

Определение зависимости массы топлива, необходимого для межорбитальных переходов, и массы молекулярного защитного экрана от высоты рабочей орбиты спутника, предназначенного для получения полупроводниковых пластин методом молекулярно-лучевой эпитаксии

А.В. Ващенко

В данной статье рассматривается вариант использования спутника для получения полупроводниковых пластин методом молекулярно-лучевой эпитаксии. Ставится задача определения зависимости суммарной массы топлива необходимого для межорбитальных переходов и массы молекулярного экрана от высоты рабочей орбиты спутника.

Космические полеты на околоземных орбитах представляют уникальную возможность для деятельности в условиях невесомости (микрогравитации), вакуума околоземного космического пространства, ионизирующих излучений в окрестностях Земли. Известно, что для производства материалов космос привлекателен специфическими условиями невесомости и вакуума. Полученные в космосе результаты используются для совершенствования наземных технологий, а также в подготовке к организации промышленного производства некоторых материалов в космосе.

Технологические эксперименты в области космического полупроводникового материаловедения, выполненные к настоящему времени в России и за рубежом, показали ряд преимуществ получения в условиях невесомости полупроводниковых кристаллов и эпитаксиальных структур, используемых в микроэлектронике:

- наиболее существенным положительным эффектом является возможность устранения характерной для выращиваемых на Земле кристаллов полосчатой неоднородности в распределении примесей, что увеличивает выход годных приборов с 1-5% до 50 – 80% - для арсенид – галлиевых элементов;

- улучшение стабильности условий роста за счет ослабления возмущающего и дестабилизирующего воздействия конвекции позволяет улучшить однородность электрофизических параметров и воспроизводимость свойств материалов, что также приводит к увеличению выхода годных кристаллов без существенных дополнительных затрат;

- при выращивании кристаллов в условии невесомости достигается более высокая степень структурного совершенства и чистоты материала благодаря возможности роста при ограниченном контакте или без контакта со стенками контейнера, что позволяет существенно улучшить качество

полупроводников и создать на их основе приборы со значительно улучшенными характеристиками, а также новые классы полупроводниковых приборов.

На орбитальном комплексе «Мир» была выполнена серия экспериментов по выращиванию локальных эпитаксиальных структур кремния с дальнейшим разращиванием на диэлектрике. Сравнительная оценка однородности толщины и удельного сопротивления, показала, что неоднородность удельного сопротивления снизилась с $\pm 20\%$ для образцов, полученных на Земле, практически до 0% для образцов, полученных в космосе. Разброс толщины соответственно с 10% до 2% и менее процентов. Плотность дефектов снизилась на два порядка – до $2 \times 10^2 \text{ см}^{-2}$. Таким образом, результаты данных экспериментов показали очевидное влияние микрогравитации на значительное улучшение качества получаемых эпитаксиальных структур.

Метод молекулярно-лучевой эпитаксии (МЛЭ).

Суть метода молекулярно-лучевой эпитаксии составляет выращивание в сверхвысоком вакууме при помощи молекулярных/атомарных пучков, направленных на поверхность полупроводниковой пластины-подложки, монокристаллических тонких пленок и многослойных структур, состоящих из разнообразных химических соединений и твердых растворов с полупроводниковыми, металлическими или изолирующими свойствами. Выращивание производится путем нанесения тонких пленок этих материалов с помощью молекулярных и атомных пучков в сверхвысоком вакууме на поверхность полупроводниковой пластины при строгом контроле состава, структуры и толщины каждого слоя в процессе его нанесения.

Однако в наземных технологиях существуют препятствия на пути уменьшения размеров и увеличения числа элементов в интегральных схемах. Если в ходе технологического процесса в окружающем пластину пространстве существуют посторонние частицы, размеры которых превышают величину элементов, то при попадании на поверхность схемы такие частицы при нанесении следующих слоев замыкают электроды или превращаются в неустраняемые дефекты.

В тоже время, при движении молекулярного защитного экрана в космическом пространстве с первой космической скоростью в его кильватерной области образуется конусный след практически лишенный вещества. С помощью молекулярного экрана можно получить такое разрежение, что появление одного атома кислорода (кислород - основной компонент газовой среды на высоте орбитального полета космических станций) на площадке в один квадратный дециметр придется ожидать миллион лет. Для сравнения следует отметить, что в наземных сверхвысоковакуумных технологических установках с высоковакуумными криогенными насосами достигается предельное разрежение в сотни и тысячи раз хуже, чем было практически получено в первых американских космических экспериментах с молекулярным экраном.

Основные факторы космического пространства, влияющие на процесс МЛЭ:

- глубокий вакуум и практически полное отсутствие O_2 и углеродсодержащих компонент в технологической зоне за МЗЭ. Полученные в таких условиях эпитаксиальные слои могут обладать рекордными характеристиками по чистоте;

- близкие к предельным скорость и производительность откачки компонент рабочего молекулярного пучка, создающие уникальную возможность для сверхбыстрой смены химического состава газовой фазы в зоне роста на поверхности подложки, что позволяет получать гетеропереходы с идеально резкими профилями;

- практически полное отсутствие стенок рабочей камеры. Это позволяет устранить накопление ранее распыленных веществ и их неконтролируемый перенос на подложку при последующем росте других материалов;

- улучшение стабильности условий роста за счет ослабления возмущающего действия гравитации позволяет улучшить однородность электрофизических параметров.

Определение оптимальной высоты орбиты.

Основными требованиями при выборе высоты орбиты мы имеем ограничения по суммарной массе (масса молекулярного экрана, масса топлива, необходимая для перехода между опорной орбитой (200 км) и рабочей орбитой и масса топлива, необходимого для создания тормозного импульса).

Характеристики космического аппарата для осуществления метода молекулярно-лучевой эпитаксии следующие:

Масса КА на опорной орбите	1950 кг.
Средство выведения	РН «Рокот» и РБ «Бриз-КМ»
Выводимая полезная нагрузка	350 кг.
Возвращаемая полезная нагрузка	100 кг.
Наклонение орбиты	63 град.
Длительность полета	12 мес.
Давление в рабочей зоне	10(-10) – 10(-12) Па

Первоначально рассчитываем габаритные и весовые характеристики экрана в зависимости от высоты рабочей орбиты.

Расчет радиуса экрана.

Для определения габаритов МЭ используется зависимость минимального радиуса молекулярного экрана от высоты орбиты.

Расчет ведем исходя из данных о минимальном диаметре молекулярного экрана, необходимого для поддержания давления за молекулярным экраном не хуже $10(-10) - 10(-12)$ Па.

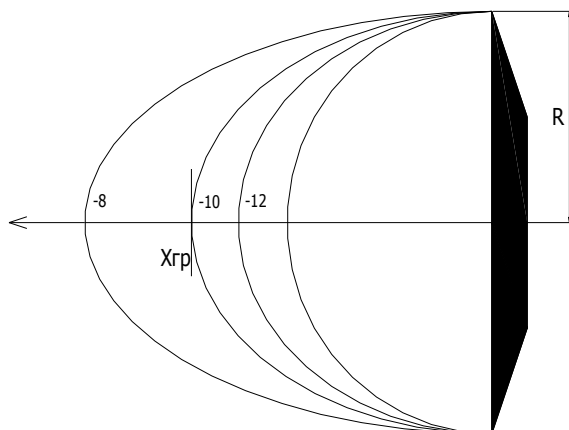


Рисунок 1 Схема положения изобары на оси аэродинамического следа

Таблица 1. Зависимость радиуса экрана от высоты орбиты.

	300	400	500	600	700	800	900	1000
$X_{гр}=X/Rэ$	1,078	1,135	1,218	1,284	1,354	1,424	1,494	1,564

Приведенные значения X в таблице 1 соответствуют 1 метру технологической зоны за молекулярным экраном. Для технологической зоны размером 1,4 метра зависимость радиуса молекулярного экрана от высоты орбиты следующая:

Таблица 2. Зависимость радиуса экрана от высоты орбиты.

Высота орбиты, км	300	400	500	600	700	800	900	1000
Радиус экрана, м	1,3	1,23	1,16	1,09	1,02	0,95	0,88	0,81

Расчет массы молекулярного экрана

При выбор материала для производства молекулярного экрана необходимо учитывать опыт создания наземных вакуумных установок. Наименьший уровень собственного газовыделения имеет полированная нержавеющая сталь. Это позволяет уменьшить собственное газовыделение в технологической зоне, при производстве экрана из материала 30ХГСА.

В случае, если необходимый диаметр молекулярного экрана превышает диаметр зоны полезной нагрузки под обтекателем РН, то необходимо создание раскрывающегося молекулярного экрана более сложной конструкции, что значительно увеличивает массу экрана (до 30% по сравнению с экраном простой формы). В этом случае, при увеличении диаметра свыше 2.2 м, необходимо рассчитываемую массу экрана увеличивать на 30%.

Таблица 3. Зависимость массы экрана от высоты орбиты.

Высота орбиты, км	300	400	500	600	700	800	900	1000
Масса экрана, кг	113	98	85	54	46	40	36	32

Расчет массы топлива для перехода между орбитами

Расчет массы топлива для перехода между орбитами рассчитываем, как необходимую массу топлива для двухимпульсного перехода между круговыми компланарными орбитами.

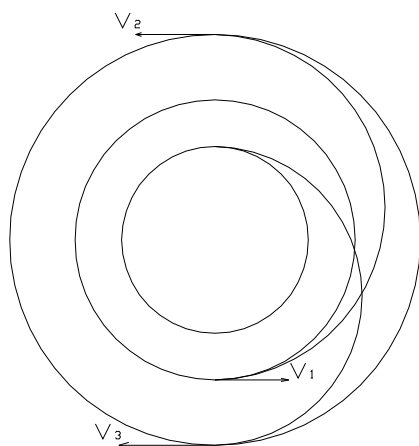


Рисунок 2 Схема двухимпульсного перехода между круговыми компланарными орбитами.

Расчет массы топлива для перехода между орбитами.

- Rz= 6370 км. радиус Земли
- R1= 200+Rz высота опорной орбиты
- R2=H+Rz высота рабочей орбиты (H=300...1000 км.)
- R3=20+Rz расчетная высота орбиты для создания тормозного импульса.
- Fm=398600 км. Гравитационный параметр

Расчет скоростей на круговых орбитах

$$V_{kr1} = \sqrt{\frac{fm}{R1}}$$

$$V_{kr2} = \sqrt{\frac{fm}{R2}}$$

$$V_{kr3} = \sqrt{\frac{fm}{R3}}$$

Расчет скоростей первого перехода

$$V1 = Vkr1 * \sqrt{2 * \frac{R2}{R1 + R2}} \quad \text{скорость в перицентре}$$

$$V2 = Vkr2 * \sqrt{2 * \frac{R1}{R1 + R2}} \quad \text{скорость в апоцентре}$$

Расчет массы топлива для первого перехода

$m0=1950$ масса аппарата, кг

$Jyd=3.3$

Масса топлива для первого импульса

$$dmt1 = m1 * \left[1 - \exp \left[\frac{-(dV1)}{Jyd} \right] \right]$$

Масса аппарата после первого импульса

$$m1 = m0 - dmt1$$

Масса топлива для второго импульса

$$dmt2 = m1 * \left[1 - \exp \left[\frac{-(dV2)}{Jyd} \right] \right]$$

Масса топлива для первого перехода

$$dmt = dmt1 + dmt2$$

Масса аппарата после первого перехода

$$m2 = m0 - dmt$$

Расчет скоростей второго перехода

$$V3 = Vkr2 * \sqrt{2 * \frac{R3}{R2 + R3}}$$

$$dV3 = V3 - Vkr2$$

$$dVs2 = dV3$$

Расчет массы топлива для второго перехода

$$dmt3 = m2 * \left[1 - \exp \left[\frac{-(dV3)}{Jyd} \right] \right]$$

Масса аппарата после второго перехода

$$m3 = m2 + dmt3$$

Суммарная масса топлива для двух переходов

$$dm = m0 - m3$$

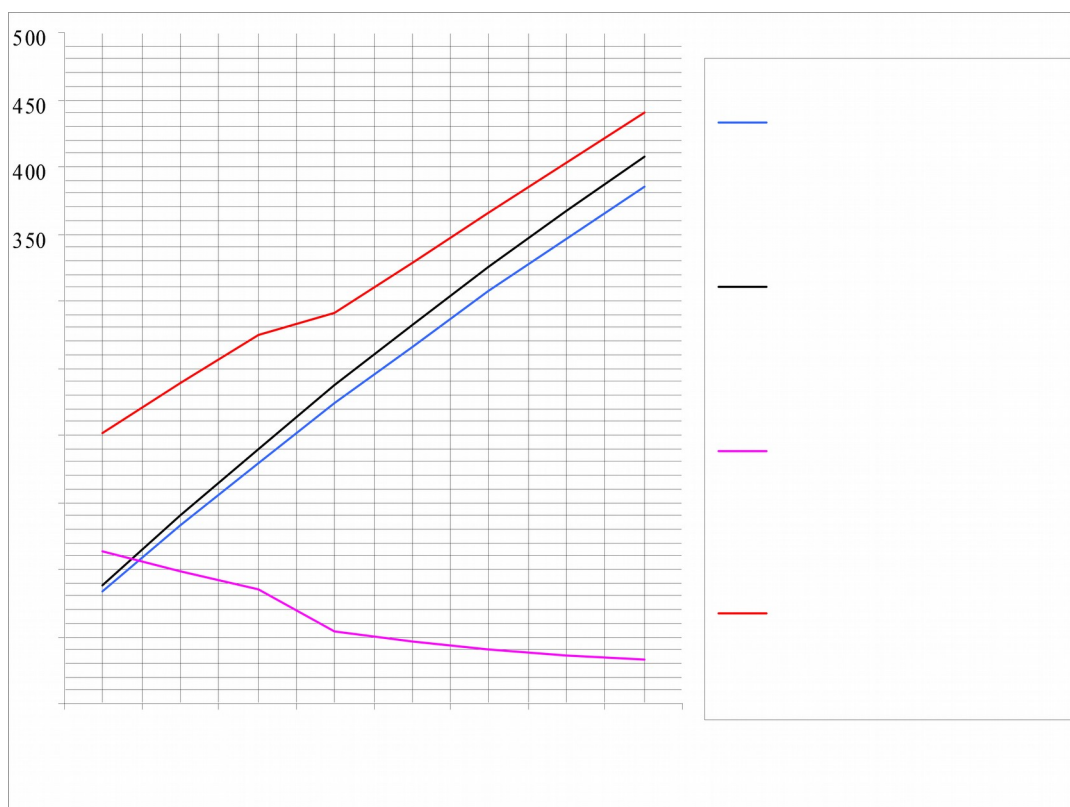
Таблица 4. Зависимость массы топлива для перехода между орбитами от высоты рабочей орбиты.

132,1178,7223,4266,2 307,3346,7384,5 Высота орбиты, км	300	400	500	600	700	800	900	1000
83,3 Масса топлива, кг								

Масса баков составляет 6% от массы топлива.

В соответствии с приведенными выше расчетами можно построить график зависимости суммарной массы топлива, необходимого для орбитального перехода, массы баков и массы молекулярного защитного экрана от высоты орбиты

Рисунок 3 Зависимость суммарной массы топлива и экрана от высоты орбиты.



Список используемой литературы:

1. Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перельгин Б.П., Безвербый В.К. Механика космического полета. М.:Машиностроение, 1989.-408 с.
2. Гушин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. М.:Машиностроение, 2003.-272 с.
3. Антропов. В.Ю., Бержатый В.И., Бирюков В.М., Зворыкин Л.Л., Иванов А.И., Марков Е.В., Никитский В.П., Пчеляков О.П., Соколов Л.В. Созданное стабильной высоковакуумной зоны (с уровнями разрежения порядка $10^{-14} \dots 10^{-12}$ мм рт. ст.) в аэродинамическом следе за защитным экраном при его поперечном обтекании невозмущенным потоком в условиях орбитального полета на высотах $H=250\dots 400$ км., // Поверхность. Рентгеновские, синхронные и нейтральные исследования, 2001, №9, с.64-73

Сведения об авторе

Ващенко Алексей Викторович, аспирант кафедры космические системы и ракетостроение Московского авиационного института (государственного технического университета); e-mail: AlekseyVash@yandex.ru