

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ МОДЕРНИЗАЦИИ АСУТП ВЫСОТНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ УЗЛОВ

Ю.С. Марков, Е.А. Тихонов, Н.Д. Захаров, П.М. Егоров (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»)

Проведение модернизации существующей стендовой АСУТП обусловлено необходимостью обеспечения безопасности и сокращения длительности испытаний, что связано с высокой энергетичностью испытываемых изделий (авиадвигателей) и стоимостью их испытаний. В качестве элементной базы АСУТП использованы современные блоки аналоговой и цифровой вычислительной техники. Разработано новое, более эффективное математическое и программное обеспечение, позволяющее повысить быстродействие и качество управления режимными параметрами стенда, определяющими внешние условия работы авиадвигателя.

Ключевые слова: авиадвигатель, испытательный высотный стенд, автоматизированная система управления, система комбинированного двумерного регулирования.

Для обеспечения безопасности ведения процесса испытаний путем слежения за предаварийными и аварийными значениями параметров испытуемого изделия и стенда проведена автоматизация высотного стенда НИЦ ЦИАМ и создана новая АСУТП взамен существовавшей — морально и физически устаревшей системы управления испытаний. Кроме того, для повышения качества и сокращения сроков проведения экспериментальных исследований, а также для сокращения затрат на испытания используется автоматическое регулирование режимных и вспомогательных параметров стенда (в условиях стационарных и переходных режимов совместного функционирования стенда и изделия):

- давления и температура воздуха на входе испытываемого изделия;
- давление газов на срезе сопла изделия (в термоба-рокамере);
- давление холодного и горячего воздуха перед входными регулирующими органами;
- перепад давлений на изделии между входом и выходом;
- давление топлива перед испытываемым изделием.

Для модернизации АСУТП высотного стенда проведены расчетно-экспериментальные исследования по АСУТП газозоудного контура и топливной системы в обеспечение требуемого качества регулирования ТП при проведении испытаний перспективных авиационных двигателей.

На рисунке приведена структура взаимодействия элементов АСУТП высотного стенда Ц-4 Н.

Модернизированная АСУТП стенда разработана на базе оборудования цифровой вычислительной техники фирмы Beckhoff. Для регулирования и управления режимными параметрами стенда используется два взаимно резервированных РС-совместимых контроллера Beckhoff Industrial PC C6295. Передача данных от блоков ввода/вывода к контроллерам и обратно осуществляется по резервированным изделиям EtherCat. Кроме того, контроллеры

связанны между собой по сети Ethernet/IP. Операторская и инженерная станции также включены в эту сеть. Возможности сети используются для обслуживания ПО операторских станций и управления контроллеров.

Базовым ПО операторских станций (АРМы дежурного инженера, оператора-технолога и экспериментатора) является SCADA-система Indusoft Web Studio, работающая под ОС Windows 7. АРМы реализуют функции оперативного управления и визуализации.

В функции АРМ дежурного инженера, кроме того, входят:

- настройка SCADA-системы и отладка ПО ПЛК (стадия пусконаладочных работ на АСУТП);
- контроль режимов управления работы регулируемых органов газозоудного контура стенда и топливной системы;
- управление и контроль рабочих параметров маслonaпорных станций (МНС 1 и МНС 2);
- контроль и управление устройствами переключения дублированными контроллерами «Основной — резервной».

Программирование контроллеров выполняется в среде TwinCat 3, совместимой с системой программирования Microsoft Visual Studio 2013 и предназначен-

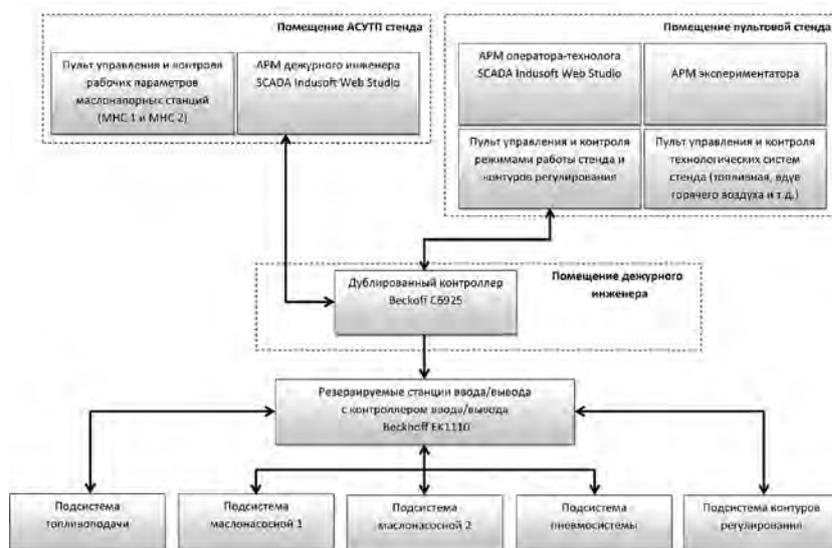


Схема взаимодействия элементов АСУТП высотного стенда

ной для автоматизации управления технологическими объектами с использованием ОС Windows и языка программирования C++.

Алгоритмы регулирования и управления перечисленными выше параметрами различаются по сложности. Алгоритмы регулирования давлений холодного и горячего воздуха на входе регулирующих органов являются наиболее простыми. Для них используется обычные ПИ-регуляторы.

Наиболее сложным является алгоритм двухканального регулятора давления и температуры воздуха на входе испытываемого изделия в присоединенном трубопроводе, взаимосвязанные между собой через объект регулирования. Давление и температура воздуха в ресивере стенда (измеряются в присоединенном трубопроводе непосредственно перед испытываемым изделием) связаны между собой и плотностью воздуха уравнением состояния только в установившемся режиме. Существенное отклонение от этого уравнения в переходных режимах обусловлено большой неравномерностью температуры в ресивере вдоль потока от сечения смесителя, где она изменяется, до сечения в присоединенном трубопроводе. Температурная волна распространяется между этими сечениями со скоростью потока.

Одновременное регулирование давления и температуры воздуха перед двигателем имеет смысл проводить только в диапазоне режимов от «малого газа» до «номинального». Для этого диапазона режимов двигателей, испытываемых на высотных стендах, имеется, как правило, экспериментально полученная расходная характеристика в виде функциональной зависимости приведенного расхода воздуха от приведенной частоты вращения вала турбокомпрессора. С помощью этой стационарной характеристики легко получить физический расход потока воздуха через двигатель, который будет иметь опережающее значение по отношению к фактическому расходу при приемистости и сбросе газа. Опережающее значение расхода можно принять в качестве заданного для системы автоматического регулирования (САР), что позволит использовать алгоритм комбинированного регулирования давления и температуры (по замкнутому и разомкнутому циклам). Для регулирования $P^*_{вх}$ и $T^*_{вх}$ по разомкнутому циклу требуется иметь два заданных значения расхода соответственно для горячего и холодного воздуха, сумма которых должна быть равна общему значению расхода, найденному по расходной характеристике двигателя. Эти расходы можно определить по известным значениям температуры воздуха, одна из которых является заданной величиной на входе в изделие, а две другие равны измеренным значениям соответственно горячего и холодного воздуха, подводимого к смесителю на входе в ресивер.

Используя формулу для определения температуры в потоке смеси горячего и холодного воздуха (при постоянстве теплоемкости) [1, 2], можно записать следующую систему двух уравнений:

$$\begin{aligned} G_{см} T_{см} &= G_г T_г + G_х T_х \\ G_{см} &= G_г + G_х \end{aligned}$$

где $G_{см}$, $G_г$, $G_х$ — массовый расход воздушной смеси, горячего и холодного воздуха, $T_{см}$, $T_г$, $T_х$ — температура воздушной смеси, горячего и холодного воздуха.

Неизвестными в этой системе являются расходы горячего и холодного воздуха. Выражая из второго уравнения расход холодного воздуха и подставляя его в первое уравнение, находим выражение для расхода горячего воздуха. Полагая далее, что расход холодного воздуха смеси — это заданное значение регулируемой температуры воздуха на входе авиадвигателя, можем записать формулы для заданных значений расходов горячего и холодного воздуха: $G_{хз} = G_{об} - G_г$, где $G_{хз}$ — заданное значение регулируемой величины, $G_{об}$ — расход воздуха, идущий через двигатель, определяемый по экспериментальной расходной характеристике двигателя.

На переходных режимах работы двигателя из двух регулируемых параметров более высокие требования по точности предъявляются к стабилизации давления воздуха. Требования к точности поддержания температуры снижены, а иногда и полностью отсутствуют. Например, при запуске двигателя с выходом на режим малого газа может отсутствовать экспериментальная расходная характеристика $G_{np} = f(N_{np})$, поэтому невозможно реализовать алгоритм комбинированного регулирования. Для поддержания давления при реализации переходных режимов с минимальным временем приемистости используется система компенсации возмущения, создаваемого двигателем. С помощью регулирующих органов РО 921/1 и РО 921/2 часть воздуха из ресивера сбрасывается через байпасные трубопроводы, минуя испытываемое изделие, в атмосферу. При увеличении расхода воздуха, потребляемого двигателем, сброс в атмосферу уменьшается. Количество подводимого и отводимого воздуха в ресивере остается неизменным, поэтому давление поддерживается на одном уровне. При этом расход воздуха через байпасные трубопроводы задается пропорциональным частоте вращения вала турбокомпрессора.

Если регулирование температуры не требуется, то регулирование давления осуществляется путем изменения расхода воздуха через один из двух подводящих трубопроводов с помощью соответствующих регулирующих органов. В этом случае используется обычный ПИ-регулятор с адаптацией по параметрам настройки.

В алгоритме регулятора давления газов на срезе сопла изделия используется математическая модель объекта регулирования по причине логической сложности физических процессов, влияющих на поведение регулируемого давления.

Автоматизация системы подачи топлива к испытываемому авиадвигателю на стенде сводится к поддержанию заданного давления топлива на входе в двигатель при переменном расходе и автоматическому переключению измерительных каналов, содержащих

турбинные датчики расхода топлива различных диапазонов.

В алгоритме регулирования давления топлива, подвешенного к изделию, был использован ПИ-регулятор, дополненный алгоритмом автоматического переключения топливных измерительных каналов, на которых установлены турбинные датчики расходов топлива с разными диапазонами измерения.

Диапазоны датчиков имеют некоторую зону перекрытия, которая используется в алгоритме переключения для исключения «дребезга». Обозначим максимальные и минимальные расходы двух соседних каналов через: G_{min1} , G_{max1} , G_{min2} и G_{max2} , тогда имеет место следующее неравенство: $G_{max1} > G_{min2}$.

Исходя из этого неравенства, переход от канала с меньшим диапазоном измерений к большему происходит при превышении текущего расхода топлива своего максимума, то есть когда $G > G_{max1}$. Обратный переход происходит при $G < G_{min2}$. При выполнении одного из этих условий открываются клапаны другого канала, но при этом остаются открытыми клапаны предыдущего (работавшего) канала. Команда на закрытие этих клапанов поступает при выполнении двух условий, первым из которых является сигнал полного открытия, поступающий от концевых элементов открывающихся клапанов. Вторым условием является специально вводимая задержка по времени, требующаяся для успокоения переходных процессов в потоке жидкого топлива, вызванного открытием клапанов вновь открывшегося канала.

Завершение процесса переключения измерительных каналов происходит после появления сигнала от концевого элемента о полном закрытии и истечении временной задержки. Кроме того, существует временная константа, отражающая максимально необходимое время, допускаемое для переключения каналов.

Если фактическое время превысит эту величину, подается сигнал тревоги о возможной неисправности переключающего оборудования.

Заметим, что в связи с большой разницей проходных площадей трубопроводов измерительных каналов, изменяется гидравлическое сопротивление в системе подачи топлива, поэтому регулятор давления топлива, настроенный на один из каналов, будет иметь неоптимальную настройку на других каналах. В связи с этим имеются наборы коэффициентов настройки регулятора, соответствующие каждому из измерительных каналов, изменение которых происходит при переключении каналов.

Помимо замкнутого контура регулирования давления перед испытываемым изделием (двигателем или газогенератором) имеется еще один замкнутый контур САР, который поддерживает заданное давление перед измерительными каналами путем перепуска топлива на вход насоса подачи.

Таким образом, в ходе экспериментальных исследований на АСУТП технологических параметров газозавоздушного контура и топливной системы высотного стенда проведено определение коэффициентов управляющей функций ПИ-регуляторов САР, разработаны и опробованы алгоритмы САР режимных и вспомогательных параметров, а также разработано ПО для реализации этих алгоритмов, проведена экспериментальная проверка и оптимальная настройка работы контуров САР в реальных условиях функционирования испытательного комплекса.

Список литературы

1. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. М.—Л.: Госэнергоиздат. 1961.
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Гостехиздат. 1957.

Марков Юрий Степанович — канд. техн. наук, начальник отделения,
Тихонов Евгений Александрович — начальник отдела, *Захаров Николай Дмитриевич* — канд. техн. наук, ведущий научный сотрудник,
Егоров Павел Михайлович — начальник сектора
 НИЦ ЦИАМ — филиал ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова».
 Контактный телефон (495) 552-91-57.
 E-mail: tikhonov@rtc.ciam.ru

ЦИАМ изготовил установку, имитирующую переохлажденное облако

В Центральном институте авиационного моторостроения спроектирована и изготовлена установка обводнения потока воздуха для проведения испытаний на обледенение частей летательных аппаратов. Данное оборудование позволяет смоделировать ситуации возможного обледенения частей летательного аппарата. Диаметр коллектора обводнения установки — 2 м. Коллектор генерирует поток воздуха, имитирующий переохлажденное атмосферное облако. Характеристики имитации соответствуют требованиям отечественных и международных авиационных нормативных документов. Установка была спроектирована и изготовлена для аэродинамической холодильной трубы, создаваемой в ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского.

В ЦИАМ накоплен значительный опыт проектирования систем для проведения сертификационных испытаний элементов планера и авиационных двигателей в условиях обледенения. В институте также проводятся испытания, имитирующие попадание птиц, кусков льда и других посторонних предметов в двигатели и части летательного аппарата. Работы ЦИАМ в области проектирования и проведения сертификационных испытаний имеют отечественное и мировое признание. Среди заказчиков можно отметить EuroCopter (вертолет EC155, силовая установка «Ариэль»), МоторСіс (двигатель МС-500В), ГСС (планер самолета RRJ-95), «Авиадвигатель» (двигатель ПС-90А) и др.

[Http://www.ciam.ru](http://www.ciam.ru)