

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)

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2017

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Елисеев Валерий Дмитриевич**,
кандидат технических наук, доцент,
Московский Авиационный Институт
(национальный исследовательский университет)

Официальные оппоненты: **Воробьев Александр Владимирович**,
доктор технических наук, Генеральный директор –
Генеральный конструктор
АО «Научно-исследовательский институт
авиационного оборудования»

Ткаченко Олег Иванович,
кандидат технических наук,
начальник отдела НИО-15 НИК-21
ФГУП «ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского»

Ведущая организация: АО Московский научно-производственный
комплекс «Авионика» имени О.В. Успенского

Защита состоится «14» сентября 2017 г. в 16-00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 при Московском Авиационном Институте (национальном исследовательском университете) по адресу:

125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: http://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=80730.

Автореферат разослан «___» _____ 20__ г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.12
кандидат технических наук



Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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.

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° , если текущий угол крена по модулю больше 90° , и равен 0° в противоположном случае. Для 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» (АО «РСК «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 полноразмерном стенде систем управления Инженерного Центра «ОКБ им. А.И. Микояна».

По теме диссертации опубликовано восемь работ [1 – 8], из них четыре в рецензируемых изданиях, определённых ВАК Минобрнауки РФ, 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.

Автор выражает благодарность научному руководителю, доценту, к.т.н. Елисееву В.Д. и к.т.н. Кисину Е.Н. за помощь в работе над диссертацией, Орлову С.В. и Юдису С.Р. за консультации и ценные практические советы.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ ДИССЕРТАЦИИ

Во введении дана общая характеристика работы, сформулированы актуальность и цель проводимых исследований, их научная новизна и практическая ценность, отражены основные научные положения, выносимые на защиту, приведены сведения об апробации полученных результатов, данные о структуре и объеме диссертационной работы.

Первая глава посвящена рассмотрению проблемы столкновения с землей в управляемом полете, обзору и анализу известных систем предупреждения столкновения с землей с целью определения перспективного направления разработки системы.

Катастрофы, причиной которых стало столкновение с землей, приводят к большому количеству человеческих жертв и существенным финансовым убыткам и остаются категорией происшествий с высокой степенью риска для летательных аппаратов гражданской и военной авиации.

Для эффективного определения потенциально опасного сближения с земной поверхностью необходимо осуществить прогнозирование траектории движения летательного аппарата относительно рельефа местности. Такое прогнозирование зависит от принятой гипотезы дальнейшего движения ЛА. Для высокоманевренных ЛА, пилотируемых вблизи земли и резко изменяющих направление движения, перспективным является подход, связанный с прогнозированием траектории, по которой будет двигаться ЛА при выполнении заранее определенного маневра, направленного на уклонение от столкновения с землей. Такое прогнозирование необходимо осуществлять путем интегрирования дифференциальных уравнений движения математической модели замкнутой системы «летательный аппарат – система управления» с учетом ее статических и динамических характеристик. В случае обнаружения опасного сближения с землей система должна автоматически активироваться и выполнить маневр уклонения, что позволяет исключить влияние человеческого фактора на процесс вывода ЛА из опасной ситуации.

Во второй главе определены исходные данные, необходимые для разработки системы предупреждения столкновения с землей, предложен способ формирования астатических систем управления на основе модально-инвариантной подсистемы. На примере синтеза перспективного контура управления нормальной перегрузкой с функцией ограничения допустимого угла атаки проиллюстрировано применение предложенного способа.

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 полагаются известными и учитываются при разработке системы.

Чем меньше вариация характеристик переходных процессов контуров управления, тем легче осуществить упрощенное описание системы для прогнозирования поведения ЛА. Для повышения инвариантных свойств систем управления современных ЛА, динамические характеристики которых изменяются в широких пределах, предложен *способ формирования астатических систем* на основе модально-инвариантной подсистемы с интегрирующим свойством, позволяющий получить астатизм по управляющим и возмущающим воздействиям, а также пониженную чувствительность к вариациям параметров объекта управления. Отличительной особенностью способа является то, что при таком построении системы отпадает необходимость в традиционном добавлении интегрирующего устройства в контур управления.

Согласно известному методу модально-инвариантного управления для получения статической системы для объекта управления, движение которого описывается уравнением вида $\dot{y} = Ay + B\delta$, где y – n -мерный вектор переменных состояния, A и B – матрицы параметров объекта, δ – скалярное отклонение управляющего органа, приводимого в движение астатическим исполнительным устройством ($\delta = W(p)u$, u – управляющий сигнал, $W(p)$ – передаточная функция); формируется модель объекта с приближенно известными матрицами параметров A_m и B_m

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

и закон управления в виде

$$u = -My_m - N(y - y_m) + Gx,$$

Динамика системы определяется тремя матрицами коэффициентов усиления, для расчета которых известны матричные формулы:

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

$$l^T = -[1, \dots, 1] \left\{ [(\lambda_1 E - A_m)^{-1}]^T M^T, \dots, [(\lambda_n E - A_m)^{-1}]^T M^T \right\}^{-1}; \quad (2)$$

$$N = -[1, \dots, 1] [(\lambda_{n+1} E - A_m)^{-1} l, \dots, (\lambda_{n+n} E - A_m)^{-1} l]^{-1}; \quad (3)$$

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.

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 по желаемым корням характеристического уравнения эталонного контура статической системы с использованием формулы (1) определяется матрица $M = [M_1, \dots, M_n]$. Коэффициент M_n представляется в виде

$$M_n = M_{\text{разм}} + M_{\text{зам}}, \quad (4)$$

где $M_{\text{разм}}$ вычисляется путем замены в характеристическом многочлене статической системы коэффициента M_n на коэффициент $M_{\text{разм}}$ и подстановки нулевого корня, т.е. из уравнения: $1 + [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}](-A_M)^{-1} B_M = 0$.

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

Характеристическое уравнение эталонного контура подсистемы окажется сформированным в виде $W^{-1}(\lambda) + [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}](\lambda E - A_M)^{-1} B_M = 0$. 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 формулу (2), полагая $M = [M_1, \dots, M_{n-1}, M_{\text{разм}}]$. Матрицу N можно вычислить по формуле (3), 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. Чем больше элементы матрицы N , тем сильнее стабилизируются переходные процессы относительно эталонного при разбросе параметров объекта.

Вычисляя рассогласование между заданным x и измеряемым y_n значениями управляемой координаты объекта и усиливая его коэффициентом $M_{\text{зам}}$, определяемого по формуле (4), осуществляется замыкание подсистемы обратной связью. В результате управляющий сигнал на входе исполнительного устройства (закон управления) записывается в виде

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

В третьей главе раскрывается состав системы предупреждения столкновения с землей, выполнена разработка алгоритма управления ЛА при выполнении маневра уклонения, предложена методика формирования и определения параметров упрощенной математической модели движения замкнутой системы «летательный аппарат – система управления», позволяющей прогнозировать траекторию движения при выполнении маневра уклонения.

Основными элементами системы являются алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей и алгоритмы прогнозирования траектории движения и активации системы.

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. Последовательность выполнения маневра уклонения регулируется разработанной логикой формирования признаков управления.

При выполнении *первой фазы маневра* на основе анализа уравнений движения летательного аппарата предложена концепция применения двух стратегий управления. Это позволяет на этапе прогнозирования траектории движения выбрать ту стратегию управления, которая приводит к меньшей потере высоты за выполнение маневра уклонения. 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 γ_1 , называемого *углом упреждения по крену*, то отрабатывается минимальная перегрузка, возможная при автоматическом управлении, в противоположном случае – максимальная 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 (значения максимальной и минимальной нормальной перегрузки, допустимой при автоматическом управлении) и различие начальных условий по нормальной перегрузке оказывают малое влияние на смещение угла упреждения по крену γ_{1b} , при котором достигается *наименьшая потеря высоты* за выполнение маневра уклонения. Доминирующее влияние на значение угла упреждения по крену γ_{1b} , при котором достигается *наименьшая потеря высоты*, оказывает соотношение

быстродействия контура обработки нормальной перегрузки и величины угловой скорости крена, развиваемой при автоматическом управлении.

В качестве характеристики названного соотношения введен безразмерный коэффициент $K_k = T_{n_y} \omega_x^{AY} / 30$, где T_{n_y} – постоянная времени контура обработки нормальной перегрузки, ω_x^{AY} – располагаемая угловая скорость крена. *Определена зависимость $\gamma_1 = f(K_k)$* , позволяющая для конкретного летательного аппарата выбрать значение угла упреждения по крену, при котором потеря высоты за маневр уклонения будет близка к минимальной. При этом при малых отклонениях угла упреждения по крену γ_1 от вычисленного по предложенной зависимости различия в величинах потери высоты остаются малыми. На рисунке 1 представлена зависимость $f(K_k)$ и значения угла упреждения по крену γ_{1b} для различных начальных углов наклона траектории.

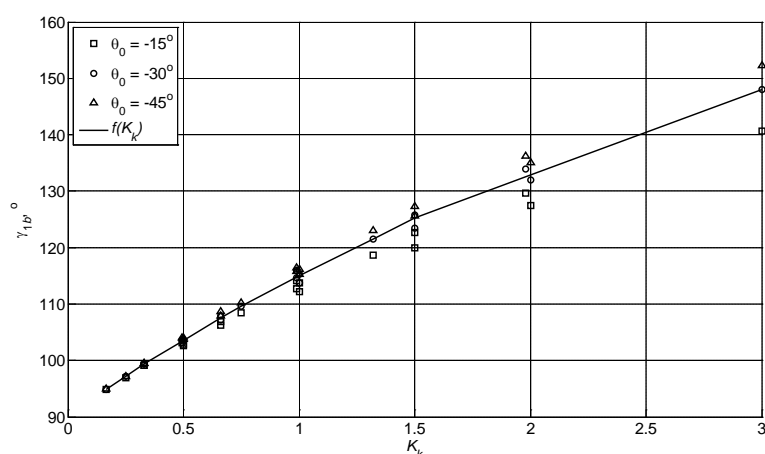


Рисунок 1 – Зависимость $\gamma_1 = f(K_k)$

Заданное значение угла крена при использовании первой стратегии составляет 0° . При активации системы предупреждения столкновения с землей при начальных значениях угла крена близких по модулю к 180° сформирована логика обработки текущего угла крена, позволяющая осуществить выбор направления вращения вокруг продольной оси с учетом текущего положения и быстродействия контура обработки угловой скорости крена. Это позволяет сократить время приведения плоскости симметрии летательного аппарата к вертикальной плоскости и, как следствие, сократить величину потери высоты за автоматический маневр уклонения.

Вторая стратегия управления заключается в одновременной обработке максимальной нормальной перегрузки и обработке заданного угла крена таким образом, чтобы выполнить фигуру пилотажа «переворот» (при этом заданный угол крена составляет 180° , если текущий угол крена по модулю больше 90° , и заданный угол крена равен 0° в противоположном случае).

На рисунке 2 представлена качественная картина изменения величин 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.

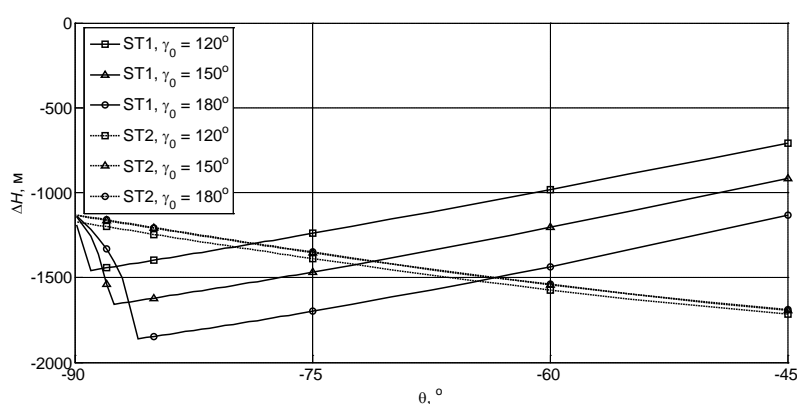


Рисунок 2 – Разница в потере высот при вариации параметров

Применение второй стратегии управления при больших по модулю начальных углах крена и тангажа позволяет существенно уменьшить величины потери высот за маневр уклонения. Преимущество по величине потери высоты за маневр уклонения 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.

Управление скоростью полета при выполнении первой фазы маневра уклонения осуществляется путем изменения режима работы двигателя. 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.

На второй фазе маневра уклонения осуществляется набор высоты и перевод ЛА в горизонтальный полет с последующей стабилизацией набранной высоты. Для выполнения этих элементов использованы алгоритмы управления вертикальной скоростью полета и высотой полета.

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

Для прогнозирования траектории движения непосредственно на борту ЛА необходимо сформировать математическую модель замкнутой системы «ЛА – система управления». Использование в качестве нее полной математической модели ЛА и внутренних контуров управления, применяемой при проектировании систем управления, имеет серьезные технические трудности из-за требования значительных затрат времени на вычисления.

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 упрощенными дифференциальными уравнениями движения ЛА с учетом начальных значений позволяет определить характер изменения скорости, траекторных углов и траекторных координат. Возможность аппроксимации характеристик переходных процессов обеспечивается, в частности тем, что разработчиками систем управления закладываются достаточно стабильные, близкие к инвариантным, характеристики работы контуров управления на различных режимах полета.

Упрощенные дифференциальные уравнения движения ЛА имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_{x_a} - \sin \theta), & \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_{y_a} \cos \gamma - \cos \theta), & \frac{d\Psi}{dt} &= -\frac{1}{\cos \theta} \frac{g}{V} n_{y_a} \sin \gamma, \\ \frac{dX}{dt} &= V \cos \theta \cos \Psi, & \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta, & \frac{dZ}{dt} &= -V \cos \theta \sin \Psi. \end{aligned} \quad (5)$$

Для случая поиска элементов рельефа местности в некоторой области полета, в которой будет находиться ЛА после завершения маневра уклонения, дополнительно может быть определена величина L . Эта величина может быть использована в качестве размера области и определяется из четвертого уравнения системы (5) при нулевом значении угла пути: $dL/dt = V \cos \theta$.

Характеристики процессов изменения тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок и угла крена определяются по результатам математического моделирования при отработке максимальной $n_{y \max}^{AY}$ и минимальной $n_{y \min}^{AY}$ нормальных перегрузок автоматического управления, при отработке заданного угла крена, при разгоне и торможении в горизонтальном полете на максимальном и минимальном режимах работы двигателя. Полученные установившиеся (располагаемые) значения нормальной скоростной n_{y_a} и тангенциальной n_{x_a} перегрузок, время переходных процессов $t_{\text{пп}}$ и перерегулирование σ при отработке нормальной перегрузки; максимальная и минимальная величины развиваемой тангенциальной перегрузки при разгонах и торможениях; установившиеся (располагаемые) значения угловой скорости крена $\omega_x^{\text{расп}}$, время переходного процесса $t_{\text{пп}}$ и перерегулирование σ при отработке заданного угла крена аппроксимируются кусочно-линейными функциями в зависимости от приборной скорости, высоты полета. Следует отметить, что аппроксимация характеристик может быть также проведена в зависимости от массы и других параметров ЛА. Общий вид названных характеристик в зависимости от приборной скорости $V_{\text{пр}}$ на фиксированной высоте полета представлен на рисунке 3.

Аппроксимация динамики изменения перегрузок и угла крена достигается использованием динамических звеньев, минимальный порядок и значение параметров которых определяются исходя из анализа вида переходных процессов и найденных динамических характеристик.

Важным преимуществом предлагаемого подхода является то, что используемые статические и динамические характеристики зависят от приборной скорости (вычисляемой по информации об истинной скорости и высоте полета) и высоты полета. В результате этого в процессе прогнозирования траектории движения будут учтены изменения в характеристиках (располагаемых и допустимых) замкнутой системы «летательный аппарат – система управления», которые могут возникнуть в процессе выполнения маневра уклонения, что позволяет повысить точность прогнозирования траектории.

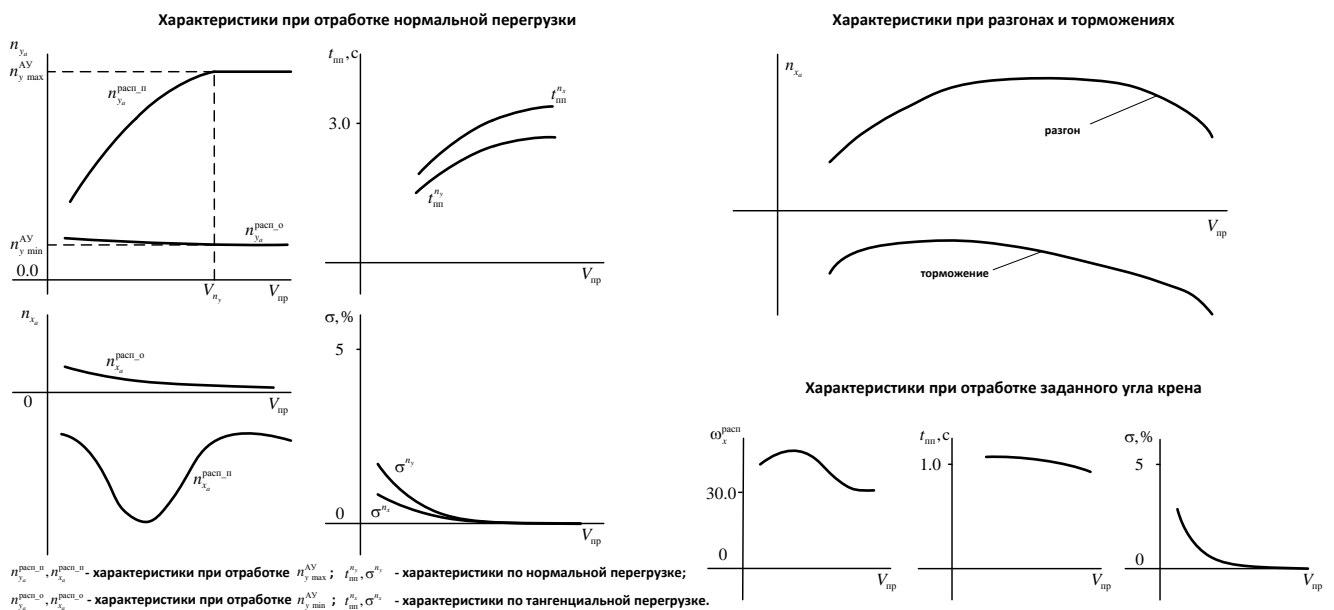


Рисунок 3 – Статические и динамические характеристики при выполнении элементов маневра уклонения

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

Интегрирование дифференциальных уравнений выполняется при помощи известных численных методов. Определение шага интегрирования $h_{\text{инт}}$ осуществляется с учетом динамических характеристик бортовой модели. В качестве времени $t_{\text{прог}}$, на которое осуществляется прогнозирование, должно быть

приближенно с запасом принято время, за которое летательный аппарат завершает первую фазу маневра уклонения на всех режимах.

Результатом интегрирования является спрогнозированная траектория (координаты X , H , Z), высота завершения маневра уклонения (минимальное значение прогнозируемой высоты) и размер области L , в которой будет находиться ЛА после завершения первой фазы маневра уклонения.

При оценке близости земли и определении момента активации системы в работе рассматривается случай, когда граничная высота $H_{гр}$ (высота, снижение ниже которой считается небезопасным) задана заранее в некоторой области полета. *Активация* автоматической системы предупреждения столкновения с землей в таких условиях осуществляется в случае, если обе прогнозируемые высоты завершения первой фазы маневра уклонения при использовании первой $H_{прог1}$ и второй $H_{прог2}$ стратегий управления меньше граничной, т.е. при выполнении условия:

$$\max(H_{прог1}, H_{прог2}) \leq H_{гр} + H_{\varepsilon}.$$

При этом выполнение маневра уклонения осуществляется по стратегии, приводящей к меньшей потере высоты.

Компенсационная высота H_{ε} вводится для компенсации ошибок прогнозирования и определяется по выражению $H_{\varepsilon} = H_{\varepsilon ст} + (T_{п} + K_{и} h_{инт}) V_y$, где $H_{\varepsilon ст}$ – статическая составляющая ошибки, $T_{п}$ – расчетный период, за который осуществляется расчет прогнозируемых траекторий, $K_{и}$ – постоянный коэффициент.

Для повышения точности определения момента активации системы расчетный период должен быть по возможности уменьшен. Его величина зависит от конкретных вычислительных мощностей бортового вычислителя ЛА.

Функционирование системы предупреждения столкновения с землей заключается в следующем. На каждом расчетном периоде осуществляется прогнозирование траекторий движения и определение высот завершения маневра уклонения при использовании первой и второй стратегий управления и

выполняется проверка на возможность выполнения маневра уклонения при текущих начальных условиях без пересечения граничной высоты. Производится выбор стратегии управления, приводящей к меньшей потере высоты. В случае обнаружения опасной близости земли вырабатывается признак на активацию системы. После активации системы согласно алгоритму управления осуществляется автоматическое выполнение маневра уклонения с учетом выбранной стратегии. Система остается активной во время первой фазы маневра уклонения и набора безопасной высоты, после чего возможно ее повторное срабатывание. Взаимодействие составных частей системы предупреждения столкновений с землей поясняется рисунком 4.

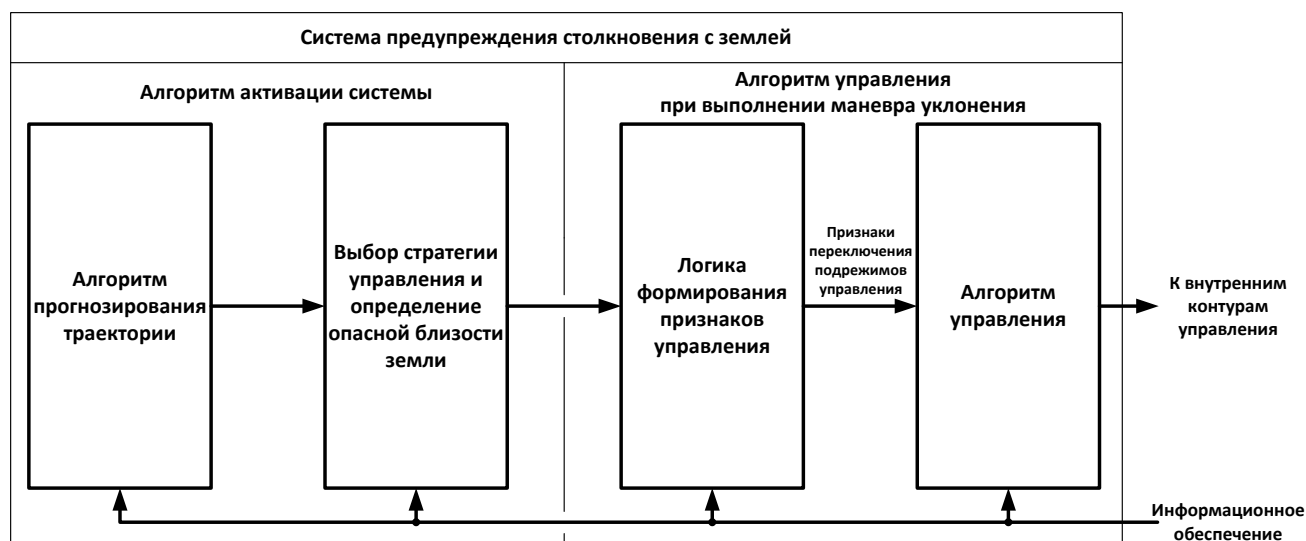


Рисунок 4 – Схема взаимодействия составных частей системы

Четвертая глава содержит результаты моделирования системы на полномасштабном стенде систем управления (ПРСУ).

Для проверки работоспособности предлагаемой системы предупреждения столкновения с землей и проведения математического моделирования выбраны параметры системы по характеристикам самолета МиГ-29К согласно предложенной методике, выполнена ее интеграция в математическую модель существующих алгоритмов автоматического управления названного самолета.

Исследование работы системы проведено на ПРСУ, в состав которого входят: математические модели самолета и его систем ручного и автоматического управления; имитаторы органов управления самолетом, кнопок переключения режимов. Средствами ПРСУ создаются управляющие воздействия, аналогичные

действиям летчика в полете, и, тем самым, обеспечивается имитация управления самолетом в широком диапазоне изменения режимов и этапов полета.

При проверке системы предупреждения столкновения с землей проведен большой объем математического моделирования. Испытательные реализации выполнялись на различных режимах полета, при разных начальных условиях (по вертикальной скорости, углам крена и тангажа, перегрузке), при различных манерах ввода летательного аппарата в снижение летчиком (оператором).

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. Учитывая, что при выполнении маневра уклонения используется максимальная нормальная перегрузка, допустимая при автоматическом управлении, следовательно, размер области, где система предупреждения столкновения с землей вмешивается в управления ЛА, близка к минимальной.

При математическом моделировании продемонстрирована возможность компенсации ошибок измерения датчиков первичной информации путем смещения начальных условий на величины максимальных ошибок в расчете на худший случай, а также возможность компенсации ветровых воздействий 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.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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 самолет из опасной ситуации.

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.

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

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 высоты, где управление может быть безопасно передано летчику.

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.

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.

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.

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.

Последующее развитие системы и расширение ее возможностей связано с использованием информации о рельефе местности.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В изданиях из Перечня ВАК Минобрнауки РФ:

1. Евдокимчик Е.А. Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра. «Труды МАИ». Выпуск № 80, 2015.
2. 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.
3. 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, 2016.
4. Евдокимчик Е.А. Алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей. «Труды МАИ». Выпуск № 92, 2017.

В других изданиях:

5. 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.
6. Евдокимчик Е.А., Елисеев В.Д. Учет маневренных характеристик летательного аппарата при формировании маневра уклонения от столкновения с землей. Гагаринские чтения – 2016: XLII Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: В 4 т. Т. 2. – М.: МАИ, 2016. – с. 51-52.
7. 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.
8. Пат. 2570127 РФ. Способ формирования астатических систем управления объектами с неопределенными параметрами на основе встроенных моделей и модальной инвариантности. Опубл. 10.12.2015.