

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ «ВИРТУАЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ» В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2016

- Ф. Д. Гольберг** доктор технических наук, профессор, начальник сектора, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Москва, fegolb@ciam.ru
- О. С. Гуревич** доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора, начальник отделения, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Москва, gurevich_os@ciam.ru
- А. А. Петухов** младший научный сотрудник, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, Москва, petuhov-ctrl@ciam.ru

Разработан математический аппарат и программное обеспечение «виртуальный двигатель» для применения в цифровых системах автоматического управления (САУ) современных газотурбинных двигателей (ГТД). Программное обеспечение базируется на всережимной термогазодинамической математической модели двигателя, функционирующей в бортовых вычислителях в реальном масштабе времени. С помощью программного обеспечения «виртуальный двигатель» в САУ ГТД реализуются новые принципы управления двигателем по параметрам, непосредственно определяющим его основные характеристики, но недоступным для измерения. Реализуются также новые принципы повышения отказоустойчивости двигателя. Проведён синтез контуров управления двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) большой степени двухконтурности по определяемым расчётом критическим параметрам – тяге двигателя, температуре газа в камере сгорания, запасам газодинамической устойчивости. Разработана методика восстановления информации о параметрах потока воздуха на входе в двигатель и значений его регулирующих факторов двигателя при отказе информационных каналов. В результате проведённых расчётных исследований показано существенное повышение качества регулирования двигателя и повышение его ресурса при изменении характеристик ТРДД в процессе эксплуатации. Разработана методика идентификации в реальном масштабе времени бортовой термогазодинамической математической модели двигателя, основанная на принципе отрицательной обратной связи.

Системы автоматического управления; газотурбинный двигатель; бортовая математическая модель.

Цитирование: Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С., Петухов А.А. Применение программного обеспечения «виртуальный двигатель» в системе автоматического управления газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 47-56. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-47-56

Введение

В качестве одного из важнейших элементов перспективных газотурбинных двигателей в России и за рубежом [1;2] рассматривается программное обеспечение его цифровой САУ «виртуальный двигатель», базирующееся на встроенной термогазодинамической математической модели двигателя (БММД).

Возможность использования в САУ ГТД бортовых моделей достаточно высокого уровня с сохранением возможности расчёта в реальном времени связана с ростом быстродействия электронных цифровых систем управления. Такие модели основаны на описании физических процессов в двигателе с помощью уравнений газовой динамики, термодинамики и механики в нестационарной форме. Разработанные в ЦИАМ термогазодинамические математические модели этого типа позволяют рассчитывать характе-

ристики двигателя на установившихся и переходных режимах работы во всём диапазоне (от запуска до режима максимальной тяги) во всей области полётов.

Проведён комплекс теоретических и экспериментальных исследований, связанных с построением САУ, в программном обеспечении которых содержатся термогазодинамические математические модели ГТД, включивший в себя разработку:

- алгоритмического обеспечения САУ, обеспечивающего с помощью БММД управление двигателем по параметрам, непосредственно определяющим его основные характеристики, но недоступным для измерения;
- методов компенсации отказов датчиков регулируемых параметров двигателя;
- методов компенсации отказов датчиков параметров потока на входе в двигатель (температуры T_{BX}^* и давления P_{BX}^* воздуха);
- методов идентификации БММД в процессе её функционирования на работающем двигателе.

Особенности термогазодинамической математической модели ТРДД, предназначенной для функционирования в составе САУ

На рис. 1 приведена расчётная схема ТРДД, принятая при разработке его термогазодинамической модели. На схеме отмечены входные и выходные сечения основных узлов, в которых производится расчёт параметров рабочего процесса в двигателе (температуры T_i , давления P_i , расхода G_i воздуха и газа):

- входное устройство (ВХ);
- наружный контур (НК);
- сопло наружного контура с реверсивным устройством (РУ);
- компрессор низкого (КНД) давления;
- подпорная ступень (ПС) компрессора;
- компрессор высокого (КВД) давления;
- камера сгорания (КС);
- турбина высокого (ТВД) давления;
- турбина низкого давления (ТНД);
- затурбинный диффузор и сопло внутреннего контура.

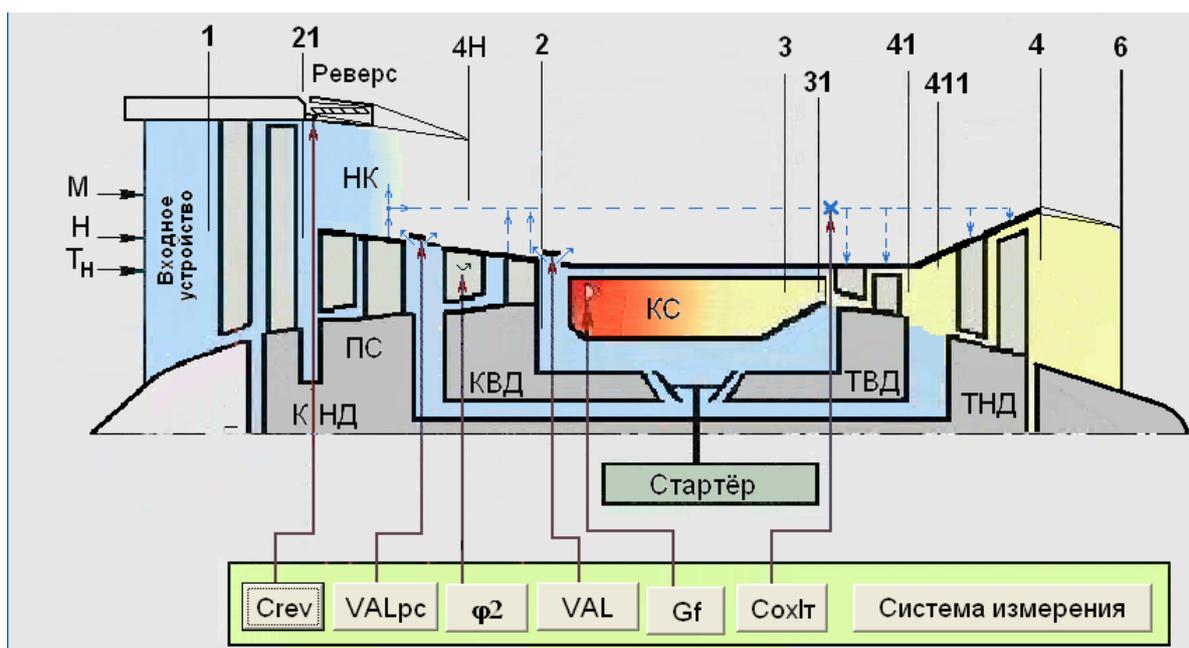


Рис. 1. Расчётная схема ТРДД

Рассчитываются также частоты вращения n_i роторов и эксплуатационные параметры двигателя (тяга R , удельный расход топлива Cr и др.).

Входными параметрами модели являются регулирующие факторы двигателя: расход топлива G_f в камере сгорания (КС), углы φ_2 установки НА КВД, положения Val и Val_{PC} клапанов (КПКВД, КППС) перепуска воздуха из КВД и ПС, а также органов ($C_{охлт}$) управления расходом воздуха, отбираемого из КВД на охлаждение турбин.

Модель позволяет рассчитывать параметры двигателя на установившихся и переходных режимах его работы в полном диапазоне их изменения (от режима запуска до максимального режима) во всех условиях полёта самолёта.

Обеспечение возможности проведения расчётов в реальном масштабе времени

В программах расчёта параметров ГТД с помощью полной термогазодинамической модели двигателя применены специальные методы численного решения уравнений модели, обеспечивающие выполнение расчётов на современных персональных компьютерах за время, более чем в 10 раз меньшее реального. К таким особенностям, в частности, относятся:

- решение системы уравнений модели без применения итераций путём однократного численного расчёта всей системы на каждом шаге по времени;

- преобразование уравнений, описывающих процессы в воздушных и газовых ёмкостях в обыкновенные дифференциальные уравнения в сосредоточенных параметрах, что исключает необходимость решения дифференциальных уравнений в частных производных;

- величина Δt шага интегрирования дифференциальных уравнений модели меняется в зависимости от рассчитываемого режима работы двигателя.

Проведена оценка времени расчёта процессов в двигателе с помощью модифицированной таким образом программы расчёта бортовой модели при реализации программы как на персональных компьютерах, так и на базе микроконтроллера, аналогичного применяемому в современном электронном регуляторе.

При тестировании программы на двух персональных компьютерах с процессорами AMD Athlon(tm) 64 X2 Dual Core Processor 5600+; 2,91 ГГц (система 1) и Intel® Celeron CPU, 2,4 ГГц (система 2) получено:

- время расчёта переходного процесса длительностью 500 с для системы 1 занимает 7,6 с. В него входят также затраты времени на вывод результатов расчёта в файлы данных. Без учёта этих затрат время расчёта составляет 5,6 с;

- для системы 2 время расчёта такого же переходного процесса составляет 40,5 с и 30,6 с соответственно.

Проведено также тестирование программы при введении её в микроконтроллерный модуль TE-STM32F103, построенный на базе 32-разрядного Cortex-M3 микроконтроллера STM32F103 (отечественный аналог – микроконтроллер 1986BE91T), имеющего тактовую частоту 72 МГц, 512 Кбайт флэш-памяти и 64 Кбайта оперативного запоминающего устройства.

По результатам тестирования величина загрузочного модуля программы во флеш-память микроконтроллера составила 54196 байта, а время решения всех уравнений модели на одном шаге интегрирования, равном 7 мс, составляет 3,7 мс, что позволяет выполнять расчёты примерно в два раза быстрее реального времени.

Управление с помощью бортовой модели по неизмеряемым параметрам

Применение в САУ ГТД таких математических моделей позволяет принципиально изменить способ регулирования двигателя путём перехода на управление по параметрам, непосредственно определяющим его основные характеристики, но недоступным для измерения, таким как тяга R двигателя, удельный расход C_r топлива, температура T_G^* газа в камере сгорания, запасы ΔK_{y_i} газодинамической устойчивости (ГДУ) и к.п.д. η_i компрессоров, коэффициент $\alpha_{КС}$ избытка воздуха в камере сгорания и ряд других.

Разработаны алгоритмы «виртуальных» регуляторов двигателя по параметрам, вычисляемым с помощью бортовой модели.

На рис. 2 приведена структурная схема такой САУ для ТРДД типа ПД-14. Она содержит регуляторы, воздействующие на расход G_T топлива в КС, регуляторы НА КВД, а также клапаны отбора и перепуска воздуха из КВД и подпорной ступени ПС.

По сравнению с САУ традиционного типа рассматриваемая система дополнительно содержит БММД с алгоритмами её идентификации, а также «виртуальные» контуры регулирования и ограничения, отличающиеся от «реальных» тем, что в качестве регулируемых в них используются параметры двигателя, определяемые расчётом в БММД.

На рис. 3 показана структурная схема контуров САУ, воздействующих на расход G_T топлива в КС с бортовой математической моделью двигателя и блоками формирования программ управления по рассчитываемым параметрам и программ ограничения по измеряемым параметрам. Величины разности, определяемые по расчётным X_i^{mod} и измеренным $X_i^{изм}$ параметрам, селектируются из условия минимального или максимального потребного расхода топлива. Выходной сигнал U_{GT} выбранного канала управления воздействует на дозатор топлива.

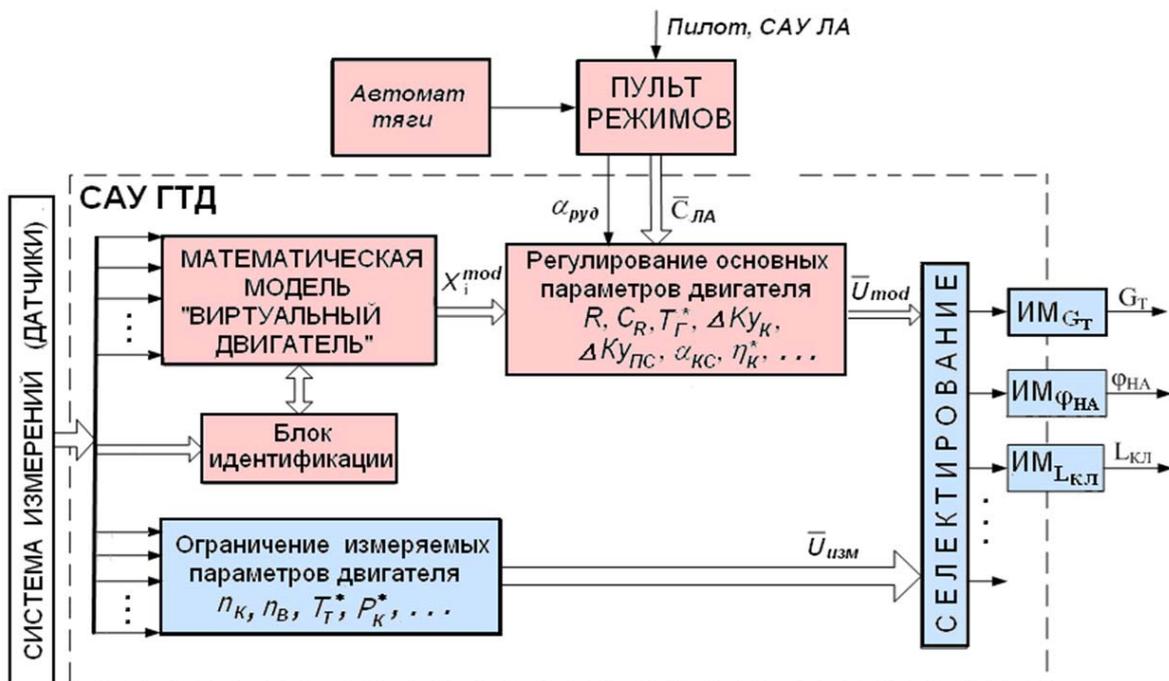


Рис. 2. Структурная схема САУ ТРДД с БММД

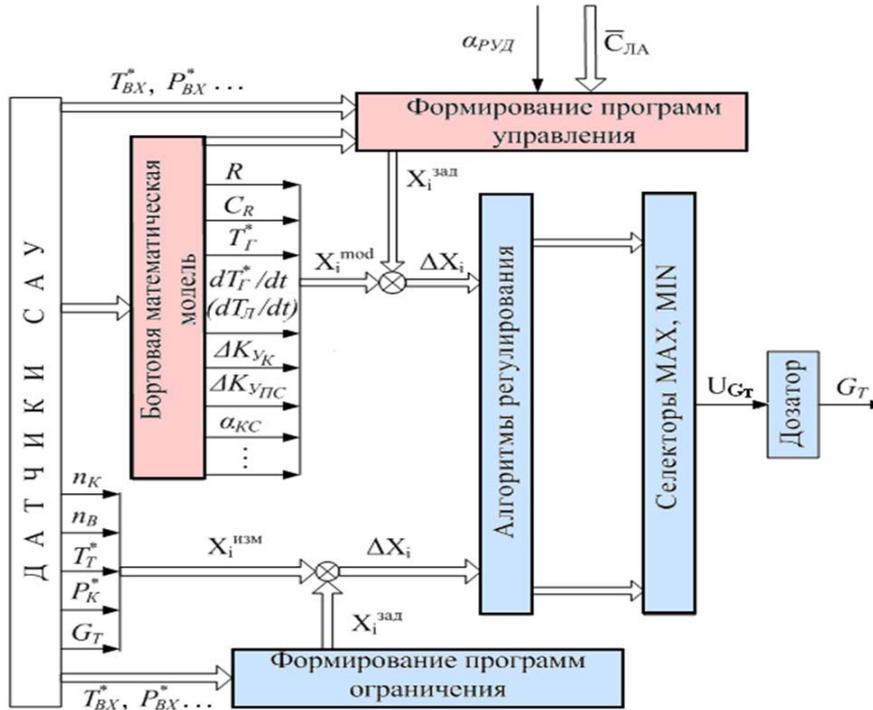


Рис. 3. Структурная схема контура регулирования расхода топлива

На установившихся режимах работы основными для управления двигателем являются программы, использующие параметры, рассчитываемые в БММД: тягу R , удельный расход топлива C_R и температуру газа T_T^* в КС.

На переходных режимах работы двигателя дополнительно применяются программы, обеспечивающие необходимую для выполняемой задачи полёта скорость изменения тяги $R_{IP} = f(t, C_{ЛДi})$ при ограничении параметров, определяющих устойчивость рабочего процесса и влияющих на надёжность и ресурс: запасов ГДУ ΔK_{y_i} компрессоров, скорости dT_T^*/dt изменения температуры газа, величины коэффициента избытка воздуха в КС и т.п.

Структурная схема регулятора НА КВД представлена на рис. 4.

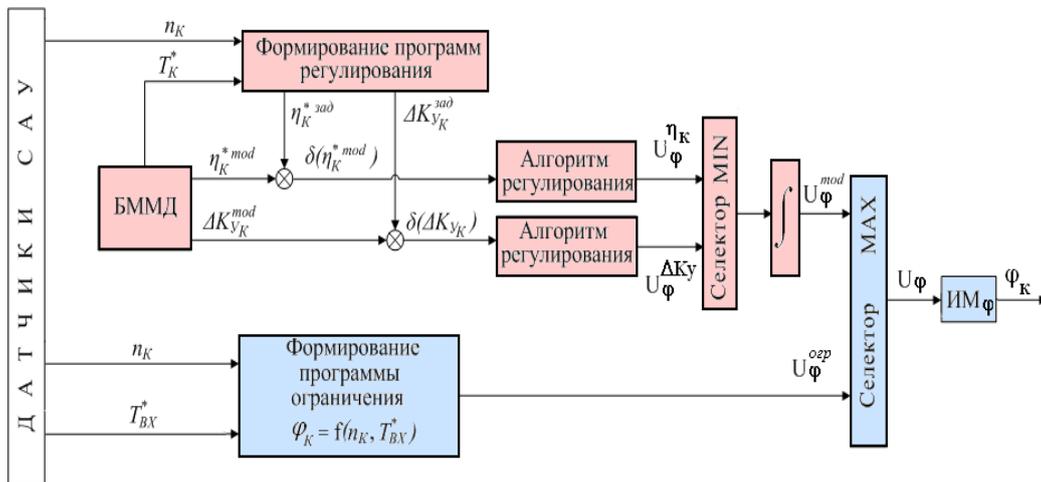


Рис. 4 Структурная схема контура регулирования НА КВД

Здесь также содержатся программы управления по рассчитываемым с помощью БММД и измеряемым параметрам рабочего процесса в двигателе.

Основными являются программы, обеспечивающие получение максимального значения КПД КВД ($\eta_{КВД\max}^*$) при ограничении минимальной величины запасов ГДУ ($\Delta K_{у\text{КВД}\min}$). Положения $L_{КЛ}$ клапанов отбора воздуха на охлаждение турбин изменяется в зависимости от расчётной величины $T_{ВХ}^*$ – температуры газа на входе в соответствующую турбину. Положение $L_{КЛ\text{ ПС}}$ клапана перепуска воздуха из ПС осуществляется в зависимости от величины $\Delta K_{у\text{ ПС}}$ запаса ГДУ ПС, рассчитанной в БММД. Традиционные программы управления органами механизации в зависимости от приведённых частот вращения роторов $n_{К\text{ ПР}}^1$ остаются как страхующие.

Рассмотрим далее некоторые результаты проведённых расчётных исследований по оценке эффективности управления ТРДД с помощью программного обеспечения «виртуальный двигатель».

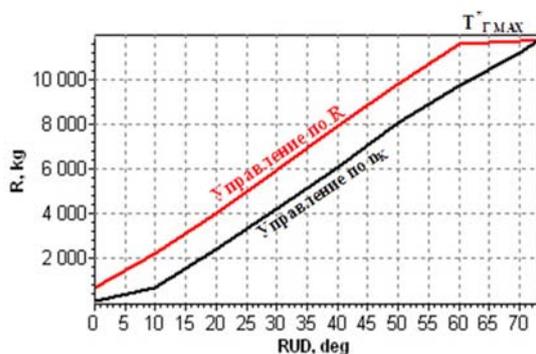


Рис. 5. Дроссельные характеристики двигателя при управлении по параметрам n_B и R

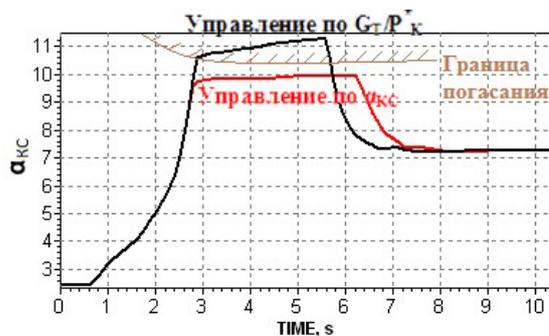


Рис. 6. Изменение $\alpha_{КС}$ в процессе сброса при управлении по G_T/P_K^* и $\alpha_{КС}$

Расчёты показывают, что такое управление может существенно уменьшить чувствительность двигателя к ухудшению характеристик его узлов в процессе эксплуатации. Для примера на рис. 5, 6 показано изменение параметров двигателя при управлении по расчётным параметрам (на рис. 5 – управление по тяге R и на рис. 6 – управление по $\alpha_{КС}$) и традиционным программам (на рис. 5 – управление по n_K и на рис. 6 – управление по G_T/P_K^*), полученное при отклонении характеристик узлов двигателя от принятых в качестве номинальных или при введении погрешностей датчиков САУ.

Как видно из рисунков, управление по расчётным параметрам позволило восстановить величину тяги и режим работы камеры сгорания.

Эффективность применения «виртуального» управления клапаном отбора воздуха на охлаждение турбин демонстрируют графики на рис. 7, 8.

На рис. 7 приведено изменение параметров двигателя типа ПД–14 в диапазоне дроссельных режимов, где происходит срабатывание клапана отбора воздуха на охлаждение турбин. Величина $n_{К\text{ ПР}}^1$, при достижении которой осуществляется увеличение (уменьшение) отбираемого расхода воздуха, задана равной 85%. Как видно из графиков, эта величина $n_{К\text{ ПР}}^1$ на установившихся режимах работы двигателя соответствует величинам $T_{Г\text{ ТВД}}^*$ и $T_{Г\text{ ТНД}}^*$ (T_{31} и T_{41} на графиках), равным примерно 1200 К и 830 К.

На рис. 8 показано изменение параметров двигателя в процессе приёмности в диапазоне режимов МГ...МАХ. Видно, что в данном случае величина $n_{КПР}^1$, равная 85%, при которой увеличивается расход воздуха, отбираемого на охлаждение турбин, соответствует существенно более высоким значениям температуры газа $T_{ГТВД}^*$ (примерно 1550 К). Как показывают расчёты, при этом также наблюдается увеличение температуры $T_{ГТНД}^*$ до 1100 К. Такое увеличение температуры газа может привести и к существенному увеличению температуры лопаток турбин и уменьшению ресурса двигателя за счёт увеличения их малоцикловой усталости.

При применении клапана отбора воздуха, изменение положения которого осуществляется по температуре $T_{ГТВД}^*$, рассчитываемой с помощью БММД, величины температур $T_{ГТВД}^*$, $T_{ГТНД}^*$, при которых увеличивается интенсивность охлаждения турбин, практически совпадают с их значениями на установившихся режимах работы двигателя.

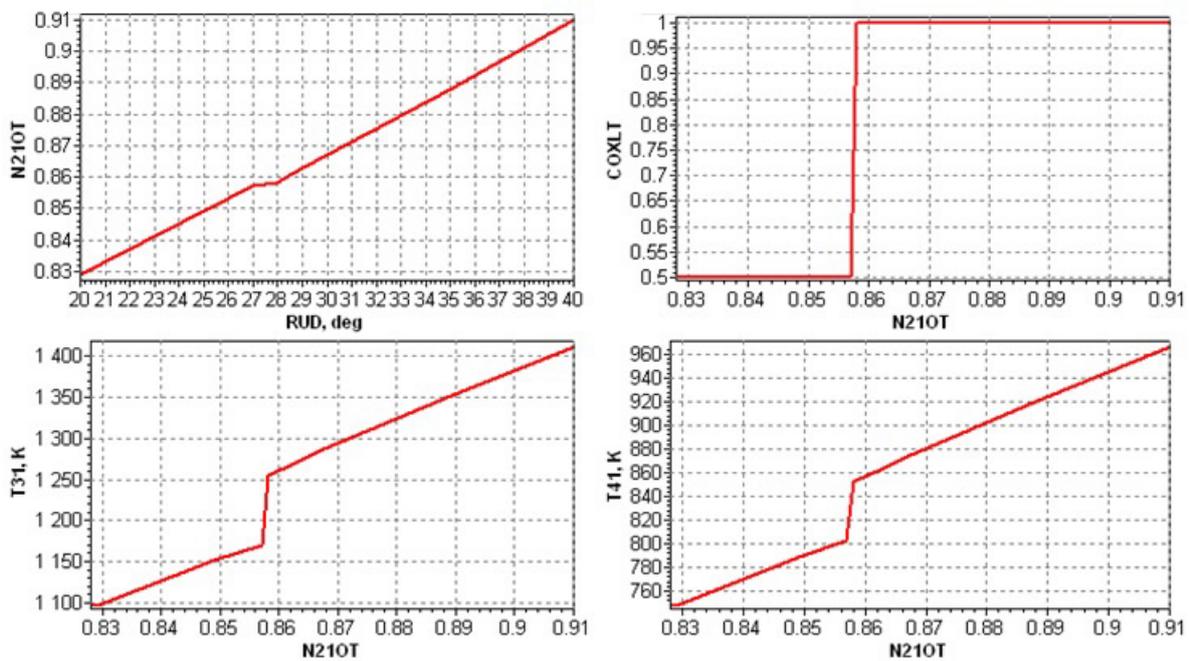


Рис. 7. Изменение параметров ТРДД на дроссельных режимах

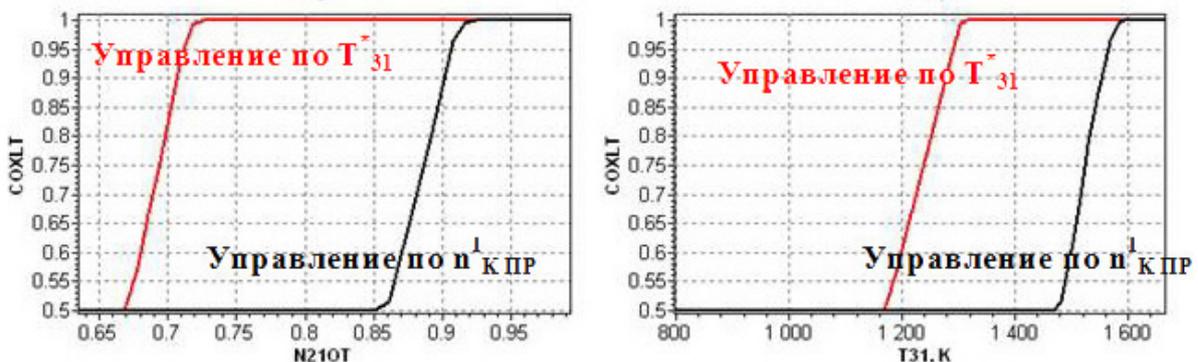


Рис. 8. Изменение параметров ТРДД в процессах приёмности

Методы идентификации бортовой математической модели двигателя в процессе её функционирования в составе САУ

Одной из задач, требующих решения при применении бортовых математических моделей двигателя, является проведение их идентификации в реальном масштабе времени в связи с происходящим изменением характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации. Известные формальные методы идентификации разработаны для линейных математических моделей.

Термогазодинамическая бортовая модель двигателя является существенно нелинейной. Для её идентификации в реальном масштабе времени выполнена разработка новых методов, основанных на принципе обратной связи. Для их реализации формируется эквивалент замкнутому контуру управления, в котором объектом управления является БММД, а в качестве регулирующих факторов объекта управления используются параметры узлов двигателя: величины к.п.д. и приведённого расхода воздуха (газа) лопаточных машин, коэффициенты восстановления давления и т.п.

Регулируемыми параметрами здесь являются получаемые расчётом величины измеряемых параметров двигателя (n_B , n_K , P_K^* и T_T^*), а уставками регуляторов – их измеренные величины. Алгоритмы динамики контура идентификации выбираются в классе ПИД регуляторов, параметры которых выбираются из условий обеспечения необходимой скорости выполнения процесса идентификации и устойчивости. Воздействуя на выбранные регулирующие факторы, система «управления» сводит к нулю разность между измеренными и расчётными значениями регулируемых параметров. При этом «регулирование» одного и того же измеряемого параметра может обеспечиваться одновременным воздействием на несколько регулирующих факторов.

При реализации такого алгоритма идентификации для конкретного двигателя надо путём расчётного эксперимента выбрать оптимальные соотношения между регулируемыми параметрами (X_i) и регулируемыми факторами (ΔW), обеспечивающие наилучшую точность идентификации по неизмеряемым параметрам. Для этого предварительно необходимо определить коэффициенты влияния регулируемых (измеряемых) параметров на идентифицируемые неизмеряемые параметры при воздействии на различные регулирующие факторы.

На рис. 9 показаны процессы идентификации рассчитываемых параметров R , ΔK_{y_K} , полученные с помощью рассматриваемого метода.

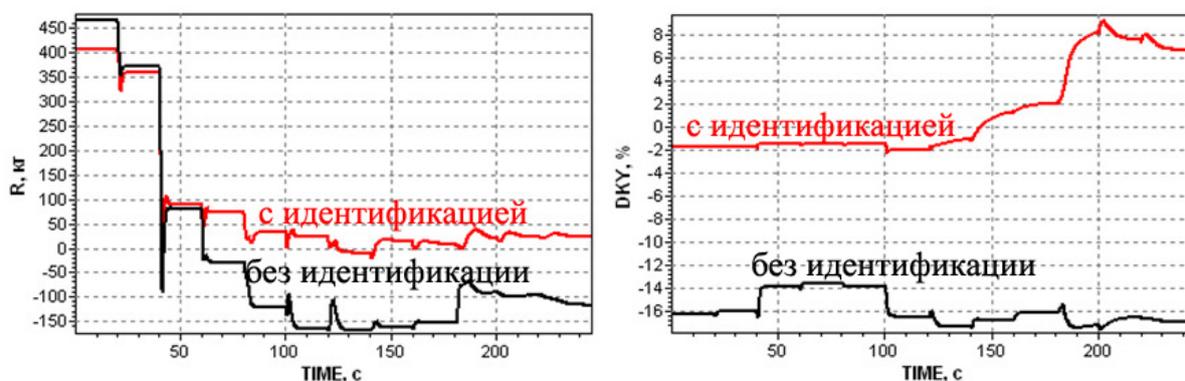


Рис. 9. Погрешность расчёта параметров двигателя с помощью БММД

Для имитации процессов идентификации БММД в программу её расчёта встроен генератор случайных чисел, задающий различные наборы отклонений (в пределах $\pm 5\%$) от принятых в качестве базовых характеристик основных узлов двигателя: характеристик всех лопаточных машин, значений коэффициентов восстановления давления на различных участках проточной части двигателя и т.п.

В результате идентификации ошибка расчёта неизмеряемых параметров двигателя может быть существенно уменьшена.

По величине тяги R погрешность расчёта после проведения идентификации не превышает $1 \dots 5\%$, по величине $\Delta K_{у_K} - 1 \dots 10\%$, по величине температуры $T_G^* - 1 \dots 2\%$ и по величине $\alpha_{КС} - 1 \dots 3\%$.

Восстановление информации при отказе датчиков $T_{ВХ}^*$, $P_{ВХ}^*$ и датчиков обратной связи

Применение в составе САУ термогазодинамической модели двигателя позволяет восстанавливать информацию о величинах параметров потока воздуха на входе в двигатель ($T_{ВХ}^*$, $P_{ВХ}^*$) и значений регулирующих факторов двигателя (G_T , $\varphi_{НА}$) при отказе датчиков обратной связи.

Принципы восстановления этой информации с помощью БММД аналогичны рассмотренным выше.

БММД имитирует объект регулирования, регулируемыми факторами которого являются либо значения параметров $T_{ВХ}^*$, $P_{ВХ}^*$ (в случае отказа соответствующих датчиков их измерения), либо регулирующие факторы двигателя G_T или $\varphi_{НА}$ (при отказе соответствующих информационных каналов). В качестве параметров регулирования используются рассчитываемые с помощью БММД величины измеряемых параметров двигателя (n_B , n_K , P_K^* , T_T^*), а в качестве уставок регуляторов – их измеряемые величины.

Как и ранее, алгоритмы динамики контуров компенсации выбираются в классе ПИД регуляторов.

Процедура восстановления включается по сигналу отказа, поступающему из системы контроля и диагностики САУ.

Применение метода для восстановления информации в САУ ТРДД типа ПД-14 показало, что для достижения максимальной точности восстановления информации по параметру $T_{ВХ}^*$ целесообразно использовать в качестве «регулируемого» параметра частоту вращения n_K КВД, по параметру $P_{ВХ}^*$ – давление воздуха P_K^* за КВД, а при восстановлении информации по сигналу измерения расхода топлива G_T – частоту вращения n_B КНД. Время восстановления информации по параметрам $T_{ВХ}^*$, $P_{ВХ}^*$ на всех режимах работы двигателя не превышает $3 \dots 5$ с. Точность восстановления информации с помощью БММД составляет $1 \dots 3$ град по $T_{ВХ}^*$ и $0.01 \dots 0.03$ ата по $P_{ВХ}^*$.

Время восстановления информации по расходу топлива G_T в КС составляет $1 \dots 3$ с., а погрешность – $1 \dots 2\%$.

Экспериментальная отработка системы управления с бортовой моделью была проведена на двигателе-демонстраторе, установленном на стенде У-7М ЦИАМ. Для управления двигателем используется демонстрационная электроприводная САУ с цифровым электронным регулятором типа FADEC, выполненным на базе промышленного компьютера. Программное обеспечение электронного регулятора включает в себя разработанную для этого двигателя бортовую поузловую динамическую математическую модель.

Библиографический список

1. Culley D., Garg S., Hiller S.-J., Horn W., Kumar A., Mathews H.K., Moustapha H., Pfoertner H., Rosenfeld T., Rybarik P., Schadow K., Stiharu I., Viassolo D.E., Webster J. More Intelligent Gas Turbine Engines: RTO technical report. 2009. <http://www.rto.nato.int/>
2. Гольберг Ф.Д., Гуревич О.С. САУ ГТД с бортовой математической моделью двигателя // Труды Международной научно-технической конференции «Новые рубежи авиационной науки» (ASTEC'07). М.: Центральный аэрогидродинамический институт, 2007.

USING THE «VIRTUAL ENGINE» SOFTWARE IN AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF GAS TURBINE ENGINE

© 2016

- F. D. Golberg** Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Sector, Central institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation, fegolb@ciam.ru
- O. S. Gurevich** Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Director General, Head of Department, Central institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation, gurevich_os@ciam.ru
- A. A. Petukhov** junior researcher, Central institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation, petuhov-ctrl@ciam.ru

The paper presents the mathematical tools and «virtual engine» software used in digital automatic control systems of modern gas turbine engines (GTE). The software is based on a real-time fully variable thermogasdynamic engine model operating in onboard computers. The new approach makes it possible to control the engine by the parameters inaccessible for measurement due to the «virtual engine» software in the gas turbine engine control system. The engine fault tolerance improves. We synthesized the control loops of a bypass turbojet engine with a high bypass ratio according to critical parameters (engine thrust, gas temperature in the combustor, stall margin) determined by calculations. We propose a methodology of restoring information on inlet airflow data and values of control factors in case of failure of information channels. The quality of engine regulation improved considerably. The lifetime of the engine increased essentially in the context of varying its characteristics in operation. We developed a methodology of real-time identification of an onboard engine thermogasdynamic simulation model based on the reverse feedback approach.

Automatic control system; gas turbine engine; on-board mathematical model.

Citation: Golberg F.D., Gurevich O.S., Petukhov A.A. Using the «virtual engine» software in automatic control system of gas turbine engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 47-56. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-47-56

References

1. Culley D., Garg S., Hiller S.-J., Horn W., Kumar A., Mathews H.K., Moustapha H., Pfoertner H., Rosenfeld T., Rybarik P., Schadow K., Stiharu I., Viassolo D.E., Webster J. More Intelligent Gas Turbine Engines: RTO technical report. 2009. Available at: <http://www.rto.nato.int/>
2. Golberg F.D., Gurevich O.S. ACS of GTE with on-board mathematical model of engine. *Proc. International Conference «New Challenges in Aeronautics» (ASTEC'07)*. Moscow: Central Aerohydrodynamik Institute Publ., 2007. (In Russ.)