

Алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей

Евдокимчик Е.А.

Российская самолетостроительная корпорация «МиГ»,

1-й Боткинский проезд, 7, Москва, 125284, Россия

e-mail: obstwasser@mail.ru

Аннотация

В работе рассматривается алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения от столкновения с землей, предназначенный для летательного аппарата самолетного типа, имеющего контуры управления нормальной перегрузкой и углом крена. Для прекращения снижения предложена концепция использования двух стратегий управления. Определена зависимость, позволяющая по соотношению быстродействия контуров управления нормальной перегрузкой и углом крена конкретного летательного аппарата выбрать значение параметров алгоритма управления. Сформирована логика работы и структурная схема алгоритма управления.

Ключевые слова: алгоритм управления, уклонение от столкновения с Землей.

Введение

Столкновение с землёй в управляемом полёте (англ. *Controlled flight into terrain*), авиационное происшествие, в ходе которого исправное воздушное судно,

управляемое экипажем в штатном режиме, сталкивается с земной, водной поверхностью или неподвижными препятствиями, не являющимися другими самолётами [1]) остается серьезной проблемой для летательных аппаратов (ЛА) гражданской и военной авиации.

При действиях вблизи земли, в стрессовых ситуациях и в условиях постоянного изменения располагаемой и допустимой перегрузок для летчика затруднительно адекватно оценить маневренные возможности и степень безопасности выполняемых маневров. Возникает необходимость в создании систем, непрерывно определяющих потенциально опасное сближение с землей и автоматически выполняющих маневр уклонения в случае угрозы безопасности.

В известных системах предупреждения столкновения с землей, предназначенных для маневренных летательных аппаратов [2 - 4], маневр уклонения состоит в приведении поперечной оси летательного аппарата к горизонту и отработке нормальной перегрузки (управление скоростью полета, осуществляемое путем изменения режима работы двигателя для повышения эффективности выполнения маневра уклонения и уменьшения радиуса кривизны траектории, описано в [3, 4] и в данной работе не рассматривается). Однако в ряде случаев (при углах тангажа близких к -90° и углах крена по модулю больше 90°) такая стратегия управления приведет к увеличению потери высоты за маневр уклонения и времени его выполнения. В [3, 4] формирование заданной нормальной перегрузки осуществляется согласно зависимости, вид которой показан на рисунке 1, где $n_{y \max}^{AY}$

и $n_{y \min}^{AY}$ - максимальная и минимальная перегрузки, допустимые при автоматическом

управлении, $\gamma_2 = 90^\circ$, величина параметра γ_1 находится в диапазоне значений от 90° до 180° . Указывается, что выбор параметра γ_1 , при котором заданное значение нормальной перегрузки начинает увеличиваться, должно осуществляться на основании динамических характеристик летательного аппарата при выполнении элементов маневра уклонения, однако рекомендаций по выбору названного параметра для конкретных характеристик ЛА не приводится.

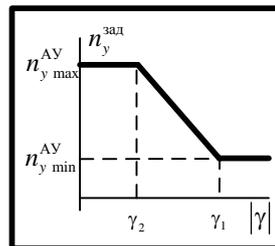


Рисунок 1 – Вид закона управления заданной нормальной перегрузкой

Основное внимание в указанных системах уделяется формированию управления, направленного на прекращение снижения летательного аппарата. При прекращении снижения летательного аппарата необходимо сформировать управляющие воздействия, направленные на возможность безопасной передачи управления летчику.

1 Разделение маневра уклонения на фазы управления

Маневр уклонения от столкновения с землей можно разделить на две фазы. Первая фаза состоит в прекращении снижения ЛА. После прекращения снижения, в нижней точке траектории ЛА будет обладать значительной нормальной перегрузкой. Элементы маневра второй фазы направлены 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 $H_{гр}$ (высоту, снижение ниже которой считается небезопасным) на определенную безопасную величину ΔH_0 .

2 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.

Определение законов управления осуществляется на основе анализа уравнений движения, имеющих вид [6, 7, 4]:

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

где V – скорость полета;

n_{x_a} , n_{y_a} , n_{z_a} – тангенциальная, нормальная скоростная, боковая перегрузки;

θ , Ψ , γ_a – угол наклона траектории, угол пути, скоростной угол крена;

X , H , Z – координаты ЛА.

Для предотвращения столкновения с землей необходимо сформировать управляющие воздействия, направленные на создание положительной вертикальной скорости $\frac{dH}{dt}$. Из пятого уравнения (1) видно, что производная $\frac{dH}{dt}$ будет положительной при положительном значении угла наклона траектории. Из второго уравнения (1) 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 -180° до 180° , диапазон измерения угла наклона траектории составляет от -90° до 90° . Величины углов имеют следующую особенность: при достижении значения угла наклона траектории -90° 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.

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 γ_a по модулю более 90° отработка нормальной перегрузки будет приводить к росту отрицательного угла наклона траектории, что не согласуется с целью управления. Эта стратегия управления соответствует алгоритмам управления, предложенным в [3, 4].

2) При больших по модулю начальных значениях угла наклона траектории целесообразно обрабатывать заданный угол крена 180° (-180°) и положительную нормальную перегрузку. В этом случае после достижения угла наклона траектории -90° 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° .

При формировании алгоритмов управления будем считать, 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.

2.1 Формирование заданного значения нормальной перегрузки

При использовании первой стратегии управления формирование заданной перегрузки осуществляется согласно зависимости, вид которой показан на рисунке 1. В системах, рассматриваемых в [3, 4], в качестве значения параметра γ_2 принимается 90° , а выбор параметра γ_1 , при котором заданное значение нормальной перегрузки начинает увеличиваться, должен осуществляться на основании динамических характеристик летательного аппарата при выполнении маневра

уклонения. Таким образом, величина заданной нормальной перегрузки линейно нарастает по мере уменьшения угла крена. Уменьшение времени отработки нормальной перегрузки может быть достигнуто при ступенчатом формировании заданного сигнала. Это обеспечивается при выполнении условия $\gamma_2 = \gamma_1$.

Исследования, направленные на выявление влияния параметров алгоритма управления и начальных условий на величину потери высоты при выполнении маневра уклонения, приводимые ниже, аналогичны исследованиям [4] и являются их логическим продолжением. Исследуемый диапазон по параметру γ_1 увеличен до 180° .

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

$$\frac{dn_{y_a}}{dt} = -\frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a} + \frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a}^{\text{зад}}. \quad (2)$$

Изменение скоростного угла крена будем считать происходящим с постоянной угловой скоростью ω_x^{AY} от начального значения γ_0 до нулевого значения, то есть

$$\frac{d\gamma_a}{dt} = -\omega_x^{\text{AY}} \cdot \text{sign}(\gamma_a). \quad (3)$$

Математическую модель для определения величины потери высоты ΔH получим путем объединения второго и пятого уравнений системы (1) (с учетом $n_{z_a} \approx 0$), уравнений (2) и (3):

$$\begin{aligned}
\frac{dn_{y_a}}{dt} &= -\frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a} + \frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a}^{\text{зад}}, \\
\frac{d\gamma_a}{dt} &= -\omega_x^{\text{AY}} \cdot \text{sign}(\gamma_a), \\
\frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V} (n_{y_a} \cos \gamma_a - \cos \theta), \\
\frac{dH}{dt} &= V \sin \theta.
\end{aligned} \tag{4}$$

Исследование влияния параметра γ_1 на величину потери высоты проведем следующим образом. Для фиксированного набора начальных значений V , $n_{y_{a0}}$, γ_{a0} , θ_0 , H_0 и параметров контуров автоматического управления ω_x^{AY} и T_{n_y} , $n_{y_{\max}}^{\text{AY}}$, $n_{y_{\min}}^{\text{AY}}$ для различных значений параметра γ_1 (γ_1^i , $i=1..n$), решая систему дифференциальных уравнений (4) до выполнения условия $\theta \geq 0$, определим величины потерь высоты ΔH^i . При тех же начальных значениях и параметрах контуров автоматического управления методами численной оптимизации (например, методом золотого сечения [8]) определим минимальную потерю высоты ΔH^{\min} и значение параметра γ_1 , при котором она достигается, обозначим его γ_{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 γ_{1b} , при котором потеря высоты минимальна для данных начальных условий и параметров контуров автоматического управления. Изменяя набор значений V , $n_{y_{a0}}$, γ_{a0} , θ_0 , H_0 , ω_x^{AY} , T_{n_y} , $n_{y_{\max}}^{\text{AY}}$, $n_{y_{\min}}^{\text{AY}}$ можно определить их влияние на величину γ_{1b} .

Как отмечалось ранее, значения параметра γ_1 лежат в диапазоне от 90° до 180° . 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 (4) будет равна конечной высоте H_k . При определении параметра γ_{1b} воспользуемся методом золотого сечения с заданной точностью 0.5° .

Исследования проводились для следующих наборов параметров:

- при величинах располагаемых угловых скоростей крена ω_x^{AY} , градус/с: 15, 30, 45, 60, 90;
- при постоянных времени контура отработки нормальной перегрузки T_{n_y} , с: 0.33, 0.50, 0.66, 1.00;
- при начальных значениях угла наклона траектории θ , градус: -15, -30 -45;
- при постоянных скоростях полета V , м/с: 100, 200, 300;
- при линейном убывании скорости полета от начального значения 300 м/с с темпом -20 м/с^2 с ограничением по минимальному значению 100 м/с, при линейном нарастании скорости полета от начального значения 100 м/с с темпом 20 м/с^2 с ограничением по максимальному значению 300 м/с;
- при значениях статических характеристик контура отработки нормальной перегрузки $n_{y \max}^{AY} = 5.0$, $n_{y \min}^{AY} = 0.5$; $n_{y \max}^{AY} = 3.0$, $n_{y \min}^{AY} = 0.5$; $n_{y \max}^{AY} = 7.0$, $n_{y \min}^{AY} = 0.5$;
 $n_{y \max}^{AY} = 5.0$, $n_{y \min}^{AY} = 1.0$; $n_{y \max}^{AY} = 5.0$, $n_{y \min}^{AY} = -0.5$;

- при начальных значениях 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 2 в качестве примера 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 значения γ_1 при начальных значениях угла наклона траектории -15° , -30° , -45° ; при располагаемых угловых скоростях крена $15^\circ/\text{с}$, $30^\circ/\text{с}$, $60^\circ/\text{с}$; при постоянных времени контура отработки нормальной перегрузки 0.66 с, 0.50 с, 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 -15° , обозначены линиями с квадратными маркерами, -30° - линиями с треугольными маркерами, -45° - линиями с круглыми маркерами.

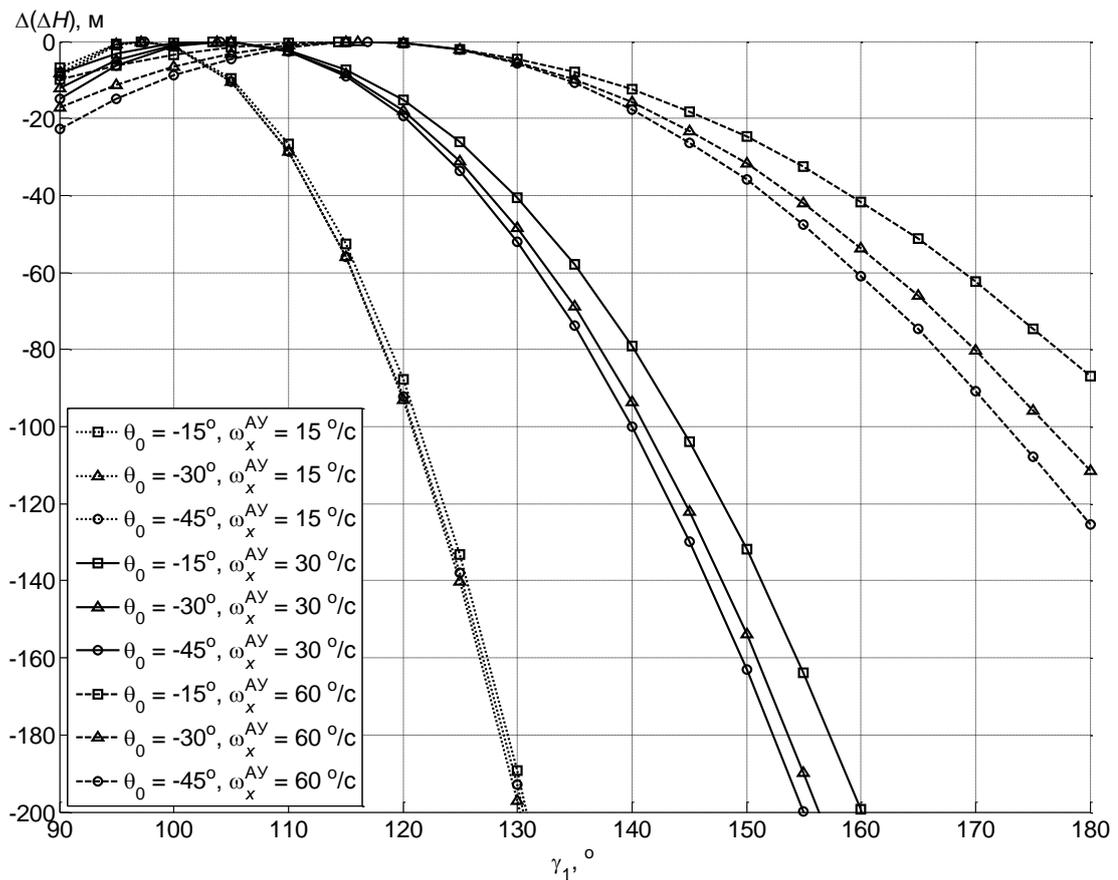


Рисунок 2 – Разница в потере высот при вариации параметров ($T_{n_y} = 0.50$ с)

Проведенные исследования показали, что различия в начальных значениях угла наклона траектории, изменение скорости полета, вариации статических характеристик контура отработки нормальной перегрузки и начальных условий по нормальной перегрузке оказывают малое влияние на смещение значения параметра алгоритма управления γ_{1b} , при котором достигается наименьшая потеря высоты. Доминирующее влияние на величину γ_{1b} оказывает соотношение быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и величины угловой скорости крена, развиваемой при автоматическом управлении, что подтверждает исследования, выполненные в [4].

Для определения параметра γ_1 для конкретного летательного аппарата, 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° с угловой скоростью крена, развиваемой при автоматическом управлении, которое составит $90/\omega_x^{AY}$. Тогда безразмерный коэффициент K_k будет равен

$$K_k = \frac{3T_{n_y}}{90/\omega_x^{AY}}. \quad (5)$$

Для выявления зависимости параметра γ_{1b} от соотношения быстродействия контуров обработки нормальной перегрузки и угла крена определены значения параметра γ_{1b} для рассматриваемых наборов располагаемой угловой скорости крена и постоянной времени контура обработки нормальной перегрузки ($\omega_x^{AY} = 15, 30, 45, 60, 90^\circ/\text{с}$, $T_{n_y} = 0.33, 0.50, 0.66, 1.00$ с) в следующих условиях: $V = 200$ м/с, $n_{y \max}^{AY} = 5.0$, $n_{y \min}^{AY} = 0.5$, $n_{y_d 0} = 1.0$, при начальных значениях угла наклона траектории $\theta = -15^\circ, -30^\circ, -45^\circ$. На рисунке 3 представлена зависимость параметра γ_{1b} от коэффициента K_k для рассмотренных случаев. Как видно, с уменьшением коэффициента K_k (увеличение быстродействия контура обработки нормальной перегрузки и уменьшение развиваемой угловой скорости крена)

величина параметра γ_{1b} приближается к значению 90° , с ростом коэффициента K_k (уменьшение быстродействия контура отработки нормальной перегрузки и увеличение развиваемой угловой скорости крена) величина параметра γ_{1b} смещается в сторону больших значений. Из графиков следуют очевидные граничные случаи: при быстродействии контура нормальной перегрузки, намного превышающей быстродействие контура отработки крена, целесообразно в качестве параметра γ_1 использовать значение 90° ; при высокой развиваемой угловой скорости крена и низком быстродействии контура отработки нормальной перегрузки целесообразно принять $\gamma_1 = 180^\circ$.

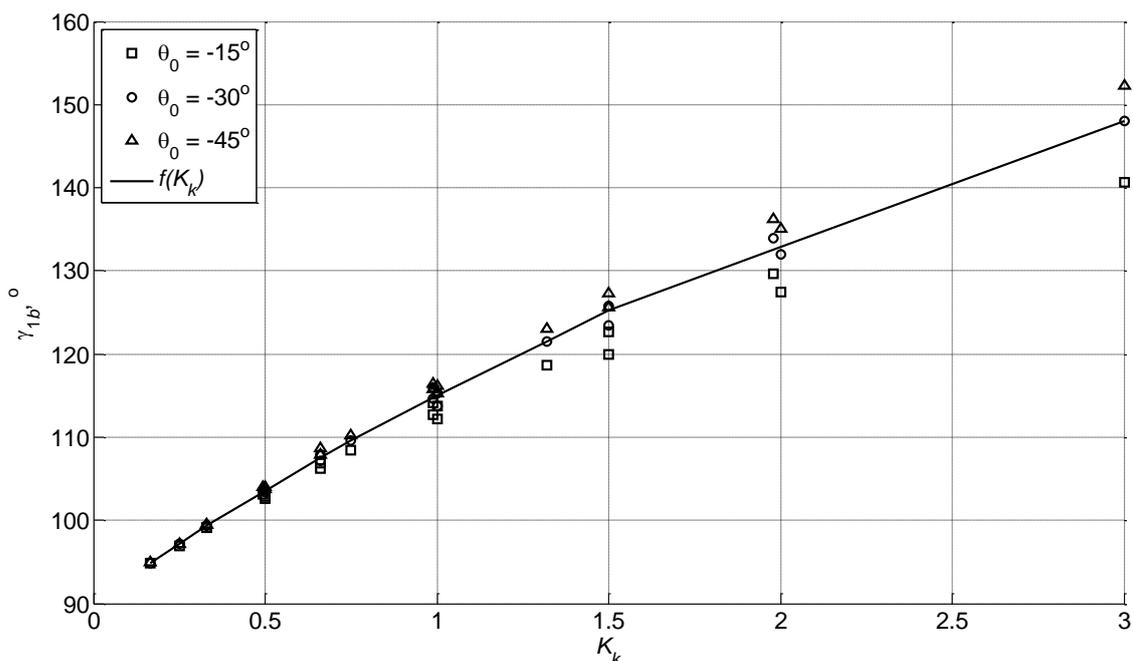


Рисунок 3 – Зависимость параметра γ_{1b} от коэффициента соотношения быстродействия контуров отработки нормальной перегрузки и угла крена

Конкретные значения начальных условий по углу наклона траектории при работе системы неизвестны. Аппроксимируем полученные данные по усредненным

значениям для начального угла наклона -30° . Будем иметь зависимость $\gamma_1 = f(K_k)$, связывающую значения параметра алгоритма формирования нормальной перегрузки и соотношение быстродействия контуров обработки нормальной перегрузки и угла крена.

Для оценки величины потери высоты при отклонениях параметра γ_1 от значения, вычисленного по зависимости $f(K_k)$, проведено математическое моделирование при отклонении данного параметра на величины -10° , -5° , 5° , 10° . Моделирование проведено в следующих условиях: $V = 200$ м/с, $n_{y \max}^{\text{AY}} = 5.0$, $n_{y \min}^{\text{AY}} = 0.5$, $n_{y_a 0} = 1.0$, при начальных значениях угла наклона траектории -15° , -30° , -45° .

На рисунках 4 и 5 представлены величины разницы потери высоты в абсолютном выражении и процентном по отношению к общей величине потери высоты за маневр уклонения при отклонении параметра γ_1 от вычисленного по зависимости $f(K_k)$ на -10° и 5° соответственно. Величина разницы в потере высоты остается малой и при отклонении параметра γ_1 на величину $\pm 5^\circ$ не превышает 0.5 % от потери высоты при $\gamma_1 = f(K_k)$, при отклонении на величину $\pm 10^\circ$ не превышает 1.5 %. Для летательных аппаратов, у которых соотношение быстродействия контуров управления нормальной перегрузкой и углом крена менее 1.0, в качестве значения параметра γ_1 может использоваться величина 90° , так как отличие потери высоты от минимальной невелико и сравнимо с точностью определения высоты.

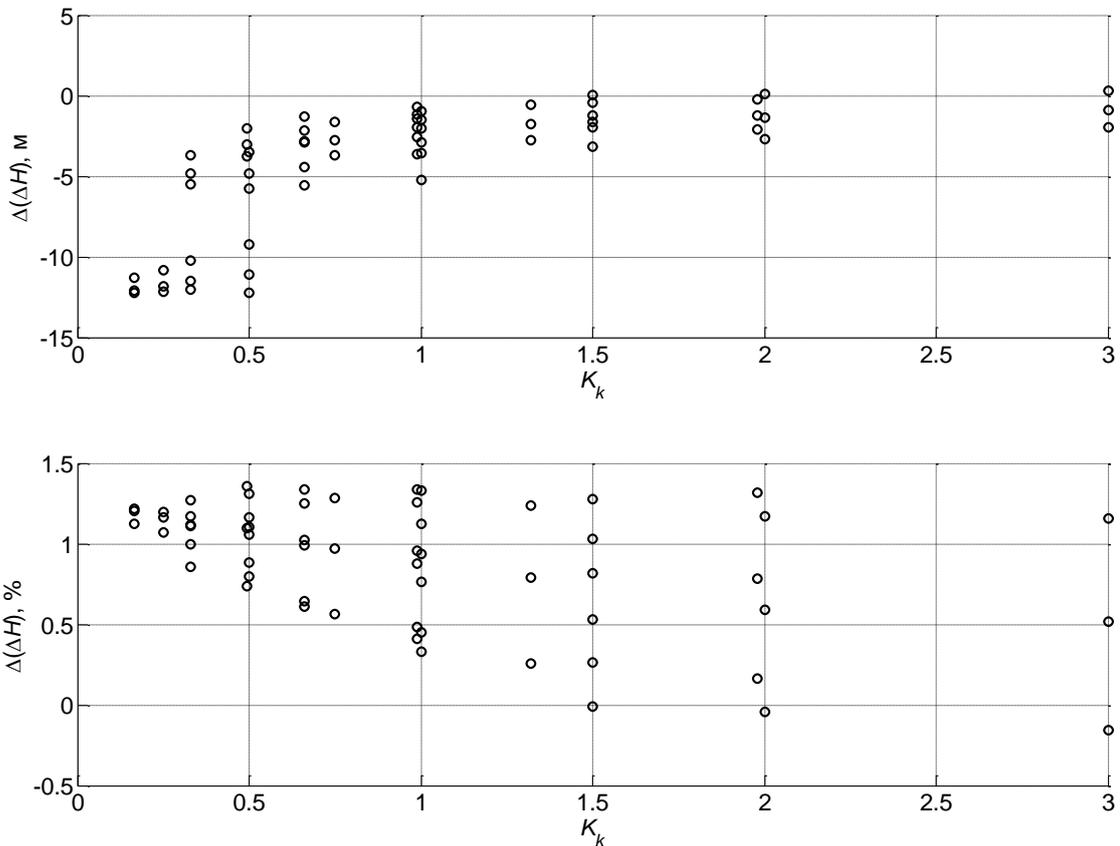


Рисунок 4 – Разница в потере высоты при $\gamma_1 = f(K_k) - 10$

Рисунок 5 – Разница в потере высоты при $\gamma_1 = f(K_k) + 5$

Непосредственно измеряемыми координатами на борту являются углы ψ , ϑ и γ . При малых углах атаки и скольжения угол крена γ мало отличается от скоростного угла крена γ_a . Различия в потере высот при малых вариациях от значения γ_1 малы. Эти соображения позволяют сделать заключение о возможности использования угла крена γ в алгоритме формирования заданного значения нормальной перегрузки.

Таким образом, при использовании первой стратегии управления формирование заданного значения нормальной перегрузки осуществляется согласно зависимости рисунка 1, где $\gamma_2 = \gamma_1$. Причем величина параметра γ_1 определяется в

зависимости от коэффициента K_k конкретного летательного аппарата, характеризующего соотношение быстродействия контуров обработки нормальной перегрузки и угла крена, по зависимости $\gamma_1 = f(K_k)$, представленной на рисунке 3.

При использовании второй стратегии управления, применение которой возможно при $|\gamma_a| > 90^\circ$, для увеличения производной $\frac{d\theta}{dt}$ необходимо обрабатывать максимально возможную перегрузку, допустимую при автоматическом управлении $n_{y \max}^{AY}$ независимо от текущего значения угла крена.

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 обработки нормальной перегрузки и угла крена. По этой причине формирование предварительных условий выбора стратегии управления не представляется возможным. Выбор стратегии управления должен осуществляться при определении момента 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.

2.2 Формирование заданного значения угла крена

При использовании первой стратегии управления заданное значение угла крена составляет 0° . Управление может быть организовано аналогично выражениям, приведенным в [4], где выбор направления вращения осуществлен путем логической обработки текущего угла крена $\gamma_{л} = f(\gamma)$:

$$\gamma_{л} = \begin{cases} \text{если } |\gamma| \leq 90, & \gamma_{л} = \gamma; \\ \text{иначе если } |\gamma_0| > (180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{sign}(\gamma_0)), & \gamma_{л} = -90 \text{sign}(\gamma_0); \\ \text{иначе} & \gamma_{л} = 90 \text{sign}(\gamma_0), \end{cases} \quad (6)$$

где T_{ω_x} – постоянная времени контура отработки угла крена, характеризующая его быстродействие;

ω_{x0} – величина угловой скорости крена на начало выполнения маневра уклонения.

При использовании второй стратегии управления заданное значение угла крена составляет 180° . При вычислении рассогласования по углу крена по выражению $\Delta\gamma = \gamma - \gamma_{\text{зад}}$ скачкообразное изменение угла крена при превышении величины 180° на значение -180° приведет к неработоспособности системы. Преодоление этого затруднения может быть осуществлено согласно подходу, изложенному в патенте РФ 2326788 [9]. Суть подхода заключается в логической обработке сигнала рассогласования заданного и текущего углов крена и сводится к следующим выражениям:

$$\begin{aligned} \Delta\gamma &= \gamma - \gamma_{\text{зад}}, \\ \text{если } |\Delta\gamma| &> 180 \\ \Delta\gamma &= \Delta\gamma - 360\text{sign}(\Delta\gamma). \end{aligned} \quad (7)$$

Как указывалось ранее, после достижения угла наклона траектории значения -90° величина угла крена скачкообразно изменит свое значение на $\pm 180^\circ$, при этом его величина не будет превышать по модулю значение 90° . В этом случае необходимо перейти к отработке нулевого значения угла крена.

Управление в боковом канале при больших углах тангажа необходимо отключить, как это предложено в патенте США 4924401 [3], из-за трудности в определении угла крена в этом случае.

3 Вторая фаза маневра уклонения

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

Для стабилизации высоты полета может быть использован известный контур управления высотой [10] со статическим алгоритмом управления вида:

$$\Delta n_y^{\text{зад}} = K_H (H - H_{\text{зад}}) + K_{V_y} V_y, \quad (8)$$

где K_H и K_{V_y} - коэффициенты усиления, определяющие динамические свойства процессов стабилизации высоты.

Выделим в алгоритме управления (8) контур управления вертикальной скоростью

$$\Delta n_y^{\text{зад}} = K_{V_y} (V_y - V_{y \text{ зад}}^H), \quad V_{y \text{ зад}}^H = \frac{K_H}{K_{V_y}} (H_{\text{зад}} - H). \quad (9)$$

Эта процедура позволит осуществить при необходимости ограничение заданной величины вертикальной скорости в явном виде. Набор высоты и приведение к горизонтальному полету могут быть выполнены 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 $V_{y \text{ наб}} = VK_{\theta}$, где $K_{\theta} = \sin \theta_{\text{наб}}$. Для уменьшения влияния ветровых воздействий 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 [11]. Значение коэффициента K_{V_y} в этом случае становится зависящим от угла крена.

Используемая в алгоритме входная информация может быть получена с помощью навигационной системы (например, [12]).

4 **Логика работы и структурная схема алгоритма управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей**

Последовательность выполнения элементов маневра уклонения сводится к следующему:

1) выполняется первая фаза маневра уклонения в соответствии с первой или второй стратегией управления до момента прекращения снижения, т.е. до смены знака вертикальной скорости с отрицательного на положительный; если это произошло, то первая фаза маневра уклонения считается законченной и оценка знака вертикальной скорости больше не проводится;

2) если текущая высота меньше суммы граничной высоты и определенной безопасной величины ΔH_6 , выполняется набор высоты с постоянным углом наклона траектории $\theta_{\text{наб}}$;

3) если текущая высота больше суммы граничной высота и определенной безопасной величины ΔH_6 , выполняется приведение летательного аппарата к горизонтальному полету;

4) если вертикальная скорость и угол крена близки к нулевым значениям в течение некоторого времени $\Delta t_{гр}$, осуществляется перевод ЛА в режим стабилизации заданной высоты, при этом в качестве заданной высоты принимается высота на момент включения режима.

Обозначим выполнение первой фазы маневра уклонения признаком «УКЛОНЕНИЕ», выполнение набора высота признаком «НАБОР», выполнение приведения ЛА к горизонтальному полету признаком «ПГ», выполнение стабилизации высоты признаком «ВЫСОТА». Будем полагать, что присвоение названным признакам «1» соответствует выполнению соответствующего элемента маневра уклонения. Обозначим стратегию управления признаком «СТРАТЕГИЯ», состояние которого может быть также охарактеризовано как «0» или «1», и соответствует первой или второй стратегиям управления соответственно. Введем дополнительный признак «У1», значение которого «1» соответствует окончанию первой фазы маневра уклонения. Последовательность выполнения элементов маневра с учетом введенных признаков может быть описана с помощью блок-схемы, представленной на рисунке 6.

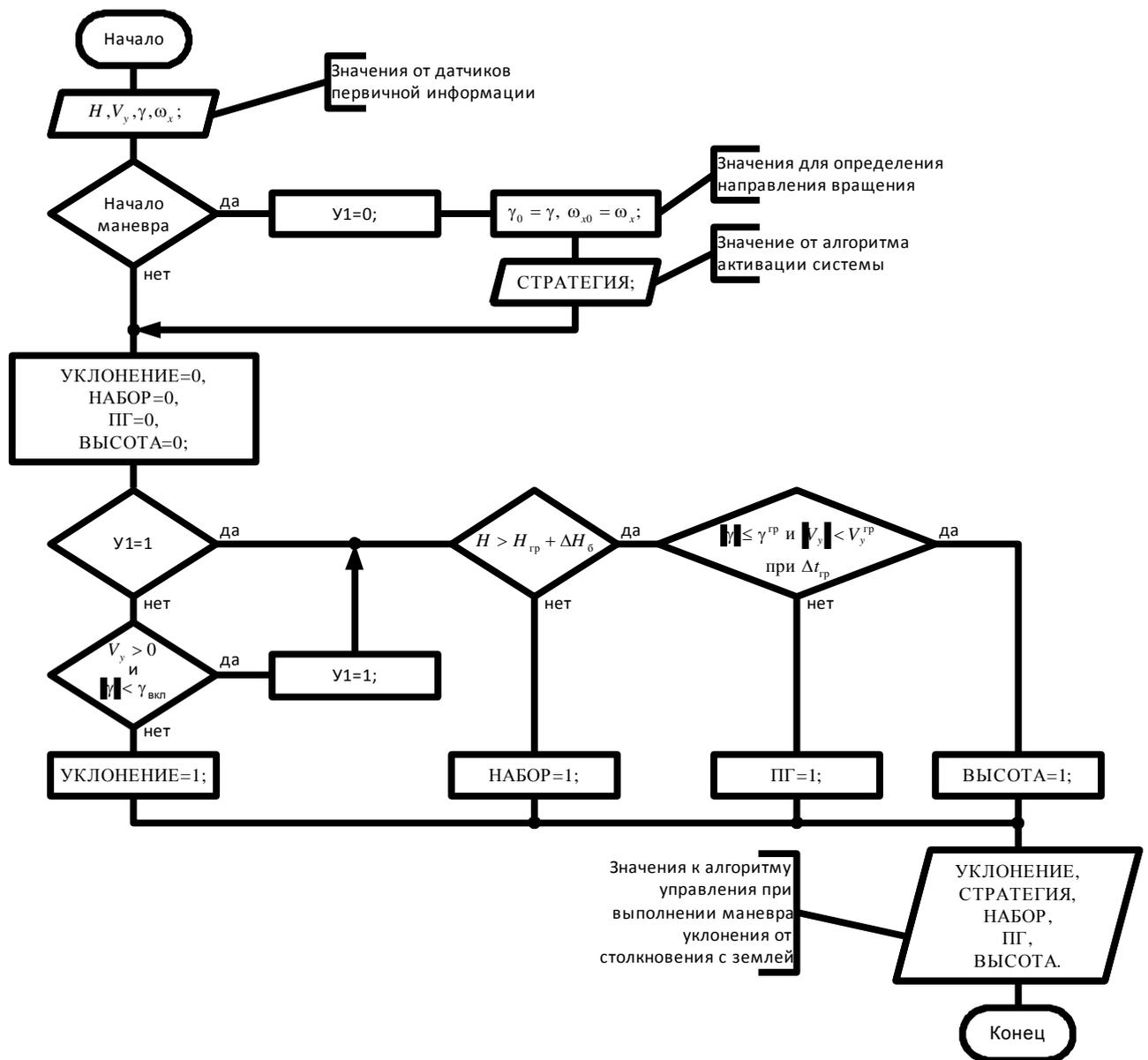


Рисунок 6 – Блок-схема логики формирования признаков при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей

С учетом сформированных признаков общая структурная схема алгоритмов управления при выполнении автоматического маневра уклонения от столкновения с землей примет вид, представленный на рисунке 7.

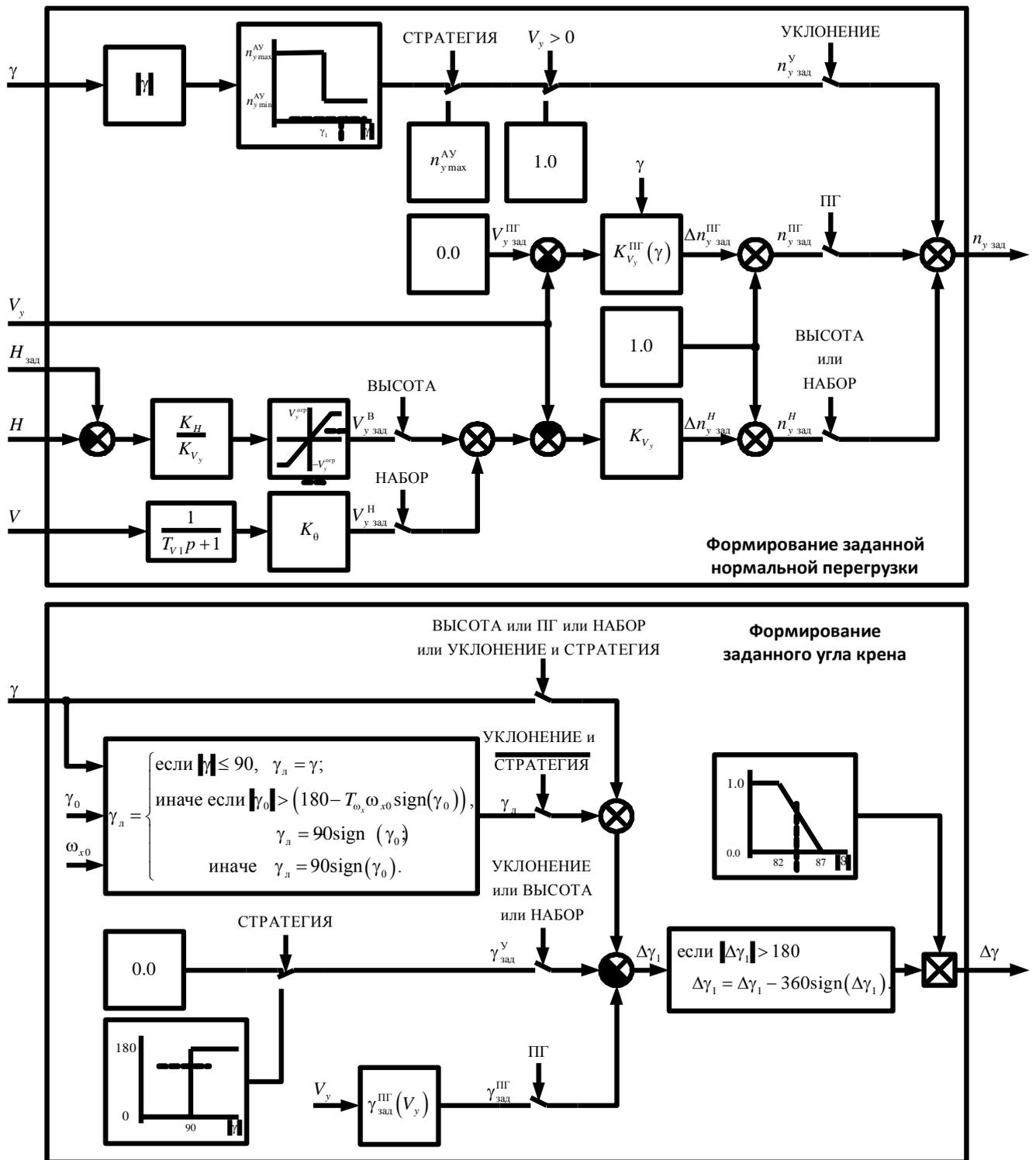


Рисунок 7 – Структурная схема алгоритмов управления при выполнении автоматического маневра уклонения от столкновения с землей

Заключение

Столкновение с землёй в управляемом полёте остается серьезной проблемой для летательных аппаратов гражданской и военной авиации. Во многих случаях для летчика затруднительно адекватно оценить маневренные возможности и степень безопасности выполняемых маневров, что приводит к необходимости разработки систем предупреждения столкновения с землей, автоматически выполняющих маневр уклонения в случае угрозы безопасности.

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

Предложен алгоритм выполнения маневра уклонения от столкновения с землей, позволяющий осуществить управление в каждой из двух фаз. На первой фазе управления предложена концепция применения двух стратегий управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с землей.

Первая стратегия управления заключается в обнулении угла крена, отработке отрицательной избыточной нормальной перегрузки при углах крена больших угла упреждения по крену γ_1 и отработке положительной избыточной нормальной перегрузки в противоположном случае. Определена зависимость $\gamma_1 = f(K_k)$, позволяющая найти значение параметра алгоритма управления γ_1 , при котором

потеря высоты за маневр уклонения будет близка к минимальной. Безразмерный коэффициент K_k характеризует соотношение быстродействия контуров обработки нормальной перегрузки и угла крена конкретного летательного аппарата.

Вторая стратегия управления заключается в обработке угла крена 180° при величине текущего угла крена по модулю больше 90° и угла крена 0° в противоположном случае, а также обработке положительной избыточной нормальной перегрузки независимо от величины угла крена.

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

Сформирована логика выполнения первой и второй фаз маневра уклонения, составлена общая структурная схема алгоритмов управления, которые могут быть реализованы в вычислителе летательного аппарата самолетного типа, имеющего контуры управления нормальной перегрузкой и углом крена.

Библиографический список

1. Aviation occurrence categories, CAST/ICAO Common Taxonomy Team: <http://www.intlaviationstandards.org/Documents/OccurrenceCategoryDefinitions>.
2. Process for preventing undesired contact with land or water by low-flying aircraft, US 4058710, USA, 662971, 01.03.1976, 15.11.1977.
3. Aircraft ground collision avoidance and autorecovery systems device, US 4924401, USA, 120567, 30.10.1987, 08.05.1990.

4. Евдокимчик Е.А. Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра // Труды МАИ, 2015, №80: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=56895>
5. Евдокимчик Е.А. Синтез алгоритма управления для выполнения маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. № 7. С. 492–498.
6. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
7. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. – М.: Машиностроение, 1983. – 320 с.
8. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. – М.: Мир, 1985. – 509 с.
9. Системы автоматического управления креном высокоманевренного самолета. Патент РФ № 2326788 С1 / Воробьев А.В., Куликов В.Е. Залесский С.Е., Штейнгард Б.Х., Мурашов Г.А., Пенский П.Н. Заявка № 2006140648/11 от 17.11.2006. Бюл. № 17 от 20.06.2008.
10. Михалев И.А. и др. Системы автоматического и директорного управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1974. – 232 с.
11. Система управления полетом высокоманевренного самолета. Патент РФ № 2325305 С1 / Воробьев А.В., Куликов В.Е. Залесский С.Е., Штейнгард Б.Х., Мурашов Г.А., Пенский П.Н. Заявка № 2006137790/11 от 26.10.2006. Бюл. № 15 от 27.05.2008.

12. Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В. Сильносвязанная многоантенная интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система // Труды МАИ, 2012, №54: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29823>