



УДК 656.7.052

© 2019 г. **Н.И. Сельвесюк**, д-р техн. наук,  
**А.И. Еремин**

(Государственный НИИ авиационных систем, Москва),

**Г.Н. Лебедев**, д-р техн. наук

(Московский авиационный институт «национальный исследовательский университет»)

## **ОЦЕНКА КОЭФФИЦИЕНТА ОПАСНОСТИ ПОСАДКИ ПРИ СНИЖЕНИИ ПО ГЛИССАДЕ С УЧЕТОМ ОШИБОК ПИЛОТИРОВАНИЯ И ДЕЙСТВИЯ БОКОВОГО ВЕТРА\***

В статье формулируется и решается задача непрерывного контроля безопасности посадки самолета в боковом канале управления после начала снижения по глиссаде при действии бокового ветра и ошибке пилотирования. Компьютерное моделирование показало, что предложенная функция опасности при посадке имитирует нарастание тревоги у летчика и ее снижение при ликвидации опасных полетных ситуаций, влияющих на безопасность посадки в точке приземления.

**Ключевые слова:** оптимальное управление, метод динамического программирования, функция прогнозирующего риска, боковой ветер, сигналы тревоги.

DOI: 10.22250/isu.2019.62.35-44

### **Введение**

Наиболее ответственным и сложным этапом полета считается посадка, именно на этот этап приходится больше половины аварийных ситуаций. Существует множество угроз безопасности посадки, имеющих различную физическую природу, среди которых в данной работе рассматриваются негативное действие бокового ветра и ошибки пилотирования. Их влияние в конечном итоге сказывается на качестве приземления, включая отклонения па-

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, гранты №18-08-00079 и №18-08-00463.

раметров бокового движения в точке приземления от штатного режима по боковой скорости, курсу и линейное отклонение от заданной линии пути. Возникновение других отклонений продольного движения рассмотрено в [1].

В данной работе ставится задача формирования таких сигналов тревоги, которые смогли бы предупредить экипаж об опасности и либо своевременно исправить сложившуюся ситуацию, либо принять решение об уходе на повторный круг.

Существуют известные подходы для решения задачи предотвращения конфликтных ситуаций в полете. В частности, в [2] решается задача определения оптимального времени для маневра уклонения. В [3] изложено решение задачи обеспечения безопасности полета воздушного судна при наличии внешних угроз в виде воздушных судов-нарушителей. Задачи предупреждения экипажа об опасных режимах полета рассматриваются в [4 – 8]. Имеются успешные примеры апробации адаптивных алгоритмов управления в САУ современными и перспективными высокоманевренными самолетами [9].

Авторским коллективом разрабатывается свой подход к контролю безопасности полета на основе вычисления функции опасности в виде единой оценки [10 – 12]. Преимуществом данного подхода является осуществление прогноза при гипотезе об оптимальном устранении угрозы по назначенному интегральному критерию. Проведенные ранее исследования [1] показали возможность вычисления количественного значения коэффициента опасности  $P_e$  продольного движения при посадке, обусловленного ошибками пилотирования. В этой статье уточняется расчет функции опасности с учетом другого важного фактора на этапе посадки – действия бокового ветра.

### Постановка задачи

Задана математическая модель бокового движения самолета при снижении по глиссаде по заданной линии пути и действии порывов бокового ветра с помощью следующих дифференциальных уравнений [13]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{Z} = \frac{\pi V_0}{180} (\Delta \psi_p - \Delta \beta); \\ \Delta \dot{\beta} = \bar{Z}^\beta (\Delta \beta + \Delta \beta_w) + \sin \alpha_0 \Delta \omega_x + \cos \alpha_0 \Delta \omega_y + \frac{g}{V_0} \cos \vartheta_0 \Delta \gamma + \bar{Z}^{\delta_n} \Delta \delta_n; \\ \Delta \dot{\omega}_x = \bar{M}_x^\beta (\Delta \beta + \Delta \beta_w) + \bar{M}_x^{\omega_x} \Delta \omega_x + \bar{M}_x^{\omega_y} \Delta \omega_y + \bar{M}_x^{\delta_\varepsilon} \Delta \delta_\varepsilon + \bar{M}_x^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\ \Delta \dot{\omega}_y = \bar{M}_y^\beta (\Delta \beta + \Delta \beta_w) + \bar{M}_y^{\omega_x} \Delta \omega_x + \bar{M}_y^{\omega_y} \Delta \omega_y + \bar{M}_y^{\delta_\varepsilon} \Delta \delta_\varepsilon + \bar{M}_y^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\ \Delta \dot{\gamma} = \Delta \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta_0 \Delta \omega_y; \quad \Delta \dot{\psi}_p = \frac{1}{\cos \vartheta_0} \Delta \omega_y; \\ \Delta \dot{\beta}_w = -\frac{1}{T} \Delta \beta_w + \frac{180}{\pi T V_0} \Delta \beta + \frac{180}{\pi T V_0} \eta_\beta; \quad \dot{\Delta \beta} = 0; \end{array} \right. \quad (1)$$

где  $\Delta Z = Z - Z_0$ ;  $\Delta Z_3 = Z_3 - Z_0$ ;  $Z$  – горизонтальная координата, отсчитываемая перпендикулярно от линии заданного пути;  $Z_0$  – начальное значение горизонтальной координаты;  $Z_3$  – заданное значение горизонтальной координаты;  $\eta_\beta$  – случайная составляющая ветрового возмущения, задаваемая при помощи белого шума;  $\bar{Z}^\beta$  – производная приведенной к произведению массы самолета на скорость установившегося полета боковой аэродинамической силы по  $\beta$ ;  $\bar{Z}^{\delta_H}$  – производная приведенной к произведению массы самолета на скорость установившегося полета боковой аэродинамической силы по  $\delta_H$ ;  $\bar{M}_x^\beta, \bar{M}_y^\beta$  – производные приведенных к соответствующему моменту инерции моментов  $\gamma$  и  $\psi_p$  по  $\beta$ ;  $\bar{M}_x^{\omega_x}, \bar{M}_y^{\omega_x}$  – приведенные к соответствующему моменту инерции демпфирующие моменты  $\gamma$  и  $\psi_p$ ;  $\bar{M}_x^{\omega_y}, \bar{M}_y^{\omega_x}$  – приведенные к соответствующему моменту инерции перекрестные моменты  $\gamma$  и  $\psi_p$ ;  $\bar{M}_x^{\delta_\omega}, \bar{M}_y^{\delta_\omega}, \bar{M}_x^{\delta_H}, \bar{M}_y^{\delta_H}$  – производные приведенных к соответствующему моменту инерции моментов  $\gamma$  и  $\psi_p$  по  $\delta_\omega$  и  $\delta_H$ ;  $\Delta\beta_w$  – приращение угла скольжения, вызванное ветровым возмущением;  $\Delta\beta$  – систематическая составляющая скорости бокового ветра.

Скорость  $V$  самолета при посадке считается заданной и постоянной.

Начальное значение  $\psi(0)$  курса самолета и угла рыскания  $\varphi(0)$  считается примерно равным заданному посадочному курсу  $\psi_0$  ввиду практически равной нулю ошибки по курсу в реальных условиях. Присутствует ненулевая ошибка  $Z(0)$  по линейному отклонению.

Рассматривается боковое движение самолета при управлении боковым движением, когда порыв бокового ветра есть кусочно-постоянная функция. Схема моделирования бокового ветра в системе Simulink Matlab изображена на рис.1.

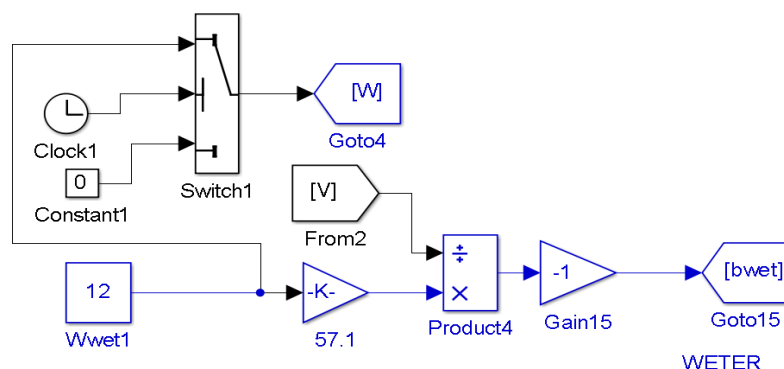


Рис. 1. Блок моделирования бокового ветра.

При этих условиях требуется путем компьютерного моделирования уточнить все необходимые параметры, входящие в предложенную ниже формулу вычисления прогнозируемого коэффициента опасности посадки.

## Предлагаемый подход к решению задачи

Главной особенностью предложенного подхода является осуществление прогноза последствий опасных боковых отклонений от заданной линии пути при гипотезе об оптимальном устранении угрозы по назначенному критерию, оценивающему качество приземления. Поэтому само оптимальное управление находится с помощью динамического программирования [14] и аналитического конструирования оптимальных регуляторов [15] с учетом прогнозирующих свойств правой части уравнения Беллмана, равной минимизируемой функции ожидаемого риска. Следуя принципу нахождения функции риска, область допустимых неопасных отклонений (при переходе от конца до начала посадки) постепенно расширяется, как показано на рис. 2.

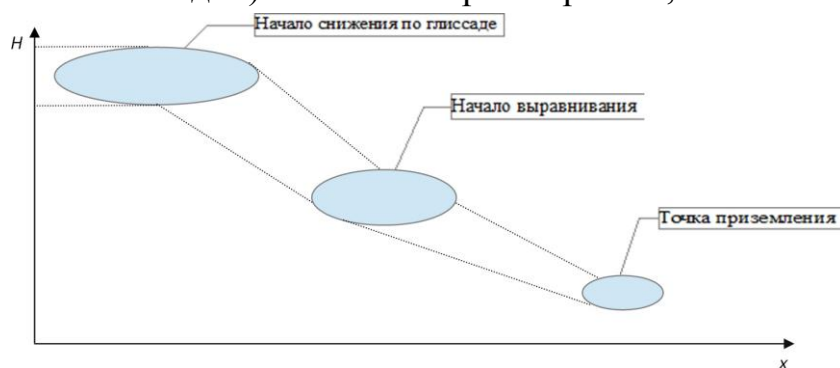


Рис. 2. Картина изменения области допустимой функции риска по появлению боковых отклонений от заданной линии пути от начала к концу посадки.

Тогда, зная требования по допустимой боковой скорости в точке приземления, можно с помощью моделирования получить оценку допустимых боковых отклонений сначала в точке выравнивания, а затем – в точке начала снижения по глиссаде как при отсутствии, так и при наличии бокового ветра. Именно эти отклонения станут граничными, превышение которых означает достижение существенных значений коэффициента опасности  $P_e \geq 0,5$ . Это позволит определить представленные и поясненные ниже масштабные коэффициенты и зависящий от них коэффициент опасности  $P_e$ .

Далее, опираясь на факт оптимального устранения угрозы, вычисляется числовая оценка коэффициента опасности  $P_e$  в виде одного числа при одновременном учете двух факторов – действия бокового ветра и ошибок пилотирования в боковом движении. Полученная в реальном масштабе времени оценка  $P_e$  сравнивается с одним или двумя порогами  $F_1$  и  $F_2$ , превышение которых служит сигналами предупредительной или аварийной тревоги.

## Алгоритм расчета функции опасности

Алгоритм расчета функции опасности  $P_e$  бокового движения состоит в следующем. В работе [1] была показана возможность вычисления количе-

ственного значения коэффициента опасности  $P_e$  продольного движения при посадке с учетом ошибок пилотирования с помощью формулы

$$P_e = \frac{M_0[(y - H_{зад}) + K_1(\theta - \theta_{зад})V + K_2W_e]^2}{1 + \frac{(x - x_e)^2}{d^2}}, \quad (2)$$

где  $K_1$ ,  $K_2$ ,  $M_0$  – весовые коэффициенты, уточненные при моделировании продольного движения;  $y$  – текущая высота горизонтального полета перед снижением по глиссаде ЛА;  $H_{зад}$  – заданная высота горизонтального полета перед снижением по глиссаде;  $\theta$  – текущий угол наклона траектории при снижении по глиссаде ЛА;  $\theta_{зад}$  – заданный угол наклона траектории при снижении по глиссаде;  $V$  – заданная скорость ЛА;  $x$  – текущая дальность до заданной точки приземления на взлетно-посадочной полосе (ВПП);  $x_e$  – заданная дальность до точки приземления на ВПП;  $d$  – значение дальности от точки начала выравнивания до точки приземления;  $W_e$  – скорость вертикальной составляющей ветра.

В отличие от выражения (2), формула оценки опасности посадки с одновременным учетом ошибок пилотирования при боковом движении и действии бокового ветра примет следующий вид:

$$P_e = \frac{M_1[z + K_3\varphi V + K_4|W_z|]^2}{1 + \frac{(x - x_e)^2}{d^2}}, \quad (3)$$

где  $K_3$ ,  $K_4$ ,  $M_1$  – весовые коэффициенты, нуждающиеся в уточнении;  $W_z$  – боковая составляющая ветра;  $\varphi$  – угол рысканья.

В формуле (3) присутствуют три коэффициента, которые должны быть определены с помощью моделирования. Необходимо оценить значения указанных коэффициентов с помощью компьютерного моделирования при рассмотрении двух случаев. В первом случае учитывается только отклонение от линии заданного пути  $Z$  и угла рысканья  $\varphi$ , вызванные ошибками пилотирования, в результате чего поочередно уточняются коэффициенты  $K_3$  и  $M_1$ . Во втором случае дополнительно рассматривается только отклонение от линии заданного пути под действием бокового ветра  $W_z$ , после чего уточняется коэффициент  $K_4$ . Это является отличием данной работы от [1].

### **Результаты компьютерного моделирования процессов управления боковым движением и контроля безопасности полета**

Для оценки параметров  $M_1$ ,  $K_3$ ,  $K_4$  в формуле (3) проведен ряд этапов компьютерного моделирования для трех условий выполнения посадки вертикального полета при управлении боковым движением.

Первое условие характеризуется следующими параметрами:

боковой ветер отсутствует ( $W_2 = 0$ );

начальная ошибка по углу рысканья отсутствует ( $\varphi(0) = 0$ );

существует начальная ошибка по линейному боковому отклонению ( $Z(0) = 70\text{м}$ );

коэффициент опасности  $P_e$  к моменту начала выравнивания имеет большое значение (например,  $P_e = 0,5$  при  $x = x_6$ ).

Таким образом рассматривается ситуация появления ошибки бокового движения в стороне от линии заданного пути, с параллельным курсом.

Результат моделирования траектории бокового движения при наличии начальной ошибки  $Z(0)$  и без действия ветра показан на рис. 3.

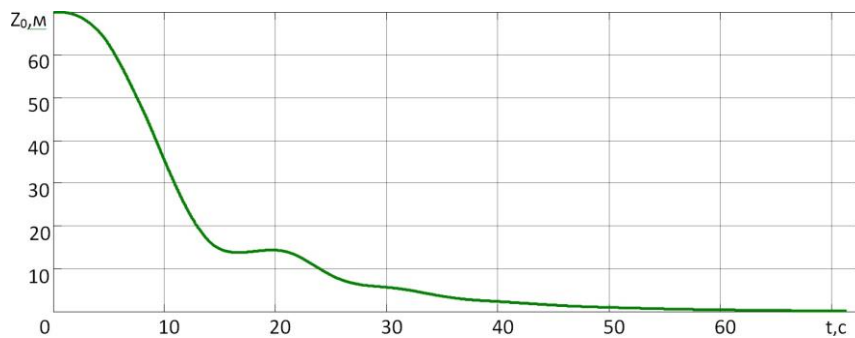


Рис. 3. Динамика изменения начальной ошибки бокового отклонения.

График изменения коэффициента опасности в канале управления боковым движением при наличии начальной ошибки пилотирования, без действия ветра приведен на рис. 4.

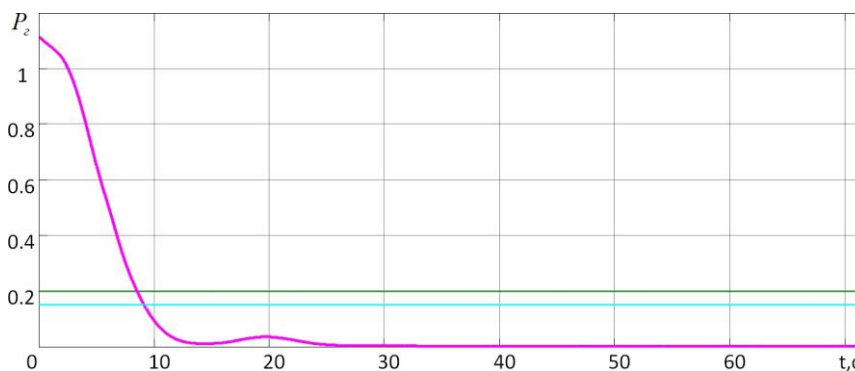


Рис. 4. График изменения коэффициента опасности.

При таких параметрах путем компьютерного моделирования получено следующее значение коэффициента в формуле (3):  $M_1 = 2,5$ .

При рассмотрении второго условия ( $W_2 = 0$ ,  $\Delta\varphi = 0$ ,  $Z(0) = 70\text{м}$ ) для оценки коэффициента опасности используем следующее рассуждение. Второе слагаемое в числителе формулы (3) есть прогнозируемое боковое отклонение, которое зависит от отклонения боковой составляющей скорости относительно линии заданного пути. Значит, коэффициент  $K_3$  по смыслу есть время интегрирования отклонения боковой составляющей скорости, состав-

ляющее единицы секунд. Путем моделирования установлено, что для принятых исходных данных значение  $K_3 = 0,05$ .

В целом ситуация возникновения начальной ошибки бокового движения получается вследствие негативного действия человеческого фактора, когда в особых критических ситуациях самолет летит параллельно заданной линии пути, но в стороне от нее.

В третьем случае результат моделирования траектории посадки при наличии только бокового ветра представлен на рис. 5.

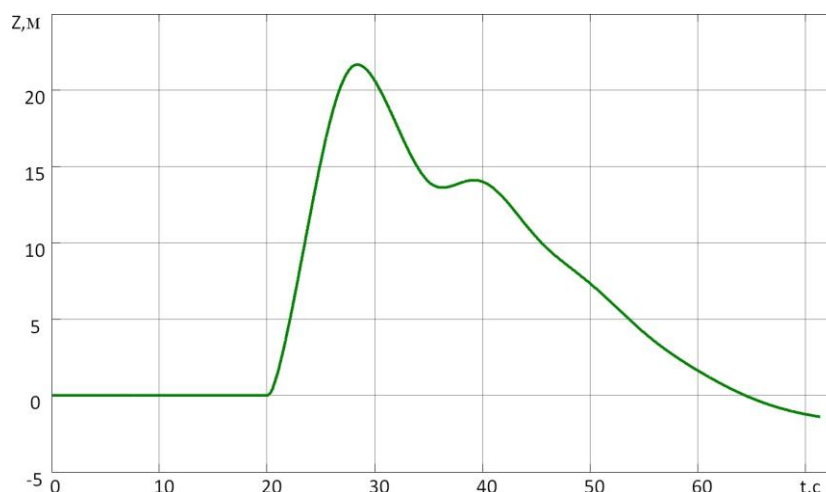


Рис. 5. Динамика изменения бокового отклонения от заданной линии пути.

График изменения коэффициента опасности при действии бокового ветра показан на рис. 6.

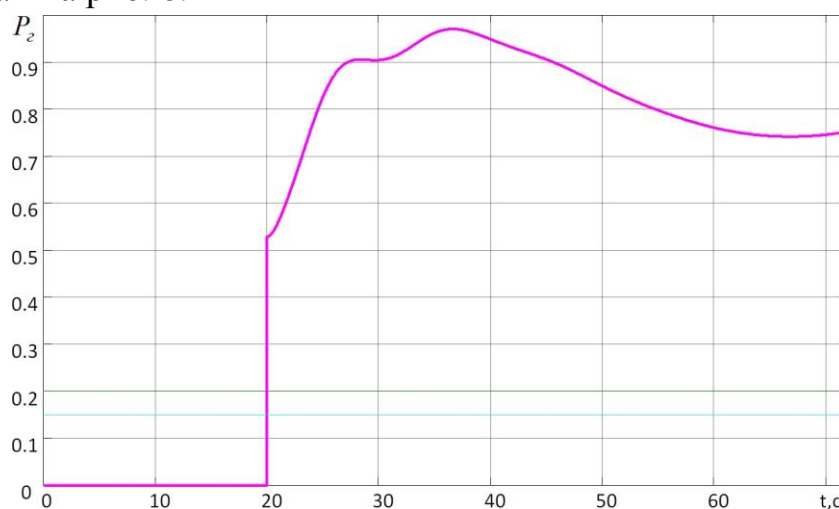


Рис. 6. График изменения коэффициента опасности.

Следует заметить, что максимальное значение скорости ветра, с которым может справиться система управления ЛА, составило  $W_2 = 11\text{ м/с}$ . Поэтому в результате моделирования было получено значение  $K_4 = 5$ . В итоге, при совместном действии ошибок пилотирования и ветра при управлении боковым движением, поведение коэффициента опасности имеет вид, представленный на рис. 7.

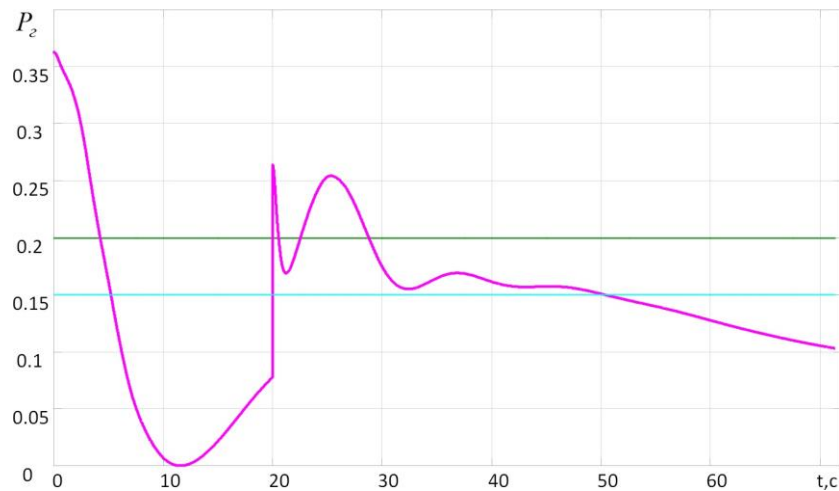


Рис. 7. График изменения коэффициента опасности с использованием курсового угла.

Из рис. 7 видно, что поведение функции риска имитирует нарастание волнения и тревоги у летчика по мере возникновения двух опасных полетных ситуаций при посадке – при ошибке бокового движения в начале снижения по глиссаде и возникновении порыва вертикального ветра в середине снижения. При этом превышение порога  $F_1 = 0,15$  формирует сигнал предупредительной тревоги, а в редком случае превышения порога  $F_2 = 0,2$  – сигнал аварийной тревоги. Для получения таких результатов при моделировании была выбрана скорость ветра 12 м/с и ошибка по высоте 40 м.

Кроме того, была сделана попытка учета в оценке коэффициента опасности отклонения по боковой составляющей скорости с помощью путевого угла вместо отклонения по углу курса. Это вызвано тем, что компьютерное моделирование установило факт несовершенства прогноза ожидаемого бокового отклонения  $Z$  с помощью ненулевого курсового угла, наиболее доступного для измерения. Использование путевого угла дополнительно требует идентификации на борту самолета угла скольжения. Результат моделирования представлен на рис. 8.

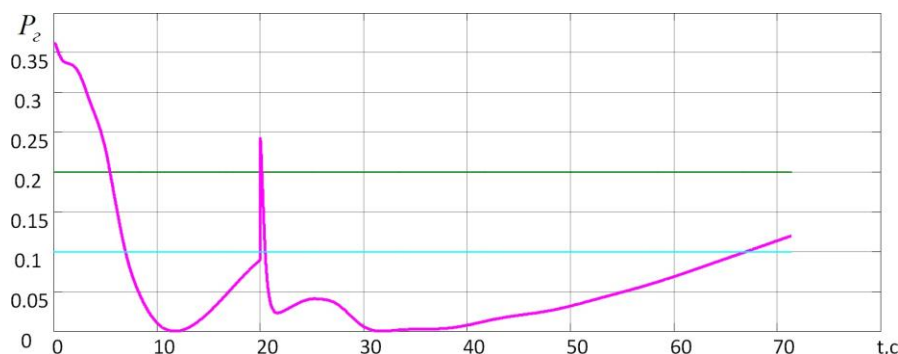


Рис. 8. График изменения коэффициента опасности с использованием путевого угла.

Полученный график отличается умеренной колебательностью и использованием угла рыскания, значения порогов тревоги  $F_1 = 0,1$  и  $F_2 = 0,2$ . Использование путевого угла предпочтительнее курсового.



## Заклучение

В результате проведенных исследований с помощью компьютерного моделирования уточнены масштабные коэффициенты в формуле определения коэффициента опасности с учетом начальных ошибок пилотирования и действия бокового ветра.

Показано, что предложенная модель количественной оценки опасности при посадке имитирует нарастание тревоги у летчика и ее снижение при ликвидации опасных полетных ситуаций.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Еремин А.И., Сельвесюк Н.И.* Уточненная оценка коэффициента опасности посадки при снижении по глиссаде с учетом действия вертикального ветра // Труды МАИ. Вып. №100 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93451>.
2. *Blin K., Bonnans F., Hoffman E., Zeghal K.* Conflict resolution in presence of uncertainty: A case study of decision making with dynamic programming // Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, 2001. available at: URL: [http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard\\_page/DOC\\_Conf\\_2001\\_004.html](http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/DOC_Conf_2001_004.html)
3. *Михайлин Д.А.* Экспертная оценка опасности полета группы воздушных судов при их сближении с помощью программы-диспетчера // Научный вестник МГТУ ГА. – 2017. – № 5. – С. 116 - 130.
4. *Петунин В.И., Неугодникова Л.М.* Ограничение и предупреждение опасных режимов при автоматическом управлении движением летательных аппаратов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2014. – № 4 (65). – С. 99-104.
5. *Патент РФ №2128854.* Система поддержки экипажа в опасных ситуациях / Берестов Л.М., Харин Е.Г., Якушев А.Ф., Волков В.К., Кожурин В.Р., Сидоров Н.В., Калинин Ю.И., Полтавец В.А., Павлов М.М., Борис С.Ю., Вид В.И., Дедеш В.Т., Сапарина Т.П., Головнев В.Ф. // Официальный бюл. «Изобретения. Полезные модели». – 1999.
6. *Солдаткин В.М.* Методы и средства построения бортовых информационно-управляющих систем обеспечения безопасности полета. – Казань: Казанский государственный технический университет им. А. Н. Туполева, 2004.
7. *Pritchett A.R., Vandor B., Edwards K.* Testing and implementing cockpit alerting systems // Reliability engineering & system safety. – 2002. – No. 75(2). – P. 193-206. DOI: 10.1016/S0951-8320(01)00094-1.
8. *Kuchar J.K., Walton D.S., Matsumoto D.M.* Integrating objective and subjective hazard risk in decision-aiding system design // Reliability engineering & system safety. – 2002. – No. 75(2). – P. 207-214.
9. *Elliot J.R.* NASA's Advanced Control Law Program for the F-8 Digital Fly-by-Wire Aircraft // IEEE Transactions on Automatic Control. Oct. – 1977. – Vol. AC-22. – No. 5. – P. 735-757.
10. *Еремин А.И., Лебедев Г.Н., Чехов И.А.* Система автоматизированного предупреждения опасных ситуаций при заходе самолета на посадку перед началом снижения по

- глиссаде // Научный вестник МГТУ ГА. – 2016. – № 226(4). – С. 90-100.
11. *Лебедев Г.Н., Малыгин В.Б., Тин Пхон Чжо, Зо Мин Тайк.* Оптимальное управление и контроль безопасности поперечного движения воздушных и речных судов при пересечении их маршрутов // Новые технологии, мехатроника, автоматизация управления. – 2012. – № 12. – С. 50-53.
  12. *Лебедев Г.Н., Тин Пхо Джо.* Автоматизированная система управления и контроля безопасности попутного и поперечного движения группы воздушных судов при заходе на посадку // Вестник Пензенского государственного университета. – 2014. – № 1. – С. 72-80.
  13. *Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А., Неретин Е.С., Лунев Е.М., Курмаков Д.В.* Современные подходы к проектированию систем управления беспилотными летательными аппаратами. – М.: Изд-во МАИ, 2015.
  14. *Беллман Р.* Динамическое программирование. – М.: Иностранная литература, 1960.
  15. *Летов А.М.* Динамика полета и управление. – М.: Наука, 1969.

*E-mail:*

*Сельвесюк Николай Иванович – nis@gosniias.ru;*

*Еремин Андрей Игоревич – aieremin@2100.gosniias.ru;*

*Лебедев Георгий Николаевич – kaf301@mai.ru.*