

УДК 621.454-404.9

С.Г. БОНДАРЕНКО<sup>1</sup>, Н.Д. КОВАЛЕНКО<sup>2</sup><sup>1</sup>Днепропетровский национальный университет им. О.Гончара<sup>2</sup>Институт технической механики НАН и НКА Украины

## ОСОБЕННОСТИ ОТРАБОТКИ ВЫСОТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПАСТООБРАЗНОГО ТОПЛИВА С РЕГУЛИРУЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

Рассмотрены особенности конструкции и отработки высотных ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе (РДУПТ) с механической или газодинамической системой управления вектора тяги (СУВТ); дана оценка возможности их отработки при стендовых огневых испытаниях. Отмечается, что механические СУВТ, основанные на качании соплового блока или камеры сгорания, не могут быть отработаны в наземных условиях, газодинамические системы, основанные на вдуве генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла, могут быть в достаточно полном объеме отработаны в наземных условиях в процессе стендовой отработки и контрольных испытаний высотных РДУПТ.

**Ключевые слова:** ракетная двигательная установка, пастообразное топливо, отработка, система регулирования, сопло, тяга.

### Введение

**Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами.** В период с 1990 по 2009 год возросло число опубликованных результатов по разработке и исследованию ракетных двигателей (РД), работающих на унитарном пастообразном ракетном топливе [1, 3 – 8]. Такие РД в настоящее время представляют особый интерес. В них ракетное смесевое твердое топливо находится в неотвержденном состоянии – это топливная паста, состоящая из основных компонентов современных ракетных топлив, которые перемешаны требуемым образом в заводских условиях на этапе изготовления без добавки компонентов, обеспечивающих затвердевание этой пасты. Считается, что одним из преимуществ изготовления такого топлива является то, что оно базируется на использовании отработанных технологий, применяемых в ракетной отрасли для твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ). Вполне очевидно, что создание этих новых типов двигательных установок требует решения многих конструктивных, схемных, технологических, термогазодинамических и других задач.

Среди множества проблем и задач, требующих решения при создании регулируемой РДУПТ для верхних ступеней ракет-носителей (РН) одной из основных является выбор оптимальной СУВТ двигателя для обеспечения управления полетом летательного аппарата (ЛА). Для ее решения требуются сравнительные оценки энергомассовых, динамических, габаритно-компоновочных, эксплуа-

тационных и других задач. Среди задач, отнесенных к другим, которые (в ряде случаев) могут оказаться главными, следует отнести, в частности, возможность надежной отработки СУВТ в наземных стендовых условиях.

Применительно к вновь разрабатываемой РДУПТ вопросы отработки ее имеют первостепенное значение. Вместе с тем этим вопросам до настоящего времени уделялось мало внимания.

**Анализ последних достижений и публикаций.** В работе [1] кратко сообщаются результаты, полученные в КБ «Южное» в период до 1992 года. Отмечается, что в результате проведения научно-исследовательских работ был создан ряд двигателей, один из которых решал задачу управления полетом верхней ступени РН.

В работе [3] сообщаются результаты дальнейших работ и дана оценка состояния разработки РДУПТ, освещены основные этапы работ по созданию в Украине дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе. Показан ряд конструктивных схем РДУПТ, приведены результаты испытаний некоторых модельных образцов разного назначения. Отмечаются некоторые работы по созданию регулируемых РДУПТ, проводимые за рубежом.

Среди приведенных в [3] конструктивных схем двигателей наибольший интерес представляет маршевый двигатель верхней ступени РН многократного запуска с механически регулируемым вектором тяги и глубоким её дросселированием (рис. 1).

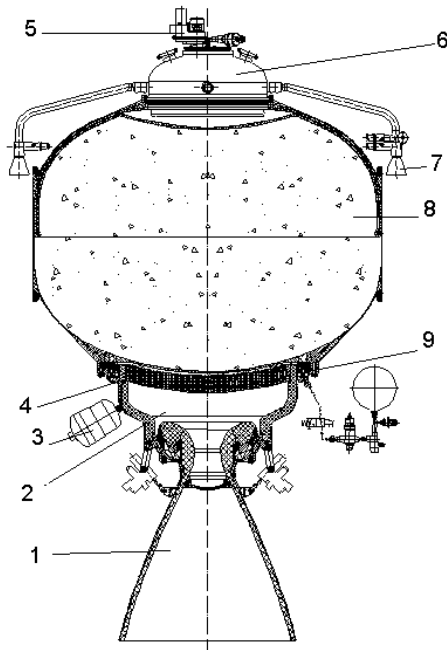


Рис. 1. Маршевый ракетный двигатель на пастообразном топливе для верхних ступеней РН с механически регулируемым вектором тяги:

1 – качающееся подвесное управляющее сопло с приводами; 2 – камера сгорания; 3 – пусковой газогенератор; 4 – фильерный блок; 5 – регулятор тяги; 6 – вытеснительный газогенератор, работающий на низкотемпературном пастообразном топливе; 7 – сопла системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС); 8 – диафрагменный бак с высокотемпературным пастообразным топливом; 9 – кольцевой отсечной клапан подачи топлива

Разработка такого типа двигателя поддерживается Украинским научно-техническим центром в рамках проекта № 4049. В процессе выполнения работ по данному проекту разработан аналогичный двигатель с газодинамической СУВТ двигателя (рис. 2).

**Цель работы** – на основании комплексного анализа схем и конструктивных решений двух упомянутых типов СУВТ, решаемых ими задач в составе РДУПТ верхних ступеней РН оценить возможности их отработки при стендовых огневых испытаниях и сформировать рекомендации по выбору оптимальных параметров СУВТ высотных РДУПТ.

### Результаты исследований

Анализ особенностей отработки механических и газодинамических СУВТ базируется на опыте стендовой отработки РД с механическими (качание соплового блока или камеры сгорания) и газодинамическими (вдув в сверхзвуковую часть сопла газа, отбираемого из камеры сгорания) системами управления вектора тяги.

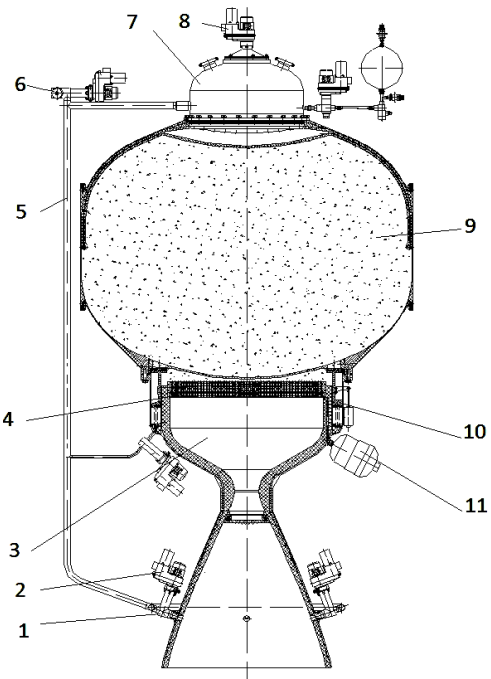


Рис. 2. Маршевый ракетный двигатель на пастообразном топливе для верхних ступеней РН с газодинамической системой управления вектором тяги:

1 – клапан-регулятор вдува; 2 – привод клапана-регулятора; 3 – камера сгорания; 4 – фильерный блок; 5 – газовод; 6 – сопла СУОС; 7 – вытеснительный газогенератор, работающий на низкотемпературном пастообразном топливе; 8 – регулятор тяги; 9 – диафрагменный бак с высокотемпературным пастообразным топливом; 10 – кольцевой отсечной клапан подачи топлива; 11 – пусковой газогенератор

Принятые для анализа СУВТ имеют общие и характерные для каждой в отдельности особенности в части их функционирования, устройства, отработки и контрольных (сертификационных) испытаний.

Обе СУВТ (механическая и газодинамическая) используют приводы, управляемые командами, которые формируются в системе управления полетом ЛА. Все составные части СУВТ требуют автономной отработки, комплексных испытаний и отработки в совокупности всей системы в условиях, имитирующих штатные. На завершаемом этапе испытаний СУВТ в большинстве случаев проводятся совместные испытания штатных исполнительных органов в составе штатного двигателя со штатной аппаратурой системы стабилизации и управления полетом ЛА [2, 9].

Особенность устройства механической СУВТ состоит в том, что она содержит массоёмкие подвижные агрегаты и сложные массоёмкие узлы их шарнирной подвески, требует использования мощных приводов. Последние могут быть гидравлическими и пневматическими, при этом в конструктивно-компоновочной схеме двигательных установок

необходимо предусмотреть объёмы размещения упомянутых шарнирных узлов подвески двигателя, рулевых агрегатов и бортовых источников мощности, а также свободное пространство для обеспечения качания РД.

Упомянутых недостатков не имеют СУВТ, основанные на вторичной инжекции в сверхзвуковую часть сопла основных компонентов топлива или продуктов их сгорания. Здесь в двигателе не содержатся массоёмкие подвижные агрегаты, их приводы и источники питания. Стационарно закрепленный двигатель обладает высокими габаритно-массовыми характеристиками, а СУВТ обладает наиболее высоким быстродействием и наименьшим потреблением энергии.

Особенности конструкции и массовых характеристик анализируемых СУВТ при отработке рассматриваемых двигателей в обеспечении параметрической и функциональной надежности возникают существенно разные критические процессы. Механические СУВТ без существенного усложнения конструкции могут для решения задачи наведения и парирования больших возмущающих усилий обеспечить столь угодно большие потребные управляющие боковые силы, путем отклонения соплового блока (камеры в целом) на требуемый угол. Однако, при отработке режимов стабилизации вектора тяги могут возникнуть серьезные трудности в части обеспечения устойчивости процесса работы автомата стабилизации системы управления полетом. Газодинамические СУВТ обеспечивают высокое быстродействие регулирования, точность параметров и устойчивость процессов на режимах стабилизации полета ЛА, однако, на режимах с максимальными возмущающими моментами могут возникать сложности по обеспечению больших управляющих усилий.

Технологическое оборудование для испытаний высотных РД содержит ряд специальных систем и устройств. Стендовое оборудование имеет системы, имитирующие полетные условия запуска и работы на всех режимах двигателя, систему измерения осевой тяги, многочисленные системы измерения давлений, средства обеспечения безотрывного истечения газа из сопла, средства обеспечения безопасной работы и другое вспомогательное оборудование. Стенд для отработки РД с СУВТ в обоих вариантах резко усложняется, так как, кроме упомянутого, должен обеспечить отработку и контрольные испытания СУВТ.

Величины основных факторов, определяющих требуемые усилия привода, должны быть надежно определены для реальных условий работы СУВТ с целью уменьшения их до целесообразного минимума. Запасы по располагаемым усилиям привода могут создавать проблемы по обеспечению устойчиво-

сти рабочих процессов СУВТ на режимах стабилизации полета ЛА.

Известно, что в процессе работы двигателя действие многих факторов может существенно отличаться от действия их в процессе цеховых «холодных» испытаний [2, 9].

В течение запуска двигателя, могут создаваться камерой кратковременные боковые нагрузки на привод, превышающие нагрузки при нормальном функционировании двигателя, шарнирного подвеса и гидропривода. Это особенно важно для РД с высокой степенью расширения сопла, при запуске которых боковые нагрузки большие и действуют более продолжительное время [9].

Эксцентриситет вектора тяги высотного РД с большой степенью расширения сопла может зависеть от угла отклонения двигателя в связи с изменением стационарных и динамических нагрузок на элементы шарнирного узла и гидропривода, а также в связи с возможным появлением неравномерности донного давления при отклоненном положении двигателя.

Упругость всей системы при качании работающего двигателя, создающего реальную тягу, может значительно превышать упругость «холодного» двигателя с имитацией условий работающего двигателя.

Из анализа известных конструкций шарнирных узлов для качания сопловых блоков (СБ) ракетных двигателей твердого топлива [12 – 17] следует, что конструкция известных шарнирных узлов чрезвычайно сложна и имеет нестабильные (в течение времени) характеристики. Это обусловлено чрезвычайно тяжелыми условиями работы ответственных элементов шарнирного узла (высокие температуры газового потока, эрозийное воздействие его на подвижные элементы шарнира, большие сжимающие усилия и вибрационные нагрузки).

Для поворота сопла (или сопла с камерой сгорания) в узле качания по командам системы управления полетом или по командам контрольно-измерительной аппаратуры при наземных испытаниях должны быть два мощных привода для качания двигателя в каждой плоскости (тангаж и рыскание) и источники питания приводов.

Проведенные оценки показали, что при многократном включении двигателя приводы должны быть гидравлическими и многократного срабатывания. Следовательно, не удастся избежать применения на борту ступени жидкого компонента топлива с узлами автоматики многократного включения.

Для отклонения СБ или камеры сгорания с СБ требуется применительно к РДУПТ четыре исполнительных механизма большой мощности, сигналы на которые подаются двумя блоками управления.

Кроме того, в состав гидросистемы с приводом входят датчики давления, пусковой электропироклапан, сигнализатор фиксации гидропривода, индуктивный датчик обратной связи, элементы кабельной сети.

Все отмеченное выше ориентирует разработчика на использование гидроприводов с повышенным запасом по располагаемому усилию. Однако, упомянутые запасы и без того мощных приводов еще более усложняют задачу по обеспечению устойчивости рабочих процессов СУВТ на режимах стабилизации полета ЛА.

При использовании мощных приводов сильно увеличивается погрешность отклонения двигателя приводом на режимах стабилизации вектора тяги, когда требуются малые углы отклонения двигателя (до  $\sim 0,5^\circ$ ) с частотой колебаний до 5 Гц, что может привести к потере устойчивости процесса стабилизации. Для решения проблемы устойчивости режимов стабилизации приходится усложнять логику и аппаратную часть системы управления [9].

В реальных условиях работы СУВТ двигателя с карданным подвесом может возникнуть взаимовлияние управления вектором тяги по каналам тангаж и рыскание, влияющее на устойчивость процесса управления. Упомянутое взаимовлияние состоит в том, что движение привода в одной плоскости воздействует на другой привод в соответствующей плоскости. Это может быть вызвано погрешностью расположения приводов и погрешностью их установки, крепления к шарниру и опорному элементу корпуса ступени ракеты (при стендовых испытаниях к опорному элементу стенда). Если это взаимовлияние большое, может развиваться потеря устойчивости процесса управления.

СУВТ должна быть способна без задержки отреагировать на команду системы управления по отклонению двигателя, сформированную приводом, структурой двигателя и тяговыми характеристиками ЛА. Если двигатель не может быстро реагировать на движение, как запрашивается системой управления полетом, то это приводит к потере устойчивости процесса и качание двигателя прекращается. Рабочие частотные характеристики СУВТ должны обеспечивать незначительную степень погрешности отклонения двигателя, возможность обратной связи и стабилизацию параметров. Это вынуждает разработчика устанавливать особо высокие требования к точности изготовления, установки и крепления приводов к элементам карданного подвеса и к стыковочному фланцу ступени ракеты.

Все отмеченные особенности условий работы СУВТ при запуске, а также в отклоненном положении при стабилизации вектора тяги могут потребовать не только расчетного, но и экспериментального

подтверждения характеристик и работоспособности СУВТ. При этом следует заметить, что возможности экспериментального подтверждения в наземных условиях весьма ограничены даже при использовании специального стендового оборудования (барокамеры, эжекторных установок и др.).

Чрезвычайно важной особенностью отработки обоих типов СУВТ высотных РД является необходимость испытания СУВТ в составе двигателя, работающим с безотрывным истечением газа из сопла. Для этого стендовое оборудование резко усложняется, так как должно оснащаться дополнительным специальным сложным оборудованием, в том числе упомянутым выше. Решить эту задачу в полном объеме практически невозможно.

При испытании высотного двигателя с механической СУВТ практически невозможны испытания его с полноразмерным соплом или качание его в рабочем диапазоне. Следовательно, несмотря на важность отработки СУВТ в наземных условиях, реализовать эти важные испытания невозможно. Это диктует необходимость предусмотреть летные испытания СУВТ с качанием двигателя со штатным сопловым блоком. В процессе таких испытаний необходимо получить достаточно полную и точную информацию о статических и динамических характеристиках реальной СУВТ во всем диапазоне режимов и условий работы.

Из результатов сравнительной оценки следует, что СУВТ, основанная на качании СБ или камеры сгорания, содержит намного больше ответственных элементов функционирования, обладает намного большей массой конструкции, сложнее в отработке и не может быть сертифицирована без проведения летных испытаний.

В процессе отработки СУВТ РДУПТ, основанной на качании соплового блока, должна быть подтверждена надежность работы СУВТ и следующие основные её функциональные и параметрические характеристики:

1. Проверка работоспособности СУВТ со штатным сопловым блоком в составе двигателя и элементами системы управления ориентацией и стабилизации положения ЛА (в данном случае короткой верхней ступени ракеты, или разгонного блока большого космического аппарата, или кассеты аппаратов) при многократном включении двигателя и СУВТ. Такие проверки возможны только при летно-конструкторских испытаниях (ЛКИ), так как в наземных условиях невозможно испытать полноразмерное сопло с качанием; при качании «обрезанного» сопла реализуются несколько другие параметры и характеристики (упругие, динамические, инерционные и газодинамические нагрузки на шарнирный узел и элементы привода).

2. Подтверждение и доводка статических характеристик привода и СУВТ в целом – это зависимость момента сил для качания от угла поворота  $M_{\text{кач}} = f(\varphi_{\text{п}})$  и боковых управляющих усилий. Задачу можно решить только в условиях ЛКИ.

3. Определение динамических (амплитудно-частотных) характеристик на основных и переходных режимах работы СУВТ автономно и СУВТ с СУОС. Задача решается при ЛКИ по указанным выше причинам.

Для сравнительного анализа используются принципиальная схема, составные части и элементы, а также описанные ниже особенности отработки газодинамической системы регулирования вектора тяги путем инъекции в сверхзвуковую часть сопла продуктов сгорания основного топлива двигателя или генераторного газа.

Газодинамической СУВТ РД содержит четыре узла вторичной инъекции, выполненных на сверхзвуковой части сопла, по два диаметрально расположенных в каждой плоскости стабилизации летательного аппарата. Каждый узел вторичной инъекции содержит закрытый (в нулевом положении) регулятор расхода (дроссель) инжектируемого рабочего тела. Каждый регулятор расхода или два диаметрально противоположных узла снабжены приводами. Каждый узел инъекции соединен трубопроводом с источником рабочего тела, находящимся в составе двигателя (в данном случае с газогенератором, работающем на пастообразном топливе). На каждом узле вторичной инъекции установлен датчик положения регулирующего органа или датчик давления инжектируемого рабочего тела за регулирующим органом. Упомянутые датчики (одного из двух типов) являются элементами системы обратной связи в системе управления полетом ступени ракеты и одновременно служат для контроля функционирования и параметров СУВТ. Каждый привод и датчики соединены кабельной сетью с источником электропитания и системой управления и контроля.

Преимущества газодинамических СУВТ состоят в следующем:

- наиболее высокая (из всех известных в настоящее время СУВТ) чувствительность исполнительного органа к управляющему воздействию и наиболее высокое быстродействие регулирования;

- малые габариты и вес элементов регулирования, их приводов и источников питания;

- отсутствие массоёмких подвижных элементов и сложной гидравлической системы, требующей выполнения регламентных работ при хранении и при выполнении предстартовых операций;

- возможность отработки элементов и всей СУВТ в наземных условиях, в том числе и комплексных испытаний с аппаратурой системы управления;

- малые габариты и высокая плотность исполнительных органов системы управления в сочетании со стационарно закрепленным двигателем позволяют создать сверхплотную компоновку двигательной установки с регулируемым вектором тяги.

Следует заметить, что газодинамические СУВТ успешно применены на ряде твердотопливных двигателей, разработанных в отечественных и зарубежных организациях [1, 2].

Особенность стендовой отработки РД с газодинамической СУВТ состоит в том, что в составе стендового оборудования (в силовом измерительном стапеле) должен содержаться технологический шарнирный узел с системой измерения боковых сил, возникающих в сопле, и системы тарировки измерительного комплекса (стапель, двигатель, система измерений).

Отмеченные дополнительные требования усложняют конструкцию стенда, однако, как показал опыт отработки ряда двигателей, в стендовых условиях отработка СУВТ с двигателем может быть выполнена в полном объеме. Особенности этой отработки сообщаются ниже.

Результаты исследований [2, 9] показали, что система измерений боковых сил должна проходить тарировку до испытания и в процессе огневого испытания после выхода двигателя на установившийся режим, непосредственно перед инъекцией рабочего тела в сопло.

Для обеспечения достаточного вакуума на срезе сопла требуемые давления в газодинамической трубе (ГДТ) на срезе сопла могут обеспечиваться установкой определенной величины зазора между сегментами регулировочного кольца ГДТ и соплом двигателя [2]. В зависимости от конструктивных особенностей измерительного станка зазор между кольцом ГДТ и соплом может быть выполнен радиальным и осевым, при этом зазор должен сохраняться равномерным по периметру и в требуемом диапазоне величин. При подготовке двигателя к испытанию устанавливался некоторый установочный зазор, который при работе двигателя изменялся, устанавливаясь на уровне допустимого.

В процессе стендовых испытаний системы вдува в составе двигателя проводились следующие исследования и проверки:

1. Проверка работоспособности двигателя с системой вдува и всех элементов системы в составе двигателя. При испытаниях варьировались параметры системы вдува и двигателя во всем рабочем диапазоне, в том числе – проверка при крайних сочетаниях параметров.

2. Подтверждение и доводка статических характеристик  $P_y = f(p_{\text{овд}})$ ,  $p_{\text{овд}} = f(\varphi)$  и определение влияния на них режима работы двигателя.

3. Определение динамических характеристик переходных процессов в системе вдува при запуске и переходе с режима на режим.

4. Определение экономичности системы вдува и потерь удельного импульса тяги двигателя на единицу управляющего усилия.

5. Оценка влияния отбора газа для вдува на режим работы двигателя и его основных агрегатов, а также взаимовлияние параметров режимов системы вдува по каналам тангаж и рыскание при их совместной работе.

С целью подтверждения надежности системы вдува, а также для проверки совместной работы системы вдува как исполнительного органа системы стабилизации и управления полетом ракеты, а также определения границ устойчивости автомата стабилизации в составе двигателя, были проведены комплексные испытания системы вдува с аппаратурой системы управления.

В состав блок-схемы испытываемой СУВТ входят следующие основные системы: двигатель штатной комплектации; штатная система вдува, обеспечивающая создание боковых сил по каналам тангаж и рыскание; штатные приводы рулевых машин; автомат стабилизации ракеты; эквивалент изделия; потенциометры обратной связи; усилители-преобразователи; датчики давлений и др. При проведении испытаний системы вдува за входной параметр принимается угол поворота потенциометра обратной связи, а за выходной – давление в коллекторе вдува. Дальнейшее подтверждение функциональной и параметрической надежности системы регулирования вектора тяги проведено при летных испытаниях ракеты.

Несмотря на то, что анализ особенностей отработки механической и газодинамической систем управления вектором тяги выполнен на обобщении, в основном, опыта проектирования и отработки ограниченного количества СУВТ РД, большинство рассмотренных особенностей можно считать характерными для широкого круга двигательных установок верхних ступеней ракет.

Затронутые задачи и особенности отработки СУВТ не охватывают всех возможных.

Применительно к РДУПТ могут возникать еще другие задачи, например, определение влияния на устойчивость работы механической СУВТ нестационарных динамических (частотных) характеристик тяжелых механических конструкций элементов СУВТ, подвижной части двигателя с элементами герметизации камеры сгорания с большим давлением, при этом узел герметизации может располагаться на большом диаметре.

Некоторые положения, сформулированные в настоящей работе, могут быть дискуссионными, однако, по многим позициям в частности и в целом

могут быть использованы при проектировании и отработке новых или модернизируемых двигательных установок верхних ступеней ракет с регулируемым вектором тяги.

## Выводы

1. Механические СУВТ высотных РДТТ, а также РДУПТ, основанные на качании соплового блока, не могут быть отработаны в наземных условиях, что резко сокращает конкурентоспособность таких двигателей на рынке космических услуг.

2. При отработке упомянутых механических СУВТ могут возникнуть сложные (а в ряде случаев не решаемые) проблемы в обеспечении работоспособности СУВТ в частности и системы управления в целом (по причине несоответствия характеристик СУВТ расчетным значениям), сохранении приемлемого диапазона упомянутых характеристик, требуемой надежности СУВТ и РДТТ и РДУПТ в целом.

3. Газодинамические СУВТ могут быть в достаточной мере отработаны в наземных условиях в процессе стендовой отработки и контрольных испытаний РДТТ, РДУПТ и жидкостных РД.

4. Учитывая отмеченные особенности двух типов СУВТ, многие разработки перспективных твердотопливных ракет предусматривают использование двигателей со стационарным сопловым блоком и с газодинамической системой регулирования вектора тяги.

5. Особенно большие преимущества газодинамические СУВТ имеют в высотных двигателях, т.е. в двигателях с большой степенью расширения газа в сопле до низких давлений.

## Литература

1. Кукушкин В.И. Состояние и перспективы разработки РДТТ / В.И. Кукушкин // *АИАА Реп.* – 1992. – № 3872. – 9 с.

2. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет / Н.Д. Коваленко. – Днепропетровск: Институт технической механики НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.

3. Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А.Н. Иванченко, С.Г. Бондаренко // *Проблемы високотемпературной техники.* – 2008. – С. 40-50.

4. Иванченко А.Н. Особенности ракетной двигательной установки на пастообразном топливе / А.Н. Иванченко // *Космическая наука и технология.* – 1999. – Т.5, № 4. – С. 1-10.

5. Шевченко К.М. Пастообразные топлива / К.М. Шевченко, А.Ф. Курочкин // *ВМС-2008: тез.*

докл. 3-й Открытой конф. мол. ученых по высокомолекулярным соединениям, 13-16 мая 2008 г. – К.: ИХВС НАНУ, 2008. – С. 62.

6. Бондаренко С.Г. К оценке энергетической эффективности ракетных двигателей на пастообразном топливе с глубоким дросселированием / С.Г. Бондаренко, П.Г. Хорольский, Л.В. Адамчик // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 7(54). – С. 148-150.

7. Долматова Н.В. Алюминий содержащие пастообразные композиции / Н.В. Долматова, А.Ф. Курочкин // *Людина і космос: тез. докл. 11-й Межд. мол. научно-практ. конф., 8-10 апреля 2009 г.* –

Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2009. – С. 451.

8. Анализ эффективности применения маршевой двигательной установки на унитарном пастообразном топливе на верхних ступенях ракет-носителей легкого класса / Д.В. Майданюк, С.Г. Бондаренко, А.Н. Иванченко, Д.В. Павленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2009. – № 9(66). – С. 95-99.

9. Особенности обработки высотных ЖРД с регулируемым вектором тяги / Н.Д. Коваленко, Г.А. Стрельников, А.Д. Игнатъев, Г.Н. Коваленко // *Современная наука*. – 2009. – № 2 (2). – С. 21-22.

Поступила в редакцию 2.06.2010

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. Г.А. Стрельников, Институт технической механики НАН и НКА Украины, Днепрпетровск.

### ОСОБЛИВОСТІ ВІДПРАЦЮВАННЯ ВИСОТНИХ РАКЕТНИХ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК ПАСТОПОДІБНОГО ПАЛИВА З ВЕКТОРОМ ТЯГИ, ЩО РЕГУЛЮЄТЬСЯ

*С.Г. Бондаренко, М.Д. Коваленко*

Розглянуті особливості конструкції та відпрацювання висотних ракетних двигунних установок на унітарному пастоподібному паливі (РДУПП) з механічною чи газодинамічною системою управління вектора тяги (СУВТ); дано оцінку можливості їх відпрацювання при стендових вогневих випробуваннях. Відзначається, що механічні СУВТ, базовані на качанні соплового блока або камери згоряння, не можуть бути відпрацьовані в наземних умовах; газодинамічні системи, основані на вдуванні генераторного газу до надзвукової частини сопла, можуть бути в достатньо повному обсязі відпрацьовані в наземних умовах у процесі стендового відпрацювання та контрольних випробувань висотних РДУПП.

**Ключові слова:** ракетна двигунна установка, пастоподібне паливо, відпрацювання, система регулювання, сопло, тяга.

### PECULIARITIES OF WORKING OUT OF HIGH-ALTITUDE ROCKET PROPULSION PLANTS USING A PASTE-LIKE FUEL WITH REGULATED THRUST VECTOR

*S.G. Bondarenko, M.D. Kovalenko*

Peculiarities of design and working out of high-altitude rocket propulsion plants using a unitary paste-like fuel (RPPUPLF) with a mechanical or gas-dynamic system of thrust vector regulation (STVR) are considered; the evaluation of the possibility of working out them at test-bench fire tests is given. It is noticed that mechanical STVR's based on a nozzle unit or combustion chamber gimbaling can not be worked out under on-ground conditions and gas-dynamic systems based on blowing up generator gas into the supersonic part of a nozzle can be worked out under on-ground conditions in rather full volume in the process of test-bench working out and control tests of high-altitude RPPUPLF's.

**Key words:** rocket propulsion plant, paste-like fuel, working out, regulation system, nozzle, thrust.

**Бондаренко Сергей Григорьевич** – канд. техн. наук, доцент, ведущий научный сотрудник НИИ энергетики Днепрпетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепрпетровск, Украина, e-mail: serg\_bondarenko@mail.ru.

**Коваленко Николай Дмитриевич** – д-р техн. наук, профессор, зав. отделом Института технической механики НАН и НКА Украины, Днепрпетровск, Украина.