

Стендовые исследования алгоритма ограничения угла крена вблизи поверхности земли

Козьяйчев А.Н.

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,

ЦАГИ имени профессора Н.Е. Жуковского,

ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия

e-mail: kozyaychev@gmail.com

Аннотация

Работа посвящена стендовым исследованиям алгоритма ограничения угла крена вблизи земли. Показана актуальность проблемы касания поверхности взлётно-посадочной полосы крылом или мотогондолой для современных пассажирских самолётов. В качестве средства решения данной проблемы предложен алгоритм ограничения угла крена пассажирского самолёта на взлёте и посадке, в котором максимальный допустимый угол крена является функцией высоты полёта. Проведены стендовые исследования предложенного алгоритма.

Ключевые слова: перспективный пассажирский самолёт, безопасность, взлёт, посадка, ограничение крена, пилотажный стенд.

Основные обозначения

$St \gamma$ - признак стабилизации крена (принимает дискретные значения: 1 – стабилизация крена включена; 0 – стабилизация крена не включена).

H - высота полёта относительно центра масс;

$V_{ПР}$ - индикаторная земная скорость;

X_B - сигнал управления по тангажу от лётчика;

X_H - сигнал управления по рысканью от лётчика.

X_{Θ} - сигнал управления по крену от лётчика;

$X_{\Theta_{МАХ}}$ - максимальное отклонение боковой ручки управления (БРУ) для управления по крену;

$X_{\Theta_{ОГР}}$ - выходной сигнал алгоритма - сигнал отклонения БРУ по крену, идущий в качестве управляющего сигнала в поперечный канал управления;

sho - сигнал обжатия стоек шасси (sho_1 - сигнал обжатия носовой стойки шасси, $sho_{2,3}$ - сигналы обжатия основных стоек шасси);

w_z - боковой ветер;

β - угол скольжения;

$\delta_{ИНТ}$ - угол отклонения интерцепторов;

δ_H - угол отклонения руля направления;

$\delta_{\Theta_{ПР}}$ - угол отклонения правого элерона;

γ - угол крена;

$\gamma_{\max H}$ - заданный максимальный угол крена;

ω_x - угловая скорость крена;

ω_y - угловая скорость рысканья;

ВПП – взлётно-посадочная полоса.

Введение

Одной из важнейших проблем, связанных с безопасностью полёта, является проблема предотвращения касания хвостовой частью и крылом ВПП на взлёте и посадке. Данные касания входят в категорию авиационных событий – нештатное касание ВПП (ARC). Распределение числа инцидентов, связанных с нештатным касанием ВПП самолетов с максимальной взлетной массой более 10 тонн, за период с 2004 по 2015 годы приведено на рисунке 1 [1].

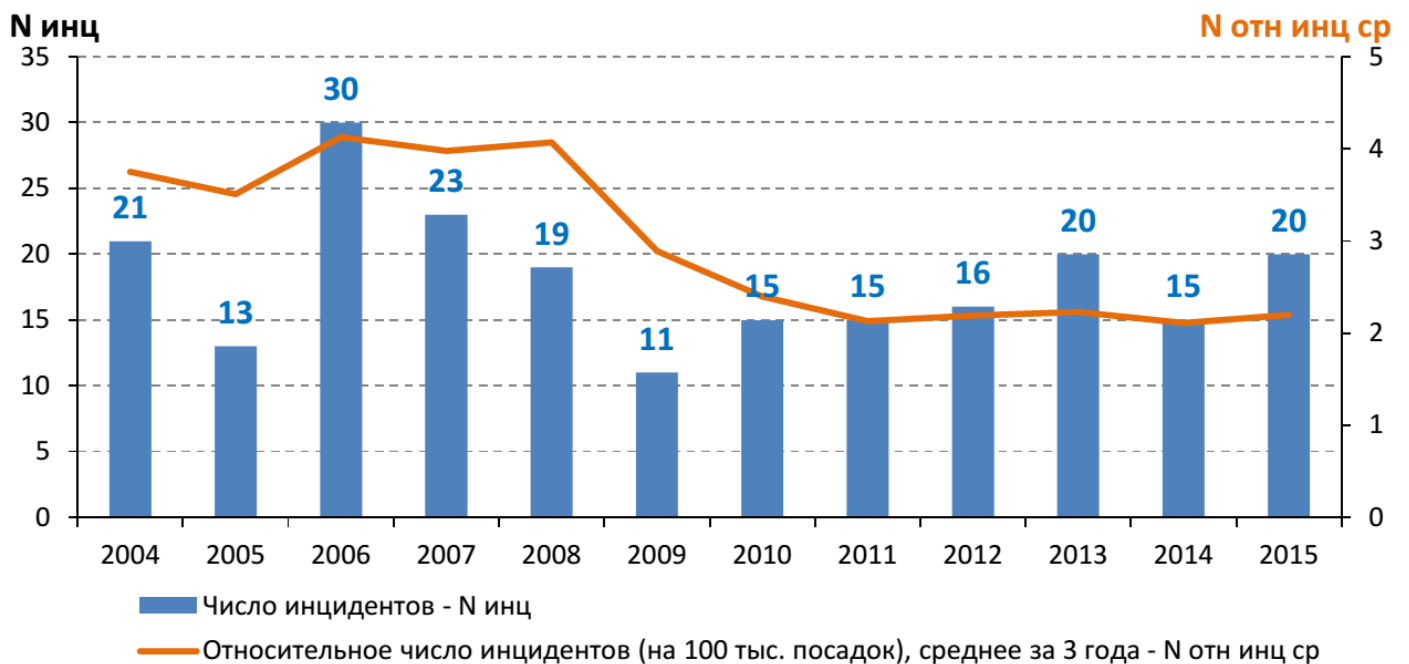


Рисунок 1 Инциденты с самолетами, связанные с нештатным касанием ВПП самолетов с максимальной взлетной массой более 10 тонн [1].

Эти касания создают угрозу безопасности [2-3] и могут нанести серьёзный экономический ущерб. Касания хвостовой частью ВПП, как правило, является следствием нарушения техники пилотирования на взлёте и посадке, проблеме предотвращения касания хвостовой частью ВПП и контролю параметров взлёта и посадки посвящено множество работ [4-9]. Касания крылом или мотогондолой ВПП [10] происходят не столь часто как касания хвостовой частью, но также представляют серьёзную угрозу безопасности полёта. По данным открытых источников [11-12], подтверждённых ссылками на результаты официальных расследований, за последние 10 лет произошло более 20 инцидентов связанных с касанием крылом или мотогондолой поверхности ВПП.

Проблема касания крылом или мотогондолой поверхности ВПП наиболее остро стоит для самолётов схемы низкоплан. Данная схема реализована на абсолютном большинстве коммерческих авиалайнеров.

Для уменьшения риска касания крылом или мотогондолой поверхности ВПП могут использоваться различные способы, такие как комбинированный способ захода на посадку [13-15], обеспечение оптимальной взаимосвязи движения крена и рысканья [16-17], ограничения предельного угла крена при движении вблизи земли [18]. Настоящая статья посвящена стендовой отработке алгоритма автоматического ограничения угла крена на взлёте и посадке, который позволяет предотвратить касание крылом (или мотогондолой) поверхности ВПП при управлении самолётом по крену. Данный алгоритм использует принцип переключения с ручного управления на режим

стабилизации заданного максимального угла крена при опасности его превышения. Синтез алгоритма ограничителя угла крена вблизи поверхности земли описан в работе [19], также в этой работе расчётами показана эффективность работы предлагаемого ограничителя угла крена при движении самолёта вблизи поверхности земли.

Алгоритм ограничения угла крена вблизи земли на взлёте и посадке

В алгоритмах комплексной системы управления (КСУ) современных магистральных самолётов реализована функция ограничения угла крена в полёте, которая уменьшает риск непреднамеренного превышения эксплуатационного диапазона угла крена путём повышения спиральной устойчивости за счёт подключения обратной связи по крену в поперечном канале управления. Ограничение угла крена на взлёте и на финальной фазе посадки должно быть жёстким, не допускающим превышения заданного максимального значения. Поэтому для ограничения угла крена на взлётно-посадочных режимах был разработан специальный алгоритм, основанный на принципе переключения с управляющего сигнала лётчика по крену X_3 на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена γ_{\max} при опасности его превышения. Данный алгоритм разрабатывался для КСУ современных магистральных самолётов, в алгоритмах которых присутствует функция стабилизации угла крена, подключающаяся по принципу совмещенного управления при освобождённых рычагах управления. Схема алгоритма ограничения угла крена вблизи земли представлена на рисунке 2.

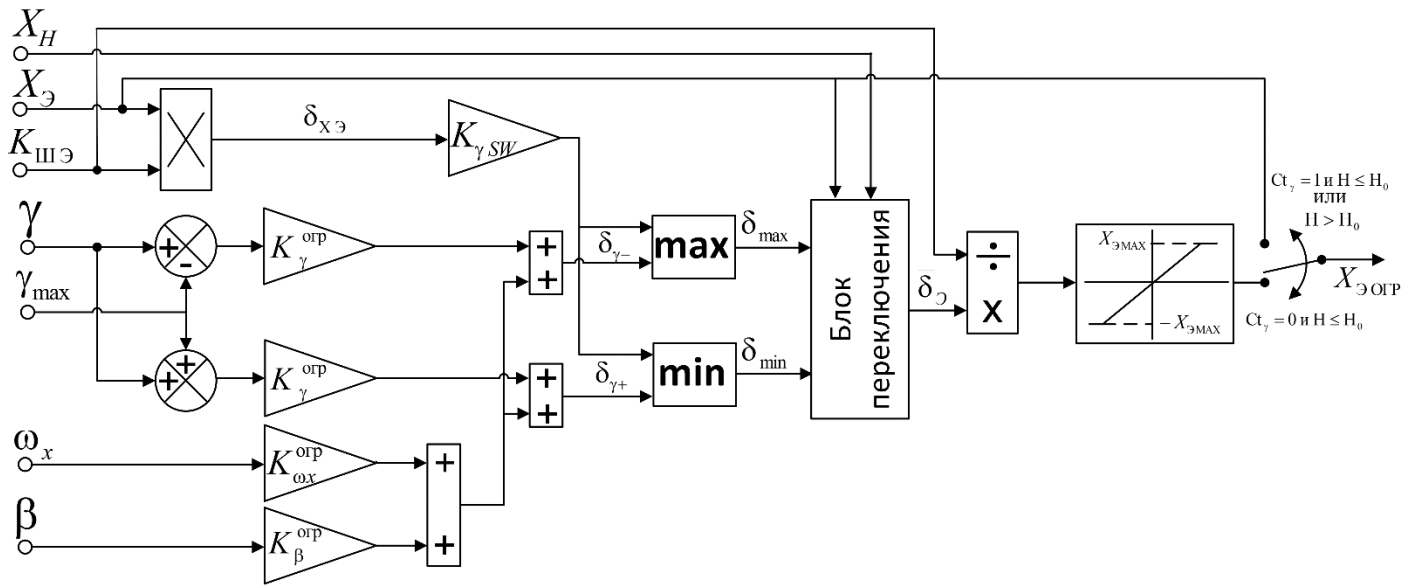


Рисунок 2 Схема ограничителя угла крена вблизи земли.

Данный алгоритм предназначен для «жёсткого» ограничения угла крена при управлении БРУ по крену. Принцип действия данного алгоритма следующий: управляющий сигнал от лётчика в поперечном канале управления $\delta_{xЭ} = K_{ШЭ} \cdot X_{Э}$ с учётом весового коэффициента $K_{\gamma SW}$ сравнивается с сигналами стабилизации заданного угла крена

$$\delta_{\gamma-} = K_{\gamma}^{огр} (\gamma - \gamma_{max}) + K_{\omega_x}^{огр} \omega_x + K_{\beta}^{огр} \beta,$$

$$\delta_{\gamma+} = K_{\gamma}^{огр} (\gamma + \gamma_{max}) + K_{\omega_x}^{огр} \omega_x + K_{\beta}^{огр} \beta;$$

где

$\gamma_{max} = f(H)$ - нелинейная функция определяющая зависимость максимального угла крена от высоты полёта;

$K_{\gamma}^{огр} (\gamma - \gamma_{max})$ - сигнал пропорционального управления;

$K_{\omega x}^{\text{огр}}$ ω_x - сигнал демпфирования.

При совместном управлении боковой ручкой по крену и педалями или только педалями или при наличии бокового ветра возможно превышение заданного максимального угла крена. Поэтому для компенсации влияния угла скольжения и улучшения работы ограничителя в данный алгоритм вводится дополнительная связь по углу скольжения $K_{\beta}^{\text{огр}} \beta$.

После сравнения $K_{\gamma_{\text{SW}}} \cdot \delta_{X_{\text{Э}}}$ и $\delta_{\gamma_{-}}$ из этих сигналов выбирается сигнал максимальной величины δ_{max} , после сравнения $K_{\gamma_{\text{SW}}} \cdot \delta_{X_{\text{Э}}}$ и $\delta_{\gamma_{+}}$ из этих сигналов выбирается сигнал минимальной величины δ_{min} . Далее сигналы δ_{max} и δ_{min} поступают в «Блок переключения» где в зависимости от отклонения рычагов управления по крену происходит переключение между сигналами δ_{max} и δ_{min} . Логика работы «Блока переключения» представлена ниже:

$$\bar{\delta}_{\gamma} = \begin{cases} 0 & \text{при } X_{\text{Э}} = 0 \text{ и } X_{\text{Н}} = 0 \\ \delta_{\text{max}} & \text{при } X_{\text{Э}} < 0 \text{ или } (X_{\text{Э}} = 0 \text{ и } X_{\text{Н}} > 0) \\ \delta_{\text{min}} & \text{при } X_{\text{Э}} > 0 \text{ или } (X_{\text{Э}} = 0 \text{ и } X_{\text{Н}} < 0) \end{cases}$$

где

$\bar{\delta}_{\gamma}$ - выходной сигнал блока переключения (см. рис. 2).

Далее сигнал $\bar{\delta}_{\gamma}$ пересчитывается в величину отклонения БРУ и ограничивается минимальной и максимальной величиной сигнала. Затем по признаку выполнения ряда условий, представленных ниже в выражении для $X_{\text{Эогр}}$, происходит переключение

между данным сигналом и сигналом управления в поперечном канале от лётчика X_{γ} .

Полученный в результате сигнал $X_{\gamma\text{огр}}$ идет на обработку в тракт управления. Этот алгоритм можно записать в виде:

$$X_{\gamma\text{огр}} = \left\{ \begin{array}{ll} X_{\gamma} & \text{при } (St \gamma = 1 \text{ и } H \leq H_0) \text{ или } H > H_0 \\ \left. \begin{array}{l} -X_{\gamma\text{MAX}} \quad \text{при } -X_{\gamma\text{MAX}} \geq \frac{\bar{\delta}_{\gamma}}{K_{ШЭ}} \\ \frac{\bar{\delta}_{\gamma}}{K_{ШЭ}} \quad \text{при } -X_{\gamma\text{MAX}} < \frac{\bar{\delta}_{\gamma}}{K_{ШЭ}} < X_{\gamma\text{MAX}} \\ X_{\gamma\text{MAX}} \quad \text{при } X_{\gamma\text{MAX}} \leq \frac{\bar{\delta}_{\gamma}}{K_{ШЭ}} \end{array} \right\} & \text{при } St \gamma = 0 \text{ и } H \leq H_0 \end{array} \right.$$

Отключение данного алгоритма происходит либо по признаку стабилизации крена - $St \gamma$, либо при превышении высоты $H=H_0$. Высота H_0 выбирается таким образом, чтобы обеспечить плавный переход от «жесткого» ограничителя угла крена вблизи земли к ограничителю угла крена в воздухе. Признак стабилизации $St \gamma$ вырабатывается в алгоритме совмещённого управления, который интегрирован в алгоритмы КСУ современных и перспективных магистральных самолётов.

Более подробно алгоритм ограничения угла крена при движении самолёта вблизи поверхности земли, а также процесс его синтеза, описан в работе [19].

Стендовые исследования ограничителя угла крена вблизи земли на влёте и посадке

Стендовые исследования движения самолёта с алгоритмом ограничения угла крена вблизи поверхности земли проводились на пилотажном стенде НИО-15 ЦАГИ с участием лётчиков испытателей. Исследования ограничителя угла крена проводились

на примере среднемагистрального пассажирского самолёта с максимальной взлётной массой 74 т. КСУ самолёта включает весь набор функций штурвального управления присущих современным магистральным самолётам. В модели КСУ самолёта учитывались временные запаздывания как по сигналам обратных связей, так и по сигналам прямого управления, обусловленные цифровой реализацией КСУ. Также при моделировании использовались нелинейные модели приводов органов управления.

Максимально допустимый угол крена на взлётно-посадочных режимах определяется геометрией самолёта и зависит от высоты полёта. Для стендовых исследований максимальный угол крена принимался следующим $\gamma_{\max} = \gamma_{\max H}$ (см. рис. 3)

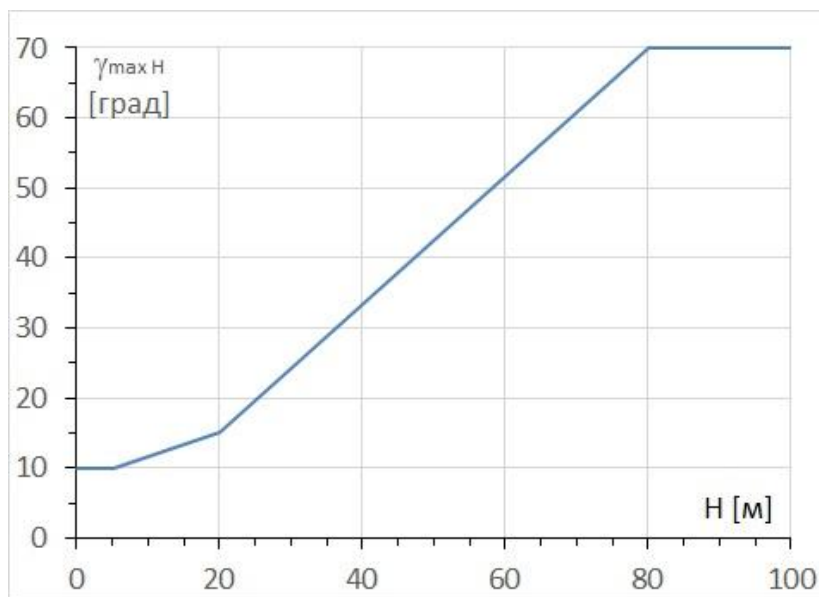


Рисунок 3 Максимальный заданный угол крена

В ходе стендовых исследований выполнялось моделирование взлёта, захода на посадку и ухода на второй круг. Результаты представлены на рисунках 4-9.

При выполнении взлётов и уходов на второй круг с максимально возможным углом крена на пилотажном стенде не удавалось достичь γ_{\max} . Самолёт отслеживал γ_{\max} с заметным запаздыванием, что было отмечено лётчиками как недостаток данного ограничителя крена (см. рис. 4).

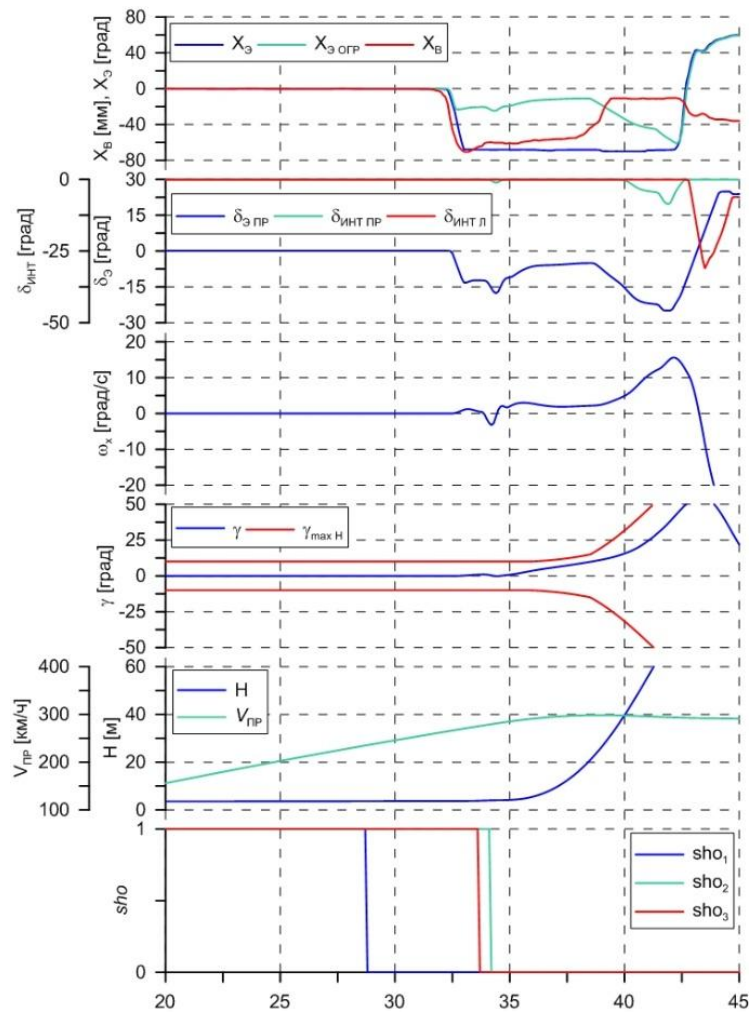


Рисунок 4 Взлёт самолёта

Видно, что после отрыва самолёта от ВВП рассогласование между текущим креном и максимально-допустимым составляет ≈ 4 градуса, а далее по мере возрастания высоты, рассогласование увеличивается и к высоте 20 м составляет более 8 градусов.

Данное поведение самолёта было оценено лётчиками как недостаток так как ограничивает маневренные возможности самолёта.

Для устранения этого недостатка алгоритм ограничителя был доработан в части формирования заданного значения максимального угла крена с целью внесения опережения, а именно:

$$\gamma_{\max} = \gamma_{\max H} + K_{\gamma} \frac{T_{\gamma} \cdot s}{T_{\gamma} \cdot s + 1} \gamma_{\max H}$$

При выборе параметров K_{γ} и T_{γ} предъявлялось требование что бы текущий угол крена не превышал заданный максимальный угол крена более чем на 1° . На рисунке 5 представлены результаты стендового моделирования взлёта с максимальной дачей БРУ по крену в момент непосредственно перед отрывом основных стоек шасси, при этом максимальный угол крена не был превышен и отслеживается с достаточной степенью точности. На рисунке 6 представлен фрагмент моделирования полёта с максимальными дачами БРУ по крену при снижении и при полёте на малой высоте вдоль ВПП. Как видно, максимальный угол крена не был превышен, несмотря на то, что были реализованы довольно большие угловые скорости крена до $|\omega_x| \approx 17$ град/с. В обоих случаях при интенсивных дачах максимальный угол крена не был превышен и отслеживался очень точно.

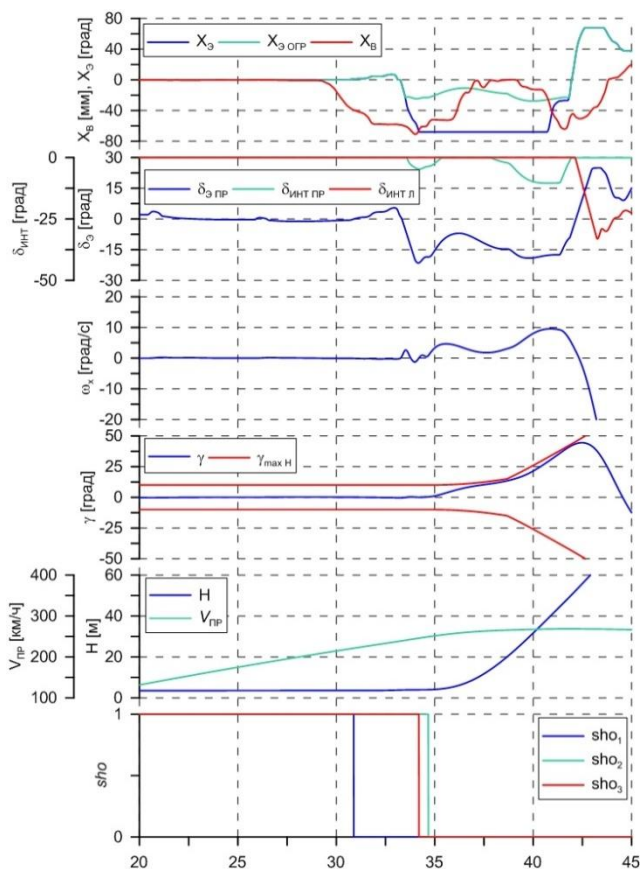


Рисунок 5 Взлёт самолёта

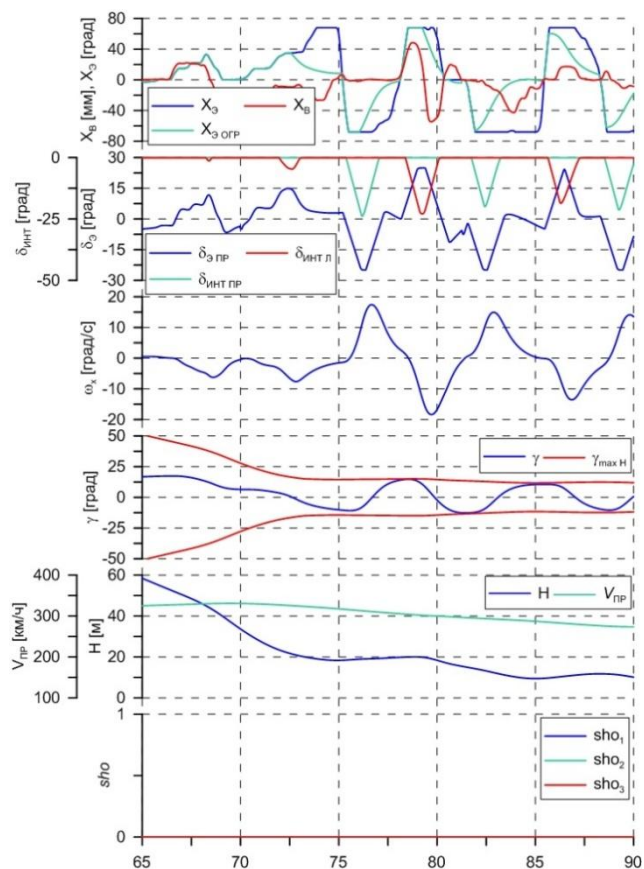


Рисунок 6 Маневрирование по крену на малой высоте

Для оценки влияния ограничителя угла крена вблизи земли на характеристики управляемости самолёта при посадке с боковым ветром проводилось моделирование посадок как с постоянным боковым ветром, так и с порывом ветра на малой высоте. На рисунке 7 представлены результаты моделирования посадки самолёта при порыве ветра на малой высоте. Видно, что даже при посадке с сильным боковым ветром ($w_z=18$ м/с) при управлении БРУ и педалями самолёт не превышает заданный максимальный угол крена $\gamma_{\max Н}$.

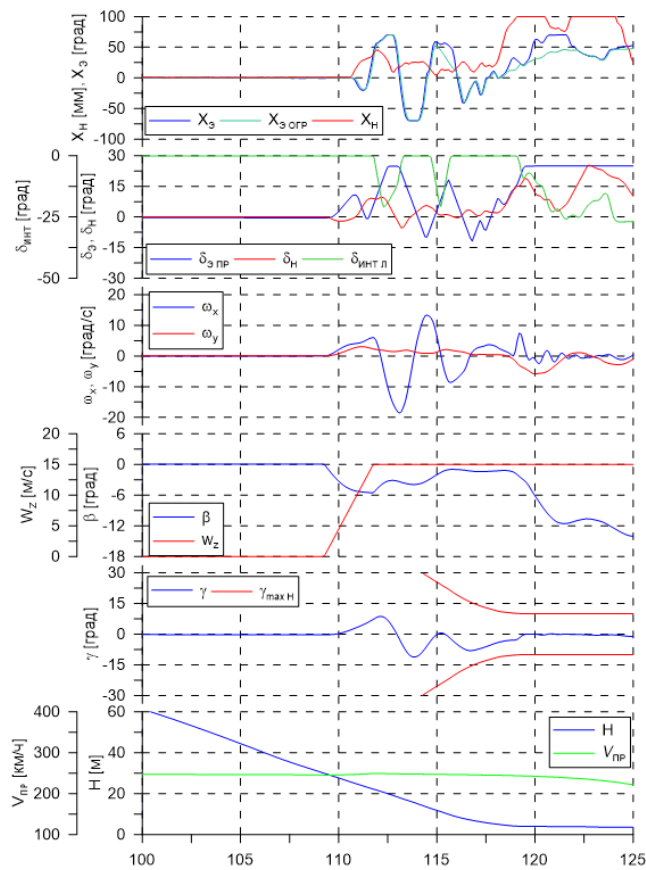


Рисунок 7 Посадка с порывом бокового ветра

На рисунках 8-9 представлены результаты моделирования посадки с постоянным боковым ветром. Видно, что при управлении педалями (выравнивание самолёта вдоль оси ВПП) и слабом вмешательстве лётчика в управление по крену алгоритм ограничения угла крена вблизи земли задействован в управлении, препятствуя увеличению угла крена, вызванного скольжением.

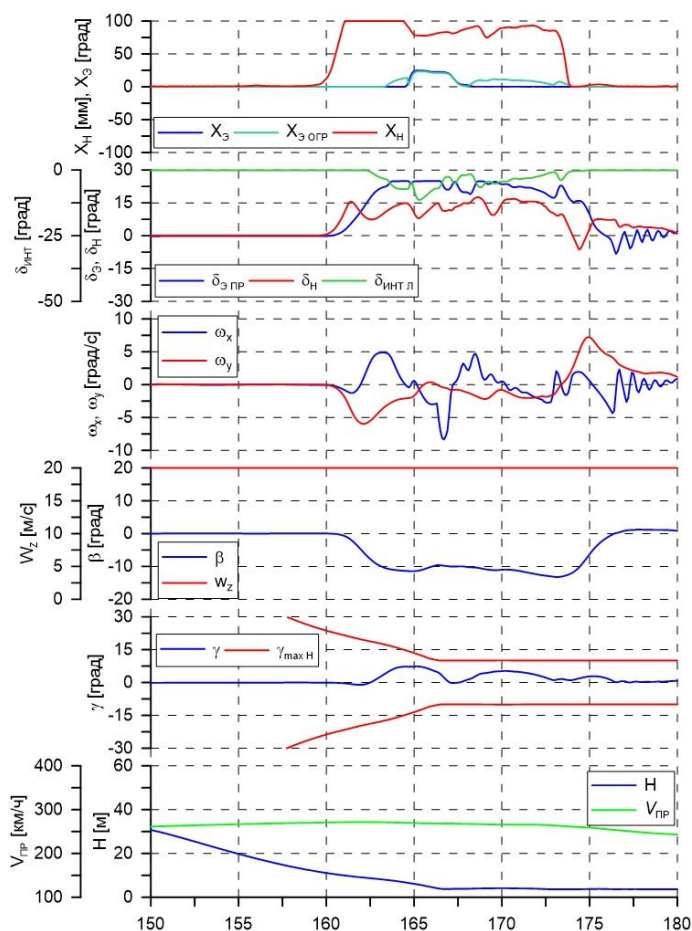


Рисунок 8 Посадка с боковым ветром

$w_z=20$ м/с

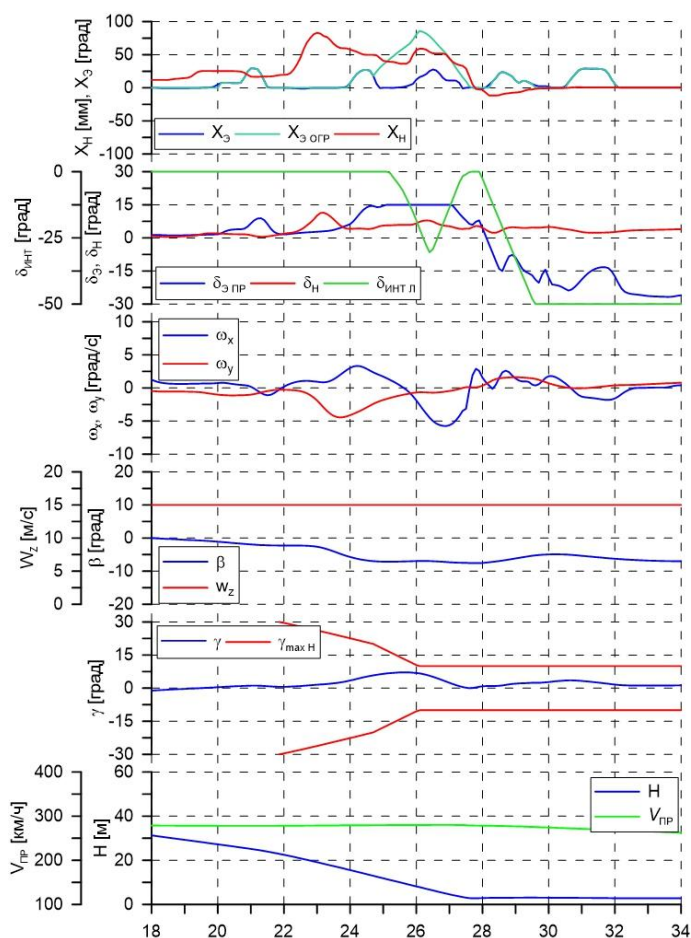


Рисунок 9 Посадка с боковым ветром

$w_z=15$ м/с

По результатам стендового моделирования лётчиками было отмечено, что использование данного алгоритма не меняет стереотип управления. Характеристики управляемости в поперечном канале изменяются при подключении ограничителя угла крена вблизи земли, но в данном случае приходится находить компромисс между изменениями характеристик управляемости самолёта по крену вблизи земли и защитой от касания земли консолью крыла. Также лётчики отметили, что

использование предлагаемого алгоритма снижает нагрузку на лётчика в условиях посадки с боковым ветром и повышает комфорт управления.

Выводы

Представлен алгоритм автоматического ограничения угла крена среднемагистрального пассажирского самолёта вблизи поверхности земли, использующий принцип переключения сигнала управления на сигнал стабилизации максимального угла крена при опасности превышения заданного максимального угла крена.

Предложенный алгоритм надёжно ограничивает угол крена как при управляющих действиях лётчика, так и при ветровых порывах, предотвращая касание крылом или мотогондолой поверхности ВПП. Представленный алгоритм имеет ряд преимуществ над системой предотвращения касания крылом ВПП описанной в работе [20], таких как: простота реализации и интеграции в алгоритмы системы управления, данный алгоритм не требует установки дополнительных датчиков на самолёт, сравнительно простая структура алгоритма.

В ходе стендовых исследований подтверждена эффективность алгоритма ограничения максимального угла крена вблизи земли. Лётчиками были высказаны рекомендации по улучшению работы алгоритмов, которые были реализованы. Проведённые исследования показали, что предлагаемые алгоритмы автоматического ограничения угла крена в составе КСУ современных магистральных самолётов

эффективно предотвращают касание самолётом поверхности ВПП на режимах взлёта и посадки при ошибках пилотирования.

Библиографический список

1. Анализ состояния безопасности полётов в гражданской авиации Российской Федерации в 2015 году. Федеральное агентство воздушного транспорта 2016. URL: <http://szfavt.ru/wp-content/uploads/2016/05/Анализ-по-БП-2015-год.pdf>
2. CIAIAC Report EXT A-001/2012 Afghanistan, «Accident involving an MD-83 aircraft, registration EC-JJS, operated by Swiftair, S.A., at the Kandahar Airport (Afghanistan), on 24 January 2012». URL: http://www.fomento.gob.es/NR/rdonlyres/D6DBFF93-784E-4DE6-8DB7-C88CB93ECEB8/121436/2012_Ext_Afganistan_ENG1.pdf
3. Aviation Safety Investigation Report 199501887. Boeing Co, B747 26 June 1995. URL: <https://www.atsb.gov.au/media/4932954/199501887.pdf>
4. Диденко Ю.И., Космачев В.Н., Кузьмин П.В, Лишина Л.В., Шелюхин Ю. Ф. Автоматическое ограничение угла тангажа на взлетно-посадочных режимах // Техника воздушного флота. 2000. № 6. С. 20 - 26.
5. Wendi M. DeWitt, David P. Eggold, Monte R. Evans, Mithra M.K.V. Sankrithi, Stephen L. Wells, Aircraft Tailstrike Avoidance System, Patent No: US 2002/0066829 A1, Jun. 6, 2002.

6. Маркин Н.Н. Угловое движение пассажирского самолета при отрыве от взлетно-посадочной полосы // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80343>
7. Лебедев Г.Н., Гатич С.А. Система автоматического управления пробегом летательного аппарата после приземления // Труды МАИ. 2013. № 63. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=36120>
8. Глубокая М.Г. Облик бортовой системы поддержки принятия решений на этапе взлёта пассажирского самолёта // Известия Российской Академии Наук. Теория и системы управления. 2009. № 3. С. 105 - 121.
9. Глубокая М.Г. Метод контроля взлёта по функции эффективной взлётной массы. // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 1. С. 82 - 91.
10. Antonio Filippone. Advanced Aircraft Flight Performance, Cambridge University Press, 2012, pp. 321-323. DOI 10.1017/CBO9781139161893.
11. The Aviation Herald. URL: http://avherald.com/h?search_term=wing+tip+strike&opt=0&dosearch=1&search.x=28&search.y=13
12. AeroInside. URL: <https://www.aeroinside.com/item/7883/eastern-e145-at-newcastle-on-dec-5th-2015-wing-tip-strike-on-landing>
13. Boeing 737 NG Flight Crew Training Manual, Revision 15, June 30, 2016. URL: <http://eperf.egyptair.com/Boeing/B738/B738-FCTM-Rev15-30Jun2016.pdf>

14. Airbus. Flight Operations Briefing Notes. Landing Techniques. Crosswind Landings
FOBN Reference: FLT OPS – LAND – SEQ 05 – REV 03 – MAR. 2008. URL:
<https://skybrary.aero/bookshelf/books/179.pdf>
15. Bombardier Global Express BD-700-1A-10 Flight Crew Operating Manual (FCOM),
CSP 700-6, 2013, vol. 1, Revision 78.
16. Десятник П.А. Козьяйчев А.Н. Оценка различных способов обеспечения оптимальной взаимосвязи движения крена и рысканья современного высокоавтоматизированного магистрального самолёта // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 27-28 февраля 2014: сборник трудов. – М.: ЦАГИ, 2014. С. 122 - 123.
17. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н., Лысенкова Н.Б. Повышение безопасности полёта вблизи земли за счёт снижения реакции самолёта по крену на отклонение педалей // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 01-02 марта 2012: сборник трудов. – М.: ЦАГИ, 2012. С. 94 - 95.
18. Диденко Ю.И. Козьяйчев А.Н., Кузьмин П.В. Повышение безопасности полёта вблизи земли путём автоматического ограничения предельных углов крена // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского. 01-02 марта 2012: сборник трудов. – М.: ЦАГИ, 2012. С 93 - 94.
19. Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Козьяйчев А.Н. Синтез алгоритма ограничения угла крена при движение самолёта вблизи поверхности земли // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. XLVII. № 3. С.71 - 79.

20. Ashish Kumar, Afrin Pinhero, Cibi Vishnu Chinnsamy, Rajeev.J, Darshan Kumar.J, and V.R. Sanal Kumar. Flight Control System for Aircraft Wings and Tail Strike Avoidanceduring Takeoff and Landing // International Journal of Research in Engineering and Technology (IJRET), 2013, vol. 2, no. 6, pp. 316 - 321.