

УДК 62.50

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Беляков В.В., аспирант кафедры «Автоматические системы», Email: doglvill@bk.ru
Ивченко В.Д., док. тех. наук, профессор, Email: professor55@rambler.ru
МГТУ МИРЭА, Москва

Аннотация. В статье рассматриваются различные системы управления ракетными двигателями. Приводится обзор чувствительных элементов автоматических регуляторов. Предлагается вариант контура управления на основе информации о температуре рабочего тела.

Ключевые слова: ракетные двигатели, системы управления, автоматические регуляторы.

TRACTION CONTROL SYSTEM ROCKET ENGINE BASED ON THE PARAMETER COMBUSTION PRODUCTS

Belyakov Vitaliy V., graduate student «Automatic systems», Email: doglvill@bk.ru
Ivchenko Valeriy D., Doc. of Technical Sciences, Professor, Email: professor55@rambler.ru
Moscow State Technical University of Radio Engineering, Electronics and Automation.

Abstract. The article discusses the various management system rocket engines . Provides an overview of the sensitive elements of automatic regulators . A variant of the control circuit on the basis of information about temperature of the jetstream.

Keywords: rocket motors , control systems, automatic controllers .

В настоящее время летательные аппараты, снабженные двигательной установкой с ракетным двигателем, выполняют в полете целый ряд самых различных задач, каждая из которых требует соответствующего изменения тяги или давления в камере сгорания. Величина тяги зависит от количества тепла, выделяемого при химической реакции. Изменение тяги при постоянной высоте осуществляется путем изменения расхода продуктов сгорания из сопла. Системы изменения тяги ракетного двигателя по принципу действия подразделяются на системы регулирования по внутريدвигательным параметрам и по внешним условиям.

Первый (низший) уровень образуют внутريدвигательные гидромеханические регуляторы, ответственные за поддержание режимов работы двигателей; второй (высший) уровень составляют ракетные электромеханические, электрогидравлические регуляторы, поддерживающие требуемые режимы полета и другие характеристики ракеты [1].

В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) применяются внутриводвигательные автоматические замкнутые регуляторы, работающие по принципу обратной связи - регуляторы давления в камере сгорания, регуляторы расхода компонентов топлива; стабилизаторы камеры сгорания, поддерживающие заданное соотношение расходов компонентов в камеру или двигатель; стабилизаторы газогенератора, поддерживающие заданное соотношение расходов компонентов в газогенератор. Ко второму уровню систем регулирования ЖРД относятся: канал регулирования кажущейся продольной скорости, система опорожнения топливных баков.

В ракетных двигателях на твердом топливе (РДТТ) изменение расхода рабочего тела осуществляется путем изменения критической площади сечения сопла. Первый уровень управления образуют регуляторы давления в камере сгорания. Системы регулирования РДТТ по внешним условиям выполняются как регуляторы вектора тяги, предназначенные для выдерживания заданной траектории полета.

Непосредственный замер тяги двигателя в полете не представляется возможным, поэтому чувствительный элемент регулятора тяги обычно осуществляет замер какого-либо параметра режима, достаточно хорошо характеризующего тягу [2].

Конструктивные схемы чувствительных элементов для измерения давления довольно разнообразны. Однако в наибольшее распространение получили сильфонные и мембранные измерители давления.

Сильфонные элементы применяются в регуляторах прямого действия. Они обеспечивают нужные перемещения и создают большие перестановочные усилия на исполнительных органах, пропорциональные площади днища сильфона, обладают высокой чувствительностью, имеют линейную статическую характеристику.

Мембранные чувствительные элементы преимущественно применяются в регуляторах с усилителями вследствие того, что имеют малую величину перемещений. Необходимые перестановочные усилия обеспечиваются выбором площади мембраны. Линейный участок характеристики обеспечивается лишь величиной хода мембраны, равной ее толщине [3].

При регулировании тяги по давлению в камере сгорания на измерительный элемент действует высокотемпературный газ, вибрационные нагрузки, в связи с чем, его детали приходится выполнять цельносварными, из жаропрочных материалов. Таким образом, требуется тщательная отработка конструкций регуляторов давления и поиска оптимальных решений на всех этапах создания двигателя.

Давление в камере не в полной мере характеризует тягу двигателя, так как тяга зависит, кроме того, от температуры газа в камере, которая в свою очередь зависит от

соотношения компонентов топлива. Чувствительные элементы регуляторов соотношений компонентов топлива являются расходомерами или измерителями уровней, измеряющими действительные расходы компонентов.

Дроссельные профилированные расходомеры (трубки Вентури) выходным сигналом имеют перепад давлений, который необходимо измерять дополнительными устройствами. Сам чувствительный элемент вносит дополнительное сопротивление в тракты топливоподачи. Статическая характеристика дроссельного расходомера нелинейная (параболическая).

Применение ротометрического расходомера возможно лишь в условиях стендовых испытаний.

Турбинный электромагнитный расходомер, принцип действия которого основан на замыкании магнитного поля многолопастным поворотным якорем, имеет выходной электрический сигнал в виде частоты замыкания магнитного поля. При относительно высоком быстродействии турбинный расходомер требует значительного усиления выходного сигнала.

Электромагнитный индукционный расходомер основан на эффекте индукции. Несмотря на высокие динамические качества, электроиндукционный расходомер имеет два существенных недостатка. Первый состоит в том, что электрический выходной сигнал измерителя слишком слаб и требует громоздкой усилительной аппаратуры. Вторым недостатком заключается в самом принципе действия измерителя: выходной сигнал реализуется лишь токопроводящими жидкостями. Таким свойством обладают не все жидкие топлива, применяемые в ЖРД.

Тепловой расходомер (термоанемометр) является наиболее инерционным из всех перечисленных расходомеров, требует специальной усилительной аппаратуры с большим коэффициентом усиления. Тепловой расходомер применяется для измерения скорости движения газовых потоков.

Практически все чувствительные элементы для измерения расхода обладают большой инерционностью, слабым выходным сигналом, чувствительны к продольным и боковым перегрузкам, различным шумовым помехам. В подвижных элементах регуляторов неизбежны люфты в соединениях и влияние сил трения покоя и сухого трения. Точность работы такого регулятора примерно от 2 до 5 % [4].

Так же в системах поддержания оптимального состава топливной смеси на основе измерителей уровня и расхода компонентов топлива отсутствует обратная связь, позволяющая регулировать режим работы двигателя и соотношение компонентов топлива на основании параметров рабочего тела.

Чувствительный элемент регулятора кажущейся скорости в полете измеряет не действительное ускорение, а так называемое кажущееся ускорение, так как на него действует не только ускорение ракеты, но и ускорение силы тяжести. Система управления по кажущимся параметрам ускорения имеет значительные инструментальные ошибки приборов (акселерометров, гироскопов), методические ошибки.

Учитывая все вышеизложенное, можно сделать вывод, что для создания надежной, высокоэффективной системы управления, обладающей малыми массогабаритными показателями, высокой надежностью и защитой от помех, необходимо исключить датчики давления, расхода, повысить точность определения соотношения компонентов топлива, полноты сгорания смеси, скорости истечения. Для достижения всех условий, можно использовать в контуре системы управления чувствительный элемент, который обеспечит получение информации о температуре рабочего тела в камере сгорания двигателя. Предполагается использование оптического измерителя температуры рабочего тела, позволяющего в реальном времени получать информацию о давлении, точности соотношения компонентов топлива, расходе. Устройство управления предназначено для обработки сигнала с чувствительного элемента и формирования команд для системы управления ракетным двигателем. На основании полученных команд система управления ракетным двигателем сможет корректировать режимы работы ракетного двигателя.

Проблема использования чувствительного элемента в камере сгорания двигателя заключается в наличии высоких температур (свыше 2500К), высокочастотных вибраций конструкции двигателя, электромагнитных помех. Предполагается использовать ряд методов и средств для достижения приемлемого уровня сигнала с датчика, высоких точностных характеристик и показателей надежности системы.

Список литературы

1. Шевяков А.А., Калнин В.М., Науменкова Н.В. Теория автоматического управления ракетными двигателями. М.: Машиностроение, 1978. 288 с.
2. Мелькумов Т. М., Мелик-Пашаев Н. И., Чистяков П. Г. Ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1976. 400 с.
3. Бабкин А. И., Белов С. И., Рутовский Я. Б. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками. М.: Машиностроение, 1978. 328 с.
4. Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 463с.
5. Горячкин А.А., Жуковский А.Е., Игначков С.М. Регуляторы расхода для топливных систем двигателей летательных аппаратов. М.:Машиностроение, 2000. 208 с.