

# Регулирование тяги ПВРД профилированием поверхности

## горения топлив и их составом

Браунцов Е.Я., Звегинцев В.И.

ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

Интенсивная разработка и применение прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) связаны с появлением комбинированных ПВРД и, в частности, с появлением интегральных ПВРД, представляющих собой органическое сочетание в единой конструктивной схеме стартового РДТТ и маршевого твердотопливного прямооточного или ракетно-прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Объединение в одной двигательной установке РДТТ и ПВРД позволяет обеспечить самостоятельный старт ракеты с ПВРД и выведение ее на маршевый режим полета, а также получить устойчивый процесс работы и максимальный удельный импульс маршевого ПВРД. Топливный заряд прямооточного двигателя представляет собой твердое горючее и размещается или непосредственно в камере сгорания ПВРД, или в камере специального газогенератора.

Заряд твердого топлива, размещенный в специальном газогенераторе, содержит в своем составе небольшое количество окислителя для газификации топлива с помощью горения. Расход продуктов газификации должен соответствовать расходу воздуха ПВРД и, следовательно, определяется режимами полета.

Известны конструкции ракетно-прямоточных двигателей, с газогенератором, содержащим заряд торцевого горения из высокоэнергетического топлива (см., например, патент RU № 2342552 от 27.12.2008 и Абугов Д.И., Бобылев В.М. Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987, стр. 241, рис. 13.5а).

Недостатком такого газогенератора является то, что расход продуктов газогенерации не зависит от условий полета ракеты (скорости и высоты полета).

Регулирование расхода продуктов газогенерации (продуктов горения твердого топлива) ракетных прямооточных двигателей на твердом топливе возможно при помощи:

- изменения площади критического сечения сопла газогенератора;
- скорости горения твердого топлива;
- поверхности горения заряда топлива;
- дополнительно вводимой массы некоторого рабочего тела;
- теплового, механического воздействия или их комбинации.

Распространение получили способы, связанные с изменением площади критического сечения сопла газогенератора. Например, регуляторы расхода, размещенные на выходе из

сопла газогенератора, обеспечивают плавное обратимое регулирование расхода продуктов горения твердого топлива. Известен *двухкаскадный* регулятор расхода продуктов горения твердого топлива, описанный, в патенте RU № 2223410 (опубл.10.02.2004), работающий путем перекрывания критического сечения сопла газогенератора центральным телом, находящимся на подвижном штоке, размещенном на выходе из сопла газогенератора, перемещения которого осуществляется подачей рабочего тела (газа или жидкости) в управляющую полость по программе управления полетом пропорционально внешнетраекторным и (или) внутриводвигательным параметрам. Недостатком данного регулятора твердого топлива является то, что его сложно изготавливать, он дорого стоит и ненадежен, поскольку работает в условиях экстремально высоких температур и высоких скоростей газового потока.

Для широкого круга различных классов ракет заранее известен закон движения. Например, для сверхзвуковых крылатых ракет, реактивных снарядов (ракет) РСЗО, зенитных ракет комплексов ПВО, активно-реактивных снарядов, авиационных ракет, маневрирующих ракет-мишеней и др. Для этих изделий более эффективно использование ракетных прямоточных двигателей содержащих газогенераторы на твердом топливе с необратимо заданным и заранее программируемым расходом. Такие газогенераторы более надежны в работе и более простые в изготовлении.

Газогенератор с необратимо заданным, программируемым расходом продуктов горения твердого топлива, применяемый на ракетно-прямоточном воздушно-реактивном двигателе зенитной ракеты ЗМ9 комплекса «Куб», (см. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах (Основы теории и расчета) / В.Н. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верховоломов и др. – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006, стр. 67, рис. 2.9) содержит составной заряд торцевого горения из высокоэнергетических топлив. Составной заряд твердого топлива имеет дигрессивную зависимость расхода от времени, что достигается набором из 5 – 9 таблеток твердого топлива с различной скоростью горения.

Недостатком этого устройства является то, что закон изменения расхода продуктов горения твердого топлива газогенератора по времени дискретный и не в полной мере соответствует требуемому. Это приводит к возможности появления периодов времени в полете с недостатком или избытком продуктов газогенерации и, следовательно, участков траектории, где технические характеристики ракет не будут соответствовать требуемым техническим характеристикам. Кроме того, на отдельных участках траектории будет создаваться перерасход топлива. Особенно это сказывается, когда требуется большой диапазон (глубина) регулирования расхода, например, при разгоне ракет, или при

движении из нижних слоев атмосферы в более разреженные участки. Дискретность (ступенчатость) регулирования определяется скачкообразным изменением скоростей горения в наборе твердых топлив составного заряда. Для обеспечения непрерывности режимов работы газогенератора, увеличения диапазона регулирования и для более полного соответствия необходимому закону изменения расхода продуктов горения твердого топлива газогенератора по времени увеличивают набор рецептур применяемых топлив, уменьшая при этом разность скоростей горения топлив соседних участков составного заряда. Это усложняет и удорожает конструкцию газогенератора. Кроме того, возможность использования такого эффективного и широко применяемого способа регулировки расхода топлива как профилирование поверхности горения зарядов в данной конструкции газогенератора ограничена, поскольку приводит к появлению пустых объемов в камере газогенератора, особенно при обеспечении малых расходов газогенератора и, следовательно, приводит к увеличению и нерациональному использованию его объема. Для обеспечения длительной работы газогенератора при больших расходах (скоростях горения) требуется также нерационально увеличивать объем газогенератора.

В работе рассматривается конструкция газогенератора ПВРД с заранее заданным расходом продуктов горения твердого топлива газогенератора по времени в широком диапазоне регулирования, наиболее полно соответствующего расходу, необходимому для обеспечения технических характеристик ракет.

Поставленная задача решается за счет того, что в известном газогенераторе ракетно-прямоточного двигателя, содержащий корпус с передней и задней крышками, составной твердотопливный заряд торцевого горения, выполненный из разного типа твердого топлива с различной скоростью горения, имеющий бронирующее покрытие со всех сторон, кроме торца, обращенного к задней крышке и сопло, новым является то, что составные части заряда вложены друг в друга, при этом профиль сопряженных частей заряда вдоль его продольной оси рассчитывают с учетом различной скорости горения топлив составных частей и их количества, таким образом, чтобы формирующиеся площади поверхностей горения составных частей обеспечивали прогнозируемый суммарный расход продуктов горения по времени.

Отличительными признаками предлагаемого устройства является наличие составного заряда, составные части которого представляют собой отдельные заряды, их профиль и количество не ограничивается, но при этом профиль этих составных частей зарядов заранее рассчитываются. При этом также рецептура топлив составных частей зарядов может быть только одной, из двух типов применяемых топлив с заранее



не падает, поскольку у составной части 7 в процессе совместного горения сформировалась значительная поверхность горения. Непрерывность и плавность расхода продуктов горения твердого топлива обеспечена сопряжением поверхностей составных частей заряда, а необходимый закон расхода продуктов горения твердого топлива по времени сформирован профилем поверхностей горения твердых топлив составных частей 7 и 8 составного заряда. Критическое сечение сопла газогенератора в процессе горения не меняется. Итоговое относительное изменение расхода  $Q/Q_0$  продуктов сгорания по времени, полученного для схемы газогенератора рис. 1, показано на схеме рис. 2. Из графика видно, что в результате горения составного заряда с профилем газогенератора рис. 1 формируется убывающий (дигрессивный) по времени расход продуктов сгорания.

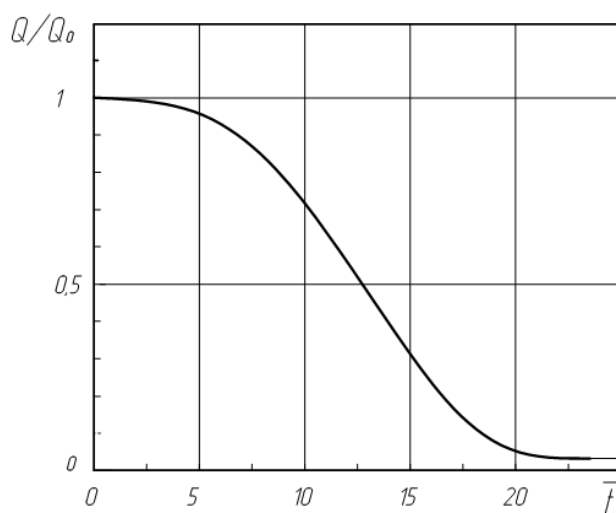


Рис. 2 - График изменения расхода продуктов горения твердого топлива по времени, для газогенератора на рис. 1

Предложенная конструкция газогенератора с помощью одновременного использования таких эффективных методов регулирования расхода продуктов горения твердого топлива, как профилирование поверхности горения зарядов и их количества, а также за счет варьирования скоростью горения зарядов, позволяет получить прогнозируемый расход продуктов горения твердого топлива и расширить диапазон регулирования, при использовании только двух типов применяемых топлив. Это позволяет также отказаться от сложных регуляторов расхода продуктов горения твердого топлива, работающих путем перекрывания критического сечения сопла газогенератора. При этом обеспечивается не только плавное регулирование расхода продуктов горения твердого топлива, но и наиболее полное соответствие расходу, необходимому для обеспечения технических характеристик ракет.