

УДК 629.735.33

ДИНАМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА В ПРОДОЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ В НЕСПОКОЙНОЙ АТМОСФЕРЕ НА УЧАСТКЕ ПОДХОДА К АЭРОПОРТУ

А.Б. БАЙРАМОВ, А.А. ТРОНЬ, Г.М. ПЕТУХОВ

Рассматривается применение метода динамического моделирования стохастических систем при оценке реакций самолетов типа Airbus на случайные атмосферные возмущения без использования метода Монте-Карло. Применение представленного метода позволит определить значимость реакций воздушных судов на эти возмущения, что поможет при прогнозировании уровня безопасности полетов.

Ключевые слова: метод динамического моделирования, ступенчатое возмущение со случайной амплитудой.

Введение

Предлагается схема приближенного оценивания влияния атмосферных возмущений на динамику полета воздушных судов (ВС) гражданской авиации (ГА) в районе подхода к аэропорту. Актуальность задачи в том, что в зоне подхода ВС к аэропорту влияние на ВС аэродинамических потоков воздуха с различной интенсивностью по уровню и направлению скорости может быть достаточно заметно. Дело в том, что высоты полета и скорость движения ВС в этой зоне сравнительно небольшие. Поэтому на участке горизонтального полета длиной до 50 – 100 км на высоте – 4,5 км и ниже возможно возникновение болтанки ВС типа Airbus с просадками вниз или забросами вверх на величину до 100-350 м [1]. Например, в районе а/п Шереметьево, где имеются обширные водоемы и разнообразный рельеф местности, возникают непредсказуемые пульсации скорости ветра. Поэтому определение значимости реакций ВС на эти возмущения необходимо при прогнозировании уровня безопасности полетов. Применение метода динамического имитационного моделирования (МДМ) по ECAST [2] процессов при специальных моделях возмущений без традиционного использования метода Монте-Карло представляется перспективным.

Постановка задачи

Динамика полета ВС со случайными возмущениями в общем случае описывается нелинейными дифференциальными уравнениями, поэтому рекомендуется использовать метод Монте-Карло [3]. Однако это не всегда оправдано, если учесть, что при малых пульсациях параметров движения ВС на участке горизонтального полета могут быть применены линейные подходы к исследованию возмущенного движения ВС – без стохастического моделирования, если аэродинамические возмущения типа «сдвига ветра» [4] и др. могут быть заданы специальным образом по МДМ и на основе комбинированного подхода к определению некоторых показателей качества. Эти подходы включают два способа: **способ № 1** – динамическое нестохастическое имитационное моделирование систем для получения функций отклика на возмущения с последующим аналитическим численным (компьютерным) усреднением результатов моделирования на множестве нестохастических реализаций процессов; **способ № 2** – избранные контрольные испытания модели по методу Монте-Карло для проверки достоверности результатов на множестве случайных выборок процессов с заданными корреляционными функциями [2; 5]. При этом необходимо, очевидно, рассматривать линейные и нелинейные модели динамики движения ВС. Инструментом для определения реакций моделей ВС на заданные возмущения является метод численного интегрирования дифференциальных уравнений возмущенного движения ВС.

Линейные модели динамики возмущенного движения ВС в продольной плоскости

В решаемой задаче рассматривается управляемое (под автопилотом) горизонтальное движение ВС с постоянной скоростью в продольной плоскости $V_{BC} = \text{const}$. Учитываются два вида управления, задаваемых в форме уравнений автопилота для угловой стабилизации и для парирования рассогласований по высоте полета в (2), (3) (ниже).

Аэродинамические возмущения задаются в виде объемного (типа цилиндра) вертикального воздушного потока со скоростью $U = w$ при среднем диаметре потока L как масштаба турбулентности [4]. Такая задача позволяет определить вертикальные просадки центра масс ВС при сохранении углового положения в пространстве с учетом возможностей возврата ВС на исходную высоту полета за счет управления по высоте полета.

Известные модели линейных уравнений движения ВС (в малых приращениях) могут иметь вид [5], если не учитывать колебания типа «Фугоиды» (модель № 1):

$$\begin{aligned}\dot{\theta} &= a_{11} \cdot \alpha + a_{12} \cdot w; \\ \ddot{\theta} &= -b_{11} \cdot \alpha - b_{12} \cdot \dot{\theta} - b_{13} \cdot \delta + b_{14} \cdot w; \\ \alpha &= \vartheta - \theta; \\ \Delta \dot{y} &= \frac{V_{BC}}{57,3} \cdot \theta,\end{aligned}\quad (1)$$

где углы даны в градусном измерении, обозначения переменных известные [3; 5], $w(t)$ – случайная функция пульсаций вертикальной составляющей ветра в виде константы с некоторым случайным уровнем – с заданной функцией распределения плотности вероятности (ф.п.р.в) или в виде реализации во времени с заданной корреляционной функцией. Задача сводится к тому, что при МДМ с помощью уравнений (1) необходимо находить реализации реакций ВС, например, смещения центра масс ВС, с учетом случайности возмущения $w(t)$ заданного типа.

Управление № 1 и № 2 задаются уравнением идеального (безынерционного) автопилота в виде закона перекладки руля высоты $\delta_{PB} \equiv \delta$ с двумя составляющими $\sim \delta_{PB1}, \delta_{PB2}$. Автопилот реализует при горизонтальном полете ВС закон угловой стабилизации (закон №1) и регулирование высоты (закон № 2) в приращениях в виде:

$$\delta = \delta_{PB1} = (K_1 \cdot \vartheta + K_2 \cdot \dot{\theta}); \quad (2)$$

$$\delta = \delta_{PB2} = [K_3 \cdot (y - y_*) + K_4 \cdot \Delta \dot{y}], \quad (3)$$

где K_1, K_2, K_3, K_4 – варьируемые константы.

Комбинированное управление δ_{PB3} обозначает, что осуществляется управление по углу ϑ и по высоте, т.е. по $\Delta y = y - y_*$, где y_* – заданная (программная) высота полета

$$\delta = \delta_{PB3} = \delta_{PB1} + \delta_{PB2}. \quad (4)$$

При этом $t \in [0; T]$, $T > t_1, t_2, t_3$ – обозначения границ 3-х варьируемых участков начала возникновения турбулентности; t_i – значения моментов времени, где возникает турбулентность $t_i \in [0; T]$; T – интервал моделирования (время полета ВС).

В примерах принято: $T \sim 50,75; 100$ с, $V_{BC} = 450$ км/ч (или 125 м/с); $\theta_0 = \theta(t_0) = 3^\circ$; $\vartheta_0 = 8^\circ$; $\dot{\vartheta}_0 = \omega_0 = 5^\circ/\text{с}$; $t_0 = 0$; $y_0(0) = 4800$ м; $y_* = 4500$ м.

В контрольных задачах предлагается принять следующие значения констант:

$$a_{11} = 0,1; a_{12} = \frac{a_{11}}{V_{BC}} \cdot 57,3; b_{13} = 0,5 \cdot b_{11}; b_{11} = 0,1 \cdot b_{12}; b_{12} = 0,035; b_{14} = \frac{b_{11}}{V_{BC}}.$$

Модели случайных возмущений (турбулентность), влияющих на движения ВС, представлены в 2-х вариантах (а и б):

$$\text{а) } w = f_w(t) \text{ с } K_w, S_w(\omega); U = 0; (U - \text{ скорость постоянного ветра}); \quad (5)$$

$$\text{б) } w = f_w(t) + U; \quad (6)$$

$$\text{в) } w = U = \text{const}, U = \text{const на } t \in [0; T].$$

$U = f(t_1, t_\xi, t_2)$ – импульс скорости ветра с шириной $\Delta t \sim L_U$ и интенсивностью $U = \text{const}$.

Замечание (выше) – «без Фугоиды» обозначает, что низкочастотные колебания высоты полета и соответствующих других переменных типа пульсаций скорости полета $BC \sim \Delta V_{BC}$ (значений скорости полета ВС) не учитываются, т.е. уравнения для $\Delta \dot{V}_{BC}(t)$ не задаются.

При этом в модели $L_U = L$ средний размер вихря – значение диаметра столба воздуха в потоке, иначе масштаб турбулентности [4].

Вследствие сдвига ветра или пульсаций вертикальной скорости потока возникает приращение угла атаки в виде угла притекания. Поэтому реальный угол атаки, который определяет подъемную силу в задаче (1), может быть произвольным, но реально для ВС этот угол α ограничен условиями обтекания крыла. Поэтому подъемная сила может пульсировать вследствие изменения реального угла атаки из-за турбулентности. Поэтому ВС проваливается на некоторое время при потере подъемной силы или выбрасывается вверх соответственно [1]. Но поскольку при законе автопилота δ_{PB1} или δ_{PB3} горизонтальное положение оси ВС приблизительно сохраняется, то пассажиры ощущают в основном только провалы ВС, как указано в РЛЭ [1].

На основе модели (1) необходимо определить дисперсии (и с.к.о) пульсаций высоты полета, т.е. положение центра масс, и угла тангажа, а также оценить максимальные просадки ВС – вверх и вниз с учетом случайности функции w в представленной модели, но для избранных здесь типов (моделей) возмущений.

При использовании МДМ [2] эта задача решается без метода Монте-Карло, т.е. путем численного интегрирования уравнений (1), со специальными моделями для $w(t)$.

Численное моделирование дифференциальных уравнений движения ВС в МДМ

При первом способе задания пульсаций значений скорости ветра в вертикальном потоке решение искомой задачи очевидное. При втором способе предлагаются некоторые модели.

Принимаются в методе динамического моделирования допущения:

- значения пульсаций скорости ветра варьируются, но являются постоянными в каждом опыте, $w = w_n = \text{const} \equiv U$ (варьируемые);

- диаметр L вертикального потока задан через среднее значение вихря (масштаб турбулентности), в частности, по [5] приблизительно варианты $L \sim 150, 500, 750, 1500, 2500$ м. Знаки пульсаций U – положительные или отрицательные: $(+)U$ и $(-)U$.

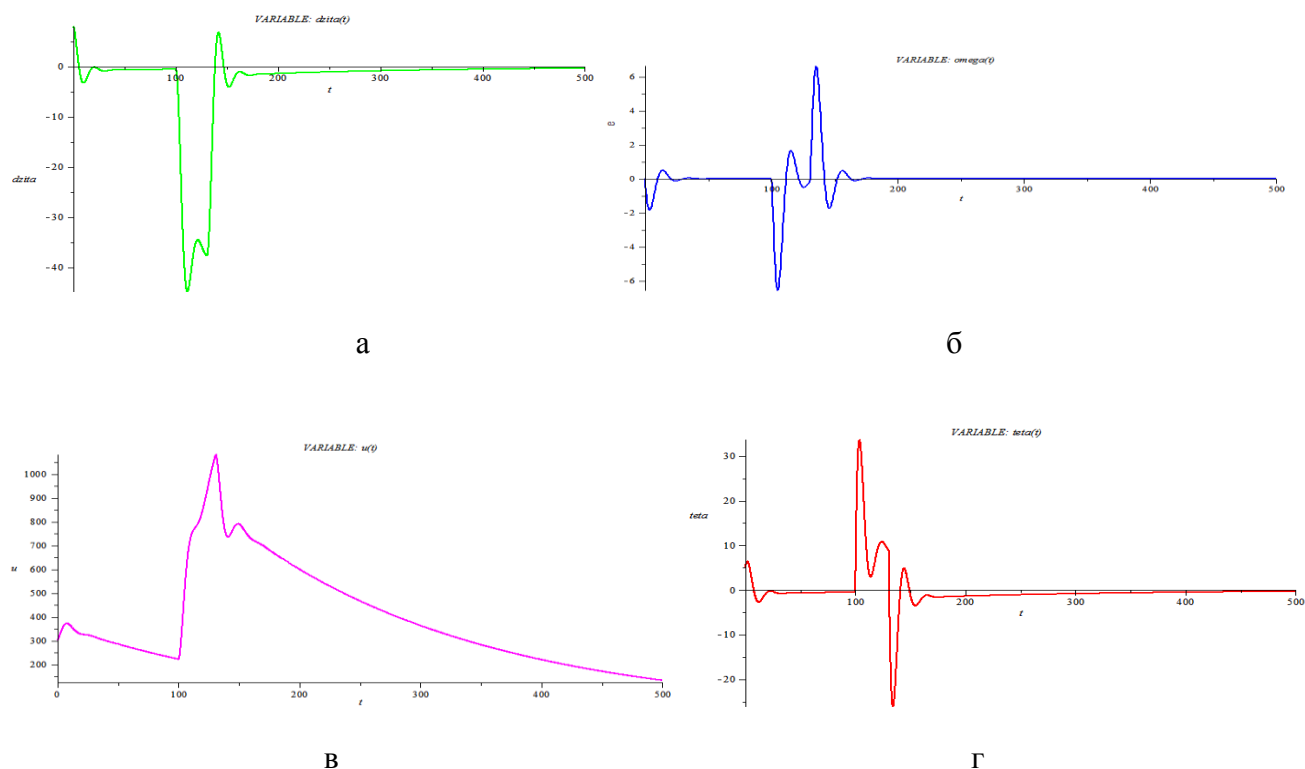


Рис. 1. Модель реакций системы «ВС – автопилот» на сдвиг ветра: а – переменная $dzita(t)$ (градусы); б – переменная $omega(t)$ (градусы); в – переменная $u(t)=y(t)-y$ (м); г – переменная $teta(t)$ (градусы)

Особенности метода численного моделирования

Используется стандартный пакет программ MAPLE, в котором автоматически составляются необходимые программы на основе текстов из WORD для любой модели типа (1). Исходные данные вводятся в базы параметров задачи. Интегрирование производится в задачах по методу Эйлера с заданным шагом, шаг $\Delta h = const$, значение которого с учетом необходимой точности подбирается экспериментально.

Протоколы и графики результатов, представленные на рис. 1, характеризуют реакции ВС на возмущения, обусловленные воздействием типа турбулентности, для 2-х уравнений автопилота (2), (3) (δ_{PB1} и δ_{PB3}). Реализации процессов находятся в MAPLE автоматически для заданных в базах данных вариантов констант модели (1) и сопровождаются динамической разверткой процессов во времени по образцу осциллограмм.

Оценка результатов решения задач в примерах

Для проверки адекватности результатов моделирования по (1) автопилотируемого полёта была решена контрольная задача при следующих исходных данных:

$$k_1 = 0,1; k_2 = 0,2; k_3 = 0,15; k_4 = 3,0; a_{11} = 0,1; b_{11} = 0,1 \cdot b_{12}; b_{12} = 0,035;$$

$$b_{13} = 0,5 \cdot b_{11}; b_{14} = \frac{b_{11}}{V_{BC}}; V_{BC} = 450 \text{ км/ч (125 м/с)}; y_* = 4500 \text{ м}; U = 50 \text{ м/с};$$

$$L_w = 1500 \text{ м (масштаб турбулентности)}; T = 500 \text{ с}.$$

Все подробные сведения и протоколы испытаний с динамической развёрткой любых процессов из модели (1) наиболее просто протоколируются и воспроизводятся в любом заданном масштабе в программе MAPLE.

На рис. 1а, б, в представлены графики процессов реагирования динамической системы «ВС - автопилот» на одиночные (импульсные) аэродинамические воздействия воздушного потока на ВС типа Airbus [1]. В потоке в форме цилиндра, в котором диаметр равен размеру вихря, как было показано выше, вертикальная скорость $U = const$, но с изменением знака (+) на (-) в каждом новом «прогоне» системы уравнений (1). Время нахождения ВС в этом цилиндре зависит от скорости полёта V_{BC} и вычисляется в темпе интегрирования.

Из графиков видно, что ВС втягивается по высоте в этот поток в соответствии с описаниями из РЛЭ для ВС Airbus A320 [1]. Втягивание происходит почти мгновенно (рис. 1а, б) по углам тангажа и наклона траектории, но выход на заданную высоту полета имеет затяжной характер в зависимости от закона регулирования. Угловые переходные процессы затухают быстро, что соответствует концепции постоянных времени, как принято в теории автоматического регулирования.

Переключение законов автопилотирования (2), (3) в программе по MAPLE осуществляется непосредственно на экране дисплея в режиме просмотра исходной аналитической модели, первоначально заданной в Word, что значительно более просто и нагляднее по сравнению с другими инструментами типа MATLAB.

Для того чтобы при данной постановке задачи получить такие характеристики, как математические ожидания или дисперсии вертикальных просадок ВС, достаточно произвести несколько детерминированных пусков модели (1), найти функцию откликов этой системы на значение уровней импульсных (ступенчатых) возмущений, и потом произвести аналитическое (численное) усреднение результатов моделирования при известных ф.п.р.в. или ф.р.в. Последнее важно при оценке влияния различных методических погрешностей на безопасность полётов и внесения рекомендаций в РЛЭ по типу для ВС и других типов [1].

Заключение

Практическое значение метода МДМ достаточно важно, поскольку статистика, например, по метеообстановке на каждом (любом) аэродроме всегда заранее и достоверно известна и является единой и неизменной для любых типов ВС. При этом МДМ позволяет трансформировать подобную статистику в статистику откликов динамической системы с произвольным набором параметров в зависимости от особенностей аэродинамики и динамики конкретного типа ВС: от магистрального (Airbus A320 и др.) и до АНО (вертолёты, «Даймонды» и др.).

Влияние начальных условий проявляется в том, что по высоте возникает дрейф, как следовало ожидать [3; 4], т.к. автопилот удерживает только угол тангажа и высоту полета – без *интегралов от ошибок управления*. Влияние $U = const$ состоит в том, что это дает забросы ВС по высоте со статическими ошибками, которые могут быть ликвидированы за счет ручного управления ВС. Из этого следует, что безопасные высоты полета ВС в зоне турбулентности, например в районе а/п Шереметьево, должны быть назначены с учетом метеообстановки и рельефа местности, что наиболее просто решается на основе предложенных в статье моделей.

Влияние автопилота, в котором используется только закон угловой стабилизации, неэффективно: стабилизация по высоте улучшается, но происходит потеря высоты за счет статической (методической) ошибки управления – дрейфа по высоте. Очевидно, что должно быть обязательно обеспечено автопилотирование и по высоте полета (по $\Delta y(t)$, $\Delta \dot{y}(t)$), что принято на всех типах ВС ГА. Применение метода Монте-Карло в рассмотренных задачах нецелесообразно, поскольку модели динамики движения ВС, созданные по схеме типа МДМ, решают многие научно-технические вопросы эксплуатации ВС.

Отдельной задачей является проведение исследований по оценке влияния нелинейностей, задаваемых в виде специальных функций формирования угла атаки и угла отклонения руля высоты.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Руководство по летной эксплуатации ВС «Airbus»*. FCTM, FCOM, QRA: A300/319/320/340. Тулуза, Франция. 2010.
2. **ЕCAST**. *Component of ESSI, European Strategic Safety Initiative. Руководство по идентификации опасности. (Методы динамического моделирования)*, 2012.
3. **Ефимова М.Г., Ципенко В.Г.** *Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов*: учеб. пособие. М.: МГТУ ГА, 2009. Ч. 1. 64 с.
4. **Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. [и др.]**. *Аэродинамика*: учеб. пособие / под ред. В.Т. Калугина. М.: МГТУ им. Баумана, 2010. 687 с.
5. **Бабаскин В.В., Исаев С.А., Метов Х.Т., Пышный И.А., Чепига В.Е.** *Сдвиг ветра в летной эксплуатации*. СПб.: Академия гражданской авиации, 2002. 146 с.

APPROXIMATED NUMERICAL MODELING OF DYNAMIC MOVEMENT OF THE AIRCRAFT IN TURBULENT ATMOSPHERE ON APPROACH ZONE TO THE AIRPORT

Bayramov A.B., Tron A.A., Petuchov G.M.

Application of dynamic modeling method upon ECAST to assess reactions of aircraft of Airbus type to random atmospheric disturbances without the use of Monte-Carlo method is considered. Application of the method will determine the significance of aircraft reactions to these disturbances, which will help in predicting the flight safety level.

Keywords: model, dynamic simulation, numerical integration of difference equations.

REFERENCES

1. *Rukovodstvo po letnoj jekspluatácii VS «Airbus»*. FCTM, FCOM, QRA: A300/319/320/340. Tuluza, Francija. 2010. (In Russian).
2. **ECAST**. *Component of ESSI, European Strategic Safety Initiative. Rukovodstvo po identifikaciji opasnosti. (Metody dinamičeskogo modelirovanija)*. 2012. (In Russian).
3. **Efimova M.G., Cipenko V.G.** *Osnovy ajerodinamiki i letno-tehnicheskie harakteristiki vozdušnyh sudov*: ucheb. posobie. M.: MGTU GA. 2009. Ch. 1. 64 p. (In Russian).
4. **Golubev A.G., Kalugin V.T., Lucenko A.Ju. i dr.** *Ajerodinamika*: ucheb. posobie. Pod red. V.T. Kalugina. M.: MGTU im. Baumana. 2010. 687 p. (In Russian).
5. **Babaskin V.V., Isaev S.A., Metov H.T., Pyshnyj I.A., Chepiga V.E.** *Sdvig vetra v letnoj jekspluatácii*. SPb.: Akademija grazhdanskoj aviacii. 2002. 146 p. (In Russian).

Сведения об авторах

Байрамов Авес Байрамович, 1972 г.р., окончил БГУ (1995), кандидат технических наук, доцент кафедры механики СПбГУ ГА, автор 11 научных работ, область научных интересов – математическое моделирование систем и процессов в ГА РФ.

Тронь Александр Анатольевич, 1947 г.р., окончил ЛГУ (1971), кандидат физико-математических наук, директор научно-образовательного центра при СПбГУ ГА, автор 82 научных работ, область научных интересов – моделирование систем и процессов техногенного и природного характера.

Петухов Геннадий Михайлович, 1962 г.р., окончил СПбГУ ГА (2008), диспетчер управления движением воздушных судов, область научных интересов – система управления безопасностью полетов вертолетов в условиях вулканического пепла.