

СИСТЕМА ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ЭКИПАЖЕМ ВЕРТОЛЕТА НА ОСНОВЕ ТЕМПОРАЛЬНЫХ ПРЕЦЕДЕНТОВ

В. Н. ЕФАНОВ¹, А. А. ЗАЙЦЕВА²

¹efanov@mail.rb.ru, ²zalina@inbox.ru

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 10 июня 2014 г.

Аннотация. Рассматриваются принципы построения системы поддержки принятия решений экипажем вертолета при необходимости перехода на ручной режим управления. В основу метода принятия решений положен способ оценки ситуации, связанной с возможностью согласования динамических характеристик силовой установки вертолета при автоматическом и ручном управлении. С этой целью предлагается использовать обобщенную модель поведения системы управления силовой установкой вертолета на основе нечеткого ожидания ее выходных реакций.

Ключевые слова: принятие решений; темпоральный прецедент; вертолет; экипаж; силовая установка; турбовальный двигатель

ВВЕДЕНИЕ

Бортовые информационно-управляющие комплексы современных вертолетов представляют собой большие человеко-машинные системы с иерархической структурой и сложной динамикой взаимодействующих подсистем. В связи с этим для организации их рационального поведения все шире используются средства искусственного интеллекта в виде электронных помощников экипажа, экспертных систем, информационно-справочных систем (электронных библиотек).

Электронный помощник экипажа является основной перспективной системой, обеспечивающей интеллектуальную интеграцию всего комплекса бортового оборудования с целью уменьшения рабочих нагрузок на экипаж, улучшения его ситуационной уверенности для быстрого и правильного принятия решения. Дело в том, что в сложных условиях полета с многочисленными динамично развивающимися угрозами и изменяющимися требованиями к цели полета предполетная подготовка экипажа не дает ожидаемого эффекта. Пилот оказывается подавленным лавинообразным потоком поступающей информации и сложностью расчетов, необходимых для принятия правильного решения. Примерами таких ситуаций могут служить условия, требующие ограничения величины частоты вращения турбокомпрессора с целью защиты

главного редуктора от превышения крутящего момента или двигателя от перегрева. В этом случае требуется перейти на режим ручного управления. Регулирование в ручном режиме продолжается до полного устранения причины, вызвавшей необходимость перехода на ручной режим, после чего осуществляется обратное переключение на автоматическое регулирование частоты вращения свободной турбины. При этом решение об изменении режима управления должно обеспечить перераспределение нагрузки между двумя двигателями силовой установки вертолета с одновременным поддержанием в заданных пределах требуемых значений основных газодинамических параметров.

Решение этой задачи усложняется тем, что в реальных условиях существует дефицит достоверной информации об условиях и ожидаемых моментах переключения, а также о возможных длительностях каждого из режимов. Вследствие этого использование априорных оценок о том или ином характере случайного процесса переключения может привести к существенному несоответствию расчетных показателей реальным данным, полученным по результатам эксплуатации. В результате создаются предпосылки для автоколебательного режима переключений с одного режима на другой и, как следствие, для потери устойчивости процесса управления, приводящей к развалу функционирования системы. Все это формирует следующий комплекс усло-

вий, в рамках которых будет осуществляться функционирование бортовой системы поддержки принятия решений. Во-первых, основным источником знаний о возникающих проблемных ситуациях служит опыт эксплуатации, который аккумулируется в способах, методах и эвристических алгоритмах пилотирования вертолетов. Следовательно, решения, основанные на опыте, не уникальны и могут быть использованы при возникновении аналогичных ситуаций. Наконец, учитывая то, что решения должны приниматься в режиме реального времени, предпочтение отдается не поиску наилучших из возможных, а тем решениям, которые гарантируют благоприятный исход в сложившейся ситуации. Таким образом, в основу бортовой системы поддержки принятия решений не может быть положена методика логического вывода по правилам, поскольку она подразумевает наличие хорошо формализованной модели проблемной ситуации. Альтернативой выводу по правилам служит технология логического вывода, основанного на прецедентах (Case-Based Reasoning, CBR), которая будет использована в данной работе. При этом следует отметить, что классические CBR-методы позволяют извлекать прецеденты на основе значений параметров контролируемой системы в текущий момент времени, без учета динамики процесса. В то же время учет истории изменения состояний наблюдаемого объекта или процесса позволяет находить более качественные решения и рекомендации, чем на основании анализа только текущего состояния [1–2]. В связи с этим в ряде работ [3–6] предлагается новый способ представления прецедентов, позволяющий учитывать историю изменения параметров, получивший название метода на основе темпоральных прецедентов.

В данной работе для описания подобных темпоральных прецедентов предлагается использовать нечеткое ожидание выходной реакции системы [7].

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ СЛУЧАЙНОГО ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ЧАСТИ

Формирование математической модели проведем в три этапа [8]. Вначале рассмотрим универсальную поэлементную нелинейную модель двигателя, отражающую физическое взаимодействие отдельных агрегатов и внешних устройств. Далее осуществим линеаризацию этой модели, чтобы получить математическое описание, пригодное для формирования темпораль-

ных прецедентов. На третьем этапе дополним полученную модель уравнениями, описывающими управляющую часть системы.

Силовая установка служит для преобразования энергии, заключенной в топливе и воздухе, в механическую энергию вращения винтов. В ее состав входят следующие функциональные элементы:

- турбокомпрессор, включающий воздухозаборник кольцевого типа, одноступенчатый центробежный компрессор, кольцевую проточную камеру сгорания, одноступенчатую осевую турбину;

- силовая турбина, представляющая собой одноступенчатую осевую турбину с соосным валом трансмиссии, заключенным в вал турбокомпрессора;

- редуктор совместно с трансмиссией и основным силовым приводом;

- выпускной диффузор.

Основные физические процессы, сопровождающие работу двигателя, заключаются в следующем.

Впуск воздуха через воздухозаборник. При этом на входе в компрессор устанавливаются следующие параметры воздушного потока: давление $p_{вх}^*$ и температура $T_{вх}^*$.

Сжатие воздуха в центробежном компрессоре. Полагаем, что характеристики компрессора заданы

$$\begin{aligned}\pi_k^* &= \pi_k^*(n_{Ткпр}; G_{впр}); \\ \eta_k^* &= \eta_k^*(n_{Ткпр}; G_{впр}),\end{aligned}\quad (1)$$

где π_k^* – степень повышения давления в компрессоре, η_k^* – эффективный КПД компрессора, $n_{Ткпр}$ – приведенная частота вращения турбокомпрессора, $G_{впр}$ – приведенный расход воздуха через компрессор.

Тогда при известной частоте вращения турбокомпрессора можно определить расход воздуха через компрессор и температуру воздуха на выходе из компрессора T_k^* , в результате чего можно рассчитать основной параметр работы компрессора – его мощность L_k .

$$\begin{aligned}T_k^* &= T_{вх}^* \left[1 + \frac{(\pi_k^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k^*} \right]; \\ L_k &= \frac{k}{k-1} G_{в} \delta_k R (T_k^* - T_{вх}^*).\end{aligned}\quad (2)$$

Здесь R – универсальная газовая постоянная, k – показатель адиабаты, коэффициент δ_k учи-

тывает уменьшение работы компрессора из-за перепуска воздуха.

Сгорание топливоздушной смеси в кольцевой противоточной камере сгорания. Параметры газоздушного потока на выходе из камеры сгорания характеризуются выражениями:

$$G_T = G_B + G_T; \quad p_T^* = \sigma_{\text{КС}} p_K^*; \\ T_T^* = \frac{G_B c_{pB} T_K^* + G_T c_{pT} T_T + G_T H_u \eta_{\text{КС}}}{G_T c_{pT}}. \quad (3)$$

Здесь, соответственно, G_T , p_T^* , T_T^* – весовой расход, давление и температура газоздушного потока, в свою очередь, G_T , T_T , H_u – весовой расход, температура и теплотворная способность топлива, c_{pT} , c_{pB} , c_{pT} – удельные теплоемкости газа, воздуха и топлива, $\eta_{\text{КС}}$ – коэффициент полноты сгорания топлива, $\sigma_{\text{КС}}$ – коэффициент восстановления давления в камере сгорания, который показывает, на сколько изменилось давление газоздушного потока на ее выходе по сравнению с давлением воздуха за компрессором p_K^* .

Расширение газа на одноступенчатой осевой турбине. Основными параметрами рабочего процесса на турбине являются: π_T^* – степень понижения полного давления и η_T^* – КПД турбины. КПД турбины учитывает следующие виды потерь энергии:

- с выходной скоростью, т. е. потери кинетической энергии газа, не использованной в турбине;
- потери на преодоление сопротивления в сопловом аппарате и рабочем венце;
- с утечкой газа через зазоры;
- на преодоление трения в подшипниках и т. д.

Зависимости указанных параметров от режима работы турбины определяют ее характеристики, которые обычно задаются в следующем виде:

$$\eta_T^* = \eta_T^*(n_{\text{Тк пр}}^*; \pi_T^*); \\ G_{\text{Т пр}} = G_{\text{Т пр}}(n_{\text{Тк пр}}^*; \pi_T^*). \quad (4)$$

С учетом приведенных соотношений параметры газового потока на выходе из турбины удовлетворяют следующим выражениям:

$$p_T^* = \frac{1}{\pi_T^*} p_T^*;$$

$$T_T^* = T_T^* \left[1 - \eta_T^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_T^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right] \right]. \quad (5)$$

При этом эффективная мощность турбины, потребляемая компрессором и другими агрегатами двигателя, описывается следующим соотношением:

$$L_T = \frac{k_T}{k_T - 1} G_T R_T (T_T^* - T_T^*). \quad (6)$$

Объединяет все процессы, протекающие в турбокомпрессоре двигателя, уравнение движения ротора турбокомпрессора:

$$J_{\text{Тк}} \frac{dn_{\text{Тк}}}{dt} = \frac{1}{(\pi/30)^2} \cdot \frac{L_T - L_{\text{К}}}{n_{\text{Тк}}}, \quad (7)$$

где $J_{\text{Тк}}$ – полярный момент инерции вращающихся масс ротора турбокомпрессора.

Расширение газа в одноступенчатой силовой турбине происходит по закономерностям, аналогичным процессам в турбине турбокомпрессора:

$$p_{\text{СТ}}^* = \frac{1}{\pi_{\text{СТ}}^*} p_T^*; \\ T_{\text{СТ}}^* = T_T^* \left[1 - \eta_{\text{СТ}}^* \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_{\text{СТ}}^*} \right)^{\frac{k_T - 1}{k_T}} \right] \right]. \quad (8)$$

Для вычисления этих параметров необходимо знать характеристики силовой турбины

$$\eta_{\text{СТ}}^* = \eta_{\text{СТ}}^*(n_{\text{СТ пр}}^*; \pi_{\text{СТ}}^*); \\ G_{\text{Т пр}} = G_{\text{Т пр}}(n_{\text{СТ пр}}^*; \pi_{\text{СТ}}^*). \quad (9)$$

Вращение основного силового привода через трансмиссию подчиняется следующему уравнению динамики:

$$J_{\text{СТ}} \frac{dn_{\text{СТ}}}{dt} = \frac{1}{(\pi/30)^2} \cdot \frac{L_{\text{СТ}} \eta_{\text{тр}} - L_{\text{винт}} - L_{\text{агр}}}{n_{\text{СТ}}}.$$

Здесь $L_{\text{СТ}} = \frac{k_T}{k_T - 1} G_T R_T (T_T^* - T_{\text{СТ}}^*) \eta_{\text{СТ мех}}$ –

мощность свободной турбины, где $\eta_{\text{СТ мех}}$ – механический КПД силовой турбины;

$L_{\text{винт}} = C_{\text{винт ДВ}} n_{\text{винт}}^3 D^5$ – суммарная мощность соосных винтов,

$C_{\text{винт}} = C_{\text{винт}}(\varphi_{\text{винт}}; \lambda_{\text{винт}})$ – коэффициент мощности винтов, который зависит от

$\lambda_{\text{винт}} = \frac{V_{\text{п}}}{n_{\text{винт}} D}$ – поступи винтов и $\varphi_{\text{винт}}$ – угла установки лопастей винтов; далее, $n_{\text{винт}}$ –

частота вращения винтов, D – диаметр винтов, $V_{\text{п}}$ – скорость полета вертолета; $L_{\text{агр}}$ – мощность, идущая на привод агрегатов; $\eta_{\text{тр}}$ – КПД трансмиссии.

После силовой турбины отработанные газы попадают в выпускную трубу выпускного диффузора. В выпускном диффузоре и выпускной трубе продолжается расширение газов, сопровождаемое падением их давления и скорости.

Линеаризация приведенных выше уравнений позволяет получить следующую модель, в которой фигурируют относительные отклонения соответствующих переменных.

Для модуля турбокомпрессора.

$$\begin{aligned} \frac{dx_{n_{\text{Тк}}}}{dt} &= \alpha_{1,1}x_{n_{\text{Тк}}} + \alpha_{1,2}x_{L_{\text{T}}} + \alpha_{1,3}x_{L_{\text{К}}}; \\ x_{L_{\text{T}}} &= \alpha_{2,1}x_{G_{\text{T}}} + \alpha_{2,2}x_{T_{\text{T}}^*} + \alpha_{2,3}x_{T_{\text{T}}^*}; \\ x_{L_{\text{К}}} &= \alpha_{3,1}x_{G_{\text{В}}} + \alpha_{3,2}x_{T_{\text{К}}^*}; \\ x_{T_{\text{T}}^*} &= \alpha_{4,1}x_{T_{\text{T}}^*} + \alpha_{4,2}x_{\eta_{\text{T}}} + \alpha_{4,3}x_{\pi_{\text{T}}^*}; \\ x_{T_{\text{T}}^*} &= \alpha_{5,1}x_{T_{\text{К}}^*} + \alpha_{5,2}x_{G_{\text{T}}} + \alpha_{5,3}x_{G_{\text{T}}}; \\ x_{G_{\text{T}}} &= \alpha_{6,1}x_{G_{\text{В}}} + \alpha_{6,2}x_{G_{\text{T}}}; \\ x_{\eta_{\text{T}}^*} &= \alpha_{7,1}x_{\pi_{\text{T}}^*} + \alpha_{7,2}x_{n_{\text{Тк}}}; \\ x_{\pi_{\text{T}}^*} &= \alpha_{8,1}x_{G_{\text{T}}} + \alpha_{8,2}x_{n_{\text{Тк}}}; \\ x_{T_{\text{К}}^*} &= \alpha_{9,1}x_{\eta_{\text{К}}^*} + \alpha_{9,2}x_{\pi_{\text{К}}^*}; \\ x_{\eta_{\text{T}}^*} &= \alpha_{10,1}x_{G_{\text{В}}} + \alpha_{10,2}x_{n_{\text{Тк}}}; \\ x_{\pi_{\text{T}}^*} &= \alpha_{11,1}x_{G_{\text{В}}} + \alpha_{11,2}x_{n_{\text{Тк}}}. \end{aligned} \quad (10)$$

Аналогично для модуля силовой турбины справедлива следующая совокупность линеаризованных уравнений.

$$\begin{aligned} \frac{dx_{n_{\text{СТ}}}}{dt} &= \alpha_{12,1}x_{n_{\text{СТ}}} + \alpha_{12,2}x_{L_{\text{СТ}}} + \alpha_{12,3}x_{L_{\text{винт}}}; \\ x_{L_{\text{СТ}}} &= \alpha_{13,1}x_{G_{\text{T}}} + \alpha_{13,2}x_{T_{\text{T}}^*} + \alpha_{13,3}x_{T_{\text{СТ}}^*}; \\ x_{L_{\text{винт}}} &= \alpha_{14,1}x_{n_{\text{винт}}} + \alpha_{14,2}x_{\varphi_{\text{винт}}}; \\ x_{n_{\text{винт}}} &= \alpha_{15,1}x_{n_{\text{СТ}}}. \end{aligned} \quad (11)$$

Исключая из (10) и (11) промежуточные переменные, получаем следующую компактную систему уравнений состояния для объекта управления

$$\begin{aligned} \dot{x}_{n_{\text{Тк}}} &= \beta_{1,1}x_{n_{\text{Тк}}} + \beta_{1,2}x_{G_{\text{T}}}; \\ \dot{x}_{n_{\text{СТ}}} &= \beta_{2,1}x_{n_{\text{Тк}}} + \beta_{2,2}x_{n_{\text{СТ}}} + \beta_{2,3}x_{G_{\text{T}}}. \end{aligned} \quad (12)$$

Дополним теперь модель объекта управления (12) уравнениями, описывающими управ-

ляющую часть системы, которая в нашем случае будет содержать:

- контроллер частоты вращения силовой турбины пропорционально-интегрального типа

$$\frac{dx_{G_{\text{T}}}}{dt} = K \left(T \frac{dx_{\varepsilon}}{dt} + x_{\varepsilon} \right), \quad (13)$$

- дополнительное корректирующее звено в цепи обратной связи изодромного типа

$$\tau_2 \frac{dx_{\text{оc}}}{dt} + x_{\text{оc}} = \tau_1 \frac{dx_{n_{\text{СТ}}}}{dt} + x_{n_{\text{СТ}}}. \quad (14)$$

Здесь $x_{\varepsilon} = x_{n_{\text{СТзад}}} - x_{\text{оc}}$ – сигнал ошибки

управления.

Объединяя (12) с (13), (14), получаем модель системы для режима автоматического управления частотой вращения силовой турбины

$$P_0(D)y_0(t) = Q_0(D)x(t). \quad (15)$$

Здесь $y_0(t) = x_{n_{\text{СТ}}}(t)$, $x(t) = x_{n_{\text{СТзад}}}(t)$,

$P_0(D)$ и $Q_0(D)$ – дифференциальные операторы вида:

$$\begin{aligned} P_0(D) &= \frac{d^4}{dt^4} + a_3^0 \frac{d^3}{dt^3} + a_2^0 \frac{d^2}{dt^2} + a_1^0 \frac{d}{dt} + a_0^0, \\ Q_0(D) &= \frac{d^3}{dt^3} + b_2^0 \frac{d^2}{dt^2} + b_1^0 \frac{d}{dt} + b_0^0. \end{aligned}$$

При ручном управлении управляющая часть будет содержать:

- контроллер частоты вращения силовой турбины пропорционального типа:

$$x_{G_{\text{T}}}(t) = K_{\text{р}}x_{\varepsilon}(t), \quad (16)$$

- корректирующее звено в цепи обратной связи изодромного типа:

$$\tau_{2\text{р}} \frac{dx_{\text{оc}}}{dt} + x_{\text{оc}} = \tau_{1\text{р}} \frac{dx_{n_{\text{СТ}}}}{dt} + x_{n_{\text{СТ}}}. \quad (17)$$

Учитывая, что структура и параметры управляющей части системы управления в ручном режиме отличаются от системы автоматического управления частотой вращения силовой турбины, модель замкнутой системы в ручном режиме управления будет иметь следующий вид:

$$P_1(D)y_1(t) = Q_1(D)x(t), \quad (18)$$

где $P_1(D) = \frac{d^3}{dt^3} + a_2^1 \frac{d^2}{dt^2} + a_1^1 \frac{d}{dt} + a_0^1$,

$$Q_1(D) = b_1^1 \frac{d}{dt} + b_0^1.$$

Таким образом, система управления двигателем вертолета может находиться в одном из трех режимов:

- исходном автоматическом режиме;
- ручном режиме управления;

• возвращение к исходному автоматическому режиму.

В исходном автоматическом режиме поведение системы описывается уравнением (15).

При переходе на ручное управление в некоторый момент времени τ_1 уравнение динамики системы приобретает вид:

$$P_1(D)y(t, \tau_1) = Q_1(D)x(t) \quad (19)$$

с начальными условиями, определяющими совпадение состояний системы в момент изменения режима управления:

$$y(t, \tau_1)|_{t=\tau_1} = y_0(t)|_{t=\tau_1};$$

$$y'(t, \tau_1)|_{t=\tau_1} = y'_0(t)|_{t=\tau_1};$$

$$y''(t, \tau_1)|_{t=\tau_1} = y''_0(t)|_{t=\tau_1}.$$

Такой режим управления сохраняется в течение всего времени, необходимого для восстановления работоспособности автоматической системы. Поскольку длительность этого процесса заранее неизвестна, то в случайный момент времени τ_2 происходит обратное переключение на исходный режим управления

$$P_0(D)y(t, \tau_1, \tau_2) = Q_0(D)x(t). \quad (20)$$

Начальные условия для этой системы уравнений также должны обеспечивать совпадение состояний в момент обратного переключения:

$$y(t, \tau_1, \tau_2)|_{t=\tau_2} = y(t, \tau_1)|_{t=\tau_2};$$

$$y'(t, \tau_1, \tau_2)|_{t=\tau_2} = y'(t, \tau_1)|_{t=\tau_2};$$

$$y''(t, \tau_1, \tau_2)|_{t=\tau_2} = y''(t, \tau_1)|_{t=\tau_2};$$

$$y'''(t, \tau_1, \tau_2)|_{t=\tau_2} = y'''(t, \tau_1)|_{t=\tau_2}.$$

Для обобщенной оценки поведения системы в рассматриваемых состояниях, учитывая условия дефицита достоверной информации об интенсивностях изменения режимов системы, воспользуемся способом задания темпоральных прецедентов с использованием нечеткого ожидания выходной реакции.

СПОСОБ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ ТЕМПОРАЛЬНЫХ ПРЕЦЕДЕНТОВ НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКОГО ОЖИДАНИЯ ВЫХОДНОЙ РЕАКЦИИ СИСТЕМЫ

Получим вначале аналитическое выражение для нечеткого ожидания, описывающего последовательность изменения режимов работы системы

$$E(y(t)) = \sum_{k=0}^2 \bar{y}_{l(k)}(t). \quad (21)$$

Здесь $\bar{y}_{l(k)}(t)$ – частные нечеткие ожидания, соответствующие каждому из перечисленных режимов: $k=0$ – исходный автоматический режим; $k=1$ – режим ручного управления; $k=2$ – возвращение к исходному автоматическому режиму.

Рассмотрим общее выражение для частных нечетких ожиданий, фигурирующих в (21),

$$\bar{y}_{l(k)}(t) = \int_{\theta_k} y(t, \tau_{l(k)}) f_k(\tau) d\theta. \quad (22)$$

Здесь θ_k – временная область, соответствующая каждому режиму, $f_k(\tau)$ – функция принадлежности системы к соответствующему режиму; $y(t, \tau_{l(k)})$ – выходная реакция системы в этом же режиме.

Для формализации описания неопределенных моментов переключения режимов необходимо использовать данные, полученные по результатам эксплуатации подобных систем. Однако необходимо учесть, что главным условием эффективного применения исходных эмпирических данных является большое количество однородных измерений, обеспечивающих статистическую устойчивость оценок, так как лишь в этом случае статистические моменты в пределе приближаются к соответствующим моментам случайных величин. При этом неадекватная априорная оценка характера случайного процесса изменения режима управления может привести к существенному несоответствию расчетных показателей надежности системы реальным данным, полученным по результатам эксплуатации.

При наличии небольшого объема эмпирических данных требуется специальная процедура их обработки, которая позволит снизить влияние наиболее нехарактерных для данного ограниченного объема данных. С этой целью могут использоваться экспертные оценки степени соответствия эмпирических данных представлениям эксперта.

При проведении экспертного опроса суждения специалистов могут выражаться и представляться:

- 1) значением функции принадлежности $\mu(x)$ характеристики x ;
- 2) точкой на заданной шкале признака;
- 3) указанием типа функции принадлежности $\mu(x)$ из заданного их семейства на шкале характеристики;
- 4) в виде графика функции принадлежности;
- 5) в виде аналитической функции.

На наш взгляд, из всех перечисленных методов построения функций принадлежности

наименее субъективным является аналитический метод. В связи с этим рассмотрим аналитический метод построения функции принадлежности, базирующийся на использовании понятия размытости нечеткого множества.

Поскольку функции принадлежности, являющиеся основными характеристиками нечетких множеств, используются при формализации описания плохо определенных, неоднозначно понимаемых ситуаций, то для оценки меры неопределенности такого описания вводится в рассмотрение показатель размытости нечетких множеств [9]. Можно выделить несколько аспектов, связанных с показателем размытости нечетких множеств. Прежде всего, это интерпретация показателя как внутренней неопределенности, противоречивости, обусловленной частичной принадлежностью объектов множеству. Второй аспект связан с интерпретацией показателя как меры отличия нечеткого множества от обычного множества. При решении практических задач наибольшую ценность представляет первый вариант интерпретации, согласно которому показатель размытости нечеткого множества можно определить как меру внутренней неопределенности, двусмысленности объектов множества по отношению к некоторому свойству, характеризующему эти объекты.

При решении поставленной задачи разработки аналитического метода построения функций принадлежности $f_k(\tau)$, фигурирующих в выражении для нечеткого ожидания (22), будем опираться на то, что использование любой информации снижает неопределенность исследуемых состояний системы. Уровень неопределенности оценивается величиной соответствующих показателей размытости

$$D_k = \int_0^{\infty} S(f_k(\tau)) d\tau, \quad k = 0, 1, 2, \quad (23)$$

здесь

$$S(f_k(\tau)) = -f_k(\tau) \ln f_k(\tau) - (1 - f_k(\tau)) \ln(1 - f_k(\tau)) \quad - \text{функция Шеннона.}$$

Следовательно, наиболее непредвзятые и в наименьшей степени зависящие от влияния нехарактерных эмпирических данных функции принадлежности, при прочих равных условиях, должны соответствовать максимуму функционалов (23) при ограничениях на величину нечетких моментов различных порядков

$$\int_0^{\infty} \tau^r f_k(\tau) d\tau = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (\tau_{kj}^*), \quad r = 1, 2, \dots; \quad k = 0, 1, 2,$$

где τ_{kj}^* – оценки возможных моментов переключения на ручной режим и возврата на автоматический режим управления.

Предполагается, что оценки τ_{kj}^* формируются на основе данных, записанных в бортовой аппаратуре вертолета.

Решение сформулированной задачи (23) найдем, используя данные только о нечетких моментах первого порядка. Тогда экстремали функционала (23), полученные с помощью метода множителей Лагранжа, имеют следующий вид:

$$f_k(\tau_k) = \lambda_k e^{-\lambda_k \tau_k}. \quad (24)$$

Вернемся теперь к решению основной задачи – нахождению нечеткого ожидания, описывающего последовательность изменения режимов работы системы. Для этого рассмотрим отдельные слагаемые в записи выражения (21).

1) $k = 0$ – исходный автоматический режим; временная область, соответствующая этому режиму θ_0 : $\{0 \leq t \leq \tau_1\}$, функция принадлежности:

$f_0(\tau_1) = \lambda e^{-\lambda \tau_1}$; $y(t, \tau_{l(0)}) = y_0(t)$ – выходная реакция в исходном автоматическом режиме, удовлетворяющая (15). Тогда

$$\bar{y}_{l(0)}(t) = \int_0^{\infty} y_0(t) \lambda e^{-\lambda \tau_1} d\tau_1 = y_0(t) e^{-\lambda t}. \quad (25)$$

2) $k = 1$ – режим ручного управления; временная область, соответствующая этому режиму: θ_1 : $\{0 \leq \tau_1 \leq t \leq \tau_2\}$, функция принадлежности: $f_1(\tau) = \mu e^{-\mu(\tau_2 - \tau_1)}$; $y(t, \tau_{l(1)}) = y(t, \tau_1)$, где $y(t, \tau_1)$ удовлетворяет уравнению (19).

Тогда

$$\begin{aligned} \bar{y}_{l(1)}(t) &= \int_0^{\infty} \mu e^{-\mu(\tau_2 - \tau_1)} \cdot \int_0^t y(t, \tau_1) \lambda e^{-\lambda \tau_1} d\tau_1 d\tau_2 = \\ &= \int_0^{\infty} \mu e^{-\mu \tau_2} d\tau_2 \cdot \int_0^t y(t, \tau_1) \lambda e^{-(\lambda - \mu)\tau_1} d\tau_1 = \\ &= \lambda e^{-\mu t} \int_0^t y(t, \tau_1) e^{-\gamma \tau_1} d\tau_1. \end{aligned} \quad (26)$$

Для вычисления последнего интеграла представим решение системы (19) в виде суммы $y(t, \tau_1) = y_1(t) + y^*(t, \tau_1)$ частного решения неоднородного уравнения $P_1(D)y_1(t) = Q_1(D)x(t)$ с нулевыми начальными условиями и общего решения однородного уравнения $P_1(D)y^*(t, \tau_1) = 0$ с ненулевыми начальными условиями

$$\begin{aligned} y^*(t, \tau_1) \Big|_{t=\tau_1} &= y(t, \tau_1) \Big|_{t=\tau_1} - y_1(t) \Big|_{t=\tau_1}; \\ [y^*(t, \tau_1)]' \Big|_{t=\tau_1} &= y'(t, \tau_1) \Big|_{t=\tau_1} - y_1'(t) \Big|_{t=\tau_1}; \\ [y^*(t, \tau_1)]'' \Big|_{t=\tau_1} &= y''(t, \tau_1) \Big|_{t=\tau_1} - y_1''(t) \Big|_{t=\tau_1}. \end{aligned}$$

Поскольку для $y(t, \tau_1)$ справедливы начальные условия (19), то получаем

$$\begin{aligned} y^*(t, \tau_1) \Big|_{t=\tau_1} &= y_0(t) \Big|_{t=\tau_1} - y_1(t) \Big|_{t=\tau_1}; \\ [y^*(t, \tau_1)]' \Big|_{t=\tau_1} &= y_0'(t) \Big|_{t=\tau_1} - y_1'(t) \Big|_{t=\tau_1}; \\ [y^*(t, \tau_1)]'' \Big|_{t=\tau_1} &= y_0''(t) \Big|_{t=\tau_1} - y_1''(t) \Big|_{t=\tau_1}. \end{aligned}$$

Решение однородного уравнения найдем в виде:

$$y^*(t, \tau_1) = \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^{2-i} [y_0(\tau_1) - y_1(\tau_1)]^i a_{i+j+1}^{(1)} \omega_1^{(j)}(t - \tau_1),$$

где $a_{i+j+1}^{(1)}$ – коэффициенты в записи полинома $P_1(D)$; $\omega_1(t)$ – функция веса (импульсная переходная функция).

Используя полученное решение, нечеткое ожидание (26) представим в следующем виде:

$$\begin{aligned} \bar{y}_{l(1)}(t) &= \lambda e^{-\mu t} \int_0^t \{ y_1(t) + \\ &+ \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^{2-i} [y_0(\tau_1) - y_1(\tau_1)]^i a_{i+j+1}^{(1)} \omega_1^{(j)}(t - \tau_1) \} e^{(-\gamma \tau_1)} d\tau_1. \end{aligned}$$

Преобразуем этот интеграл таким образом:

$$\begin{aligned} \bar{y}_{l(1)}(t) &= \lambda e^{-\mu t} y_1(t) \int_0^t e^{(-\gamma \tau_1)} d\tau_1 + \\ &+ \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^{2-i} \lambda e^{-\mu t} a_{i+j+1}^{(1)} \int_0^t [y_0(\tau_1) - y_1(\tau_1)]^i \times \\ &\times e^{(-\gamma \tau_1)} \omega_1^{(j)}(t - \tau_1) d\tau_1 = \\ &= \frac{\lambda}{\gamma} (e^{-\mu t} - e^{-\lambda t}) y_1(t) + \\ &+ \lambda e^{-\mu t} \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^{2-i} a_{i+j+1}^{(1)} \int_0^t [y_0(\tau_1) - y_1(\tau_1)]^i \times \\ &\times e^{(-\gamma \tau_1)} \omega_1^{(j)}(t - \tau_1) d\tau_1. \end{aligned}$$

3) $k = 2$ – возвращение к исходному автоматическому режиму; временная область, соответствующая этому режиму: $\theta_2: \{0 \leq \tau_1 \leq \tau_2 \leq t\}$, функция принадлежности:

$$f_2(\tau) = \lambda e^{-\lambda \tau} \mu e^{-\mu(\tau_2 - \tau_1)} \lambda e^{-\lambda(\tau_3 - \tau_2)}.$$

Составляющая, соответствующая нечеткому ожиданию для этого режима, имеет вид:

$$\begin{aligned} \bar{y}_{l(2)}(t) &= \int_0^t \int_0^{\tau_2} \int_0^{\tau_1} y(t, \tau_1, \tau_2) f_3(\tau) d\tau_1 d\tau_2 d\tau_3 = \\ &= \int_0^t \int_0^{\tau_2} \lambda \mu e^{-\mu(\tau_2 - \tau_1)} e^{-\lambda(\tau_1 - \tau_2)} y(t, \tau_1, \tau_2) d\tau_1 d\tau_2 \times \\ &\times \int_0^{\tau_2} \lambda e^{-\lambda \tau_3} d\tau_3 = \\ &= \lambda \mu e^{-\lambda t} \int_0^t \int_0^{\tau_2} y(t, \tau_1, \tau_2) e^{-\gamma(\tau_1 - \tau_2)} d\tau_1 d\tau_2. \end{aligned}$$

Здесь $y(t, \tau_1, \tau_2)$ является решением уравнения (20).

Аналогично предыдущему случаю представим решение в виде суммы частного решения $y(t, \tau_1, \tau_2) = y_0(t) + y^*(t, \tau_1, \tau_2)$ неоднородного уравнения $P_0(D)y_0(t) = Q_0(D)x(t)$ с нулевыми начальными условиями и общего решения однородного уравнения $P_0(D)y^*(t, \tau_1, \tau_2) = 0$ с ненулевыми начальными условиями:

$$\begin{aligned} y^*(t, \tau_1, \tau_2) \Big|_{t=\tau_2} &= y(\tau_1, \tau_2) - y_0(\tau_2); \\ [y^*(t, \tau_1, \tau_2)]' \Big|_{t=\tau_2} &= y'(\tau_1, \tau_2) - y_0'(\tau_2); \\ [y^*(t, \tau_1, \tau_2)]'' \Big|_{t=\tau_2} &= y''(\tau_1, \tau_2) - y_0''(\tau_2); \\ [y^*(t, \tau_1, \tau_2)]''' \Big|_{t=\tau_2} &= y'''(\tau_1, \tau_2) - y_0'''(\tau_2). \end{aligned}$$

Воспользуемся записью этого решения с использованием функции веса:

$$\begin{aligned} y^*(t, \tau_1, \tau_2) &= \sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} [y(\tau_1, \tau_2) - y_0(\tau_2)]^i \times \\ &\times a_{i+j+1}^{(0)} \omega_0^{(j)}(t - \tau_2). \end{aligned}$$

С учетом сделанных замечаний составляющая, соответствующая нечеткому ожиданию для этого режима, приобретает вид:

$$\begin{aligned} \bar{y}_{l(2)}(t) &= \lambda \mu e^{-\lambda t} \int_0^t \int_0^{\tau_2} (y_0(t) + y^*(t, \tau_1, \tau_2)) \times \\ &\times e^{-\gamma(\tau_1 - \tau_2)} d\tau_1 d\tau_2 = \\ &= \lambda \mu e^{-\lambda t} \int_0^t \int_0^{\tau_2} y_0(t) e^{-\gamma(\tau_1 - \tau_2)} d\tau_1 d\tau_2 + \\ &+ \lambda \mu e^{-\lambda t} \int_0^t \int_0^{\tau_2} \left(\sum_{i=0}^3 \sum_{j=0}^{3-i} [y(\tau_1, \tau_2) - y_0(\tau_2)]^i \times \right. \\ &\left. \times a_{i+j+1}^{(0)} \omega_0^{(j)}(t - \tau_2) \right) e^{-\gamma(\tau_1 - \tau_2)} d\tau_1 d\tau_2. \end{aligned}$$

Проиллюстрируем введенные нечеткие характеристики на примере системы управления вертолетом с параметрами объекта (12): $\beta_{11} = -0,91$; $\beta_{12} = 0,86$; $\beta_{21} = 0,13$; $\beta_{22} = -0,53$; $\beta_{23} = 0,54$ и параметрами управляющей части

для автоматического режима (13), (14):
 $K=186.0$; $T=0.072$; $\tau_1=0.030$; $\tau_2=0.399$.
 Временная характеристика этой системы показана на рис. 1.

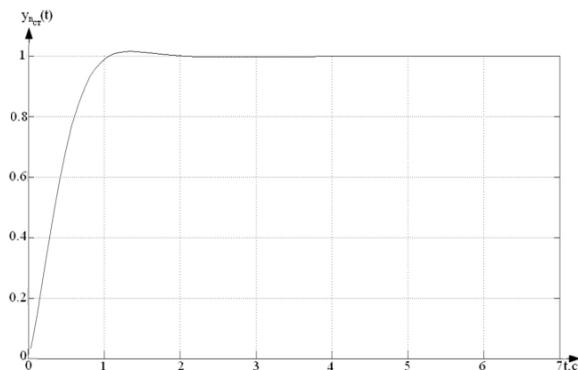


Рис. 1. Переходная функция системы управления двигателем вертолета в автоматическом режиме

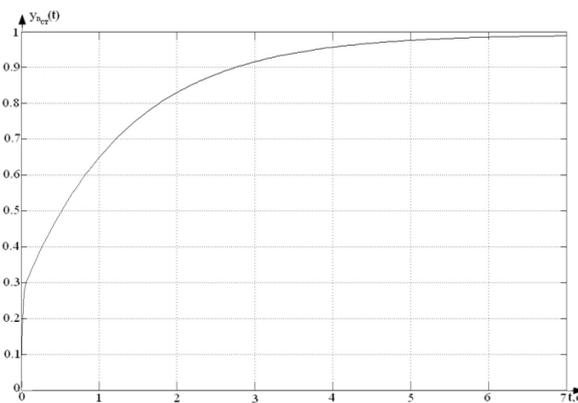


Рис. 2. Переходная функция системы управления двигателем вертолета в ручном режиме

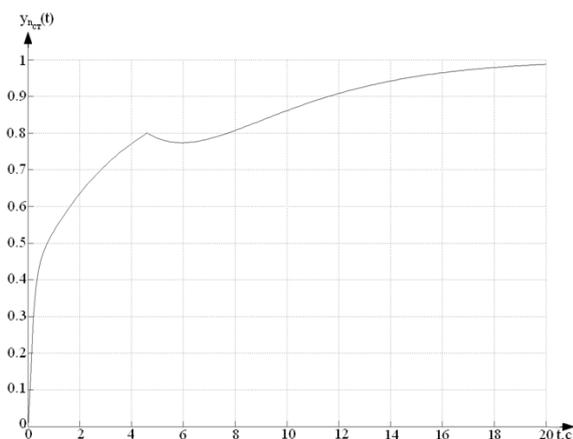


Рис. 3. Переходная функция системы управления двигателем вертолета при переключении режимов

В свою очередь, для ручного режима управления с параметрами (16), (17):
 $K_p=235.3$; $\tau_{1p}=0.374$; $\tau_{2p}=1.320$, временная характеристика показана на рис. 2.

На рис. 3 показан переходной процесс в системе управления двигателем вертолета при переключении на ручной режим в момент $\tau_1=0.057$ и обратном переключении на автоматический режим в момент $\tau_2=4.581$.

На рис. 4 показан график нечеткого ожидания выходной реакции системы, вычисленной по описанной выше методике.

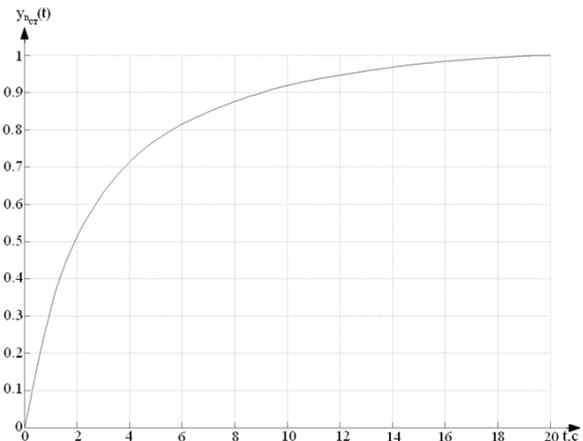


Рис. 4. Нечеткое ожидание выходной переменной системы управления двигателем вертолета

Полученная характеристика служит основой для построения темпоральных прецедентов и расширения методов извлечения прецедентов с учетом фактора времени. Наиболее простым способом адаптации существующих алгоритмов вывода на основе прецедентов к учету фактора времени является описание истории изменения нечеткого ожидания в виде матрицы значений, составленной в определенный период наблюдения с определенным интервалом дискретизации.

Для реализации механизма вывода на основе темпоральных прецедентов воспользуемся методом, основанным на метрической временной логике [10].

РАСШИРЕНИЕ МЕТОДА ЛОГИЧЕСКОГО ВЫВОДА ПО ПРЕЦЕДЕНТАМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕМПОРАЛЬНОЙ ЛОГИКИ

Формально темпоральный прецедент определяется кортежем $\langle \pi \ \Xi \rangle$, где π – статус прецедента; $\Xi = \langle Y \ \Omega \ P \ f \rangle$ – модель текущей ситуации, в состав которой входят: $Y = \{Y^{(1)}, Y^{(2)}, \dots, Y^{(m)}\}$ – множество значений нечеткого ожидания в фиксированные моменты времени; $\Omega = \{\Omega_{ij}\}$ – конечное множество метрических временных ограничений;

$P = \{P_1, P_2, \dots, P_k\}$ – набор параметров, характеризующих режим работы силовой установки вертолета; $f: Y \rightarrow P$ – функция, которая ставит в соответствие временной последовательности набор параметров, которые характеризуют состояние силовой установки.

Для реализации механизма вывода на основе темпоральных прецедентов воспользуемся методикой согласования временных ограничений. Метрическая точечная задача согласования временных ограничений определяется следующим образом: $Z = \langle Y \ T \ \Omega^{(I)} \ \Omega^{(II)} \rangle$, где T – область значений временных переменных; $\Omega^{(I)}$ – конечное число бинарных временных ограничений вида $\Omega_{ij}^{(I)} = \{[a_1; b_1], [a_2; b_2], \dots, [a_k; b_k]\}$, где интервалы попарно не пересекаются; $\Omega^{(II)}$ – конечное число унарных временных ограничений вида $\Omega_i^{(II)} = \{[a_1; b_1], [a_2; b_2], \dots, [a_l; b_l]\}$, где интервалы попарно не пересекаются. Бинарные ограничения позволяют определить разрешенную дистанцию между двумя фиксированными значениями временных характеристик $(a_1 \leq V_j - V_i \leq b_1) \cup \dots \cup (a_k \leq V_j - V_i \leq b_k)$, в то время как унарные ограничения интерпретируются следующим образом:

$$(a_1 \leq V_i \leq b_1) \cup \dots \cup (a_l \leq V_i \leq b_l).$$

Специфика решаемой задачи принятия решений в условиях неопределенности требует, чтобы для вычисления соответствия наблюдаемой ситуации и прецедента использовался так называемый метод с «мягкими» ограничениями.

Метод с «мягкими» ограничениями допускает «неточное» соответствие наблюдаемых событий и событий, описанных в прецеденте. Это находит свое выражение в том, что для каждого метрического ограничения Ω_{ij}^* в прецеденте и ограничения Ω_{ij} в наблюдаемой ситуации может выполняться одно из следующих условий:

$$\Omega_{ij}^* \cap \Omega_{ij} \neq \emptyset \text{ и } \Omega_{ij} \subseteq \Omega_{ij}^*;$$

$$\Omega_{ij}^* \cap \Omega_{ij} \neq \emptyset;$$

$$\left(|a_1 - a_1^*| < \varepsilon \right) \wedge \dots \wedge \left(|a_k - a_k^*| < \varepsilon \right) \text{ и}$$

$$\left(|b_1 - b_1^*| < \varepsilon \right) \wedge \dots \wedge \left(|b_k - b_k^*| < \varepsilon \right).$$

Определение прецедента на основе выборки похожих ситуаций в данном случае может быть выполнено с использованием известных методов, таких как метод ближайшего соседа, метод извлечения прецедентов на основе деревьев решений с учетом их адаптации к фактору време-

ни. При этом в прецедент включается не только значение параметров в текущий момент времени, но и их предыстория.

ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Проведенный анализ принципов построения современных информационно-управляющих комплексов бортового оборудования вертолетов свидетельствует о необходимости использования средств искусственного интеллекта в виде электронных помощников экипажа, экспертных систем, информационно-справочных систем.

Одной из актуальных задач, требующих интеллектуальной поддержки при принятии решений экипажем вертолета, является задача согласованного управления силовой установкой при переходе с автоматического режима на ручное управление.

Специфика принятия решения экипажем в реальном масштабе времени с учетом накопленного опыта пилотирования диктует целесообразность использования стратегии, основанной на логическом выводе по темпоральным прецедентам.

Для аналитического описания последовательного изменения режимов работы силовой установки вертолета предложено использовать нечеткое ожидание ее временных характеристик.

Расширение метода логического вывода по прецедентам с использованием темпоральной логики свидетельствует об эффективности указанного подхода при разработке системы поддержки принятия решений экипажем вертолета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ефанов В. Н., Зайцева А. А. Интеллектуальное управление летательным аппаратом в условиях структурной и параметрической неопределенности // Интеллектуальные системы управления / Под ред. С. Н. Васильева М.: Машиностроение, 2010. С. 135–141. [V. N. Efanov, A. A. Zaytseva, "Intelligent control of the aircraft under the structural and parametric uncertainty," in S. N. Vasilyev (Ed.) *Intelligent control systems*, (in Russian), pp. 135-141. Moscow: Mashinostroenie, 2010.]
2. Ефанов В. Н., Тузбеков Р. М. Принципы формирования оптимального облика бортового оборудования перспективного вертолета // Вестник УГАТУ. 2014. Т. 18, № 2 (63). С. 103–112. [V. N. Efanov, R. M. Tuzbekov, "Principles of formation of the optimal shape of the avionics of the prospective helicopter," (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 18, no. 2 (63), pp. 103-112, 2014.]
3. Варшавский П. Р., Еремеев А. П. Моделирование рассуждений на основе прецедентов в интеллектуальных системах поддержки принятия решений // Искусственный интеллект и принятие решений. 2009. № 2. С. 45–57. [P. R. Varshavskij, A. P. Eremeev, "Modeling reasoning on the basis of precedents in intellectual systems of decision making

suppor," (in Russian), *Iskusstvennyj intellekt i prinjatje reshenij*, no. 2, pp. 45-57, 2009.]

4. **Еремеев А. П., Куриленко И. Е., Смирнова А. Е.** Разработка темпорального расширения методов рассуждений на основе прецедентов // Труды конгресса по интеллектуальным системам и информационным технологиям (IS&IT'11), М.: Физматлит 2011; Т. 1. С. 50–59. [A. P. Eremeev, I. E. Kurilenko, A. E. Smirnova, "Development of the temporal extension methods of reasoning on the basis of precedents," in *Proc. Cong. on Intelligent Systems and Information Technology IS&IT'11*, vol. 1, pp. 50-59, Moscow: Fizmatlit, 2011.]

5. **Еремеев А. П., Куриленко И. Е.** Применение темпоральных моделей в интеллектуальных системах // Интеллектуальные системы / Под. ред. В. М. Курейчика. М.: Физматлит, 2010. С. 222–252. [A. P. Eremeev, I. E. Kurilenko, "The use of the temporal models in intelligent systems," in V. M. Kurejchik (Ed.), *Intelligent systems*, (in Russian). Moscow: Fizmatlit, 2010.]

6. **Артюхина В.А., Ефанов В. Н.** Гибридная система поддержки принятия решений при управлении крупными корпоративными структурами // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 3 (48). С. 205–216. [V.A. Artjuhina, V. N. Efanov, "Hybrid system of decision making support in the management of large corporations," (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 16, no. 3 (48), pp. 205-216, 2012.]

7. **Микрюков С. Г., Ефанов В. Н., Зайцева А. А.** Алгоритм совмещенного управления силовой установкой вертолета // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 8. С. 59–64. [S. G. Mikrjukov, V. N. Efanov, A. A. Zajceva, "The algorithm combined control power unit helicopter," (in Russian), *Mehatronika, avtomatizacija, upravlenie*, no. 8, pp. 59-64, 2013.]

8. **Микрюков С. Г., Ефанов В. Н., Зайцева А. А.** Интегрированная система управления многорежимной силовой установкой вертолета // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 6 (51). С. 37–43. [S. G. Mikrjukov, V. N. Efanov, A. A. Zajceva, "Integrated management system multimode power plant helicopter," (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 16, no. 6 (51), pp. 37-43, 2012.]

9. **Аверкин А. Н., Батыршин И. З. и др.** Нечеткие множества в моделях управления и искусственного интеллекта / Под ред. Д. А. Поспелова. М.: Наука, 1986. 312 с. [A. N. Averkin, I. Z. Bатыршин, et. al., D. A. Pospelov (Ed.), *Fuzzy sets in models of management and artificial intelligence*, (in Russian). Moscow: Nauka, 1986.]

10. **Еремеев А. П., Варшавский П. Р., Куриленко И. Е.** Моделирование временных зависимостей в интеллектуальных системах поддержки принятия решений на основе прецедентов // Information Technologies & Knowledge. 2012. Т. 6, № 3. С. 227–239. [A. P. Eremeev, P. R. Varshavskij, I. E. Kurilenko, "Modeling the time-dependent in intellectual systems of decision making support on the basis of precedents," (in Russian), *Information Technologies & Knowledge*, vol. 6, no. 3, pp. 227-239, 2012.]

ОБ АВТОРАХ

ЕФАНОВ Владимир Николаевич, проф. каф. электроники и биомедицинских технологий. Дипл. инж.-э/техн. (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по упр. в техн. системах (УГАТУ, 1995). Иссл. в обл. интел. комплексов борт. оборудования.

ЗАЙЦЕВА Алина Александровна, ст. преп. каф. информационно-измерительной техники. Дипл. инж. по авиац. приборам и изм.-выч. комплексам (УГАТУ, 2006). Иссл. в обл. интел. комплексов борт. оборудования.

METADATA

Title: The system of support of making decisions by the crew of the helicopter on the basis of temporal precedents.

Authors: V. N. Efanov, A. A. Zajceva.

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: efanov@mail.rb.ru.

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 5 (66), pp. 165–174, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The principles of construction of system of support of making decisions by the crew of the helicopter if necessary switching to manual mode. In the basis of the decision on the method of assessment of the situation connected with the possibility of matching the dynamic characteristics is the power plant of the helicopter with automatic and manual control. With this purpose it is proposed to use the generalized model of behaviour of the control system power unit of the helicopter on the basis of fuzzy expectations of its output reactions

Key words: decision making; temporal precedent; helicopter; the crew; propulsion; turboshaft engine.

About authors:

EFANOV, Vladimir Nikolaevich, Prof., Dept. of Electronics and biomedical technologies. Dipl. Electronic Engineer (UAI, 1973). Ph. D., Control Systems, (UAI, 1977). D.Sc. (Full Doctor), Control in Technical Systems (USATU, 1995). Research in the area of avionics systems intellectualized.

ZAJCEVA, Alina Aleksandrovna, senior teacher of the Dept. of information and measuring equipment. Dipl. Eng. in aviation devices and measuring-computing complexes (USATU, 2006). Research in the field of intellectual complexes of the onboard equipment.