

С. Г. Микрюков, В. Н. Ефанов, А. А. Зайцева

ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МНОГОРЕЖИМНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ВЕРТОЛЕТА

Рассматривается задача синтеза системы управления силовой установкой вертолета, включающей два турбовальных двигателя со свободными турбинами, которые через общую механическую трансмиссию вращают соосные винты вертолета. Обсуждается проблема согласования динамических характеристик отдельных контуров управления при изменении законов регулирования с целью уравнивания нагрузки каждого из двух двигателей. Учитывая, что разбаланс мощностей происходит в неизвестные заранее моменты времени, предлагается метод синтеза, обеспечивающий желаемый вид нечеткого ожидания выходных переменных силовой установки. *Синтез; силовая установка; вертолет; турбовальный двигатель*

ВВЕДЕНИЕ

Постоянно расширяющаяся сфера применения вертолетов требует разработки летательных аппаратов с высокими летными характеристиками и технико-эксплуатационными показателями, обеспечивающими требуемый уровень безопасности полетов. Важнейшая роль в решении этой задачи отводится силовой установке вертолета, которая, как правило, строится по двухдвигательной схеме. При такой схеме два турбовальных двигателя со свободными турбинами нагружены на общую механическую трансмиссию, которая приводит во вращение несущие винты вертолета. На систему управления силовой установкой возлагается задача поддержания постоянной частоты вращения винтов во всех рабочих режимах. Поскольку силовые турбины обоих двигателей механически связаны с главным редуктором, который приводит во вращение несущие винты, то требование постоянной частоты вращения винтов оказывается эквивалентным обеспечению постоянных частот вращения силовых турбин. Однако при работающей двухдвигательной установке распределение нагрузки между ними является трудновыполнимой задачей, поскольку любое минимальное различие между двумя системами управления может стать причиной значительной разницы в мощности, отдаваемой каждым из двигателей. В результате возникает так называемый интегративный эффект, суть которого заключается в том, что объединение эффективных подсистем не обеспечивает эффективности всей системы в целом. Отмеченное снижение эффективности совместной работы локальных подсистем в составе интегрированной системы обусловлено

тем, что стремление отдельных подсистем управления оптимизировать собственные показатели качества функционирования препятствуют достижению того же в других подсистемах.

Чтобы устранить подобное несогласованное взаимодействие локальных систем управления каждым из двигателей в составе силовой установки, в настоящее время используется способ, основанный на введении специальных перекрестных связей между каналами управления с целью компенсации их взаимного влияния. Так, с целью перераспределения нагрузки между двумя двигателями при помощи цифрового тракта устанавливается связь, обеспечивающая согласование их характеристик. При этом недогруженный двигатель определяется по величине частоты вращения ротора турбокомпрессора и электронный регулятор повышает частоту вращения этого двигателя до достижения равновесия.

Однако в силу сложности структурной организации системы, такой подход характеризуется приближенным учетом взаимодействий и предполагает экспериментальную настройку структуры и параметров системы управления при стендовых испытаниях двигателя. Это обстоятельство является причиной затягивания этапа технической доводки систем управления и дополнительного расходования материальных ресурсов. Кроме того, использование локальных критериев согласования, ориентированных на обеспечение совместной работы различных агрегатов силовой установки, оставляет открытым вопрос о схеме компромисса, определяющей характер предпочтения показателей функционирования одних подсистем перед другими, а также о допустимой величине уступок, уста-

навливающих пределы снижения показателей качества функционирования подсистем в составе интегрированной системы по сравнению с их величинами при автономном функционировании подсистем. Очевидно, что зависимость уровня согласования подсистем от величин такого рода уступок не является монотонной. После достижения определенного порогового значения дальнейшее снижение качества выполнения собственных функций какой-либо из локальных подсистем приводит не только к ухудшению функционирования силовой установки в целом, но и может вызвать недопустимые режимы работы последней.

Обобщая сказанное, можно сделать вывод о том, что функциональная разрозненность локальных критериев согласования при отсутствии объединяющего их единого общесистемного показателя не позволяет достичь полного согласования характеристик взаимодействия всего комплекса взаимосвязанных агрегатов силовой установки и, тем самым, не обеспечивает высокого качества функционирования всей системы в целом.

Следовательно, при построении интегрированных систем управления силовой установкой вертолета возникает задача согласования отдельных подсистем исходя из глобальной цели функционирования всей системы при одновременном поддержании в заданных пределах требуемых значений основных газодинамических параметров. В связи с этим в данной работе предлагается метод синтеза подобных систем с использованием обобщенных показателей, позволяющих судить о способности силовой установки выполнять свои главные функции во всем диапазоне изменения условий полета и режимов работы.

1. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЕРТОЛЕТА

Рассмотрим математическую модель силовой установки вертолета в составе двух турбовальных двигателей со свободными турбинами, нагруженных на общую механическую трансмиссию, которая приводит во вращение несущие винты вертолета. В качестве силовых агрегатов рассмотрим турбовальные двигатели типа ARRIUS 2K компании TURBOMECA.

Формирование математической модели проведем в три этапа. Вначале рассмотрим универсальную поэлементную нелинейную модель двигателя, отражающую физическое взаимодействие отдельных агрегатов и внешних ус-

ройств. Далее осуществим линеаризацию этой модели, чтобы получить математическое описание, пригодное для решения задач синтеза. 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 .

$$T_k^* = T_{\text{вх}}^* \left[1 + \frac{(\pi_k^*)^{\frac{k-1}{k}} - 1}{\eta_k^*} \right]; \quad (2)$$

$$L_k = \frac{k}{k-1} G_b \delta_k R (T_k^* - T_{\text{вх}}^*)$$

Здесь R – универсальная газовая постоянная, k – показатель адиабаты, коэффициент δ_k учитывает уменьшение работы компрессора из-за перепуска воздуха.

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

$$G_r = G_b + G_t; \quad (3)$$

$$p_r^* = \sigma_{\text{кв}} p_k^*;$$

$$T_r^* = \frac{G_b c_{\text{рв}} T_k^* + G_t c_{\text{рт}} T_t + G_r H_u \eta_{\text{кв}}}{G_r c_{\text{пр}}}.$$

Здесь, соответственно, G_r , p_r^* , T_r^* – весовой расход, давление и температура газоздушного потока, в свою очередь, G_t , T_t , H_u – весовой расход, температура и теплотворная способность топлива, $c_{\text{пр}}$, $c_{\text{рв}}$, $c_{\text{рт}}$ – удельные теплоемкости газа, воздуха и топлива, $\eta_{\text{кв}}$ – коэффициент полноты сгорания топлива, $\sigma_{\text{кв}}$ – 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, неиспользованной 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:

$$\eta_T^* = \eta_T^*(n_{T\text{кпр}}; \pi_T^*); \quad (4)$$

$$G_{T\text{пр}} = G_{T\text{пр}}(n_{T\text{кпр}}; \pi_T^*).$$

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

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

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

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

$$L_T = \frac{k_r}{k_r-1} G_r R (T_r^* - T_T^*). \quad (6)$$

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

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

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

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

$$p_{\text{СТ}}^* = \frac{1}{\pi_{\text{СТ}}^*} p_T^*;$$

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

Для вычисления этих параметров необходимо знать характеристики силовой турбины

$$\eta_{\text{СТ}}^* = \eta_{\text{СТ}}^*(n_{\text{СТпр}}; \pi_{\text{СТ}}^*); \quad (9)$$

$$G_{\text{СТпр}} = G_{\text{СТпр}}(n_{\text{СТпр}}; \pi_{\text{СТ}}^*).$$

Вращение основного силового привода через трансмиссию подчиняется следующему уравнению динамики:

$$J_{\text{СТ}} \frac{dn_{\text{СТ}}}{dt} = \frac{1}{(\pi/30)^2} \cdot \frac{L_{\text{СТ}} \eta_{\text{тр}} - L_{\text{винт}} - L_{\text{агр}}}{n_{\text{СТ}}}. \quad (10)$$

$$\text{Здесь } L_{CT} = \frac{k_r}{k_r - 1} G_r R_r (T_r^* - T_{CT}^*) \eta_{CT \text{ мех}} -$$

мощность свободной турбины, где $\eta_{CT \text{ мех}}$ – механический КПД силовой турбины; $L_{\text{винт}} = C_{\text{винт}} \rho_v n_{\text{винт}}^3 D^5$ – суммарная мощность соосных винтов, где $C_{\text{винт}} = C_{\text{винт}}(\varphi_{\text{винт}}; \lambda_{\text{винт}})$ – коэффициент мощности винтов, который зависит от $\lambda_{\text{винт}} = \frac{V_n}{n_{\text{винт}} D}$ – поступи винтов и $\varphi_{\text{винт}}$ – угла установки лопастей винтов; далее, $n_{\text{винт}}$ – частота вращения винтов, D – диаметр винтов, V_n – 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.

$$\begin{aligned} \frac{dx_{n_{TK}}}{dt} &= \alpha_{1,1} x_{n_{TK}} + \alpha_{1,2} x_{L_T} + \alpha_{1,3} x_{L_K}; \\ x_{L_T} &= \alpha_{2,1} x_{G_2} + \alpha_{2,2} x_{T_2^*} + \alpha_{2,3} x_{T_T^*}; \\ x_{L_K} &= \alpha_{3,1} x_{G_6} + \alpha_{3,2} x_{T_K^*}; \\ x_{T_T^*} &= \alpha_{4,1} x_{T_2^*} + \alpha_{4,2} x_{\pi_T^*} + \alpha_{4,3} x_{\pi_T^*}; \\ x_{T_2^*} &= \alpha_{5,1} x_{T_K^*} + \alpha_{5,2} x_{G_2} + \alpha_{5,3} x_{G_m}; \\ x_{G_2} &= \alpha_{6,1} x_{G_6} + \alpha_{6,2} x_{G_m}; \\ x_{\pi_T^*} &= \alpha_{7,1} x_{\pi_T^*} + \alpha_{7,2} x_{n_{TK}}; \\ x_{\pi_T^*} &= \alpha_{8,1} x_{G_2} + \alpha_{8,2} x_{n_{TK}}; \\ x_{T_K^*} &= \alpha_{9,1} x_{\pi_K^*} + \alpha_{9,2} x_{\pi_K^*}; \\ x_{\pi_T^*} &= \alpha_{10,1} x_{G_6} + \alpha_{10,2} x_{n_{TK}}; \\ x_{\pi_T^*} &= \alpha_{11,1} x_{G_6} + \alpha_{11,2} x_{n_{TK}}. \end{aligned} \quad (11)$$

Аналогично для модуля силовой турбины справедлива следующая совокупность линеаризованных уравнений.

$$\begin{aligned} \frac{dx_{n_{CT}}}{dt} &= \alpha_{12,1} x_{n_{CT}} + \alpha_{12,2} x_{L_{CT}} + \alpha_{12,3} x_{L_{\text{винт}}}; \\ x_{L_{CT}} &= \alpha_{13,1} x_{G_r} + \alpha_{13,2} x_{T_T^*} + \alpha_{13,3} x_{T_{CT}^*}; \\ x_{L_{\text{винт}}} &= \alpha_{14,1} x_{n_{\text{винт}}} + \alpha_{14,2} x_{\varphi_{\text{винт}}}; \end{aligned} \quad (12)$$

$$x_{n_{\text{винт}}} = \alpha_{15,1} x_{n_{CT}}.$$

Исключая из (11) и (12) промежуточные переменные, получаем следующую компактную систему уравнений состояния для объекта управления

$$\begin{aligned} \dot{x}_{n_{TK}} &= \beta_{1,1} x_{n_{TK}} + \beta_{1,2} x_{G_T}; \\ \dot{x}_{n_{CT}} &= \beta_{2,1} x_{n_{TK}} + \beta_{2,2} x_{n_{CT}} + \beta_{2,3} x_{G_T}. \end{aligned} \quad (13)$$

2. АНАЛИЗ ДИНАМИКИ СИСТЕМЫ ПРИ СЛУЧАЙНОМ ИЗМЕНЕНИИ СТРУКТУРЫ УПРАВЛЯЮЩЕЙ ЧАСТИ

Штатная система управления, поставляемая с двигателем ARRIUS 2K, обеспечивает выполнение следующих функций: пуск, регулировка частоты оборотов, ручное управление, защита от заброса вращения, средства контроля и технического обслуживания. В состав системы входит один блок цифрового управления на каждый двигатель с перекрестным контролем для системы защиты от превышения частоты вращения. Регулирование частоты вращения силовой турбины позволяет поддерживать практически постоянное значение частоты вращения винтов вертолета во всех условиях эксплуатации. При этом положение рычага общего шага винта, соответствующее потребляемой мощности, определяет базовое значение n_{CT} , которое задает режим работы турбокомпрессора, позволяющий уравновесить мощность, отдаваемую двигателем, с мощностью, потребляемой вертолетом. Контроллер частоты вращения силовой турбины, который представляет собой пропорционально-интегральное звено, измеряет разницу между базовым и измеренным n_{CT} и рассчитывает значение расхода топлива. Таким образом, n_{CT} , а следовательно, и $n_{\text{винт}}$ сохраняют постоянное значение без статического зависания.

В тех случаях, когда происходит разбаланс мощностей, отдаваемых каждым из двигателей, осуществляется автоматическое переключение на регулятор частоты вращения ротора турбокомпрессора. Контроллер n_{TK} также является регулятором пропорционально-интегрального типа. Регулирование частоты вращения ротора турбокомпрессора продолжается до полного распределения нагрузки, после чего осуществляется обратное переключение на регулятор n_{CT} .

Переход на регулирование частоты вращения турбокомпрессора происходит также в случае необходимости ограничения величины n_{TK} с целью защиты главного редуктора от превы-

шения крутящего момента или двигателя от перегрева.

Таким образом, интегрированная система управления многорежимной силовой установкой вертолета должна обеспечивать устойчивость и качество управления не только на всех возможных режимах работы, но и при разнообразных переходах с одного режима на другой. 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. При этом 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. В этом случае приходится использовать специальные процедуры обработки эмпирических данных, отличные от статистических методов, что позволяет описывать поведение системы с помощью более адекватных характеристик, например, функций принадлежности к возможным состояниям системы [1].

При осуществлении процедуры совмещенного синтеза алгоритмов управления для множества возможных состояний системы необходимо описать поведение всего ансамбля ее выходных реакций, конкретная реализация каждой из которых зависит от моментов возможных переключений, одной обобщенной характеристикой. В качестве аналога подобной характеристики может быть использована введенная в [2], так называемая, «средняя реакция», которая получается посредством осреднения вектора выходных реакций системы управления по всем возможным моментам изменения структуры управляющей части. Специфика использования нечетких характеристик, определяющих принадлежность системы к тому или иному режиму, диктует необходимость применения обобщенной характеристики аналогичной природы. В качестве подобной характеристики предлагается использовать нечеткое ожидание выходной реакции системы [3].

Учитывая вышеизложенное, сформулируем задачу построения математической модели сис-

темы с учетом случайного изменения ее структуры.

Для этого дополним модель объекта управления (13) уравнениями, описывающими управляющую часть системы, которая в нашем случае будет содержать:

- контроллер частоты вращения силовой турбины пропорционально-интегрального типа

$$\frac{dx_{G_m}}{dt} = K \left(T \frac{dx_\varepsilon}{dt} + x_\varepsilon \right), \quad (14)$$

- дополнительное корректирующее звено в цепи обратной связи изохромного типа

$$\tau_2 \frac{dx_{oc}}{dt} + x_{oc} = \tau_1 \frac{dx_{n_{CT}}}{dt} + x_{n_{CT}}. \quad (15)$$

Здесь $x_\varepsilon = x_{n_{CT\text{зад}}} - x_{oc}$ – сигнал ошибки управления.

Объединяя (13) с (14), (15), получаем модель системы для режима управления частотой вращения силовой турбины

$$P_0(D)x_{n_{CT}}(t) = Q_0(D)x_{n_{CT\text{зад}}}(t). \quad (16)$$

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

$$P_0(D) = \frac{d^4}{dt^4} + a_3^0 \frac{d^3}{dt^3} + a_2^0 \frac{d^2}{dt^2} + a_1^0 \frac{d}{dt} + a_0^0,$$

$$Q_0(D) = \frac{d^3}{dt^3} + b_2^0 \frac{d^2}{dt^2} + b_1^0 \frac{d}{dt} + b_0^0.$$

Аналогично при управлении частотой вращения ротора турбокомпрессора управляющая часть будет содержать:

- контроллер частоты вращения ротора турбокомпрессора пропорционально-интегрального типа:

$$\frac{dx_{G_m}}{dt} = K_1 \left(T_1 \frac{dx_\varepsilon}{dt} + x_\varepsilon \right), \quad (17)$$

- корректирующее звено в цепи обратной связи изохромного типа

$$\tau_4 \frac{dx_{oc}}{dt} + x_{oc} = \tau_3 \frac{dx_{n_{TK}}}{dt} + x_{n_{TK}}, \quad (18)$$

$$x_\varepsilon = x_{n_{TK\text{зад}}} - x_{oc}.$$

Учитывая, что структура и параметры управляющей части системы управления частотой вращения ротора турбокомпрессора отличаются от системы управления частотой вращения силовой турбины, то ее модель будет иметь следующий вид:

$$P_1(D)x_{n_{CT}}(t) = Q_1(D)x_{n_{TK\text{зад}}}(t), \quad (19)$$

$$\text{где } P_1(D) = \frac{d^4}{dt^4} + a_3^1 \frac{d^3}{dt^3} + a_2^1 \frac{d^2}{dt^2} + a_1^1 \frac{d}{dt} + a_0^1,$$

$$Q_1(D) = \frac{d^3}{dt^3} + b_2^1 \frac{d^2}{dt^2} + b_1^1 \frac{d}{dt} + b_0^1.$$

Если изменение режима управления произошло в некоторый случайный момент времени θ_1 , то поведение системы при $t \geq \theta_1$ будет описываться следующей системой уравнений:

$$P_1(D)x_{n_{CT}}(t, \theta_1) = Q_1(D)x_{n_{TK\text{зад}}}(t) \quad (20)$$

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

$$\begin{aligned} x_{n_{CT}}(t, \theta_1) \Big|_{t=\theta_1} &= x_{n_{CT}}(t) \Big|_{t=\theta_1}, \\ (x_{n_{CT}}(t, \theta_1))' \Big|_{t=\theta_1} &= (x_{n_{CT}}(t))' \Big|_{t=\theta_1}, \\ (x_{n_{CT}}(t, \theta_1))'' \Big|_{t=\theta_1} &= (x_{n_{CT}}(t))'' \Big|_{t=\theta_1}, \\ (x_{n_{CT}}(t, \theta_1))''' \Big|_{t=\theta_1} &= (x_{n_{CT}}(t))''' \Big|_{t=\theta_1}. \end{aligned}$$

Такой режим управления сохраняется в течение всего времени, необходимого для восстановления баланса мощностей силовой установки. Поскольку длительность этого процесса заранее неизвестна, то в случайный момент времени θ_2 происходит обратное переключение на исходный режим управления

$$P_0(D)x_{n_{CT}}(t, \theta_1, \theta_2) = Q_0(D)x_{n_{CT\text{зад}}}(t). \quad (21)$$

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

$$\begin{aligned} x_{n_{CT}}(t, \theta_1, \theta_2) \Big|_{t=\theta_2} &= x_{n_{CT}}(t, \theta_1) \Big|_{t=\theta_2}, \\ (x_{n_{CT}}(t, \theta_1, \theta_2))' \Big|_{t=\theta_2} &= (x_{n_{CT}}(t, \theta_1))' \Big|_{t=\theta_2}, \\ (x_{n_{CT}}(t, \theta_1, \theta_2))'' \Big|_{t=\theta_2} &= (x_{n_{CT}}(t, \theta_1))'' \Big|_{t=\theta_2}, \\ (x_{n_{CT}}(t, \theta_1, \theta_2))''' \Big|_{t=\theta_2} &= (x_{n_{CT}}(t, \theta_1))''' \Big|_{t=\theta_2}. \end{aligned}$$

3. СИНТЕЗ ИНТЕГРИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПА НЕЧЕТКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ

Для оценки поведения системы в условиях дефицита достоверной информации об интенсивностях возможных переключений режимов

управления воспользуемся нечетким ожиданием ее выходных реакций. Для формализации описания неопределенных моментов переключения режимов воспользуемся функциями принадлежности синтезируемой системы к описанным состояниям:

$$\begin{aligned} \vartheta_1(\theta_1) &= \lambda \exp(-\lambda\theta_1), \\ \vartheta_2(\theta_1, \theta_2) &= \mu \exp(-\mu(\theta_2 - \theta_1)). \end{aligned}$$

С учетом сделанных замечаний нечеткое ожидание выходных реакций системы, описывающее последовательность изменения режимов работы, приобретает следующий вид:

$$\begin{aligned} E\{x_{n_{CT}}(t)\} &= \int_t^\infty x_{n_{CT}}(t) \lambda \exp(-\lambda\theta_1) d\theta_1 + \\ &+ \int_t^\infty \mu \exp(-\mu(\theta_2 - \theta_1)) \int_0^t \lambda \exp(-\lambda\theta_1) x_{n_{CT}}(t, \theta_1) d\theta_1 d\theta_2 + \\ &+ \int_t^\infty \lambda \exp(-\lambda\theta_3) d\theta_3 \int_0^{\theta_2} \int_0^{\theta_2} \mu \exp(-\mu(\theta_2 - \theta_1)) \times \\ &\times \exp(-\lambda(\theta_1 - \theta_2)) x_{n_{CT}}(t, \theta_1, \theta_2) d\theta_1 d\theta_2. \end{aligned}$$

Для сохранения значений управляемых переменных в заданных пределах, потребуем, чтобы нечеткое ожидание лежало в области, ограниченной заданными функциями $x^{(1)}(k)$ и $x^{(2)}(k)$, т. е. выполнялось следующее неравенство

$$x^{(1)}(k) \leq E\{x_{n_{CT}}(t)\} \leq x^{(2)}(k). \quad (22)$$

При решении системы неравенств (22), завершающей процедуру синтеза, могут быть использованы алгоритмы эвристических методов поиска решения, например, метод Хука-Дживса.

4. ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Проведенный анализ особенностей функционирования силовой установки вертолета при регулировании частот вращения силовых турбин, а также при переходе на регулирование частот вращения роторов турбокомпрессоров с целью устранения разбаланса мощностей, отдаваемых каждым из двигателей, позволил выявить основные закономерности взаимодействия локальных систем управления каждым из двигателей в составе силовой установки, что определило методологию разрабатываемой процедуры синтеза интегрированного алгоритма управления.

Предложен метод синтеза интегрированной системы управления многорежимной силовой установкой вертолета, в рамках которой обеспе-

чивается согласование динамических характеристик отдельных контуров управления при изменении законов регулирования с целью уравнивания нагрузки каждого из двух двигателей.

Учитывая, что разбаланс мощностей происходит в неизвестные заранее моменты времени, разработана аналитическая процедура формализации нечеткой информации в виде нечеткого ожидания выходных переменных силовой установки.

Предложен критерий синтеза, обеспечивающий желаемое поведение всего ансамбля выходных реакций, описывающих траекторию движения системы при переходе на режим выравнивания мощностей турбовальных двигателей с последующим возвратом на исходный автоматический режим регулирования частот вращения силовых турбин.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нечеткие множества в моделях управления и искусственного интеллекта / А. В. Аверкин [и др.]; под ред. Д. А. Поспелова. М.: Наука, 1986. 312 с.
2. **Скляревич А. Н.** Линейные системы с возможными нарушениями. М.: Наука, 1975. 352 с.
3. Многоуровневое управление динамическими объектами / В. И. Васильев [и др.]. М.: Наука, 1987. 309 с.

ОБ АВТОРАХ

Микрюков Сергей Геннадьевич, управляющий директор ОАО «Кумертауское авиационное производственное предприятие». Окончил Ворошиловское высшее военное авиационное училище штурманов (1977), Военно-воздушную академию имени Ю. А. Гагарина (1985), Военную академию Генерального штаба ВС РФ (1993). Иссл. в обл. создания авиационных комплексов на базе вертолетов фирмы «Камов».

Ефанов Владимир Николаевич, проф. каф. электроники и биомедицинских технологий. Дипл. инженер электр. техники (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по упр-ю в техн. системах (УГАТУ, 1995). Иссл. в обл. создания интеллектуализированных комплексов бортового оборудования.

Зайцева Алина Александровна, ст. преп. каф. информационно-измерительной техники. Дипл. инженер по авиационным приборам и измерительно-вычислительным комплексам (УГАТУ, 2006). Иссл. в обл. создания интеллектуализированных комплексов бортового оборудования.