

УДК 629.7.016.7.001

АНАЛИЗ ПРИМЕНИМОСТИ СУЩЕСТВУЮЩИХ КОМПЬЮТЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ СИНТЕЗА НЕЧЕТКОГО УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕГКОГО ДИСТАНЦИОННО ПИЛОТИРУЕМОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В СЛОЖНЫХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Л.Н. ЛЫСЕНКО, НГУЕН ЧОНГ ШАМ

Приводятся результаты анализа применимости известных прикладных программных комплексов для автоматизации синтеза нечеткого управления движением легкого дистанционно пилотируемого летательного аппарата (ДПЛА) при его полете в сложных метеорологических условиях. Решение базируется на основе ранее сформулированного и введенного в рассмотрение принципа допустимой ограниченной априорной неопределенности оценивания аэродинамических характеристик ДПЛА.

Ключевые слова: дистанционно пилотируемый летательный аппарат, интерактивное управление, неопределенность информации, идентификация аэродинамических характеристик, нечеткое управление, принцип допустимой ограниченной неопределенности оценивания.

Введение

В настоящее время беспилотные комплексы, системообразующим элементом которых является дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА), относятся к одной из наиболее динамично развивающихся областей авиационной техники. Практически во всех развитых странах мира они находят широкое применение при решении различных задач оборонного и хозяйственного назначения. Большое внимание уделяется использованию ДПЛА при возникновении чрезвычайных ситуаций, стихийных бедствий, а также при проведении метеорологических измерений в труднодоступных земных районах, мониторинге трубопроводов, патрулировании границ и др.

К числу наиболее существенных факторов, влияющих на нормальное (штатное) функционирование легких малоразмерных ДПЛА, относятся турбулизация атмосферы при полете в сложных метеорологических условиях и, особенно ветровые пульсирующие нагружения планера, носящие стохастический характер.

Случайные кратковременные перемещения воздушных масс, вызванные атмосферной турбулентностью, служащие источником дополнительных сил и моментов, действующих на ДПЛА, зачастую исключают возможность получения достоверной обзорной информации, усложняют процесс интерактивного управления при формировании команд дистанционно удаленным оператором по наблюдаемому ТВ-изображению цели и подстилающей поверхности, получаемым с борта ДПЛА в темпе полета.

Свидетельством тому могут служить трудности, возникшие при отработке режима ручного управления по наблюдаемому ТВ-изображению местности в процессе создания ДПЛА "Пчела" комплекса "Строй-П".

В связи с этим решение задачи обеспечения инвариантности получения устойчивого изображения цели к внешним возмущениям с помощью бортовой аппаратуры ДПЛА, особенно в сложных метеорологических условиях полета, продолжает оставаться весьма актуальной.

Как следует из результатов анализа, содержащегося в работе [1], путей решения обсуждаемой задачи в принципе существует несколько. Некоторые из них уже получили свое отражение в исследованиях таких авторов, как Ле Ки Биен, Кузнецов А.Г., Фирсов С.П., Хаммуд Абдулла, Буй Куанг Ли и др.

При этом речь может идти о совершенствовании как собственно информационных систем (комплексирование, использование гиросtabilизаторов, применение методов оптимальной фильтрации характеристик движения, идентификации аэродинамических характеристик и др.), так и алгоритмического обеспечения при создании систем управления (СУ) ДПЛА (синтез систем активной адаптации, систем искусственного интеллекта, в том числе с использованием нейронных сетей, обладающих адаптивными свойствами, либо удовлетворяющих условиям требуемой грубости и стабильной сходимостью процессов (гибридные структуры с нечеткими и традиционными алгоритмами и т.д.)).

Именно второму из указанных направлений посвящены результаты настоящего исследования.

Постановка задачи и исходные предпосылки

Ранее, в работах [1; 2] был сформулирован и введен в рассмотрение "принцип допустимой ограниченной неопределенности оценивания аэродинамических характеристик (АДХ) ДПЛА в неблагоприятных полетных метеоусловиях", допускающий поиск компромисса в отношении неточности знания АДХ с учетом неопределенной информации о турбулентных характеристиках воздушного поля и приемлемых алгоритмов управления с использованием модифицированных нечетких регуляторов в каналах высоты и крена аппарата, способных справиться с действием "остаточных" возмущений.

Целью данной работы служит дальнейшее развитие предложенного подхода, реализующего указанный принцип в части конкретизации общей теории [3] в отношении выявления требований к допустимому уровню подавляемого "ограниченного возмущения" и анализа применимости существующих компьютерных технологий типа Toolbox FUZZY среды Matlab и ее расширений [4; 5] для автоматизации настройки алгоритма Такаги-Сугено, используемого в качестве алгоритма универсального аппроксиматора синтезируемой СУ полетом перспективного ДПЛА.

Математическая модель возмущенного состояния системы "ДПЛА – внешняя среда"

Для большинства типов ДПЛА, скорость которых больше максимальной скорости порывов ветра, турбулентность можно рассматривать как пространственное случайное поле, инвариантное к временной компоненте [6].

Ветровые возмущения атмосферы в связи с этим задаются в виде

$$\mathbf{w}(\mathbf{x}) = \mathbf{w}_0(\mathbf{x}) + \xi(\mathbf{x}), \quad (1)$$

где $\mathbf{w}(\mathbf{x})$ – скорость ветра (м/с) в точке с координатами $\mathbf{x} = (x, y, z)$; $\mathbf{w}_0 \in R^3$ – регулярная составляющая скорости ветра (детерминированного или случайного, в зависимости от постановки задачи); $\xi(\mathbf{x}) = (\xi_1(x), \xi_2(y), \xi_3(z))$ – мультипликативная составляющая – собственно турбулентность с продольной, вертикальной и поперечной компонентами скорости изменения состояния поля.

Для описания номинального (опорного) движения ДПЛА используется "полная" пространственная модель в виде дифференциальных уравнений движения аппарата в неспокойной атмосфере, векторное представление которой может быть выражено в виде

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \sum_{i=1}^3 \mathbf{F}_i(\mathbf{V}, \Omega, \xi, \mathbf{x}_{\text{пк}}, \mathbf{x}_{\text{но}}; t), \quad (2)$$

где $\mathbf{F}_1(\mathbf{V}, \Omega; t)$ – функция вектора инерционных сил и моментов; $\mathbf{F}_2(\mathbf{V}, \Omega, \xi, \mathbf{x}_{\text{пк}}, \mathbf{x}_{\text{но}}; t)$ – функция вектора аэродинамических сил и моментов; $\mathbf{F}_3(\xi, t)$ – функция вектора внешних возмущений; $\mathbf{x}(t)$ – n -мерный полный вектор состояния объекта; $\mathbf{x}_{\text{пк}}(t)$ – вектор позиционных координат; $\mathbf{x}_{\text{но}}(t)$ – вектор состояния исполнительных органов; $\mathbf{V}(t)$ – вектор воздушной скорости ДПЛА; $\Omega(t)$ – вектор угловой скорости поворота связанной системы координат (СК) относительно базовой (земной) СК на углы тангажа $\vartheta(t)$, рыскания $\psi(t)$ и крена $\gamma(t)$.

Как известно, влияние перемещения воздушных масс на движение ЛА оказывается двояким: за счет изменения воздушной скорости относительно земной $\mathbf{V}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{V}_k(\mathbf{x}, t) + \mathbf{w}(\mathbf{x})$, а также за

счет возникновения угла скольжения $\beta = \beta_w$ ($\beta_0 = 0$) и дополнительного, так называемого "ветрового" угла атаки α_w , приводящего к изменению полного угла атаки $\alpha_\Sigma = \alpha + \alpha_w$.

В силу того обстоятельства, что указанные величины выступают в качестве аргументов при расчете функций вектора состояния исполнительных органов, а главное, векторов аэродинамических сил и моментов, пренебрегать ими не представляется возможным.

Общая система уравнений (2), описывающая пространственное возмущенное (детерминированное, либо стохастическое) движение легкого ДПЛА, является сложной нелинейной системой дифференциальных уравнений высокого порядка. При рассмотрении возмущенного движения в малой окрестности номинального движения оказывается возможным перейти к линеаризованной модели, допускающей декомпозицию (разделение) движений на продольное и боковое.

В общем случае имеем:

$$\frac{d}{dt} \Delta \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t) \Delta \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t) \mathbf{u}(t) + \mathbf{F}(t) \mathbf{w}_e(t); \quad (3)$$

$$\Delta \mathbf{x}(t_0) = \Delta \mathbf{x}_0 \text{ задано,}$$

где при рассмотрении пространственного движения $\Delta \mathbf{x}(t)$ – 12-мерный вектор отклонений параметров возмущенного движения от номинального; $\mathbf{u}(t)$ – трехмерный вектор управления (тягой воздушного винта, высотой и креном); $\mathbf{w}_e(t)$ – вектор действующих возмущений; $\mathbf{A}(t)$, $\mathbf{B}(t)$, $\mathbf{F}(t)$ – матрицы состояния, управления и возмущений соответствующих размерностей.

В дальнейшем, с целью упрощения записи, будем полагать, что при известности параметров номинального движения, вектор отклонений эквивалентен параметрам полного вектора состояния $\mathbf{x}(t)$, а движение ограничивается рассмотрением полета в вертикальной плоскости.

Будем считать, кроме того, что в качестве бортовых измерительных устройств используются приемники ГЛОНАСС (либо GPS), барометрический датчик давления, акселерометры и датчик угловой скорости (ДУС), так что вектор измерений может быть представлен в виде $\mathbf{z}(t) = [L(t), h(t), n_z(t), n_y(t), \omega_z(t)]^T$, где $L(t)$ – пройденный путь; $h(t)$ – текущая высота полета; $n_z(t)$, $n_y(t)$ – составляющие вектора перегрузки; $\omega_z(t)$ – текущие показания ДУС.

Как было показано в работе [2], настройка контура управления ДПЛА при полете в сложных метеорологических условиях потребует "точного" знания следующего одиннадцатикомпонентного (для движения в вертикальной плоскости) расширенного вектора состояния $\mathbf{x}_p(t) = [\Delta V, \Delta \theta, \Delta L, \Delta h, \Delta \rho, \Delta \omega_z, \Delta \theta, \Delta m_z^\alpha, \Delta m_z^{\bar{\omega}_z}, \Delta C_{xa}, \Delta C_{ya}^\alpha]^T$, являющегося сложной функцией внешних возмущающих воздействий. В выражении $\mathbf{x}_p(t)$, помимо ранее введенных обозначений, θ – угол возвышения траектории; ρ – плотность среды; $m_z^{\bar{\omega}_z}$, m_z^α – динамические коэффициенты (производные) от соответствующего коэффициента аэродинамического момента; C_{xa} , C_{ya}^α – коэффициент силы лобового сопротивления и соответствующая производная коэффициента подъемной силы по суммарному углу атаки α_Σ .

Нахождение указанных переменных потребует реализации процедуры оптимальной фильтрации (на базе рекуррентных алгоритмов калмановского типа) и идентификации АДХ в темпе полета.

Ранее в [2] было показано, что если ориентироваться на применение в качестве бортовой ЦВМ модели семейства – 386/486 четвертого поколения с процессором на базе МПК i386 DX (тактовая частота 20 МГц), обеспечивающим в режиме плавающей запятой на коротких операциях быстроедействие до 2,9 млн. оп./с, эквивалентное предельное время, отводимое на навигационное определение рассматриваемого типа ДПЛА, включая процедуру стохастического оценивания, в течение одного цикла навигации не должно превышать 2 с.

А если учесть еще и дополнительную одновременную загрузку БЦВМ операциями привязки наблюдаемой местности к электронной географической карте местности, а также реализацию адаптивных мультиструктурных алгоритмов оптимальной фильтрации в условиях неизвестных интенсивностей смены структур [7], даже при многоядерной схеме построения процессора, это

время должно быть уменьшено как минимум втрое, что на современном уровне технического развития исключает для обсуждаемого подхода возможность практического получения результата в режиме прямой ТВ-трансляции событий (TV-mode) в темпе реального времени.

Возложение процедуры решения задачи повышения качества управления исключительно на нечеткую СУ без ее предварительной настройки (адаптации), приведет к значительному усложнению (в силу требования придания свойств "интеллектуальности в большом" [1]) и дополнительным трудностям эксплуатации системы.

При этом, естественно, возникает вопрос, касающийся допустимого уровня "остаточных возмущений", удовлетворяющего условиям теории синтеза нечетких регуляторов (НР) с *ограниченной неопределенностью* (ОН).

Для ответа на этот вопрос упростим модели состояния (типа (3)) и измерения до формы их представления в виде $\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(\bullet)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(\bullet)\delta(t)$; $\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t)$, $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$, где $\mathbf{H}$ – постоянная матрица,

и введем, кроме того, в рассмотрение эквивалентную модель $\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}_0\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_0\delta(t) + \boldsymbol{\varphi}(\bullet, t)$, $\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t)$, где $\boldsymbol{\varphi}(t) = \boldsymbol{\varphi}(\bullet, t) = (\mathbf{A}(\bullet) - \mathbf{A}_0)\mathbf{x}(t) + (\mathbf{B}(\bullet) - \mathbf{B}_0)\delta(t)$

– приведенные ко входу объекта управления возмущения; $\mathbf{A}_0$ и $\mathbf{B}_0$ – номинальные значения матриц; $\delta(t)$ – выход нечеткого регулятора (в отличие от $\mathbf{u}(t)$ – выхода четкого регулятора); символ $(\bullet)$ обозначает набор внешних и внутренних факторов, отражающих ограниченное влияние неучтенных, например, в силу линеаризаций, нелинейности и априори неизвестных возмущений внешней среды. Будем считать, что для рассматриваемых систем условия управляемости и наблюдаемости (по Калману) выполнены.

В соответствии с изложенным, обсуждаемая СУ $S(C, C_f, \Phi)$ должна иметь структуру, содержащую два типа регуляторов: четкий $C(\bullet)$ с выходом $\mathbf{u}(t)$ и нечеткий $C_f(\bullet)$ с выходом $\delta(t)$. При этом под Φ понимается объект с нелинейным и неавтономным (в общем случае) оператором.

Количество входов НР, как правило, ограничивается двумя – ошибкой $l(t)$ и ее производной $\dot{l}(t)$ при одном дефазифицированном выходе $\delta(t)$, т.е. $C_f(\bullet) = C_f(l, \dot{l}) = \delta(t)$. В качестве четкого регулятора (ЧР) могут быть использованы либо регулятор с оптимальным законом управления (оптимальный регулятор (ОР)), либо робастный регулятор (РР).

Для определенности, в качестве ЧР будем рассматривать ОР с квадратичным критерием качества в силу исходной постановки задачи стабилизации возмущенного движения относительно опорного (в линейной постановке).

Без учета действия внешнего возмущения, согласно методу аналитического конструирования регуляторов (АКОР) Летова-Калмана закон управления, найденный по LQR-алгоритму, является однозначным и имеет вид $\mathbf{u}(t) = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}\mathbf{x}(t)$, где $\mathbf{P}(t)$ – положительно определенная матрица, получаемая в результате решения уравнения Риккати; $\mathbf{R}(t)$ – весовая матрица управления в квадратичном критерии качества; $\mathbf{B}(t)$ – матрица управления в уравнении состояния. Учитывая наличие НР, $\delta(t) = C_f(\mathbf{l})$, $\mathbf{l}(t) = -\mathbf{z}(t)$, совместный закон ОР + НР будет иметь вид $\tilde{\mathbf{u}} = \mathbf{u} + \delta$.

Центральную роль при синтезе такого типа СУ играет вытекающая из [3] теорема, согласно которой *нечеткий регулятор $C_f(\mathbf{z})$ гарантирует выполнение функций аппроксиматора и компенсатора возмущения $\boldsymbol{\varphi}(\mathbf{x}, \delta; t)$ при сохранении оптимальности нечеткой системы управления с регулятором в обратной связи по состоянию $\mathbf{u}(t) = \mathbf{G}(t)\mathbf{x}(t)$, где $\mathbf{G}(t) = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}(t)$.*

Эквивалентным расширением приведенной теоремы служит следующая теорема: *нечеткая система управления, для которой справедливо уравнение состояния*

$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = (\mathbf{A}_0 + \Delta\mathbf{A}_t)\mathbf{x}(t) + (\mathbf{B}_0 + \Delta\mathbf{B}_t)C_f$, *с нечетким регулятором Такаги-Сугено обладает асимптотической устойчивостью, обеспечиваемой аппроксиматором C_{f1} линейного регулятора и грубостью при выполнении неравенства $C_{f2} \geq \mathbf{B}_0^+(\Delta\mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{B}(C_{f1} + C_{f2}))$ при условии*

$\Delta \mathbf{B} < (\mathbf{B}_0^+)^{-1}$, где верхний знак "+" у матрицы означает псевдоинверсию, гарантируемую аппроксиматором C_{f2} приведенных ко входу объекта управления ограниченных возмущений.

При этом под "грубостью системы" здесь понимается общепринятое условие малого изменения полученного при расчете поведения системы от изменения ее состояния при малых отличиях характеристик в реальных условиях функционирования.

Из приведенных выше теорем вытекает очевидное следствие: *ограниченными возмущениями* являются возмущения, удовлетворяющие условно аппроксимации и компенсации их нечетким регулятором $C_f(\mathbf{z})$ при сохранении свойства оптимальности нечеткой системой с ОР, реализующим закон управления, соответствующий LQR-алгоритму.

Справедливость приведенного следствия нетрудно обосновать на основе следующих соображений.

Путь на объект действует возмущение с ограниченной неопределенностью $\varphi_{огр}(t)$, так что модель его состояния приобретает вид

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}(t)\tilde{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{B}_\varphi(t)\varphi_{огр}(t). \quad (4)$$

При этом ОР обеспечивается устойчивость и оптимальность замкнутой системы (4), а НР $\delta(t) = C_f(\mathbf{z})$ осуществляет подавление всех приведенных ко входу возмущений.

Введем следующие обозначения: $\mathbf{A}^* = \mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{G} = \mathbf{A}_0^* + \Delta\mathbf{A}_t^*$; $\mathbf{A}_0^* = \mathbf{A}_0 + \mathbf{B}_0\mathbf{G}$; $\Delta\mathbf{A}_t^* = \Delta\mathbf{A}_t + \Delta\mathbf{B}_t\mathbf{G}$.

Тогда
$$\frac{d}{dt} \mathbf{x}(t) = \mathbf{A}_0^* \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_0^+ \mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр}(t) + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x}(t) + \Delta\mathbf{B}_t \delta(t) + \delta(t) \stackrel{-}{=} \mathbf{A}_0^* \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^*(t) \varphi, \quad (5)$$

где $\mathbf{u}^*(t) = \delta(t) + \mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр}(t) + \Delta\mathbf{A}_t^* + \Delta\mathbf{B}_t \delta(t))$.

Применяя метод функций Ляпунова, представим

$$V(\mathbf{x}) = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{x}, \dot{V}(\mathbf{x}) = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T (\mathbf{P} \mathbf{A}_0^* + (\mathbf{A}_0^*)^T \mathbf{P}) \mathbf{x} + \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^*; \quad (6)$$

$$V(\mathbf{x}) > 0, \mathbf{x}(t) \neq 0,$$

где $\mathbf{P}$ – симметричная положительно определенная матрица, удовлетворяющая неравенству $(\mathbf{P} \mathbf{A}_0^* + (\mathbf{A}_0^*)^T \mathbf{P}) < 0$, гарантирующему обеспечение асимптотической устойчивости. Для выполнения указанного условия при наличии ограниченной неопределенности дополнительно требуется выполнение соотношения [8]

$$\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^* = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \delta + \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) \stackrel{-}{\leq} 0. \quad (7)$$

Используя теперь аппроксимирующее свойство НР, запишем

$$\mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{u}^* = \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \delta + \mathbf{x}^T \mathbf{P} \mathbf{B}_0 \mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) \stackrel{-}{=} \Delta\delta^*, \quad (8)$$

где $\Delta\delta^*$ – неточность аппроксимации.

Поскольку $\delta = C_f(l) = -C_f(\mathbf{z})$, то из последнего соотношения непосредственно следует, что

$$\mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) - C_f(l) \stackrel{-}{\leq} \text{Sup} \left[\frac{\Delta\delta^*}{\mathbf{B}_0^T \mathbf{P} \mathbf{x}} \right], \quad (9)$$

что и подтверждает грубость алгоритма НР.

Синтез линейных регуляторов с робастными свойствами на основе $\mathbf{H}_\infty$ -теории приводит [8] к получению регулирующих алгоритмов с робастностью вида

$$\mathbf{B}_0^+ (\mathbf{B}_\varphi \varphi_{огр} + \Delta\mathbf{A}_t^* \mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}_t \delta) \stackrel{-}{\infty} \leq \varepsilon, \quad (10)$$

где $\varepsilon = \text{const}$ – размер неопределенности.

Понятно, что с точки зрения практической процедуры синтеза НР и оценки допустимого уровня неопределенности приведенных общетеоретических положений оказывается недостаточно.

Для того чтобы убедиться, что синтезированный регулятор обеспечивает устойчивость замкнутой системы (робастную устойчивость для РР), а также заданный уровень подавления ограниченного возмущения, необходимо иметь работоспособный инструментарий в формате достаточной степени универсального программного пакета (ПП), позволяющего при приемлемых временных и интеллектуальных затратах автоматизировать настройку параметров НР.

Накопленный опыт исследований позволяет считать, что таким инструментарием может служить ПП MATLAB (Toolboxes Fussy, Simulink).

Функциональная схема синтеза НР в среде MATLAB с помощью редактора ANFIS (Adaptive Neuro – Fuzzy Inference System) Fuzzy Toolbox представлена на рис. 1, где обозначено: dan.dat – файл данных, используемых при обучении; sug.fis – модель НР Такаги-Сугено; syst.mde – модель системы управления с НР.

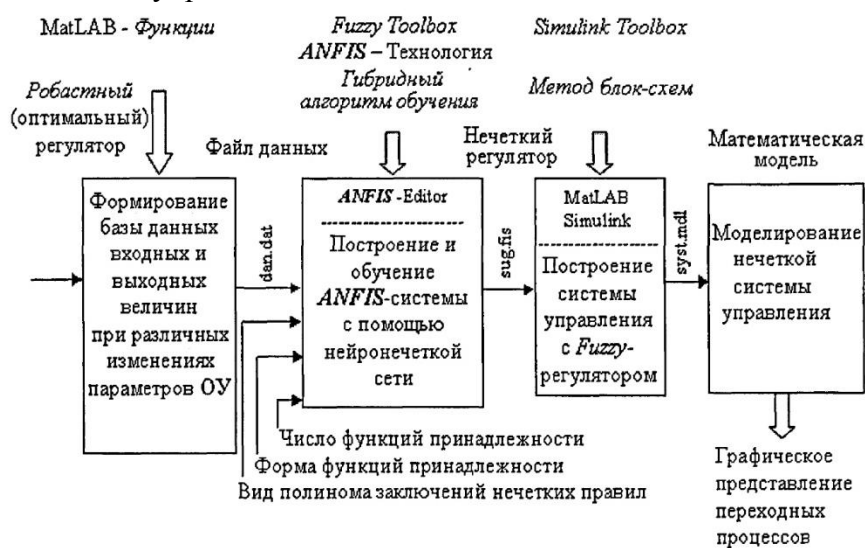


Рис. 1. Функциональная схема синтеза НР в среде MATLAB

Структура НР в общем случае включает блоки фаззификации, нечеткого вывода, базы знаний и дефаззификации. Будучи ориентированными на обработку знаний (нечетких правил), НР используют знания экспертов, либо "обучаемые знания", выражаемые естественным образом с помощью лингвистических переменных.

Практика применения обсуждаемого ПП к решению рассматриваемых задач показала, что способы определения параметров НР, включающие настройку контура на основе методов желаемого переходного процесса и эталонных фазовых траекторий, дают примерно одинаковые результаты и ни один из них не может рассматриваться как приоритетный.

Как следует из результатов выполненных исследований, наиболее "критичными" оказались каналы управления высотой полета и креном. Причем особенности конструкции рассматриваемого типа ДПЛА привели к необходимости дополнительной модификации логики обычного НР за счет введения в закон управления приближенного балансирующего значения угла отклонения руля высоты $\delta_{всп}$, полученного в результате совместного решения уравнений сил и моментов ДПЛА в горизонтальном полете с учетом пикирующего момента от воздушного винта и дополнительной составляющей подъемной силы, обусловленной приращением ΔC_{ya}^a при движении в неспокойной атмосфере.

В результате, закон МНР по высоте полета был принят в виде

$$\delta_B^* = \text{fuzzy1}(\Delta u_z \Delta V_y) + \delta_{всп}(t) + K_{дир}^z \omega_z, |\delta_B^*| \leq \delta_{всп\max}, \quad (11)$$

где fuzzy1 – нелинейная функция от величин "остаточных" ошибок по высоте и по вертикальной составляющей вектора воздушной скорости, полученная с помощью нечеткой логики и

являющаяся отражением соответствующих лингвистических переменных, формулируемых оператором; $K_{\text{дпр}}^z = f(\Delta \hat{m}_z^a, \Delta \hat{m}_z^{\bar{\omega}_z}, \Delta \hat{C}_{ya}^a)$ – коэффициент демпфирования продольного канала.

Закон МНР в канале крена выбран в виде

$$\delta_{\gamma}^* = \text{fuzzy2}(\Delta \gamma, \Delta \omega_x) + K_{\text{дпр}}^x \omega_x, |\delta_{\gamma}^*| \leq \delta_{\gamma \text{max}}, \quad (12)$$

где $\Delta \gamma$ – остаточная ошибка по углу крена; ω_x – угловая скорость крена; δ_{γ} – угол отклонения элерона.

Рис. 2, 3 иллюстрируют динамику изменения траекторных параметров при снижении высоты полета с 450 м до 240 м. Из приведенных графиков следует, что колебательные процессы при реализации управления быстро демпфируются (рис. 3), а моделируемые значения параметров практически не отличаются от желаемых значений, что свидетельствует о возможности достижения поставленной цели управления в рамках сформулированной постановки задачи.

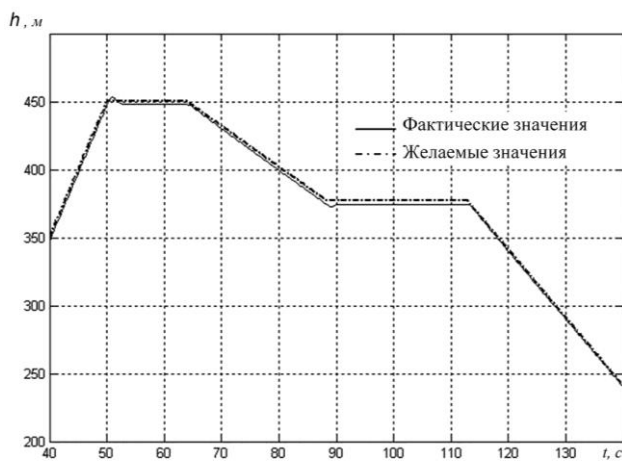


Рис. 2. Изменение высоты в процессе движения ДПЛА по заданной программе

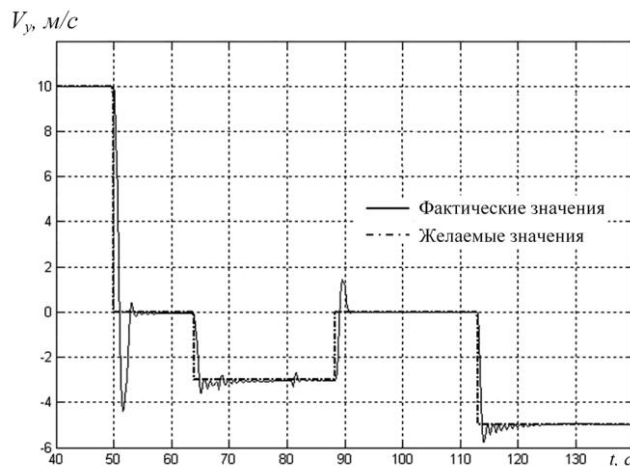


Рис. 3. Колебательные процессы при изменении $V_y(t)$ при снижении ДПЛА с высоты 450 м до 240 м

Более полные результаты компьютерного моделирования, так же как и исходные данные для проведения численных исследований, приведены в работе [9].

ЛИТЕРАТУРА

1. Лысенко Л.Н., Шам Н.Ч. Анализ путей интеллектуализации алгоритмического обеспечения нечеткого управления движением дистанционно пилотируемых летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, серия Машиностроение. - 2012. - № 1(86). - С. 3 – 16.
2. Лысенко Л.Н., Гришко Д.А., Королев Е.А., Шам Н.Ч. Стохастическое оценивание параметров управляемого движения при неточно идентифицируемых в полете аэродинамических характеристиках ДПЛА // Известия РАН. - 2013. - № 2(76). - С. 51 – 59.
3. Асан К., Ватада Д., Иван С. и др. Прикладные нечеткие системы / под ред. Т. Тэрано, К. Асаи, М. Сугэно / пер. с яп. - М.: Мир, 1993.
4. Дьяконов А.В., Круглов В.Н. Математические пакеты расширения MATLAB: спец. справочник. - СПб.: Питер, 2001.
5. Леоненков Л.Н. Нечеткое моделирование в среде MATLAB и fuzzy TECH. - СПб.: Питер, 2001.
6. Шалыгин А.С., Лысенко Л.Н., Толпегин О.А. Методы моделирования ситуационного управления беспилотных летательных аппаратов / под ред. А.В. Ноздрачева, Л.Н. Лысенко. Справочная библиотека разработчика – исследователя вооружения и военной техники. - М.: Машиностроение, 2012. - Т. 11.
7. Лысенко Л.Н., Шам Н.Ч. Алгоритмические аспекты моделирования мультиструктурных схем фильтрации в оптимальных навигационных системах дистанционно пилотируемых летательных аппаратов // Известия РАН. - 2012. - № 1(71). - С. 14 – 21.

8. Чунг Н.В. Синтез нечетких регуляторов для систем управления техническими объектами с ограниченной неопределенностью: дисс. ... канд. техн. наук. - СПб.: ЛЭТИ им. В.И. Ульянова (Ленина), 2006.

9. Лысенко Л.Н., Кыонг Н.Д., Чыонг Ф.В. Моделирование движения дистанционно пилотируемого летательного аппарата с модифицированным нечетким регулятором в контуре управления полетом // Полет. - 2013. - № 2. - С. 24 – 30.

THE APPLICABILITY OF EXISTING COMPUTER TECHNOLOGY TO AUTOMATE FUZZY SYNTHESIS OF TRAFFIC LIGHT UAV IN ADVERSE WEATHER CONDITIONS

Lysenko L.N., Nguen Thong Sham

The results of the analysis of the applicability of known application software systems for automated synthesis of fuzzy control traffic light UAV during its flight in adverse weather conditions.

The solution is based on a previously formulated and put into consideration the principle of permissible limited a priori estimation of the uncertainty of aerodynamic characteristics of UAVs.

Key words: remotely piloted aircraft (UAV), interactive control, the uncertainty of information, the identification of aerodynamic performance, fuzzy control, the principle of limited permissible uncertainty estimation.

Сведения об авторах

Лысенко Лев Николаевич, 1939 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1963), доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки РФ, заслуженный изобретатель РФ, лауреат премии Президента РФ, действительный член и член президиума Российской академии ракетных и артиллерийских наук (РАРАН), профессор кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 300 научных работ, область научных интересов – баллистика и динамика беспилотных летательных аппаратов.

Нгуен Чонг Шам, 1983 г.р., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2010), аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана, область научных интересов – управление движением летательных аппаратов различного назначения и статистическая динамика полета.