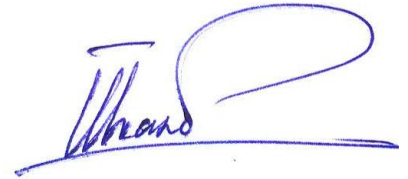


На правах рукописи



ЧИНЬ ВАН ТХАНЬ

**РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОГО АЛГОРИТМА АВТОМАТИЧЕСКОГО
УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДКОЙ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА
НА ОСНОВЕ АНТРОПОЦЕНТРИЧЕСКОГО ПОДХОДА**

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени

кандидата технических наук

Москва – 2017

Работа выполнена на кафедре «Приборы и измерительно-вычислительные комплексы» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель:

Костюков Вячеслав Михайлович
доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Приборы и
измерительно-вычислительные комплексы»
Московского авиационного института
(Национального исследовательского
университета)

Официальные оппоненты:

Василец Валерий Михайлович
доктор технических наук, профессор,
главный специалист Инженерного центра
«ОКБ им. А.И. Микояна» АО «Российская
самолётостроительная корпорация «МиГ»»

Кубланов Михаил Семенович
доктор технических наук, профессор,
Московский государственный технический
университет гражданской авиации

Ведущая организация:

**АО «Научно-исследовательский институт
авиационного оборудования»
(АО «НИИАО»)**

Защита состоится «14» сентября 2017 г. В 12 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.12, созданного на базе МАИ по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке МАИ по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4 или на сайте по ссылке: <http://www.mai.ru>.

Автореферат разослан « __ » _____ 2017 г.

Отзывы на автореферат, заверенные печатью организации, просим отправлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, Ученый совет МАИ.

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д 212.125.12, к.т.н.

Старков А.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Развитие авиации в мире ставит проблему повышения регулярности и безопасности полетов на первое место. В этих условиях вопросы оптимизации наиболее сложных и опасных режимов полета имеют особо важное значение. Сложность решаемых летчиком и системой автоматического управления (САУ) задач и высокие требования к вероятности успешного выполнения полетной задачи приводят к перегрузке экипажа, особенно в ситуациях, когда возникают внезапные проблемы либо на борту самолета, либо на аэродроме посадки. Управление движением самолетов в районе аэродрома является сложной задачей самолетовождения. Время на посадку самолета занимает не более 1-2% всего времени полета, однако на этот режим приходится более 50% всех авиационных происшествий. В большом количестве случаев (от 50 до 90%) причиной аварий и авиакатастроф стали ошибочные из-за стресса действия летчика по управлению самолетом.

Требование повышения безопасности полета самолета диктует необходимость выбора такого алгоритма автоматической посадки (траектории), при котором будут создаваться, если придется отказаться от автоматической посадки, наиболее благоприятные условия деятельности данного летчика по ручному управлению.

С точки зрения математических походов к решению задачи автоматического оптимального управления самолетом сводится к двухточечной граничной задаче, где основные проблемы состоят в обосновании желаемой траектории и критерия, оценивающего качество желаемой и определенной (оптимальной) траекторий движения летательного аппарата (ЛА).

Актуальность данной работы состоит в том, что предложен антропоцентрический подход к решению данной проблемы, когда желаемая траектория автоматической посадки и критерий качества оптимальной траектории формируются исходя из максимального приближения в автоматическом режиме полета к привычному для данного летчика движению в ручном режиме с учетом навыков и состояния данного летчика. При этом в качестве желаемой в ручном режиме используется алгоритм управления траекторией, позволяющей совершать максимальные ошибки пилотирования. Этот подход позволяет летчику работать в условиях минимального психологического напряжения, поскольку он при автоматическом управлении видит движение, которое он сам бы реализовал в случае необходимости ручного режима.

Целью диссертационной работы является разработка адаптивного к текущему состоянию и навыкам летчика алгоритма управления автоматической посадкой пассажирского самолета исходя из максимизации удобства перехода летчика при необходимости на ручной режим управления на основе согласования траекторий ручного и автоматического управления посадкой.

Исходя из этого, в диссертационной работе необходимо было:

1. проанализировать существующие методы ручной и автоматической посадки, траектории, схемы реализации автоматической посадки, математической модели (ММ) поведения летчика при пилотировании им самолета;
2. построить ММ комплексного моделирования движения пассажирского самолета при посадке;

3. решить задачи выявления ММ поведения летчика в управлении самолетом при посадке и реализовать алгоритмы моделирования управляющих воздействий, совершаемых летчиком в процессе ручной посадки;

4. проанализировать влияние параметров траектории посадки таких как высота выравнивания, так и параметров ММ динамики летчика и обосновать алгоритм управления и параметры траектории, позволяющие снизить нагрузку на летчика за счет максимизации допустимых для летчика ошибок;

5. разработать алгоритм и программное обеспечение (ПО) автоматического оптимального управления для найденных желаемых траекторий пространственного движения самолета при посадке.

Объектом исследований является контур ручного и автоматического управления движением пассажирского самолета при посадке.

Предметом исследований являются алгоритмы и ПО бортового комплекса измерения и управления, обеспечивающие решение задачи посадки самолета.

Методы исследования базируются на теории управления, идентификации и оптимизации, теории экспериментальных исследований человеко-машинных систем и имитационном моделировании.

Научная новизна состоит в том, что алгоритм управления и основные параметры траектории автоматической посадки самолета выбираются адаптивно из расчета и оптимизации предполагаемой деятельности данного летчика при ручном управлении, что позволяет в случае вынужденного отказа от автоматического управления с минимальными перегрузками для летчика перейти на ручной режим, то есть в применении антропоцентрического принципа оптимизации автоматического контура управления посадкой.

Научные результаты, выносимые на защиту:

1. алгоритм и реализация алгоритма формирования желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа;

2. идентификация ММ деятельности летчика в форме оптимального регулятора при пилотировании им самолета при посадке;

3. модификация градиентного алгоритма решения задачи оптимального управления движением самолета при посадке;

4. комплекс моделирования, реализующий все вышеуказанные алгоритмы на языке программирования С++.

Практическая ценность состоит в том, что летчику предложены при необходимости отказа от автоматического управления наиболее комфортные условия для управления, учитывающие его навыки и позволяющие совершать максимально большие относительные ошибки пилотирования. Предлагаемый выбор закона управления тягой и высоты выравнивания целесообразен и для работы измерительно-вычислительного комплекса (ИВК) при автоматическом управлении, так как допускает большую допустимую погрешность измерения.

Апробация основных результатов работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Международных научно-

технических конференциях «Инновации в авиации и космонавтике» (г. Москва, 2015 г.) и «Гагаринские чтения – 2016» (г. Москва, 2016 г.)

Публикация. По основным результатам диссертационной работы опубликовано 4 работы, из них 2 научно-технические статьи – в изданиях, включенных в Перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий ВАК РФ и 2 тезиса докладов – в международных научно-технических конференциях.

Внедрение и реализация. Основные результаты диссертационной работы внедрены в учебный процесс на кафедре №303 «Приборы и измерительно-вычислительные комплексы» МАИ, что подтверждается соответствующим актом о внедрении.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложений. Работа представлена в виде 199 страниц текста, 93 рисунка и 40 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность проведенных исследований, сформулированы цель и тема диссертационной работы, определены задачи и методы исследования, отмечена научная новизна, показана практическая ценность работы, представлены основные положения и результаты, выносимые на защиту, кратко изложено содержание работы по главам.

В **первой главе** проводится анализ существующих систем и схем управления посадкой современных пассажирских самолетов, методов решения задачи автоматического управления самолетом на основе математических методов оптимального управления и ММ деятельности летчика при ручном пилотировании им самолета.

Выявлены недостатки существующих способов автоматического и ручного управления посадкой пассажирских самолетов при вынужденном переходе между ними, исходя из реальных нештатных полетных ситуаций, возникающих либо на борту, либо на месте посадки.

Сформулирована техническая постановка решаемой задачи: На основании анализа деятельности летчика по управлению самолетом в процессе посадки в ручном режиме разработать наиболее благоприятный (позволяющий совершать максимальные ошибки, учитывающий состояние летчика и его навыки ручного управления) для данного летчика вариант алгоритма ручного управления и параметры желаемой траектории ручной посадки и реализовать этот алгоритм и параметры желаемой для ручной посадки траектории при расчете оптимального управления в автоматическом режиме посадки, что позволит безболезненно при необходимости переходить на ручное управление в любой момент, т.е. реализовать антропоцентрический принцип.

Вторая глава посвящена модификации алгоритма и разработке ПО решения задачи оптимального управления посадкой самолета.

На рис. 1 показана ММ комплексного моделирования движения пассажирского самолета. Обозначения приведены в табл. 1.

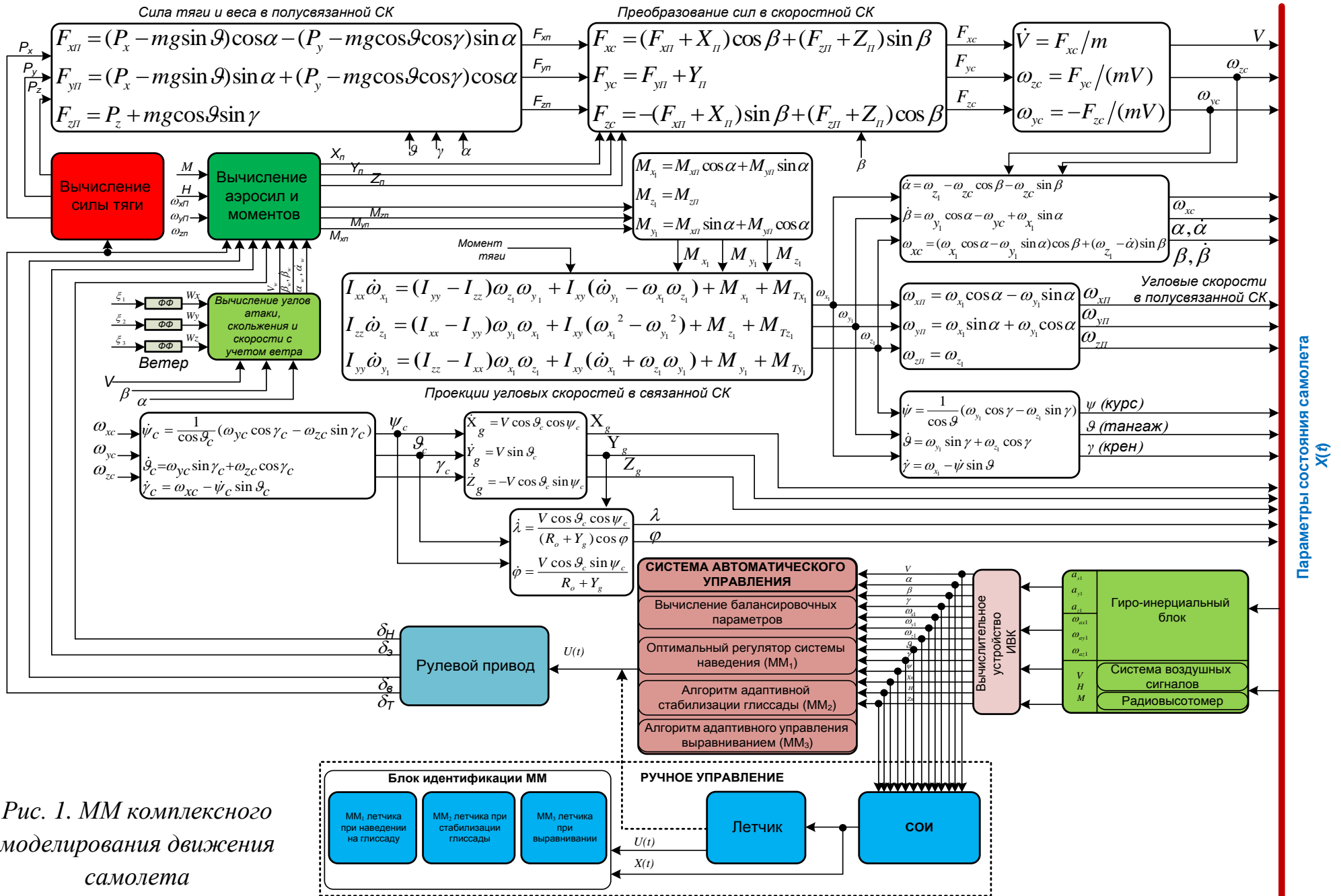


Рис. 1. ММ комплексного моделирования движения самолета

Обозначение	Описание
P_x, P_y, P_z	Проекции вектора тяги в связанной системе координат (СК)
$F_{x\Pi}, F_{y\Pi}, F_{z\Pi}$	Проекции вектора суммирующей силы (сила тяги и вес самолета) в полусвязанной СК
F_{xc}, F_{yc}, F_{zc}	Проекции вектора результирующей силы в скоростной СК
$X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$	Аэродинамические силы в полусвязанной СК
$M_{x\Pi}, M_{y\Pi}, M_{z\Pi}$	Аэродинамические моменты в полусвязанной СК
M_{x1}, M_{y1}, M_{z1}	Проекции аэродинамических моментов в связанной СК
$M_{Tz_1}, M_{Ty_1}, M_{Tx_1}$	Проекции момента силы тяги в связанной СК
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}$	Моменты инерции самолета
X_n, Y_n, Z_n	Координаты самолета в навигационной СК
$\dot{X}_n, \dot{Y}_n, \dot{Z}_n$	Составляющие вектора скорости самолета в навигационной СК
V, V_w	Скорость самолета и скорость ветра
$\omega_{x\Pi}, \omega_{y\Pi}, \omega_{z\Pi}$	Угловые скорости самолета в полусвязанной СК
$\omega_{xc}, \omega_{yc}, \omega_{zc}$	Угловые скорости самолета в скоростной СК
$\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$	Угловые скорости самолета в связанной СК
ϑ, γ, ψ	Углы Эйлера (тангажа, крена и курса)
$\vartheta_c, \gamma_c, \psi_c$	Углы Эйлера в скоростной СК
$\dot{\vartheta}, \dot{\gamma}, \dot{\psi}$	Производные параметров ϑ, γ, ψ
$\dot{\vartheta}_c, \dot{\gamma}_c, \dot{\psi}_c$	Производные параметров $\vartheta_c, \gamma_c, \psi_c$
$\lambda, \varphi, \lambda_0, \varphi_0$	Широта и долгота самолета; Широта и долгота начальной точки
$\dot{\lambda}, \dot{\varphi}$	Производные параметров λ, φ
$\alpha, \alpha_w, \beta, \beta_w$	Угол атаки, угол скольжения в скоростной и ветровой СК
$\dot{\alpha}, \dot{\alpha}_w, \dot{\beta}, \dot{\beta}_w$	Производные параметров $\alpha, \alpha_w, \beta, \beta_w$
$\delta_T, \delta_B, \delta_{\Sigma}, \delta_H$	Отклонения сектора газа, руля высоты, элерона и руля направления
ξ_1, ξ_2, ξ_3	Генерированные случайные числа используемые для моделирования ветра
W_x, W_y, W_z	Составляющие вектора скорости ветра

Алгоритм решения задачи оптимального управления градиентным методом.

Движение самолета (рис. 1) описывается нелинейным векторным дифференциальным уравнением $\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t]$; $x(t_0) = x_0$ (#), где $x(t)$ – n -мерный вектор состояния; $u(t)$ – m -мерный вектор управления. Для этой системы необходимо найти управление $u(t)$, минимизирующее критерий ошибки вида

$$J = \Phi[x(t_f), x_{жс}(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L[x(t), x_{жс}(t), u(t), t] dt, \text{ где } t_0 - \text{начало процесса управления;}$$

$\Phi[x(t_f), x_{жс}(t_f)]$ – терминальный член; $L[x(t), x_{жс}(t), u(t), t]$ – подынтегральная функция. $x_{жс}(t), x_{жс}(t_f)$ – желаемые векторы состояния в соответственно момент времени t и t_f . Кроме того, некоторые из фазовых координат (здесь допустим q координат) в конечный момент времени t_f должны принимать заданные значения:

$$\Psi[x(t_f)] = [x_1(t_f) - x_1^f; \dots; x_q(t_f) - x_q^f]^T = 0, \text{ где } x_i^f \div x_q^f - \text{заданы.}$$

Для решения задачи оптимального управления как известно необходимо записать систему дифференциальных управлений относительно сопряженных переменных (вектор сопряженных переменных $p(t)$ размерности n и матрицу $R(t)$

размерности $n \times q$ функций влияния), которые используются для вычисления улучшающих управлений. Эти уравнения записываются в виде:

$$\dot{p} = -\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^T p - \left(\frac{\partial L}{\partial x}\right)^T; p_i(t_f) = \begin{cases} v_i, & i = \overline{1, q}, \\ \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x_i}\right)_{t=t_f}, & i = \overline{q+1, n}; \end{cases} \dot{R} = -\left(\frac{\partial f}{\partial x}\right)^T R; R_{ij}(t_f) = \delta_{ij}; \delta_{ij} = \begin{cases} 0, & i \neq j \\ 1, & i = j \end{cases}$$

В алгоритме нахождения оптимального управления в работе реализуются следующие шаги:

Шаг (а). Задают начальное приближение для $u(t)$;

Шаг (б). Интегрируют уравнения объекта (#) в прямом времени от t_0 до t_f с начальным условием $x(t_0)=x_0$ при заданном управлении, заданном на предыдущем шаге (а). Запоминают $x(t)$, $u(t)$ и $\Psi[x(t_f)]$;

Шаг (в). Определяют $p(t)$ и $R(t)$ путем интегрирования в обратном времени от t_f до t_0 уравнений для функций влияния. Для определения граничных условий используют значение $x(t_f)$, полученное на шаге (б);

Шаг (г). Одновременно с шагом (в) вычисляются следующие интегралы:

$$I_{\Psi\Psi} = \int_{t_0}^{t_f} R^T \frac{\partial f}{\partial u} W^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)^T R dt \text{ (матрица размерности } q \times q);$$

$$I_{J\Psi} = I_{\Psi J}^T = \int_{t_0}^{t_f} \left(p^T \frac{\partial f}{\partial u} + \frac{\partial L}{\partial u} \right) W^{-1} \left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)^T R dt \text{ (} q\text{-мерный вектор-строка);}$$

$$I_{JJ} = \int_{t_0}^{t_f} \left[p^T \frac{\partial f}{\partial u} + \frac{\partial L}{\partial u} \right] W^{-1} \left[\left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)^T p + \left(\frac{\partial L}{\partial u}\right)^T \right] dt \text{ (скаляр);}$$

Шаг (д). Выбирают значения $\delta\Psi$ так, чтобы следующее приближение было ближе к желаемому значению $\Psi[x(t_f)]=0$. Здесь положено:

$$\delta\Psi = -\varepsilon\Psi[x(t_f)], 0 < \varepsilon \leq 1.$$

После этого определяется вектор v : $v = -(I_{\Psi\Psi})^{-1}(\delta\Psi + I_{\Psi J})$.

Шаг (е). Шаги (б)-(д) повторяют, используя каждый раз улучшенное значение $u_{\text{нов}}(t)$:

$$u_{\text{нов}}(t) = u_{\text{стар}}(t) + \delta u(t),$$

$$\text{где } \delta u(t) = -W^{-1}(t) \left(\frac{\partial L}{\partial u} + [p(t) + R(t)v]^T \frac{\partial f}{\partial u} \right)^T.$$

Вычисления заканчиваются, когда условия $\Psi[x(t_f)]=0$ и $I_{JJ} - I_{J\Psi} I_{\Psi\Psi}^{-1} I_{\Psi J} = 0$ выполняются с желаемой степенью точности.

В численном алгоритме решения данной задачи реализован классический поисковый градиентный метод, подробно изложенный и реализованный в программе на языке программирования C++, схема которой представлена на рис. 2. Особенности предлагаемого алгоритма состоят в алгоритме поиска приращения вектора управления. Подробнее про программу CONTRLA реализации этого алгоритма см. в приложении I данной работы.

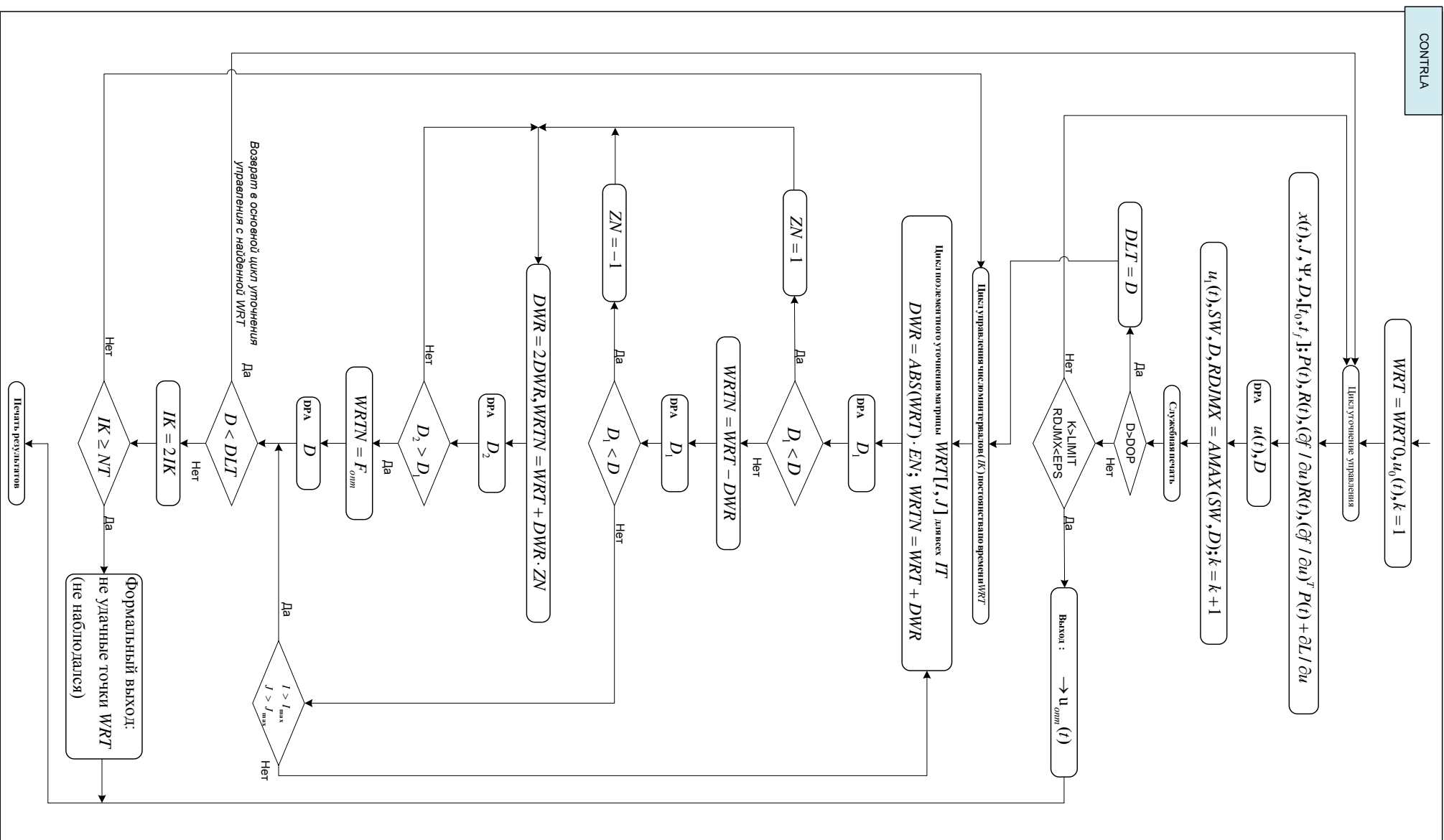


Рис. 2. Схема подпрограмм оптимизации управления: объект $\dot{x} = f(x, u, t)$, критерий (Φ, L, Ψ) , исходная точка $x(t_0)$, параметры моделирования: интервал времени движения t_0, t_f , число точек NT , шаг интегрирования DT , параметры поиска: точность EPS , максимальное разрешаемое число шагов $LIMIT$, степень допуска (5%) DOP , мера малости

Следующие две главы (третья и четвертая) посвящены разработке алгоритмов построения ММ деятельности летчика в ручном режиме для целей их использования в формировании желаемой траектории посадки в автоматическом режиме и реализации решения задач оптимального управления посадкой пассажирского самолета с найденными критериями ММ летчика.

Оптимальное управление предполагает знание (желаемой) требуемой траектории движения. Поскольку в полете необходимо иметь возможность в любой момент посадки переходить с автоматического на ручной режим формирования желаемой траектории САУ следует осуществлять исходя из удобства летчика взять управления на себя (даже если эта траектория и не является эффективной по чисто экономическим и другим показателям). Для решения этой задачи в работе принята модель деятельности летчика в виде регулятора, реализующего алгоритм оптимального управления по критерию, который выявляется для конкретного летчика (собственно и есть ММ летчика), и т.е. желаемая траектория автоматической посадки является адаптивной к навыкам летчика.

Основными этапами при реализации указанного (антропоцентрического) подхода являются:

1. нахождение для конкретного летчика его модели в форме оптимального регулятора движения самолета, т.е. решается “обратная задача оптимального управления”, поскольку определяется критерий, которым руководствовался летчик-регулятор, реализовавший (например на тренажере) благополучный выход на глиссаду из определенных областей пространства;

2. анализ вариантов ручного выравнивания самолета с учетом типовых схем нахождения наиболее благоприятной для летчика высоты выравнивания при сходе с глиссады на траекторию выравнивания, чтобы обеспечивалась возможность летчику совершить максимальные ошибки но не приводящие к превышению ограничений в момент касания взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Глава третья посвящена разработке нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика при энергичном маневре самолета (при выходе на глиссаду) и реализации решения задачи оптимального управления выходом пассажирского самолета на глиссаду снижения с найденным критерием ММ летчика.

Для участка энергичного разворота на глиссаду, где объект (самолет) описывается нелинейным дифференциальным уравнением, модель летчика представляется нелинейным оптимальным регулятором. При этом летчик управляет самолетом таким образом, чтобы как можно быстрее привести его в заданное состояние, т.е. летчик работает в основном как регулятор, оптимальный по быстродействию. Кроме этого в критерии ошибки модели летчика необходимо учитывать ряд характерных особенностей эргатической системы «летчик-самолет», связанных как с особенностями деятельности летчика (комфорт (перегрузка), др.), так и с ограничениями, накладываемыми на реализуемые управляющие воздействия и на скорость их изменения (затраты на отклонение рулевых органов относительно их балансировочных значений).

Итоговой найденный критерий нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика имеет вид оптимального регулятора с критерием ошибки:

$$J = k_1 \varepsilon_z^2(t_f) + k_2 \varepsilon_\kappa^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(k_3 [\omega_{z1}(t) V_{z1}(t)]^2 + k_4 [\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + k_5 [\delta_\delta(t) - \delta_{\delta_0}(t)]^2 + k_6 [\delta_h(t) - \delta_{h_0}(t)]^2 + k_7 [\delta_\delta(t) - \delta_{\delta_0}(t)]^2 \right) dt.$$

где $k_1 \div k_7$ – весовые множители, учитывающие важность частных критериев; $\varepsilon_z(t_f)$, $\varepsilon_\kappa(t_f)$ – соответственно оценки отклонения в конечный момент t_f траектории самолета от линии глиссады в вертикальной и горизонтальной плоскостях (рис. 3):

$$\varepsilon_z(t_f) = \arctg \frac{Y_g(t_f)}{X_g(t_f)} - \theta_z; \quad \varepsilon_\kappa(t_f) = \arctg \frac{Z_g(t_f)}{X_g(t_f)};$$

где $X_g(t_f)$, $Y_g(t_f)$, $Z_g(t_f)$, θ_z – соответственно дальность, высота, боковое отклонение самолета в земной (посадочной) системе координат (СК) в момент t_f и угол наклона глиссады; $\omega_{z1}(t)$, $V_{z1}(t)$ – проекции угловой и линейной скорости самолета на оси связанной СК; $\delta_T(t)$, $\delta_\delta(t)$, $\delta_h(t)$, $\delta_\delta(t)$ – положение сектора газа двигателя, отклонения рулей высоты, направления и элеронов соответственно; $\delta_{T_0}(t)$, $\delta_{\delta_0}(t)$, $\delta_{h_0}(t)$, $\delta_{\delta_0}(t)$ – соответствующие балансировочные значения управлений для данного режима полета; $(t_f - t_0)$ – интервал времени управления. Числовые значения вектора k и есть основная ММ деятельности летчика.

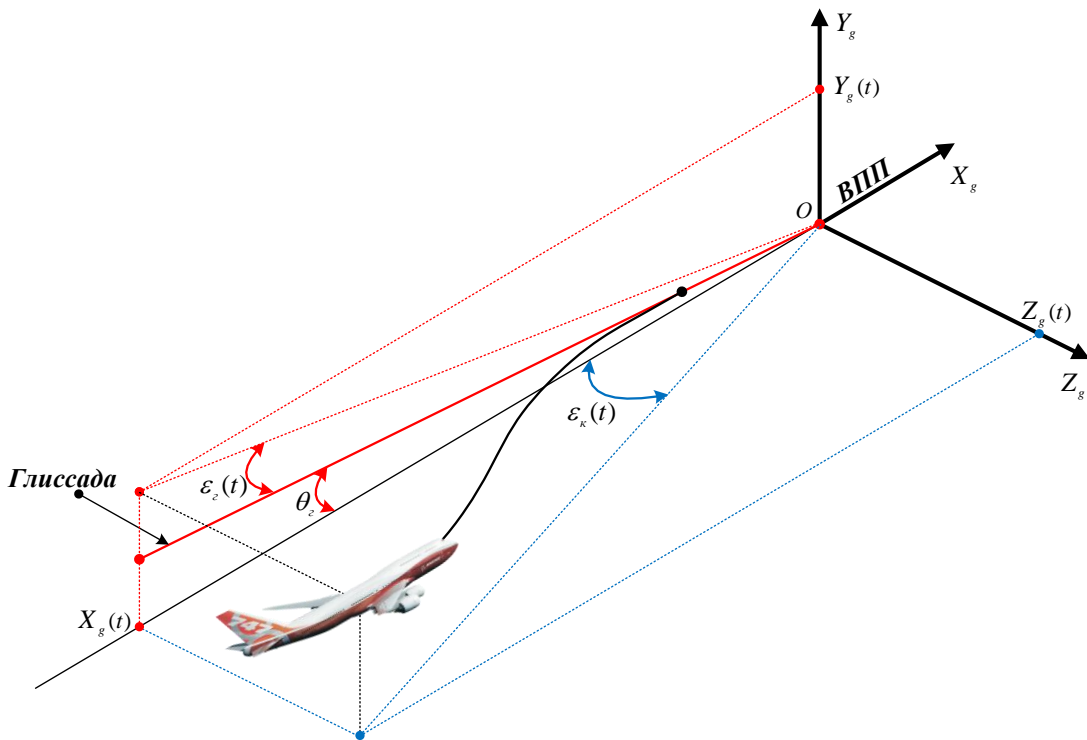


Рис. 3.
Отклонение
самолета от
линии
глиссады

Идентификация параметров нелинейной ММ оптимальной деятельности летчика. Рассмотрим задачу нахождения модели летчика как регулятора, реализующего оптимальное управление самолетом по критерию J , в котором нам известен вид критерия, но неизвестными являются параметры: $k_1 \div k_7$. Определение параметров $k_1 \div k_7$ критерия J производится по оптимизационному алгоритму, основанному на известных управлениях и траекториях, сформированных данным летчиком в реальном полете или эксперименте на тренажере. Эта задача является обратной по отношению к классической задаче оптимального управления, которая рассмотрена в предыдущей главе, но и также задачей параметрической оптимизации, критерием в которой является степень рассогласования между исходными экспериментальными траекториями и траекториями, полученными при

оптимальном управлении ЛА. Этого можно добиться путем минимизации по всем параметрам $k_1 \div k_7$ минимизируемой функции $J_{\#}$, являющейся критерием совпадения траекторий и управлений, который определим следующим образом:

$$J_{\#} = \sum_{i=1}^n (x_{i.эксн}(t) - x_{i.онм}(t))^2 + \sum_{j=1}^m (u_{j.эксн}(t) - u_{j.онм}(t))^2,$$

где $x_{i.онм}(t)$, $x_{i.эксн}(t)$ – текущее при моделировании оптимального управления для текущего набора значений $k_1 \div k_7$ и экспериментальное значения i -ого компонента вектора состояния самолета в момент t соответственно; $u_{j.онм}(t)$, $u_{j.эксн}(t)$ – текущее при моделировании оптимального управления для текущего набора значений $k_1 \div k_7$ и экспериментальное значения j -ого компонента вектора управления самолета в момент t соответственно.

Зашумление входных данных. в реальных условиях в показаниях приборов имеются некоторые неточности (шум – $\xi(t)$). Необходимо проверить работу программы для зашумлённых входных данных. Возьмём шум $\xi(t)$ равным 5%, и внесём его в исходные данные, прибавив к каждому входному значению $x(t)$ случайное число в пределах этих 5% от собственного.

В случае отсутствия данных от эксперимента в работе предложена имитация эксперимента (имитационное моделирование) при заданных истинных значениях $K_{ист}$ критерия J . В алгоритме поиска параметров $k_1 \div k_7$ критерия J предлагаемы три варианта начальных значений K_0 первоначального критерия, от которого сам поиск параметров $k_1 \div k_7$ происходит: 1) $K_0 = K_{ист}$; 2) $K_0 = K_{ист} \pm 10\% K_{ист}$; 3) $K_0 = K_{ист} \pm 20\% K_{ист}$.

Итак, в данной работе решение обратной задачи оптимизации по поиску параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения самолета на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t)$ и $u_{эксн}(t)$ происходит по следующей схеме на рис. 4:

Последовательность шагов реализации алгоритма определения согласующих параметров $k_1 \div k_7$ критерия J :

1. задаются начальные приближения для параметров $k_1 \div k_7$;
2. решается прямая задача оптимального управления с этим набором начальных значений параметров $k_1 \div k_7$;
3. вычисляется значение минимизируемой функции $J_{\#}$;
4. изменяются искомые параметры $k_1 \div k_7$ и снова решается прямая задача и вычисляется значение функции $J_{\#}$;
5. если значение функции $J_{\#}$ уменьшилось, то продолжают изменяться параметры, пока оно уменьшается.

В результате найдены следующие значения параметров $k_1 \div k_7$ для конкретных тестов летчика:

k_1	k_2	k_3	k_4	k_5	k_6	k_7
625	25	0.00326921	1.0	0.0340845	0.0380094	1.0

Таким образом, критерий используемый для моделирования управляющей деятельности конкретного летчика по наведению самолета на глиссаду в форме оптимального регулятора имеет следующий вид:

$$J = 625\varepsilon_z^2(t_f) + 25\varepsilon_k^2(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} \left(0.00326921 [\omega_{z1}(t)V_{z1}(t)]^2 + 1.0 [\delta_T(t) - \delta_{T_0}(t)]^2 + 0.0340845 [\delta_6(t) - \delta_{6_0}(t)]^2 + 0.0380094 [\delta_H(t) - \delta_{H_0}(t)]^2 + 1.0 [\delta_9(t) - \delta_{9_0}(t)]^2 \right) dt.$$

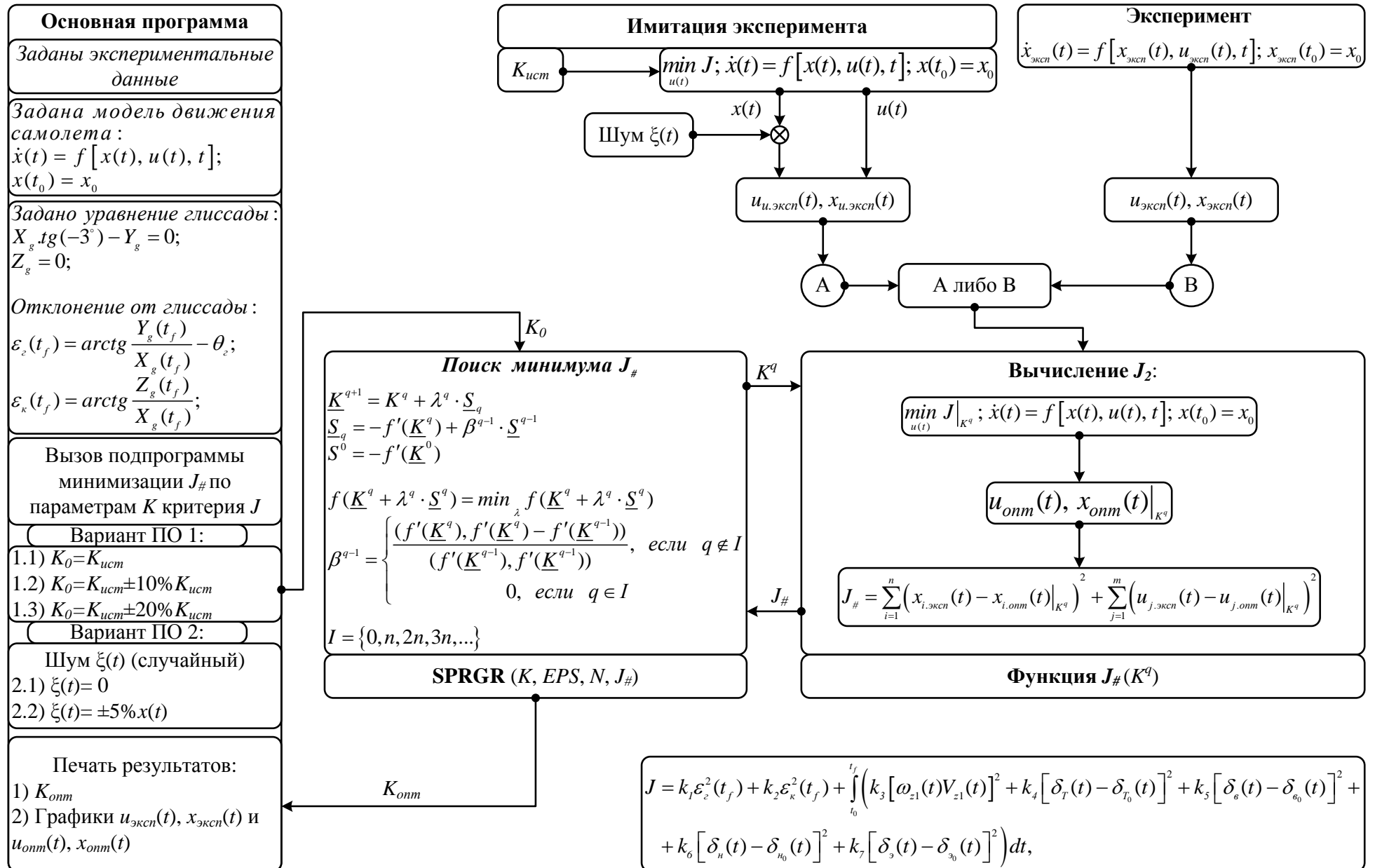


Рис.4. Структура алгоритма поиска параметров $K_{онм}$ критерия оптимального наведения на глissаду J по экспериментальным траекториям $u_{эксн}(t)$ и $x_{эксн}(t)$ и уравнению объекта $\dot{x}(t) = f[x(t), u(t), t]; x(t_0) = x_0$

В работе также проанализировано влияние зашумления $\xi(t)$ входных данных (траектории) и начальных значений K_0 на работу алгоритма поиска параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения самолета на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксп}(t)$ и $u_{эксп}(t)$ и его программы реализации. На основе анализа полученных результатов показано малое влияние этих факторов на итоговую оценку параметров $k_1 \div k_7$ найденного критерия J (см. в приложении II данной работы).

Оптимальное управление выходом на глиссаду. Полученный критерий дает возможность моделировать отклонения рулей самолета летчиком (по деятельности которого построена модель критерия) при пилотировании им самолета как решение прямой задачи оптимального управления с закрепленным правым концом траектории и фиксированным временем выхода из произвольной точки в районе аэродрома на глиссаду снижения. На рис. 5 приведен результат примера выполнения этой задачи из двух начальных разных точек для двух типов самолета.

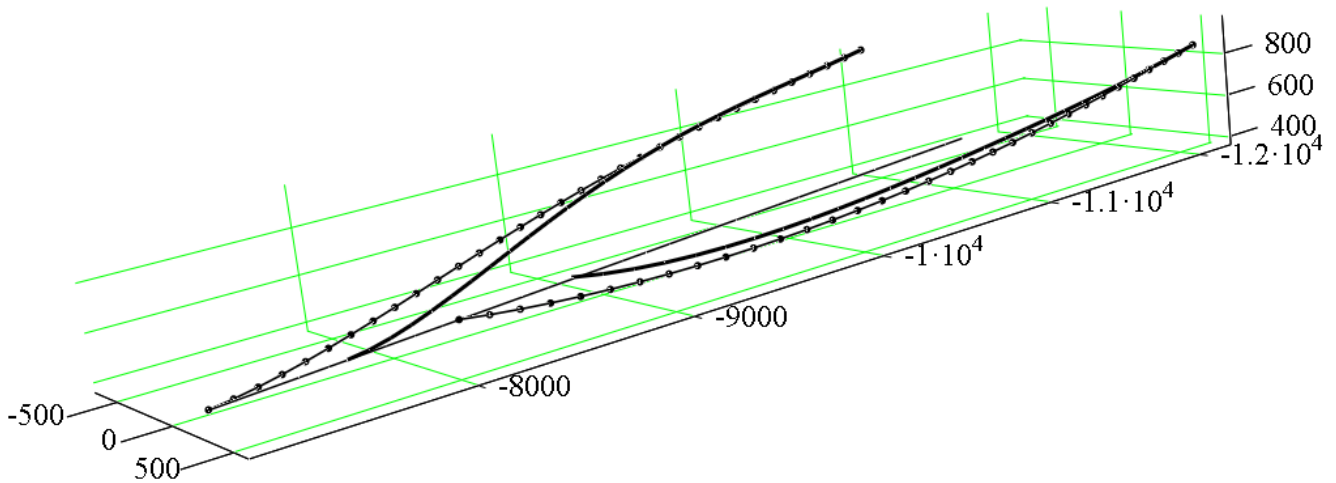


Рис. 5. Трехмерная графика выхода на глиссаду (траектории из двух разных точек) двух типов самолета (размерность по осям – м): толкая линия – глиссада снижения; линии с круглыми точками – траектории полета самолета 1; жирные линии – траектории полета самолета 2

Глава четвертая посвящена разработке ММ деятельности летчика при неэнергичных маневрах самолета (для участков движения по глиссаде и выравнивания) и нахождению с ее помощью законов управления тягой и наилучшей высоты начала выравнивания и реализации решения в форме задачи оптимального управления выравниванием с найденным критерием оптимальности, обеспечивающим траекторию автоматической посадки максимально похожей на траектории, реализуемые летчиком в ручном режиме выравнивания.

При описании незначительных отклонений от стационарного движения (движения по глиссаде) модель динамики самолета воспринимается летчиком как линейная и деятельность летчика может описываться (адекватно модели объекта) линейной моделью, а режим управления компенсационным слежением, при этом отклонение руля высоты задается выражением: $\delta(t) = \delta_{\text{в.бал.}\theta=-3^\circ}(t) + \Delta\delta_{\text{в.стаб}}(t)$. Здесь в модели: $\delta_{\text{в.бал.}\theta=-3^\circ}(t)$, $\Delta\delta_{\text{в.стаб}}(t)$ – его балансировочное значение и компенсационное отклонение соответственно. Эта модель характеризуется простотой (квазилинейная) и определяется с достаточной степенью точности параметрами T_D , T_l , τ , $K_{\text{стаб}}$:

$$\Delta h_1(t) = h(t) - h_{\text{бал.}\theta=-3^\circ}(t);$$

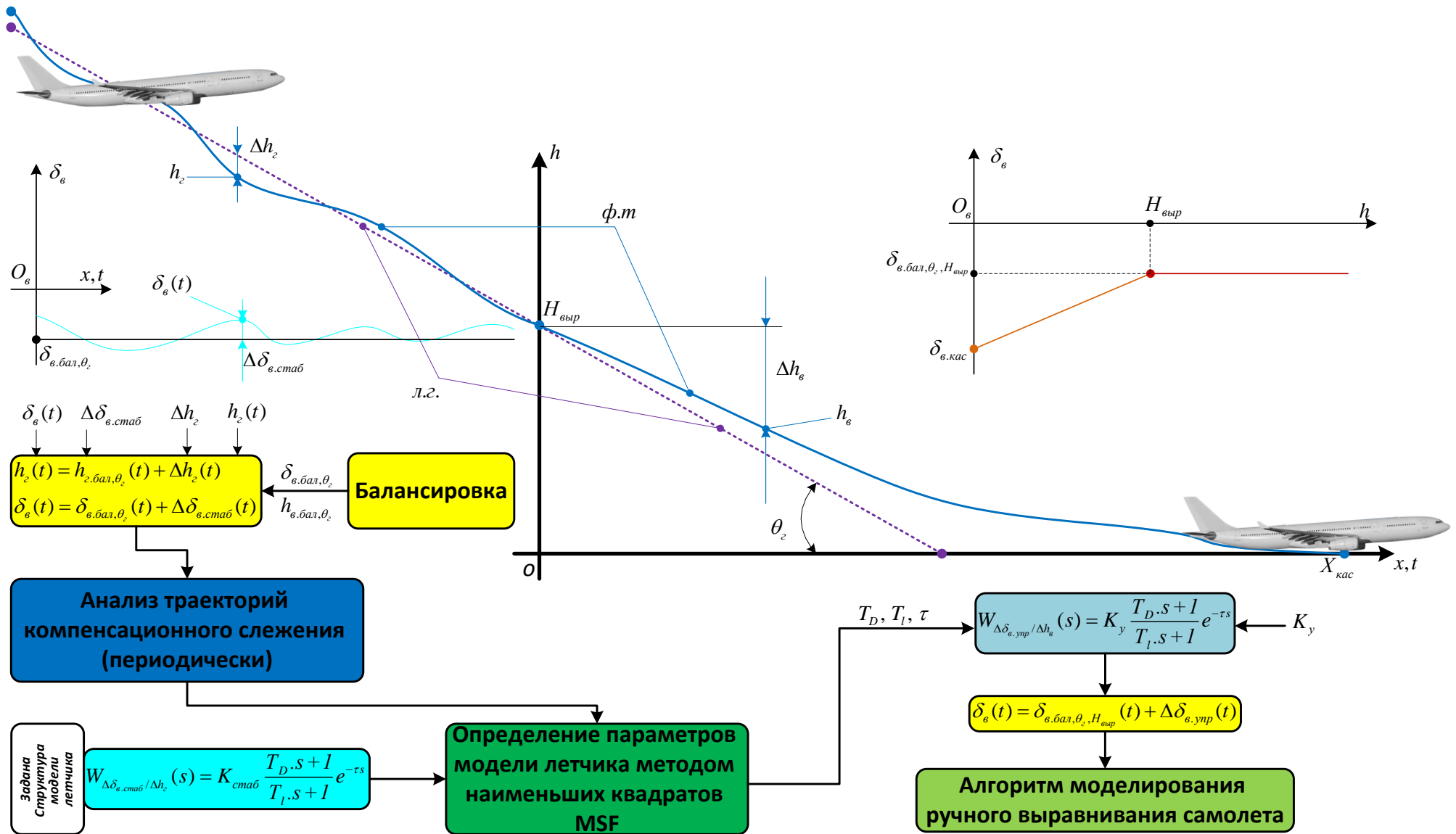


Рис. 6. К выявлению ММ деятельности летчика при неэнергичных маневрах самолета (для участков движения по глиссаде снижения и выравнивания)

$$T_l \frac{d(\Delta\delta_{\text{стаб}}(t))}{dt} + \Delta\delta_{\text{стаб}}(t) = K_{\text{стаб}} \left[T_D \frac{d(\Delta h_1(t-\tau))}{dt} + \Delta h_1(t-\tau) \right],$$

где $K_{\text{стаб}}$ – коэффициент при стабилизации высоты; $h(t)$, $h_{\text{бал},\theta=-3^\circ}(t)$ – фактическое и балансировочное значения высоты полета в момент времени t соответственно.

Параметры модели T_D , T_l , τ для конкретного летчика в сложившихся условиях оцениваются на борту на тестовых участках движения самолета по глиссаде и находят из алгоритма MSF. В итоге постоянные времени T_D , T_l , τ принимали значение в соответственно следующих диапазонах: $T_D=0.1\div 5.0$ с; $T_l=0.01\div 0.5$ с; $\tau=0.1\div 0.3$ с.

В работе эта модель в модифицированном виде использована и для моделирования процесса выравнивания самолета летчиком но коэффициент модели летчика обусловлен выбираемой высотой выравнивания и законам управления тягой двигателя.

При этом с высоты ниже $H_{\text{выр}}$ до касания ВПП: $\delta_\epsilon(t) = \delta_{\text{в.бал},\theta=-3^\circ, h=H_{\text{выр}}} + \Delta\delta_{\text{в.выр}}(t)$;

$$\Delta h_2(t) = h(t) - H_{\text{выр}};$$

$$T_l \frac{d(\Delta\delta_{\text{в.выр}}(t))}{dt} + \Delta\delta_{\text{в.выр}}(t) = K_y \left[T_D \frac{d(\Delta h_2(t-\tau))}{dt} + \Delta h_2(t-\tau) \right],$$

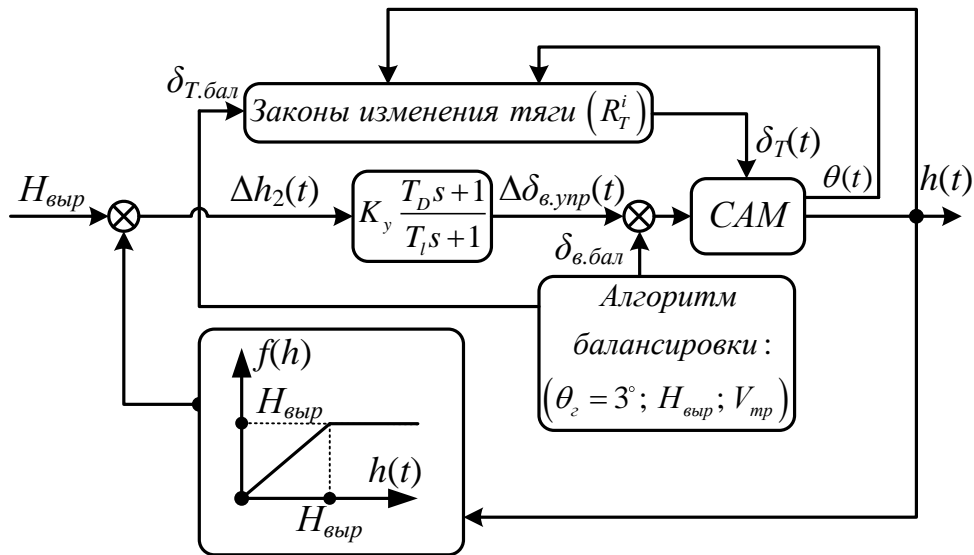
где K_y – коэффициент усиления, выбираемый летчиком (в работе рассмотрен весь диапазон K_y от 0.075 до 3.0 (рис. 8)); $\delta_{\text{в.бал},\theta=-3^\circ, h=H_{\text{выр}}}$ – балансировочное значение отклонения руля высоты на $H_{\text{выр}}$; $\Delta\delta_{\text{в.выр}}(t)$ – значение выравнивающего отклонения руля высоты.

Движение самолета по глиссаде снижения и при выравнивании и блок-схема алгоритма идентификации параметров ММ деятельности летчика на этих участках показана на рис. 6.

В случае ручного режима управления выравниванием существуют удобные для летчика различные законы управления тягой двигателей от высоты выравнивания до касания ВПП самолетом:

1. тяга пропорциональна высоте полета (R_T^1);
2. тяга равна константе (балансировочному значению на высоте начала выравнивания $H_{\text{выр}}$) (R_T^2);
3. тяга равняется 10% возможной максимальной тяги (режим малого газа) (R_T^3);
4. тяга полностью выключена (R_T^4);
5. тяга отключается при положительном наклоне траектории ($\theta>0$) (R_T^5).

Итак, блок-схема контура ручного управления летчиком движением самолета при выравнивании имеет вид:



Ограничения на вектор состояния самолета в момент касания ВПП. В момент касания ВПП самолет не должен выходить за следующие ограничения по безопасности соприкосновения с полосой аэродрома, которые иллюстрированы на рис. 7:

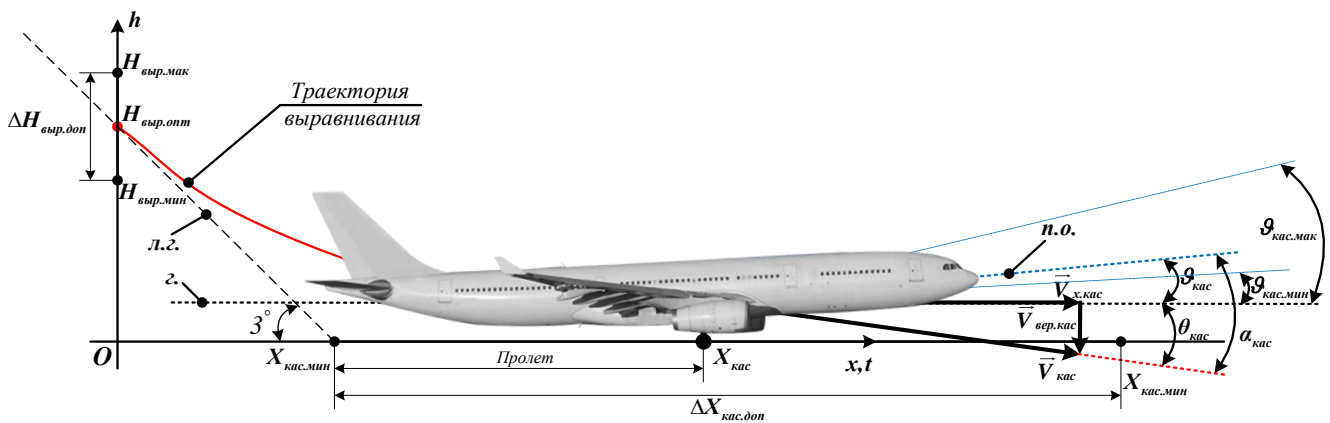


Рис. 7. Ограничения на вектор состояния самолета в момент касания ВПП: вертикальная скорость (м/с): $-3.6 \leq V_{вер.кас} \leq 0$; траекторная скорость (м/с): $55 \leq V_{тра.кас} \leq 90$; угол тангажа: $2^\circ \leq \theta_{кас} \leq 9^\circ$; угол атаки: $\alpha_{кас} \leq 12^\circ$; положение руля высоты: $-30^\circ \leq \delta_\delta(t) \leq 30^\circ$; дистанция от порога ВПП до точки касания (м): $100 \leq X_{кас} \leq 800$

Алгоритм выбора оптимальной высоты начала выравнивания на основе антропоцентрического принципа. Очевидно, что разные законы управления тягой (R_T^i , $i = \overline{1,5}$) и высоты начала выравнивания $H_{выр}$ приведут к завершению посадки с разными показателями по тактико-техническим требованиям в момент касания ВПП. Однако среди всех допустимых законов лучше выбрать такой, при котором летчик может сделать самую большую допустимую ошибку $\Delta H_{выр.доп}$ в оценке высоты $H_{выр}$ в процессе выравнивания и при этом оставаться в допусках по ограничениям в момент касания ВПП. Это позволяет летчику работать в условиях минимального психологического напряжения, не боясь ошибиться при определении начальной высоты выравнивания.

На основе моделирования процесса выравнивания с фактическими параметрами самолета Q и летчика T_D , T_l , τ и с вышесказанными законами

управления тягой строятся области допустимых начальных высот выравнивания и приводится их сравнение для выбора наилучшего по комфорту варианта

$$(H_{выр.опт}, R_T^i): \max_{H_{выр}, R_T^i} \left[\frac{\Delta H_{выр.доп}}{H_{выр}}(Q, T_D, T_l, \tau) \right].$$

На рис. 8 показаны примеры областей допустимых высот начала выравнивания, соответствующие двум законам управления тягой. Первому закону соответствует область 1, а второму – область 2. Наклонные лучи соответствуют различным коэффициентам усиления K_y , которые летчик должен реализовать, пересекая зоны допустимых начальных высот выравнивания, ограниченные их максимальными и минимальными значениями. Границы зон по лучам с соответствующим коэффициентом с по реализуемому алгоритму управления рулем высоты определяются выходом на тот или иной допуск в точке касания ВПП. Максимальные относительные допустимые отклонения по высоте для первого (R_T^1) и второго (R_T^2) вариантов управления обозначаются $\Delta H_1/H_{сред.1}$ и $\Delta H_2/H_{сред.2}$, где ΔH_1 и ΔH_2 являются разностью между максимальной и минимальной допустимыми высотами, средняя величина которых соответственно обозначена $H_{сред.1}$, $H_{сред.2}$. При введенных в качестве примера параметрах динамики летчика во втором варианте управления допускается большая относительная ошибка, не приводящая к аварийной посадке.

Алгоритм выбора и построения областей высот начала выравнивания показан в виде блок-схемы на рис. 9.

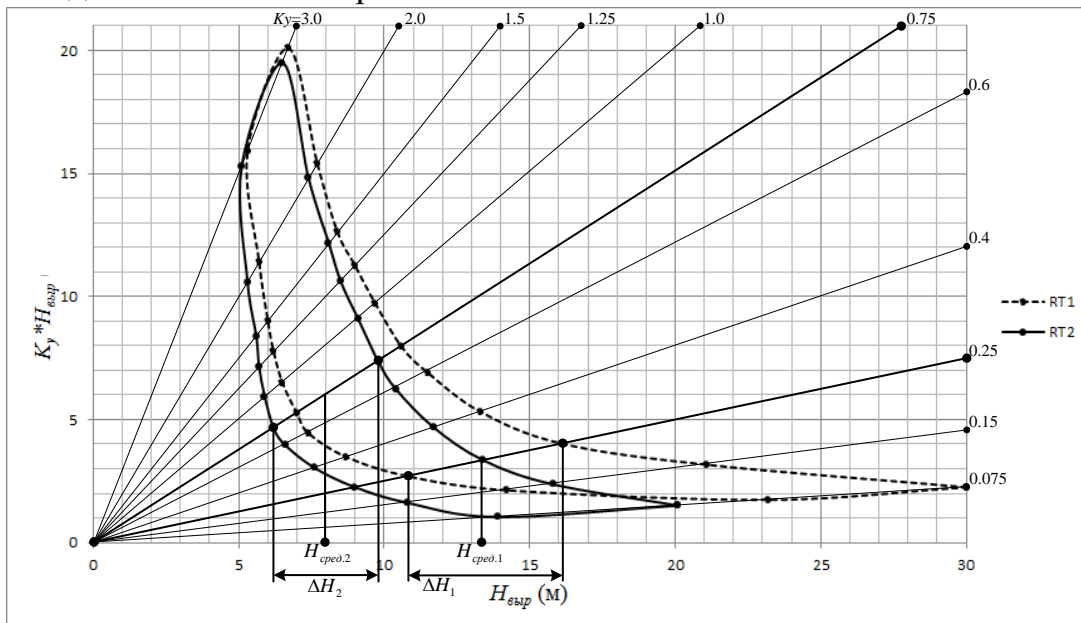


Рис. 8. К выявлению алгоритма выбора оптимального варианта управления на основе антропоцентрического принципа

При реализации в рассматриваемом тесте вышесказанного алгоритма и анализе полученных результатов (см. в приложении III данной работы) получены следующие: в качестве оптимального варианта выбраны следующие параметры ММ летчика $T_D=2.0$ и $T_l=0.1$, значение коэффициенте усиления $K_y=1.0$ и первый закон изменения тяги (R_T^1) при этом относительная допустимая ошибка равна $\Delta=0.742138365$. Средняя допустимая высота начала выравнивания, являющаяся оптимальной ($H_{доп.опт}$), $H_{доп.сред}=15.9$ м (рис. 10). Допустимый разброс $\Delta H_{выр}$ начала выравнивания максимальный при полученной $H_{доп.опт}$: от 10 до 21.8 м (рис. 10).

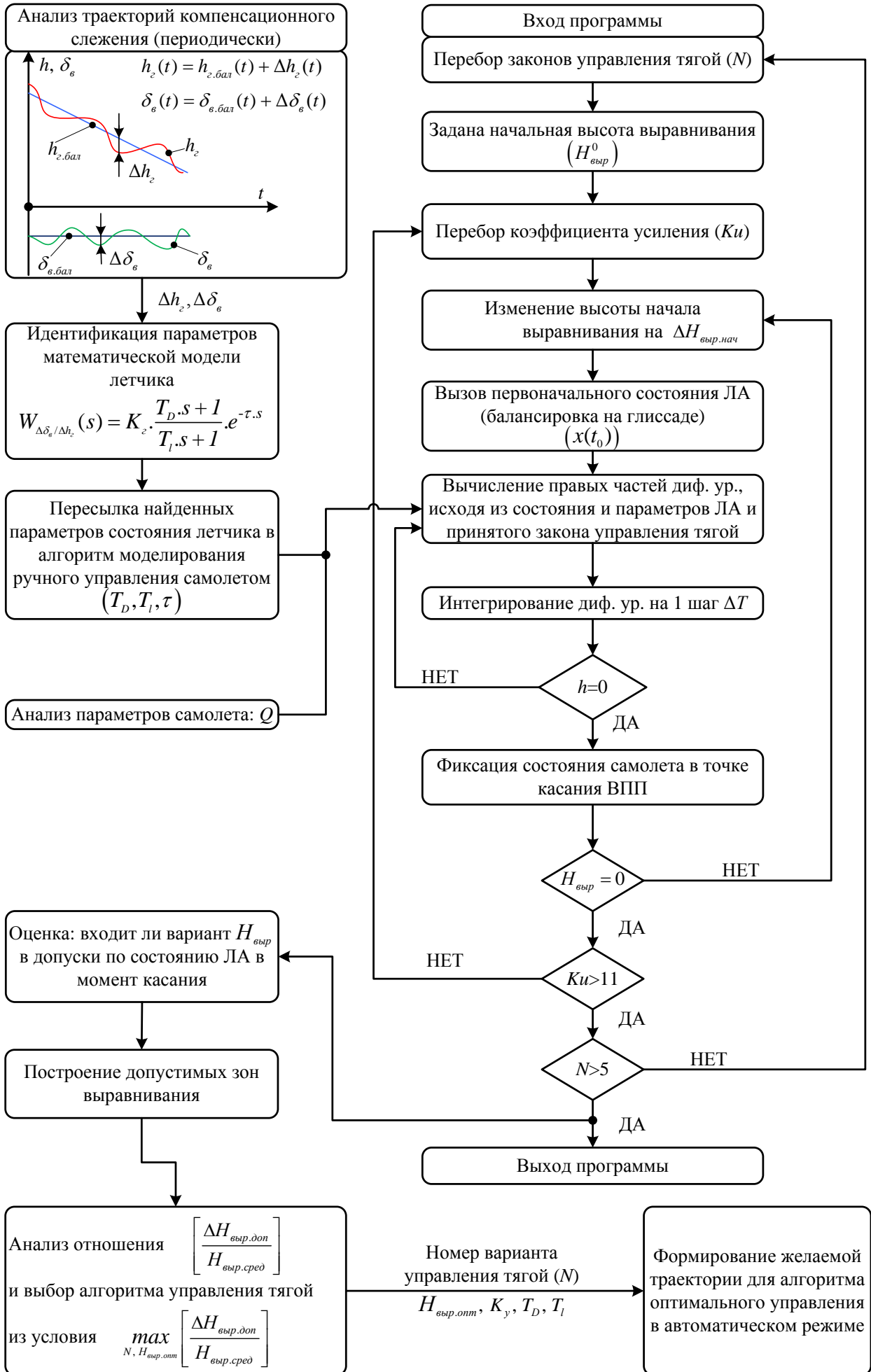


Рис. 9. Блок-схема программы реализации алгоритма

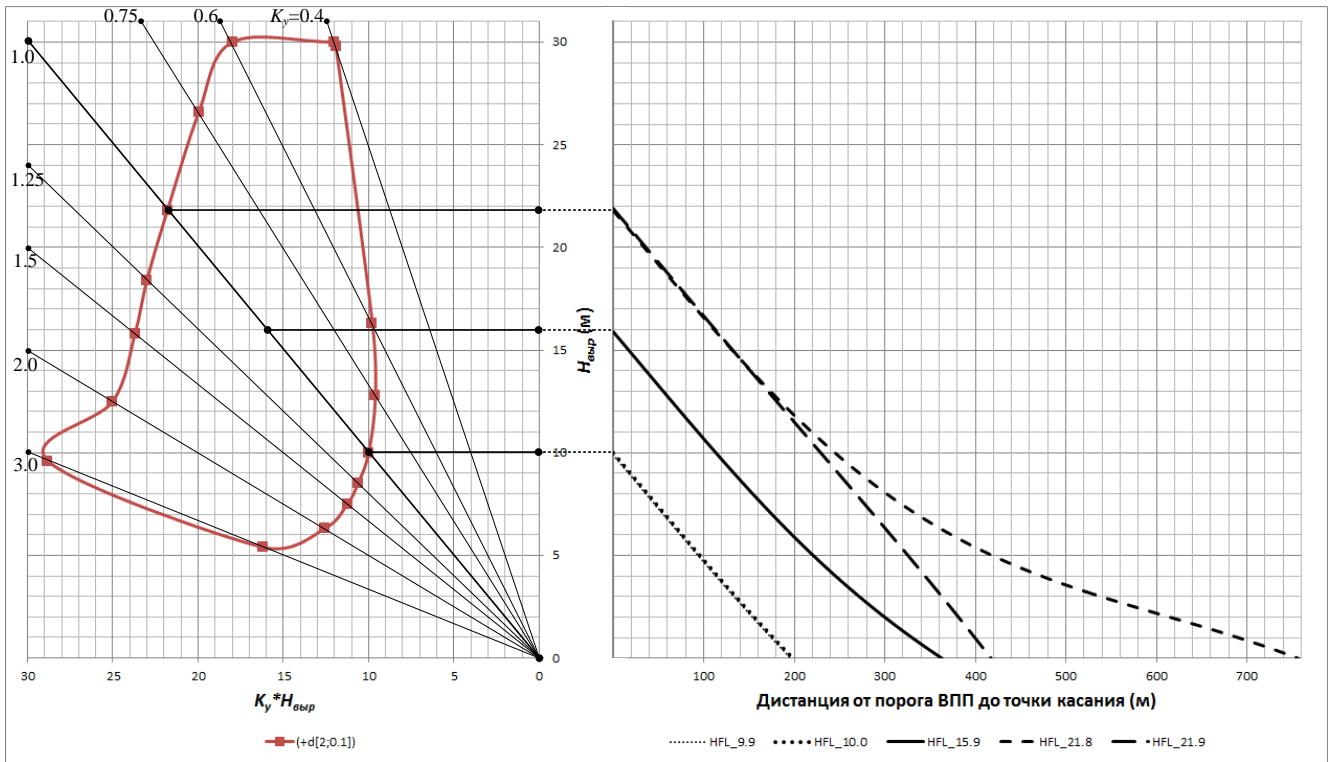


Рис. 10. Допустимая зона $H_{выр}$ при ($RT1; T_D=2.0; T_l=0.1$) и моделирование выравнивания с некоторых $H_{выр}$ (9.9 м; 10 м; 15.9 м; 21.8 м; 21.9 м) при $K_y=1.0$

При высоте выравнивания ниже $H_{выр}=10.0$ м и выше $H_{выр}=21.8$ м – реализуются недопустимые величины вертикальной скорости и угла тангажа в точке касания ВПП, поскольку при моделировании выравнивания с высоты $H_{выр}=9.9$ м (рис. 10) получены $\vartheta_{кас}=1.540519$ град. и $V_{вер.кас}=-3.62108$ м/с, а при моделировании выравнивания с высоты $H_{выр}=21.9$ м (рис. 10) получены $\vartheta_{кас}=-0.06359$ град. и $V_{вер.кас}=-4.44459$ м/с. Они выходят за постановленные выше ограничения по безопасности соприкосновения с полосой аэродрома.

На рис. 11 показаны изменения значения некоторых главных параметров векторов состояния и управления самолета при моделировании ручного выравнивания с “оптимальными” выше выбранными величинами ($H_{дон.пред}=15.9$ м, (R'_T), $K_y=1.0$, $T_D=2.0$, $T_l=0.1$), их значения в терминальной точке соприкосновения с ВПП см. в табл. 2.

Выбранные оптимальные (позволяющие допускать максимальные относительные ошибки) для реализации летчиком закон изменения тяги двигателя (R'_T), высота начала выравнивания $H_{дон.онм}=15.9$ м и вид траектории выравнивания и ее параметры (рис. 11) далее используются как желаемые для задачи формирования оптимального управления выравниванием самолета в автоматическом режиме, поскольку обеспечивают при необходимости наиболее комфортный переход на ручной режим по соответствующей схеме, что дает больший диапазон для допустимых ошибок летчика.

Выбор высоты выравнивания по такому алгоритму целесообразен и для работы ИВК при автоматическом управлении, так как допускает большую допустимую погрешность в оценке высоты высотомером ИВК.

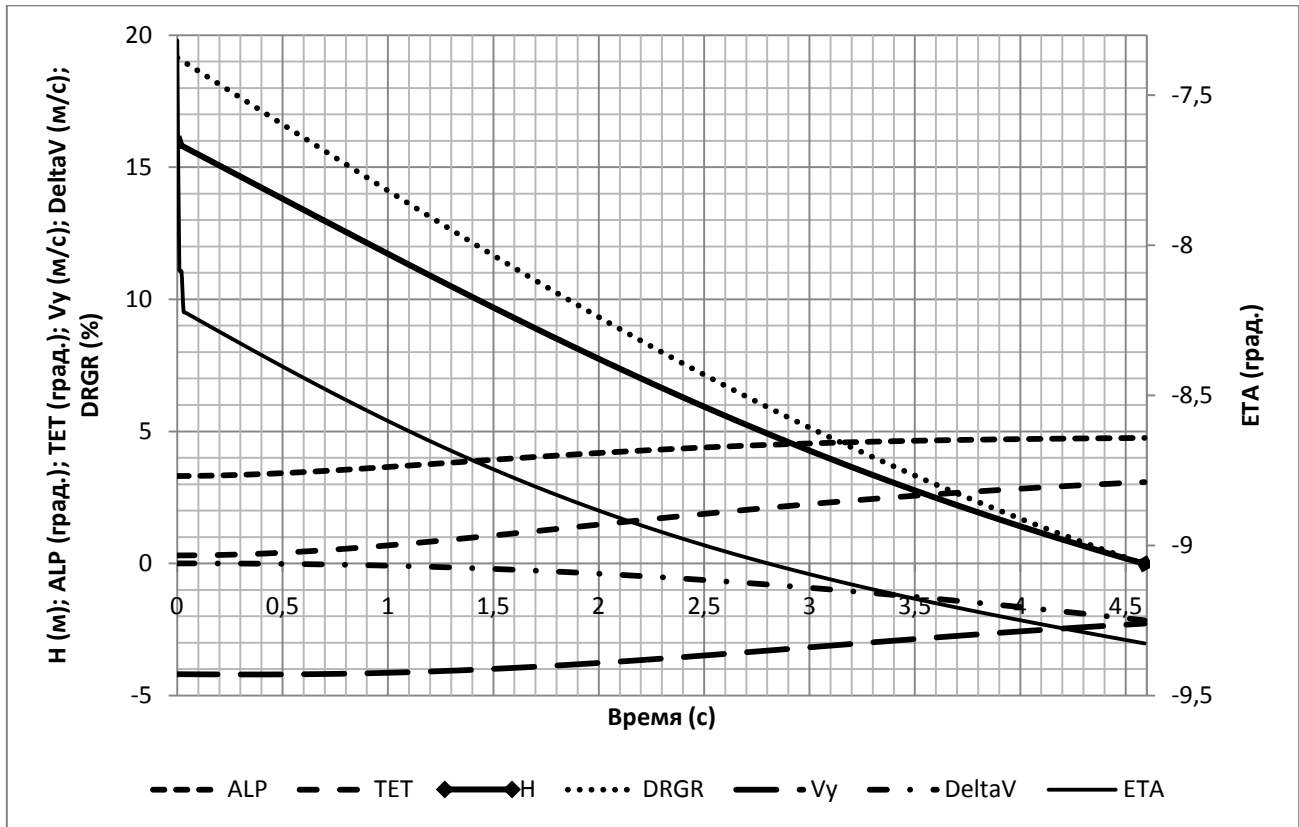


Рис. 11. Изменение значения параметров векторов состояния и управления выбранного "оптимального" ручного выравнивания: H – высота полета (м); ALP – угол атаки (град.); TET – угол тангажа (град.); V_y – вертикальная скорость (м/с); $DeltaV$ – изменение скорости полета (м/с); $DRGR$ – отклонение сектора газа (%); ETA – отклонение руля высоты (град.)

Идентификация критерия оптимального управления выравниванием самолета. В данной работе были принят вид критерия оптимизации при

выравнивании $J_{выр} = \Phi_{выр}[x(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L_{выр}[x(t), x_{жс}(t), u(t), u_{жс}(t), t] dt$:

1. $L_{выр}[x(t), x_{жс}(t), u(t), u_{жс}(t), t]$ – подынтегральная функция, отвечающая за согласование параметров оптимального и полученного выше ручного выравнивания:

$$L_{выр}[x(t), x_{жс}(t), u(t), u_{жс}(t), t] = \mu_1 [H_{жс}(t) - H(t)]^2 + \mu_2 [\delta_{в.жс}(t) - \delta_v(t)]^2 + \mu_3 [V(t) - V_{жс}(t)]^2 + \mu_4 [V_{вер.}(t) - V_{вер.жс}(t)]^2 + \mu_5 [\vartheta(t) - \vartheta_{жс}(t)]^2 + \mu_6 [\alpha(t) - \alpha_{жс}(t)]^2$$

где $H_{жс}(t)$, $V_{жс}(t)$, $V_{вер.жс}(t)$, $\vartheta_{жс}(t)$, $\alpha_{жс}(t)$, $\delta_{в.жс}(t)$ – желаемые значения высоты, скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, угла атаки, отклонения руля высоты соответственно в данный момент времени t ;

$H(t)$, $V(t)$, $V_{вер}(t)$, $\vartheta(t)$, $\alpha(t)$, $\delta_\epsilon(t)$ – фактические значения высоты, скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, угла атаки, отклонения руля высоты соответственно в конечный момент времени t_f ;

2. $\Phi_{выр}[x(t_f)]$ – терминальная функция, отвечающая за требование к параметрам вектора состояния самолета в терминальной точке (в момент касания ВПП):

$$\Phi_{выр}[x(t_f)] = \mu_7 [V(t_f) - V_{кас.мп}]^2 + \mu_8 [V_{вер.}(t_f) - V_{кас.вер.мп}]^2 + \\ + \mu_9 [\vartheta(t_f) - \vartheta_{кас.мп}]^2 + \mu_{10} [Прл(t_f) - Прл_{кас.мп}]^2$$

где $V(t_f)$, $V_{вер}(t_f)$, $\vartheta(t_f)$, $Прл(t_f)$ – значения скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, пролета самолет соответственно в конечный момент времени t_f (момент касания ВПП);

$V_{кас.мп}$, $V_{вер.кас.мп}$, $\vartheta_{кас.мп}$, $Прл_{кас.мп}$ – требуемые значения скорости полета, вертикальной скорости, угла тангажа, пролета соответственно в конечный момент времени t_f (момент касания ВПП).

при ограничении в момент t_f : $\Psi_{выр}[x(t_f)] = [H(t_f); \omega_z(t_f)]^T = 0$, где $H(t_f)$; $\omega_z(t_f)$ – соответственно высота и проекция на ось Oz угловой скорости самолета, заданные в правом конце, которые выдерживают самолета в неповоротном положении при соприкосновении с ВПП и дают ему благополучно приземлиться.

В данной работе найдены в критерии оптимизации $J_{выр}$ при выравнивании следующие значения весовых коэффициентов $\mu_1 \div \mu_{10}$:

μ_1	μ_2	μ_3	μ_4	μ_5	μ_6	μ_7	μ_8	μ_9	μ_{10}
150.0	25.0	50.0	200.0	10.0	15.0	0.1	10.0	2.0	1.0

В итоге критерий оптимизации $J_{выр}$ при выравнивании имеет следующий вид:

$$J_{выр} = 0.1 [V(t_f) - 80]^2 + 10 [V_{вер.}(t_f) - (-2)]^2 + 2 [\vartheta(t_f) - 3]^2 + [Прл(t_f) - 65]^2 + \\ + \int_{t_0}^{t_f} (150 [H_{жс}(t) - H(t)]^2 + 25 [\delta_{\epsilon.жс}(t) - \delta_\epsilon(t)]^2 + 50 [V(t) - V_{жс}(t)]^2 \\ + 200 [V_{вер.}(t) - V_{вер.жс}(t)]^2 + 10 [\vartheta(t) - \vartheta_{жс}(t)]^2 + 15 [\alpha(t) - \alpha_{жс}(t)]^2) dt$$

Оптимальное управление выравниванием самолета. При решении данной задачи в работе рассматриваются три варианта учета инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа: вариант 1 – с учетом инерционности привода по каналам руля высоты и сектора газа; вариант 2 – тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания (линейное уменьшение) и с учетом инерционности привода руля высоты; вариант 3 – тяга оптимального выравнивания равна тяге ручного выравнивания и без учета инерционности привода руля высоты.

Результаты решения задачи по найденному выше критерию при втором варианте приведены на рис. 12 и 13, а результаты при остальных вариантах см. в приложении IV данной работы.

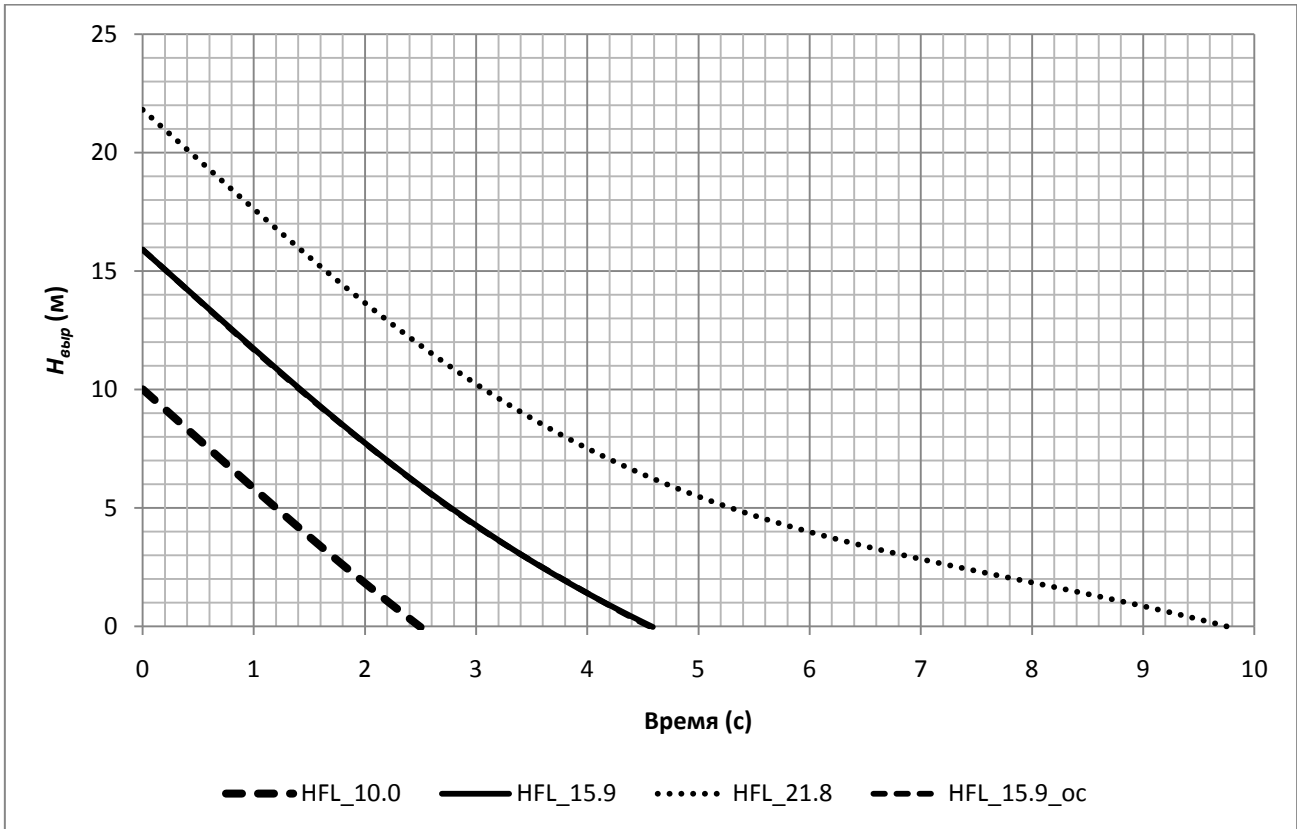
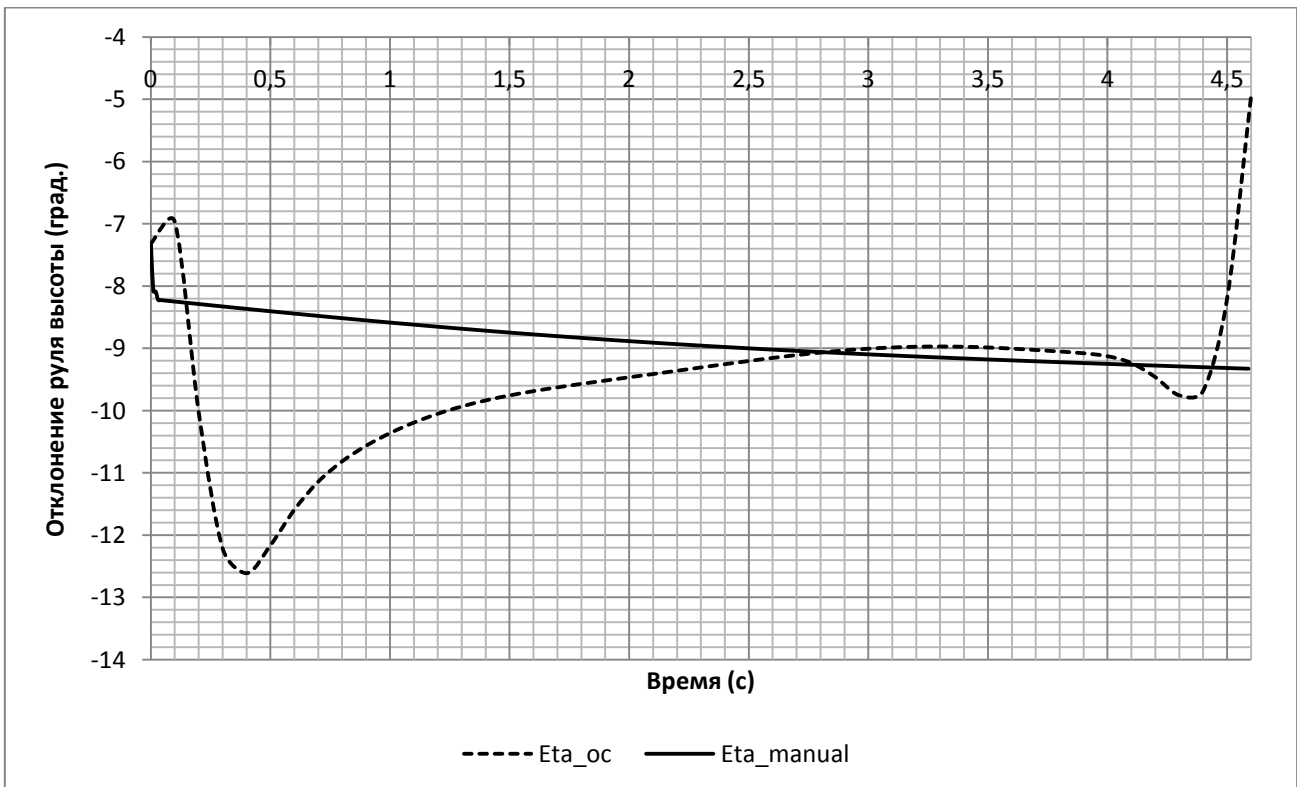
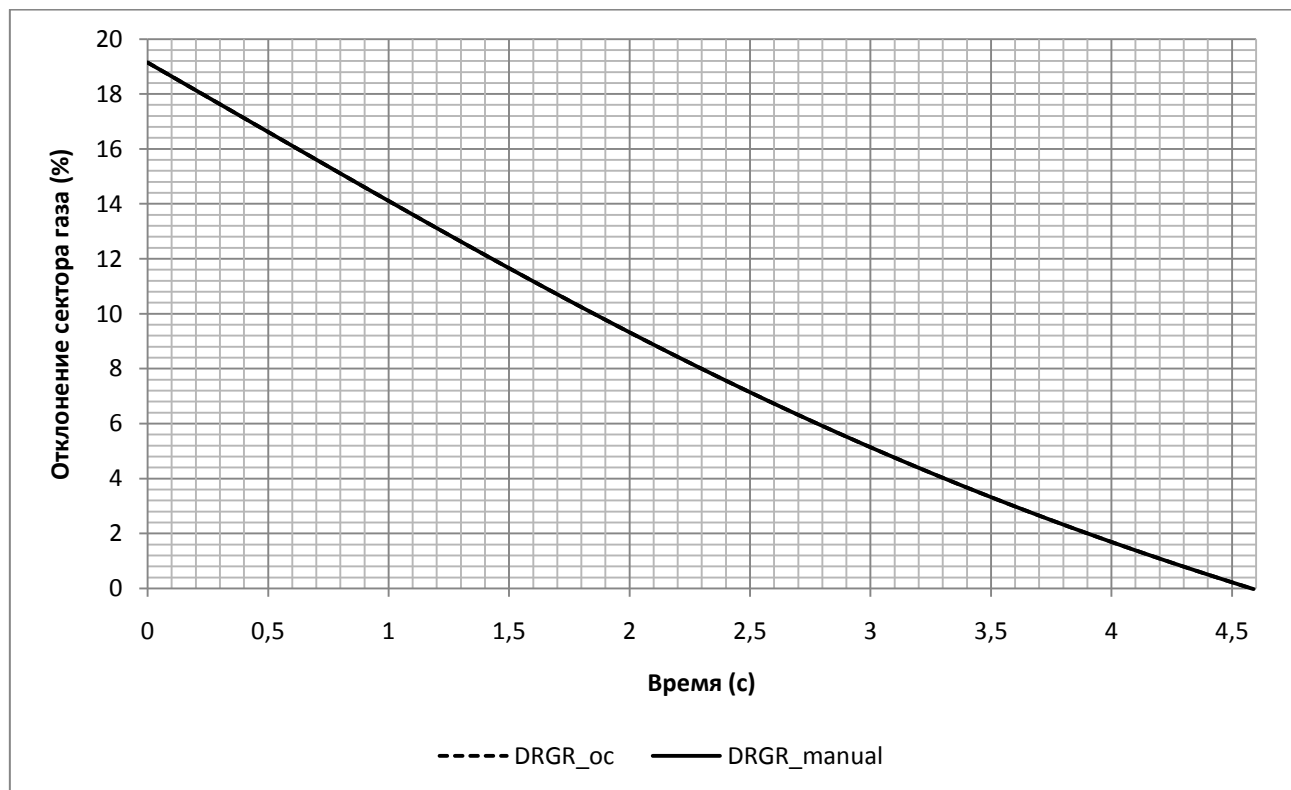


Рис. 12. Траектории выравнивания по времени (с) с разных высот начала выравнивания: $HFL_{10.0}$ – с 10.0 м; $HFL_{15.9}$ – с 15.9 м; $HFL_{21.8}$ – с 21.8 м; $HFL_{15.9_ос}$ – с 15.9 м при оптимальном управлении



a)



б)

Рис. 13. Изменение управляющих воздействий по времени (с): а – отклонение руля высоты (E_{α_oc} – при оптимальном управлении; E_{α_manual} – при ручном) – δ_{α} (град.); б – отклонение сектора газа ($DRGR_oc$ – при оптимальном управлении; $DRGR_manual$ – при ручном) – δ_T (%)

Параметры векторов состояния и управления самолета в момент касания ВПП при ручном и оптимальном управлении показаны в табл. 2:

Табл. 2. Параметры самолета при касании ВПП

Величины	Ручной режим	Оптимальное управление	Размерность
Время выравнивания	4.6	4.6	с
Траекторная скорость	77.847831	77.854769	м/с
Вертикальная скорость	-2.27416	-2.472287	м/с
Угол тангажа	3.076261	2.463799	град.
Угол атаки	4.750274	4.283538	град.
Проекция угловой скорости на ось Oz	0.37037	0.000393	град./с
Дистанция от порога ВПП до точки касания	363.570457	364.321885	м
Пролет	60.18	60.93	м
Отклонение сектора газа	0.004384	0.004384	%
Отклонение руля высоты	-9.325892	-4.950442	град.

По полученным результатам, показанным на выше графиках и табл., видно что значения главных параметров траектории оптимального управления как высоты, траекторной скорости, вертикальной скорости, углов тангажа и атаки, так и управляющих воздействий существенно мало отличаются от значений соответственных параметров ручного выравнивания, найденных на основе антропоцентрического подхода. Поэтому найденный критерий оптимального

управления выравнивания можно использовать для формирования управляющих воздействий для автоматического управления собственно посадкой. При этом летчику это позволяет почти мгновенно включаться на ручной режим из автоматического (в зависимости от обстановки либо на борту, либо на аэродроме посадки) если ему это надо с целью обеспечения безопасности полета поскольку траектории ручного и оптимального управления и управляющие воздействия двух этих режимов практически согласованы друг с другом.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

В результате проведенных исследований получены следующие основные результаты и выводы:

1. предложен алгоритм формирования желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета исходя из антропоцентрического принципа, обеспечивающего в случае экстренного перехода на ручное управление максимальное удобство для летчика в продолжении полета в ручном режиме, за счет реализации в ранее автоматическом режиме траектории, сформированной исходя из разработанных ММ учета опыта конкретного летчика, его физического состояния и оптимизации по развитым моделям ручного управления выбора параметров траекторий, допускающих максимально большие относительные ошибки пилотирования;

2. предложен и реализованы алгоритмы идентификации параметров ММ поведения летчика при пилотировании им самолета как при энергичном маневре (развороте на глиссаду), так и при неэнергичных маневрах (движении по глиссаде и выравнивании) по оптимизационному алгоритму, основанному на учете выявленных управлений и траекторий, сформированных данным летчиком в реальном полете или эксперименте на тренажере. С помощью полученных ММ формируются управляющие воздействия, максимально приближенные к фактически реализуемым летчиком;

3. проанализировано и исследовано влияние зашумления $\zeta(t)$ входных данных (траектории) и начальных значений K_0 на работу алгоритма поиска параметров $k_1 \div k_7$ критерия оптимального наведения самолета на глиссаду J по экспериментальным траекториям $x_{эксн}(t)$ и $u_{эксн}(t)$ и его программы реализации. Показано малое влияние этих факторов на итоговую оценку параметров $k_1 \div k_7$ искомого критерия J ;

4. разработан и реализован алгоритм решения задачи оптимального управления движением самолета (выходом на глиссаду и выравниванием) на основе градиентного метода первого порядка, где предложены дополнительные циклы алгоритма, позволяющие подбирать переменные весовые коэффициенты, определяющие величину приращения управления по направлению антиградиента и обеспечивающие сходимость значения параметров состояния к требуемым;

5. построена ММ комплексного моделирования движения пассажирского самолета, позволяющая исследовать движения данного самолета в районе аэродрома, особенно, при его посадке с участка выхода на линию глиссады снижения до касания ВПП. Произведен учет экранного эффекта, влияющего на самолет при движении вблизи земной поверхности, что позволило описать и моделировать более «реальное» движение самолета при посадке и проанализировать

влияние параметров траектории посадки для ручного режима (таких как высота выравнивания, так и параметры динамики летчика).

ПУБЛИКАЦИЯ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Чинь Ван Тхань. Формирование желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа / Костюков В.М., Чинь В.Т., Нгуен Н.М. // Вестник Московского авиационного института, 2016, Т. 23, № 1, С. 123-135.

2. Чинь Ван Тхань. Реализация алгоритма формирования желаемой траектории автоматической посадки пассажирского самолета на основе антропоцентрического принципа / Костюков В.М., Чинь В.Т., Нгуен Н.М. // Вестник Московского авиационного института, 2016, Т. 23, № 3, С. 84-95.

3. Чинь Ван Тхань. Определение областей допустимых начальных высот выравнивания самолета на основе антропоцентрического принципа. Сборник тезисов докладов Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике», Москва, 2015, С. 62-63.

4. Чинь Ван Тхань. Антропоцентрический подход к формированию желаемой траектории автоматического управления посадкой самолёта. Сборник тезисов докладов XLII Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения – 2016», Москва, 2016, Т. 3, С. 44-45.

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Множительный центр МАИ (НИУ)
Заказ от « ___ » _____ 2017 г. Тираж ___ экз.