

УДК 629.7.015

**РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ МИНИМИЗАЦИИ И ИСКЛЮЧЕНИЯ
ВЛИЯНИЯ ОШИБОК ИНЕРЦИАЛЬНЫХ
НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА КАЧЕСТВО
ВЫПОЛНЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ
МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ПО КАТЕГОРИИ IIIb**

Александр Витальевич ГРЕБЁНКИН, д. т. н.

E-mail: a.grebenkin@aomiea.ru,

Ольга Борисовна КЕРБЕР, к. т. н., с. н. с.

E-mail: o.kerber@aomiea.ru,

Вячеслав Николаевич КОЛБАСОВ

E-mail: v.kolbasov@aomiea.ru,

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье рассматриваются варианты исключения влияния систематической погрешности измерения магнитного путевого угла на качество автоматической посадки по категории IIIb магистрального самолета. Выполнена оценка влияния функции доворота и влияния случайных помех сигналов курсового и глиссадного радиомаяков на качество и эффективность автоматической посадки.

Ключевые слова: автоматическая посадка, ошибки инерциальной навигационной системы, шумы датчиков, эффективность управления.

**SOLVING THE PROBLEMS OF MINIMISING AND
ELIMINATING THE IMPACT OF INERTIAL NAVIGATION
SYSTEM ERRORS ON CAT IIIb AUTOMATIC LANDING
OF A LONG-RANGE AIRCRAFT**

Alexander V. GREBYONKIN, D. Sc. In Engineering

E-mail: a.grebenkin@aomiea.ru,

Olga B. KERBER, PhD in Engineering

E-mail: inbox@aomiea.ru,

Viacheslav N. KOLBASOV

E-mail: v.kolbasov@aomiea.ru,

‘Moscow Institute of Electromechanics and Automatics’ PJSC

The article considers the variants of eliminating the impact of systematic error in magnetic track angle measurement on CAT IIIb automatic landing. The impact of kick off drift function and random interferences in localizer and glideslope signals on the automatic landing has been assessed.

Keywords: automatic landing, inertial navigation system error, sensor noise, control effectiveness.

Введение

В основе реализации автоматической посадки высокоавтоматизированного среднемагистрального самолета заложен базовый сценарий в виде специальной логики обработки сигналов датчиков и, в зависимости от сформированных сигналов, формирования определенных задач и процедур управления [1].

Для обеспечения функции пробега с компенсацией боковых возмущений и реализацией функции торможения на взлетно-посадочной полосе различного состояния базовый сценарий предполагает выполнение следующей последовательности действий:

1. При уменьшении высоты до 5 метров по радиовысотомеру:

- Автомат тяги переключается в режим «стабилизации тяги» с переводом РУД в положение земного малого газа.

2. С высоты 0,5 м по радиовысотомеру:

- Управлением элеронами до конца пробега ($V_{пр} \leq 70$ км/ч) реализуется задача стабилизации нулевого значения угла крена.
- Управлением рулем направления до конца пробега ($V_{пр} \leq 70$ км/ч) выполняется задача удержания самолета на оси ВПП по сигналам КРМ и по величине магнитного и истинного курса, поступающих от инерциальной навигационной системы (ИНС), с учетом заданного пилотом или принятого от вычислительной системы самолетовождения (ВСС) курса ВПП.

3. После фиксации события раскрутки колес левой и правой стоек шасси или фиксации события касания колес левой и правой стоек шасси:

- Автоматически выпускаются все средства аэродинамического торможения в соответствии с логикой автоматического выпуска интерцепторов и воздушных тормозов.
- Управлением рулем высоты реализуется задача опускания самолета на переднюю опору шасси до фиксации события касания ВПП колесами передней опоры при условии касания ВПП колесами левой или правой стоек шасси (без возможности отмены в рамках сценария).
- Пилот переводит РУД в положение малого реверса.

4. После фиксации события касания ВПП колесами передней опоры шасси при условии касания ВПП колесами левой или правой стоек шасси:

- САУ переводит руль высоты в положение на пикирование для дополнительного прижатия носового колеса.

- При педальном способе торможения пилот за 1 секунду полностью обжимает педали тормоза и удерживает их обжатыми до конца пробега.
- При автоматическом торможении при условии заданного режима замедления (LOW, MED, MAX) подключается соответствующий режим автоматического торможения.
- Пилот переводит РУД в положение максимального реверса.

5. При уменьшении приборной скорости до 110 км/ч:

- Пилот переводит РУД в положение малого реверса.

6. При уменьшении приборной скорости до 70 км/ч:

- САУ отключается.

Повышение уровня безопасности полетов и эффективности эксплуатации при выполнении режима «Посадка» возможно за счет минимизации влияния возможных ошибок ИНС. Базовый сценарий посадки предполагает использование сигналов глиссадного радиомаяка (ГРМ), курсового радиомаяка (КРМ) и сигналов ИНС, формирующих значения магнитного путевого угла и угла рыскания. ГРМ формирует равносигнальную зону, определяющую заданную траекторию снижения по углу ε_r , КРМ формирует равносигнальную зону, определяющую заданное направление движения вдоль оси ВПП по углу ε_k , ИНС формирует магнитный путевой угол (Ψ), определяющий движение самолета относительно заданного курса ВПП ($\Psi_{ВПП}$).

При известном курсе ВПП ($\Psi_{ВПП}$), выход на ось ВПП обеспечивается минимизацией разности $\Psi - \Psi_{ВПП}$ и минимизацией углового отклонения от равносигнальной зоны КРМ (ε_k).

Недостатком этого решения является то, что при формировании управляющих сигналов на руль направления не учитывается возможная систематическая погрешность в определении магнитного путевого угла, что может быть причиной бокового выкатывания самолета за пределы ВПП.

Для повышения качества автоматической посадки самолетов можно свести к минимуму или совсем исключить влияние ошибки ИНС в определении путевого угла путем использования специальной логики определения среднего значения путевого угла на участке стабилизации самолета на курсе посадки (после входа самолета в линейную зону сигнала КРМ и стабилизации самолета в линейной зоне сигнала КРМ) и при условии стабилизации глиссады, начиная с высоты 150 м и заканчивая высотой 30 м.

Логика определения и использования среднего значения путевого угла сводится к выполнению следующей последовательности действий:

1. Если принят признак захвата глissады ($|\varepsilon_r| < 0,0875$ ргм) и после захвата глissады прошло не менее 10 секунд и при условии $V_y < 0$ м/с формируется признак стабилизации глissады;
2. При наличии признака стабилизации глissады и если самолет находится в линейной зоне сигнала КРМ при условии $|\varepsilon_x| < 0,0155$ ргм и сформирован признак стабилизации глissады при условии $30 \text{ м} < H \leq 150 \text{ м}$ и $|\Psi - \Psi_{\text{ВПП}}| \leq 15^\circ$, и модуль угловой скорости рыскания $|\omega_y| < 0,5^\circ/\text{с}$, и модуль угловой скорости крена $|\omega_x| < 1,5^\circ/\text{с}$, выполняется процедура осреднения путевого угла на i -ом шаге осреднения:

$$i = i + 1;$$

$$\Psi_{i_{\text{СУМ}}} = \Psi_{i-1_{\text{СУМ}}} + \Psi_i;$$

$$\Psi_{\text{ср.}} = \frac{\Psi_{i_{\text{СУМ}}}}{i}.$$

3. При условии $H < 30$ м процедура осреднения завершается и выполняется переопределение заданного курса ВПП:

$$\Psi_{\text{ВПП}} = \Psi_{\text{ср.}}$$

4. На этапе доворота и пробега на руль направления формируется сигнал, включающих в себя минимизацию разности между текущим путевым углом и переопределенном значением курса ВПП, полученном на основании выполненного на этапе стабилизации глissады осреднения путевого угла.

Результаты математического моделирования посадки с реализацией базового сценария и логики осреднения путевого угла

Особенность базового сценария посадки заключается в реализации принципа «дворот» с высоты 0,5 метра, включающего следующие действия:

- в управлении элеронами выполняется переключение от управления по сигналам курсового радиомаяка (стабилизации курсовой зоны) на управление, направленное на минимизацию угла крена;

- в управлении рулем направления выполняется переключение от минимизации угла скольжения на удержание самолета на оси взлетно-посадочной полосы (ВПП) по сигналам ε_k (отклонении от равносигнальной зоны курсового радиомаяка), путевого угла (отклонении от курса ВПП ($\Psi - \Psi_{\text{ВПП}}$)) и угла рыскания (ψ).

На рис. 1, 2, 3 приведены некоторые результаты математического моделирования.

Обозначения параметров, показанных на рисунках, поясняются в таблице 1.

Таблица 1.

Параметр	Идентификатор (обозначение на иллюстрациях)	Наименование
n_y	ny	нормальная перегрузка
ϑ	theta	угол тангажа
$H_{\text{рв}}$	H_rv	высота по радиовысотомеру
$\delta_{\text{рв}}$	d_elev_R	угол отклонения руля высоты (правая секция)
$F_{y \text{ ш. лев.}}$ $F_{y \text{ ш. прав.}}$ $F_{y \text{ ш. пер.}}$	FSL FSR FSN	нормальная реакция левой стойки шасси нормальная реакция правой стойки шасси нормальная реакция передней стойки шасси
$M_{\text{тор. пр. внт.}}$	Mb_RI	тормозной момент правого внутреннего тормозного колеса
$M_{\text{тор. пр. вн.}}$	Mb_RE	тормозной момент правого внешнего тормозного колеса
$M_{\text{тор.лев. внт.}}$	Mb_LI	тормозной момент левого внутреннего тормозного колеса
$M_{\text{тор.лев. вн.}}$	Mb_LE	тормозной момент левого внешнего тормозного колеса
$V_{\text{пр}}$	Vpr	приборная скорость
$\delta_{\text{сп.4 пр.}}$	d_sp_4_R	угол отклонения правой 4-ой секции спойлеров
$\delta_{\text{сп.4 лев.}}$	d_sp_4_L	угол отклонения левой 4-ой секции спойлеров
$\delta_{\text{сп.1 пр.}}$	d_sp_1_R	угол отклонения правой 1-ой секции спойлеров
$\delta_{\text{сп.1 лев.}}$	d_sp_1_L	угол отклонения левой 1-ой секции спойлеров
$\delta_{\text{РУД пр.}}$	RUDr	угол отклонения рычага управления правым двигателем
$\delta_{\text{РУД лев.}}$	RUDl	угол отклонения рычага управления левым двигателем
γ	gamma	угол крена

$\delta_{эл. пр.}$	d_ail_R	угол отклонения правого элерона
Z_g	Zg	боковое смещение относительно оси ВПП
W_{zg}	Wz	боковая составляющая скорости ветра относительно земной поверхности
$\delta_{нк}$	Sterring_Angle	угол поворота носового колеса
δ_n	d_rudder	угол отклонения руля направления
ψ	psi	угол рыскания
СТР_выр.	str_vir	признак начала этапа выравнивания
СТР_проб.	str_probeg	признак начала этапа пробега
СТР_ОНК	str_onk	признак начала этапа опускания передней стойки шасси
СТР_дов.	str_dovorot	признак начала этапа доворота

Из приведенных результатов видно, что реализация алгоритма автоматического управления рулем направления на пробеге с учетом предлагаемой логики осреднения магнитного путевого угла по сигналам курсового радиомаяка и корректировки курса ВПП позволяет полностью устранить влияние ошибок ИНС на характеристики пробега при наличии систематической погрешности в определении путевого угла. На рис. 1 приведен сравнительный анализ результатов посадки самолета в одинаковых условиях с использованием логики осреднения путевого угла при различных ошибках в его определении. Из сравнения видно, что при неизменной ошибке предлагаемый способ полностью устраняет ее влияние на характеристики пробега.

На рис. 2 (стр. 46) приведены результаты математического моделирования пробега двухдвигательного среднемагистрального самолета по сухой ВПП с отказавшим критическим двигателем в условиях бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с без учета предлагаемой логики осреднения путевого угла. В модель работы ИНС была заведена постоянная ошибка в виде систематической погрешности в определении путевого угла 12° . Сформированные условия касания ВПП позволили выпустить все секции интерцепторов в один прием на полный угол. В процессе опускания носового колеса угол крена достигал максимальной величины $3,2^\circ$ с последующей полной его уборкой в процессе пробега. Введенная ошибка путевого угла основное влияние оказала на этап стабилизации курса посадки и этап доворота, на котором руль направления не оказал необходимого сопротивления боковому смещению самолета от оси ВПП: на высоте 30 м боковое смещение от осевой линии ВПП достигало величины 8 м, а на этапе доворота руль

направления не смог остановить тенденцию к боковому выкатыванию и в конечном итоге самолет выкатился за пределы ВПП с боковым смещением — 28,5 м.

На рис. 3 (стр. 47) приведены результаты математического моделирования пробега в тех же условиях, что и в предыдущем, рассмотренном варианте, но с реализацией предлагаемой логики осреднения путевого угла и переопределения курса ВПП. Переход на скорректированный курс ВПП на этапах доворота и пробега позволил выполнить пробег в пределах ВПП с максимальным боковым смещением в пределах 5 м.

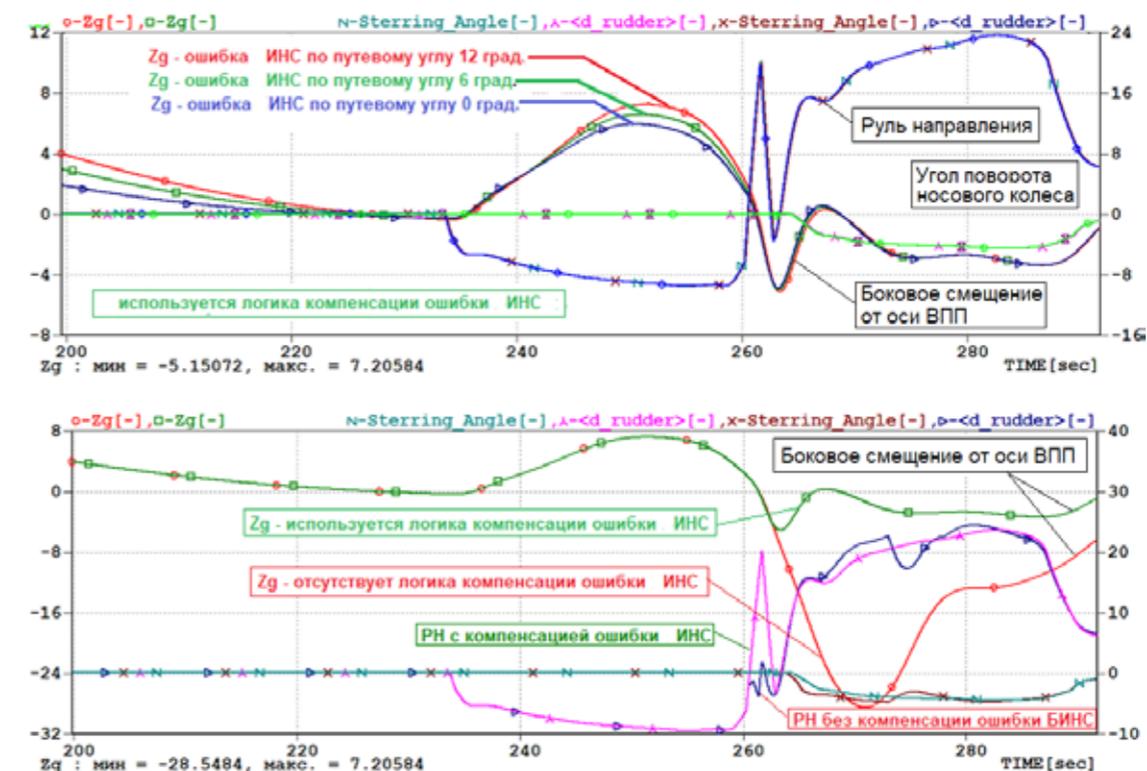


Рис. 1. Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 15$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0,75$). $H_{аэр} = 0$ м, МСА. Отказ правого двигателя на высоте 100 м

Однако, если ошибка в определении путевого угла будет меняться с течением времени, как на участке стабилизации курса и глиссады, так и на участке движения по ВПП, проблема бокового выкатывания полностью не решается. В этом случае целесообразно отказаться от магнитного путевого угла и/или воспользоваться возможностями автоматической системы помощи летчику при управлении самолетом на разбеге (прерванный взлет) и пробеге в сложных условиях GRAS [2, 3].

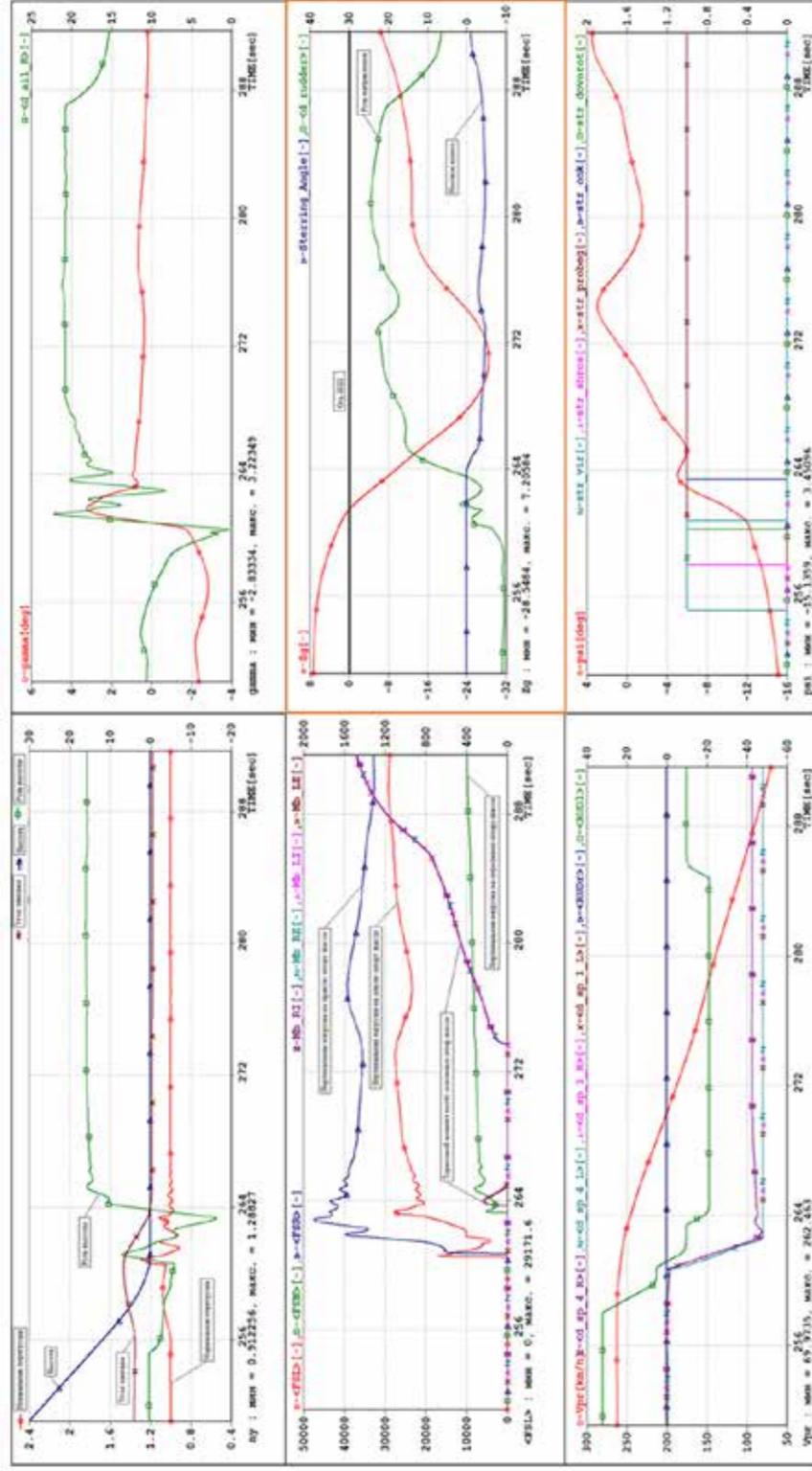


Рис. 2. Ошибка БИНС по магнитному путевому углу 12 град
Посадка в условиях градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0,75$). $H_{впр} = 0$ м, МСА.
Отказ **правого** двигателя на высоте 100 м. **Отсутствует** логика **осреднения** путевого угла

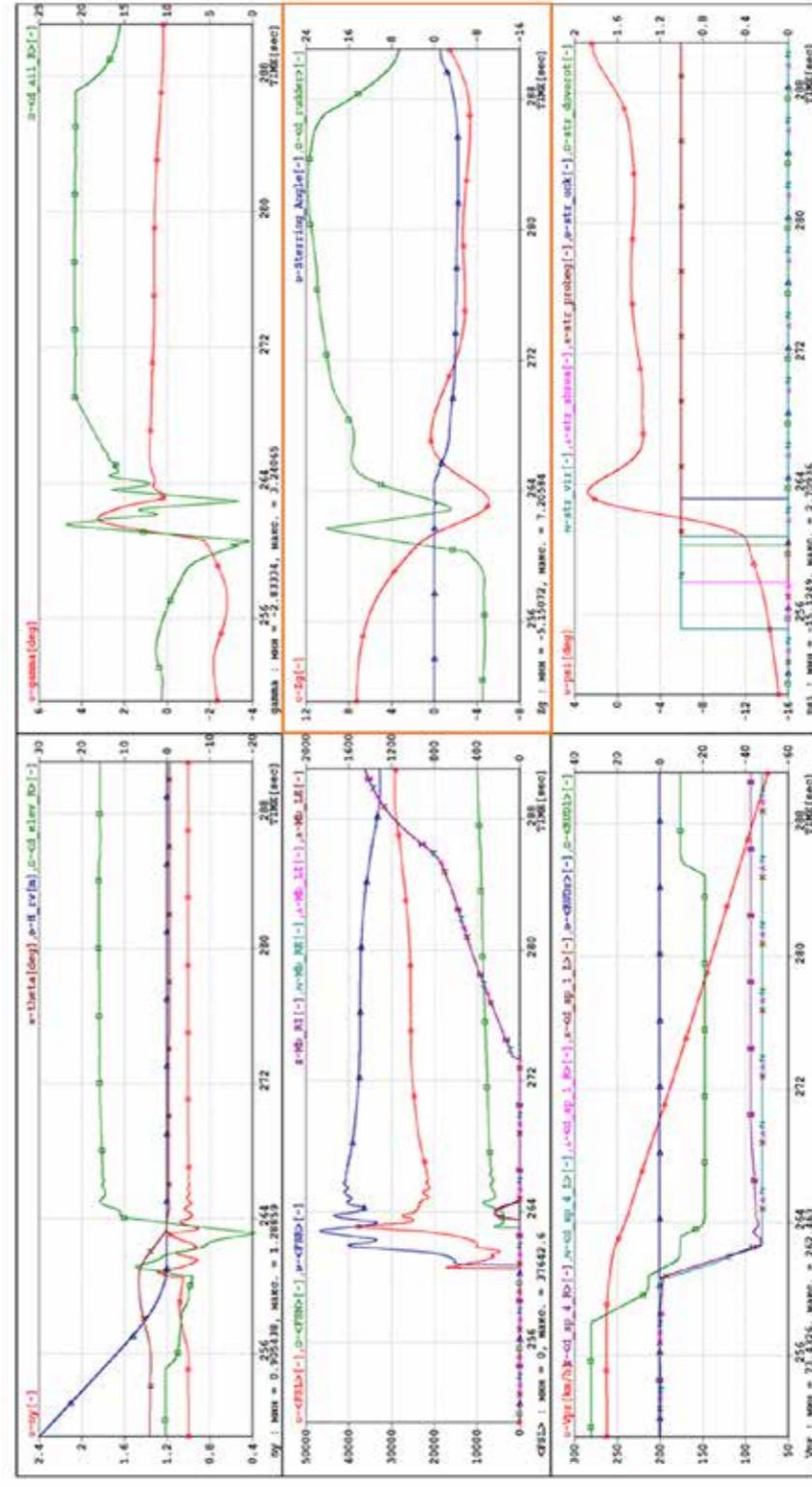


Рис. 3. Ошибка БИНС по магнитному путевому углу 12 град
Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 15$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0,75$). $H_{впр} = 0$ м, МСА.
Отказ **правого** двигателя на высоте 100 м. **Используется** логика **осреднения** путевого угла

Результаты математического моделирования посадки с реализацией двух сценариев и исключением путевого угла из закона управления рулем направления на пробеге

Рассматриваемый в данной работе закон управления рулем направления на пробеге основан на следующих основных принципах:

- основной управляющий сигнал направлен на удержание траектории движения самолета по линии, определяемой равносигнальной зоной курсового радиомаяка;
- вспомогательный управляющий сигнал направлен на минимизацию угла рыскания;
- суммарный управляющий сигнал включает интегральные обратные связи и коррекцию по величине приборной скорости.

Комплексные управляющие воздействия, обеспечивающие потребное качество пробега в условиях боковых возмущений и различного состояния ВПП, рассматриваются в рамках двух сценариев:

1. Базовый сценарий с использованием функции доворота с высоты 0,5 м [1];
2. Модифицированный сценарий без использования функции доворота.

На рис. 4, 5 (стр. 50, 51) приведены результаты математического моделирования посадки среднемагистрального самолета с реализацией базового сценария в условиях действия градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с. Рассмотрены варианты посадки на сухую ВПП (рис. 4) и ВПП, покрытую гладким влажным льдом (рис. 5). При выполнении посадки в условиях бокового ветра на сухую ВПП, управление на пробеге обеспечило уверенное удержание самолета на оси ВПП с боковым уводом, не превышающем четырех метров (рис. 4). Однако уменьшение коэффициента сцепления до 0,2 (посадка на гладкий влажный лед) не позволило обеспечить пробег без бокового выкатывания, при котором боковое отклонение от оси ВПП достигало 17 метров в сторону доворота (рис. 5). Направление бокового увода позволяет сделать предположение, что одна из причин его увеличения является применение функции доворота в условиях низких коэффициентов сцепления.

На рис. 6, 7 (стр. 52, 53) приведены результаты математического моделирования посадки среднемагистрального самолета с реализацией базового сценария в условиях действия градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с без использования функции доворота.

Рассмотрены варианты посадки на ВПП, покрытую гладким влажным льдом с использованием идеального сигнала курсового радиомаяка (КРМ) (рис. 6) и с добавлением случайных радиопомех к сигналу КРМ (рис. 7). Исключение из управления функции доворота позволило обеспечить пробег в пределах ВПП с максимальным боковым смещением от оси ВПП в пределах четырех метров (практически как в условиях пробега по сухой ВПП). Добавление случайных радиопомех к сигналу курсового радиомаяка не оказало существенных влияний на качество пробега. В условиях реакции на шумовую составляющую появились соответствующие колебания руля направления и носового колеса при незначительном изменении величины бокового увода.

На рис. 8 (стр. 54) приведены некоторые результаты оценки влияния функции доворота на характеристики пробега по ВПП различного состояния. Из полученных в ходе математического моделирования результатов следует, что при уменьшении коэффициента сцепления функция доворота смещает боковой увод в сторону доворота, что повышает угрозу бокового выкатывания на скользких ВПП.

Выводы

1. Реализация алгоритма автоматического управления рулем направления на пробеге с учетом предлагаемой логики осреднения магнитного путевого угла по сигналам курсового радиомаяка и корректировки курса ВПП позволяет полностью устранить влияние ошибок ИНС на характеристики пробега при наличии систематической погрешности в определении путевого угла.
2. Выполнен синтез и показана эффективность управления рулем направления на пробеге без использования сигнала путевого угла в условиях бокового ветра по ВПП различного состояния.
3. Показано, что при выполнении посадки на ВПП с низкими коэффициентами сцепления выполнение маневра доворота не целесообразно, т. к. это приводит к увеличению вероятности бокового выкатывания самолета.

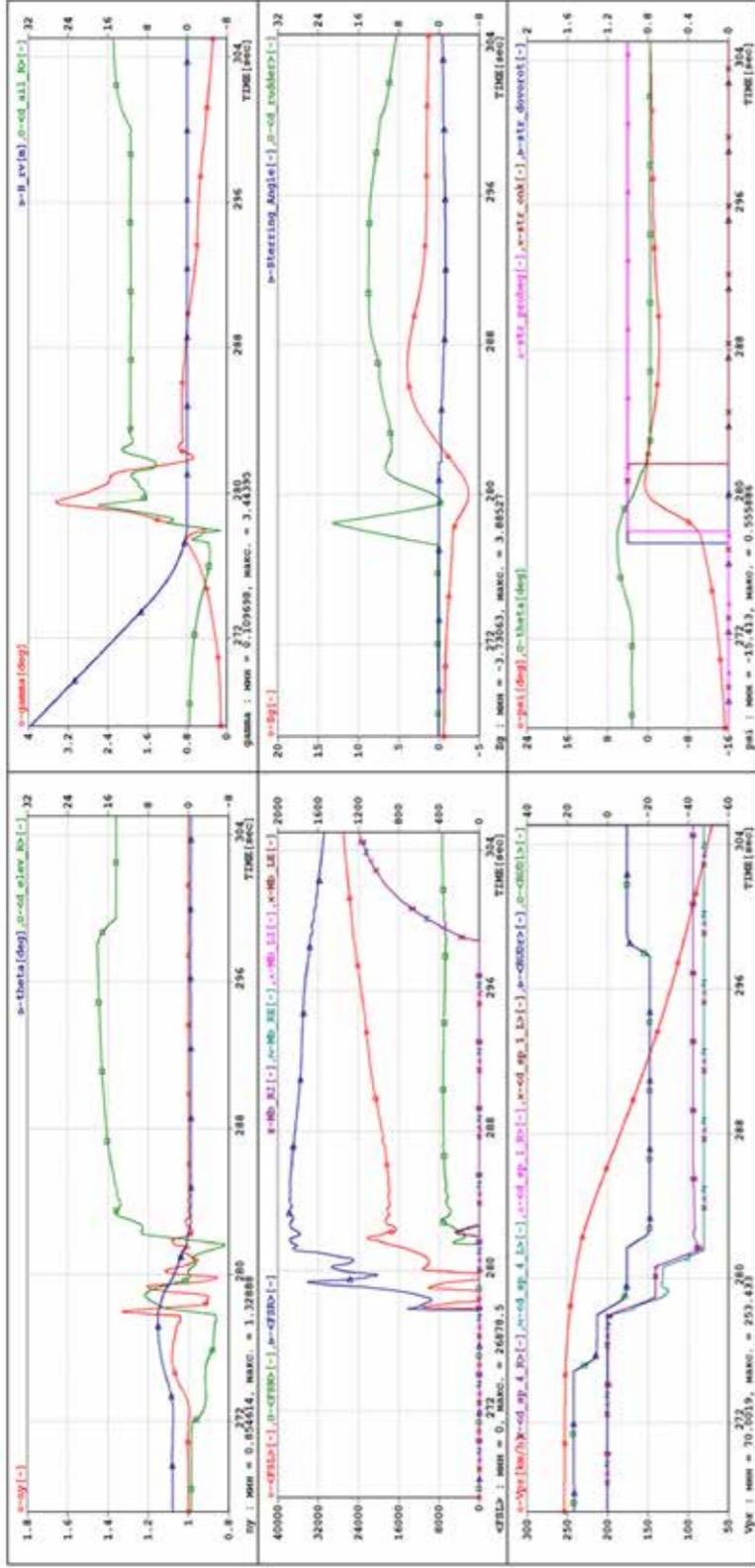


Рис. 4. Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 15$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0,75$).
С функцией доворота.

$H_{гор} = 0$ м, МСА. $L_{кас} = 345$ м (от входной кромки ВПП), $L_{но} = 1502$ м
($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{зп} = 254$ км/ч)

Режим автоматического торможения колес LOW

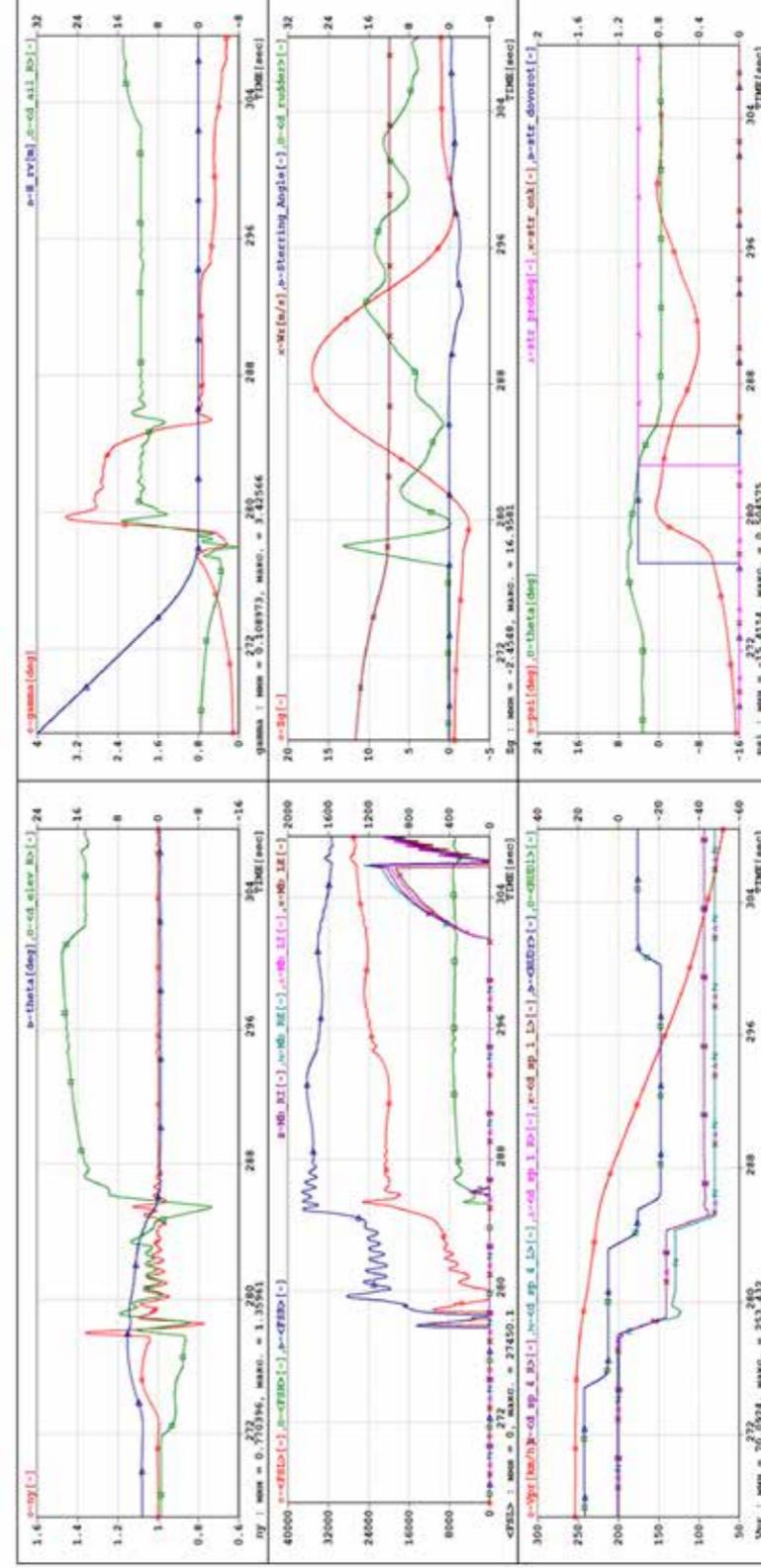


Рис. 5. Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 15$ м/с. ВПП покрыта влажным льдом ($\mu_s = 0,2$).
С функцией доворота. $Z_{г max} = 17$ м.

$H_{гор} = 0$ м, МСА. $L_{кас} = 344$ м (от входной кромки ВПП), $L_{но} = 1681$ м
($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{зп} = 254$ км/ч)

Режим автоматического торможения колес LOW

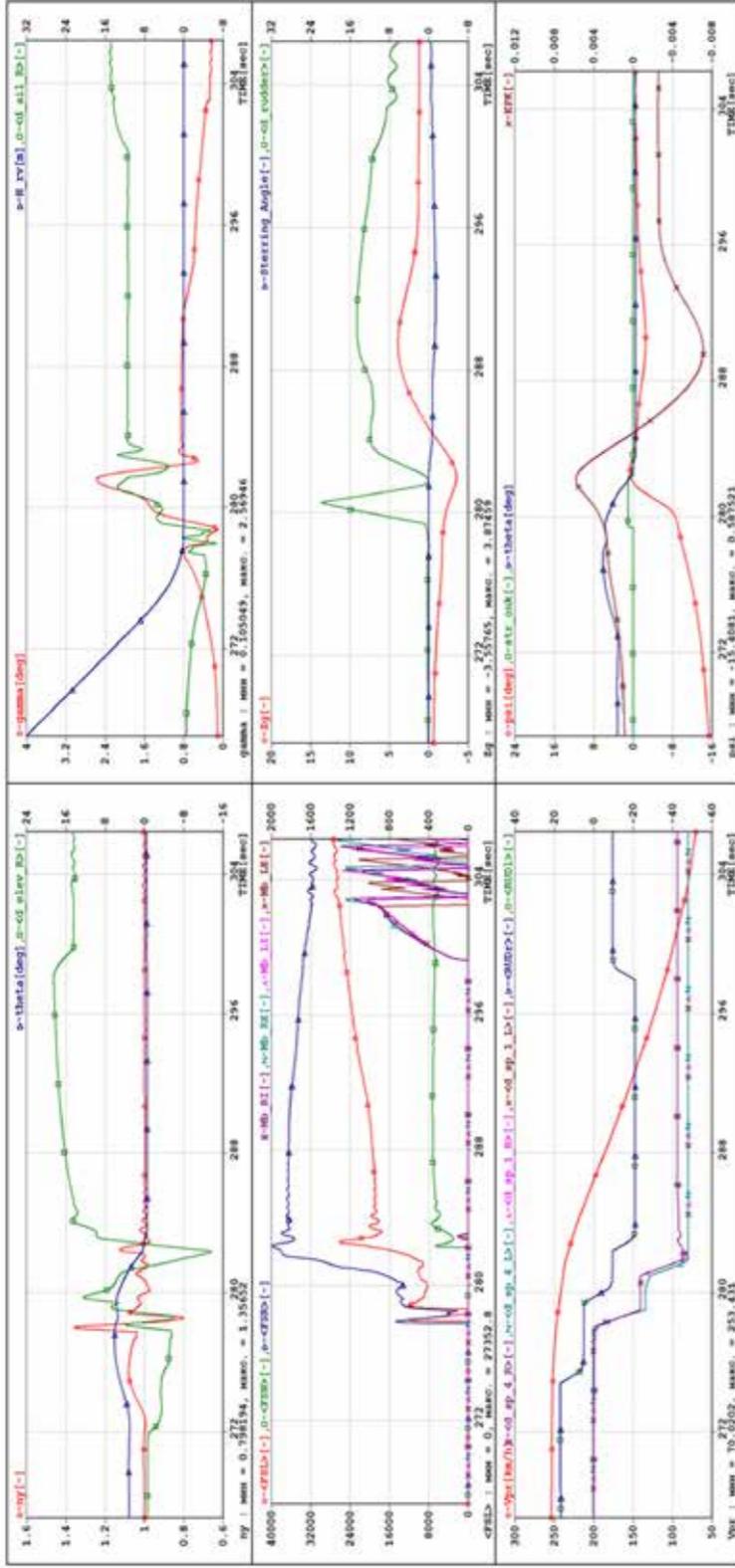


Рис. 6. Посадка в условиях градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с. ВПП покрыта влажным льдом ($\mu_s = 0,2$).

Без функции доворота. $Z_{g, \max} = 3,87$ м. ЕРК – сигнал КРМ.
 $H_{\text{впр}} = 0$ м, МСА. $L_{\text{кас}} = 347$ м (от входной кромки ВПП), $L_{\text{но}} = 1539$ м
 ($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{\text{вп}} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

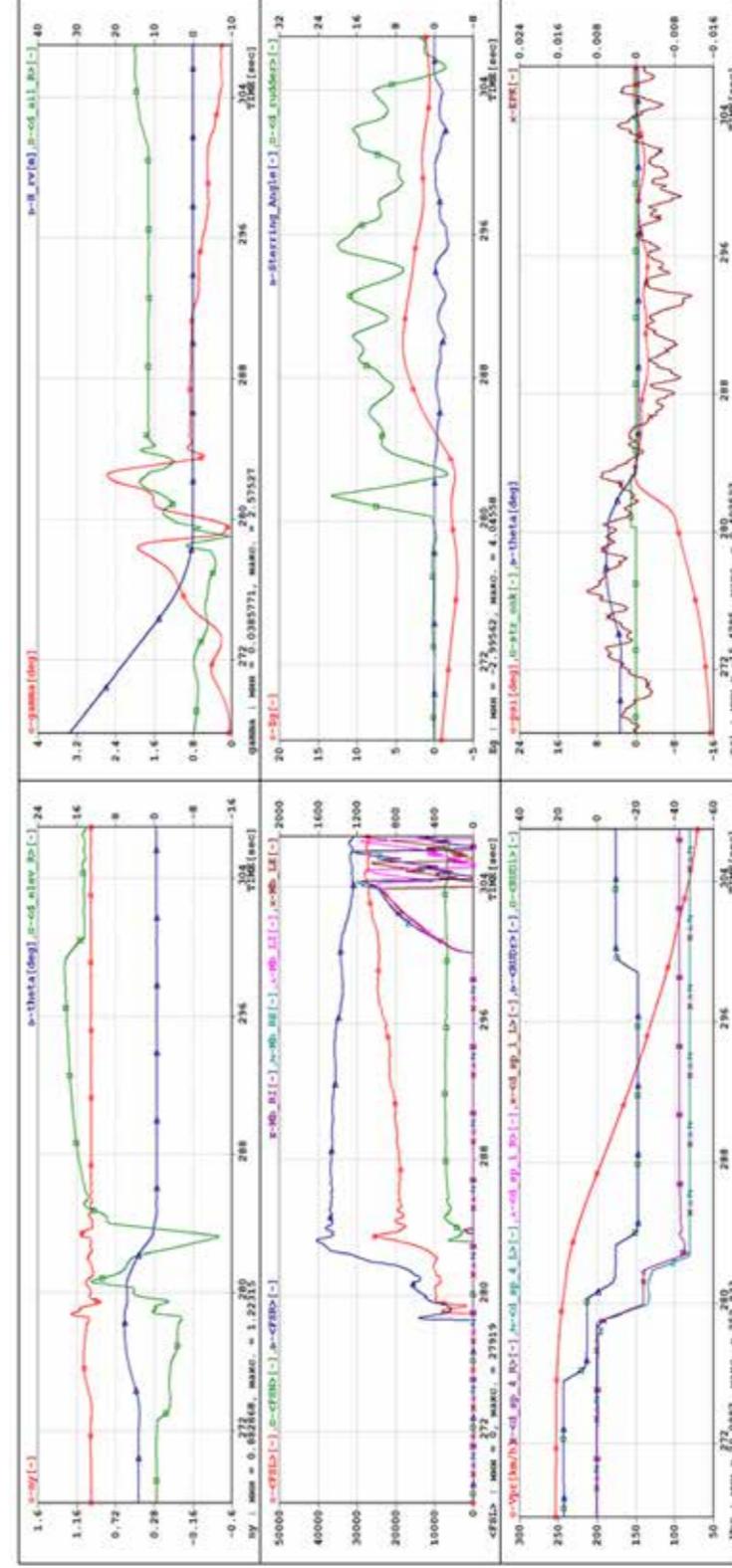


Рис. 7. Посадка в условиях градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с. ВПП покрыта влажным льдом ($\mu_s = 0,2$).

Без функции доворота. Добавлена шумовая составляющая на сигнал кусового радиомаяка. $Z_{g, \max} = 3,87$ м.
 ЕРК – сигнал КРМ
 $H_{\text{впр}} = 0$ м, МСА. $L_{\text{кас}} = 352$ м (от входной кромки ВПП), $L_{\text{но}} = 1544$ м
 ($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{\text{вп}} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

Литература

1. Гребёнкин А. В., Кузнецов А. Г., Колбасов В. Н. Оценка алгоритмов и логики автоматической посадки магистрального самолета по категории IIIb. Вып. 42. Навигация и управление летательными аппаратами. / отв. ред. к. т. н., доцент Ю. В. Гавриленко. – М.: МИЭА, 2023. – С. 30–69 с.
2. Гребёнкин А. В., Бурдун И. Е. Способ автоматического формирования вспомогательных сигналов на наземном участке движения самолета. Патент на изобретение №2733666. Заявка №2019133195. Приоритет изобретения 18.10.19 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 06.10.20 г.
3. Гребёнкин А. В., Бурдун И. Е., Костин С. А. GRAS — автоматическая система помощи летчику при управлении самолетом на разбеге и пробеге в сложных условиях. 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. 32–36.

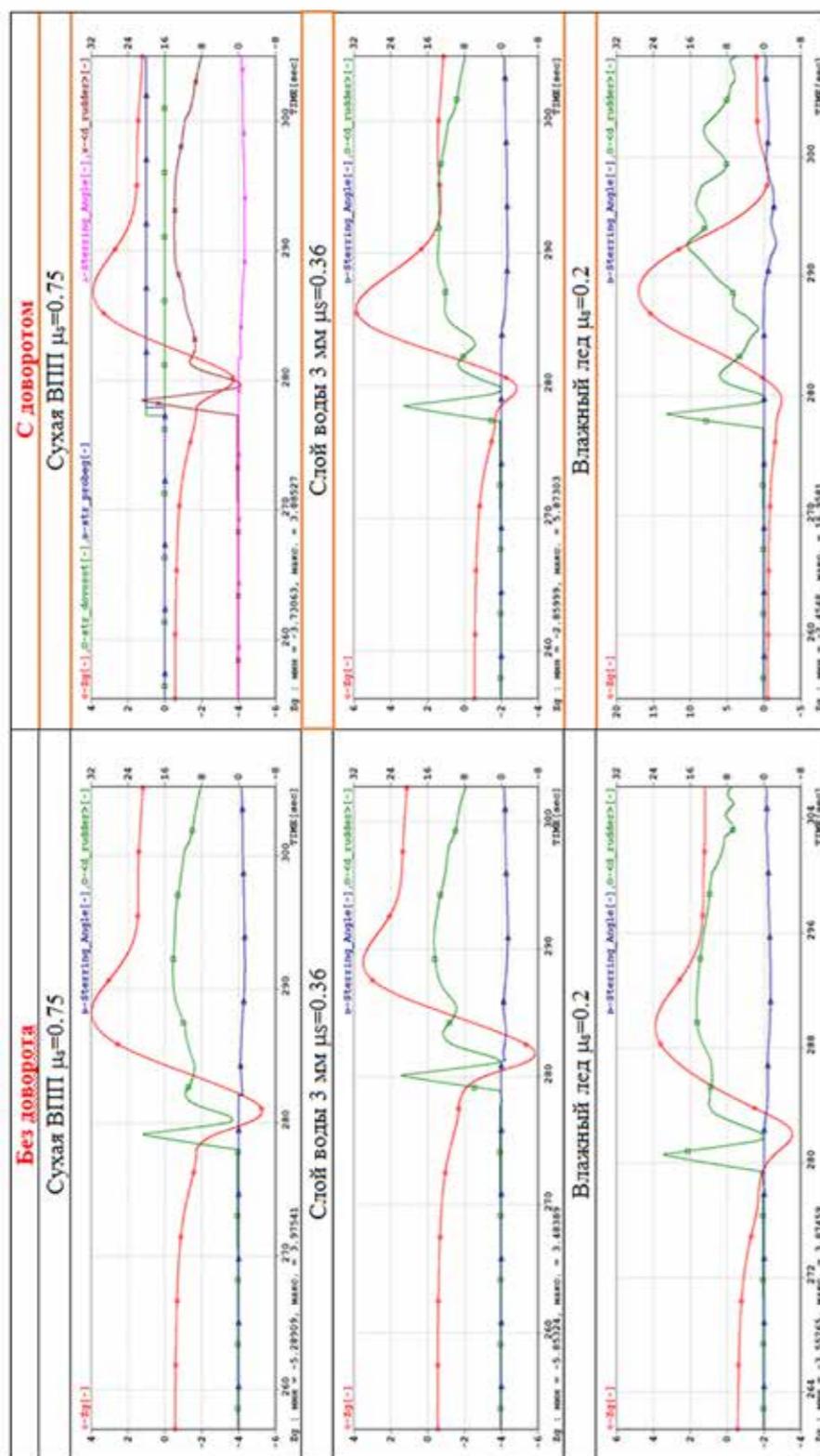


Рис. 8. Оценка влияния функции доворота на характеристики пробега по ВПП различного состояния