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.

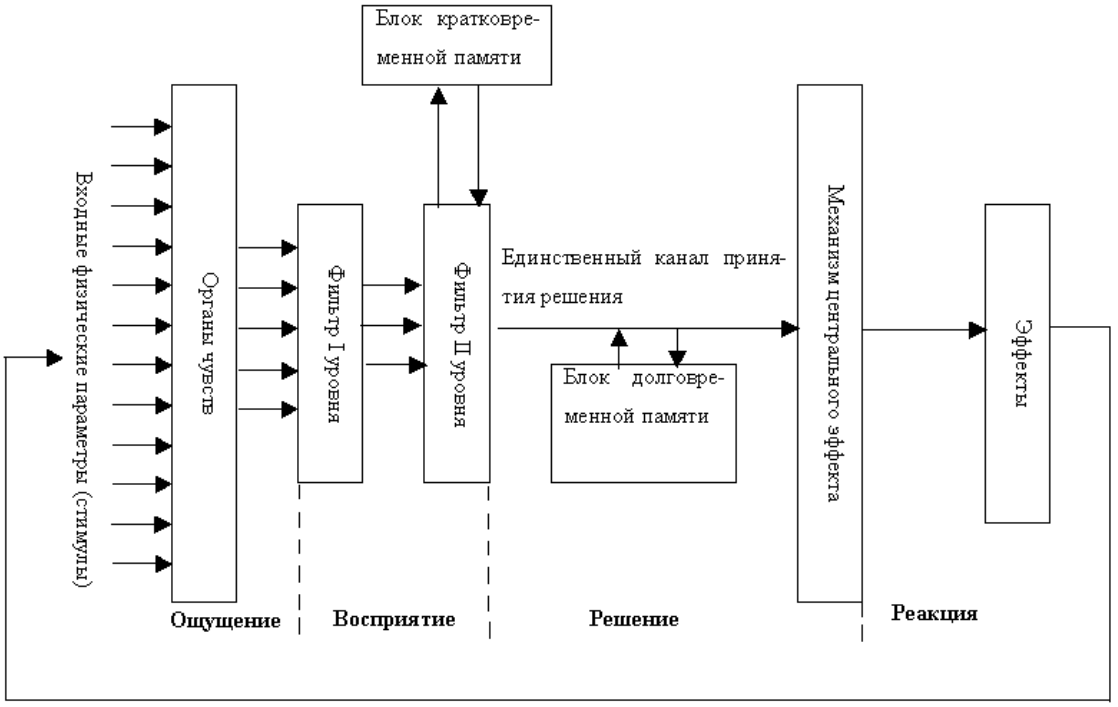


Рис. 1. Обобщенная схема обработки потока информации человеком

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.

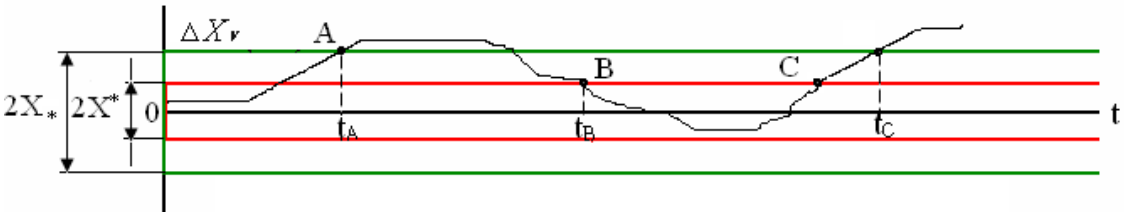


Рис. 2. Логика формирования управления с зонами невмешательства и нечувствительности

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

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;

$t_{\text{Н}}$ — 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.

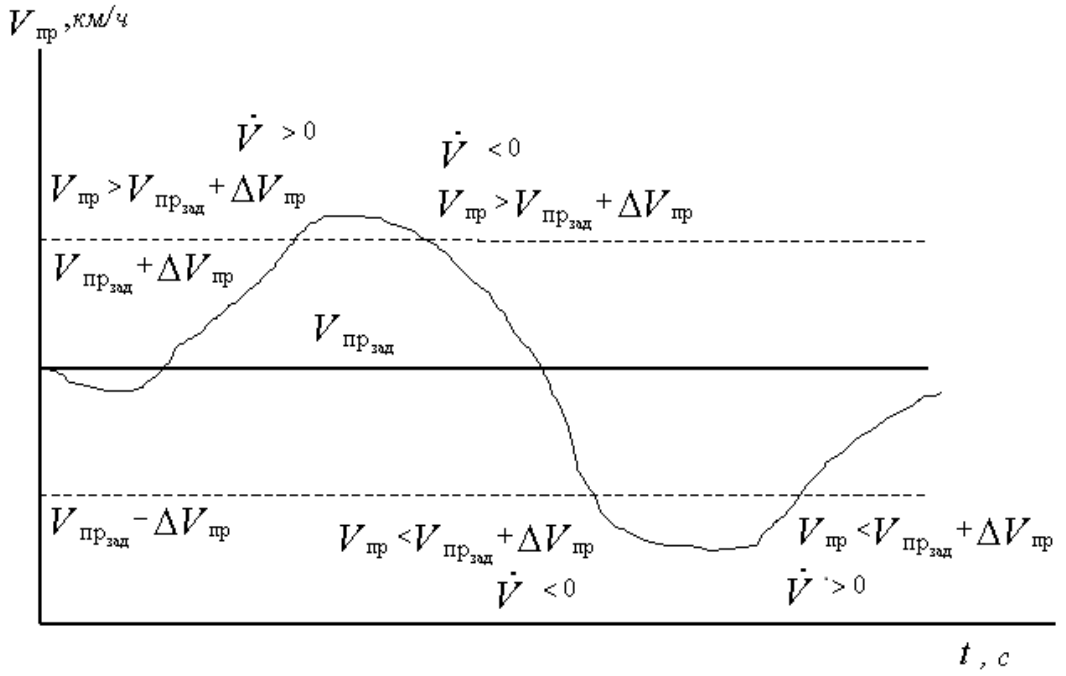


Рис. 3. Схема вмешательства пилота в управление двигателями

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

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

где k — коэффициент перерегулирования;

m — масса самолета;

n — количество работающих двигателей;

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

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

$$\delta_{\text{РУД}_i} = \delta_{\text{РУД}_{i-1}} + 0{,}5\Delta\delta_{\text{РУД}_{i1}}\left(1{,}0 - \cos\left(3{,}1415 \cdot \sqrt{\frac{t - t_{\text{УВ}}}{\Delta t_1}}\right)\right), \qquad (3)$$

где:

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

t — текущее время;

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

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

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

Период срабатывания (шаг наблюдения $V_{\text{ПР}}$ 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 $\left(V_{\text{ПР}} > V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}\right)$, вмешательства в управление двигателями не выполняется. Аналогичный подход в управлении двигателями осуществляется при выходе величины контролируемой приборной скорости за нижнее ограничение ($V_{\text{ПР}} < V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}} - \Delta V_{\text{ПР}}$ и $\dot{V} < 0$). При этом РУД двигателей будет перемещен на увеличение тяги до значения $\delta_{\text{РУД}_i} = \delta_{\text{РУД}_{i-1}} + \Delta\delta_{\text{РУД}}$.

Если $V_{\text{ПР}} < V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}$, 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.

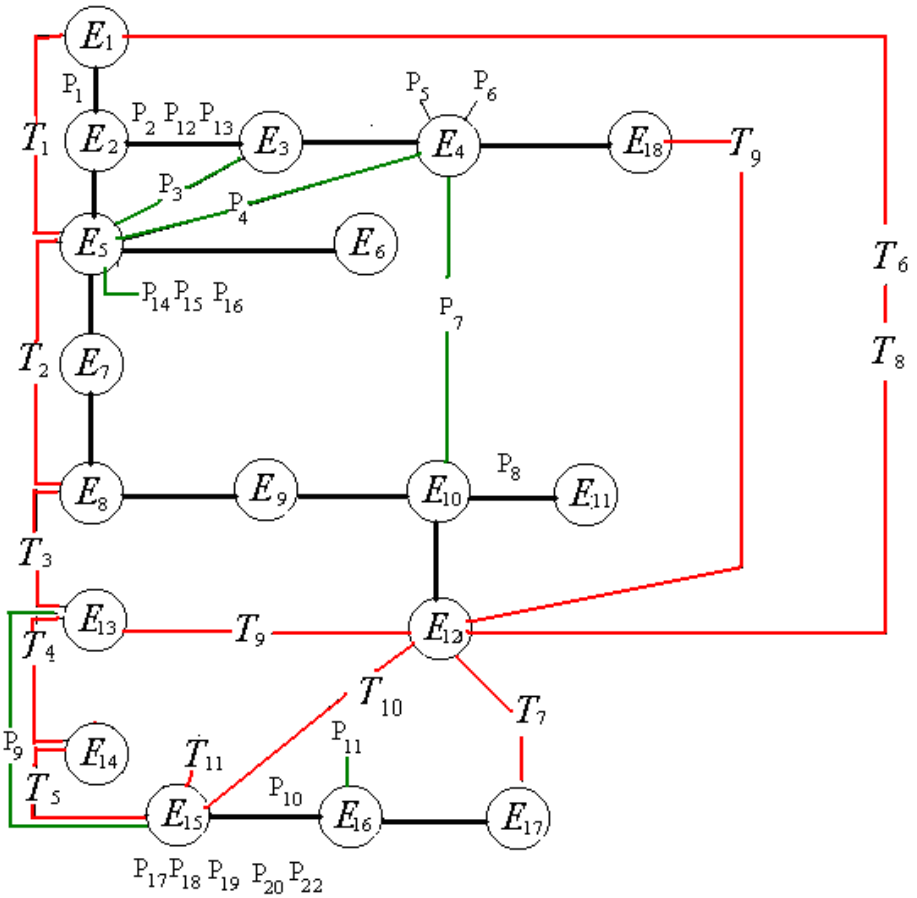
События полета Е — основа верхнего уровня модели управляющих воздействий. Характеризуются: кодом события, кодом условия (для зависимых и независимых событий), критериями распознавания, значением критерия, временем непрерывной длительности критерия, временем запаздывания события. События бывают простые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

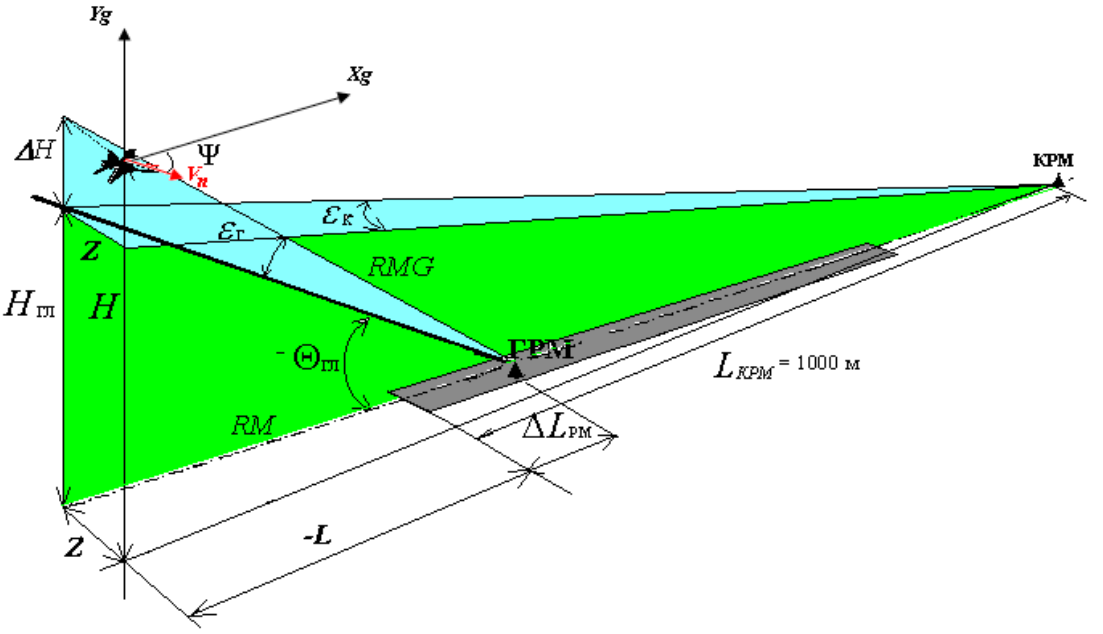


Рис. 5. Модель курсоглиссадной системы

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

1. С события Е1 (начало полета) до события Е5 (отклонение от глиссады по высоте больше нуля):

– управление штурвальной колонкой (шк), направленное на стабилизацию заданной высоты круга (Т1)

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

– управление штурвалом (ш) по сигналам курсового радиомаяка (Т6):

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

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

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

– выполнение процедуры Р1 – 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):

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

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)

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

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

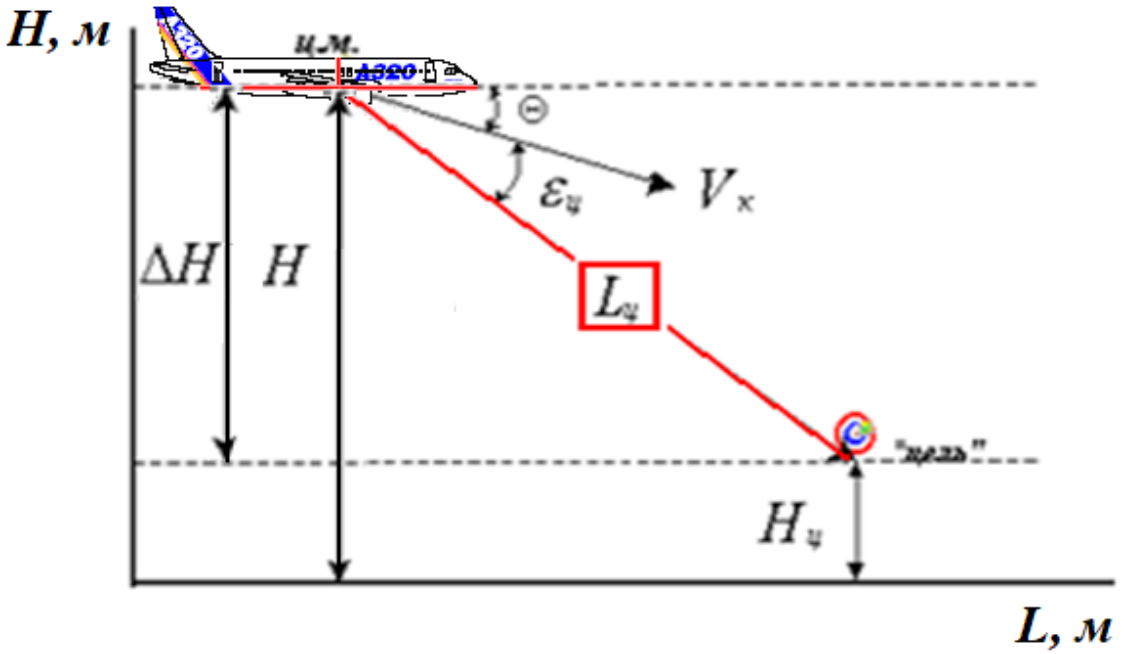


Рис. 6. Погоня за «целью» в вертикальной плоскости

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 $H_{РВ} \leq 5$ м):

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

5. При достижении высоты по радиовысотомеру 0,5 м ($H_{РВ} \leq 0{,}5$ 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:

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

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

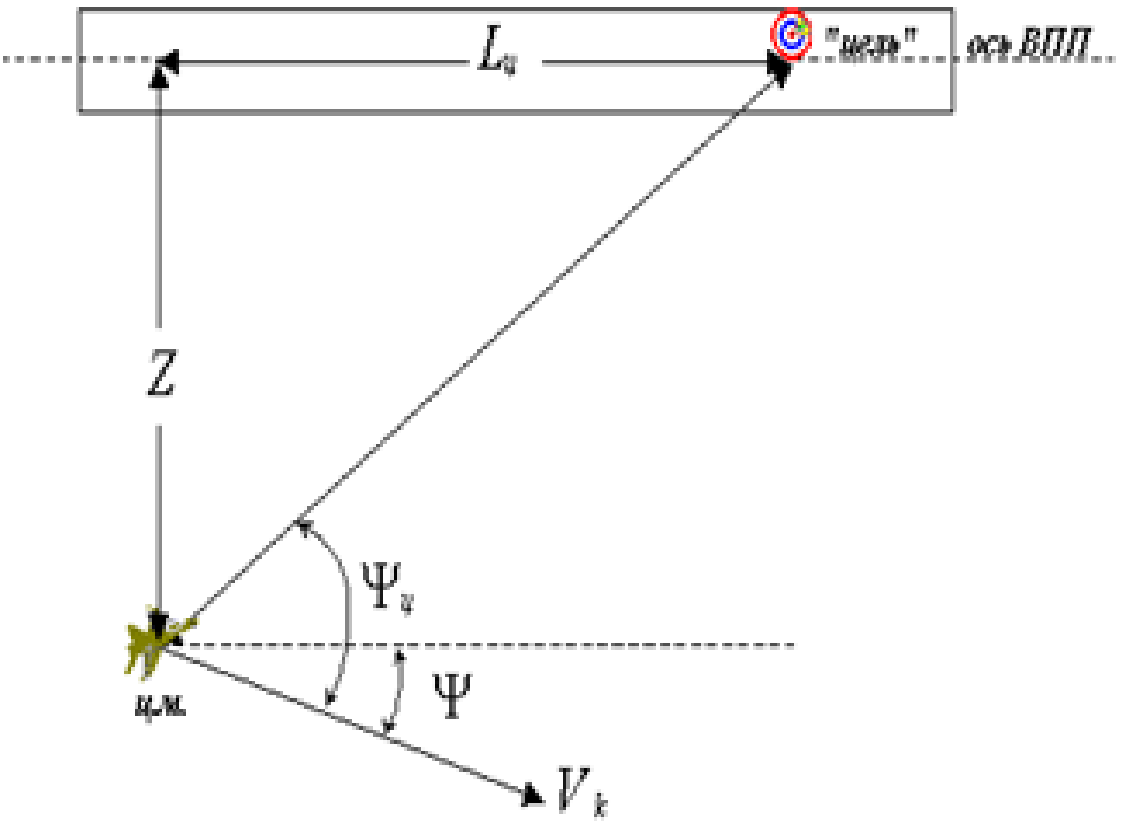


Рис. 7. Погоня за «целью» в горизонтальной плоскости

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).

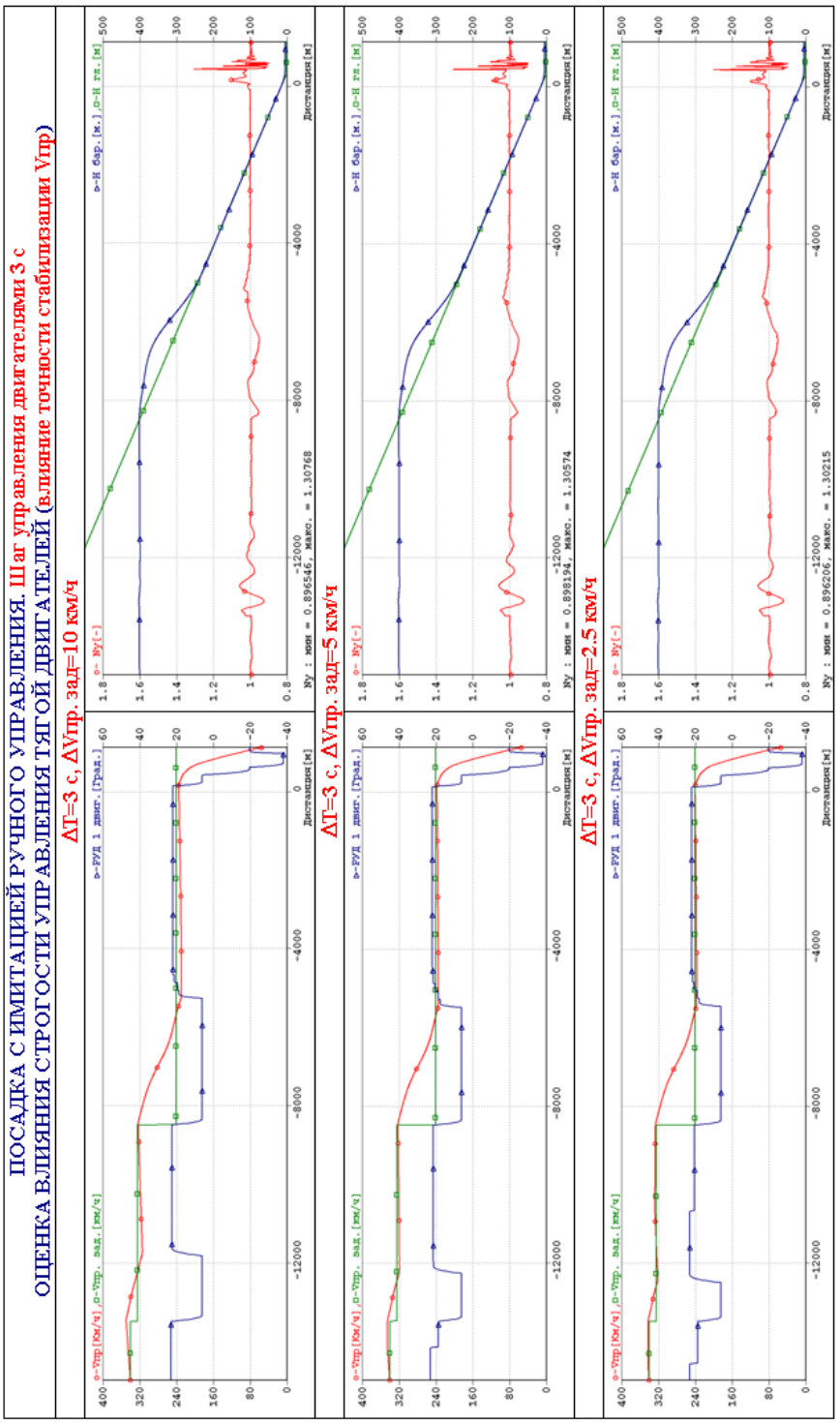


Рис. 8. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями: влияние заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$) при неизменном шаге формирования управляющих воздействий на РУД (ΔT = 3 с)

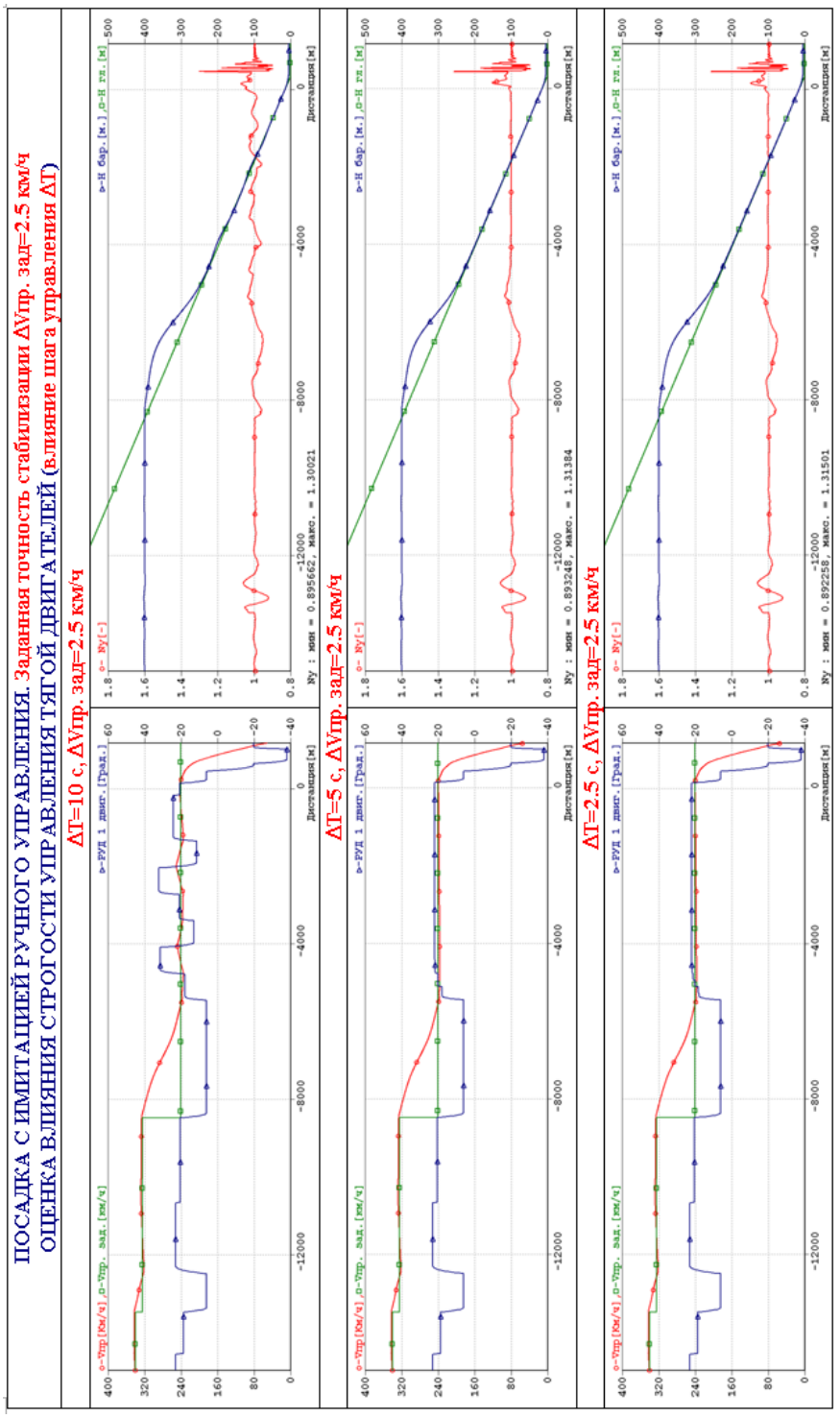


Рис. 9. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями: влияние шага формирования управляющих воздействий на РУД (ΔT) при неизменной заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$ = 2,5 км/ч)

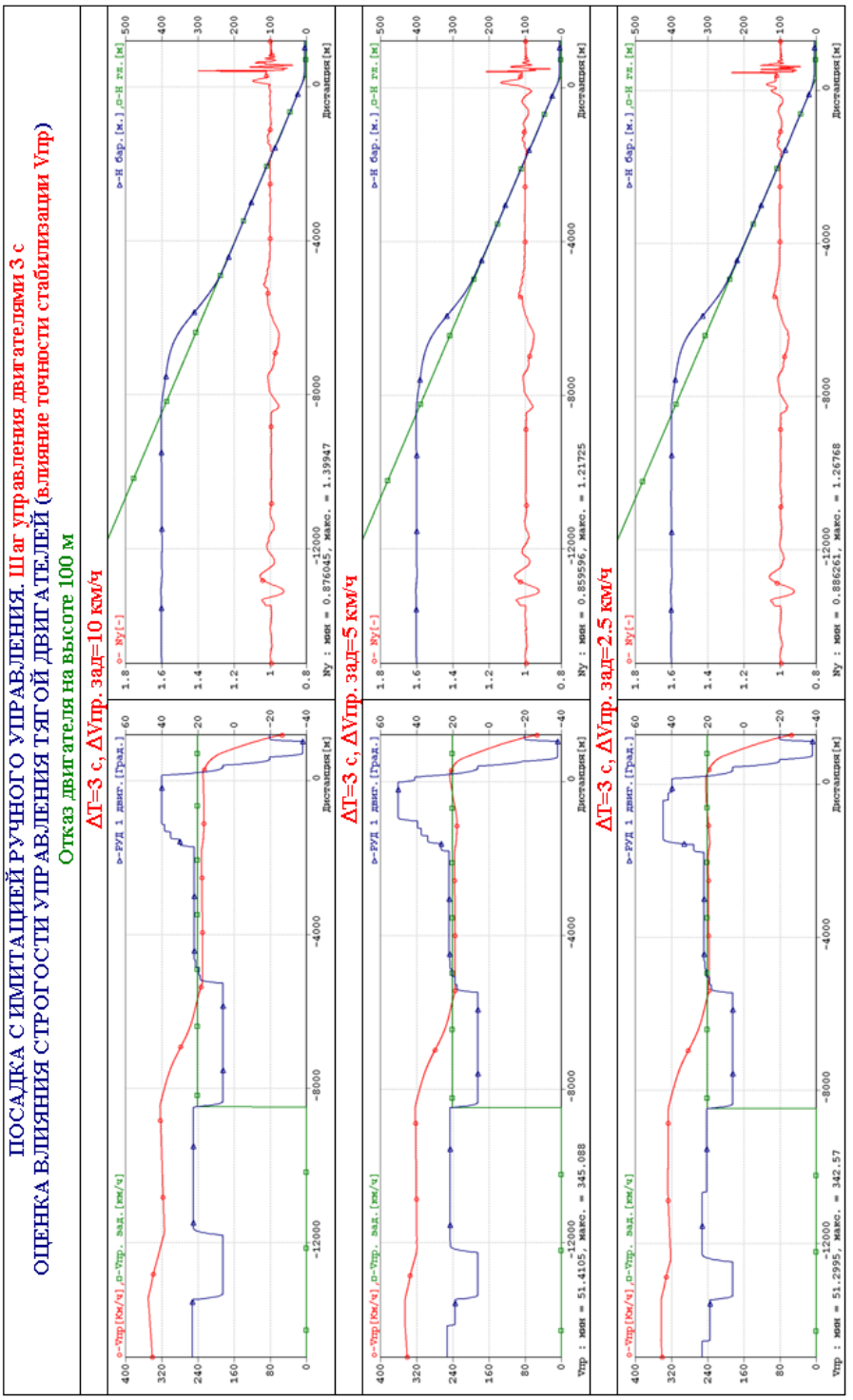


Рис. 10. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями при отказе двигателя на высоте 100 м.

Влияние заданной точности стабилизации приборной скорости ($\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$) при $\Delta T = 3$ с

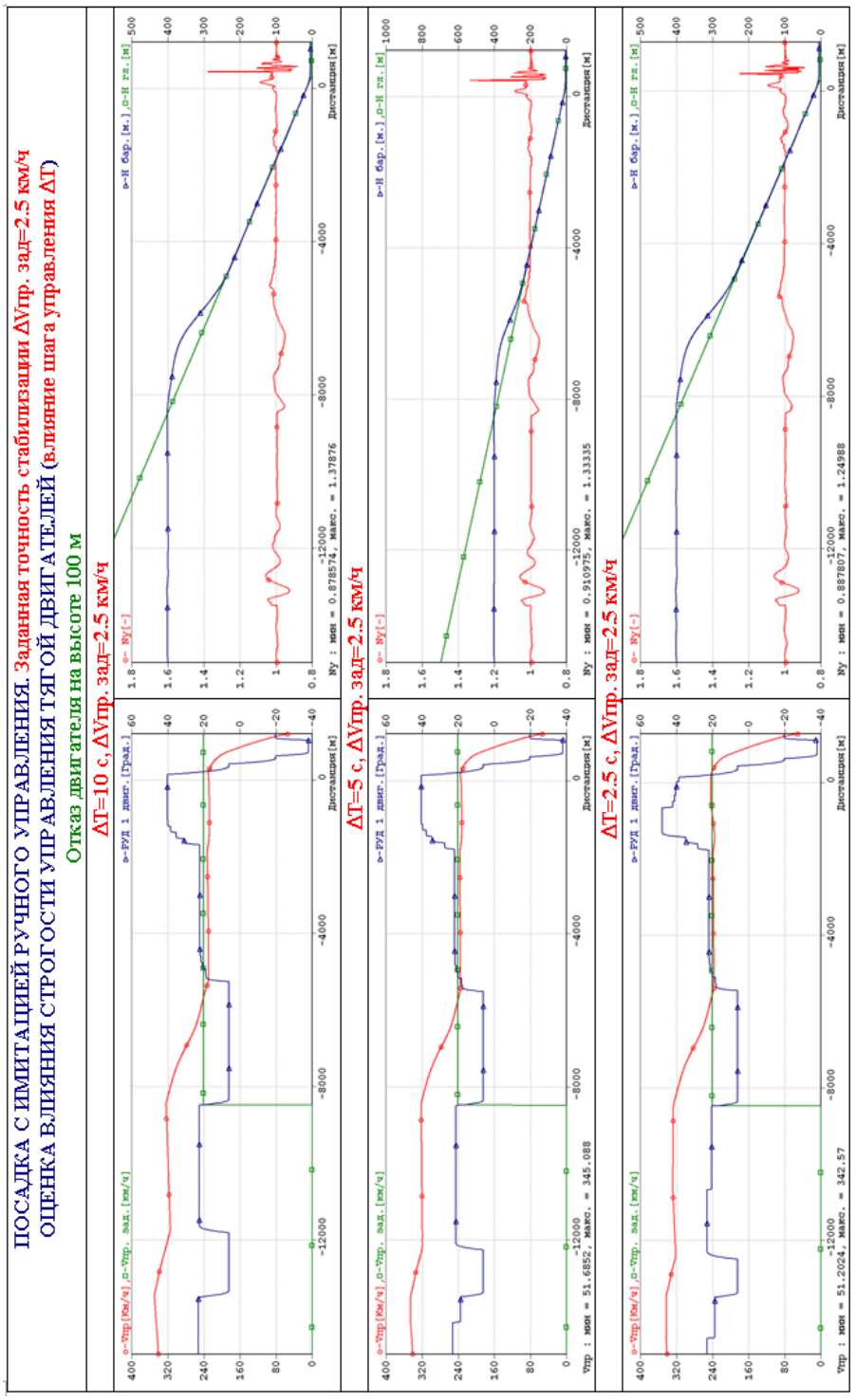


Рис. 11. Оценка влияния строгости ручного управления двигателями при отказе двигателя на высоте 100 м.
Влияние шага формирования управляющих воздействий на РУД (ΔT) при $\Delta V_{ПР.\ ЗАД} = 2{,}5$ *км/ч*

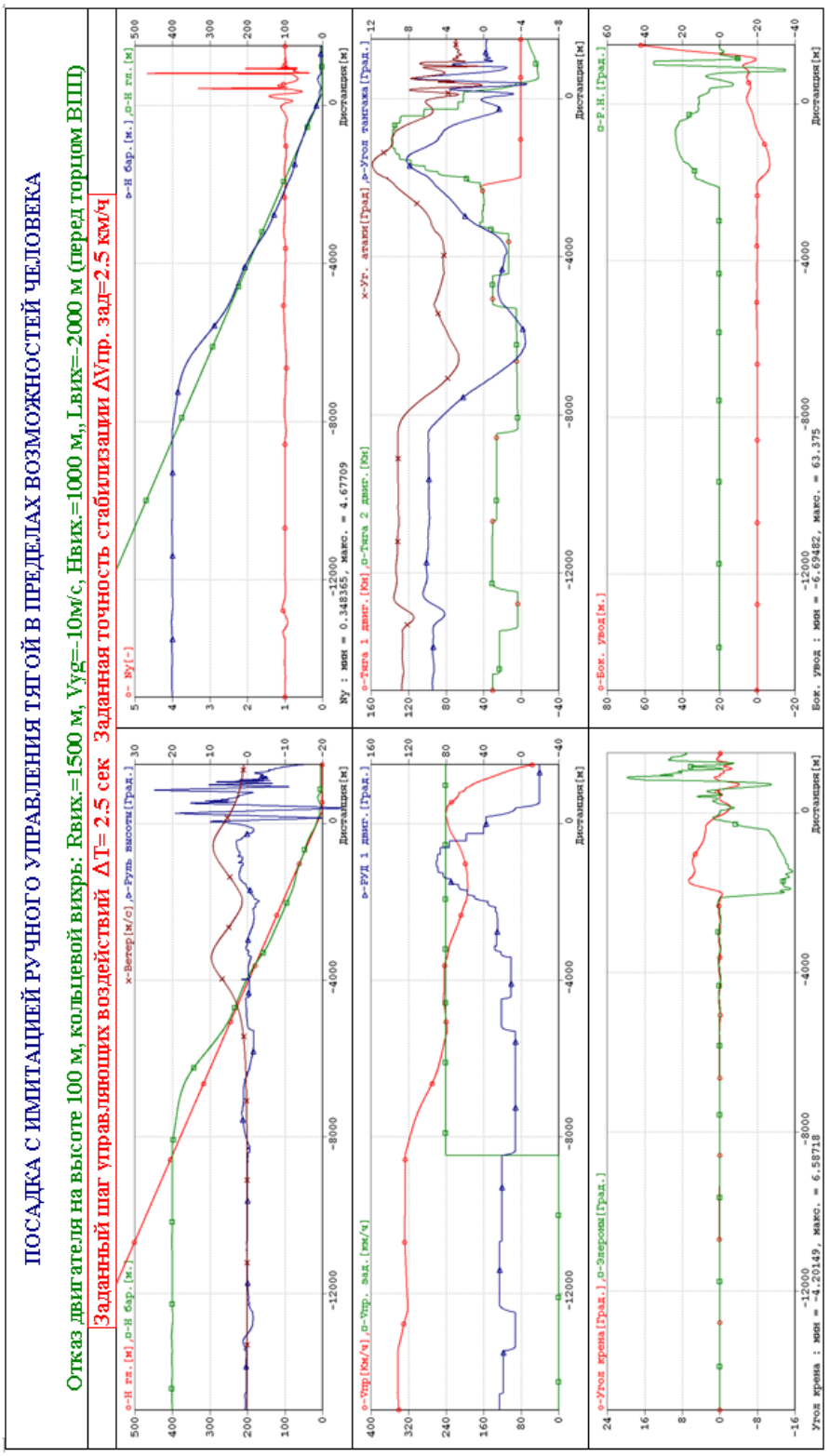


Рис. 12. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря.
$\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$ = 2,5 км/ч, ΔT = 2,5 с (оптимальные с точки зрения требований к характеристикам управляемости)

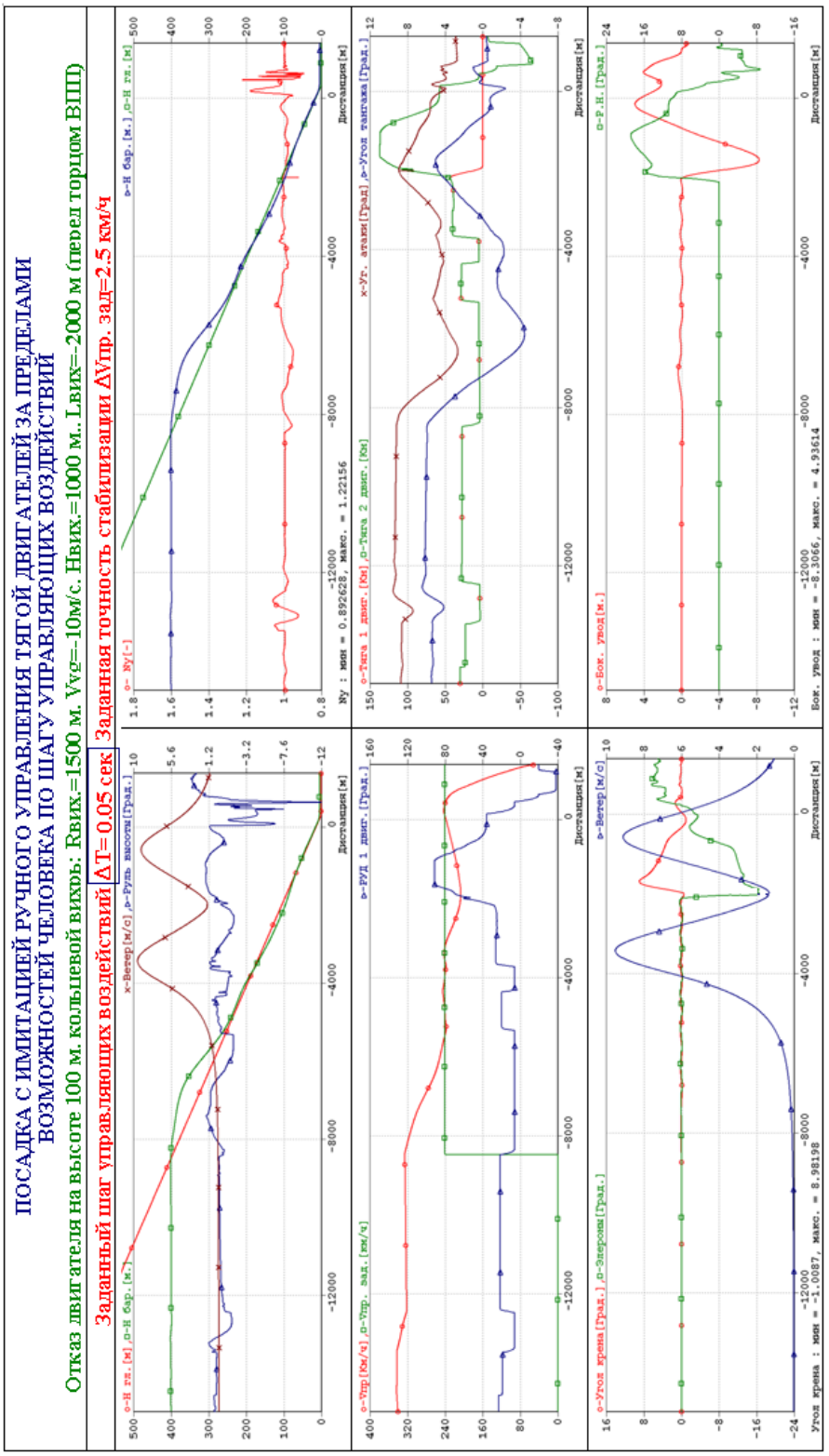


Рис. 13. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря.
$\Delta V_{ПР.\ ЗАД}$ = 2,5 км/ч, ΔT = 0,05 с (ΔT за границей возможностей человека)

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 $\Delta T_{\text{УВ}} = 0{,}05$ 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

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

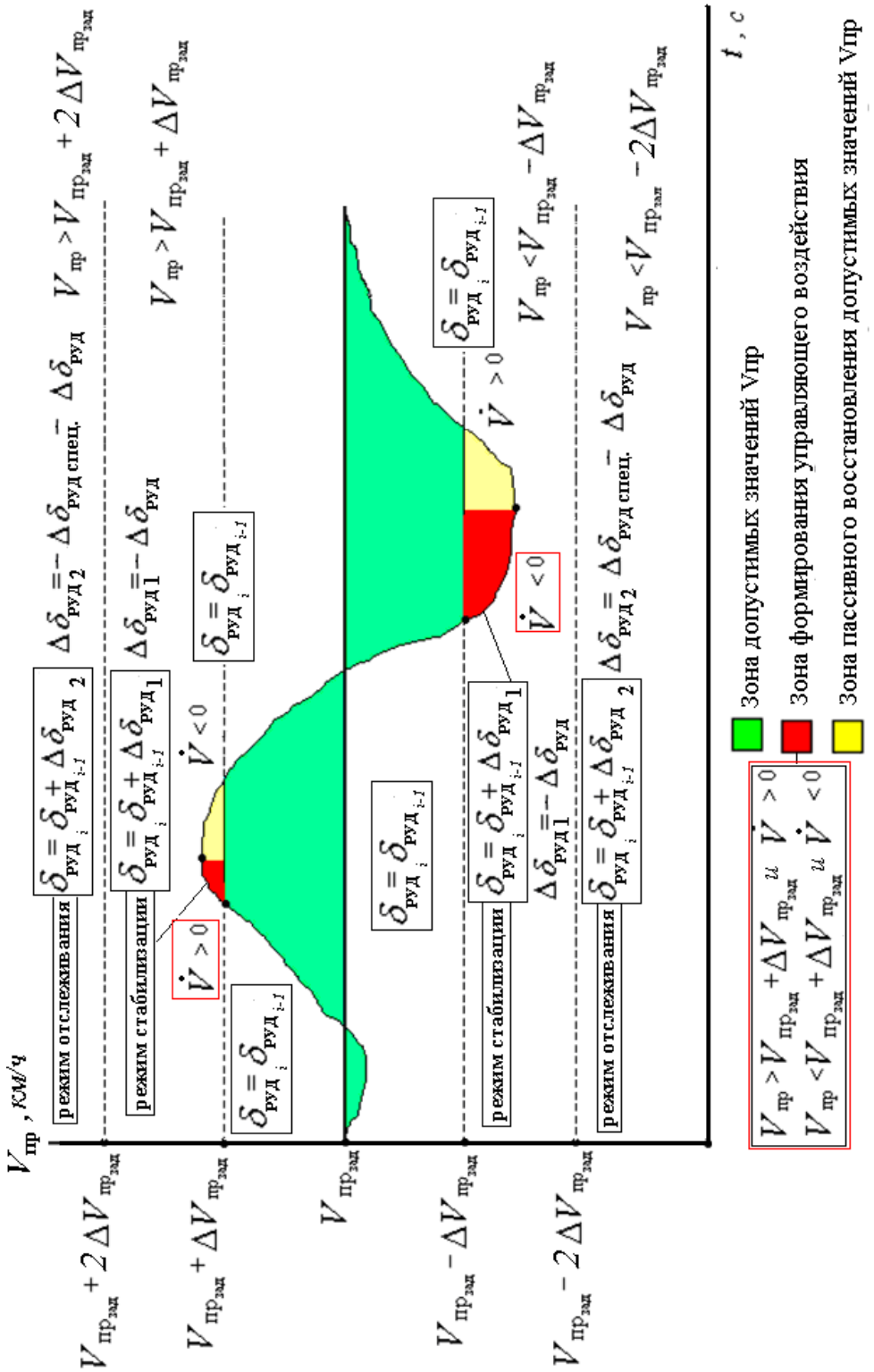


Рис. 14. Логика адаптивного автоматического управления тягой двигателей

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;

$\Delta t_1 = \frac{\left|\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_1}}\right|}{10}$ — 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 $\Delta\delta_{\text{РУД}}^{\text{СПЕЦ}}$:

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

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;

$\Delta t_2 = \frac{\left|\Delta\delta_{\text{РУД}_{i_2}}\right|}{10}$ — 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 $\Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ}$:

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

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

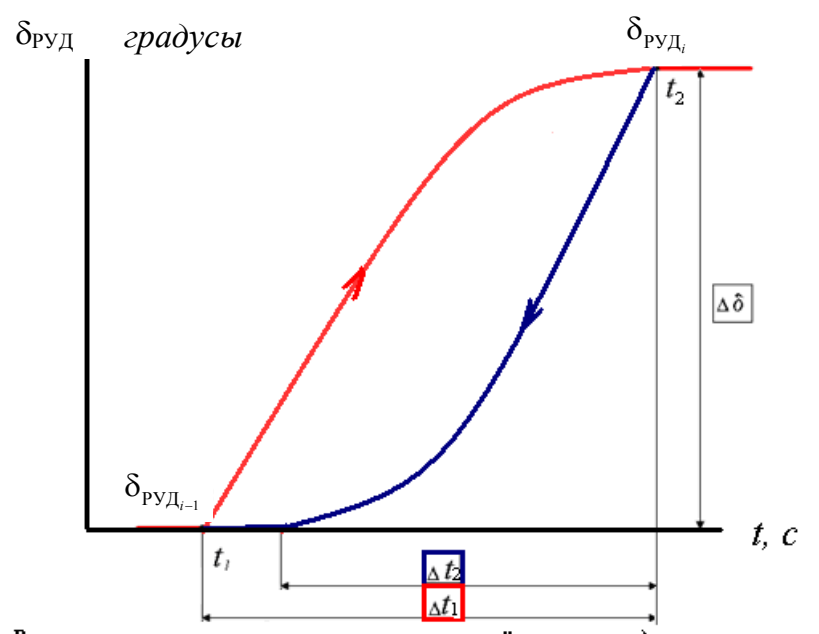
$$\Delta\delta_{РУД}^{СПЕЦ} = \begin{cases} 20 \text{ градусов, если } V_{ПР} > V_{ПР_{ЗАД}}; \\ 10 \text{ градусов, если } V_{ПР} < V_{ПР_{ЗАД}}; \end{cases}$$

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

ВЫЧИСЛЯЕМЫЙ ДОБАВОК К ТЕКУЩЕМУ ПОЛОЖЕНИЮ РУД

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

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



В соответствии с характеристиками приёмистости двигателя

$$\delta_{\text{РУД}_i} = \delta_{\text{РУД}_{i-1}} + 0{,}5\Delta\delta_{\text{РУД}_{i4}}\left(1{,}0 - \cos\left(3{,}1415 \cdot \sqrt{\frac{t - t_{\text{УВ}}}{\Delta t_4}}\right)\right)$$

Δt - время перемещения РУД на величину $\Delta\delta_{\text{РУД}_i}$ (определяется приёмистостью двигателя)

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:

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

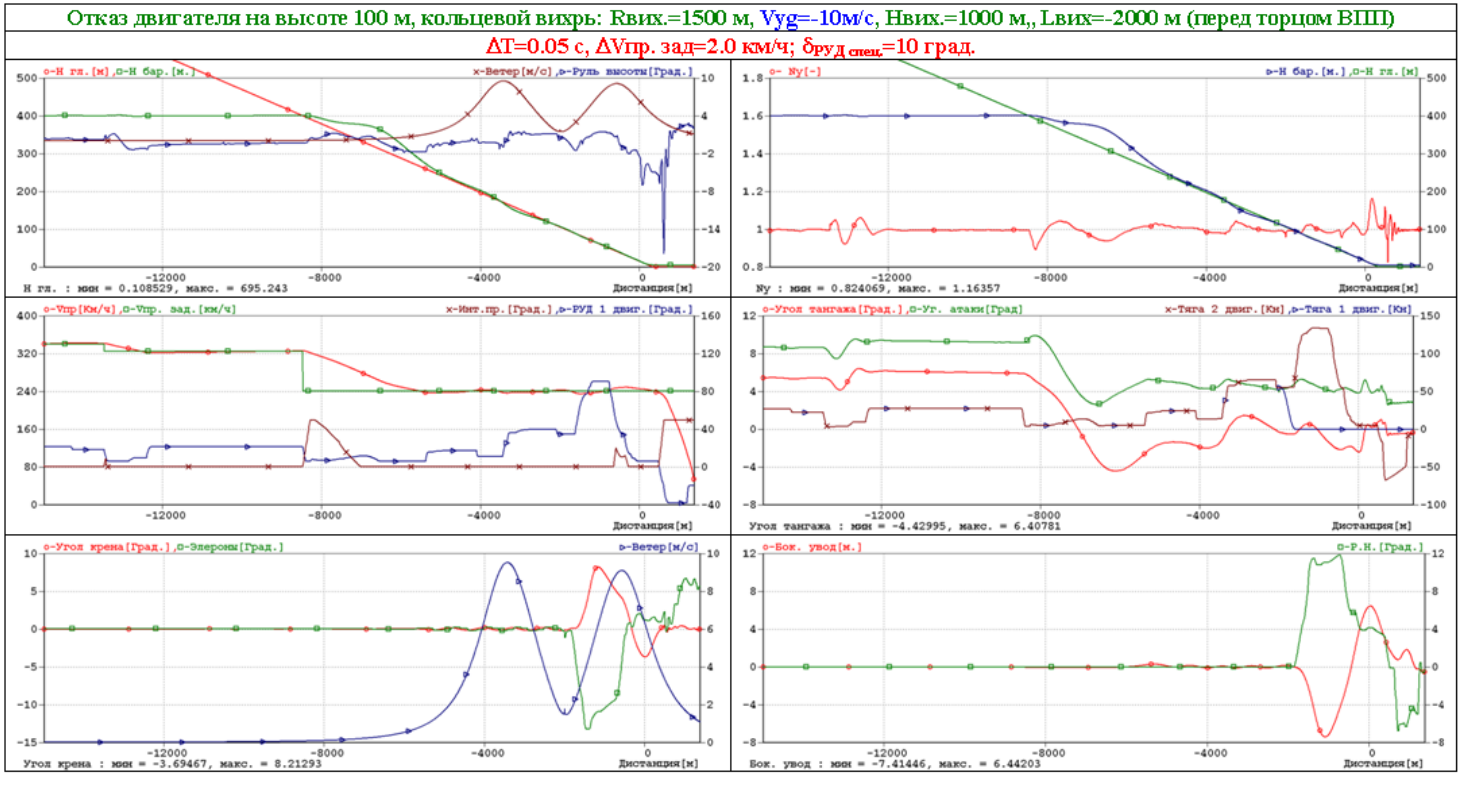


Рис. 16. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря (V_{yg} = −10 м/с). Используется адаптивный автомат тяги

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:

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

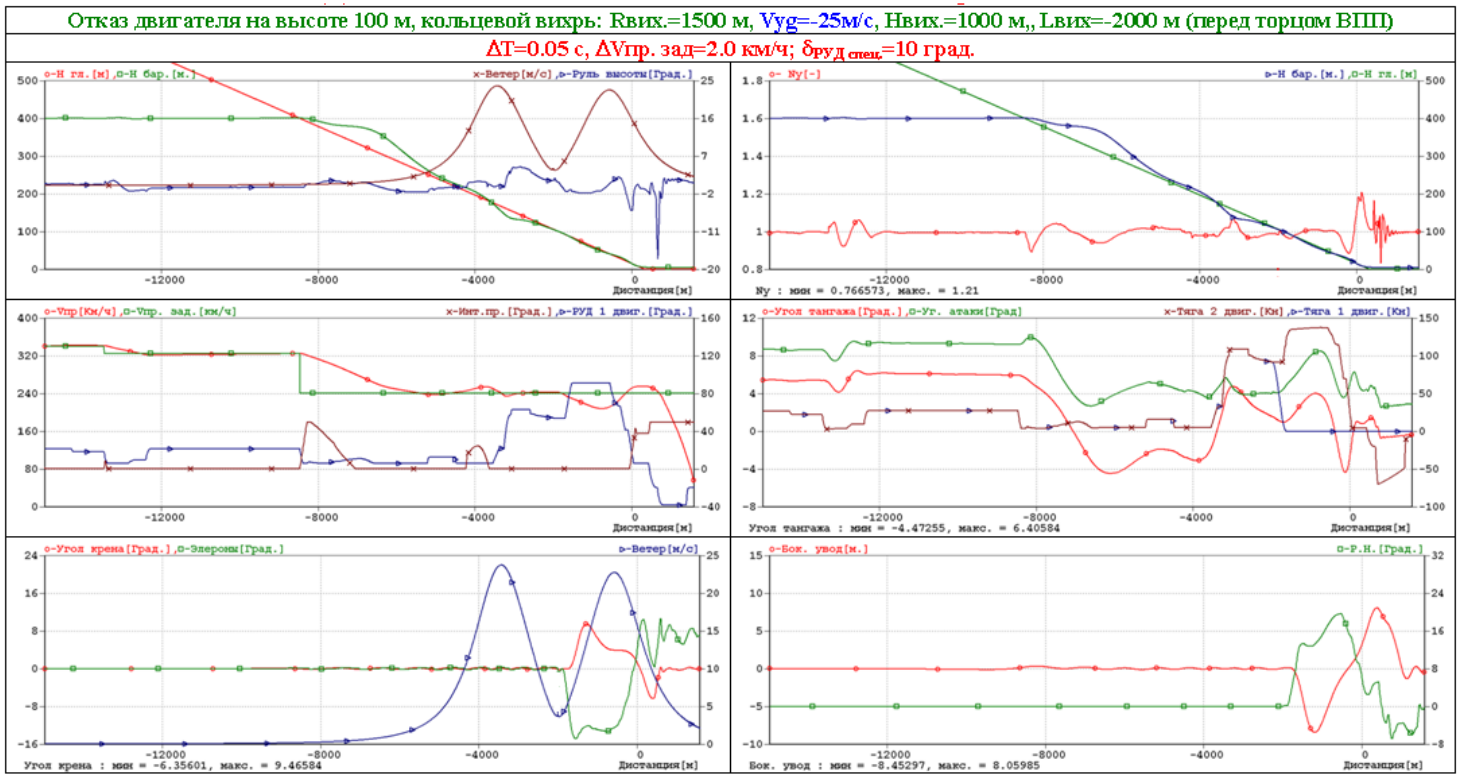


Рис. 17. Посадка с отказом двигателя на высоте 100 м в условиях кольцевого вихря (V_{yg} = −25 м/с). Используется адаптивный автомат тяги

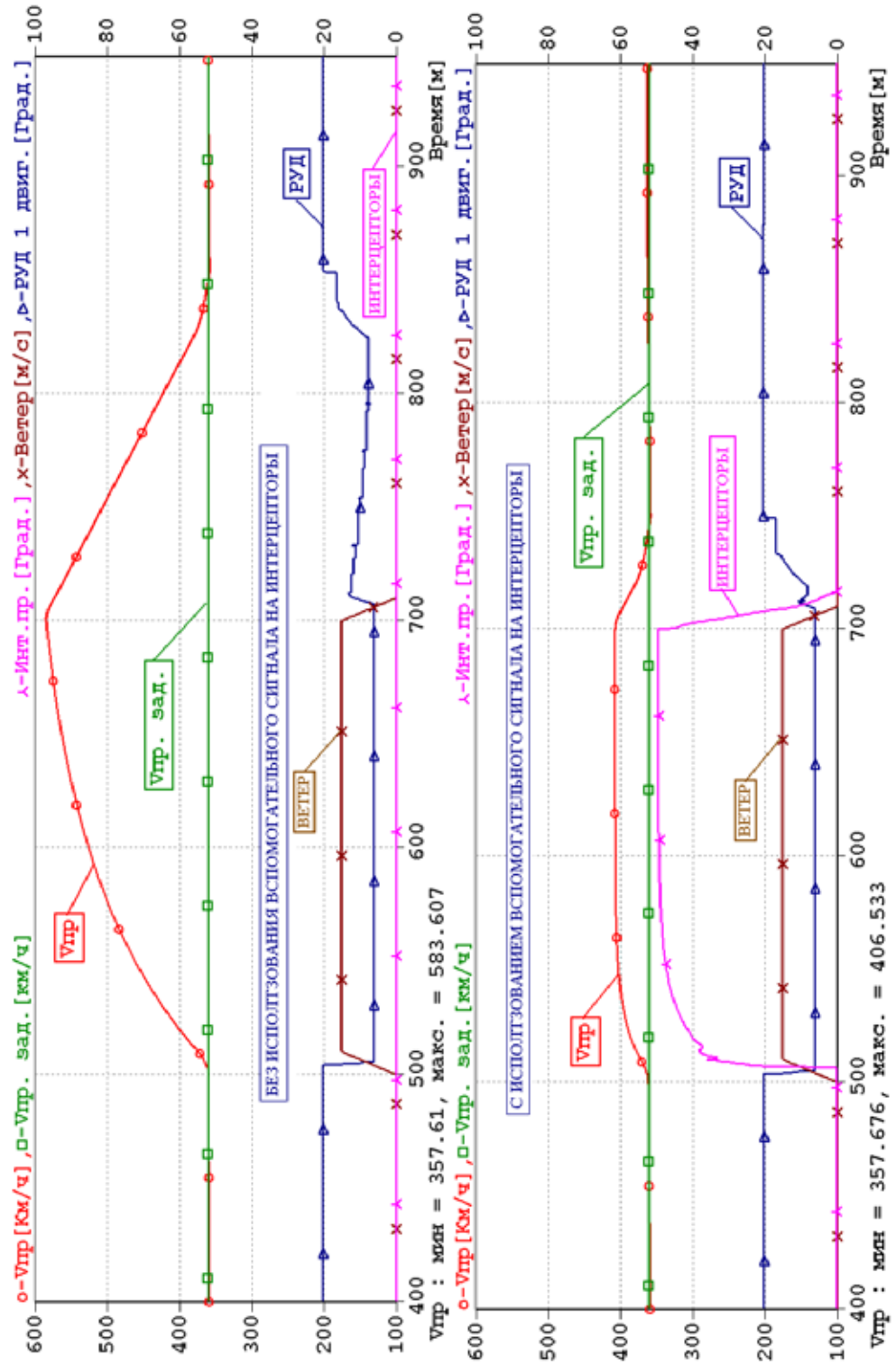


Рис. 18. Эффект от использования вспомогательного сигнала на секции интерцепторов в режиме стабилизации заданной скорости полета при потере управляемости в канале тяги

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 $V_{\text{ПР}}^{\text{MAX}}$ = 583,6 км/ч по отношению к заданной скорости полета $V_{\text{ПР}_{\text{ЗАД}}}$ = 360 км/ч ($\Delta V_{\text{ПР}}$ = 223,6 км/ч!). Использование вспомогательного сигнала на секции интерцепторов позволило существенно уменьшить заброс по скорости до $V_{\text{ПР}}^{\text{MAX}}$ = 406,5 км/ч ($\Delta V_{\text{ПР}}$ = 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.