

испытаний сложной технической системы / Надежность и контроль качества.-1991, № 7.

4. Царев, Ю.А. Планирование и управление объемом испытаний сложных техниче-

ских изделий в комплексной программе экспериментальной отработки. - Ростов на Дону, ДГТУ, 2009.

УДК 621.43.068.4

СОВМЕСТНАЯ РАБОТА УЗЛОВ И ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕМЕНТОВ ГБО ДЛЯ ДВС С ИСКРОВОМ ЗАЖИГАНИЕМ

Шишков В.А., Лесных Ю.И.

Самарский государственный аэрокосмический университет, филиал, г. Тольятти

JOINT WORK OF UNITS AND CHARACTERISTICS OF ELEMENTS GAS THE EQUIPMENT FOR THE ENGINE OF INTERNAL COMBUSTION WITH SPARK IGNITION

The mutual influence of the characteristics of the engine and fuel elements gas of the equipment on algorithm of management the engine of internal combustion with spark ignition working on gas fuel is shown. On the basis of researches carried out the author, develops algorithm of management gas the engine of internal combustion on various modes of his work in view of joint work of all elements gas of the equipment and engine.

Каждый элемент топливной системы газобаллонного оборудования (ГБО) имеет свои характеристики (например, расходные – зависимость расхода газа от перепада давления; напорные – зависимость давления на выходе из элемента или его входе от расхода газа; гидравлические – зависимость гидравлического сопротивления от расхода газа и т.д.). В динамических режимах (при ускорениях или замедлениях транспортного средства, а на стационарных режимах при циклической работе отдельных элементов, например, электромагнитных форсунок) изменение рабочей точки на характеристике одного элемента приводит к изменению рабочей точки на характеристике другого элемента ГБО. Для корректной работы двигателя и элементов ГБО в конкретной системе топливоподачи необходимо определить совместную работу её элементов. Этим вопросом занимаются разработчики и производители автомобилей на газовом топливе. Вопрос совместной работы и правильный подбор элементов ГБО к конкретному двигателю и автомобилю является важной задачей с точки зрения выполнения последним современных требований, как по токсичности отработавших газов, так и по ездовым качествам.

В работе [1] приведён алгоритм расчёта топливных элементов газобаллонного оборудования без учёта их совместной работы. На переходных режимах работы двигателя для коррекции газовой подачи необходимо учитывать положения рабочих точек на характеристиках всех элементов ГБО.

Совместная работа элементов ГБО

Распишем уравнения расходных, напорных или гидравлических характеристик для каждого элемента ГБО с граничными условиями газа на входе и выходе из топливной системы для стационарных режимов работы двигателя:

- граничное условие: на входе во впускной трубопровод ДВС это изменение в нём давления $p_{вп}$ при увеличении частоты n вращения коленчатого вала и расхода воздуха G_b через двигатель $p_{вп} = f(n; G_b; T_b)$, где T_b – температура воздуха на впуске;

- уравнение расхода газа G_r через форсунку [1] в зависимости от перепада давления Δp_ϕ между внутренней полостью ramпы и впускным трубопроводом ДВС $G_r = f(\Delta p_\phi; T_{гр})$, где $\Delta p_\phi = p_{гр} - p_{вп}$; $T_{гр}$ – температура газа в ramпе форсунок; $p_{гр}$ – давление в газовой ramпе;

- гидравлическое сопротивление трубопровода от газового редуктора до ramпы

форсунок $\Delta p_{pp} = f(l_{pp}; d_{pp}; W_{pp}) = p_p - p_{гр}$, где l_{pp} – длина трубопровода, d_{pp} – внутренний диаметр, W_{pp} – скорость газа в трубопроводе;

- уравнение изменения давления газа на выходе из редуктора в зависимости от входного давления, расхода газа и величины его подогрева $p_p = f(p_{вхр}; G_r; T_{pp})$, где $p_{вхр}$ – давление газа на входе в редуктор; T_{pp} – температура газа на выходе из редуктора;

- гидравлическое сопротивление магистрали от баллона до газового редуктора $\Delta p_{бр} = f(l_{бр}; d_{бр}; W_{бр}) = p_б - p_{вхр}$, где $l_{бр}$ – длина трубопровода, $d_{бр}$ – внутренний диаметр, $W_{бр}$ – скорость газа в трубопроводе;

- граничное условие на выходе из баллона в виде изменения давления газа при его дросселировании из баллона со снижением температуры газа в баллоне $p_б = f(G_r; T_б)$, где $T_б$ – температура газа в баллоне.

Гидравлические сопротивления магистрального клапана, газового фильтра, клапана баллона учитываем в гидравлическом сопротивлении магистрали от баллона до газового редуктора.

Для динамических переходных режимов работы во всех перечисленных функциях появляется независимая переменная – время протекания процесса. Соответственно для определения взаимовлияния на переход-

ных режимах все зависимости необходимо записать в дифференциальной форме и совместно решать систему уравнений численным методом. Численные методы решения применимы для ЭВМ, имеющих процессор с высокой тактовой частотой. Для контроллеров, схемотика которых построена на простых дешёвых процессорах, для электронных систем управления ДВС (ЭСУД) задача определения совместной работы элементов газовой топливной подачи лучше решать в статике с последующей корректировкой параметров на переходных режимах с помощью экспериментально определённых динамических функций влияния.

Заключение

1. Разработан алгоритм управления ДВС с искровым зажиганием с ЭСУД с учётом совместной работы характеристик двигателя и элементов газобаллонного оборудования.
2. Даны рекомендации по разработке системы газовой подачи для ДВС с ЭСУД.

Библиографический список

1. Шишков, В.А. Расчёт элементов системы топливоподачи поршневого двигателя внутреннего сгорания. Методические указания к курсовой работе / В.А. Шишков. - Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. - 36 с.

УДК 621.431.75(075)

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ДЛИТЕЛЬНОГО ПОЛЕТА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ

Кулагин В.В., Кузьмичев В.С., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет

EVALUATION OF REQUIRED TURBINE INLET TEMPERATURE AT CRUISE MODE OF LONG-TERM FLIGHT DEPENDING ON BYPASS RATIO

Kulagin V.V., Kuzmichev V.S., Krupenich I.N., Tkachenko A.U., Rybakov V.N. The relation between turbine inlet temperature at flight cruise mode (at specified thrust value) and the bypass ratio is described. It is proved that the increase of the bypass ratio leads to increase of gas temperature value.

При разработке двигателя потребная взлетная тяга определяется массой самолета, числом двигателей, типом аэродрома и дли-

ной взлетно-посадочной полосы на нем. Потребная крейсерская тяга двигателя для горизонтального установившегося полета са-