

Е. А. Евдокимчик, инженер, АО "РСК "МиГ", г. Москва

## Синтез алгоритма управления для выполнения маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей

*Рассмотрен синтез алгоритма управления для выполнения автоматического маневра уклонения от столкновения с Землей с учетом текущего пространственного положения и маневренных характеристик летательного аппарата с системой автоматического управления. Проведен анализ влияния параметров алгоритма управления на потерю высоты за маневр. Предложена логика выбора направления вращения вокруг продольной оси для сокращения времени приведения к горизонтальному полету.*

**Ключевые слова:** автоматический маневр уклонения от столкновения с Землей, синтез алгоритмов управления

### Введение

Столкновение с Землей в управляемом полете остается серьезной проблемой для летательных аппаратов (ЛА) гражданской и военной авиации.

Необходимость постоянного контроля высоты и других параметров движения при действиях вблизи Земли повышает нагрузку на летчика, отвлекая его от выполнения конкретной задачи. На траекторию движения ЛА во время выполнения маневра уклонения от столкновения с Землей оказывает влияние большое число факторов: углы крена и тангажа, скорость сближения с поверхностью Земли, ускорения. Летчик не всегда может предсказать изменения в располагаемой и допустимой перегрузках при изменении параметров движения (скорости, высоты, массы и др.). Все это приводит к тому, что для летчика затруднительно адекватно оценить маневренные возможности и степень безопасности в условиях стрессовых ситуаций и острого дефицита времени. В результате возникает необходимость в создании систем, автоматически определяющих потенциально опасное сближение с Землей и осуществляющих предупреждение летчика об опасности или даже выполняющих автоматический маневр уклонения.

Известны системы автоматического предотвращения столкновений с Землей [1–4], в которых активация автоматического контура осуществляется на основе прогнозирования траектории движения ЛА и вычисления высоты, которая будет потеряна за маневр уклонения. Основное внимание в этих системах уделяется способам вычисления упомянутой потери высоты. Однако при формировании алгоритмов управления при выполнении маневра уклонения необходимо учитывать располагаемые динамические характеристики ЛА.

### Постановка задачи

Требуется синтезировать алгоритмы управления заданными значениями нормальной перегрузки и угла крена с учетом динамических характеристик ЛА для выполнения автоматического маневра уклонения от столкновения с Землей, применение которых возможно на ЛА самолетного типа с заранее

сформированными контурами управления нормальной и поперечной перегрузками и углом крена, и проанализировать влияние параметров алгоритмов управления на потерю высоты за маневр уклонения.

### Решение задачи

Решение поставленной задачи может быть разделено на два этапа: формирование алгоритма управления

- 1) заданным значением нормальной перегрузки;
- 2) заданным значением угла крена.

Формирование этих алгоритмов управления проведем, полагая, что поперечная перегрузка стабилизируется на нулевом значении соответствующим контуром управления.

#### Формирование алгоритма управления заданным значением нормальной перегрузки

Конечной целью управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с Землей является прекращение снижения ЛА или перевод его в набор высоты.

Уравнения движения центра масс ЛА в траекторной системе координат имеют вид [5, 6]

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= R_{x_a} - G \sin \theta; \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= R_{y_a} \cos \gamma_a - R_{z_a} \sin \gamma_a - G \cos \theta; \\ -mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt} &= R_{y_a} \sin \gamma_a + R_{z_a} \cos \gamma_a, \end{aligned} \quad (1)$$

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 и боковая сила соответственно;  $P_{x_a}$ ,  $P_{y_a}$ ,  $P_{z_a}$  — проекции силы тяги на скоростные оси координат;  $\theta$ ,  $\Psi$ ,  $\gamma_a$  — угол наклона траектории, угол пути и скоростной угол крена соответственно;  $V$  — скорость полета;  $m$  — масса ЛА.

С учетом известных выражений для тангенциальной, нормальной скоростной и боковой перегрузок приведем уравнения (1) к виду

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_{x_a} - \sin\theta); \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_{y_a} \cos\gamma_a - n_{z_a} \sin\gamma_a - \cos\theta); \\ -\cos\theta \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{g}{V}(n_{y_a} \sin\gamma_a + n_{z_a} \cos\gamma_a). \end{aligned} \quad (2)$$

Дополним систему уравнений кинематическими уравнениями движения центра масс:

$$\begin{aligned} \frac{dX}{dt} &= V \cos\theta \cos\Psi; \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin\theta; \\ \frac{dZ}{dt} &= -V \cos\theta \sin\Psi, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $X, Z$  — составляющие горизонтального перемещения ЛА в нормальной системе координат;  $H$  — высота полета.

Наибольшей возможностью по созданию перегрузки ЛА самолетной схемы имеют по оси подъемной силы. По этой причине именно нормальная перегрузка должна использоваться для искривления траектории ЛА. Для предотвращения столкновения с Землей необходимо сформировать управляющие воздействия, направленные на создание положительной вертикальной скорости  $\frac{dH}{dt}$ . Из уравнений (2) и (3) видно, что создание положительной производной  $\frac{dH}{dt}$  достигается изменением

угла наклона траектории на положительный. Это, в свою очередь, достигается путем обнуления скоростного угла крена и обработкой положительной нормальной перегрузки. При  $\gamma_a = 0^\circ$  и максимальном положительном значении нормальной перегрузки изменение угла наклона траектории будет происходить с наибольшей эффективностью. При углах  $\gamma_a$ , больших по модулю  $90^\circ$ , обработка нормальной перегрузки будет приводить к росту отрицательного угла наклона траектории, что не согласуется с целью управления. По этой причине необходимо определить закон изменения заданной перегрузки в зависимости от пространственного положения ЛА.

Из второго уравнения системы (2) следует, что при положительном значении нормальной перегрузки на знак производной  $\frac{d\theta}{dt}$  влияет только значение угла  $\gamma_a$ . Следовательно, алгоритм управления заданной нормальной перегрузкой не будет зависеть от углов рыскания  $\psi$  и тангажа  $\theta$ . Положитель-

ный знак производной  $\frac{d\theta}{dt}$  при углах  $\gamma_a$ , больших по модулю  $90^\circ$ , может быть получен и созданием отрицательных значений нормальной перегрузки. Однако ограниченное быстродействие контура обработки нормальной перегрузки может привести к тому, что при достижении угла крена  $90^\circ$  перегрузка будет отрицательной. В качестве минимальной нормальной перегрузки при выполнении маневра уклонения целесообразно принять единичную нормальную перегрузку. 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, допустимую при автоматическом управлении  $n_{y_{\max}}^{AY}$ . Как результат, формирование заданного значения нормальной перегрузки сводится к определению угла крена  $\gamma_1$ , при котором начинается обработка перегрузки, и угла крена  $\gamma_2$ , при котором заданное значение нормальной перегрузки становится равным максимально допустимому при автоматическом управлении. С учетом вышесказанного закон управления принимает сравнительно простой вид, представленный на рис. 1.

Для исследования влияния динамических характеристик контуров автоматического управления ЛА на высоту, которая будет потеряна за маневр уклонения от столкновения, и для выбора параметров алгоритма управления  $\gamma_1$  и  $\gamma_2$  воспользуемся методом математического моделирования.

Так как современные маневренные ЛА обладают существенной располагаемой угловой скоростью крена  $\omega_x^{\text{расп}}$  и высоким быстродействием при обработке заданной перегрузки, изменением скорости полета за время переходного процесса по названным параметрам можно пренебречь. Будем полагать, что переходные процессы при обработке

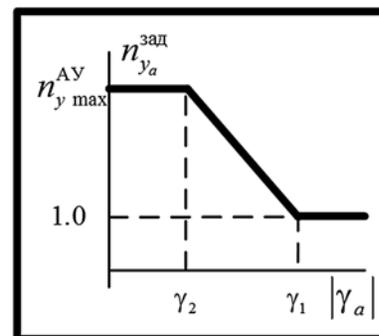


Рис. 1. Формирование заданной нормальной перегрузки

перегрузки близки к аperiodическим с постоянной времени  $T_{n_y}$ , и тогда

$$\frac{dn_{y_a}}{dt} = -\frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a} + \frac{1}{T_{n_y}} n_{y_a}^{\text{зад}}. \quad (4)$$

Изменение угла крена будем считать происходящим с постоянной угловой скоростью  $\omega_x^{\text{расп}}$  от начального значения  $\gamma_0$  до нулевого значения, т. е.

$$\frac{d\gamma_a}{dt} = -\omega_x^{\text{зад}} \text{sign}(\gamma_a);$$

$$\omega_x^{\text{зад}} = \begin{cases} \omega_x^{\text{расп}} & \text{при } |\gamma_a| > 0, \\ 0 & \text{при } \gamma_a = 0. \end{cases} \quad (5)$$

Математическую модель для определения потери высоты  $\Delta H$  получим путем объединения второго уравнения системы (2) (при  $n_{z_a} \approx 0$ ), второго уравнения системы (3), уравнений (4) и (5).

Исследования влияния параметров  $\gamma_1$  и  $\gamma_2$  на потерю высоты проведем последовательно. На первом этапе зафиксируем значение  $\gamma_2 = 90^\circ$ . Варьируя параметр  $\gamma_1$  по набору значений  $\gamma_{1i}$ ,  $i = 1, \dots, n$ , при фиксированных значениях  $\theta_0$ ,  $\omega_x^{\text{расп}}$  и  $T_{n_y}$ , определим потери высоты  $\Delta H_i$ . Определяя наименьшую потерю высоты из найденных значений, вычислим разницу в потере высот по отношению к наименьшей  $\Delta H_i = \min_{i=1..n} (\Delta H_i) - \Delta H_i$ , нулевое значение величины  $\Delta H$  будет соответствовать значению параметра  $\gamma_1$ , при котором потеря высоты минимальна (обозначим его  $\gamma_{1b}$ ). Изменяя набор значений  $\theta_0$ ,  $\omega_x^{\text{расп}}$ ,  $T_{n_y}$ , можно определить их влияние на величину  $\gamma_{1b}$ . Варьирование параметра  $\gamma_1$  ограничим диапазоном значений от  $90$  до  $120^\circ$ . В этом случае в качестве начального значения угла крена может быть использовано значение  $\gamma_0 = 120^\circ$ . Начальное значение нормальной перегрузки будем считать единичным.

На рис. 2–4 представлена разница в потере высот при  $n_{y_a}^{\text{расп}} = 5$ ,  $V = 300$  м/с в зависимости от значения  $\gamma_1$  при начальных значениях угла наклона траектории  $-15^\circ, -30^\circ, -60^\circ$ ; 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 линии, соответствующие угловой скорости крена  $15^\circ/\text{с}$ , обозначены пунктирными линиями,  $30^\circ/\text{с}$  — сплошными,  $60^\circ/\text{с}$  — штриховыми; линии, соответствующие начальному углу наклона траектории  $-15^\circ$ , обозначены линиями с квадратными маркерами,  $-30^\circ$  — треугольными маркерами,  $-60^\circ$  — круглыми маркерами.

Анализ приведенных графиков позволяет сделать вывод о том, что увеличение по модулю начального

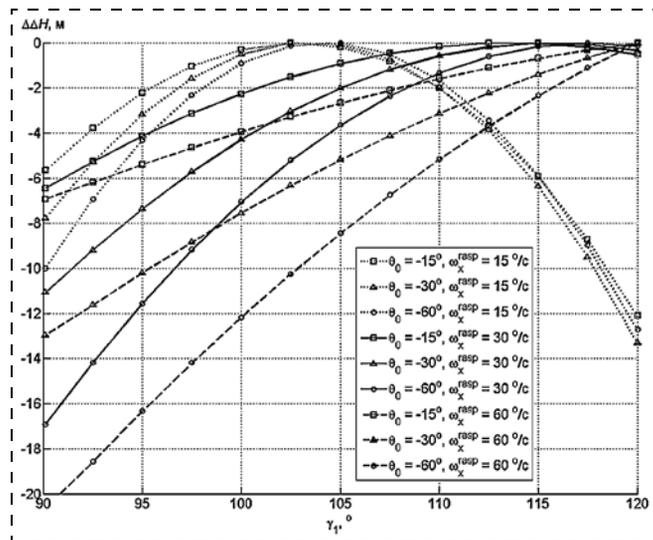


Рис. 2. Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0,66$  с)

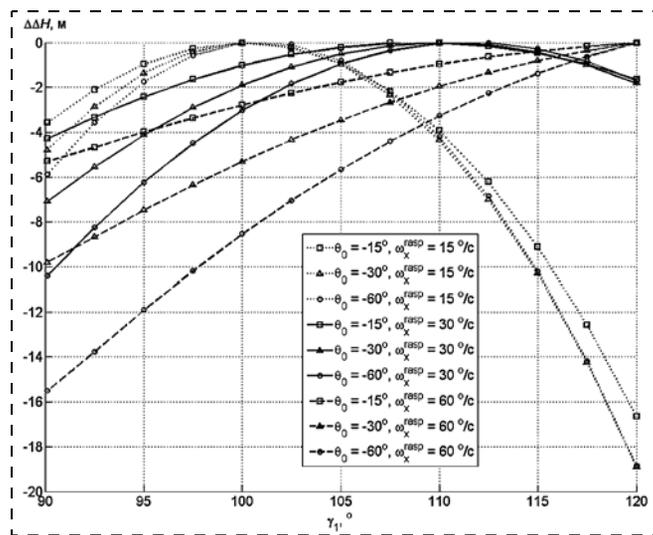


Рис. 3. Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0,50$  с)

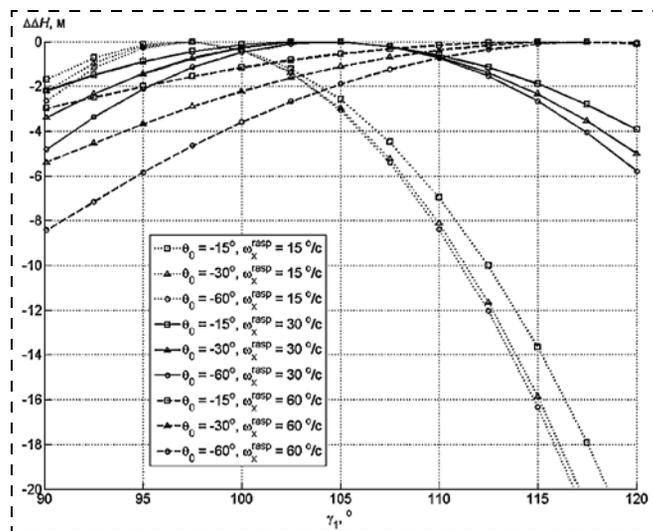


Рис. 4. Разница в потере высот при вариации параметров ( $T_{n_y} = 0,33$  с)

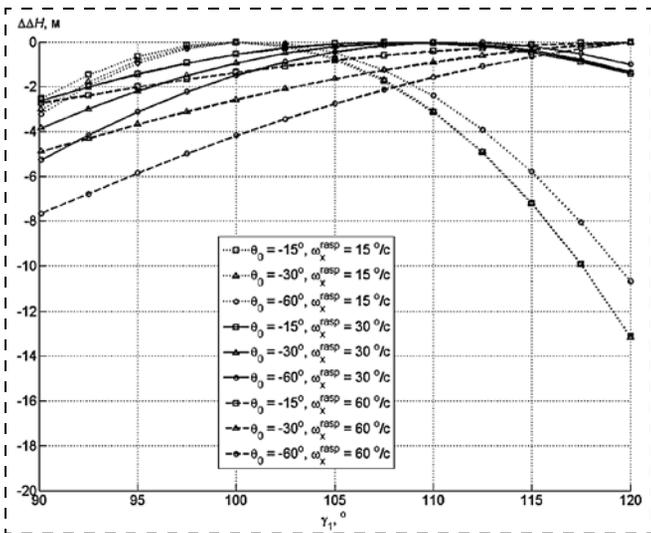


Рис. 5. Разница в потере высот при  $T_{n_y} = 0,50$  с,  $n_{y_a}^{\text{расп}} = 5$ ,  $V = 150$  м/с

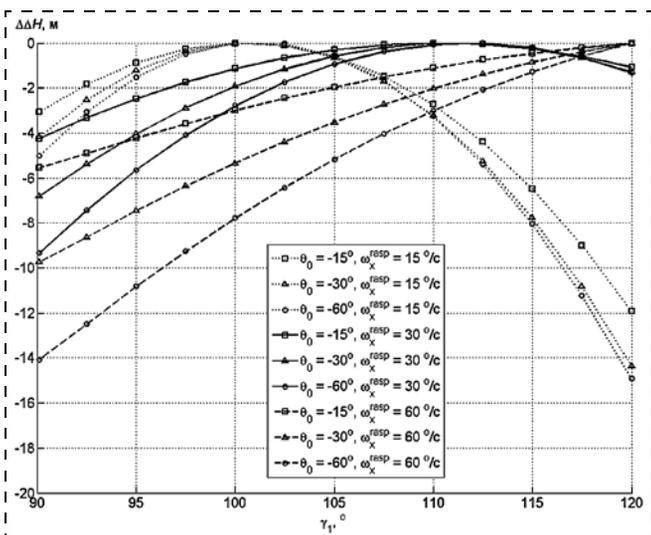


Рис. 6. Разница в потере высот при  $T_{n_y} = 0,50$  с,  $n_{y_a}^{\text{расп}} = 3$ ,  $V = 300$  м/с

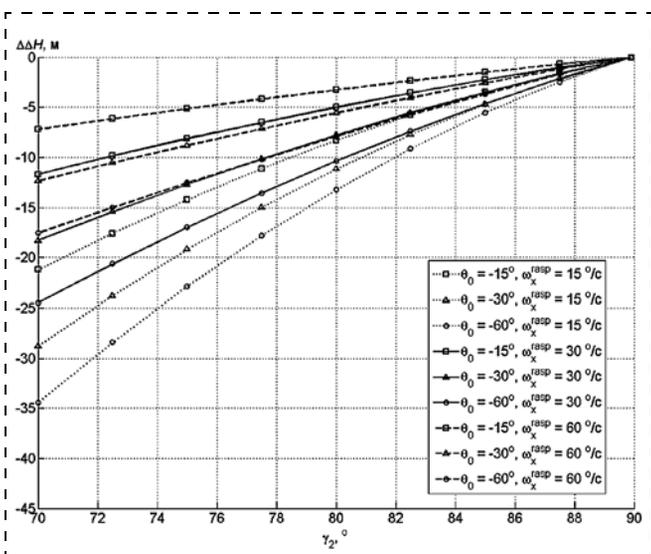


Рис. 7. Влияние параметра  $\gamma_2$  на разницу в потере высот

угла наклона траектории при прочих равных условиях не приводит к смещению значения параметра  $\gamma_{1b}$ , при котором достигается минимальная потеря высоты. Чем выше значение располагаемой скорости крена, тем больше  $\gamma_{1b}$ . Чем выше быстродействие контура отработки нормальной перегрузки, тем меньше  $\gamma_{1b}$ .

Изменение скорости полета и располагаемой перегрузки не приводят к смещению значения  $\gamma_{1b}$ . Уменьшение скорости полета и располагаемой перегрузки приводят к уменьшению разницы в потерях высот при вариации параметра  $\gamma_1$ . В качестве примера на рис. 5 представлена разница в потере высот при  $T_{n_y} = 0,50$  с,  $n_{y_a}^{\text{расп}} = 5$ ,  $V = 150$  м/с; на рис. 6 представлена разница в потере высот при  $T_{n_y} = 0,50$  с,  $V = 300$  м/с,  $n_{y_a}^{\text{расп}} = 3$ . Сравнение графиков рис. 3 и 5, а также графиков рис. 3 и 6 подтверждает сделанное заключение.

Таким образом, на летательных аппаратах, обладающих существенной располагаемой угловой скоростью крена при автоматическом управлении и имеющих малое и умеренное быстродействие контура отработки нормальной перегрузки, целесообразно увеличивать значение параметра  $\gamma_1$ . В то же время при умеренных значениях располагаемой угловой скорости крена и быстродействия отработки нормальной перегрузки выигрыш в уменьшении потери высоты за маневр уклонения является незначительным. Так, разница в потере высоты при  $\gamma_1 = 90^\circ$  от минимальной в условиях  $\theta_0 = -60^\circ$ ,  $\omega_x^{\text{расп}} = 30^\circ/\text{с}$ ,  $T_{n_y} = 0,5$  с,  $V = 300$  м/с составляет лишь  $\Delta\Delta H = -9,3$  м. При этом полная потеря высоты составляет  $\Delta H = -2754$  м. В таких случаях в качестве значения параметра  $\gamma_1$  может быть принято значение  $90^\circ$ .

На втором этапе зафиксируем значение  $\gamma_1$  на значении  $90^\circ$ . Проведем аналогичные исследования при вариации параметра  $\gamma_2$ . Очевидно, приближенные величины  $\gamma_2$  к  $\gamma_1$  будет приводить к уменьшению потери высоты за счет более ранней отработки нормальной перегрузки. На рис. 7 представлена разница в потере высот в зависимости от значения  $\gamma_2$  при начальных значениях угла наклона траектории  $-15^\circ$ ,  $-30^\circ$ ,  $-60^\circ$ ; при располагаемых угловых скоростях крена  $15^\circ/\text{с}$ ,  $30^\circ/\text{с}$ ,  $60^\circ/\text{с}$ ; при постоянной времени контура отработки нормальной перегрузки  $0,50$  с. Моделирование проведено при  $V = 300$  м/с,  $n_{y_a}^{\text{расп}} = 5$ ,  $\gamma_0 = 90^\circ$ .

Анализ графиков приводит к выводу о том, что в качестве значения параметра  $\gamma_2$  целесообразно принять значение  $90^\circ$ . В случае использования значения  $\gamma_1 = 90^\circ$  алгоритм формирования заданного значения нормальной перегрузки становится релейным.

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 значений  $\gamma_1$  и  $\gamma_2$  малы.

Эти соображения позволяют сделать заключение о возможности использования угла крена  $\gamma$  в алгоритме формирования заданного значения нормальной перегрузки.

### Формирование алгоритма управления заданным значением угла крена

При активации системы автоматического уклонения с начальными значениями угла крена, близкими по модулю к  $180^\circ$ , при выборе направления вращения необходимо оценивать текущее и располагаемое значения угловой скорости крена. Такая оценка позволит сократить время приведения к нулевому значению угла крена и, как следствие, сократить потерю высоты за автоматический маневр уклонения.

Рассмотрим контур обработки угловой скорости крена  $\omega_x^{\text{зад}}$  по апериодическому закону с постоянной времени  $T_{\omega_x}$ , описываемый дифференциальным уравнением  $\frac{d\omega_x}{dt} = -\frac{1}{T_{\omega_x}}\omega_x + \frac{1}{T_{\omega_x}}\omega_x^{\text{зад}}$ . Его решение при начальных условиях  $\omega_{x0}$  и  $\omega_x^{\text{зад}} = \text{const}$  имеет вид

$$\omega_x(t) = \omega_x^{\text{зад}} \left( 1 - e^{-\frac{t}{T_{\omega_x}}} \right) + \omega_{x0} e^{-\frac{t}{T_{\omega_x}}}. \quad (6)$$

Полагаем

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x \quad (7)$$

и, интегрируя уравнение (7) с учетом (6) за время переходного процесса  $t_{\text{пп}} = 3T_{\omega_x}$ , найдем изменение угла крена от начального значения:

$$\Delta\gamma = \gamma - \gamma_0 = T_{\omega_x} (2\omega_x^{\text{зад}} + \omega_{x0}). \quad (8)$$

Найдем изменение угла крена при формировании заданной угловой скорости крена, направленной на увеличение ( $\omega_x^{\text{зад}} = (\text{sign}\gamma_0)\omega_x^{\text{расп}}$ ) и уменьшение ( $\omega_x^{\text{зад}} = -(\text{sign}\gamma_0)\omega_x^{\text{расп}}$ ) угла крена:

$$\begin{aligned} \Delta\gamma_1 &= T_{\omega_x} (\omega_{x0} + 2(\text{sign}\gamma_0)\omega_x^{\text{расп}}); \\ \Delta\gamma_2 &= T_{\omega_x} (\omega_{x0} - 2(\text{sign}\gamma_0)\omega_x^{\text{расп}}). \end{aligned} \quad (9)$$

Найдем начальное значение угла крена  $\gamma_{\text{ГР}}$ , при котором вращение в сторону увеличения и уменьшения угла крена приведет после завершения переходного процесса по отработке заданной угловой скорости в положения  $\gamma_{1\text{к}}$  и  $\gamma_{2\text{к}}$ , равные по модулю. Рассмотрим рис. 8.

Из условия равенства углов с учетом выражения (9) запишем:

$$\Delta\gamma_1 - \gamma_{\text{см}} = \gamma_{\text{см}} - \Delta\gamma_2 \Rightarrow \gamma_{\text{см}} = \frac{\Delta\gamma_1 + \Delta\gamma_2}{2} = T_{\omega_x} \omega_{x0}. \quad (10)$$

Тогда

$$\begin{aligned} \gamma_{\text{ГР}} &= 180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{ при } \omega_{x0} > 0; \\ \gamma_{\text{ГР}} &= -180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{ при } \omega_{x0} < 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Найденные начальные значения угла крена представляют собой граничные условия для выбора направления вращения при отработке заданной угловой скорости крена. Сформируем закон управления:

$$\begin{aligned} &\text{если } |\gamma_0| > (180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{sign}\gamma_0), \\ &\omega_x^{\text{зад}} = (\text{sign}\gamma_0)\omega_x^{\text{расп}}; \\ &\text{иначе } \omega_x^{\text{зад}} = -(\text{sign}\gamma_0)\omega_x^{\text{расп}}. \end{aligned} \quad (12)$$

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 с учетом выражения (12). Будем иметь:

$$\gamma_{\text{Л}} = \begin{cases} \text{если } |\gamma| \leq 90, \gamma_{\text{Л}} = \gamma; \\ \text{иначе если } |\gamma_0| > (180 - T_{\omega_x} \omega_{x0} \text{sign}\gamma_0), \\ \gamma_{\text{Л}} = -90 \text{sign}\gamma_0; \\ \text{иначе } \gamma_{\text{Л}} = 90 \text{sign}\gamma_0. \end{cases} \quad (13)$$

Применение указанной логики выбора направления вращения позволяет сократить время приведения плоскости симметрии ЛА к вертикальной плоскости и раньше осуществить отработку заданной перегрузки, что сокращает потерю высоты за выполнение маневра уклонения от столкновения с Землей. Максимальное значение угла крена, кото-

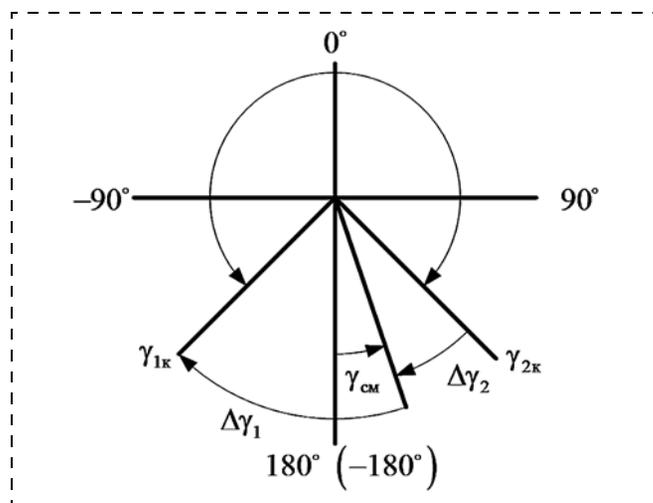


Рис. 8. Определение угла крена смещения

рый может быть дополнительно отработан за время переходного процесса, составляет  $2 T_{\omega_x} \omega_{x0}$ . При предполагаемой скорости крена  $\omega_x^{\text{расп}}$  это дает уменьшение времени перед началом отработки нормальной перегрузки  $t_{\text{см}} = \frac{2 T_{\omega_x} \omega_{x0}}{\omega_x^{\text{расп}}}$ . При  $\omega_x^{\text{расп}} = \omega_{x0} = 30^\circ/\text{с}$

и при длительности переходного процесса по отработке угловой скорости крена 1 с сокращение времени составит 0,6 с. При скорости полета 150 м/с и угле наклона траектории  $-30^\circ$  это дает выигрыш в уменьшении потери высоты 45 м. Увеличение потери высоты из-за неиспользования упреждения по отработке нормальной перегрузки в тех же условиях составляет лишь 3,7 м.

При формировании алгоритма учтем также следующие практические аспекты. При углах тангажа, близких к  $-90^\circ$ , угол крена становится трудноопределимым, при угле тангажа, равном  $-90^\circ$ , понятие угла крена теряет смысл. По этой причине управление в боковом канале при больших углах тангажа

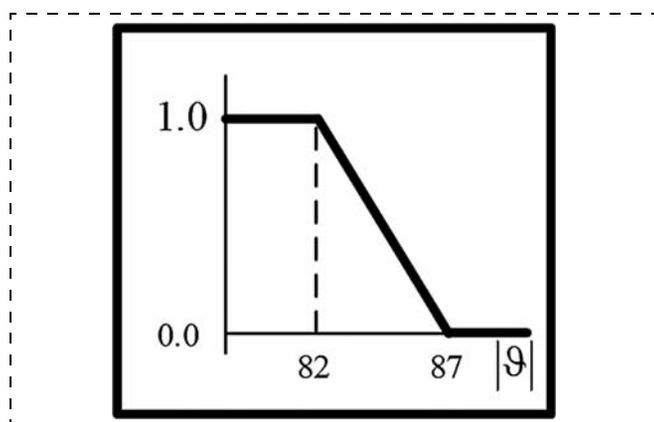


Рис. 9. Подключение контура отработки угла крена

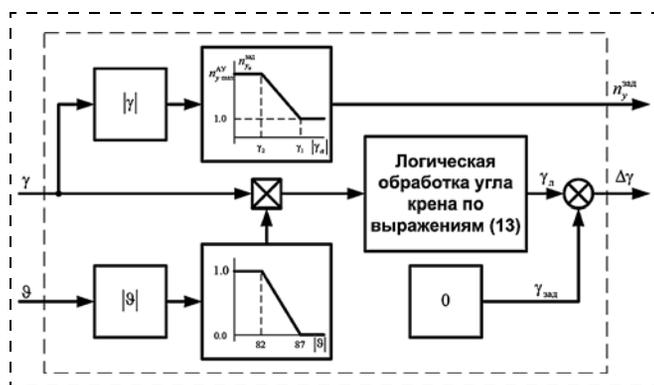


Рис. 10. Структурная схема алгоритмов управления при выполнении автоматического маневра уклонения от столкновения с Землей

организуем аналогично [2]. Подключение контура отработки угла крена осуществим с помощью функции, имеющей вид, показанный на рис. 9.

Таким образом, алгоритм управления при выполнении маневра уклонения от столкновения с Землей заключается в отработке заданной нормальной перегрузки, значение которой зависит от угла крена, и обнулении угла крена, причем рассогласование между заданным значением угла крена, равным 0, и текущим определяется с учетом выражений (13). Формирование упомянутых заданных значений может быть отражено структурной схемой, представленной на рис. 10.

## Заключение

Рассмотрен синтез алгоритма управления для выполнения автоматического маневра уклонения ЛА от столкновения с Землей с учетом пространственного положения и маневренных характеристик контуров автоматического управления нормальной перегрузкой и углом крена.

Проведен анализ влияния параметров алгоритма управления заданным значением нормальной перегрузки при различных начальных условиях и различных характеристиках быстродействия контуров управления нормальной перегрузкой и углом крена. Предложена логика, позволяющая выбрать направление вращения при углах крена, близких по модулю к  $180^\circ$ , что сокращает время приведения к горизонтальному полету.

Предложенные алгоритмы могут быть использованы на ЛА самолетного типа со сформированными контурами управления нормальной и поперечной перегрузками и углом крена.

## Список литературы

1. 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).
2. 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).
3. 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).
4. Евдокимчик Е. А. Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра // Труды МАИ. 2015. Вып. № 80. URL: <http://www.mai.ru/upload/iblock/56b/56b53d1e6edc3dcc106f3b10a1d5ec83.pdf> (дата обращения 19.02.2016).
5. Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
6. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Динамика самолета. Пространственное движение. М.: Машиностроение, 1983. 320 с.

# Synthesis of the Control Algorithm for a Maneuver of Avoidance of Collision with the Terrain

E. A. Evdokimchik, obstwasser@mail.ru✉,  
MiG Co., Moscow, 125284, Russian Federation

Corresponding author: **Evdokimchik E. A.**, Engineer of the 1st Category, MiG Co., Moscow, 125284, Russian Federation, e-mail: obstwasser@mail.ru

Received on February 26, 2016

Accepted on March 14, 2016

*A controlled flight into terrain remains a serious problem for the commercial and military aircraft. Necessity of monitoring the height and other parameters of movement during operations near the ground increases load on a pilot and diverts him from his specific tasks. So, the efficiency of the task implementation is reduced. It is difficult for a pilot to adequately estimate the degree of maneuverability and safety on a modern maneuverable aircraft. To improve the flight safety applies systems which warns the pilot of the ground proximity and performs an automatic collision avoidance maneuver. We have ground collision avoidance systems based on the trajectory prediction and calculation of the height lost during the automatic collision avoidance maneuver. The available dynamic characteristics of an aircraft should be taken into account for development of the control algorithms in such systems. The article deals with the synthesis of the control algorithms for performance of the automatic maneuvers intended to avoid collision with the ground in accordance with the current parameters of movement and maneuvering characteristics of the aircraft. Analysis was done of the influence of the parameters of the control algorithms in different initial conditions and different characteristics of g-load and roll angle control loops. The logic for selection of the direction of rotation to achieve the wings' level position in the shortest time was considered. The proposed algorithm is applied in the aircraft with control loops of g-load and roll angle.*

**Keywords:** automatic maneuvers intended to avoid collision with the ground, synthesis of the control algorithm

For citation:

**Evdokimchik E. A.** Synthesis of the Control Algorithm for a Maneuver of Avoidance of a Collision with the Terrain, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 7, pp. 492–498.

DOI: 10.17587/mau.17.492-498

## References

1. **Patent** 4058710 USA, *Process for preventing undesired contact with land or water by low-flying aircraft*, Altmann H., 15.11.1977, available at: <http://www.google.com/patents/US4058710> (date of access 07.12.2015).

2. **Patent** 4924401 USA, *Aircraft ground collision avoidance and autorecovery systems device*, Bice G., Skoog M., Howard J., 08.05.1990, available at: <https://www.google.com.ar/patents/US4924401> (date of access 07.12.2015).

3. **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, available at: <http://www.wseas.us/e-library/conferences/2009/rodos/SYSTEMS/SYSTEMS63.pdf> (date of access 19.12.2015).

4. **Evdokimchik E. A.** *Sistema avtomaticheskogo uvoda ot opasnoj vysoty s prognozirovaniem vysoty zavershenija manevra* (Automatic removal system from a dangerous height prediction altitude maneuver is complete), *Trudy MAI*, 2015, no. 80, available at: <http://www.mai.ru/upload/iblock/56b/56b53d1e6edc3dccc106f3b10a1d5ec83.pdf> (date of access 19.02.2016).

5. **Lebedev A. A., Chernobrovkin L. C.** *Dinamika poleta bespilotnykh letatel'nikh apparatov* (Flight dynamics of pilotless flight vehicles), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 616 p. (in Russian).

6. **Bjushgens G. S., Studnev R. V.** *Dinamika samoleta. Prostranstvennoe dvizhenie* (The dynamics of the aircraft. Spatial movement), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 320 p. (in Russian).

УДК 004.932.2:681.51

DOI: 10.17587/mau.17.498-504

**Л. С. Раткин**, канд. техн. наук, зам. генерального директора,  
ООО "АРГМ", г. Москва

## Сравнительный анализ промышленных и экологических беспилотных комплексов воздушного, наземного, подземного, надводного и подводного типов с защитой каналов связи методами компьютерной стеганографии

*В соответствии с предлагаемой классификацией кратко характеризуются современные разработки в области беспилотных многоцелевых комплексов. Кратко рассмотрены промышленные и экологические беспилотных многоцелевых комплексов воздушного, наземного, подземного, надводного и подводного типов с защитой каналов связи методами компьютерной стеганографии.*

**Ключевые слова:** беспилотные многоцелевые комплексы, промышленный мониторинг, экологический мониторинг, стеганография, автоматизация