

МАРШЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ СТРАТЕГИЧЕСКИХ РАКЕТ МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Центр Келдыша:

Михаил Куранов, начальник отдела, к.т.н.
Павел Курсков, главный специалист, к.т.н.

ФГУП "ГРЦ КБ им. акад. В.П. Макеева":

Михаил Обухов, начальник лаборатории, д.т.н.

Условия эксплуатации, прицеливания и старта, обеспечение безопасности экипажа и целостности носителя, другие особенности требуют использования дополнительных бортовых систем и обеспечения более высоких требований к маршевым двигателям БРПЛ по сравнению с МБР и тем более РН.

Например, вес только амортизационно-стартовой системы одного из отечественных комплексов превышает 5 % стартового, а требования по работоспособности в первые десять секунд работы двигателя первой ступени на порядок выше обычных.

Характеристики стратегического ракетного вооружения морского базирования России и США представлены в таблицах.

Как следует из приведенных данных, активная разработка БРПЛ длилась и в США, и в СССР немногим более 30 лет. За это время было принято на вооружение по 6-7 стратегических ракетных комплексов, в 7 раз увеличена дальность, в 2...3 раза возросла масса полезной нагрузки, радикально расширены функциональные возможности БРПЛ. Беспрецедентное по сравнению с другими видами техники наращивание возможностей БРПЛ потребовало совершенствования всех систем ракет и прежде всего их маршевых двигателей.

Все американские и часть советских БРПЛ оснащались РДТТ. За 1960-1990 гг. масса комплекта маршевых двигателей увеличилась в 3...4 раза, масса конструкции маршевых двигателей относительно веса топлива снизилась более чем в 2 раза, а внутрикамерное рабочее давление выросло более чем втрое. Это обес-

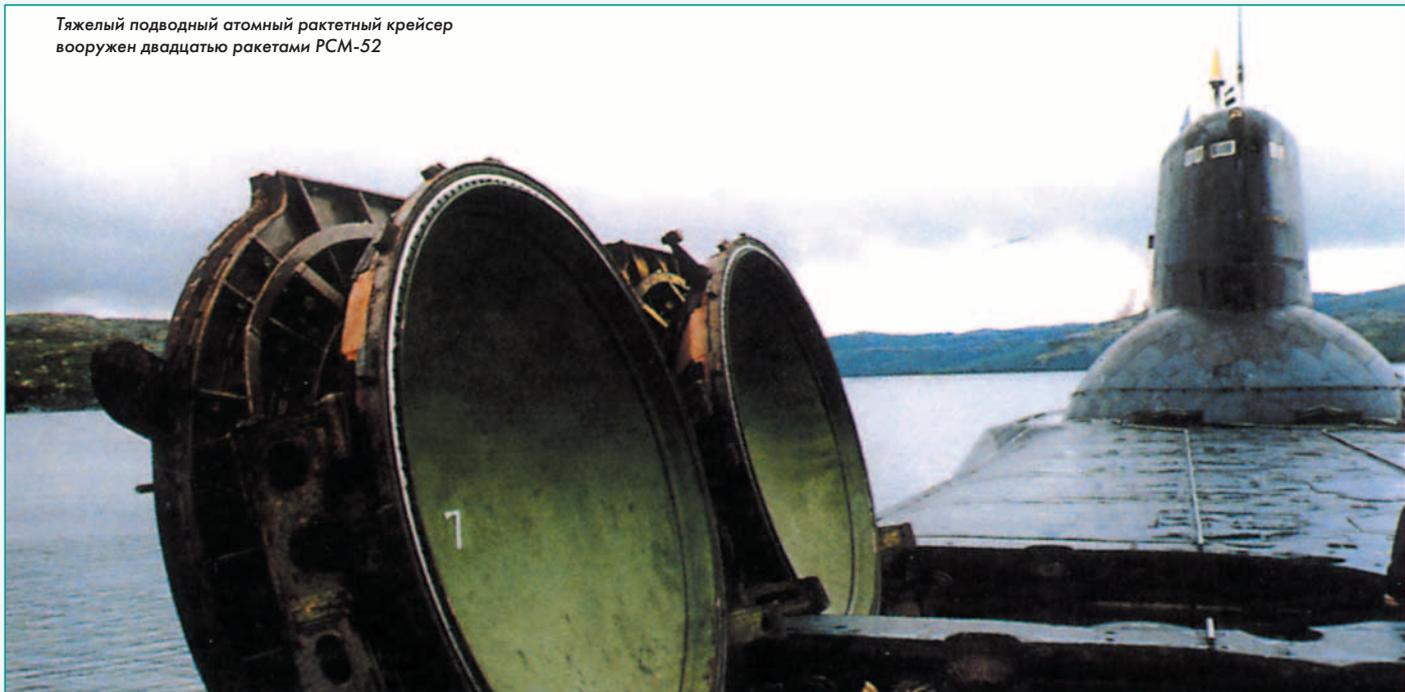
печивалось, прежде всего, путем создания и широкого применения новых композиционных конструктивных материалов с удельной прочностью, на порядок превышающей исходную, а также совершенствованием схемно-конструктивных решений. Удельный импульс тяги маршевых двигателей увеличен на 35...40 кгс·с/кг благодаря совершенствованию рецептур топлив, увеличению степеней расширения сопловых блоков, снижению потерь энергии в результате рационального выбора профиля сопла и органов управления вектором тяги.

Несмотря на более чем 10-летнюю задержку с началом разработки отечественных маршевых РДТТ, паритет по техническому уровню двигателей по сравнению с США был достигнут с завершением отработки двигателей изделия РСМ-52УПТХ к 1985-1990 гг. Уступая по массовому совершенству и удельному импульсу американским двигателям первых ступеней, отечественные двигатели третьих ступеней превосходят по этим показателям РДТТ разработки США.

Отечественными разработчиками созданы:

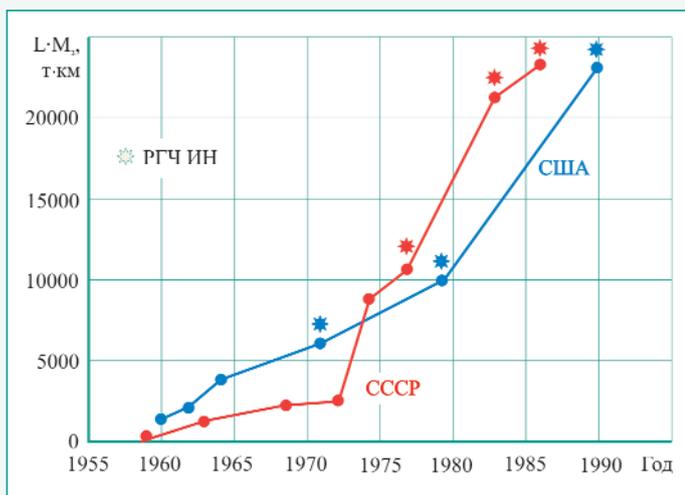
- маршевые двигатели боевых ракет большой массы и габаритов;
- сопла верхних ступеней изменяемой геометрии с большими степенями расширения;
- оригинальные и эффективные конструкции корпусов типа кокон;
- высокопрочное органоволоконно для изготовления корпусов;
- высокоэнергетические рецептуры твердых ракетных топлив, не имеющие мировых аналогов.

Тяжелый подводный атомный ракетный крейсер
вооружен двадцатью ракетами РСМ-52



Основные тактико-технические характеристики БРПЛ России

Характеристика	P-13	P-21	PCM-25	PCM-40	PCM-50	PCM-52	PCM-54
Масса, т:							
- стартовая	13,6	19,7	14,2	33,3	35,3	84	40,3
- максимальная забрасываемая	1,6	1,2	0,65	1,1	1,65	2,55	2,8
Дальность, км	560	1420	2500 (3000)	7800	6500	8300	8300
Головная часть	МБ	МБ	МБ (РГЧ)	МБ	РГЧ ИН	РГЧ ИН	РГЧ ИН
Количество ступеней, шт	1		1	2	2	3	3
Длина ракеты, м	11,8	14,2	9,0	13,0	14,1	16	14,8
Диаметр ракеты, м	1,3	1,3	1,5	1,8	1,8	2,4	1,9
Топливо	Жидкое	Жидкое	Жидкое	Жидкое	Жидкое	Твёрдое	Жидкое
Год поступления на вооружение	1963	1968	1968 (1974)	1974	1977	1983	1986



Освоив лучший зарубежный опыт, разработав массу высокоэффективных решений, являющихся достойным вкладом в облик современных РДТТ, отечественные разработчики при достаточном финансировании и надлежащей организации работы показали возможность создания современных маршевых РДТТ, не уступающих лучшим зарубежным образцам.

Однако практически все отечественные БРПЛ созданы на базе ЖРД. На рисунке выше показана условная эффективность двигателей БРПЛ в виде произведения дальности и забрасываемой массы в зависимости от года принятия изделия на вооружение. По этому критерию и функциональным возможностям БРПЛ преимущество США ликвидировано к 1974 г.

При одинаковых функциональных возможностях и эффективности РСМ-54 и "Трайдент-2" (последние разработки БРПЛ) стартовая масса ракеты отечественной разработки более чем на 30 % меньше, чем у аналогичной конструкции разработки США. Это обусловлено прежде всего энергетическими преимуществами жидких топлив перед современными твердыми топливами. Следует, однако, отметить, что удвоение "эффективности" БРПЛ за последнее десятилетие их создания (1980-1990 гг.) достигнуто в СССР при увеличении стартовой массы менее чем

на 15 %, а в США - более чем на 85 %. Такого результата удалось достичь, прежде всего, благодаря радикальному изменению схемно-конструктивных решений маршевых ЖРД, включающих разработку утопленных в топливных баках ЖРД, созданию двигательных установок третьей ступени и головной части с общей баковой системой, применению топливных баков с общими днищами, созданию высокоэффективных алюминий-магниево-сплавов, совершенствованию характеристик топлива. В целом отечественные маршевые ЖРД БРПЛ не имеют аналогов в мире, как по эффективности, так и по совершенству схемно-конструктивных решений.

В последние годы на базе отечественных БРПЛ создаются носители, способные выводить с борта подводной лодки на низкую орбиту спутники массой до 1 т. В США технология изготовления графитоэпоксидных корпусов "Трайдент-2" в условиях значительного сокращения объемов их производства используется при формировании корпусов стартовых ускорителей РН семейств "Дельта" и "Атлас".

Видимо, только расширение подобной деятельности позволит в будущем сохранить творческие и производственные коллективы, способные продолжить разработку отечественного стратегического ракетного вооружения. П



Контейнер с ракетой РСМ-52

Основные тактико-технические характеристики БРПЛ США

Характеристика	Поларис А-1	Поларис А-2	Поларис А-3	Посейдон	Трайдент-1	Трайдент-2
Масса, т:						
- стартовая	12,9	14,5	15,9	29,5	32	57,5
- максимальная забрасываемая	0,6	0,6...0,8	0,8	1,36	1,36	2,27
Дальность, км	2200	2800	4600	4600...5200	7400	6700...11 000
Головная часть	МБ	МБ	МБ (РГЧ)	РГЧ ИН	РГЧ ИН	РГЧ ИН
Количество ступеней, шт	2	2	2	2	3	3
Длина ракеты, м	8,7	9,45	9,85	10,36	10,36	13,95
Диаметр ракеты, м	1,37	1,37	1,37	1,88	1,88	2,1
Топливо	Твёрдое	твёрдое	твёрдое	твёрдое	твёрдое	твёрдое
Год поступления на вооружение	1960	1962	1964	1971	1979	1990