

УДК 621.454.3

А.С. Кириченко, Б.И. Кушнир, В.Г. Енотов

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ РАЗРАБОТКИ КБ-5

Представлены основные этапы становления и развития твердотопливной тематики. Рассмотрены основные технические проблемы, решение которых позволило создать маршевые двигатели и двигатели разведения с высоким уровнем характеристик и на их основе – высокоэффективные ракетные комплексы.

Наведено основні етапи становлення й розвитку твердопаливної тематики. Розглянуто основні технічні проблеми, вирішення яких дозволило створити маршові двигуни та двигуни розведення з високим рівнем характеристик і на їх основі – вискоєфективні ракетні комплекси.

The main phases of formation and development of solid motor engineering are presented. The basic technical problems are considered, solution of which allowed building the main motors and dispensing motors with high performance level and highly-effective rocket systems on their basis.

Высокий уровень тактико-технических характеристик твердотопливных межконтинентальных баллистических ракет (МБР) во многом был обеспечен за счет применения совершенных маршевых двигателей на твердом топливе (РДТТ), разработанных КБ-5 – КБ ракетных двигателей на твердом топливе ГП "КБ "Южное". Для их создания потребовалось пройти долгий и сложный путь поиска оптимальных проектно-конструкторских решений, провести большой комплекс расчетно-теоретических и экспериментальных работ, создать новые материалы и топлива, а также мощную производственно-испытательную базу.

Преимущество ракет на твердом топливе перед жидкостными определялось высокими эксплуатационными характеристиками, повышенной боеготовностью, большими гарантийными сроками хранения, уменьшением затрат на обслуживание, возможностью создания малоуязвимых мобильных боевых ракетных комплексов (БРК).

Работы по созданию мобильного БРК на базе твердотопливной ракеты начались в КБ "Южное" (тогда ОКБ-586) в 1960-1961 гг.

Результаты этих работ показали, что при имеющихся в то время материалах, топливах и технологиях масса малогабаритной МБР может быть реализована на уровне, превышающем требования Заказчика в ~1,5 раза, что не позволяло осуществлять ее эксплуатацию существующими грунтовыми транспортными средствами. В связи с

этим КБ "Южное" были подготовлены предложения о создании двухступенчатой МБР комбинированного типа – с РДТТ на первой ступени и ампулизированной второй ступенью с ЖРД, позволяющей компенсировать недостающий уровень характеристик твердотопливного варианта ракеты. Комбинированной ракете был присвоен индекс 8К99, а РДТТ первой ступени – 15Д15.

Спроектированная двигательная установка 15Д15 имела стальной разъемный корпус, вкладной заряд и четырехсопловой блок, что объяснялось отсутствием композиционных материалов, неподготовленностью к созданию прочноскрепленных зарядов, отсутствием опыта при разработке центральных поворотных управляющих сопел (ЦПУС).

Тем не менее поставленная на данном этапе задача была выполнена: на базе маршевого РДТТ 15Д15 впервые в мировой практике была создана МБР с подвижным грунтовым стартом и тем самым заложена основа для создания будущих МБР такого класса.

При создании РДТТ 15Д15 был решен ряд сложных технических вопросов:

- обеспечена огневая стойкость бронезащитного покрытия заряда;
- разработан уникальный способ создания стабильного конечного режима малой тяги (для разделения ступеней) за счет

установки специального порохового ракетного двигателя;

– обеспечена работоспособность соплового блока за счет разработки оригинальных конструкторских решений и специальных материалов.

В конструкции ракеты был принят ряд решений, которые используются и до сегодняшнего времени: минометная схема старта, сбрасывание головного обтекателя после прохождения плотных слоев атмосферы и др.

В 1968 г. были завершены летные испытания ракеты 8К99, а маршевый РДТТ 15Д15 был готов к началу серийного производства.

Однако по ряду причин в октябре 1969 г. разработка этого комплекса была прекращена.

Тем не менее накопленный опыт позволил выработать следующие подходы к определению наиболее оптимального облика будущих крупногабаритных РДТТ:

– по зарядам топлива – переход на эластичные смесевые топлива и прочное скрепление заряда с корпусом;

– по корпусам – отказ от металлических конструкций и переход на композиционные материалы;

– по сопловым блокам – уход от четырехсопловой компоновки на центральные сопла.

Следующим маршевым РДТТ, разработка которого была поручена КБ-5, был двигатель 15Д122 ракеты 15Ж43. По сравнению с двигателем 15Д15 в нем были заложены следующие прогрессивные решения: корпус в виде стеклопластиковой трубы с металлическими днищами, прочно скрепленный с корпусом моноблочный заряд массой более 40 т из смесового твердого топлива на основе бутилового каучука (разработчик – НПО "Алтай") и два альтернативных варианта управляющего центрального сопла (поворотное сопло в кардановом подвесе и сопло с системой вдува камерного газа в сверхзвуковую часть сопла).

В процессе проектирования РДТТ 15Д122 был принят заряд звездообразной формы с программированным участком спада тяги, что позволило отказаться от до-

полнительного двигателя конечной ступени, использовавшегося в ракете 8К99.

Необходимо отметить, что еще в процессе отработки двигателя 15Д15 были созданы уникальные опытные (модельные) установки ПГ-1, ПГ-2, ОК5-195, ОК5-195Ж, предназначенные для экспериментального опробования новых топлив, материалов, способов управления вектором тяги и других целей. В 1968 г. был испытан опытный двигатель ОК5-195Ж с центральным поворотным соплом в кардановом подвесе, а в 1970 г. – вариант двигателя ОК5-195Ж с центральным стационарным соплом и системой вдува камерного газа. По результатам проектных проработок и экспериментальных исследований предпочтение было отдано системе вдува.

При испытаниях поворотного сопла в кардановом подвесе была выявлена низкая жесткость конструкции подвески, которая приводила к снижению собственной частоты колебания сопла как исполнительного органа системы управления до недопустимого уровня. В итоге был сделан вывод о невозможности использования для крупногабаритных РДТТ механических подвесок ЦПУС с сосредоточенными опорами (кардановая подвеска) и о необходимости перехода на подвески с равномерным круговым распределением осевой нагрузки. Впоследствии это было реализовано на центральном поворотном сопле с эластичным опорным шарниром в двигателе 15Д305 ракеты 15Ж60.

Дополнительным недостатком поворотного сопла было то, что в отличие от системы вдува оно обеспечивало управление полетом ракеты только по двум каналам – тангажу и рысканию.

Проведенные 16 огневых пусков двигательной установки 15Д122 подтвердили возможность обеспечения работоспособности и требуемых основных характеристик системы управления вектором тяги на основе горячего вдува. В процессе этих испытаний замечаний по работоспособности пластикового корпуса и прочно скрепленного с ним заряда твердого топлива также не было.

В 1973 г. КБ-5 была поручена разработка маршевого РДТТ первой ступени (двигатель 3Д65) ракеты морского базирования 3М65. В конструкцию двигателя 3Д65 при разработке закладывались самые прогрессивные решения.

В связи с тем, что дальнейшее совершенствование весовых характеристик маршевых РДТТ сдерживалось применением для корпусов пластиковых труб с металлическими днищами, было использовано преимущество цельномотанных корпусов. Для реализации этой идеи были разработаны методики расчета, технологические процессы изготовления, специальное намоточное оборудование и материалы. Разработчиком корпуса двигателя 3Д65 было определено КТБ г. Хотьково Московской области, позднее – ЦНИИСМ. Разработчиком топлива и прочно скрепленного с корпусом заряда было назначено НПО "Алтай", г. Бийск. Таким образом полностью сохранялась ориентация на применение высокоэнергетических эластичных смесевых твердых топлив на основе бутилового каучука.

Для двигателя 3Д65 первой ступени ракеты 3М65, размещаемой в шахте подводной лодки и стартующей как из надводного, так и из подводного положения, было принято по аналогии с РДТТ 15Д122 утопленное в корпус центральное стационарное сопло с системой управления вектором тяги, основанной на принципе безгазоходного вдува в сверхзвуковую часть сопла камерного газа с помощью восьми клапанов штокового типа (на двигателе 15Д122 применялись клапаны вращающегося типа) и обеспечивающей управление полетом по трем каналам.

Выбор такого типа органов управления был продиктован следующими соображениями:

– отсутствием в то время реальной конструкции поворотного управляющего сопла с равномерным круговым распределением нагрузки на узел шарнирной подвески и невозможностью компоновки в хвостовом отсеке первой ступени порохового ракетного двигателя для управления по каналу крена из-за жестких габаритных ограничений;

– сложным и быстротечным характером движения ракеты на начальном подводном и надводном участках траектории, что требовало применения органов управления вектором тяги с высокими динамическими характеристиками, которые обеспечивала система вдува.

Отработка системы вдува оказалась особо сложной задачей при создании двигателя 3Д65. Течение газа между нависающей частью заряда и утопленной частью сопла характеризовалось наличием вихревых потоков, содержащих к тому же конденсированную фазу окисла алюминия. На эту картину накладывалось влияние функционирования клапанов вдува, которое приводило к интенсификации теплообмена на всех омываемых продуктами сгорания наружных поверхностях утопленной части сопла и заднего днища (в том числе в заманжетной полости).

Система вдува оказывала также сильное влияние на уносы эрозионно-стойких материалов газового тракта сопла главным образом в районе отверстий вдува.

Одной из наиболее сложных задач при отработке системы вдува было обеспечение термостойкости клапанной группы.

В течение длительного времени КБ "Южное" с привлечением ЦНИИмаша, ЦНИИТП и ЦНИИМВ проводило разработку методик расчета температурных полей в теле заслонки и ее термостойкости, оценивало влияние режимов функционирования клапанов на их работоспособность, экспериментально подвергало проверке различные варианты заслонок, исследовало влияние на работоспособность деталей клапанной группы характеристик структуры вольфрамового псевдосплава.

В результате было установлено:

– наиболее критичным моментом для функционирования клапанов являются первые 10-15 с работы двигателя, когда возникают большие начальные градиенты изменения температуры в конструкции элементов системы вдува;

– причины появления трещин, сколов и разрушения клапанов объясняются большими термическими напряжениями, возникающими в теле заслонки;

– на качество деталей клапанной группы из псевдосплава ВВДС-1 существенно влияют параметры вольфрамового порошка (склонность к агломерации, содержание кислорода, наличие примесей).

Были найдены конструкторские решения, обеспечившие термическую стойкость клапанной группы, и внедрены мероприятия по стабилизации параметров вольфрамового порошка. Проблема работоспособности клапанной группы системы вдува двигателя ЗД65 была решена.

В двигательной установке ЗД65 были приняты технические решения, обусловленные спецификой ее применения в составе ракеты морского базирования, а именно:

– предстартовый наддув воздухом внутренней полости двигателя и межступенного отсека с целью компенсации действующих на него внешних гидродинамических нагрузок при минометном старте ракеты из подводного положения до запуска РДТТ;

– пластиковая сопловая заглушка, полностью разрушаемая при срабатывании, что обеспечивало надежное закрытие люка шахтной пусковой установки после старта ракеты;

– полная герметизация двигательной установки для предотвращения попадания в нее морской воды.

Учитывая сложность газогидродинамических процессов, происходящих при старте, было признано необходимым одновременно с созданием двигателя ЗД65 разработать имитатор его начального участка работы, получивший индекс ЗД65Б. Двигатель ЗД65Б обеспечивал расходно-тяговые характеристики начального участка работы РДТТ ЗД65 и имел штатный сопловой блок. В октябре 1975 г. было проведено первое огневое испытание имитатора, а в 1977 г. на Черном море – бросковые испытания макета ракеты с двигателем ЗД65Б.

В 1977 г. были начаты стендовые испытания двигателя ЗД65, и менее чем через два года (в 1979 г.) был поставлен Заказчику его первый образец для летных испытаний. В 1982 г. летные испытания ракеты ЗМ65 с двигателями первой ступени ЗД65 были успешно завершены.

С началом работ в КБ "Южное" по твердотопливной тематике быстрыми темпами проходило развитие производственно-испытательной базы в г. Павлограде. Следует отметить, что процесс переоснащения стендовой базы Павлоградского механического завода проходил без остановки испытаний, и к началу 1990-х годов стендовая база ПМЗ по уровню технического оснащения и функциональным возможностям стала лучшей в отрасли твердотопливного двигателестроения.

В середине 1970-х годов КБ "Южное" начинает разработку твердотопливного ракетного комплекса РТ-23. Создание этого комплекса предусматривалось в двух вариантах базирования: стационарном (ракета 15Ж44) и подвижном (ракета 15Ж52). КБ-5 при этом поручалась разработка маршевых двигательных установок первой (двигатель 15Д206) и второй (двигатель 15Д207) ступеней.

С целью значительного сокращения объема и сроков экспериментальной отработки двигатель 15Д206 был спроектирован практически как аналог двигателя ЗД65 с сохранением принятой кооперации работ. В нем сохранились принятые для РДТТ ЗД65 рецептура и форма заряда твердого топлива, конструкция корпуса и соплового блока. Изменились в сторону увеличения расходно-тяговые характеристики и давление в камере сгорания.

Впервые за счет стабилизации производственных процессов при расчете прочности от действия внутрикамерного давления был принят коэффициент безопасности 1,2 вместо 1,3, что позволило улучшить весовые характеристики РДТТ.

В связи с управлением полетом ракет 15Ж44 и 15Ж52 на участках работ второй и третьей ступеней путем отклонения головного отсека двигатель 15Д207 имел стационарное сопло (без органов управления). Для уменьшения габаритов ракеты и обеспечения необходимых энергетических характеристик в конструкции сопла двигателя был применен раскладываемый в полете распуск.

Двигатель 15Д207 разрабатывался в новой кооперации, головной организацией по

топливу, заряду и корпусу было определено люберецкое НПО "Союз". В целом многие решения по ДУ 15Д207 были приняты по аналогии с реализованными в ДУ 3Д65: органопластиковый корпус типа "кокон", прочно скрепленный с корпусом заряд твердого топлива, эффективные теплозащитные и эрозионно-стойкие материалы в конструкции корпуса и сопла. Новизна конструкции соплового блока заключалась в том, что в целях экономии массы впервые для вкладыша критического сечения вместо вольфрама был применен пластинчатый углерод-углеродный материал УПА-3. Другой была рецептура смесового твердого топлива. Было применено топливо ОПАЛ с октогеном, повышающим уровень энергетических характеристик двигателя.

Принятая форма заряда твердого топлива типа "зонтик" (гладкий цилиндрико-конический канал с наклонной кольцевой проточкой) обеспечивала высокий коэффициент объемного заполнения камеры сгорания топливом и приемлемые тяговые характеристики.

Наземная экспериментальная отработка двигательной установки 15Д207 была начата в IV квартале 1979 г. и к концу 1982 г. была проведена в объеме, достаточном для летных испытаний. Потребовались значительные усилия для обеспечения надежной работоспособности снаряженного корпуса, вкладыша критического сечения сопла и системы раскладки высотного раструба. Понадобилось провести тщательную конструктивно-технологическую проработку способа формования заряда методом свободного литья с учетом особенностей прохождения топливной массы в область переднего днища через узкий зазор между вершиной кольцевой проточки и корпусом двигателя.

Для оптимизации рецептурного состава по содержанию алюминия потребовалось провести серию экспериментов, в результате которых его содержание в целях повышения реального удельного импульса было снижено с 21 до 19 %.

В процессе разработки конструкции двигательной установки 15Д207 рассматривались две возможные схемы раскладки рас-

труба сопла: "горячая", когда после разделения первой и второй ступеней ракеты вначале запускался двигатель второй ступени, а затем начиналось выдвижение раструба, и "холодная", когда после разделения ступеней вначале раскладывалось сопло и только после этого начиналась работа двигателя. По результатам расчетных и экспериментальных исследований предпочтение было отдано "холодному" способу раскладки с помощью специальных гидравлических устройств, так как в "горячей" схеме не представлялось возможным обеспечить стабильный характер внешних сил, действующих на раструб при его выдвижении.

Первый пуск ракеты 15Ж44 с двигательными установками 15Д206 и 15Д207 был проведен в IV квартале 1982 г.

В 1983 г. было принято Постановление ЦК КПСС и СМ СССР о создании ракет 15Ж60 и 15Ж61 (на базе 15Ж44 и 15Ж52) с улучшенными тактико-техническими характеристиками и повышенным уровнем стойкости к поражающим факторам ядерного взрыва (ПФЯВ). Для ракеты подвижного базирования 15Ж61 с первым уровнем стойкости к ПФЯВ была осуществлена модернизация маршевых РДТТ первой и второй ступеней: во вновь разработанном двигателе первой ступени 15Д289 (вместо 15Д206) были повышены расходно-тяговые характеристики (изменена форма заряда), а в двигателе второй ступени 15Д290 (вместо 15Д207) применено высокоэнергетическое смесовое топливо "Старт" на основе нового окислителя и внедрен ряд мероприятий, повышающих стойкость двигательной установки к воздействию ПФЯВ.

Необходимо отметить, что разработка топлива "Старт", осуществленная люберецким НПО "Союз", позволила увеличить удельный импульс РДТТ на 6–9 с.

Стеновая отработка двигателей 15Д289 и 15Д290 проводилась начиная со второй половины 1983 г.

В четвертом квартале 1985 г. были начаты летные испытания ракеты 15Ж61. Однако при стендовых испытаниях и при летных пусках обнаружилась неудовлетворительная

работа двигателя 15Д289 в связи с разрушением заднего днища по перу закладного элемента.

Оперативно установить однозначную причину аварийного исхода испытаний не удалось, а сокращенные сроки отработки ракеты 15Ж61 не позволили ориентироваться на использование двигателя 15Д289 и обусловили необходимость его замены отработанным двигателем 15Д206. Летные испытания ракеты 15Ж61 с двигателями 15Д206 и 15Д290 были возобновлены в начале 1986 г.

Предъявленные требования к двигателям ракеты 15Ж60 (стационарное базирование) со вторым уровнем стойкости к ПФЯВ (требования по энерговооруженности и значению управляющих усилий, степени защиты от ПФЯВ) привели к необходимости создания принципиально новой маршевой двигательной установки первой ступени (ДУ 15Д305) и модернизации двигательной установки второй ступени (ДУ 15Д339).

Для маршевого РДТТ второй ступени необходимо было разработать специальные составы защитных (от ПФЯВ) многофункциональных покрытий (МФП) и технологические процессы их изготовления и нанесения. Силами специалистов ЦНИИмаша, ЦНИИМВ и КБ "Южное" было создано МФП, представляющее собой двусоставный материал, защищающий корпус от воздействия крупной фракции образований при наземном ядерном взрыве (ЯВ) и поглощающий ионизирующие излучения при высотном ЯВ. Кроме того, с целью улучшения массового совершенства конструкции и повышения эрозионной стойкости сопла его телескопический раструб был выполнен из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) марки КУП-ВМ-ПУ, что позволило значительно снизить массу соплового блока.

Основные усилия по маршевым РДТТ ракеты 15Ж60 были сосредоточены на разработке двигателя первой ступени 15Д305, в котором при сохранении прочно скрепленного с органоматериалом корпусом типа "кокон" заряда усовершенствованной звездообразной формы было применено

высокоэнергетическое топливо, содержащее октоген (разработчик – НПО "Алтай"), центральное поворотное сопло на эластичном опорном шарнире и форсированы расходно-тяговые характеристики за счет существенного увеличения внутрикамерного давления до $\sim 100 \text{ кг/см}^2$ (в 1,4–1,5 раза).

Одной из особенностей создания ДУ 15Д305 было применение корпуса собственной разработки КБ-5, который по уровню технического совершенства превосходил корпуса, созданные в ЦНИИСМ и ЛНПО "Союз", т.е. в организациях, имевших к тому времени многолетний опыт проектирования подобных конструкций.

В результате проведенного специалистами КБ-5 анализа конструкций корпусов двигательных установок 3Д65 и 15Д206 обнаружился ряд их недостатков и, следовательно, возможностей улучшения. Так, днища, профиль которых рассчитывался по традиционной методике, уменьшали полезный объем корпуса, толщина второго кокона могла быть скорректирована в меньшую сторону и т.д.

Проведенные прочностные испытания подтвердили правильность выбранного направления по проектированию корпусов типа "кокон".

Внедрение полученных результатов проектно-конструкторских и экспериментальных работ позволило (несмотря на существенное повышение внутрикамерного давления) обеспечить высокое массовое совершенство конструкции корпуса двигателя 15Д305.

Применение в двигательной установке 15Д305 центрального поворотного управляющего сопла было обусловлено повышенными требованиями к управляющим усилиям – не менее 10% осевой тяги, что диктовалось высоким уровнем ПФЯВ (ударная волна), действующих на ракету в полете. В этих условиях оказалось невозможным ориентироваться на использование отработанной системы управления вектором тяги на основе вдува камерного газа, успешно примененной в двигательных установках 3Д65 и 15Д206, так как обеспечение указанной величины управляющего

усилия с помощью этой системы являлось нереальной задачей. Главной проблемой в работах по центральному поворотному соплу являлась разработка подвески его поворотной части.

Одним из первых результатов работ в этом направлении являлось создание опытной конструкции ЦПУС на сферической опоре скольжения, которая имела значительно большую жесткость по сравнению с соплом в кардановом подвесе, но одновременно обладала существенным недостатком – большой составляющей момента трения, что заметно снижало чувствительность автомата стабилизации системы управления ракеты.

Еще в середине 1960-х гг. стал известен новый тип подвески ПУС, выполняющий одновременно роль уплотнения, – эластичный опорный шарнир (ЭОШ). Его применение долгие годы сдерживалось отсутствием низкомодульных резин, которые появились в СССР лишь в конце 1970-х гг. При внешней простоте конструкции (пакет сферических прочно скрепленных друг с другом чередующихся слоев низкомодульной резины и жестких металлических армирующих тарелей) ЭОШ оказался достаточно сложным узлом, потребовавшим серьезных теоретических и экспериментальных исследований. При создании ЭОШ решались две основные задачи: обеспечение минимального значения угловой жесткости и разработка технологии изготовления шарнира. В КБ-5 были разработаны методы проектирования и расчета ЭОШ, позволившие найти оптимальные соотношения геометрических параметров шарнира, обеспечивающих его минимальную жесткость и устойчивость армирующих тарелей. Совместно с Днепропетровским филиалом НИИРП (в настоящее время – УНИКТИ ДИНТЭМ) была разработана эффективная технология изготовления ЭОШ, обеспечившая высокое качество шарниров и стабильность их характеристик. В результате была создана штатная конструкция ЦПУС с ЭОШ для двигательной установки 15Д305, которая успешно прошла полный цикл испытаний.

Еще одной не менее важной задачей для создания двигателей ДУ 15Д305 было обеспечение надежной работы вкладыша критического сечения, что было достигнуто применением моноблочной конструкции, выполненной из трехмерноармированного углерод-углеродного композиционного материала КИМФ-МБ.

Разработку такой эффективной двигательной установки, как ДУ 15Д305, следует отнести к наиболее крупным достижениям специалистов КБ-5 – на момент создания ей не было равных по мощности в отечественном твердотопливном ракетостроении.

В результате проведенных работ в 1986-1988 годах была завершена экспериментальная отработка маршевых двигательных установок первой и второй ступеней ракет 15Ж61 и 16Ж60 и начато их серийное производство.

Наряду с маршевыми РДТТ в КБ-5 в 1970-х годах были разработаны двигательные установки разделяющихся головных частей (РГЧ).

Осуществление большого числа сложных пространственных маневров РГЧ потребовало применения двигателей с большой длительностью работы (150–300 с) и высокоэффективными органами управления (боковое управляющее усилие до 45% осевой тяги). Простота конструкции, лучшая компоновка в отсеке боевой ступени, удобство эксплуатации, высокий уровень безопасности и надежности привели к необходимости использования для этих целей ракетных двигателей на твердом топливе. Опыт разработки ракет с разделяющимися головными частями (15А15, 15А16, 15А14) подтвердил правильность принятого решения. Разработка управляющих двигателей РГЧ была поручена КБ -5.

Облик типовой двигательной установки формировался с учетом специфических требований, предъявляемых к ней, – большого времени работы и высокого уровня управляющих усилий.

В связи с большим временем работы двигателей разведения в них были применены низкотемпературные смесевые твердые топлива (разработчик – НПО "Алтай"). В качестве системы управления вектором

тяги была принята конструкция с четырьмя вращающимися соплами.

Корпуса двигателей РГЧ были выполнены из высокопрочной стали СП-28, а в качестве теплозащитных покрытий использованы эластичная резина и жидкозаливные композиции.

Форма заряда – моноблоки торцового горения – была выбрана из условий обеспечения необходимого времени работы двигателей и их расходно-тяговых характеристик. Использование торцовых зарядов потребовало решения принципиально новых вопросов по скреплению их с корпусом и учету фактора повышенной скорости горения топлива в зоне, примыкающей к корпусу.

Наиболее приемлемым с точки зрения массового совершенства и надежности работы двигателей оказалось использование продольных и кольцевых раскрепляющих манжет, обеспечивающих работоспособность заряда во всем диапазоне эксплуатационных условий.

Проблема повышенной скорости горения топлива по периферии заряда была решена введением конического участка на торце заряда.

Одной из важных задач была разработка маломоментного вращающегося сопла, что было связано с вопросом создания малогабаритных и высокоэффективных в весовом отношении приводов. Эта задача была решена путем использования уплотнений из тугоплавких материалов (вольфрам), установленных в зоне газового тракта.

Проведенные проектные, расчетно-теоретические и экспериментальные исследования позволили в кратчайшие сроки осуществить разработку двигателей разведения головных частей 15Д171 (ракета 15А15), 15Д171-02 (ракета 15А16), 15Д161, 15Д221 (ракета 15А14), принятых на вооружение.

Для создания двигателей разделяющихся головных частей была проведена подготовка промышленной базы Павлоградского механического завода, в том числе введен в строй комплекс для проведения огневых стендовых испытаний двигателей тягой до 25 т. Успешно осваивались перспективные технологии импульсно-дуговой и аргоноду-

говой сварки высокопрочных сталей, нанесения внутренней теплозащиты (в том числе жидкозаливной), изготовления деталей сопел из эрозионно-стойких композиционных материалов и тугоплавких металлов (молибден, ниобий).

Результаты проведения наземной и летной отработки полностью подтвердили работоспособность двигательных установок разделяющихся головных частей и ожидаемый уровень их основных характеристик и надежности.

В 1988 г. КБ-5 была поручена разработка двигательной установки первой ступени 15Д365 универсальной межконтинентальной баллистической ракеты на твердом топливе РТ-2ПМ2. Разработку двигательной установки КБ-5 вело в кооперации с люберецким НПО "Союз" – разработчиком топлива, заряда и корпуса.

В результате проектно-конструкторских работ по двигательной установке 15Д365 были приняты следующие решения: твердотопливный двигатель с поворотным управляющим соплом на эластичном опорном шарнире, органопластиковым корпусом типа "кокон" и прочноскрепленным зарядом смесового твердого топлива на основе октогена. Форма заряда – моноблок с цилиндроконическим каналом и десятью щелями в районе переднего днища.

Проектируемая установка была стойка к воздействию ПФЯВ, уровень которых был задан Заказчиком.

До летных испытаний было проведено пять огневых стендовых испытаний, причем первое из них было неудачным (разрушение заднего днища по перу закладного элемента – аналогично аварийным испытаниям ДУ 15Д289).

После доработки конструкции остальные испытания прошли успешно. Были изготовлены два изделия: первое в качестве электромакета, второе – для летных испытаний, однако в конце 1991 – начале 1992 г. работы по этой теме в Украине были прекращены.

После завершения работ по темам 15Ж60 и 15Ж61 в плане дальнейшего совершенствования ракетных комплексов в

КБ "Южное" проводились фундаментальные научно-исследовательские работы, результаты которых должны были лечь в основу создания модернизированной ракеты с повышенной стойкостью к ПФЯВ и временем работы всех трех маршевых двигателей не более 100 с. Причиной для разработки такой модернизированной ракеты было объявление США о намерении создать средства стратегической оборонной инициативы (СОИ), способные поражать боевые блоки после выведения их на баллистическую траекторию. Проектные работы по этой теме завершились разработкой технических предложений, а в экспериментальном плане – созданием опытного РДТТ с повышенными расходно-тяговыми характеристиками и внутрикамерным давлением.

Хотя опытная двигательная установка была разработана на базе ДУ 15Д305, давление в камере и расход топлива в ~ 1,5 раза превышали аналогичные характеристики двигательной установки 15Д305, а масса заряда – в ~ 1,2 раза. Было проведено пять огневых стендовых испытаний опытного двигателя с положительными результатами. Одновременно для проведения работ по исследованию усовершенствованных материалов, новых конструкторских решений, оценки энергетических характеристик и т.д. вместо ПГ-1 и ПГ-2 был разработан модельный двигатель ПГ-3 с пластиковым корпусом, внутрикамерное давление в котором составляло 200 кг/см².

Всего в КБ-5 ГП "КБ "Южное" для МБР, принятых на вооружение, было создано пять наиболее мощных в СССР маршевых двигательных установок: три установки первых ступеней (3Д65, 15Д206 и 15Д305) и две – вторых ступеней (15Д290 и 15Д339).

Экспериментальная отработка маршевых двигательных установок 15Д15, 15Д122, 15Д207 и 15Д365 была завершена, но серийно они не изготавливались.

Характерная особенность разработок КБ-5 крупногабаритных маршевых двигательных установок заключалась в постоянном повышении их технического уровня, а именно: переходе на эластичные смесевые

твердые топлива и прочное скрепление заряда с корпусом, отказе от металла как основного конструкционного материала силовой оболочки корпуса и полной переориентации на полимерные композиты, уходе от четырехсопловой компоновки на центральные стационарные или поворотные сопла, широком использовании углерод-углеродных материалов.

Разработка маршевых двигательных установок в КБ-5 характеризовалась:

- увеличением запаса топлива почти в 3 раза;
- повышением секундного расхода более чем в 4 раза;
- возрастанием внутрикамерного давления в 2-3 раза;
- увеличением удельного импульса тяги на ~ 10%.

При этом, несмотря на существенное повышение давления в камере сгорания, коэффициент энергомассового совершенства

$$K = \frac{I_{y\theta}}{1 + \alpha},$$

где $I_{y\theta}$ – удельный импульс тяги; α – отношение массы конструкции двигателя к массе топлива двигательных установок, возрос в 1,2–1,3 раза.

Статья поступила 20.12.2015