

УДК 629.782

Ю. С. Алексеев¹, В. И. Кукушкин², А. С. Левенко³

¹Національне космічне агентство України, Київ

²Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

³Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

**Перспектива ракетно-космической отрасли
Украины — космическая система на базе
воздушно-космического самолета**

Надійшла до редакції 22.02.06

Розглядається перспектива виведення сучасних супутників на навколосезну орбіту повітряно-космічної системою, створення якої можливе на основі ракетних розробок часів СРСР. Описано принцип конструкції повітряно-космічного літака на основі модулів і загальні конструктивні особливості системи, розробка якої в даний час провадиться в ініціативному порядку. Визначено економічний критерій експлуатації повітряно-космічної системи.

Тема разработки в Украине перспективной воздушно-космической системы многоразового использования частично затронута в докладе на 54-м Международном конгрессе астронавтики в Бремене, 2003 г. [17]. Авторами такая система условно названа «Black Sea» в память о ранее созданных в СССР аппаратах БОР (беспилотный орбитальный ракетоплан), приводнение которых осуществлялось в акватории Черного моря, и исходя из возможности международного сотрудничества причерноморских стран в создании современной воздушно-космической системы. Сравнительный анализ предлагаемого варианта системы представлен авторами в докладе на Пятой Украинской конференции по космическим исследованиям (4—11 сентября 2005 г., Евпатория) [6], рассмотрены аспекты создания воздушно-космической системы [5]. Известны исторические данные о некоторых прототипах [2].

Тенденции развития транспортных суборбитальных и орбитальных аппаратов (technologies for RLV) анализируются во многих странах мира [16, 18—22; www.novosti-kosmonavtiki.ru].

В США NASA приступило к осуществлению грандиозного проекта уже не орбитального самолета, а космического самолета (The Orbital Space Plane was renamed the Crew Exploration Vehicle), способного вернуться и с Луны (2020 г.), и от Марса (2030 г.) (astronautix.com); при этом может быть отдано предпочтение беспилотным аппаратам. Известна тенденция снижения масс и габаритов современных спутников (материалы Шестого Международного форума «Высокие технологии XXI века», 18—22 апреля 2005 г., Москва) [4], что диктует необходимость применения новых средств их выведения и орбитальной эксплуатации. Однако Национальная космическая программа Украины в условиях недостаточного финансирования до последнего времени оставалась в плену устоявшихся тенденций XX века (www.pkau.gov.ua). За это время число стран, занимающихся космическими проблемами, превысило 40 (www.iaa.net.org, www.iafastro.com). Появилось новое понимание принципов освоения околоземного пространства. Осуществляются космические экспедиции в пределах Солнечной системы.

Созданный еще во времена СССР ракетный научно-технический потенциал Украины, по отдельным разработкам до настоящего времени остающийся непревзойденным, позволяет нам сделать предположение, что он может являться основой нового для страны воздушно-космического направления с использованием космического самолета — таких программ в Украине до сих пор не было. Учитывая состояние проектирования, разработки и внедрения воздушно-космических систем в различных странах с выходом на летные испытания в 2005—2010 гг. (2010 г. определен NASA последним годом эксплуатации многоразовых кораблей «Шаттл», astronautix.com), Украина имеет возможность стать одним из лидеров в этом направлении. В Украине еще сохранены ракетные технологии, имеется задел серийно изготавливаемых надежных конструкций (www.yuzhnoe.com) и совершенно незадействованный в ракетно-космической отрасли огромный потенциал украинского авиастроения (www.antonov.com).

Тенденция создания воздушно-космических систем в настоящее время имеет мировой характер (newsru.com). Она основывается на конкретных задачах автоматического вывода в космос, возврата на Землю и орбитального обслуживания новых поколений спутников, имеющих массу от нескольких десятков граммов до двух-трех сотен килограммов (эти задачи решаются параллельно с развитием пилотируемой космонавтики). Такие спутники выводятся в единичных количествах на околоземную орбиту в течение последнего десятилетия [4]. Особенность их запуска заключается в необходимости вывода малой массы на нужную орбиту, для чего не всегда целесообразно использовать современные ракеты-носители и даже космические буксиры.

Анализ различных носителей космических орбитальных аппаратов показывает, что воздушно-космическая система при обеспечении периодичности многократного использования носителей становится экономически выгодной. Снижение стоимости пусков может способствовать созданию нового рынка орбитальных услуг для инвесторов этого рынка.

Конечной целью внедрения любого проекта в экономическом пространстве Украины можно рассматривать получение дохода. Максимальный доход в системе запуска спутников Земли

дает их рентабельное орбитальное обслуживание при низкой стоимости вывода на орбиту.

Без учета демпинговых пусков (в т. ч. пусков снимаемых с дежурства боевых ракет) можно говорить о декларируемой минимальной коммерческой удельной стоимости вывода полезного груза на низкую околоземную орбиту, равной 8000 дол./кг (ракета-носитель «Ариан»), в то время как средняя стоимость по данным Ассоциации спутниковой промышленности (США) в настоящее время составляет 30000 дол./кг. Однако в условиях Украины можно добиться значительного снижения этой стоимости: до 3000 дол./кг, а в дальнейшем — до 1000 дол./кг. Исходя из технических возможностей Украины в ракетном производстве, а также понимая, что рынок пусков космических аппаратов ракетами-носителями с общей выводимой полезной массой более 300 кг контролируется США и Европейским космическим агентством, мы полагаем, что масса полезной нагрузки, выводимой Украиной самостоятельно на орбиту, должна быть не более 300 кг. Это соответствует также тенденции снижения масс современных спутников [4].

Следует учитывать, что вывод спутника не является конечной целью при эксплуатации воздушно-космической системы (ВКС): нужно обеспечить эксплуатацию спутника на орбите, а также вернуть спутник обратно на Землю по окончании срока эксплуатации с целью его повторного использования и уменьшения загрязненности орбиты «космическим мусором» (носитель наиболее рентабелен, когда он загружен в обоих направлениях полета).

Эти задачи следует рассматривать как основные.

Средствами выведения спутников на околоземные орбиты в настоящее время служат мощные ракеты-носители (РН) [8, 12].

Можно продемонстрировать возможности по пусковым услугам Российской Федерации: в рамках Федеральной космической программы, международных и коммерческих проектов выполнены работы, которые существенно расширили область применения современных российских ракет-носителей и разгонных блоков. Из десяти основных носителей (в том числе РН «Днепр» украинской разработки: в числе девяти партнеров российской федеральной космической про-

граммы два украинские — Государственное предприятие «Производственное объединение Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова» и Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля) три РН легкого класса, предназначенные для «утилизации» снимаемых в России с боевого дежурства межконтинентальных ракет (рис. 3), и срок их применения ограничен гарантийным сроком эксплуатации в российской армии. Перспективными носителями рассматриваются «Протон-М» и «Ангара-А5», способные вывести на 200-км орбиту соответственно 21 и 24.5 тонны груза.

Для вывода аппаратов массой 300—400 кг в США используется крылатая ракета-носитель «Пегас» [1, 23]. По назначению это ближайший аналог предлагаемого нами носителя, однако «Пегас» не используется многократно, нет и речи о возврате запущенного аппарата обратно на Землю.

Существующие носители нельзя считать пригодными для рентабельного рыночного использования:

- носители разрушаются и не используются повторно, последние ступени и элементы ракет-носителей загрязняют орбитальное пространство;
- ракеты слишком энергоемки, и даже для вывода спутника на низкую орбиту масса топлива превышает массу полезного груза в 50 и более раз;
- для запуска ракет-носителей (за исключением авиационного старта РН «Пегас») требуются космодромы с дорогостоящими стартовыми площадками;
- такие носители не используются для возврата запущенного спутника на Землю.

Всех этих недостатков может быть лишена воздушно-космическая система.

Известен пример «Шаттла», космического корабля, способного выполнять требуемые задачи орбитального обслуживания в полном объеме. Это великолепный научно-технический эксперимент, значение которого трудно переоценить. К сожалению, «Шаттл» — только последняя ступень возможной полноценной воздушно-космической системы. Его первая ступень является обычной ракетой-носителем. В результате эксплуатации этого корабля относительная стоимость вывода полезного груза на орбиту в 100

раз превысила проектную, а для запуска корабля требуется команда из 9000 человек.

История создания воздушно-космических систем и воздушно-космических самолетов (www.buran.ru) начинается еще в первой половине XX века бомбардировщиком-антиподом Эугена Зингера (Германия). Германские разработки продолжились полетами американского X-1 [7], проектами создания многочисленных одно- и двухступенчатых воздушно-космических систем. К периоду создания «Шаттла» [11] определенные успехи были достигнуты в СССР по проекту «Спираль»: проводились летные испытания уменьшенных макетов в виде беспилотного орбитального ракетоплана (аппараты БОР), а затем был создан «Буран». Рождение «Бурана» тоже относится к престижным и необходимым исследовательским проектам. Как и «Шаттл», он не был полноценным и тем более рентабельным летательным аппаратом. Но он продемонстрировал возможности автоматически управляемого полета и посадки на аэродром. На нем испытано теплозащитное покрытие в режимах эксплуатации будущих космических кораблей. Рождение таких аппаратов было возможно только при финансировании разработок для военных целей.

Во всех странах, занимающихся созданием ракетной и космической техники, на основе многолетнего опыта проектирования воздушно-космических систем разрабатываются различные проекты. Среди этих стран лидируют США, Германия, Япония (www.jaxa.jp, www.inauka.ru) и Индия (sergib.agava.ru) — здесь отказались от проектов прежних лет в виде 200—300-тонных космических бомбардировщиков и переориентировались на малогабаритные аппараты.

Время определило некоторые приоритеты в создании воздушно-космических летательных аппаратов. Опыт эксплуатации «Шаттлов» диктует необходимость создания беспилотных систем. В современных условиях развития техники двухступенчатая воздушно-космическая система имеет меньшую массу, чем одноступенчатая. Определено, что применение сжиженных газов для топлива повышает массу летательного аппарата и усложняет условия эксплуатации. Поэтому предпочтительно использование опыта оптимальных разработок, выполненных для военных целей. Необходим поиск экологически безопасных аналогов топлив военного применения. Воз-

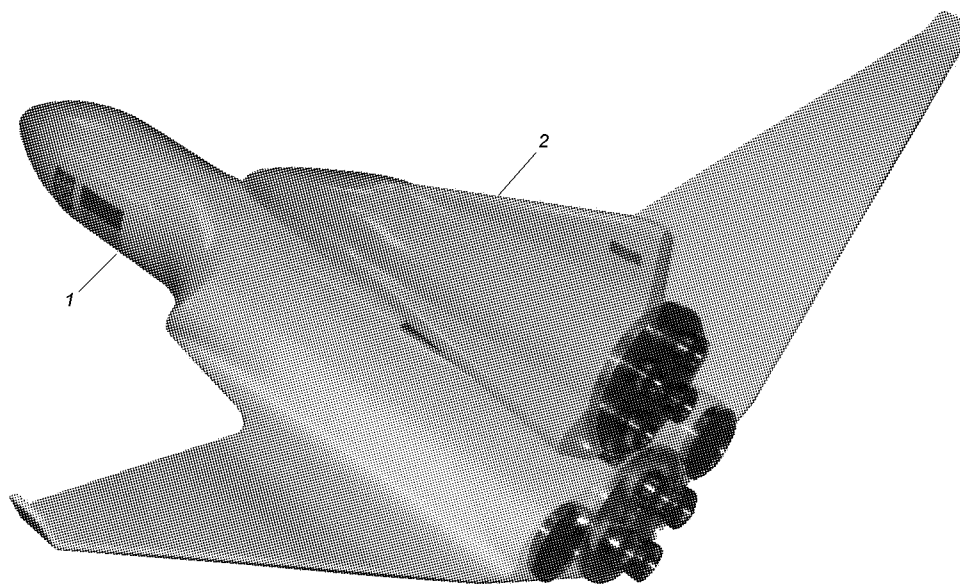


Рис. 1. Габаритный макет двухступенчатого воздушно-космического самолета «Сура» для проекта «Black Sea»: 1 — первая ступень, 2 — вторая ступень

душно-космическая система не требует стартовых площадок на космодромах — старт может осуществляться с борта самолета, взлетающего с аэродромов, и с любой площадки.

Какой же воздушно-космический аппарат нужен Украине?

Воздушно-космическая система в Украине может и должна создаваться на основе существующих технологий с применением ранее выработанных технических решений в сфере конструирования и изготовления отдельных технических средств баллистических ракет. В Украине может быть использован опыт изготовления ампулизованных жидкостных двигательных ракетных установок (ЖРД) и их составляющих, серийное изготовление которых налажено в ГП «ПО ЮМЗ им. А. М. Макарова». Для летательных аппаратов с массой, близкой к самолетам-истребителям, они могут использоваться как маршевые. Должны быть использованы имеющиеся технологии производства углерод-углеродных конструкций, нанесения покрытий и др. Должен быть применен имеющийся опыт проектирования, испытаний и изготовления ракет и самолетов, опыт авиационной промышленности в т. ч. в двигателестроении.

Мы проанализировали возможности Украины с целью выбора наиболее эффективного варианта самолета для воздушно-космической системы. В результате сделан выбор двухступенчатого воздушно-космического самолета (рис. 1) со следующими параметрами. Первая ступень (разгонный блок РБ — самолет-бесхвостка) наряду с ракетными использует в плотных слоях атмосферы воздушно-реактивные ускорители, что позволяет достичь скорости $M = 2.5$ на высоте до 20 км и $M = 19.6$ на высоте 90 км; существенное снижение массы самолета достигается за счет потребления кислорода воздуха в качестве окислителя в воздушно-реактивных двигателях.

Вторая ступень — гиперзвуковой автоматический планер (ГАП); на первом этапе полета (до разделения ступеней) многокамерные жидкостные ракетные двигатели обеих ступеней запитываются топливом из баков разгонного блока; на обеих ступенях могут применяться модернизированные четырехкамерные рулевые двигатели первой и второй ступени межконтинентальной баллистической ракеты «Циклон» (www.yuzhnoe.com).

В качестве воздушно-реактивных ускорителей на атмосферном участке полета могут использо-

ваться ампулизованные ракеты «Яхонт-А» (экспортная модификация противокорабельной крылатой ракеты «Оникс» в авиационном исполнении) со сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным керосиновым двигателем (СПВРД), разработка НПО «Машиностроение», Россия (www.new-factoria.ru), с учетом возможности дальнейших модернизаций, учитывающих мировые тенденции в разработках воздушно-реактивных двигателей (www.ldomino.ru).

Для управления направлением полета воздушно-космического самолета и его отдельных ступеней используются только рулевые ЖРД — это позволяет отказаться полностью от аэродинамических авиационных средств управления, в результате чего корпус летательного аппарата каждой ступени имеет упрощенную аэродинамическую форму.

Конструкция обеих ступеней модульная: корпус оснащается отдельными функциональными модулями различных изготовителей, модули взаимозаменяемы, в процессе отработки конструкция модуля может принципиально изменяться без изменения общей компоновки.

Корпуса ступеней негерметичны (принцип подводной лодки с «мокрыми» отсеками); на орбите наружный корпус ГАП сдвигается, открывая внутренние узлы орбитальной ориентации, контроля, вывода спутника и др. (по сути ГАП является космическим буксиром, обтекатель которого не сбрасывается при выходе на орбиту, а сдвигается и снова задвигается перед возвращением в плотные слои атмосферы).

Запуск спутника на орбите может осуществляться минометным методом со значительными перегрузками, что снижает энергоемкость системы — импульс отдачи может использоваться для снижения скорости полета ГАП с целью приземления; разделение ступеней предполагается только «минометное» (по аналогии с «минометным» стартом, освоенным в Украине для массивных баллистических ракет) для придания импульса второй ступени и снижения скорости первой ступени перед ее возвратом на Землю.

Система автоматическая беспилотная; для управления может быть применен принцип системы управления (СУ), разработанный для авиационного старта баллистической ракеты («воздушный старт») [3]; в перспективе предполагается изменить принцип организации рабочего

места оператора — управление должно вестись в режиме реального времени на экране компьютера по аналогии с компьютерными играми (использоваться виртуальный аналог реальности), что соответствует, например, тенденциям внедрения виртуального управления боем в США: принцип «полного доминирования», принцип «цифровой информатизации поля боя» — обеспечивающие доминирующий маневр, точный удар, интегрированную защиту и целенаправленное материально-техническое обеспечение (www.pro-sm.ru).

Обе ступени на конечном участке приземления спускаются на парашютах в заданном районе (www.khai.edu); в перспективе для приземления могут использоваться управляемые парашюты.

Первую ступень можно рассматривать как автоматический суборбитальный транспортный ракетный самолет. Вторую — как космический буксир или разгонный блок, возвращаемый на Землю в виде гиперзвукового автоматического планера. Это предопределяет их многоцелевое применение, что обеспечивает более высокую экономичность такой системы.

ГАП воздушно-космического самолета должен осуществлять запуск и съем с орбит спутников для их ремонта с целью повторного использования и перевод спутников с орбиты на орбиту, проводить самостоятельно радиолокационные и тепловые исследования Земли, проводить мониторинг мирового океана, контроль за стартом и выведением космических объектов, наблюдение за летающими аппаратами военного назначения в целях безопасности сообществ государств и решать другие задачи.

Для достижения конечной цели — создания рынка запуска и орбитального обслуживания спутников массой менее 300 кг — финансирование создания воздушно-космической системы (ВКС) должно проводиться по известному принципу: рынок создается для международных инвесторов проекта. Инвесторы не должны быть финансовыми донорами: каждая страна за счет своих средств выполняет свою часть работ.

Созданная международным консорциумом воздушно-космическая система уже на стадии проектирования станет основой международного рынка орбитального обслуживания стран-участников.

Задача снижения стоимости вывода полезной нагрузки ставилась еще с 1950-х гг. Проект США «VentureStar» (с помощью технологии Single-Stage-To-Orbit (SSTO) — одной ступенью на орбиту) создавался содружеством NASA с авиапромышленностью США, намечалось существенно снизить стоимость вывода полезной нагрузки на орбиту — с 10000 до 1000 дол./фунт (2440 дол./кг). Этот проект не был осуществлен, но он породил множество ответных проектов в СССР (sergib.agava.ru). По мнению авторов в условиях середины XX века поставленная задача вряд ли могла быть осуществлена. Для ее осуществления в настоящее время предлагается для снижения стоимости эксплуатации применять новый принцип оценки еще на стадии проектирования. По известным данным одноступенчатого воздушно-космического самолета ТУ-2000 (www.arms.ru) проведено сравнение с выбранным вариантом для украинского воздушно-космического самолета (рис. 2).

Двуступенчатый воздушно-космический самолет, условно названный авторами «Сура», воздушно-космической системы «Black Sea» при общей стартовой массе около 40—50 т при стоимости изготовления 6,0—10,0 млн дол. должен обеспечить удельную стоимость вывода груза на орбиту высотой 300 км 1000—3000 дол./кг. Количество пусков одного воздушно-космического самолета для достижения рентабельности эксплуатации — не менее 48 в год. Ориентировочная стоимость запуска спутника массой 300 кг 0,9 млн дол. с учетом погашения затрат на НИОКР, создания и технического обслуживания флота ВКС. Расходы на НИОКР до выхода на опытную эксплуатацию через пять лет и изготовление 100 воздушно-космических самолетов могут составить по оценке авторов около 1,5—2 млрд дол. Данные постановочные для проектирования.

Для сравнения возьмем получивший поддержку во времена СССР и до сих пор не реализованный проект одноступенчатого ТУ-2000 (по данным специалистов АНТК им. А. Н. Туполева). НИОКР ТУ-2000 можно выполнить за 13—15 лет с начала необходимого финансирования; в ценах 1995 г. стоимость постройки одного ТУ-2000 (затраты на ОКР 5,29 млрд дол.) составит около 480 млн дол. Предполагаемая цена запуска — 13,6 млн дол. (при темпе 20 пусков

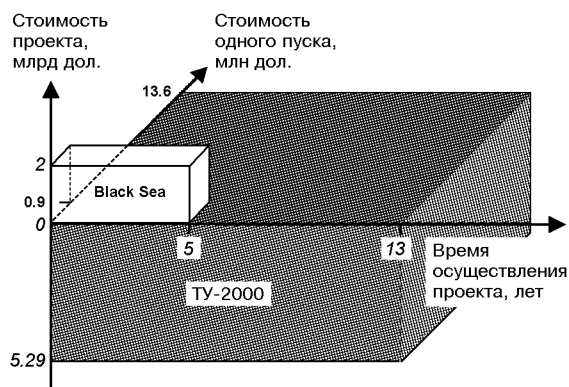


Рис. 2. Сравнение проектных показателей ВКС «Black Sea» и ТУ-2000

в год); масса ТУ-2000 около 300 т. При полезной нагрузке до 10 т удельная стоимость вывода на орбиту высотой около 200 км может составить 1360 дол./кг (в случае изготовления одного ТУ-2000 стоимость вывода 1 кг груза может составить 30 000 дол.; для достижения задекларированной авиаторами цифры необходимо изготовить не менее 25 ТУ-2000 с обеспечением 20 пусков в год каждого из них). Сравнение проектных решений в этом случае можно представить наглядно на рис. 2.

Возможно сравнение по стоимости с ракетными вариантами. В украинском проекте «Оріль» (сбрасывание баллистической ракеты с транспортного самолета) ориентировочная стоимость одного пуска составляет 8 млн дол., полезная нагрузка — до 1000 кг, т. е. минимальная удельная стоимость вывода на орбиту груза составляет 8000 дол./кг.

Мы считаем, что применение готовых двигателей позволяет снизить общую стоимость проекта на 10 %. Так, общая стоимость проекта «VentureStar» составляла 5 млрд дол., из них 500 млн дол. (10 %) компания «Рокетдайн» затратила только на отработку ЖРД и создание технологий их изготовления.

Еще 40 % стоимости разработки можно сэкономить (в т. ч. используя сравнение с современным российским проектом многоэтажного самолета МАКС НПО «Молния»):

— применив модульную схему конструкции, где наружный углерод-углеродный корпус летательных аппаратов (РБ И ГАП) предназначен

для размещения узлов, независимо от их конструкции — они должны вписываться в габариты и обеспечивать требуемое расположение центра масс; это позволяет применить, в частности, готовые прямоточные воздушно-реактивные двигатели противокорабельной ракеты «Яхонт-А» или «Оникс» (Россия);

— применив рулевые ЖРД в качестве маршевого двигателя, что позволяет сделать наружный корпус в виде кокона требуемой аэродинамической конструкции без аэродинамических элементов управления полетом; модульность конструкции в беспилотном варианте позволяет выполнить наружный корпус не полностью герметичным и упрощенным;

— применив конструкцию ГАП с выдвижным наружным корпусом для вывода объектов на орбите и использовав посадочную парашютную систему; наружный корпус вообще не имеет никаких люков или аэродинамических средств управления — элевонов, щитков и пр., и это позволяет спроектировать максимально эффективную его теплозащиту;

— использовав для торможения минометное разделение ступеней и отделение спутника, а в плотных слоях атмосферы — парашютную систему для посадки в заданном районе;

— использовав отработанные элементы и высокоэффективное ракетное топливо с возможностью его замены на более экологически безопасное в будущем по мере модернизации ракетных двигателей. Высокая технологичность конструкции в будущем упростит и удешевит изготовление и техническое обслуживание при эксплуатации ВКС.

Остановимся на еще двух важных задачах.

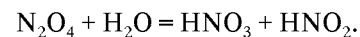
Первая задача. Необходимо обеспечить выход второй ступени самолета с высоты 90 км на высоту 300 км с требуемой скоростью. Рассматривается вариант с параметрами:

— минометное отделение ГАП от первой ступени на высоте 90 км при скорости полета 6.8 км/с с дальнейшим вертикальным полетом по ракетной схеме и выходом на круговую околоземную орбиту со скоростью 10.3 км/с;

— ГАП выводит спутник массой 300 кг на околоземной орбите.

В соответствии с выбранной схемой ГАП мы определили его предварительные габариты. Они обуславливаются прежде всего объемом необхо-

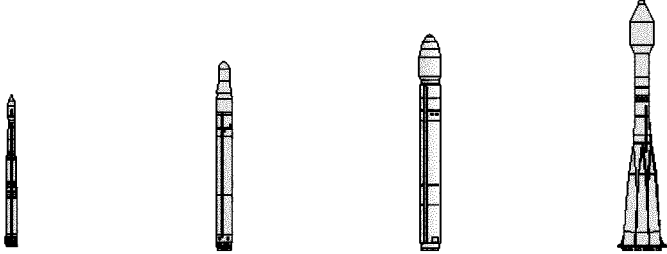
димого топлива и габаритами груза. Используется топливо жидкостного ракетного двигателя ГАП АТ+НДМГ. Параметры топлива известны [9]. Окислитель АТ — четырехокись азота N_2O_4 — имеет самое высокое содержание кислорода из устойчивых окислов и широко применяется в ракетной технике. Четырехокись азота существует преимущественно в жидкой фазе и пребывает в состоянии равновесия с двуокисью азота NO_2 . В твердом состоянии это практически N_2O_4 , в жидком состоянии происходит частичная диссоциация с образованием NO_2 , в газообразном состоянии содержание NO_2 увеличивается, и при 100 °С достигает почти 90 %. По существу четырехокись азота представляет собой смешанный ангидрид азотной и азотистой кислот:



Четырехокись азота обладает умеренной реакционной способностью, для ее эксплуатации и хранения пригодны углеродистые и нержавеющие стали, алюминий, никель, керамические материалы, стекло. Смесь графита с динатрий-силикатом или стеаратом натрия применяются в качестве уплотнительных материалов, тефлоновый шнур для уплотнения резьбы, асбест и асбестографит применяют для набивки в клапанах. Недопустим контакт с углеводородами и винилпроизводными углеводородов. В качестве защитного материала от испарений окислителя могут быть использованы бутадienstирольные и неопреновые каучуки.

Горючее НДМГ — несимметричный диметилгидразин $(CH_3)_2N_2H_2$ — является гидридом азота и применяется в ракетной технике. К ряду таких же топлив относятся аммиак, гидразин их смеси и некоторые другие химические соединения. Для хранения и эксплуатации НДМГ применяются стали, никель, стекло и некоторые нержавеющие стали, магний, тефлон, полиэтилен, бутилкаучуки и графит, асбест, пропитанный тефлоном, фенолформальдегидная смола.

Характеристики топлива АТ+НДМГ: коэффициент весового соотношения компонентов топлива $k_1 = 2.57$, содержание горючего в топливе: весовое 1.124, процентное — 0.843, температура в камере сгорания $T_c = 3415$ К, молярная масса продуктов сгорания в камере сгорания $M_c = 23.55$ г/моль, температура на срезе сопла $T_e =$



Ракеты-носители	«Старт-1»	«Рокот» / «Стрела»	«Днепр-1» / «Днепр-М»	«Союз»
Разгонные блоки	—	«Бриз-КМ» / АБР	АБР	«Фрегат»
Стартовая масса, т	47	107 / 105	211	307
Полезный груз, т				
— НОО (200 км, 51.6°)	0.45	1.9 / 1.7	3.7 / 4.6	2.5 (240 / 18000 км, 65°)
— ГСО	—	—	—	0.3
Компоненты топлива	Твердое	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	O ₂ + Т-1
Космодром	Свободный	Плесецк / Свободный	Байконур	Байконур / Плесецк
Главной разработчик	МИТ	ГКНПЦ им. Хруничева / НПО Машиностроения	МКК Космотрас	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

Рис. 3. Российская система средств выведения (существующие и создаваемые РН)

= 1966 К, молярная масса продуктов сгорания на срезе сопла $M_e = 21.72$ г/моль, удельный импульс давления $I_p = 175.9$ с, удельная тяга двигателя $P_1 = 337.0$ с (геометрическая степень расширения сопла $\varepsilon = 40$), плотность топлива $\rho = 1.18$ г/см³.

При плотности топлива АТ+НДМГ 1.18 г/см³ объем топлива массой 6 т составляет 5.084 м³.

Определяется основная характеристика ГАП, летящего на активном участке после отделения от первой ступени по ракетному принципу: идеальное приращение скорости полета по формуле К. Э. Циолковского.

В условиях практического отсутствия влияния атмосферы (отделение от первой ступени ВКС на высоте 90 км) может определяться приращение идеальной скорости ракеты в зависимости от величины удельной тяги ЖРД и отношения начальной и конечной масс. Для ГАП определено соотношение масс: полная масса с топливом и спутником 8 т, масса спутника 0.3 т, масса без

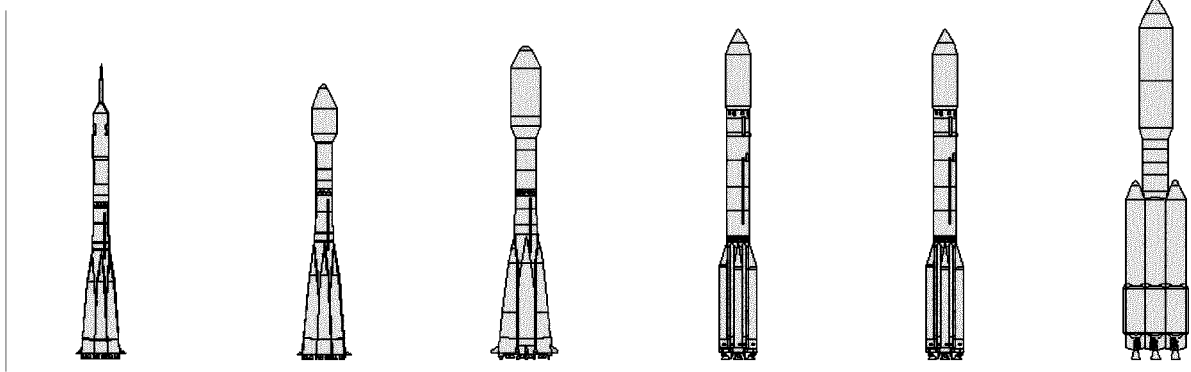
топлива и спутника 1.0 т, масса топлива 6.7 т. Для торможения и выполнения маневров на орбите может быть принято количество неиспользованного на активном участке топлива 0.6 т. Отсюда соотношение начальной и конечной масс при выходе на орбиту высотой 300 км составит 3.07.

Приращение скорости полета ступени ракеты (при условии $v = 0$) равно

$$\Delta v = g_0 P_1 \ln [1 / (1 - m_p / m_i)] = 3.2 \text{ км/с},$$

где m_p — начальная масса топлива, m_i — суммарная начальная масса ракеты, $g_0 = 9.80665$ м/с² — ускорение свободного падения на уровне моря.

Скорость, при которой происходит разделение ступеней ВКС на высоте 90 км, составляет (задается) 6.8 км/с. Минометное разделение ступеней дает приращение 1 км/с. Соответственно идеальная скорость выхода ГАП на орбиту 300 км может составить 11 км/с. Эта цифра



«Союз-ФГ»	«Союз-2» (эт. 1a/1б)	«Онега»	«Протон»	«Протон-М»	«Ангара-А5»
—	«Фрегат-У» («Фрегат-СБ»)	«Ястреб»	ДМ (11С861-01) «Бриз-М»	ДМ (11С861-03) «Бриз-М»	КВРБ
307	307 / 309	376	700	700	
7.46	6.9 / 8.1	15.0 ($i = 63^\circ$)	20.6	21	24.5
—	0.55 / 0.6 (0.7 / 0.85)	2.3	2.4—2.6 2.3	3.0/2.4—3.0	4.0
O ₂ + T-1	O ₂ + T-1	O ₂ + T-1 O ₂ + H ₂	AT+НДМГ	AT+НДМГ	O ₂ + РГ-1
Байконур	Байконур / Плесецк	Плесецк	Байконур	Байконур	Плесецк
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	РКК «Энергия»	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева

соответствует требуемому (заданному) значению скорости выхода на круговую околоземную орбиту 10.3 км/с.

Вторая задача. Вторая задача заключается в выборе параметров теплозащиты (ТЗП) и выборе теплозащитных материалов (ТЗМ). При этом должны быть использованы результаты испытаний аппаратов БОР и «Буран» (www.buran.ru), для которых были определены максимальные температуры поверхности планера (рабочая температура поверхности планера до 1650 °С), ТЗМ и ТЗП. Выбор и расчет ТЗП может проводиться в соответствии с опытом украинских ученых [10, 13—15].

Создание в Украине системы орбитального обслуживания на основе перспективной воздушно-космической системы может стать научно-технической базой реализации накопленных возможностей национального ракетостроения, авиастроения, бывших секторов военно-промышленного комплекса, академической науки. Это реальная возможность повысить занятость

населения высокотехнологичной наукоемкой работой, а привлечение ряда заинтересованных государств в рамках экономического сотрудничества повысит международный престиж Украины и ее роль в мире.

Создание воздушно-космической системы выгодно проводить в международном сотрудничестве с привлечением инвестиций ряда государств при ведущей научной роли Украины — проект не основывается на полном финансировании за счет украинского бюджета. К проекту могут быть привлечены Россия, США, ближайшие соседи и экономические партнеры (Турция, Греция, Венгрия, Болгария, Румыния, Чехия, Словакия, Молдова, Польша, Литва, Грузия, Армения, Азербайджан, Казахстан, Туркмения), другие заинтересованные государства и международные организации. ВКС орбитального обслуживания международным консорциумом позволит осуществить:

- рентабельное использование орбитальной системы;

- укрепление безопасности стран участников консорциума;
- повышение роли Украины в мире как реально ведущей ракетно-космической державы.

Неизбежно завершится время применения таких ракет-носителей, как «Днепр» или «Зенит».

Воздушно-космическая система имеет более длительную перспективу эксплуатации (в том числе и в масштабе исследований планет Солнечной системы). Она поможет сохранить и вернуть в украинскую ракетную отрасль квалифицированных специалистов, развить технологическую базу производства. Для ее осуществления необходимо объединить весь потенциал НКАУ в содружестве с авиационной промышленностью, Национальной академией наук и ее профильными институтами, такими высшими учебными заведениями и НИИ, как Днепропетровский национальный университет, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», имеющий опыт исследований в гиперзвуковом диапазоне полета (1...4)М, Институт технической механики Национальной академии наук и Национального космического агентства Украины, НИИ и предприятия в сфере аэроупругих систем, транспорта и связи. Украина имеет опыт разработки воздушно-реактивных двигателей. В академических и научно-технических исследованиях, разработке технологий и производстве могут и должны участвовать зарубежные страны — потенциальные потребители орбитальных услуг. ВКС создаст основу для широкого международного сотрудничества с целью производства в Украине современных малогабаритных спутников с внедрением электроники и нанотехнологий будущего.

Украинский воздушно-космический самолет и воздушно-космическая система на его основе для орбитальной спутниковой системы будущего может создаваться параллельно с существующими в ракетно-космической отрасли Украины направлениями.

1. Гусынин В. П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988—1996 гг. Модификации, летные испытания и эксплуатация // *Космічна наука і технологія*.—1998.—4, № 5/6.—С. 148—155.
2. Жуков В. Из истории создания отечественных воздушно-космических систем (ВКС) // *Аэрокосмический вестник*.—2005.—сентябрь.—С. 25—31.
3. Камелин А. Б. Построение системы управления авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы // *Космічна наука і технологія*.—2001.—7, № 2/3.—С. 3—15.
4. Клименко Ю. А., Черемных О. 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.
5. Коротков А., Кукушкин В., Левенко А. «Black Sea» — проект воздушно-космической системы для Украины и стран-соседей // *Аэрокосмический вестник*.—2005.—сентябрь.—С. 19—24.
6. Кукушкин В. И., Коротков А. С., Левенко А. С. Авиационно-ракетная воздушно-космическая орбитальная система // Пятая Украинская конференция по космическим исследованиям: Сб. тезисов (4—11 сентября 2005 г., НЦУИКС, Евпатория). — К.: Ин-т космических исследований НАНУ—НКАУ, 2005.—С. 108.
7. Пономарев А. Н. Авиация на пороге в космос. — М.: Воениздат, 1970.—319 с.
8. Пономарев А. Н. Годы космической эры. — М.: Воениздат, 1974.—291 с.
9. Сарнер С. Химия ракетных топлив / Пер. с англ. под ред. В. А. Ильинского. — М.: Мир, 1969.—488 с.
10. Тимошенко В. И., Фролов Г. А. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 1. Математическое моделирование процессов деструкции теплозащитных материалов и покрытий // *Космічна наука і технологія*.—2001.—9, № 2/3.—С. 34—44.
11. Уманский С. П. Космическая одиссея. — М.: Мысль, 1988.—279 с.
12. Фертрег М. Основы космонавтики / Пер. с англ. А. Н. Рубашова под ред. А. А. Космодемьянского. — М.: Просвещение, 1969.—301 с.
13. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 1. Предельная энергоемкость внутренних процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материала // *Космічна наука і технологія*.—2001.—9, № 2/3.—С. 58—67.
14. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 2. Предельная энергоемкость поверхностных процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материала // *Космічна наука і технологія*.—2001.—9, № 2/3.—С. 68—76.
15. Фролов Г. А., Пасичный В. В., Тимошенко В. И. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплонапряженных элементов объектов ракетно-космической техники. 2. Экспериментальное моделирование аэродинамического нагрева теплозащитных покрытий // *Космічна наука і технологія*.—2001.—9, № 2/3.—С. 45—57.
16. Belloli A. Alternatives to the air-breathing fly-back of the

- reusable everest cryogenic booster // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05.
17. Kukushkin V. I., Levenko A. S. Orbital-airborne systems are the basis of the new prospective space industry // 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, Sept. 29—Oct. 3, 2003.—IAC-03-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 // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.4.09.
 19. Shimura K., Mori T., Ochiai T., et al. Current activities for future reusable space transportation systems at MHI // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D.2.4.02.
 20. Tadakuma K., Aso S., Tani Y. Improvement of aerodynamic performances for reusable launch vehicles using the lateral blowing // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.5.03.
 21. Vakhnichenko V. V., Romashkin A. M. Comparative assessment of projects of Russian and foreign air-based space launch systems // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.4.04.
 22. Volland R. T., Huebner L. D., McClinton C. R. X-43A hypersonic vehicle technology development // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.6.01.
 23. Winter F. H., van der Linden F. R. 100 years of flight: a chronicle of aerospace history, 1903—2003. — Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.—524 с.
-
- PROSPECTS OF THE ROCKET-SPACE BRANCH OF UKRAINE IS THE ROCKET SYSTEM ON THE BASIS OF THE AIRBORNE-SPACE VEHICLE**
- Yu. S. Alexeyev, V. I. Kukushkin, A. S. Levenko**
- We consider the prospects for orbiting the modern satellites into an Earth orbit by the airborne-space system, which is possible to be built on the basis of rocket developments in the former USSR. We describe constructional principle of the airborne-space plane on the basis of modules and general constructional peculiarities of the system, development of which is being carried out in the initiative order. The economic criterion of the airborne-space system operation is determined.