

УДК 629.7.015

ОЦЕНКА АЛГОРИТМОВ И ЛОГИКИ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПОСАДКИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ПО КАТЕГОРИИ IIIb

Александр Витальевич ГРЕБЁНКИН, д. т. н.

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

Алексей Григорьевич КУЗНЕЦОВ, д. т. н., профессор

E-mail: inbox@aomiea.ru,

Вячеслав Николаевич КОЛБАСОВ,

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

ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»

В статье рассматривается вариант реализации сценария и эффективность автоматической посадки по категории IIIb магистрального самолета.

Ключевые слова: автоматическая посадка, базовый сценарий посадки, эффективность управления.

ESTIMATION OF ALGORITHMS AND LOGIC OF CAT IIIb AUTOMATIC LANDING OF A LONG-RANGE AIRCRAFT

Alexander V. GREBYONKIN, D. Sc. In Engineering

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

Alexey G. KUZNETSOV, D. Sc. 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 scenario implementation and effectiveness of CAT IIIb automatic landing of a long-range aircraft.

Keywords: automatic landing, landing baseline scenario, control effectiveness.

Введение

В статье рассматривается возможность реализации и эффективность автоматической посадки высокоавтоматизированного магистрального самолета типа МС-21-300 в условиях бокового ветра на ВПП различного состояния с возможным отказом критического двигателя.

В основе реализации автоматической посадки заложен сценарий в виде специальной логики обработки сигналов датчиков и, в зависимости от сформированных сигналов, формирования определенных задач и процедур управления. **Базовый сценарий** предполагает выполнение следующей последовательности действий:

1. На этапе стабилизации курса и глиссады:

- Управлением элеронами *до высоты 0,5 м по радиовысотомеру* выполняется задача стабилизации самолета на курсе посадки по сигналам курсового радиомаяка (КРМ);
- Управлением рулем высоты выполняется задача стабилизации самолета на траектории снижения по глиссаде по сигналам глиссадного радиомаяка (ГРМ);
- Управлением рулем направления *до высоты 0,5 м по радиовысотомеру* обеспечивается минимизация угла скольжения;
- Управлением тягой двигателей *до высоты 5 м по радиовысотомеру* автоматом тяги реализуется задача стабилизации заданной летчиком приборной скорости захода на посадку для соответствующего положению взлетно-посадочной механизации;
- Управлением стабилизатором *до высоты 20 м по радиовысотомеру* реализуется задача автобалансировки (на высоте меньше 20 м режим автобалансировки отключается).

2. С высоты начала выравнивания ($H_{\text{нв}} \leq 15$ м):

- Управлением рулем высоты до фиксации (*без возможности отмены в рамках сценария посадки*) события раскрутки колес левой и правой стоек шасси или фиксации (*без возможности отмены в рамках сценария посадки*) события касания колес левой и правой стоек шасси поверхности ВПП реализуется задача выравнивания траектории.

3. При уменьшении высоты до 5 метров по радиовысотомеру:

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

4. С высоты 0,5 м по радиовысотомеру:

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

5. 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.

6. 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.

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

- Пилот переводит РУД в положение малого реверса.

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

- САУ отключается.

На рис. 1–3 показаны условия формирования основных признаков базового сценария посадки.

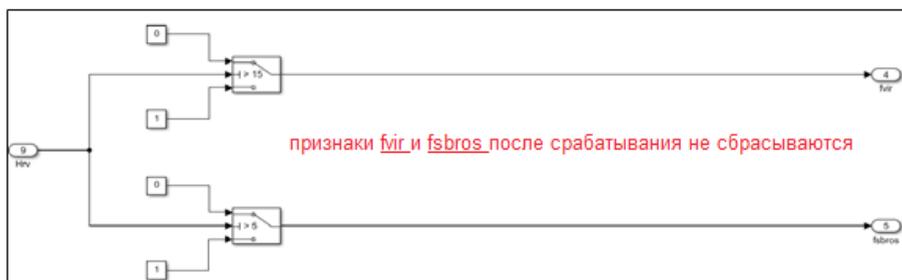


Рис. 1. Формирование признаков «Выравнивание» $fvir$ ($H < 15$ м) и «Сброс газа» $fsbros$ ($H < 5$ м)

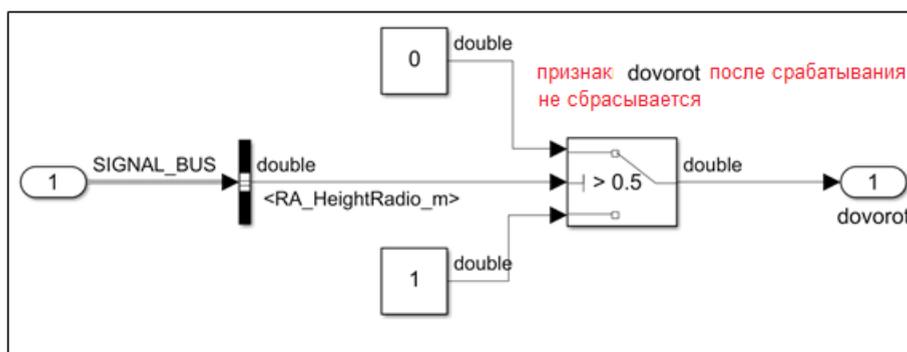


Рис. 2. Формирование признака «Доворот» ($H_{pb} \leq 0,5$ м)

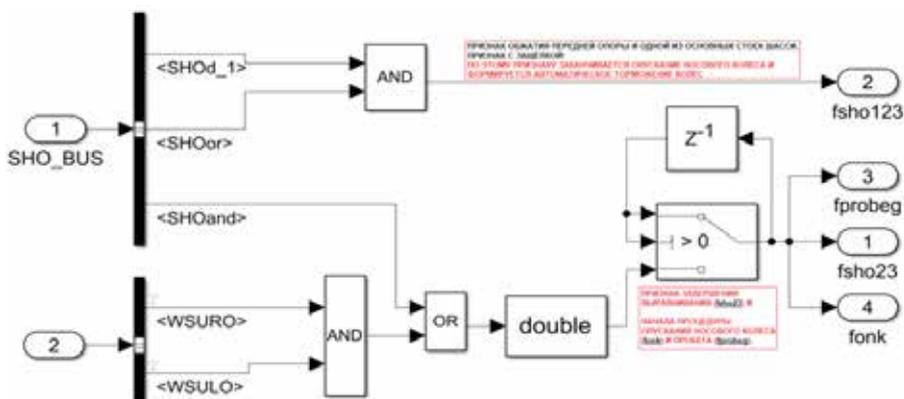


Рис. 3. Формирование основных признаков по обжатию стоек шасси

Результаты математического моделирования посадки с реализацией базового сценария

Особенность базового сценария посадки заключается в реализации принципа «доворот» с высоты 0,5 метра, включающим 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 равно-сигнальной зоны курсового радиомаяка), путевого угла (отклонении от курса ВПП ($\Psi - \Psi_{\text{ВПП}}$)) и угла рыскания (ψ).

На рис. 4–9 (см. ПРИЛОЖЕНИЕ) 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)
$F_{y \text{ ш. лев.}}$ $F_{y \text{ ш. прв.}}$ $F_{y \text{ ш. пер.}}$	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

$\delta_{\text{сп.4 пр.}}$ $\delta_{\text{сп.4 лев.}}$	d_sp_4_R d_sp_4_L	угол отклонения правой 4-ой секции спойлеров угол отклонения левой 4-ой секции спойлеров
$\delta_{\text{сп.1 пр.}}$ $\delta_{\text{сп.1 лев.}}$	d_sp_1_R d_sp_1_L	угол отклонения правой 1-ой секции спойлеров угол отклонения левой 1-ой секции спойлеров
$\delta_{\text{РУД пр.}}$ $\delta_{\text{РУД лев.}}$	RUDr RUDI	угол отклонения рычага управления правым двигателем угол отклонения рычага управления левым двигателем
γ	gamma	угол крена
$\delta_{\text{эл. пр.}}$	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
$\delta_{\text{нк}}$	Sterring_Angle	угол поворота носового колеса
$\delta_{\text{н}}$	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

На рис. 4 (стр. 12) приведены результаты моделирования посадки на сухую ВПП (коэффициент сцепления по десселерометру $\mu_s = 0,75$) в условиях действия градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с (на высоте метеовышки). G — масса самолета, X_T — центровка самолета, $V_{\text{зп}}$ — скорость захода на посадку.

Алгоритм выравнивания обеспечил касание ВПП с нормальной перегрузкой $n_{y_{\text{max}}} = 1,31$ на удалении от входной кромки ВПП $L_{\text{кас}} = 352$ м. Сразу после первого касания ВПП практически двумя основными стойками шасси в течение трех секунд имело место пропадание контакта с ВПП левой стойкой шасси ($FSL = 0$) с увеличением угла крена до $\gamma_{\text{max}} = 3,46$ градуса. Это привело к соответствующей задержке полного выпуска интерцепторов. По логике комплексной системы управления (КСУ), отсутствие уверенного касания ВПП левой и правой стойками шасси приводит к автоматическому выпуску интерцепторов в режиме торможения только на половину максимального хода.

С высоты 0,5 метра по рассматриваемому сценарию управление рулем направления переключалось с задачи минимизации угла скольжения на задачу минимизации смещения самолета относительно

осевой линии ВПП. Направление оси ВПП идентифицировалось величиной отклонения от равносигнальной зоны курсового радиомаяка (основной сигнал) и отклонением от курса ВПП (вспомогательный сигнал). К моменту времени касания передней опорой ВПП ($F_{SN} > 0$) угол рыскания достигал величины, близкой к нулю. Переключение на задачу пробег в канале руля направления сопровождалось первоначальным импульсным отклонением руля направления в положение 20 градусов, что позволило устранить рыскание и обеспечить минимизацию увода самолета от оси ВПП к моменту касания основными стойками шасси до $-Z_g = -3,7$ м. Последующее управление рулем направления на пробеге в условиях постоянного бокового ветра при наличии контакта колес с сухой поверхностью ВПП, использованием реверса тяги, выпуска интерцепторов на максимальный угол отклонения и применения автоматического торможения колес позволило обеспечить уверенное удержание самолета на оси ВПП с максимальным отклонением $Z_{g \max} = 2,2$ м при максимальном отклонении руля направления не превышающем 12 градусов. Длина пробег составила 1533,8 метра.

На рис. 5 (стр. 13) приведены результаты моделирования посадки на сухую ВПП (коэффициент сцепления по десселерометру $\mu_s = 0,75$) в условиях действия градиентного бокового ветра увеличенного до $W_{zg} = 20$ м/с (на высоте метеовышки).

Результаты моделирования показали, что безопасная посадка в рассмотренных условиях возможна, но увеличение бокового ветра до 20 м/с привело к увеличению продолжительности движения самолета с выпущенными на полхода интерцепторами (на протяжении 10 секунд) и, как следствие, увеличение длины пробег до 1873,8 м. Это связано с тем, что боковой ветер препятствует обжатию концевого выключателя на левой стойке шасси и способствует движению по ВПП с креном около 3 градусов. При этом имела место очень малая величина нормальной нагрузки на носовое колесо с незначительным градиентом ее роста по мере уменьшения скорости, что привело к затягиванию фиксации события обжатия передней опоры шасси, что, в свою очередь, препятствовало включению автоматического торможения колес и способствовало уменьшению эффективности управления носовым колесом.

Переключение на задачу пробег в канале руля направления сопровождалось первоначальным импульсным отклонением руля направления в положение 24 градусов, что позволило устранить рыскание и обеспечить минимизацию увода самолета от оси ВПП к моменту касания ВПП левой и правой стойками до $-Z_g = -5,3$ м. Последующее управление рулем направления на пробеге в условиях постоянного бокового ветра 16 м/с позволило обеспечить удержание самолета на оси ВПП с максимальным боковым отклонением $Z_{g \max} = 7,5$ м на начальном

этапе пробега при максимальном отклонении руля направления, не превышающем 16 градусов.

На рис. 6 (стр. 14) приведены результаты моделирования посадки на ВПП, покрытую гладким влажным льдом (коэффициент сцепления по десселерометру $\mu_s = 0,2$) в условиях действия градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 10$ м/с (на высоте метеовышки). В рассматриваемых условиях касание ВПП произошло без крена с нормальной перегрузкой $n_{y \max} = 1,36$. После первого касания произошло кратковременное (на протяжении 1 секунды) отделение стоек шасси от поверхности ВПП с последующим повторным касанием сначала правой ($n_{y \max} = 1,1$) и через 1,5 секунды левой ($n_{y \max} = 1,2$) стойкой шасси. Интерцепторы отклонились на максимальный угол сразу после повторного касания ВПП левой и правой стойками шасси. Выпуск интерцепторов сопровождался увеличением угла крена до 2 градусов с последующим его уменьшением до 0,6 градуса к моменту времени касания ВПП носовым колесом. В рассмотренных условиях посадочная дистанция достигала величины 1585 м.

Из условия заданного темпа замедления, автоматическое торможение колес в режиме LOW включилось после изменения режима работы двигателя с максимального на малый реверс (на скорости 100 км/ч). Низкий коэффициент сцепления привел к необходимости многократного срабатывания автомата антиюза в виде чередования процессов торможения и растормаживания колес левой и правой стоек шасси по условиям их проскальзывания.

Управлением рулем направления и носовым колесом обеспечивалось удержание самолета на оси ВПП в условиях действия бокового ветра 4 м/с на всем протяжении пробега. Максимальное смещение от оси ВПП ($Z_{g \max} = 3,41$ м) имело место в момент времени касания ВПП носовым колесом и включением максимального реверса тяги. Первоначальное импульсное отклонение руля направления до 16 градусов обеспечило минимизацию угла рыскания перед опусканием передней опоры шасси. При этом характер изменения угла рыскания показал, что при снижении коэффициента сцепления требуется соответствующее увеличение управляющего сигнала на руль направления на этапе доворота и пробега в условиях дальнейшего увеличения боковых возмущений.

На рис. 7 (стр. 15) приведены результаты моделирования посадки на ВПП, покрытую гладким влажным льдом (коэффициент сцепления по десселерометру $\mu_s = 0,2$) в условиях увеличения градиентного бокового ветра слева до $W_{zg} = 15$ м/с (на высоте метеовышки). Как и в предыдущем случае, касание ВПП произошло без крена с нормальной перегрузкой $n_{y \max} = 1,33$. После первого касания

произошло кратковременное (на протяжении 1 секунды) отделение стоек от поверхности ВПП с последующим повторным касанием сначала правой и через 2 секунды левой стойкой шасси.

Однако касание левой стойкой произошло с последующим уменьшением вертикальной нагрузки, что не позволило сформировать условие полного выпуска интерцепторов, которые вышли на полхода и находились в этом положении 2,5 секунды. Это способствовало увеличению посадочной дистанции на 63 метра по сравнению с предыдущим вариантом. Выпуск интерцепторов сопровождался увеличением угла крена до 3,6 градусов с последующим его уменьшением до 0,7 градуса к моменту времени касания ВПП носовым колесом.

Автоматическое торможение колес в режиме LOW первоначально кратковременно включилось после обжатия передней опоры и повторно включилось только после изменения режима работы двигателя с максимального на малый реверс (на скорости 100 км/ч). Однако основной вклад в торможение вносят реверс тяги и выпуск интерцепторов. Низкий коэффициент сцепления существенно снизил эффективность управления носовым колесом и в условиях пробега с увеличением бокового ветра до 6 м/с управление рулем направления допустило смещение самолета от оси ВПП до 12 метров.

На рис. 8–9 (стр. 16–17) приведены результаты моделирования посадки в условиях умеренной атмосферной турбулентности на сухую ВПП и ВПП, покрытую гладким влажным льдом соответственно.

Рассмотренная турбулентность (составляющие скорости ветра на оси земной системы координат $W_{xg} = -12$ м/с и $W_{zg} = 4$ м/с) оказала существенное влияние на воздушный участок посадочной дистанции в сторону увеличения ($L_{кас} = 624,6$ м), при этом посадочная дистанция на сухой ВПП достигала величины $L_{пд} = 2029,8$ м, а на ВПП, покрытой льдом, $L_{пд} = 2047,6$ м. Касание ВПП выполнено двумя стойками без подскока, что позволило выпустить интерцепторы сразу на максимальный угол. Управлением рулем направления и носовым колесом обеспечивается уверенное удержание самолета на оси ВПП с максимальным боковым смещением, не превышающим 3 метров, при расходе руля направления в пределах 6 градусов.

Выводы

1. В статье рассмотрен базовый сценарий посадки магистрального высокоавтоматизированного самолета с реализацией функции доворота и пробега.

2. Показаны условия формирования основных признаков базового сценария посадки.

3. Проведен анализ эффективности комплексных управляющих воздействий при выполнении автоматической посадки по категории Шб на ВПП различного состояния в условиях градиентного бокового ветра и атмосферной турбулентности. Показано, что при отсутствии ошибок входных сигналов датчиков обеспечивается возможность автоматической посадки с реализацией функции автоматического пробега в широком диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

ПРИЛОЖЕНИЕ

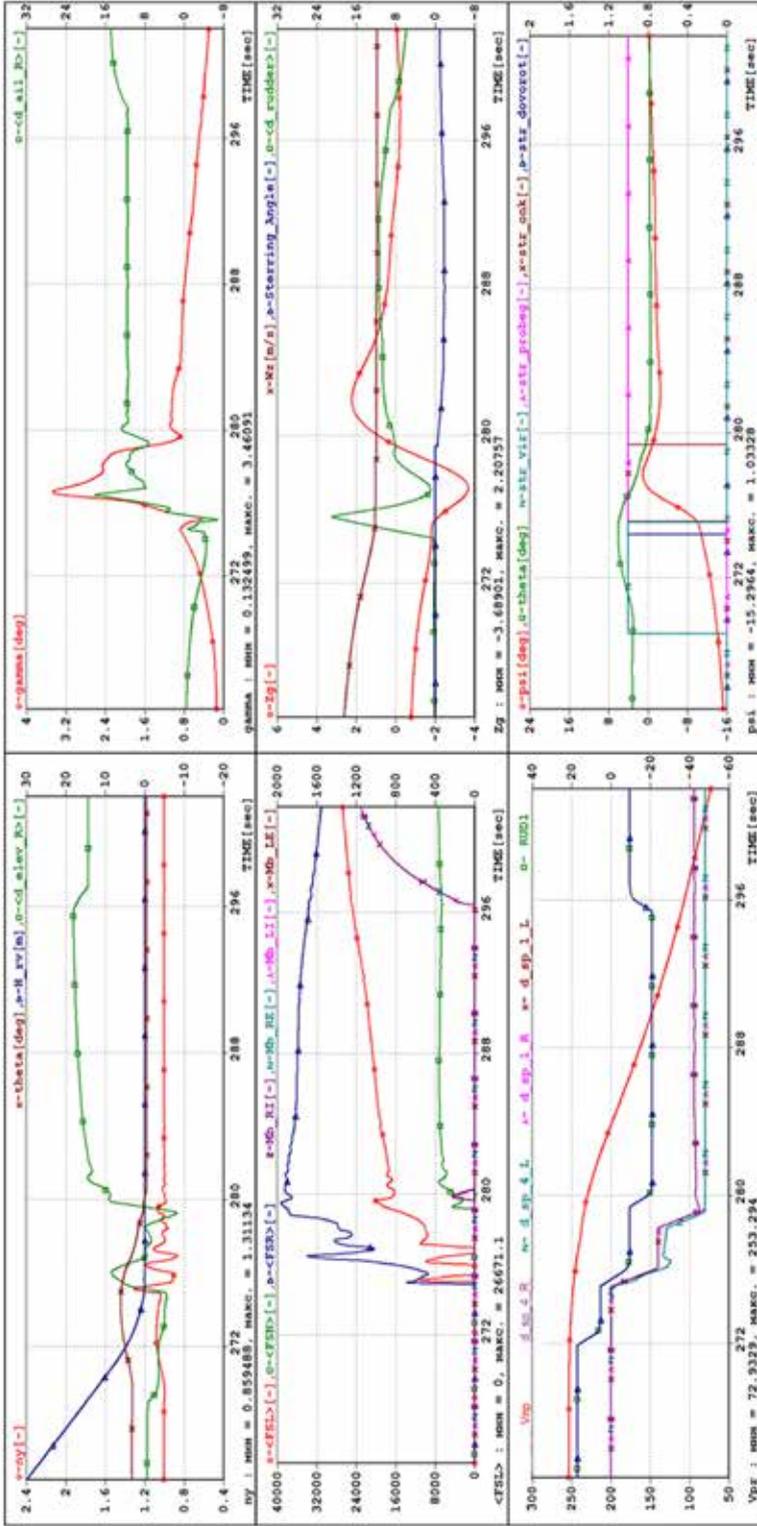


Рис. 4. Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W = 15$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0,75$).
 $H_{впр} = 0$ м, МСА. $L_{кас} = 352$ м (от входной кромки ВПП), $L_{пр} = 1533,8$ м ($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{пр} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

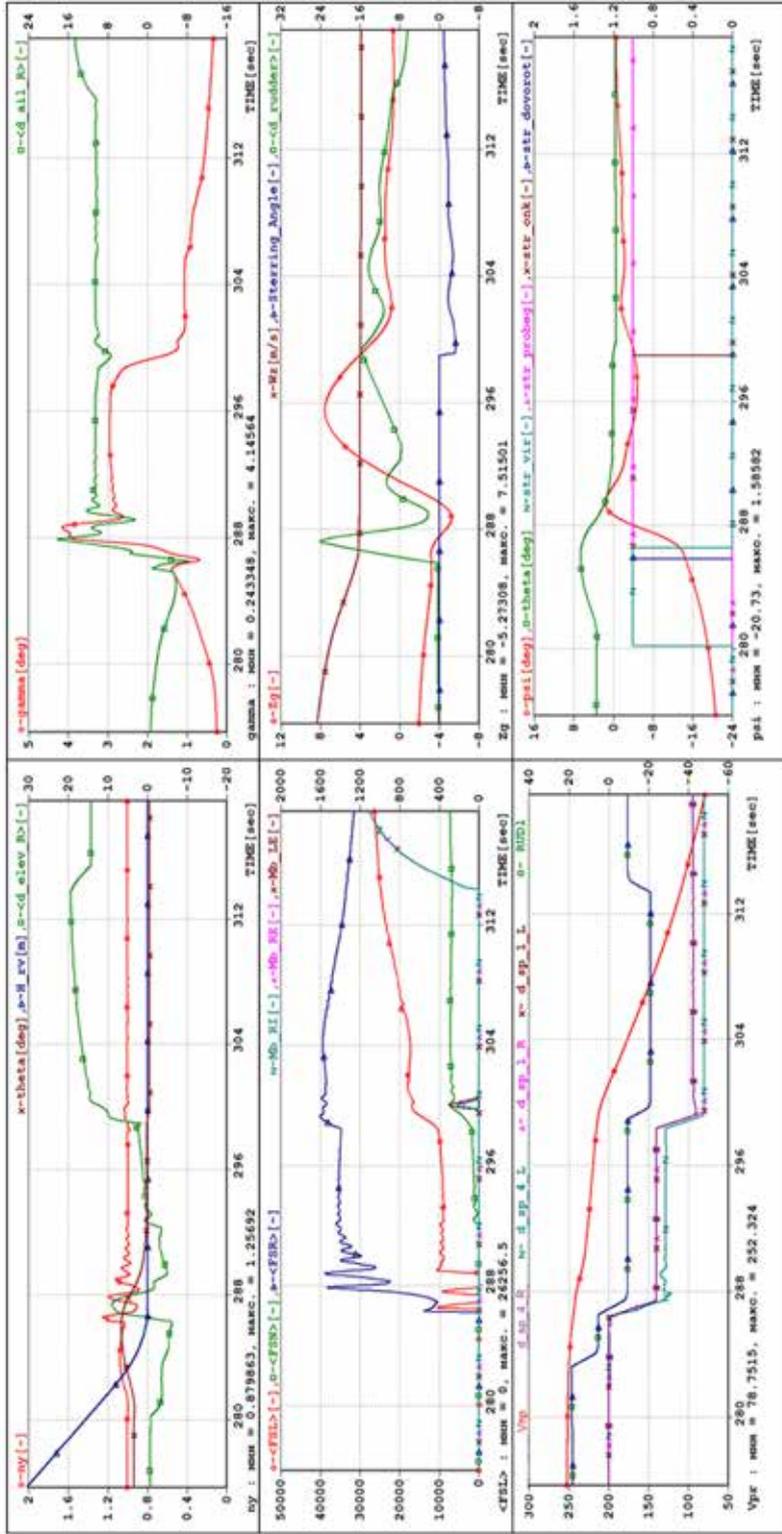


Рис. 5. Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 20$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0,75$).
 $H_{ар} = 0$ м, МСА. $L_{кас} = 342$ м (от входной кромки ВПП), $L_{но} = 1873,8$ м ($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{зп} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

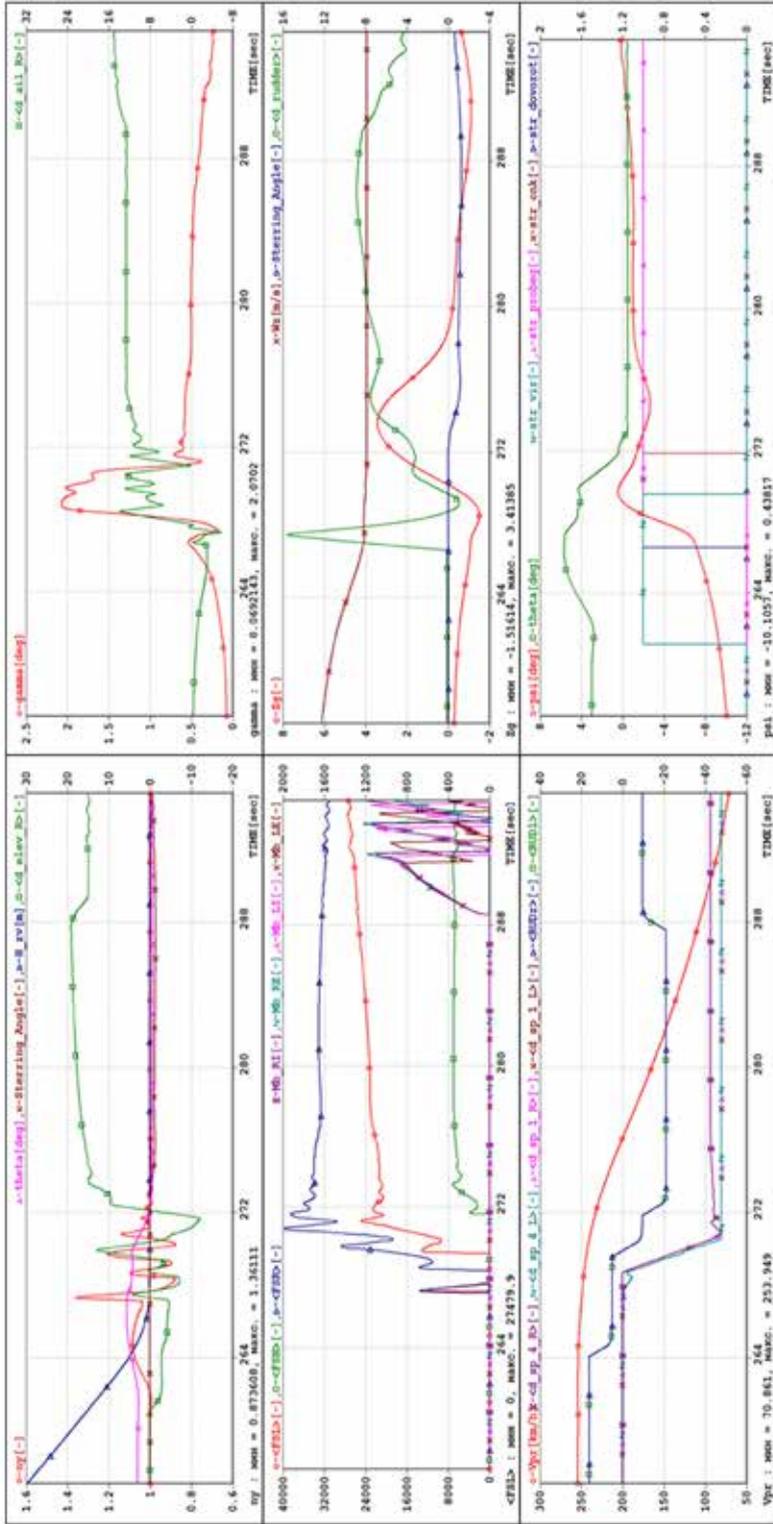


Рис. 6. Посадка в условиях градиентного бокового ветра слева $W_{zg} = 10$ м/с. ВПП покрыта влажным льдом ($\mu_s = 0,2$).

$Z_{g\ max} = 3,4$ м, $H_{\ air} = 0$ м, MCA , $L_{\ кас} = 358$ м (от входной кромки ВПП), $L_{\ no} = 1585$ м

($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{\ эл} = 254$ км/ч

Режим автоматического торможения колес LOW

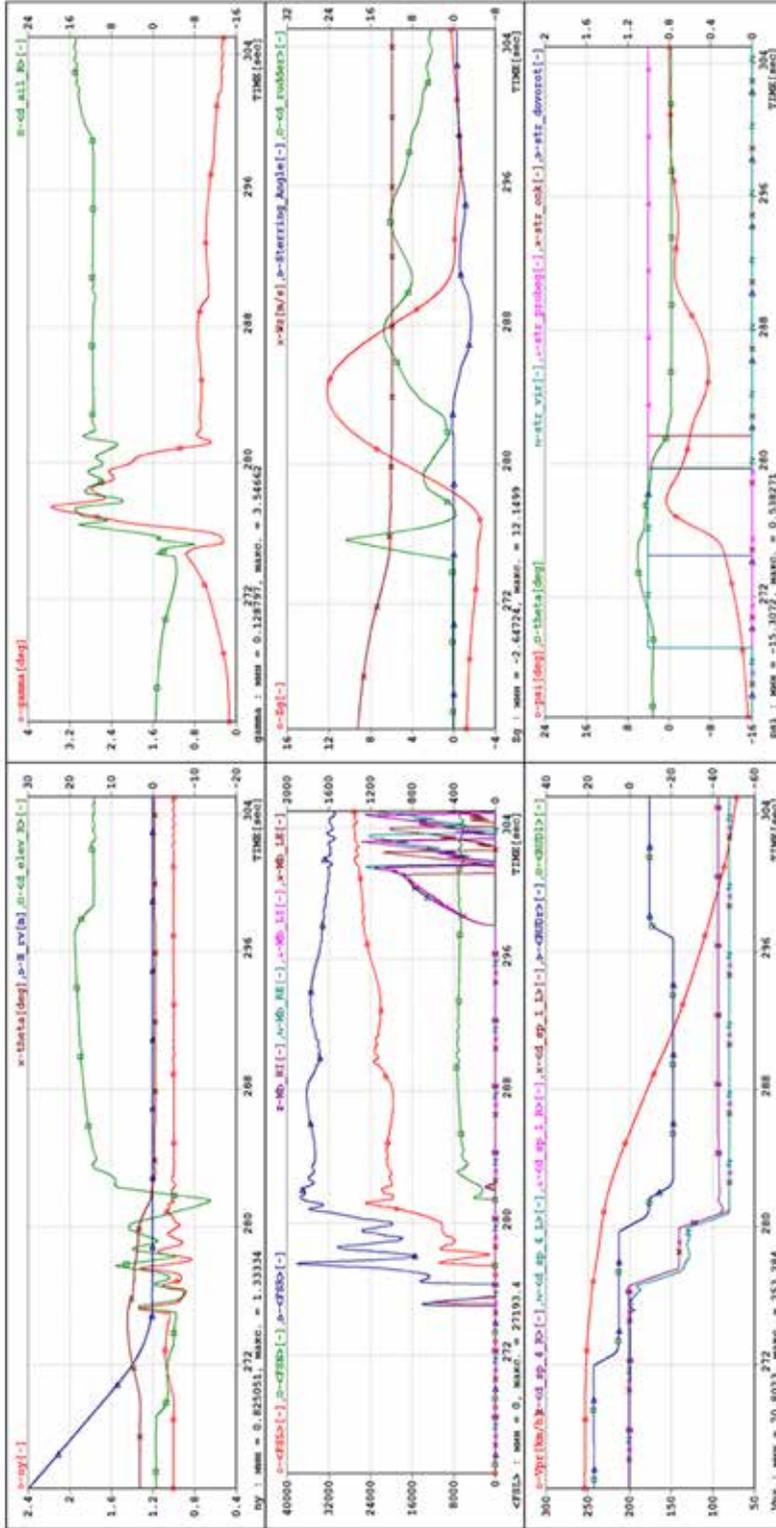


Рис. 7. Посадка в условиях градиентного бокового ветра $W_{zg} = 15$ м/с. ВПП покрыта влажным льдом ($\mu_s = 0,2$).
 $Z_{g \max} = 12$ м. $H_{азр} = 0$ м, МСА. $L_{кас} = 352$ м (от входной кромки ВПП), $L_{но} = 1647,8$ м
 ($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{зп} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

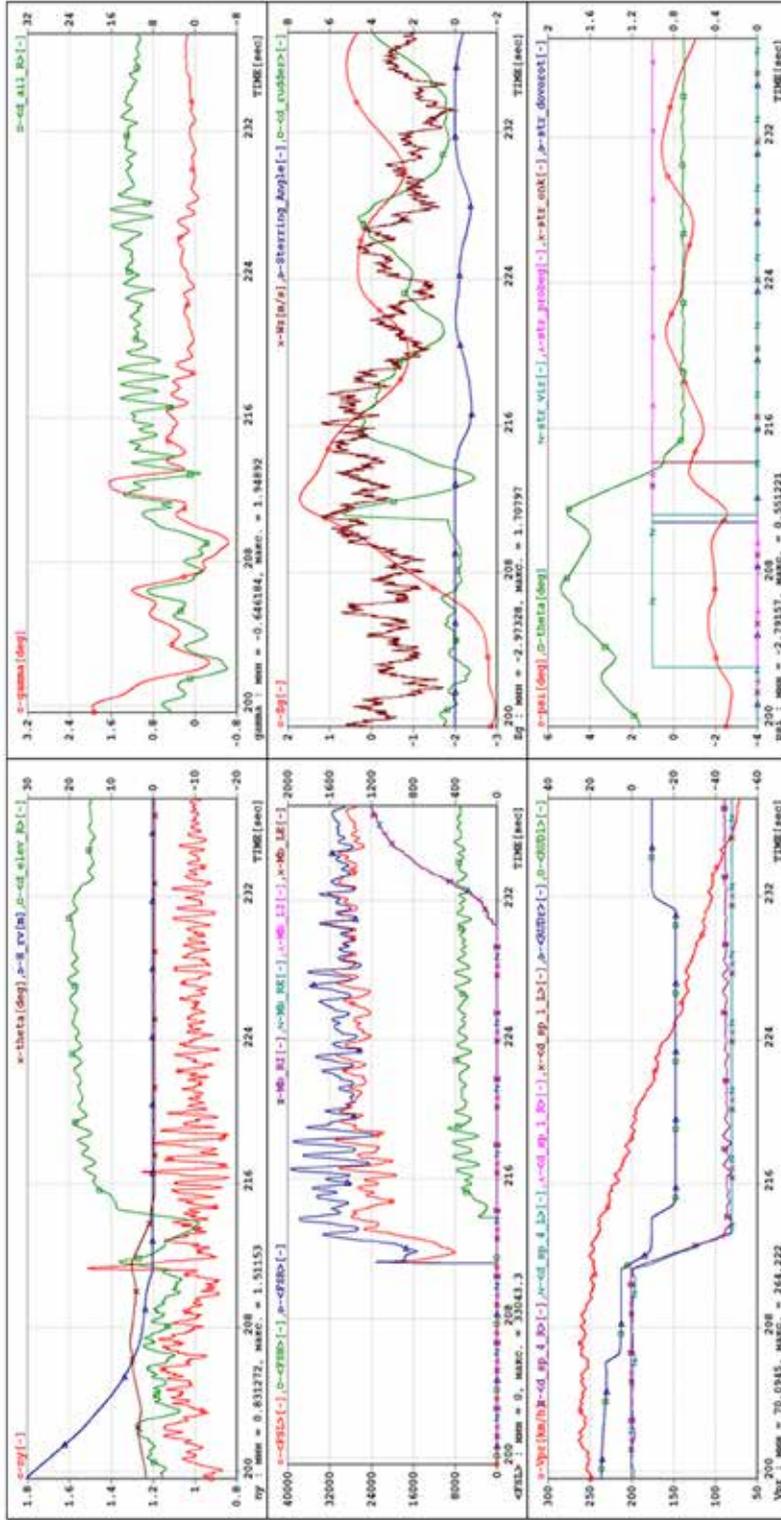


Рис. 8. Посадка в условиях турбулентности: $W = 4$ м/с, $W_{\text{zg}} = -12$ м/с на сухую ВПП ($\mu_s = 0.75$).
 $H_{\text{впр}} = 0$ м, МСА. $L_{\text{кас}} = 624,6$ м (от входной кромки ВПП), $L_{\text{но}} = 2029,8$ м ($G=65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{3m} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

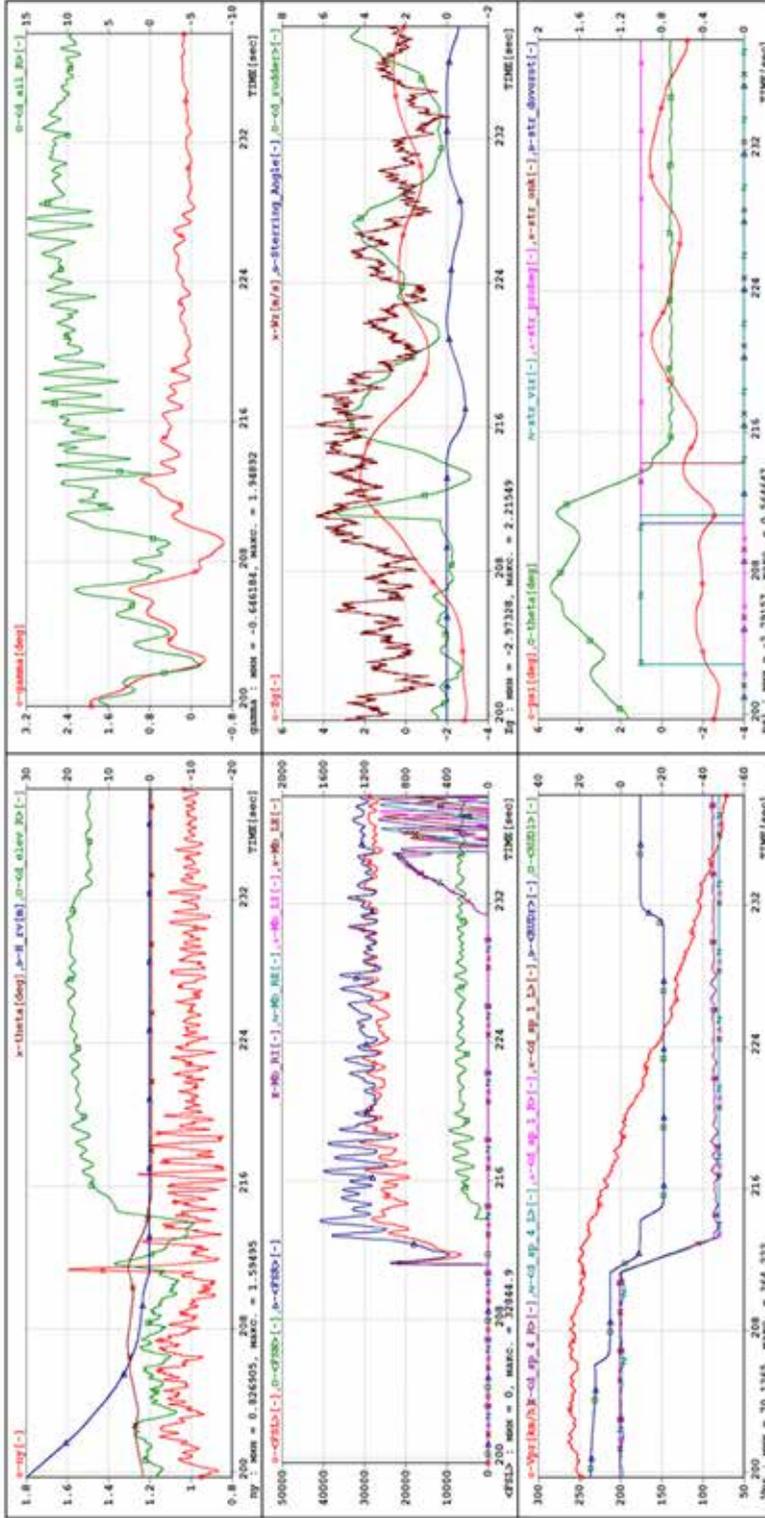


Рис. 9. Посадка в условиях турбулентности: $W_{zg} = 4$ м/с, $W_{xg} = -12$ м/с на ВПП покрыта влажным льдом ($\mu_s = 0.2$).
 $H_{app} = 0$ м, МСА. $L_{нас} = 624,6$ м (от входной кромки ВПП), $L_{п0} = 2047,6$ м
 ($G = 65000$ кг, $X_T = 28\%$ САХ, $V_{zn} = 254$ км/ч)
 Режим автоматического торможения колес LOW

Литература

1. *Гребёнкин А. В., Костин С. А.* Анализ возможности автоматической посадки по категории IIIc самолета Ту-204СМ на ВПП переменного состояния в условиях бокового ветра. // Навигация и управление летательными аппаратами. Выпуск 19. – М.: МИЭА, 2017. – С. 44–59.
2. *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 мультikonференция по проблемам управления (МКПУ-2021): материалы XIV мультikonференции 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.
3. *Alexander Grebenkin, Ivan Burdun, Andrew Bubin.* «Early Screening of Multifactorial Risk Space For Black Swan Accident Scenarios Using System Dynamics Modeling and Safety Assessment Technology» (presentation abstract). Aerospace Testing (AST) Conference, 3 – 4 November 2021, Toulouse, France.
4. *Alexander Grebenkin, Ivan Burdun, Sergey Kostin.* «Validation of the 'Pilot – Automaton – Aircraft – Operating Environment' System Dynamics Model for Virtual Flight Testing and Safety Assessment» (presentation abstract). Aerospace Testing (AST) Conference, 3 – 4 November 2021, Toulouse, France.