

УДК 629.782

В. И. Кукушкин¹, А. С. Левенко², В. В. Сербин¹

¹ Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

² Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета

Надійшла до редакції 26.10.06

Розглядається вибір схеми повітряно-космічного літака. Вибір конструктивної схеми здійснюється на основі аналізу результатів світових розробок повітряно-космічних систем і проектних оцінок.

Необходимость создания воздушно-космического самолета подтверждается множеством проектов создания воздушно-космических систем для спутниковых группировок нового поколения в различных странах и обоснована нами ранее [1—3, 5, 7, 9, 12, 14—17, 19—22]. Еще в 1929 г. К. Э. Циолковский опубликовал работу, в которой говорилось, что самолет, оснащенный ракетными двигателями, вполне может выходить за пределы земной атмосферы в космическое пространство (asteroid.boom.ru/articles/VKS.html).

Оптимальная компоновка воздушно-космического самолета (ВКС) определялась на основе выбора отдельных конструктивных решений в их комплексе [6]. Учитывалась необходимость многократного использования воздушно-космического самолета при его эксплуатации:

- 1) выбор одно- или многоступенчатой схемы воздушно-космического самолета;
- 2) выбор вида топлива для жидкостных ракетных двигателей (ЖРД);
- 3) выбор типа и модели ЖРД с оценкой возможности применения рулевых ЖРД в качестве маршевых;
- 4) выбор оптимального варианта сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (СПВРД);
- 5) оценка возможности использования сбрасываемых в полете СПВРД;

6) оценка эффективности применения огневого динамического разделения ступеней в многоступенчатом варианте воздушно-космического самолета (ВКС) и применения огневого динамического отделения сбрасываемых в полете узлов;

7) выбор традиционной либо модульной схемы компоновки узлов ВКС;

8) оценка возможности применения управления полетом на основе изменения вектора тяги без использования аэродинамических средств;

9) выбор конструкции наружного корпуса планера ступеней ВКС и решение проблем теплозащиты;

10) оценка эффективности применения схемы максимального быстродействия ВКС в беспилотном варианте;

11) оценка возможности создания стартовой площадки для запуска ВКС и выбор вида старта.

ВЫБОР СХЕМЫ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Во многих разработках прежних лет (ВКС НПО «Энергия», ТУ-2000, МИГ-2000, «Аякс») ставилась задача создания именно самолета для полета в космосе и авиационных типов старта и приземления. Такая задача предусматривала применение оригинальных многорежимных дви-

гателей, что по уровню развития мировых технологий было недостижимо. Многорежимный двигатель не создан и на рубеже XXI века. Это обстоятельство и ряд других нерешенных технических проблем определили применение на современном этапе развития науки и технологий двухступенчатой конструкции воздушно-космического самолета для условий полета в атмосфере и космосе.

Нужно отметить, что впервые в мире двухступенчатая схема была успешно реализована в советской сверхзвуковой межконтинентальной крылатой ракете «Буря» (www.laspace.ru/rus/burya.php). Первая ступень включала в себя два стартовых ускорителя с четырехкамерным ЖРД конструкции А. М. Исаева (рис. 1, *a*). Вторая (маршевая) ступень — крылатая ракета, выполненная по нормальной самолетной схеме со среднерасположенным тонким треугольным крылом малого удлинения со стреловидностью 70° по передней кромке.

Маршевая двигательная установка состояла из одного сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя РД-012У конструкции М. М. Бондарюка.

Старт «Бури» производился вертикально с подвижной железнодорожной установки. После достижения скорости $M = 3.3$ и высоты полета 18000 м ускорители сбрасывались. Полет второй ступени проходил на высоте 18—25 км с постоянной скоростью $M = 3.1$ —3.2. За период с сентября 1957 г. по декабрь 1960 г. было произведено 18 пусков ракет, из них четыре по длинной испытательной трассе Владимировка — полуостров Камчатка. В последних двух пусках удалось получить дальность порядка 6500 км.

Этот положительный опыт, а также факт перехода развитых стран к проектированию двухступенчатых воздушно-космических аппаратов («Space Shuttle» США, «Клипер», МАКС Россия, проекты Японии, Китая, Индии и др.) подтверждают правильность выбора авторов — украинский воздушно-космический самолет может быть двухступенчатым.

Нужно отметить, что от одной крайности — создание самолета — проектировщики отклонились в другую — создание ракеты со второй ступенью, которая является возвращаемым орбитальным самолетом, по сути возвращаемым с орбиты разгонным блоком.

Авторы считают важным подчеркнуть, что воздушно-космический самолет является летательным аппаратом собственного класса (не ракетой и не самолетом), и при его разработке непринимлемы традиционные взгляды на создание ракетно-космической и авиационной техники.

Что такое, по мнению авторов, воздушно-космический самолет в рассматриваемой его конструктивной схеме? ВКС относится к самостоятельному классу летательных аппаратов. ВКС «Сура» — один из видов такого класса.

Как летает ВКС?

1. Вертикальный старт (аналог — старт ракеты-носителя) с «заклоном» (аналог «заклон» ракеты железнодорожного комплекса «Скальпель») — здесь ВКС функционирует как ракета.

2. Набор высоты от 0 до 30 км с использованием аэродинамики крыла и кислорода воздуха для обеспечения работы воздушно-реактивных двигателей — здесь на протяжении 60—400 с ВКС является самолетом.

3. Прекращение работы воздушно-реактивных двигателей и переход на вертикальный подъем на ракетных двигателях до разделения ступеней на высоте 90—100 км, продолжение подъема с переходом на орбитальную траекторию второй ступени (орбитального самолета) — здесь ВКС снова ракета.

4. На орбите вторая ступень ВКС является орбитальным самолетом — аналог спутника либо другого космического аппарата — это уже не ракета и не самолет.

5. Возвращение на Землю обеих ступеней — орбитального самолета (ОС) после схода с орбиты (суборбитального самолета СубОС) и первой ступени (по баллистической траектории) осуществляется после торможения падением (аналог — метеорит). Орбитальный самолет имеет аэrodинамическую форму и самоориентируется.

6. После вхождения в плотные слои атмосферы на высоте 35—30 км выпускается тормозной парашют (для обеих ступеней). Тормозной парашют стабилизирует полет и тормозит падение до высоты 6 км — здесь аналогом является плавучий якорь морского плавсредства (судно разворачивается против волн для предотвращения бортовой качки).

7. На высоте 6 км раскрываются тормозные парашюты аэроупругой системы и производится приземление. Перед касанием поверхности

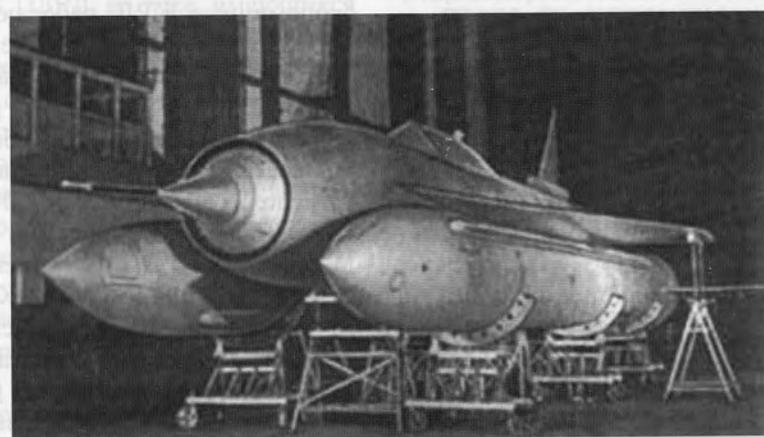
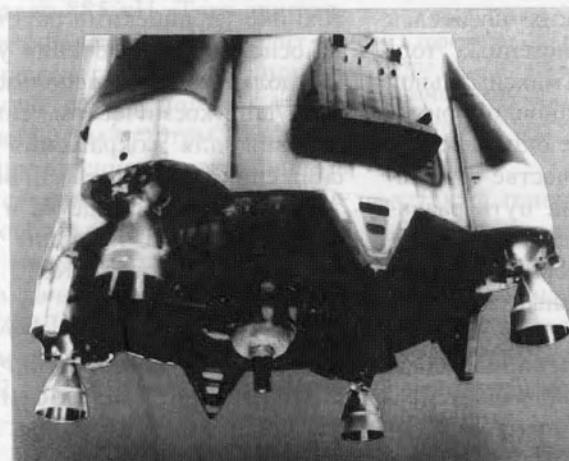
*б**в*

Рис. 1: а — сверхзвуковая межконтинентальная крылатая ракета «Буря», б — общий вид РД-855 в составе ракеты носителя «Циклон» и камера горения ЖДР, в — ПКР П-800 «Яхонт-А»

земли срабатывают тормозные ракетные двигатели, и аппараты укладываются на землю — аналогом являются известные аэроупругие системы для приземления сбрасываемых с самолетов грузов.

8. Перед ВКС не ставится задача немедленного повторного старта — он отправляется на переоборудование для многократного использования, что характерно для такого класса летательных аппаратов.

Другими словами, ВКС является самолетом в течение нескольких десятков секунд в момент набора высоты.

ВЫБОР ВИДА ТОПЛИВА ДЛЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Большинство проектов космических носителей основывается на применении криогенных топлив. В погоне за получением максимальной эффективности двигательной установки применялся жидкий кислород в качестве окислителя и жидкий водород или керосин в качестве горючего. Страны, только вступившие на путь развития ракетной техники, рассматривают применение жидкого кислорода как своеобразный показатель, демонстрирующий невоенный характер разработок. Даже этот факт по сути является подтверждением того, что применение криогенной ракетной техники неудобно, повышает массу ракеты носителя, требует значительных дополнительных затрат, снижает быстродействие системы при эксплуатации. В то же время оптимальный вариант давно найден — в современных условиях целесообразно применение опыта военных разработок прошлых лет. Пора на деле, и в мировом масштабе применить конверсию: так называемые технологии двойного применения использовать в мирных целях. Известен хороший пример в России: в июле 2006 г. ракетой-носителем «Рокот» с космодрома Плесецк выведен на орбиту ряд КА.

Ракета-носитель легкого класса «Рокот», созданная в Российской Федерации, состоит из трех ступеней. Первые две ступени представляют собой блок ускорителей стратегической ракеты РС-18 (СС-19). В качестве третьей ступени используется новый разгонный блок (РБ) «Бриз-КМ».

На блоках ускорителей установлены высокоэкономичные ЖРД, работающие на долговременных компонентах: четырехокись азота (АТ, окислитель) и несимметричном диметилгидразине (НДМГ, горючее). ЖРД разработаны в Воронежском конструкторском бюро химавтоматики.

В состав РБ «Бриз-КМ» двигательная установка использует АТ+НДМГ. Она включает маршевый ЖРД, ЖРД коррекции и ЖРД ориентации. Маршевый ЖРД отличается высокой надежностью. Он разработан КБ «ХимМаш им. А. М. Исаева» и широко используется в космической технике. Это двигатель многократного включения, что позволяет реализовать различные схемы выведения полезных грузов, включая выведение на одну или несколько орбит.

Мы считаем, что компоненты топлива АТ+НДМГ, впервые примененные в ракетной технике украинскими ракетчиками, и созданные на основе их применения узлы ракетной техники должны быть использованы в украинском воздушно-космическом самолете. Это создаст условия для сокращения сроков разработки, снижения стоимости проекта, использования технологий производства и эксплуатации ракетной техники и позволит достигнуть высокого уровня надежности ВКС.

ВЫБОР ТИПА И МОДЕЛИ ЖРД С ОЦЕНКОЙ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РУЛЕВЫХ ЖРД В КАЧЕСТВЕ МАРШЕВЫХ

Исходя из оптимальности применения топлива АТ+НДМГ, мы проанализировали украинский рынок ракетной техники. Среди предлагаемых в интернете образцов продукции (www.uizhnoye.com) представляют интерес рулевые ЖРД РД-855 (тяга у поверхности Земли 285 кН) и РД-856 (тяга у поверхности Земли 54.2 кН), применяемых для семейства ракет-носителей «Циклон». История создания этих четырехкамерных ЖРД, их применение в различных модификациях ракет и высочайшая степень экспериментальной отработки, а также безотказность при летных испытаниях и эксплуатации являются фактором, позволяющим применять их в новых разработках.

В двухступенчатом варианте ВКС с максимальной стартовой массой около 50 т, тягой

8 СПВРД (минимальное количество предварительно выбранных СПВРД из уже имеющихся на мировом рынке) около 31 кН, при одновременном запуске всех двигателей возможно применение на первой ступени РД-855, на второй — РД-856. При этом минимальная суммарная стартовая тяга двигателей ВКС достигает 653.6 кН. Отношение тяги двигателей к весу ВКС составляет 1.33, что достаточно при полете по авиационной схеме с использованием аэродинамики крыла.

Однако масса второй ступени ВСК (орбитального самолета) при разделении ступеней в начале самостоятельного полета составляет 8 т, поэтому мы считаем целесообразным, в том числе и для повышения уровня унификации улов ВКС, на второй ступени также установить РД-855. При этом суммарная стартовая тяга всех двигателей ВКС составит 885 кН. Тяга двигателей превышает вес в 1.8 раз. Это позволит во время начального участка полета ВКС применять как авиационную схему полета, так и ракетную — с вертикальным стартом ВКС.

В то же время применение более мощного двигателя на второй ступени значительно повысит быстродействие орбитального самолета: отношение тяги к весу может составить 3.64.

Мы считаем, что в качестве маршевых оптимально применение ЖРД РД-855 (изготавливаются в Украине). Кроме достаточности тяги, применение рулевых ЖРД решает проблему управления полетом ВКС — по ракетной схеме изменением направления вектора тяги двигателя.

Параметры РД-855 и его камеры сгорания приведены в табл. 1. Двигатель — четырехкамерный, с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа. Рабочее тело турбины турбонасосного агрегата (ТНА) — газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании основных компонентов топлива. При запуске пиростартер раскручивает ротор ТНА.

Большинство клапанов срабатывают от пироприводов. Обратные клапаны в тракте окислителя камера двигателя и блок клапанов в тракте окислителя газогенератора открывает окислитель при достижении достаточного давления открытия. Обеспечивает отбор окислителя и горючего на газогенератор наддува бака окислителя,

Таблица 1. Технические характеристики четырехкамерного двигателя РД-855

Характеристики	Параметры РД-855
Тяга у Земли, Н	285500
Удельный импульс тяги, Н·с/кг:	
у Земли	2492
в пустоте	2865
Масса двигателя, кг	320
Абсолютное давление в камере сгорания, кПа	6570
Абсолютное давление на срезе сопла камеры, кПа	59
Массовое соотношение компонентов топлива	1.97
Отклонение тяги от номинального значения, %	+10
Отклонение массового соотношения компонентов топлива от номинального значения, %	+5.6
Компоненты топлива:	
окислитель	N_2O_4
горючее	$(\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2$
Минимальное абсолютное давление компонентов топлива на входе в двигатель при температуре +35 °C, кПа :	
окислителя	440
горючего	142
Угол отклонения камер, угл. град	±41
Время работы, с	127

а также генераторного газа и горючего на смеситель для наддува бака горючего.

Общий вид РД-855 и его камеры сгорания приведены на рис. 1, б.

Для использования РД-855 в ВКС необходима доработка его конструкции для обеспечения многократного включения двигателя во время полета.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ВАРИАНТА СВЕРХЗВУКОВЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Желание снизить массу ВКС и использовать кислород атмосферы в качестве окислителя горючего диктуют необходимость рассмотреть возможность применения воздушно-реактивных двигателей. Применение готовых аналогов воздушно-реактивных двигателей на керосине позволяет получить требуемую тягу двигателей с использованием кислорода воздуха. Известно, что в двигателях на основе топлива керосин + кислород масса потребляемого кислорода значительно превышает массу керосина [13]. Выгода от использования воздуха очевидна.

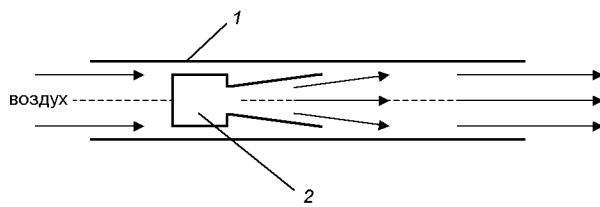


Рис. 2. Схема модернизации СПВРД РД-012У: 1 — СПВРД РД-012У, 2 — ЖРД в качестве форсунок горючего

При скорости полета ВКС в плотных слоях атмосферы (до высоты около 30 км) со скоростью 2—6 М следует говорить о применении сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей. При этом также следует учитывать, что в отличие от задач авиации, в ракетной системе время работы сверхзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (СПВРД) может измеряться десятками секунд.

Возможность разработки современного СПВРД в многорежимном двигателе расчетным путем оценена на кафедре двигателей физико-технического факультета Днепропетровского национального университета в 2006 г. Проведена теоретическая оценка создания многорежимного ЖРД на базе сверхзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя РД-012У (рис. 2) конструкции М. М. Бондарюка (разработка 1950-х гг. для ракетоплана «Буря»). Практическое создание подобного реактивного двигателя, в котором в режиме СПВРД вместо форсунок применен ЖРД с избыточным количеством горючего в продуктах сгорания (в приведенном примере — керосина), а в безвоздушном пространстве осуществляется эффективная эксплуатация собственно ЖРД, позволяет говорить о будущем двухрежимном двигателе для ВКС.

Во всем мире проводятся работы по созданию современных СПВРД: российские специалисты уже провели испытания гиперзвукового ПВРД, работающего в диапазоне скоростей от 5М до 6 М («Новости Космонавтики». — 1998. № 17/18), в Корейском аэрокосмическом исследовательском институте (г. Тэджон), проводятся работы по созданию воздушно-реактивных двигателей. По проекту X-43 США успешно испытали в 2005 г. новейший СПВРД и достигли на экспериментальном аппарате скорости полета в плотных слоях атмосферы 8025 км/с. Этот

СПВРД — основа американского проекта Falcon Hypersonic Technology Vehicle (создание с выходом на летные испытания в 2008 г. пилотируемого космического одноступенчатого гиперзвукового бомбардировщика).

Однако в определении оптимальности конструкции ВКС мы исходим из соображений возможности применения серийно изготавливаемых конструкций. Это позволит обеспечить надежность, сократить сроки разработки и ее стоимость. Поэтому была проанализирована возможность использования СПВРД в предлагаемых на мировом рынке изделиях ракетно-космической техники.

СПВРД в ВКС выполняют функцию атмосферных ускорителей до высоты полета 30 км.

В качестве аналога СПВРД для первой ступени ВКС может быть рассмотрен ампулизированный двигатель противокорабельной крылатой ракеты П-800 «Яхонт» (экспортная модификация ракеты «Оникс», «Яхонт-А» — авиационный вариант (полная масса почти на 500 кг меньше ПКР «Оникс»), разработчик НПО «Машиностроение», г. Реутов, Российская Федерация, главный конструктор Г. А. Ефремов. «Яхонт-А» — конструктивно состоит из жидкостного ампулизированного СПВРД с твердотопливным ускорителем, системой управления, системой вооружения (www.sinor.ru, ts.vpk.ru).

Общий вид ракеты представлен на рис. 1, в. Характеристики ракеты приведены в табл. 2.

Противокорабельная крылатая ракета четвертого поколения «Яхонт» имеет малую массу, диаметр, высокие аэродинамические характеристики и сверхзвуковую скорость полета.

В начальный момент включается твердотопливный разгонный блок, установленный по

Таблица 2. Тактико-технические характеристики ПКР П-800 «Яхонт» («Оникс»)

Характеристики	ПКР П-800 «Оникс»	ПКР П-800 «Яхонт-А»
Дальность полета по комбинированной траектории, км	до 300	до 300
Высота полета на маршевом участке, м	14000	14000
Стартовая масса без БЧ, кг	2750	2300
Скорость полета на высоте, м/с (М)	750 (2.6)	750 (2.6)
Длина ракеты, м	8	6.1
Диаметр ракеты, м	0.7	0.7

принципу «матречки» в камере сгорания маршевого двигателя. Несколько секунд его работы разгоняют ракету до скорости $M = 2$. Затем твердотопливный разгонный блок выключается, его выбрасывает из маршевого двигателя набегающим потоком воздуха, и ракета продолжает полет на скорости $M = 2.5$ (средняя скорость 750 м/с), обеспечиваемой прямоточным жидкостным воздушно-реактивным двигателем.

Дальность полета ракеты достигает 300 км по комбинированной высотной траектории и 120 км при полете на высотах в диапазоне от 5—15 м. Основной участок полета проходит на высоте 15 км.

Ракета «Яхонт-А» без боевой части и системы наведения на цель по сути является ампулизи-

рованным СПВРД. Такие СПВРД могут устанавливаться на ВКС в кассетах. В украинском варианте ВКС мы предполагаем установку по четыре СПВРД в двух кассетах, размещенных на крыльях первой ступени симметрично относительно корпуса.

Тяга одного СПВРД составляет 39 кН. Выбор СПВРД проводится при проектировании ВКС — на данном этапе двигатель противокорабельной крылатой ракеты (ПКР) «Яхонт-А» приводится в качестве примера.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПВРД, СБРАСЫВАЕМЫХ В ПОЛЕТЕ

Установка СПВРД в кассетах позволит осуществить сбрасываемый вариант кассет, когда после отработки двигателей кассеты отстреливаются от первой ступени ВКС и спускаются на Землю для повторного использования (рис. 3, 4). Возможность повторного использования СПВРД не предусматривается — они выполняются в варианте одноразового элемента конструкции ВКС. Это объясняется не кратковременностью их надежной работы (до 400 с), а особенностю ампулизированной конструкции.

При отстреливании и уводе кассет СПВРД от ВКС используется эффект «минометного» отделения, в авиационно-ракетных конструкторских бюро — динамического огневого разделения. При этом масса конструкции уменьшается на 18.5 т, а ВКС получает приращение скорости.

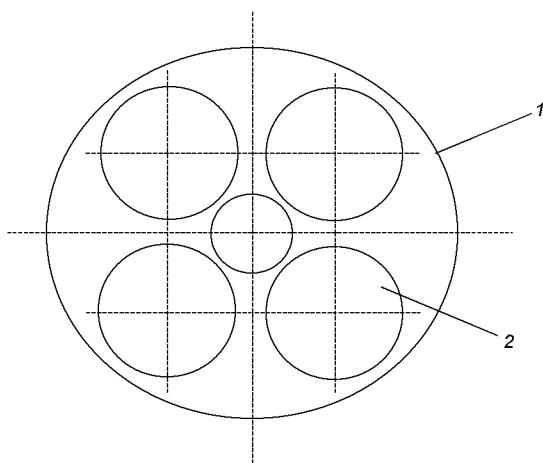


Рис. 3. Общий вид компоновки СПВРД в кассете: 1 — корпус кассеты, 2 — ампулизированный СПВРД

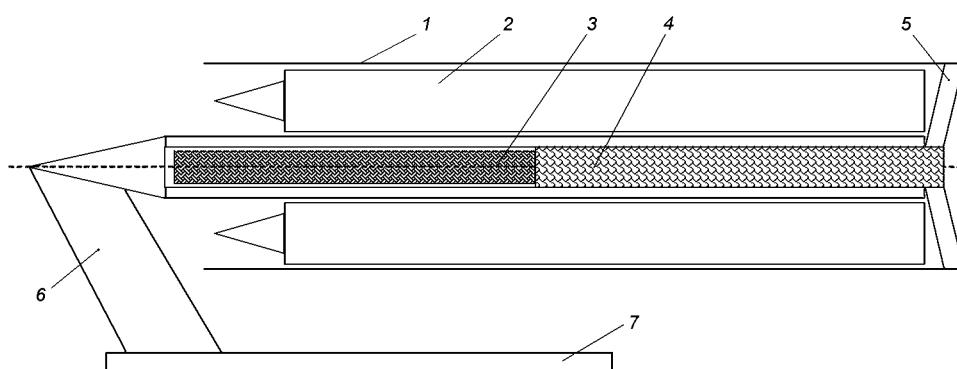


Рис. 4. Схема крепления кассеты СПВРД на крыле первой ступени ВКС (СУБ ОС): 1 — корпус кассеты, 2 — ампулизированный СПВРД, 3 — твердотопливный заряд двигателя отделения и увода кассеты СПВРД от ВКС, 4 — парашютная система, 5 — элемент крепления корпуса кассеты, 6 — крепление кассеты СПВРД на крыле первой ступени ВКС, 7 — крыло первой ступени ВКС

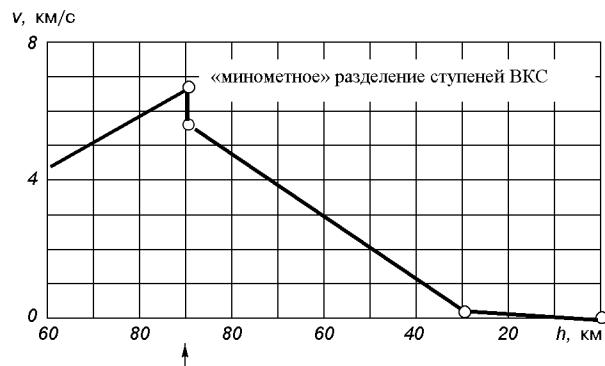


Рис. 5. Возвращение первой ступени воздушно-космического самолета. При минометном отделении второй ступени первая ступень тормозится импульсом противодействия, затем осуществляется торможение маршевыми ЖРД до полного расходования топлива, с высоты 30 км выпускается тормозной парашют, с высоты 6 км используется парашютная система, перед приземлением первой ступени на парашютной системе срабатывают тормозные РДТТ. Скорость касания поверхности около 1 м/с

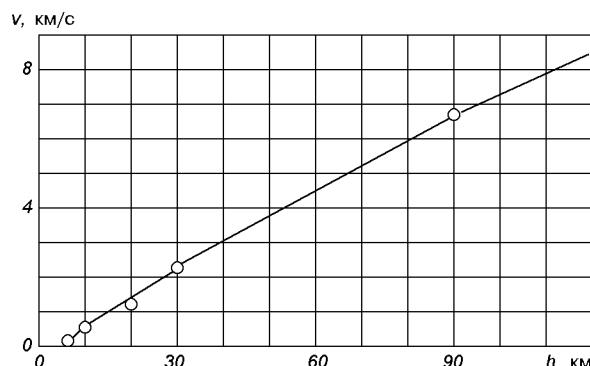


Рис. 6. Диаграмма скоростей ВКС на активном участке

Мы считаем такой вариант применения СПВРД наиболее рациональным в условиях максимального использования имеющихся на мировом рынке элементов конструкции ВКС.

Оценка эффективности применения огневого динамического разделения ступеней в многоступенчатом варианте воздушно-космического самолета и применения огневого динамического отделения сбрасываемых в полете узлов

Приведенный выше пример динамического огневого отделения кассет СПВРД ВКС может эффективно использоваться для повышения энергетики ВКС в полете. На рис. 5 приведена схема изменения скорости полета первой ступени ВКС. На рис. 6 — схема полета ВКС на активном участке, где скорость второй ступени обеспечивается в том числе огневым динамическим отделением от первой ступени. По предварительным расчетам приращение скорости второй ступени ВКС при динамическом отделении от первой ступени составит около 1 км/с.

Учитывая опыт проектирования ракетных комплексов в Украине, а также информацию о подобной схеме разделения в проекте МАКС (НПО «Молния», Российская Федерация) целесообразно для повышения энергетических характеристик применить в ВКС динамическое огневое разделение степеней.

ВЫБОР ТРАДИЦИОННОЙ ЛИБО МОДУЛЬНОЙ СХЕМЫ КОМПОНОВКИ УЗЛОВ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Мы сделали выбор в пользу модульной конструкции ВКС [8], т. е. конструкции, в корпус которой вкладываются отдельные готовые узлы: ЖРД, система управления, аэроупругие системы, кассеты СПВРД и пр. Это позволяет каждый ВКС с минимальной затратой времени готовить к повторному использованию — для корпуса проводятся регламентные работы по восстановлению теплозащитных покрытий, остальные узлы еще до возврата ВКС на поверхность Земли уже могут быть заменены взаимозаменяемыми узлами из комплекта многоразового использования.

Технология модульной сборки ВКС представлена в работе [8].

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ НА ОСНОВЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЕКТОРА ТЯГИ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Использование маршевых ЖРД для управления полетом ракеты-носителя во многих проектах оказывается эффективным (например, упомянутый выше российский проект ракеты носителя легкого класса «Рокот»). Мы считаем применение серийно изготавливаемого рулевого ЖРД РД-855 в качестве маршевого наиболее рациональным вариантом. Кроме того, для ракет та-

кого класса уже отработана система управления (ракеты-носители «Циклон»). Следует учесть, что система управления разработана и для воздушного старта легких ракет [4]. Принципы создания системы управления для ВКС разрабатываются при проектировании.

ВЫБОР КОНСТРУКЦИИ НАРУЖНОГО КОРПУСА ПЛАНЕРА СТУПЕНЕЙ ВОЗДУШНО- КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА И РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМ ТЕПЛОЗАЩИТЫ

Для обеспечения работоспособности ВКС авторы разработки запатентовали корпус, не связанный с внутренними элементами и узлами. Это позволяет избежать непосредственной теплопередачи от корпуса при его нагревании от внешнего воздействия к внутренним узлам.

Принципы обеспечения теплозащиты на примере второй ступени ВКС (гиперзвукового автоматического планера или орбитального самолета) как наиболее теплонагруженной ступени описаны в работе [10].

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СХЕМЫ МАКСИМАЛЬНОГО БЫСТРОДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА В БЕСПИЛОТНОМ ВАРИАНТЕ

Воздушно-космический самолет — аппарат, способный выходить на околоземную орбиту за несколько минут. Его возврат на поверхность Земли может осуществляться маневрированием с быстроизменяющимися параметрами полета. В присутствии человека на борту ВКС нет необходимости для обеспечения полета на орбиту, орбитального обслуживания спутников и возвращения на поверхность Земли.

В современных условиях автоматика вполне заменяет человека, устраняется человеческий фактор аварий. При этом снижается масса аппарата и имеется возможность дальнейших модернизаций по снижению габаритов и массы. Отсутствие пилота позволяет повысить перегрузки до уровня 50 g.

Это означает, что при превышении тяги двигателя второй ступени по отношению к весу на начальном участке автономного полета 3.64 (на

конечном участке полета второй ступени 14) возможен полет с быстродействием, значительно превышающим пилотируемые аппараты.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ СТАРТОВОЙ ПЛОЩАДКИ ДЛЯ ЗАПУСКА ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА И ВЫБОР ВИДА СТАРТА

В настоящее время множество проектов в разных странах предусматривает запуск второй ступени ВКС с помощью ракеты-носителя (например, российский «Клипер»), что сводит на нет саму идею эффективного экономически обоснованного использования воздушно-космического самолета, либо предусматривается старт с борта самолета-космодрома (например, использование украинского самолета АН-225 «Мрія» для проекта МАКС, Россия, или HOTTOL, Великобритания), рис. 7.

При этом во втором случае доминирует идея о возможности доставки ВКС в наиболее целесообразную точку старта: ближе к экватору или за пределы густонаселенных зон. В условиях Украины вылет готового к старту заправленного топливом ВКС через воздушные пространства других стран невозможен, как невозможен и безопасный старт с использованием ракеты-носителя.

Возможен вертикальный старт ВКС с оборудованной площадки. В принципе транспортировка ВКС к стартовой площадке авиатранспортом возможна и допустима — но только перевозка, наравне с перевозкой морским транспортом.

Мы считаем реальным вертикальный старт воздушно-космического самолета при допущении максимальной перегрузки 50 g. Допускается возможность старта с мобильной площадки.

Рассмотрен вариант вертикального старта ВКС из необитаемого острова на юге Республики Корея (на этой территории в 2007 г. вводится в эксплуатацию космодром в уезде Кохын провинции Чолла-Намдо) — полет и набор высоты осуществляется над морем, вылет к экватору в Тихом океане (рис. 8). В этой зоне уже расположены станции наблюдения (на о. Чеджу-до). Авторами передано предложение специалистам Корейского аэрокосмического исследовательского института о создании подобной стартовой

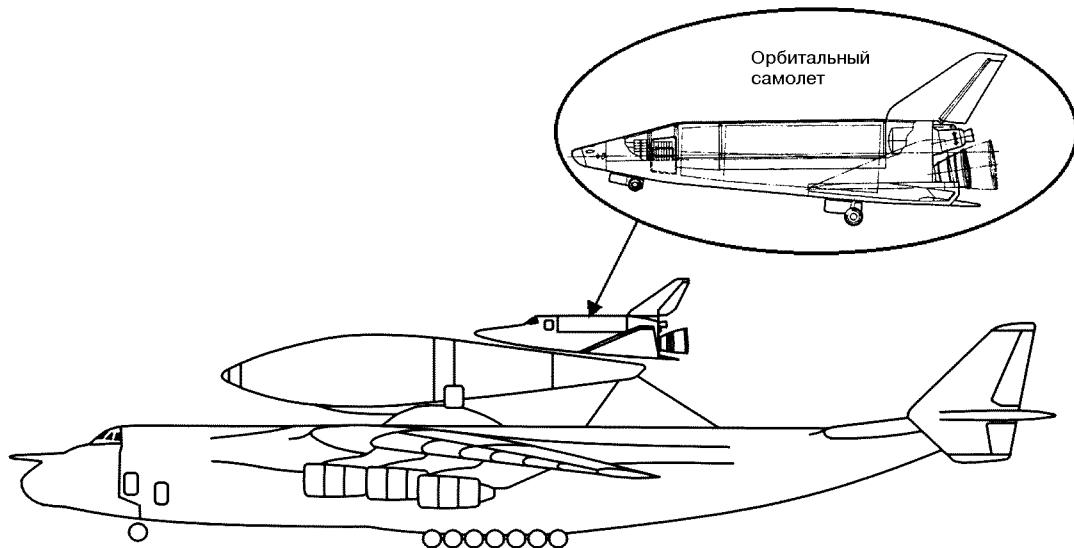


Рис. 7. Базовый стартовый вариант АН-225 «Мрія» с орбитальным самолетом и одноразовым внешним топливным баком МАКС-ОС

площадки на необитаемом острове южнее острова Чеджу-до.

В ходе обсуждения украинского воздушно-космического самолета на пятой Украинской конференции по космическим исследованиям (2005 г.) была высказана мысль о невозможности старта ВКС с территории Украины. Выше представлен авторский вариант возможности такого старта за пределами Украины в условиях международного сотрудничества.

На основе выбора конструктивных решений мы разработали вероятную модель конструктивной компоновки ВКС «Сура» (рис. 9, б).

ВЫВОДЫ

Дальнейшая унификация и применение уже разработанных изделий позволяет использовать для разработки двигательной установки суборбитального самолета ВКС ракету-носитель «Циклон-3» [21] (рис. 9, а), условное название новой двигательной установки VKS-LV-1 (рис. 9, б): в VKS-LV-1 не используется вторая ступень РН «Циклон-3», диаметр корпуса от 3000 мм уменьшен до 1600 мм, уменьшена длина до 14000 мм, вместо маршевого двигателя

российской разработки РД-251 дополнительно устанавливается украинский РД-855 с неподвижно закрепленными камерами горения.

В результате такой модернизации массовые характеристики и тяга двигателей ВКС в момент старта составят:

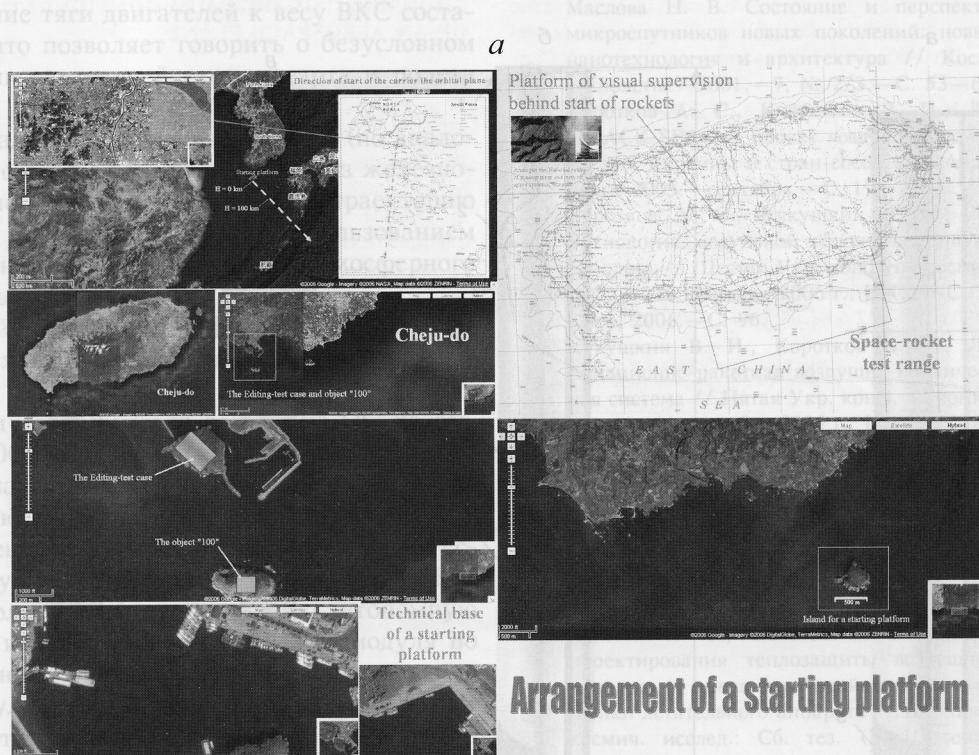
для суборбитального самолета ВКС

- масса VKS-LV-1 — 30 т, тяга двигательной установки — 571 кН;
- масса одного СПВРД — 2.3 т, масса одной снаряженной кассеты четырьмя СПВРД — 10 т, масса двух кассет СПВРД ВКС — 20 т, суммарная тяга СПВРД ВКС — 314 кН;
- масса корпуса суборбитального самолета ВКС — 1 т;
- масса модулей и неучтенная масса — 1 т,
- всего для СубОС масса 52 т, суммарная тяга двигателей 885 кН;

для орбитального самолета ВКС

- полная масса заправленного ОС с грузом 0.3 т — 8 т, тяга двигателя — 285 кН.

Суммарная масса ВКС в момент старта составит 60 т, суммарная тяга двигателей — 1170 кН.

*b*

Arrangement of a starting platform

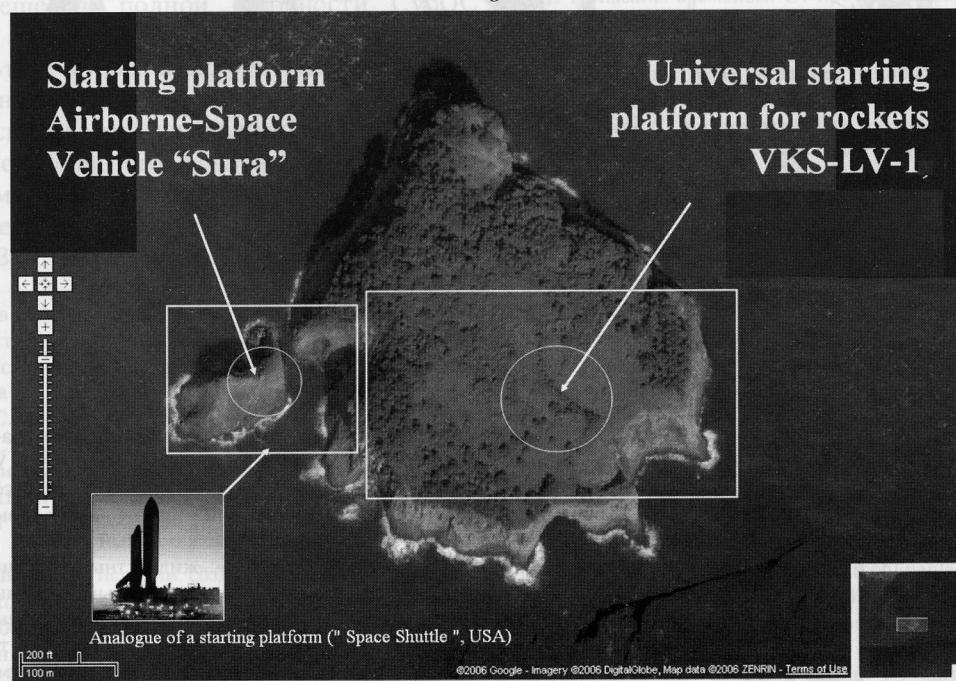


Рис. 8. Выбор стартовой площадки ВКС на юге острова Чеджу-до (Республика Корея) (*a*) и стартовая площадка ВКС на необитаемом острове (Республика Корея) (*b*)

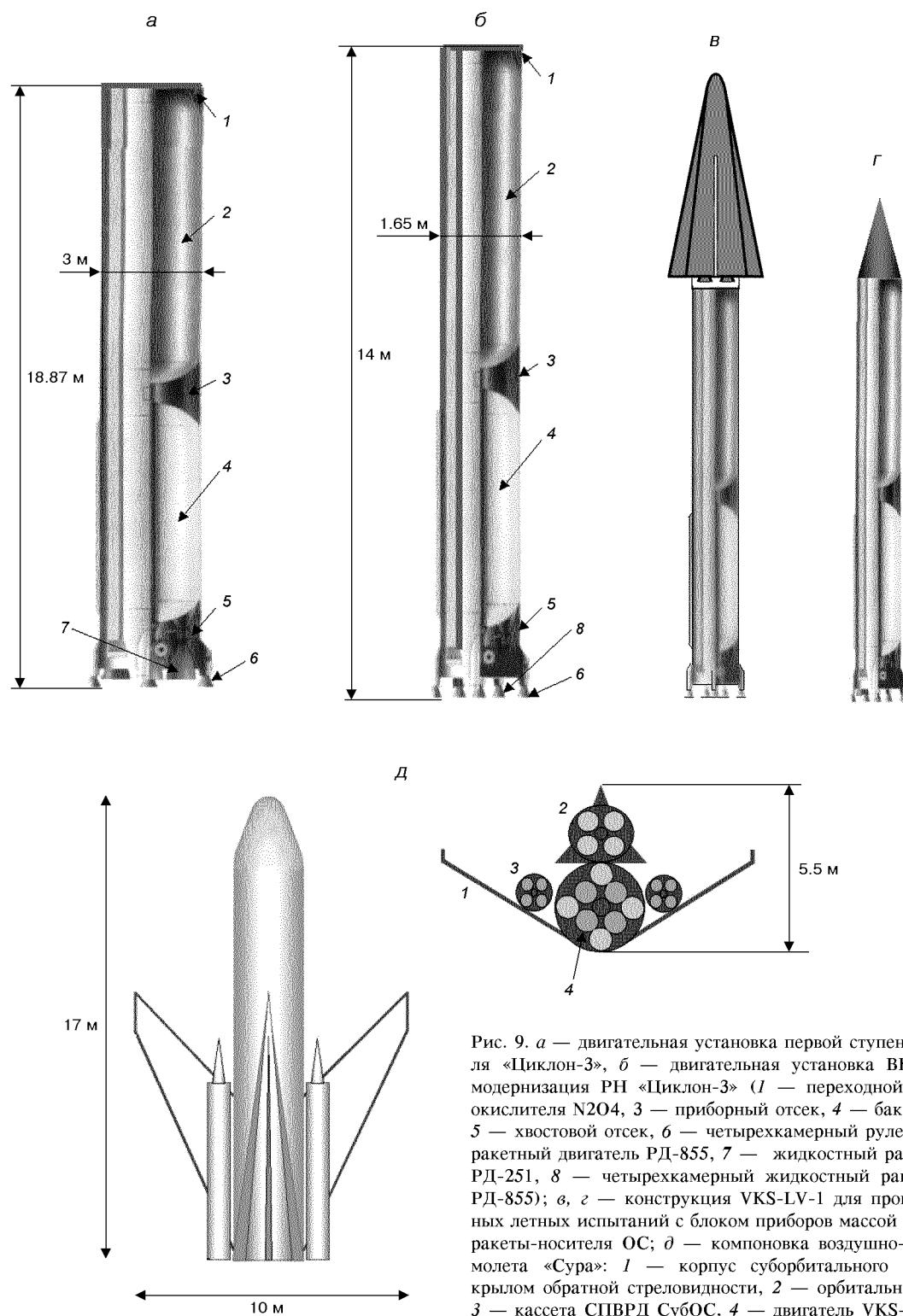


Рис. 9. а — двигательная установка первой ступени ракеты-носителя «Циклон-3», б — двигательная установка ВКС VKS-LV-1 — модернизация РН «Циклон-3» (1 — переходной отсек, 2 — бак окислителя N2O4, 3 — приборный отсек, 4 — бак горючего НДМГ, 5 — хвостовой отсек, 6 — четырехкамерный рулевой жидкостный ракетный двигатель РД-855, 7 — жидкостный ракетный двигатель РД-251, 8 — четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель РД-855); в, г — конструкция VKS-LV-1 для проведения собственных летных испытаний с блоком приборов массой 0.3 т и в качестве ракеты-носителя ОС; д — компоновка воздушно-космического самолета «Сура»: 1 — корпус суборбитального самолета ВКС с крылом обратной стреловидности, 2 — орбитальный самолет ВКС, 3 — кассета СПВРД СубОС, 4 — двигатель VKS-LV-1 СубОС

Отношение тяги двигателей к весу ВКС составит 1.99, что позволяет говорить о безусловном обеспечении следующей схемы старта и полета ВКС:

- вертикальный старт с «заклоном» (по аналогии со стартом ракеты «Skalpel» из железнодорожного вагона) и выходом на траекторию набора высоты до 30 км с использованием аэродинамики и кислорода атмосферного воздуха;
- огневой динамический сброс кассет СПВРД и переход на вертикальный подъем по ракетной схеме;
- динамическое огневое отделение ОС на высоте 100 км с продолжением вертикального подъема с последующим выходом на орбитальную траекторию.

Применение в конструкции двигательной установки СубОС в виде отдельного модуля VKS-LV-1 позволяет провести полностью автономную отработку и летные испытания этого модуля по традиционной ракетной схеме, а использование этого модуля в качестве ракеты-носителя даст возможность провести автономные бросковые и летные испытания по баллистической траектории ОС еще до полной готовности СубОС (рис. 9, в, г).

В результате выбора конструктивных решений с применением готовых изделий и их модернизаций обеспечивается компоновка малогабаритного двухступенчатого воздушно-космического самолета многоразового использования с достаточной энерговооруженностью — оптимального варианта ВКС «Сура» (рис. 9, д, е).

1. Алексеев Ю. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. Перспектива ракетно-космической отрасли Украины — космическая система на базе воздушно-космического самолета // Космічна наука і технологія.—2006.—12, № 4.—С. 3—13.
2. Ермак С. Н., Середин С. В. Аспекты стратегии разработки микроспутниковых систем. Зарубежный опыт // Матер. Шестого междунар. форума «Высокие технологии XXI века» (18—22 апреля 2005 г., Москва). — М., 2005.
3. Жуков В. В. Из истории создания отечественных воздушно-космических систем (ВКС) // Аэрокосмич. вестник.—2005.—сентябрь—С. 25—31.
4. Камелин А. Б. Построение системы управления авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса с использованием беспилотной инерциальной навигационной системы // Космічна наука і технологія.—2001.—7 № 2/3.—С. 3—15.
5. Клименко Ю. А., Черемных Ю. К., Яценко В. А.,

Маслова Н. В. Состояние и перспективы создания микроспутников новых поколений: новые материалы, нанотехнология и архитектура // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 2/3.—С. 53—65.

6. Коротков А. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. «BLACK SEA» — проект воздушно-космической системы для Украины и стран-соседей // Аэрокосмич. вестник.—2005.—сентябрь.—С. 19—22.
7. Коротков А. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. Технология модульной сборки воздушно-космического самолета // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 96.
8. Кукушкин В. И., Коротков А. С., Левенко А. С. Авиационно-ракетная воздушно-космическая орбитальная система // Пятая Укр. конф. по комич. исслед.: Сб. тез. (4—11 сентября 2005 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев: Ин-т космич. исслед. НАНУ-НКАУ, 2005.—С. 108.
9. Кукушкин В. И., Левенко А. С., Сербин В. В. Выбор оптимальной компоновки воздушно-космического самолета // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 97.
10. Левенко А. С., Сичевой А. В. Некоторые аспекты проектирования теплозащиты воздушно-космического самолета от внешнего воздействия с повышением энергетики летательного аппарата // Шестая Укр. конф. по космич. исслед.: Сб. тез. (3—10 сентября 2006 г., НЦУИКС, Евпатория). — Киев, 2006.—С. 98.
11. Призваны временем. От противостояния к международному сотрудничеству / Под общ. ред. С. Н. Конюхова. — Д.: АРТ-ПРЕСС, 2004.—768 с.
12. Пономарев А. Н. Авиация на пороге в космос. — М.: Воениздат, 1970.—319 с.
13. Сарнер С. Химия ракетных топлив: Пер. с англ. / Под ред. В. А. Ильинского. — М.: Мир, 1969.—488 с.
14. Трошин Е. В. Космические системы на базе сверхмалых аппаратов — новый класс систем // Матер. Шестого междунар. форума «Высокие технологии XXI века» (18—22 апреля 2005 г., Москва). — М., 2005.
15. Уманский С. П. Космическая одиссея. — М.: Мысль, 1988.—279 с.
16. Belloli A. Alternatives to the air-breathing fly-back of the reusable everest cryogenic booster // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.P.01.
17. Kukushkin V. I., Levenko A. S. Orbital-airbornhe systems are the basis of the new prospective space industry // IAC-03: 54th International Astronautical Congress (Bremen, Germany, Oktober, 2003). — V.2.05.
18. Sippel M., Klevanski J., Steelant J. Comparative Study on Options for High-Speed Intercontinental Passenger Transports: Air-Breathing- vs. Rocket-Propelled // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.4.09.
19. Shimura K., Mori T., Ochiai T., Matsumoto H., et al. Current activities for future reusable space transportation systems at MHI // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.4.02.

20. Tadakuma K., Aso S., Tani Y. Improvement of aerodynamic performances for reusable launch vehicles using the lateral blowing // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D.2.5.03.
21. Vakhnichenko V. V., Romashkin A. M. Comparative assessment of projects of Russian and foreign air-based space launch systems // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D2.4.04.
22. Randall T. Voland, Huebner L. D., McClinton C. R. X-43A hypersonic vehicle technology development // IAC-05: 56th International Astronautical Congress (Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005). — D2.6.01.

CHOOSING THE OPTIMUM CONFIGURATION OF AN AEROSPACE PLANE

*V. I. Kukushkin, A. S. Levenko,
V. V. Serbin*

We consider choosing the circuit of an aerospace plane at the present stage of development of science and technical equipment in Ukraine. The maximal use of the power of the Earth's atmosphere is provided. Choosing the constructive circuit is made on the basis of the analysis of some results of world development for aerospace systems and our design estimate.