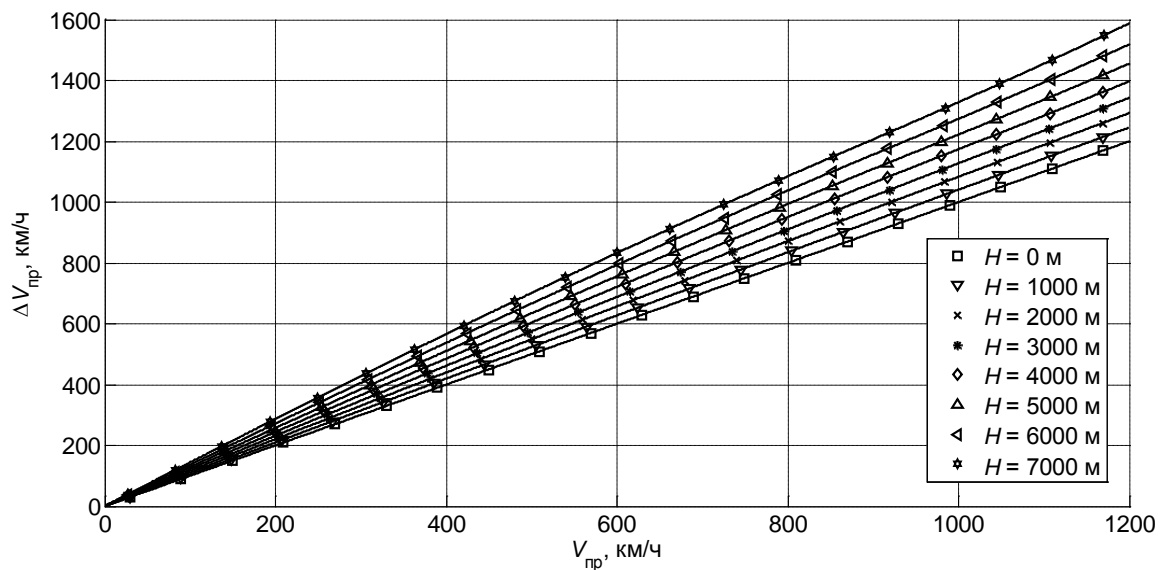


Рисунок 47 – Взаимосвязь приборной и истинной скоростей на различных высотах полета

Как видно, данные зависимости близки к линейным, что говорит о возможности их аппроксимации кусочно-линейными функциями. Необходимая точность расчета статических и динамических характеристик системы управления может быть достигнута увеличением количества узловых точек аппроксимации.

Примем в качестве узловых точек 0 км/ч, 500 км/ч и 900 км/ч и проведем кусочно-линейную аппроксимацию. Вычислительные выражения будут иметь вид

$$V_{\text{пр}} = \begin{cases} VK_{V_1}(H), & \text{если } (V < 500); \\ (V - 500)K_{V_2}(H) + 500K_{V_1}(H), & \text{если } ((V > 500) \text{ и } (V < 900)); \\ (V - 900)K_{V_3}(H) + 400K_{V_2}(H) + 500K_{V_1}(H), & \text{если } (V > 900); \end{cases} \quad (79)$$

где коэффициенты  $K_{V_1}(H)$ ,  $K_{V_2}(H)$ ,  $K_{V_3}(H)$  выражают пересчет истинной скорости в приборную на различных высотах и для диапазона высот от 0 м до 7000 м определяются согласно таблице 3.

Таблица 3 – Коэффициенты пересчета истинной скорости в приборную

$H, \text{ м}$	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000
$K_{V_1}$	1.00	0.95	0.91	0.87	0.83	0.78	0.74	0.70
$K_{V_2}$	1.00	0.96	0.93	0.89	0.86	0.82	0.79	0.75
$K_{V_3}$	1.00	0.97	0.95	0.92	0.90	0.87	0.84	0.81

Величина ошибки вычисления приборной скорости на различных высотах по предложенной аппроксимации приведена на рисунке 48.

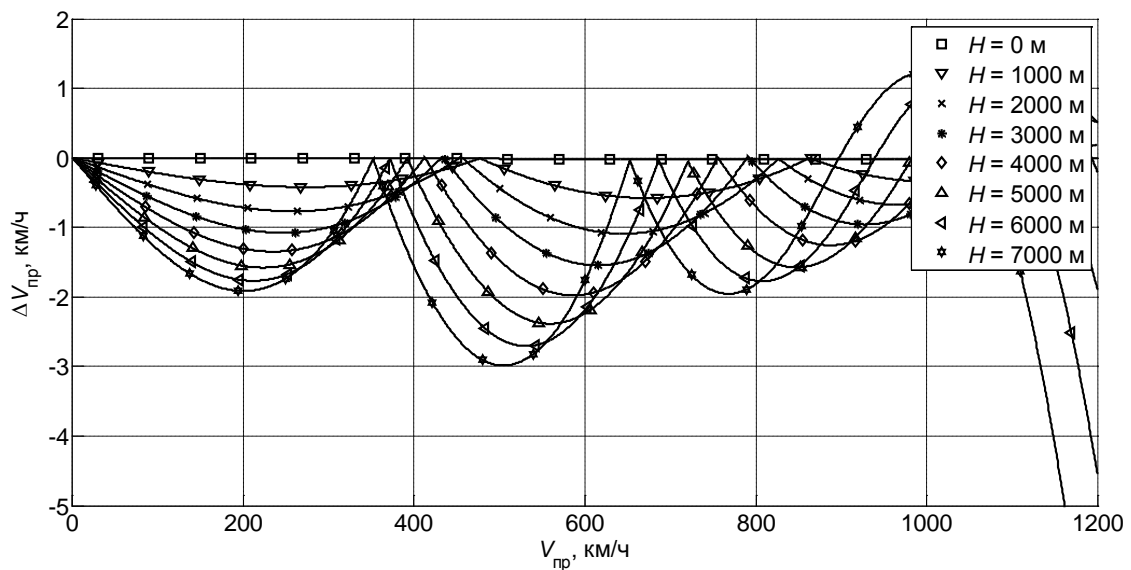


Рисунок 48 – Величина ошибки при вычислении приборной скорости

Ошибка по вычислению располагаемых тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок в зависимости от приборной скорости, определяемой по рассмотренным выражениям, не превышает 2 %.

Для интегрирования дифференциальных уравнений (72), (73), (74), (77), (78) необходимо определить начальные значения параметров движения. На современных летательных аппаратах навигационным комплексом измеряются высота  $H$ , скорость  $V$ , координаты  $X$  и  $Z$ , угол курса  $\Psi$ , угол наклона

траектории  $\theta$ , угол крена  $\gamma$ . Начальные значения тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок определим по продольной  $n_x$ , нормальной  $n_y$  перегрузкам и углу атаки  $\alpha$ . С учетом матрицы направляющих косинусов  $\Gamma_1$  и допущения о малости угла скольжения, будем иметь

$$n_{x_a} = n_x \cos \alpha - n_y \sin \alpha, \quad n_{y_a} = n_x \sin \alpha + n_y \cos \alpha. \quad (80)$$

Таким образом, методика формирования бортовой модели замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» заключается в аппроксимации статических и динамических характеристик переходных процессов по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам и углу крена при выполнении элементов маневра уклонения (отработка заданной нормальной перегрузки, изменение режима работы двигателя, отработка заданного угла крена). Дополнение модели вычислительными выражениями по расчету приборной скорости и упрощенными дифференциальными уравнениями (72) и (73) с учетом начальных значений позволяет определить характер изменения скорости, траекторных углов и траекторных координат.

### 3.2.2 Прогнозирование траектории движения и определение момента активации системы

Особенностью предлагаемой системы предупреждения столкновения с землей является интегрирование упрощенных уравнений движения непосредственно на борту. При этом процесс интегрирования должен быть осуществлен дважды: при прогнозировании траекторий, по которым будет двигаться летательный аппарат при управлении по первой и второй стратегиям.

Интегрирование дифференциальных уравнений может быть выполнено при помощи известных численных методов, при этом предпочтительными являются методы, обладающие меньшей вычислительной сложностью (например, метод Эйлера [66]). При выборе шага интегрирования необходимо учитывать динамические характеристики бортовой модели ЛА. Шаг интегрирования  $h_{\text{инт}}$  должен быть по крайней мере в три раза меньше наименьшей постоянной времени, используемой при прогнозировании изменения перегрузок и угла крена в уравнениях (74), (77) и (78). Как отмечалось ранее, имитация отработки угловой скорости крена с помощью введения запаздывания (вместо применения динамического звена с малой постоянной времени) позволяет увеличить шаг интегрирования и снизить вычислительную нагрузку. Шаг интегрирования не должен быть больше наименьшей величины запаздывания  $\tau_{\text{зап}}$ , используемого для имитации отработки перегрузки на самолетах нормальной аэродинамической схемы, а также для имитации динамики отработки угловой скорости крена. В качестве времени прогнозирования  $t_{\text{прог}}$  должно быть приближенно с запасом принято время, за которое летательный аппарат завершает первую фазу маневра уклонения на всех режимах. Для высокоманевренных летательных аппаратов это время составляет порядка 20...30 с.

Результатом интегрирования для случая управления по первой стратегии будет являться спрогнозированная траектория (если угол наклона траектории не приближался по модулю к  $90^\circ$ ). Результатом интегрирования для случая

управления по второй стратегии (и для случая управления по первой стратегии, если угол наклона траектории был близок по модулю к  $90^\circ$ ) будет величина потери высоты и размер области, в которой будет находиться ЛА после завершения первой фазы маневра уклонения.

При оценке близости земли для активации системы могут быть использованы различные способы. Так, может быть проведена оценка близости прогнозируемой траектории ЛА, определяемой вычисленными значениями  $X$ ,  $H$  и  $Z$ , к элементам рельефа местности, заданным цифровой картой рельефа местности. Также может быть выполнена проверка пересечения траектории ЛА и максимальной высоты препятствия в возможной области нахождения ЛА, определяемой размером  $L$ . С учетом постановки задачи, будем полагать, что граничная высота задана заранее в некоторой области полета. В таких условиях система предупреждения столкновения с землей должна быть активирована в случае пересечения прогнозируемой траектории ЛА и граничной высоты, т.е. если прогнозируемая высота становится меньше граничной высоты. Так как возможны две стратегии управления, то активация системы должна происходить в случае, если обе прогнозируемые высоты меньше граничной. При этом выполнение маневра уклонения должно осуществляться по стратегии, приводящей к меньшей потере высоты.

Для повышения точности определения момента активации системы расчетный период  $T_{\text{п}}$ , за который осуществляется расчет прогнозируемых траекторий, должен быть по возможности уменьшен. Его величина зависит от конкретных вычислительных мощностей бортового вычислителя ЛА.

Величина расчетного периода  $T_{\text{п}}$ , принятый метод интегрирования дифференциальных уравнений и величина шага интегрирования, неточности при определении и аппроксимации статических и динамических характеристик изменения величин  $n_{x_a}$ ,  $n_{y_a}$  и  $\gamma$ , ошибки датчиков первичной информации будут приводить к возникновению ошибок в прогнозировании траектории движения ЛА и величины потери высоты за маневр уклонения.

Для компенсации ошибок прогнозирования необходимо ввести *компенсационную высоту*  $H_\varepsilon$ . Полагая, что за расчетный период вертикальная скорость ЛА изменяется мало, а ошибка интегрирования пропорциональна шагу интегрирования, введем динамическую составляющую компенсационной высоты  $H_{\varepsilon \text{ дин}} = T_\varepsilon V_y$ , где  $T_\varepsilon = T_\Pi + K_{\text{и}} h_{\text{инт}}$ ,  $K_{\text{и}}$  – некоторый постоянный коэффициент. Дополнительный уровень защиты может быть достигнут за счет введения некоторой статической составляющей компенсационной высоты  $H_{\varepsilon \text{ ст}}$ .

Компенсация неточностей при определении и аппроксимации статических и динамических характеристик контуров управления достигается за счет использования заниженных (на величину порядка 5 %) значений располагаемых перегрузок и угловой скорости крена.

Компенсация ошибок измерения датчиков первичной информации может быть достигнута следующими способами. Путем увеличения статической составляющей компенсационной высоты  $H_{\varepsilon \text{ ст}}$ . Для этого потребуется определить максимальные величины потери высоты при максимальных величинах ошибок датчиков первичной информации. Более предпочтительным способом компенсации является учет величин ошибок датчиков первичной информации при определении начальных условий для прогнозирования траектории движения. Начальные условия должны быть смещены на величины ошибок в расчете на наихудший случай.

Компенсационная высота будет равна сумме статической и динамической составляющих:

$$H_\varepsilon = H_{\varepsilon \text{ ст}} + H_{\varepsilon \text{ дин}}. \quad (81)$$

Таким образом, активация автоматической системы предупреждения столкновения с землей осуществляется при выполнении условия:

$$\max(H_{\text{прог1}}, H_{\text{прог2}}) \leq H_{\text{гр}} + H_\varepsilon, \quad (82)$$

где  $H_{\text{прог1}}$  и  $H_{\text{прог2}}$  – прогнозируемые высоты завершения первой фазы маневра уклонения при использовании первой и второй стратегий управления соответственно. После активации системы автоматически выполняется маневр

уклонения, при этом система остается активной во время первой фазы маневра уклонения и набора безопасной высоты  $\Delta H_6$ , после чего возможно повторное срабатывание системы.

Наличие ветровых воздействий приводит к отличию земной и истинной скоростей полета. Как показывает математическое моделирование к наибольшим величинам потери высоты при выполнении маневра уклонения приводит попутное направление ветра, когда истинная скорость полета меньше земной. В результате этого приборная скорость и определяемая по ней располагаемая нормальная перегрузка вычисляются с завышением, что приводит к более позднему срабатыванию системы. Компенсация ветровых воздействий может быть достигнута путем смещения вычисленной приборной скорости на величину максимальной скорости ветра.

### 3.2.3 Блок-схемы алгоритмов прогнозирования траектории движения и активации системы

Алгоритм активации системы предупреждения столкновения с землей заключается в следующем:

1) получение граничной высоты  $H_{гр}$ , заданной для некоторой области полета;

2) вычисление компенсационной высоты  $H_{\varepsilon}$  по выражению (81);

3) определение начальных значений координат, необходимых для интегрирования;

4) определение высот завершения маневра уклонения  $H_{прог1}$  и  $H_{прог2}$  путем прогнозирования траекторий движения летательного аппарата при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей при использовании первой и второй стратегий управления;

5) сравнение высот завершения маневра уклонения  $H_{прог1}$  и  $H_{прог2}$ , выбор стратегии приводящей к меньшей потере высоты и формирование команды на начало автоматического выполнения маневра уклонения при выполнении условия (82);

б) в случае нахождения системы в активном состоянии проверка условий на снятие признака опасности при наборе высоты превышающей граничную на величину  $\Delta H_{\varepsilon}$ .

С учетом обозначения активного состояния системы признаком «ОПАСНОСТЬ», алгоритм активации может быть описан с помощью блок-схемы, представленной на рисунке 49.



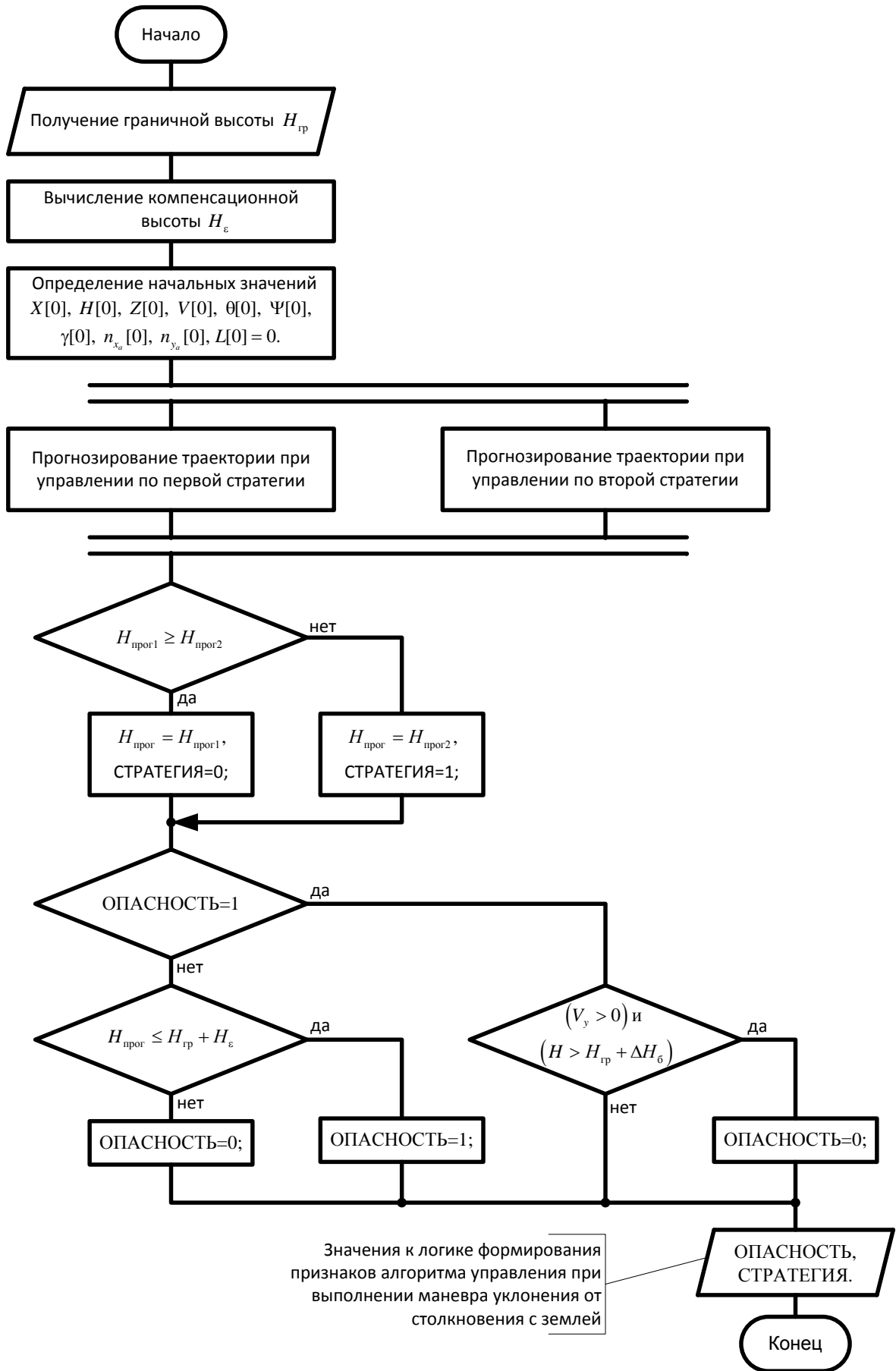


Рисунок 49 – Блок-схема алгоритма активации системы

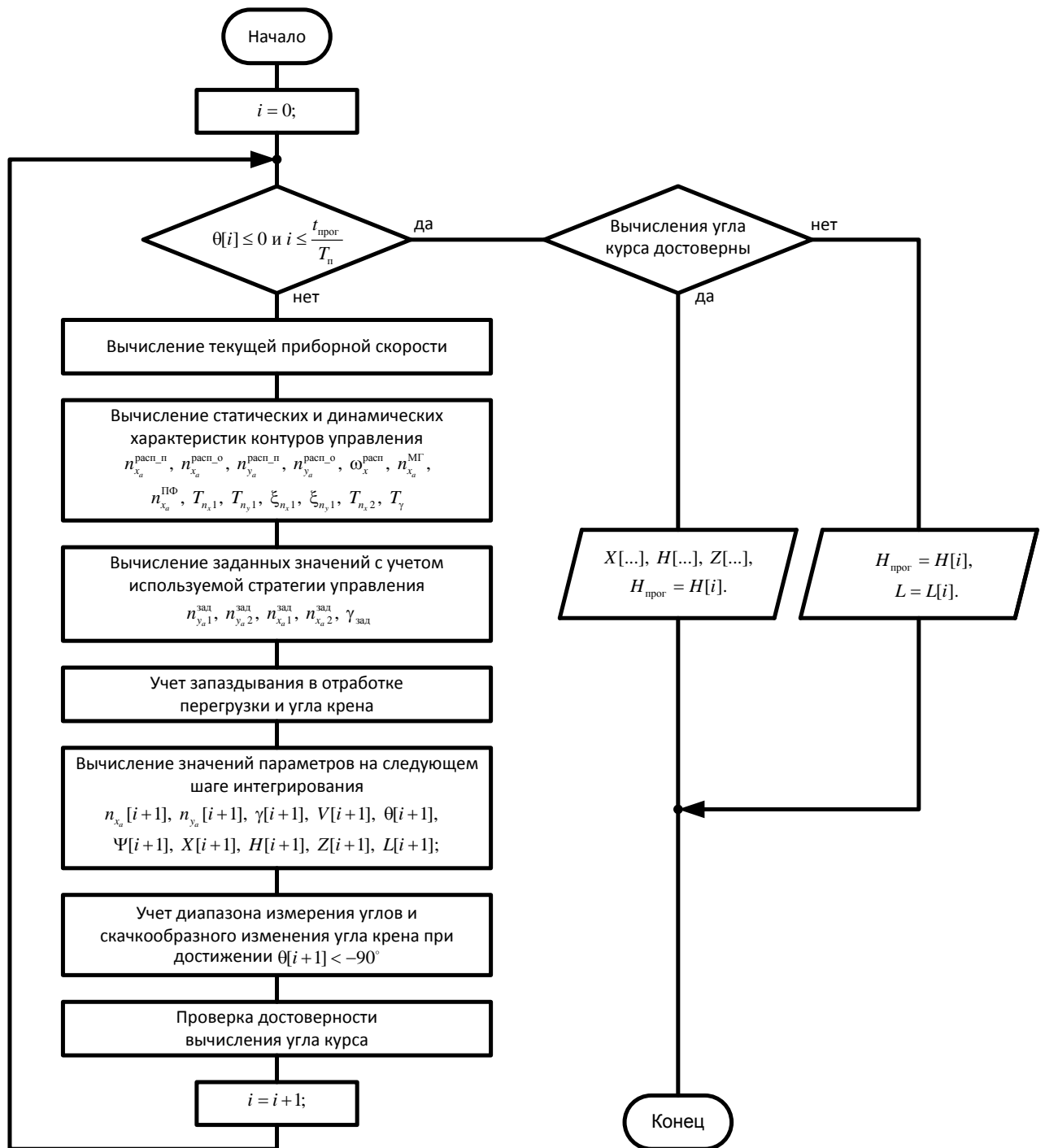


Рисунок 50 – Блок-схема алгоритма прогнозирования траектории движения

Алгоритм прогнозирования траектории движения при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей может быть описан с помощью блок-схемы, представленной на рисунке 50, и заключается в следующем:

1) проверка условий окончания первой фазы маневра уклонения или истечения времени прогнозирования  $t_{\text{прог}}$ . В случае выполнения условий – окончание прогнозирования, в противном случае – переход к п. 2);

2) вычисление приборной скорости и определение статических и динамических характеристик контуров управления;

3) вычисление заданных значений нормальной скоростной и тангенциальной перегрузок и угла крена с учетом алгоритмов управления на используемой стратегии управления;

4) учет запаздывания в отработке перегрузки и угла крена;

5) определение прогнозируемых параметров, описываемых дифференциальными уравнениями (72), (73), (74), (77), (78), на следующем шаге согласно используемому методу численного интегрирования, переход к п. 1).

### 3.3 Функционирование системы

Функционирование системы предупреждения столкновения с землей заключается в следующем.

На каждом расчетном периоде  $T_{\Pi}$  выполняется алгоритм активации (см. рисунок 49), согласно которому осуществляется прогнозирование траекторий движения и определение высот завершения маневра уклонения при использовании первой и второй стратегий управления. Производится выбор стратегии управления, приводящей к меньшей потере высоты. В случае обнаружения опасной близости земли вырабатывается признак на активацию системы (см. рисунок 50).

После активации системы согласно алгоритму управления (см. рисунок 35) осуществляется автоматическое выполнение маневра уклонения с учетом выбранной стратегии. Последовательность выполнения элементов маневра уклонения определяется логикой формирования признаков (см. рисунок 34).

Взаимодействие составных частей системы предупреждения столкновений с землей поясняется рисунком 51.

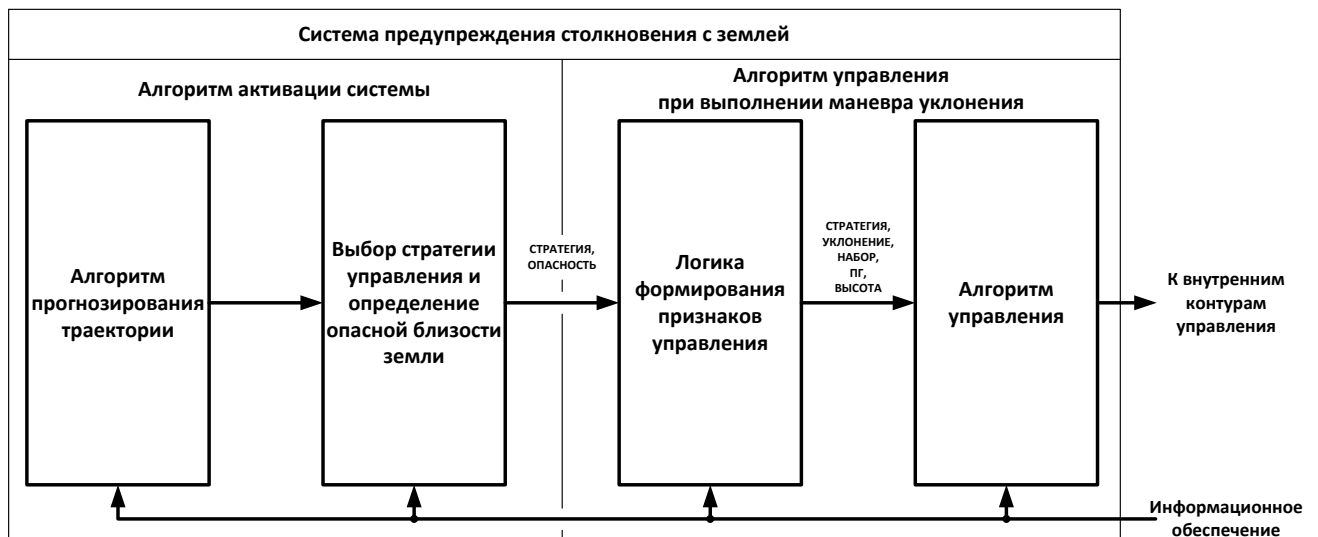


Рисунок 51 – Схема взаимодействия составных частей системы

### 3.4 Выводы по главе 3

1 Разработана система предупреждения столкновения с землей, основными элементами которой являются алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей и алгоритмы прогнозирования траекторий движения и активации системы.

2 Маневр уклонения от столкновения с землей разделен на две фазы управления: первая основная фаза маневра состоит в прекращении снижения летательного аппарата, вторая фаза направлена на обеспечение безопасной передачи управления летчику.

3 При выполнении первой фазы маневра предложена концепция применения двух стратегий управления. Выбирается та стратегия, которая приводит к меньшей потере высоты за маневр уклонения. Применение второй стратегии управления при больших по модулю начальных углах крена и наклона траектории позволяет существенно уменьшить величину потери высоты за маневр уклонения (уменьшение потери высоты достигает значений до 30...35 % от величины потери высоты при управлении по первой стратегии управления). Это позволяет обеспечить уменьшение области, в которой система предупреждения вмешивается в управление летательным аппаратом. Управление на каждой из стратегий организовано следующим образом:

– первая стратегия управления заключается в одновременном обнулении угла крена и отработке нормальной перегрузки, при этом если текущий угол крена по модулю больше определенного угла, называемого углом упреждения по крену, то отрабатывается минимальная нормальная перегрузка, возможная при автоматическом управлении, в противоположном случае отрабатывается максимальная нормальная перегрузка. С помощью вычислительных экспериментов показано, что различие в начальных значениях по углу наклона траектории, изменение скорости полета, различие статических характеристик контура отработки нормальной перегрузки и различие начальных условий по нормальной перегрузке оказывают малое влияние на смещение угла упреждения

по крену, при котором достигается наименьшая потеря высоты за выполнение маневра уклонения. Доминирующее влияние на данный параметр оказывает соотношение быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и величины угловой скорости крена, развиваемой при автоматическом управлении. Определена зависимость, позволяющая по указанному соотношению конкретного летательного аппарата, выбрать значение угла упреждения по крену, при котором потеря высоты за маневр уклонения будет близка к минимальной. Сформирована логика, позволяющая осуществить выбор направления вращения вокруг продольной оси с учетом текущего положения и быстродействия контура отработки угловой скорости крена, что сокращает время приведения плоскости симметрии летательного аппарата к вертикальной плоскости;

– вторая стратегия управления заключается в одновременной отработке максимальной нормальной перегрузки и отработке заданного угла крена таким образом, чтобы выполнить фигуру пилотажа «переворот» (при этом заданный угол крена составляет  $180^\circ$ , если текущий угол крена по модулю больше  $90^\circ$ , и заданный угол крена равен  $0^\circ$  в противоположном случае);

– независимо от стратегии управления при больших скоростях полета осуществляется перевод двигателя на минимальный режим работы с целью уменьшения скорости полета и величины потери высоты за маневр. При малых скоростях полета осуществляется перевод двигателя на максимальный режим работы с целью увеличения скорости и располагаемой нормальной перегрузки. Предложенный алгоритм управления двигателем позволяет упростить прогнозирование траектории движения ЛА.

4 Для выполнения второй фазы маневра уклонения использованы алгоритмы управления вертикальной скоростью полета и высотой полета.

5 Сформирована логика переключения подрежимов первой и второй фаз маневра уклонения.

6 Разработана методика, позволяющая на основании упрощения уравнений движения и аппроксимации характеристик переходных процессов по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам и углу крена при

выполнении элементов маневра уклонения от столкновения с землей определить структуру и параметры бортовой математической модели летательного аппарата. Бортовая математическая модель позволяет с учетом стратегии управления осуществить прогнозирование траектории движения при выполнении маневра уклонения.

7 Разработан алгоритм прогнозирования траектории движения и высоты завершения маневра уклонения при использовании первой и второй стратегий управления.

8 Разработан алгоритм выбора стратегии управления в зависимости от высот завершения маневра по первой и второй стратегиям управления, а также алгоритм активации системы предупреждения столкновения с землей.

## ГЛАВА 4 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ

### 4.1 Математическая модель летательного аппарата

Математическая модель летательного аппарата осуществляет интегрирование системы двенадцати уравнений пространственного движения (26) с учетом результирующих сил (27) и моментов (28) в зависимости от аэродинамических коэффициентов. В ее состав входят: модель двигателя, определяющая его статические и динамические характеристики, блок массовых и инерционных характеристик в зависимости от загрузки топлива, блок вычисления параметров атмосферы (расчет параметров согласно Руководству по стандартной атмосфере [65]). Общая структурная схема математической модели летательного аппарата представлена на рисунке 52.

Математическая модель летательного аппарата является частью полноразмерного стенда систем управления (ПРСУ), обеспечивающего полунатурное моделирование алгоритмов управления. Укрупненная структурная схема ПРСУ представлена на рисунке 53 [68]. В состав ПРСУ также входят математическая модель системы ручного и автоматического управления; имитаторы ручки управления самолета (РУС), педалей, рычага управления двигателем (РУД), кнопок переключения режимов, с помощью которых оператор осуществляет управление летательным аппаратом на различных режимах. С помощью специализированных средств оператор получает визуальную информацию о внекабинной обстановке и полетную информацию. Средствами ПРСУ создаются управляющие воздействия, аналогичные действиям летчика в полете, и, тем самым, обеспечивается имитация управления ЛА в широком диапазоне изменения режимов и этапов полета.



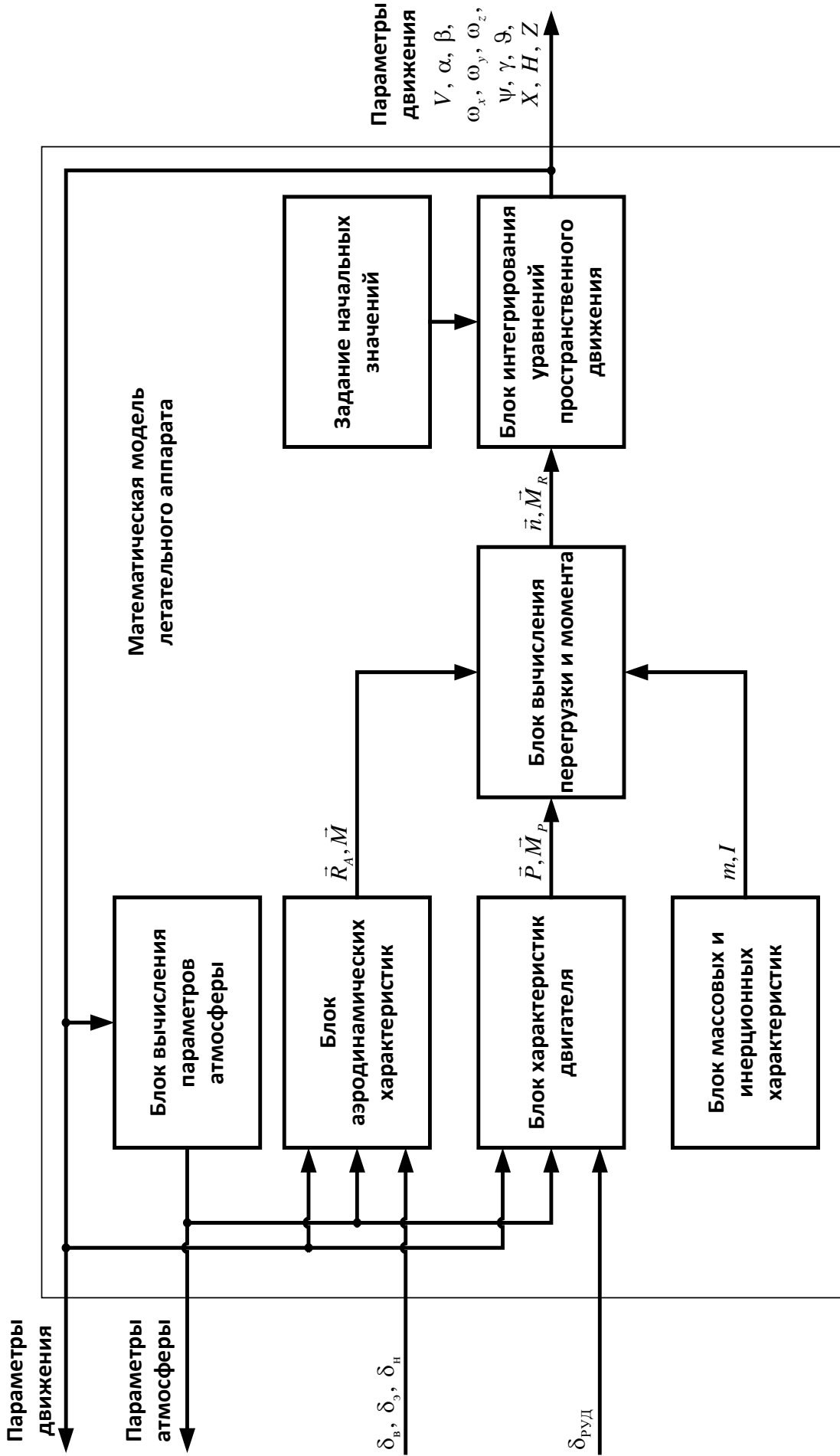


Рисунок 52 – Общая структурная схема математической модели летательного аппарата

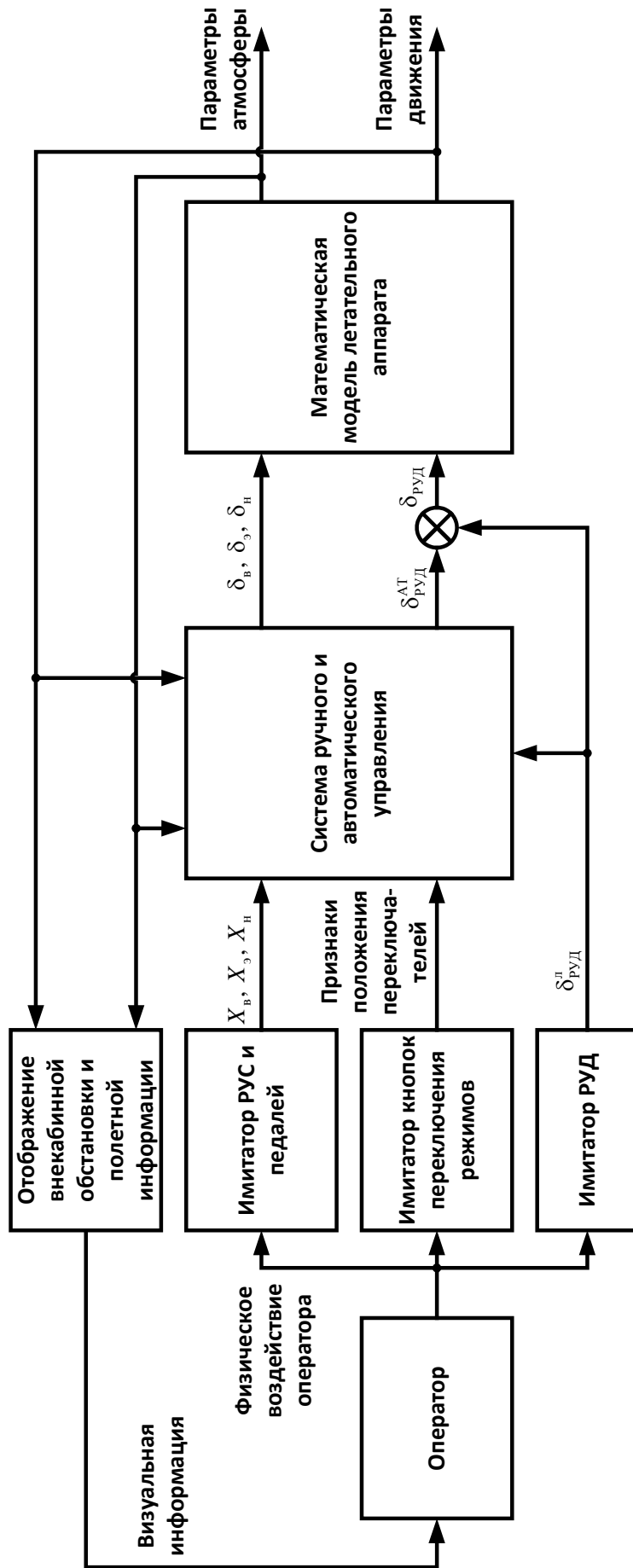


Рисунок 53 – Общая структурная схема полноразмерного стенда систем управления

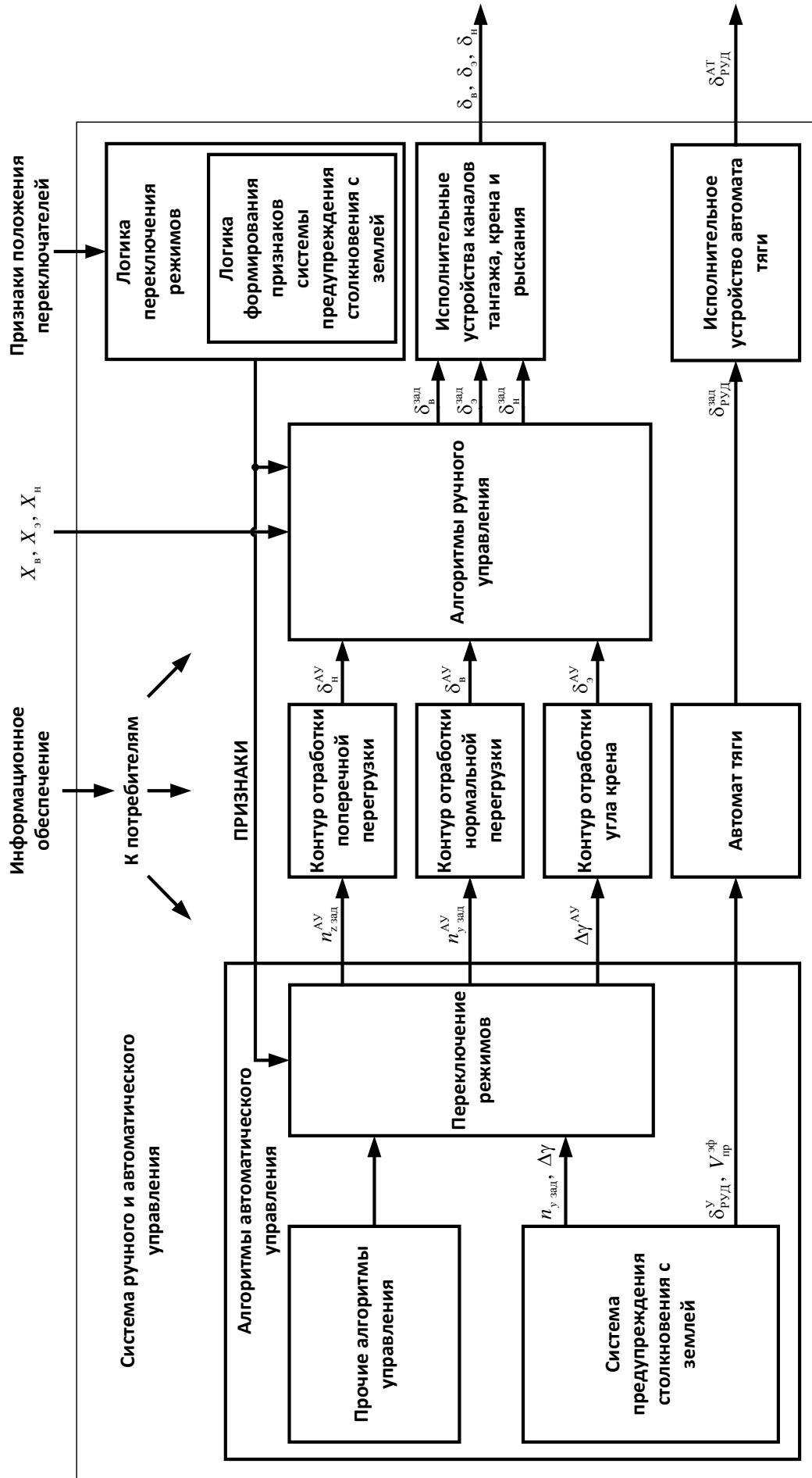


Рисунок 54 – Взаимодействие систем ручного и автоматического управления

Разработанная система предупреждения столкновения с землей, включающая в себя алгоритм управления при выполнении маневра уклонения, алгоритмы активации системы и прогнозирования траектории движения, была интегрирована в существующие алгоритмы системы ручного и автоматического управления самолетом МиГ-29К, выражаемые конкретными зависимостями вида (30). Взаимодействие системы предупреждения столкновения с землей с контурами управления системы ручного и автоматического управления отражено на рисунке 54.

Выбраны следующие параметры алгоритмов.

– На основе анализа быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и контура отработки угла крена самолета МиГ-29К определено значение коэффициента  $K_k$  по предложенной формульной зависимости (58), которое составило  $K_k = 0.66$ .

– Согласно рисунку 23 (таблица 2) по зависимости  $\gamma_1 = f(K_k)$  найден параметр алгоритма  $\gamma_1 = 107.5^\circ$ , обеспечивающий величины потери высоты при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей по первой стратегии близкие к минимальным.

– На основании зависимости располагаемой перегрузки автоматического управления в качестве величины скорости смены режимов работы двигателя принята величина  $V_{\text{пр}}^{\text{см}} = 800$  км/ч, а в качестве величины гистерезиса  $\Delta V_{\text{пр}}^{\text{гист}} = 50$  км/ч. Скорость, при которой РУД переводится в положение, соответствующее максимальному режиму работы двигателя, составляет  $V_{\text{пр}}^{\text{ПФ}} = 750$  км/ч, скорость, при которой РУД переводится в положение, соответствующее минимальному режиму работы двигателя, равна  $V_{\text{пр}}^{\text{МГ}} = 850$  км/ч.

– При проверке функционирования системы полагалось, что ошибки измерения датчиков отсутствуют, расчетный период интегрирования равен шагу интегрирования математической модели, шаг интегрирования бортовой модели

$h_{\text{инт}} = 0.1 \text{ с}$ , компенсационная высота вычисляется по выражению  $H_{\varepsilon} = 0.1V_y$ .

Компенсация ошибок измерения датчиков рассмотрена отдельно. Граничная высота принята на уровне  $H_{\text{гр}} = 2000 \text{ м}$ .

При исследовании работы системы предупреждения столкновения с землей проведен большой объем математического моделирования. Для подтверждения правильного функционирования системы выполнено более 400 испытательных реализаций на различных режимах полета, при разных начальных условиях (по вертикальной скорости, углам крена и тангажа, перегрузке), при различных манерах ввода летательного аппарата в снижение оператором.

В процессе математического моделирования анализировались как качество прогнозирования параметров движения (схожесть прогнозируемых и реальных параметров во время исполнения маневра уклонения), так и характеристики работы системы в целом (высота активации, минимальная высота при выполнении маневра уклонения). В последующих разделах приведены переходные процессы при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей, а также основные параметры движения и их прогнозируемые значения на момент активации системы для некоторых типовых условий исполнения маневра уклонения (раздел 4.2), и обобщенные характеристики функционирования предлагаемой системы предупреждения столкновения с землей при различных начальных условиях активации системы (раздел 4.3).

## 4.2 Типовые примеры исполнения маневра уклонения от столкновения с землей и прогнозирования траектории движения

В данном разделе приведены характеристики работы системы автоматического предупреждения столкновения с землей для некоторых типовых условий исполнения маневра уклонения.

Для каждого из вариантов приводятся по два рисунка. На первом рисунке отображены следующие данные:

- угол тангажа  $\vartheta$  (обозначение на графиках  $\theta$ ), градус;
- отрицательное значение модуля угла крена  $\gamma$ , градус;
- приборная скорость  $V_{пр}$ , км/ч;
- вертикальная скорость  $V_y$ , м/с;
- нормальная перегрузка  $n_y$ ;
- превышение высоты полета над граничной высотой  $\Delta H = H - H_{гр}$ , м;
- признаки: «УКЛОНЕНИЕ» (красная линия, исполнению режима соответствует значение 1.00), «НАБОР» $\vee$ «ПГ» (синяя линия, исполнению режима соответствует значение 0.66), «ВЫСОТА» (черная линия, исполнению режима соответствует значение 0.33).

Дополнительно приводятся значения угла тангажа  $\vartheta_{вкл}$ , угла крена  $\gamma_{вкл}$ , приборной скорости  $V_{пр\ вкл}$ , вертикальной скорости  $V_{y\ вкл}$  и высоты полета относительно граничной высоты  $\Delta H_{вкл}$  на момент активации системы предупреждения столкновения с землей (обозначены белыми маркерами); минимальная высота относительно граничной высоты  $\Delta H_{min}$  за исполнение маневра уклонения (обозначена красным маркером); высота перехода в режим стабилизации высоты относительно граничной высоты  $\Delta H_{выс}$  (обозначена белым маркером).

На втором рисунке рассматриваются следующие графики (обозначены черными линиями):

- тангенциальная перегрузка  $n_{x_a}$  ;
  - скорость полета  $V$  , м/с;
  - нормальная скоростная перегрузка  $n_{y_a}$  ;
  - угол наклона траектории  $\theta$  (обозначение на графиках  $\Theta$ ), градус;
  - угол крена  $\gamma$  , градус;
  - угол пути  $\Psi$  , градус;
  - превышение высоты полета над граничной высотой  $\Delta H$  , м;
- в зависимости от времени  $(t - t_{\text{вкл}})$ , где  $t_{\text{вкл}}$  - момент активации системы;
- траекторные координаты  $\Delta Z$  и  $\Delta X$  , м, относительно значений координат на момент активации системы в случае использования первой стратегии управления; точка, соответствующая окончанию первой фазы маневра уклонения, (отображена синим маркером).

Кроме того на этих графиках приводятся аналогичные прогнозируемые параметры движения на момент активации системы предупреждения столкновения с землей (обозначены красными пунктирными линиями с красными маркерами, соответствующими началу и окончанию первой фазы маневра уклонения). В случае использования второй стратегии управления на графике, соответствующем траекторным координатам  $\Delta Z$  и  $\Delta X$  , приводится окружность радиусом  $L$  , отображающая область, в которой может находиться ЛА после завершения первой фазы маневра уклонения, на графике, соответствующем углу пути, информация не отражается.

Приведены следующие условия исполнения маневра уклонения:

Вариант 1: активация системы при малых приборных скоростях, где осуществляется перевод РУД в положение, соответствующее максимальному режиму работы двигателя, при значении угла крена близком к нулевому (рисунки 55 и 56).

Вариант 2: активация системы при больших приборных скоростях, где осуществляется перевод РУД в положение, соответствующее минимальному режиму работы двигателя, при значении угла крена близком к нулевому (рисунки 57 и 58).

Вариант 3: активация системы при средних приборных скоростях при значении угла крена близком по модулю к  $60^\circ$  (рисунки 59 и 60);

Вариант 4: активация системы при значении угла тангажа близком к минус  $90^\circ$  и значении угла крена близком к нулевому (рисунки 61 и 62);

Вариант 5: активация системы при значении угла крена близком по модулю к  $120^\circ$  (рисунки 63 и 64);

Вариант 6: активация системы при малом по модулю значении угла тангажа и значении угла крена близком по модулю к  $180^\circ$  (рисунки 65 и 66);

Варианты 7 и 8: активация системы при большом по модулю значении угла тангажа и значении угла крена близком по модулю к  $180^\circ$ , где осуществляется управление согласно второй стратегии (рисунки 67 и 68, 69 и 70 соответственно);

Вариант 9: активация системы при значении угла крена близком по модулю к  $180^\circ$  и попадании на диапазон приборных скоростей, где при прогнозировании учитывается переключение режима работы двигателя с максимального на минимальный (рисунки 71 и 72).



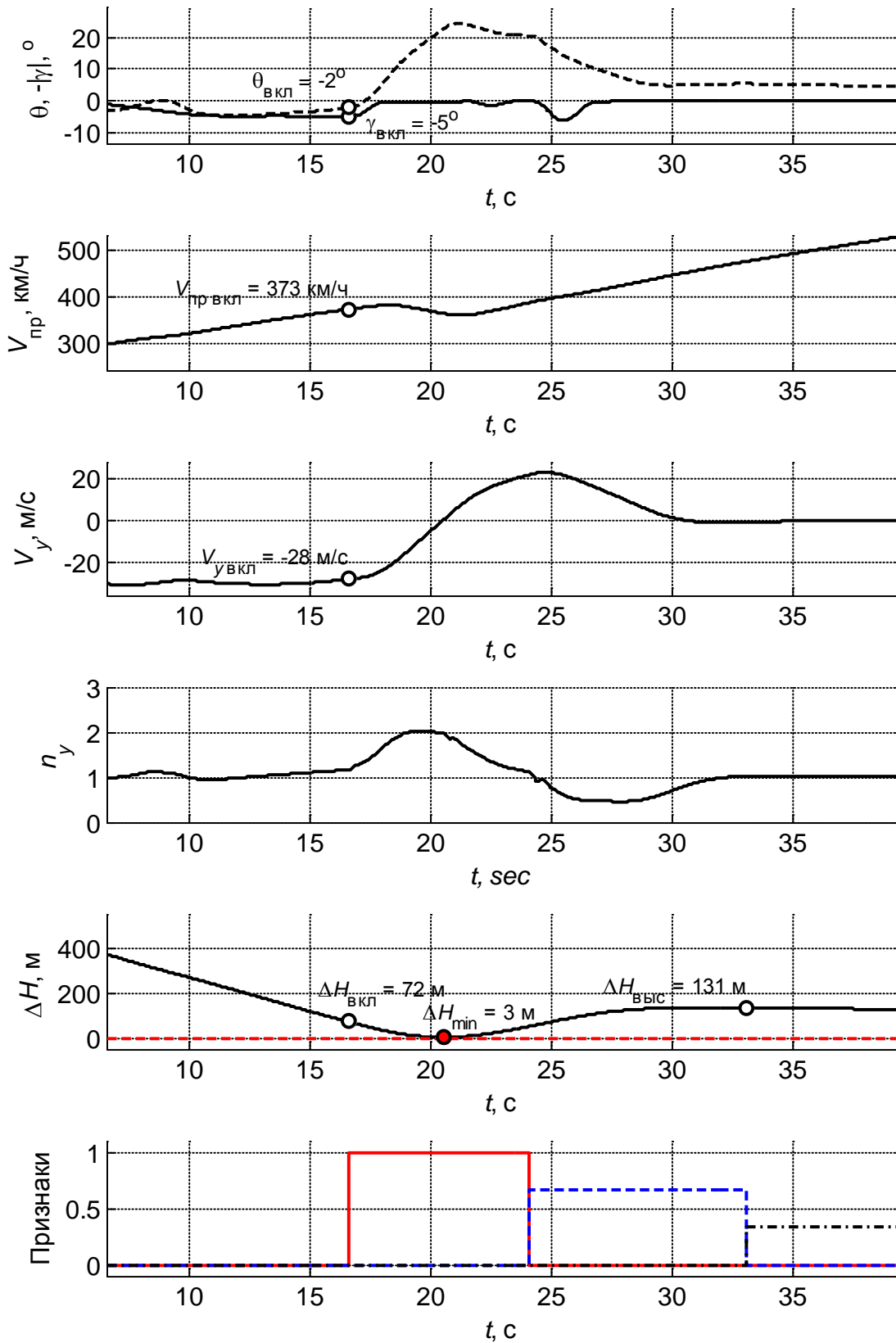


Рисунок 55 – Параметры траектории, вариант 1

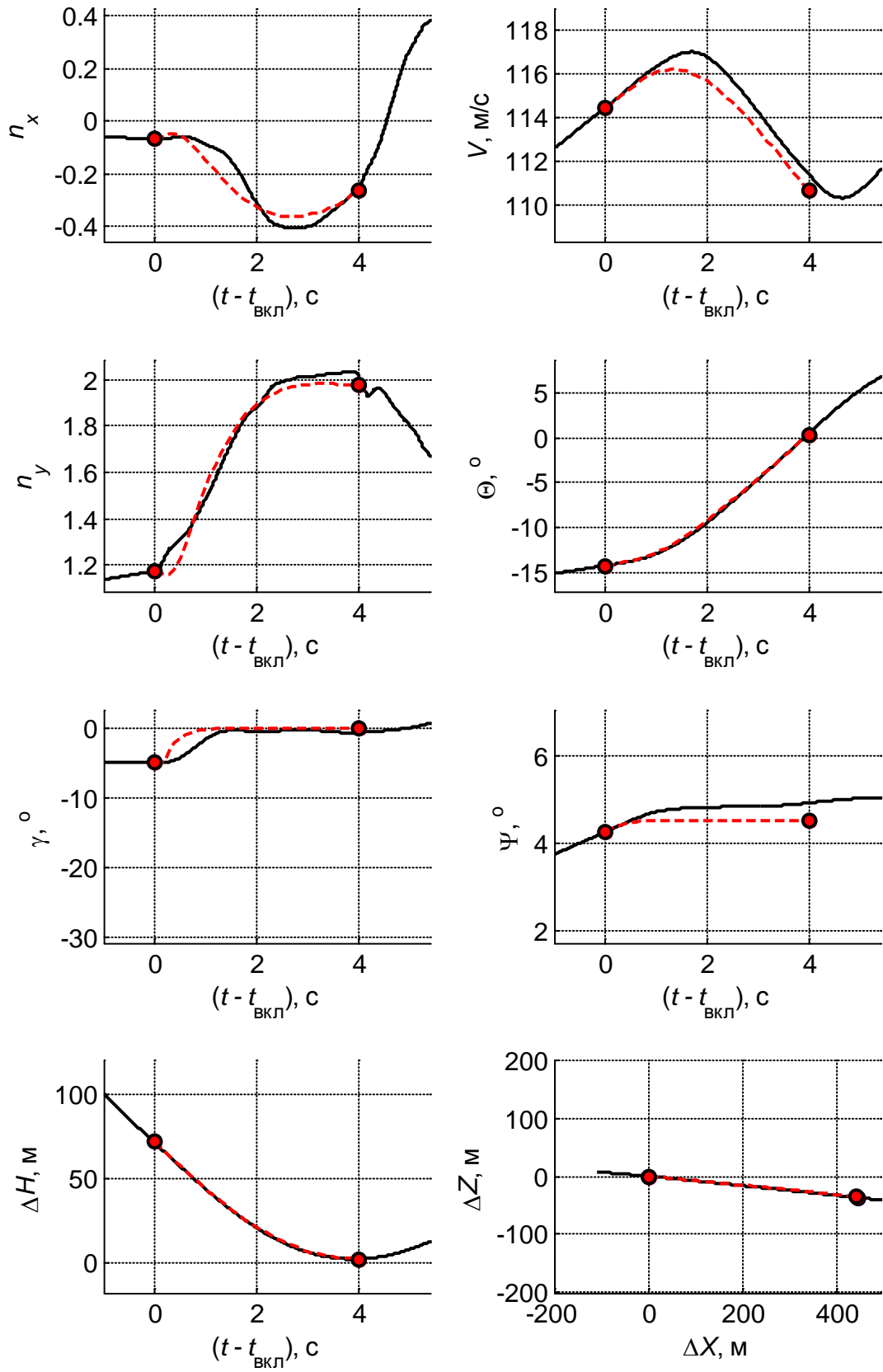


Рисунок 56 – Прогнозируемые параметры, вариант 1

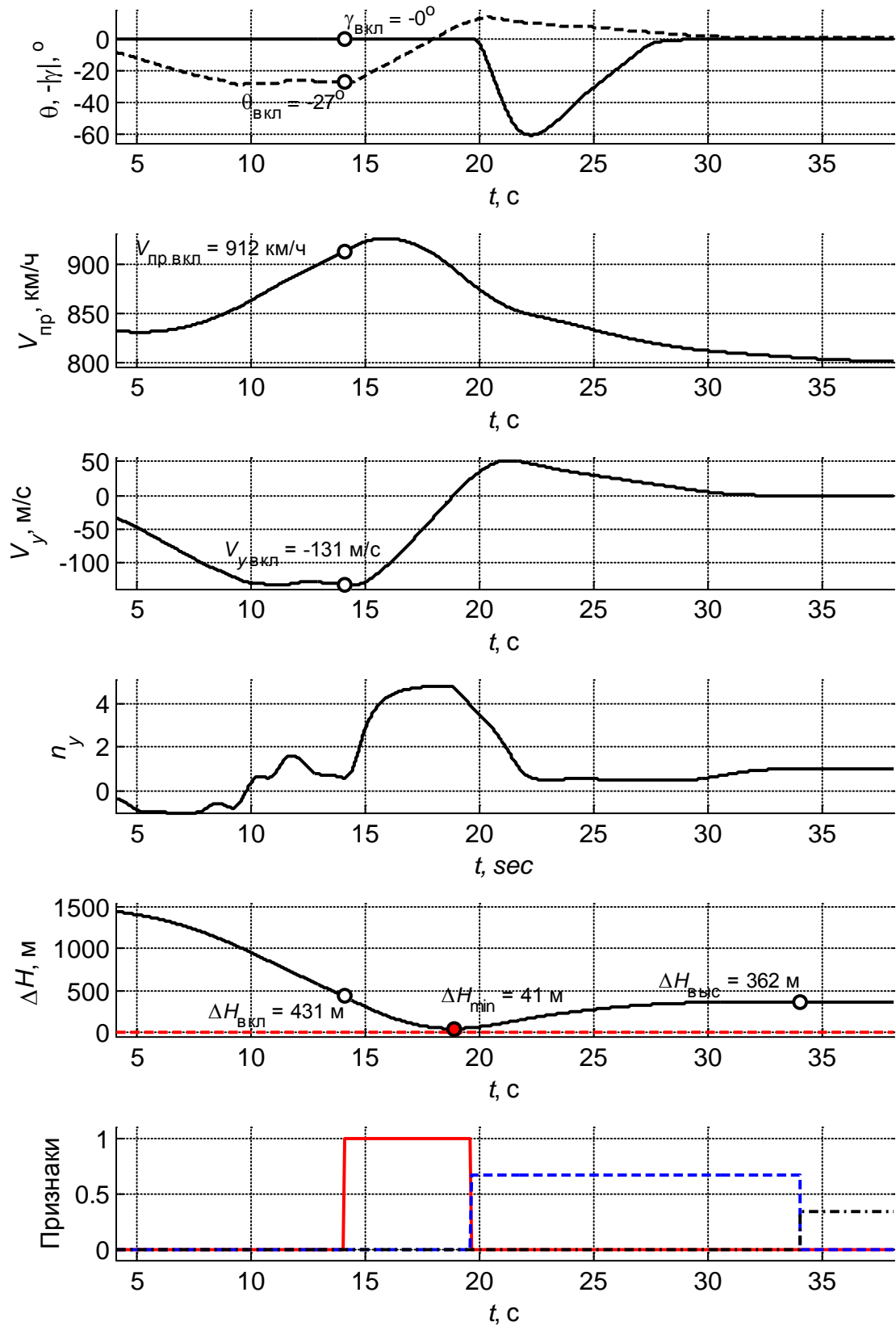


Рисунок 57 – Параметры траектории, вариант 2

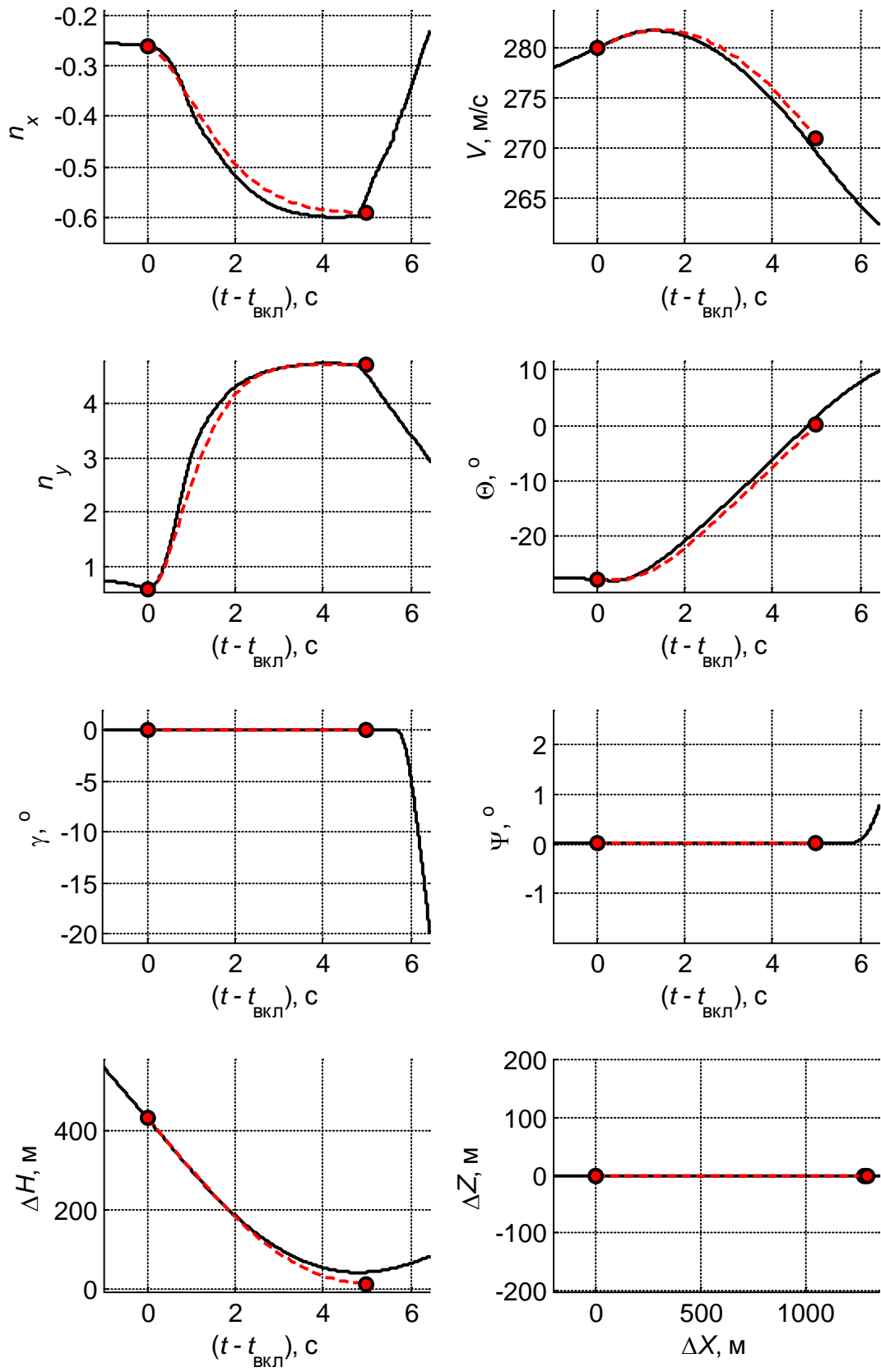


Рисунок 58 – Прогнозируемые параметры, вариант 2

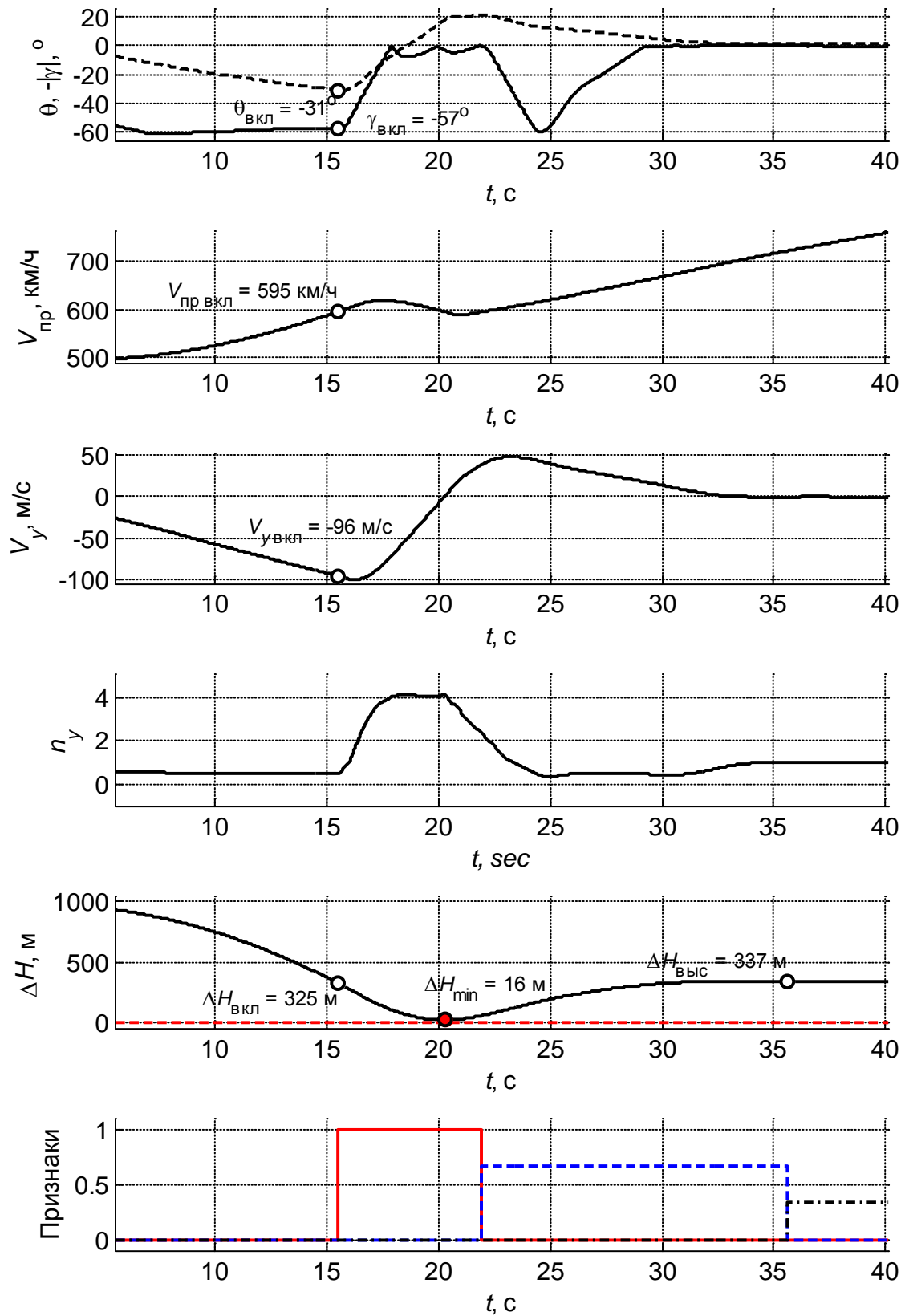


Рисунок 59 – Параметры траектории, вариант 3

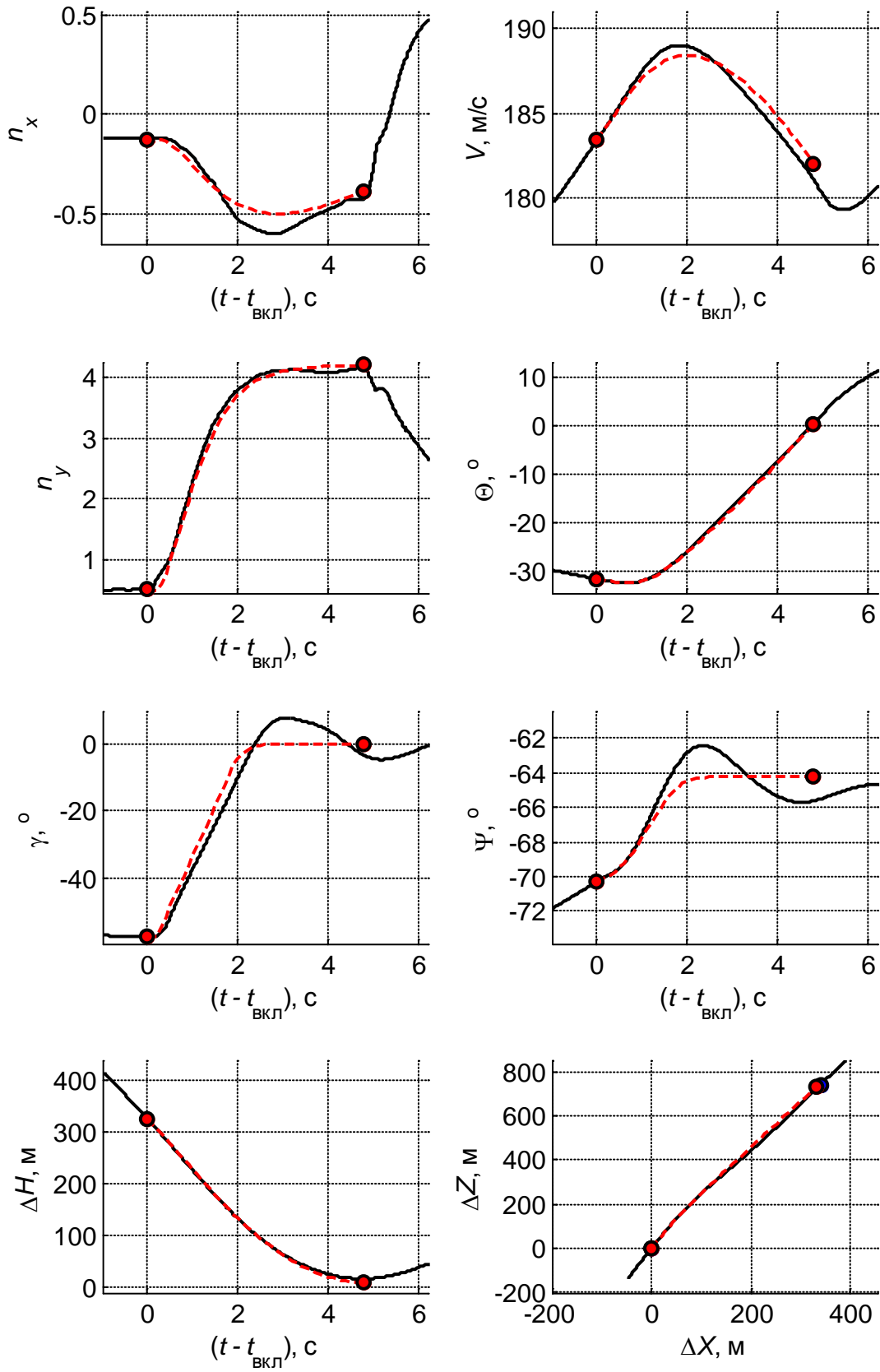


Рисунок 60 – Прогнозируемые параметры, вариант 3

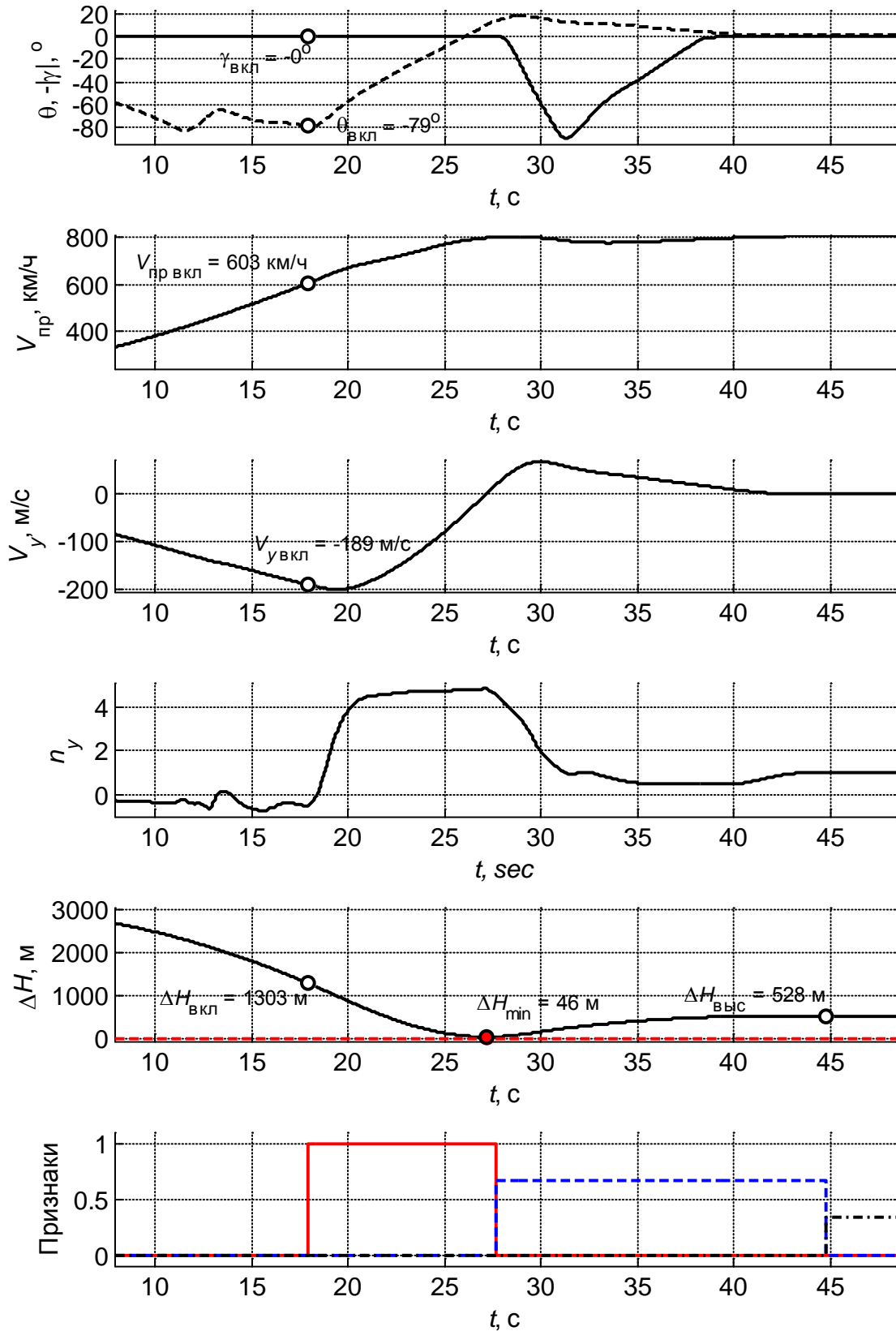


Рисунок 61 – Параметры траектории, вариант 4

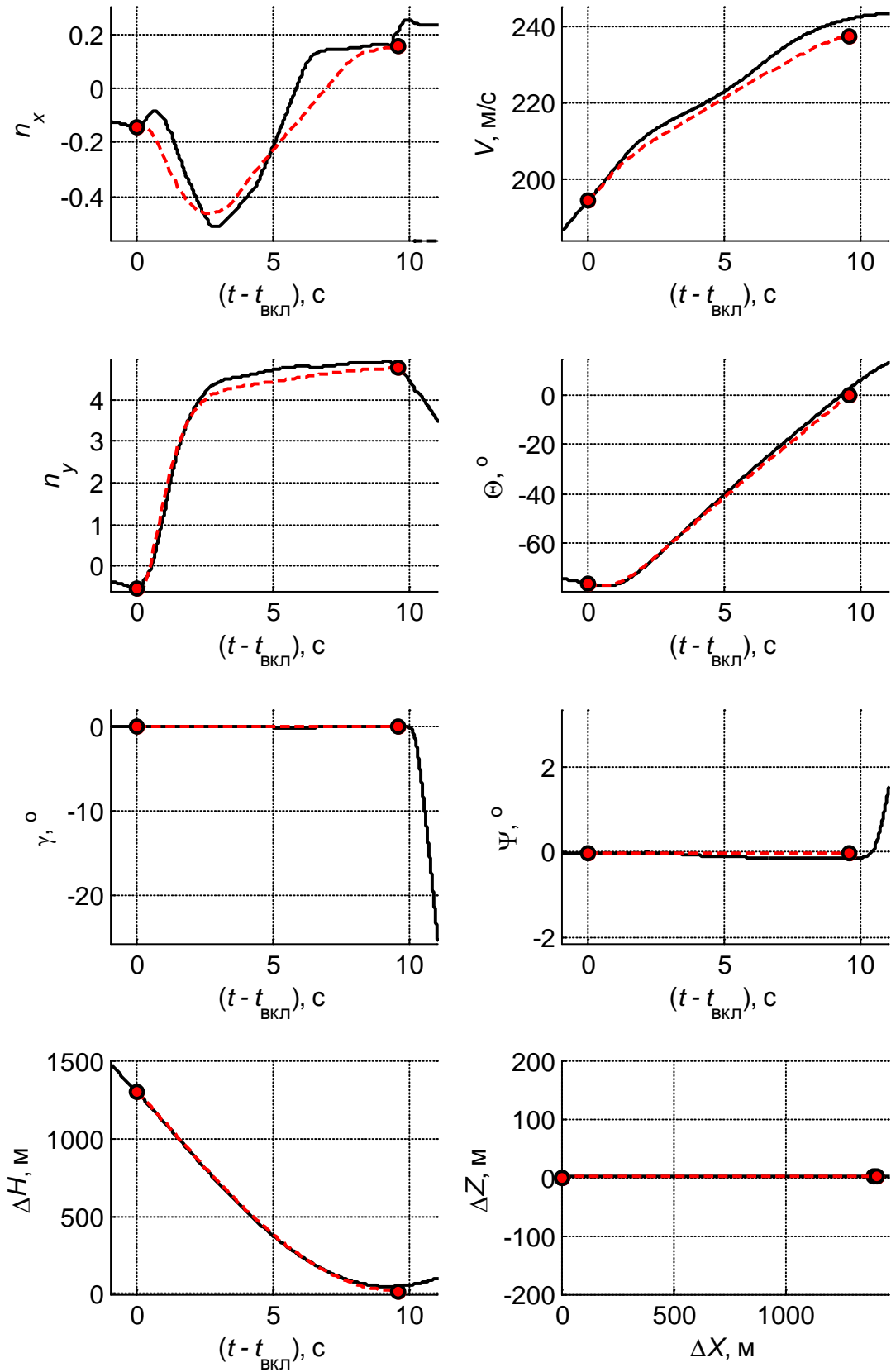


Рисунок 62 – Прогнозируемые параметры, вариант 4



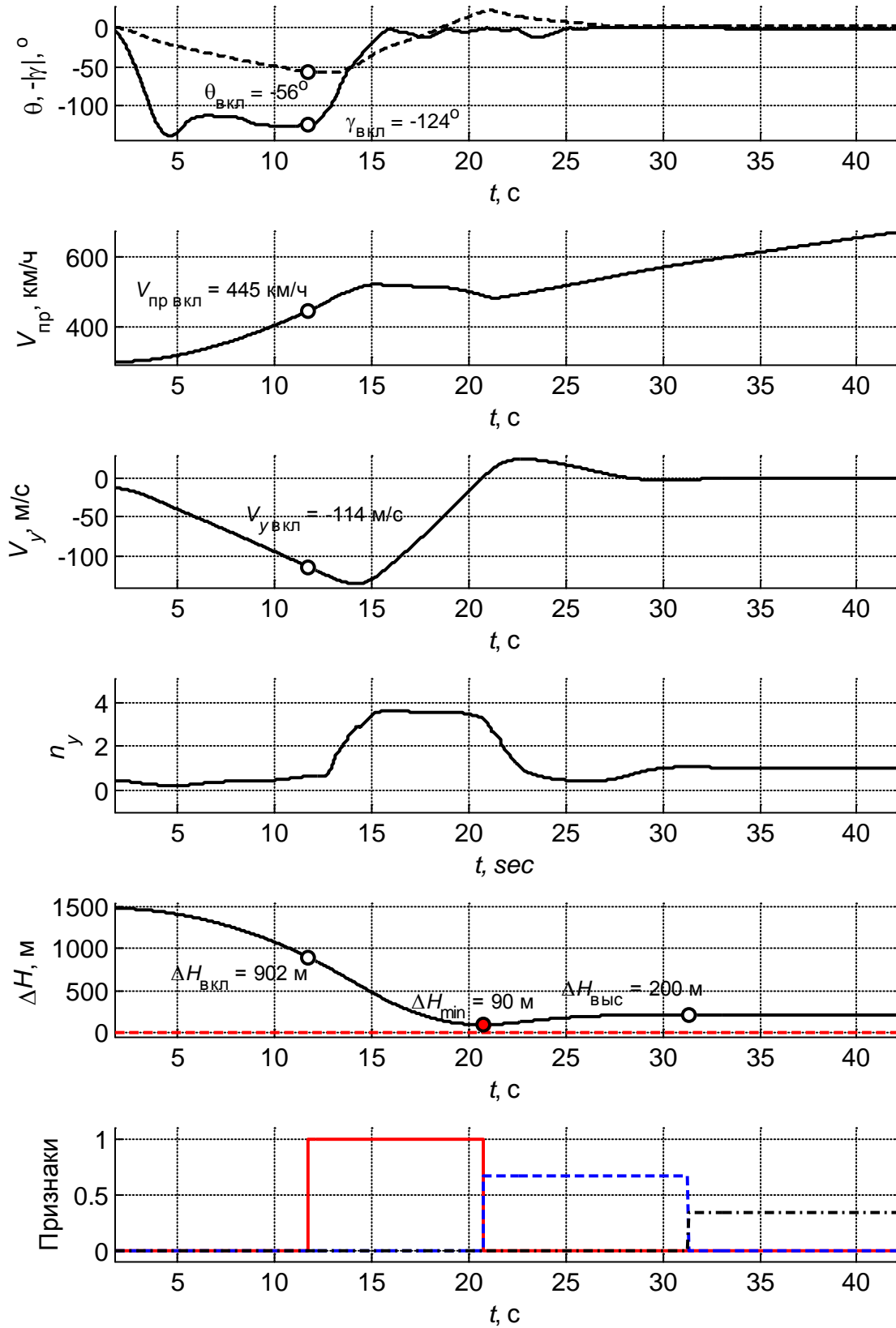


Рисунок 63 – Параметры траектории, вариант 5

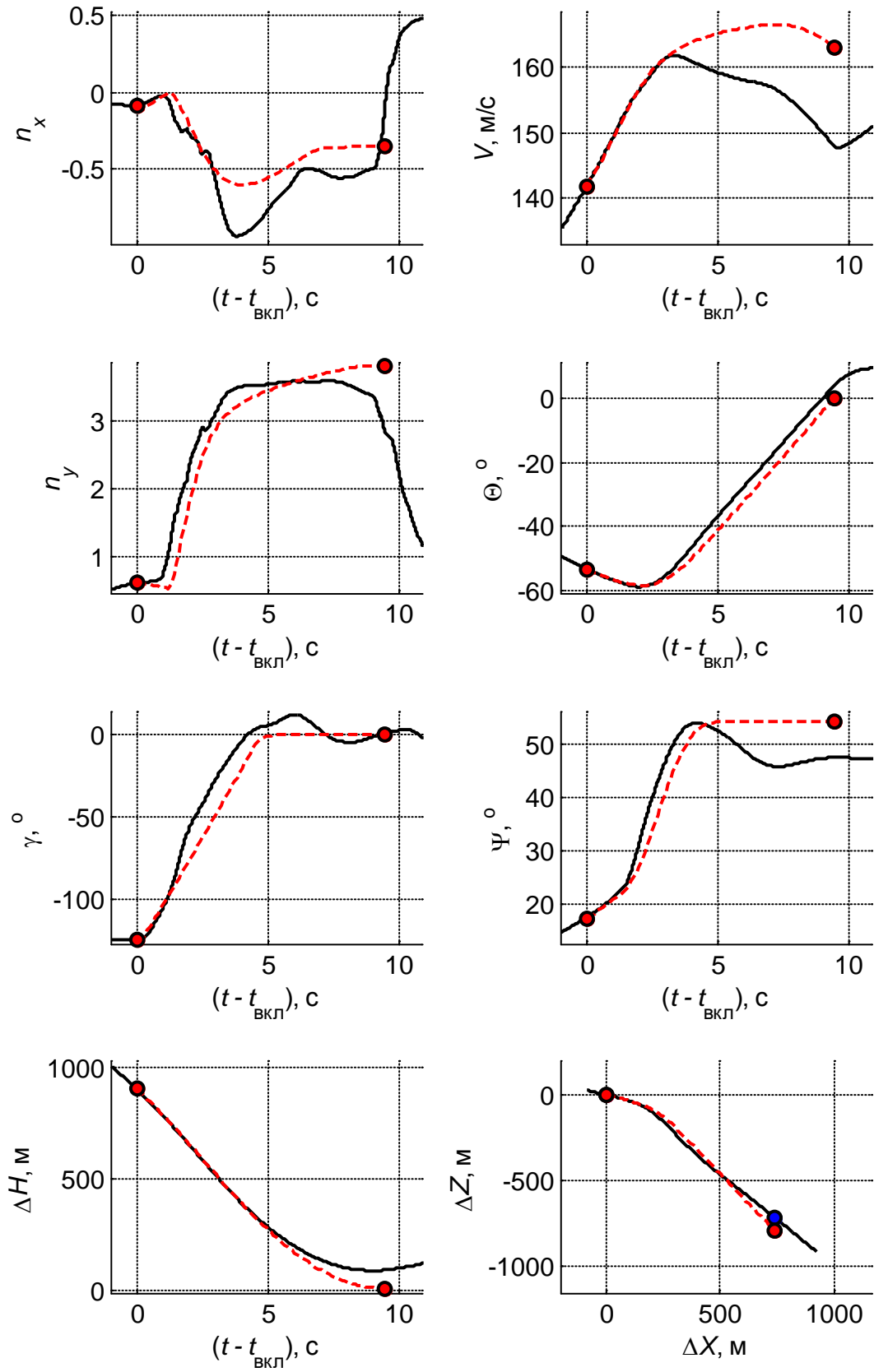


Рисунок 64 – Прогнозируемые параметры, вариант 5

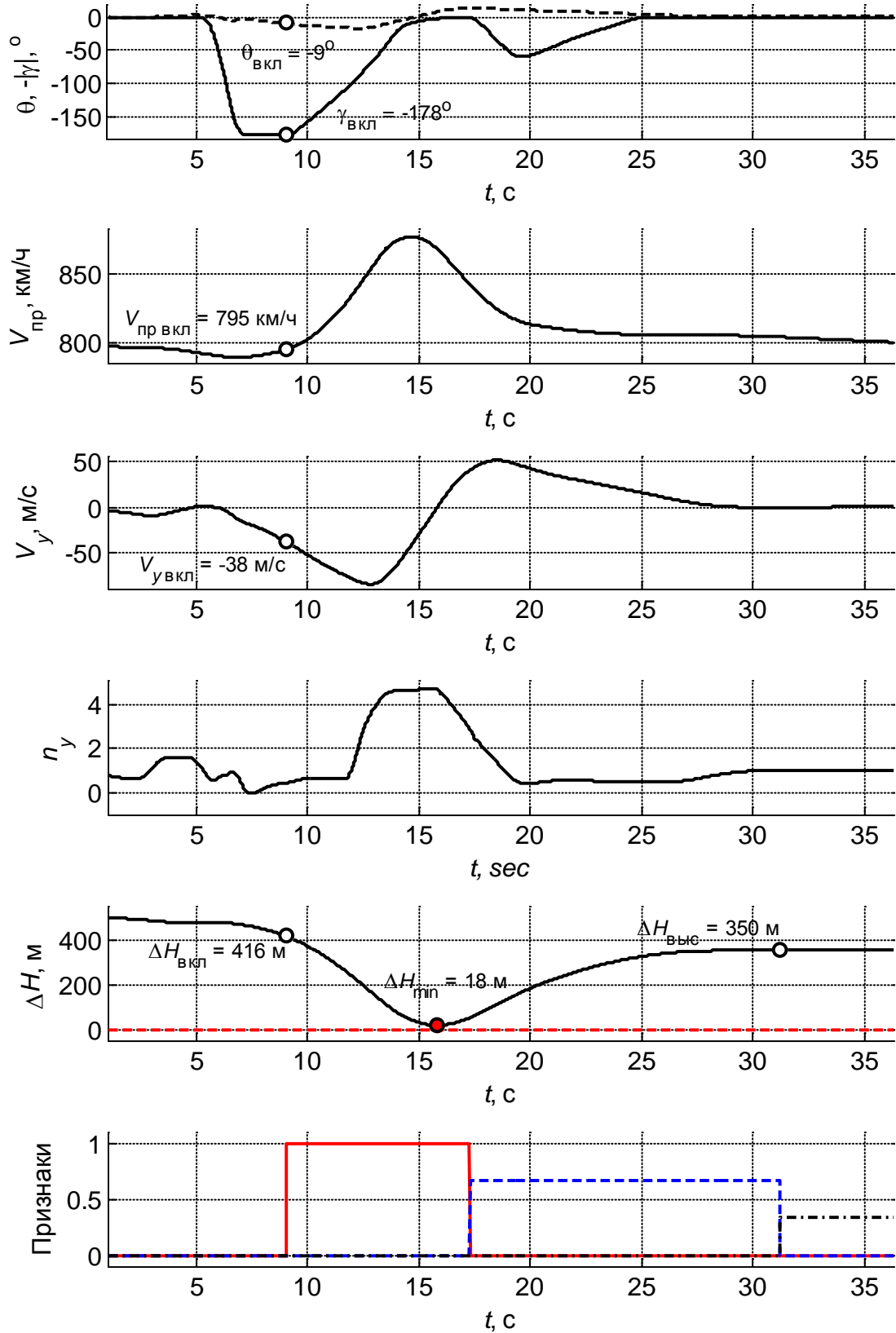


Рисунок 65 – Параметры траектории, вариант 6

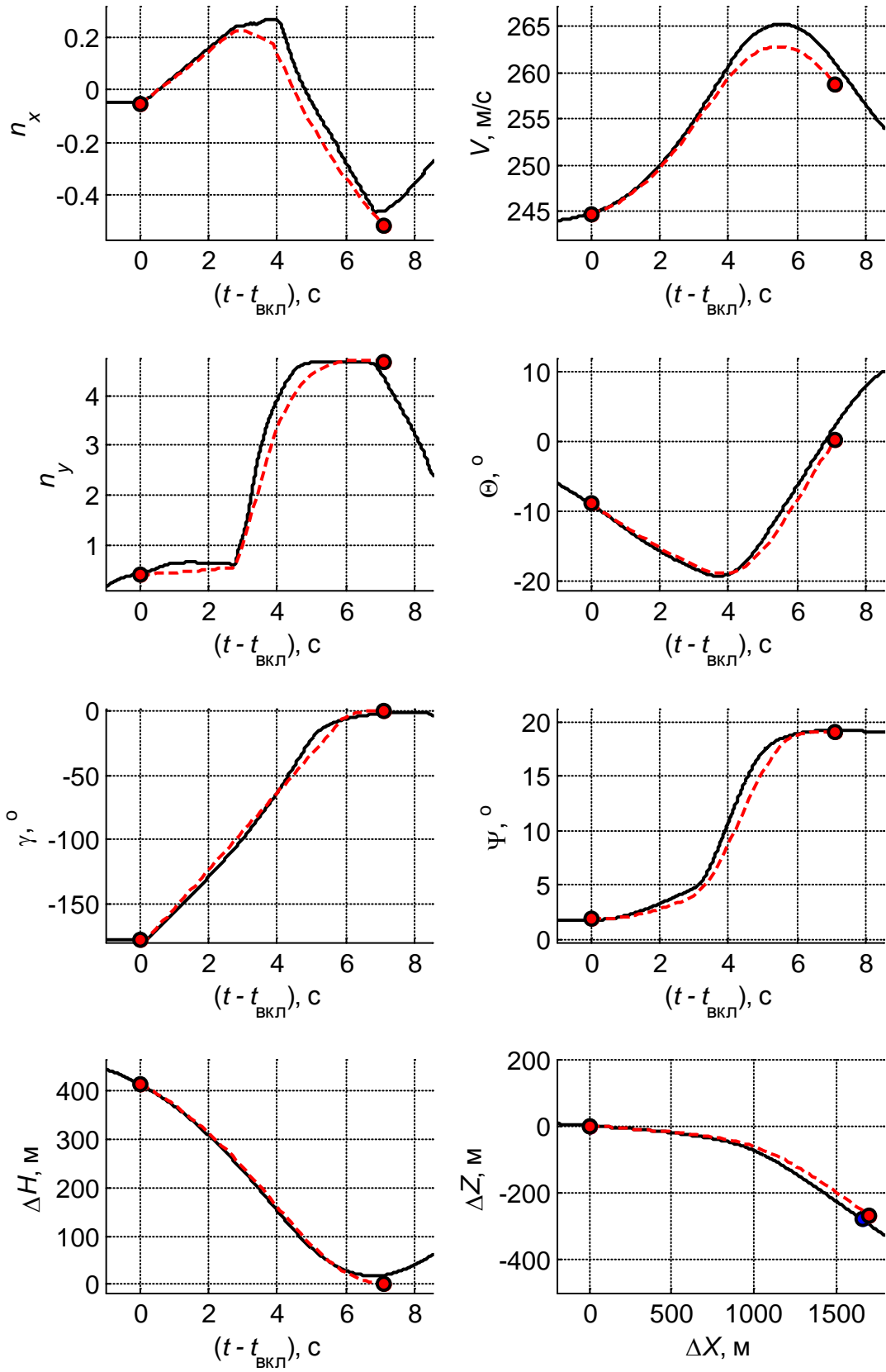


Рисунок 66 – Прогнозируемые параметры, вариант 6

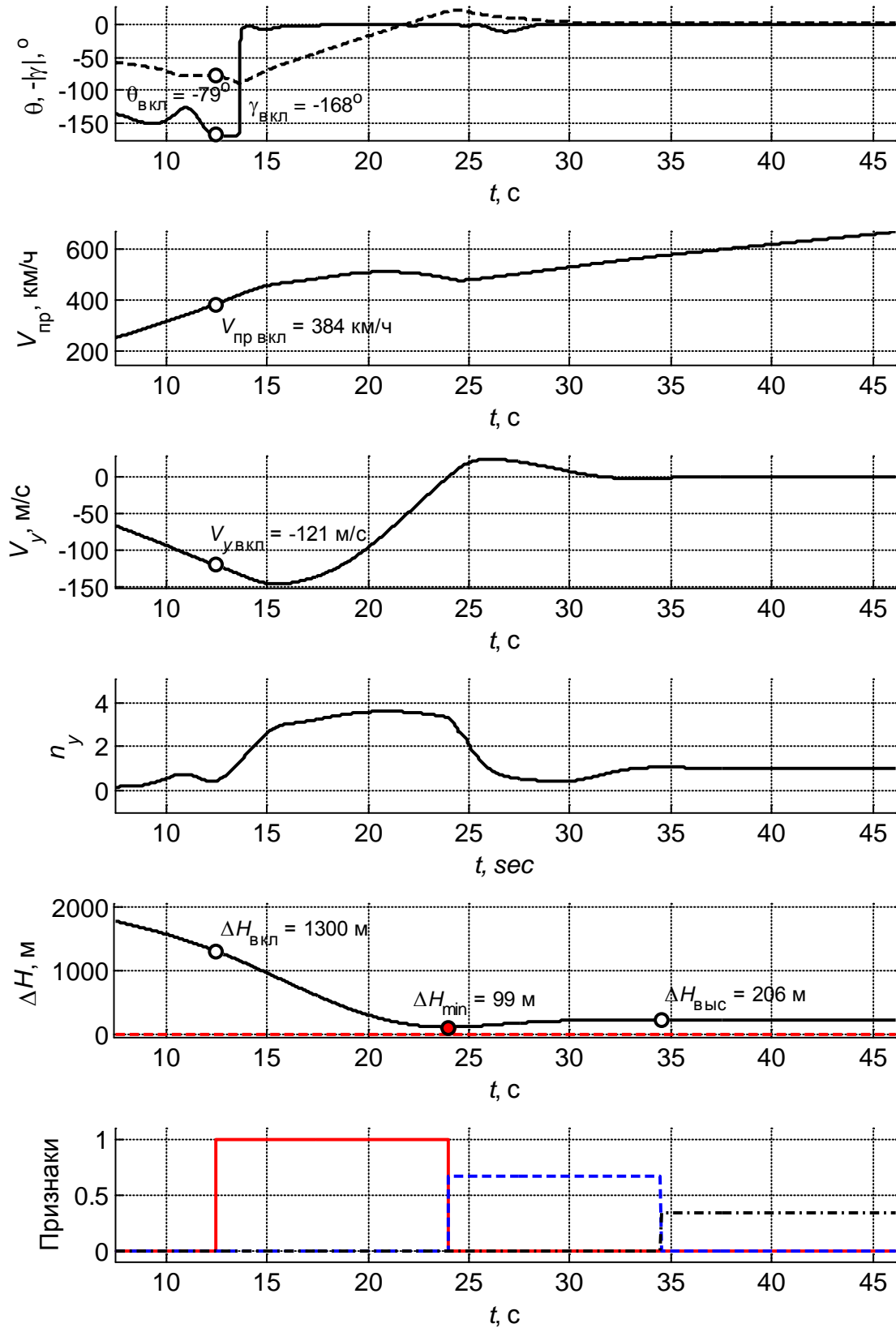


Рисунок 67 – Параметры траектории, вариант 7

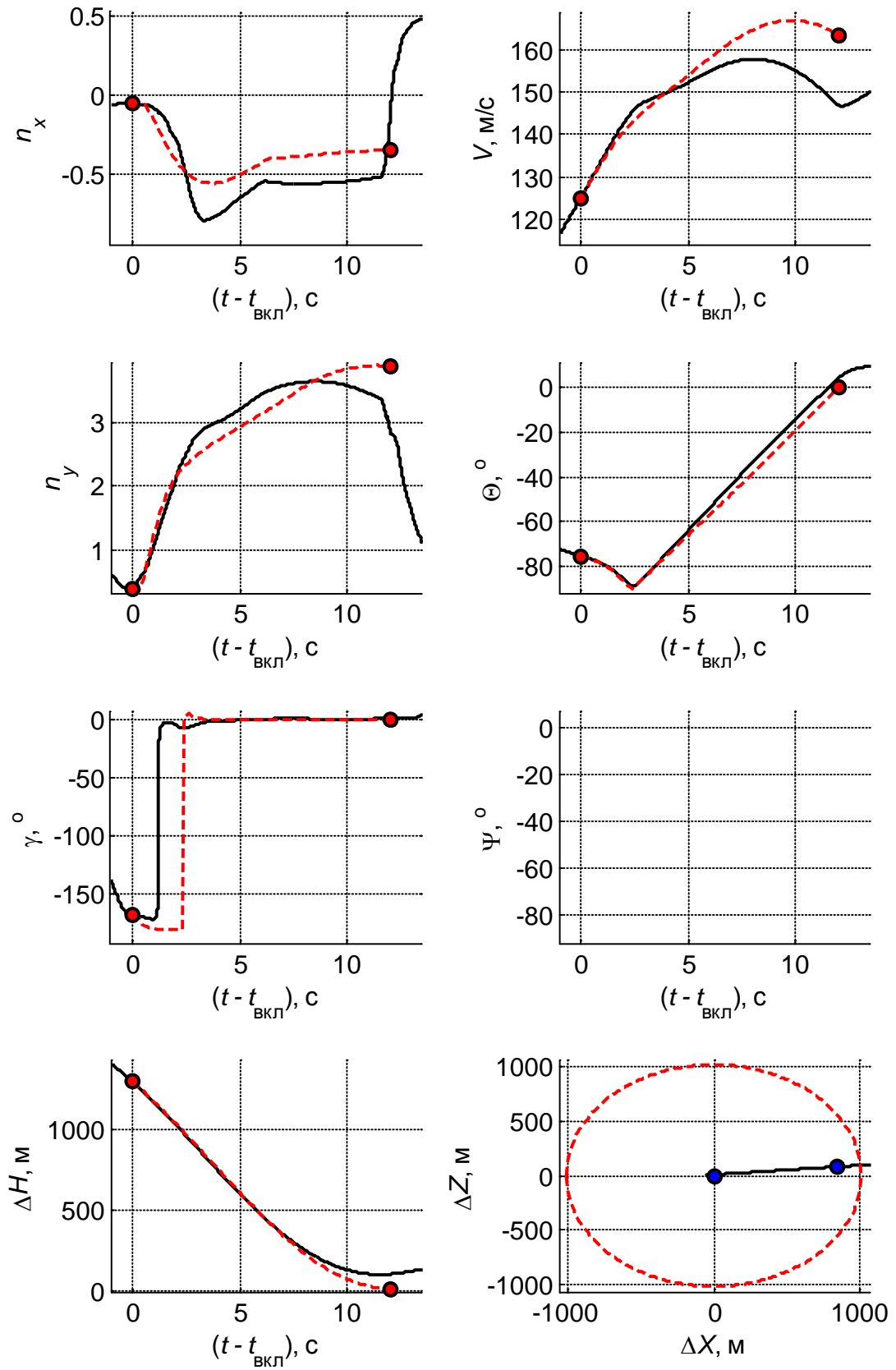


Рисунок 68 – Прогнозируемые параметры, вариант 7

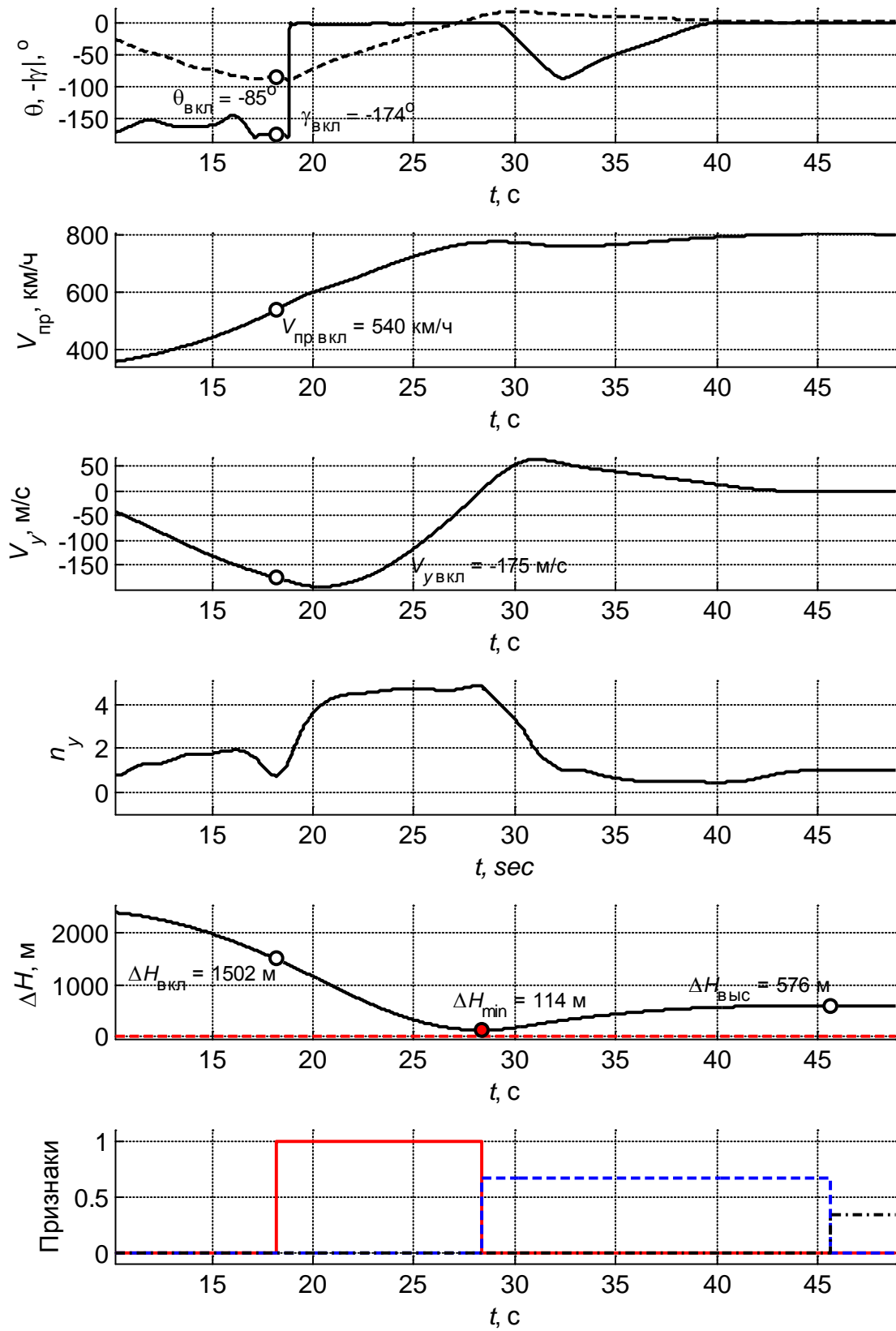


Рисунок 69 – Параметры траектории, вариант 8

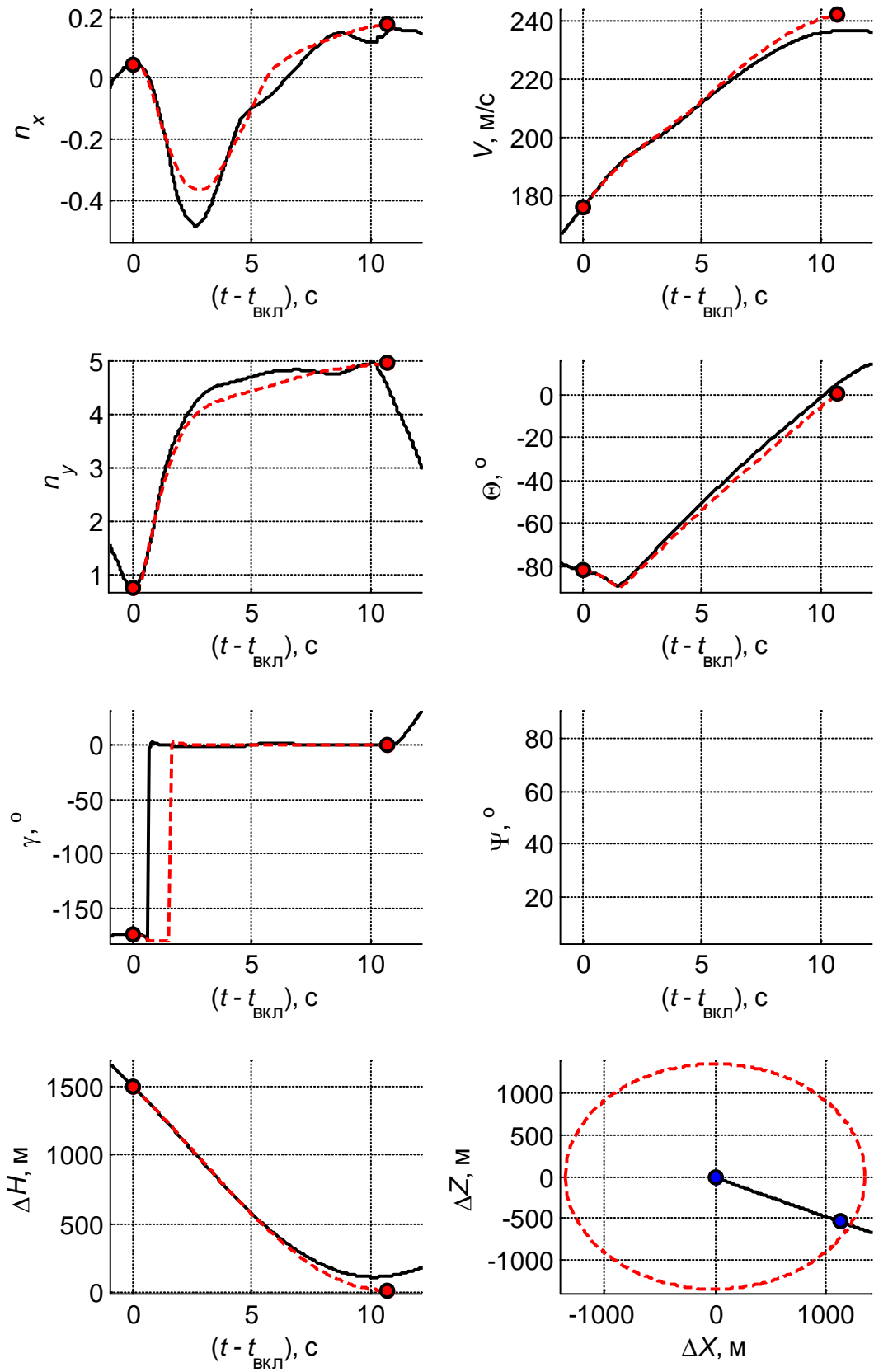


Рисунок 70 – Прогнозируемые параметры, вариант 8



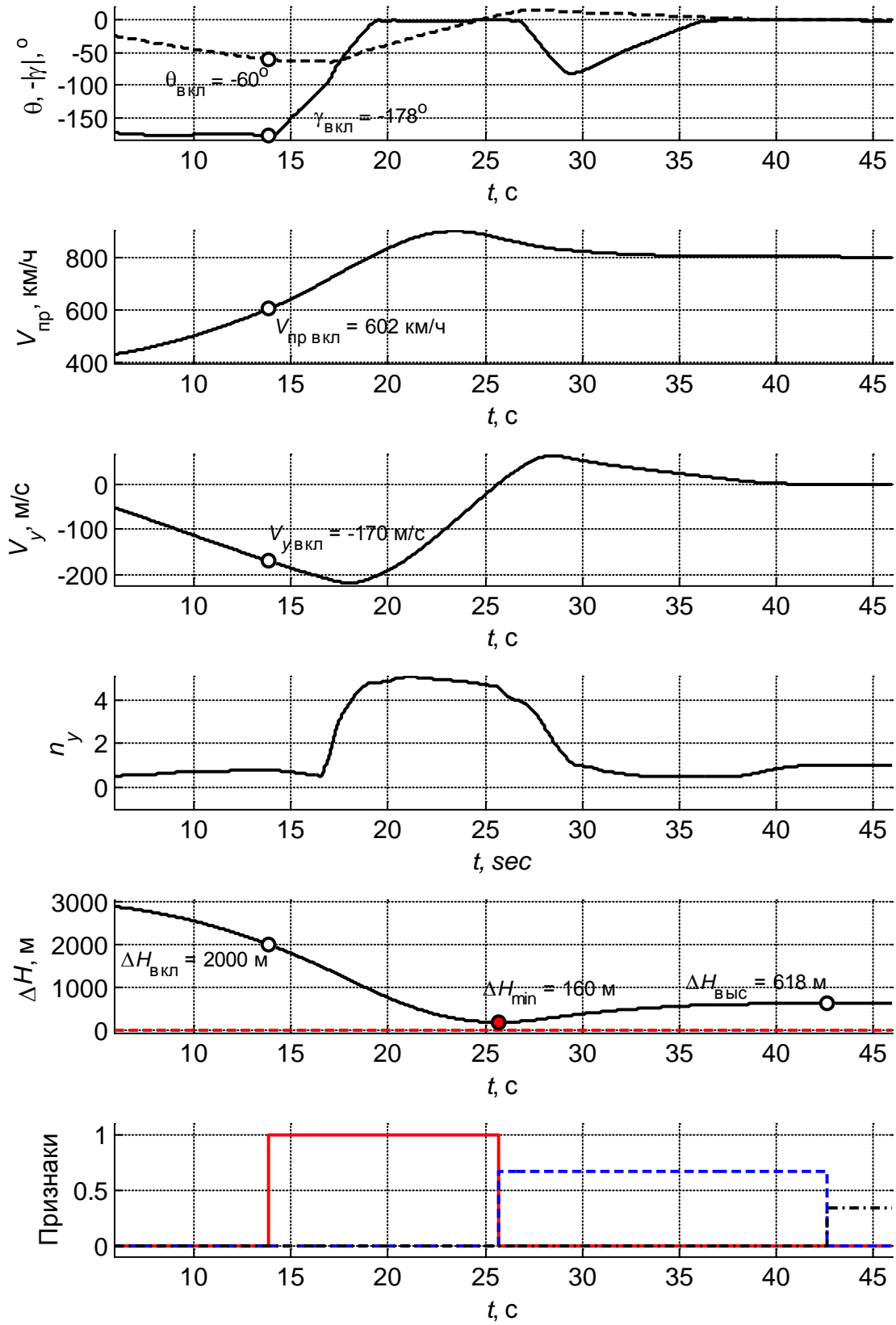


Рисунок 71 – Параметры траектории, вариант 9

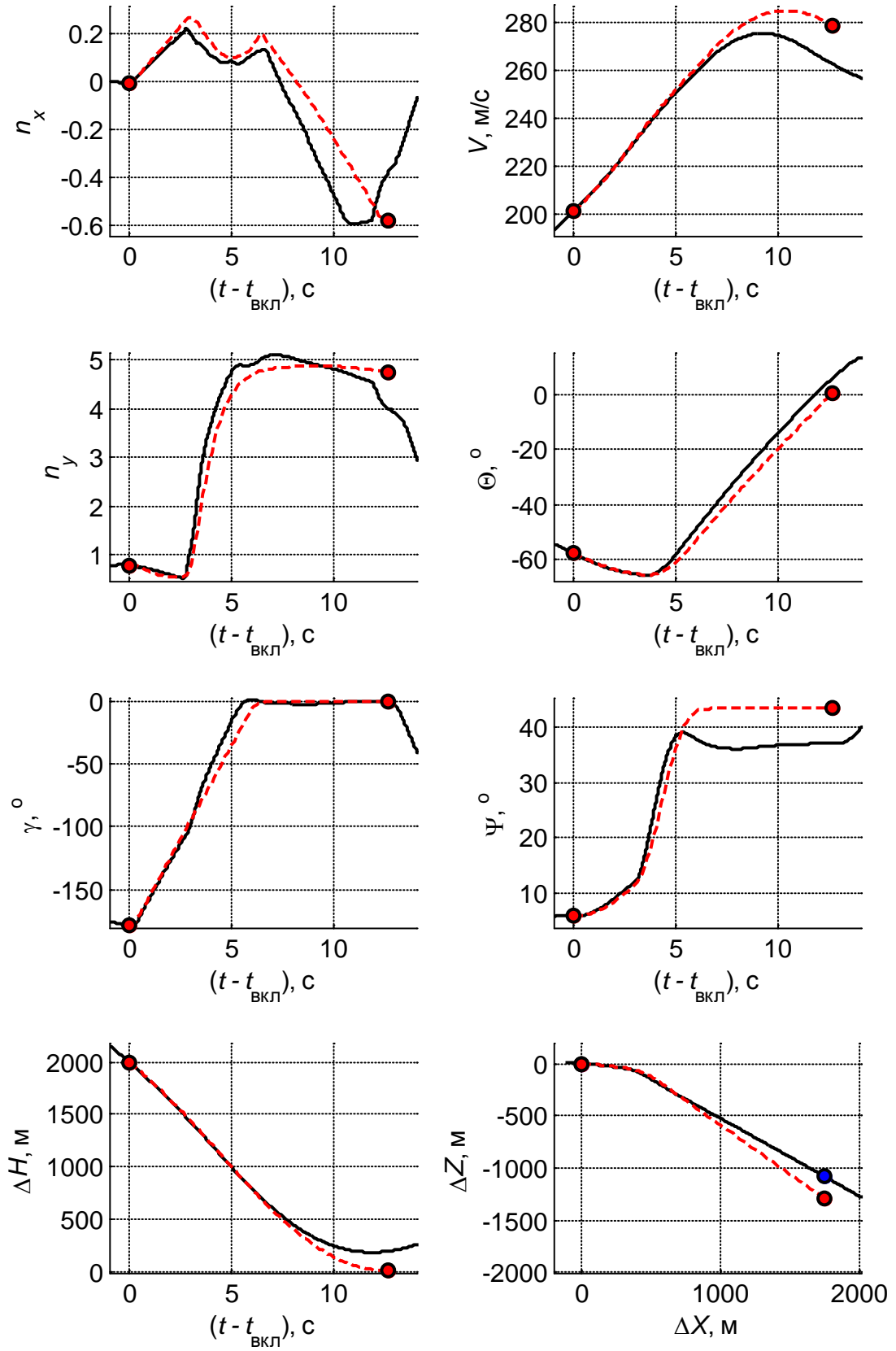


Рисунок 72 – Прогнозируемые параметры, вариант 9

### 4.3 Обобщенные характеристики работы системы

В данном разделе приведены обобщенные характеристики работы системы предупреждения столкновения с землей при функционировании на различных приборных скоростях, при различных начальных условиях по углам тангажа и крена, вертикальной скорости, нормальной перегрузке, режимах работы двигателя.

Основными обобщенными характеристиками работы системы предупреждения столкновений с землей являются высоты активации системы  $\Delta H_{\text{вкл}}$  и минимальные высоты за исполнение маневра уклонения  $\Delta H_{\text{min}}$  относительно граничной высоты при различных начальных условиях.

На рисунках 73 и 74 приведены высоты  $\Delta H_{\text{вкл}}$  и  $\Delta H_{\text{min}}$  на исследованных режимах в зависимости от вертикальной скорости на момент активации системы. На графиках характеристики, соответствующие углам крена при активации системы  $|\gamma| \approx 0^\circ$ ,  $|\gamma| \approx 60^\circ$ ,  $|\gamma| \approx 120^\circ$ ,  $|\gamma| \approx 180^\circ$  обозначены маркерами различных цветов.

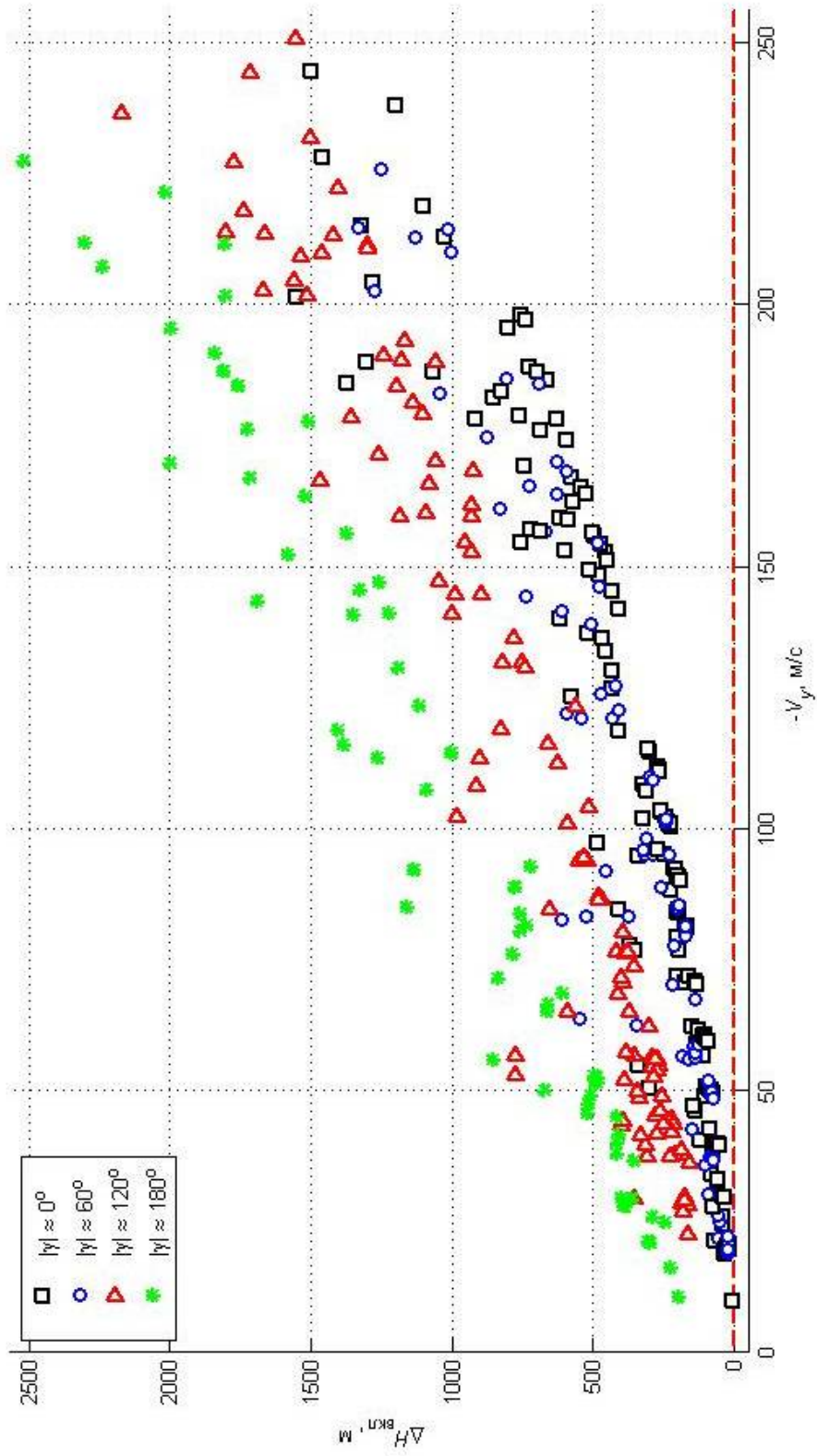


Рисунок 73 – Высоты активации системы

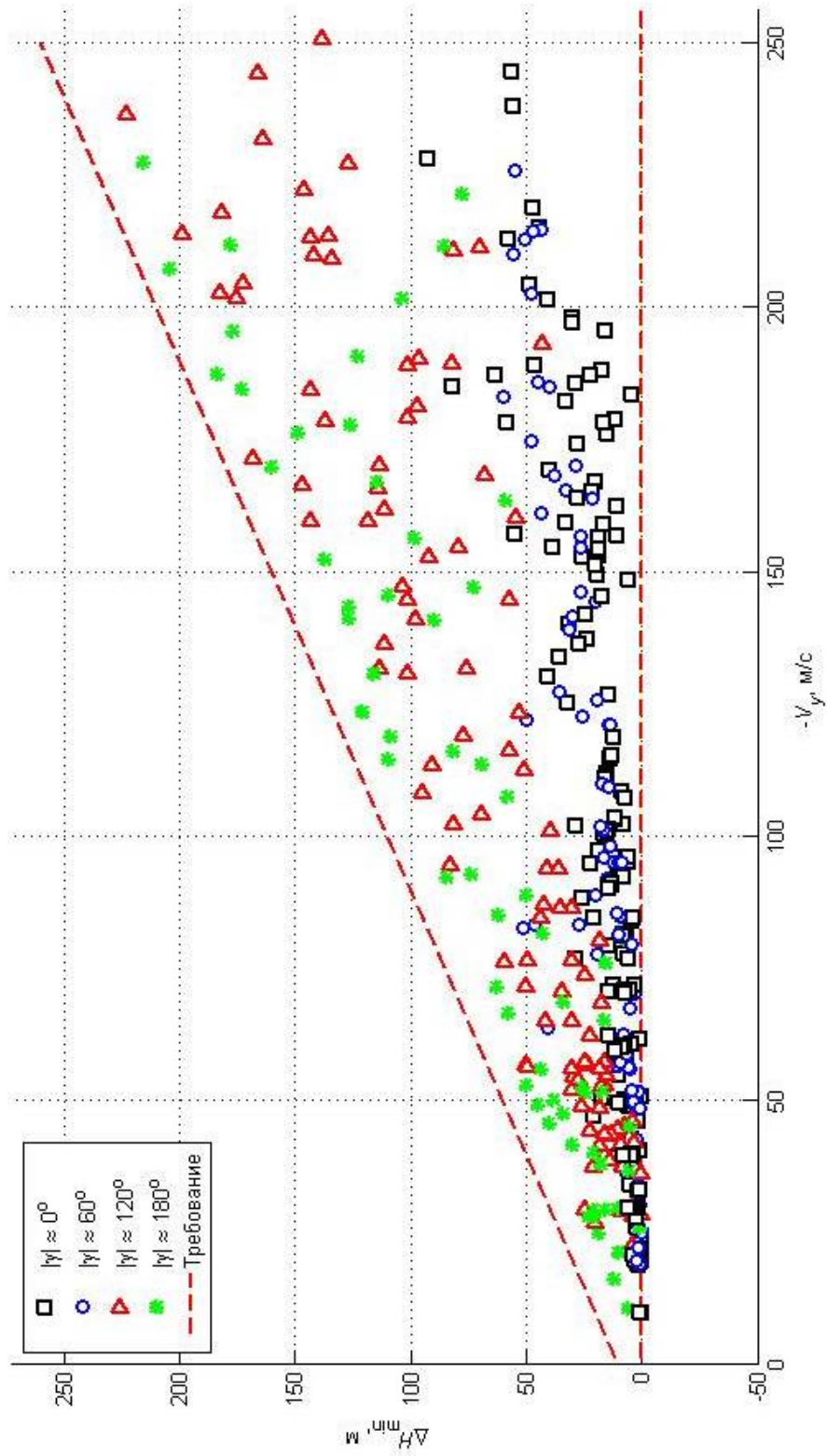


Рисунок 74 – Минимальные высоты

#### 4.4 Пример компенсации ошибок измерения датчиков

В качестве примера компенсации ошибок измерения датчиков рассмотрим следующий случай. Пусть максимальные величины ошибок измерения высоты полета, угла наклона траектории и угла крена составляют 8.0 м,  $0.5^\circ$ ,  $1.0^\circ$ .

Для компенсации названных ошибок при прогнозировании траектории движения сместим начальные условия по высоте, углу наклона траектории и углу крена на величины максимальных ошибок в расчете на наихудший случай. Для первой стратегии управления начальная высота должна быть смещена на величину минус 8.0 м, угол наклона траектории на величину минус  $0.5^\circ$ , угол крена на величину  $1.0^\circ$ . Проведем математическое моделирование системы для режимов выполнения маневра уклонения, характеризуемых следующими приборными скоростями, вертикальными скоростями и углами крена на момент активации системы:

- 1)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 300 \text{ км/ч}$ ,  $V_{y \text{ вкл}} \approx -20 \text{ м/с}$ ,  $\gamma_{\text{вкл}} \approx 30^\circ$ ;
- 2)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 500 \text{ км/ч}$ ,  $V_{y \text{ вкл}} \approx -60 \text{ м/с}$ ,  $\gamma_{\text{вкл}} \approx 60^\circ$ ;
- 3)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 650 \text{ км/ч}$ ,  $V_{y \text{ вкл}} \approx -120 \text{ м/с}$ ,  $\gamma_{\text{вкл}} \approx 0^\circ$ ;
- 4)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 850 \text{ км/ч}$ ,  $V_{y \text{ вкл}} \approx -170 \text{ м/с}$ ,  $\gamma_{\text{вкл}} \approx 60^\circ$ .

Рассмотрим следующие сочетания величин ошибок измерения:

Таблица 4

Вариант	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$\theta_\varepsilon$	$0.5^\circ$	$-0.5^\circ$	$0.0^\circ$	$-0.5^\circ$	$0.0^\circ$	$0.0^\circ$	$0.5^\circ$	$0.0^\circ$	$0.0^\circ$
$H_\varepsilon, \text{ м}$	8.0	-8.0	0.0	0.0	-8.0	0.0	0.0	8.0	0.0
$\gamma_\varepsilon$	$-1.0^\circ$	$1.0^\circ$	$0.0^\circ$	$0.0^\circ$	$0.0^\circ$	$1.0^\circ$	$0.0^\circ$	$0.0^\circ$	$-1.0^\circ$

Величины минимальных высот за выполнение маневра уклонения для рассматриваемых режимов и вариантов сочетания величин ошибок измерения приведены на рисунке 75.

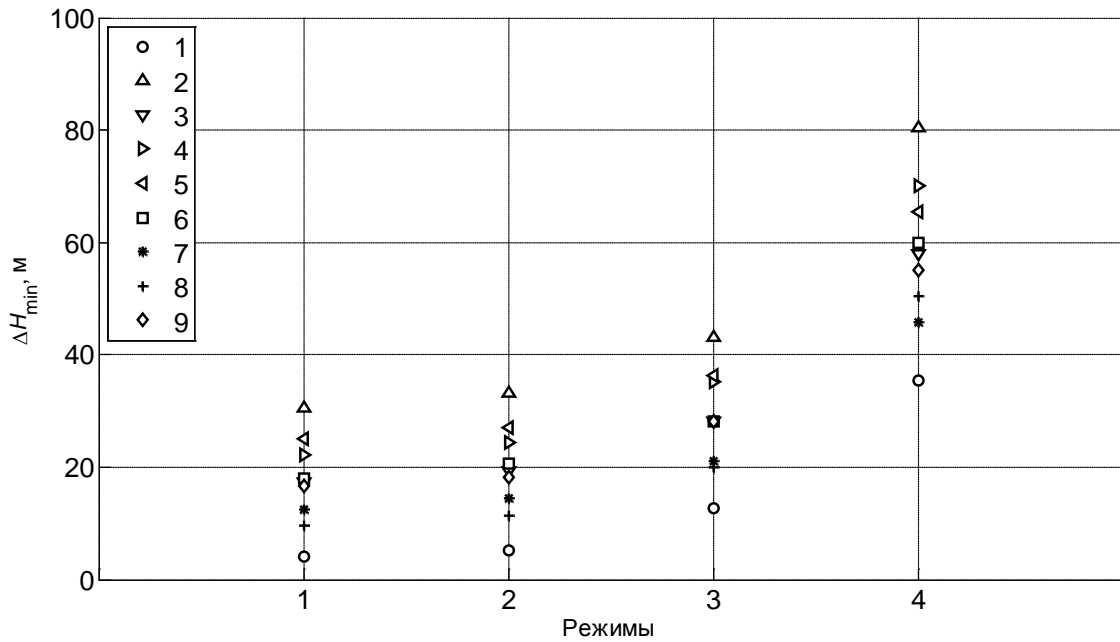


Рисунок 75 – Минимальные высоты при наличии ошибок измерения

Рассмотренный пример показывает, что смещение начальных условий на величины максимальных ошибок в расчете на наихудший случай позволяет избежать пересечения граничной высоты для всех комбинаций величин ошибок измерения. Необходимость компенсации ошибок приводит к увеличению минимальных высот за выполнение маневра уклонения и высот активации системы.

Важным преимуществом рассмотренного подхода является то, что он не требует дополнительных расчетов по определению компенсационной высоты.

#### 4.5 Пример компенсации ветровых воздействий

В качестве примера компенсации ветровых воздействий рассмотрим случай действия постоянного ветра, максимальная скорость которого составляет  $W = 10$  м/с, а его направление  $\theta_w$  неизвестно.

Для компенсации ветровых воздействий введем смещение по вычисляемой приборной скорости, от которой зависят характеристики бортовой модели, на величину максимальной скорости ветра 10 м/с. Проведем математическое моделирование системы для режимов выполнения маневра уклонения, характеризуемых следующими приборными скоростями и вертикальными скоростями на момент активации системы:

- 1)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 300$  км/ч,  $V_{\text{у вкл}} \approx -20$  м/с ( $\theta_{\text{вкл}} \approx -10^\circ$ );
- 2)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 600$  км/ч,  $V_{\text{у вкл}} \approx -140$  м/с ( $\theta_{\text{вкл}} \approx -45^\circ$ );
- 3)  $V_{\text{пр вкл}} \approx 850$  км/ч,  $V_{\text{у вкл}} \approx -260$  м/с ( $\theta_{\text{вкл}} \approx -80^\circ$ ).

Рассмотрим работу системы при следующих ветровых воздействиях:

Таблица 5

Вариант	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$W$ , м/с	0	10	10	10	10	10	10	10	10
$\theta_w$	-	$0^\circ$	$-45^\circ$	$-90^\circ$	$-135^\circ$	$180^\circ$	$135^\circ$	$90^\circ$	$45^\circ$

Величины минимальных высот за выполнение маневра уклонения для рассматриваемых режимов и вариантов ветровых воздействий приведены на рисунке 76.



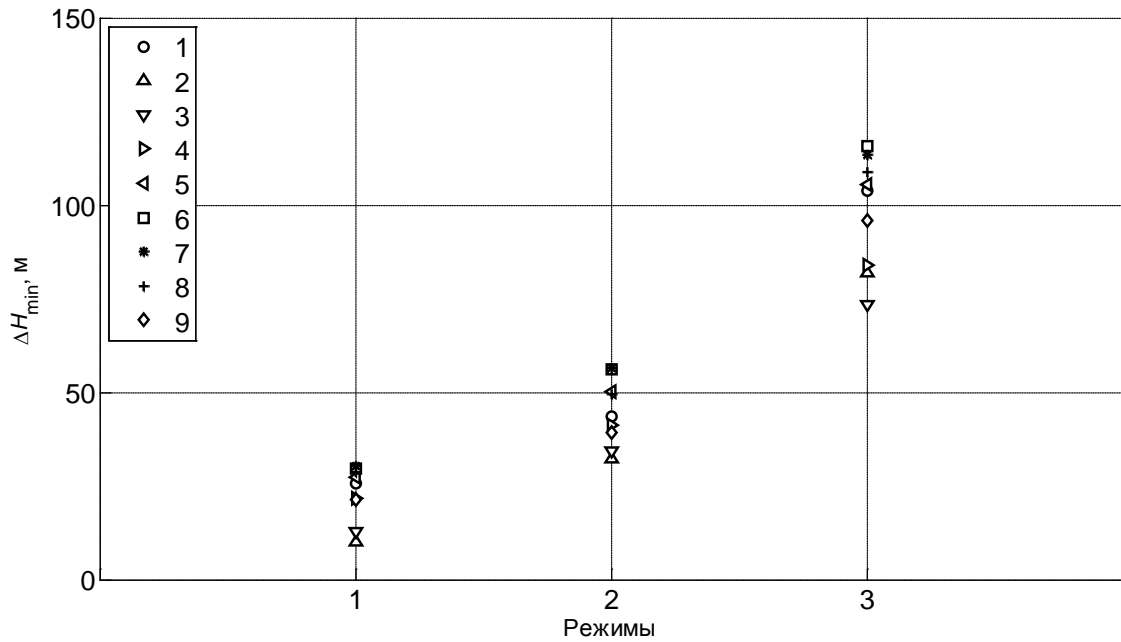


Рисунок 76 – Минимальные высоты при наличии ветровых воздействий

Рассмотренный пример показывает, что смещение по вычисляемой приборной скорости на величину максимальной скорости ветра позволяет избежать пересечения граничной высоты для различных направлений ветра. Необходимость компенсации ветровых воздействий приводит к увеличению минимальных высот за выполнение маневра уклонения и высот активации системы. Наибольшие величины потерь высот характерны для попутного направления ветра.

#### 4.6 Результаты математического моделирования

На всех исследованных режимах выполнения автоматического маневра уклонения минимальные высоты положительны, что говорит о том, что пересечение граничной высоты отсутствовало. С ростом значений угла крена и вертикальной скорости высоты активации системы  $\Delta H_{\text{вкл}}$  увеличиваются. Величины минимальных высот  $\Delta H_{\text{min}}$  увеличиваются с ростом вертикальной скорости и при вертикальной скорости  $V_y \approx -250$  м/с не превышают значений  $\Delta H_{\text{min}} \approx 100$  м при углах крена  $|\gamma| < 60^\circ$  и  $\Delta H_{\text{min}} \approx 250$  м при углах крена  $|\gamma| < 180^\circ$  (для случая отсутствия ошибок измерения). На всех режимах величины минимальных высот не превышают заданного значения  $\Delta H_{\text{min}}^{\text{гп}} = -V_{y \text{ вкл}} \cdot T_{\text{ош}} + 10$ , где  $V_{y \text{ вкл}}$  - вертикальная скорость на момент активации системы,  $T_{\text{ош}} = 1$  с - величина времени, запаздывание на которое при выработке команды на автоматическое уклонение приведет к пересечению граничной высоты при всех реализациях. С ростом начальных углов крена и тангажа по модулю точность прогнозирования снижается, что обусловлено увеличением длительности прогнозирования траектории.

Величины минимальных высот для системы-аналога (в качестве системы-аналога рассмотрена система, подробно описанная в патенте США № 4924401 [38] и адаптированная к рассматриваемому объекту; величина потери высоты за маневр уклонения в данной системе рассчитывается по параметрам движения на момент активации с учетом величин развиваемой нормальной перегрузки в зависимости от режима полета, времени достижения заданной перегрузки, величины развиваемой угловой скорости крена, времени достижения заданной угловой скорости крена) увеличиваются с ростом вертикальной скорости и достигают значений 600 м при вертикальной скорости минус 250 м/с. Таким образом, применение предлагаемой системы предупреждения столкновений с землей позволяет сократить область минимальных высот не менее чем в 2.4 раза,

что свидетельствует о повышении точности определения момента активации системы и сокращении количества ложных срабатываний.

Предложенный алгоритм управления позволяет осуществить маневр уклонения от столкновения с землей из любого пространственного положения. Прогнозирование траектории осуществляется с достаточной для практики точностью. Своевременное формирование команды на активацию системы позволяет выполнить маневр уклонения без пересечения граничной высоты. Минимальные высоты за маневр уклонения близки к граничной высоте. За счет того, что при выполнении маневра уклонения развивается максимальная нормальная перегрузка, допустимая при автоматическом управлении, размер области по режимам полета, где система предупреждения столкновения с землей вмешивается в управления ЛА, близок к минимальному.

Компенсация ошибок измерения может быть достигнута за счет коррекции начальных условий по измеряемым параметрам на величины максимально возможных ошибок в расчете на наихудший случай, что позволяет без дополнительных расчетов избежать пересечения граничной высоты для всех комбинаций ошибок измерения, не превышающих максимальные.

Компенсация влияния ветровых возмущений может быть достигнута за счет смещения вычисляемой приборной скорости на величину максимальной скорости ветра.

Проведенное математическое моделирование подтвердило приемлемую работоспособность предлагаемой системы предупреждения столкновения с землей в требуемой области пилотирования самолета МиГ-29К.

#### 4.7 Выводы по главе 4

1 Для проверки работоспособности предлагаемой системы предупреждения столкновения с землей и проведения математического моделирования выполнена интеграция логики формирования признаков управления (см. рисунок 34), алгоритма управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей (см. рисунок 35), алгоритмов активации и прогнозирования траекторий движения (см. рисунки 49 и 50) в математическую модель существующих алгоритмов автоматического управления самолета МиГ-29К.

2 Проведенный объем математического моделирования на различных режимах полета, при разных начальных условиях, при различных манерах ввода летательного аппарата в снижение летчиком подтвердил ее приемлемую работоспособность в требуемой области пилотирования самолета МиГ-29К.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1 На основе анализа известных систем аналогичного назначения выбрано перспективное направление построения системы предупреждения столкновения самолета с землей, которое основано на прогнозировании траектории движения, определяемой набором взаимосвязанных маневров, направленных на уклонение от столкновения. Достаточная точность прогнозирования траектории достигается путем интегрирования дифференциальных уравнений движения, описывающих бортовую математическую модель замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» с учетом располагаемых и допустимых статических и динамических характеристик. Автоматическая активация системы и автоматическое выполнение маневра уклонения заранее определенным образом исключают влияние человеческого фактора в процессе вывода самолета из опасной ситуации.

2 Разработанная система предупреждения столкновения с землей предназначена для летательного аппарата самолетного типа с уже сформированными внутренними контурами автоматического управления (контуром управления нормальной перегрузкой, контуром стабилизации поперечной перегрузки, контуром управления углом крена, контуром управления скоростью полета).

3 Для повышения инвариантных свойств систем управления объектами, динамические характеристики которых изменяются в широких пределах, предложен способ формирования астатических систем с предварительным формированием структуры и параметров модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством, позволяющий получить астатизм по управляющим и возмущающим воздействиям, а также пониженную чувствительность к вариациям параметров объекта управления. В этом случае отпадает необходимость в традиционном добавлении интегрирующего устройства в контур управления. В качестве примера на основе предложенного способа проведен синтез контура

управления нормальной перегрузкой с функцией ограничения допустимого угла атаки.

4 Разработана система предупреждения столкновения с землей, основными элементами которой являются алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения и алгоритм активации системы.

5 Маневр уклонения от столкновения с землей разделен на две фазы управления. Первая, основная фаза состоит в прекращении снижения летательного аппарата, на второй фазе осуществляется набор некоторой высоты, перевод ЛА в горизонтальный полет с последующей стабилизацией набранной высоты, где управление может быть безопасно передано летчику.

6 Синтезирован алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей, позволяющий осуществить управление на названных фазах управления. На первой фазе предложена концепция применения двух стратегий управления при выполнении маневра уклонения. Применение второй стратегии управления при больших по модулю начальных углах крена и наклона траектории позволяет уменьшить потерю высоты за маневр уклонения (на величины до 30...35 % по сравнению с первой стратегией управления), что обеспечивает уменьшение области, в которой система предупреждения вмешивается в управление летательным аппаратом.

7 Разработана методика, позволяющая на основании упрощения уравнений движения и аппроксимации характеристик переходных процессов по тангенциальной и нормальной скоростной перегрузкам и углу крена при выполнении элементов маневра уклонения от столкновения с землей определить структуру и параметры бортовой математической модели замкнутой системы «летательный аппарат – система управления». Бортовая математическая модель позволяет с учетом стратегии управления осуществить прогнозирование траектории движения при выполнении маневра уклонения.

8 Разработан алгоритм выбора стратегии управления в зависимости от высот завершения маневра по первой и второй стратегиям управления, а также алгоритм активации системы предупреждения столкновения с землей.

9 Выполнена интеграция предлагаемой системы в математическую модель существующих алгоритмов автоматического управления самолета МиГ-29К. Проведенный объем математического моделирования подтвердил ее приемлемую работоспособность и точность в требуемой области пилотирования самолета.

**СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ**

1. Евдокимчик Е.А. Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра. «Труды МАИ». Выпуск № 80, 26.03.2015. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=56895> (дата обращения: 19.02.2016).
2. Евдокимчик Е.А. Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра. Конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Сборник аннотаций. – М.: МАИ, 2014. – с. 32–34.
3. Евдокимчик Е.А., Елисеев В.Д. Учет маневренных характеристик летательного аппарата при формировании маневра уклонения от столкновения с землей. Гагаринские чтения – 2016: XLII Международная молодежная научная конференция: Сборник тезисов докладов: В 4 т. Т. 2. – М.: МАИ, 2016. – с. 51–52. URL: [http://www.mai.ru/conf/gagarin/materialy-konferentsii/Gagarinskie\\_chneniya\\_2\\_2.pdf](http://www.mai.ru/conf/gagarin/materialy-konferentsii/Gagarinskie_chneniya_2_2.pdf) (дата обращения: 21.06.2016).
4. Евдокимчик Е.А. Синтез алгоритма управления для выполнения маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей. «Мехатроника, автоматизация, управления», выпуск № 7, 2016. – С. 492–498.
5. Евдокимчик Е.А. Алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с землей. 8-й Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. – М.: МАИ, 2016. – с. 133–134.
6. Елисеев В.Д., Евдокимчик Е.А., Котельникова А.В., Чемоданов В.Б. Формирование астатических систем управления объектами с неопределенными параметрами на основе модально-инвариантной подсистемы. «Труды МАИ». Выпуск № 91, 22.12.2016. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=75640> (дата обращения: 23.12.2016).



7. Евдокимчик Е.А. Алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей. «Труды МАИ». Выпуск № 92, 28.02.2017. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=76785> (дата обращения 11.03.2017).
8. Пат. 2570127 РФ. Способ формирования астатических систем управления объектами с неопределенными параметрами на основе встроенных моделей и модальной инвариантности. Опубл. 10.12.2015.
9. Aviation occurrence categories, CAST/ICAO Common Taxonomy Team URL:<http://www.intlaviationstandards.org/Documents/OccurrenceCategoryDefinitions.pdf> (дата обращения: 14.12.2015).
10. Состояние безопасности полетов в мире – 2011, Международная организация гражданской авиации, Монреаль, Канада, 2011. URL: [http://www.icao.int/safety/documents/icao\\_state-of-global-safety\\_web\\_ru.pdf](http://www.icao.int/safety/documents/icao_state-of-global-safety_web_ru.pdf) (дата обращения: 06.12.2015).
11. ICAO Safety report 2015 Edition. International Civil Aviation Organization, Montreal, Canada, 2015. URL: [http://www.icao.int/safety/Documents/ICAO\\_Safety\\_Report\\_2015\\_Web.pdf](http://www.icao.int/safety/Documents/ICAO_Safety_Report_2015_Web.pdf) (дата обращения: 14.12.2015).
12. Глобальный план обеспечения полетов 2014-2016, Международная организация гражданской авиации, Монреаль, Канада, 2014 URL: [http://www.icao.int/publications/Documents/10004\\_cons\\_ru.pdf](http://www.icao.int/publications/Documents/10004_cons_ru.pdf) (дата обращения: 07.12.2015).
13. Peter B. Mapes. Fighter/Attack Automatic Collision Avoidance Systems Business Case. Human Effectiveness Directorate, Air Force Research Laboratory, AFRL/WS-06-0093, 2006. URL: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a444127.pdf> (дата обращения: 15.02.2016).
14. Приложение 6. Эксплуатация воздушных судов. Часть I. Международный коммерческий воздушный транспорт. Самолеты. ИКАО, 2010. URL: [http://airspot.ru/book/file/575/an06\\_p1\\_cons\\_ru.pdf](http://airspot.ru/book/file/575/an06_p1_cons_ru.pdf) (дата обращения: 15.02.2016).
15. Federal Aviation Administration, Technical Standard Order TSO-C151b, Terrain Awareness And Warning System, 2002 URL: <https://www51.honeywell.com/aero/common/documents/TSOC151bPaper.pdf> (дата обращения: 15.02.2016).

16. Федосеева Г.А. Анализ проблем применения систем типа TAWS в целях повышения уровня безопасности полетов ВС. «Научный вестник МГТУ ГА», выпуск № 174, 2011. – С. 163-170. URL: [http://www.mstuca.ru/scientific\\_work/research\\_herald/content/174.pdf](http://www.mstuca.ru/scientific_work/research_herald/content/174.pdf) (дата обращения: 15.12.2016).
17. Enhanced Ground Proximity Warning System: [Электронный ресурс]. URL: <https://aerospace.honeywell.com/en/pages/enhanced-ground-proximity-warning-system> (дата обращения: 15.12.2016).
18. Система раннего предупреждения близости земли: [Электронный ресурс]. URL: <http://www.navigat.ru/node/75> (дата обращения: 15.12.2016).
19. Система раннего предупреждения приближения к земле: [Электронный ресурс]. URL: <http://ru.transas.com/products/TTA-12S#description> (дата обращения: 15.12.2016).
20. TAWS+: [Электронный ресурс]. URL: <http://www.acss.com/products/taws/> (дата обращения: 15.12.2016).
21. Swihart, D., Automatic Ground Collision Avoidance System (Auto GCAS), ICS 09, 13th World Scientific and Engineering Academy and Society International Conference on Systems, Rodos Island, Greece, 2009. URL: <http://www.wseas.us/e-library/conferences/2009/rodos/SYSTEMS/SYSTEMS63.pdf> (дата обращения: 19.12.2015).
22. Shan D.S. Ground collision warning system performance criteria for high maneuverability aircraft (ASD-TR-88-5034). Aeronautical systems division. Wright-Patterson AFB, OH. URL: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a204390.pdf> (дата обращения: 19.12.2015).
23. Aerospace Medical Association Resolution 05-01, Prevention Of Controlled Flight Into Terrain (CFIT) Mishaps In Aircraft With Electronic Flight Controls, 2005. URL: [http://www.asma.org/asma/media/asma/pdf-policy/2005/resolution-CFIT\\_2005.pdf](http://www.asma.org/asma/media/asma/pdf-policy/2005/resolution-CFIT_2005.pdf) (дата обращения: 19.12.2015).
24. Aerospace Medical Association, 2007. URL: <http://www.asma.org/asma/media/asma/pdf-policy/2007/auto-GCAS-2007.pdf> (дата обращения: 18.08.2015).

25. Воробьев В.Г., Глухов В.В., Кадышев И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. – М.: Транспорт. – 1992.
26. Кузьмичев С.П., Яценков Л.Н., Авиационное и радиоэлектронное оборудование. – под ред. Акиндеева А.Е. – М.: Воениздат. – 1971.
27. Пат. 3715718 США. Ground Proximity Warning System Utilizing Radio And Barometric Altimeter Combination / Astengo R. Оpubл. 06.02.1973. URL: <https://www.google.nl/patents/US3715718> (дата обращения: 15.02.2016).
28. Пат. 3958218 США. Aircraft ground proximity warning system with speed compensation / Bateman C. Оpubл. 18.05.1976. URL: <http://www.google.com/patents/US3958218> (дата обращения: 07.12.2015).
29. Пат. 3958219 США. Terrain closure warning system with altitude rate signal conditioning / Bateman C. Оpubл. 18.05.1976. URL: <http://www.google.com/patents/US3958219> (дата обращения: 07.12.2015).
30. Пат. 4639730 США. Excessive Terrain Closure Warning System / Paterson N., Vermilion E. Оpubл. 27.01.1987. URL: <http://www.google.co.ve/patents/US4639730> (дата обращения: 15.02.2016).
31. Пат. 3988713 США. Aircraft ground proximity warning instrument / Bateman C. Оpubл. 26.10.1976. URL: <http://www.google.com/patents/US3988713> (дата обращения: 07.12.2015).
32. Пат. 5839080 США. Terrain Awareness System / Muller H., Conner K., Johnson S. Оpubл. 17.10.1998, URL: <http://www.google.com/patents/US5839080> (дата обращения: 07.12.2015).
33. Способ предупреждения столкновения летательного аппарата с землей и устройство на его основе; RU 226746 С1; Россия, 2004118456/11, 10.06.2004, 20.10.2005; Бюл. № 29.
34. Пат. 5892462 США. Adaptive Ground Collision Avoidance System / Tran M. Оpubл. 06.04.1999. URL: <https://www.google.com/patents/US5892462> (дата обращения: 15.02.2016).

35. Пат. 8010288 США. Aircraft Terrain Avoidance and Alarm Method And Device / Bouchet C., Demortier J.-P. Оpubл. 30.08.2011. URL: <http://www.google.ch/patents/US8010288> (дата обращения: 15.02.2016).
36. Пат. 4058710 США. Process for preventing undesired contact with land or water by low-flying aircraft / Altmann H. Оpubл. 15.11.1977. URL: <http://www.google.com/patents/US4058710> (дата обращения: 07.12.2015).
37. Пат. 4916448 США. Low altitude warning system for aircraft / Thor W. Оpubл. 10.04.1990. URL: <http://www.google.com/patents/US3988713> (дата обращения: 07.12.2015).
38. Пат. 4924401 США. Aircraft ground collision avoidance and autorecovery systems device / Vice G., Skoog M., Howard J. Оpubл. 08.05.1990. URL: <https://www.google.com.ar/patents/US4924401> (дата обращения: 07.12.2015).
39. Пат. 5136512 США. Ground Collision Avoidance System / Le Borne R. Оpubл. 04.08.1992. URL: <https://www.google.com/patents/US5136512> (дата обращения: 15.02.2016).
40. Пат. 5488563 США. Method And Device For Preventing Collision With The Ground For An Aircraft / Chazelle X., Hunot A.-M., Lepere G. Оpubл. 30.01.1996 URL: <https://www.google.ch/patents/US5488563> (дата обращения: 15.02.2016).
41. Пат. 4224669 США. Minimum Safe Altitude Monitoring, Indication And Warning System / Brame F. Оpubл. 23.09.1980. URL: <https://www.google.com.au/patents/US4224669> (дата обращения: 15.02.2016).
42. Способ и система предотвращения столкновения летательного аппарата с рельефом местности; RU 2368954 С2; Россия, 2007119631/11, 28.05.2007, 27.09.2008; Бюл. № 27.
43. Swihart D., Barfield A., Brannstrom B., Cawood M., Turner R., and Lovgren J., “Results of a joint US/Swedish Auto Ground Collision Avoidance System program”, 21st Congress of International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Melbourne, Australia, 1998. URL: [http://www.icas.org/ICAS\\_ARCHIVE/ICAS1998/PAPERS/182.PDF](http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1998/PAPERS/182.PDF) (дата обращения: 15.02.2016).

44. F-16 Version. F-16 GCAS. URL: [http://www.f-16.net/f-16\\_versions\\_article8.html](http://www.f-16.net/f-16_versions_article8.html) (дата обращения: 15.02.2016).
45. General Dynamics F-16 Fighting Falcon variants. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/General\\_Dynamics\\_F-16\\_Fighting\\_Falcon\\_variants](https://en.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-16_Fighting_Falcon_variants) (дата обращения: 15.02.2016).
46. Griffin E. et al, Automatic Ground Collision Avoidance System Design for Pre-Block 40 F-16 Configurations, Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Jeju, Korea, 2012. URL: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a583778.pdf> (дата обращения: 19.12.2015).
47. Skoog M. Less J. Development and Flight Demonstration of a Variable Autonomy Ground Collision Avoidance System. URL: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/DR-0005-DRC-012-033\\_iGCAS-paper\\_2014-06-28.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/DR-0005-DRC-012-033_iGCAS-paper_2014-06-28.pdf) (дата обращения: 15.02.2016).
48. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
49. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.
50. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. М.: Машиностроение, 1983. – 320 с.
51. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов. – 1981.
52. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом. М.: Наука, 1964. – 700 с.
53. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов: Учебник для авиационных вызов. – М.: Машиностроение, 1980. – 213 с.
54. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1987. – 240 с.
55. Михалев И.А. и др. Системы автоматического и директорного управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1974. – 232 с.

56. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. – М.: Филиал Воениздат, 2007. – 480 с.
57. Пат. 2326788 РФ. Системы автоматического управления креном высокоманевренного самолета. Оpubл. 17.11.2006. URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2326788> (дата обращения 25.05.2016).
58. Пат. 2459230 РФ. Система автоматического управления полетом высокоманевренного летательного аппарата. Оpubл. 20.08.2012. URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2326788> (дата обращения: 25.05.2016).
59. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. – М.: Машиностроение, 1976. – 184 с.
60. Елисеев В.Д. Модально-инвариантные системы управления. // Автоматика и телемеханика. – 1978. – № 11. – С. 26–34.
61. Елисеев В.Д., Комаров А.К. Модально-инвариантные системы управления. – М.: Изд-во МАИ, 1983. – 69 с.
62. Елисеев В.Д., Комаров А.К. Многомерные модально-инвариантные системы управления. – М.: Изд-во МАИ, 1989. – 32 с.
63. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация: Пер. с англ. – М.: Мир, 1985. – 509 с.
64. Пат. 2325305 РФ. Система управления полетом высокоманевренного самолета. Оpubл. 26.10.2006.
65. Руководство по стандартной атмосфере ИКАО. – ИКАО, 1993. – 305 с.
66. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике (для научных работников и инженеров). – М.: Наука, 1973 г. – 832 с.
67. Ведров В.С., Тайц М.А. Летные испытания самолетов. – М.: Оборонгиз, 1951. – 484 с.
68. Пономаренко А.В. и др. Интеллектуальные интерактивные учебно-тренировочные комплексы. – М.: Филиал Воениздат, 2006. – 260 с.