

УДК 621.454.2:629.76

Н.Д. КОВАЛЕНКО, Г.А. СТРЕЛЬНИКОВ

*Институт технической механики НАН Украины и НКА Украины, Днепрпетровск*

## НЕКОТОРЫЕ ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Представлены результаты систематического анализа материалов различных источников и собственных исследований авторов, касающихся дальнейшего развития двигателестроения в ракетно-космической технике. В общих тенденциях отмечаются четыре направления: в обеспечение повышения надежности, совершенствованию эксплуатационных и энергомассовых характеристик, расширению унификации элементов и в целом двигателя. В части повышения энергомассовых характеристик двигательной установки (ДУ) рассматриваются новые технические решения: для ДУ с регулируемым вектором тяги, ДУ с детонационным горением топлива, новые решения по созданию сопловых блоков. Особое внимание уделяется новым разработкам, проводимым в Институте технической механики НАН и НКА Украины.

**ракетно-космическая техника; ракетный двигатель; энергомассовые характеристики; эксплуатационные характеристики; унификация; детонационное горение; исполнительные органы управления вектором тяги; нетрадиционные конфигурации сверхзвуковых сопел**

### Введение

К настоящему времени техническое совершенство жидкостных и твердотопливных ракетных двигательных установок (ДУ) достигло такого уровня, когда стремление повысить целевую отдачу от ДУ может приводить к снижению ее общей эффективности вследствие резкого роста затрат на ее создание [1].

Основным критерием технического совершенства ракетного двигателя является его технико-экономическая эффективность.

**Задачей настоящей работы** было представление общих тенденций дальнейшего развития двигателестроения в ракетно-космической технике, которые авторы систематизировали, и выделение основных направлений, развиваемых в Институте технической механики НАН и НКА Украины (ИТМ).

### 1. Общие тенденции

Можно выделить четыре направления развития ракетно-космического двигателестроения в обеспе-

чение высоких технико-экономических характеристик.

Первое – обеспечение высокой **надежности** двигательной установки на всех этапах разработки и эксплуатации. Здесь требуется решение многих комплексных научно-технических задач, разработка и реализация различных технических мероприятий по обеспечению и контролю высокого уровня надежности, в частности, таких:

- обоснование требований к параметрам двигателя совместно с требованиями надежности, стоимости, сроков разработки и т.д.;
- обоснование норм выборки и метода контроля качества двигателей при поставках; установление оптимальных соотношений риска "Заказчика" и "Поставщика";
- применение "холодного" и "горячего" резервирования узлов, агрегатов, систем и двигателя в целом совместно с высокоэффективными системами контроля работы двигателя, исключающих возможности преждевременного или запоздавшего его выключения;
- применение новых материалов (жаростойких,

жаропрочных, легких), новых покрытий, совершенствование технологии изготовления и методов контроля качества составных частей и собранного двигателя;

– создание и внедрение новых неразрушающих средств диагностики технического состояния элементов двигателя и его функциональных возможностей и др.

Ко второму направлению относится обеспечение высоких **эксплуатационных** характеристик двигателя, в частности:

– ремонтпригодности, минимума регламентных работ, простоты и безопасности обслуживания, автоматизации процессов подготовки и осуществления запуска;

– защищенностью при воздействии случайных или преднамеренных поражающих факторов;

– совместимостью двигателя с информационно-командными средствами и научной аппаратурой летательного аппарата;

– универсальности и многоцелевого использования при большом ресурсе ДУ;

– высокой экологичностью на всех этапах производства и эксплуатации и др.

Важным направлением развития двигателестроения остается повышение их **энергомассовых** характеристик, совершенствование и оптимизация схем и конструкций с целью расширения программ и диапазона регулирования, упрощения технологии изготовления и т.д.

Следует отметить, что ЖРД и РДТТ широко применяемых (классических) схем достигли высокого уровня энергомассового совершенства, близко к предельному. Дальнейшее совершенствование этих двигателей связано с совершенствованием пневмогидравлических и конструктивных схем двигателей в целом и его основных агрегатов, а также с увеличением их функциональных возможностей.

По этому направлению можно отметить следующие тенденции по созданию:

– более совершенных конструкций камер сгорания и сопловых блоков (СБ), в том числе с регулируемым по величине и направлению вектором тяги;

– новых систем охлаждения (неохлаждаемых конструкций), средств теплозащиты;

– новых систем регулирования вектора тяги (к ним относится газодинамическое регулирование вектора тяги);

– ЖРД с дожиганием выхлопного генераторного газа турбины в сверхзвуковой части сопла;

– ЖРД и РДТТ со сверхплотной компоновкой ДУ и ступени ракеты, что возможно при использовании ЖРД или РДТТ со стационарной камерой или сопловым блоком и с газодинамическим регулированием вектора тяги двигателя;

– ЖРД и РДТТ с глубоким дросселированием тяги при сохранении высокой экономичности регулирования;

– ДУ многократного использования, многократного включения;

– ДУ, работоспособных и сохраняющих высокие параметры в условиях особых воздействий.

К направлениям создания принципиально новых типов двигателей для ракетно-космической техники следует отнести разработки:

– новых типов ЖРД и РДТТ с детонационным горением топлива;

– воздушных ракетных двигателей для разгонных ступеней ракет носителей;

– двигателей для КА, решающих проблемы космического мусора.

В последнее время все больше внимания уделяется **унификации** и утилизации двигателей и отдельных его агрегатов, систем и элементов с целью повышения технологичности, надежности, понижения стоимости. При разработке новых ДУ практикуется использование прототипов. Требуется разработка усовершенствованных и новых технологий утилизации.

## **2. Некоторые новые технические решения**

**2.1. ДУ с регулируемым вектором тяги.** Одним из важных направлений развития двигателестроения является совершенствование газодинамических систем регулирования вектора тяги РД. Как показала практика, эти системы обладают наиболее высокими динамическими и массовыми характеристиками.

Применение таких систем регулирования вектора тяги на двигателях 15Д12, 15Д169, 3Д65, 15Д206 разработки ГКБ "Южное" позволило создать ракеты, не имеющие аналогов по достигнутому высокому уровню характеристик [2, 3].

Дальнейшее совершенствование газодинамических систем регулирования вектора тяги и характеристик ДУ направлено на повышение экономичности регулирования вектора тяги ЖРД и снижение необходимых расходов газа до уровня, близкого вдуву камерного газа. Это возможно с использованием в качестве управляющего рабочего тела его основных компонентов топлива. При этом эффективность регулирования вектора тяги ЖРД вдувом низкотемпературного генераторного газа можно резко повысить [4, 5].

Проведенные исследования показали, что для обеспечения высокой экономичности и надежности системы регулирования вектором тяги необходимо, чтобы альтернативные (окислительный и восстановительный) генераторные газы либо генераторный газ и альтернативный жидкий компонент топлива до поступления в сверхзвуковой поток предварительно перемешались и частично прореагировали между собой с дальнейшим догоранием в сопле. Из возможных конструкций целесообразным представляется устройство, содержащее центробежные форсунки с зоной предварительной подготовки топливной смеси перед поступлением ее в сверхзвуковой поток сопла [4].

Последние исследования ИТМ показывают перспективность разработки новых и совершенствования

известных систем регулирования вектора тяги ЖРД, выполненных по схеме без дожигания выхлопного газа турбины или с дожиганием его в сверхзвуковой части сопла [8]. В таких ЖРД жидкие компоненты топлива могут впрыскиваться непосредственно в сверхзвуковой поток сопла либо, после предварительной газификации, в специальных форкамерах.

Наиболее простая и надежная система газодинамического регулирования вектора тяги ЖРД без дожигания генераторного газа может быть осуществлена путем вторичной инжекции через кольцевой инжектор в средней части сверхзвукового сопла [4, 6, 8].

Особый интерес представляют системы регулирования вектора тяги при кольцевом вдуве генераторного газа и впрыске в сопло окислительного компонента топлива [9].

Система кольцевого выхлопа предусматривает разделение кольцевого коллектора на четверти (в плоскостях стабилизации ракеты). При этом две противоположные секции соединяются с газораспределителем, регулирующим расход газа на вдув. Преимущество этой системы регулирования вектора тяги является исключение из состава двигателя выхлопных сопел, их газопроводов и элементов крепления, в результате чего улучшается компоновка двигателя и массовые характеристики ступени ракеты.

Для маршевых РДТТ с системой вдува камерного газа в сопло двигателя перспективным является: создание регулирующих расход газа клапанов без "нулевых" (в закрытом положении) утечек газа; расширение диапазона регулирования вектора тяги; повышение стабильности и снижение разбросов регулировочных характеристик; совершенствование конструкции и технологичности узлов вдува; повышение работоспособности и т.д. [6, 10, 11].

В последнее время активно разрабатываются системы управления вектором тяги РД с выдвиге-

нием в сверхзвуковую часть сопла твердых препятствий (интерцепторов). Особое внимание уделяется способу, основанному на выдвигании в сверхзвуковой поток в средней части сопла интерцепторов с одновременным впрыском через них жидких компонентов ракетных топлив [4, 5, 6]. Впрыском жидкости решается задача защиты интерцептора от воздействия высокой температуры и эрозионного воздействия двухфазного сверхзвукового потока. При этом создаются дополнительные (к создаваемым интерцептором) регулируемые в необходимых пределах управляющие усилия и снижаются размеры интерцепторов.

При использовании длинных специально спроектированных сопел введением интерцептора в средней части сопла на большую глубину можно обеспечить реверс вектора тяги, что расширяет функциональные возможности такого типа интерцепторных систем [6, 12].

Интерцепторные устройства представляют большой интерес при решении задач создания кратковременных больших управляющих импульсов, в частности, при необходимости быстрого маневрирования летательного аппарата.

Для решения ряда современных и перспективных задач управления полетом летательного аппарата (ракет, головных частей, управляемых активно-реактивных снарядов и др.) могут применяться импульсные интерцепторные устройства, основанные на инъекции в сопло сгораемых (газифицируемых) твердых интерцепторов, импульсном впрыске двухкомпонентного топлива или монотоплива с интенсивной газификацией, инъекции в сопло зарядов твердого или жидкого топлива с их детонационным горением и др. [6].

**2.2. ДУ с детонационным горением топлива.** Преимуществом двигателей с детонационным горением топлива (ДД) является простота конструкции, независимость работы двигателя от изменения условий окружающей среды.

Благодаря высокой скорости детонационного горения смеси углеводородного топлива с воздухом пульсирующий ДД работает по термодинамическому циклу, превышение термического КПД которого над КПД турбореактивных, прямоточных воздушно-реактивных и ракетных двигателей может достигать 30 %.

Применение режима пульсирующей детонации в ЖРД систем космического запуска способно существенно повысить значение удельного импульса тяги, а значит, повысить вероятность создания в ближайшем будущем полностью ракетной одноступенчатой системы доставки полезных грузов на околоземную орбиту.

Детонационными двигателями в настоящее время занимаются в США, Франции, Швеции, Японии, Канаде, Белоруссии. В России исследования пульсирующих ДД проводятся в МГУ, ЦАГИ, ЦИАМ [1].

Среди основных трудностей, с которыми приходится сталкиваться разработчикам пульсирующих ДД, особо следует отметить следующие: низкоэнергетическое инициирование детонации, инжектирование и смешивание компонентов топлива, детонация жидких топлив, поиск оптимальной конструкции и определение характеристик систем.

Следует отметить, что импульсный ДД может являться источником сильной вибрации, негативно воздействующих на элементы и подсистемы двигательной установки и летательного аппарата. Долговременное и безопасное хранение, а также поддержание в постоянной готовности к применению компонентов топлива, используемых в ДД и имеющих высокую детонационную способность, в настоящее время также является проблематичным. Поэтому создание ДД в целом представляет собой достаточно сложную научно-техническую проблему.

В ИТМ НАНУ и НКАУ ведутся разработки ДД более 15 лет [1]. Здесь разработаны и испытаны различные типы ДД, использующие в качестве топлива

детонационные шнуры. Для проведения экспериментальных исследований процессов в ДД в ИТМ создана уникальная экспериментальная база с различными стендами для измерения импульсных характеристик ДД. Проведено более 200 испытаний ДД разных схем, подтвердивших высокую эффективность импульсных устройств с детонационным горением топлива. Получен ряд важных для науки и практики результатов, разработаны методы расчета характеристик ДД, рекомендации по их разработке, отработке.

В частности показана возможность использования ДД в качестве маршевых двигателей, рулевых двигателей для создания калиброванных управляющих усилий, двигателей для стабилизации и коррекции орбиты летательного аппарата. Показано, что импульсные устройства с детонационным горением топлива могут применяться во многих областях народного хозяйства.

**2.3. Сверхзвуковые сопла для ДУ.** В настоящее время активно разрабатываются концепции плотных компоновок многоступенчатых ракет, которые при соответствующих конфигурациях сопловых блоков ДУ и органах управления вектором тяги позволяют существенно улучшить энергомассовые характеристики ракеты [12].

Для РДТТ последнего поколения широкое распространение получили разнообразные конструкции утопленных в камеру сгорания сопел, уменьшающих продольные габариты ДУ. Однако большие заглубления сопла в камеру, требуемые габаритными ограничениями плотной компоновки ракеты, резко увеличивают массу сопла за счет дополнительного теплозащитного покрытия утопленной части сопла. Это неизбежно связано с усложнением конструкции двигателя, возрастанием потерь его удельного импульса. Поэтому такое направление в создании плотных компоновок ракет не получило развития и термогазодинамика сопел с большим заглублением в камеру мало исследована, а конст-

рукция не получила распространения в проектных разработках.

Одним из активно разрабатываемых на первых порах направлений при создании плотных компоновок ракет было создание разворачивающихся сопел, в том числе с эластичными насадками. Это направление также оказалось тупиковым, т.к. для разворачивания соплового насадка требуются сложные и массовые конструкции, плохо компоновываемые при совмещении ступеней ракеты. Кроме того, как показали предварительные экспериментальные исследования, уменьшается надежность конструкции сопла, усложняются средства разделения ступеней ракеты, запуска двигателя и регулирования вектора тяги.

В последнее время в ИТМ ведутся работы по созданию нетрадиционных схем сверхзвуковых сопел, в частности круглых и кольцевых, с укороченным контуром большим, чем в соплах с вариационными профилями (колоколообразных конфигураций) [7]. При этом наметились тенденции отдавать предпочтение соплам более простым и легким, не требующим больших затрат на изготовление и отработку, иногда даже в ущерб их энергетическим характеристикам.

Особое внимание при создании плотных компоновок ракет уделяется так называемому тарельчатому соплу – кольцевому соплу с внутренним расширением потока. Поток в таком сопле защищен от внешних воздействий, а вектор тяги может эффективно регулироваться как по величине, так и по направлению газодинамическими исполнительными органами – оптимальными для плотных компоновок ракет.

Систематическое экспериментальное изучение влияния конфигурации сопла на характеристики ДД [13, 14] показали, что прямой насадок и штыревое сопло обеспечивают больший удельный импульс по сравнению с простой трубой без соплового насадка. Расширяющееся сопло колоколообразной формы обеспечивает более высокие характеристики с точки

зрения возможности повышения тяги, чем сопло положительной кривизны. Сужающиеся сопла обеспечивали преимущество при высокой частоте пульсаций в камере и степени заполнения импульсов, а сужающе-расширяющиеся сопла (Лавая) во всех случаях показывали худшие результаты. Оптимальная конструкция сопла ДД до сих пор дискуссионная.

### Литература

1. Коваленко Н.Д. Достигнутый уровень и некоторые направления создания РД // *Техническая механика*. – 2005. – № 2. – С. 38-49.
2. Санин Ф.П., Джур Е.А., Кучма Л.Д., Хуторный В.В. Развитие ракетно-космической техники в Украине. – Днепропетровск: Днепропетровский национальный университет, 2001. – 322 с.
3. Ракеты и космические аппараты ГКБ "Южное" / Под ред. С.Н. Конюхова. – Днепропетровск: ООО "Колор Граф"; ООО РА "Тандем У", 2001. – 240 с.
4. Патент Украины №70261. ЖРД с регулируемым вектором тяги / Коваленко Н.Д. и др. Опубл. 15.09.2004, Бюл. № 12.
5. Патент Украины №71862А. ЖРД плотной компоновки с регулируемым вектором тяги / Коваленко Н.Д. и др. Опубл. 15.09.2004, Бюл. №12.
6. Коваленко Н.Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. – Днепропетровск: ИТМ НАНУ и НКАУ, 2003. – 412 с.
7. Стрельников Г.А. Регулируемые сверхзвуковые сопла малой длины. – Днепропетровск: Днепропетровский госуниверситет, 1993. – 192 с.
8. Коваленко Н.Д., Стрельников Г.А., Коваленко Г.Н. Некоторые принципиальные схемы систем термогазодинамического регулирования вектора тяги ЖРД // *Техническая механика*. – 2003. – № 2. – С. 33-40.
9. Коваленко Г.Н. Термогазодинамическое регулирование вектора тяги ЖРД при вдуве в сверхзвуковую часть сопла выхлопного газа турбины // *Проблемы высокотемпературной техники*. – 2004. – С. 54-60.
10. Коваленко Н.Д. и др. импульсные характеристики регулируемых узлов вдува системы регулирования вектора тяги РДТТ // *Техническая механика*. – 2001. – № 2. – С. 150-155.
11. Коваленко Н.Д. Некоторые решения по совершенствованию системы регулирования вектора тяги РДТТ вдувом камерного газа в сверхзвуковую часть сопла // *Техническая механика*. – 2002. – № 1. – С. 64-69.
12. Коваленко Н.Д., Стрельников Г.А. Газодинамическое управление сверхзвуковыми газовыми потоками в реактивных соплах // *Материалы IV Украинско-Российско-Китайского симпозиума по космической науке и технике*. – К., 1996. – С. 76-78.
13. Cambier J.L., Adelman H., Menees G. Numerical Simulations of an Oblique Detonation Wave Engine / AIAA. – 1988. – Paper 1988 – 0063.
14. Johnson C. The Effects of Nozzle Geometry on the Specific Impulse of a Pulse Detonation Engine // *Final Report*, 16 622, December 2001.

*Поступила в редакцию 31.05.2007*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.А. Задонцев, Институт транспортных систем и технологий НАН Украины, Днепропетровск.