

УДК: 621.452.3:629.7.05

Математическая модель двигателя в сау ГТД для повышения надежности и качества управления

Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, А.А. Петухов

Аннотация

Вычислительные возможности современных цифровых электронных САУ ГТД позволяют существенно повысить качество управления авиационными двигателями. Одна из таких возможностей связана с применением в САУ встроенной бортовой математической модели двигателя (БММД) высокого уровня - полных термогазодинамических математических моделей двигателя, работающих в режиме реального времени. При применении таких моделей становится возможным управлять двигателем по параметрам, непосредственно характеризующим эффективность применения двигателя, таким как тяга R , удельный расход топлива C_R , коэффициент полноты сгорания $\alpha_{КС}$, запасы ГДУ $\Delta_{КУ}$ и т.п. Кроме того, можно осуществлять компенсацию отказов датчиков как регулируемых параметров, так и датчиков внешних параметров, $P^*_{ВХ}$ и $T^*_{ВХ}$.

В перспективных зарубежных разработках цифровых САУ использование полных термогазодинамических моделей двигателя в составе САУ рассматривается как одно из перспективных направлений развития авиационных ГТД.

Ключевые слова:

система управления; бортовая модель; неизмеряемый параметр; отказ датчика; идентификация.

Одним из средств повышения качества и надежности управления авиационными двигателями является применение в программно-алгоритмическом обеспечении современных цифровых САУ бортовых математических моделей двигателя (БММД).

Увеличение вычислительной мощности электронных цифровых систем управления создает предпосылки для применения в САУ ГТД математических моделей достаточно высокого уровня с сохранением возможности расчета в реальном времени.

К таким моделям относится термодинамическая поузловая математическая модель двигателя. Модель строится при ряде допущений, среди которых основными являются следующие:

- описание газодинамических процессов в тракте двигателя выполняется в одномерной постановке в сосредоточенных параметрах;
- на переходных режимах используются стационарные характеристики лопаточных машин;
- уравнения газовой динамики записываются без учета массовых сил и вязкости;
- в элементах двигателя, где скорость потока значительно меньше скорости звука, показатель адиабаты и плотность потока рассчитываются по параметрам заторможенного потока;
- принимается, что охлаждающий воздух, возвращаемый в тракте турбины, имеет температуру, равную температуре за КВД.

Принятые допущения не препятствуют выполнению достаточно точной идентификации модели в широком диапазоне изменения режимов работы двигателя и условий полета,

В моделях рассматриваемого типа учитываются инерционность вращающихся масс, нестационарность газодинамических процессов, зависимость показателя адиабаты от температуры и состава газа, отбор мощности от роторов на привод различных агрегатов, отбор воздуха из газоздушного тракта на охлаждение двигателя и самолетные нужды, изменение коэффициента полноты сгорания в основной и форсажной камерах сгорания в зависимости от состава и давления газа, изменение характеристик турбин при уменьшении числа Re и ряд других факторов. При необходимости модель позволяет учесть и процессы нестационарного теплообмена газового потока и конструктивных элементов двигателя путем соответствующей коррекции используемых характеристик,

Позуловая математическая модель строится на базе статических характеристик узлов, что позволяет широко использовать экспериментальные данные и повысить точность идентификации. Применение основных уравнений газовой динамики в нестационарной форме дает возможность учитывать динамические свойства газовых трактов в двигателе и

расширить частотный диапазон применимости модели, что бывает важно для некоторых задач динамики управления.

Вместе с тем это позволяет разрешить основные уравнения относительно рассчитываемых координат и осуществить последовательное решение уравнений в процессе расчетов на ЭВМ без использования итерационных методов, что значительно сокращает время расчета переходных процессов в двигателе. Установившиеся режимы в такой модели считаются методом установления.

На протяжении ряда лет в ЦИАМе проводятся работы по применению поузловой динамической модели двигателя в качестве встроенной в САУ для повышения надёжности и качества управления. В САУ с этой моделью могут быть решены такие задачи, как:

- компенсация отказов датчиков параметров рабочего процесса в двигателе и параметров, характеризующих режим полёта;
- управление двигателем по параметрам недоступным для измерения, таким как запасы ГДУ компрессора, температура газа перед турбиной и тяга двигателя;
- идентификация бортовой модели в процессе ее функционирования.

Схема на рис. 1 иллюстрирует возможные применения бортовой модели в САУ ГТД.

Рассмотрим некоторые результаты исследований применения БММД рассматриваемого типа в САУ.

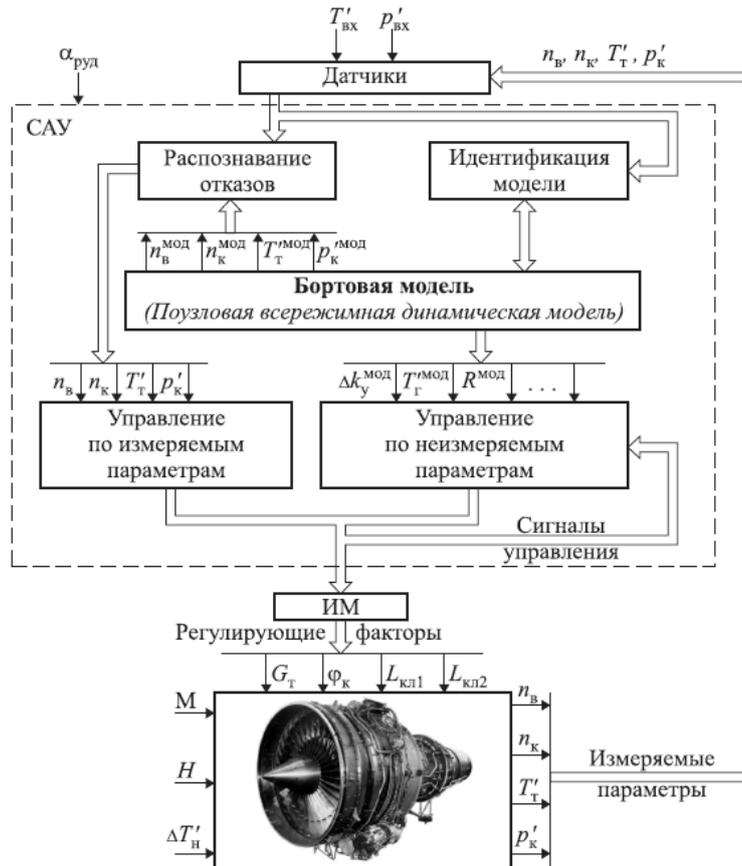


Рис. 1. БММД в САУ ГТД

Компенсация отказов датчиков параметров рабочего процесса

В экспериментальном исследовании САУ с встроенной БММД на одном из двигателей имитировались отказы датчиков регулируемых параметров n_k, p_k^* и T_t^* и производилась замена сигналов измерения сигналами, полученными расчётом в БММД. При введении сигнала отказа вначале иницируется алгоритм распознавания отказа. В соответствии с ним на время, равное 5 циклам расчёта, фиксируется последнее показание датчика перед его отказом. После этого показание датчика заменяется значением соответствующего параметра, рассчитываемого в бортовой модели.

На рис. 2 показаны характеристики двигателя на установившихся и переходных режимах, полученные при работе системы с реальными датчиками параметров регулирования и при их замене параметрами, рассчитанными в БММД.

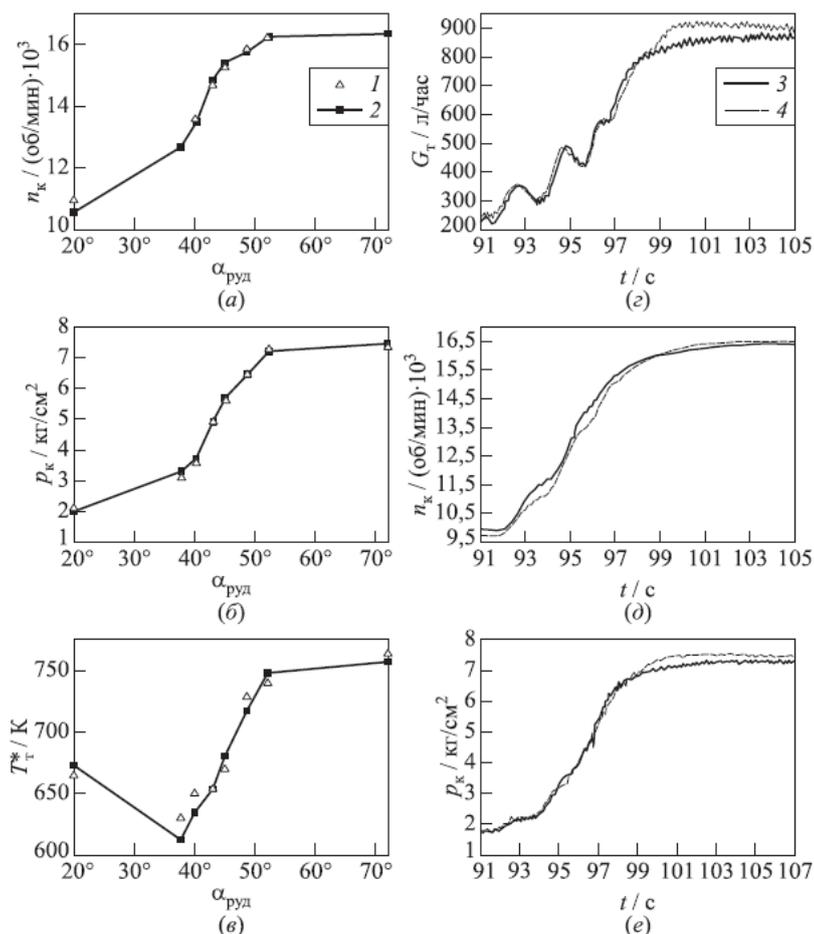


Рис. 2. Компенсация отказов датчиков:

1- измерение, 2 – расчет; 3 - при исправных датчиках, 4- отказ, расчёт по БММД

Приведенные результаты свидетельствуют о приемлемом качестве управления двигателем при работе с БММД. На установившихся режимах наибольшее расхождение наблюдается на режиме МГ (до 2..3%). Величина погрешности меняется в разных экспериментах из-за отличий в степени прогрева двигателя на этом режиме. Наибольшая разница измеренных и рассчитанных значений наблюдается по параметру T_t^* и может достигать 10..20К при уровне температуры 600...700К. Такие погрешности получены без проведения идентификации БММД в процессе функционирования САУ.

Переходные процессы при работе БММД также близки к процессам при работающих датчиках. Отличия величины расхода топлива на отдельных участках не превышают 3..5%. Процессы изменения частоты вращения n_k и давления p_k^* различаются незначительно.

Компенсация отказов датчиков параметров потока на входе в двигатель ($\Gamma_{вх}^*, p_{вх}^*$)

Для компенсации отказов датчиков параметров $T_{ВХ}^*$ и $p_{ВХ}^*$, применен способ, построенный на введении в систему дополнительного контура с обратной связью для восстановления информации. Его структура показана на рис. 3. В этом контуре параметры $T_{ВХ}^*$, $p_{ВХ}^*$ выступают в роли регулируемых факторов двигателя. В качестве параметров регулирования используются расчетные величины измеряемых параметров двигателя (n_B, n_K, p_K^*, T_T^*), а в качестве уставок регулятора - их измеряемые величины. Выполнены расчётные исследования и экспериментальная проверка на двигателе этого метода восстановления. Вид процесса восстановления информации по параметру $T_{ВХ}^*$ показан на рис.4 б.

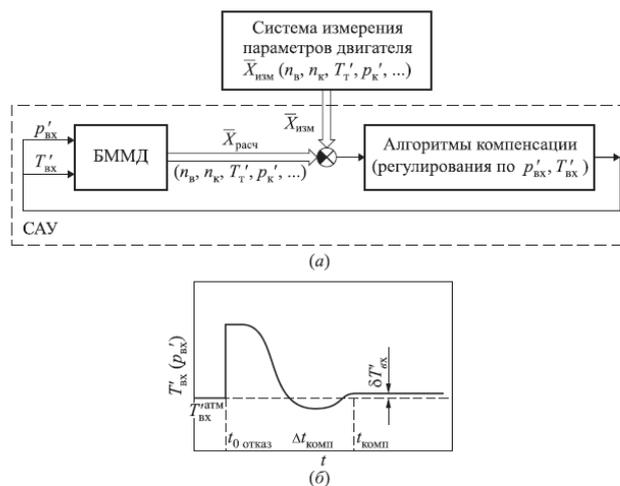


Рис. 3. Компенсация отказов датчиков внешних параметров $T_{ВХ}^*$ и $p_{ВХ}^*$

В момент t_0 имитируется отказ датчика. После распознавания отказа включается алгоритм восстановления информации. Максимальное время восстановления информации (при обнулении значений $T_{ВХ}^*$ и $p_{ВХ}^*$ в момент отказа) не превышает 3...5 сек, что для этих параметров приемлемо. Погрешность восстановления информации в БММД не превышает 1 град. по $T_{ВХ}^*$ и 0.01 ата по $p_{ВХ}^*$ в условиях $M=0, H=0$.

Управление двигателем по неизмеряемым параметрам

Управление двигателем по получаемым расчетом параметрам, непосредственно характеризующим рабочий процесс в двигателе, но недоступным для измерения, таким как запасы ГДУ компрессоров, температура газа в камере сгорания, тяга двигателя, коэффициент избытка воздуха в камере сгорания и др. даёт возможность повысить качество регулирования и ограничения критических параметров рабочего процесса.

Структурная схема системы управления, содержащей «реальные» (с аппаратными датчиками параметров) контуры регулирования измеряемых параметров двигателя и

«виртуальные» (регулируемые параметры, рассчитанные в бортовой модели) контуры регулирования параметров ΔK_y и T_{Γ}^* , приведена на рис. 4.

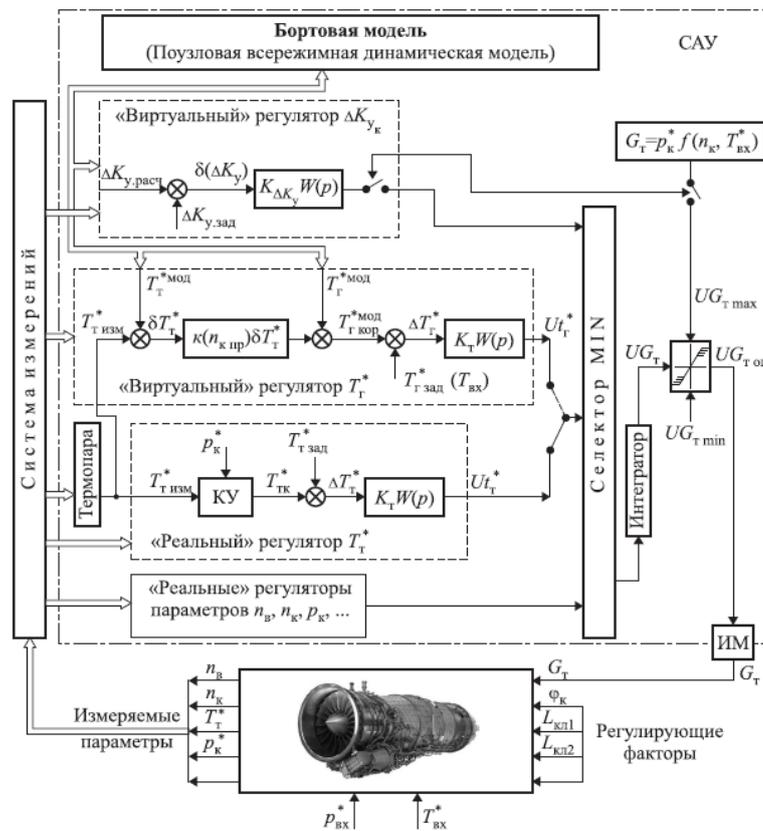


Рис. 4. Структурная схема системы с управлением по неизмеряемым параметрам двигателя

Вместе с «виртуальными» контурами регулирования в системе управления должны функционировать также и «реальные» контуры, использующие доступные для измерения параметры рабочего процесса, косвенно характеризующие величины ΔK_y и T_{Γ}^* . В качестве таких параметров могут применяться комплекс $G_{\Gamma}/(p_k \sqrt{T_{\text{ВХ}}^*})$ и температура T_{Γ}^* за ТНД. Эти регуляторы могут иметь более высокие настройки и применяться для резервирования «виртуальных» контуров регулирования. Разность между измеряемыми и вычисляемыми с помощью бортовой математической модели двигателя (БММД) значениями параметров $G_{\Gamma}/(p_k \sqrt{T_{\text{ВХ}}^*})$ и T_{Γ}^* может применяться для идентификации БММД.

Расчетные оценки эффективности применения «виртуальных» контуров регулирования получены путём математического моделирования одного из ТРДД. Для выполнения такого моделирования разработан комплекс моделей, включающий модель исследуемого («реального») двигателя с моделью САУ и бортовую модель двигателя. Последняя отличается от модели «реального» двигателя тем, что в неё характеристики узлов

вводятся с отличиями (погрешностями) от характеристик узлов в модели «реального» двигателя. Для формирования этих погрешностей в модели применен генератор случайных чисел.

Рассмотрено влияние на запасы ГДУ КВД статических и динамических погрешностей измерения параметров G_T и p_K , положения органов механизации КВД, а также отклонения от номинальных характеристик различных узлов двигателя. Проведено сравнение процессов приемистости, получаемых при применении «виртуального» регулятора и контура ограничения расхода топлива в КС по программе $G_T/(p_K \sqrt{T_{BX}^*}) = f(n_{Кпр})$. Эта программа выбрана так, чтобы при ее использовании и номинальных характеристиках двигателя и САУ обеспечивалось такое же ограничение величины ΔK_y , как и при применении «виртуального» регулятора этого параметра. При номинальных характеристиках двигателя и САУ процессы управления при работе штатного и «виртуального» регуляторов совпадают. На рис.5 показаны процессы приемистости, получаемые с помощью «реального» регулятора, при статической погрешности ΔG_T ограничения расхода топлива, равной 0, + 1.5% и – 1.5%.

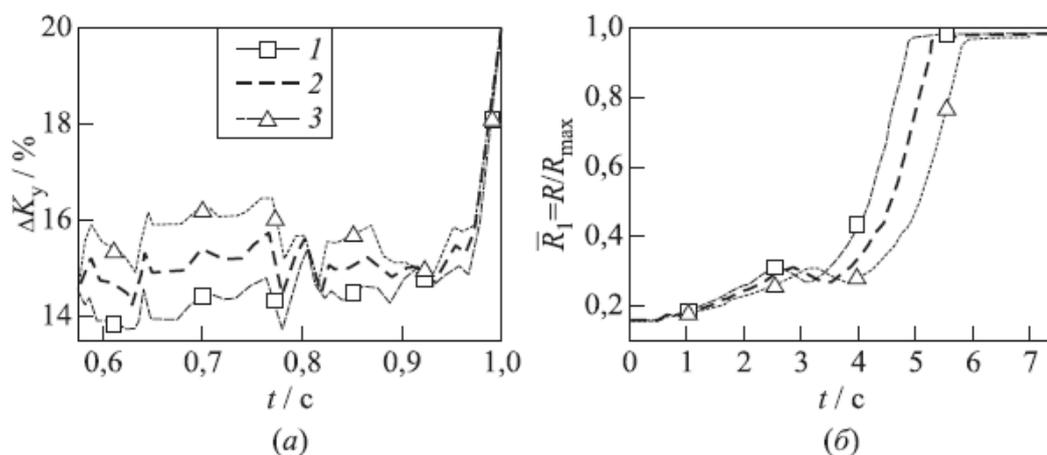


Рис. 5. Влияние статических погрешностей измерения расхода топлива:

1 - $\Delta G_T = +1.5\%$; 2- $\Delta G_T = 0$; 3 - $\Delta G_T = -1.5\%$.

Видно, что такие величины погрешностей приводят к заметному изменению минимальных запасов ΔK_y . В первом случае эта величина уменьшается, а во втором увеличивается примерно на 1%. При этом меняется и время процесса приемистости. Расчеты показывают, что при увеличении погрешности ограничения расхода топлива до $\pm 5\%$ погрешность поддержания величины ΔK_y увеличивается до 3...4%.

Процессы при таких же величинах погрешности ограничения расхода топлива, получаемые при применении «виртуального» контура ограничения запасов ΔK_y , не зависят

от этой погрешности измерения и соответствуют получаемым при номинальных характеристиках САУ.

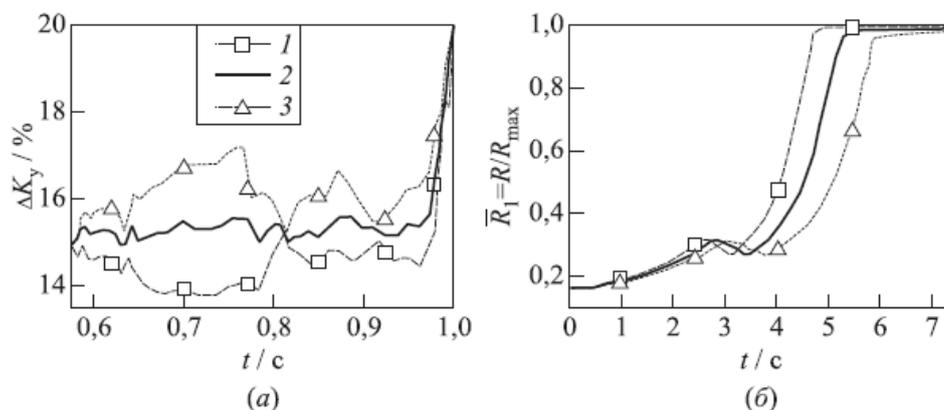


Рис. 6. Влияние динамической погрешности измерения давлений:

1 - $\tau_{p2} = 0.05\text{c}$; 2- $\tau_{p2} = 0.2\text{c}$; 3- $\tau_{p2} = 0.35\text{c}$.

Влияние динамической ошибки измерения параметров, необходимых для формирования программы ограничения расхода топлива, иллюстрируют представленные на рис. 6 процессы приемистости, рассчитанные при различной инерционности измерения давления p_k^* за КВД, характеризуемой величинами постоянной времени τ_{p2} , равными 0.2 с (принята номинальной), 0.05 с и 0.35 с при описании датчика дифференциальным уравнением 1^{го} порядка. Видно, что при таком изменении свойств датчика, используемого для формирования программы ограничения расхода топлива, запасы ГДУ могут меняться примерно на $\pm 1.5\%$, а время процессов приемистости на $\pm 0.5 \dots 1$ с. Процессы, получаемые при применении «виртуального» контура ограничения ΔK_y , не зависят от этой погрешности измерения.

«Виртуальный» регулятор параметра ΔK_y при таком отклонении обеспечивает поддержание постоянной минимальной величины запасов ГДУ КВД.

Применение «виртуального» ограничителя температуры газа T_{Γ}^* позволяет существенно уменьшить динамическую и статическую погрешности регулирования температуры газа перед турбиной.

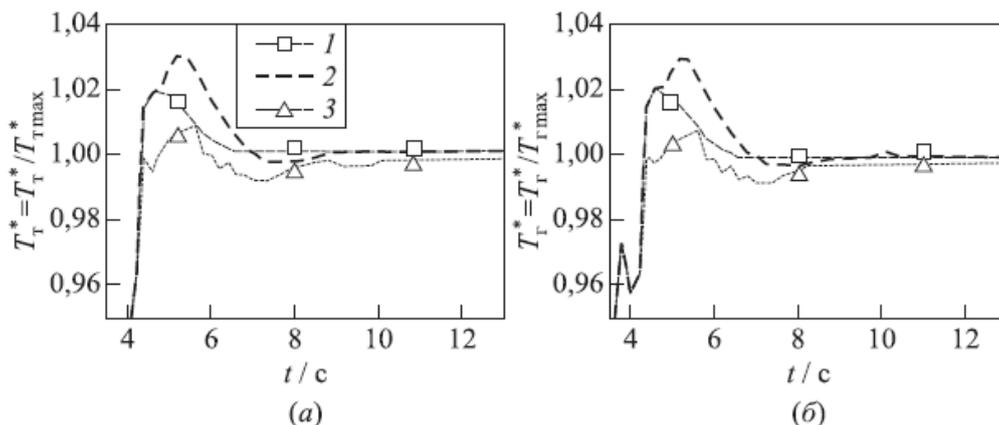


Рис. 7. Влияние динамической погрешности измерения $T^*_{Г}$:

1- «реальный» регулятор $T^*_Г$ $\tau_f = 1c$; 2- «реальный» регулятор $T^*_{Г}$ $\tau_f = 1,5c$;
3- виртуальный регулятор $T^*_{Г}$

Возможность исключения существенных «забросов» температуры газа относительно $T^*_{Гmax}$, имеющих место при применении «реального» регулятора температуры $T^*_Г$ газа за турбиной, измеряемой инерционной термопарой, демонстрируют приведенные на рис. 7. процессы приемистости в диапазоне режимов МГ...МАХ, рассчитанные для условий $M = 0$, $H = 0$, МСА при применении «реального» регулятора температуры $T^*_Г$ и «виртуального» контура регулирования температуры газа перед ТНД. В «реальном» регуляторе уставка $T^*_{Гзад}$ выбиралась так, чтобы она соответствовала заданному значению температуры $T^*_{Гзад}$ в «виртуальном» регуляторе. Динамические свойства термопары с корректирующим устройством задаются передаточной функцией звена 1-го порядка с постоянной времени τ_f , равной 1 и 1.5с.

Из графиков видно, что при применении регулятора с бортовой моделью процессы изменения температуры газа протекают без «забросов» относительно значения $T^*_{Гmax}$.

Может быть уменьшена и погрешность регулирования температуры газа на установившихся режимах, связанная с неоднозначностью соотношения между величинами $T^*_Г$ и $T^*_Г$ в различных условиях полёта.

Особенности идентификации БММД

Важно обеспечить необходимую точность БММД в различных условиях полета и при изменении характеристик двигателя в процессе эксплуатации.

Для идентификации БММД при решении задачи компенсации отказов датчиков САУ разработан и проверен метод коррекции рассчитываемых с её помощью параметров.

В соответствии с соотношением вида:

$$X_{\text{кор}} = X^{\text{mod}} + \Delta X(X_{\text{пр}})$$

вычисляется $X_{\text{КОР}}$ – скорректированное значение параметра X . Здесь X^{mod} – расчетное значение этого параметра, ΔX – величина коррекции, задаваемая в виде функции от приведенного значения $X_{\text{ПР}}$ соответствующего параметра.

Зависимость $\Delta X(X_{\text{ПР}})$ формируется и обновляется в процессе функционирования двигателя и САУ. Величина ΔX при этом определяется из соотношения:

$$\Delta X = X_{\text{изм}} - X^{\text{mod}},$$

где $X_{\text{ИЗМ}}$ – измеренное значение параметра X .

При нормальном функционировании двигателя в специальные массивы ошибок заносятся значения разности ΔX между измеренными и рассчитанными с помощью БММД величинами параметров n_K , n_B , p^*_K и T^*_T , а также расчетные значения соответствующих приведенных параметров. При этом для получения максимальной точности формирование и обновление массивов данных, определяющих зависимость $\Delta X(X_{\text{ПР}})$, осуществляется только на установившихся режимах работы двигателя.

При выявлении отказа датчика какого-либо параметра регулирования «обучение» модели прекращается. Полученные до этого момента массивы ошибок остаются неизменными и используются для формирования поправок к расчетным данным модели.

Для идентификации модели при управлении по неизмеряемым параметрам используются сигналы датчиков САУ или формируемые из них комплексы параметров.

При регулировании температуры газа T_G^* в КС для идентификации может быть использована информация датчика температуры газа T_T^* за турбиной. В этом случае скорректированная расчётная величина температуры газа T_G^* в КС определяется соотношением:

$$T_{\text{Г КОР}}^* = T_G^{\text{mod}} + K_T \Delta T_T^*,$$

где $\Delta T_T^* = T_T^* - T_T^{\text{mod}}$ разность между измеренным T_T^* и вычисленным T_T^{mod} в БММД значениями температуры газа за турбиной, а K_T – постоянный коэффициент.

При управлении по параметру ΔK_u можно использовать, например, комплекс из измеряемых параметров $G_T / (p_K \sqrt{T_{BX}^*})$, а при управлении по тяге двигателя R – степень повышения давления в двигателе $\pi_{дв}$.

При этом, так же, как и в случае идентификации БММД для компенсации отказов датчиков, корректирующие поправки в виде $\Delta X(X_{пр})$ формируются и постоянно обновляются в процессе функционирования двигателя и САУ. Таким образом отслеживается изменение характеристик двигателя и САУ

Анализ процессов регулирования, рассчитанных для различных режимов работы двигателя при применении «виртуальных» регуляторов с коррекцией рассмотренного типа, показывает, что удастся существенно уменьшить динамическую и статическую погрешности регулирования параметров, рассчитываемых с помощью БММД.

Библиографический список.

1. Dr. A. Kreiner, K. Lietzau The use of onboard real-time models for jet engine control, MTU Aero Engines, Germany, 2000.
2. Гуревич О.С, Гольберг Ф.Д., Селиванов О.Д. Интегрированное управление силовой установкой многорежимного самолета, Москва, Машиностроение, 1994г, с.
3. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. В 2-х томах. Том II /колл. авторов/ Под общей научной редакцией В.А.Скибина, В.И.Солонина, М.Я. Иванова. - М.:ЦИАМ, 2005,-496с.
4. Комплексный математический стенд «Двигатель-система управления». Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2006). Сборник тезисов. Москва, 2006г.
5. САУ ГТД с бортовой математической моделью двигателя. Международная конференция «Новые рубежи авиационной науки» Сборник тезисов. Москва, 2007г.

Сведения об авторах.

Гольберг Феликс Давидович, профессор, начальник сектора ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», д.т.н.

Москва, Авиамоторная ул., д.2;

тел.: 8 (499) 763-61-54, e-mail: fegolb@ciam.ru

Гуревич Оскар Соломонович, профессор, заместитель генерального директора, начальник
отделения ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», д.т.н.

Москва, Авиамоторная ул., д.2;

тел.: 8 (495) 361-29-42, e-mail: gurevich-control@ciam.ru

Петухов Александр Александрович, младший научный сотрудник ФГУП «ЦИАМ
им. П.И. Баранова».

Москва, Авиамоторная ул., д.2;

тел.: 8 (499) 763-61-54, e-mail: petuhov-ctrl@ciam.ru