

ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ В УПРАВЛЕНИИ ПОСАДКОЙ САМОЛЕТОВ

к.т.н. А.В. Липанов
(представил д.т.н., проф. О.Н. Фоменко)

В статье рассматривается одно из возможных приложений систем технического зрения (СТЗ) - система автоматической посадки самолета. Теоретически обоснована возможность применения СТЗ, использующей алгоритмы следящей нормализации, для осуществления управления процессом заведения и посадки самолета.

Посадка современного авиалайнера - сложный и ответственный процесс, требующий особого подхода и повышенного внимания экипажа, а также наземных служб. В качестве помощи экипажу и как систему посадки при нештатных ситуациях можно предложить систему автоматической посадки с использованием СТЗ. Система автоматической посадки является частью автоматизированной системы управления полетами в аэропорту.

Рассмотрим процесс автоматического управления самолетом при заходе на посадку, которая начинается с высоты полета 400 - 500м и заканчивается остановкой на полосе. При этом движение самолета совершается по жесткой или гибкой траектории. В первом случае требуемая траектория движения (глиссада) задается с помощью размещаемых на земле устройств, основанных на радиотехнических средствах, а во втором - информация о положении самолета по отношению к точке приземления получается с помощью бортовых приборов. Радиотехническая система автоматического захода на посадку по приборам [1, 2] состоит из бортового и наземного оборудования. Наземное оборудование состоит из глиссадного маяка, курсового маяка, ближнего, среднего и дальнего маркерных маяков. Передатчики маркерных маяков располагаются по направлению центральной линии взлетно - посадочной полосы (ВПП) на расстояниях 60 м, 1600 м и 7200 м соответственно. Самолет начинает снижение, находясь на высоте 300 - 400 м, т.е. начинает работать система заведения на полосу при прохождении дальнего маркера [3]. Преимуществом такой системы является возможность связи с автопилотом, а недостатком сложность радиотехнических средств, не способных хорошо работать с узконаправленными и отраженными от земли радиосигналами при приближении самолета к земле на малых высотах и расстояниях от полосы.

Управление самолетом при помощи СТЗ, которая рассматривается в данной статье, начинается с момента прохождения самолетом дальнего маркера – 7200 м.

Первым этапом в работе системы автоматизированной посадки на основе системы технического зрения является этап захвата самолета в момент его вхождения в ее зону видимости. Захват самолета осуществляется путем его указания диспетчером на экране дисплея, отображающего поле зрения камеры или автоматически с использованием алгоритмов распознавания и сегментации. На изображение самолета помещается следящая рамка и начинается процесс сопровождения. До момента вхождения самолета в зону видимости система технического зрения производит запоминание поля зрения для того, чтобы в процессе слежения исключать фон с изображения. Это позволяет повысить помехозащищенность системы.

В [3] описан автопилот посадки самолета по глассаде. Глассадой называется радиолуч, выходящий из глассадного радиомаяка расположенного возле полосы под углом $2-3^{\circ}$. При управлении посадкой самолета при помощи СТЗ видеокамеру системы необходимо установить так, чтобы угол наклона линии визирования θ составил $2-3^{\circ}$ и, таким образом, будет реализована линия глассады, совпадающая с линией визирования. Камера СТЗ устанавливается там же, где и ближний маркерный маяк. При прохождении этого маяка самолет будет на высоте 16-25 м.

При заходе на посадку автопилот управляет самолетом так, чтобы вектор скорости его центра масс в установившемся режиме был направлен по глассаде. Когда самолет движется не по глассаде - его изображение, а соответственно и центр следящей рамки будут смещены относительно центра поля зрения СТЗ. Для управления при помощи системы технического зрения формируется управляющий сигнал на основе сигнала рассогласования, определяемого с использованием данных об отклонении центра следящей рамки от центра поля зрения СТЗ. Ситуация, приведенная на рис. 1, соответствует моменту времени t_0 – захвата самолета системой автоматической посадки. Из рис 1. видно, что центр следящей рамки смещен относительно начала координат в плоскости X_0Y_0 . Точки В и С – пересечения системы координат X_SY_S , лежащей в рамке слежения, с осями X_0 и Y_0 , соединяем с центром изображения в камере СТЗ, через который проходит линия визирования и получаем угол β – отклонение курса от линии визирования в вертикальной плоскости и угол γ – отклонение курса в горизонтальной плоскости. Расстояние в пикселах от центра следящей рамки до оси X_0 обозначим η , а до оси Y_0 – ζ . Величины отклонения следящей рамки от центра поля зрения могут быть определены, поскольку всегда известны координаты центра следящей рамки.

Для решения задачи вывода самолета на линию глассады необходимо построить закон управления, который будет сводить к нулю имеющи-

еся отклонения курса, и соответственно следящей рамки, а СТЗ будет контролировать процесс приближения самолета к линии глissады.

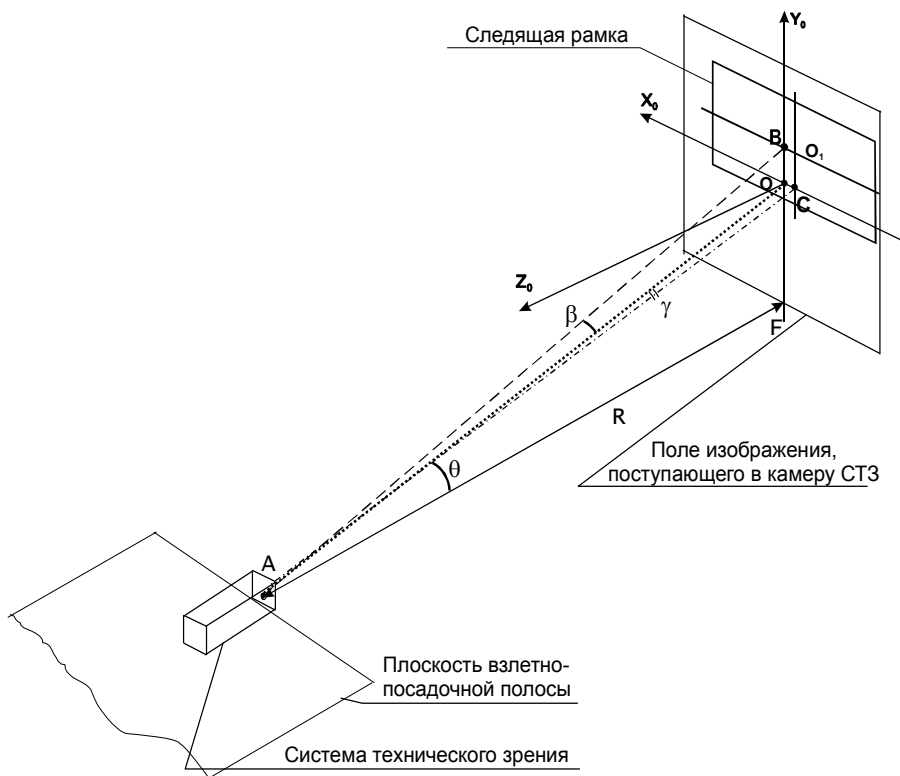


Рис. 1. Расположение СТЗ, ВПП и плоскости изображения при работе системы наведения самолета на полосу

Математическая модель движения самолета [3] без внешних возмущений имеет вид

$$\left\{ \begin{array}{l}
 m\dot{v} = T \cos \alpha - c_x S \frac{\rho v^2}{2} - mg \sin \theta ; \\
 mv\dot{\theta} = T \sin \alpha + c_y S \frac{\rho v^2}{2} - mg \cos \theta ; \\
 I\ddot{\vartheta} = M_z(\alpha, \dot{\alpha}, \dot{\vartheta}, v, H, \delta) ; \\
 \dot{H} = v \sin \theta ; \quad \theta = \vartheta - \alpha ; \\
 \dot{m} = -\mu ,
 \end{array} \right. \quad (1)$$

где m – масса самолета;

v – модуль вектора скорости самолета;

T – реактивная тяга;

α – угол атаки;

I – момент инерции самолета относительно оси z ;

c_x c_y – известные функции числа $M = \frac{v}{a}$ и угла атаки α , $a(H)$ – ско-

рость звука на данной высоте;

S – площадь крыла;

ρ – плотность воздуха, известная как функция высоты H при постоянной температуре;

δ – угол отклонения руля высоты;

μ – расход топлива;

θ – угол наклона траектории;

ϑ – угол тангажа.

Эти уравнения являются основополагающими при разработке уравнений управления объектом (самолетом) на всех этапах полета. Для этапа посадки по глиссаде в [3] путем линеаризации уравнений (1) получено упрощенное уравнение возмущенного движения при малых отклонениях направления вектора скорости центра масс самолета от направления глиссады:

$$\ddot{\eta} = -k\Delta\delta; \quad (2)$$

$$k = \frac{m_z^\delta}{m_z^\alpha} (c_y^\alpha + c_x) \frac{S\rho v^2}{2m}, \quad (2^*)$$

где η величина рассогласования текущей высоты полета самолета и необходимой;

$\Delta\delta$ - угол отклонения руля высоты;

m_z^δ -коэффициент момента силы, возникающей от отклонения руля высоты на угол δ относительно оси z ;

m_z^α - коэффициент момента силы, возникающей при отклонении угла атаки от необходимого значения;

c_x – коэффициент лобового сопротивления вдоль оси самолета;

c_y^α - производная подъемной силы при отклонении угла атаки от необходимого значения на угол $\Delta\alpha$.

Уравнение (2) представляет собой линеаризованную математическую модель объекта управления – самолета, в которую входит коэффициент k , зависящий от параметров атмосферы, коэффициентов аэродинамических сил и моментов, а также модуля вектора скорости и массы самолета. Этот коэффициент на каждом интервале затухания переходного

го процесса регулирования движения центра масс относительно желаемой траектории можно считать постоянным, но неопределенным по величине.

Величина $\Delta\delta$ определяется из (1) путем решения этой системы в отклонениях параметров движения летательного аппарата от требуемых значений этих параметров. При этом выходная координата η должна измеряться в полете, измеряется также и значение управляющей функции $\Delta\delta$ (отклонение руля высоты от требуемого угла). Для того, чтобы построить систему управления, необходимо замкнуть объект управления обратной связью, в которой η становится входной функцией, а $\Delta\delta$ - выходной функцией. Функция, связывающая $\Delta\delta$ с входной координатой η , называется законом управления.

Используя [5] принципы синтеза систем управления в условиях неопределенности, по уравнению (2) построим адаптивную систему управления для объекта, описанного с неопределенным параметром \mathbf{k} . В данном случае один неопределенный параметр \mathbf{k} делает задачу проще, чем описанный в [5] общий случай, так как он учитывает большое количество неопределенных факторов в соответствии с функциональной зависимостью (2*).

Обозначим $\mathbf{v}_z = \dot{\eta}$, $\mathbf{A} = -\mathbf{k}$, $\mathbf{u} = \Delta\delta$. Тогда $\dot{\mathbf{v}}_z = \ddot{\eta}$; $\dot{\mathbf{v}}_z = -\mathbf{k} \Delta\delta$ и уравнение (2) примет вид:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{v}}_z &= \mathbf{A}\mathbf{u} ; \\ \frac{\dot{\mathbf{v}}_z}{\mathbf{u}} &= \mathbf{A} . \end{aligned} \quad (3)$$

Продифференцируем по времени это уравнение и получим

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\dot{\mathbf{v}}_z}{\mathbf{u}} \right) = 0$$

или

$$\frac{\ddot{\mathbf{v}}_z \mathbf{u} - \dot{\mathbf{v}}_z \dot{\mathbf{u}}}{\mathbf{u}^2} = 0 .$$

Полагаем, что на бесконечности \mathbf{u}^2 равно нулю, т.е. $\mathbf{u} \neq 0$. Тогда:

$$\ddot{\mathbf{v}}_z \mathbf{u} = \dot{\mathbf{v}}_z \dot{\mathbf{u}} ; \quad \ddot{\mathbf{v}}_z = \frac{\dot{\mathbf{v}}_z \dot{\mathbf{u}}}{\mathbf{u}} = \xi . \quad (4)$$

Правую часть уравнения обозначим через ξ и получим новое уравнение объекта управления

$$\ddot{\mathbf{v}}_z = \xi . \quad (5)$$

В этом уравнении управляющая функция ξ определяется методом Беллмана из условия минимума функционала качества управления

$$I = \int_0^{\infty} [\alpha x^2 + \alpha_1 x_1^2 + \alpha \xi^2] dt.$$

Заменив (5) системой уравнений $\dot{v}_z = x_1$; $\dot{x}_1 = \xi$ и $v_z = x$, получим линейный оптимальный закон управления

$$\xi = K_1 \dot{v}_z + K_0 v_z. \quad (6)$$

Приравняв выражения (3) и (5), получим уравнение адаптивного регулятора

$$\dot{v}_z \frac{\dot{u}}{u} = K_1 \dot{v}_z + K_0 v_z$$

или:

$$\begin{aligned} \dot{v}_z \dot{u} &= u(K_1 \dot{v}_z + K_0 v_z) : \\ \dot{u} &= \frac{u}{\dot{v}_z} (K_1 \dot{v}_z + K_0 v_z). \end{aligned} \quad (7)$$

Вернемся в (7) к обозначениям (3) и получим

$$\Delta \dot{\delta} = \frac{\Delta \delta}{\ddot{\eta}} (K_1 \dot{\eta} + K_0 \eta). \quad (8)$$

Заметим, что в (8) $\frac{\Delta \delta}{\ddot{\eta}} = \frac{1}{A} = -\frac{1}{k}$, где k – неопределенный коэффициент, учитывающий характеристики самолета.

Коэффициенты K_1 и K_0 в (8) находятся путем решения системы уравнений Риккати, аналогично как в [3]. Таким образом, найден закон управления для руля высоты самолета, который связывает величину угла отклонения руля высоты - δ с величиной отклонения высоты полета самолета δ от необходимой. При помощи этого закона управления можно определять величину угла отклонения руля высоты в любой момент времени.

Для определения начального значения величины η используется величина рассогласования в пикселах - η_k , определяемая в поле зрения СТЗ, как расстояние от центра следящей рамки до оси X . Эти величины связаны между собой через некоторый масштабный коэффициент μ следующим образом:

$$\eta = \mu \eta_k.$$

Величину масштабного коэффициента μ можно установить, используя законы оптики, предполагая, что объектив видеокамеры СТЗ представлен одной линзой. Величина рассогласования на изображении η_k будет служить изображением величины η . Используя известные уравнения линзы, запишем

$$\frac{\eta_k}{f} = \frac{\eta}{R}.$$

Откуда

$$\eta = \frac{R}{f} \eta_k = \mu \eta_k, \quad (9)$$

где R – расстояние до самолета;

f – расстояние от объектива до матрицы ПЗС (до изображения).

Таким образом, установлена величина масштабного коэффициента μ . Переписав (8) с учетом (9), получим

$$\Delta \dot{\delta} = \frac{\Delta \delta}{\mu \ddot{\eta}_k} (\mathbf{K}_1 \mu \dot{\eta}_k + \mathbf{K}_0 \mu \eta_k) = \frac{\Delta \delta}{\ddot{\eta}_k} (\mathbf{K}_1 \dot{\eta}_k + \mathbf{K}_0 \eta_k).$$

Масштабный коэффициент μ сокращается, а первую и вторую производные величины η_k вычисляем, как проекции скорости и ускорения на ось \mathbf{Y}_0 соответственно и получаем:

$$\dot{\eta}_k = \frac{\Delta \eta_k}{\Delta t}, \quad \ddot{\eta}_k = \frac{\Delta \eta_{k1} - \Delta \eta_{k0}}{\Delta t^2}.$$

Учитывая это, запишем

$$\Delta \dot{\delta} = \frac{\Delta \delta}{\ddot{\eta}_k} (\mathbf{K}_1 \dot{\eta}_k + \mathbf{K}_0 \eta_k) = \frac{\Delta \delta \Delta t^2}{\Delta \eta_{k1} - \Delta \eta_{k0}} \left(\mathbf{K}_1 \frac{\Delta \eta_{k1}}{\Delta t} + \mathbf{K}_0 \eta_k \right), \quad (10)$$

где $\Delta \eta_{k0}$ – изменение отклонения центра следящей рамки от оси \mathbf{X}_0 на предыдущем шаге (момент времени t_0);

$\Delta \eta_{k1}$ – изменение отклонения центра следящей рамки от оси \mathbf{X}_0 на текущем шаге (момент времени t_1);

η_k – отклонение центра следящей рамки от оси \mathbf{X}_0 .

Система координат $\mathbf{X}_0 \mathbf{Y}_0$ расположена в центре поля зрения системы технического зрения. Приращения величины η_k есть величины смещения следящей рамки, определяемые, как описано в [4] на каждом шаге, а сама величина η_k определяется как расстояние между центром следящей рамки и осью \mathbf{X} .

Уравнение (10) показывает связь между параметрами, получаемыми при нормализации следящей рамки, и углом отклонения руля высоты самолета и не содержит таких величин как расстояние до самолета или высота его полета. Это позволяет отказаться от дополнительных датчиков для использования в системе автоматической посадки и существенно снизить погрешности вычисления. Величина $\Delta \delta$ измеряется при помощи датчика на борту самолета и передается в автопилот. Система автоматизированной посадки передает ему также сигнал – величину отклонения следящей рамки от центра поля зрения. Автопилот реализуется на основе выражения (10). Аналогично можно получить уравнение управления углом руля поворота.

При помощи методов, описанных в статье [5], данные уравнения (8) можно преобразовать в дискретный вид на основе конечно-разностных операторов. Это позволит проводить расчеты на ЭВМ или на спецпроцессоре. В этом случае при помощи СТЗ так же как и ранее измеряется величина рассогласования η_k , а производные заменяются конечно - разностными операторами.

Критерием остановки работы системы управления на борту самолета будет совпадение центра следящей рамки и центра поля зрения. Система технического зрения при этом должна будет следить за самолетом до тех пор, пока он не пройдет успешно ближний маркер – место, где установлена СТЗ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хиврич И.Г., Миронов Н.Ф., Белкин А.М. Воздушная навигация. – М.: Транспорт, 1984. – 327 с.
2. Боднер В.А. Теория автоматического управления полетом. – М.: Наука, 1964. – 698 с.
3. Летов А.М. Динамика полета и управление. – М.: Наука, 1969. – 359 с.
4. Путьтин Е.П., Липанов А.В. Построение алгоритмов нормализации следящей рамки // Ракетно-космічна техніка. – Харків : ХВУ. – 1999. – Вип. 1. – С. 189 - 193.
5. Липанов А.В., Фоменко О.Н. Синтез линейных адаптивных систем управления в условиях неопределенности // Обработка информации. – Харьков.: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1996. – С. 129 - 137.
6. Липанов А.В., Фоменко О.Н. Синтез оптимальных дискретных систем управления в условиях неопределенности методом аннулирующего оператора // Информационные системы. – Харьков.: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1996. – С. 99 - 103.

Поступила в редколлегию 14.02.2001
