

УДК 629.78.62–982

ПЕРСПЕКТИВЫ РЕАЛИЗАЦИИ ВАКУУМНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

© 2001 г. В. И. Бержатый¹, Л. Л. Зворыкин¹, А. И. Иванов¹,
О. П. Пчеляков², Л. В. Соколов²

¹РКК “Энергия”, Москва, Россия

²Институт физики полупроводников СО РАН, Новосибирск, Россия

Поступила в редакцию 23.02.200 г.

Анализ среды в аэродинамическом следе за плоским экраном при поперечном обтекании в условиях орбитального полета показал, что эта область представляет собой новую высоковакуумную технологическую среду, перспективную для реализации технологии молекулярной эпитаксии. Показано, что организации, кооперирующиеся в программе “Экран”, имеют высокую степень готовности для осуществления подобного проекта. Приведены техничекие и экономические оценки программы “Экран”.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время развитие наземных вакуумных технологий, требующих уровней разрежения не хуже 10^{-8} – 10^{-10} мм рт. ст., сдерживается существенными техническими трудностями, связанными с необходимостью использования сложного вакуумного оборудования с длительным подготовительным циклом работы откачных устройств, а также с невозможностью обеспечения достаточной чистоты и воспроизводимости уровня глубокого разрежения в рабочих объемах установок.

С другой стороны, в условиях орбитального полета в аэродинамическом следе за плоскими экранами при поперечном обтекании (или за космическими аппаратами (КА) малого удлинения) возникают естественные области глубокого вакуума с уровнями разрежения $\sim 10^{-8}$ – 10^{-10} Па и ниже. Эти области представляют собой новую технологическую высоковакуумную среду, перспективную для тонких вакуумных технологий.

Рассматриваются научно-технические аспекты развития космических высоковакуумных технологий. В частности показано, что метод молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ), реализуемый в условиях орбитального полета с целью синтеза многослойных гетероэпитаксиальных структур и сверхрешеток, имеет явные преимущества перед земными аналогами.

РАЗРЕЖЕНИЕ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СЛЕДЕ В УСЛОВИЯХ ОРБИТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В табл. 1 приведены данные по изменению температуры, давления и состава верхней атмосферы Земли для индекса солнечной активности

$F_{10.7} = 450.7$. Эти данные соответствуют параметрам наиболее плотной верхней атмосферы.

По уровню разрежения, по составу и по концентрациям газовых частиц верхней атмосферы для реализации высоковакуумных технологий (при разрежении 10^{-8} – 10^{-10} Па) наиболее идеально подходят условия полета на высотах более 6000 км. Однако в указанной области высот, как правило, функционируют беспилотные космические аппараты. При реализации высоковакуумных технологий в этой области высот возникает необходимость решения сложных технических проблем, связанных с обеспечением полной автоматизации технологических процессов, с доставкой исходных материалов на борт КА и возвратом на Землю готовой продукции и тому подобное.

Для решения практических задач в области космических технологий наиболее освоена область полетов пилотируемых КА. Поэтому представляется целесообразным рассмотреть возможности постановки и проведения целевых экспериментов по практической реализации высоковакуумных технологий на высотах 250–350 км, когда уровни разрежения $\sim 10^{-10}$ – 10^{-8} мм рт. ст. могут быть обеспечены только с помощью специальных устройств, экранирующих рабочую зону высокого вакуума от набегающего потока.

Имеющиеся теоретические и экспериментальные данные показывают, что в условиях орбитального полета в области аэродинамического следа за плоским донным срезом тел малого удлинения, ориентированным перпендикулярно к вектору скорости, образуется стабильная зона сверхвысокого вакуума [1–9].

Изменение параметров течения в аэродинамическом следе за плоским экраном в виде диска показано на рис. 1 и 2: приведены расчетные поло-

Таблица 1. Изменение параметров верхней атмосферы Земли в зависимости от высоты

H , км	T , К	n , м ⁻³	P , Па	O , м ⁻³	O_2 , м ⁻³	N_2 , м ⁻³	He , м ⁻³	Ar , м ⁻³	H , м ⁻³
250	1822	$7.11 \cdot 10^{15}$	$1.78 \cdot 10^{-4}$	$3.81 \cdot 10^{15}$	$2.27 \cdot 10^{14}$	$3.08 \cdot 10^{15}$	$7.08 \cdot 10^{11}$	$1.16 \cdot 10^{12}$	$7.05 \cdot 10^6$
300	1849	$3.70 \cdot 10^{15}$	$9.44 \cdot 10^{-5}$	$2.28 \cdot 10^{15}$	$8.70 \cdot 10^{13}$	$1.33 \cdot 10^{15}$	$6.22 \cdot 10^{11}$	$3.52 \cdot 10^{11}$	$6.78 \cdot 10^6$
350	1855	$2.05 \cdot 10^{15}$	$5.24 \cdot 10^{-5}$	$1.42 \cdot 10^{15}$	$3.45 \cdot 10^{13}$	$5.90 \cdot 10^{14}$	$5.53 \cdot 10^{11}$	$1.11 \cdot 10^{11}$	$6.58 \cdot 10^6$
400	1856	$1.18 \cdot 10^{15}$	$3.03 \cdot 10^{-5}$	$9.00 \cdot 10^{14}$	$1.39 \cdot 10^{13}$	$2.67 \cdot 10^{14}$	$4.93 \cdot 10^{11}$	$3.56 \cdot 10^{10}$	$6.39 \cdot 10^6$
500	1857	$4.29 \cdot 10^{14}$	$11.00 \cdot 10^{-6}$	$3.70 \cdot 10^{14}$	$2.36 \cdot 10^{12}$	$5.65 \cdot 10^{13}$	$3.95 \cdot 10^{11}$	$3.88 \cdot 10^9$	$6.04 \cdot 10^6$
1000	1857	$6.51 \cdot 10^{12}$	$1.66 \cdot 10^{-7}$	$6.32 \cdot 10^{12}$	$6.89 \cdot 10^8$	$4.56 \cdot 10^{10}$	$1.43 \cdot 10^{11}$	$1.48 \cdot 10^5$	$4.69 \cdot 10^6$
2000	1857	$3.48 \cdot 10^{10}$	$8.92 \cdot 10^{-10}$	$7.94 \cdot 10^9$	$1.09 \cdot 10^3$	$3.82 \cdot 10^5$	$2.69 \cdot 10^{10}$	$8.28 \cdot 10^{-3}$	$3.09 \cdot 10^6$
4000	1857	$2.51 \cdot 10^9$	$6.42 \cdot 10^{-11}$	$6.01 \cdot 10^5$	$6.24 \cdot 10^{-6}$	$2.35 \cdot 10^{-2}$	$2.51 \cdot 10^9$	$8.28 \cdot 10^{-13}$	$1.71 \cdot 10^6$
6000	1857	$5.05 \cdot 10^8$	$12.99 \cdot 10^{-12}$	$9.82 \cdot 10^2$	$1.66 \cdot 10^{-11}$	$3.12 \cdot 10^{-7}$	$5.04 \cdot 10^8$	$4.45 \cdot 10^{-20}$	$1.14 \cdot 10^6$

жения изобар в поле течения (рис. 1) и построено изменение давления по оси течения с учетом собственного газовыделения с внутренней поверхности диска (рис. 2).

Как показывают расчеты в рамках кинетической теории для сильно разреженного газа, размеры и положение зоны высокого вакуума в аэродинамическом следе при $H = 250-400$ км слабо зависят от высоты полета (табл. 2). На этих же высотах параметры S_H и θ в зависимости от уровня солнечной активности обычно изменяются в пределах $S_H \approx 4-8$, $\theta \approx 7^\circ-15^\circ$

Изменение параметров течения вдоль оси аэродинамического следа за экранирующим диском радиуса R при его поперечном обтекании может быть определено по аналитическим решениям уравнений молекулярно-кинетической теории для осесимметричного обтекания:

$$\tilde{n}(\tilde{x}) = \frac{1}{2} \left[\frac{\tilde{x}}{\sqrt{1+\tilde{x}^2}} F(S_\infty, \tilde{x}) + 1 - \operatorname{erfc}(S_\infty) \right],$$

$$p(\tilde{x}) = \frac{1}{6} \left[\frac{\tilde{x}}{\sqrt{1+\tilde{x}^2}} \left(3 + \frac{2S_\infty^2}{1+\tilde{x}^2} \right) + \frac{2}{\sqrt{\pi}} \frac{1}{\tilde{x}^2} S_\infty \exp(-S_\infty^2) \right],$$

$$F(S_\infty, \tilde{x}) = \left[1 + \operatorname{erfc} \left(\frac{\tilde{x} S_\infty}{\sqrt{1+\tilde{x}^2}} \right) \right] \exp \left(\frac{-S_\infty^2}{1+\tilde{x}^2} \right),$$

$$\tilde{n}_\omega(\tilde{x}) = \tilde{p}_\omega(\tilde{x}) = 1 - \frac{\tilde{x}^2}{1+\tilde{x}^2}.$$

Здесь $\tilde{x} = \tilde{x}/R$ – относительное расстояние по оси следа, $\tilde{n}(\tilde{x}) = n(\tilde{x})/n_\infty$, $\tilde{p}(\tilde{x}) = p(\tilde{x})/p_\infty$ – относительные концентрация и давление частиц набегающего потока, попавших в область аэродинамического следа, $\tilde{n}_\omega(\tilde{x}) = n_\omega(\tilde{x})/n_\omega(0)$, $\tilde{p}_\omega(\tilde{x}) = p_\omega(\tilde{x})/p_\omega(0)$ – относительные концентрация и давление частиц газа, вылетающих в область аэродинамического следа с “затененной” поверхности экранирующе-

го диска, n_∞, q_∞ – концентрация частиц газа в атмосфере и их скоростной напор для рассматриваемой высоты полета, $n_\omega(0), p_\omega(0)$ – концентрация и давление частиц собственного газовыделения на внутренней поверхности экранирующего диска при температуре этой поверхности, равной T_ω .

Приведенные результаты иллюстрируют важный вывод о том, что за донным срезом тел малого удлинения при их поперечном обтекании на высотах орбитального полета в достаточно протяженной зоне может быть достигнут уровень вакуума $\sim 10^{-8}-10^{-10}$ Па и ниже (в зависимости от уровня собственного газовыделения в область аэродинамического следа). При диаметре донного среза 2–3 м размеры зоны сверхвысокого вакуума достаточны для размещения в ней научной или технологической аппаратуры, а также контрольно-измерительных приборов.

По сравнению с наземными высоковакуумными установками зона глубокого вакуума в аэродинамическом следе характеризуется существенно

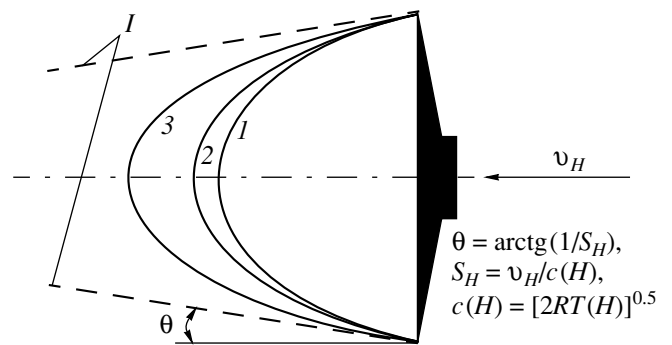


Рис. 1. Изобары ($P = \text{const}$) в аэродинамическом следе за экраном при поперечном обтекании в верхней атмосфере. ($H = 350$ км, $F_{10.7} = 450$, $\theta = 9^\circ-16^\circ$, v_H – скорость набегающего потока, $c(H)$ – средняя скорость теплового движения газов атмосферы, R – радиус диска; 1 – $P = 10^{-10}$, 2 – $P = 10^{-8}$, 3 – $P = 10^{-6}$ Па; 1 – условная граница аэродинамического следа. Стрелкой указано направление набегающего потока.

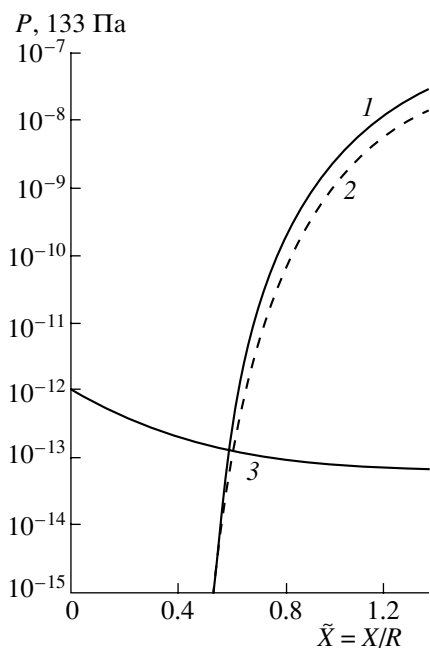


Рис. 2. Распределение парциальных давлений в аэродинамическом следе за экраном при поперечном обтекании в верхней атмосфере. ($H = 350$ км, $F_{10.7} = 450$, $\theta = 9^\circ - 16^\circ$): 1 – для частиц набегающего потока ($H = 300$ км), 2 – для частиц набегающего потока ($H = 350$ км), 3 – для частиц собственного газовыделения.

меньшими парциальными давлениями атомарного и молекулярного кислорода при практически неограниченной скорости откачки. В отличие от наземных установок зона высокого вакуума за донным срезом обладает таким преимуществом, что открыта в полупространство, т.е. не ограничена твердыми стенками.

ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ТЕХНОЛОГИИ МОЛЕКУЛЯРНО-ЛУЧЕВОЙ ЭПИТАКСИИ

В перспективе для приборов микро- и нанoeлектроники нового поколения XXI века (трехмерные интегральные схемы, миниатюрные многофункциональные устройства, объединяющие на одной подложке оптоэлектронные и магнитооптические элементы, а также схемы считывания, хранения и обработки информации и т.д.) необходим переход на тонкопленочные эпитаксиальные структуры соединений A^3B^5 , A^4B^4 и A^2B^6 , синтезируемые на полупроводниковых подложках методом МЛЭ [3, 7, 8]. Этот метод основан на контролируемом осаждении в высоком вакууме исходных материалов из молекулярных пучков по заданной программе на специально подготовленные подложки. В результате на них образуются тонкие эпитаксиальные пленки практически с лю-

Таблица 2. Промежуточные результаты по разработке аппаратуры и оборудования

Этап	Разработка	Применимость в смежных областях и коммерческих целях
I	1. Датчики давления для регистрации уровней разрежения $< 10^{-8} - 10^{-10}$ Па, датчики состава газовой среды при этих давлениях, датчики концентрации и размеров мелкодисперсных частиц	Контроль условий и рабочих режимов функционирования систем и аппаратуры на геостационарных спутниках. Исследования параметров верхней атмосферы на высотах их полета.
	2. Защитный экран и выносное устройство	Исследование электронных и плазменных образований около космических объектов
	3. Имитатор условий космического пространства	Базовая конструкция для вакуумной камеры наземной опытно-промышленной установки "Экран-100"
	4. Летный образец аппаратуры "Экран-100"	Использование элементов бортовой технологической установки в наземной опытно-промышленной установке "Экран-100"
	5. Опытно-промышленная установка "Экран-100"	Выращивание в наземных условиях эпитаксиальных полупроводниковых структур промышленного назначения на кремниевых подложках диаметром 100 мм для реализации на внутреннем и внешнем рынках. Изготовление и продажа установок типа "Экран-100"
II	1. Опытно-промышленная установка "Экран-200"	Выращивание в наземных условиях эпитаксиальных полупроводниковых структур промышленного назначения на кремниевых подложках (диаметр 200 мм) для реализации на внутреннем и внешнем рынках. Изготовление и продажа установок типа "Экран-200"
	2. Летный образец аппаратуры "Молекулярный экран-2" и "Молекулярный экран-3"	Использование элементов бортовой технологической установки в наземной опытно-промышленной установке "Экран-200"
III	1. Орбитальная мини-фабрика	Выращивание эпитаксиальных полупроводниковых структур, не имеющих наземных аналогов, на кремниевых подложках с диаметром 200 мм при производительности до 2000 штук в год. Реализации этой продукции на внутреннем и внешнем рынках.

бым профилем легирования выращиваемой структуры, а также структуры типа “сверхрешетка” с параметрами, которые не могут быть получены при использовании традиционных технологий.

Синтез структур типа A^3B^5 , A^4B^4 и A^2B^6 на основе метода МЛЭ требует обеспечения уровня вакуума 10^{-8} – 10^{-10} Па в рабочей зоне для обеспечения выращивания эпитаксиальных пленок без инородных примесей и нарушений структуры. Промышленное применение метода молекулярно-лучевой эпитаксии в наземных системах глубокого вакуума затруднено из-за сложности достижения и обеспечения на рабочих режимах стабильного уровня разрежения ниже 10^{-8} Па существующими средствами откачки вследствие их низкой производительности и высокой стоимости.

Таким образом, реализация технологии МЛЭ в условиях космического полета имеет определенную перспективу по сравнению с наземными технологиями (об этом, в частности, свидетельствует реализуемый НАСА проект “Wake Shield Facility” (WSF)).

ПРОЕКТ “Wake Shield Facility”

В США в феврале 1994 г. в ходе полета STS-60 многоразового космического корабля “Дискавери” была впервые испытана установка с молекулярным экраном (WSF). Она выполнена с экраном в виде стального диска диаметром ~ 3.7 м при общей ее длине ~ 2 м. На поверхности, обращенной к набегающему потоку, располагались двигательная система, системы энергопитания, управления и контроля параметров газовой среды в набегающем потоке и в области высокого вакуума. Установка МЛЭ монтировалась на плоском донном срезе аппарата в области аэродинамического следа. В первом эксперименте аппарат WSF-1 с помощью манипулятора выдвигался из грузового люка корабля для проведения измерений состава и парциальных давлений газовой среды за молекулярным экраном.

В сентябре 1995 г. на многоразовом космическом корабле “Индевер” (полет S’TS-69) был проведен второй эксперимент, во время которого аппарат WSF-2 совершил автономный полет длительностью 50 ч, и в области следа был зафиксирован уровень вакуума на три порядка ниже с вакуума, достигаемого в наземных условиях. По информации исследовательского центра “Space Vacuum Epitaxy Center University of Houston” были получены полупроводниковые пленки GaAs и AlGaAs рекордной чистоты.

В ноябре 1996 г. на многоразовом космическом корабле “Колумбия” (полет STS-80) был осуществлен третий эксперимент, во время которого установка WSF-3 находилась около трех суток в свободном полете на расстоянии до 46 км от кос-

мического корабля. Вес установки при загрузке в грузовой отсек “Колумбии” составлял 4222 кг, а ее модуль, выполняющий автономный полет, весил 2100 кг. Основной задачей этого эксперимента было получение серии приборных структур (семь образцов) на основе GaAs и оксидных пленок для определения перспективы их коммерческого использования [7]. В этом эксперименте на GaAs подложках были выращены эпитаксиальные слои GaAs–GaAlAs с рекордной чистотой по содержанию кислорода и азота, но с относительно высокой дефектностью по кристаллической структуре.

Дальнейшая программа работ по проекту WSF предусматривает проведение до 2005 г. несколько экспериментальных полетов, в которых предполагается подтвердить эффективность технологии МЛЭ в условиях космоса как с научно-технологической, так и с коммерческой сторон. Конечной целью этой программы является создание к 2005 г. орбитальной минифабрики по получению полупроводниковых эпитаксиальных пленок с рекордными характеристиками для приборной реализации в опто- и нанoeлектронике. Производительность такой установки предполагается довести до 3500 пластин в год, что обеспечит производство ~ 10 млн. приборных структур. Для обеспечения этих работ на орбиту и обратно будет доставлено ~ 100 кг груза.

ПРОГРАММА “ЭКРАН”

С точки зрения достижения предельной чистоты рабочей среды современные наземные технологические вакуумные установки МЛЭ находятся на пределе технических возможностей. Кроме того, существующие установки ориентированы на выращивание пленок узкого круга материалов. В условиях же космического вакуума реализация технологии МЛЭ позволяет осаждать на поверхности подложки различные материалы (сверхпроводники, полупроводники, диэлектрики, металлы) в едином технологическом цикле и в условиях более высокого вакуума.

Программа “ЭКРАН” базируется на имеющемся в РКК “Энергия” опыте проведения исследований в области полетов космических объектов на околоземных орбитах и использования уникальных технологий по сборке и развертыванию в космосе выдвижных форм и пленочных крупногабаритных конструкций, а также на опыте создания наземных вакуумных систем и технологий выращивания многослойных гетероструктур по методу МЛЭ, имеющихся в распоряжении ИФП СО РАН.

Работы по программе “ЭКРАН” основаны на использовании следующих факторов орбитального полета:

1. Глубокий вакуум (10^{-12} – 10^{-8} Па) и практически полное отсутствие кислорода и углеродсодержащих компонент в технологической зоне за защитным экраном. Полученные в таких условиях эпитаксиальные слои могут обладать рекордными характеристиками по чистоте и концентрации центров безызлучательной рекомбинации. Это было экспериментально доказано на образцах материалов, выращенных в 1996 г. в ходе космического полета аппарата WSF-3.

2. Близкие к предельно возможной скорости и производительности откачки компонент рабочего молекулярного пучка, создающие уникальную возможность для сверхбыстрой смены химического состава газовой фазы в зоне роста на поверхности подложки. Указанные факторы позволяют получать гетеропереходы с идеально резкими профилями.

3. Практически полное отсутствие стенок рабочей камеры и возможность существенного уменьшения суммарной поверхности элементов технологической оснастки в зоне роста. Это позволяет устранить накопление ранее распыленных веществ (эффект памяти) и их неконтролируемый перенос на подложку при последующем росте других материалов и сочетать получение разнородных материалов без традиционного переноса подложки из одной ростовой камеры в другую. Кроме того, появляется возможность увеличить количество независимых индивидуальных источников молекулярных пучков и получать сверхрезкие гетеропереходы и границы раздела между эпитаксиальными слоями, а также формировать многослойные структуры, содержащие большое число разных по составу слоев.

4. Возможность значительного увеличения расстояния от подложки до источника молекулярного пучка. Этот фактор является основным параметром, определяющим однородность состава и толщины пленок по площади подложки, и играет особую роль при увеличении их диаметра.

5. Возможность использования токсичных летучих жидкостей и газов (гидриды, металлорганические соединения) в качестве исходных материалов для синтеза пленок без загрязнения окружающей среды. Эти соединения быстро рассеиваются до безопасных концентраций и легко разлагаются на безопасные компоненты под действием солнечного ионизирующего излучения.

6. Микрогравитация – фактор, который не используется напрямую, но может обеспечить устойчивую работу бестигельных источников молекулярных пучков.

Комплекс работ, сформулированный в программе, представляет собой логическое продолжение в условиях космического полета пионерских исследований и разработок ИФП СО РАН в области МЛЭ, отмеченных Государственной пре-

мией России 1993 г. При разработке проекта также учитывался опыт аналогичной программы, осуществляемой совместно Центром эпитаксии в космическом вакууме (Университет г. Хьюстон, США) и Центром коммерческих разработок в космосе НАСА [8].

Работы по программе “ЭКРАН” должны обеспечить преодоление отставания и экспортной зависимости стран СНГ в области космического полупроводникового материаловедения, что полностью отвечает национальным интересам России и стран СНГ.

Программа “ЭКРАН” содержит три этапа, которые разрабатывались с учетом экономичности. С этой целью в качестве стендов для наземных испытаний основных узлов технологической оснастки предусматривается использование многокамерных автоматизированных комплексов для МЛЭ кремния, германия и соединений типа A^3B^5 и A^2B^6 , созданные и функционирующие в ИФП СО РАН. Для наиболее эффективного использования научных и технологических возможностей бортовых установок МЛЭ каждый из этапов работ содержит подпрограммы, направленные на коммерческую реализацию промежуточных результатов.

В частности, предусмотрено изготовление альтернативных подложек для дорогостоящих полупроводниковых соединений на основе Si-пластин большого диаметра, а также синтез заказных полупроводниковых структур для физических исследований и приборного применения.

Следует отметить, что в отличие от американского проекта, ориентированного на использование в качестве подложек пластин GaAs диаметром ~ 76 мм, в основе программы “ЭКРАН” лежит применение более дешевого (в 15 раз) и более легкого (в 2, 3 раза) материала большой площади (пластины Si диаметром до 200 мм). Буферный гетероэпитаксиальный слой GaAs предполагается выращивать непосредственно перед синтезом приборных структур.

На этапе I работ (продолжительностью около двух лет) предполагается разработать и изготовить стенд-имитатор космического пространства для испытания технологической оснастки узлов и систем бортовой технологической установки. На основе стенда-имитатора будет разработана, изготовлена и введена в эксплуатацию в коммерческих целях наземная опытно-промышленная установка “Экран-100” для обработки кремниевых и других подложек с диаметром до 100 мм. На этом этапе также предусматривается создание прототипа бортовой технологической установки “Молекулярный экран-1” и проведение ее наземной отработки и натурных испытаний.

В варианте проведения исследований на МКС эта установка может быть смонтирована, напри-

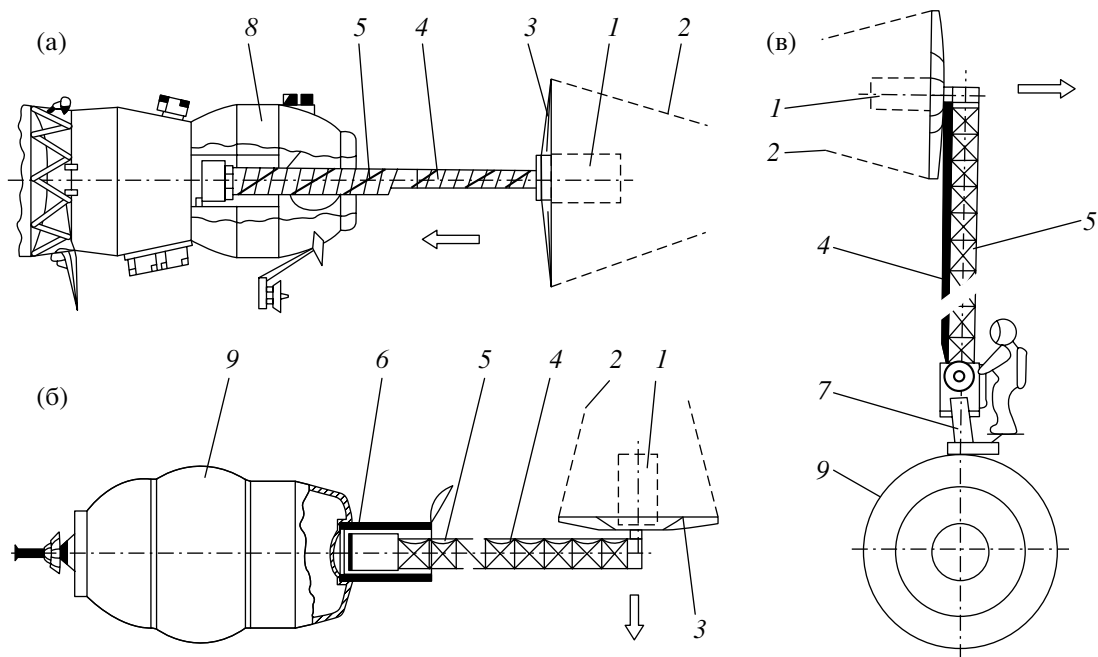


Рис. 3. Варианты проведения эксперимента “Молекулярный экран-1” на транспортном корабле “Прогресс” (а), на стыковочном отсеке с использованием шлюзовой камеры (б), на стыковочном отсеке с использованием универсальной площадки “Флагман” (в): 1 – зона высокого вакуума; 2 – граница аэродинамического следа; 3 – защитный экран; 4 – кабель; 5 – выносное устройство; 6 – шлюзовая камера; 7 – площадка “Флагман”; 8 – грузовой отсек корабля; 9 – стыковочный отсек. Стрелками указано направление полета.

мер, на выносной ферме установки “Флагман”. Также возможен вариант проведения работ по МЛЭ с установкой “Молекулярный экран-1” на автономном космическом корабле типа “Прогресс” или на специализированном космическом модуле (например, на модуле с бортовой вакуумной камерой). Вариант монтажа установки “Молекулярный экран-1” на космическом корабле “Прогресс” показан на рис. 3.

Работы этапа II (продолжительностью около пяти лет) включают в разработку изготовление технологической оснастки установок “Молекулярный экран” второго и третьего поколений с учетом результатов работ этапа I. На этом этапе предполагается разработать, изготовить и ввести в эксплуатацию наземную опытно-промышленную установку “Экран-200” для отработки технологических процессов МЛЭ, реализуемых на бортовых установках “Молекулярный экран” второго и третьего поколений, и для обработки кремниевых и других подложек с диаметром до 200 мм в коммерческих целях.

На этапе II планируется также проведение натурных испытаний установок “Молекулярный экран” второго и третьего поколений, включая серию контрольных экспериментов по синтезу гетероструктур GaAs на Si-подложках диаметром 100 и 200 мм. Полученные образцы должны быть возвращены на Землю для исследований их

структурных, электрофизических и оптических свойств.

На этапе III работ с учетом результатов предыдущего этапа, полученных на аппаратуре “Молекулярный экран-3”, осуществляется конечная цель программы: создание орбитальной мини-фабрики по производству многослойных гетероструктур и альтернативного материала подложек для эпитаксии сложных полупроводниковых соединений на пластинах кремния большого диаметра (200 мм и более) для нужд интегральной оптики, микро- и нанoeлектроники.

При выполнении работ по программе “Экран” предусмотрен выход промежуточных результатов, имеющих самостоятельное научно-техническое и коммерческое значение (табл. 2, 3).

АППАРАТУРА “МОЛЕКУЛЯРНЫЙ ЭКРАН”

Для осуществления программы “ЭКРАН” в РКК “Энергия” и в ИФП СО РАН проведены проработки и подготовлены предложения по созданию бортовых установок “Молекулярный экран”. Предполагается выполнить их по блочному принципу, и в состав ее блоков входят следующие системы и узлы:

- защитный экран с посадочными местами для технологической установки МЛЭ, а также для контрольно-измерительной аппаратуры и датчиков.

Таблица 3. Промежуточные результаты технологических разработок

Этап	Разработка	Использование разработки
I	1. Наземная отработка выращивания структурно-совершенных буферных слоев на основе пленок GeSi 2. Разработка методов выращивания квантовых наноструктур на основе гетеросистемы Si–SeSi–Si 3. Отработка получения тонкопленочных гетероструктур типа Si–GeSi–Si на кремниевых подложках	Изготовление гетероэпитаксиальных структур для полевых транзисторов СВЧ-диапазона Изготовление структур для резонансно-туннельных СВЧ-приборов Изготовление структур для гетеробиополярных СВЧ-транзисторов
II	Синтез гетероструктур GaAs на кремниевых подложках диаметром 100 и 200 мм	Создание радиационно-стойких, высокоэффективных каскадных преобразователей солнечной энергии с защитой от деградации
III	Производство многослойных гетероструктур и альтернативного подложечного материала на основе пластин кремния большого диаметра (200 мм и более) для нужд интегральной опто-, микро- и нанoeлектроники	Создание широкого спектра приборов опто-, нано и микроэлектроники

Защитный экран представляет собой раскрывающуюся конструкцию и обеспечивает при поперечном обтекании невозмущенным набегающим потоком уровень вакуума порядка 10^{-8} – 10^{-10} Па в ближнем аэродинамическом следе;

– технологическая установка, монтируемая на внутренней по отношению к набегающему потоку стороне защитного экрана, для выращивания полупроводниковых структур по методу МЛЭ в технологической зоне высокого вакуума в ближнем аэродинамическом следе за экраном;

– посадочное поворотное устройство с местами для монтажа защитного экрана в сборке с технологической установкой. Это устройство обеспечивает при проведении космического эксперимента ориентацию экрана в положение, при котором происходит его поперечное обтекание невозмущенным набегающим потоком, или в положение, исключающее попадание в технологическую зону потоков массы загрязняющих веществ от внешних поверхностей космического объекта в режиме ожидания;

– выносное устройство с посадочными местами для установки на нем поворотного устройства в сборке с защитным экраном, а также для монтажа всей установки “Молекулярный экран” на космическом объекте. Выносное устройство представляет собой раздвижную ферменную конструкцию, длина которой определяется условием гарантированного выноса защитного экрана в невозмущенный набегающий поток. На этом устройстве предусматриваются места крепления силовой и телеметрической кабельной сети;

– блок управления, предназначенный для управления режимами работы систем и узлов аппаратуры “Молекулярный экран” (включая технологическую установку), контрольно-измерительной и датчиковой аппаратуры, а также для сбора, первичной обработки, сжатия и передачи информации, получаемой в ходе экспериментов;

– контрольно-измерительная аппаратура для регистрации параметров набегающего потока и среды в зоне высокого вакуума за защитным экраном, а также для контроля параметров рабочих режимов систем и узлов технологической установки;

– кабельная сеть для подключения аппаратуры к системам электропитания и телеметрии.

В состав технологической установки входит: кассетный магазин с приводом смены подложек и нагревателем; блок молекулярных источников осаждаемых веществ с подвижными заслонками и резистивными нагревателями тиглей; дифрактометр быстрых электронов с электронной пушкой и люминесцентным экраном; экранирующее устройство, защищающее блок молекулярных источников от технологической зоны; аппаратура, регистрирующая параметры рабочих режимов; источники электропитания узлов установки; герметичный защитный кожух для транспортировки установки.

Регистрирующая аппаратура технологической установки контролирует температуру подложки при очистке ее поверхности и при формировании эпитаксиальной структуры; температуру испарительных ячеек и рабочего фланца; интенсивность молекулярных пучков; химический состав фоновой атмосферы и уровень вакуума в установке; номера функционирующих источников молекулярного пучка; положение заслонки на молекулярных источниках; номер обрабатываемой подложки; картину дифракции электронов на поверхности подложки; состояние, фазу выполнения, длительность технологического процесса и т.д.

В состав регистрирующей аппаратуры технологической установки входят температурные датчики, вакуумные манометры, масс-спектрометры, датчики положения заслонок испарительных ячеек, спектрометр, телекамера дифрактометра быстрых электронов.

Таблица 4. Перечень затрат на одну пластину кремния при нанесении буферного слоя арсенида галлия в условиях орбитального полета

Материалы, процессы	Стоимость US/г ²	Источник информации
Пластина (подложка) кремния диаметром 200 мм (толщина ~0.725 мм, вес ~53 г)	120	АО "Редметсервис" (Россия), фирма "Sage Concer" (США)
Мышьяк ~2 г (чистота 7N)	5.3	Фирма Johnson Matthey Electronics (Europe)
Галлий ~0.3 г (чистота 7N)	3.5	
Транспортировка на орбиту и возвращение на Землю	1166	Из расчета ~ 22000 US\$/кг
Суммарная стоимость	1300	

Таблица 5. Экономические показатели и ориентировочная емкость рынка изделий, изготовленных на основе многослойных эпитаксиальных структур

Наименование изделия	Область применения	Ориентировочная потребность (в год)	Ориентировочная цена аналогов (US\$)	Общий объем (US\$)
СВЧ и сверхскоростные модули на основе А ³ В ⁵ (синтезаторы частот, конверторы, усилители)	Телекоммуникационная аппаратура	1 000 000 шт	3	3 млн
	Фазовые антенные решетки	1 000 000 шт	10	10 млн
	Системы радиоправления	1 000 000 шт	5	5 млн
	Средства радиопротиводействия	10 000 шт	200	2 млн
	Радиоизмерительная аппаратура	1 000 000 шт	1	1 млн
Фотоприемные матрицы, электронно-оптические преобразователи	Индивидуальные приборы ночного видения	10 000 шт	100	1 млн
Оптоэлектронные приборы	Устройства индикации, оптические датчики, оптическая связь и т.д.	10 000 000 шт	0.05	5 млн
Радиационно-стойкие солнечные элементы (с каскадным преобразованием и защитным покрытием от воздействия атомарного кислорода)	Космические аппараты	1 000 м ²	1000 за 1 м ²	1 млн
	Мониторинг радиационной обстановки		100	
Детекторы ионизирующего излучения				

Используемая при проведении космических экспериментов контрольно-измерительная и датчиковая аппаратура в составе защитного экрана необходима для регистрации параметров набегающего потока, уровня вакуума и состава газовой среды (нейтральные частицы и ионы) в ближнем аэродинамическом следе за экраном, температурных режимов и уровней электростатических зарядов на поверхностях экрана, а также наличия дисперсных частиц в вакуумной зоне.

В состав контрольно-измерительной аппаратуры входят измерители величины потока (скоростного напора) набегающих газовых частиц верхней атмосферы на высотах $H = 250-500$ км, вакуумные манометры, масс-спектрометры, тем-

пературные датчики, датчики электрического потенциала, датчики дисперсных частиц.

При разработке систем и узлов аппаратуры "Молекулярный экран" может быть использован имеющийся в РКК "Энергия" и ИФП СО РАН задел по крупногабаритным элементам конструкции, вакуумным системам и контрольно-измерительным приборам. Однако для обеспечения регистрации в технологической зоне за ЗЭ уровнем вакуума ниже $10^{-8}-10^{-10}$ Па, концентрации и состава газовых частиц, а также для определения концентрации и размеров дисперсных частиц необходимо проведение самостоятельных работ по разработке, созданию и отработке соответствующих контрольно-измерительных приборов с привлечением смежных организаций, обладающих

опытом в указанных направлениях (ЦНИИРТК, ИКИ РАН, ИФП СО РАН).

ВЫВОДЫ

Осуществление программы “Экран” позволит решить проблему получения особо чистого, высококачественного и однородного по площади альтернативного подложечного материала и многослойных сверхрезких гетеропереходов на основе полупроводниковых соединений типа A^4B^4 , A^3B^5 и A^2B^6 на Si-пластинах большого диаметра.

При успешной реализации программы производительность минифабрики составит не менее 2000 пластин диаметром 200 мм в год. В соответствии с оценками, общие затраты на изготовление одной пластины с учетом стоимости затрат на исходные материалы, их доставку на орбиту и транспортировку готовых структур на Землю в условиях минифабрики составят не более 1300 US\$ (табл. 4).

Принимая во внимание, что стоимость пластины арсенида галлия диаметром 150 мм (дальнейшее увеличение диаметра в наземных условиях практически невозможно) составляет ~550 US\$ (фирма M/A-Com. GmbH), можно предположить, что указанные в табл. 4 пластины гарантированно будут иметь рынок сбыта по цене, намного превышающей 1300 US\$ за пластину, что обеспечит возможное получение прибыли уже на этом этапе. Преимущество такого материала обусловлено тем, что пластины кремния диаметром 200 мм с эпитаксиальным слоем арсенида галлия по сравнению с подложками арсенида галлия (да еще и меньшего диаметра) имеют лучшие механические свойства, меньший вес, возможность сочетания преимуществ соединений A^3B^5 и A^2B^6 с кремниевой технологией.

Себестоимость многослойных структур толщиной 1–2 мкм будет выше подложечного материала не более чем на 100–200 US\$ (в связи с небольшим увеличением расхода чистых материалов) и составит в нашем случае не более 1500 US\$. В то же время рыночная цена подобных многослойных гетероструктур на пластине арсенида галлия диаметром 76 мм по данным А. Игнатьева составляет более 3000 US\$.

Для оценки возможной рыночной стоимости многослойной структуры на пластине кремния диаметром 200 мм с буферным слоем арсенида галлия принимаем во внимание увеличение площади пластины почти в семь раз, а количество чипов (10×10 мм) более чем в четыре раза, чем при диаметре подложки 76 мм. Можно считать, что рыночная стоимость структуры ориентировочно будет минимум в четыре раза выше и составит более 12000 US\$.

Таким образом, при себестоимости структуры 1500 US\$ общие затраты на партию составят

$(1500 \times 2000 \text{ шт}) = 3 \text{ млн. US\$}$, а доход от продажи, при 50% выходе годных – $(12000 \times 1000) 12 \text{ млн. US\$}$. Прибыль при таких условиях составит величину около 9 млн. US\$ в год. Затраты на выполнение работ по подготовке проекта, согласно календарному плану, составят 3600 тыс. US\$. Кроме того, для разработки аналитических систем (устройства для анализа запыленности, измерения концентрации аэрозольных частиц, плотности и состава молекулярных потоков) необходимы дополнительные средства в объеме до 1 млн. US\$. Общие затраты на реализацию проекта, включая доставку и развертывание технологической установки на орбитальной станции, не будут превышать 10 млн. US\$. В этих условиях срок окупаемости проекта составит около одного года.

На следующей стадии реализации проекта существенно большим экономическим эффектом будет обладать полный технологический цикл с получением многослойных структур для приборного применения. На основе таких структур предполагается изготавливать микроэлектронные изделия практически для всей радиоэлектронной аппаратуры военного и промышленного назначения, к которой относятся технические средства радиосвязи (в том числе аппаратура спутниковой связи и телекоммуникационная аппаратура наземного и космического базирования), системы радиолокации и радионавигации, аппаратура и техника радиоуправления, методика радиопротиводействия, радиоизмерительная техника, оптоэлектронные системы связи, приборы ночного видения, солнечные элементы космического базирования. Экономические показатели таких изделий представлены в табл. 5.

Приведенные материалы показывают необходимость выделения работ по технологии космической МЛЭ в самостоятельное направление космической индустрии, открывающее возможности экономически выгодного синтеза эпитаксиальных полупроводниковых структур со свойствами, недостижимым при использовании традиционных наземных технологий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Науманн Р.Дж.* // Аэрокосмическая техника. 1987. № 10. С. 129.
2. *Гражулис В.А.* // Перспективные технологии. 1996. Т. 3. Вып. 21. С. 1.
3. *Валиев К., Орликовский А.* // Электроника: наука, технология, бизнес. 1996. № 5–6. С. 3.
4. *Hueser J.E., Brock F.J.* // J. Vac. Sci. Technol. 1976. V. 13. № 3. P. 702.
5. *Melfi L.T., Outlaw R.A., Hueser J.E., Srock F.J.* // J. Vac. Sci. Technol. 1976. V. 13. № 3. P. 698.
6. *Ignatiev A.* // Earth Space Rev. 1995. V. 2. № 2. P. 10.

7. Федоров А.А., Ревенко М.А., Труханов Е.М. и др. // Growth of Crystals. V. 21. N.Y. 1997. Plenum. 1997. P. 12.
8. Антропов В.Ю., Бирюков В.М., Берзhatый В.И. и др. // Второй Российско-Американский симпозиум по программе "Мир-НАСА" (Университет г. Хьюстон, США), Москва. Институт проблем механики, 1999. P. 144.
9. Pchelyakov O.P., Sokolov L.V., Nikiforov A.I. et al. // Proc. Joint X Europ. and VI Russian symp. on Phys. Sci. in Microgravity. St-Peterburg, 15–21 June, 1997, Moscow, Institute Problems Mechanicals. P. 119.

Outlooks of Vacuum Technology Application during Orbit Flight

V. I. Berzhatyi, L. L. Zvorykin, A. I. Ivanov, O. P. Pchelyakov, L. V. Sokolov

Some scientific-technical aspects of development of space high vacuum technology were considered. It was shown that molecular beam epitaxy at condition of orbit flight with purpose of synthesis of multi-layer heteroepitaxial structure and superlattices had an explicit advantages as compared with analogues. Technical and economical estimations of "Ekran" programme were presented.