

ФОРМИРОВАНИЕ ЖЕЛАЕМОЙ ТРАЕКТОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА НА ОСНОВЕ АНТРОПОЦЕНТРИЧЕСКОГО ПРИНЦИПА

Костюков В.М.* , Чинь В.Т.** , Нгуен Н.М.***

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

** e-mail: kost_slv@mail.ru*

*** e-mail: trinhvanthanh@mail.ru*

**** e-mail: ngnhuman@yahoo.com*

Рассматривается вариант антропоцентрического подхода к адаптивному формированию желаемой траектории автоматической посадки самолета, т. е. наиболее удобной и для автоматической, и для ручной посадки пилотом. При этом пилоту в случае внезапного перехода на режим ручного управления обеспечиваются наиболее комфортные условия для управления, поскольку желаемая траектория в автоматическом управлении была выбрана из условия совпадения с траекторией ручного управления, позволяющего совершать максимально допустимые относительные ошибки пилотирования.

Ключевые слова: желаемая траектория посадки самолета, зона допустимых начальных высот выравнивания, оптимальная высота выравнивания, антропоцентрический принцип, экранный эффект, модель динамики пилота, критерий оптимальной деятельности пилота по управлению.

Введение

Посадка самолета — наиболее опасный этап полета, сопряженный с возможным, заранее неизвестным, изменением работоспособности самолета, пилота, состояния внешней среды и т.д.

Посадка пассажирского самолета может осуществляться как в автоматическом (полуавтоматическом), так и в ручном режиме в зависимости от складывающейся на борту и месте посадки обстановки.

Требованием обеспечения максимальной безопасности диктуется возможность перехода с автоматического режима посадки на ручной и наоборот, с использованием элементов наземной системы управления посадкой и автономной системы посадки, не привязанной к аппаратуре аэродрома (включая экстренную посадку на неподготовленную запасную площадку).

Все вышесказанное требует адаптивного формирования траектории и алгоритмов реализации посадки, обеспечивающих практически мгновенные переходы на иную тактику посадки, соответствующую сложившейся ситуации.

Поскольку терминальные условия благополучной посадки (вектор состояния летательного аппарата — ЛА в момент касания взлетно-посадочной полосы — ВВП) лежат в определенных диапазонах

(рис. 1), то это является основанием для выстраивания допустимых трубок посадочных траекторий вокруг желаемой, в которых нужно учесть как возможные изменения в состоянии ЛА в момент касания ВВП (проблемы с шасси, состояние механизации крыла и т.д.) (рис. 2), так и объективное состояние пилота (фактическую динамику пилота как регулятора), а также разброс состояния воздушной среды.

В работе рассмотрен вариант сведения решения задачи выбора желаемой траектории в единый адаптивный бортовой алгоритм, обеспечивающий благополучную посадку пассажирского самолета — от этапа захода на глиссаду до касания ВВП.

Очевидно, что решение столь общей задачи возможно только на основе системного анализа и не может не учитывать отработанные в авиации приемы и алгоритмы ручных и автоматических вариантов посадок и не может сводиться к единственной классической задаче оптимального управления. Алгоритмы оптимального управления при реализации желаемой траектории для автоматической посадки здесь являются основными, но выбор исходных требований к автоматическому управлению происходит на основе компьютерного анализа до-

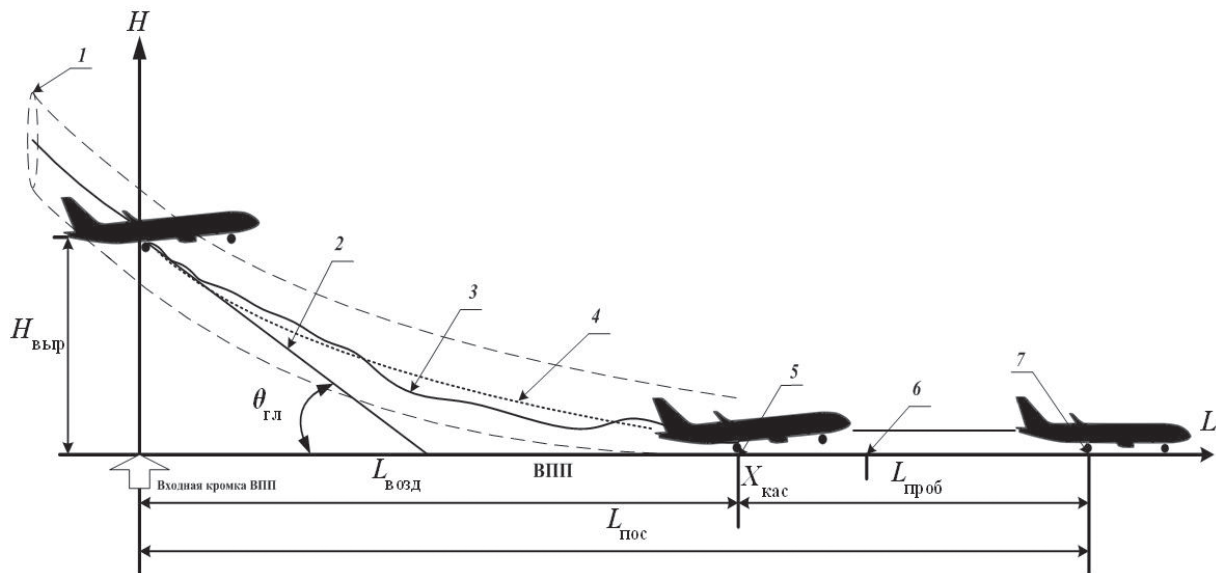


Рис. 1. Схема посадки пассажирского самолета: 1 — область допустимых посадочных траекторий; 2 — глиссада; 3 — фактическая траектория; 4 — заданная (расчетная) траектория; 5 — точка касания с ВПП самолета задней стойки шасси; 6 — точка опускания передней опоры; 7 — точка полной остановки самолета; $H_{\text{выпр}}$ — высота начала выравнивания; $\theta_{\text{гл}}$ — угол снижения по глиссаде; $X_{\text{кас}}$ — точка касания ВПП самолетом; $L_{\text{пос}}$ — дистанция посадки; $L_{\text{возд}}$ — дистанция посадки в воздушном участке; $L_{\text{проб}}$ — дистанция пробега самолета от точки касания до точки полной остановки

пустимого, с точки зрения удобства пилота, алгоритма ручного управления при вынужденном переходе на ручной режим и осуществляется с использованием прямого моделирования на борту с опорой на непрерывное тестирование (адаптивное построение модели) состояния пилота и контура управления самолетом.

1. Посадка самолета

Не останавливаясь на описаниях традиционных видов и схем посадок самолетов [1], отметим только, что в районе аэродромов существует строгая регламентация поведения самолетов. Этот регламент, с одной стороны, формировался десятилетиями, поэтому нельзя говорить об обязательной смене существующих правил формирования желаемой траектории полета в районе базовых аэродромов. В то же время понятна причина необходимости пересмотра некоторых требований, например к углу наклона глиссид и форме траекторий в горизонтальной плоскости, из-за нормативов по шумности, по выбросам токсичных газов и пр.

С другой стороны, возможности бортового оборудования самолетов возросли и не требуют уже абсолютно жесткой привязки к аппаратуре аэродрома, что очень важно для хозяйственной деятельности на плохо обустроенной территории. Рассмотрим варианты формирования желаемых траекторий и их бортовой реализации, достижимые в настоящее время.

Измерительно-вычислительные комплексы (ИВК) самолета на базе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), спутниковой навигационной системы (СНС) и оптико-электронных систем позволяют обеспечить навигационную привязку самолета к посадочной полосе даже без специального аэродромного оборудования, если имеется соответствующая информация о выбранной площадке посадки в памяти бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и пространственные изображения (подготовленные впрок эталоны) ориентиров в районе выбранной ВПП с привязкой ориентиров к полосе посадки.

Рассмотрим отдельные участки желаемой траектории автоматической посадки.

1. Снижение в автоматическом режиме до высоты выравнивания возможно по различным траекториям, но при необходимости перехода на ручной режим наиболее отработана траектория снижения в виде прямой. Для ее реализации использована модель прогнозирования управляющей деятельности пилота [5] как элемент контура компенсационного слежения в форме

$$W_{\Delta\delta/\Delta H}(s) = K_{\text{гл}} \frac{T_1 s + 1}{T_D s + 1} e^{-\tau s}, \quad (1)$$

где $K_{\text{гл}}$ — коэффициент усиления пилота; T_D — постоянная времени, обусловленная инерционностью мышечной деятельности пилота; T_1 — постоянная

времени, определяющая адаптивные свойства пилота в зависимости от задачи и объекта управления; τ — время задержки реакции пилота. Параметры модели пилота определяются в процессе полета.

2. Выбор желаемой траектории автоматического выхода на траекторию снижения (глиссаду) производится исходя из антропоцентрического принципа на основе предварительного анализа записей траекторий удачных реализаций данным пилотом выхода на глиссаду $x(t), u(t)$ по следующей схеме.

Пилот рассматривается как оптимальный регулятор, реализовавший оптимальную траекторию выхода на глиссаду. При этом в оптимальной задаче нахождения управления и траектории движения объекта, описываемого системой уравнений в форме $\dot{x} = f(x, u, Q, t)$, где Q — фактические параметры в модели динамики самолета, подбирают критерий оптимальности [7]

$$J = \Phi[x(t_f)] + \int_{t_0}^{t_f} L(x, u, t, P) dt,$$

где P — параметры, входящие в критерий оптимального поведения пилота, таким образом, чтобы моделирование оптимального управления с искомыми параметрами P приводило к оптимальным траекториям движения, максимально совпадающим с траекториями ручных выходов на глиссаду.

Найденные параметры критерия P (в летных либо тренажерных экспериментах для данного пилота) используются при формировании желаемой траектории выхода на глиссаду в текущем полете

для фактического положения самолета и глиссады как решение прямой задачи оптимального наведения на траекторию снижения. Благодаря такому (антропоцентрическому) подходу траектории автоматического управления идентичны ручному выводу на глиссаду.

3. Этап снижения по глиссаде завершается переходом на режим наведения в точку касания ВПП $X_{кас}$ с высоты выравнивания $H_{выр}$ (рис. 2).

2. Ограничения на посадку в момент касания ВПП

В момент касания ВПП (рис. 2) самолет не должен выходить за следующие ограничения по безопасности соприкосновения с полосой аэродрома:

1. Скорость снижения: $0 > V_{вер.кас} > -4$ м/с .
2. Траекторная скорость приблизительно равна приборной: $V_{тра.кас} \approx U_{кас}$, где $V_{тра.кас}^{мин} = 55$ м/с, $V_{тра.кас} > V_{тра.кас}^{мин} = 55$ м/с.
3. Угол тангажа: $0 < \vartheta_{кас} < 12^\circ$.
4. Угол атаки: $\alpha_{кас} < \alpha_{мак} = 15^\circ$.
5. Положение руля высоты: $-20 < \delta_v < +20^\circ$.
6. Пролет над полосой: $150 < X_{кас} < 350$ м.

3. Динамика самолета

Используемые системы координат и модель окружающей среды движения при моделировании

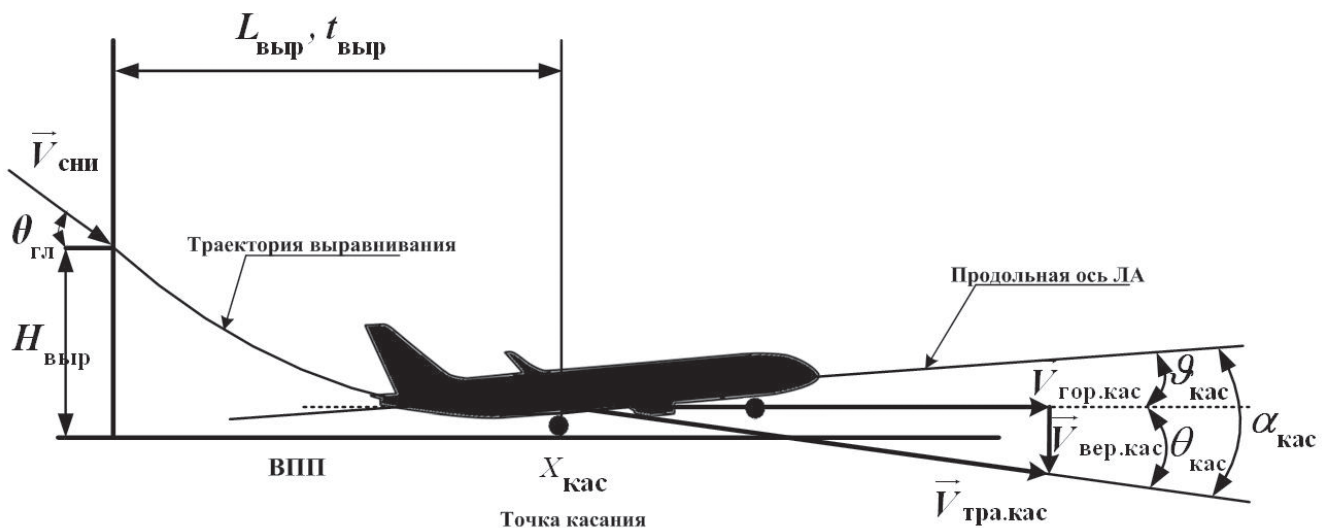


Рис. 2. Касание ВПП самолетом: $X_{кас}$ — точка касания; $V_{вер.кас}$ — скорость снижения (вертикальная скорость); $V_{тра.кас}$ — траекторная скорость; $V_{гор.кас}$ — горизонтальная скорость; $\vartheta_{кас}$ — угол тангажа; $\alpha_{кас}$ — угол атаки; $\theta_{кас}$ — угол наклона траектории; $H_{выр}$ — высота начала выравнивания; $\theta_{гл}$ — угол наклона траектории на глиссаде; $V_{сни}$ — скорость по глиссаде; $L_{выр}$ — пролет в выравнивании; $t_{выр}$ — время выравнивания

движения самолета рассмотрены в [3, 4]. Уравнения движения самолета имеют вид:

$$\begin{aligned} m \frac{d\mathbf{V}}{dt} &= \mathbf{F}_{\text{вн}} + \mathbf{P} + \mathbf{F}^e + \mathbf{F}^k; \\ \frac{d\mathbf{K}}{dt} &= \mathbf{M}_{\text{вн}} + \mathbf{M}_p + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^k, \end{aligned} \quad (2)$$

где \mathbf{V} — вектор скорости самолета; \mathbf{K} — вектор момента количества движения самолета относительно его центра масс; $\mathbf{F}_{\text{вн}}, \mathbf{M}_{\text{вн}}$ — главный вектор и главный момент внешних сил, не связанных с работой двигателей; \mathbf{P}, \mathbf{M}_p — тяга двигателей и момент тяги двигателей относительно центра масс самолета; $\mathbf{F}^e, \mathbf{M}^e$ — переносные сила и момент; $\mathbf{F}^k, \mathbf{M}^k$ — Кориолисовы сила и момент.

Полная математическая модель движения самолета в атмосфере приведена в [4]. Аэродинамические и массоинерционные характеристики самолета, используемого как объект моделирования в данной работе, даются в [5].

В настоящей статье используется (в отличие от [2]) модель движения исследуемого самолета, которая содержит учет экранного эффекта земли. Динамика пилота и модели контуров управления периодически идентифицируются на борту самолета на специальных участках.

4. Влияние близости земли — экранный эффект

Во время снижения до высоты меньше двух размахов крыла на самолет действует экранный эффект, который приводит к изменению коэффициента подъемной силы C_y и коэффициента силы лобового сопротивления C_x . Когда самолет пробегает по ВПП, положение его крыльев остается постоянным, поэтому изменение вышеуказанных коэффициентов оказывается также примерно постоянным [3]:

$$\Delta C_x = 20\%C_x; \quad \Delta C_y = 20\%C_y.$$

А на воздушном участке до касания ВПП положение крыльев самолета относительно земли изменяется, экранный эффект увеличивается и начинается на высоте двух размахов крыла. Изменение коэффициентов C_x и C_y при этом можно аппроксимировать линейной функцией от высоты:

$$\Delta C_x = \frac{2L-h}{2L} \Delta C_{x0}; \quad \Delta C_y = \frac{2L-h}{2L} \Delta C_{y0},$$

где $\Delta C_{x0}, \Delta C_{y0}$ — изменения коэффициентов C_x и C_y при касании ВПП; L — размах крыла самолета; h — высота полета.

Учет экранного эффекта приводит к изменению допустимых начальных высот выравнивания.

Желаемая траектория автоматического выравнивания строится (включая $H_{\text{выр}}$) исходя из анализа серии моделирований в реальном времени на борту ЛА контура управления ручной посадкой (с учетом состояния пилота: T_D, T_1, τ и состояния самолета: параметры Q).

5. Алгоритм деятельности пилота при выравнивании

При ручном управлении выравниванием пилот работает в замкнутом контуре управления. Анализ законов управления тягой и рулем высоты [2], реализуемых пилотом в ручном режиме посадки, показал, что общим для всех посадок является закон изменения угла тангажа ϑ от высоты, близкий к экспоненте (рис. 3, кривая 1). Это обусловлено по-видимому, тем, что пилоту проще реализовать линейную зависимость отклонения руля высоты от высоты полета. С учетом динамических характеристик пилота угол тангажа изменяется по кривой 2, отличающейся от кривой 1 незначительно.

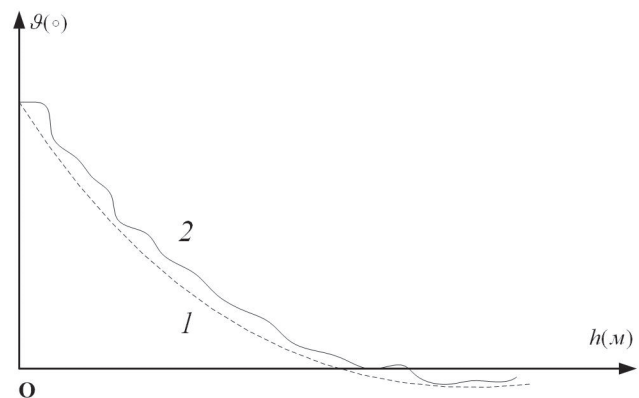


Рис. 3. Изменение угла тангажа в зависимости от высоты: 1 — без учета динамической характеристики пилота; 2 — с учетом динамической характеристики пилота

На рис. 4 показан закон управления рулем высоты для получения близкого к экспоненте (желаемого) изменения угла тангажа.

При высоте $h > H_{\text{выр}}$, соответствующей снижению по глиссаде, $\delta_b = \delta_{\text{в. бал}}$. При высоте $h < H_{\text{выр}}$ отклонение руля высоты изменяется пропорцио-

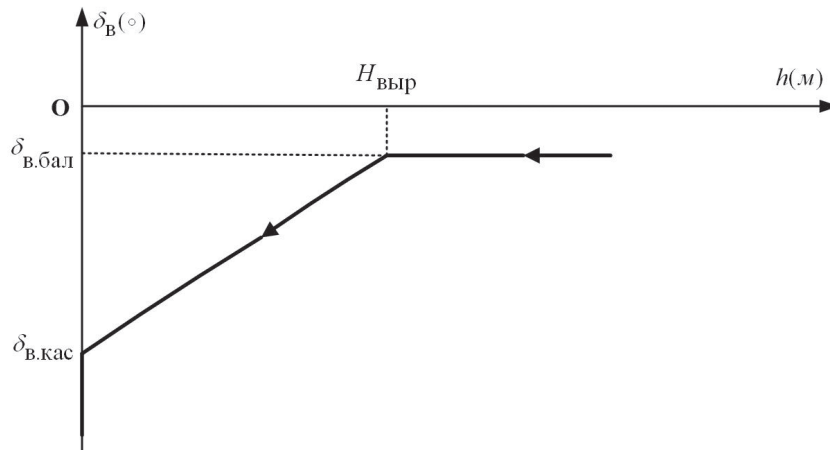


Рис. 4. Отклонение руля высоты в зависимости от высоты: δ_B — отклонение руля высоты; $\delta_{в.кас}$ — отклонение руля высоты в момент касания; $H_{выр}$ — высота начала выравнивания; $\delta_{в.бал}$ — балансирующее отклонение руля высоты при снижении по глиссаде

нально величине $(H_{выр} - h)$ по следующему закону:

$$\begin{aligned} \delta_B &= \delta_{в.бал} + \Delta\delta_B; \\ \Delta\delta_B &= -K_y(H_{выр} - h) = -\delta_B^0 + K_y h; \\ \delta_B^0 &= K_y H_{выр}, \end{aligned} \tag{3}$$

где h — фактическая высота; K_y — коэффициент усиления, выбираемый пилотом адаптивно, исходя из решения о начале выравнивания.

В случае ручного режима существуют удобные законы реализации посадки с различным управлением тягой двигателей от высоты выравнивания до касания ВПП самолетом [2]:

1. Тяга пропорциональна высоте (R_T^1).
2. Тяга равна константе (R_T^2).
3. Тяга полностью выключена (R_T^3).
4. Тяга отключается при положительном наклоне траектории (R_T^4).

Каждый из этих законов может оказаться целесообразным в зависимости от складывающейся обстановки, фактических параметров пилота и ЛА, и выбор производится исходя из анализа в каждом варианте максимально допустимой для пилота ошибки в оценке высоты выравнивания $H_{выр}$: $\Delta H_{выр}$.

6. Критерий выбора оптимальной высоты начала выравнивания на основе антропоцентрического принципа

Очевидно, что разные законы управления тягой $R_T^i, i = \overline{1,4}$, 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 алгоритмов лучше, очевидно, [2] выбрать такой, при котором пилот может сделать самую большую ошибку $\Delta H_{выр}$ в оценке высоты $H_{выр}$ в процессе выравнивания и при этом оставаться в допусках по ограничениям в момент касания ВПП. Это позволяет пилоту работать в условиях минимального психологического напряжения, не боясь ошибиться при определении начальной высоты выравнивания.

На основе моделирования процесса выравнивания с фактическими найденными параметрами Q самолета и пилота T_D, T_1, τ и с различными законами управления тягой построены области допустимых начальных высот выравнивания и проведено их сравнение для выбора наилучшего по комфорту варианта ($R_T^i, H_{выр}$):

$$\max_{H_{выр}, R_T^i} \left[\frac{\Delta H_{доп}}{H_{выр}}(Q, T_D, T_1, \tau) \right].$$

На рис. 5 показаны области допустимых высот начала выравнивания в отношении между δ_B^0 и $H_{выр}$ (3), соответствующие двум законам управления тягой (вышеприведенным законам 1 и 2, см. п. 5) с учетом динамической характеристики пилота в контуре управления самолетом. Первому варианту соответствует область 1, а второму — область 2.

Наклонные лучи соответствуют различным коэффициентам усиления K_y , которые пилот должен реализовать (2), пересекая зоны допустимых на-

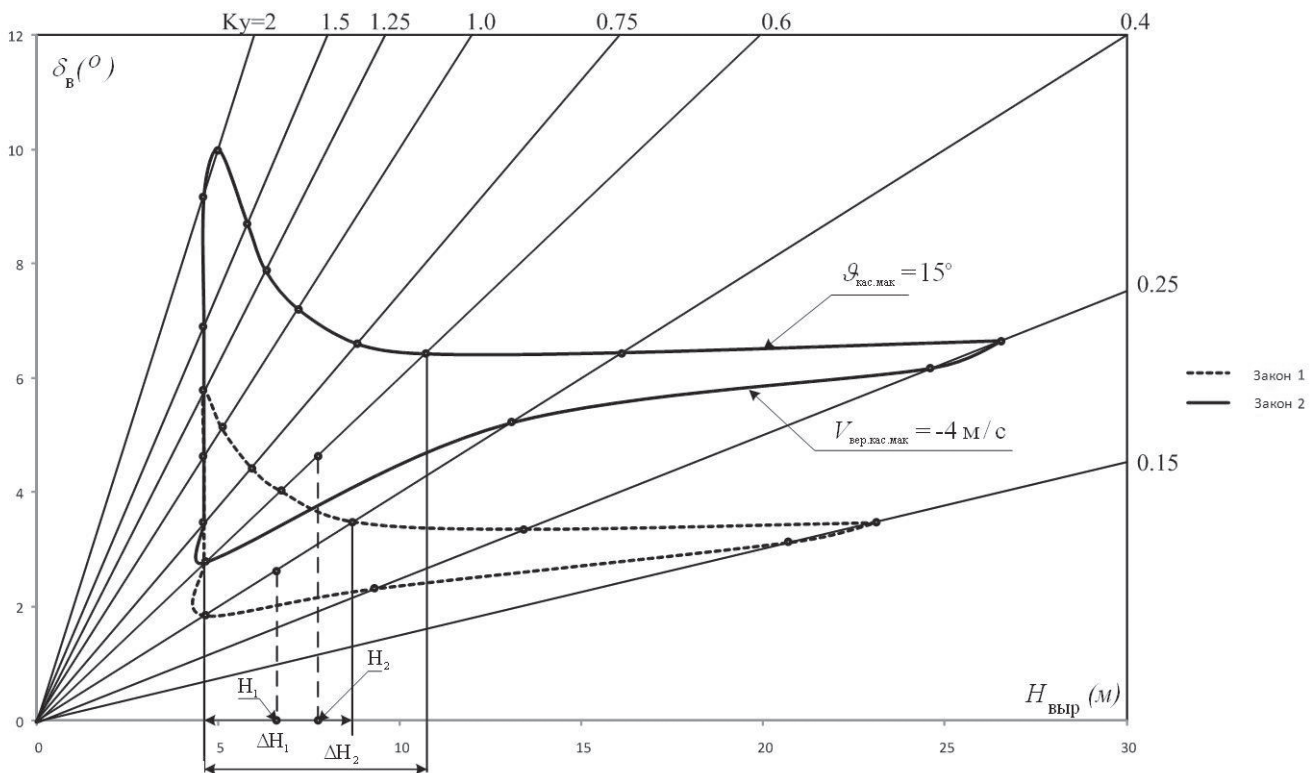


Рис. 5. Допустимые области высот выравнивания двух вариантов управления

чальных высот выравнивания, ограниченные максимальными и минимальными значениями. При варианте, учитывающем динамику пилота, максимальные относительные допустимые отклонения по высоте для первого (R_T^1) и второго (R_T^2) законов

управления тягой обозначаются $\frac{\Delta H_1}{H_1}$ и $\frac{\Delta H_2}{H_2}$, где

$\Delta H_1, \Delta H_2$ являются разностью между максимальной и минимальной допустимыми высотами, средняя величина которых соответственно обозначена H_1, H_2 .

На рис. 5 границы зон по лучам с соответствующим коэффициентом по реализуемому алгоритму управления рулем высоты (коэффициент усиления K_y) определяются выходом на тот или иной допуск в точке касания ВПП.

При введенных в качестве примера параметрах динамики пилота во втором варианте управления самолетом допускается большая относительная ошибка, не приводящая к аварийной посадке.

Параметры, получаемые при реализации второго варианта ручной посадки и определяющие траекторию, являются параметрами желаемой траектории для автоматической посадки, поскольку обеспечивают при необходимости наиболее комфорт-

ный переход на ручной режим по соответствующей схеме, что дает больший диапазон для допустимых ошибок пилота. Выбор такой высоты выравнивания целесообразен и для работы ИВК при автоматическом управлении, так как допускает большую погрешность в оценке высоты высотомером ИВК.

Алгоритм выбора высоты начала выравнивания показан в виде блок-схемы на рис. 6, список обозначений, используемых в блок-схеме — в табл. 1.

В статье моделирование движения самолета при выравнивании проведено по алгоритму, описанному в [2], как для варианта без учета динамической характеристики пилота, так и с ее учетом в контуре управления при ручном управлении самолетом.

Параметры динамики пилота T_D, T_1, τ (1) могут быть выявлены на борту на тестовых участках глиссады методами параметрической идентификации, использующими модели прогнозирования управляющей деятельности пилота [5], рассматриваемой как элемент контура компенсационного слежения в форме (1).

При поиске параметров модели пилота с использованием алгоритма MSF [3] используются квазилинейные разностные уравнения. В результате поиска постоянные времени пилота T_D, T_1 могут принимать значения $T_1 = 0,01 \dots 0,5$ с; $T_D = 0,1 \dots 5$ с [3]. Поэтому при моделировании движения само-

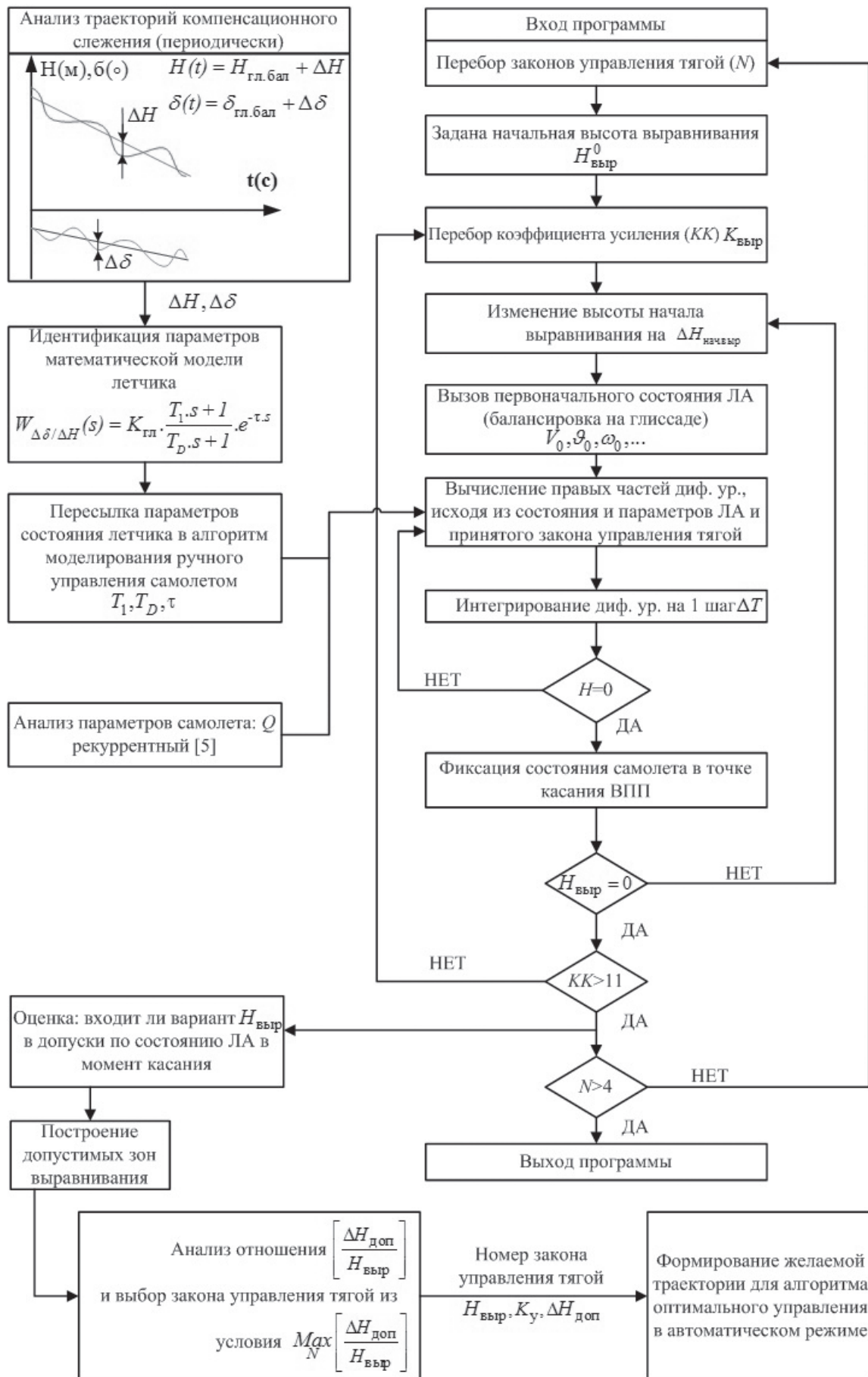


Рис. 6. Блок-схема программы моделирования

Таблица 1

Список обозначений, используемых в блок-схеме вышеприведенного алгоритма

| Обозначение | Описание |
|-------------------------------------|--|
| $N(R_T^i)$ | Закон управления тягой |
| $K_y, K_{выр}$ | Коэффициент усиления по реализуемому алгоритму управления рулем высоты при выравнивании |
| $H_{выр}^0$ | Базовая единая начальная высота выравнивания |
| ΔT | Шаг интегрирования по времени |
| $H(h)$ | Высота полета самолета |
| $H_{выр}$ | Высота начала выравнивания |
| $\Delta H_{нач.выр}$ | Шаг изменения по высоте начала выравнивания |
| $\Delta H_{доп}$ | Разность между максимальной и минимальной допустимыми высотами, соответствующая одному коэффициенту усиления |
| $\frac{\Delta H_{доп}}{H_{выр}}$ | Относительная допустимая ошибка по каналу высоты начала выравнивания |
| $V_0, \vartheta_0, \omega_0, \dots$ | Исходные: скорость самолета, угол тангажа, угловая скорость, ... |

лета с учетом динамики пилота в контуре управления в ручном режиме рассмотрены разные наборы параметров динамики пилота: $T_1 = 0,1$ с; $T_D = 1,0$ с и $T_1 = 0,1$ с; $T_D = 2,0$ с.

7. Анализ результатов математического моделирования процесса выравнивания

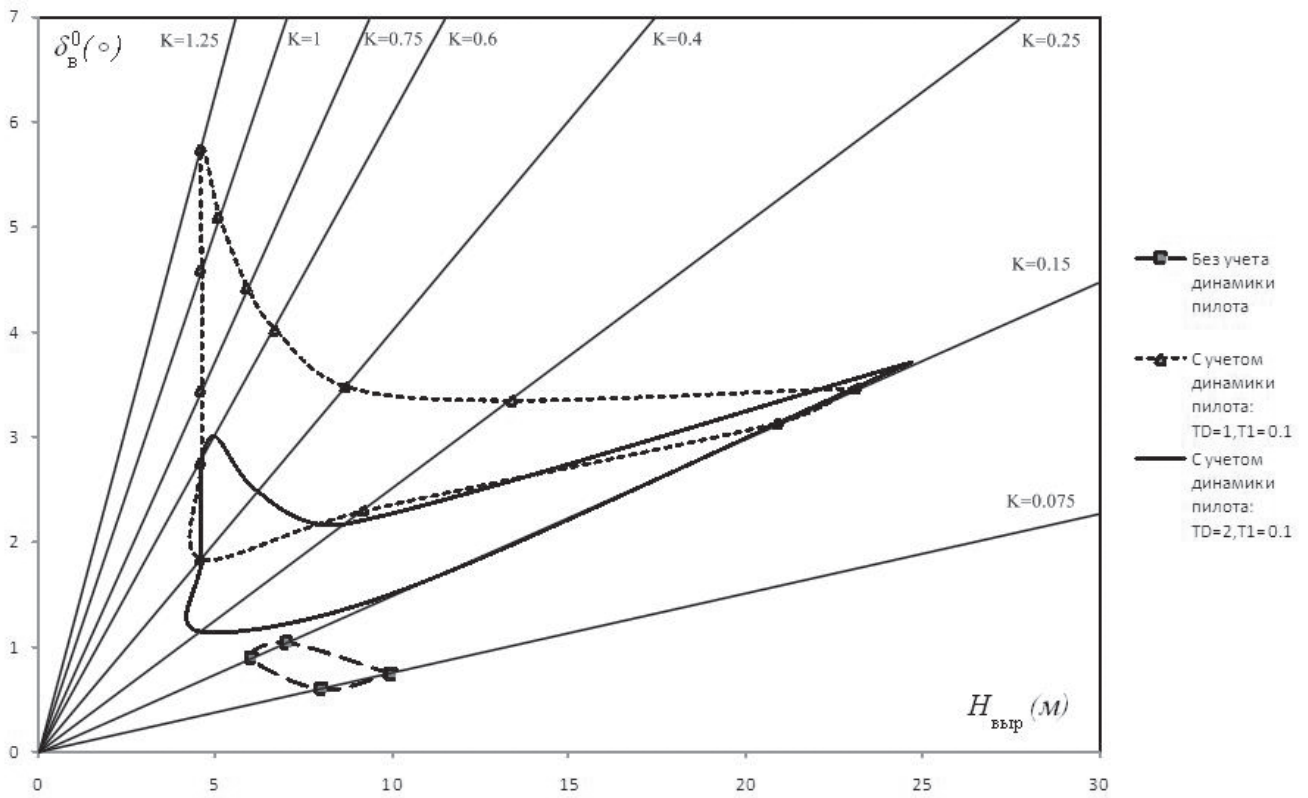
Полученные в результате расчета допустимые области начальных высот выравнивания для обоих вышеуказанных вариантов представлены на рис. 7, а–г.

Относительные ошибки в оценке высоты выравнивания, полученные в результате моделирования ручной посадки с четырьмя законами управления тягой с учетом и без учета динамики пилота, приведены в табл. 2.

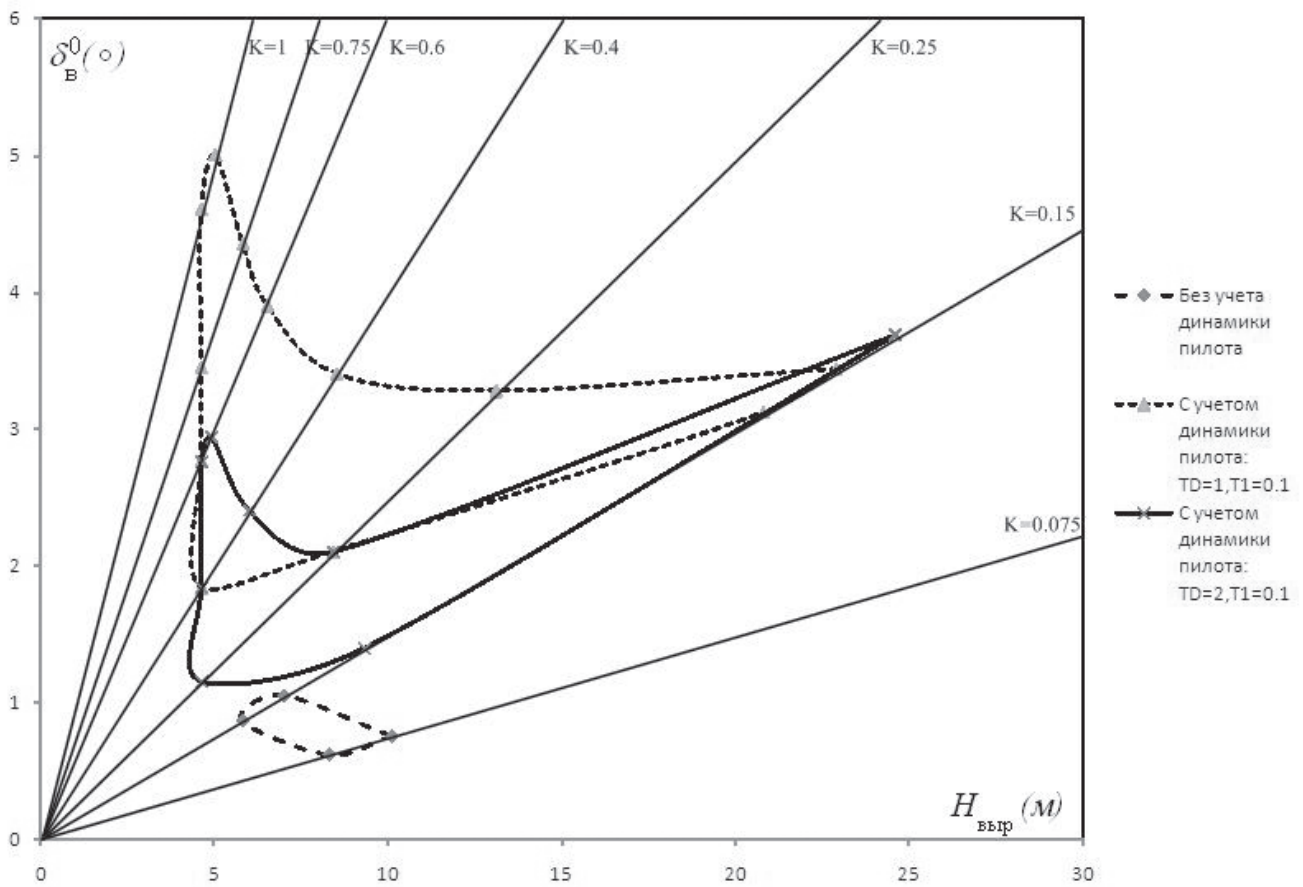
Анализ результатов, приведенных в табл. 2, показывает, что для варианта *без учета* динамики пилота допустимая относительная ошибка $\frac{\Delta H}{H} = 0,25$ максимальна при коэффициенте усиления $K_y = 0,15$ и втором законе управления тягой R_T^2 (тяга равна балансирующему значению на полученной оптимальной высоте $H_{выр.опт} = 8,8$ м, определенной по рис. 7, б).

Для варианта *с учетом динамики пилота*, с $T_D = 1$; $T_1 = 0,1$, максимальная относительная допустимая ошибка $\frac{\Delta H}{H} = 0,647059$ при третьем законе управления тягой R_T^3 и коэффициенте усиления $K_y = 0,4$. С $T_D = 2$; $T_1 = 0,1$ максимальная относительная допустимая ошибка $\frac{\Delta H}{H} = 0,902655$ при втором законе управления тягой R_T^2 и коэффициенте усиления $K_y = 0,15$.

Поскольку допустимая относительная ошибка $\frac{\Delta H}{H} = 0,902655$ в результате расчета является максимальной, то выбираем для построения желаемой траектории второй закон управления тягой R_T^2 (тяга равна балансирующему значению на оптимальной высоте начала выравнивания $H_{выр.опт} = 17$ м, определенной по рис. 7, б) при состоянии пилота с коэффициентом усиления $K_y = 0,15$ и параметрами $T_D = 2$; $T_1 = 0,1$. При этом допускается большая относительная ошибка, не приводящая к аварийной посадке. Следовательно, второй вариант — наилучший, его алгоритм

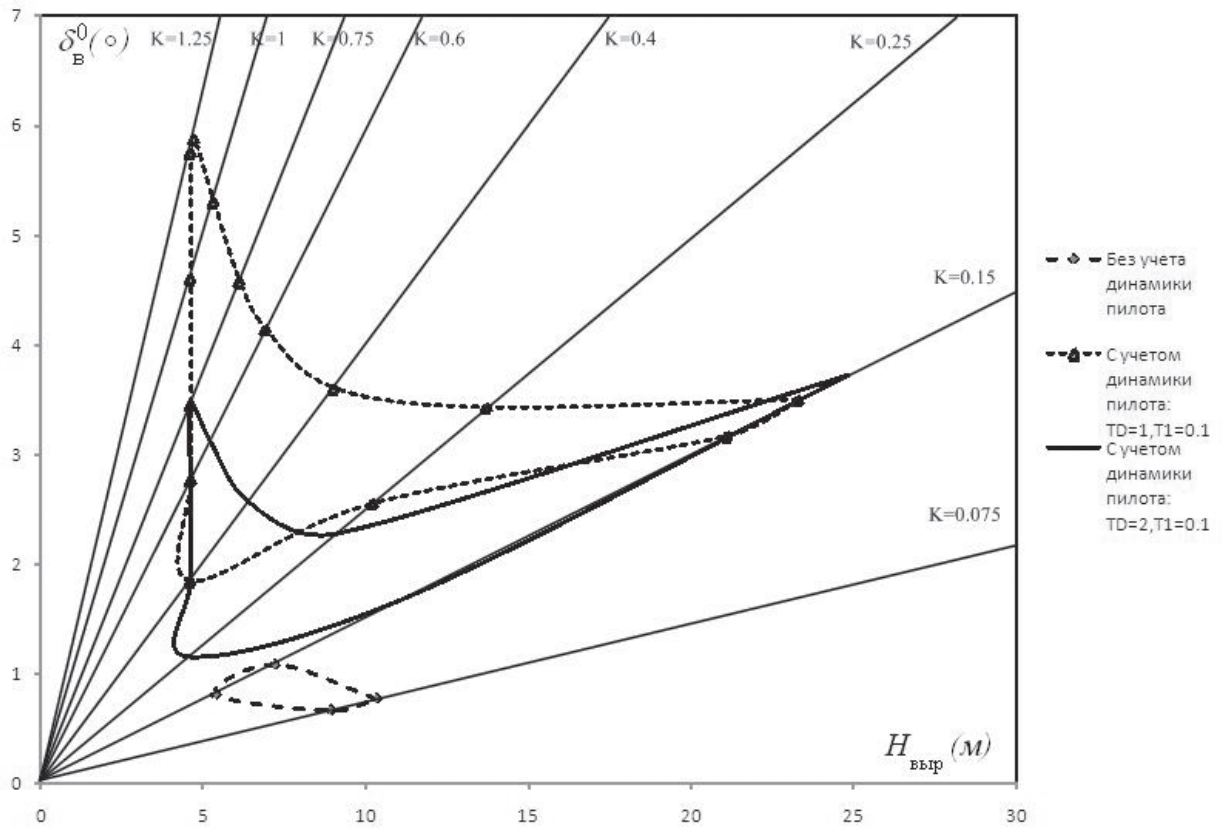


а)

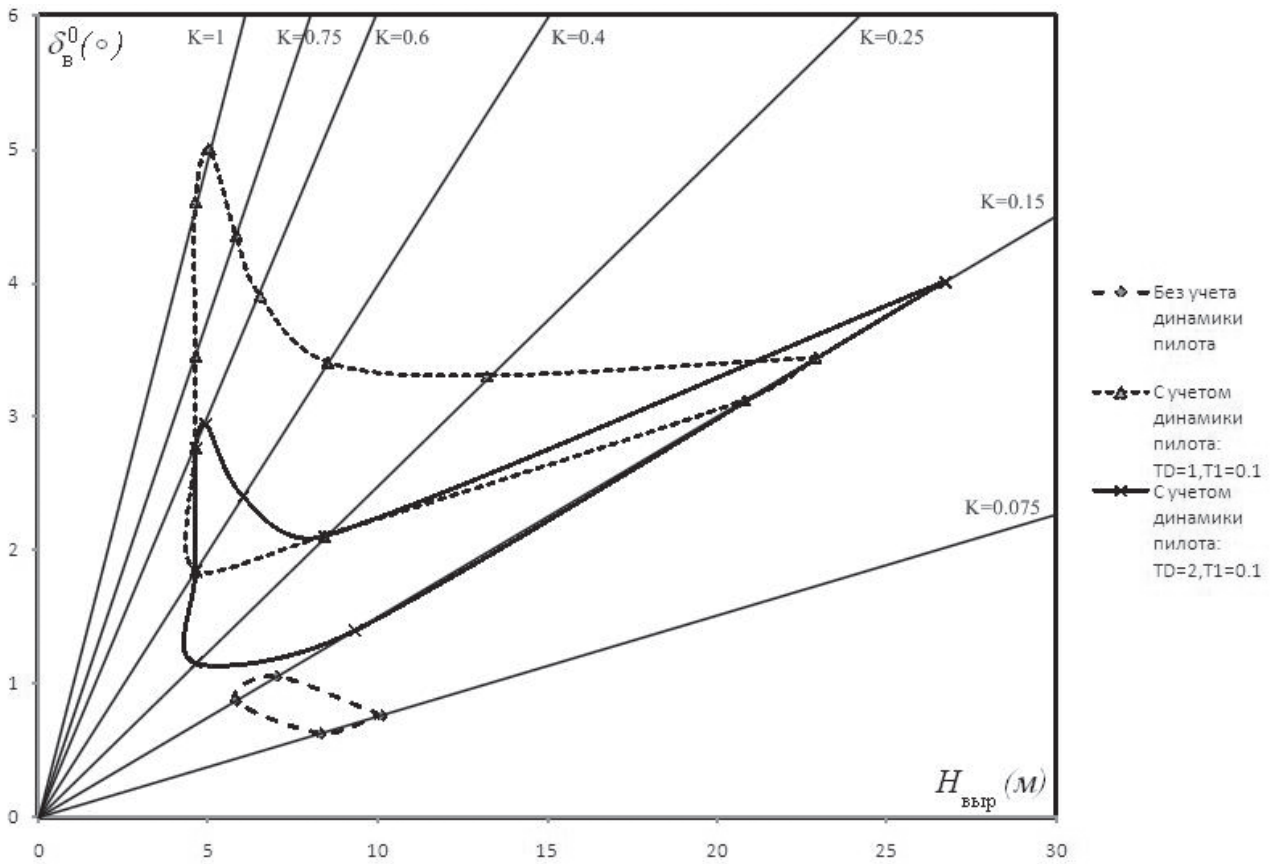


б)

Рис. 7 (начало)



а)



б)

Рис. 7. Зоны допустимых высот начала выравнивания при различных законах управления тягой: а — 1-й закон; б — 2-й закон; в — 3-й закон; г — 4-й закон

Таблица 2

Результаты моделирования выравнивания с четырьмя законами управления тягой

| Относительная допустимая ошибка $\Delta H/H$ | Закон управления тягой | Коэффициенты усиления K_y | | | | | | | | | | | | |
|--|---------------------------|-----------------------------|---------|-------------|-----------------|----------|-----------------|----------|----------|----------|----------|---|---|---|
| | | 0,075 | 0,15 | 0,25 | 0,4 | 0,6 | 0,75 | 1,0 | 1,25 | 1,5 | 2 | 3 | | |
| С учетом динамики пилота | Без учета динамики пилота | R_1^1 | # | 0,22222 | 0,153846 | # | # | # | # | # | # | # | # | # |
| | | R_2^2 | # | 0,25 | 0,123077 | # | # | # | # | # | # | # | # | # |
| | | R_3^3 | # | 0,172043 | 0,198473 | 0 | # | # | # | # | # | # | # | # |
| | | R_4^4 | # | 0,25 | 0,123077 | # | # | # | # | # | # | # | # | # |
| | С учетом динамики пилота | $T_p=1, T_f=0.1$ | R_1^1 | # | 0,1 | 0,371681 | 0,616541 | 0,371681 | 0,247619 | 0,103093 | # | # | # | # |
| | | | R_2^2 | # | 0,09611 | 0,437209 | 0,59542 | 0,342342 | 0,230769 | 0,083333 | # | # | # | # |
| | | | R_3^3 | # | 0,099099 | 0,292887 | 0,647059 | 0,4 | 0,280374 | 0,141414 | 0,021505 | # | # | # |
| | | | R_4^4 | # | 0,09611 | 0,444444 | 0,59542 | 0,342342 | 0,230769 | 0,083333 | # | # | # | # |
| | | $T_p=2, T_f=0.1$ | R_1^1 | # | 0,814815 | 0,616541 | 0,296296 | 0,083333 | # | # | # | # | # | # |
| | | | R_2^2 | # | 0,902655 | 0,584615 | 0,264151 | 0,063158 | # | # | # | # | # | # |
| | | | R_3^3 | # | 0,732782 | 0,656934 | 0,327273 | 0,122449 | # | # | # | # | # | # |
| | | | R_4^4 | # | 0,901667 | 0,584615 | 0,264151 | 0,063158 | # | # | # | # | # | # |

Знаком # в таблице обозначены недопустимые значения параметров.

$H_{\text{выр.опт}}$ и закон управления тягой R_T^2 используются в автоматическом алгоритме выравнивания.

Выводы

Разработан и реализован алгоритм решения задачи формирования заключительного участка траектории автоматической посадки (выравнивания) исходя из принципа комфорта для пилота при вынужденном переходе из режима автоматической посадки на ручной.

Библиографический список

1. Котик М.Г. Динамика взлета и посадки самолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — 256 с.
2. Oppelt W., Vossius G. Der Mensch als Regler, Berlin, VEB Verlag Technik, 1970. — 267 с.
3. Костюков В.М., Нгуен Н.М. Разработка математического имитатора алгоритмов управления пространственным движением самолета // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 2. С. 101-113.
4. Костюков В.М., Нгуен Н.М. Компьютерное исследование точности движения тяжелого беспилотного самолета с измерительно-вычислительным комплексом на основе бароинерциальной системы // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 1. С. 102-114.
5. Запорожец А.В., Костюков В.М. Проектирование систем отображения информации. — М.: Машиностроение, 1992. — 336 с.
6. Изерман Р. Цифровые системы управления; Пер. с англ. — М.: Мир, 1984. — 541 с.
7. Брайсон А., Хо Ю Ши. Прикладная теория оптимального управления; Пер. с англ. — М.: Мир, 1972. — 544 с.

AIRLINER AUTOMATIC LANDING OPTIMAL TRAJECTORY SHAPING BASED ON ANTHROPOCENTRIC PRINCIPLE

Kostyukov V.M.* , Trinh V.T.** , Nguyen N.M.***

Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

* e-mail: kost_slv@mail.ru

** e-mail: trinhvanthanh@mail.ru

*** e-mail: ngnhuman@yahoo.com

Abstract

This paper considers and algorithm of optimal landing trajectory shaping. Realization of this trajectory in automatic mode will maximally simplify the problem of transition to aircraft manual control.

Aircraft landing is considered to be the most laborious phase of the flight. The basis of the algorithm development consists in selection of automatically controlled trajectory as close as possible to the trajectories implemented by the pilot in the course of a manual landing, which will provide maximum convenience for the pilot in case of automatic landing failure. Thus, enhanced flight safety is provided.

The principle of the methodology consists in creation of formal specification of pilot's actions during manual landing in the form of several optimization problems based on pilot's actions in the course of manual landing. Thus, we consider the pilot as an optimal regulator, which performance criteria are selected according to the analysis of experimental data obtained earlier. As far as we consider manual control mode, the algorithm of

control actions development should be made consistent both with emerged situation characteristics and with current characteristics of the pilot as well as the aircraft.

The paper analyses and formalizes flaring-out stage of the flight, which will provide landing safety. For this purpose, we realize on board the aircraft the flaring-out modeling algorithm with various options of throttle control and flaring-out altitude. Optimization herewith consists in selection of throttle control law and flaring-out altitude, wherein maximum regulator (a pilot, or ACS) error is tolerable.

Control performance of a pilot is considered in the course of studying of quasi-linear model which parameters are determined by recurrent identification in the process of flight realization.

We formalize glide-path capture in the form of the problem of optimal aircraft control, which criterion parameters are obtained from the experimental data analysis of successful variants of manual landing approaches.

Keywords: the optimal aircraft landing trajectory, permissible initial flare-out altitudes zone, optimal flare-out altitude, anthropocentric principle, screen effect, flight dynamics models, optimal pilots' control actions criterion.

References

1. Kotik M.G. *Dinamika vzleta i posadki samoletov* (Dynamics of aircraft take-off and landing), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 256 p.
2. Oppelt W., Vossius G. *Der Mensch als Regler*, Berlin, VEB Verlag Technik, 1970, pp. 252.
3. Kostyukov V.M., Nguyen N.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 2, pp. 101-113.
4. Kostyukov V.M., Nguyen N.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 1, pp. 102-114.
5. Zaporozhets A.V., Kostyukov V.M. *Proektirovanie sistem otobrazheniya informatsii* (Information display systems design), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.
6. Isermann R. *Digital control systems*, Berlin, Springer, 1984, 372 p.
7. Bryson A.E., Yu-Chi Ho. *Applied Optimal Control: Optimization, Estimation and Control*, Washington, Taylor & Francis Inc, 1981, 482 p.