

УДК 629.782

**В. И. Присяжный<sup>1</sup>, А. С. Левенко<sup>1</sup>, О. Л. Паук<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Товариство з обмеженою відповідальністю «Аерокосмічне агентство «Магеллан», Київ

<sup>2</sup>Дніпропетровська обласна рада, Дніпропетровськ

## **АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО ОРБИТАЛЬНОГО АППАРАТА В ФОРМЕ СПУТНИКА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ И РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

---

*Дается обзор критериев для создания активного орбитального космического корабля с учетом анализа аспектов применения двигательной системы, работающей на перекиси водорода, и возможности его возвращения на Землю. Предложена концепция создания современного типа космического корабля — маневрирующего на орбите возвращающегося беспилотного орбитального аппарата в варианте спутника дистанционного зондирования Земли. В работе отражены результаты оптимизации конструкции ракеты-носителя для орбитального аппарата.*

---

### **ВВЕДЕНИЕ**

При всем многообразии научных исследований практические результаты космонавтики в настоящее время незначительны. Прошли времена грандиозных проектов достижения цели любой ценой (первый спутник, первый человек на Луне, первая космическая станция, первый «Шаттл» и т. д.). Перспективы развития космонавтики являются неопределенными. Это может быть связано с различными причинами. При множестве идей и проектов международное сообщество практически сосредоточено на разработках ракет-носителей (на основе достижений военной техники) и спутников. Немногочисленные исключения (экспериментальный «Боинг Х-37В», межпланетные аппараты, оригинальные аппараты для космического туризма, космические электрические ракетные двигатели и т. д.) не изменяют общую ситуацию. Можно сказать, что почти все ракеты и космические аппараты используют либо двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) с ограниченным набором окислителей и горючего или твердотопливные ракетные двигатели (РДТТ) и мало отличаются друг от друга.

### **ПРЕДЛАГАЕМАЯ КОНЦЕПЦИЯ РАЗРАБОТКИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И ВОЗВРАЩАЕМОГО БЕСПИЛОТНОГО ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Авторы сделали свой выбор в направлении орбитального маневрирующего в космосе и возвращающегося на Землю автоматического (беспилотного) космического аппарата (БКА). Орбитальный аппарат доставляется в космос с помощью небольшой ракеты-носителя (РН). Это направление можно рассматривать как современное продолжение ранее рассмотренного в Государственном космическом агентстве Украины технического предложения по возможности создания воздушно-космического самолета «Сура» [5]. Опыт экспериментальных полетов «Боинг Х-37В» на основе ранее проведенной эксплуатации «Шаттлов» демонстрирует, что это реализуемое воплощение технической мысли для практического освоения околоземного космического пространства. Создание подобного орбитального аппарата изначально требует уточнения терминологии.

Это также справедливо в выборе концепции современного ракетного двигателя (в Украине нет примера нового развития конструкций

ЖРД). Тем не менее, вариант можно найти даже в устоявшихся представлениях.

Универсальная конструкция ЖРД будет использоваться для:

- первой и второй ступеней РН;
- апогейного двигателя РН;
- орбитального маневрирования космических аппаратов и спутников;
- ракетных самолетов всех типов;
- воздушно-космических самолетов.

Авторы представляют два наиболее приемлемых варианта ЖРД:

- ЖРД на двух компонентах топлива (с возможностью работы на одном компоненте) для ракетных и космических аппаратов всех типов;
- ЖРД на двух компонентах топлива (с возможностью работы на одном компоненте) для полета в атмосфере и в космосе воздушно-космических самолетов.

В обоих вариантах наиболее целесообразно использовать 100<sub>-2</sub>% водный раствор водорода пероксида в качестве окислителя и однокомпонентного топлива. Водорода пероксид:

- экологически безопасный ингредиент;
- в высоких концентрациях наиболее безопасен при эксплуатации и менее восприимчив к разложению, имеет наибольшее количество кислорода в своем составе (93 %);
- температура в камере сгорания ЖРД меньше, чем при использовании чистого кислорода с любым топливом при возможности достижения высокого удельного импульса двигателя;
- в однокомпонентном варианте (с разложением водорода пероксида) обеспечивается до 60 % от полной тяги в ЖРД двухкомпонентной конструкции (в вариантах полного разложения в газогенераторе турбонасосного агрегата (ТНА) или при использовании в двухкамерном узле зажигания ЖРД с разложением пероксида);
- в варианте с полным разложением пероксида используется в ТНА для перекачки компонентов топлива;
- допускает предварительную заправку окислителем топливного бака РН и хранение в виде жидкости;
- в космическом пространстве водорода пероксид может замораживаться без разрушения

конструкции и затем размораживать без изменения физических и химических свойств;

- используется в нормальных климатических условиях, не имеет недостатков криогенные компоненты, имеет четкую химическую формулу.

Возможны два варианта конструкций для использования водорода пероксида:

- по схеме, заимствованной из ЖРД на криогенном кислороде — полное разложение пероксида в генераторе ТНА;
- простая схема без ТНА (компоненты подаются в камеру сгорания ракетного двигателя из топливных баков высоким давлением), когда пероксид подается в камеру сгорания ЖРД в жидком виде.

Такой вариант окислителя приемлем для воздушно-космических и космических аппаратов и малых ракет.

В качестве топлива для ракеты и космических аппаратов может быть использован 100<sub>-0,1</sub>% водный раствор этанола:

- экологически безопасный компонент;
- простой в эксплуатации в нормальных климатических условиях;
- обеспечивает относительно низкую температуру в камере сгорания ракетного двигателя и обеспечивает достаточно высокий удельный импульс (достигается конструктивно), что является необходимым условием для долговременного включения ЖРД (1000 минут или более);
- возможна предварительная заправка этанолом топливного бака горючего ракеты-носителя и хранение в жидком виде;
- выбранные компоненты топлива позволяют обеспечить длительное время работы ЖРД с возможностью многократного включения/выключения без ограничений (в том числе, например, с частотой около 10 Гц), в многоразовом варианте с ремонтпригодностью;
- в космическом пространстве этанол может замораживаться без разрушения конструкции и затем размораживаться без изменения физических и химических свойств.

В качестве топлива для полета в атмосфере воздушно-космических самолетов предпочтительно использование керосина — его можно использовать в реактивных атмосферных дви-

гателях, что значительно снижает вес аппарата по сравнению с ракетным двухкомпонентным аппаратом. Керосин имеет недостатки (отсутствие достаточной экологичности, разброс характеристик, вещество не имеет точной химической формулы — это смесь веществ, имеются сложности использования в космосе), но широко применяется в авиации, имеет относительно низкую стоимость производства. В этом случае ЖРД на топливе «водорода пероксид + керосин» используется при:

- применении ускорителей в варианте двухрежимного двигателя (тяга, например, 5 тс), для достижения сверхзвуковой скорости полета;
- выключении керосиновых реактивных двигателей;
- достижении необходимой высоты (например 30 км) — авиационные керосиновые двигатели выключены, включается ЖРД в двух версиях, для ускорения и выхода на заданную высоту (тяги, например, 10—40 тс);
- коррекции траектории полета на околоземной орбите с изменением направления полета и высоты, возможно использование однокомпонентного режима ЖРД (тяги, например, 3 тс).

Жидкостные ракетные двигатели для однокомпонентного и двухкомпонентного режимов разрабатываются по одному проекту [1].

Высококонцентрированный водорода пероксид ранее в качестве компонента ракетного топлива широко не использовался, так как имеет более высокую стоимость, чем изготавливаемый массово ракетный окислитель, например четырехокись азота, так же как и абсолютированный этанол, который по стоимости не может конкурировать с производимым в больших количествах несимметричным диметилгидразином (НДМГ).

Этот недостаток выбранных компонентов становится преимуществом в реальной жизни: количество космических аппаратов и ракет-носителей значительно меньше, чем потребности военных в боевых ракетах, и по экологической безопасности выбранные компоненты, по сравнению с ранее использовавшимися, почти идеальны.

Известны разработки ЖРД на высококонцентрированном водорода пероксиде и керосине

(«Gamma-8», «Bristol Siddley»). Но в этом случае водная концентрация водорода пероксида ниже (меньше удельный импульс двигателя). Такие ЖРД с горючим в виде керосина («Thiokol LR40», «Boeing / Rocketdyne AR2-3», «Энергомаш» RD-161П и др.) не нашли применения в ракетной технике. Концепция схемы ЖРД с использованием высококонцентрированного водорода пероксида и этанола представлена в работе [6]. В орбитальном аппарате (БКА) предполагается использование двигательной системы с двигателем внутреннего сгорания (ЖРД) и ракетным двигателем «внешнего сгорания» — с использованием накопленной орбитальным аппаратом кинетической энергии в результате нагрева при торможении в атмосфере. Этот двигатель используется в соплах атмосферной ориентации.

#### ПРЕДЛАГАЕМАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМ

Развитие ракетно-космических (в том числе воздушно-космических) систем требует разделения технических средств на те, которые преимущественно используются в атмосфере, и те, которые преимущественно используются в космосе.

При этом воздушно-космические самолеты могут вылетать в космическое пространство, а космические аппараты могут «нырять» в атмосферу и летать в атмосфере с космическими скоростями, недоступными воздушно-космическим системам (обеспечивается конструктивно), и могут возвращаться обратно в космическое пространство.

Отсюда предлагается сделать вывод, что воздушно-космические системы могут относиться к авиации и эксплуатироваться на условиях опыта авиации.

Возвращаемые космические ракетные аппараты следует отнести к ранее не существовавшему классу летательных аппаратов — это маневрирующие в космосе и атмосфере аппараты, которые не могут относиться к авиации. Но при их создании следует ориентироваться на многоразовое применение, близкое к авиационным системам. При этом цикл использования космических маневрирующих аппаратов может быть протяженнее авиационного: после приземления требуется

более тщательная проверка технического состояния конструкции, возможен ремонт и замена некоторых узлов — т. е. недостаточно только новой заправки топливом, как в авиации.

Ракетные возвращаемые на Землю космические системы такого типа можно отнести к маневрирующим космическим летательным аппаратам (МКЛА).

### ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ МАНЕВРИРУЮЩЕГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЙ

На современном уровне развития техники, в связи с недостаточной энергетикой, воздушно-космический аппарат и космический носитель с МКЛА неизбежно должны быть двухступенчатыми. Это подтверждается множеством нереализованных проектов воздушно-космических самолетов, проектом «Спейс Шаттл», развитием космического туризма и полетами экспериментального возвращаемого аппарата «Боинг Х-37В».

Имеющиеся в мире ограничения по стоимости разработок определяют облик современного орбитального аппарата с предъявлением к конструкции следующих требований:

- малая стоимость за счет уменьшения габаритов, использования беспилотного варианта, упрощения конструкции с сохранением ее работоспособности путем использования доступных на мировом рынке технических средств (материалов, приборов, оборудования и пр.);

- использование для вывода на околоземную орбиту МКЛА малобюджетной и малоразмерной РН со спасаемыми ступенями и двигателями многоразового применения, для старта которой не требуется специально оборудованного космодрома;

- приземление в заданном месте без учета плоскости схода МКЛА с орбиты.

Требования определяют и основные проблемы создания МКЛА:

- низкая надежность безаварийного возврата в условиях нагрева корпуса (аэродинамическое торможение затупленной лобовой частью);

- невозможность обеспечения космической скорости полета в атмосфере при кратковременном «нырянии» в плотные слои атмосферы при

наличии затупленной носовой части корпуса аппарата (что необходимо для торможения даже в случае применения гиперзвукового аэродинамического тормозного устройства на основе парашютирования);

- недостаточное удаление аппарата от плоскости схода с орбиты (не более 5000 км — что было обеспечено Space Shuttle);

- недостаточная энергетика;

- высокая стоимость;

- требование сложного дорогостоящего стартового обеспечения.

Цель и задача проведенных исследований — определение возможности создания МКЛА, лишённого перечисленных выше недостатков.

### МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

**Интуитивные методы.** Авторами использованы не формализованные правила, а непосредственно авторская конструкторская модель, основанная на опыте.

**Эвристические методы.** Авторы применили методы изобретательного творчества (часть технических решений по рассматриваемой теме запатентована в Украине): применены приемы и правила научного и инженерно-технического исследования, адаптируемые к исходным неопределённым условиям и не являющимися четкой программой.

Кроме этого, применены и другие известные методы, используемые в изобретательском творчестве:

- метод проб и ошибок (эмпирический метод мышления человека), т. е. метод перебора вариантов;

- функционально-стоимостный анализ — метод системного исследования функций объекта с целью поиска баланса между стоимостью и полезностью.

**Алгоритмические методы.** Применены методы, основанные на логической обработке данных, в том числе при помощи компьютерных программ, полностью заданной исходной информации в виде баз знаний, содержащих сведения о патентах, научно-технических эффектах и основных приемах устранения научно-технических противоречий.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

**Ракетно-космический комплекс с беспилотным орбитальным аппаратом в виде маневрирующего спутника ДЗЗ.** Результаты исследований базируются на оптимизации ранее предложенной авторской версии малобюджетного ракетно-космического комплекса (РКК) с малоразмерной РН и беспилотным возвращаемым орбитальным аппаратом (МКЛА — БКА) [7]. Этот вариант представлен в рамках участия Украинского научно-технического центра (НТЦУ) в 50-м воздушном шоу в Ле-Бурже 17–20 июня 2013 г. Вариант РН для РКК без использования ТНА представлен на рис. 7.

В этом варианте возможно использование водорода пероксида без его предварительного полного разложения в газогенераторе, что значительно упрощает конструкцию, ее изготовление и снижает стоимость. Вариант предварительно представлен на совещании в Казкосмосе, Астана, 8–9 сентября 2013 г. (в рамках встречи казахстанских специалистов с представителями НТЦУ).

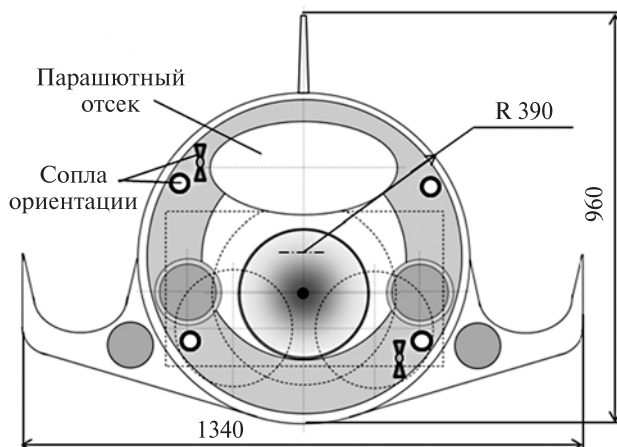


Рис. 1. Орбитальный аппарат (БКА) — вид с кормы

Разработанные для исследований схемы компоновки орбитального аппарата (USC) представлены на рис. 1–4. На конструктивных схемах представлен вариант орбитального аппарата, способного выполнять функции спутника ДЗЗ. Для маршевого двигателя орбитального аппарата проработана схема камеры сгорания, предназначенная для длительного безаварийного

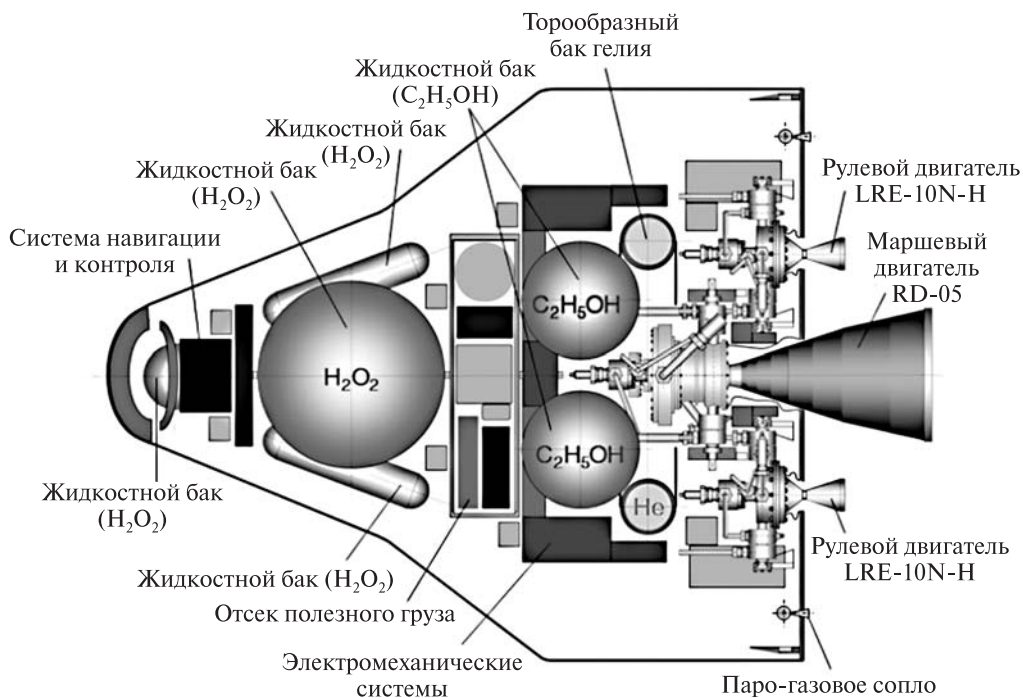


Рис. 2. Орбитальный аппарат (БКА) в виде спутника ДЗЗ. Вид сверху

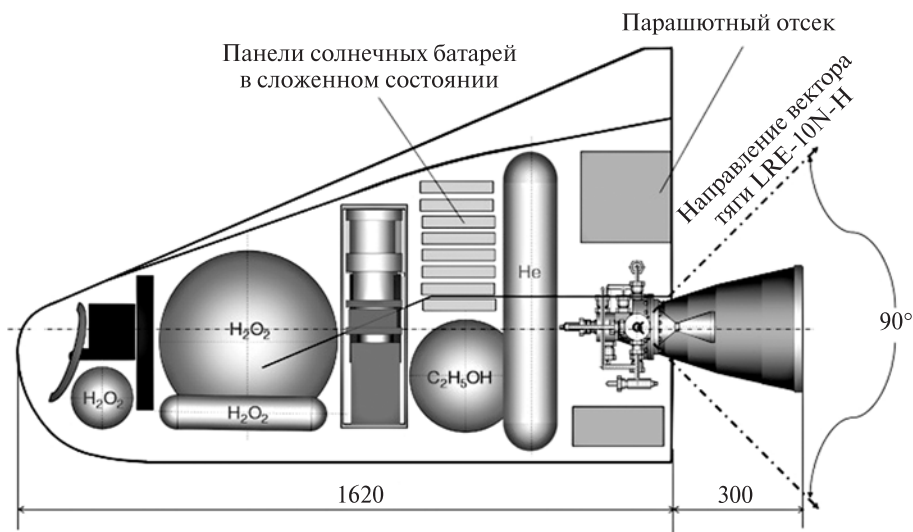


Рис. 3. Орбитальный аппарат. Вид сбоку. Изменение направления вектора тяги рулевого ЖРД

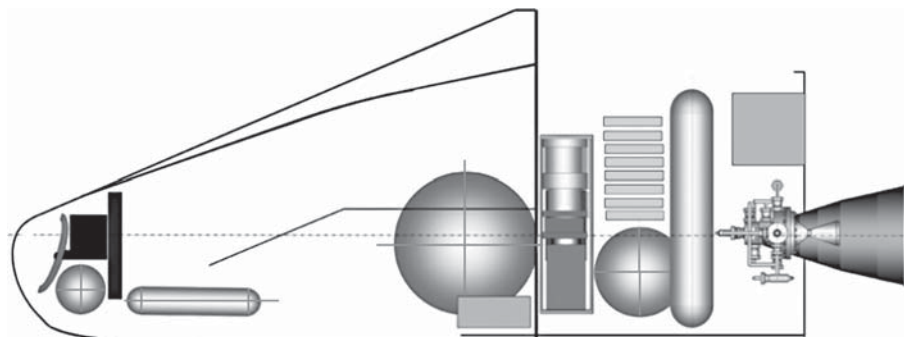


Рис. 4. Орбитальный аппарат. Рабочее положение на орбите

включения (рис. 6). Компонровка орбитального аппарата предусматривает жестко закрепленную камеру сгорания маршевого ЖРД RD-05 и две рулевые камеры ЖРД LRE-10N-H с качанием каждой в одной плоскости.

Принципиальная схема рулевого ЖРД представлена на рис. 5. Камеры рулевого ЖРД качаются в одной плоскости (в одном или в противоположных направлениях). Изменение направления вектора тяги LRE-10N-H обеспечивает маневрирование БКА в пространстве по авиационной схеме (рис. 3). Подвод топлива в LRE-10N-H обеспечивается через полые оси качания. В этом варианте момент вращения наименьший.

На рис. 5: топливо —  $C_2H_5OH$  ( $100_{-0.1} \%$ ) +  $H_2O_2$  ( $100_{-2} \%$ ); тяга (вакуум) —  $P = 10 \text{ Н}$  (1.02 кгс); удельный импульс тяги —  $I_{уд} = 322.71 \text{ с}$  (3166 км/с). На рис. 6: топливо —  $C_2H_5OH$  ( $100_{-0.1} \%$ ) +  $H_2O_2$  ( $100_{-2} \%$ ); 1 — наружный металлический корпус (сталь 03X11H8M2Ф-ВД ТУ 14-1-5287-94,  $\sigma = 100 \text{ кгс/мм}^2$ ); 2 — продольные каналы охлаждения на внутреннем металлическом корпусе; 3 — внутренний металлический корпус (сплав ниобия); 4, 10 — композитные детали (углерод + углерод); 5, 7, 8 — синтетический каучук (искусственное старение при температуре выше  $70 \text{ }^\circ\text{C}$ , формирование углеродной структуры); 6 — стальная пластина под болты крепления;

9 — тугоплавкая вставка (поверхностная пропитка медью, рабочая поверхность покрыта нитридом титана, 9 мкм). А — поверхность насыщается углеродом, полируется, покрывается нитридом титана, 9 мкм: микротвердость 2050 кгс/мм<sup>2</sup>, температура плавления 2657 К. Температура в камере сгорания  $T_c = 2238$  К. Давление в камере сгорания  $P_c = 150...250$  кгс/см<sup>2</sup>.

**Вариант ракеты-носителя с баками высокого давления.** Проект основан на альтернативном варианте, не связанном с работами, которые были выполнены в Украине. Модификация «Р» — высокое давление — предназначена для вывода ракетой-носителем спутника (1.1Р) или орбитального аппарата — БКА (1.2Р). Ракета-носитель имеет сферические топливные баки и баки для газообразного гелия высокого давления. Турбо-насосные агрегаты не применяется. В этом варианте РН стоимость гелия около \$ 46 000.

Гелий используется в первой ступени для:

- повышения давления в топливных баках для вытеснения компонентов в ЖРД;
- сопел противотяги после разделения ступеней для торможения первой ступени;
- выбрасывания и заполнения парашютной системы приземления первой ступени.

Во второй ступени гелий используется для:

- повышения давления в топливных баках для вытеснения компонентов в ЖРД;
- сопел управления по крену;
- получения дополнительной тяги после выключения ЖРД;
- наддува топливных баков отделяемого орбитального аппарата — спутника ДЗЗ;
- торможения второй ступени после отделения полезной нагрузки.

Параметры РН представлены в таблице.

Комплексы LV 1.1Р и LV 1.2Р базируются на одной и той же ракете-носителе и отличаются полезным грузом (спутник или орбитальный возвращаемый аппарат). Первая ступень РН приземляется на парашюте.

Для осуществления проекта необходим этанола водной концентрации 99.9 % (спирт этиловый абсолютный ТУ 9182-116-11726438-2003, изготавливается в России НПО «Химсинтез», ОАО «Биохим» и в других странах). Необходи-

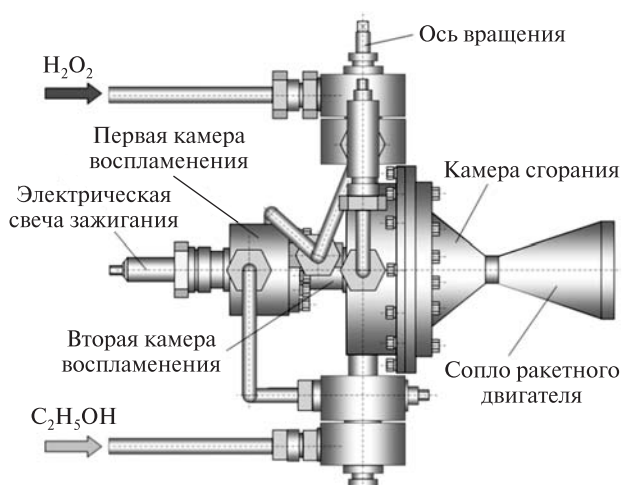


Рис. 5. Пустотный рулевой жидкостный ракетный двигатель с изменяемым направлением вектора тяги LRE-10N-H

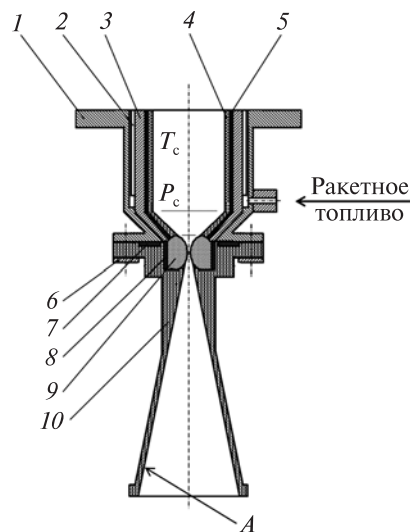


Рис. 6. Схема конструкции камеры сгорания маршевого ЖРД RD-05

дим также высококонцентрированный водорода пероксида марки ПВ-100 (ГОСТ Р 50632-93, концентрация водорода пероксида в водном растворе 98—100 %), производство России, бельгийской компании Solvay Chemicals International SA, компаний США и др. Необходим гелий газообразный марки «А» или «Б» ТУ 0271-135-31323949-2005 (производство Катара, США, России и др.).

**Предварительные параметры проекта РН + БКА  
(автор проекта – А. С. Левенко, Украина)**

Параметр	Значение	
Ракета-носитель LV		
Модель	LV 1.1P	LV 1.2P
Высота	24 м	
Максимальный диаметр	3 м	
Масса	31.112 кг	31.316 кг
Количество ступеней	2	
Вывод на LEO	300 кг (спутник)	504 кг (БКА*)
Статус	Техническое предложение	
Предшествующие	Small-Size LV	Black Sea
Первая ступень		
Двигатель, ЖРД	1 RD-40	
Тяга	40 тс (уровень моря)	
Удельный импульс	291.62 с (уровень моря)	
Время работы ЖРД	–	147.6 с
Топливо	100 <sub>-2</sub> % H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / 100 <sub>-0,1</sub> % C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	
Вторая ступень		
Двигатель, ЖРД	1 RD-10	
Тяга	10.819 тс (вакуум)	
Удельный импульс	338.44 с (вакуум)	
Время работы ЖРД	–	141.2 с
Топливо	100 <sub>-2</sub> % H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / 100 <sub>-0,1</sub> % C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	
Подача топлива	вытеснительная, гелий	
Орбитальный аппарат БКА		
Топливо	100 <sub>-2</sub> % H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / 100 <sub>-0,1</sub> % C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	
Подача топлива	вытеснительная, гелий	
	Маршевый двигатель, ЖРД, RD-05	
Количество камер сгорания	1	
Тяга	504 кгс (вакуум)	
Удельный импульс	338.285 с (вакуум)	
Время работы (выход на орбиту высотой 200 км)	65.6 с (с прерыванием, общее время выхода на орбиту 241 с)	
	Рулевой ЖРД, 2 LRE-10N-N	
Количество камер сгорания	2	
Тяга	1.02 кгс (вакуум)	
Удельный импульс	322.71 с (вакуум)	
Время работы	–	

\* Для вывода БКА на орбиту используются внешние дополнительные топливные баки [3].

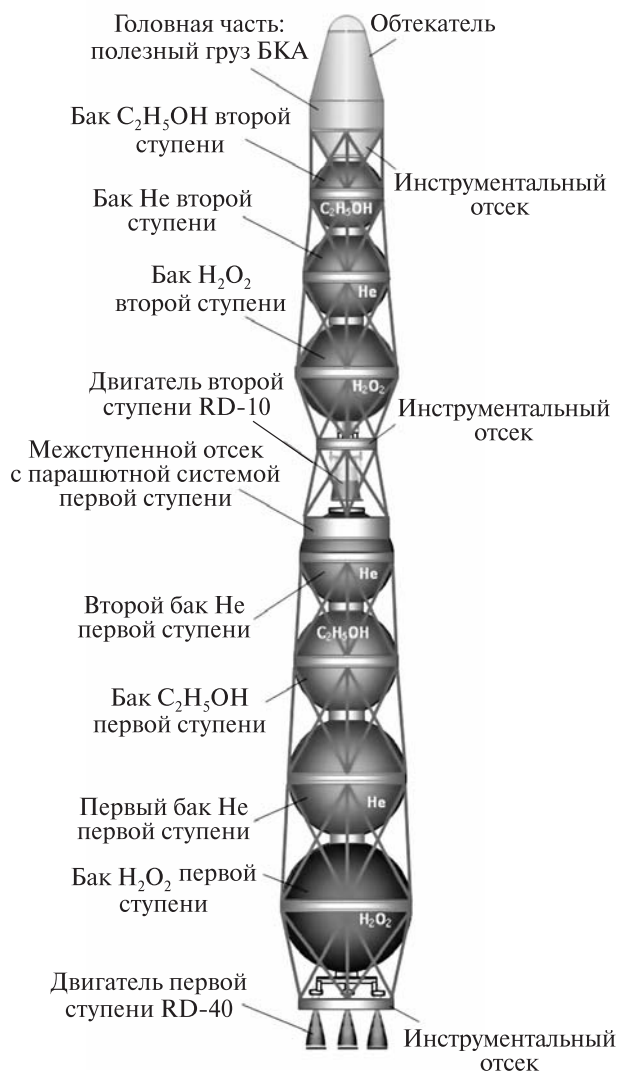


Рис. 7. Структурная схема РН-1.2Р

Топливные баки выполнены из материала углерод + углерод для высокого рабочего давления с внутренним баком из алюминиевого сплава. Давления обеспечивается с помощью сжатого гелия (давление газа 320—360 кгс/см<sup>2</sup>).

Стартовая масса LV-1.2P при этом увеличилась до 31.316 т (для сравнения масса LV-1.2 — около 21 т, прототип с ТНА). Длина ракеты-носителя 24 м, максимальный диаметр 3 м. В выбранном варианте нет необходимости в разработке и производстве турбонасосного агрегата.



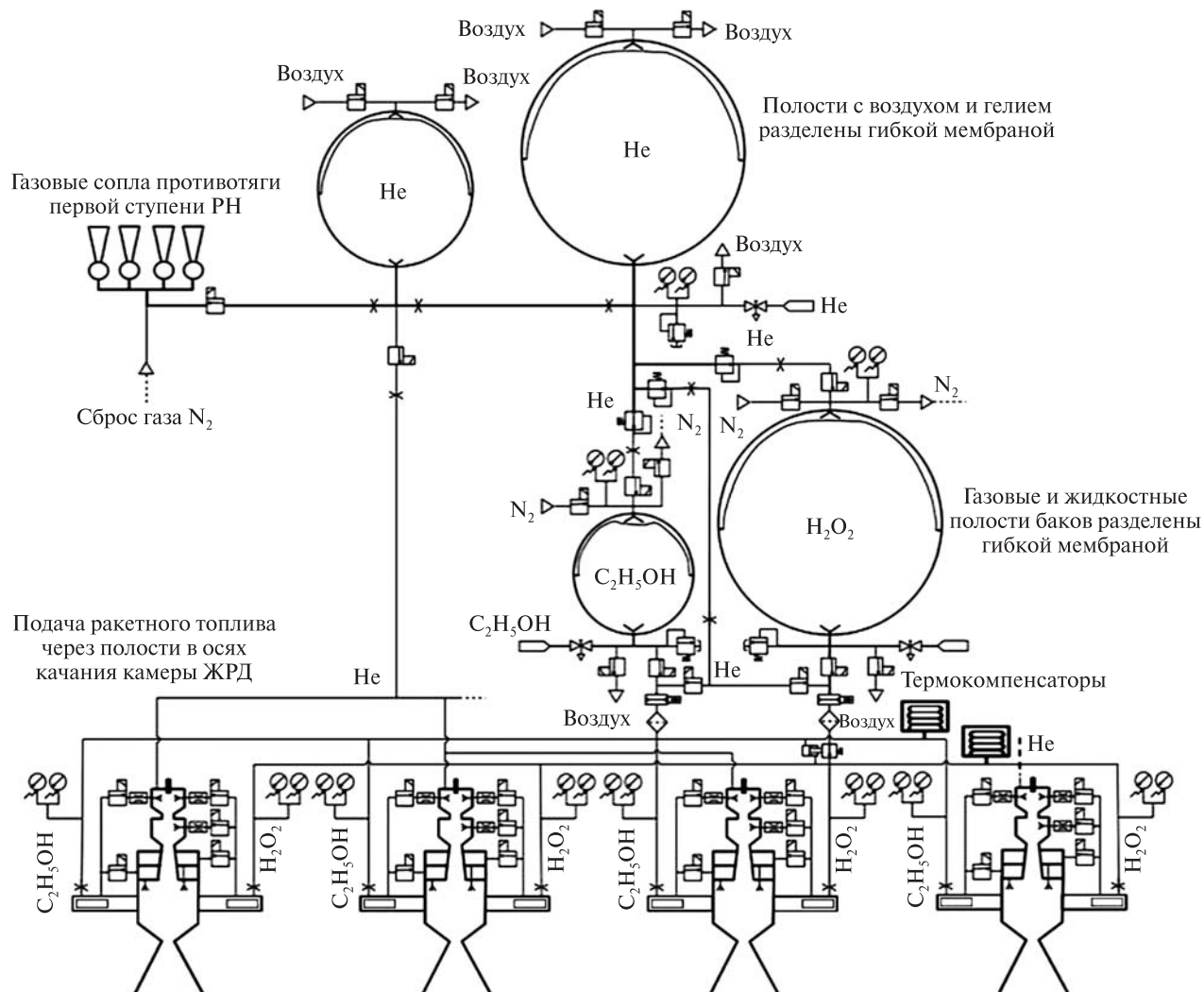


Рис. 8. Пневматическая и гидравлическая схема первой ступени РН-1.2Р

**Ракета-носитель состоит из трех основных элементов.** 1. Однотипные сферические резервуары для компонентов топлива и гелия (оборудование и технология разработаны, например, в Днепропетровском НИИ технологии машиностроения). 2. Камеры сгорания ЖРД одного типа (первая ступень РН — используется кластер ЖРД, вторая — однокамерный; ЖРД БКА использует одну маршевую камеру); ЖРД могут изготавливаться в условиях машиностроительного завода. 3. Арматура и автоматика (клапаны, регуляторы и пр.) приобретаются на мировом рынке оборудования.

Промышленное здание используется для сборки РН и агрегатов РН, изготовления системы управления, а также требуется лаборатория для «холодных» испытаний двигателей.

**Подача топлива в жидкостные ракетные двигатели.** Подача топлива в камеру сгорания ЖРД осуществляется через полости в осях крепления/качания ЖРД. Газовые и жидкостные полости топливных баков и полости баков для гелия разделены гибкими мембранами. Применяется вытеснительная система подачи топлива: окислитель и горючее из баков выдавливаются высоким давлением гелия.

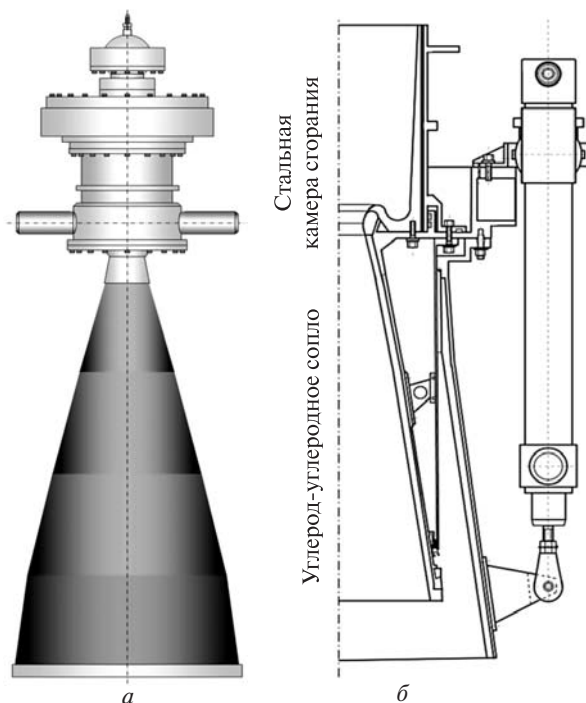


Рис. 9. Жидкостные ракетные двигатели: а – RD-40, б – RD-10

**Жидкостные ракетные двигатели.** В ЖРД применяются идеально экологически чистые компоненты топлива: этанол и водорода пероксид, содержащиеся даже в организмах живых существ.

Впервые оба эти компонента предлагается использовать в концентрации около 100 %. Это позволяет получить максимальный энергетический эффект в паре «водорода пероксид + этанол». При этом температура в камере сгорания ЖРД ниже примерно на 1000 К, чем в паре «кислород + керосин».

Компоненты топлива не криогенные и могут использоваться в нормальных температурных условиях. Повышение давления в камерах сгорания ЖРД до 150–250 кгс/см<sup>2</sup> позволяет достигать скорости истечения газов из сопла на уровне топливной пары «кислород + керосин». Материал камеры сгорания — сталь. Материал сопла — углерод + углерод. Схема РН-1.2Р представлена на рис. 7, 8. Жидкостные ракетные двигатели RD-40 и RD-10 представлены на рис. 9.

## ВЫВОДЫ

Представленный РКК с БКА преодолевает некоторые недостатки существующих проектов с возвращающимися орбитальными аппаратами:

- высокая надежность безаварийного возврата на Землю в условиях аэродинамического нагрева обеспечивается цельной углерод-углеродной конструкцией корпуса, не связанного с внутренними агрегатами и не имеющего на внешней поверхности никаких элементов, создающих местное аэродинамическое сопротивление; теплосъем в лобовой части аппарата снижает нагрев конструкции при оптимально обеспеченных аэродинамических характеристиках;

- конструкция РН и БКА малоразмерная и относительно дешевая, не требующая, в том числе, специально оборудованного космодрома для старта, первая ступень РН приземляется с применением парашютной системы, орбитальный аппарат приземляется с применением парашютной системы;

- космическая скорость полета при «нырянии» орбитального аппарата в плотные слои атмосферы может поддерживаться применением выдвигной аэродинамической иглы, изменение положения которой обеспечивает управление полетом;

- максимально возможное в условиях Земли удаление орбитального аппарата от плоскости схода с орбиты обеспечивается достаточным аэродинамическим качеством в сочетании с атмосферным реактивным двигателем БКА, использующим нагрев жидкости, охлаждающей лобовую часть корпуса аппарата, с ее переходом в газовую фазу.

Такой комплекс украинские специалисты могут создать в кооперации с иностранными коллегами и бизнесменами в рамках коммерциализации космических исследований и привлечения частной инициативы в условиях мировых тенденций.

1. *Афанасьев И.* «Чистая» перекись // *Новости космонавтики.* — 2004. — № 12. — 10 с.
2. *Левенко А. С.* Универсальный ЖРД. Техническое предложение. *Механика воздушно-космических систем.* — Д.: Стилус, 2012. — 100 с.
3. *Левенко А. С.* Малоразмерный ракетный комплекс с возвращаемым орбитальным аппаратом. Техническое предложение // *Механика воздушно-космических систем.* — Д.: ООО с ИИ «Типография Украина», 2013. — 74 с.
4. Пат. на винахід № 84479. Спосіб польоту на навколоразміну орбіту багаторазового повітряно-космічного апарата та багаторазовий повітряно-космічний апарат для здійснення способу / Ю. С. Алексеев, В. І. Кукушкин, О. С. Левенко. — Опубл. 27.10.2008 р.
5. *Kukushkin V. I., Levenko A. S.* The Project of the Ukrainian Reusable Aerospace Plane and Reusable Satellite in Aerospace Complex // 2nd International ARA Days — “10 Years after ARD”. Abstract booklet. — 21–23 October, Arcachon, 2008. — P. 83.
6. *Levenko A. S., Kukushkin V. I., Konashkov A. I.* Modernization of the propulsion system scheme of the craft X-15 with liquid propellant jet engine for the airspace plane // *Frontiers in Aerospace Engineering.* — 2013. — 2, N 4. — P. 227–234.
7. *Levenko A. S., Sichevyyi A. V.* Studying of the possibility of development of the small-sized rocket complex with the space rocket and the returned orbital apparatus // *Frontiers in Aerospace Engineering.* — 2014. — 3, N 1. — P. 27–33.

*Стаття надійшла до редакції 19.08.14*

*В. І. Присяжний, О. С. Левенко, О. Л. Паук*

#### АСПЕКТИ СТВОРЕННЯ ОРБИТАЛЬНОГО АПАРАТА, ЩО ПОВЕРТАЄТЬСЯ, У ФОРМІ СУПУТНИКА ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ І РАКЕТИ-НОСІЯ

Подається огляд критеріїв для створення активного орбітального космічного корабля з урахуванням аналізу аспектів застосування рушійної системи, що працює на перекисі водню, і можливості його повернення на Землю. Запропоновано концепцію створення сучасного типу космічного корабля — маневреного на орбіті безпілотного орбітального апарата, що повертається, у варіанті супутника дистанційного зондування Землі. У роботі відображено результати оптимізації конструкції ракети-носія для орбітального апарата.

*V. I. Prisiazhnyi, A. S. Levenko, O. L. Pauk*

#### SOME ASPECTS OF CREATING RETURN ORBITER IN THE FORM OF A REMOTE SENSING SATELLITE AND LAUNCH VEHICLE

We give a review of criteria for the development of an active orbital spacecraft with consideration for the analysis of aspects of the application of the propulsion system running on hydrogen peroxide and the possibility of its return to the Earth. We propose a concept of creating a modern type of the spacecraft which is maneuvering in orbit and returning unmanned orbiter in the of the remote sensing satellite. Our investigation reflects some results of optimizing the design of the launch vehicle for the orbiter.