

УДК 629.7.035:681.5

Д.И. ВОЛКОВ, Г.С. РАНЧЕНКО

АО «Элемент», Одесса, Украина

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ ВЕРТОЛЁТА

Рассмотрены некоторые аспекты управления двухдвигательной силовой установкой вертолёт, разработанные в АО «Элемент». В качестве примера рассматривается двухдвигательная силовая установка вертолёт Ми-2М на базе двигателей АИ-450М. Представлены как общие структурные подходы, используемые при построении САУ, управление приемистостью, так и специфические моменты, связанные с синхронизацией мощностей работающих на общую нагрузку двигателей и системой встроенного контроля. Соответствующий способ управления двухдвигательной силовой установкой вертолёт был запатентован и является интеллектуальной собственностью АО «Элемент».

Ключевые слова: управление, САУ, FADEC, ГТД, двухдвигательная силовая установка, вертолёт, система встроенного контроля, приемистость.

Введение

Научно-технические достижения, внедряемые в двигателях четвёртого и пятого поколения, требуют соответствующего прогресса в управлении и контроле работы этих двигателей. Результатом является создание цифровых САУ, в тому числе типа FADEC, которые путём регулирования расхода топлива и иногда изменения геометрии проточной части обеспечивают управление параметрами работы двигателя такими, как частоты вращения роторов и их ускорения, температура за турбиною низкого давления и её градиент, давление за компрессором, крутящий момент на валу свободной турбины и т.д.

Регулируемый или ограничиваемый параметр обычно выбирается [1] по критерию минимального расхода топлива (так называемый селектор минимума) Регулятор-ограничитель параметра формирует заданное значение расхода топлива, который далее поддерживается регулятором расхода топлива. Одна из возникающих при такой схеме проблем – необходимость согласования работы регуляторов-ограничителей для разных параметров или разных режимов работы. Кроме того регулятор ускорения (приемистости) выполняет только ограничение ускорения, которое формируется как следствие работы других регуляторов, в том числе регулятора частоты вращения свободной турбины, что ограничивает использование потенциала двигателя в части приемистости

Одним из важных аспектов для вертолётных двигателей является синхронизация мощностей, направленную прежде всего на предотвращение преждевременной выработки ресурса перегруженного двигателя. Она выполняется за счёт сравнения мощностей двигателей на валу свободной турбины,

например, посредством сравнения измеряемых крутящих моментов, и соответствующей коррекции заданного значения частоты вращения свободной турбины. При этом из недостатков можно отметить несимметричность алгоритмов синхронизации, что приводит к отклонению частоты вращения свободной турбины во время переходных процессов, а также избыточное усложнение условий включения алгоритма. Кроме того контур синхронизации не работает в случае отказа цифрового канала и невозможности получать значения крутящего момента (мощности) соседнего двигателя.

Отдельным вопросом является обеспечение устойчивых рабочих процессов и общей работоспособности САУ как на рабочих, так и на нештатных режимах, которые могут также быть связаны с отказом каналов ввода-вывода, датчиков, исполнительных механизмов, цифровых узлов и программного обеспечения.

Повышение отказоустойчивости кроме программно-аппаратных решений достигается за счёт стопроцентного покрытия узлов САУ системой встроенного контроля, реализации двух автономных каналов управления, использования математической модели.

Недостатком существующего подхода является, что как правило предусматривается безвозвратный переход на резервный канал управления в случае отказа даже отдельно взятого канала ввода-вывода, исполнительного механизма и т.д.

В результате вероятность отказа канала управления складывается из вероятности отказа элементов (измерительных каналов, каналов ввода-вывода дискретных сигналов, цифровых каналов и т.д.) и, как следствие увеличивается на несколько порядков.

1. Задачи

Учитывая вышеизложенное были поставлены и решены следующие задачи:

- снижение вероятности отказа электронного блока управления,
- усовершенствование управления параметрами работы газотурбинного двигателя для повышения показателей качества управления и упрощения программной реализации алгоритмов регулирования.
- уменьшение влияния алгоритма синхронизации на регулирование частоты вращения свободной турбины (винта) и обеспечение работоспособности в условиях отказа информационного обмена между каналами управления.

2. Предлагаемые решения

Поставленная задача в целом решается за счёт внедрения следующих подходов:

- использования общего регулятора для регулирования параметров работы ГТД с корректирующими звеньями для согласования статических и динамических характеристик параметров в соответствии с математической моделью двигателя;
- компенсация скоростной ошибки регулирования ускорения ротора турбокомпрессора;
- принудительное включение регулятора приемистости при условии значительных отклонений параметров работы ГТД и плавное регулирование при условии незначительных отклонений (аналогично kick down в автомобилях);
- симметричная имплементация алгоритма син-

хронизации в САУ обоих двигателей, предусматривающая коррекцию заданного значения частоты вращения свободной турбины

$$n_{СТ}^{ЗДНМ} = n_{СТ}^{ЗДН} + (M_{КР}^{СОС} - M_{КР}) \cdot K_{СИНХР};$$

- использование номинального значения крутящего момента вместо значения крутящего момента соседнего двигателя в случае отказа информационного канала между блоками регуляторов

$$n_{СТ}^{ЗДНМ} = n_{СТ}^{ЗДН} + (M_{КР}^{НОМ} - M_{КР}) \cdot K_{СИНХР};$$

- определение (детектирование) работы соседнего двигателя с использованием математической модели в случае отказа информационного канала между блоками регуляторов;

- использование измеряемых параметров соседнего канала управления в случае отказа собственного;
- использование значений измеряемых параметров в случае восстановления работоспособности измерительного канала;

- возможность возврата управления к первому каналу в случае отказа второго, если первый канал восстановил способность управления расходом топлива. Это касается случаев алгоритмического определения отказа и направленно на снижение вероятности ошибочного определения отказа.

Структура регулятор в целом реализуется согласно рис. 1. Регулятор предусматривает корректирующие звенья 1...6 для приведения отклонений параметров работы ГТД от заданных значений к одному уровню, блок селекции максимального отклонения 7 (инверсная реализация селектора минимума), блок регулирования основных параметров 8 и расхода топлива 9.

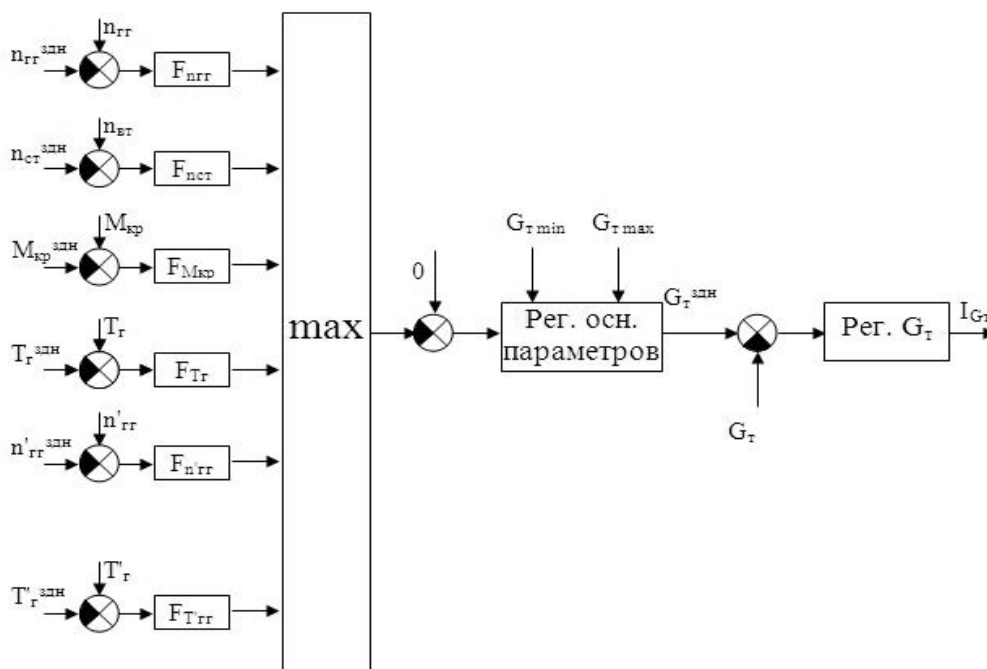


Рис. 1. Структурная схема регулятора

На рисунке:

$n_{ГГ}$ – частота вращения ротора газогенератора, об/мин;

$n_{СТ}$ – частота вращения свободной турбины, об/мин;

$M_{кр}$ – крутящий момент, Нм;

T_r – температура газов за свободной турбиной, °С;

$n'_{ГГ}$ – ускорение ротора газогенератора, об/мин/сек;

T'_r – градиент повышения температуры газов за свободной турбиной, °С/сек;

ЗНД – заданное или предельное значение регулируемого или ограничиваемого параметра;

G_r – расход топлива, кг/час;

$I_{ГГ}$ – управляющий ток, А.

Приведение отклонений параметров от заданных значений выполняется для компенсации отличий статических и динамических свойств параметров согласно математической модели двигателя.

В условиях ограничения регулирующего воздействия (расхода топлива) или смены режима работы, приводящей к смене набора регулируемых параметров, выполняется пересчет интегрирующей составляющей для согласования с фактической величиной управляющего воздействия.

Кроме того звено приведения ускорения ротора газогенератора дополнительно учитывает больший на единицу порядок производной в дифференциальном уравнении для предотвращения возникновения скоростной ошибки.

Далее выбирается максимальное (инверсная реализация селектора минимума) значение приведенных отклонений, которое поступает в регулятор основных параметров работы двигателя вместе с ограничениями управляющего воздействия (минимальное и максимальное значение расхода топлива).

Дополнительно предусмотрено принудительное включение с гистерезисом регулятора ускорения: в случае превышения установленных значений отклонений параметров работы ГТД (условие включения, логическое И), таких, как частоты вращения ротора турбокомпрессора и свободной турбины, температуры газов за свободной турбиной.

Дополнительно принудительно включается регулятор приемистости, который выполняет регулирование расхода топлива по программе ускорения до снижения отклонения одного из перечисленных параметров ниже установленного уровня (условие включения, логическое ИЛИ).

Это работает подобно kick down в автомобилях: в условиях малых отклонений выполняется более плавное регулирование (тем не менее ограничитель ускорения не исключается из условия селектора минимума), например, частоты вращения сво-

бодной турбины, а при условии значительного снижения значений параметров выполняется приемистость.

Регулятор основных параметров формирует заданное значение расхода топлива $G_r^{здн}$, которое далее поддерживается регулятором расхода топлива (положения исполнительного элемента топливного дозатора) путём выдачи управляющего тока $I_{ГГ}$. Регулятор основных параметров – ПИД-регулятор с ограничениями по уровню и динамике внутренних переменных и управляющего воздействия.

Синхронизация мощностей выполняется отдельным контуром, который использует симметричный алгоритм синхронизации, который реализуется одинакового для обоих двигателей.

Это предотвращает отклонение результирующего значения частоты вращения свободной турбины от заданного значения в процессе синхронизации мощностей. Синхронизация выполняется следующим образом.

В САУ обоих двигателей рассчитывается разница между крутящими моментами на валах свободных турбин двигателей. Далее заданное значение частоты вращения свободной турбины симметрично корректируется в САУ обоих двигателей в соответствии с разницей моментов. Использование симметричного алгоритма минимизирует отклонение частоты вращения свободных турбин в процессе синхронизации, а наличие интегрирующей составляющей в регуляторах исключает ошибку статизма синхронизации мощностей.

В случае отказа канала информационного обмена между САУ соседних двигателей вместо значений крутящего момента соседнего двигателя используется его номинальное значение. Благодаря этому решению контур синхронизации мощностей не теряет работоспособность даже при отказе информационного обмена и сопровождается лишь незначительным отклонением результирующего значения частоты вращения свободной турбины от заданного значения, что приемлемо, учитывая незначительно малую вероятность отказа канала обмена.

В случае отказа измерительных каналов САУ выполняется замена значений соответствующих параметров полученными с другого канала управления без передачи управления другому каналу управления. Только лишь при отказе измерения соответствующего параметра в обоих каналах управления формируется признак отказа и выполняется переход на резервный канал управления. К тому же отсутствуют триггеры отказа параметров, то есть в случае восстановления работоспособности измерительного канала его использование продолжается. Это позволяет на порядок повысить отказоустойчивость электронного блока управления.

Заключение

АО «Элемент» предложены, опробованы некоторые подходы управления двухдвигательной силовой установкой вертолёта, в том числе в РДЦ-450М.

В качестве примера рассматривается двухдвигательная силовая установка вертолёта Ми-2М на базе двигателей АИ-450М.

Представленные общие структурные подходы, используемые при построении САУ, связанные с синхронизацией мощностей работающих на общую нагрузку двигателей и системой встроенного контроля, что позволяет в общем случае на порядок повысить отказоустойчивость электронного блока управления.

Литература

1. Мартынова, Т.С. Математическая модель и программа расчёта статических и динамических

характеристик двигателя ТРЦЦ-2005А [Текст] / Т.С. Мартынова, Э.Н. Обрудова, В.И. Слюк // Основные результаты научно-технической деятельности. – М.: ЦИАМ, 2005. – Т. 1. – С. 251 – 261.

2. Пат. 2444464 Российская Федерация, МПК В64С 27/04 (2006.01). Способ управления силовой установкой вертолёта / Дудкин Ю.П., Гладких В.А., Фомин Г.В.; Заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество «СТАР». – № 2010100694/11; заявл. 11.01.2010; опубл. 10.03.2012.

3. Современные САУ вертолётного двигателя [Текст] // Двигатель. – 2011. – № 2 (74). – С. 8 – 9.

4. Пат. 2106514 Российская Федерация, МПК В64С 27/04 (2006.01). Способ контроля, диагностирования и компенсации отказов в системах управления двигателей двухдвигательной авиационной установки / Тихомиров Ю.П., Щеголев Г.П., Палиенко В.Г., Маклашевский В.Я., Иванов А.М.; Заявитель и патентообладатель Войсковая часть 75360. – № 95102006/06; заявл. 09.02.95; опубл. 10.03.98.

Поступила в редакцию 28.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Нестеренко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

ДЕЯКІ АСПЕКТИ УПРАВЛІННЯ ДВОДВИГУНОЮ СИЛОВОЮ УСТАНОВКОЮ ГЕЛІКОПТЕРУ

Д.І. Волков, Г.С. Ранченко

Розглянуто деякі аспекти управління дводвигуною силовою установкою гелікоптеру, що було розроблено в АТ «Елемент». Як приклад розглядається дводвигунова силова установка гелікоптера Ми-2М на базі двигуна АИ-450М. Наведено як загальні структурні засади щодо САУ, управління приємністю, так і специфічні моменти, що пов'язані із синхронізацією потужностей працюючих на спільне навантаження двигунів та системою вбудованого контролю. Відповідний спосіб управління дводвигуновою силовою установкою гелікоптеру було запатентовано та є інтелектуальною власністю АТ «Елемент».

Ключові слова: управління, САУ, FADEC, ГТД, дводвигунова силова установка, гелікоптер, система вбудованого контролю, приємність.

SOME ASPECTS OF HELICOPTER TWIN-ENGINE CONTROL

D.I. Volkov, G.S. Ranchenko

There are some aspects considered regarding the helicopter twin-engine control. This control method was developed by engineers of JSC Element. The twin-engine propulsion on base of AI-450M engine for the Mi-2M helicopter is presented as an example. Presented common structural approaches used for designing of automatic control system and acceleration control. Specific engineering solutions like engine synchronization and imbedded control system also presented. The corresponding helicopter twin-engine control method was patented and it's an intellectual property of JSC Element

Key words: control, FADEC, gas-turbine engine, twin-engine, helicopter, built-in check, acceleration.

Волков Дмитрий Иванович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, зам. главного конструктора АО «Элемент», Одесса, Украина, email: DIVolkov@element.od.ua.

Ранченко Геннадий Степанович – кандидат технических наук, Директор-Главный конструктор АО «Элемент», Одесса, Украина, email: Odessa@element.od.ua.