

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ОБ ОПАСНЫХ СИТУАЦИЯХ ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ ОШИБОК ПИЛОТАЖА

Иед К.^{1,2}

¹ Высший институт прикладных наук и технологий,

Округ Барзе, Дамаск, Сирийская Арабская Республика, почтовый ящик: 31983

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия

e-mail: Kaissied@mai.ru

Статья поступила в редакцию: 03.06.2019

Система управления спортивным самолетом, как правило, характеризуется предельной простотой и не дополняется возможностью автоматического управления (автопилотом). Следовательно, стоит задача разработки методики построения системы предупреждения, не основанной на автоматическом управлении (автоматическом уводе с опасной высоты), а содержащей только предупреждение, уровень которого должен быть непосредственно связан с вероятностью возникновения аварийной ситуации, для предотвращения возможности перехода этой ситуации в катастрофическую.

Ключевые слова: высота, скорость, вертикальная перегрузка, изменение параметров траектории, система предупреждения.

Введение

Анализ летных происшествий со спортивными самолетами [1, 2] говорит о том, что основная их причина заключается в потере управления и, как следствие, столкновении с землей, вследствие ошибок, допущенных при выполнении фигур высшего пилотажа. При этом в действующих Нормах летной годности отсутствуют четкие требования к определению понятия «безопасное выполнение фигур высшего пилотажа» [3–5], нет требований к объему необходимых проверок и методик оцен-

ки гарантированной безопасности. Между тем безопасность выполнения отдельных фигур зависит не только от высоты и скорости при начале их выполнения, но и от темпа и диапазона изменения положения органов управления. В настоящей статье представлены модельные исследования изменения скорости и высоты полета при выполнении переворота на самолете Як-55М для различного характера управления рулем высоты. Рассматриваются случаи нормального и позднего

вывода самолета из переворота при различном характере управления рулем высоты на выводе.

Большинство спортивных самолетов не имеют системы предупреждения и эффективной системы автоматического уклонения от пересеченной местности, основанной на прогнозировании траектории маневра.

В данной статье представлены результаты исследования влияния ошибок пилота на изменение параметров траектории, высоты, скорости полета и вертикальной перегрузки при изменении значения и скорости отклонения руля высоты.

Чтобы определить безопасную высоту начала маневра и построить систему предупреждения, необходимо определить вероятностные характеристики ошибок пилотирования. Создание функциональной зависимости, основанной на исследовании изменения высоты в случае ошибок пилотирования с учетом вероятности возникновения этих ошибок, позволит с заранее заданной степенью вероятности определять безопасную высоту начала маневра.

Описание маневра переворота

Переворот применяется для быстрого изменения направления полета на 180° с потерей высоты. Переворот есть сочетание горизонтальной полубочки со второй частью петли Нестерова [6].

В учебных целях на самолетах Як-55М [7] переворот выполняется на следующих скоростях: ввод — 180 км/ч; начало вывода — 210 км/ч.

Исследование вероятности ошибок пилотирования при выполнении переворота

Рассмотрим, как меняются высота, скорость полета и вертикальная перегрузка при изменении величины и темпа отклонения руля высоты. Для определения безопасной высоты начала выполнения маневра необходимо также определить вероятностные характеристики ошибок пилотирования.

Наиболее характерной ошибкой при выполнении переворота [7, 8] является замедленное со-

здание перегрузки на начальном участке, что приводит к увеличению скорости и большой потере высоты.

При вводе в переворот с минимальной высоты, особенно на большой скорости, темп создания перегрузки после выполнения полубочки должен быть выше (2—3). В этом случае при выводе из фигуры нужно ориентироваться на перегрузку.

Вероятностные характеристики ошибок пилотирования получены эмпирическим путем при выполнении 100 маневров переворота на самолете Як-55М в авиасимуляторе X-Plane11 [9] с наблюдением в соответствии с рекомендованной техникой пилотирования [7].

Анализировались данные, полученные при выполнении маневра, для каждого значения скорости начала вывода из переворота $V_{\text{нвп}}$, максимальной потери высоты ΔH_{max} , максимальной перегрузки n_{max} , значения угла отклонения руля δe_{max} , времени действия до значения угла отклонения руля $t_{\delta e}$, запаздывания вывода из переворота от предложенной скорости $\Delta t_{\text{зап}}$. Полученные статистические характеристики [10] приведены в таблице.

При исследовании запаздывания вывода из переворота от предлагаемой скорости начала вывода из переворота 210 км/ч была получена диаграмма распределения (рис. 1).

При допущении, что полученное распределение описывается нормальным (гауссовским) законом распределения, с вероятностью 0,997 запаздывание дачи рулей на вывод не превысит 2,15 с. Проведем исследование изменения траектории полета при таком запаздывании отклонения рулей на математической модели самолета Як-55М.

Построение математической модели

Уточнения требований к безопасности полетов будут разработаны с помощью математической модели 6DOF [11, 12], построенной на плат-

Исследования вероятности ошибок пилотирования при выполнении переворота

Параметр	$V_{\text{нвп}}$, км/ч	$t_{\delta e}$, с	δe_{max} , град	ΔH_{max} , М	n_{max}	$\Delta t_{\text{зап}}$, с
Математическое ожидание	199	1,5	10	245	5,8	0,3
Стандартное отклонение	13	0,7	3	43	0,9	0,8
Коэффициент корреляции с потерей высоты	0,5	0,23	-0,5	1	-0,06	0,38

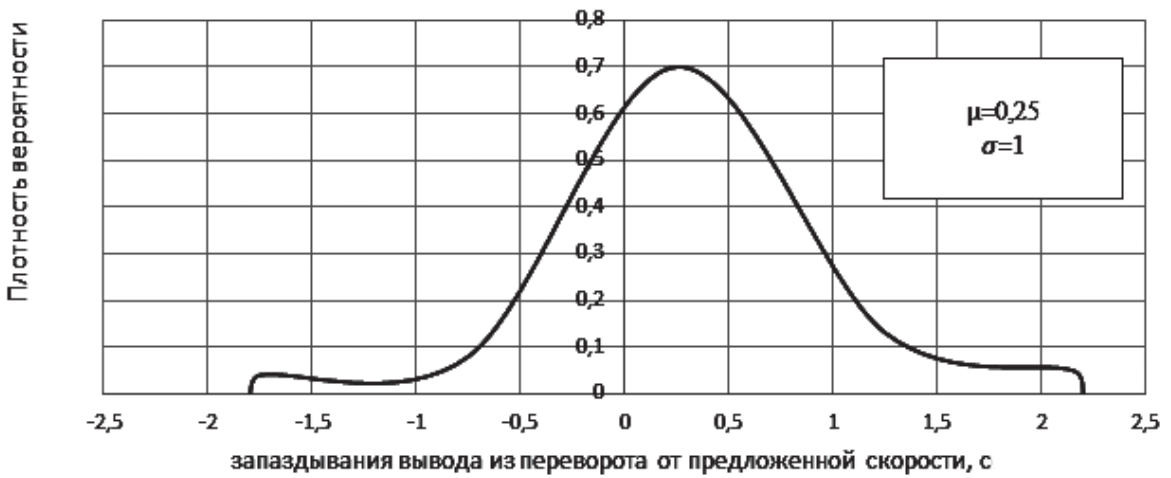


Рис. 1. Диаграмма распределения запаздывания выхода из переворота при рекомендованной скорости начала вывода 210 км/ч

форме Матлаб/ Симулин [13,14] с использованием аэродинамических производных [15, 16]. Коэффициенты аэродинамики формируются по отношению к линейной скорости, углам атаки и скольжения, угловым скоростям, углам отклонения для каждой поверхности управления. Структура модели шести степеней свободы может быть разбита на несколько модулей (рис. 2).

Изменение траектории в случае запаздывания вывода из переворота при изменении характера управления рулем высоты

В случае замедленного вывода из переворота — большое нарастание скорости самолета и большая потеря высоты. Рассматриваются изменения параметров траектории в случае, если переворот

при рекомендованном темпе и величине отклонения руля высоты происходит в течение 2,15 с после достижения рекомендованной скорости начала вывода из переворота.

По сравнению со стандартным выводом из переворота при достижении рекомендованной скорости, скорость на выводе в этом случае возрастает; кроме того, незначительно возрастает перегрузка на выходе из переворота и увеличивается потеря высоты.

Рассмотрим два вида управления рулем высоты в случае запаздывания вывода самолета из переворота (2,15 с).

Стратегия 1. Полное взятие штурвала «на себя» для вывода из переворота при линейно нараста-



Рис. 2. Блок-схема нелинейной модели 6 DOF

ющем в течение 1 с отклонении руля высоты «на себя».

В этом случае максимальная скорость в процессе вывода не увеличивается, а уменьшается и на выходе из переворота достигает 165 км/ч. Кроме того, в процессе этого маневра вертикальная перегрузка увеличивается до 8,9 ед., т.е. при таком характере управления опасность превышения предельной максимальной перегрузки (9 G) [7] и выхода на недопустимые углы атаки резко увеличивается. С другой стороны, потеря высоты во время выполнения маневра в этом случае увеличивается более чем на 55 м, по сравнению с потерей высоты при рекомендованном управлении.

Изменение параметров траектории в этом случае представлено на рис. 3.

Стратегия 2. Входное линейно нарастающее в течение 2 с отклонение руля высоты «на себя» до полного расхода. Результаты моделирования траектории выхода представлены на рис. 3. Из представленных данных видно, что в этом случае максимальная вертикальная перегрузка, равная 7,4 единиц на выходе из переворота, достигается при повышенной относительно рекомендованной скорости 280 км/ч, т.е. при таком характере управления нагрузки на конструкцию возрастают, что также может привести как к потере управляемости, так и к остаточным деформациям конструкции самолета. Потеря высоты во время выполне-

ния маневра в этом случае увеличивается более чем на 120 м, по сравнению с потерей высоты при рекомендованном управлении.

На графиках рис. 3 представлены сравнительные результаты исследования изменения траектории полета при описанных выше законах управления рулем высоты на выходе из переворота.

Из данных, представленных на рис. 3, видно, что при использовании полного расхода руля высоты «на себя» потери высоты по сравнению со стандартным выводом из переворота могут возрастать до 82%.

Характерные ошибки при выполнении переворота

Существуют разные источники ошибок: запаздывания при выводе из маневра, изменение темпа вывода, изменение величины отклонения, поэтому используется формула для независимых источников [17].

1. Необходимый запас высоты как корень квадратный из суммы квадратов потерь от каждой ошибки отдельно:

$$\Delta H_{tot} = \sqrt{\Delta H_{delay}^2 + \Delta H_{tempo}^2 + \Delta H_{mag}^2} = 240 \text{ м}, \quad (1)$$

где $\Delta H_{delay} = 125 \text{ м}$ — увеличение потери высоты от ошибки (запаздывание 2,15 с, со степенью вероятности 99,7%, изменение темпа вывода, изме-

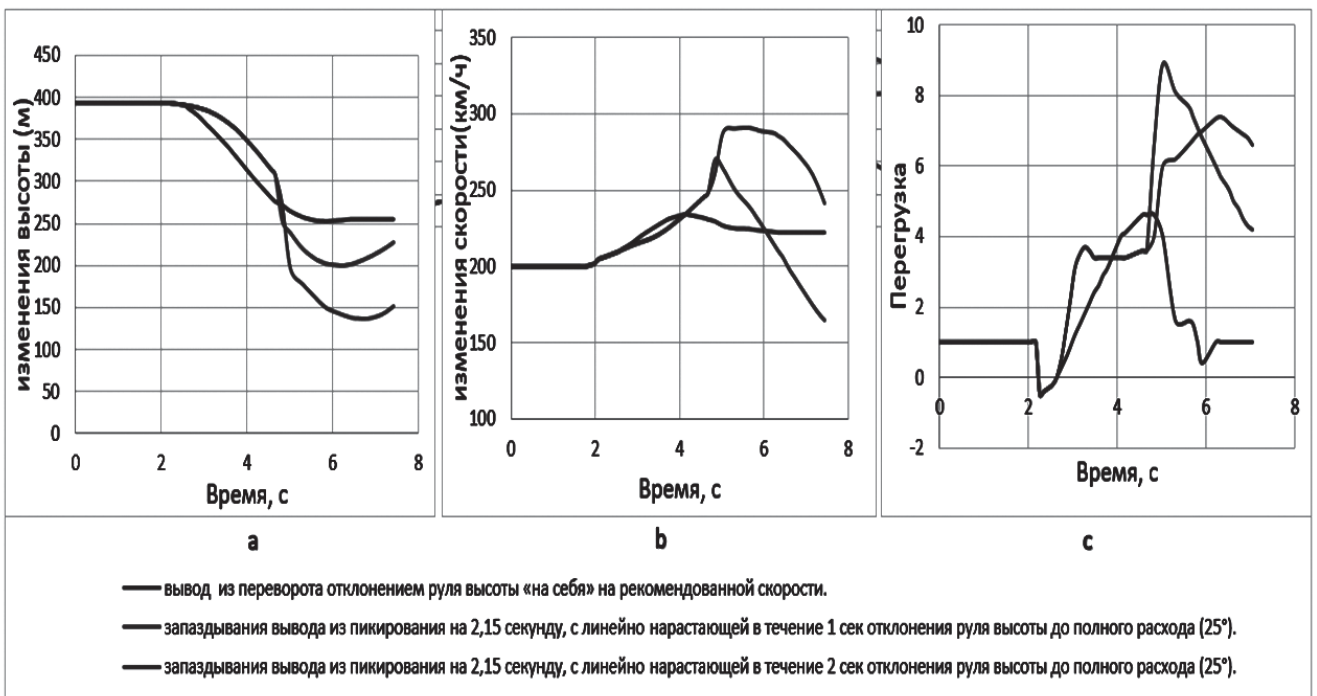


Рис. 3. Исследование зависимости изменения высоты, скорости и вертикальной перегрузки от темпа отклонения руля высоты при пикировании

нение величины отклонения) по сравнению с рекомендованным выводом;

$$\Delta H_{tempo} = 140 \text{ м} — \text{увеличение потери высоты в}$$

случае изменения величины отклонения, со степенью вероятности 99,7%, по сравнению с рекомендованным выводом;

$$\Delta H_{mag} = 150 \text{ м} — \text{увеличение потери высоты в}$$

случае изменения темпа вывода со степенью вероятности 99,7%, по сравнению с рекомендованным выводом.

2. Превышение предельной скорости

$$\Delta V_{tot} = \sqrt{\Delta V_{delay}^2 + \Delta V_{tempo}^2 + \Delta V_{mag}^2} = 90 \text{ км/ч.} \quad (2)$$

3. Превышение предельной перегрузки

$$\Delta n_{tot} = \sqrt{\Delta n_{delay}^2 + \Delta n_{tempo}^2 + \Delta n_{mag}^2} = 3,4. \quad (3)$$

Система предупреждения пилота

Необходимость предупреждения об опасном режиме

Для обеспечения безопасности выполнения элементов пилотажа на легком спортивном самолете недостаточно просто рассчитать диапазон допустимых для выполнения маневра скоростей и высот полета, необходимо еще разработать концепцию устройства, позволяющего летчику получить предупреждение об опасности в случае возможных ошибок, которые могут привести к потере управляемости и столкновению с землей. Примером такой системы может служить система автоматического предупреждения о столкновении самолета с землей, основанная на измерениях геометрической высоты полета [18—21].

Результаты испытаний в Центре летных исследований Армстронга НАСА на самолете Цирруса SR22 [22] для автопилота показали, что система предупреждения лучше, чем простой автопилот, функциональность которого ограничена.

Стоит отметить, что при прогнозировании траектории самолета добавлена дополнительная задержка для учета времени реакции пилота. Это было единственное изменение, требуемое для преобразования алгоритма поддержки автоматической системы в алгоритм системы предупреждения. Целевая скорость набора высоты для прогноза траектории самолета была изменена на значение, основанное на руководстве по летной эксплуатации для самолета.

Исследовательская система позволяет контролировать допустимые скорость и высоту начала маневра спортивного самолета.

Анализируемый вариант (улучшенная система предотвращения столкновения с землей) не использовал автопилот и вместо этого «полагался» на действия пилота для выполнения маневров уклонения. Следовательно, маневры уклонения должны быть выполнимыми для пилота авиации общего назначения, чтобы он не был дезориентирован либо не потерял ориентацию в пространстве и не оказался в непривычном для себя положении. Причем отметим, что мультитраекторный подход был сохранен,

Блок-схема алгоритма системы предупреждения

Алгоритм системы предупреждения заключается в следующем:

- 1) получение текущей высоты $H_{тек}$;
- 2) вычисление граничной высоты $H_{гр}$, заданной для некоторого маневра и области полета по выражению $H_{гр} = H_{рлэ} + \Delta H_{tot}$, где $H_{рлэ}$ — высота, заданная в руководстве по летной эксплуатации;
- 3) определение начальных значений координат;
- 4) определение высот завершения маневра уклонения $\Delta H_{прог1}$ и $\Delta H_{прог2}$ путем прогнозирования траекторных параметров при использовании первой и второй стратегий управления;
- 5) сравнение высот завершения маневра уклонения $\Delta H_{прог1}$ и $\Delta H_{прог2}$, выбор стратегии, приводящей к меньшей потере высоты, и формирование сигнала предупреждения.

Система предупреждения может быть описана с помощью блок-схемы, представленной на рис. 4.

Предлагаемый алгоритм формирования сигнала

Команда «Избежать» также отображается при выдаче команды предотвращения столкновения с землей. В целом, согласно анализируемому документу, безопасность каждого маневра демонстрируется пилоту цветной стрелкой блока.

1 — Стратегия 0. Стрелки окрашены в зеленый цвет, если высота начала маневра больше допустимой с учетом ошибок пилота.

2 — Стрелки окрашены в желтый цвет, когда пилот может безопасно выйти из маневра, используя стратегию 2.

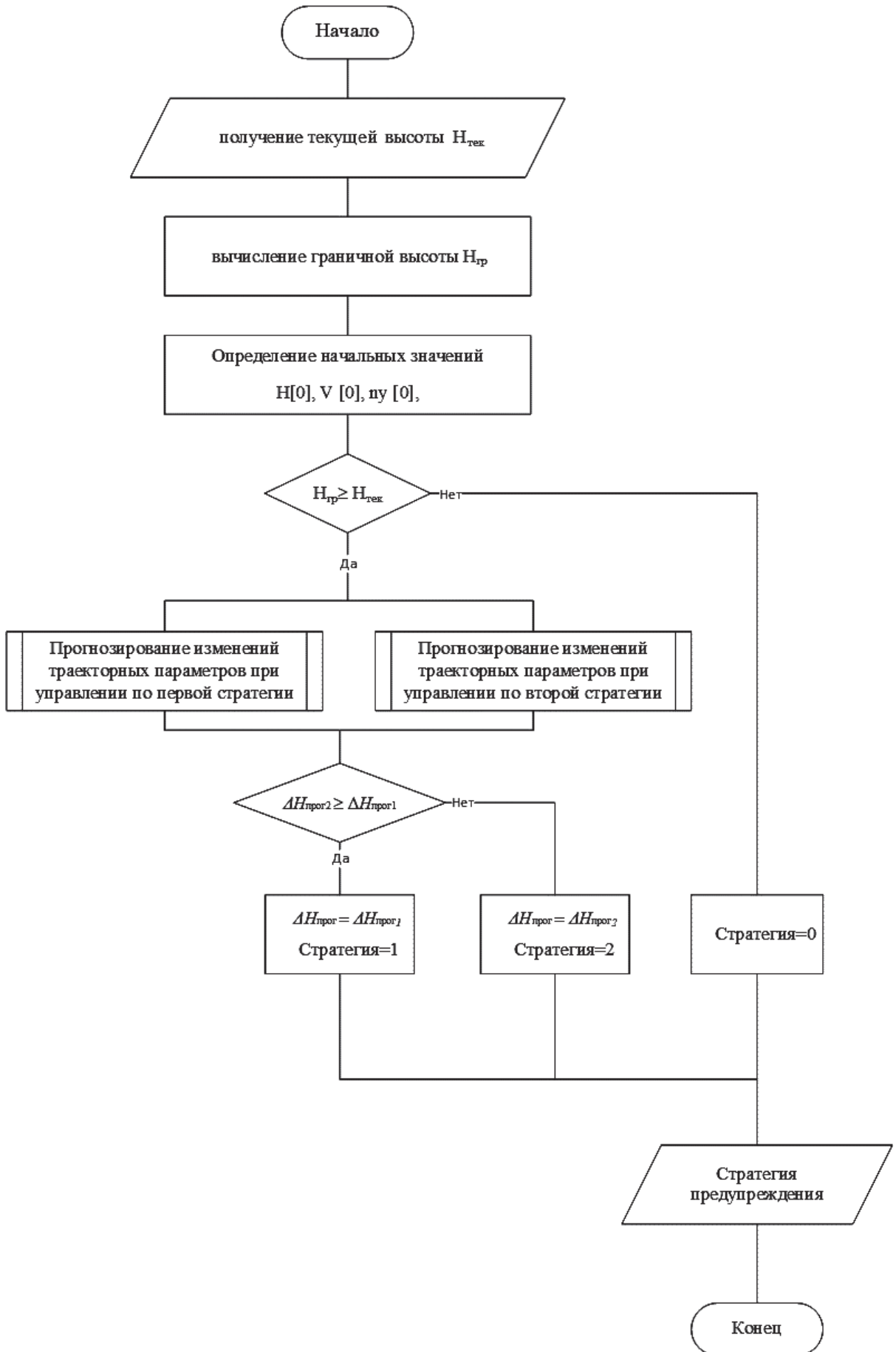


Рис. 4. Блок-схема алгоритма системы предупреждения

3 — Стрелки окрашены в оранжевый цвет, когда пилот может безопасно выйти из маневра, используя стратегию 1.

4 — Стрелки окрашены в красный цвет, если высота начала маневра меньше допустимой с учетом ошибок пилота, в этом случае маневрирование не должно выполняться.

Выводы

Изучение условий безопасности выполнения маневров (пикирование, петля Нестерова, переворот, поворот на вертикали), которые определяют одинаковой скоростью начала вывода из маневра, и исследование изменения высоты, при наличии ошибок пилотирования, с учетом вероятности возникновения этих ошибок, позволит со степенью вероятности 99,7% определить минимальную высоту начала ввода самолета в маневр, которая существенно больше стандартной высоты начала выполнения маневра.

Таким образом, можно сделать вывод, что анализируемый самолет не имеет в своем составе эффективной системы автоматического предупреждения столкновения с землей на основе прогнозирования траектории маневра уклонения. Но можно решить проблему, внедрив в систему самолета устройство, которое будет получать параметры скорости и высоты и автоматически сравнивать их с заранее установленными значениями допустимых скоростей. Это важно для того, чтобы пилот был предупрежден о возможной опасной ситуации и вышел сразу из маневра.

Библиографический список

1. *Barker D.* World airshow accident. Incident Overview 2015. — USA, 2016. — 50 p.
2. Aviation Safety Network // Flight safety foundation, available at: <https://aviation-safety.net>
3. Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes CS-23. — European Aviation Safety Agency, 2012. — 405 p.
4. Airplane flying Handbook: FAA-H-8083-3A (FAA Handbooks). — U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration: USA, 2004. — 281p.
5. Авиационные правила. Ч. 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2013. — 145 с.
6. *Wegman B.* JR SCAT Aerobatic Series Aresti Made Simple, 2012, 8p. URL: <http://www.fai.org/aerobatics/catalog/>
7. *Коровин А.Е., Новиков Ю.Ф.* Практическая аэродинамика и динамика полета самолетов Як-52 и Як-55. — М.: ДОСААФ, 1989. — 357 с.

8. *Желонкин М.В.* Полунаатурное моделирование ближнего воздушного боя современных истребителей для оценки возможности использования режимов сверхманевренности // Вестник Концерна ВКО «Алмаз — Антей». 2018. № 1(24). С. 100-104.
9. *Jennifer R.* Data Set Output Table X-Plane 11, 2018, 46 p.
10. *Remenyi D., Onofrei G. English J.* An introduction to statistics using Microsoft Excel. — ACPIL, 2011. — 335 p.
11. Aerospace Blockset Model. Simulate, and analyze aerospace vehicle dynamics, 2015, 822 p.
12. *Leong H.I.* Modeling and Simulation for the Yak-54 using a 6DOF Model with Flight Test Validation. — Technical Report, Center for Remote Sensing of Ice Sheets, The University of Kansas, Lawrence, KS, 2008.
13. MathWorks, Inc. Aerospace Blockset™ User's Guide, 2018.
14. *Билялетдинова Л.Р., Стеблинkin А.И.* Математическое моделирование электромеханического рулевого привода с шариковинтовой передачей с учетом нелинейностей типа «сухое трение» и «люфт» // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 95-108.
15. *Удалов К.Г.* Самолёт Як-55М. — М.: Транспорт, 1992. — 40 с.
16. *Акимов Г.А., Бородавкин В.А.* и др. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов. — СПб.: Балтийский технический университет, 2003. — 120 с.
17. *Bevington P.R., Robinson D.K.* Data Reduction and Error Analysis for the Physical Sciences. — McGraw-Hill, 2003. — 320 p.
18. *Евдокимчик Е.А.* Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра // Труды МАИ. 2015. № 80. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=56895>
19. *Arthur F.B., Edward M.G., Richard C.L., Shawn C.W.* Automatic Ground Collision Avoidance System Design, Integration, & Flight Test // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2011. Vol. 26. No. 5, pp. 4-11. DOI: 10.1109/MAES.2011.5871385
20. *Евдокимчик Е.А.* Алгоритм управления при автоматическом выполнении маневра уклонения летательного аппарата от столкновения с Землей // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=76785>
21. *Писаренко В.Н., Васильева И.А., Куликова М.С.* Особенности выполнения полётов в районе аэродрома // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 3. С. 40-46.
22. *Skoog M.A., Less J.L.* Development and Flight Demonstration of a Variable Autonomy Ground Collision Avoidance System. — Presented at the annual meeting of the American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Atlanta, Georgia, 16–20 June 2014, 22 p.

DEVELOPING A TECHNIQUE FOR HAZARDOUS SITUATIONS WARNING SYSTEM DESIGN WHILE PILOTING ERRORS OCCURRENCE

Ied K.^{1,2}

¹ Higher Institute for Applied Sciences and Technology
Barzeh district, Damascus, Syrian Arab Republic, P.O. BOX : 31983

² Moscow Aviation Institute (National Research University),
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia
e-mail: Kaissied@mai.ru

Abstract

Studying the accident rate of sports aircraft indicates a large number of accidents associated with control loss etc., due to piloting errors and piloting at unacceptable speeds, altitudes and overloads. The current situation requires a flight test methodology developing and specifying airworthiness standards for aerobatic aircraft to improve flight safety.

To define the safe altitude of the maneuver commence, it is also necessary to identify the probabilistic characteristics of piloting errors. Obtaining a functional relationship, based on studying altitude changes in the presence of piloting errors with the regard to the probability of these errors, will allow determine the safe altitude of the maneuver commence with a specified degree of probability.

A mathematical model was developed for studying the impact of pilot's errors on the changes of trajectory parameters when performing maneuvers on an aircraft.

As a rule, control system of a light sports aircraft is characterized by the extreme simplicity, and is not supplemented with the capability of automated control (autopilot system). Thus, a task arises to develop a warning system, which is not based on automated control (automatic withdrawal from the dangerous altitude), but produces a warning signal only. It requires developing a technique for the warning system developing, which level should be associated directly the probability of the emergency occurrence to prevent this situation transfer to catastrophic one.

The article suggests this problem solving by the technique, according to which it is necessary to supplement the aircraft system with a unit, which would receive velocity and altitude parameters and compare them with the preset values of the acceptable velocities. This is important for warning the pilot on a possible situation to withdraw straightway from the maneuver being performed.

Keywords: altitude, speed, vertical overload, trajectory parameters changing, warning system.

References

1. Barker D. *World airshow accident. Incident Overview* 2015, USA, 2016, 50 p.
2. *Aviation Safety Network*. Flight safety foundation, available at: <https://aviation-safety.net>
3. *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes CS-23*. European Aviation Safety Agency, 2012, 405 p.
4. *Airplane flying Handbook: FAA-H-8083-3A (FAA Handbooks)*. Department of Transportation Federal Aviation Administration, USA, 2004, 281p.
5. *Aviatsionnye pravila. Chast' 23. Normy letnoi godnosti grazhdanskikh legkikh samoletov. Mezhsudarstvennyi aviatsionnyi komitet* (Aviation regulations. Part 23 "Airworthiness standards for civil light aircraft". Interstate Aviation Committee). Moscow, Aviaizdat, 2013, 145 p.
6. Wegman B. *JR SCAT Aerobatic Series Aresti Made Simple*, 2012, 8p. URL: <http://www.fai.org/aerobatics/catalog/>
7. Korovin A.E., Novikov Yu.F. *Prakticheskaya aerodinamika i dinamika poleta samoletov Yak-52 i Yak-55* (Practical aerodynamics and flight dynamics of Yak-52 and Yak-55 aircraft), Moscow, DOSAAF, 1989, 357 p.
8. Zhelonkin M. V. *Vestnik Kontserna VKO "Almaz – Antei"*, 2018, no. 1(24), pp. 100-104.
9. Jennifer R. *Data Set Output Table X-Plane 11*, 2018, 46 p.
10. Remenyi D., Onofrei G. English J. *An introduction to statistics using Microsoft Excel*. ACPIL, 2011, 335 p.
11. *Aerospace Blockset Model. Simulate, and analyze aerospace vehicle dynamics*, 2015, 822 p.
12. Leong H.I. *Modeling and Simulation for the Yak-54 using a 6DOF Model with Flight Test Validation*. Technical Report, Center for Remote Sensing of Ice Sheets, the University of Kansas, Lawrence, KS, 2008.
13. *MathWorks, Inc. Aerospace Blockset™ User's Guide*, 2018.
14. Bilyaletdinova L. R., Steblinkin A. I. Mathematical modeling of electromechanical steering gear with ball-screw actuator with account for nonlinearities of "dry friction" and "backlash" types. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 95-108.

15. Udalov K.G. *Samolet Yak-55M* (The Yak-55M aircraft), Moscow, Transport, 1992, 40 p.
16. Akimov G.A., Borodavkin V.A. et al. *Aerodinamicheskie kharakteristiki letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamic characteristics), St. Petersburg, Baltiiskii tekhnicheskii universitet, 2003, 120 p.
17. Bevington P.R., Robinson D.K. *Data Reduction and Error Analysis for the Physical Sciences*. McGraw-Hill, 2003, 320 p.
18. Evdokimchik E.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=56895>
19. Arthur F.B., Edward M.G., Richard C.L., Shawn C.W. Automatic Ground Collision Avoidance System Design, Integration, & Flight Test. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2011, vol. 26, no. 5, pp. 4-11. DOI: 10.1109/MAES.2011.5871385
20. Evdokimchik E.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=76785>
21. Pisarenko V.N., Vasil'eva I.A., Kulikova M.S. Specifics of flight execution in the vicinity of an airport. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 3, pp. 40-46.
22. Skoog M.A., Less J.L. *Development and Flight Demonstration of a Variable Autonomy Ground Collision Avoidance System*. Presented at the annual meeting of the American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Atlanta, Georgia, 16–20 June 2014, 22 p.