

УДК 681.516

А. И. ФРИД

АДАПТИВНЫЕ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ С СЕЛЕКТИРОВАНИЕМ РЕЖИМОВ

Рассматриваются вопросы построения адаптивных систем управления авиационными двигателями на базе систем с переменной структурой и самонастраивающихся систем. Основное внимание уделяется системам, в которых режимы работы двигателя, задаваемые пилотом или автоматом тяги, реализуются различными каналами управления, переключаемыми алгебраическими селекторами. *Адаптация; авиационный двигатель; температура газа газотурбинного двигателя; системы с переменной структурой; самонастраивающиеся системы; селектирование режимов; динамическая и статическая точность САУ*

Флюгер, хоть он и железный, будет сразу же сломан, если не постигнет высокого искусства поддаваться каждому дуновению.

Гейне. Английские фрагменты

Трудно сделать правильный выбор, особенно когда вся разница в деталях, на первый взгляд, незаметных...

Реклама телевизоров фирмы "Samsung Electronics"

ВВЕДЕНИЕ

Тенденции современного развития двигателей силовых установок летательных аппаратов связаны с улучшением их основных удельных характеристик — повышением удельной тяги, уменьшением удельного расхода топлива, удельной массы и др. Отличительной особенностью современных и перспективных ГТД является рост числа регулируемых параметров и регулирующих воздействий. Существенно расширяется диапазон условий работы и эксплуатационных режимов авиационных двигателей. Это приводит к необходимости повышения значений параметров рабочего процесса, увеличения точности их поддержания, ужесточения требований к системам автоматического управления. Применение в САУ бортовых цифровых управляющих машин, обладающих высокой вычислительной мощностью, позволяет осуществлять интегральное управление режимами работы силовой установки и полета самолета, повысить точность регулирования. Интегральные системы управления обеспечивают одновременную оптимизацию режимов

работы силовой установки и полета самолета в различных условиях, в том числе и существенно отличающихся от стандартных [1].

Важнейшими характеристиками современных и перспективных САУ силовых установок (СУ), а следовательно, и САУ ГТД как их подсистем являются многосвязность, многорежимность, многофункциональность, адаптивность, отказоустойчивость и интегрированность. Многосвязность САУ определяется многосвязностью объекта управления, многорежимность и многофункциональность вытекают из назначения двигателя и летательного аппарата, на котором он установлен. Таким образом, эти качества САУ вытекают из характеристик ГТД и ЛА и должны быть обеспечены разработчиком системы управления. Свойства же адаптивности, отказоустойчивости и интегрированности воплощаются при проектировании системы в той или иной мере.

При проектировании некоторых систем имеющаяся начальная информация оказывается недостаточной для качественного управления: неточно известны характеристики объекта, датчиков, исполнительных органов, каналов передачи информации, внешних и внутренних возмущений. Эту информацию приходится восполнять в процессе функционирования. Системы, в которых получаемая дополнительная информация обрабатывается и используется для управления, называются адаптивными [2]. САУ ГТД относятся именно к таким системам, поскольку требуемые показатели качества управления не могут быть достигнуты применением простых систем с ре-

гулированием по отклонению. Количество и способ получения дополнительной информации, мера ее использования определяют конкретный тип применяемой адаптивной САУ. Улучшение характеристик системы управления может быть получено в результате адаптации в реальном масштабе времени вместо априорной или предпрограммной оптимизации. Последний метод наиболее предпочтителен, так как разработан применительно к условиям полета и может обеспечить более высокий уровень характеристик.

Вопросы оптимального управления самолетом и его силовой установкой тесно связаны с обеспечением достаточно точного выдерживания оптимальных законов. Определенным законам обычно присущи и определенные специфические погрешности, и самые совершенные и сложные законы могут не дать ожидаемого эффекта, если не будет обеспечено достаточно точное их выполнение. Требования к точности поддержания параметров на установившихся и переходных режимах вытекают как из потребных характеристик интегрированной системы, так и из свойств самого двигателя. Особенно жесткими являются требования к точности поддержания температуры газа T_g^* [1, 3]. Известно, например, что неточность поддержания предельной температуры газа на $+5^\circ\text{C}$ может привести к сокращению ресурса двигателя на 5%, на -5°C — к потере тяги на 2%. Кроме статической погрешности, на уменьшение ресурса ГТД большое влияние оказывает динамическая погрешность регулирования. Максимальная ошибка в измерении и регулировании T_g^* возникает при резких ее изменениях, на которые датчик температуры — блок термомпар — реагирует с большим запаздыванием из-за своей инерционности. Поскольку неточное знание динамических характеристик термомпар вносит неопределенность в САУ температуры газа, то естественным является применение адаптивных систем в первую очередь именно в этом канале регулирования.

Таким образом, современное направление развития САУ ГТД связано с многорежимным, адаптивным и интегрированным управлением, реализуемым на базе электронных цифровых систем. Именно многорежимное управление позволяет силовой установке, в том числе и ГТД, адекватно реагировать на поступающие от пилота и САУ ЛА инструкции, обеспечивая наилучшим образом выполнение локальных задач полета в составе интегрированной системы управления. Изменяя свои характеристики от режима к режи-

му, адаптируясь к изменению условий полета, к возмущениям, отказам, САУ СУ позволяет выполнить задачу полета в целом. Однако еще недостаточно полно решены вопросы многорежимности САУ ГТД в части обеспечения качества процессов перехода с режима на режим, минимизации взаимного влияния режимов друг на друга, обеспечения помехоустойчивости при принятии решения о смене режима. Это, в частности, относится к многорежимным САУ, содержащим в качестве контроллера режимов низшего уровня, осуществляющего выбор и переключение режимов, алгебраические селекторы (АС), нашедшие широкое применение в практике построения САУ авиационными ГТД. Исследования систем такого типа не получили должного отражения в научной литературе, хотя от качества решения вопросов организации селектирования режимов во многом зависит эффективность использования системы в целом.

1. ОБЕСПЕЧЕНИЕ АДАПТИВНОСТИ САУ ГТД

Необходимость обеспечения многорежимности, адаптивности, отказоустойчивости и интегрированности приводит к тому, что САУ ГТД имеют иерархическую архитектуру, нижний уровень которой занимают системы с обратной связью, затем — контур адаптации, затем — контур оптимизации (средства интеллектуализации) [4]. На принципе обратной связи построены практически все САУ параметрами рабочего процесса ГТД. Однако с расширением диапазона высот и скоростей полета использование систем с обратной связью не позволяет обеспечить необходимое качество управления, что приводит к необходимости применения адаптивных САУ. Целью создания адаптивных САУ является поддержание принятого функционала качества в заданных пределах при работе системы в условиях неопределенности. Развитие адаптивных САУ ГТД начиналось с применения самонастраивающихся систем с разомкнутым каналом настройки параметров системы по информации об условиях на входе в двигатель. В дальнейшем стали использоваться сигналы о положении регулирующих органов и введение в той или иной форме различных моделей объекта управления для формирования управляющего воздействия. Решение задачи адаптации может осуществляться за счет изменения как программ управления, так и параметров регуляторов отдельных подси-

стем, а также структуры отдельных подсистем и связей между ними [5].

САУ авиационным ГТД содержит большое число источников ошибок различной физической природы. Однако, каковы бы ни были ошибки, в конечном счете их влияние сводится либо к уменьшению запасов устойчивости, вплоть до их исчезновения, либо к снижению статической и динамической точности. Поэтому важнейшей является задача обеспечения свойства робастности системы. Существует достаточно много способов достижения этой цели в рамках систем, не изменяющих в процессе функционирования структуру и параметры регуляторов, однако радикальным решением является использование адаптивных систем, обеспечивающих постоянство (с определенной точностью) основных качеств системы.

В соответствии с концепцией многорежимного управления авиационным двигателем задача разработчика состоит в обосновании структуры и параметров отдельных каналов, способов их объединения в САУ в целом, разработке алгоритмов переключения режимов, синтезе структуры и параметров управляющих устройств, а также в разработке принципов построения измерительных каналов.

Если в САУ авиационным ГТД за эталон принять канал регулирования частоты вращения ротора высокого давления как наиболее отработанный теоретически и практически и в идеальном случае представляющий собой интегратор, охваченный обратной связью, то желательно, чтобы другие каналы основного контура имели подобную структуру и параметры. Для некоторых каналов, например, канала ограничения частоты вращения ротора низкого давления, канала ограничения давления воздуха за компрессором, эта цель легко достижима, тогда как в канале ограничения температуры газа эта задача является достаточно сложной. В первую очередь, это объясняется тем, что датчиком температуры газа является термопара. Жесткие условия эксплуатации при высоких требованиях к надежности и ресурсу приводят к необходимости делать термопары достаточно массивными и помещать в специальные защитные чехлы. Вследствие этого термопара обладает большой инерционностью. Постоянная времени термопары τ зависит от большого числа факторов: конструкции термопары, места и способа установки, условий теплообмена с газовым потоком и окружающим пространством. Основным фактором, определяющим

изменение τ по условиям полета и режима работы ГТД, является расход газа в месте установки термопары. Приближенное знание динамических характеристик датчика T_r^* приводит к необходимости решения двух задач: повышения точности измерительного канала и построения собственно канала управления. Первая из них, в частности, может быть решена на основе адаптивных измерительных каналов, построенных на базе принципов адаптации, комплексирования, оптимальной фильтрации, косвенного измерения, алгоритмической обработки результатов измерений; вторая — на основе результатов первой и построения адаптивных систем [6].

Задача построения адаптивных ограничителей режимов $T_{r\max}^*$ решается в ряде работ [1, 7–14]. В [14] корректирующее звено строится, исходя из описания термопары как двухъемкостного звена с коррекцией его коэффициентов с помощью разомкнутой самоподстройки в зависимости от внешних условий и параметров рабочего процесса ГТД. Такой способ коррекции динамической характеристики термопар обеспечивает достаточно хорошее качество процессов на режиме ограничения T_r^* , однако для его осуществления необходимо знать характеристики термопары, их зависимость от условий полета и режимов работы двигателя достаточно точно. В [1] описаны предложенные В. С. Черноморским и Г. Д. Душиц-Коганом комбинированные системы, в которых повышается динамическая точность обработки возмущений путем введения в систему сигналов $dp_{вх}^*/dt$ или комплекса G_T/p_k^* . Однако в этих системах обработка процесса разгона и внутренних возмущений в канале регулирования может происходить с низкой динамической точностью, так как компенсация динамической погрешности термопары недостаточно точная. Ряд адаптивных регуляторов температуры газа разработан ЦИАМ [1, 11, 15, 16]. В частности, для обеспечения устойчивости и получения приемлемой статической и динамической точности предложена двухканальная схема регулятора, отвечающая идее многорежимности: на переходных режимах управление расходом топлива осуществляется с помощью динамического канала, в котором предусмотрена компенсация инерционности измерения и выбран малый коэффициент усиления, обеспечивающий устойчивую работу канала при малоинерционном измерителе. На установившихся режимах дозирование топлива осуществляется с помощью статического канала, в котором отсутствует компенсация инерцион-

ности измерителя (или специально вводится инерционность) и коэффициент усиления выбирается относительно большим для обеспечения необходимой статической точности. В рассматриваемом регуляторе необходимы достаточно точные априорные сведения о динамических характеристиках термопары, что является недостатком схемы. Кроме того, по этой же причине нет достоверно измеренного значения регулируемой координаты.

В Отраслевой лаборатории электронной автоматики авиационных силовых установок (ОЛ ЭААСУ) Минавиапрома (1980–1990) в рамках сложившейся научной школы УГАТУ по управлению сложными динамическими объектами, о которой подробно написано в [17], в соответствии с постановлениями ВЦК СССР и с координационным планом НИР АН СССР на 1981–1985 годы по проблеме «Управление движением и навигацией», в соответствии с хозяйственными договорами и договорами о творческом сотрудничестве с рядом предприятий авиационной промышленности был разработан ряд теоретических и структурных решений в области адаптивного управления силовыми установками летательных аппаратов, в частности, в классе систем с переменной структурой (СПС), как одноконтурных, так и многосвязных [5, 6, 8, 9, 13, 18–21] и в классе беспойсковых самонастраивающихся систем (СНС), в основном, с эталонной моделью [6, 10, 12, 13, 22–25].

Для получения достоверной информации о температуре газа в ОЛ ЭААСУ была разработана методика синтеза адаптивного измерительного канала (АИК) на основе СНС, в которой эталонная модель строится в реальном масштабе времени на основе показаний безынерционных датчиков параметров двигателя. Отличительной особенностью структуры АИК является то, что статическая погрешность формирования модели температуры газа ГТД не оказывает влияния на статическую точность измерения температуры газа. Параметры и структура АИК синтезируются из условия приближения качества подстройки к требуемому, в частности, аperiодическому. Кроме того, возникающая практически всегда при коррекции инерционности термопар проблема обеспечения помехоустойчивости канала регулирования температуры газа решена также структурно путем использования дополнительного фильтра в контуре самонастройки, не оказывающего влияния на динамику основного контура. Структура и параметры фильтра синтезируются на основе функционала минимума сред-

неквадратической ошибки. Более подробную информацию об АИК можно найти в [6, 12, 13]. Проведенные испытания канала регулирования температуры газа с АИК на реальных объектах, в том числе на летающей лаборатории Летно-исследовательского института им. М. М. Громова, показали уменьшение перерегулирования по температуре газа в 2... 4 раза по сравнению со штатными каналами регулирования в широком диапазоне условий эксплуатации [12].

Многие качества СПС, в частности робастность, создают хорошие предпосылки для использования скользящих режимов с целью повышения динамической точности каналов регулирования параметров авиационных ГТД. Интересным для практических применений является свойство СПС обеспечивать требуемый вид фазочастотной характеристики практически независимо от амплитудно-частотной в некотором диапазоне частот. Несмотря на обилие публикаций по СПС, применительно к авиационному двигателю доведенные до практического использования результаты получены лишь в классе СПС с нелинейным коммутируемым фильтром (НКФ), разработанным в ОЛ ЭААСУ. Основная идея СПС с НКФ состоит в том, что движение изображающей точки в фазовом пространстве разбивается на три участка: участок разгона, на котором работает линейный регулятор; участок, представляющий собой фрагмент низкочастотного колебания в СПС с коммутируемым фильтром; участок высокочастотных переключений структур регулятора (квазискользкий режим), который является завершающим при движении изображающей точки к положению равновесия вдоль заданной траектории. Такое сложное движение позволяет получить достаточно высокое быстродействие в сочетании с плавным переходом в состояние покоя. Разработаны адаптивные СПС с НКФ, в которых параметры гиперповерхности скольжения и квазискользкого режима перестраиваются в зависимости от изменяющихся характеристик двигателя или условий его функционирования. Созданные на основе теоретических результатов конкретные САУ прошли успешные натурные испытания как в канале регулирования температуры газа [5, 8, 9], так и в канале регулирования частоты вращения ротора низкого давления ТРДД при воздействии на площадь реактивного сопла [5, 18–20]. Перерегулирование по температуре газа на некоторых режимах отсутствовало, а колебательность в САУ регулирования частоты

вращения ротора низкого давления ТРДДФ уменьшилась в 2... 2,2 раза по сравнению со штатными структурами.

Технические решения в области разработки адаптивных каналов управления защищены несколькими десятками авторских свидетельств СССР.

2. АДАПТИВНЫЕ САУ С СЕЛЕКТИРОВАНИЕМ РЕЖИМОВ

Особенность двигателя как объекта регулирования состоит во множественности критериев качества и необходимости смены этих критериев в процессе функционирования [1]. всю совокупность критериев качества управления двигателем можно условно разделить на две группы: критерии верхнего и нижнего уровней. К верхнему уровню относится множество критериев, обеспечивающих выполнение основных режимов полета (взлет, крейсерование и т. д.). Множество критериев нижнего уровня должно обеспечить выполнение с максимально высоким качеством сформированных на верхнем уровне программ управления. Выполнение критериев нижнего уровня обеспечивается алгоритмами управления и формируемых на их основе регулирующих воздействий. Многокритериальность и необходимость чередования подцелей управления в зависимости от условий работы, требований вышестоящих в иерархии управления структур и собственного состояния ГТД являются атрибутами многорежимных САУ [26].

В соответствии с концепцией многорежимного управления анализатор динамической ситуации вырабатывает управляющие команды на включение того или иного субрегулятора, обеспечивающего оптимальное значение некоторого функционала качества, сформированного именно для данного режима. Анализ ситуаций и выработка необходимых управляющих сигналов осуществляются контроллером режимов на основе информации об измеряемых или оцениваемых возмущениях и координатах системы. В результате анализа этой информации анализатор ситуаций («интеллектуальная» часть контроллера режимов) вырабатывает оценку текущей ситуации, на базе которой и формируется сигнал подключения субрегулятора. Таким образом, многорежимная САУ является двухуровневой. Принцип многорежимности имеет общие признаки с принципом адаптивного управления. Целью применения обоих принципов является получение наилучших в смысле некоторого функционала по-

казателей управления объектом, характеристики которого изменяются в широком диапазоне. Необходимым признаком адаптивной системы является наличие алгоритмов двух уровней: алгоритма непосредственного воздействия на исполнительные механизмы (алгоритм регулирования) и алгоритма адаптации — оценки некоторого критерия качества и формирования воздействия на характеристики регулятора. В многорежимных САУ характеристики регуляторов изменяются на основе информации о режиме и подстраиваются под характеристики изменившегося объекта. Основное отличие заключается в том, что адаптивные системы применяют в условиях неопределенности информации об объекте или среде его функционирования, тогда как решение о смене режима, как правило, запрограммировано. Однако наличие помех, погрешностей показаний датчиков, невозможность измерять все необходимые для принятия решений параметры также создают известную неопределенность в принятии решения о смене режима.

Синтез регуляторов режимов многорежимных САУ сводится к решению, в общем случае, традиционных задач теории автоматического управления, в частности, задач обеспечения адаптивности. Достижение целей на множестве режимов может осуществляться: изменением законов управления; целенаправленным изменением характеристик объекта управления; сменой канала регулирования; плавным или дискретным изменением характеристик регуляторов; комбинацией перечисленных средств.

Смена режимов вызывает необходимость решения задачи «безударного» перехода, согласования начальных условий, исключения обратного переключения, принятия решений о смене режимов в условиях помех и т. д. Эти вопросы должны решаться алгоритмом работы контроллера режимов, построением идентификатора и классификатора возмущений, входящих в структуру анализатора ситуаций.

В современных САУ ГТД в качестве анализатора ситуаций и контроллера режимов нижнего уровня обычно используется алгебраический селектор (АС). Входными сигналами анализатора ситуаций являются сигналы рассогласований, вычисленные в соответствующих регуляторах и ограничителях, пропущенные в общем случае через корректирующие звенья. Обработывая эти сигналы по определенным правилам, селектор замыкает тот или иной субрегулятор, т. е. осуществляет селективное переключение режимов, переходя на вы-

бранный режим дозирования топлива. Применение АС в САУ ГТД обусловлено тем, что логика его работы позволяет легко обеспечить переход с режима на режим и свести к минимуму взаимодействие отдельных каналов регулирования [27]. АС используется тогда, когда передаточная матрица объекта управления является не квадратной, а прямоугольной:

$$H(s) = \| H(s)_{ij} \|_{m \times n}, \quad (1)$$

где $i = 1, \dots, n, j = 1, \dots, m, m < n$.

Наличие АС обуславливает переменную структуру многосвязной САУ и не позволяет рассматривать ее как линейную в достаточно малой области, в которой происходит переключение каналов.

Для управления с приоритетом по алгебраической величине (находит наибольшее применение в многосвязных САУ ГТД) условия переключения имеют вид

$$U_1(X, Y) = \begin{cases} 0, & \text{при } X \leq bY; \\ \varphi_1(X), & \text{при } X > bY, \end{cases} \quad (2)$$

$$U_2(X, Y) = \begin{cases} 0, & \text{при } Y \leq bX; \\ \varphi_2(X), & \text{при } Y > bX, \end{cases}$$

где $b > 0$. При $\varphi_1(X) = X; \varphi_2(Y) = Y; b = 1$ получаем следующее выражение, описывающее работу АС:

$$U = \begin{cases} X, & \text{при } X > Y; \\ Y, & \text{при } Y > X. \end{cases} \quad (3)$$

При выполнении условия $X = Y$ возникает неопределенность, состоящая в том, что неизвестно, какой из каналов замкнут обратной связью. Это объясняет эффект появления зоны совместной работы, в которой существует взаимное влияние каналов друг на друга, что приводит, в частности, к появлению дополнительной динамической погрешности в момент смены режима, ухудшению помехоустойчивости системы, к статической погрешности регулирования, а при определенных условиях и к возникновению колебаний. Существует достаточно много структурных решений, в которых корректирующие звенья для каждого канала регулирования расположены за селектором и переключаются по логическому сигналу с него [28, 29]. Это практически всегда приводит к динамической ошибке селектирования режима, вызванной параметрическими возмущениями и несогласованностью начальных условий на переключаемых звеньях.

В ряде работ [30–33] проводится анализ влияния неидеальной технической реализации АС на величину зоны совместной работы и точность системы управления. Однако снижение динамической и статической точности управления САУ с АС при определенных условиях происходит принципиально и для технически идеального АС и обусловлено его характеристиками как нелинейного элемента.

Для преодоления поставленных проблем предложены структурные решения и методики синтеза САУ с АС: введение корректирующих звеньев в перекрестные связи, обеспечивающее процесс переключения без динамических ошибок; воздействие на уставки селектируемых каналов, позволяющее повысить статическую точность при действии помех; схема самонастройки, исключая появление «удара» в момент переключения режима при установке корректирующих звеньев в каналах регулирования за АС. К сожалению, объем статьи не позволяет подробнее остановиться на их описании, но заинтересованному читателю можно порекомендовать литературу [25, 34–36].

3. ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ И НАПРАВЛЕНИЯ ДАЛЬНЕЙШИХ РАБОТ

В настоящее время ведутся интенсивные работы по модернизации существующего парка самолетов (поколение «4+») и созданию новых летательных аппаратов 5-го поколения [37]. Силовые установки этих машин построены, как правило, на основе двигателей двухвальной двухконтурной схемы с развитой регулируемой геометрией, с форсажной камерой, с использованием новых материалов, с многофункциональным соплом, с регулируемым воздухозаборником [38]. Особые требования предъявляются к точности САУ ГТД, поскольку двигатель часто работает на режимах, близких к предельным по прочности, по температуре горячей части, по запасам газодинамической устойчивости. Описанные выше теоретические и практические результаты могут найти применение в разработках САУ авиационными двигателями самолетов «4+»- и 5-го поколений. Разработанные методы находятся в русле общих тенденций развития САУ ГТД: сохранение высокого качества процессов управления в условиях неопределенности; многорежимность; многофункциональность; интеграция каналов управления и

контроля состояния ГТД с системами управления ЛА; ориентация на использование высокопроизводительных бортовых ЭВМ и т. д.

Учитывая, что практически все современные и перспективные схемы управления расходом топлива в основную камеру сгорания содержат АС в качестве средства объединения нескольких каналов управления и контроллера режимов, результаты, изложенные в [34–36], могут быть использованы при проектировании любой САУ ГТД. Концепция динамического селектора и полученные на ее основе рекомендации по обеспечению высокой динамической точности и помехоустойчивости при переключении режимов могут быть легко реализованы программно. Дальнейшие усилия по исследованию многосвязных систем управления с селектированием режимов целесообразно направить на изучение влияния нелинейностей, характерных для САУ ГТД, на характеристики процесса переключения и разработку структур, малочувствительных к их наличию; на изучение процесса переключения, когда близко к зоне переключения одновременно находится больше двух координат.

С расширением областей применения, увеличением маневренности перспективных летательных аппаратов будет расширяться и сфера использования адаптивных систем управления ГТД различного назначения и уровня сложности. Рассмотренные алгоритмы адаптивного управления на базе СПС с НКФ хорошо зарекомендовали себя при испытаниях на двигателях самолетов 4-го поколения. Очевидно, что необходимость построения робастных систем ограничения температуры газа и управления частотой вращения роторов является актуальной и для двигателей самолетов «4+»- и 5-го поколений. Решение проблемы построения регуляторов с переменной структурой с НКФ и на их основе комбинированных, с нелинейной, адаптивной гиперповерхностью, с использованием внутрисистемных и внутриобъектных связей, а также вопросов включения этих регуляторов в многорежимную САУ с селектором позволяет их использовать в перспективных разработках, причем не только в названных каналах управления, но и в других, где диапазон изменения характеристик объекта управления достаточно широк, а требования к качеству процессов управления на всех условиях эксплуатации весьма жестки.

Теоретические результаты синтеза регуляторов с переменной структурой с НКФ в многосвязных САУ ГТД, в основном, получены

в [9], дальнейшие исследования таких систем управления целесообразно провести применительно к многосвязным СПС с учетом специфики развития дополнительных возможностей управления перспективными двигателями, их взаимодействия с системами управления многофункциональным соплом, воздухозаборником и органами управления ЛА в составе интегрированной САУ. Интересными представляются исследования по построению регуляторов с переменной структурой с использованием средств и методов искусственного интеллекта для повышения качества и устойчивости скользящего режима, отказоустойчивости.

Несмотря на то, что в двигателях летательных аппаратов 5-го поколения будут широко использоваться новые жаропрочные материалы, проблема точного измерения температуры газа для суждения не только о тепловом состоянии двигателя, но и о тяге будет актуальной и в начале XXI века. Уже сегодня известно множество датчиков температуры газа: оптические пирометры, малоинерционные термопары, акустические датчики, специальные покрытия (краски) и т. д. Однако они либо имеют малый ресурс, либо недопустимо большую погрешность на установившихся режимах. Таким образом, в обозримом будущем термомпара как штатный датчик температуры газа, несмотря на ее изменяющиеся и недостаточно точно известные характеристики, останется безальтернативным датчиком в этом измерительном канале. Отсюда следует, что в перспективных САУ ГТД обязательно будет решаться вопрос совершенствования различных корректирующих устройств для получения достоверной информации о температуре газа, не имея которую, невозможно построить высококачественный регулятор режима. Именно для решения этой проблемы разработанные адаптивные измерительные каналы должны найти применение. На их основе могут быть построены всережимные регуляторы, ограничители температуры газа, стендовые системы для доводки и испытаний новых двигателей. Они обладают высокой живучестью, так как имеющаяся в них информационная избыточность позволяет им работать при отказах отдельных структур алгоритмов. Одно из возможных направлений в развитии исследований в этой области состоит в изучении совместной работы АИК, построенного на основе эталонной модели, и контура замкнутой самонастройки [1] в канале регулирования температуры газа. Такое объеди-

нение обещает дальнейшее повышение качества управления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье описано состояние вопроса и некоторые подходы к построению адаптивных САУ ГТД с селективированием режимов. Приведенный список литературы позволяет достаточно глубоко вникнуть в проблему и изучить предложенные технологии ее решения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Гуревич О. С., Гольберг Ф. Д., Селиванов О. Д.** Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета / Под. общ. ред. О. С. Гуревича. М.: Машиностроение, 1993. 304 с.
2. **Деревицкий Д. П., Фрадков А. Л.** Прикладная теория дискретных адаптивных систем управления. М.: Наука, 1981. 216 с.
3. **Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов (Управление ВРД)** / Под ред. А. А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1976. 344 с.
4. **Тимофеев А. В., Юсупов Р. М.** Интеллектуализация систем автоматического управления // Техническая кибернетика. 1994. № 5. С. 211–224.
5. **Проблемы проектирования и развития систем автоматического управления и контроля ГТД** / С. Т. Кусимов, Б. Г. Ильясов, В. И. Васильев и др. М.: Машиностроение, 1999. 609 с.
6. **Frid A. I.** Adaptive control of high turbine inlet temperature of gas turbine engine // Actual Problems of Aircraft Engines Construction: Russian–China Symp. Ufa, Russia, April 12–13, 1999. P. 102–108.
7. **Гольберг Ф. Д., Куликов Ю. Н.** Особенности выбора структуры регуляторов температуры газа и температуры лопаток турбины ГТД при применении малоинерционных измерителей // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов. ЦИАМ, 1986. Вып. 24. С. 84–96.
8. **Елкин В. А.** Исследование системы автоматического регулирования температуры газа авиационного газотурбинного двигателя с регулятором переменной структуры: Дис. ... канд. техн. наук: 05.13.07. Защ. 30.11.79; Утв. 26.03.80. Уфа, 1979. 215 с.
9. **Зугман З. И.** Исследование принципов построения систем с переменной структурой для регулирования газотурбинных двигателей: Дис. ... канд. техн. наук: 05.13.07. Защ. 7.03.80; Утв. 8.10.80. Уфа, 1980. 156 с.
10. **Идентификация систем управления авиационных газотурбинных двигателей** / В. Г. Августиневич, В. А. Акиндинов, Б. В. Боев и др.; Под ред. В. Т. Дедеша. М.: Машиностроение, 1984. 200 с.
11. **Козлов И. Н.** Помехоустойчивый цифровой двухканальный регулятор температуры газов за турбиной ГТД // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов / Под ред. Ф. Н. Олифинова. 1990. Вып. 26. С. 103–112.
12. **Кудрявцев А. В.** Исследование и разработка самонастраивающихся устройств коррекции инерционности термодинамических систем автоматического регулирования газотурбинных двигателей: Дис. ... канд. техн. наук: 05.13.05, 01.01.11. Защ. 4.07.86; Утв. 10.12.86. Уфа, 1986. 173 с.
13. **Синяков А. Н., Шаймарданов Ф. А.** Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками: Учебник для студ. высш. техн. уч. завед. М.: Машиностроение, 1991. 320 с.
14. **Усовершенствованный электронный регулятор РЭД 3049** / Г. И. Гордеев, Р. С. Динабург, Л. С. Ключев и др. // Авиационная промышленность. 1986. № 10. С. 29.
15. **Фрид А. И.** Синтез адаптивного наблюдающего устройства температуры газа за турбиной авиационного двигателя // Интеллектуальное управление в сложных системах-99: Матер. респ. науч.-техн. конф. Уфа, 1999. С. 87–89.
16. **Гуревич О. С., Гольберг Ф. Д., Шитикова Л. В.** Регулятор температуры газа с переменными параметрами для ГТД // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов. ЦИАМ, 1984. Вып. 23. (Труды ЦИАМ. № 1071). С. 142–146.
17. **Ильясов Б. Г.** Научная школа УГАТУ по теории систем и управлению сложными динамическими объектами // Вестник УГАТУ. Уфа, 2000. № 1. С. 13–22.
18. **Машкина И. В.** Регулятор переменной структуры частоты вращения ротора газотурбинного двигателя в системе управления реактивным соплом: Дис. ... канд. техн. наук: 01.01.11. Защ. 22.12.89; Утв. 18.04.90. Уфа, 1989. 168 с.
19. **Машкина И. В., Душиц-Коган Г. Д., Перельман В. И., Фрид А. И.** Стендовые испытания цифрового регулятора переменной структуры в контуре управления частотой вращения ротора низкого давления ТРДДФ // Авиационная промышленность. 1999. № 3. С. 20–23.
20. **Машкина И. В., Перельман В. И., Саркисов Г. А., Фрид А. И.** Экспериментальные исследования САУ ТРДДФ с электронным регулятором переменной структуры в контуре управления реактивным соплом // Авиационная промышленность. 1999. № 2. С. 33–36.
21. **Зугман З. И., Фрид А. И., Шаймарданов Ф. А.** О методике анализа многомерной САУ с избирательной обратной связью при использовании алгоритмов переменной

- структуры в одном канале // Автоматизация технологических процессов в нефтяной промышленности. Уфа, 1980. С. 8–14.
22. **Кудрявцев А. В., Фрид А. И.** Обеспечение помехозащищенности самонастраивающихся устройств коррекции динамических характеристик датчиков // Теория и проектирование систем автоматического управления и их элементов: Межвуз. науч. сб. Уфа, 1984. С. 125–129.
 23. **А.с. 1052043 (СССР); МКИЗ F 02 C9/26.** Система автоматического регулирования газотурбинного двигателя / А. В. Кудрявцев, В. И. Петунин, И. Д. Рыжов, А. И. Фрид и др. № 3410612/25-06; Заявл. 19.03.82; Опубл. 30.10.83. Бюл. № 40.
 24. **А.с. 1122904 СССР; G 01 K 7/14.** Самонастраивающееся устройство измерения быстроменяющихся температур / А. В. Кудрявцев, И. Д. Рыжов, А. И. Фрид, Ф. А. Шаймарданов. № 3507930/24-10; Заявл. 04.11.82; Опубл. 07.11.84. Бюл. № 41.
 25. **Петунин В. И.** Анализ и синтез многосвязных систем автоматического управления газотурбинными двигателями с селективированием каналов: Дис. ... канд. техн. наук; 01.13.14. Защ. 18.06.99; Утв. 20.02.00. Уфа, 1999. 177 с.
 26. **Филимонов Н. Б.** Системы многорежимного регулирования: концепция, принципы построения, проблемы синтеза // Изв. вузов. Приборостроение. 1988. № 2. С. 18–33.
 27. **А.с. 377731 (СССР); G 05 b 13/02.** Способ регулирования n-мерного объекта с одним регулирующим воздействием / Ф. А. Шаймарданов, В. И. Штоль, О. К. Полев. № 1607488/18-24; Заявл. 21.12.70; Опубл. 17.04.73. Бюл. № 18.
 28. **А.с. 1338655 (СССР); МКИ G 05B5/01.** Нелинейное корректирующее устройство / Ю. М. Гусев, В. И. Васильев, А. С. Ивановский и др. № 4012739/24-24; Заявл. 23.12.85; Опубл. 15.09.87. Бюл. № 34.
 29. **Ивановский А. С.** Синтез систем автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов с нелинейными и адаптивными корректирующими устройствами на основе эквивалентных динамических моделей: Дис. ... канд. техн. наук; 01.01.11. Защищ. 27.01.89. Уфа, 1988. 259 с.
 30. **Ахметгалеев И. И.** Об одном виде двухмерных систем с переменной структурой // Электронные узлы систем контроля и управления летательных аппаратов. Уфа: УАИ, 1974. С. 94–100.
 31. **Гольберг Ф. Д., Гуревич О. С.** Особенности характеристик селективирующего устройства в гидроэлектронных САР ТРДДФ // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов. ЦИАМ, 1980. Вып. 19. (Труды ЦИАМ. № 895). С. 103–117.
 32. **Добрынин А. Н.** Устройства, обеспечивающие исключение совместной работы нескольких регуляторов в гидромеханических системах ТРД // Автоматическое регулирование двигателей летательных аппаратов. ЦИАМ, 1972. Вып. 13. (Труды ЦИАМ. № 519). С. 106–125.
 33. **Интегральные системы автоматического управления силовыми установками самолетов / Под ред. А. А. Шевякова.** М.: Машиностроение, 1983. 283 с.
 34. **Петунин В. И., Фрид А. И.** Анализ устойчивости, статической и динамической точности систем автоматического управления с селектором // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань. 1999. № 2. С. 16–20.
 35. **Петунин В. И., Фрид А. И.** Влияние гармонической помехи на точность систем автоматического управления с селектором // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань. 1999. № 4. С. 81–82.
 36. **Петунин В. И., Фрид А. И.** Синтез многоканальной системы автоматического управления с алгебраическим селектором // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань. 2000. № 1. С. 10–12.
 37. **Федосов Е. А.** Военная авиация в начале XXI века // Мир авионики. 1999. № 6. С. 6–8.
 38. **Загоревский В. А., Сбитной М. Л., Патрикеев М. Ю.** Московская международная выставка «Двигатели-96» // Изв. вузов. Авиационная техника. Казань, 1997. № 2. С. 3–9.

ОБ АВТОРЕ



Фрид Аркадий Исаакович, профессор каф. вычисл. техники и защиты инф. УГАТУ. Дипл. инж.-электромеханик (УАИ, 1968). Д-р техн. наук по управлению в технических системах (УГАТУ, 2000). Исследования в области управления сложными системами в условиях неопределенности.