

УДК 629.785:533.6013.14

Д-р техн. наук Н. Д. Коваленко, д-р техн. наук В. И. Кукушкин

ТРИУМФ И ТРАГЕДИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ ЗД65 ВДУВОМ КАМЕРНОГО ГАЗА В СОПЛО

Проанализирован опыт отработки и эксплуатации газодинамической системы управления вектором тяги крупногабаритного ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) вдувом в сопло газа, отбираемого из камеры сгорания, представлены результаты дальнейшего развития системы.

Проаналізовано досвід відпрацювання й експлуатації газодинамічної системи керування вектором тяги великогабаритного ракетного двигуна твердого палива (РДТП) вдувом у сопло газу, що відбирається з камери згорання, подано результати подальшого розвитку системи.

The experience of development and operation of the large solid rocket motor (SRM) thrust vector control gas-dynamic system, based on injection of gas, taken from the combustion chamber, into the nozzle, is analyzed and the results of system further development are given.

В середине 1982 г. ГКБ "Южное" завершена отработка и сдан в серийное производство крупногабаритный маршевый РДТТ с газодинамической системой управления вектором тяги (двигатель ЗД65 – главный конструктор В.И. Кукушкин) для первой ступени межконтинентальной ракеты морского базирования ЗМ65, созданной в КБ, возглавляемом главным конструктором В.П. Макеевым [1 – 4].

Высокие, недостижимые для других известных систем управления вектором тяги (СУВТ), динамические, габаритно-компоновочные и эксплуатационные характеристики, предельно широкие функциональные возможности СУВТ, основанной на вдуве в сверхзвуковую часть сопла камерного газа, вместе с рядом других прогрессивных решений по корпусу камеры, заряду твердого топлива, сопловому блоку, конструкционным материалам двигателя ЗД65 [3, 5] позволили создать уникальную по назначению и высокому техническому уровню ракету ЗМ65. Высокие функциональная надежность системы вдува и среднетраекторная экономичность регулирования вектора тяги подтверждены многочисленными испытаниями, в том числе в составе ракеты ЗМ65 при наземном, надводном и подводном стартах 35 ракет в процессе регламентного контроля средств вооружения [3, 5].

Отработка этого двигателя, и в первую очередь безгазоводной системы вдува в сопло "горячего" камерного газа, проходила в

весьма "нервной" обстановке, обусловленной новизной (для всей отрасли) решаемых одновременно научно-технических, конструкторских, технологических, материаловедческих и производственных задач, в сложной кооперации организаций-исполнителей и в сжатые сроки. Эта обстановка, сопровождаемая многими коллегиями разных ведомств, головного Министерства, Военно-промышленной комиссии и пр. (с предупреждениями, выговорами, угрозами), затрудняла в дальнейшем объективное оценивание сложностей процесса создания и достоинств системы вдува. Она привлекла первоочередное внимание к трудностям при недооценке достоинств. Все это не способствовало более широкому применению и развитию выдающейся технической разработки – системы вдува – и диктовало необходимость проведения дополнительного анализа и более полной объективной оценки опыта отработки, эксплуатации и дальнейшего развития газодинамической СУВТ маршевых РДТТ.

На этапе эскизного проектирования двигателя ЗД65 был использован опыт проектирования и отработки крупногабаритных РДТТ первых ступеней баллистических ракет 8К99 (двигатель 15Д15) и 15Ж43 (двигатель 15Д122) [3]. При создании упомянутых двигателей реализованы многочисленные впервые разработанные уникальные технические решения и выработаны принципиальные подходы к выбору оптималь-

ного облика крупногабаритных маршевых РДТТ ближайшего будущего [3]:

– по зарядам топлива – переход от зарядов вкладного типа на моноблочный заряд эластичного смесового топлива, прочно скрепленный с корпусом камеры;

– по корпусам – отказ от металлических конструкционных материалов силовой оболочки камеры и соплового блока и применение композиционных материалов;

– по сопловым блокам – переход от четырехсопловой компоновки на односопловые стационарные с газодинамическим управлением вектором тяги или на поворотные управляющие сопла;

– по конструкционным материалам – широкое применение титановых сплавов.

На основании результатов исследований был сделан вывод [3], что для крупногабаритных маршевых РДТТ механические подвески центральных поворотных управляющих сопел (ПУС) с сосредоточенными опорами (карданная подвеска) неприемлемы из-за низкой жесткости; для устранения этого недостатка требуются подвески с равномерным круговым распределением осевой нагрузки. Идея применения эластичного опорного шарнира была реализована уже после отработки двигателя 3Д65 на другом двигателе (15Д305 ракеты 15Ж60) с другими требованиями к управляемости и габаритам [3].

Для двигателя 15Д122 оптимальным было сопло, стационарно установленное в камеру сгорания с большой степенью утепленности и газодинамической СУВТ, основанной на вдуве в сверхзвуковую часть сопла газа, отбираемого из камеры сгорания. Было принято уникальное в мировой практике решение: создать сопловой блок с безгазоводной системой вдува "горячего" камерного газа, которая обеспечивала бы управление вектором тяги по трем каналам управления и стабилизации полета летательного аппарата: тангажу, рысканию и крену [3].

Проведено 16 огневых испытаний двигателя 15Д122, которые подтвердили работоспособность пластикового корпуса и прочно скрепленного с ним заряда высокоэнергетического твердого топлива, принципно-

альную возможность обеспечения работоспособности и достижения требуемых основных характеристик СУВТ на основе восьмиклапанной системы вдува "горячего" газа, отбираемого из камеры сгорания [3].

При разработке двигателя 3Д65 в конструкцию были заложены самые прогрессивные решения, опробованные ранее на двигателе 15Д122, и новые, которые должны были обеспечить специфические особо высокие требования к габаритным и функциональным характеристикам двигателя 3Д65 (рис. 1) [1, 2].

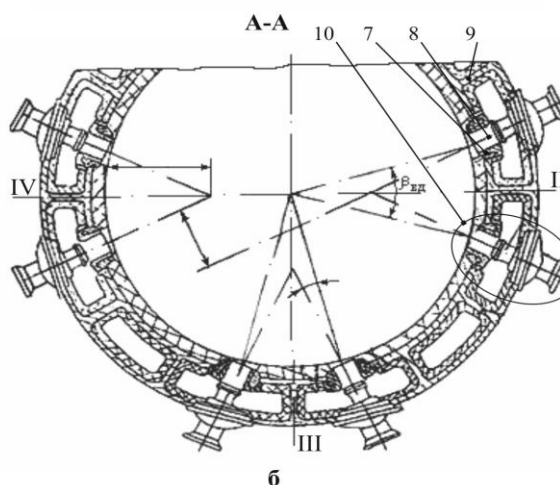
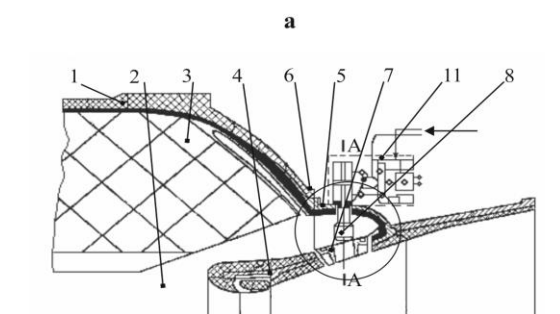


Рис. 1. Внешний вид (а) и конструктивно-компоновочная схема системы вдува двигателя 3Д65 (б):

- 1 – корпус; 2 – камера сгорания; 3 – заряд топлива; 4 – сопловой блок; 5 – кольцо-переходник; 6 – нижний фланец; 7 – сопло вдува; 8 – заслонка клапана; 9 – ребро жесткости; 10 – узел вдува; 11 – рулевая машинка.

Прежде всего требовались чрезвычайно высокие быстродействие и динамические характеристики исполнительных органов системы управления полетом ракеты, которые были обусловлены сложным и быстротечным характером движения ракеты ЗМ65 на начальном подводном и надводном участках траектории. Эти требования могла обеспечить только газодинамическая система регулирования вектора тяги двигателя, аналогичная впервые разработанной и реализованной ГКБ "Южное" (главный конструктор И.И. Иванов [4, 6]) в составе ЖРД 15Д12 [7, 8] и 15Д169 ступеней ракет 8К99, 15А15 [1, 9]; применительно к двигателю ЗД65 – это система вдува камерного газа в сверхзвуковую часть сопла.

Габаритные ограничения требовали применения камеры с большой утопленностью сопла. При этом из-за весьма ограниченного объема в хвостовом отсеке невозможно было разместить автономный пороховой двигатель с системой сопел, управляющих полетом ракеты по каналу крена. Эту задачу могла решить только восьмиклапанная система нерадиального вдува, опробованная в составе двигателя 15Д122.

Головными НИИ отрасли были согласованы и одобрены все новые и новейшие технические решения и определены смежники-разработчики составных частей двигателя.

Разработчиком нового цельномотанного корпуса типа "кокон" двигателя ЗД65 было определено КТБ, г. Хотьково Московской области, позднее ЦНИИСМ (главный конструктор В.Д. Протасов). Силовую оболочку корпуса поначалу изготавливали из стекловолокна, а затем из высокопрочного органолокна [3]. Был применен новый уникальный моноблочный заряд массой более 40 т из смесового твердого топлива на основе бутилового каучука, прочно скрепленный с корпусом (разработчик НПО "Алтай", Генеральный директор Я.Ф. Савченко) [3].

Сопловой блок в целом и восьмиклапанную систему вдува разрабатывало ГКБ "Южное" (главный конструктор В.И. Ку-

кушкин) с широкой кооперацией смежников [3].

Создание этого уникального во многих отношениях соплового блока, и прежде всего восьмиклапанной системы вдува, началось практически с нуля. На начальном этапе разработки и исследования системы вдува при создании двигателя 15Д122 разрабатывались регуляторы расхода вдуваемого газа (клапаны) вращательного типа, которые оказались неприемлемыми для двигателя ЗД65. Это обусловлено тем, что в результате эрозионного разрушения рабочих поверхностей и деформации конструкции корпуса узла вдува увеличивались "нулевые" зазоры заслонки регулятора расхода, вследствие чего возрастали "нулевые" утечки газа до недопустимых значений.

Результаты проектно-поисковых исследований показали, что проблемы создания регулирующих органов системы вдува с "нулевыми" или приемлемыми значениями "нулевых" зазоров могут быть решены только при использовании штоковых регулирующих элементов, которые были разработаны как опытные конструкции на начальном этапе разработки РДТТ 15Д122 [9, 10] и использованы в системе вдува ЖРД 15Д12 [7, 8].

По многим позициям это был новый узел системы вдува (рис. 1). Дозирование расхода на вдув в сопло осуществляется нормально закрытыми штоковыми клапанами-регуляторами, корпуса которых установлены в окна кольца переходника. Заслонки клапанов, установленные над соплами вдува соосно с некоторым установочным зазором, соединены с рулевой машинкой и совершают возвратно-поступательные движения в соответствии с командами системы управления. Седла клапанов выполнены на входной части сопел вдува. Канал, подводящий газ к дозирующему сечению клапана-регулятора (карман), образован конической и цилиндрической оболочками корпуса основного сопла и кольца-переходника, соединенных между собой ребрами.

Каналы управления вектором тяги в плоскостях тангажа и рыскания независимые: создание управляющих усилий обеспечивается одновременным открыванием пары клапанов вдува на определенное зна-

чение. Создание управляющих усилий по крену осуществляется путем одновременного открывания диаметрально противоположных клапанов сопел вдува, вращающих изделие по или против часовой стрелки.

Для создания узла вдува необходимо было решить проблемы обеспечения работоспособности заслонки и седла клапана, выбрать форму заслонки клапана-регулятора и сопряжение ее с соплом вдува, решить задачу газодинамической разгрузки заслонки клапана от действия на нее больших переменных по ходу штока клапана газодинамических сил, выбрать оптимальные размеры, геометрию и теплозащиту элементов предклапанной полости, обеспечить герметичность подвижного разъема между штоком и корпусом клапана вдува, исключить возможность ударов заслонки по седлу клапана в закрытом положении; выбрать геометрию, конструкцию и теплозащиту сопла вдува и сопряжение его с дозирующими элементами седла клапана.

Наиболее трудной и продолжительной была отработка работоспособности заслонки клапана вдува, изготавливаемой из псевдосплава ВНС-1. Первоначально заслонка имела форму гриба. Вместе с седлом клапана она формировала осевой "нулевой" зазор. Уже первые огневые испытания показали ее неработоспособность по ряду позиций. В момент трогания клапана из закрытого положения требовался недопустимо большой момент привода. От тепловых напряжений в грибообразной заслонке в течение первых 5-10 с работы двигателя возникали трещины и сколы рабочей поверхности в разных местах по периметру заслонки в открытых и реже в закрытых клапанах вдува. При рабочем давлении в камере сгорания в результате больших деформаций конструкции переходного кольца соплового блока происходили недопустимо большие осевые перемещения заслонки и недопустимо большие утечки камерного газа в сопло через узлы вдува.

На следующем этапе отработки заслонку грибообразной формы заменили сплошной цилиндрической. Установили ее с радиальным зазором путем некоторого заглубления в седло клапана, переходное кольцо сопла соединили 24 ребрами со стенкой

сопла. Этих мероприятий оказалось недостаточно: трещины, сколы и разрушения цилиндрической заслонки происходили почти на каждом огневом испытании системы вдува в составе опытных конструкций РДТТ (ОК-5), работающих непродолжительное время (до 10 с).

На дальнейших этапах автономной отработки клапана вдува в обеспечение его работоспособности заслонку стали изготавливать в виде пологого цилиндра, защищенного донным экраном. Трещины, сколы и разрушения такой заслонки происходили при работе двигателя значительно реже, но не были полностью исключены.

Дальнейшая отработка соплового блока с системой вдува предусматривалась на этапе отработки двигателя ЗД65, время работы которого более 80 с. Вполне закономерно, что при продолжительной работе соплового блока и системы вдува в составе штатной конструкции двигателя ЗД65 могли возникать новые задачи как по работоспособности конструкции, так и по обеспечению параметров двигателя и системы вдува. Так, на отдельных экземплярах двигателя образовывались трещины и сколы в заслонке клапана в период 20 – 60 с работы, которые нельзя было объяснить, как ранее, большими термическими напряжениями, возникающими в теле заслонки.

При дальнейшем совершенствовании конструкции узла вдува заслонку начали изготавливать составной (цилиндрический корпус опоясан кольцами разных размеров и др.). Были приняты меры по уменьшению газодинамических сил, действующих на заслонку во время работы двигателя и системы вдува. Однако устранить возникающие разрушения заслонки после ~30 с работы двигателя не удалось.

Возникновение новых дефектов в клапане вдува при огневых доводочных испытаниях двигателя вызывало большое беспокойство руководства ГKB "Южное", завода-изготовителя, разработчика ракеты и руководителей Министерства. О результатах каждого огневого испытания информировали незамедлительно во все адреса.

Для оперативного анализа результатов огневых испытаний двигателя (и прежде всего его системы вдува), выяснения при-

чин появления дефектов конструкции и разработки рекомендаций по их устранению совместным решением ГКБ "Южное", ПО ЮМЗ, представительства Генерального заказчика была создана рабочая группа из представителей ГКБ "Южное", ПО ЮМЗ, головного НИИ отрасли (НИИТП) и Института технической механики НАНУ (ИТМ НАНУ) во главе с главным инженером ПО ЮМЗ В.С. Соколовым. Члены рабочей группы анализировали качество и особенности сборки двигателя и подготовки, проведения испытаний, результаты информационных данных по измерениям, участвовали в дефектации материальной части после испытания, обобщали данные текущего испытания с информацией о результатах предыдущих и автономных испытаний, на совместных заседаниях обсуждали результаты и возможные причины дефектов и неисправностей и формировали рекомендации по их устранению. Одновременно решались конструктивные, технологические и организационные задачи совершенствования сопла и узла вдува, параллельно шла отработка нового уникального стенда для испытаний двигателя ЗД65 с измерением осевой тяги, боковых сил и кренового момента, создаваемых вдувом камерного газа. Рабочая группа сопровождала отработку двигателя в течение всего этапа стендовой отработки и летных испытаний, начатых в конце 1979 г.

На завершающем этапе стендовой отработки были реализованы все решения по сопловому блоку, корпусу и другим узлам двигателя. Разрушений элементов заслонки и седла в первые 10-15 с не наблюдалось. Однако при огневых стендовых испытаниях некоторых экземпляров доводочных двигателей возникали после ~20 с разрушения одного или обоих колец, облегающих силовой цилиндр, а иногда и разрушения силового цилиндра.

На заключительном этапе стендовой отработки двигателя этот дефект заслонки стал наиболее важной и сложной проблемой, пути приемлемого решения которой долго не удавалось определить. В это время нервы сдали у тепловиков НИИТП и ГКБЮ. По результатам расчетов двухмер-

ного поля температуры заслонки, выполненных специалистами НИИТП, было предположено считать причиной разрушений элементов заслонки потерю ею прочности от перегрева. Это была бы катастрофа системы вдува. Сложилась острая ситуация, которая могла привести к трагическим последствиям. Обсуждения технической проблемы протекали остро. Были высказаны разные мнения по оценке результатов расчетов НИИТП и огневых испытаний.

Во-первых, по результатам расчетов по такому сложному, изменяющемуся во времени тепловому процессу нельзя категорично делать выводы о неработоспособности заслонки. Во-вторых, расчетные данные, полученные в ИТМ (В.В. Махиным решена задача в трехмерной постановке) [5, 9], не подтверждали версию НИИТП.

Однако главными были не результаты расчетов, а результаты комплексного анализа телеметрической информации о боковых силах вдува, тяге двигателя и давлении в камере сгорания по методике, разработанной ИТМ, который показал, что разрушения заслонок происходили при испытаниях отдельных экземпляров двигателей в разное время их работы и в заслонках разных клапанов, в том числе не работавших. Все это указывало на необходимость дополнительного анализа технологии изготовления клапана вдува с целью выявления слабых мест и совершенствования технологического процесса.

Дальнейший анализ показал, что все разрушения заслонок произошли при испытаниях двигателей, на которых были некоторые допустимые особенности изготовления клапанов вдува, отмеченные в формулярных цеховых документах и в большинстве случаев не отмеченные в основном формулярном документе на поставку двигателя на огневое испытание. Эти некоторые особенности относились к качеству материалов, идущих на изготовление сплава ВВДС-1 (в допуске, но на одном из нижних пределов и др.), к технологии смешивания и спекания компонентов сплава (пропорциям компонентов, режимам спекания, наличию повторов спеканий, условиям хранения и черновой обработки заготовок дета-

лей, нарушению технологической дисциплины) и другие, которые могли бы повлиять на качество заслонок.

В итоге этой кропотливой работы было установлено, что на качество деталей клапанной группы из псевдосплава ВНДС – 1 существенно влияют параметры вольфрамового порошка (склонность к агломерации, повышенное содержание кислорода, наличие примесей), технология изготовления (количество и технология спекания компонентов) сплава, случайные удары по заготовкам и готовым деталям без видимых повреждений.

Одним из важнейших мероприятий был визит главного конструктора двигателя В.И. Кукушкина на завод-изготовитель вольфрамового порошка (г. Чирчик, Узбекистан), который стал новым поставщиком порошка для нужд двигателя ЗД65 после прекращения поставок из Китая. В ходе этого визита были обнаружены, а затем устранены несовершенства технологии изготовления и контроля качества вольфрамового порошка.

С помощью найденных конструктивных решений по обеспечению термической стойкости клапанной группы, внедрения мероприятий по стабилизации параметров вольфрамового порошка и повышению качества технологического процесса и документации, технологической дисциплины проблема работоспособности клапанной группы системы вдува двигателя ЗД65 была решена.

В процессе отработки системы вдува двигателя ЗД65 выполнены многочисленные теоретические и экспериментальные исследования, необходимые и достаточные для разработки инженерных методик расчета параметров системы вдува (газодинамических, тепловых, тепломассообменных, прочностных, текущих расходных и импульсных), установочных и текущих боковых и осевых сил, возникающих в сопле при вдуве газа, потерь удельного импульса тяги при нулевом положении клапанов вдува и их функционировании, геометрии сопла и эксцентриситета вектора тяги при эрозивном разрушении обтекаемых поверх-

ностей, а также создана научно-техническая база по проектированию и отработке РДТТ с регулируемым вектором тяги вдувом в сопло камерного газа как объекта регулирования и как исполнительного органа системы управления полетом ракеты.

По всем затронутым вопросам Институтом технической механики НАН Украины, сопровождавшему отработку двигателя ЗД65 с начала стендовых испытаний до завершения летно-конструкторских испытаний (1982), совместно с ГКБ "Южное" выпущена техническая документация в 11 томах (отчетах), необходимая и достаточная для сдачи двигателя в серийное производство [5].

В дальнейшем восьмиклапанная система вдува была успешно применена на двигателе 15Д206 первых ступеней ракет 15Ж44 (шахтный старт) и 15Ж52 (железнодорожный старт).

С середины 1982 г. ГКБ "Южное" начало разработку крупногабаритного маршевого двигателя 15Д305 с центральным поворотным управляющим соплом (ПУС). Создание нового двигателя с новой СУВТ было обусловлено повышенными требованиями к значениям боковых управляющих усилий (не менее 10% осевой тяги двигателя), при этом разработчики двигателя 15Д305 без достаточного технического обоснования, базируясь в какой-то мере и на нетехнических основаниях (желании приобрести опыт ГКБЮ и ПО ЮМЗ по созданию второго типа СУВТ, а именно центрального ПУСа с эластичным шарниром, нежелании преодолевать возможные трудности в расширении функциональных задач системы вдува двигателя ЗД65), считали невозможным ориентироваться на использование уже отработанной СУВТ, основанной на вдуве в сопло камерного газа. Многие разработчики двигателя 15Д305 и ракеты в целом до настоящего времени дискутируют по этому вопросу. Поэтому сравнительные оценки этих двух типов СУВТ остаются актуальными.

Вполне очевидно, что создать большие боковые усилия (более 10%) ПУС может без проблем, однако СУВТ с ПУСом в связи

с большой инерционностью не может создать это управляющее усилие без большой задержки. При воздействии возмущающего момента от ударной волны ракета может быстро отклоняться, а парирующий управляющий момент создается медленно, и пока привод будет поворачивать сопло, ракета может отклониться на недопустимый угол по тангажу или рысканию. Для устранения этой известной возможной ситуации разработчик двигателя вынужден использовать сверхмощный привод, однако при этом неизбежны проблемы с обеспечением работы автомата стабилизации полета. Управляемость ракеты с ПУСом до настоящего времени не доказана. Кроме того, конструктивно ракета усложнялась, она должна иметь двигатель для управления полетом по каналу крена, длина двигателя и хвостового отсека с малоутопленным соплом увеличивается.

Учитывая это, ГКБ "Южное" и ИТМ НАНУ на этапе разработки двигателя 15Д305 совместно проводили исследования по расширению функциональных возможностей СУВТ двигателя 3Д65 и разработку новых газодинамических СУВТ, способных выполнять задачи, возложенные на двигатель 15Д305 [5, 9, 11-15]. На начальном этапе работ по модернизации СУВТ двигателя 3Д65 были выполнены оценки максимальных боковых сил, которые может обеспечить конструкция системы вдува после ее совершенствования и изменения логики управления клапанами вдува [5, 9]: рассмотрены совместная работа узлов вдува по каналам тангажа и рыскания, использование усовершенствованных клапанов вдува (без "нулевых" утечек), изменение расположения сопел вдува по длине и периметру сопла, изменения угла наклона сопел вдува к оси сопла. Расчетные оценки показали, что все упомянутые мероприятия смогут повысить максимальные управляющие боковые усилия $P_{упр}$ с 5,8 до 8,7%, однако при этом конструкция системы вдува потребует существенной доработки. Если в дальнейшем увеличить диаметр сопла вдува и заслонки клапана $d_{сз}$ с 90 до 105 мм, то будут обеспечены требуемые $P_{g\ max} = 10\%$. Такая модификация системы вдува пра-

вильно всеми оценивалась как разработка новой газодинамической СУВТ, более совершенной но и более сложной. Сторонников реализации этого проекта уже не было.

Параллельно проводились поисковые исследования и разработки новых принципиальных схем и устройств газодинамических СУВТ, решающих задачу создания больших кратковременных управляющих моментов $M_{упр}$, парирующих без запаздывания ($\Delta\tau = 0 = \tau_{M,упр} - \tau_{M,возм}$) действие кратковременного возмущающего момента $M_{возм}$. Было обосновано [9, 11], что для создания одного кратковременного большого (примерно в два раза большего, чем штатный) управляющего момента целесообразно применять одноимпульсное устройство, не усложняя штатную СУВТ и не увеличивая ее массу. Предложено несколько устройств таких СУВТ, в частности в [11] предложены дополнительные двухпозиционные клапаны, установленные в каждой четверти сопла в окнах между штатными узлами вдува, вступающими в работу для отработки нештатных возмущающих моментов (рис. 2).

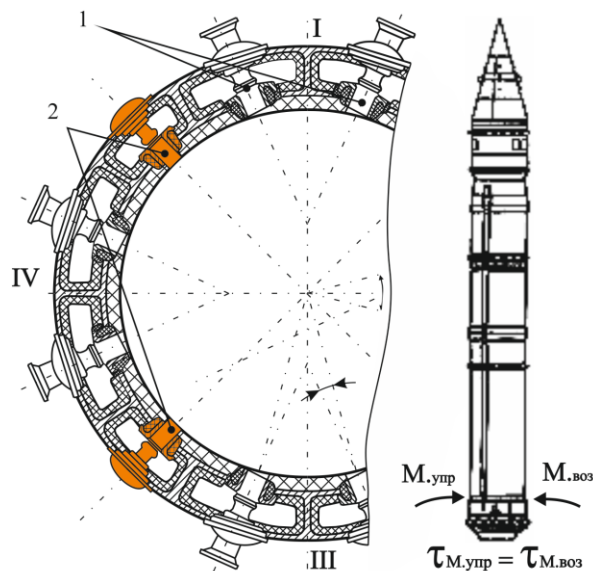


Рис. 2. Бифункциональная система вдува:
1 – основная система вдува; 2 – дополнительная (импульсная) система вдува.

Недостаток этого варианта системы вдува в том, что в период создания максимальных боковых моментов $M_{упр}$ сил в сопло направляется большой расход камерного газа, в результате чего снижается давление в камере сгорания, уменьшается тяга и удельный им-

пульс тяги двигателя до недопустимого (в ряде случаев) уровня. С учетом этого и полученных ранее результатов огневых испытаний ЖРД с интерцепторной СУВТ предложена система, основанная на введении в сопло твердого интерцептора с одновременным впрыском через него жидкости [9, 12]. Это направление работ было поддержано ГKB "Южное", и по совместной программе ИТМ НАНУ, ГKB "Южное", НПО "Алтай" были проведены разработка, изготовление и огневые испытания новой газодинамической СУВТ в составе РДТТ ОК5-349 (рис. 3).

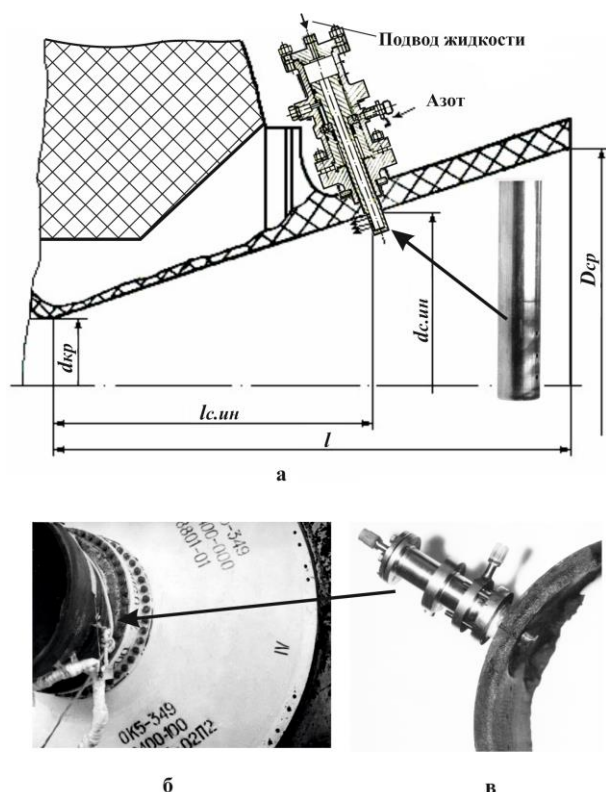


Рис. 3. Принципиальная схема (а) и общий вид (б) соплового блока РДТТ с опытным интерцепторным узлом (в)

Интерцепторные узлы впрыска жидкости устанавливали на неутопленной части сопла в плоскости за сечением сопел вдува по одному с диаметрально противоположных сторон в свободном промежутке между парами узлов вдува. Каждый интерцепторный узел содержал корпус, крепящийся к наружной оболочке сопла, с размещенным в нем подвижным двухпозиционным твердым (сталь жаропрочная) цилиндрической формы интерцептором с гидравлической системой впрыска через тело интерцептора нейтральной жидкости и управления положением интерцептора. В процессе огневого

испытания двигатель вначале работал без введения в поток интерцептора, затем после введения его в поток сопла.

Результаты испытаний показали, что в двухфазном потоке продуктов сгорания высокотемпературного топлива твердый интерцептор сохранял целостность в течение 10-12 с, поверхность сопла не претерпевала больших недопустимых разрушений. Двигатель нормально отработал программу доводочных испытаний и подтвердил работоспособность интерцепторной СУВТ при кратковременной (до ~ 10 с) работе.

Интерес представляют результаты развития работ по устройствам создания кратковременного управляющего момента. Было предложено вводить в сверхзвуковой поток не твердые интерцепторы с впрыском жидкости, а неохлаждаемый твердый интерцептор из материала, медленно сгорающего (в течение действия управляющего импульсного возмущающего момента) в сверхзвуковом потоке сопла. Рассмотрена возможность использования импульсных детонационных РДТТ со шнуровым зарядом твердого топлива [9, 15].

В итоге можно считать, что по описанным выше результатам исследований и техническим разработкам для центрального ПУСа разработан альтернативный вариант быстродействующей СУВТ, способной обеспечить управление полетом ракеты в экстремальных условиях, когда необходимо парировать "ударное" возмущающее воздействие.

После завершения отработки двигателя 15Д305 с ЦПУСом (в конце 80-х гг.) совместные работы ГKB "Южное" и ИТМ по восьмиклапанной системе вдува, к сожалению, прекратились.

Работы по СУВТ с твердыми интерцепторами продолжались до 1996 г., но уже применительно к другому типу объектов управления полетом ("Грань" совместно с ГККБ "Луч"). При этом разработчики ГКБЮ, как и ранее при разработке двигателя 15Д305, считали систему вдува камерного газа в сопло неприемлемой для этого двигателя, разрабатывали СУВТ с твердыми интерцепторами, установленными на срезе сопла.

Институт технической механики про-

должал и продолжает до настоящего времени (с некоторыми перерывами) проектно-поисковые исследования и разработки по совершенствованию, модификации или модернизации системы вдува в сопло камерного газа с целью регулирования вектора тяги РДТТ для новых разрабатываемых или перспективных ракет [7-15], в том числе для ракет типа 15Ж60, "Грань", "Борисфен", 8М65, "Сапсан", а также ЗУР типа 9М83 [17].

Особый интерес представляют разработки по модернизации системы вдува стартового двигателя ракеты 9М83 (рис. 4).

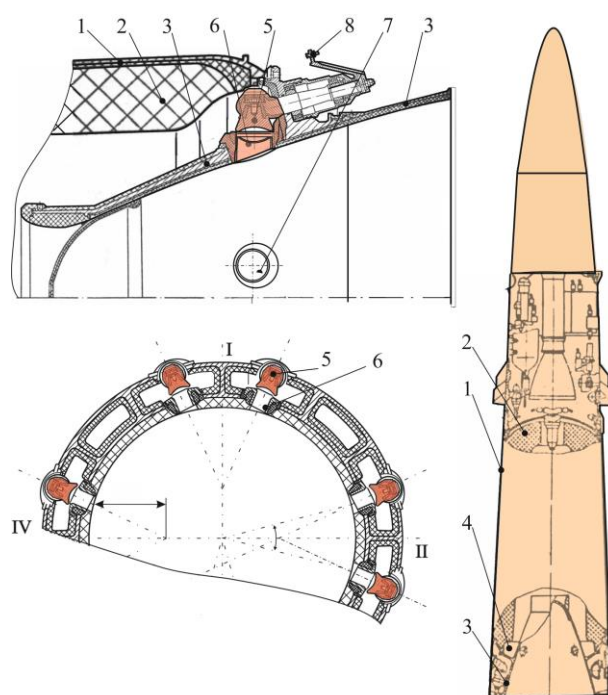


Рис. 4. Сопловой блок стартового двигателя ЗУР с управлением вектором тяги:

- 1 – корпус; 2 – топливный заряд; 3 – сопловой блок;
4 – узел вдува; 5 – клапан; 6 – седло клапана;
7 – сопло вдува; 8 – привод.

В штатном варианте двигатель обеспечивает старт ракеты из транспортно-пускового контейнера и управление вектором тяги по тангажу и рысканию путем вдува газа из камеры сгорания через четыре узла вдува с радиальными соплами и регуляторами расхода вращательного типа, расположенными в камере сгорания и соединенные с приводами на наружной поверхности сопла. Применение восьмиклапанной нерадиальной системы вдува позволяет осуществить управление по всем каналам (тангажу, рысканию, крену), при этом существенно упрощается конструк-

ция ракеты.

Отработка двигателя 15Д305, основанного на применении ранее уже отработанных технических решениях по корпусу и сопловому блоку с эластичным шарнирным узлом, прошла в течение сравнительно короткого промежутка времени без крупных технических проблем. Это создало условия для рекламирования этой СУВТ с центральным поворотным управляющим соплом как вершину технической простоты конструкции и отработки по сравнению со сложной конструкцией и технологией отработки системы вдува в сопло газа, отбираемого из камеры сгорания.

Конечно, двигатель без системы вдува проще, однако СУВТ с ПУСом не может решить многих задач, которые решает только система вдува как в составе ракеты 3М65, так и в ряде других ракет, и которая может решить ряд новых задач в составе перспективных двигателей для новых ракет.

В дополнение к отмеченным выше достоинствам система вдува камерного газа в сверхзвуковую часть сопла может обеспечивать регулирование осевой тяги двигателя в достаточно широком диапазоне, практически без усложнения конструкции и снижения экономичности двигателя. Модифицированная система вдува наиболее приемлема для создания перспективных ракет сверхплотной компоновки, разрабатываемых рядом зарубежных организаций по известной интегральной схеме [5, 12]. Система вдува, модифицированная для использования в двигателях с непродолжительным временем работы, может быть наиболее простой СУВТ в конструктивном и технологическом отношении и располагать наибольшими функциональными возможностями. Следует отметить то, что система вдува в полном объеме может быть отработана в наземных условиях, повреждения конструкции ее регулирующих органов не приводят к катастрофическим последствиям.

Отработка системы вдува двигателя 3Д65 была сложной, но ведь это выдающееся техническое творение, удостоенное Государственной премии, создано было впервые на земном шаре людьми творческими и смелыми. В настоящее время есть научно-техническая база и опыт отработки – исполь-

зуй, твори, выдумывай, пробуй.

К сожалению, на данном этапе развития ракетно-космической техники изменились критерии оценки совершенства техники. В большинстве случаев оптимальность разработки двигателей оценивается по стоимости создания. В этих условиях вполне возможно, что изделия, выдающиеся по своему высокому уровню технического совершенства, науки, техники, технологии, могут оказаться невостребованными и, более того, забытыми, так как требуют больших материальных затрат и творческой работы.

Список использованной литературы

1. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро "Южное" / Под ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: КИТ, 2004. – 260 с.
2. Санин Ф.П. и др. Развитие ракетно-космической техники в Украине / Ф.П. Санин, Е.Л. Джур, Л.Д. Кучма, В.В. Хуторной. – Днепропетровск: Изд-во ДНУ, 2001. – 391 с.
3. Конструкторское бюро № 5 Государственного конструкторского бюро "Южное" им. М.К. Янгеля / Под ред. С.В. Борисенко, В.А. Супруненко. – Днепропетровск: ГКБ "Южное", 2004. – 198 с.
4. Мелуа А.И. Ракетная и космическая техника. / Под ред. В.В. Панова. – М.: Гуманистика, 2003. – 752 с.
5. Достигнутый уровень и перспектива повышения характеристик системы регулирования вектора тяги двигателей ЗД65 и 15Д206: НТО, кн, I – XI. – Днепропетровск: ИТМ НАНУ, ГКБЮ, 1984. – 1115 с.
6. Назаренко В.Ф. Иванов И.И. – конструктор, ученый, организатор //Техническая механика. – 2003. – № 2. – С. 6 – 17.
7. А.с. № 44511. Жидкостный ракетный двигатель "замкнутой" схемы с газодинамической системой регулирования вектора тяги / И.И. Иванов, Н.Д. Коваленко и др. – 1968.
8. А.с. № 34329. Способ регулирования вектора тяги ЖРД "замкнутой" схемы, основанный на вдувании генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла / Н.Д. Коваленко, В.Г. Курейчик, Ю.П. Просвиряков, И.Г. Писарев и др. – 1963.
9. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. – Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
10. Органы управления вектором тяги РДТТ / Н.С. Голубенко, Н.М. Беляев, В.И. Кукушкин, А.А. Макаров. – М.: Машиностроение, 1973. – 360 с.
11. А. с. № 217189. Устройство для создания усилий управления полетом ракеты (импульсное интерцепторное устройство со вдувом газа) / Н.Д. Коваленко, А.Г. Головач, Е.И. Фурманский. – 1985.
12. А. с. № 248914. Устройство для управления вектором тяги ракетного двигателя (интерцепторы с впрыском жидкости) / Н.Д. Коваленко, В.Н. Харитонов. – 1986.
13. А. с. № 317473. Интерцепторное устройство для управления вектором тяги ракетного двигателя / Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников, В.Н. Харитонов. – 1990.
14. Коваленко Н.Д. Импульсные характеристики регулируемых узлов вдува системы регулирования вектора тяги РДТТ / Н.Д. Коваленко, Н.С. Голубенко, Коваленко Г.Н. // Техническая механика. – 2001. – № 2. – С. 150 – 155.
15. Коваленко Н.Д. Некоторые решения по совершенствованию системы регулирования вектора тяги РДТТ вдувом камерного газа в сверхзвуковую часть сопла / Н.Д. Коваленко, А.Г. Головач, Г.Н. Коваленко // Техническая механика. – 2001. – № 1. – С. 64 – 69.
16. НИР по интегральной ступени JSS / Ракетная техника и космонавтика: экспресс-информация: Сер. 1. – № 19/20. – 1987. – С. 2 – 10.
17. Карпенко А.В. Российское ракетное оружие 1943 – 1993 гг.: Справочник. – Изд. 2-е испр. и доп. – СПб.: Пика, 1993. – 180 с.

Статья поступила 18.01.2014