



# ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ГОД 2004 - БЕЗ АЛЬТЕРНАТИВ

Владимир Коровин

**Основной целью работ, которые уже несколько десятилетий ведутся в области создания ракетно-прямоточных, гибридных и других типов двигательных установок, как правило является изучение возможности их использования в составе боевых ракет различного назначения вместо твердотопливных двигателей. Однако до настоящего времени каких-либо альтернатив доминирующему положению РДТТ в этой области ракетной техники так и не предложено. Наоборот, в последние годы для этого класса двигательных установок предложен и реализован ряд перспективных технических и технологических решений, которые позволят обеспечить их лидерство, во всяком случае, в течение ближайших десятилетий.**

В числе направлений дальнейшего совершенствования РДТТ остаются улучшение энергетических, физико-механических и эксплуатационных характеристик используемых для них твердых ракетных топлив, а также снижение стоимости разработки и изготовления двигателей. В то же время, состоявшиеся в предыдущие десятилетия прорывы в области совершенствования твердых топлив в значительной степени приблизили характеристики их удельного импульса, плотности, механических свойств и скорости горения к теоретически возможному, и поэтому в ближайшем будущем подобных прорывов в улучшении их характеристик не предвидится. В результате наибольшим приоритетом при создании новых РДТТ будут пользоваться поиск новых технических решений и использование перспективных конструкционных материалов.

Одним из перспективных технических решений может стать создание РДТТ многократного включения. Благодаря возможности их повторного включения на различных участках траекторий использование подобных двигателей будет способствовать увеличению дальности пуска ракет, повышению их скорости и маневренности на конечных участках полета и пр.

Работы, связанные с созданием подобных двигателей, были начаты в США еще в 1960-х годах и сосредоточены на исследовании различных конструктивных схем их реализации. При этом наиболее эффективным вариантом, обеспечивающим минимальную массу конструкции, был признан РДТТ, заряд которого разделен на отдельные секции теплозащитными экранами (диафрагмами или переборками) и снабжен индивидуальными устройствами воспламенения. Реализация подобной конструкции позволила в конце 1960-х годов создать РДТТ двукратного включения (с паузой перед повторным запуском до 80 с) для авиационной управляемой ракеты SRAM (AGM-69A), принятой на вооружение в 1971 г.

В последующие годы в США был реализован еще целый ряд проектов, связанных с созданием двигателей многократного включения, в том числе программы:

- RPMADP (Radial Pulse Motor - Advanced Development Program, 1978-1983 гг.), в процессе выполнения которой были разработаны два РДТТ двукратного включения, оснащенные заливаемым зарядом твердого топлива: первый диаметром 165 мм, второй диаметром 178 мм. В процессе их испытаний время паузы между включениями составляло до 100 с;

- AMS (Advanced Missile System, 1984-1985 гг.), в ходе которой был разработан РДТТ двукратного включения диаметром 140 мм;

- AALM (Advanced Air Launched Motor, 1984-1986 гг.), в ходе выполнения которой был разработан и пять раз успешно испытан в стендовых условиях РДТТ двукратного включения диаметром 375 мм, предназначенный для авиационной ракеты. Корпус двигателя изготавливался из композиционного материала на основе графита, а заряд - из топлива на основе НТПВ (Hydroxy-Terminated PolyButadien - полибутадиен с концевыми гидроксильными группами);

- SRAM-2 (Short Range Attack Missile, 1985-1991 гг.), в ходе выполнения которой был создан более простой и легкий РДТТ двукратного включения, чем двигатель для ракеты SRAM. Корпус этого двигателя ди-

аметром около 390 мм, изготавливался из графитовых волокон, а заряд - из топлива на основе НТПВ. Было проведено 24 испытания, но в 1991 г. по политическим мотивам программа была прекращена;

- HP/LO (High Performance/Low Observable, 1986-1992 гг.), в процессе которой был создан РДТТ трехкратного включения диаметром 178 мм для перспективной ракеты класса "воздух-воздух" средней дальности. Корпус этого двигателя состоял из трех стальных секций, а в качестве устройства воспламенения заряда использовался лазер. Было проведено шесть успешных испытаний этого РДТТ;

- MMPT-ATD (Multi-Mission Propulsion Technology - Advanced Technology Demonstration Program, 1992-1996 гг.), в процессе выполнения которой были созданы и успешно испытаны (в том числе и в полете) два РДТТ: двигатель трехкратного включения диаметром 203 мм с односекционным композиционным корпусом и зарядом на основе НТПВ с пониженной дымностью и двигатель двукратного включения диаметром 178 мм со стальным корпусом и зарядом на основе GAP.

Очередной импульс программы создания РДТТ многократного включения получили в середине 1990-х годов, с началом работ по созданию тактических ракет нового поколения. Одним из первых результатов на этом этапе стало создание отделением Elktion фирмы Alliant Techsystems РДТТ двукратного включения Mk. 136 для третьей ступени противоракеты корабельного базирования "Стандарт" SM-3. Использование этого двигателя, время работы которого составляет 16 с, позволяет осуществлять разгон и управление полетом противоракеты в соответствии со сценарием перехвата баллистической цели до отделения от нее ступени перехвата LEAP.

В течение 1993-2002 гг. двигатель Mk. 136 прошел программу стендовых испытаний, а в 2002-2003 гг. неоднократно использовался в составе ракеты "Стандарт" SM-3 в процессе летных испытаний с перехватом тактических баллистических ракет.

Успешная реализация программы создания РДТТ Mk.136 оказала значительное влияние и на программу дальнейшего совершенствования зенитной ракеты PAC-3. Так, одной из целей начатой в июле 2003 г. программы PAC-3 MSE (Missile Segment Enhancement) продолжительностью 51 месяц и стоимостью \$260 млн должна стать разработка РДТТ двукратного включения. Цель программы - вдвое увеличить дальность действия PAC-3 против аэродинамических целей и в полтора раза расширить зону защиты от баллистических ракет.

В последние годы в число организаций, ведущих исследования по созданию РДТТ многократного включения, вошла европейская фирма Bayern-Chemie/Protac. Ее представители недавно сообщили о выполнении фирмой серии из пяти стендовых испытаний РДТТ двукратного включения. В этих испытаниях была использована конструкция, состоящая из двух стальных секций диаметром 120 мм, в каждой из которых находился твердотопливный заряд с разделительным устройством между ними.

Испытания включали в себя запуски при температурах от +20 до -30 °С с интервалами между включениями от 1 до 30 с. По информа-

ции Bayern-Chemie/Protac в процессе этих испытаний была показана высокая степень повторяемости диаграмм давления и тяги, а также надежная работа разделительного устройства.

Успех испытаний позволил министерству обороны ФРГ начать финансирование более масштабной программы, которая включает в себя разработку и проведение испытаний РДТТ, оснащенных более совершенным разделительным устройством, секцией газоведа и сопла.

По-прежнему остается востребованным и направление совершенствования двухрежимных РДТТ, способных развивать высокую тягу на стартовом участке полета ракеты и пониженную на маршевом. Подобный режим работы, как правило, обеспечивается выбором соответствующей формы заряда или установкой в двигателе двух различных зарядов.

Об одном из наиболее впечатляющих успехов в этой области недавно сообщила компания Aerojet, ведущая совместно с английской фирмой Rohel работы, направленные на создание двигательной установки для перспективной авиационной тактической ракеты JCM по заказу фирмы Lockheed Martin. Во время испытаний, состоявшихся весной 2004 г., было продемонстрировано соотношение стартовой и маршевой тяг, составляющее 1:20, что в три раза больше, чем у существующих РДТТ. Использование в составе ракеты подобного РДТТ обеспечит возможность старта JCM с различных носителей, в том числе со сверхзвуковых самолетов и вертолетов.

Еще один вариант реализации двухрежимной диаграммы работы РДТТ предложило отделение Elkon фирмы Alliant Techsystems, создавшее двигательную установку Mk. 134 для зенитной ракеты ESSM (Evolved SeaSparrow Missile). Начав работы по созданию Mk. 134 в 1995 г., к настоящему времени Alliant Techsystems выполнила более 12 успешных стендовых и летных испытаний и приступила серийному производству этих двигателей.

К числу реализованных перспективных технических решений РДТТ следует отнести изготовление твердотопливного заряда канальной формы с двумя радиальными щелями, который последовательно формируется из двух топлив, имеющих различную скорость горения. На стартовом участке используется топливо на основе НТРЕ (Hydroxy-Terminated PolyEther - полиэфир с концевыми гидроксильными группами), обладающее пониженной дымностью, а на маршевом участке - топливо, включающее в свой состав алюминиевый порошок. Для задерживания РДТТ Mk. 134 используется твердотельный лазер, инициирующий петарды из  $V/KNO_3$ , что значительно повышает надежность и безопасность процесса запуска.

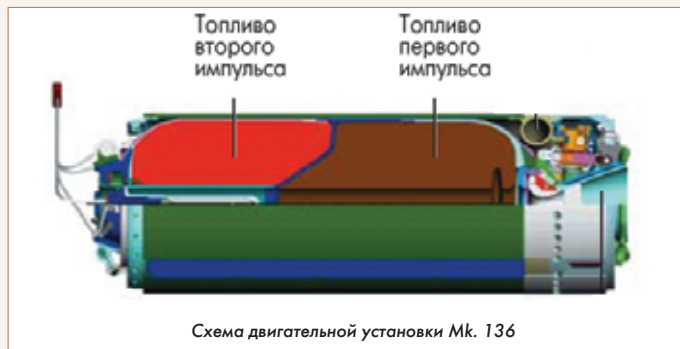


Схема двигательной установки Mk. 134

Над созданием РДТТ с твердыми топливами на основе НТРЕ активно работает и американская фирма Atlantic Research. По информации представителей фирмы впервые полиэфирные топлива были разработаны по заказу ВМС США в рамках реализации программы IM (Insensitive munition), целью которой являлась разработка твердых топлив, нечувствительных к различным видам воздействий. По своим механическим, баллистическим и энергетическим свойствам полиэфирные топлива эквивалентны или превосходят большинство существующих топлив. При этом для их изготовления применяются хорошо освоенные в промышленности компоненты, что может значительно удешевить производство твердотопливных двигателей.

В последние годы Atlantic Research провела ряд успешных стендовых испытаний РДТТ диаметром 254 мм с топливом на основе НТРЕ. В процессе этих испытаний было продемонстрировано, что использование данного вида топлива способно обеспечить получение равных или более высоких характеристик по сравнению с характеристиками топлив, применяемых в настоящее время.

Еще одна программа в области совершенствования РДТТ реализуется командованием авиационных систем ВМС США. Целью этой программы, названной С4К, является демонстрация потенциальных преимуществ корпусов ракетных двигателей из композиционных материалов. Традиционно упоминаются следующие достоинства подобных корпусов РДТТ: высокая прочность при малой массе, устойчивость к коррозии, низкая чувствительность к механическим повреждениям и снижение радиолокационной заметности. Главным же их преимуществом, по мнению представителей ВМС США, является большая безопасность эксплуатации при нахождении на авианосце. Так, при воздействии на такой РДТТ открытого огня его конструкция размягчается,

**ХАРАКТЕРИСТИКИ РАЗГОННО-МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ РЯДА АВИАЦИОННЫХ И ТАКТИЧЕСКИХ РАКЕТ**

Тип ракеты	Обозначение ДУ	Масса с топливом, кг	Особенности	Длина / диаметр, м	Температурный диапазон применения	Тип топлива	Продолжительность эксплуатации	Материал корпуса
TOW-2	-	6,2	-	0,3 / 0,152	-32...+52	XLDB		Сталь 4130
Hellfire	M120E3	14,2	-	0,6 / 0,178	-43...+63	XLDB	Более 20 лет Более 20 лет	Алюминий 7075-T73
Maverick	-	47,2	-	1,02 / 0,28	-60...+77	НТРВ	Более 15 лет	Алюминий 7075-T6
RIM-7	Mk. 58	96,0	Двухрежимный	1,51 / 0,203	-54... +71	Алюм. СТРВ	Более 20 лет	Сталь AISI4130-4137
AIM-9X	Mk. 36	46,3	Однорежимный	1,98 / 0,127	-54...+63	НТРВ		Сталь 4130
AIM-120	-	70,8	С устройством электромеханического запуска	1,89 / 0,178	-54...+63	С ум. дым.	10 лет 7 лет	-
AIM-120-C5	-	75,4	С устройством дистанционного запуска	1,89 / 0,178	-54...+63	С ум. дым.	10 лет	Сталь D6AC
RIM-162 (ESSM)	Mk. 134 мод. 0	168,0	Двухрежимный, с лазерным устройством запуска	2,0 / 0,254	-25...+56	Два вида НТРЕ	10 лет	Сталь D6AC
LOSAT	-	50,0	С лазерным устройством запуска	1,9 / 0,163	-32...+65	XLDB	11 лет	КМ на основе графита
ERINT-1 (PAC-3)	-	154...157 (топливо)	-	2,55 / 0,254	-	-	-	КМ на основе графита

что значительно снижает уровень давления горячих газов от загоревшегося твердого топлива, по сравнению со случаем, когда применяется металлический корпус. В случае более интенсивной реакции, в т.ч. взрыва, осколки и фрагменты корпуса такого двигателя являются относительно легкими и наносят значительно меньшие повреждения окружающим объектам.

Для выполнения работ по программе С4К были специально изготовлены двигатели с корпусами из композиционных материалов, предназначенные для ракет AIM-9M "Сайдундер" и ASRAAM.

В последние годы еще одним направлением исследовательских и конструкторских работ стало создание РДТТ, предназначенных для использования в составе исполнительных систем управления полетом. Подобные задачи, поставленные перед разработчиками двигательных установок еще в 1970-1980-х годах, на экспериментальных и опытных образцах ракет решались, как правило, с помощью интегрированных в их состав многокамерных ЖРД или микроРДТТ. В создании последних особая роль принадлежит фирме Atlantic Research, которая имеет в своем активе разработку микроРДТТ диаметром от 13 мм с временем работы от 4 мс. Последние из созданных фирмой микроРДТТ используются в составе ракет PAC-3, LOSAT и SLID.

В то же время, с переходом от выполнения экспериментальных разработок к стадии создания боевых образцов ракет их разработчики все более склоняются к необходимости использования многоопловых РДТТ, тяга которых может регулироваться как по величине, так и по направлению.

Первым переданным в производство вариантом подобного двигателя стал РДТТ, созданный для использования в системе управления PIF-PAF (Pilotege en Force - Pilotege Aerodynamique Fort - управление с помощью тяги и аэродинамических сил) маршевой ступени франко-итальянской зенитной ракеты "Астер". В этой системе реализованы основные преимущества как аэродинамического управления ракетой, так и управления ее с помощью специального двигателя. Используя ее, ракета способна практически мгновенно (ее время реакции оценивается в 0,01...0,015 с) начать изменение траектории движения в требуемом направлении. Причем интенсивное маневрирование может выполняться в диапазоне высот от предельно малых до более чем 22 км.

Используемая в составе "Астер" управляющая двигательная установка представляет собой небольшой РДТТ с четырьмя щелевыми соплами, размещенными в крыльях маршевой ступени, и клапанами, регулирующими по командам от системы управления величину их критического сечения. В процессе выполнения перехвата система управления запускает этот двигатель примерно за 1 с до встречи с целью. Для создания тяги в направлении одного из сопел подается команда на полное открытие его клапана; для создания тяги в промежуточном направлении подается команда на частичное открытие двух клапанов; в случае же, когда наличие управляющей силы от РДТТ не требуется, клапаны во всех соплах открываются на четверть от возможной величины.

В настоящее время продолжается дальнейшее совершенствование этой двигательной установки. При этом к числу перспективных направлений разработчики относят возможность ее использования:

- для газодинамического управления и поддержания высокой скорости полета ракеты с помощью одного твердотопливного заряда, при проектировании которого должно обеспечиваться либо увеличение времени работы, либо повышение реализуемой тяги,

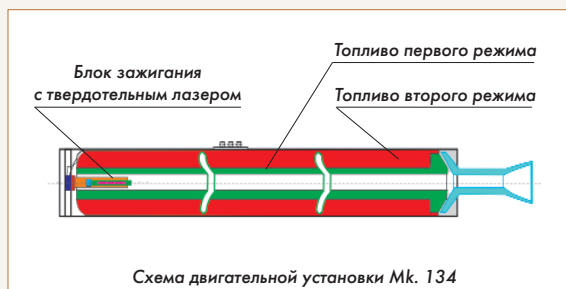


Схема двигательной установки Mk. 134

- с одним твердотопливным зарядом, способным обеспечивать один, два или даже три импульса тяги в поперечном направлении,

- с несколькими (двумя или тремя) зарядами.

Для решения аналогичных задач отделением Elkton фирмы Alliant Techsystems разработана двигательная установка Mk.142, которая используется

в составе боевой ступени LEAP противоракеты корабельного базирования "Стандарт" SM-3.

Создание подобной малогабаритной двигательной установки являлось одной из задач начатой в середине 1980-х годов программы реализации критических технологий в области ПРО. К ее выполнению был подключен на конкурсной основе ряд известных американских фирм. В начале 1990-х годов лидером в ее выполнении стала фирма Boeing, которой удалось создать "самый легкий в мире" (массой менее 5 кг) РДТТ управления. В его составе использовался многозарядный твердотопливный газогенератор, оснащенный быстродействующими (с частотой до 200 Гц) клапанами, способными работать при температуре свыше 2040 °С. Создание подобной конструкции потребовало использования специальных теплостойких материалов, в частности, на основе рения. В процессе этих работ фирмами Boeing и Thiokol был разработан ряд уникальных технологических процессов обработки рения.

В дальнейшем фирма Thiokol (ставшая частью Alliant Techsystems) осуществила интегрирование этой твердотопливной системы в состав 20-килограммовой боевой ступени LEAP, разработанной фирмой Hughes и использованной в 1993-1995 годах в ходе стендовых и летных испытаний в рамках демонстрационной программы Terrier-LEAP.

Используемая в настоящее время в составе LEAP твердотопливная двигательная установка Mk. 142 SDACS (Solid Divert and Attitude Control System) позволяет выполнять маневр на расстояние более 3 км. Она уже четыре раза использовалась в процессе испытаний "Стандарт" SM-3, результатом которых становились прямые попадания в боеголовки баллистических ракет, в том числе дважды на этапе их выведения. Причем во время четвертого испытания (FM-6), состоявшегося 11 декабря 2003 г., использовалась ДУ Mk. 142, которая снаряжалась одним твердотопливным зарядом (ранее в камере РДТТ устанавливались три различных заряда).

Задача разработки еще меньшего по размерам РДТТ была поставлена недавно перед разработчиками миниатюрной боевой ступени MKV (Miniature Kinetic Vehicle), предназначенной для использования в составе перспективной противоракеты заатмосферного перехвата. Предполагается, что каждая ракета будет оснащаться 20-30 боевыми ступенями MKV, имеющими размеры "с кофейную банку" и массу 4...6 кг. По замыслу разработчиков, противоракета будет действовать, как "автобус", последовательно запускающий перехватчики MKV для поражения баллистических целей.

Работу над концепцией MKV с ноября 2001 г. вели три группы фирм, возглавляемые Lockheed Martin, Raytheon-SAIC и Schafer Corp. - Boeing. В начале января 2004 г. для разработки и изготовления MKV Агентство по ПРО США выбрало фирму Lockheed Martin. Предполагается, что разработка MKV будет осуществляться в течение следующих восьми лет и ее стоимость должна составить \$768 млн.

По сообщениям представителей Lockheed Martin создание твердотопливной системы управления (DACs) станет одним из критических элементов программы, и в случае успешной разработки выбранной для использования в составе MKV совершенно новой "пропорциональной" системы управления клапанами первые испытания боевой ступени должны состояться уже в 2005 г.



Двигатель боевой ступени LEAP



Испытания РДТТ Mk. 142