

**Ара Абрамян,**  
президент консорциума ОКБ «Авиационно-космические производственные системы»

**Николай Кушнарев,**  
генеральный директор  
консорциума ОКБ «АКПС»

**Владимир Скорodelов,**  
главный конструктор  
консорциума ОКБ «АКПС»

**Владимир Солодовников,**  
член президиума  
консорциума ОКБ «АКПС»

**Вадим Лукашевич,**  
эксперт

В конце 50-х гг. прошлого столетия единственным реальным средством освоения космического пространства были ракеты-носители, созданные на базе боевых баллистических ракет стратегического назначения. Понятно, что критерии эффективности прототипов далеко не соответствовали гражданским задачам космических транспортных систем. Конечно, по готовности к экстренному применению и времени выполнения боевой задачи альтернатив ракете нет, но за это заплачено низкой эффективностью ис-

# Новый путь в космос

пользования топлива, одноразовым применением конструкции, экологическими проблемами по топливу и полям отчуждения земель, ограничениями по азимутам пусков и др.

Учитывая выше сказанное, уже в начале 1960-х гг. начались проектные исследования другого принципа формирования космической транспортной системы, в котором атмосфера Земли является не отрицательным фактором, мешающим ракете лететь, а используется на начальном этапе выведения для увеличения экономической эффективности транспортной системы.

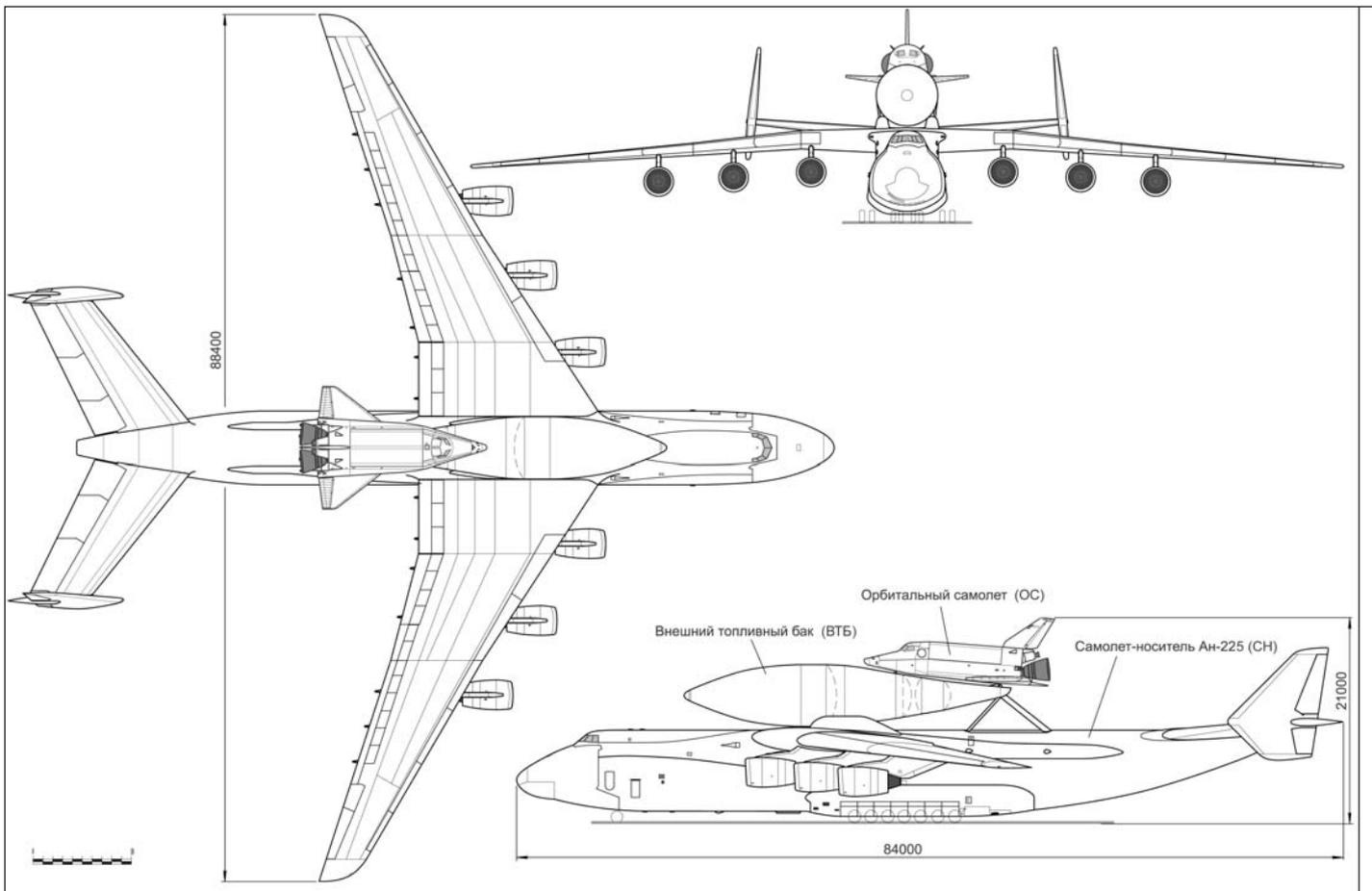
Для этого в качестве подвижного стартового комплекса и первой ступени системы выведения используется самолет-носитель, осуществляющий горизонтальный старт системы с аэродрома.

Как подвижный стартовый комплекс, самолет обеспечивает принципиальную возможность прямого выведения космических объектов во всем диапазоне накло-

нений орбит, в том числе и на наклонения  $i = 0-50^\circ$ , недоступные для отечественных ракет-носителей, и снижение времени, необходимого для выполнения задачи по сближению с другим объектом на орбите.

Как первая ступень, он в разы уменьшает вторую ракетную ступень с соответствующим сокращением массы дорогого ракетного топлива, размерности маршевых ЖРД и баковых конструкций.

При этом самолет является весьма эффективной составляющей системы выведения, так как, используя высокое аэродинамическое качество, осуществляет взлет при тяговооруженности  $n=0,2-0,25$  (против  $n=1,15-1,25$  у ракет), удельный импульс его двигателей  $\sim 2000$  с (против  $\sim 300$  у ракет). Ракета на первом этапе выведения летит через кислородную атмосферу, но использует окислитель (кислород) из собственных баков, при этом окислителя на первых ступенях ракет примерно в 2,5 раза больше, чем горючего.



Многоцелевая авиационно-космическая система

Авиационно-космические системы в дальнейшем, при освоении сверхзвуковых и гиперзвуковых самолетов-разгонщиков, смогут эффективно использовать атмосферу до высот ~30 км.

Другим важным фактором, повышающим экономическую эффективность системы выведения, является высокая кратность многоразового применения самолета-носителя.

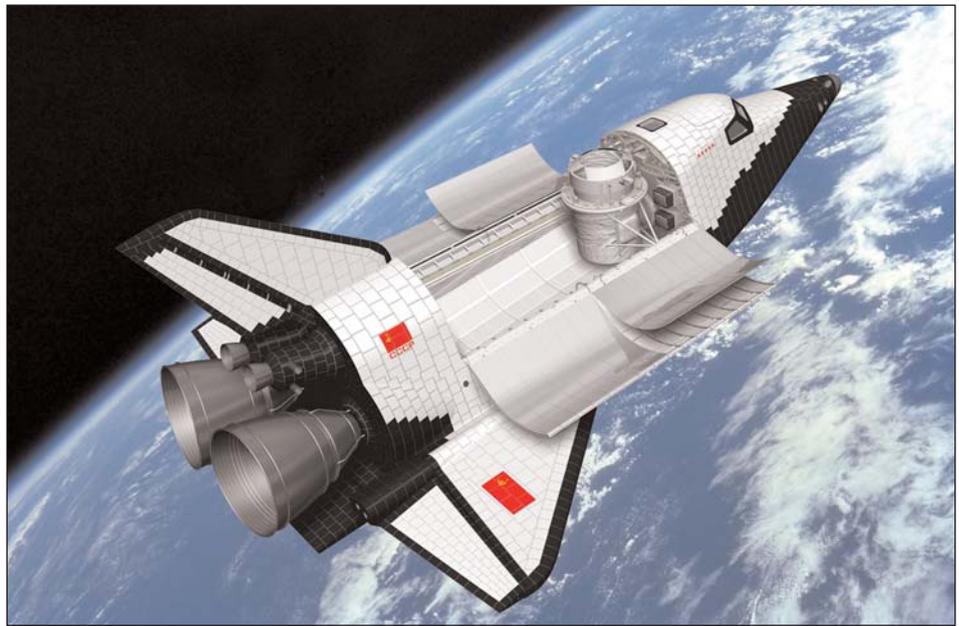
В настоящее время, для практической реализации проекта многоцелевой авиационно-космической системы (МАКС) и ее эффективного применения, целевым назначением создан международный стратегический консорциум ОКБ «Авиационно-космические производственные системы». На первом этапе консорциум имеет статус некоммерческого партнерства и решает задачи привлечения инвестиций и формирования кооперации. В руководство консорциума входят: президент А.А. Абрамян, генеральный директор Н.А. Кушнарев, главный конструктор В.А. Скорделов и председатель экспертного совета (до ноября 2007 г.) академик РАН К.В. Фролов.

Учредителями консорциума являются: ОАО «ТМНПХ «Промтрастинвест», ОАО НПО «Молния», ЗАО «Согласие», ЗАО «ФТ и ИПХ «Победа», ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского», Институт машиноведения им. Благонравова РАН, Физико-технологический институт РАН, Институт физики полупроводников Сибирского отделения РАН, Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, ЗАО «ТИСЭ», ФГУП «Межотраслевой центр эргономических исследований и разработок» и ряд других организаций.

Предполагается, что в кооперацию по разработке проекта войдут предприятия и институты, ранее работавшие по программе «Энергия–Буран».

Предложения консорциума по инвестированию проекта и сотрудничеству направлены в правительства России и Украины, Федеральное космическое агентство и Федеральное агентство по промышленности.

29 марта 2007 г. в Государственной думе РФ прошел «круглый стол» на тему: «Порядок реализации совместных проектов создания производства элементной базы микроэлектроники в космосе и многоразовых авиационно-космических транспортных систем». В мероприятии приняли участие члены Совета Федерации, депутаты Государственной думы, представители Правительства и Администрации Президента России, специалисты аэрокосмической промышленности, РАН, Российской инженерной академии, а также члены консорциума и представители предприятий-разработчиков, производителей и заказчиков, в том числе консорциума «Авиационно-



**Базовый пилотируемый орбитальный самолет ОС-П**

космические производственные системы», МОКБ «Марс», посольства Украины, украинских АНТК им. О.К. Антонова, ГКБ «Южное» и Института физики полупроводников им. В.Е. Лошкарева. «Круглый стол» определил направления деятельности в создании базовой орбитальной многофункциональной технологической производственной системы и многоразовой авиационно-космической транспортной системы.

Первой реальной разработкой авиационно-космической системы был проект «Спираль», начатый в 1965 г. в ОКБ А.И. Микояна под руководством в то время главного конструктора Г.Е. Лозино-Лозинского. Проект был доведен до изготовления и летных испытаний в атмосфере на дозвуковых скоростях аналога пилотируемого орбитального самолета.

Согласно проекту, «Спираль» представляла собой многоразовую двухступенчатую авиационно-космическую систему (АКС), состоящую из гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) и военного орбитального самолета (ОС) с ракетным ускорителем. Старт системы предусматривался горизонтальный, с использованием разгонной тележки, отрыв происходил на скорости 380-400 км/ч. После набора с помощью двигателей ГСР необходимых скорости и высоты происходило отделение ОС, и дальнейший разгон осуществлялся с помощью ракетных двигателей двухступенчатого ускорителя, работающих на фтороводородном ( $F_2 + H_2$ ) топливе. После выполнения орбитального полета и включения тормозных двигателей ОС должен был войти в атмосферу с большим углом атаки, управление на этапе спуска предусматри-

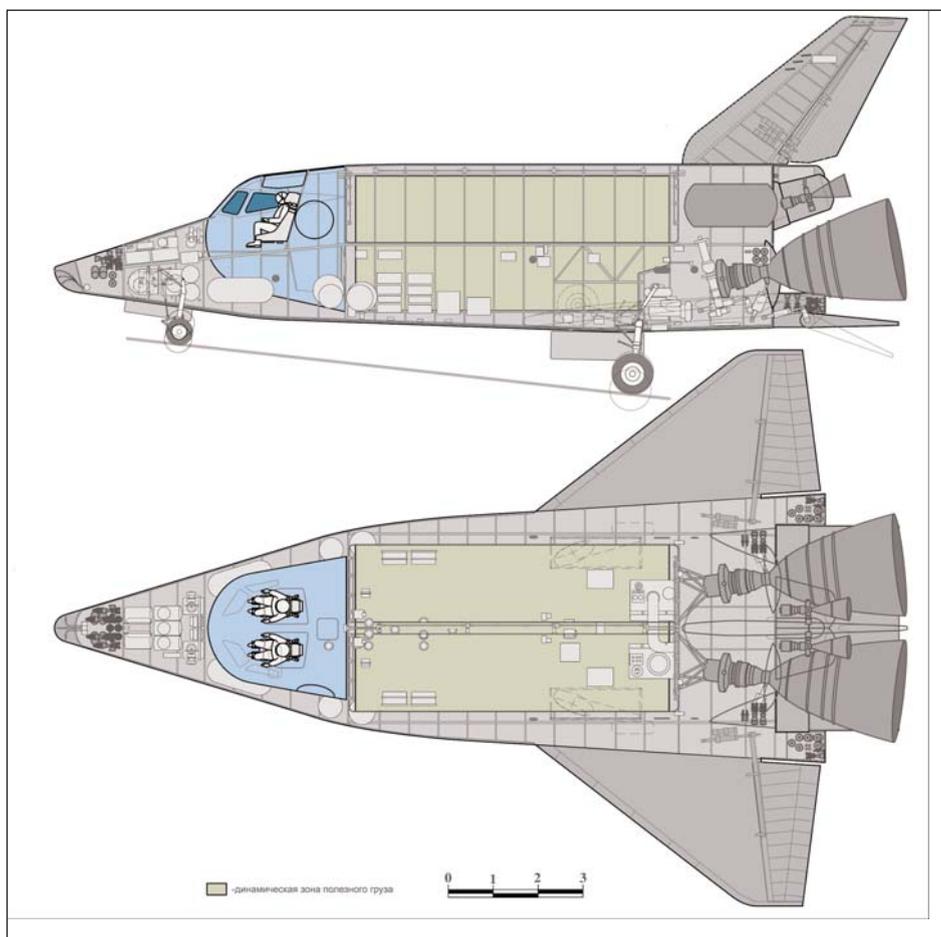
валось изменением крена при постоянном угле атаки. На траектории планирующего спуска в атмосфере задавалась способность совершения аэродинамического маневра по дальности 4000-6000 км с боковым отклонением  $\pm 1100-1500$  км.

В основном варианте на ГСР планировалось установить четыре воздушно-реактивных двигателя (ВРД), работающих на жидком водороде. ГСР должен был разогнать АКС до гиперзвуковой скорости, соответствующей  $M=6$  (около 1800 м/с), затем на высоте 28...30 км происходило разделение ступеней, после чего ГСР возвращался на аэродром, а ОС с помощью ЖРД блока выведения выходил на рабочую орбиту.

Для ускорения летной отработки самолета-носителя предусматривалась установка четырех ВРД (P-39-300), работающих на керосине.

АКС «Спираль» позволяла вывести на полярную орбиту высотой 130-150 км при стартовом параллаксе до 750 км полезный груз массой до 10,3 т при использовании на ГСР силовой установки на жидком водороде и груз 5,0 т с силовой установкой ГСР на керосине.

Из-за неосвоенности в качестве окислителя жидкого фтора для ускорения работ по «Спирали» в качестве промежуточного шага предлагалась альтернативная разработка двухступенчатого ракетного ускорителя на кислородно-водородном топливе и поэтапное освоение фторного топлива на ОС — сначала использование высококипящего топлива на азотном тетраоксиде и несимметричном диметилгидразине (АТ+НДМГ), затем фторо-амми-



**Компоновка базового пилотируемого орбитального самолета ОС-П**

ачное топливо ( $F_2 + NH_3$ ), и только после накопления опыта планировалось заменить аммиак на амидол. Для опережающей разработки орбитального самолета рассматривалась возможность его запуска в космос с помощью трехступенчатой ракеты-носителя «Союз».

В дальнейшем попытки реализовать перспективное направление с авиационным стартом предпринимались как в нашей стране, так и за рубежом. Из них наиболее значимыми являются:

- Проект двухступенчатой авиационно-космической системы (АКС) ALSV на базе самолета «Боинг-747» (США). Сведения о нем опубликованы в 1982 г. Стартовая масса космической ступени 125 т – значительно меньше, чем у системы МАКС (275 т), что не позволило сделать эффективную систему выведения с многоразовым орбитальным самолетом. Работы были остановлены еще на ранней стадии.

- Проект двухступенчатой АКС R-3 (США) предусматривал использование модифицированного самолета «Боинг-747» грузоподъемностью 180 т. Модификация не была осуществлена, работы были остановлены на ранней стадии.

- Программа NASP (Национальный авиационно-космический самолет) (США). Одноступенчатый воздушно-космический самолет с комбинированной двигательной установкой (ТРД, ГПВРД и ЖРД). Практические работы велись по экспериментальному пилотируемому ВКС X-30, но были прекращены в 1993 г. при затратах в 2 млрд. долл из-за сложных технологических проблем, решение которых невозможно в ближайшей перспективе. Продолжение работы по разработке концепции осуществлялось в рамках программы «Нурег-X». Были построены и испытаны малоразмерные экспериментальные беспилотные летательные аппараты X-43A и X-43A-LS. Запланировано создание и испытания аппаратов X-43C, X-43B и X43D.

- Проект «HOTOL» (Англия). Одноступенчатый воздушно-космический самолет с комбинированной двигательной установкой, обеспечивающей накопление кислорода на борту летательного аппарата за счет его сжижения при полете на атмосферном участке выведения. Работы были прекращены по причине, аналогичной NASP.

- Проект «Sanger» (Германия), 1989 г. Двухступенчатая полностью многоразовая

АКС с гиперзвуковым самолетом-разгонщиком. Работы были прекращены в 1993 г. из-за значительного несоответствия заложенных в проект технологий современному уровню. Возможный срок реализуемости 2025–2030 гг.

- Проект полностью многоразовой двухступенчатой АКС Ан-225/HOTOL (Великобритания, СНГ) с космической ступенью массой 250 т (1990 г.). В результате проработки было признано, что требуемый уровень технологий превышает существующий. Работы были прекращены в 1992 г. с рекомендацией на первом этапе совместно с СНГ работать по проекту МАКС с частично многоразовой космической ступенью, а после его реализации вернуться к полностью многоразовому варианту.

- Проект A-380-VENRA (Западная Европа, «Аэрбас-Дасо»). Концепция опубликована в 2003 году. Двухступенчатая АКС на базе нового самолета A-380 с полностью многоразовой космической ступенью массой 200 тонн. Схема системы аналогична проекту Ан-225/HOTOL, но степень технического риска выше, т.к. масса космической ступени меньше.

В России в рамках НИР «Орел» проводились проектные исследования по многоразовым системам выведения Ту-2000 (альтернатива проекту NASP) и МиГ-АКС (альтернатива проекту «Sanger»).

Таким образом, большинство проведенных разработок и исследований по авиационно-космическим системам показали неготовность большинства стран к реализации этих проектов из-за недостаточной грузоподъемности дозвуковых самолетов и неготовности к созданию больших сверхзвуковых и гиперзвуковых самолетов-разгонщиков.

Исключение составляет созданный в СССР и сохраненный Украиной сверхтяжелый транспортный самолет Ан-225 «Мрия». Учитывая, что Россия и Украина вместе обладают необходимой технологической базой для изготовления этого самолета, реализация проекта многоцелевой авиационно-космической системы возможна в ближайшей перспективе.

Проект МАКС в современном виде сформировался в результате последовательных проектных исследований, выполненных под руководством генерального конструктора Г.Е. Лозино-Лозинского в НПО «Молния» совместно с предприятиями-смежниками, отраслевыми НИИ и институтами РАН.

НПО «Молния», организованное в 1976 г. для разработки и строительства планера орбитального корабля «Буран» в рамках создания многоразовой космической системы «Энергия–Буран», продолжило параллельные научно-исследовательские и опытно-конструкторские рабо-

ты по перспективным АКС в рамках концепции воздушного старта. Первый проект авиационно-космической системы с дозвуковым самолетом-носителем был исследован НПО «Молния» в 1977-78 гг. в рамках НИР «Роса». Результатом этих работ явились проекты АКС, выполненные в рамках тем «Система 49, 49М» и «Бизань». Во всех указанных проектах с целью снижения технического риска и стоимости разработок в качестве первой крылатой ступени предлагалось использовать модификации дозвукового транспортного самолета Ан-124 «Руслан» и специально разработанного перспективного сверхтяжелого дозвукового двухфюзеляжного самолета-носителя.

Создание нового, самого грузоподъемного в мире самолета-носителя Ан-225 «Мрия» позволило полностью переработать проект «Бизань» — так появился проект авиационно-космической системы «9А-10485», в которой «Мрия» выполняет роль первой ступени, а вторая, космическая, ступень состоит из многоразового крылатого ОС, оснащенного маршевыми ЖРД, и одноразового сбрасываемого внешнего топливного бака.

Эскизный проект АКС «9А-10485», получивший в дальнейшем известность под аббревиатурой МАКС (многочелевая авиационно-космическая система), был разработан в период 1988-89 гг. Согласно первоначальному проекту, вторая ступень системы МАКС представляла собой многоразовый орбитальный самолет, оснащенный тремя кислородно-водородными ЖРД тягой по 90 тс с подвесным одноразовым топливным баком веретенообразной формы. Старт ступени массой около 250 т осуществлялся с самолета-носителя Ан-225. Согласно расчетам, система была способна выводить на низкие околоземные орбиты до 7 т полезного груза, размещенного в грузовом отсеке орбитального самолета. В случае замены ОС на одноразовую ступень (т.н. «грузовая» модификация) масса полезного груза могла достигать 18 т на низкой орбите. При этом в полной мере могли проявиться такие эксплуатационные достоинства АКС, как отсутствие необходимости дорогостоящего стартового комплекса, возможность запуска по азимутам, недоступным для ракет с наземным стартом, а также сокращение (либо полная ликвидация) зон отчуждения под поля падения отделяемых частей.

В последующие годы проект постоянно дорабатывался с учетом новых исследований и разработок. Уточнялись конфигурация и компоновка, улучшались конструкционные материалы, обновлялись бортовые системы (включая маршевые ЖРД), расширялись возможности по применению систе-

мы, появлялись новые модификации орбитального самолета. «Увязанный» облик МАКСа сформировался в первой половине 1990-х гг, но окончательный, существенно переработанный вариант появился только к концу 2000 г. Всего за прошедшее время после выхода эскизного проекта к нему было выпущено 4 дополнения. И тем не менее, когда в 2005 г. Федеральное космическое агентство объявило конкурс на разработку пилотируемого космического корабля нового поколения (тема «Клипер»), МАКС был снова доработан под техническое задание конкурса, приняв окончательный вид.

В настоящее время МАКС представляет собой двухступенчатую АКС в составе самолета-носителя Ан-225 «Мрия» с бортовым стартовым комплексом, выполняющим роль многоразовой первой ступени системы выведения и одновременно являющегося стартовым комплексом и пусковой установкой для пилотируемого орбитального самолета с внешним топливным баком — второй ступени системы выведения. Энергетически полет второй ступени обеспечивается тягой двух трехкомпонентных ЖРД, установленных на ОС. Топливо ЖРД размещено во внешнем баке, который после его выработки отделяется от орбитального самолета и сгорает в атмосфере. ОС продолжает полет с помощью бортовых двигателей орбитального маневрирования.

Кроме основной модификации второй ступени (МАКС-ОС) проработана грузовая модификация — блок выведения для доставки на орбиту тяжелых полезных грузов (модификация МАКС-Т).

Анализ отечественных и зарубежных исследований показывает, что создание многоразовых средств выведения невозможно без внедрения новейших технологических достижений и передовых конструкторских решений.

Для максимальной реализации потенциальных возможностей в проект МАКС были заложены многие прогрессивные технические решения:

- в проекте предусмотрена высокая степень многоразового использования составных частей системы: самолет-носитель рассчитан на 800 полетов, ОС — на 100. Исключение составляют одноразовый внешний топливный бак и одноразовый блок выведения в беспилотной модификации второй ступени, предназначенной для выведения тяжелых полезных грузов. В перспективе возможно создание полностью многоразового беспилотного варианта системы (МАКС-М);

- маршевые ракетные двигатели установлены на многоразовом орбитальном самолете, возвращаются на Землю и используются до 15 раз. В качестве маршевых двигателей будут применяться трехкомпонентные ( $\text{H}_2 + \text{O}_2 + \text{керосин}$ ) двухрежимные ЖРД, совмещающие функции двигателей первой и второй ступеней такой ракеты, как «Энергия», в одной конструкции. В результате получены высокие энергетические характеристики при низком удельном весе. Двигатель разрабатывается на базе освоенных технологий двигателей РД-170, РД-180, РД-191. Реализуемость концепции двигателя была проверена в стендовых испытаниях экспериментального трехкомпонентного ЖРД с тягой 9 т;

- в конструкции внешнего топливного бака предусмотрено применение паспортизированного алюминий-литиевого сплава 1460, который имеет удельную прочность на 20% выше, чем сплав 1201, примененный в ракете-носителе «Энергия». Топливные баки из сплава 1460 были изготовлены на РКК «Энергия» для американского экспериментального летательного аппарата (демонстратора многоразовой системы выведения) DC-X, который прошел серию летных испытаний;



Воздушно-орбитальный самолет «Спираль»

● для основных силовых конструкций планера орбитального самолета будут использованы композиционные углепластики типа КМУ-7у, КМУ-8 и титановые сплавы. Это дает заметное снижение веса конструкции. Подобное техническое решение было реализовано или принято к реализации в створках отсека полезного груза ОК «Буря», в самолетах Су-26, Су-29, Су-31, Су-47 «Беркут», «Рафаль» (Франция) и «Боинг-787» (США);

● в качестве приводов аэродинамических органов управления будут применены электрогидравлические приводы объемного регулирования, которые по параметрам энергопотребления и весовым характеристикам значительно превосходят традиционные гидросистемы исполнительных органов. Электрогидравлические приводы уже эксплуатируются на ЗРК С-300 и С-400, самолетах гражданской авиации А-320 и «Боинг-777».

В результате система имеет низкую удельную себестоимость выведения полезной нагрузки (1000-2000 долл/кг). При этом также обеспечивается возвра-

щение полезной нагрузки на Землю. Подобный тип транспортных операций в настоящее время выполняют только две системы: Space Shuttle ( $c_{уд} = 15000-20000$  долл/кг) и космический корабль «Союз» ( $c_{уд} \sim 80000$  долл/кг).

Низкая удельная себестоимость применения и эксплуатационные преимущества предоставляют возможность выполнения широкого круга задач при пилотируемом и беспилотном исполнении второй космической ступени. Особый интерес представляет возможность реализации рентабельного промышленного производства в условиях орбитального полета высококачественных материалов и препаратов. В частности, помимо традиционных областей применения, связанных со строительством на орбите крупногабаритных комплексов различного назначения и снабжения орбитальных станций, а также различного вида мониторинга земной поверхности и околоземного космического пространства, наиболее полно возможности МАКС в качестве многоазового транспорта на

маршруте «Земля – орбита ИСЗ – Земля» могут быть реализованы при его использовании в составе орбитального технологического комплекса по промышленному производству полупроводниковых материалов в условиях космического полета.

Основой такого орбитального завода являются четыре дискообразных молекулярных экрана, движущихся перпендикулярно вектору скорости. Учитывая, что комплекс движется с высокой гиперзвуковой скоростью на высоте 400 км, в сильно разреженной среде ( $10^{-6}$  мм рт. ст), за экраном образуется устойчивая «теневая» зона сверхвысокого вакуума до 10-14 мм рт. ст, в которой размещаются технологические установки, производящие методом молекулярно-лучевой эпитаксии наиболее перспективные многослойные полупроводниковые наногетероструктуры.

Повышенная производительность орбитального технологического комплекса при значительно более высоком качестве продукции обусловлена сверхнизким уровнем микрогравитации (менее  $10^{-6}g$ ) и глубоковакуумной бескамерной технологической зоной. Полуфабрикаты (кремниевые пластины) предполагается доставлять с Земли в многоазовых транспортно-технологических контейнерах, в них же складывать готовую продукцию и отправлять ее на Землю. Снабжение этого полностью автоматического орбитального завода и должен осуществлять орбитальный самолет МАКС.

Расчетная годовая производительность каждой орбитальной технологической установки – до 8000 пластин диаметром 76-400 мм (для сравнения: производительность аналогичной установки в земных условиях – 1500 пластин диаметром 25-150 мм) позволит получить экономический эффект (годовую прибыль с учетом затрат на амортизацию, стоимость исходных материалов и семи полетов МАКС) до 260 млн. долл. Планируется предусмотреть развернуть на орбите группировку из нескольких производственных платформ.

Реализуемость проекта МАКС и его экономические характеристики были подтверждены экспертными заключениями отраслевых институтов ЦАГИ и ЦНИИмаш, Рабочей группы при Президенте РАН по анализу риска и проблемам безопасности, а также западноевропейских фирм British Aerospace и Deutsche Aerospace.

Все участники проекта МАКС уверены, что его реализация позволит поднять научно-промышленный и технологический потенциал России на более высокий качественный уровень и повысить международный имидж страны. □



Орбитальный технологический комплекс по космическому производству полупроводников в автономном полете