МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ
ЭЛЕКТРОМЕХАНИКИ И АВТОМАТИКИ (МИЭА)

НАВИГАЦИЯ И УПРАВЛЕНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Под общей редакцией доктора технических наук А. Г. Кузнецова

Выпуск 37

Москва
2022

УДК 629.73.02; 681.5.01

ФОРМИРОВАНИЕ ДИРЕКТОРНОГО ИНДЕКСА НА ПИЛОТАЖНОМ ПРИБОРЕ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ АЭРОГЕОФИЗИЧЕСКОЙ СЪЕМКИ

Евгений Владимирович КАРШАКОВ,
Андрей Михайлович ШЕВЧЕНКО
E-mail: shev-chik@yandex.ru,
Амир Мусаевич ГАРАКОЕВ
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук (ИПУ РАН)

Аэрогеофизическая съемка территории выполняется путем облета летательным аппаратом (ЛА) по траекториям, покрывающим исследуемый участок поверхности. В случае использования пилотируемого ЛА к качеству ручного пилотирования предъявляются повышенные требования. В работе предлагается информировать пилота об отклонениях от заданной траектории путем формирования директорного индекса управления тягой в поле зрения. Задача пилота состоит в приведении индекса к нулевому значению путем манипулирования рычагом управления двигателем и обнуляя тем самым ошибку пилотирования. Решение поставленных задач достигается использованием оригинального энергетического подхода к управлению полетом ЛА. Приведены результаты облета участков земной поверхности.

Ключевые слова: *энергетический подход, директорный индекс, аэрогеофизические системы.*

FORMING THE DIRECTOR INDEX AND INDICATING IT ON THE FLIGHT DIRECTOR DURING AIRBORNE GEOPHYSICAL SURVEY

Evgeny V. KARSHAKOV,
Andrey M. SHEVCHENKO
E-Mail: shev-chik@yandex.ru,
Amir M. GARAKOEV
V. A. Trapeznicov Institute of control sciences of Russian Academy of Sciences

Abstract Airborne geophysical survey of the territory is performed by flying an aircraft along the trajectories that cover the survey area. When using a manned aircraft, the quality of manual piloting is subject to increased requirements. The paper suggests informing the pilot about deviations from a specified trajectory by forming the director index for thrust control and indicating it in sight. The pilot should bring the index to zero by manipulating the thrust lever and thereby zeroing the piloting error. The solution of the tasks described in the paper is achieved by using an original energy approach to control the aircraft. The results of flights over the survey areas are presented.

Keywords: *energy approach, director index, airborne geophysical systems.*

Введение

В настоящее время имеется ряд разработок аэрогеофизических систем, которые успешно применяются в поисково-оценочных исследованиях в области гидрогеологии, в инженерных и экологических изысканиях, а также при решении задач поиска полезных ископаемых (как рудных, так и углеводородных).

Примером отечественных аэрогеофизических систем могут служить вертолетные электромагнитные комплексы с выносными платформами серии «Импульс-Аэро», («СНИИГГиМС», «Сибгеотех», «Аэрогеофизическая разведка») [1], «Экватор» (ООО «Геотехнологии») [2], аэрогравиметрическая система ГТ-2А (ЗАО «ГНПП «Аэрогеофизика», ЗАО НТП «Гравиметрические технологии») [3].

Анализ проблем траекторного управления пилотируемым атмосферным летательным аппаратом в процессе отработки различных полетных заданий сделан в [4]. Выделяются основные схемы управления при выполнении аэросъемочных работ. Приводится обзор существующих реализаций систем управления проводкой летательного аппарата по программным траекториям. Дается сравнительный анализ современных систем управления. Приводятся результаты разработки программного комплекса и его использования при выполнении аэросъемочных работ.

Аэрогравиразведка, аэромагниторазведка, аэроэлектроразведка и тепловая инфракрасная аэросъемка, выполняемые с воздуха, предъявляют жесткие требования к точности выдерживания заданного маршрута полета. Так, при выполнении аэромагниторазведки допуски на отклонения по данным [5] составляли: по высоте не более 130±30 м; по скорости не более120±30 км/ч; по боковому отклонению от заданной линии пути не более ±30 м. Маршруты были составлены в виде параллельных линий различной длины (от 15 до 60 км) с интервалами между ними 500 и 1000 м.

В то же время требования к точности определения навигационных и геодезических параметров аэроэлектромагнитной (ЭМ) съемки с использованием выносной платформы весьма высоки и представлены в табл. 1.

В графе рекомендуемой точности m — знаменатель масштаба аэрогеофизической съемки. Требования к точности указанных величин сформированы как на основе соответствующих инструкций, так и по результатам геофизических экспериментов [1, 6, 7].

Таблица 1.

Рекомендуемая точность определения координат		
Параметры навигации носителя	Навигационные координаты $X_н$, $Y_н$	от 0,8 до $1{,}2\cdot10^{-3}\cdot m$ (м)
	Высота полета $h_н$	не хуже 10 м
	Путевая скорость $V_н$	от 10 до 20 км/ч
Высота центра приемной антенны (над земной поверхностью) h		от 0,6 до 1 м
Координаты и геодезические высоты вертолета X_1, Y_1, H_1		до 1 м
Координаты и геодезические высоты ЭМ-платформы X_2, Y_2, H_2		до 1 м
Координаты и геодезические высоты магнитометра $X_м$, $Y_м$, $H_м$		не хуже 3–5 м

Исполнение таких рекомендаций непосредственно влияет на качество аэрогеофизической съемки. Для помощи пилоту по управлению траекторией в мире существует много вариантов визуализации ситуации с указанием желаемых координат движения самолета в пространстве в форме, например, объемного коридора, «Way in the sky», «телеграфных столбов», «тангажной лесенки» и т. п.

При полевых работах возникают ситуации, требующие изменения режима работы силовой установки ЛА. Это полет с отслеживанием рельефа местности, это смена эшелона пилотирования, это стационарный и нестационарный ветер сложной структуры. При обтекании рельефа на гравиметрической съемке требуется ограничивать перегрузки значениями $0{,}1-0{,}2g$ ($1-2$ м/с^2), чтобы избежать увеличения диапазона измеряемой величины и обеспечить необходимую чувствительность на уровне $10^{-7}g$ или выше. В таких ситуациях выдерживание заданной пространственной траектории и режима скорости на каждом из маршрутов облета приводят к большой психологической напряженности пилота. Поэтому точное следование заданному маршруту с облетом рельефа могут обеспечить только опытные высококвалифицированные летчики.

В данной работе ставится цель обеспечить помощь пилоту при управлении скоростью. Помощь будет заключаться в формировании директорного индекса в поле зрения пилота. В работе предлагается выводить на дисплей пилотажного индикатора индекс отклонения уровня полной энергии от требуемого, основываясь на энергетическом описании полета в возмущенной атмосфере.

Этот индекс должен восприниматься как командный сигнал для управления тягой двигателя с целью обнуления ошибки полной энергии. Функционально «энергетический индекс» аналогичен тому, как используются различные формы директорных индексов для помощи пилоту при ручном управлении траекторией.

Наличие такой подсказки поможет приобрести «чувство полной энергии» пилоту самолета, облегчит ручное управление или будет служить индикатором обобщенной ошибки при автоматическом управлении. Ошибку полной энергии пилот должен обнулить, манипулируя рычагом управления двигателем (РУД).

В статье излагаются основы энергетического подхода к управлению полетом и его применение для повышения точности пилотирования и тем самым улучшения качества аэрогеофизической съемки.

Основы энергетического подхода к управлению движением

Методологической базой разработок является энергетический подход к управлению пространственным движением летательных аппаратов (ЛА) [8].

С позиций энергетического подхода движение ЛА рассматривается в терминах его полной энергии и ее составляющих — потенциальной и кинетической.

В самой общей форме динамика систем управления описывается уравнением вида

$$\dot{X} = AX + BU.$$

В традиционных системах управления с обратной связью управление U формируется на базе отклонений ΔX некоторого подмножества вектора переменных состояния X.

$$U = U\left(X, \Delta X\right).$$

Функционал качества выбирается в классе

$$Q_x = Q_x(U, X, \Delta X).$$

Структура традиционных систем управления движением летательных аппаратов (ЛА) может быть представлена обобщенной эквивалентной схемой (рис. 1).

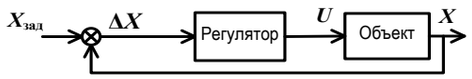


Рис. 1. Структура традиционных схем управления

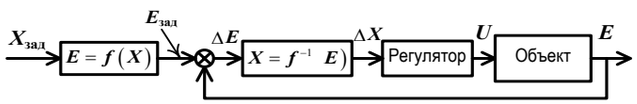


Рис. 2. Структура энергетической системы управления

Предложена концепция управления, в которой управляемой величиной является полная энергия движения $E = mgh + mV^2/2$ (рис. 2). И тогда управление формируется как

$$U = U(E, \Delta E),$$

а функционал качества задается в форме

$$Q_E = Q_E(U, E, \Delta E).$$

Энергетический подход к управлению движением в пространстве основан на описании движения объекта как в пространстве переменных состояния, так и в терминах его полной энергии и ее составляющих. В результате совместного решения динамических уравнений переносного движения в возмущенной атмосфере и уравнения полной энергии объекта было получено ***уравнение баланса энергий*** в системе объектов: «летательный аппарат — силовая установка — внешняя среда» [8]:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{дв} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^W.$$

Уравнение описывает количественные соотношения между источником и всеми потребителями энергии. Уравнение записано в форме приращений удельной энергии движения:

$$H_E(*) = E(*)/mg = h + V^2/2g.$$

Удельная энергия имеет размерность метров, поэтому она называется также энергетической высотой. Для каждого члена уравнения баланса энергий в [5, 6] получены интегральные выражения:

$$\Delta H_E = \int_{t_1}^{t_2} V\left(\theta + \frac{\dot{V}}{g}\right)dt, \qquad \Delta H_E = \int_{t_1}^{t_2} V\,P\cos\left(\alpha + \varphi\right)dt,$$

$$\Delta H_E^D = \int_{t_1}^{t_2} V\,D\,dt, \qquad \Delta H_E^w = \int_{t_1}^{t_2} V\,f_w dt.$$

Здесь ΔH_E — приращение энергетической высоты ЛА, $\Delta H_E^{дв}$ — удельная работа двигателя, ΔH_E^D — затраты энергии на преодоление вредного лобового сопротивления, ΔH_E^W — работа ветра, θ — угол наклона траектории; $V_в$ — воздушная скорость; $P_н$ — тяга двигателя, нормированная весом самолета; $\alpha_в$ — угол атаки крыла; $\varphi_{дв}$ — угол установки двигателя; $f_w \cong \dot{W}_x/g - W_y/V_в$ — так называемый «фактор ветра», а W_x и W_y — горизонтальная и вертикальная составляющие ветра.

Для режима стационарного полета самолета и отсутствия ветра получен закон управления тягой в нормированных приращениях относительно заданных значений:

$$\Delta P_{н}^{TEC} = \Delta\theta + \frac{\Delta\dot{V}_{в}}{g}.$$

Управление рулем высоты производится для минимизации разности между потенциальной и кинетической составляющими:

$$\Delta\delta_{в}^{TEC} = \Delta\theta - \frac{\Delta\dot{V}_{в}}{g}.$$

Реализация этих законов предложена в виде ПИ-алгоритмов, содержащих в каждом канале пропорциональную и интегральную составляющую с весовыми коэффициентами $k_{П}$ и $k_{И}$:

$$\Delta P_{н}^{TEC} = \left(\Delta\theta + \frac{\Delta\dot{V}_{в}}{g}\right)\left(k_{П}^{P} + k_{И}^{P}\frac{1}{p}\right), \qquad \Delta\delta_{в}^{TEC} = \left(\Delta\theta - \frac{\Delta\dot{V}_{в}}{g}\right)\left(k_{П}^{\delta_{в}} + k_{И}^{\delta_{в}}\frac{1}{p}\right).$$

Эти алгоритмы составляют ядро энергетической системы управления ЭнСУ (рис. 3).

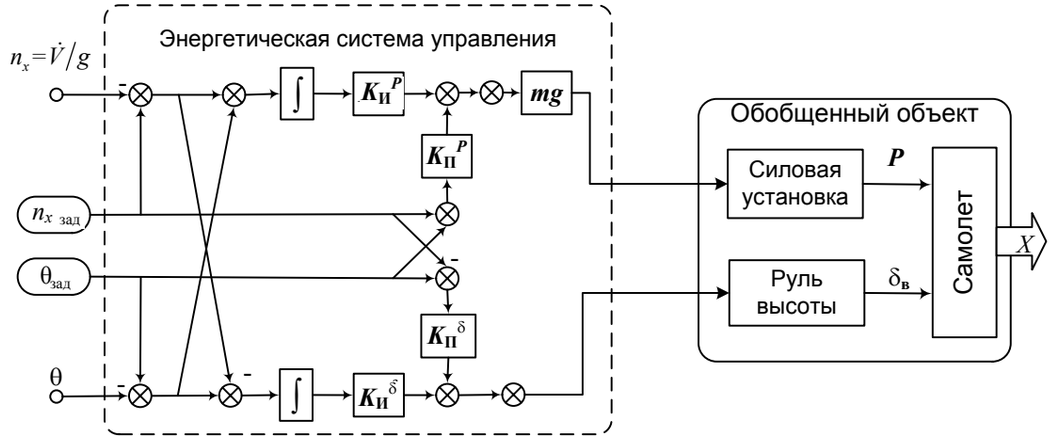


Рис. 3. Схема энергетической системы управления

Маршрут по любой опорной (или заданной) траектории организуется путем назначения последовательности требуемых значений переменных $n_{x\,зад}$ и $\theta_{зад}$. По этим переменным может быть вычислена опорная траектория в координатах полной энергии $E_{опор}$.

Формирование директорного индекса для управления тягой двигателя в ручном режиме

Традиционно в поле зрения пилота как в автоматическом, так и в ручном режимах выводится образная информация только о пространственном положении самолета, а также количественная информация о скорости полета. Атмосферные возмущения влияют не только на скорость, но и, как следует из уравнения баланса энергий, на полную энергию. Результаты зарубежных исследований показали, что классность пилотов напрямую зависит от наличия у пилотов «чувства полной энергии». А при недостаточно развитом чувстве полной энергии интерпретировать такую приборную информацию как меру энергетического состояния самолета весьма затруднительно.

В полетах с ручным пилотированием нами было предложено выводить на экран командного пилотажного индикатора величину отклонения энергетической высоты от требуемой ΔH_E, сформировав на экране пилотажного прибора подвижный индекс рядом со шкалой геометрической высоты [9, 10].

Этот индекс должен восприниматься как командный сигнал для управления тягой двигателя с целью обнуления ошибки полной энергии. Функционально «энергетический индекс» аналогичен тому, как используются различные формы директорных индексов для помощи пилоту при ручном управлении траекторией. Наличие такой подсказки поможет приобрести «чувство полной энергии» пилоту самолета, облегчит ручное управление или будет служить индикатором обобщенной ошибки при автоматическом управлении.

Анализ выполненных полетов по маршрутам покрытия зоны местности

Эффективность разработанного средства помощи пилоту в осложненных условиях облета местности со сложным рельефом была апробирована на реальном пилотажном индикаторе, установленном на двух типах носителей магниторазведывательной аппаратуры: на самолете и на вертолете. Вид экрана индикатора при выполнении одного из маршрутов облета показан на рисунке 4 (стр. 10).

Задача пилота заключается в том, чтобы удержать маркер (зеленый треугольник) в окрестности отметки «ноль», воздействуя на органы управления летательного аппарата и тем самым минимизируя ошибку энергетической высоты.

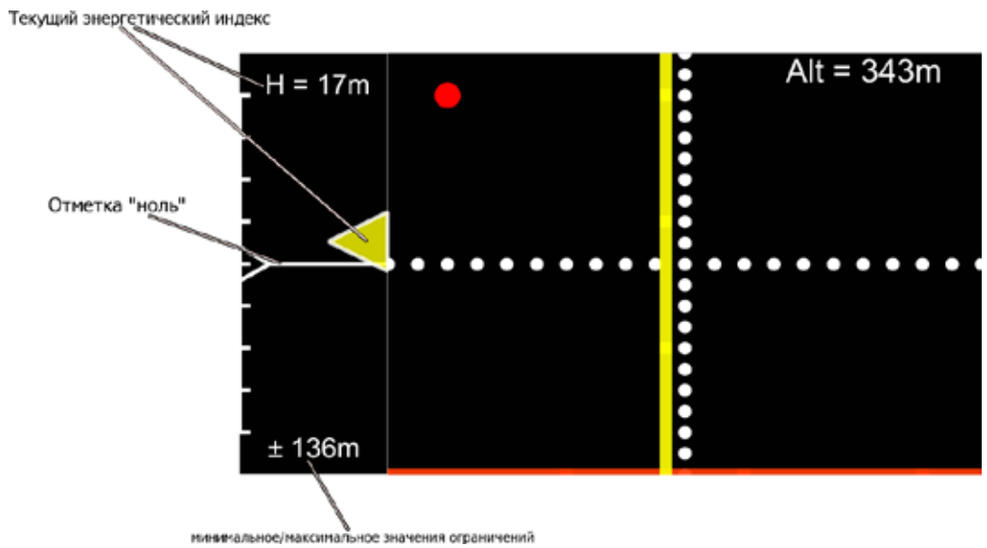


Рис. 4. Индикатор типа «стрелка» с возможностью вывода энергетического индекса

Такой подход в управлении позволяет осуществлять полет ЛА по траектории с огибанием рельефа и минимальными вертикальными ускорениями. Ниже представлены данные полета по реальной траектории.

Рассматривается управление летательными аппаратами двух типов. Это вертолет и самолет. Программная траектория представляет из себя последовательный набор точек вида: <LAT, LON, ALT>.

Здесь LAT — широта, LON — долгота, ALT — высота. При моделировании учитывается канал высоты ALT. Опорная траектория выбирается исходя из минимального значения вертикального ускорения летательного аппарата. Представим уравнение баланса энергии в контексте данных моделирования:

1) Для вертолета:

$$E_{Ind} = \Delta H_E = H_E - H_{E_{REF}};$$

$$E_{Ind} = Alt_{Heli} - PathRef + \frac{V^2 - VRef^2}{2g}.$$

2) Для самолета:

$$E_{Ind} = \Delta H_E = H_E - H_{E_{REF}};$$

$$E_{Ind} = Alt_{Aircr} - PathRef + \frac{V^2 - VRef^2}{2g}.$$

Облеты на самолете выполнялись в Южной Африканской Республике (ЮАР) с целью выполнения гравиметрической съемки. Полеты с использованием вертолета выполнялись в Забайкальском крае (Россия). Для полетов применялся радиовысотомер. Соответственно, на графиках приводится истинная высота.

На рисунке 5 представлены данные полета вертолета с применением энергетического индекса в управлении.

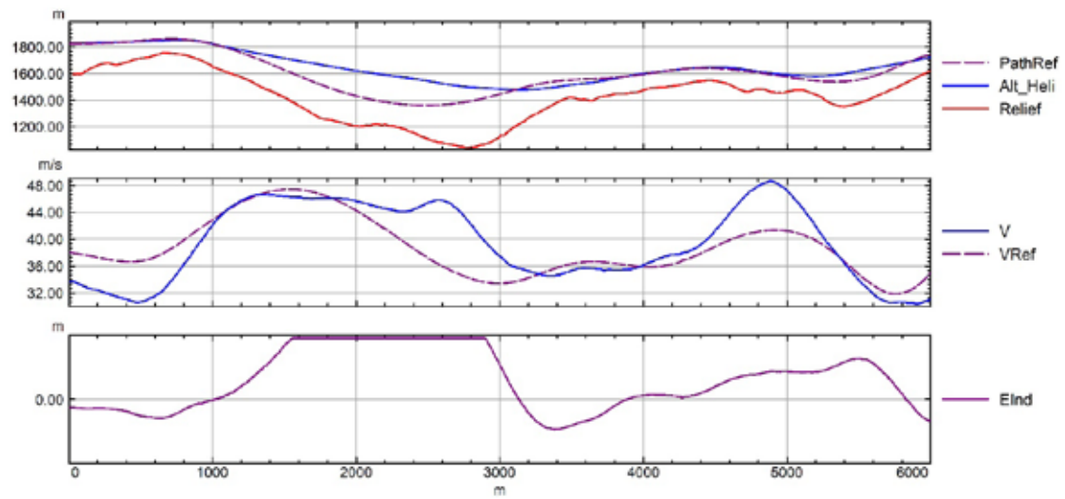


Рис. 5. Результаты полета вертолета по программной траектории

Relief — профиль рельефа поверхности, PathRef — программная траектория полета с огибанием рельефа, Alt_Heli — высота полета вертолета, V — текущая горизонтальная скорость вертолета, VRef — программная скорость вертолета, EInd — значения энергетического индекса.

Аналогично данные полета самолета представлены на рисунке 6, где Alt_Aircr — высота полета самолета.

Из представленных результатов видно, что в случае самолета энергетический индекс равномерно распределен в окрестности нуля, но в случае полета вертолета имеются отскоки и резкие перепады. С одной стороны такое поведение может быть связано с техникой пилотирования и опытом пилота, а с другой сказываются особенности управления летательными аппаратами разного типа.

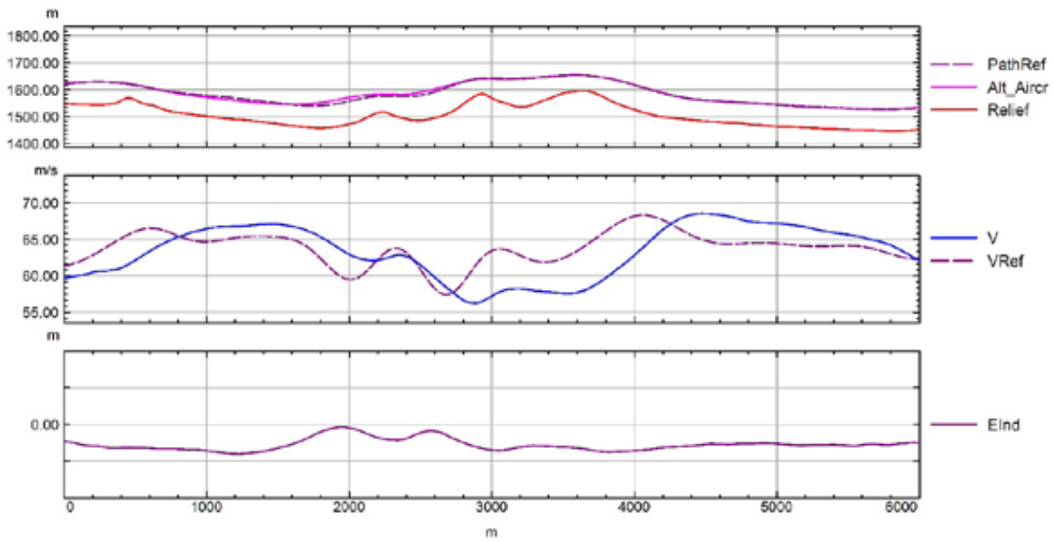


Рис. 6. Результаты полета самолета по программной траектории

Приведем качественные характеристики результатов управления:

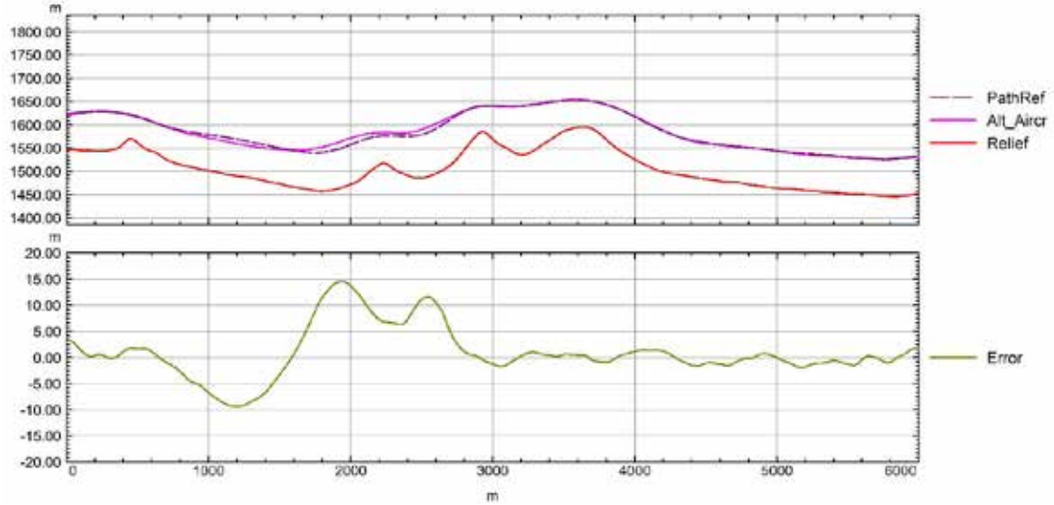


Рис. 7. Ошибка рассогласования программной и реальной траектории самолета

На рисунке 7 переменная Error — описывает ошибку рассогласования программной и реальной траектории самолета, среднее значение этой ошибки 0,97 м.

Реультаты для вертолета представлены на рисунке 8.

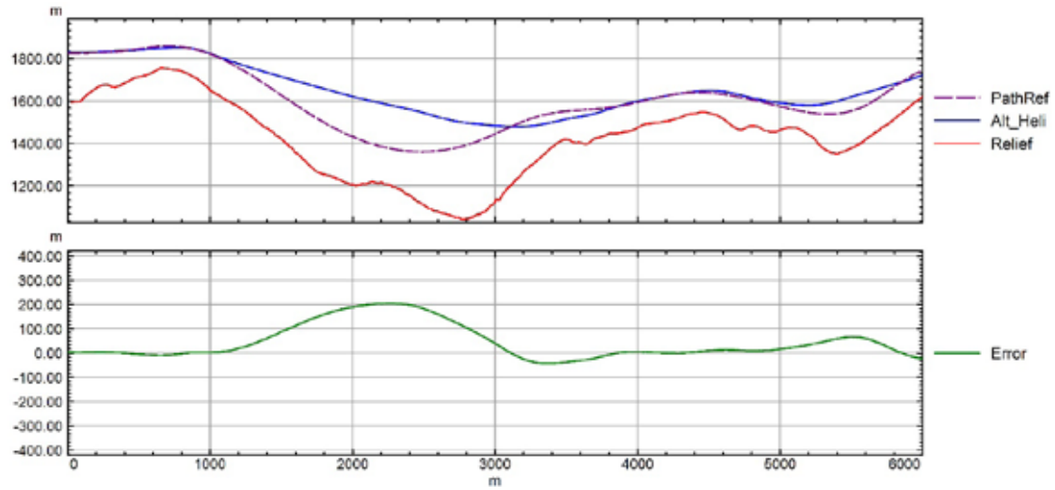


Рис. 8. Ошибка рассогласования программной и реальной траектории вертолета

Среднее значение переменной Error в случае вертолета будет 38,82 м.

Из представленных результатов видно, что управление летательным аппаратом по траектории, огибающей рельеф, с использованием энергетического индекса подходит для двух типов летательных аппаратов. Однако в случае использовании носителя приборного оборудования самолетного типа результаты будут на порядок лучше. Такой разброс в качестве полета обусловлен несколькими факторами:

1. Конструктивные особенности летательных аппаратов, а также техника пилотирования.

2. Внешние возмущающие факторы (порывы ветра, сильные перепады рельефа и т. д.).

Заключение

Аэрогеофизическая съемка территории с целью проведения дистанционных исследований магнитной проницаемости, удельной электропроводности, плотности и радиоактивных свойств пород выполняется путем облета летательным аппаратом (ЛА) территории по траекториям, покрывающим исследуемый участок поверхности. Траекториями (маршрутами) являются параллельные линии, которые покрывают территорию съемки. К основным параметрам полета, влияющим на качество съемочных данных, можно отнести боковое отклонение ЛА от траектории, а также отклонение по высоте.

В случае использования пилотируемого ЛА к качеству ручного пилотирования предъявляются повышенные требования. В то же время полет с отслеживанием рельефа местности и при наличии ветровых возмущений представляет для пилота трудноразрешимую задачу.

В работе было предложено формировать в поле зрения пилота директорный индекс управления тягой для минимизации отклонения высоты и, если требуется, скорости от требуемой. Такой «помощник» пилота функционирует на основании приборных измерений координат ЛА и вычисляет количественные оценки рекомендуемых команд пилота, в отличие от его интуитивных, основанных на личном опыте. Решение поставленных задач достигается путем использования оригинального энергетического подхода к управлению полетом ЛА. Математическим оформлением подхода является уравнение баланса энергий в системе «ЛА — двигатель — внешняя среда». Это уравнение устанавливает количественные соотношения между источником энергии и всеми ее потребителями. В отличие от традиционных подходов, в энергетическом подходе управляемой переменной является полная энергия объекта. Для минимизации ошибки управления полной энергией может быть использована только тяга двигателя.

Для режима автоматического полета разработана структура энергетической системы. Для режима ручного пилотирования предлагается индицировать отклонения полной энергии от заданной в виде директорного индекса. Для обнуления отклонения пилот должен воздействием на сектор газа двигателя привести индекс к нулевой отметке.

Разработаны прототипы электронных индикаторов с подвижным индексом на экране командного пилотажного прибора.

Литература

1. *Г. М. Тригубович*, *С. О. Шевчук*, *Н. С. Косарев*, *В. Н. Никитин*. Комплексная технология навигационного и геодезического обеспечения аэроэлектромагнитных исследований. // Гироскопия и навигация. Том 25, № 1 (96), 2017. DOI 10.17285/0869-7035.2017.25.1.093-107.

2. *В. М. Керцман*, *Е.В. Мойланен*, *Ю. Г. Подмогов*. Возможности аэрогеофизики при поисках золоторудных месторождений различного типа. // Геофизика, № 4, 2019. – С. 52–59.

3. *В. Г. Пешехонов*, *О. А. Степанов* и др. Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли. // СПб: изд-во ЦНИИ Электроприбор, 2017. – 390 с.

4. *Е. В. Каршаков*. Особенности алгоритмов управления летательным аппаратом при выполнении аэросъемки. // Проблемы управления, № 3, 2012. – С. 71–76.

5. *П. Ю. Жодзишский*, *В. А. Пухватов*. Повышение эффективности выполнения аэрогеофизических исследований // Геопрофи. №2, 2010. – С. 23–25.

6. *С. О. Шевчук*, *С. В. Барсуков*. Применение навигационного комплекса на основе программы routenav для аэрогеофизических работ. // Геопрофи. 2018, №2. – С. 40–43.

7. *Е. В. Мойланен*, *А. М. Гаракоев*, *Е. В. Каршаков*. Аэрогеофизическая съемка республики Руанды (26 000 км^2) с помощью системы «ЭКВАТОР». // Материалы 10-й международной конференции «Управление развитием крупномасштабных систем». Том 2. Москва, ИПУ РАН, 2017. – С. 154–157.

8. *A. P. Kurdjukov*, *G. N. Nachinkina* and *A. M. Shevchenko*. Energy approach to flight control. // AIAA Conf. Navigation, Guidance & Control. AAIA Paper 98-4211. 543–553 (1998). https://doi.org/10.2514/6.1998-4211.

9. *Б. В. Павлов*, *А. М. Шевченко*, *Г. Н. Начинкина*. Алгритмы формирования информационных посылок в кабине пилота. // Материалы 4-й Всероссийской мультиконференции по проблемам управления. Том 2, Таганрог, ТТИ ЮФУ, 2011. – С. 108–111.

10. *А. М. Шевченко*. Способ формирования командного индекса для управления тягой двигателя самолета устройство для его реализации. // Патент RU2509037. (10.03.2014 Бюл. №7).

УДК 629.7.058

ФОРМИРОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРИЕМИСТОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ТЯЖЕЛОГО САМОЛЕТА

Олег Николаевич КОРСУН, *д. т. н., профессор,*
Владимир Евгеньевич КУЛИКОВ, *д. т. н., профессор,*
Алексей Алексеевич КУЗИН
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru

Рассмотрен способ построения математической модели приемистости двигателя тяжелого самолета. Определение оценок параметров модели осуществлено по полетным данным методами идентификации. Модель включает в себя две составляющие, описывающие изменение скорости вращения роторов высокого давления от отклонения рычага отклонения двигателя и изменение силы тяги двигателя от указанной скорости вращения. Сравнение процессов функционирования предложенных моделей с процессами летного эксперимента показали высокую степень их сходимости.

Ключевые слова: *двигатель, тяга, приемистость, идентификация, летный эксперимент, сходимость результатов.*

BUILDING A MATHEMATICAL MODEL OF HEAVY AIRCRAFT ENGINE THRUST RESPONSE DYNAMIC CHARACTERISTICS

Oleg N. KORSUN, *D. Sc. in Engineering, professor,*
Vladimir E. KULIKOV, *D. Sc. in Engineering, professor,*
Alexey A. KUZIN
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru

The article considers a method for building a mathematical model of heavy aircraft engine thrust response. Model parameters estimation is performed by identification methods with the use of flight data. The model includes two components that describe the change in rotation speed of high pressure rotors caused by engine throttle lever movement and the change in engine thrust caused by the change in rotation speed. Comparison of the proposed models functioning processes with those of the flight experiment showed a high degree of agreement.

Keywords: *engine, thrust, thrust response, identification, flight experiment, results agreement.*

Введение

Автомат тяги (АТ) как система управления скоростью полета с использованием изменения тяги двигателей широко применяется на тяжелых транспортных и пассажирских самолетах. Одной из главных особенностей работы канала тяги самолета является зависимость тяги двигателей от перемещения рычагов управления тягой (РУД). В процессе разработки системы автоматического управления тягой важной частью является процесс моделирования изменения тяги объекта. Основным параметром реального переходного процесса, подлежащего математическому описанию, является приемистость тяги двигателя относительно перемещения РУД.

Учет приемистости двигателей при реализации закона управления тягой напрямую влияет на качество переходного процесса стабилизации заданной скорости. На практике основной проблемой при управления тягой является колебательность РУД в процессе стабилизации заданной скорости, обоснованная гибкостью проводки, приемистостью двигателей и других параметров.

Для описания динамических характеристик приемистости предложены две математические модели, определяющие связь между отклонениями РУД и скоростью вращения роторов высокого давления двигателей и между оборотами роторов высокого давления двигателей и приращениями силы тяги. Параметры предложенных моделей оценивались методами идентификации файлов регистрации летных экспериментов.

В процессе идентификации использовались значения проекций перегрузок и углов ориентации, измеряемые инерциальной навигационной системой (ИНС), истинного угла атаки и истинной воздушной скорости, массы топлива, проекции скорости полета в земной нормальной системе координат, измеряемые спутниковой навигационной системой (СНС), отклонения РУД и скорости вращения роторов высокого давления.

Главной особенностью используемых полетных данных регистрации является то, что специальный летный эксперимент в целях получения данных для идентификации, предусматривающий специальные тестовые маневры, не проводился по соображениям экономии и оперативности.

В процессе выполняемой работы по идентификации использовались общие методы динамики полета [1-3] и летных экспериментов самолетов [4], общие методы идентификации аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов [5, 6], методы проверки согласованности полетных данных [7].

При нахождении параметров модели, связывающей скорость вращения роторов высокого давления и приращения тяги двигателей, были частично использованы подходы, предложенные ранее для раздельной идентификации сил тяги и сопротивления [8, 9]. В полном объеме указанные методы не использовались, поскольку для них требуется выполнение специальных тестовых маневров.

Математическая модель изменения скорости вращения ротора высокого давления двигателя от угла отклонения РУД

За основу была принята предложенная в [1] нелинейная модель пространственного движения самолета как твердого тела при условии совпадения главных осей инерции с осями связанной системы координат.

Ускорения вдоль связанных осей вычислялись по формулам:

$$\begin{aligned} a_x &= \frac{qS\left(-c_x + c_p\right)}{m} - g\ \sin\upsilon = g\left(n_x - \sin\upsilon\right), \\ a_y &= \frac{qSc_y}{m} - g\ \cos\upsilon\cos\gamma = g\left(n_y - \cos\upsilon\cos\gamma\right), \\ a_z &= \frac{qSc_z}{m} + g\ \cos\upsilon\sin\gamma = g\left(n_z + \cos\upsilon\sin\gamma\right). \end{aligned} \tag{1}$$

Перегрузки вдоль связанных осей:

$$\begin{aligned} n_x &= \frac{qS\left(-c_x + c_p\right)}{gm} = \frac{\alpha_x}{g} + \sin\upsilon, \\ n_y &= \frac{qSc_y}{gm} = \frac{\alpha_y}{g} + \cos\upsilon\cos\gamma, \\ n_z &= \frac{qSc_z}{gm} = \frac{\alpha_z}{g} - \cos\upsilon\ \sin\gamma, \end{aligned} \tag{2}$$

где c_x, c_y, c_z — коэффициенты аэродинамических сил в связанной системе координат; υ, γ, ψ — углы тангажа, крена, рыскания; g — ускорение силы тяжести; q — скоростной напор; S — эквивалентная площадь крыла; m — масса самолета.

Значения коэффициентов подъемной силы и сопротивления, определенные по результатам аэродинамических продувок, обычно задаются в полусвязанной системе координат $OX_eY_eZ_e$.

При анализе продольного движения для перевода из связанной системы в скоростную используются соотношения

$$c_{x_e} = c_x \cos\alpha + c_y \sin\alpha,$$
$$c_{y_e} = c_y \cos\alpha - c_x \sin\alpha. \quad (3)$$

Для обратного перехода

$$c_x = c_{x_e} \cos\alpha - c_{y_e} \sin\alpha,$$
$$c_y = c_{y_e} \cos\alpha + c_{x_e} \sin\alpha, \quad (4)$$

где c_{xe}, c_{ye} — коэффициенты составляющих аэродинамической силы в полусвязанной системе координат; α — угол атаки.

Конкретный вид модели аэродинамического коэффициента сопротивления принимался согласно описанию банка аэродинамических характеристик самолета.

Оценки параметров находятся методом параметрической идентификации, являющимся разновидностью метода Ньютона [6]. Следует отметить, что для практического применения данного алгоритма, необходимо задать модель объекта, вектор априорно неизвестных параметров, подлежащий идентификации, модель наблюдений и минимизируемый функционал, который обычно представляет собой сумму квадратов разностей между измерениями и соответствующими сигналами модели, которые зависят от идентифицируемых параметров.

Для описания динамических характеристик приемистости двигателя предложена модель, определяющая связь между отклонением РУД (градусы) и скоростью вращения ротора высокого давления, выраженной в процентах от максимального значения.

По результатам анализа полетных данных предлагается модель следующей структуры: отклонения РУД поступают на вход апериодического звена, далее идет звено чистого запаздывания и дополнительное слагаемое, подключаемое при отрицательных скоростях отклонений РУД, пропорциональное производной отклонения РУД и характеризующее асимметрию зависимости скорости вращения ротора высокого давления от отклонения РУД.

Математически модель записывается следующим образом:

$$\frac{d\delta_\alpha(t)}{dt} = -\frac{1}{T}\delta_\alpha(t) + \frac{1}{T}\delta_R(t),$$
$$\overline{\omega}_{\text{РВД}}(t) = K_0 + K\delta_\alpha(t - t_1) + K_{AC}\left[-\frac{1}{T}\delta_\alpha(t - t_1)\frac{1}{T}\delta_R(t - t_1)\right], \quad (5)$$

где $\overline{\omega}_{\text{РВД}}(t_i)$ — оценка скорости вращения ротора; $\delta_R(t)$ — отклонения РУД; $\delta_a(t)$ — отклонения РУД после апериодического звена; T — постоянная времени апериодического звена; K_{AC} — коэффициент учета асимметрии; $K_{AC} = 0$, если производная РУД меньше нуля, то есть при отклонениях РУД на уменьшение; t_1 — время чистого запаздывания; K — мультипликативный коэффициент масштабирования, по физическому смыслу представляющий собой коэффициент усиления при переходе от отклонений РУД к скорости оборотов ротора высокого давления; K_0 — аддитивный коэффициент масштабирования, по физическому смыслу представляющий собой коэффициент учета постоянного смещения.

Таким образом, модель определяется пятью параметрами: коэффициентами масштабирования K_0, K, коэффициентом учета асимметрии КАС, постоянной времени апериодического звена T и временем задержки t_1 звена чистого запаздывания.

Модель (5) задана для одного двигателя. При синхронном отклонении РУД и соответственно синхронном изменении частоты вращения роторов модель может описывать также совместную работу всех четырех двигателей. Для этого используются обобщенные отклонения РУД $\delta_{R\Sigma}(t)$ и скорости вращения $\overline{\omega}_{\text{РВД}\Sigma}(t)$, определяемые как среднее арифметическое по всем двигателям.

В методе идентификации модель (5) является моделью объекта. Модель наблюдений определяется для дискретных отсчетов времени, что соответствует работе системы бортовой регистрации:

$$z(t_i) = \overline{\omega}_{\text{РВД}}(t_i) + \zeta(t_i), \quad (6)$$

где $\overline{\omega}_{\text{РВД}}(t_i)$ — оценка скорости вращения ротора, полученная по модели (5); $\zeta(t_i)$ — случайные погрешности измерений, которые обычно принимаются нормальными случайными независимыми величинами с нулевым математическим ожиданием и постоянной дисперсией.

В качестве измерений $z(t_i)$ принимаются измеренные на борту значения скорости вращения роторов высокого давления $\omega_{\text{РВД}\Sigma}(t_i)$.

Вектор идентифицируемых параметров принимает вид:

$$a^T = \left[K_0\ K\ K_{AC}\ t_1\ T\right]. \quad (7)$$

В качестве оценок идентификации принимаются значения, доставляющие минимум взвешенной сумме квадратов рассогласований измерений $z(t_i)$ и оценок модели $\overline{\omega}_{\text{РВД}}(t_i)$.

Математическая модель зависимости приращения силы тяги от скорости вращения ротора высокого давления двигателя

В статье также рассмотрена модель, связывающая приращения скорости вращения роторов высокого давления с приращениями тяги двигателей, поскольку тяга является важнейшим параметром в контуре управления.

Идентификация абсолютного значения силы тяги по полетным данным является очень сложной задачей, так как векторы тяги и силы аэродинамического сопротивления близки к коллинеарным, что существенно затрудняет получение раздельных оценок [4–6]. Поэтому данная задача относится к классу некорректных задач [5, 6]. В общем случае для оценивания как абсолютных значений тяги, так и ее приращений требуется выполнение специальных тестовых маневров и применение специальных алгоритмов обработки полученных полетных данных [8, 9].

Однако для рассматриваемого объекта вследствие анализа полетных данных задачу идентификации приращений тяги можно решить достаточно просто. Для этого надо выбрать режимы полета, на которых выполняются отклонения РУД со значительными амплитудами, а изменения высоты, числа М и угла атаки малы и практически не влияют на тягу. Для тяжелого самолета, обладающего большой инерционностью, это возможно. Тогда приращения тяги зависят только от изменений скорости вращения роторов высокого давления. Для учета возможного влияния угла атаки можно ввести слагаемые, зависящие от приращения угла атаки линейно и квадратично.

Продольная перегрузка в скоростной системе координат $n_{xa}(t)$ связана с проекцией тяги на скоростную ось $P_{xa}(t)$ и силой сопротивления формулой:

$$mgn_{xa}(t) = P_{xa}(t) + qSc_x\left[\alpha(t)\right]. \tag{8}$$

Учитывая, что угол атаки относительно строительной горизонтали фюзеляжа на рассматриваемых режимах составляет 3–5 градусов, примем допущение о равенстве тяги $P(t)$ и проекции $P_{xa}(t)$:

$$P_{xa}(t) = P(t)\cos\left[\alpha(t)\right] \approx P(t). \tag{9}$$

Допустим, что тяга выражается через скорость вращения ротора высокого давления $\omega_{\text{РВД}}(t_i)$ через операции масштабирования и запаздывания

$$P(t) = \tilde{K}p_0 + K_P\omega_{\text{РВД}}(t - t_2), \tag{10}$$

где t_2 — время чистого запаздывания между приращениями оборотов ротора высокого давления и тягой; $K_P, \tilde{K}p_0$ — мультипликативный и аддитивный коэффициенты масштабирования.

Сила сопротивления представляется в виде приращений относительно балансировочного для данного режима полета угла атаки $\alpha_{\text{бал}}$:

$$\begin{aligned} qSc_x(\alpha t) &= qS\left[c_x(\alpha_{\text{бал}}) + c_{x_1}\left(\alpha(t) - \alpha_{\text{бал}}\right) + c_{x_2}\left(\alpha(t) - \alpha_{\text{бал}}\right)^2\right] = \\ &= X\left(\alpha_{\text{бал}}\right) + X_1\left(\alpha(t) - \alpha_{\text{бал}}\right) + X_2\left(\alpha(t) - \alpha_{\text{бал}}\right)^2. \end{aligned} \tag{11}$$

Подставив (11) и (10) в (8), получим уравнение модели:

$$mgn_{xa}(t) = Kp_0 + K_P\omega_{\text{РВД}}\left(t - t_2\right) + X_1\left(\alpha(t) - \alpha_{\text{бал}}\right) + X_2\left(\alpha(t) - \alpha_{\text{бал}}\right)^2, \tag{12}$$

где $X_1 = qSc_{x_1}, X_2 = qSc_{x_2}$ — коэффициенты, определяющие приращение силы сопротивления; $\tilde{K}p_0 = \tilde{K}p_0 + X\left(\alpha_{\text{бал}}\right)$ — суммарный коэффициент учета постоянной составляющей.

Модель объекта имеет вид (12) и определяется пятью параметрами, из которых три: Kp_0, K_P, t_2 определяют силу тяги, а два других: X_1 и X_2 — приращения силы сопротивления.

Отметим, что параметр Kp_0 зависит от постоянных составляющих и тяги и сопротивления, которые разделить невозможно. Поэтому предложенная модель определяет только приращения тяги при изменении режима работы двигателей.

Модель наблюдений имеет вид

$$z\left(t_i\right) = mgn_{xa_{\text{изм}}}\left(t_i\right) + \zeta\left(t_i\right), \tag{13}$$

где $z\left(t_i\right) = mgn_{xa_{\text{изм}}}$ определяется по бортовым измерениям, а оценка модели вычисляется из уравнения объекта.

Окончательно приращения тяги равны:

$$P(t) = Kp_0 + K_P\omega_{\text{РВД}}\left(t - t_2\right). \tag{14}$$

Для описания модели движения самолета была выполнена идентификация основных коэффициентов предложенных выше моделей.

Проверка согласованности полетных данных

Всего было проанализировано 29 участков, взятых из данных летных экспериментов, из которых для обработки было выбрано семь наиболее информативных.

До начала идентификации выполнялась проверка согласованности полетных данных, используемых для получения оценок. В основу метода положено утверждение, что необходимым условием правильности измерения параметров движения самолета является весьма точное соответствие результатов измерений уравнениям пространственного движения. Это позволяет проверить каналы измерения углов атаки, скольжения, истинной воздушной скорости, перегрузок, угловых скоростей, углов тангажа, крена, рыскания, а также измерения трех составляющих скорости в земной системе координат, выполняемые спутниковой навигационной системой (СНС). Принятый алгоритм проверки не учитывает движение воздуха, поэтому в аэрометрических каналах возможны рассогласования, обусловленные наличием ветра. Результат проверки сходимости параметров для одного выбранного участка представлен на рисунке 1 (стр. 25).

Результаты проверки: степень сходимости измерений с результатами моделирования очень высокая. Следует отметить, что изменения по углу атаки составляют ±0,2 градуса, а уровень рассогласований значительно меньше, порядка 0,002–0,003 градуса, что соответствует уровню случайных погрешностей измерений. Аналогично в канале воздушной скорости расхождения между сигналом и моделью определяются случайными погрешностями измерений, при этом хорошо видны погрешности квантования. Степень соответствия измерений и сигналов модели является высокой, хотя для некоторых участков изменение крена вызывает изменение положения самолета относительно вектора ветра, что приводит к значительным (до 0,5 градуса) рассогласованиям между показаниями аэродинамического датчика угла атаки и «инерциальной» оценкой угла атаки через интегрирование уравнений движения, в которых ветер не учитывается.

Таким образом, результаты проверки показывают, что система бортовых измерений по каналам измерения углов атаки, скольжения, истинной воздушной скорости, перегрузок, угловых скоростей, углов тангажа, крена, рыскания, а также трех составляющих скорости в земной системе координат, выполняемых спутниковой навигационной системой (СНС), удовлетворяет необходимым условиям согласованности с достаточно высокой точностью. При рассогласованиях между аэродинамическим датчиком угла атаки и моделью движения в условиях изменения крена допустимо использовать аэрометрические измерения.

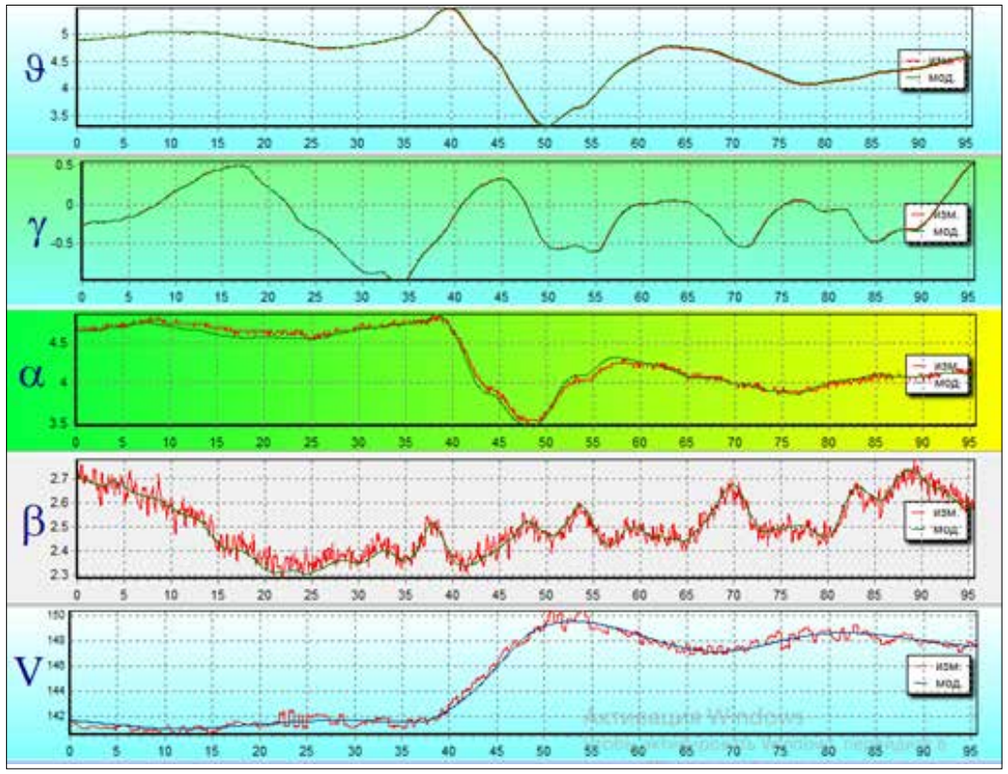


Рис. 1. Проверка согласованности углов тангажа, крена, атаки, скольжения, и воздушной скорости для участка

Оценка результатов идентификации коэффициентов предложенных моделей

В процессе идентификации определялись оценки основных аэродинамических коэффициентов продольного движения. Следует отметить, что приращения продольной перегрузки на рассмотренных участках почти полностью определяются изменением тяги, зависящей от режима работы двигателей, а вклад силы сопротивления, обусловленной изменением угла атаки, незначителен.

На всех участках РУД и обороты роторов двигателей изменялись синхронно, поэтому в моделях использовались средние значения скорости вращения роторов высокого давления $\omega_{\text{РВД}}(t_i)$ и отклонений РУД $\delta_{R\Sigma}(t_i)$, вычисляемые как среднее арифметическое по четырем двигателям.

Оценка соответствия уточненной модели полетным данным выполнялась графически для всех рассмотренных участков. На рисунках 2 и 3 (стр. 26) представлены результаты идентификации для двух идентифицируемых участков.

На всех участках РУД и обороты роторов двигателей изменялись синхронно, поэтому в результате показаны средние арифметические значения скорости вращения роторов высокого давления $\omega_{\text{РВД}\Sigma}(t_i)$ и отклонений РУД $\delta_{R\Sigma}(t_i)$ по четырем двигателям.

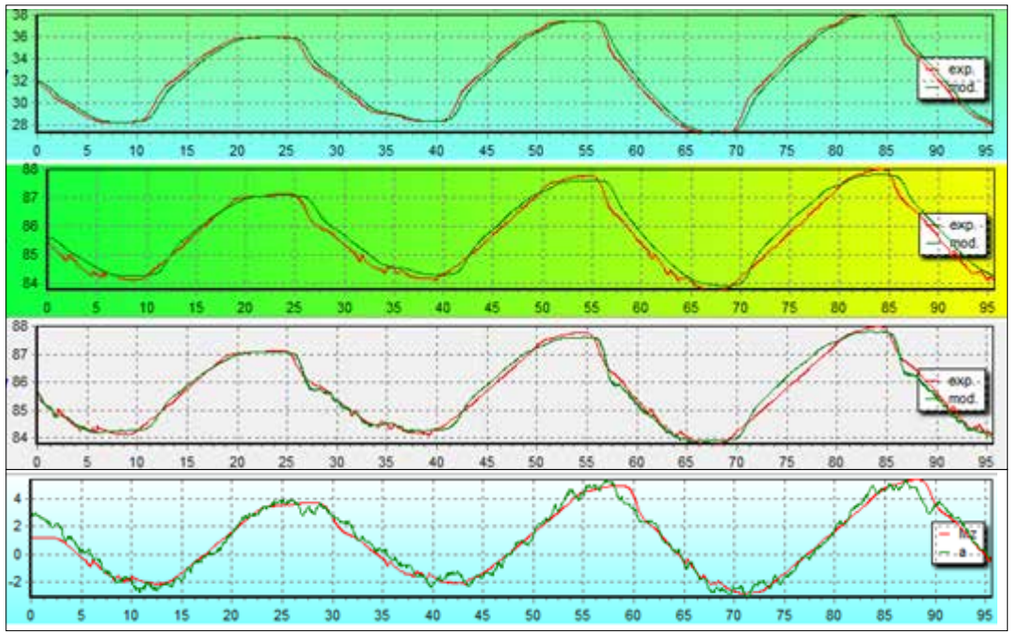


Рис. 2. Сравнение измеренных в полете и вычисленных в модели положений РУД, скорости вращения РВД, приращений силы тяги

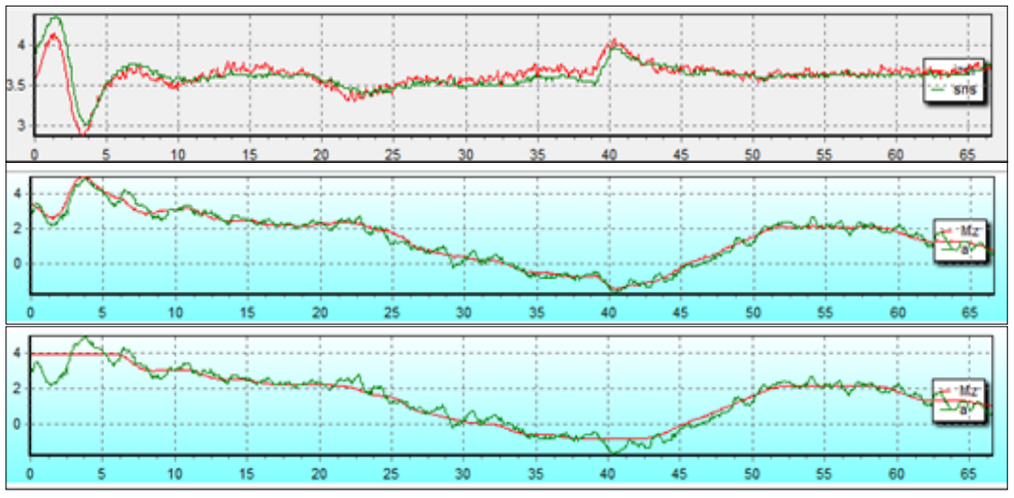


Рис. 3. Сравнение измеренных в полете и вычисленных в модели угла атаки, приращений силы тяги с учетом влияния угла атаки и без учета угла атаки

На первом графике рисунка 2 показаны отклонения РУД в градусах, измеренные в полете (обозначены «exp»), и вычисленные отклонения РУД после апериодического звена (обозначены «mod»). Смещение сигнала модели обусловлено запаздыванием сигнала РУД после прохождения апериодического звена модели.

На втором графике рисунка 2 показаны изменения скорости вращения роторов высокого давления (РВД) в процентах от максимального значения, измеренные в полете (обозначены «exp»), и вычисленные согласно предложенной модели (обозначены «mod») без учета асимметрии, то есть при $K_{AC} = 0$. Результат идентификации показывает, что имеет место асимметрия между измеренной в полете скоростью вращения РУД и моделью, входом которой являются отклонения РУД, а при отклонениях на уменьшение сигнал в эксперименте опережает модель. При введении учета асимметрии это расхождение устраняется, что показано на третьем графике рисунка 2.

На четвертом графике рисунка 2 показаны изменения продольной перегрузки в скоростной системе координат, в единицах 1000 кГс, то есть тонна силы (обозначены «*a*»). Этот сигнал характеризует приращение тяги в летном эксперименте. На графике в той же размерности показан выходной сигнал модели тяги (обозначен «Mz»).

Второй и третий графики рисунка 3 показывают хорошую степень соответствия между приращениями продольной перегрузки в полете и моделью приращений тяги. Это означает, что на рассматриваемых режимах главным фактором является тяга двигателей, а другие составляющие, прежде всего изменение силы сопротивления, обусловленной изменением угла атаки, несущественны. Из этого следует, что предложенные в работе модели определяют не только изменение оборотов РВД при отклонении РУД, но и изменение эффективной тяги.

Заключение

Таким образом, проведенное сравнение с данными летного эксперимента показало для рассмотренных полетных режимов высокую степень соответствия предложенных моделей данным эксперимента. Предложенные математические модели, связывающие отклонения РУД и скорость вращения роторов высокого давления, а также изменения скорости вращения роторов высокого давления и приращения силы тяги, достаточно точно описывают характер изменения тяги идентифицируемого объекта.

Сравнение предложенных моделей с данными летного эксперимента показало высокую степень сходимости. При этом по результатам летного эксперимента удалось показать, что предложенная модель описывает именно приращения силы тяги, обусловленные изменением режима работы двигателя. Это позволяет при необходимости выполнить количественную оценку эффективной тяги по полетным данным в любом необходимом диапазоне режимов полета.

Литература

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под ред. Г. С. Бюгшенса. – М: Наука. Физматлит, 1998. – 816 с.

2. Динамика полета: Учебник для студентов высших учебных заведений / А. В. Ефремов, В. Ф. Захарченко, В. Н. Овчаренко и др.; под ред. Г. С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2017. – 776 с.

3. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения, обозначения. М.: Издательство стандартов. 1981.

4. *Васильченко К. К.*, *Леонов В. А.*, *Пашковский И. М.*, *Поплавский Б. К.* Летные испытания самолетов. М.: Машиностроение, 1996. 745 с.

5. *Белоцерковский С. М.*, *Качанов Б. О.*, *Кулифеев Ю. Б.*, *Морозов В. И.* Создание и применение математических моделей самолетов / Под ред. М.: Наука, 1984. – 284 с.

6. *Klein V.*, *Morelli E.* Aircraft System Identification. Theory and Practice. Reston: AIAA, 2006. – 484 p.

7. *Корсун О. Н.*, *Мотлич П. А.* Алгоритмы комплексной обработки бортовых измерений, основанные на взаимосвязи между линейными и угловыми параметрами движения летательного аппарата // Труды Московского института электромеханики и автоматики. Навигация и управление летательными аппаратами. № 18, 2017. – С. 2–12.

8. *Корсун О. Н.*, *Поплавский Б. К.*, *Яцко А. А.* Раздельная идентификация эффективной тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления по данным летных испытаний при воздействии шумов измерений / В сб.: ИДЕНТИФИКАЦИЯ СИСТЕМ И ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ: Труды X Международной конференции "ИДЕНТИФИКАЦИЯ СИСТЕМ И ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ". Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова. 2015. – С. 1032–1042.

9. *Корсун О. Н.*, *Поплавский Б. К.*, *Приходько С. Ю.* Алгоритм раздельной идентификации сил тяги и аэродинамического сопротивления, устойчивый к шумам бортовых измерений // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. № 5, 2018. – С. 8–14.

УДК 629.7.015

УЧЕТ ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО ФАКТОРА В ЗАДАЧАХ ИНТЕГРАЦИИ РУЧНОГО И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ В СЛОЖНЫХ МНОГОФАКТОРНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

***Александр Витальевич ГРЕБЁНКИН**, д. т. н.*
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»,
E-mail: a.grebenkin@aomiea.ru,
Александр Александрович ЛУШНИКОВ
ООО «Волга-Днепр Инжиниринг»
E-mail: a.lushnikov@mail.ru

Рассматриваются особенности формирования управляющих воздействий пилота (экипажа) при управлении самолетом в сложных многофакторных ситуациях полета с учетом решения задач интеграции ручного и автоматического управления на посадке. Многофакторные ситуации рассматриваются в рамках технологии виртуальных летных испытаний с имитацией управляющих действий пилота и формировании сигналов автоматических систем управления.

***Ключевые слова:** технология виртуальных летных испытаний, сценарий посадки, интеграция ручного и автоматического управления, адаптивный автомат тяги.*

CONSIDERATION OF THE HUMAN FACTOR IN THE TASKS OF MANUAL AND AUTOMATIC CONTROL INTEGRATION IN COMPLEX MULTIPLE-FACTOR FLIGHT CONDITIONS

***Alexander V. GREBYONKIN,** D. Sc. in Engineering*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: a.grebenkin@aomiea.ru,
Alexander A. LUSHNIKOV
'Volga-Dnepr Engineering' Limited Liability Company
E-mail: a.lushnikov@mail.ru

The article addresses the features of pilot (crew) control commands generation during aircraft control in complex multiple-factor flight situations with consideration to the solution of the tasks of manual and automatic control integration. Multiple-factor situations are considering as a part of virtual flight testing technology with pilot control commands imitation and automatic control system signals generation.

***Keywords:** virtual flight testing technology, landing scenario, manual and automatic control integration, adaptive auto-throttle.*

Введение

Безопасность полета, область ожидаемых условий эксплуатации и эффективность эксплуатации высокоавтоматизированного магистрального самолета в значительной степени зависит от совершенства его системы управления и совокупности факторов, определяющих умение человека (пилота, экипажа) формировать управляющие воздействия на органы аэродинамического управления, органы управления тягой двигателей и управления различными функциональными системами самолета (в том числе системы автоматического управления), обеспечивающих заданный режим полета. Необходимо учитывать тот факт, что современные самолеты используют электродистанционные системы управления (ЭДСУ, англ. Fly-by-Wire), решающие задачи улучшения (изменения) собственных характеристик самолета и задачи защиты летного диапазона. Количество задач, решаемых средствами ЭДСУ, зависит от ее совершенства и функционала конкретного типа самолета. Управляющие воздействия ЭДСУ суммируются с управляющими воздействиями пилота. В этой связи важно учитывать не только собственные характеристики устойчивости и управляемости самолета, но и особенности формирования управляющих воздействий человека с их сохранением на заданном уровне во всей области ожидаемых условий эксплуатации.

Постановка задачи

При решении задач управления самолетом пилот (экипаж) решает множество задач, основанных на особенностях **поведенческой деятельности**:

1. **Процедурная деятельность** (особенности управления силовой установкой, конфигурацией взлетно-посадочной механизации, автопилотом, индикаторами, навигацией и связью, контроль над расходом топливом и т. п.).
2. **Сенсорно-моторная деятельность** (особенности формирования управляющих воздействий на ВС, контроль за расстоянием, скоростью, высотой, пролетом препятствий, обнаружение опасных ситуаций и географическая ориентация).
3. **Деятельность, связанная с принятием решений** (самооценка навыка, знаний, физических и психических возможностей, оценка возможностей бортовых и наземных систем, оценка опасных ситуаций).

Включая человека (пилота) в контур совмещенного управления, следует учитывать особенности функционирования по обработке потока информации и особенности процесса взаимодействия с системой отображения информации (СОИ). На рис. 1 показана обобщенная схема обработки потока информации человеком.

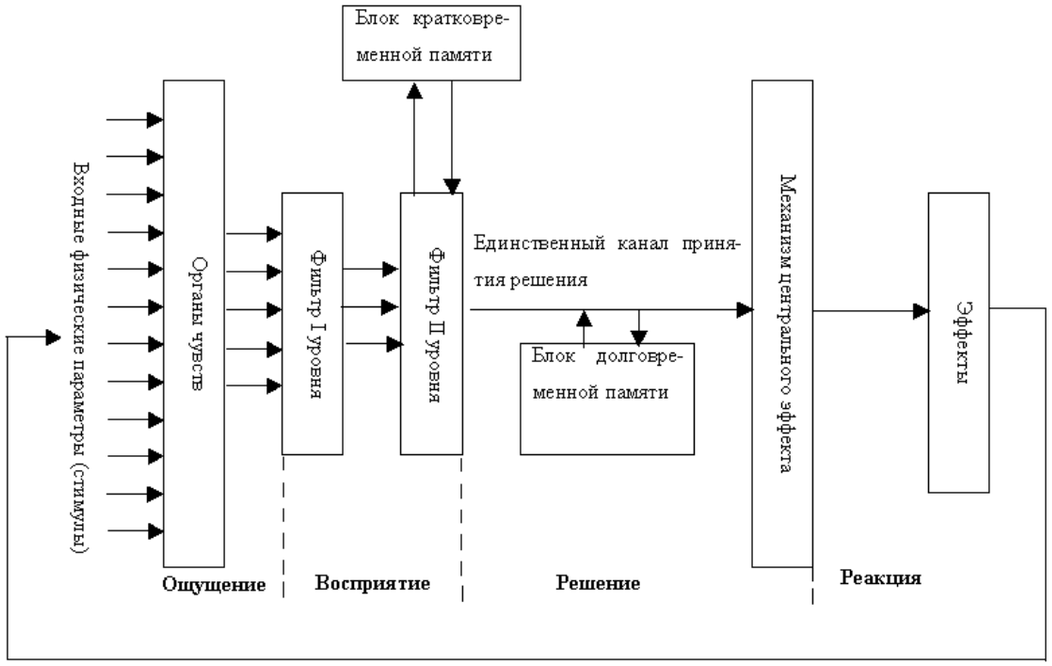


Рис. 1. Обобщенная схема обработки потока информации человеком

Эта схема позволяет формализовать действия человека, связанные с особенностями формирования управляющих воздействий, и осуществить в первом приближении процесс интеграции ручного и автоматического управления.

Как видно из рисунка 1, человек может быть представлен системой датчиков (органы чувств) на уровне **ощущений**, системой фильтрации и комплексной обработки входных сигналов на уровне **восприятия** с реализацией обмена информацией с блоком оперативной (кратковременной) памяти, системой **принятия решения** с подключением блока долговременной памяти (приобретенным опытом, знаниями и умениями). За принятием решения следует выполнение действия (**реакция**), основанного на свойствах сенсомоторной реакции человека с учетом психофизиологического состояния (особенности «приводной части» человека).

При синтезе управляющих воздействий автоматических систем в контуре совмещенного управления необходим учет и оптимизация *структуры зрительной деятельности пилота по критерию минимизации зрительной нагрузки по приборной видеоинформации:*

- выдерживание минимально необходимых частот обращений к полетным параметрам, совокупность которых определяет конкретную задачу пилотирования;
- учет особенностей распределения зрительного внимания пилота по элементам средств отображения информации (СОИ), обеспечивающих правильное распознавание полетных ситуаций (приоритет и последовательность).

Процесс взаимодействия экипажа с СОИ складывается из процессов сбора приборной информации, ее переработки и управления. Процесс сбора пилотом приборной видеоинформации проявляется как процесс зрительного сканирования пилотом элементов СОИ и характеризуется на информационно напряженных для пилота этапах полета высокой динамичностью. При штатном заходе на посадку частота переносов взгляда пилота по элементам СОИ составляет 1,7...2 Гц. Эта частота зависит от аэродинамических характеристик самолета (устойчивость и управляемость), условий полета, заданной точности пилотирования и состояния пилота (см. таблицу 1).

Таблица 1

Частоты зрительных обращений пилота к параметрам полета, необходимые для заданной точности пилотирования при заходе на посадку

Полетный параметр	Эксплуатационные ограничения на отклонения полетных параметров	Минимальная частота зрительных обращений, Гц
Воздушная скорость	±2,8 м/с	0,250
Вертикальная скорость	±2 м/с	0,422
Высота	±10 м	0,250
Угол тангажа	±3 градуса	0,350
Угол крена	8 градусов	0,344
Угол курса	2 градуса	0,390
Боковое отклонение от глиссады	10 м	0,184

Учет особенностей штурвального управления основан на особенностях обработки потока информации человеком при реализации управления с наблюдением.

Управление с наблюдением — это управление по типу пилотирования, наведения, навигации, слежения, стабилизации. Это управление представлено многошаговым процессом, каждый шаг которого состоит из следующих действий:

1) НАБЛЮДЕНИЕ текущего состояния объекта (наблюдение параметров движения с заданным шагом и точностью наблюдения). Шаг наблюдений и точность стабилизации должны учитывать психофизиологическое состояние пилота в конкретной (многофакторной) ситуации и эргономические качества отдельных систем самолета.

2) АССОЦИАЦИЯ результатов наблюдений со стратегией управления и принятия решения о выборе очередного управляющего воздействия для реализации той или иной задачи пилотирования.

3) РЕАЛИЗАЦИЯ выбранного воздействия (задачи управления) на шаге управляющего воздействия (шаг управляющего воздействия может быть больше или равен шагу интегрирования или кратным заданной дискретности ЭДСУ) с заданной точностью.

Из опыта летной эксплуатации воздушных судов (ВС), оснащенных электродистанционными системами управления, и анализа ряда катастроф следует, что одним из важнейших факторов, влияющих на уровень безопасности полетов, является особенность поведенческой деятельности экипажа в особых ситуациях. В этой связи актуальным является учет влияния двух факторов:

– сенсорно-моторная деятельность (управление ВС, контроль расстояния, скорости, высоты, пролета препятствий, обнаружение опасных ситуаций и географическая ориентация);

– деятельность, связанная с принятием решений (самооценка навыка, знаний, физических и психических возможностей, оценка возможностей бортовых и наземных систем, оценка опасных ситуаций, навигационное планирование и корректировка установленной очередности).

Управление с наблюдением сводится к наблюдению заданных параметров движения, определению рассогласования между наблюдаемым параметром и его заданным значением и выработке потребного отклонения органа управления в зависимости от величины рассогласования между наблюдаемым параметром и его заданной величиной. Такое управление предполагает подбор коэффициентов усиления в реакции на заданные рассогласования и обязательное введение демпфирующих составляющих. Коэффициенты усиления для каждого наблюдаемого параметра движения определяют степень реакции на соответствующий параметр и, как следствие, манеру управления.

В математической модели пилота управляющие действия реализуются через штурвальные входы в виде дискретно-непрерывного управления штурвалом по тангажу и крену, управление педалями руля направления с формированием управляющих воздействий на каждом шаге интегрирования или на шаге управления, кратном шагу интегрирования. При формировании реакции на наблюдаемый параметр движения кроме переменного шага управления вводится зона невмешательства и зона нечувствительности. На рис. 2 показана логика формирования и учета границы невмешательства (X*) и границы нечувствительности (X*) в реакции на наблюдаемый параметр движения.

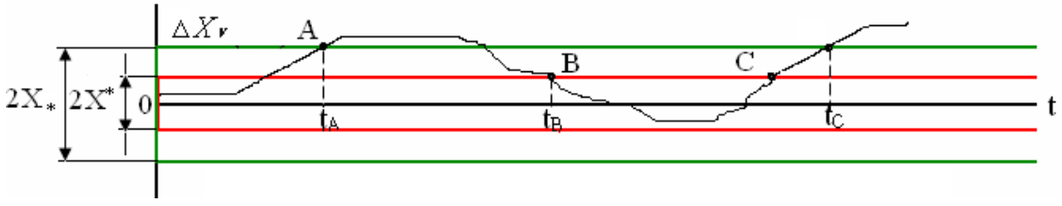


Рис. 2. Логика формирования управления с зонами невмешательства и нечувствительности

$$\Delta U\left(X_v\right)=\begin{cases} K_x\cdot\Delta X_v(t), & \text{при } t_B>t>t_A, \\ 0, & \text{при } t_C>t>t_B. \end{cases}$$

X — модуль границы начала управляющего воздействия;*
X — модуль границы конца управляющего воздействия;*
AB — участок учета результатов наблюдений параметра движения;
BC — участок нечувствительности к наблюдаемому параметру движения

Учет сенсорно-моторной деятельности при формировании управляющих воздействий может быть реализован путем непрерывного пересчета коэффициентов усиления в реакции на совокупность наблюдаемых параметров движения, определяющих закон управления, на который выполняется переход. Все коэффициенты усиления с момента старта задачи пилотирования пересчитываются от нуля до заданных значений по следующему закону:

$$K=0{,}5K_{\text{ЗАД}}\left(1-\cos\left(3{,}14159\left(t-t_{\text{Н}}\right)/\left(\Delta t\right)\right)\right), \qquad (1)$$

где:

$K_{\text{ЗАД}}$ — заданное значение коэффициента усиления;
t — текущее время;

$t_{Н}$ — момент времени старта события — условия смены задачи пилотирования;

Δt — продолжительность переходного процесса изменения значения коэффициента усиления.

Деятельность, связанная с принятием решений, рассматривается путем учета времени реакции пилота на внезапные нештатные ситуации в полете, оценки степени влияния и поиска путей предотвращения дальнейшего развития опасной ситуации.

На рис. 3 показана логика вмешательства пилота в управление тягой двигателей, направленное на удержание заданного значения приборной скорости.

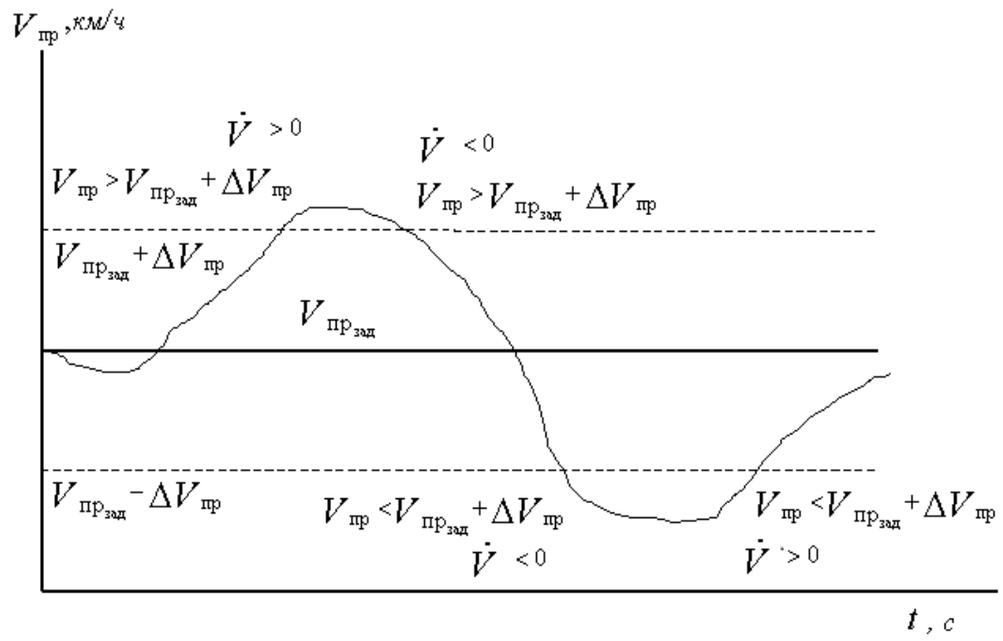


Рис. 3. Схема вмешательства пилота в управление двигателями

По отношению к заданной приборной скорости $V_{ПР_{ЗАД}}$ задается область невмешательства пилота в управление двигателями $V_{ПР_{ЗАД}} \pm \Delta V_{ПР}$. В случае превышения текущим значением скорости заданного ограничения $V_{пр} > V_{пр_{зад}} + \Delta V_{пр}$ и положительном ускорении $\dot{V} > 0$, вычисляется потребное уменьшение РУД на величину:

$$\Delta\delta_{РУД_{i_1}} = -k_{пер} \cdot \frac{m\tilde{\dot{V}}}{n\dfrac{dP}{d\delta_{РУД}}}, \qquad (2)$$

где k — коэффициент перерегулирования;

m — масса самолета;

n — количество работающих двигателей;

$\dfrac{dP}{d\delta_{руд}}$ — производная тяги одного двигателя по положению РУД.

На i-ом шаге управлявшего воздействия положение РУД определяется по формуле

$$\delta_{РУД_i} = \delta_{РУД_{i-1}} + 0{,}5\Delta\delta_{РУД_{i_1}}\left(1{,}0 - \cos\left(3{,}1415 \cdot \sqrt{\frac{t - t_{УВ}}{\Delta t_1}}\right)\right), \qquad (3)$$

где:

$\delta_{РУД_{i-1}}$ — положение РУД на предыдущем шаге управляющего воздействия;

t — текущее время;

$t_{УВ}$ — момент времени старта очередного i-ого управляющего воздействия;

Δt_1 — интервал времени на отработку процедуры перемещения РУД на вычисленное приращение.

Если после первого срабатывания $V_{ПР} > V_{ПР_{ЗАД}} + 2\Delta V_{ПР}$ и $\left(\dot{V} > 0\right)$, то выполняется повторное вычисление $\Delta\delta_{РУД}$ с дополнительным уменьшением текущего положения РУД на $\Delta\delta_{РУД}^{спец}$ (обычно $\Delta\delta_{РУД}^{спец} = 10°$).

Период срабатывания (шаг наблюдения $V_{ПР}$ и $\dot{V}$) и точность стабилизации заданной величины приборной скорости могут меняться в зависимости от условий полета, целей поставленной задачи и индивидуальных особенностей пилота. В этом случае реализуется возможность более или менее строгого управления.

Если к моменту времени очередного «взгляда» на величину приборной скорости имеет место ее уменьшение $\left(\dot{V} < 0\right)$, но $\left(V_{ПР} > V_{ПР_{ЗАД}}\right)$, вмешательства в управление двигателями не выполняется. Аналогичный подход в управлении двигателями осуществляется при выходе величины контролируемой приборной скорости за нижнее ограничение ($V_{ПР} < V_{ПР_{ЗАД}} - \Delta V_{ПР}$ и $\dot{V} < 0$). При этом РУД двигателей будет перемещен на увеличение тяги до значения $\delta_{РУД_i} = \delta_{РУД_{i-1}} + \Delta\delta_{РУД}$.

Если $V_{ПР} < V_{ПР_{ЗАД}}$, но $\left(\dot{V} > 0\right)$, вмешательства в управление двигателями не предусматривается. Скорость перемещения РУД ограничивается приемистостью двигателя.

Индивидуальные особенности летчика, его возможности, опыт и манера управления по удержанию заданной величины приборной скорости учитываются при изменении величины дискретности проверки наблюдаемых параметров движения и выработки управляющего сигнала. В режиме ручного управления шаг вмешательства в управление кратен шагу интегрирования уравнений движения. Кроме этого, заложенная возможность изменения зоны невмешательства в управление тягой по величине рассогласования значений текущей и заданной приборной скорости позволяет влиять на строгость в управлении.

Учет человеческого фактора в задачах интеграции ручного и автоматического управления в сложных многофакторных условиях полета самолета рассматривается в рамках возможностей технологии виртуальных летных испытаний. В основе технологии виртуальных летных испытаний (ТВЛИ) заложены возможности имитационной математической модели (ИММ) «Экипаж — Самолет — Автоматическая система штурвального управления (АСШУ) — САУ — Внешняя среда». ТВЛИ позволяет проводить исследования, направленные на поиск решений оптимального штурвального и автоматического управления в сложных многофакторных (опасных) ситуациях полета. Реализуется возможность исследования законов штурвального и автоматического управления, включая синтез законов автоматического адаптивного управления, в рамках сценария полётных ситуаций и действий экипажа в ожидаемых условиях эксплуатации и особых ситуациях полета. Основным компонентом ТВЛИ является блок формирования полетных ситуаций и действий экипажа. Блок формирования полетных ситуаций и действий экипажа включает в себя следующие основные компоненты:

– формирование последовательности и способов распознавания экипажем событий полета (Е);

– подбор и реализация методов штурвального пилотирования на различных этапах полета (синтез задач (Т) и процедур (Р) управления) и подключение различных режимов САУ в зависимости от распознанного события;

– учет особенностей взаимодействия членов экипажа и психофизиологического состояния пилота (зоны нечувствительности, запаздывание, шаг управляющих воздействий, многофакторность полетных ситуаций и т. п.);

– состояние ВПП (через изменение коэффициента сцепления колес с поверхностью ВПП, включая эффекты глиссирования при движении по слою воды);

– состояние атмосферы (ветровые воздействия различного типа, атмосферные осадки в виде дождя различной интенсивности);

– изменение атмосферной температуры и давления по отношению к стандартным параметрам;

– влияние высоты аэродрома на аэродинамические характеристики самолета и ВСХ двигателя;

– влияние массы и инерционных характеристик самолета, центровки и отказа функциональных систем.

Все перечисленные компоненты в совокупности определяют понятие «сценарий полета». Основой сценария являются характерные события полета, задачи и процедуры управления.

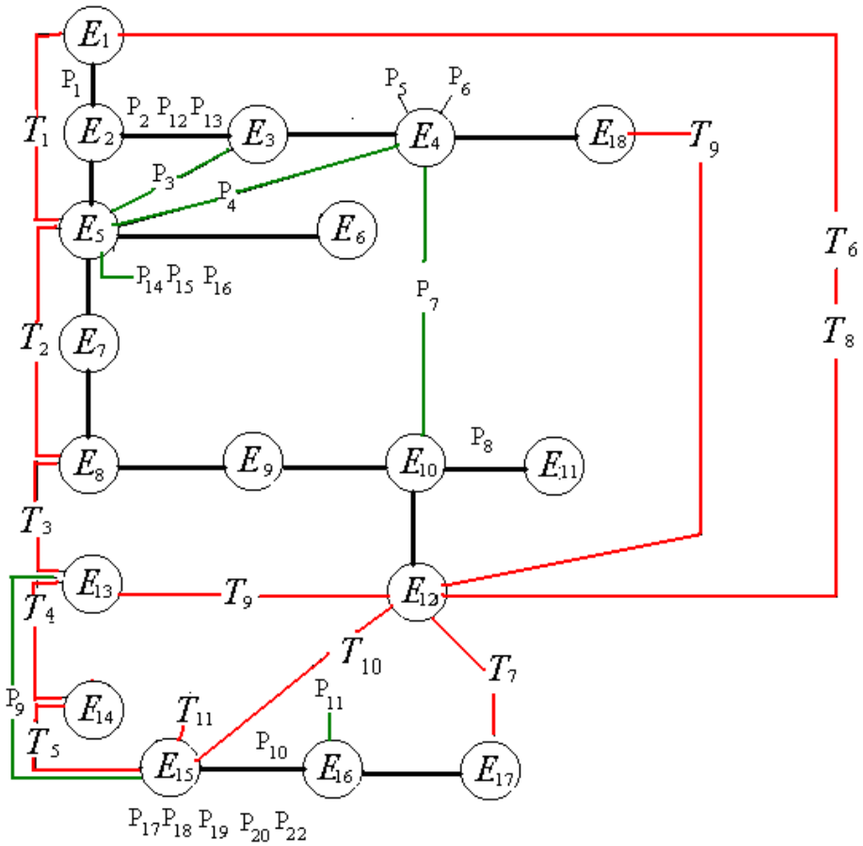
События полета Е — основа верхнего уровня модели управляющих воздействий. Характеризуются: кодом события, кодом условия (для зависимых и независимых событий), критериями распознавания, значением критерия, временем непрерывной длительности критерия, временем запаздывания события. События бывают простые и сложные (имеющие логические связи), зависимые и независимые.

Задачи управления Т (управление с наблюдением) — отрезок времени многошагового процесса управления с наблюдением, включающий неизменный набор наблюдаемых параметров. Задачи пилотирования связаны с заданным событием полета (или интервалом между двумя событиями).

Характеризуются: кодом задачи, кодом начального и конечного событий задачи, кодом вектора управления, шагом вмешательства в управление, зоной нечувствительности и шагом управления в реакции на наблюдаемый параметр движения, характером перехода от одной задачи управления к другой.

Процедуры управления Р — используются для придания управляющим органом (рычагам, переключателям и т. п.) фиксированных целевых положений по заданному закону перемещения и с заданной скоростью. Характеризуются: кодом процедуры, кодом начального и конечного события процедуры, способом задания, временем запаздывания и длительности выполнения процедуры.

На рис. 4 (стр. 40) показаны характерные события сценария посадки и их связи с решаемыми задачами и процедурами управления. Посадка моделировалась с использованием модели курсо-глиссадной системы, показанной на рис. 5 (стр. 41).



Содержание группы событий полёта **GEVE:**

1	0	НАЧАЛО ПОЛЕТА ТУ-204	0	41GT	0.0	.
2	1	TVVG=5000 М	0	270LE	5000.0	.
3	2	Vпр=325 км/ч	0	77LE	325.0	.
4	3	V= 240 КМ/Ч (ОТКАЗ)	0	77LE	240.0	.
5	2	DH=> 0 (ВЫПУСК ШАССИ)	0	222GE	0.0	.
6	5	ШАССИ ВЫПУЩЕНО	0	89GE	1.0	.
7	5	ВЫСОТА 10,7 М (КОЛЕС)	0	20LE	15.0	.
8	7	НАЧАЛО ВЫРАВНИВАНИЯ	0	20LE	14.3	.
9	8	ВЫСОТА 10.7 М (Ц.М.)	0	20LT	10.7	.
10	9	НАЧАЛО ДРОССЕЛИРОВАНИЯ	0	20LE	9.3	.
11	10	РУД НА МАЛОМ ГАЗЕ	0	63LE	5.9	.
12	10	ВЫСОТА 0.5 (КОЛЕС)	0	194LE	0.5	.
13	0	КАСАНИЕ ОСНОВНОЙ ОПОРОЙ	0	85GT	0.	.
			OR	86GT	0.	.
14	0	УВЕРЕННОЕ КАСАНИЕ	0	120GT	0.	1.
15	0	КАСАНИЕ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРОЙ	0	84GT	0.	.
16	15	СКОРОСТЬ 110 КМ/Ч	0	77LE	110.0	.
17	16	КОНЕЦ ПОЛЕТА	END	77LT	60.0	0.
18	4	БОЛЬШОЕ РЫСКАНИЕ	0	13LT	-10.0	.

Рис. 4. Сценарий посадки самолета типа Ту-204СМ

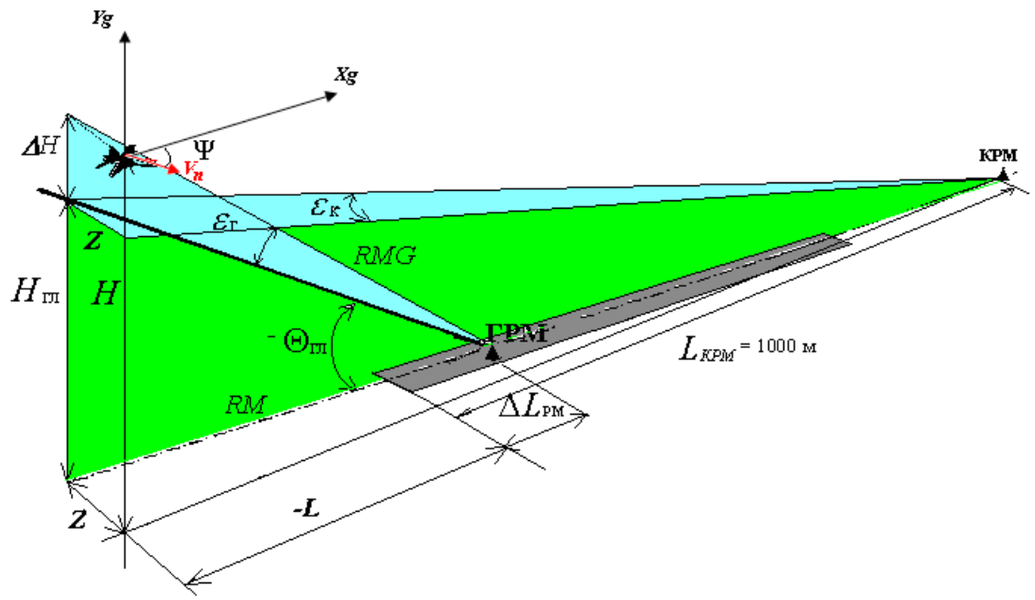


Рис. 5. Модель курсоглиссадной системы

Сценарий посадки представлен определенной последовательностью выполнения задач и процедур управления по мере распознавания характерных событий:

1. С события E1 (начало полета) до события E5 (отклонение от глиссады по высоте больше нуля):

– управление штурвальной колонкой (шк), направленное на стабилизацию заданной высоты круга (T1)

$$X_{\text{шк}_i} = X_{\text{шк}_{i-1}} + 0{,}1\left(H - H_{\text{ЗАД}}\right) + 1{,}5V_{\text{у}} + 1{,}75\omega_z + 1{,}2\dot{\omega}_z;$$

– управление штурвалом (ш) по сигналам курсового радиомаяка (T6):

$$X_{\text{ш}_i} = X_{\text{ш}_{i-1}} + 4{,}0\varepsilon_k + 40{,}0\dot{\varepsilon}_k + 0{,}4\dot{\omega}_x + 0{,}8\omega_x - 4{,}0\dot{\psi};$$

– управление педалями руля направления, направленное на минимизацию угла скольжения (T8):

$$X_{\text{п}_i} = X_{\text{п}_{i-1}} + 0{,}2\beta + 0{,}8\omega_{\text{у}} + 0{,}4\dot{\omega}_{\text{у}};$$

– выполнение процедуры P1 – управление двигателями для стабилизации заданной скорости 340 км/ч;

– при распознавании события Е2 (удаление от точки входа в глиссаду 5000 м) выполняется перевод РУД двигателей на малый газ (процедура Р2) с одновременным выпуском закрылков в положение 3 градуса (процедура Р12) выпуск и предкрылков в положение 19 градусов (процедура Р13);

– при уменьшении приборной скорости до 325 км/ч (событие Е3) подключается процедура Р3 ручного управления РУД по стабилизации заданного значения приборной скорости 325 км/ч.

2. На этапе захвата и стабилизации глиссады с события Е5 (отклонение от глиссады по высоте больше нуля) до события Е8 (достижение высоты начала выравнивания $H_{рв}$<10,0 м) формируются следующие законы штурвального управления и процедуры:

– управление штурвальной колонкой по сигналам глиссадного радиомаяка (задача управления Т2);

– продолжается управление штурвалом по сигналам курсового радиомаяка (Т6);

– продолжается управление педалями руля направления, направленное на минимизацию угла скольжения (Т8);

– управление педалями руля направления (Т9), если угол рыскания более 10 градусов (при условии распознавания события Е18 – угол рыскания по модулю больше 10 градусов):

$$X_{n_i} = X_{n_{i-1}} + 0,05\cdot\left(\psi - \psi_{ЗАД}\right) + 0,1\dot{\psi} + 0,2\omega_y + 0,4\dot{\omega}_y.$$

3. На этапе выравнивания траектории при распознании события Е8 (достижение относительной высоты (QFE) начала выравнивания Н<14,3 м):

– управление штурвальной колонкой до первого касания ВПП по принципу погони за «целью» (задача Т3), движущейся по оси ВПП на расстоянии $L_ц$ = 175 м от центра масс самолета на высоте 4,28 м (расстояние от центра масс самолета до пневматиков при необжатых амортизационных стойках)

$$X_{шк_i} = X_{шк_{i-1}} + 0,1\varepsilon_ц + 1,0\dot{\varepsilon}_ц + 1,8\omega_z + 1,4\dot{\omega}_z;$$

$$\varepsilon_ц = \arcsin\left(\frac{\Delta H}{L_ц}\right) + \Theta; \qquad \dot{\varepsilon}_ц = \dot{\Theta} + \frac{\dot{H}}{\sqrt{L_ц^2 - \Delta H^2}}.$$

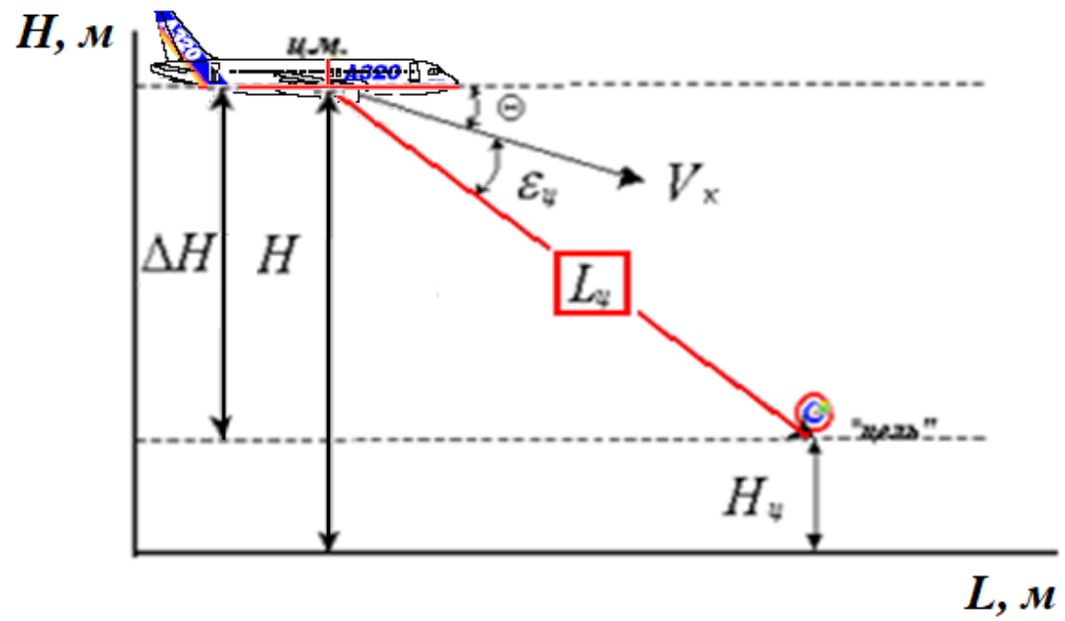


Рис. 6. Погоня за «целью» в вертикальной плоскости

При заданных и неизменных коэффициентах усиления $K_{\varepsilon_ц}$, $K_{\dot{\varepsilon}_ц}$, K_{ω_z}, $K_{\dot{\omega}_z}$ характер управляющих сигналов будет зависеть от параметра $L_ц$ (см. рис. 6):

– при увеличении $L_ц$ угол $\varepsilon_ц$ уменьшается, стабилизация заданной траектории движения становится менее строгой (более затянутый процесс);

– при уменьшении $L_ц$ угол $\varepsilon_ц$ увеличивается, стабилизация заданной траектории движения становится более строгой (менее затянутый процесс с быстрым переходом на заданную траекторию движения).

4. При достижении высоты по радиовысотомеру 5 м (событие Е10 $H_{РВ} \le 5$ м):

– режим работы двигателей переводится на земной малый газ (процедура Р8).

5. При достижении высоты по радиовысотомеру 0,5 м ($H_{РВ} \le 0,5$ м, событие Е12) и до касания ВПП носовым колесом (событие Е15):

– управлением штурвалом по крену минимизируется угол крена (до касания ВПП колесами передней стойки шасси $\gamma_{ЗАД}$ = 0, задача Т7):

$$X_{ш_i} = X_{ш_{i-1}} + 0,01\left(\gamma - \gamma_{ЗАД}\right) + 0,02\dot{\gamma} + 0,05\omega_x;$$

– управление педалями руля направления переключается на минимизацию угла рыскания (задача Т10) до касания ВПП носовым колесом

$$X_{n_i} = X_{n_{i-1}} + 0{,}05\psi + 0{,}1\dot{\psi} + 0{,}2\omega_{\text{у}} + 0{,}4\dot{\omega}_{\text{у}}.$$

6. С момента первого касания ВПП (вертикальная нагрузка на левую или правую основные стойки больше нуля — событие Е13) до уверенного касания (вертикальная нагрузка на левую или правую основные стойки больше нуля в течение 1 с – событие Е14):

– управлением рулем высоты обеспечивается удержание угла тангажа касания (задача Т4)

$$X_{\text{шк}_i} = X_{\text{шк}_{i-1}} + 0{,}4\left(\vartheta - \vartheta_{\text{кас}}\right) + 0{,}8\omega_z + 0{,}4\dot{\omega}_z;$$

– выпускаются все секции интерцепторов и воздушный тормоз в режиме торможения (процедуры Р18, Р19, Р20);

– двигатели переводятся на режим малого реверса (процедура Р9).

7. С момента уверенного касания ВПП событие Е14 (безотрывный контакт ВПП с пневматиками основных стоек шасси не менее 1 с):

– управлением рулем высоты обеспечивается опускание передней опоры шасси путем удержания заданного угла тангажа, равного нулю (задача управления Т5 $\upsilon_{\text{ЗАД}} = 0$):

$$X_{\text{шк}_i} = X_{\text{шк}_{i-1}} + 0{,}4\left(\vartheta - \vartheta_{\text{ЗАД}}\right) + 0{,}8\omega_z + 0{,}4\dot{\omega}_z.$$

8. После касания ВПП колесами передней стойки шасси (событие Е15 — вертикальная нагрузка на переднюю опору больше нуля):

– штурвальная колонка переводится в положение «от себя» на прижатие носового колеса (процедура Р22);

– двигатели переводятся на режим максимального реверса (процедура Р10);

– с запаздыванием 1 с выполняется полное торможение колес основных стоек шасси (процедура Р17);

– управление педалями руля направления переключается на управление по принципу погони за «целью», движущейся по оси ВПП (курс ВПП $\Psi_{\text{ЗАД}} = \Psi_{\text{ВПП}} = 0^{\circ}$) на заданном удалении от центра масс самолета ($L_{\text{ц}}$ определяется из условия заданной строгости управления на пробеге) — задача управления Т11:

$$X_{\text{п}_i} = X_{\text{п}_{i-1}} - 0{,}4\psi_{\text{ц}} + 0{,}8\dot{\psi}_{\text{ц}} + 0{,}8\psi + 0{,}4\psi + 0{,}4\omega_{\text{у}} + 0{,}8\dot{\omega}_{\text{у}},$$

$$\Psi_{\text{ц}} = \text{arctg}\left(\frac{Z}{L_{\text{ц}}}\right) + \Psi; \qquad \dot{\Psi}_{\text{ц}} = \dot{\Psi} - \left(\frac{\dot{Z}}{\sqrt{L_{\text{ц}}^2 - Z^2}}\right).$$

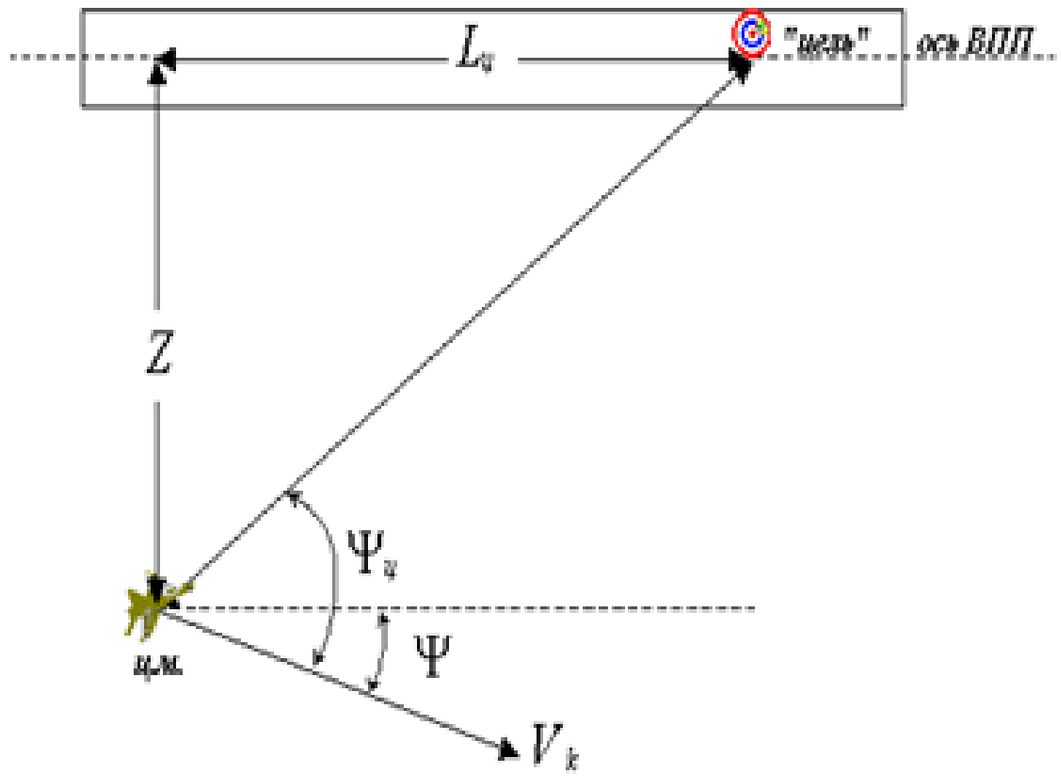


Рис. 7. Погоня за «целью» в горизонтальной плоскости

При заданных и неизменных коэффициентах усиления $K_{\varepsilon_{\Psi_{\text{ц}}}}$, $K_{\dot{\Psi}_{\text{ц}}}$, K_{ω_y}, $K_{\dot{\omega}_y}$ характер управляющих сигналов будет зависеть от параметра $L_{\text{ц}}$ (см. рис. 7):

– при увеличении $L_{\text{ц}}$, угол $\Psi_{\text{ц}}$ уменьшается, стабилизация заданной траектории движения становится менее строгой (более затянутый процесс движение к оси ВПП);

– при уменьшении $L_{\text{ц}}$, угол $\Psi_{\text{ц}}$ увеличивается, стабилизация заданной траектории движения становится более строгой (менее затянутый процесс с быстрым движением к оси ВПП).

Управляющий сигнал от руля направления передается на носовое колесо. Управляющий сигнал на носовое колесо формируется по условию начала уборки крена и рыскания перед касанием ВПП и определяется по величине суммарного ограниченного сигнала на руль направления через коэффициент КШ:

$$\delta_{\text{НК}}^{\text{УПР}} = K_{\text{Ш}}\delta_{\text{Н}}; \qquad K_{\text{ш}} = \delta_{\text{НК}}^{\text{MAX(пробег)}} \Big/ \delta_{\text{Н}}^{\text{MAX}}\left(V_{\text{ПР}}\right).$$

9. После уменьшения приборной скорости до 110 км/ч (событие E16):

– выключается максимальный реверс тяги (процедура P11 — перевод режима работы двигателей на режим малого реверса);

10. Уменьшение приборной скорости до 60 км/ч (конечное событие E17):

– завершение моделирования.

Очевидно, что в рамках разработанного сценария посадки имеется возможность комплексной оценки в любых сочетаниях влияния манеры управления пилота на различных подэтапах полета по всем каналам управления с учетом различных сочетаний эксплуатационных факторов в виде атмосферных возмущений, отказов двигателей и/или функциональных систем самолета, ошибок пилотирования. Отдельный интерес учет особенностей штурвального управления представляет в решении задач оптимального управления в сложных многофакторных условиях полета и возможности повышения эффективности управления путем решения задач интеграции ручного и автоматического управления.

В рамках разработанного сценария рассмотрим влияние манеры управления тягой двигателей в многофакторной ситуации полета. Как было сказано выше, манера управления двигателями имитируется заданной величиной точности стабилизации приборной скорости $\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ и заданным шагом формирования управляющих воздействий ΔT, кратным шагу интегрирования системы дифференциальных уравнений движения самолета. Многофакторная ситуация рассматривается на примере моделирования посадки в условиях отказа двигателя и воздействия ветрового возмущения типа «микровзрыв». Формирование управляющих воздействий в канале тяги двигателей рассмотрим в условиях, приемлемых с точки зрения человеческих возможностей, на их пределе и за пределами.

Результаты математического моделирования

Результаты математического моделирование посадки самолета типа Ту-204МС с применением технологии виртуальных летных испытаний с реализацией ручного управления траекторным движением и тягой двигателей представлены на рис. 8–12. Рассматривается влияние манеры управления тягой двигателей на качество выполнения посадки в различных условиях эксплуатации, включая возможность отказа одного двигателя.

Предполагается, что в ручном управлении тягой двигателей есть две фазы:

- фаза маневрирования (переход от одного заданного значения скорости к другому посредством выполнения простой процедуры дозированного перевода РУД двигателей в сторону малого газа для торможения и в сторону взлетного режима для разгона до заданной скорости полета);
- фаза стабилизации при достижении заданного значения приборной скорости.

Влияние манеры управления двигателями оценивалось по двум критериям:

1. $\Delta V_{\text{ПР. ЗАД}}$ — точность выдерживания заданной скорости полета на различных подэтапах посадки,
2. ΔT — шаг формирования управляющих воздействий.

Диапазон значений $\Delta V_{\text{ПР. ЗАД}}$ и ΔT при реализации ручного управления выбирался исходя из ограничений, связанных с требованиями к точности стабилизации заданной скорости полета и предельных возможностей человека по частоте вмешательства в управление тягой двигателей, исходя из условий требований к безопасности полета и допустимому психофизиологическому состоянию пилота в сложной многофакторной ситуации полета, позволяющему эффективно парировать возмущения, вызванные внезапным отказом двигателя, ветровыми возмущениями и необходимостью изменения конфигурации взлетно-посадочной механизации крыла.

На рис. 8 и 9 (стр. 50–51) приведены результаты моделирования посадки с имитацией ручного управления в идеальных условиях, где показано влияние заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{\text{ПР. ЗАД}}$) при неизменном шаге управляющих воздействий на РУД (рис. 8) и влияние заданного шага формирования управляющих воздействий на РУД при неизменной заданной точности стабилизации приборной скорости (рис. 9).

Для оценки влияния точности выдерживания заданных значений скорости полета выбранный неизменный шаг управляющих воздействий 3 с позволил обеспечить высокое качество выполнения посадки в диапазоне допустимого отклонения от заданной скорости полета на различных подэтапах посадки от 10 км/ч до 2,5 км/ч (см. рис. 8). Повышение требования к точности выдерживания заданных значений скорости полета приводит к увеличению числа потребных вмешательств в управления тягой двигателей. При этом, чем выше требования к точности выдерживания заданной скорости полета, тем меньше нормальная перегрузка касания ВПП при неизменном требовании к высоте начала дросселирования тяги двигателей, неизменной манере выравнивания и манере опускания носового колеса.

На рис. 9 показан результат оценки влияния шага формирования управляющих воздействий на РУД) при неизменной заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ = 2,5 км/ч). При шаге формирования управляющих воздействий ΔT = 10 с наблюдается колебательный процесс перемещения РУД на этапе стабилизации глиссады, что обусловлено большим запаздыванием в реакции на изменение приборной скорости после выхода на режим стабилизации скорости захода на посадку. Уменьшение шага формирования управляющих сигналов до 5...2,5 с позволило избежать колебаний РУД и получить требуемую точность выдерживания заданных значений приборной скорости.

На рис. 10 (стр. 52) приведены результаты выдерживания заданных значений приборной скорости на посадке с отказом двигателя на этапе стабилизации глиссады на высоте 100 м. Рассматривается влияние заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$) при неизменном шаге управляющих воздействий ΔT = 3 с. Изменение заданной точности стабилизации приборной скорости оказало заметное влияние на характер парирования последствий отказа двигателя:

– **при $\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ = 10 км/ч** для парирования потери скорости, вызванное отказом двигателя, пилот выполнил 4 перемещения РУД (4 итерации с последовательным уменьшением величины каждой порции РУД) до положения 40 градусов к моменту достижения высоты начала дросселирования тяги. При этом пилот не успел полностью восстановить заданную величину приборной скорости на величину допустимой погрешности в 10 км/ч;

– **при $\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ = 5 км/ч** сразу после отказа двигателя пилот выполнил 4 перемещения РУД с последовательным уменьшением порции РУД до момента достижения положения 40 градусов, после чего пилот выполнил пятую итерацию, по величине превосходящую две предыдущие, что привело к достижению РУД положения 50 градусов. При этом удалось восстановить заданное значение приборной скорости с небольшим перерегулированием;

– **при $\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ = 2,5 км/ч** сразу после отказа двигателя пилот выполнил 2 перемещения РУД на увеличение тяги до положения 45 градуса, при этом второе перемещение существенно больше первого. При этом удалось полностью восстановить заданное значение приборной скорости без перерегулирования.

На рис. 11 (стр. 53) приведены результаты выдерживания заданных значений приборной скорости на посадке с отказом двигателя на этапе стабилизации глиссады на высоте 100 м. Рассматривается влияние шага управляющих воздействий при заданной точности стабилизации приборной скорости $\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ = 2,5 км/ч.

Изменение шага формирования управляющих воздействий на РУД приводит к результатам, сопоставимым с результатами влияния:

– **изменение шага управляющих воздействий на РУД в диапазоне 10…5 секунд** приводит к перемещению РУД в положение 40 градусов с выполнением четырех перемещений РУД с последовательным уменьшением порций. При этом не обеспечивается полное восстановление заданной величины приборной скорости;

– **уменьшение шага управляющих воздействий на РУД до 2,5 секунд** позволило уменьшить число перемещений РУД до трех итераций на увеличение тяги до значения 45 градусов с полным восстановлением заданной величины приборной скорости.

Полученные результаты моделирования показывают, что $\Delta V_{\text{ПР.ЗАД}}$ = 2,5 км/ч и $\Delta T_{\text{УВ}}$ = 2,5 секунды являются оптимальными по критериям точности стабилизации заданной скорости и количеству перемещений РУД в рассмотренных условиях полета. При этом значения этих параметров находятся в пределах требований к комфортным условиям пилотирования.

На рис. 12 (стр. 54) приведены результаты посадки с оптимальными для ручного управления значениями заданной точности стабилизации скорости и шага управляющих воздействий, но добавлено влияние еще одного эксплуатационного фактора: кольцевого вихря («микровзрыва») с параметрами:

– вертикальная составляющая скорости ветра на оси вихря V_{yg} = – 10 м/с;

– радиус вихря $R_{\text{в}}$ =1500 м и высота вихря $H_{\text{в}}$ = 1000 м;

– боковое смещение оси вихря по отношению к заданному направлению полета Z_g = 0 м и удаление вихря от входной кромки ВПП $L_{\text{в}}$ = –2000 м (перед ВПП).

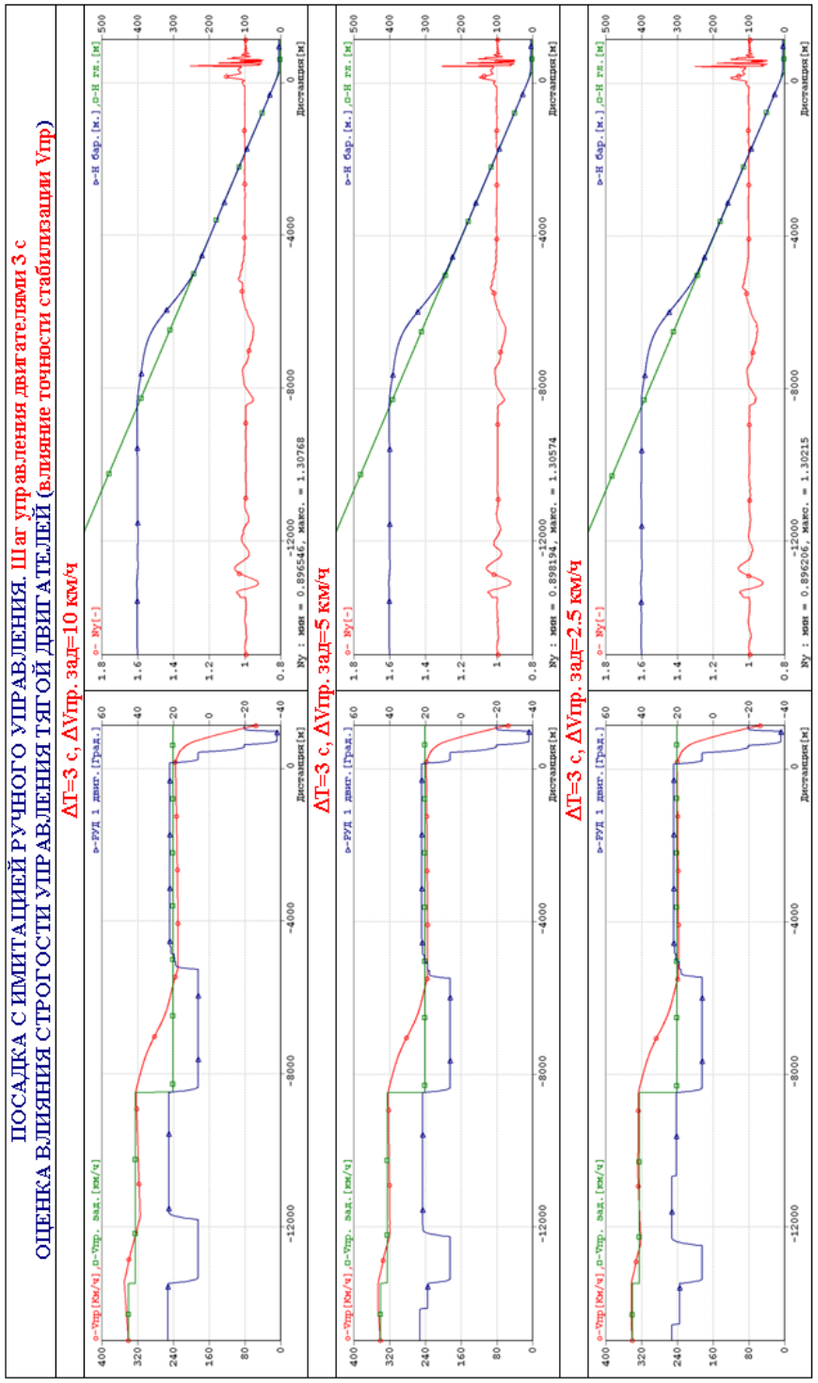


Рис. 8. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями: влияние заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$) при неизменном шаге формирования управляющих воздействий на РУД (ΔT = 3 с)

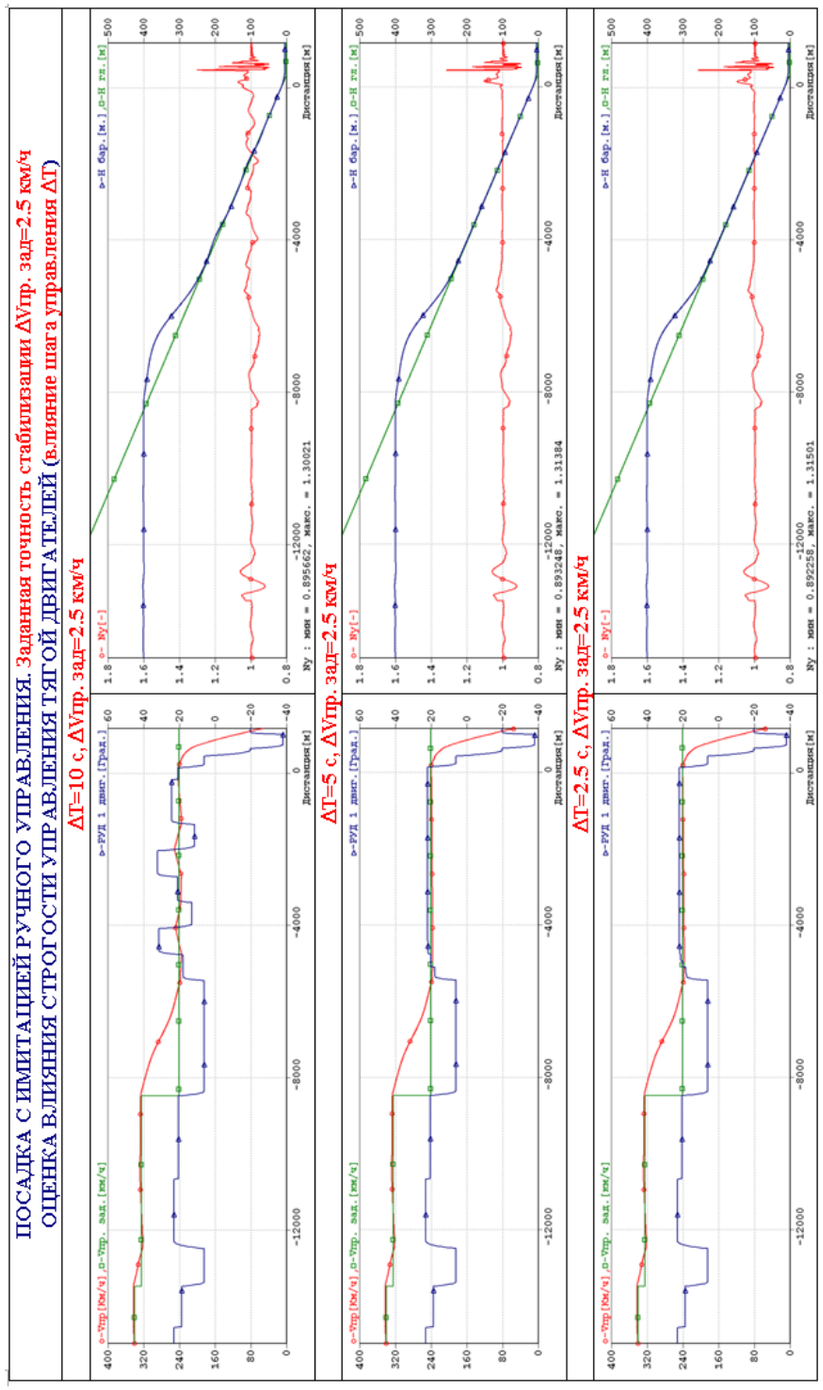


Рис. 9. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями: влияние шага формирования управляющих воздействий на РУД (ΔT) при неизменной заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$ = 2,5 км/ч)

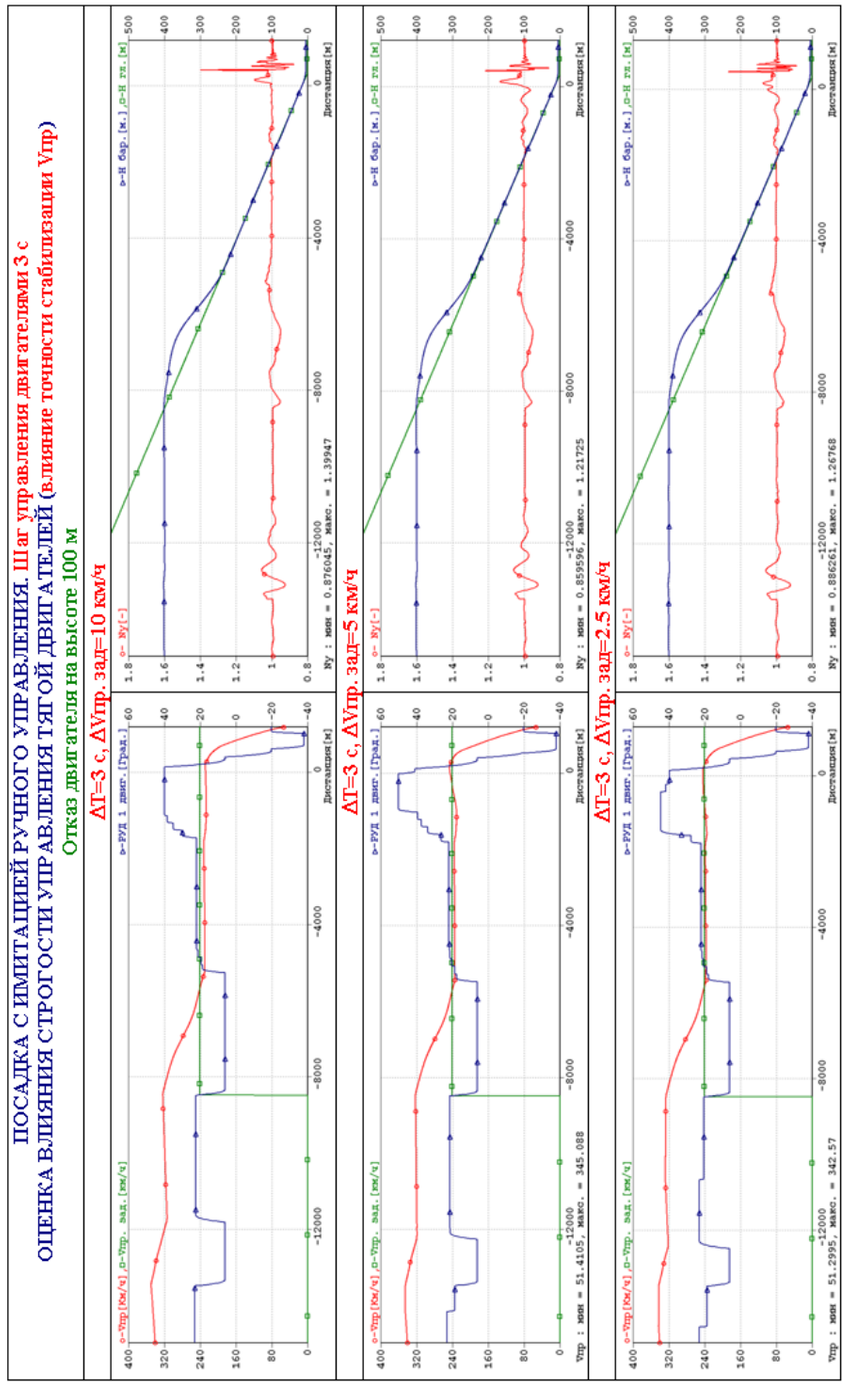


Рис. 10. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями при отказе двигателя на высоте 100 м.
Влияние заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{пр.\ зад}$) при ΔT = 3 с

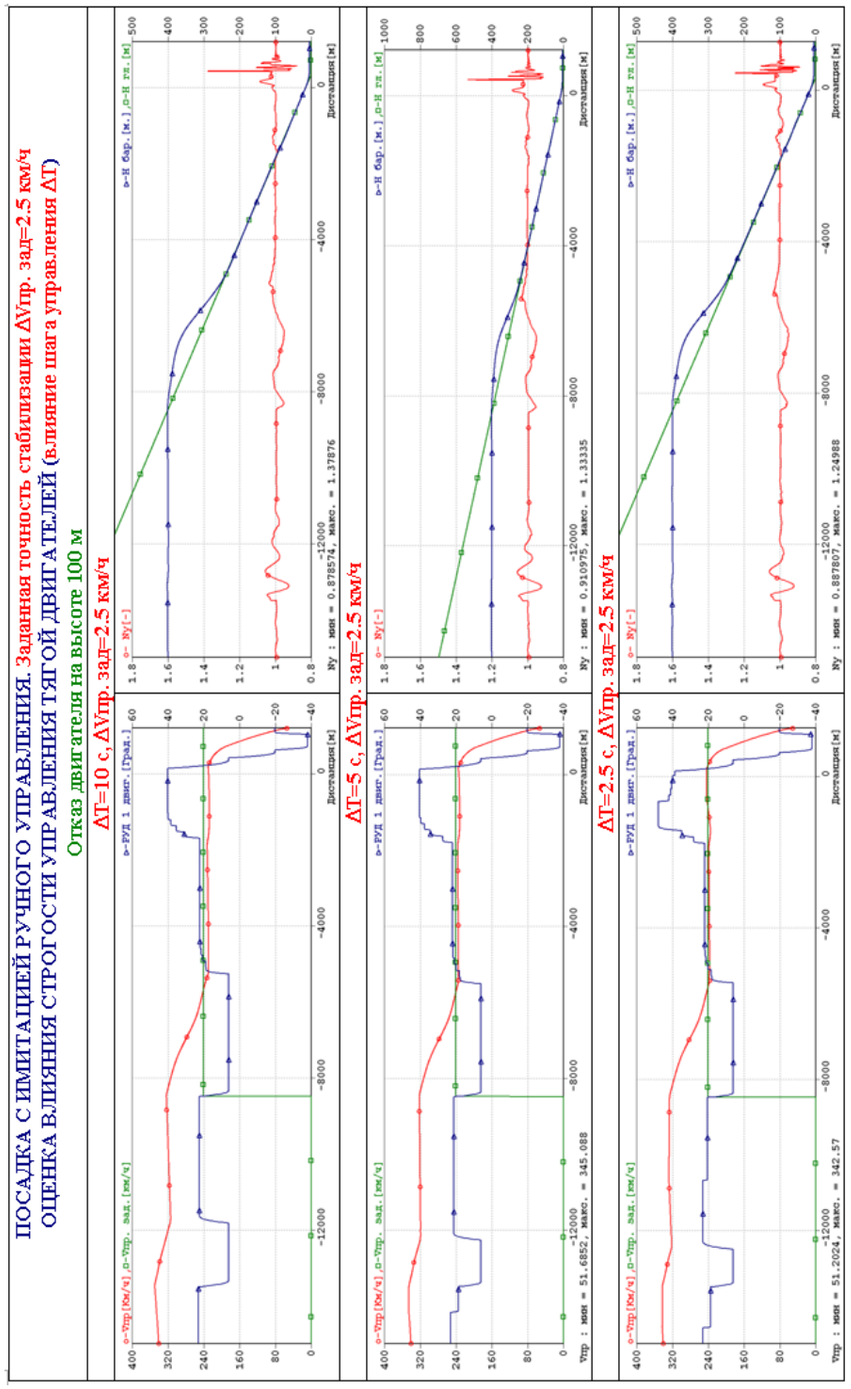


Рис. 11. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями при отказе двигателя на высоте 100 м.
Влияние шага формирования управляющих воздействий на РУД (ΔT) при $\Delta V_{пр.\ зад}$ = 2,5 км/ч

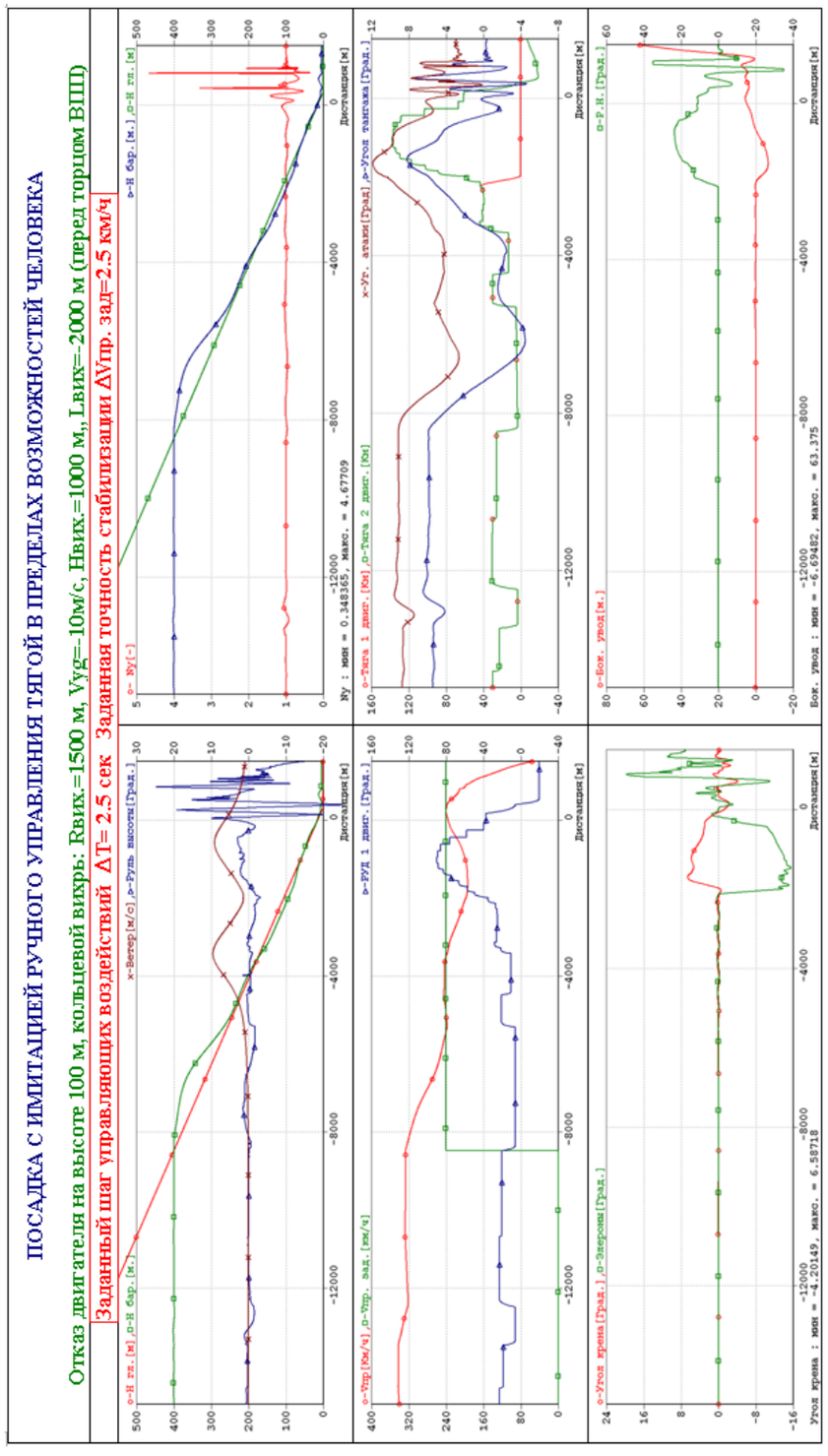


Рис. 12. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря.
$\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$ = 2,5 км/ч, ΔT = 2,5 с (оптимальные с точки зрения требований к характеристикам управляемости)

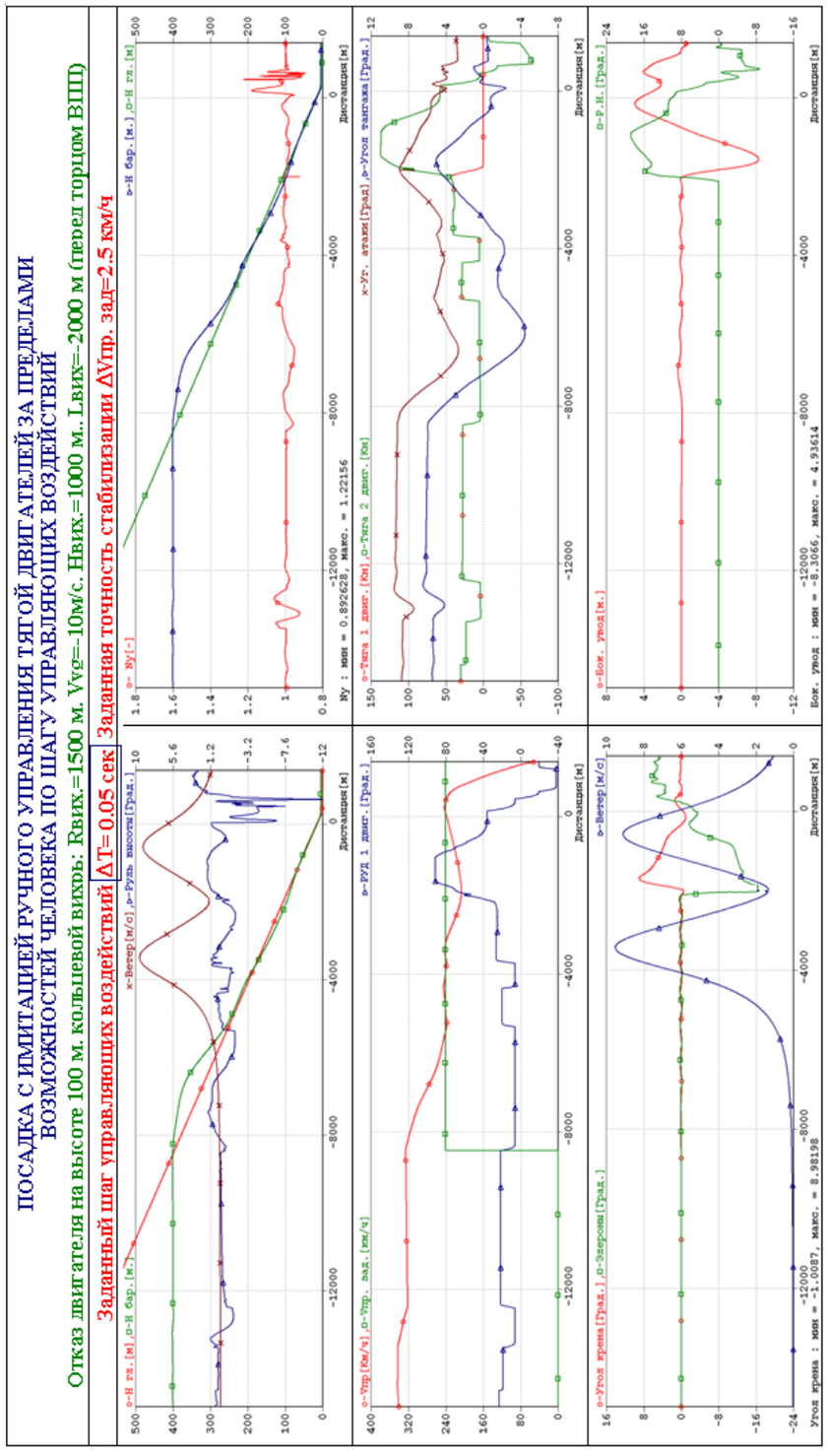


Рис. 13. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря.
$\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$ = 2,5 км/ч, ΔT = 0,05 с (ΔT за границей возможностей человека)

Дополнительное влияние вихря привело к существенному отклонению от заданной скорости захода на посадку в сторону уменьшения. Запаздывание реакции пилота на возмущения, вызванные полем скоростей ветра, привели к недопустимой потере скорости, увеличению угла атаки, потере эффективности управляющих воздействий и, как следствие, катастрофе (касание ВПП с нормальной перегрузкой $n_{y\,max} = 4{,}68$).

Для исправления ситуации требуется уменьшение шага управляющих воздействий в управлении тягой двигателей, что вступает в противоречие с требованиями к условиям управления с точки зрения безопасности полета и комфорта. На рис. 13 (рис. 55) приведены результаты моделирования посадки в режиме ручного управления с реализацией дискретно-непрерывного управления РУД с шагом формирования управляющих воздействий $\Delta T_{УВ} = 0{,}05$ с. Такая ситуация возможна только при разделении функций траекторного управления и управления скоростью полета между двумя пилотами. В этом случае реализуется возможность нормальной посадки в рассмотренных условиях.

Другой вариант решения данной задачи возможен путем передачи функции управления двигателями автоматическим системам управления с учетом особенностей интеграции ручного и автоматического управления. Управляющие действия летчика или системы автоматического управления (САУ) при реализации задач траекторного управления самолетом неизбежно оказывают влияние на формирование управляющих сигналов в канале тяги двигателей в процессе стабилизации заданной приборной скорости. В этой связи целесообразно найти такой **способ управления тягой двигателей**, который позволяет учесть не только величину и характер изменения скорости полета, но и характер изменения высоты полета самолета, обусловленный изменением запаса полной энергии самолета. Запас полной энергии самолета оценивается по величине ускорения $\dot{V}$ (изменения по времени истинной скорости полета). При этом при формировании управляющего сигнала необходимо учитывать располагаемую скорость изменения тяги двигателя (приемистость).

Суть предлагаемого способа автоматического управления тягой двигателей поясняется на рис. 14 [3, 5] (стр. 57). По отношению к заданной приборной скорости задается ***адаптивная точность стабилизации***, которая определяется следующими условиями с учетом ограничений

$$\Delta V_{ПР_{ЗАД}} = \begin{cases} \Delta V^{MAX}_{ПР_{ЗАД}} - 0{,}01 \cdot \left| V_{ПР} - V_{ПР_{ЗАД}} \right| & \text{если } \Delta V_{ПР_{ЗАД}} > \Delta V^{MIN}_{ПР_{ЗАД}}; \\ \Delta V^{MIN}_{ПР_{ЗАД}} & \text{если } \Delta V_{ПР_{ЗАД}} \le \Delta V^{MIN}_{ПР_{ЗАД}}. \end{cases}$$

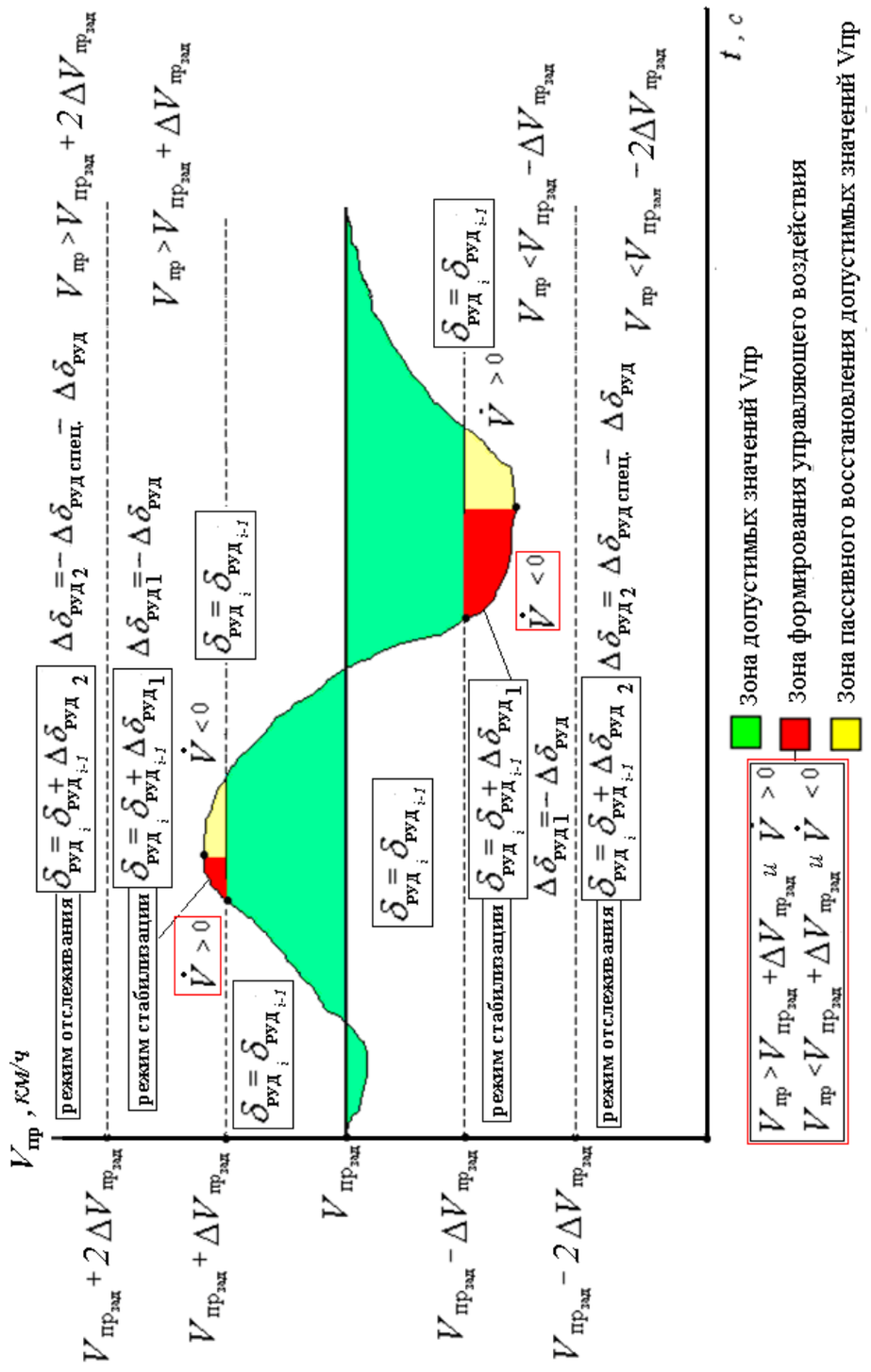


Рис. 14. Логика адаптивного автоматического управления тягой двигателей

Для оценки особенностей функционирования адаптивного автомата тяги на примере двигателя ПС-90А2 и самолета Ту-204СМ принято:

$$\Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{MAX}} = 2 \text{ км/ч}, \qquad \Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{MIN}} = 0{,}1 \text{ км/ч}.$$

Если текущее значение приборной скорости не выходит за установленные ограничения (на рис. 14 зеленая область допустимых значений приборной скорости), то управляющее воздействие на изменение тяги двигателей не формируется.

Если приборная скорость увеличивается и **выходит** за верхнее ограничение в область **режима стабилизации**: $V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} + 2\Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} > V_{\text{ПР}} > V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} + \Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}$, то выполняется оценка знака изменения воздушной скорости $\dot{V}$:

– если $\dot{V} > 0$ м/с/с, то формируется очередное управляющее воздействие (на рис. 14 красная зона формирования управляющего воздействия);

– если $\dot{V} \le 0$ м/с/с, то очередное управляющее воздействие на изменение тяги двигателей не формируется (на рис. 14 зона желтого цвета пассивного восстановления допустимых значений приборной скорости).

Если сформировались условия очередного управляющего воздействия (на i-том шаге дискретности бортового вычислителя в момент времени $t_{\text{УВ}}$), то вычисляется i-тый добавок к предыдущему положению РУД:

$$\Delta\delta_{РУД_{i_1}} = -k_{\text{ПЕР}} \frac{m\tilde{\dot{V}}}{n\dfrac{dP}{d\delta_{\text{РУД}}}},$$

где: $k_{\text{ПЕР}}$ – коэффициент перерегулирования ($k_{\text{ПЕР}} = 1$);

m — масса самолета;

$\tilde{\dot{V}}$ — фильтрованная величина воздушного ускорения;

n — количество работающих двигателей;

$\dfrac{dP}{d\delta_{\text{РУД}}}$ — производная тяги по положению РУД.

Текущее положение РУД на i-том шаге управляющих воздействий формируется с учетом приемистости двигателя по следующей формуле:

$$\delta_{\text{РУД}_i} = \delta_{\text{РУД}_{i-1}} + 0{,}5\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_1}} \left(1{,}0 - \cos\left(3{,}1415 \cdot \sqrt{\frac{t - t_{\text{УВ}}}{\Delta t_1}}\right)\right),$$

где: $\delta_{\text{РУД}_{i-1}}$ — положение РУД после предыдущего управляющего воздействия;

t — текущее время;

$\Delta t_1 = \dfrac{\left|\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_1}}\right|}{10}$ — интервал времени на отработку процедуры перемещения РУД на вычисленное приращение в сторону **уменьшения тяги в зоне стабилизации**;

10 — время (с) на изменение тяги двигателя от малого газа до взлетного режима (определяется по характеристикам приемистости двигателя при уменьшении режима его работы).

Если приборная скорость увеличивается и выходит за **верхнее** ограничение в область **режима отслеживания**: $V_{\text{ПР}} > V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} + 2\Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}$, то вычисляется i-тый добавок к предыдущему положению РУД с учетом добавления специального добавка $\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}}$:

$$\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_2}} = -\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}} - k_{\text{ПЕР}} \frac{m\tilde{\dot{V}}}{n\dfrac{dP}{d\delta_{\text{РУД}}}},$$

где: $\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}}$ — специальный адаптивный добавок к текущему положению РУД, вычисляемый по формуле

$$\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}} = \Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}^{\text{MIN}}} + 0{,}4 \cdot \left|V_{\text{ПР}} - V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}\right|;$$

$$\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}} = \begin{cases} 20 \text{ градусов, если} V_{\text{ПР}} > V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}; \\ 10 \text{ градусов, если } V_{\text{ПР}} > V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}; \end{cases}$$

$$\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}^{\text{MIN}}} = 1 \text{ градус}.$$

Текущее положение РУД на i-том шаге управляющих воздействий в области режима отслеживания формируется с учетом приемистости двигателя по следующей формуле:

$$\delta_{\text{РУД}_i} = \delta_{\text{РУД}_{i-1}} + 0{,}5\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_2}} \left(1{,}0 - \cos\left(3{,}1415 \cdot \sqrt{\frac{t - t_{\text{УВ}}}{\Delta t_2}}\right)\right),$$

где: $\delta_{\text{РУД}_{i-1}}$ — положение РУД после предыдущего управляющего воздействия;

t — текущее время;

$\Delta t_2 = \dfrac{\left|\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_2}}\right|}{10}$ — интервал времени на отработку процедуры перемещения РУД на вычисленное приращение в сторону **уменьшения тяги в зоне отслеживания**;

Если в момент времени $t_{УВ}$ приборная скорость уменьшается и выходит **за нижнее** ограничение в область **режима стабилизации**:

$$V_{ПР_{ЗАД}} - 2\Delta V_{ПР_{ЗАД}} < V_{ПР} < V_{ПР_{ЗАД}} - \Delta V_{ПР_{ЗАД}}$$

то также как и при выходе за верхнее ограничение выполняется оценка знака изменения ускорения $\dot{V}$.

По результатам оценки $\dot{V}$, если $\dot{V}$ < 0 м/с/с, то формируется очередное управляющее воздействие, направленное на увеличение тяги (на рис. 14 красная зона формирования управляющего воздействия)

$$\delta_{РУД_i} = \delta_{РУД_{i-1}} + 0{,}5\Delta\delta_{РУД_{i_3}}\left(1{,}0 - \cos\left(3{,}1415 \cdot \sqrt{\frac{t - t_{УВ}}{\Delta t_3}}\right)\right),$$

где: $\Delta\delta_{РУД_{i_3}} = -k_{ПЕР}\dfrac{m\tilde{\dot{V}}}{n\dfrac{dP}{d\delta_{РУД}}}$; $\Delta t_3 = \dfrac{\left|\Delta\delta_{РУД_{i_3}}\right|}{8}$;

8 — время (с) на изменение тяги двигателя от взлетного режима до режима малого газа (определяется по характеристикам приемистости двигателя при увеличении режима его работы).

На рис. 15 (стр. 61) показана отработка управляющего сигнала на РУД при необходимости дозированного увеличения или уменьшения тяги двигателя с учетом приемистости.

Если $\dot{V} \geq 0$ м/с/с, то очередное управляющее воздействие на изменение тяги двигателей не формируется (на рис. 5 зона желтого цвета пассивного восстановления допустимых значений приборной скорости).

Если приборная скорость уменьшается и выходит за **нижнее** ограничение в область **режима отслеживания**: $V_{ПР} < V_{ПР_{ЗАД}} - 2\Delta V_{ПР_{ЗАД}}$, то вычисляется *i*-тый добавок к предыдущему положению РУД с учетом добавления специального добавка $\Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ}$:

$$\Delta\delta_{РУД_{i_4}} = \Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ} - k_{ПЕР}\frac{m\tilde{\dot{V}}}{n\dfrac{dP}{d\delta_{РУД}}},$$

$$\Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ} = \Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ\,MIN} + 0{,}4 \cdot \left|V_{ПР} - V_{ПР_{ЗАД}}\right|;$$

$$\Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ} = \begin{cases} 20 \text{ градусов, если } V_{ПР} > V_{ПР_{ЗАД}}; \\ 10 \text{ градусов, если } V_{ПР} < V_{ПР_{ЗАД}}; \end{cases}$$

$$\Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ\,MIN} = 1 \text{ градус.}$$

ВЫЧИСЛЯЕМЫЙ ДОБАВОК К ТЕКУЩЕМУ ПОЛОЖЕНИЮ РУД

$$\Delta\delta_{РУД} = k_{ПЕР}\frac{m\tilde{\dot{V}}}{n\dfrac{dP}{d\delta_{РУД}}}$$

$K_{ПЕР}$ – коэффициент перерегулирования,
m – масса самолета,
n – количество работающих двигателей
$\dfrac{dP}{d\delta_{РУД}}$ – производная тяги по положению РУД

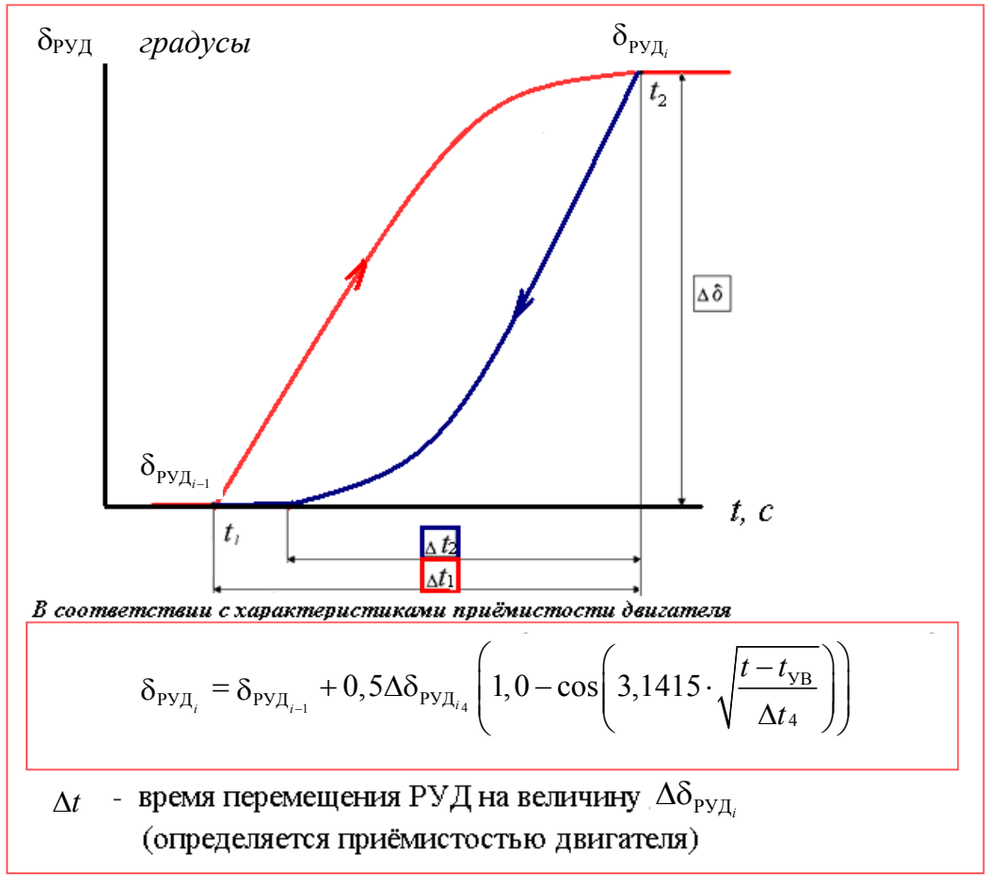


Рис. 15. Формирование очередного (i-ого) управляющего воздействия на шаге дискретности вычислителя на увеличение тяги (красная линия) и уменьшение тяги (синяя линия)

Для повышения точности стабилизации и отслеживания заданной приборной скорости с помощью адаптивного автомата тяги рассматривается возможность формирования вспомогательного сигнала на секции интерцепторов для управления силой лобового сопротивления самолета. Управление аэродинамической силой лобового сопротивления в полете реализуется с помощью изменения заданного угла отклонения секций интерцепторов в набегающем потоке воздуха. Интерцепторы отклоняются симметрично на левом и правом полукрыле. При выпуске или уборке интерцепторов изменяется сила аэродинамического сопротивления, величина которого пропорциональна углу отклонения интерцепторов. Изменение аэродинамической силы лобового сопротивления способствует изменению скорости полета самолета.

Управляющий сигнал на секции интерцепторов является вспомогательным и формируется на шаге дискретности вычислителя САУ ($\Delta T_{\text{САУ}} = 0{,}05$ с).

Логика формирования управляющего сигнала на секции интерцепторов сводится к выполнению следующих действий:

1. Условие подключения вспомогательного сигнала на секции интерцепторов определяется заданным диапазоном разницы между текущей и заданной приборной скоростью. Диапазон выбирается из условия потребной (установленной) величины долевого участия интерцепторов в решении задачи стабилизации и отслеживания заданной приборной скорости совместно с управлением тягой двигателей (потребная степень разгрузки канала тяги). Границы диапазона могут задаваться пилотом с пульта управления или автоматически при решении оптимизационных задач (например, минимизация разницы между текущим и потребным расходом топлива). Если $\Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ}^{\text{MIN}}} \le \Delta V_{\text{ПР}} \le \Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ}^{\text{MAX}}}$, то формируется управляющий сигнал на секции интерцепторов:

$$\boxed{\sigma^{\text{ИНТ}} = K_{V_{\text{ПР}}}\left(V_{\text{ПР}} - V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} - V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{MIN}}\right) + K_{\dot{V}_{\text{ПР}}}\dot{V}_{\text{ПР}}.}$$

2. Если текущая ошибка по скорости достигает величины порога отключения сигнала на интерцепторы $\Delta V_{\text{ПР}} < \Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ}^{\text{MIN}}}$ или $V_{\text{ПР}} - V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} < 0{,}0$ то формируется сигнал на полную уборку интерцепторов путем полного списывания управляющего сигнала апериодическим звеном с постоянной времени 5 с. ($V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{MIN}} = 5$ км/ч, $K_{V_{\text{ПР}}} = 1{,}2$, $K_{\dot{V}_{\text{ПР}}} = 15$).

На рис. 16 (стр. 64) приведены результаты посадки в условиях, в которых пилот не справился с управлением при оптимальных условиях управления (см. рис. 12), но в этом случае рассматривается возможность передачи функции управления тягой двигателей от пилота к адаптивному автомату тяги с использованием вспомогательного сигнала на секции интерцепторов. Автомат тяги формирует управляющие сигналы на шаге дискретности бортового вычислителя $\Delta T_{\text{УВ}} = 0{,}05$ с при условии адаптивного изменения заданной точности стабилизации приборной скорости и адаптивного изменения специального добавка к РУД.

Отказ двигателя и попадание в поле скоростей встречно-восходящего потока воздуха от кольцевого вихря до пролета его оси привело к увеличению положения РУД до 40 градусов. Пролет оси вихря сопровождался сменой ветрового режима от встречно-восходящего к попутно-нисходящему. При этом автомат тяги перевел РУД работающего двигателя во взлетное положение. При этом обеспечивалась практически полная компенсация потери скорости с перерегулированием около 10 км/ч. На это перерегулирование автомат тяги отреагировал кратковременным выпуском интерцепторов до 15 градусов. Касание ВПП в этих условиях произошло с максимальным значением нормальной перегрузки $n_{y\ \max} = 1{,}16$.

Для оценки эффективности рассматриваемого адаптивного автомата тяги рассмотрена посадка с отказом двигателя на высоте 100 м и попаданием самолета в кольцевой вихрь с существенно увеличенной интенсивностью: вертикальная составляющая скорости ветра на оси вихря увеличена с −10 м/с (условия на рис. 16) до −25 м/с (условия на рис. 17, стр. 65). Увеличение ветрового режима привело к формированию сигнала на интерцепторы в реакции на превышение скорости на 10 км/ч. Дальнейшее движение к оси вихря сопровождалось увеличением положения РУД до 60 градусов. Пролет створа вихря сопровождался увеличением РУД до взлетного положения. В этом случае взлетный режим работы двигателя не обеспечил полной компенсации потери приборной скорости (максимальное уменьшение приборной скорости достигало значения 30 км/ч). Однако реализованное адаптивным автоматом тяг управление позволило обеспечить восстановление заданной скорости полета к высоте начала дросселирования тяги и обеспечить касание ВПП с максимальной нормальной перегрузкой $n_{y\ \max} = 1{,}21$.

Очевидно, что вспомогательный сигнал на секции интерцепторов при уменьшении скорости полета не используется, если интерцепторы находятся в убранном положении. Основной выигрыш от использования сигнала на интерцепторы получается при полете в условиях способствующих увеличению скорости полета.

РУЧНАЯ ПОСАДКА С АДАПТИВНЫМ АВТОМАТИЧЕСКИМ УПРАВЛЕНИЕМ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для адаптивного автомата тяги: ΔT=0,05 с, $\Delta V_{\text{пр. зад}}$ =2,0 км/ч. Полет в условиях слабого кольцевого вихря

Вспомогательный сигнал на интерцепторы формируется в диапазоне:

$$\Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ-MIN}} = 5 \text{ км/ч} \qquad \Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ-MAX}} = 200 \text{ км/ч}$$

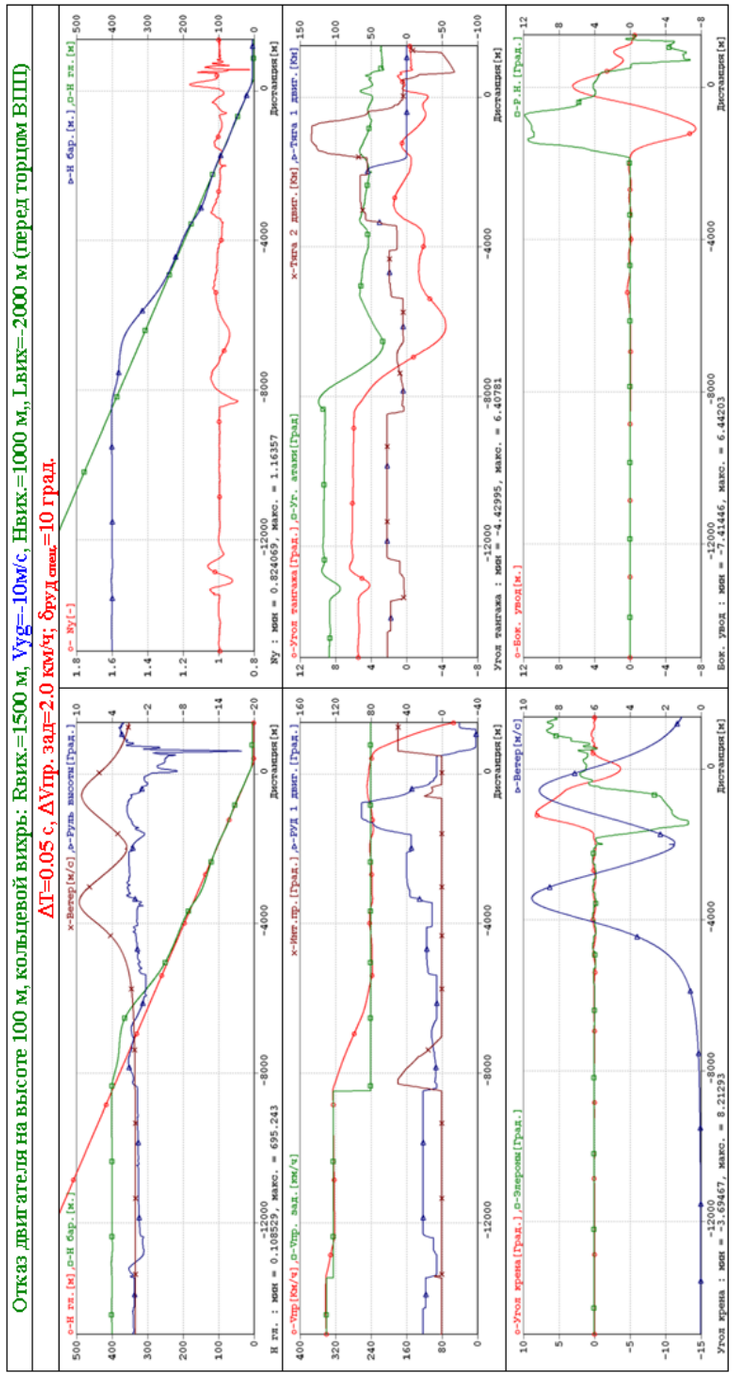


Рис. 16. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря ($V_{yg} = -10$ м/с).

Используется адаптивный автомат тяги

РУЧНАЯ ПОСАДКА С АДАПТИВНЫМ АВТОМАТИЧЕСКИМ УПРАВЛЕНИЕМ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для адаптивного автомата тяги: ΔT=0,05 с, $\Delta V_{\text{пр. зад}}$ =2,0 км/ч. Полет в условиях сильного кольцевого вихря

Вспомогательный сигнал на интерцепторы формируется в диапазоне:

$$\Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ-MIN}} = 5 \text{ км/ч} \qquad \Delta V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}^{\text{ИНТ-MAX}} = 200 \text{ км/ч}$$

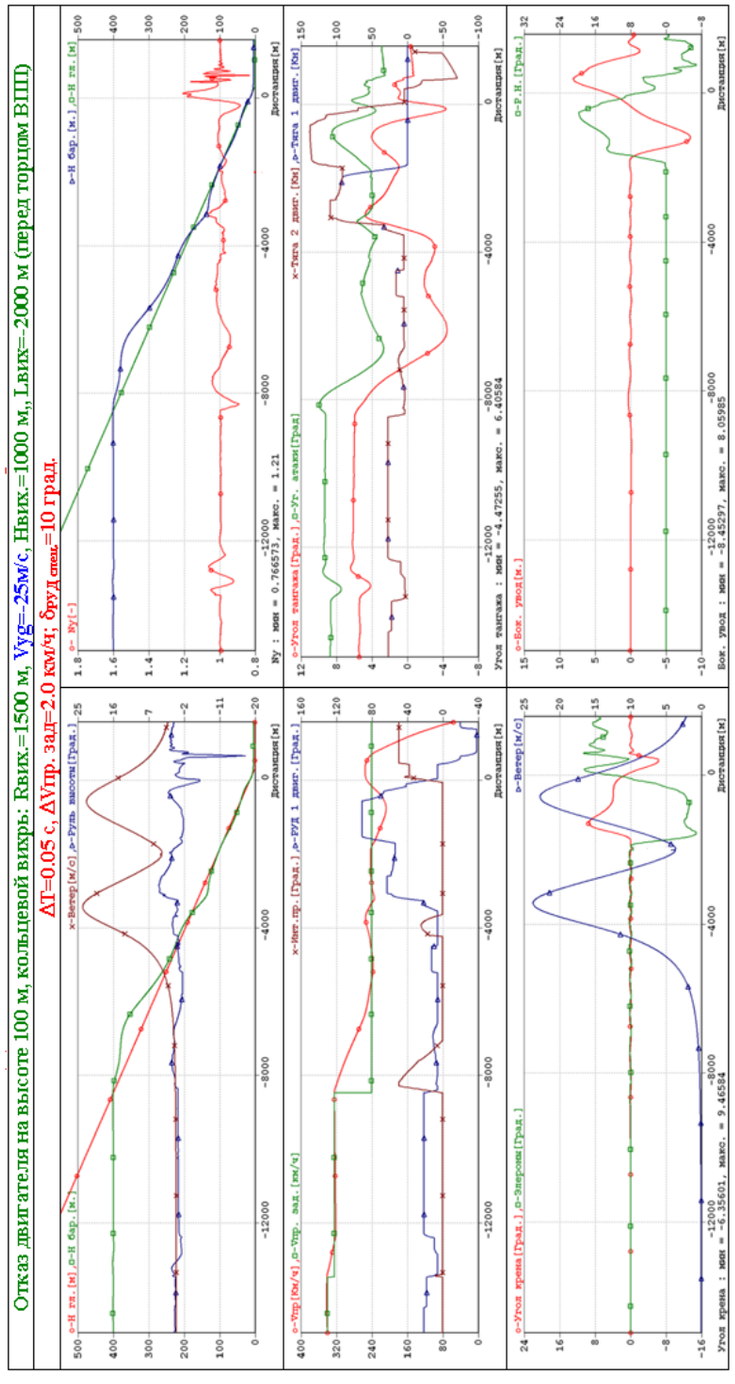


Рис. 17. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря ($V_{yg} = -25$ м/с).

Используется адаптивный автомат тяги

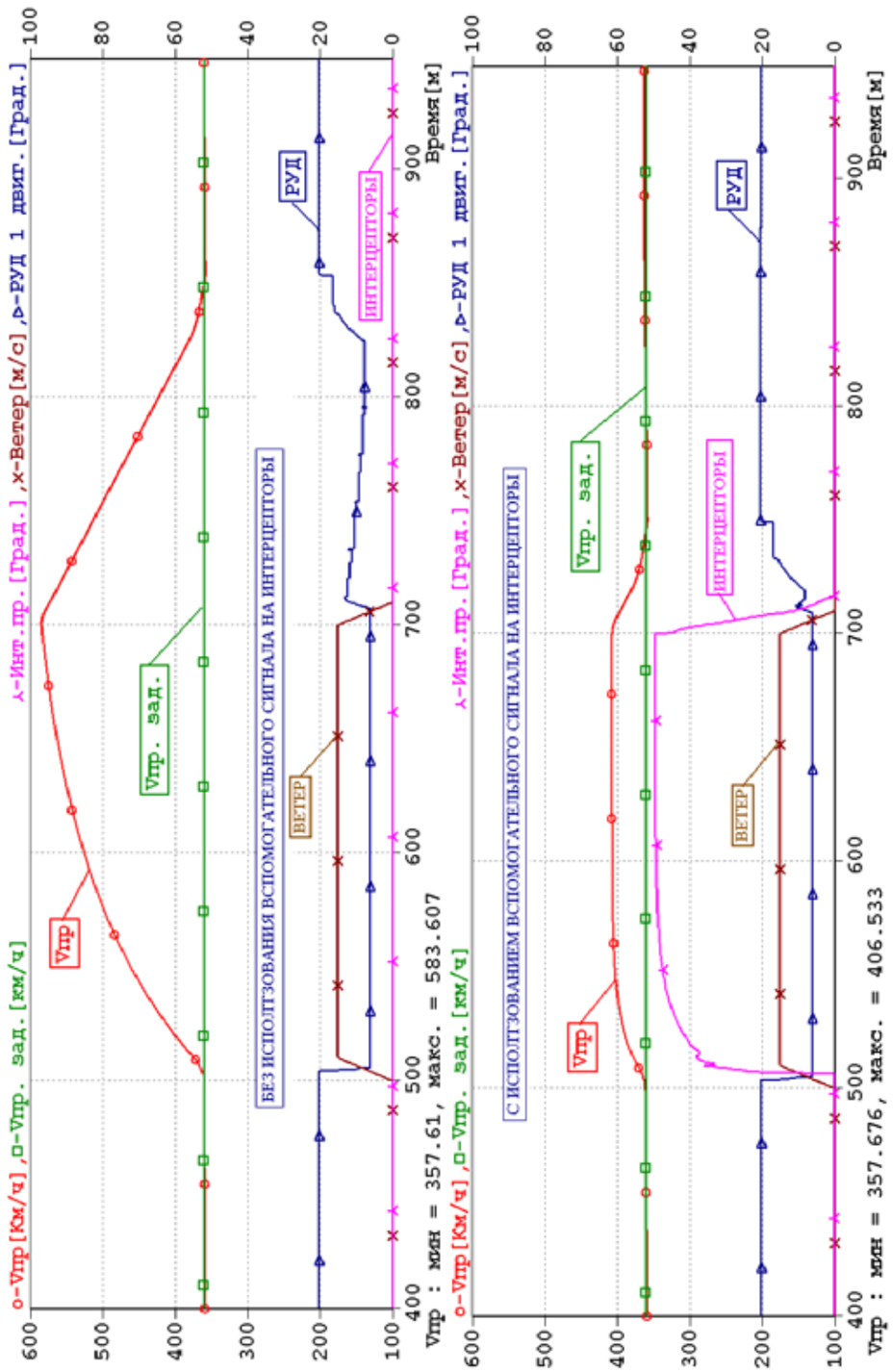


Рис. 18. Эффект от использования вспомогательного сигнала на секции интерцепторов в режиме стабилизации заданной скорости полета при потере управляемости в канале тяги

На рис. 18 (стр. 66–67) приведены некоторые результаты использования вспомогательного управляющего сигнала на секции интерцепторов совместно с адаптивным автоматом тяги при попадании самолета в вертикальный сдвиг ветра на высоте 1000 м при выполнении горизонтального полета. Рассматриваются условия, где автомат тяги не справляется с задачей стабилизации скорости из условий достижения ограничений по минимальной тяге. Без использования вспомогательного сигнала на секции интерцепторов попадание самолета в восходящий поток воздуха ($W_{yg\ \max}$ = 15 м/с) приводит к неконтролируемому (РУД двигателей на малом газе) увеличению приборной до $V_{ПР}^{MAX}$ = 583,6 км/ч по отношению к заданной скорости полета $V_{ПР_{ЗАД}}$ = 360 км/ч ($\Delta V_{ПР}$ = 223,6 км/ч!). Использование вспомогательного сигнала на секции интерцепторов позволило существенно уменьшить заброс по скорости до $V_{ПР}^{MAX}$ = 406,5 км/ч ($\Delta V_{ПР}$ = 46,5 км/ч).

Выводы

1. В статье рассмотрены основные особенности поведенческой деятельности пилота, включая специфику обработки потока информации от момента восприятия, до момента реализации принятого решения.

2. На основании анализа эмпирических данных по возможности взаимодействия экипажа с системой отображения информации установлено, что при штатном заходе на посадку частота переноса взгляда пилота по элементам СОИ составляет 1,7...2 Гц, что было учтено при моделировании управления тягой двигателей.

3. С использованием технологии виртуальных летных испытаний разработан сценарий захода на посадку и посадки самолета типа Ту-204СМ с имитацией ручного управления и возможности попадания самолета в сложные многофакторные условия полета, включая отказ двигателя и воздействия атмосферного явления повышенной опасности типа «микровзрыв».

4. В сценарии захода на посадку и посадки реализовано ручное управление тягой двигателей с возможностью изменения заданной точности стабилизации приборной скорости и изменения шага управляющих воздействий. Показано, что с учетом выявленных особенностей и ограничений взаимодействия экипажа с СОИ существуют предельные значения шага управляющих воздействий в канале тяги двигателей в многофакторных условиях полета с учетом требований к условиям пилотирования. Показано, что эти ограничения, связанные с частотой формирования управляющих воздействий, могут приводить к авиационному

происшествию и сужают область ожидаемых условий эксплуатации (ОУЭ) самолета.

5. Для повышения безопасности полетов и расширения области ОУЭ предложено функцию управления тягой двигателей передать разработанному адаптивному автомату тяги, имеющему значительно больший диапазон частот формирования управляющих воздействий на основе реализации свойств восприятия, анализа, решения задачи управления и выполнения действия.

6. Для повышения эффективности управляющих воздействий адаптивного автомата тяги в сложных многофакторных условиях полета предложен алгоритм формирования вспомогательного сигнала на секции интерцепторов, позволяющий восстановить управляемость в канале тяги в условиях, способствующих возникновению неконтролируемых увеличений скорости полета.

Литература

1. *Гребёнкин А. В.* Реализация универсального способа траекторного управления в вертикальной плоскости применительно к режимам САУ «Автоматический взлет», «Смена эшелона», «Стабилизация высоты», «Посадка». II Всероссийская научно-техническая конференция «Моделирование авиационных систем». Сборник тезисов докладов. – М: ФГУП «ГосНИИАС», 2013. – С. 69–70.

2. *Гребёнкин А. В.*, *Костин С. А.* Автоматическая посадка самолета на ВПП переменного состояния в условиях сильного бокового ветра и отказа критического двигателя. Труды Московского института электромеханики и автоматики. Вып. 12: Навигация и управление летательными аппаратами / отв. ред. К. т. н. Ю. В. Гавриленко. – М.: МИЭА, 2016. – С. 22.

3. *Гребёнкин А. В.*, *Ахромеев А. Ж.*, *Гладкая Д. Ю.* Развитие концепции автоматического управления скоростью полета самолета. Журнал «История науки и техники» №9. М.: «Научтехлитиздат», 2016 г. – С. 36–49.

4. *Гребёнкин А. В.*, *Кербер О. Б.*, *Лушников А. А.* Применение технологии виртуальных летных испытаний в исследовании энергетических методов траекторного управления самолетом. Научное издание XIV Всероссийская мультиконференция по проблемам управления (МКПУ-2021): материалы XIV мультиконференции в четырех томах (Дивноморское, Геленджик, 27–02 октября 2021 г.): том 3. / Южный федеральный университет [редкол.: И. А. Каляев, В.Г. Пешехонов и др.]. – Ростов-на-Дону; Таганрог: Издательство Южного федерального университета, 2021. – С. 36–40.

5. *Alexander Grebenkin*, *Ivan Burdun* «Overview of Virtual Flight Testing Technology: Past, Present and Future» (presentation abstract). Aerospace Testing (AST) Conference, 19–20 June 2018, Munich, Germany.

УДК 629.7.051: 681.5.073

АНАЛИЗ ТОЧНОСТИ СТАБИЛИЗАЦИИ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ВЫСОТЫ МАЛОВЫСОТНОГО ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НАД РЕЛЬЕФОМ МЕСТНОСТИ

Владимир Евгеньевич КУЛИКОВ, *д. т. н., профессор*
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru,
Павел Анатольевич МОРОЗОВ
АО «КТ-Беспилотные Системы»

Рассмотрена задача определения точности стабилизации геометрической высоты полета летательного аппарата при облете рельефа местности, модель которого представляет собой композицию случайных разночастотных процессов изменения высот рельефа. Решение найдено аналитически с применением метода интегральной квадратичной оценки как сумма дисперсий ошибок управления по высоте от каждой независимой составляющей рельефа. Показано преимущество по точности применения маловысотного контура управления с упреждением в виде оценки темпа изменения углов склона по сравнению с известным законом управления с использованием радиовысотомера.

Ключевые слова: *геометрическая высота, рельеф местности, контур стабилизации, точность, интегральная квадратичная оценка.*

ANALYSIS OF GEOMETRIC LOW-LEVEL FLIGHT ALTITUDE STABILIZATION DURING FLIGHT OVER TERRAIN

Vladimir E. KULIKOV, *D. Sc. in Engineering, professor*
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru,
Pavel A. MOROZOV
"KT - UAV Systems" JSC

The article considers the problem of determining the geometric flight altitude stabilization accuracy during flight over terrain. The model of that terrain is a composition of terrain heights changing random processes of different frequencies. The solution was found analytically with the use of integral quadratic estimation method. It consists in determining the dispersions of altitude control errors from each independent terrain part. The advantage of using low-level control loop with pre-emptive action in the form of angle of slope change assessment comparing to the use of well-known radio altimeter control law in terms of accuracy is shown.

Keywords: *geometric altitude, terrain, stabilization loop, accuracy, integral quadratic estimation.*

При решении задачи управления летательным аппаратом (ЛА) на малых высотах при следовании рельефу местности по сигналу геометрической высоты от радиовысотомера главным вопросом является обеспечение точности стабилизации высоты, гарантирующей облет ЛА наземных естественных препятствий. Точность стабилизации высоты при маловысотном полете (МВП) зависит от динамических характеристик ЛА и динамических характеристик подстилающего рельефа местности. Динамика движения собственно ЛА определяется характеристиками маневренности и устойчивости маловысотного контура управления совместно с летательным аппаратом. Переменный профиль изменения высоты рельефа при движении ЛА вдоль маловысотной трассы представляет собой постоянно действующие возмущения [1, стр. 20] на входе контура МВП. Тогда рельеф есть динамическая функция географической высоты от пройденного пути или от времени при маловысотном полете. В работе [2] показан случайный характер появления вершин для их облета ЛА и предложено описание модели рельефа как случайного двухкомпонентного процесса, описывающего появление адекватного реальным наблюдениям количества вершин на единицу пройденного пути. Таким образом, задача оценки точности стабилизации постоянно изменяющейся геометрической высоты полета может быть сведена к задаче определения дисперсии ошибки управления по высоте.

Покажем аналитическое решение задачи оценки точности в стохастической постановке вопроса прохождения через контур МВП случайного сигнала, вызывающего ошибку стабилизации высоты, что позволяет проводить статистическую обработку выходного сигнала.

Рассмотрим два контура управления маловысотным полетом по сигналу радиовысотомера о геометрической высоте полета $\Delta H_г$. Известен [3, 4] контур управления геометрической высоты полета, структурная схема которого в форме изображений Лапласа может быть представлена в виде, приведенном на рис. 1.

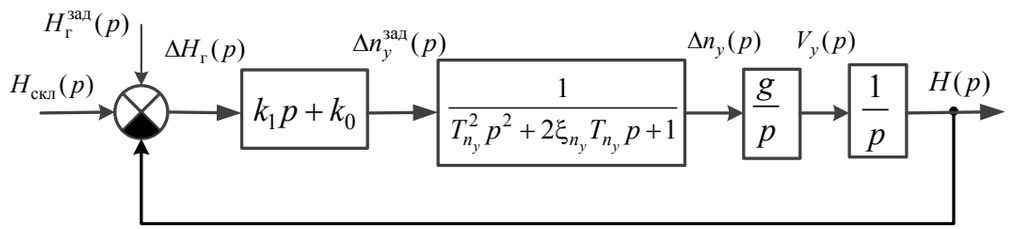


Рис. 1. Структурная схема контура стабилизации геометрической высоты полета

На схеме (рис. 1) обозначено: $H_{скл}$ — высота набегающего склона рельефа местности, $H_г^{зад}$ — заданная геометрическая высота полета, $\Delta H_г$ — ошибка стабилизации геометрической высоты полета, $\Delta n_y^{зад}$ — заданное приращение нормальной перегрузки, k_1, k_0 — коэффициенты ПД-регулятора стабилизации геометрической высоты, Δn_y — приращение нормальной перегрузки ЛА, g — ускорение силы тяжести, V_y — вертикальная скорость полета, H — высота полета ЛА.

Передаточная функция контура отработки перегрузки может быть представлена в виде:

$$W_{\Delta n_y}(p) = \frac{1}{T_{n_y}^2 p^2 + 2\xi_{n_y} T_{n_y} p + 1}, \qquad (1)$$

где T_{n_y} и ξ_{n_y} — постоянная времени и относительный коэффициент затухания контура отработки заданной перегрузки.

Система (рис. 1) структурно устойчива с двумя последовательными звеньями интеграла только при включении в контур производной сигнала радиовысотомера. В противном случае, согласно [5], система будет структурно неустойчивой. То есть классический вариант закона управления содержит минимально необходимую в этом смысле составляющую — производную геометрической высоты, в нашем случае с коэффициентом пропорциональности k_1. Заметим, что в варианте стандартного контура стабилизации барометрической высоты полета роль демпфирующего сигнала играет сигнал вертикальной скорости или угла наклона траектории [6].

Согласно структурным преобразованиям, передаточная функция замкнутого контура стабилизации геометрической высоты полета без раскрытия вида передаточной функции (1) примет вид:

$$W_H^{H_{скл}}(p) = \frac{W_{\Delta n_y}(p)\left(gk_1 p + gk_0\right)}{p^2 + W_{\Delta n_y}(p)\left(gk_1 p + gk_0\right)}. \qquad (2)$$

Если для упрощения в (2) предположить, что отработка перегрузки является безынерционной, то при $W_{\Delta n_y}(p) = 1$ получаем «идеальную» систему стабилизации геометрической высоты полета

$$W_H^{H_{скл}}(p) = \frac{gk_1 p + gk_0}{p^2 + gk_1 p + gk_0}, \qquad (3)$$

которая является астатической системой второго порядка по отношению к задающему воздействию, так как передаточная функция ошибки управления

$$W_{\Delta H}^{H_{скл}}(p) = \frac{p^2}{p^2 + gk_1 p + gk_0} \qquad (4)$$

делится на p^2.

Передаточная функция (3) «идеальной» системы стабилизации геометрической высоты синтезируется как устойчивая система, которая может быть полностью сформирована по заданным динамическим характеристикам, например, в варианте совпадения полинома знаменателя с желаемым характеристическим полиномом:

$$p^2 + \frac{2\xi_ж}{T_ж} p + \frac{1}{T_ж^2} = p^2 + gk_1 p + gk_0, \qquad (5)$$

где $T_ж$ и $\xi_ж$ — желаемые постоянная времени и относительный коэффициент затухания контура МВП. Из равенства (5) определяются коэффициенты закона управления

$$\Delta n_y^{зад}(p) = gk_1 p \Delta H_г(p) + gk_0 \Delta H_г(p), \quad k_0 = \frac{1}{gT_ж^2}, k_1 = \frac{2\xi_ж}{gT_ж}. \qquad (6)$$

Заметим, что контур «идеальной» системы стабилизации геометрической высоты является искусственно созданным, то есть полностью определяется выбором желаемых параметров (6), устанавливающих быстродействие и степень устойчивости замкнутой системы. Тогда как свободная система дважды интегрирует входную перегрузку и неустойчива.

Рассмотрим коэффициенты разложения выходного сигнала системы (3) в ее установившемся движении при действии на вход сигнала в виде полинома времени k-й степени, представляющего собой [7] линейную сумму производных входного сигнала $H_{скл}(t)$:

$$H(t) = S_0 H_{скл}(t) + S_1 H_{скл}^{(1)}(t) + S_2 H_{скл}^{(2)}(t) + \ldots + S_k H_{скл}^{(k)}(t)$$

или в преобразовании Лапласа

$$H(p) = \left[S_0 + S_1 p + S_2 p^2 + \ldots + S_k p^k\right] H_{скл}(p). \qquad (7)$$

где S_0, S_1, S_2, ..., S_k — коэффициенты разложения выходного сигнала.

Понятно, что для представлением профиля рельефа в виде последовательности чередующихся склонов с положительным и отрицательными углами минимально необходимо, чтобы в полиномиальной модели

присутствовала вторая производная высоты для получения эффекта изгиба склона при походе к вершине. В модели входного сигнала для модели (3) может быть применен и полином степени $k > 2$, но практический интерес для изучения статических ошибок представляют модели входного сигнала для $k \le n$, где n — порядок динамической системы. Представим передаточную функцию стабилизации геометрической высоты полета, исходя из структуры системы (3) в полном структурно возможном варианте, когда порядок дифференциального оператора (полинома числителя) равен порядку характеристического полинома $k = n = 2$. При записи в общем виде получим

$$W(p) = \frac{b_2 p^2 + b_1 p + b_0}{a_2 p^2 + a_1 p + a_0}. \qquad (8)$$

Система (8), как и система (3), это замкнутая система управления. Найдем для замкнутой системы (8) передаточную функцию по ошибке регулируемой координаты $W_\Delta(p)$, считая исходную систему следящей системой, охваченной единичной отрицательной обратной связью. В нашем варианте изображение ошибки будет иметь вид:

$$\Delta H(p) = H_{\text{скл}}(p) - W(p) H_{\text{скл}}(p). \qquad (9)$$

Из (9) следует выражение для передаточной функции по ошибке

$$W_\Delta(p) = 1 - W(p). \qquad (10)$$

Для передаточной функции вида (8) выражение (10) имеет вид

$$W_\Delta(p) = 1 - \frac{b_2 p^2 + b_1 p + b_0}{a_2 p^2 + a_1 p + a_0}. \qquad (11)$$

Коэффициенты разложения $S_i,\ i = 0, 1, 2...$ (7) выходного сигнала $H(p)$ связаны с коэффициентами установившихся ошибок $c_i,\ i = 0, 1, 2...$, которые получаются разложением передаточной функции системы по ошибке (11) в ряд по возрастающим степеням комплексной переменной p:

$$\Delta H(p) = \left[c_0 + c_1 p + c_2 p^2 + c_3 p^3 + ... \right] H_{\text{скл}}(p). \qquad (12)$$

Коэффициенты ошибок $c_0, c_1, c_2,...$ в (12) определяются по правилу разложения функции в ряд Тейлора [8]:

$$c_0 = W_\Delta(p)\Big|_{p=0},\ c_1 = \frac{dW_\Delta(p)}{dp}\Big|_{p=0},\ c_2 = \frac{1}{2!}\frac{d^2 W_\Delta(p)}{dp^2}\Big|_{p=0}, ... \qquad (13)$$

Вычисление коэффициентов ошибок по формулам (13), с учетом (11), дает следующие результаты

$$c_0 = 1 - \frac{b_0}{a_0},\ c_1 = \frac{a_1 b_0 - a_0 b_1}{a_0^2},\ c_2 = \frac{a_0 a_1 b_1 + a_0 a_2 b_0 - a_0^2 b_2 - a_1^2 b_0}{a_0^3}, ... \qquad (14)$$

По аналогичной методике можно получить коэффициенты разложения выходного сигнала (7) с передаточной функцией (8):

$$S_0 = W(p)\Big|_{p=0},\ S_1 = \frac{dW(p)}{dp}\Big|_{p=0},\ S_2 = \frac{1}{2!}\frac{d^2 W(p)}{dp^2}.$$

Сравнение (8) и (11) показывает, что модули производных передаточных функций $W\Delta(p)$ и $W(p)$ по переменной p, начиная от первой и выше, совпадают, тогда коэффициенты разложения выходного сигнала и коэффициенты ошибок связаны между собой соотношениями

$$S_0 = 1 - c_0,\ S_1 = -c_1,\ S_2 = -c_2,\ S_3 = -c_3,\ ... . \qquad (15)$$

В работе [7, стр. 173] показаны рекуррентные формулы для коэффициентов разложения выходного сигнала системы второго порядка:

$$S_0 = \frac{b_0}{a_0},\ S_1 = \frac{b_1 - a_1 S_0}{a_0},\ S_2 = \frac{b_2 - a_1 S_1 - a_2 S_0}{a_0}. \qquad (16)$$

Нетрудно, с учетом (15), убедиться в совпадении модулей производных (14) и (16). Так, например, для получения астатической системы третьего порядка по входному сигналу необходимо выполнение следующих равенств:

$$S_0 = 1,\ S_1 = 0,\ S_2 = 0 \quad \text{или} \quad c_0 = 0,\ c_1 = 0, c_2 = 0. \qquad (17)$$

Анализ условий (16), (17) позволяет сформулировать структурно-параметрический признак астатизма по виду передаточной функции: система обладает астатизмом k–го порядка к входному сигналу тогда и только тогда, когда равны коэффициенты при соответствующих степенях полиномов числителя и знаменателя передаточной функции замкнутой системы

$$b_{k-1} = a_{k-1},\ k = 1, 2, 3, ... \qquad (18)$$

Равенства (18) предполагают обязательность выполнения условий астатизма низших порядков по сравнению с максимальным порядком астатизма системы.

Порядок астатизма, которого можно добиться, связан с порядком системы следующим образом

$$k \le n+1, \tag{19}$$

а максимальный порядок астатизма $k_{\text{макс}} = n + 1$. Выражение (19) определяет возможные условия получения порядка астатизма, принципиально не превышающего порядок системы.

Поэтому равенство коэффициентов числителя и знаменателя при одинаковых степенях переменной Лапласа p этих полиномов представляет собой еще один признак определения порядка астатизма исследуемой системы по входному воздействию.

После рассмотрения аналитических характеристик астатических систем определим для замкнутой системы второго порядка (11) возможность улучшения ее точности. При $S_0 = 1, S_1 = 0$ коэффициент при второй производной входного сигнала (16) будет равен

$$S_2 = \frac{b_2 - a_2}{a_0}. \tag{20}$$

Это означает, что для $a_2 > b_2 > 0$ коэффициент ошибки $c_2 < \frac{a_2}{a_0}$, где соотношение $\frac{a_2}{a_0}$ есть коэффициент ошибки по второй производной, когда $b_2 = 0$, то есть при структуре системы (3).

Введем в прямую цепь сигнал второй производной по ошибке стабилизации, как показано на рис. 2.

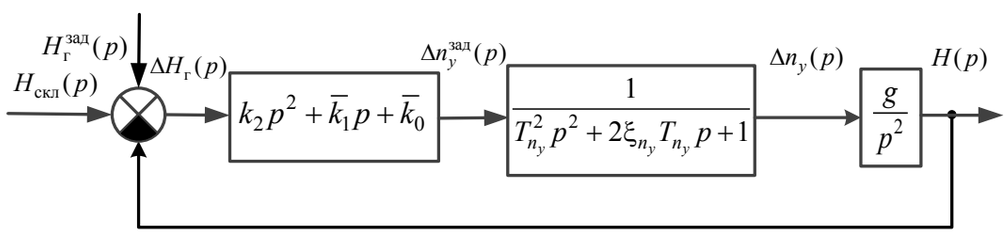


Рис. 2. Структурная схема уточненного контура стабилизации геометрической высоты

Для упрощенного варианта структуры (рис. 2) с безынерционной отработкой перегрузки передаточная функция примет следующий вид:

$$W_H^{H_{\text{скл}}}(p) = \frac{gk_2 p^2 + g\bar{k}_1 p + g\bar{k}_0}{(1+gk_2)p^2 + g\bar{k}_1 p + g\bar{k}_0},$$
$$\bar{k}_0 = (1+gk_2)k_0, \bar{k}_1 = (1+gk_2)k_1. \tag{21}$$

Здесь коэффициенты $\bar{k}_0$ и $\bar{k}_1$ уточнены таким образом, чтобы сохранить корни идеальной системы (6), а именно

$$W_H^{H_{\text{скл}}}(p) = \frac{gk_2 p^2 + (1+gk_2)(gk_1 p + gk_0)}{(1+gk_2)(p^2 + gk_1 p + gk_0)}. \tag{22}$$

Система (22) согласно (18) сохраняет свойства астатической системы второго порядка.

По формуле (20) найдем коэффициент ошибки, вызванной изменением второй производной высоты склона, пропорциональной производной угла склона:

$$S_2 = \frac{-1}{(1+gk_2)gk_0}. \tag{23}$$

Для структуры (3) без сигнала по второй производной $\Delta H_{\text{г}}$ соответствующий коэффициент ошибки разложения выходного сигнала составит $-1/gk_0$. Таким образом, несмотря на то, что система (22) не стала системой с астатизмом третьего порядка, составляющая ошибки (23), возникающая из-за наличия второй производной во входном сигнале, может быть уменьшена в $1/(1+gk_2)$ раз по сравнению с соответствующей ошибкой системы (3). Чем больше коэффициент k_2, тем меньше установившаяся ошибка отработки входного сигнала.

Так как система в установившемся состоянии не имеет ошибок слежения за линейно изменяющимся по времени входным сигналом, основной ошибкой управления является ошибка от второй производной входного сигнала. Тогда, например, при величине $gk_2 = 0{,}5$ ошибка управления уменьшается в 1,5 раза, а при величине $gk_2 = 1{,}0$, эта же ошибка по второй производной высоты рельефа уменьшается в два раза. Отсюда возникает эффект «упреждения» управления при мгновенном измерении второй производной геометрической высоты полета.

При облете реального рельефа местности с упреждающими измерениями первых двух производных сигнала геометрической высоты изучение свойства точности маловысотного контура в детерминированной постановке задачи, показанной выше, является недостаточным.

Входной сигнал изменения высоты рельефа представляет собой переменный по времени сигнал заданной высоты в контур МВП.

В рассматриваемом случае эта функция есть собственно цепь горных возвышенностей вдоль трассы, аргументом является линейная протяженность маршрута вдоль трассы, а значением функции — высота рельефа.

Для модельного представления рельефа с определением точности выдерживания малой высоты при облете достаточно применение композиционной модели рельефа [9], воспроизводящей поток вершин с заданной интенсивностью их появления. Модель содержит два формирующих фильтра генерации гауссовских стационарных дважды дифференцируемых в среднеквадратическом случайных процессов изменения высот. Эти фильтры воспроизводят низкочастотную и высокочастотную составляющие рельефа, которые содержатся в географическом разрезе местности вдоль трассы полета. Выходом модели рельефа является суммарный случайный процесс изменения высоты препятствий $H(l)$ в функции текущей длины трассы l:

$$H(l) = H_1(l) + H_2(l) + H_0, \tag{24}$$

где $H_1(l)$ и $H_2(l)$ — центрированные случайные процессы изменения высот низкочастотной и высокочастотной составляющих рельефа, H_0 — средняя высота трассы маловысотного полета. Понятно, что точность маловысотного контура определяет сумма двух случайных процессов $\bar{H}(l) = H_1(l) + H_2(l)$ изменения высоты на входе системы стабилизации геометрической высоты полета.

Передаточные функции формирующих фильтров $W_{ф_1}(p)$ и $W_{ф_2}(p)$ для составных частей рельефа возбуждаются белым шумом ζ_l с единичной интенсивностью и имеют следующий вид [9]:

$$W_{ф_{1,2}}(p) = \frac{4}{\sqrt{3}}\alpha_{1,2}^{\frac{5}{2}}\sigma_{1,2}\frac{1}{\left(p+\alpha_{1,2}\right)^3},\ \alpha_{1,2} = \frac{8}{3\rho_{1,2}},$$

$$\rho_{1,2} = \left[\int_0^\infty r_{1,2}(l)dl\right] / r_{1,2}(0), \tag{25}$$

$$r_{1,2}(l) = \left[1 + \alpha_{1,2}|l| + \frac{1}{3}\left(\alpha_{1,2}l\right)^2\right]e^{-\alpha_{1,2}|l|},$$

где $\sigma_{1,2}$ — среднеквадратическое отклонение (СКО) высоты каждой составляющей рельефа, $\alpha_{1,2}$ — параметр нормированных корреляционных функций выходных сигналов формирующих фильтров, $\rho_{1,2}$ — радиус корреляции, $r_{1,2}(l)$ — однопараметрическая нормированная четырежды дифференцируемая корреляционная функция процесса изменения высоты [10, стр. 563].

Преобразуем фильтры (25) к приведенному виду $\bar{W}_{ф_{1,2}}$ путем задания интенсивностей белого шума $S_{\zeta_l 1,2}$, эквивалентно приводящих к получению на выходе приведенных формирующих фильтров требуемых дисперсий σ_1, σ_2, получим

$$\bar{W}_{ф_{1,2}}(p) = \frac{1}{\left(p+\alpha_{1,2}\right)^3},\ S_{\zeta_l 1,2} = \frac{16}{3}\alpha_{1,2}^5\sigma_{1,2}^2. \tag{26}$$

На основании принципа суперпозиции, действующего для линейных систем, формирование случайной составляющей $\bar{H}$ высоты рельефа (24) с помощью формирующих фильтров (26) также будет представлять результат суммирования процессов генерации составляющих рельефа, так как каждый процесс формируется от независимо работающих сигналов белого шума. Однако фильтры (26) сформированы в изображении функций с пространственным, а не временным аргументом, поэтому сгенерированный рельеф представляет собой профиль высот вдоль длины трассы полета. Для оценки точности выдерживания геометрической высоты требуется переход от пространственного представления формирующих фильтров к их аналогам, генерирующим временные процессы изменения высот рельефа местности.

Для этого в допущении постоянства горизонтальной скорости полета ЛА $V_г = \text{const}$ можно представить длину пройденного пути вдоль трассы как

$$l = V_г \cdot t. \tag{27}$$

После подстановки (27) в (26) и соответствующих преобразований получим следующие выражения для формирующих фильтров $\tilde{W}_{ф_{1,2}}(p)$, генерирующих временные процессы изменения составляющих высот рельефа

$$\tilde{W}_{ф_{1,2}}(p) = \frac{1}{\left(p+\tilde{\alpha}_{1,2}\right)^3},\ \tilde{\alpha}_{1,2} = \alpha_{1,2}V_г,\ S_{\zeta 1,2} = \frac{16}{3}\tilde{\alpha}_{1,2}^5\sigma_{1,2}^2. \tag{28}$$

Тогда схема для анализа точности стабилизации геометрической высоты полета над композиционным рельефом местности с параметрами СКО σ_1, σ_2 и соответствующими радиусами корреляции ρ_1, ρ_2 для «идеальной» системы (21) будет выглядеть следующим образом (рис. 3).

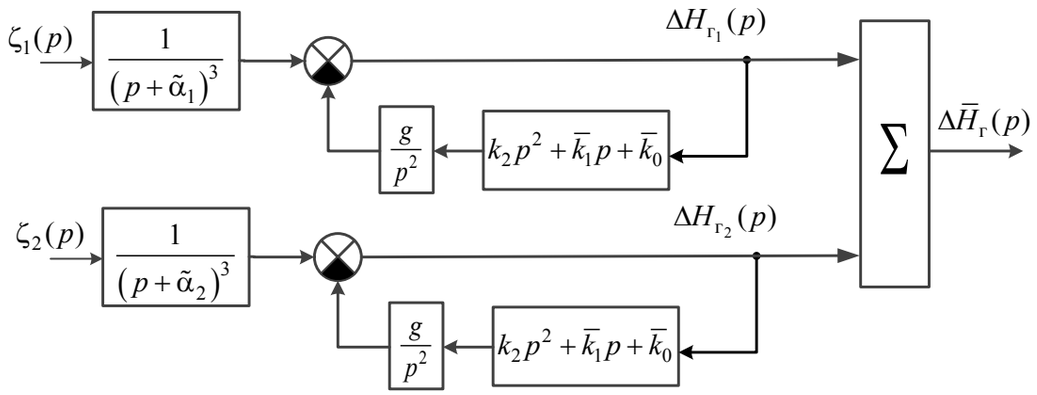


Рис. 3. Структурная схема определения точности стабилизации геометрической высоты полета при композиционной модели рельефа местности

На рис. 3 обозначено: ζ_1, ζ_2 — сигналы белого шума соответственно с интенсивностями S_1, S_2 (28), $\Delta\bar{H}_г = \Delta H_{г_1} + \Delta H_{г_2}$ — ошибка управления по высоте, СКО ошибки которой подлежит определению.

В статистической динамике линейных стационарных систем известен способ [7] получения дисперсии выходного сигнала в установившемся (стационарном) режиме. Он получил название метода интегральной квадратичной оценки. Для его применения необходимо знать передаточную функцию расширенной системы «белый шум — формирующий фильтр — ошибка системы». Она, с учетом (4), для каждой составляющей отслеживания рельефа равна

$$W_{\Delta H_{1,2}}^{\zeta_{1,2}}(p) = \frac{1}{(p+\tilde{\alpha}_{1,2})^3} \cdot \frac{p^2}{(1+gk_2)(p^2+gk_1p+gk_0)}$$

или

$$W_{\Delta H_{1,2}}^{\zeta_{1,2}}(p) = \frac{b_2p^2}{a_5p^5+a_4p^4+a_3p^3+a_2p^2+a_1p+a_0}, \qquad (29)$$

где

$$b_2 = 1,$$
$$a_5 = 1+gk_2,$$
$$a_4 = (1+gk_2)(3\tilde{\alpha}+gk_1),$$
$$a_3 = (1+gk_2)(3\tilde{\alpha}^2+gk_0)+gk_1(gk_2+3),$$
$$a_2 = \tilde{\alpha}(1+gk_2)(\tilde{\alpha}^2+3gk_1\tilde{\alpha}+3gk_0),$$

$$a_1 = g\tilde{\alpha}^2(1+gk_2)(3k_0+\tilde{\alpha}k_1),$$
$$a_0 = gk_0\tilde{\alpha}^3(1+gk_2).$$

Для нашего случая сумма гауссовских центрированных случайных процессов, которыми в силу линейности формирующих фильтров и системы стабилизации являются процессы $\Delta H_{г_1}(t)$ и $\Delta H_{г_2}(t)$, также является нормальным случайным процессом с дисперсией

$$D_{\Delta H_г} = D_1 + D_2. \qquad (30)$$

Дисперсии ошибок составляющих геометрических высот из (30) найдем по методу интегральной квадратичной оценки [7]:

$$D_1 = \frac{1}{2a_{n_1}}\frac{\det B_1}{\det A_1}S_{\xi_1}, \quad D_2 = \frac{1}{2a_{n_2}}\frac{\det B_2}{\det A_2}S_{\xi_2},$$

$$A_k = \begin{bmatrix} a_{0,k} & -a_{2,k} & a_{4,k} & \dots & 0 \\ 0 & a_{1,k} & -a_{3,k} & \dots & 0 \\ 0 & -a_{0,k} & a_{2,k} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & a_{n-1,k} \end{bmatrix},$$
$$B_k = \begin{bmatrix} a_{0,k} & -a_{2,k} & a_{4,k} & \dots & 0 \\ 0 & a_{1,k} & -a_{3,k} & \dots & 0 \\ 0 & -a_{0,k} & a_{2,k} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ B_{0,k} & B_{1,k} & B_{2,k} & \dots & B_{n-1,k} \end{bmatrix}, \qquad (31)$$
$$k = 1, 2,$$

$$B_j = b_j^2 + 2\sum_{i=1}^{n-1}(-1)^i b_{j-i}b_{j+i},$$
$$j = 0,\dots,n-1, \quad b_{j-i} = 0 \text{ при } j-i<0,$$
$$b_{j+i} = 0 \text{ при } j+i>n-1,$$

где n — порядок расширенной (совместно с формирующим фильтром) системы, в рассматриваемом варианте (29) $n = 5$.

Рассмотрим влияние коэффициента при второй производной измеренной геометрической высоты на точность управления при воздействии случайного входного процесса изменения набегающих высот, подлежащих отслеживанию контуром МВП.

Возьмем в качестве примера процесс облета летательным аппаратом рельефа средней сложности (холмистая местность) с параметрами σ_1 = 92 м, ρ_1 = 2100 м, σ_2 = 25 м, ρ_2 = 730 м, на постоянной скорости $V_Г$ = 100 м/с. Параметры контура стабилизации системы (21): k_0 = 0,025, k_1 = 0,07, k_2 = 0,06, и при отсутствии сигнала по второй производной k_2 = 0. Согласно (31), получены следующие среднеквадратичные отклонения ошибки управления:

$$\sigma_{\Delta H|k_2=0,06} = 3,295 \text{ м}, \quad \sigma_{\Delta H|k_2=0} = 5,1 \text{ м}. \tag{32}$$

Таким образом, на основании (32), точность стабилизации высоты с сигналом упреждения по второй производной высоты (или пропорционально скорости изменения угла склона) улучшилась в 1,5 раза.

Снижение СКО при рассмотренном упрощенном варианте, предполагающим безынерционность контура отработки перегрузки и точное измерение первых двух производных сигнала радиовысотомера, требует подтверждения для полной системы стабилизации и физически реализуемой оценки производных. Схема такого контура МВП показана на рис. 4.

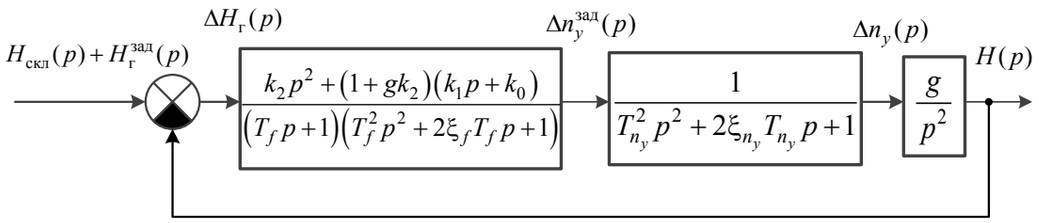


Рис. 4. Структурная схема реального контура стабилизации геометрической высоты

Дополнительно введен (рис. 4) фильтр третьего порядка для оценивания двух производных ошибки стабилизации геометрической высоты, что делает физически обоснованным реализацию оценок производных. Здесь T_f, ξ_f постоянная времени и относительный коэффициент затухания сглаживающего фильтра. Проведен расчет точности стабилизации высоты для параметров системы $T_{n_y} = 0,45$ с, $\xi_{n_y} = 0,9$, $T_f = 0,15$ с, $\xi_f = 0,7$, соответствующих малоскоростному ЛА и обеспечивающих устойчивость и приемлемое качество управления контура МВП.

Получены следующие результаты расчета точности по правилу (31) для расширенной системы, теперь уже 10-го порядка, с формирующими фильтрами, а именно

$$\sigma_{\Delta H|k_2=0,06} = 6,64 \text{ м}, \sigma_{\Delta H|k_2=0} = 13,9 \text{ м}. \tag{33}$$

Как следует из (33), СКО стабилизации геометрической высоты полного контура МВП с упреждением уменьшается в 2 раза по сравнению с обычным контуром МВП, учитывающим только первую производную высоты.

Таким образом, предложен способ оценки точности системы стабилизации геометрической высоты полета по методу интегральной квадратичной оценки, позволяющий проводить настройку системы управления по критерию точности компенсации случайных возмущений в контур маловысотного полета летательного аппарата.

Литература

1. *Малкин И. Г.*, Теория устойчивости движения. 2-е изд., испр. / И. Г. Малкин. – М.: Наука, 1966. – 530 с.

2. *Куликов В. Е., Максимюк Ю. Ф.* К вопросу формирования адекватной модели рельефа местности для задачи маловысотного полета самолета. – М.: ВИНИТИ. Проблемы безопасности полетов. №10, 1998. – С. 45–50.

3. *Боднер В. А.* Теория автоматического управления полетом. – М.: Изд-во "Наука", 1964. – 700 с.

4. *Бронников А. М., Каравашкина Е. О., Кулабухов В. С., Чекин А. Ю.* Синтез управления в продольном канале маловысотного контура беспилотного вертолета // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. № 213(3), 2015. – С. 5–12.

5. *Фельдбаум А. А.* Электрические системы автоматического регулирования. – М.: Оборонгиз, 1954. – 786 с.; 2-е изд. – М.: Оборонгиз, 1957. – 808 с.

6. *Красовский А. А.* Системы автоматического управления полетом пилотируемых летательных аппаратов: (Учебное пособие) / А. А. Красовский. – М.: Изд-во ВВИА, ч. 2, 1969–1970. – 320 с.

7. *Кочетков Ю. А.* Основы автоматики авиационного оборудования. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1995. – 574 с.

8. *Бессекерский В. А. Попов Е. П.* Теория систем автоматического регулирования. Издание третье, исправленное. – М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1975. – 768 с.

9. *Куликов В. Е.* Определение параметров композиционной модели горного рельефа местности по одиночной реализации типовой трассы маловысотного полета летательного аппарата. – М.: ВИНИТИ. Проблемы безопасности полетов. №1, 1999.

10. *Тихонов В. И.* Статистическая радиотехника. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1982. – 624 с.

Правила оформления материалов, направляемых для опубликования в журнале «Навигация и управление летательными аппаратами»

- Для опубликования в журнале принимаются статьи объемом до 30 с., а также краткие сообщения объемом до 5 стр.
- Статья должна иметь аннотацию не более 600 знаков, ключевые слова.
- На первой странице должны быть указаны: фамилии и инициалы авторов, полное название текста статьи без сокращений, проставлен индекс УДК.
- Материалы должны быть подготовлены в формате *.doc, лист А4, ориентация книжная (вертикальное расположение), шрифт Times New Roman, размер шрифта 12, интервал между строками одинарный, поля (мм): верхнее 22, нижнее 50, левое 30, правое 28, расположение страниц зеркальное. Установить «Автоматическую расстановку переносов». Переносы вручную не ставить.
- Формат формул в MathType или Microsoft Equation: Define Sizes, Full 12 pt, Subscript/Superscript 7 pt, Sub-Subscript/Superscript 5 pt, Symbol 18 pt, Sub-Symbol 12 pt.
- Иллюстрированный материал представляется в формате *.jpg, *.bmp, *.png (разрешение не менее 300 точек на дюйм) или в виде рисунка Word, фрагменты которого объединены в единый объект. Цветные иллюстрации приветствуются.
- В конце текста указывается информация о каждом авторе: Ф. И. О., ученая степень, ученое звание, полное название и почтовый адрес организации, должность, контактные телефоны (служебный, мобильный или домашний), адрес электронной почты.
- В редакцию предоставляется электронный носитель с текстом статьи и ее распечатка в двух экземплярах, подписанная всеми авторами.
- К статье прилагается экспертное заключение о возможности ее открытой публикации, рецензия, лицензионный договор.
- Плата с авторов за публикацию рукописей не взимается.

Содержание

Е. В. Каршаков, А. М. Шевченко, А. М. Гаракоев
Формирование директорного индекса на пилотажном приборе при выполнении аэрогеофизической съемки.....2

О. Н. Корсун, В. Е. Куликов, А. А. Кузин
Формирование математической модели динамических характеристик приемистости двигателя тяжелого самолета.....17

А. В. Гребёнкин, А. А. Лушников
Учет человеческого фактора в задачах интеграции ручного и автоматического управления в сложных многофакторных условиях полета самолета.....30

В. Е. Куликов, П. А. Морозов
Анализ точности стабилизации геометрической высоты маловысотного полета летательного аппарата над рельефом местности.....70