

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕГКИХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДИСТАНЦИОННО ПИЛОТИРУЕМЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Л.Н. Лысенко¹, Нгуен Дык Кыонг², Фан Вам Чыонг³,
Нгуен Чонг Шам¹

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: sm3@sm.bmstu.ru

²Вьетнамская аэрокосмическая ассоциация, г. Ханой, Вьетнам

³Военно-научно-технологический институт, г. Ханой, Вьетнам

Проанализированы возможности эксплуатации легких малоразмерных дистанционно пилотируемых летательных аппаратов в условиях высокого уровня турбулентности среды, в которой осуществляется полет. На основе предложенного принципа оценивания в темпе полета аэродинамических характеристик с априори допустимой ограниченной неопределенностью показаны пути их идентификации, позволяющие в сочетании с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом достичь удовлетворительного качества процесса управления и повысить надежность информационного обеспечения в сложных метеорологических условиях эксплуатации дистанционно пилотируемых летательных аппаратов.

Ключевые слова: дистанционно пилотируемый летательный аппарат, нечеткий регулятор, идентификация аэродинамических характеристик, усталостная повреждаемость конструкции при полете в неспокойной атмосфере, моделирование возмущенного движения.

ESTIMATING THE POSSIBILITIES OF EXPLOITATION OF SMALL-SIZE DATAWARE UNMANNED AERIAL VEHICLES UNDER COMPLICATED METEOROLOGICAL CONDITIONS

L.N. Lysenko¹, N.D. Cuong², P.V. Chuong³,
N.T. Sam¹

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: sm3@sm.bmstu.ru

²Vietnam Aerospace Association, Hanoi, Vietnam

³Military Science-Technology Institute, Hanoi, Vietnam

The possibilities of exploitation of light-weight small-size unmanned aerial vehicles under conditions of the highly turbulent medium, in which the flight is carried out, are analyzed. Based on the proposed principle for evaluating the aerodynamic characteristics with a priori admissible uncertainty during the flight, the methods for their identification are shown, which makes it possible in combination with the modified fuzzy controller in the control loop to achieve the satisfactory quality of the control process and to increase the dataware reliability under complicated meteorological conditions of exploitation of unmanned aerial vehicles (UAVs).

Keywords: unmanned aerial vehicle, fuzzy controller, identification of aerodynamic characteristics, fatigue damageability of construction during the flight in the unsteady atmosphere, simulation of perturbed motion.

Дистанционно пилотируемые летательные аппараты (ДПЛА) относятся к числу наиболее эффективных средств информационного обеспечения решения как многих задач применения различных средств вооружения в процессе ведения боевых действий, так и экологического мониторинга земной поверхности.

Будучи системами двойного назначения, они предназначены для оперативного обследования больших площадей и протяженных участков земной и водной поверхности в целях выявления потенциально опасных объектов, а также последствий природных и техногенных катастроф.

В частности, применительно к Социалистической Республике Вьетнам (СРВ) их широкое использование особенно актуально для оперативного экологического мониторинга и охраны прибрежных районов национального заповедника КАТ-БА СРВ. В качестве представляющих интерес объектов обнаружения при этом могут рассматриваться аномальные структуры участков земной поверхности (изменение вида растительного покрова, выжженные и обгоревшие площади поверхности, участки возгорания и задымления, разливные нефтепродукты и др.), а также различные объекты на водной поверхности (прежде всего суда браконьеров, средства спасения терпящих бедствие на воде и т.д.).

Типовая структура ДПЛА включает в себя, как правило, бортовую систему управления полетом (БСУП), навигационную систему (НС), бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ), запоминающее устройство, обзорно-информационную систему (ОИС), и приемопередатчик, связанный по радиоканалу с наземной станцией интерактивного управления.

Бортовая система управления полетом представляет собой взаимно сопряженные систему дистанционного управления полетом, автопилот, систему программного траекторного движения, систему приводов с рулевыми машинами и исполнительными органами (рулями) и устройствами регулирования работы двигателя ДПЛА.

В качестве ОИС могут быть использованы радиолокационная станция, лазерный локатор, телевизионная и тепловизионная системы либо их комбинации.

Каждая из перечисленных систем имеет свои достоинства и недостатки. Тем не менее обычно принято считать, что предпочтительным является радиолокационный канал (РК) активного типа, использующий фазоманипулированный зондирующий сигнал. Недостатком такого типа систем являются увеличенные, например, по сравнению с телевизионным каналом (ТВК) масса и габаритные размеры, а также

существенно более высокая сложность алгоритма обработки и практического (в процессе селекции) использования сигнала.

Как показал выполненный в [1] анализ основных тенденций создания современных ДПЛА разведывательного назначения, направленных на уменьшение их массы и габаритных размеров, отмеченный недостаток является существенным. Вписать РК активного типа в конструкцию, масса которой исчисляется десятками, а уж тем более единицами килограммов, оказывается достаточно сложно. Поэтому при создании легких малоразмерных ДПЛА информационного обеспечения все же отдается предпочтение ТВК, в крайнем случае, тепловизионным каналам (ТПВК), сочетающим в себе преимущества ТВК по угловой разрешающей способности и теплового (инфракрасного) канала, менее подверженного воздействию естественных помех (условий освещенности).

Дистанционно пилотируемые летательные аппараты легкого класса, имеющие существенные эксплуатационные преимущества в “нормальных” условиях их применения, оказываются весьма чувствительными к влиянию факторов внешней среды. Причем речь идет не только об упомянутых уже условиях освещенности, но (и прежде всего) о действии факторов “неспокойной” атмосферы, в которой может протекать полет.

Как известно, турбулентные движения воздушных масс в атмосфере оказывают существенное влияние на полет ЛА практически любого назначения, даже на такие, как самолеты гражданской авиации [2], не говоря уже о ДПЛА. В инструкциях по эксплуатации аппаратов обсуждаемого типа, как правило, указываются условия их применения при наличии сложных метеорологических условий [1].

Случайные порывы ветра, вызванные атмосферной турбулентностью, являются источниками дополнительных сил и моментов, действующих на ДПЛА. Они приводят к отклонениям параметров движения от номинальных, зачастую исключают возможность получения достоверной обзорной информации, усложняют процесс интерактивного управления, создают дополнительные нагрузки на элементы конструкции и т.д.

В конечном итоге применительно к каждому конкретному типу ДПЛА, очевидно, могут быть определены условия, при которых эффективность его эксплуатации еще может сохраняться на приемлемом уровне.

Целью настоящей работы является изложение методики анализа таких условий применительно к возможной эксплуатации ДПЛА в сложной погодной обстановке.

Формулировка задач и математическое моделирование движения. С точки зрения целевого назначения ДПЛА критерием сохранения эффективности его функционирования могла бы служить интегральная характеристика в виде заданной вероятности селекции распознаваемого объекта на окружающем фоне подстилающей поверхности. Однако указанная интегральная характеристика будет содержать в подынтегральном выражении плотность вероятности распределения признаков распознаваемых объектов, а решающее правило распознавания потребует введения порогов исходя из заданной вероятности ложной тревоги, непосредственно не связанных с параметрами возмущающей на движения ДПЛА возмущенной атмосферы. Именно в установлении такой связи, хотя бы на уровне эвристических соображений, состоит сложность построения соответствующей методики.

Исходя из этих соображений, будем полагать, что селекция возможна (при всех прочих равных условиях), по крайней мере, при выполнении в процессе обнаружения и последующего сопровождения селектируемого объекта трех следующих условий:

- местоположение ДПЛА относительно базовой системы координат либо, в крайнем случае, координаты возмущенного движения аппарата относительно номинальной траектории известны с заданной точностью;
- сохраняется возможность интерактивного управления движением ДПЛА относительно визируемого объекта;
- ДПЛА не утерян в силу возникновения нештатной ситуации и его разрушения, а его ОИС продолжает функционировать в рабочем режиме.

Анализ выполнимости первого условия потребует моделирования стохастического процесса полета ДПЛА в турбулентной атмосфере и оценивания точности определения фазовых координат возмущенного движения.

Установление возможности интерактивного управления аппаратом в процессе визирования объекта эквивалентно выявлению сохранения условия его управляемости по данным наблюдений углового движения в процессе изменения относительного положения системы “ДПЛА–объект наблюдения”.

Наконец, анализ условий сохранения работоспособности ДПЛА при полете в атмосфере высокого уровня турбулентности сопряжен с необходимостью исследования усталостной повреждаемости планера ДПЛА и введения порога в виде предельного значения функционала усталостной повреждаемости, при превышении которого условия полета считаются недопустимыми.

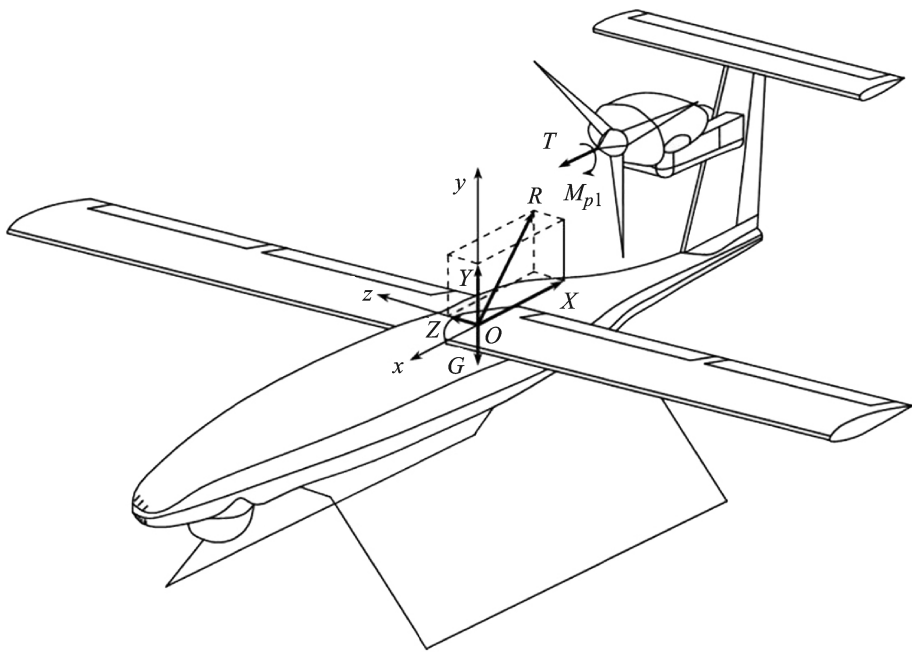


Рис. 1. Расположение двигательной установки с воздушным винтом на вертикальном оперении

Используемые типы математических моделей. С учетом изложенного в работе рассматриваются следующие типы моделей:

- полная нелинейная нестационарная модель движения ДПЛА при полете в невозмущенной атмосфере;
- линеаризованная модель возмущенного движения ДПЛА в окрестности опорного движения;
- стохастическая модель действующих в полете на ДПЛА возмущающих факторов;
- модель динамики модифицированных нечетких регуляторов (МНР) в контуре управления полетом ДПЛА.

Схема рассматриваемого гипотетического ДПЛА приведена на рис. 1.

Пространственное движение жесткого корпуса ДПЛА в невозмущенной атмосфере описывается известной системой дифференциальных уравнений 22-го порядка, адаптированной к принятой конструктивной схеме аппарата за счет дополнительного введения в соответствующие уравнения реактивного момента и гироскопических моментов от воздушного винта. Предполагается, что дальность полета достаточно мала, чтобы можно было пренебречь несферичностью и вращением Земли.

Основные аэродинамические коэффициенты определены при использовании известного пакета ПП ANSYS CFX на основе численного

решения уравнений Навье–Стокса методом конечных объемов. В целях сокращения машинного времени на вычисление нестационарных безразмерных аэродинамических производных [3] и коэффициентов эффективности рулей, учитывая малые значения относительных угловых скоростей $\bar{\omega}_x, \bar{\omega}_y, \bar{\omega}_z$, расчет соответствующих параметров ограничен применением приближенной методики на базе метода линейных дискретных вихрей. Массово-инерционные и центровочные характеристики аппарата непосредственно определены с использованием трехмерного чертежа аппарата на основе применения компьютерной программы INVENTOR. Основная программа написана в формате пакета MATLAB.

Линеаризованная модель возмущенного движения ДПЛА в окрестности опорного движения описывается уравнением

$$\frac{d}{dt}\mathbf{x}(t) = A(t)\mathbf{x}(t) + B(t)\mathbf{u}(t) + F(t)\boldsymbol{\eta}(t), \quad (1)$$

где $\mathbf{x}(t)$ — n -мерный вектор отклонений возмущенных координат относительно номинального значения; $\mathbf{u}(t)$ — m -мерный ($m < n$) вектор управления; $\boldsymbol{\eta}(t)$ — вектор возмущающего воздействия; $A(t)$, $B(t)$, и $F(t)$ — матрицы состояния, управления и возмущений соответствующих размеров, получены в форме декомпозированной структуры, отдельно и независимо описывающей переходные процессы по углам атаки и скольжения.

В частности, уравнение переходного процесса в вертикальной плоскости симметрии (плоскости угла атаки) имеет вид

$$\Delta\ddot{\alpha} - a_{11}\Delta\dot{\alpha} - a_{12}\Delta\alpha = b_{13}\Delta\delta, \quad (2)$$

где a_{11} и a_{12} — динамические коэффициенты, определяемые соотношениями

$$a_{11} = \frac{M_z^{\bar{\omega}_z}}{I_z}; a_{12} = \frac{M_z^\alpha}{I_z}, \quad (3)$$

где $M_z^{\bar{\omega}_z}$, M_z^α — соответствующие производные от момента M_{za} ; I_z — момент инерции ДПЛА относительно оси OZ .

Как известно, период колебаний T и логарифмический декремент затухания ξ связаны с динамическими коэффициентами a_{11} и a_{12} , а следовательно, и с определяющими их параметрами зависимостями

$$T = \frac{1}{\sqrt{\frac{57,3m_z^\alpha \rho V^2 S b_A}{2I_z}}}; \quad (4)$$

$$\xi = \frac{m_z^{\bar{\omega}_z} b_A^2 \sqrt{2\rho S}}{4\sqrt{I_z(57,3m_z^\alpha b_A)}}; \quad (5)$$

здесь V — воздушная скорость ДПЛА; ρ — плотность среды; S — площадь миделевого сечения; b_A — средняя аэродинамическая хорда крыла, m_z^α, m_z^ω — коэффициенты соответствующих моментов.

Значения T и ξ могут быть найдены на основе анализа переходного процесса при пробном ступенчатом отклонении руля на заданный угол. При известных T и ξ несложно вычислить значения коэффициентов a_{11} и a_{12} , а по ним и оценить m_z^α и $m_z^{\bar{\omega}_z}$, идентификация которых необходима для настройки контура управления в процессе движения ДПЛА в неспокойной атмосфере.

Однако не все так просто. Во-первых, в условиях ветрового нагружения, номинальное значение угла атаки отличается от возмущенного на значение “ветровой составляющей”. Во-вторых, угол атаки как физическая величина не подлежит прямым измерениям и может быть оценен лишь по результатам косвенных измерений, например по результатам обработки показаний бортовых акселерометров.

И, наконец, в-третьих, как было показано в работе [1], идентификация аэродинамических характеристик (или даже их части) в реальном масштабе времени полета ДПЛА с требуемой точностью практически нереализуема по техническим соображениям. Тем не менее ситуация не безнадежна.

Прежде всего отметим, что если период колебаний определяется непосредственно, то для логарифмического декремента затухания должна быть задействована расчетная зависимость вида

$$\xi(t) = \frac{1}{N} \ln \frac{\alpha(t_0)}{\alpha(t)}, \quad (6)$$

где N — число колебаний; $\alpha(t_0)$ и $\alpha(t)$ — значения углов атаки в моменты времени t_0 и t .

Будем считать, что в качестве датчиков первичной информации бортовой НС используются средства индикации ПНИ СНС типа Глонасс/GPS, барометрический датчик давления, акселерометры и датчик угловой скорости, т.е. вектор измерений имеет следующий вид:

$$\mathbf{y}(t) = [L(t), h(t), n_x(t), n_y(t), \omega_z(t)]^T, \quad (7)$$

где $L(t)$ — пройденный путь; $h(t)$ — текущая высота; $n_x(t)$, $n_y(t)$ — составляющие вектора перегрузки; $\omega_z(t)$ — текущие показания ДУСа.

Расширенный вектор оцениваемого состояния ДПЛА при движении в вертикальной плоскости представим в форме

$$\mathbf{x}_p(t) = [\Delta V, \Delta \theta, \Delta L, \Delta h, \Delta \rho, \Delta \omega_z, \Delta \vartheta, \Delta m_z^\alpha, \Delta m_z^{\bar{\omega}_z}, \Delta C_{xa}, \Delta C_{ya}^\alpha]^T. \quad (8)$$

Грубое оценивание значений \hat{C}_{xa} и \hat{C}_{ya}^α осуществляется с использованием соотношения

$$\mathbf{y}(t) = [n_x, n_y]^T, \quad (9)$$

где

$$n_x = \frac{T}{G} + (-C_{xa} + C_{ya}^\alpha \alpha_\Sigma^2) \frac{\rho V^2 S}{2 G};$$

$$n_y = (C_{xa} \alpha_\Sigma + C_{ya}^\alpha \alpha_\Sigma) \frac{\rho V^2 S}{2 G};$$

$$\alpha_\Sigma = \bar{\alpha}_h + \bar{\alpha}_w = \sqrt{\alpha_h^2 + \alpha_w^2};$$

T — тяга воздушного винта; $G = mg$ — сила тяжести; $\bar{\alpha}_h$ и $\bar{\alpha}_w$ — номинальное и ветровое значения углов атаки.

Имея в виду практическую невозможность получения требуемых значений оценок с заданной точностью, можно реализовать принцип оценивания с априори допустимой ограниченной неопределенностью [1], сущность которого заключается в использовании линеаризованного уравнения измерений вида

$$\begin{bmatrix} \Delta n_x \\ \Delta n_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial n_x}{\partial C_{xa}} & \frac{\partial n_x}{\partial C_{ya}^\alpha} \\ \frac{\partial n_y}{\partial C_{xa}} & \frac{\partial n_y}{\partial C_{ya}^\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta C_{xa} \\ \Delta C_{ya}^\alpha \end{bmatrix} + \mathbf{v}, \quad (10)$$

где частные производные играют роль базисных функций, \mathbf{v} — вектор белых шумов, а для определения Δm_z^α , $\Delta m_z^{\bar{\omega}_z}$, ΔC_{xa} , ΔC_{ya}^α используются уравнения формальных формирующих фильтров:

$$\frac{d}{dt} \Delta m_z^\alpha = 0, \quad \frac{d}{dt} \Delta m_z^{\bar{\omega}_z} = 0, \quad \frac{d}{dt} \Delta C_{xa} = 0, \quad \frac{d}{dt} \Delta C_{ya}^\alpha = 0. \quad (11)$$

Число реализаций процедуры метода статистических испытаний ограничивается несколькими значениями исходя из априори введенной допустимой погрешности оценивания при обязательном гарантированном получении результата в темпе полета.

Наличие остаточной (ограниченной) неопределенности диктует необходимость применять в контуре управления полетом нечеткие регуляторы. Сущность подхода сводится к следующему. Контур управления ДПЛА предполагает использование четырех каналов: канала управления высотой полета, регулирования скорости движения, а также каналы управления углом крена и рулем направления. Последний канал необходим для устранения угла скольжения по сигналу поперечной перегрузки.

Наиболее критичными являются каналы управления высотой и креном. Особенности конструкции рассматриваемого типа ДПЛА привели к необходимости дополнительной модификации обычного нечеткого регулятора за счет введения в закон управления приближенного балансирующего значения угла отклонения руля высоты $\delta_{вгп}$, полученного в результате решения системы линейных алгебраических

уравнений равновесия сил и моментов ДПЛА в горизонтальном поле-те на фиксированной высоте и скорости полета с учетом пикирующего момента от воздушного винта [4].

Необходимость этого дополнительного слагаемого обусловлена тем, что при отсутствии ошибок обычный нечеткий регулятор давал бы нулевое значение отклонения руля высоты, приводящее к разбалансировке сил и моментов. Второе дополнительное слагаемое отвечает за демпфирование угловой скорости в канале тангажа.

Как следствие, принятый к рассмотрению закон МНР по высоте представлен в виде

$$\delta_b^* = fuzzy1(\Delta y, \Delta V_y) + \delta_{вгп} + K_{дпр}^z \omega_z, \quad (12)$$

где $fuzzy1$ — нелинейная функция от ошибок по высоте и по вертикальной составляющей вектора воздушной скорости, полученная с использованием нечеткой логики; $K_{дпр}^z$ — коэффициент демпфирования продольного канала.

Естественно, $|\delta_b^*|$ ограничивается некоторым максимальным значением $\delta_{b\max}$.

Закон МНР в канале крена выбран в виде

$$\delta_\gamma^* = fuzzy2(\Delta \gamma, \Delta \omega_x) + K_{дпр}^x \omega_x, \quad (13)$$

$$\delta_\gamma^* \leq \delta_{\gamma\max};$$

здесь $\Delta \gamma$ — ошибка по углу крена; ω_x — угловая скорость крена; δ_γ — угол отклонения элерона.

Оценка усталостной повреждаемости при полете в неспокойной атмосфере. В качестве меры усталостной повреждаемости конструкции, находящейся под воздействием случайных нагрузок, принимаем [2] среднюю долю реализованной долговечности за единицу пройденного ДПЛА пути.

Пусть A и B — начальная и конечная точки траектории ДПЛА в процессе выполняемого полета.

Тогда функционал усталостной повреждаемости может быть представлен в виде

$$I = \int_A^B \Phi(S) dS, \quad (14)$$

где функция $\Phi(S)$ определяет характер и основные параметры силового нагружения элементов конструкции ДПЛА.

Ориентируясь на зонную модель структуры атмосферной турбулентности [1], будем рассматривать ее состоящей из отдельных турбулентных зон вдоль трассы полета, в каждой из которых распределение

вертикальных скоростей порывов является стационарным гауссовым процессом, а зона от зоны отличается только значением дисперсии.

Плотность распределения интенсивности турбулентности $f_0(\sigma_w)$ от зоны к зоне считается известной, заданной в виде двухпараметрической зависимости

$$f_0(\sigma_w) = \frac{pu^{1/p}}{\Gamma(1/p)} \exp\left(u\sigma \frac{p}{w}\right), \quad (15)$$

где u и p — параметры, зависящие от высоты $h(t)$, для которых справедливы соотношения

$$u(h) = 28 \exp(-3,05p);$$

$$p(h) = 0,32 + 0,48 \exp\left(-\frac{h}{4}\right).$$

При этом, как обычно,

$$\int_0^{\infty} f_0(\sigma_w) d\sigma_w = 1. \quad (16)$$

Используя принцип суперпозиции, согласно которому каждая турбулентная зона вносит свой независимый вклад в усталостную повреждаемость, запишем

$$\frac{d\tilde{\Phi}(S)}{d\sigma_w} = \frac{f_0(\sigma_w)}{D(\sigma_w)}, \quad (17)$$

где $D(\sigma_w)$ — усталостная долговечность, определяемая известным выражением Майлса через табулированные функции параметров распределения амплитуд напряжений, эффективный средний период процесса, значения $u(h)$ и $p(h)$ и полную гамма-функцию $\Gamma\left(\frac{\tilde{m} + 2}{2}\right)$, в которой \tilde{m} — эмпирическая константа.

Из соотношения (17) можно получить средний вклад реализованной долговечности в виде

$$\tilde{\Phi}(S) = \frac{2^{\tilde{m}/2} \Gamma\left(\frac{\tilde{m} + 2}{2}\right)}{2\pi N_0 x_0^{\tilde{m}}} \times$$

$$\times \left[\int_0^{\infty} W_X^2(\omega) \bar{S}_n(\omega) \omega^{2/\tilde{m}} d\omega \right]^{\tilde{m}/2} \int_0^{\infty} \sigma_w^{\tilde{m}} f_0(\sigma_w) d\sigma_w, \quad (18)$$

где $N_0 x_0^{\tilde{m}}$ — параметр кривой выносливости, определяемый экспериментально; $\bar{S}_n = S_n / \sigma_w^2$ — приведенная спектральная плотность в форме спектра Драйдена; W_X — передаточная функция от порыва к нагрузке X .

Входящий в (18) интеграл $\int_0^{\infty} \sigma_w^{\tilde{m}} f_0(\sigma_w) d\sigma$ может быть представлен в форме

$$I = \frac{\Gamma\left(\frac{\tilde{m} + 1}{p}\right)}{\Gamma(1/p) u^{\frac{\tilde{m}}{p}}}, \quad (19)$$

допускающей предварительное построение номограмм с нанесенными на них пороговыми значениями для каждой конкретной конструкции ДПЛА. Указанные номограммы должны включаться в комплект документации, определяющей условия допустимой эксплуатации аппарата в тех или иных метеоусловиях. Это позволит гарантировать минимизацию повреждаемости аппарата, вносимую атмосферной турбулентностью.

Результаты компьютерного моделирования и выводы. Более полные результаты компьютерного моделирования приведены в работе [4]. Здесь ограничимся рассмотрением результатов анализа сопоставляемых фактических и желаемых значений параметров движения ДПЛА при изменении высоты полета в вертикальной плоскости.

На рис. 2 приведены значения углов отклонения руля высоты. Фактические отклонения во времени практически совпадают с желаемыми из-за быстрого реагирования сервоприводов.

Тяга воздушного винта (рис. 3) в основном регулируется в целях поддержания $V = \text{const}$. Кратковременным пикам тяги соответствуют ступеньки изменения желаемой вертикальной скорости, что также отвечает пикам отклонения руля высоты в целях парирования пикирующего момента от винта и для требуемого изменения угла наклона траектории. Наблюдается некоторый рост скорости полета (рис. 4)

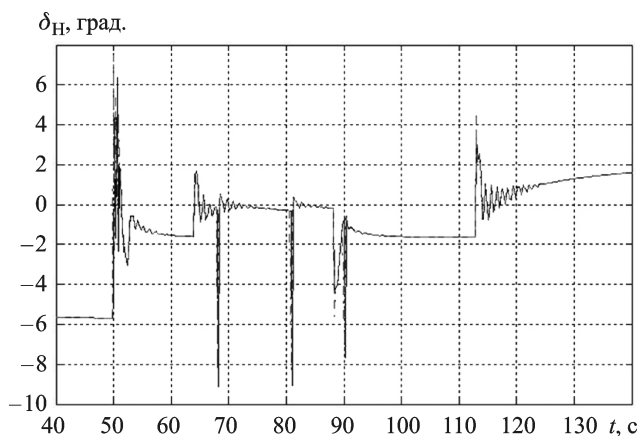


Рис. 2. Изменение угла отклонения руля высоты по времени в процессе старта ДПЛА с последующим набором высоты

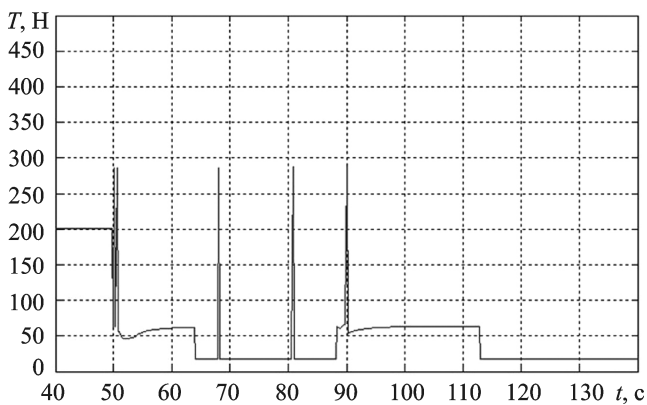


Рис. 3. Изменение тяги воздушного винта в процессе старта ДПЛА с последующим набором высоты

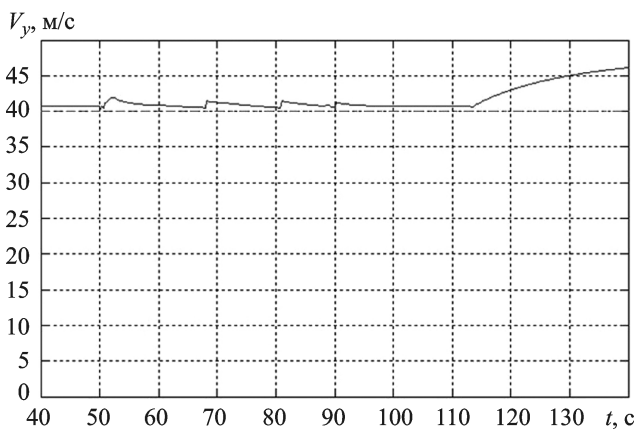


Рис. 4. Зависимость скорости полета от времени в процессе полета по заданной программе

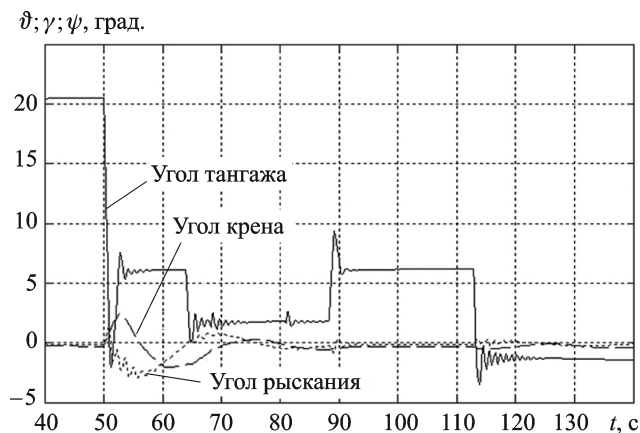


Рис. 5. Изменение углов тангажа, крена и рыскания в процессе полета ДПЛА по заданной программе

при спуске со значительной (до 5 м/с) вертикальной скоростью, в случае полностью задресселированного двигателя, что объясняется отсутствием тормозных щитков на данном типе ДПЛА.

Углы тангажа $\vartheta(t)$, крена $\gamma(t)$ и рыскания $\psi(t)$ после небольших колебаний при изменении желаемых значений V_y^* быстро стабилизируются (рис. 5).

Таким образом, результаты численного моделирования позволяют сделать вывод о достижении поставленной цели и возможности повышения эффективности полета ДПЛА в сложных метеорологических условиях при реализации предложенного подхода.

При наличии ограниченной априорной неопределенности значений статической продольной устойчивости аппарата в достаточно широких пределах (практически от $-0,15$ до 0) управление остается робастным. Дооснащение инструкции по эксплуатации ДПЛА номограммами допустимых условий полета на основе оценки усталостной повреждаемости позволит уменьшить расход аппаратов, обусловленный возникновением сложного силового нагружения при полете в неспокойной атмосфере.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лысенко Л.Н., Шам Н.С. Анализ путей интеллектуализации алгоритмического обеспечения нечеткого управления движением дистанционно пилотируемых летательных аппаратов / Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. № 1 (86). С. 3–16.
2. Антонова А.О. Оптимизация траектории полета самолета с учетом воздействия атмосферной турбулентности и исследование влияния размеров самолета на динамику полета в турбулентной атмосфере / Дисс. . . канд. техн. наук. К.: КИИ ГА, 1983.
3. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М.: Наука, 1975.
4. Лысенко Л.Н., Кыюнг Н.Д., Чыюнг Ф.В. Моделирование движения дистанционно пилотируемого летательного аппарата с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом // Полет. М.: Машиностроение, 2013. № 2. – С. 24–30.

REFERENCES

1. Lysenko L.N., Sham N.G. Analysis of intellectualization ways for the algorithmic support of fuzzy movement control of remotely piloted aircrafts. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinotr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2012, vol. 86, no. 1, pp. 3–16 (in Russ).
2. Antonova A.O. Optimizatsiya traektorii poleta samoleta s uchetom vozdeystviya atmosfornoj turbulentsnosti i issledovanie vliyaniya razmerov samoleta na dinamiku poleta v turbulentsnoy atmosfere. *Diss. kand. tekhn. nauk* [Optimization of the aircraft flight path taking into account the effect of atmospheric turbulence and study of the effect of the aircraft size on flight dynamics in a turbulent atmosphere. Dr. tech. sci. diss.], Kiev, Kiev Civ. Aviat. Inst. Publ., 1983.
3. Belotserkovskiy S.M., Skripach B.K. Aerodinamicheskie proizvodnye letatel'nogo apparata i kryla pri dozvukovykh skorostyakh [Aerodynamic derivatives of an aircraft and a wing at subsonic speeds]. Moscow, Nauka Publ., 1975. 424 p.

4. *Lysenko L.N., Kyong N.D., Chyong F.V.* Modelirovanie dvizheniya distantsionno pilotiruemogo letatel'nogo apparata s modifitsirovannym nechetkim regulyatorom v konture upravleniya poletom [Simulation of the remotely piloted aircraft motion with a modified fuzzy controller in the flight control loop]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2013.

Статья поступила в редакцию 16.11.2012

Лев Николаевич Лысенко — д-р техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки, заслуженный изобретатель РФ, лауреат премии Президента РФ. Действительный член и член президиума Российской академии ракетных и артиллерийских наук (РАРАН). Профессор кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 300 научных работ и изобретений в области баллистики и динамики движения беспилотных летательных аппаратов. МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

L.N. Lysenko — Dr. Sci. (Eng.), professor of the “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University, Honorary Science Worker of the RF, Honorary Inventor of the RF, Winner of the Prize of the RF President. Acting member and Presidium member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences. Author of more than 300 publications and inventions in the field of ballistics and dynamics of motion of unmanned aerial vehicles.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Нгуен Дык Кьонг — д-р техн. наук, профессор, лауреат научно-технической премии СРВ. Президент Вьетнамской аэрокосмической ассоциации. Автор более 50 научных работ и изобретений в области аэродинамики и динамики движения летательных аппаратов.

Вьетнамская аэрокосмическая ассоциация, Вьетнам, г. Ханой, ул. Чан Тхай Тонг, д. 25.

Nguyen Duc Cuong — Dr. Sci. (Eng.), professor, Winner of SRV Prize in Science and Technology, President of Vietnam Aerospace Association. Author of more than 50 publications and inventions in the field of aerodynamics and dynamics of motion of flying vehicles.

Vietnam Aerospace Association, Hanoi, Vietnam.

Фан Ван Чьонг — канд. техн. наук, сотрудник Вьетнамского военно-научно-технологического института.

Военно-научно-технологический институт, Вьетнам, г. Ханой, ул. Хоанг Шам, д. 17.

Phan Van Chuong — PhD (Eng.), worker of the Vietnam Military Science-Technology Institute.

Military Science-Technology Institute, Hanoi, Vietnam.

Нгуен Чонг Шам — аспирант кафедры “Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области управления движением летательных аппаратов различного назначения и статистической динамики полета.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

N.T. Sam — post-graduate of “Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecrafts” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of control of motion of different-purpose flying vehicles and statistical dynamics of flight.

Bauman Moscow State Technical University, Vtoraya Baumanskaya ul., 5, Moscow, 105005 Russian Federation.